

Увеличение d_{ao} приводит к увеличению параметров ψ и ε , которые оказывают влияние на значения углов ε' . Изменение углов ε' приводит к изменению углов $|\tau_A|, |\tau_K|, |\tau_E|$. При этом закономерно, что при увеличении d_{ao} углы $|\tau_A|, |\tau_K|$ будут увеличиваться, а угол $|\tau_E|$ – уменьшаться.

Как видно из приведенных зависимостей, оптимальные параметры установки ψ и ε будут при диаметре инструмента d_{ao} , мм, $40 < d_{ao} < 45$, где достигается примерное равенство углов $|\tau_A|$ и $|\tau_E|$. Однако следует помнить, что уменьшение диаметра d_{ao} допускается в известных пределах из-за конструктивных соображений.

Выводы

1. Разработана методика поиска параметров установки дискового инструмента с использованием метода блокирующих линий на примере обработки винтовой поверхности с угловым профилем с точкой излома K под винтовые твердосплавные пластины, позволяющая точно без переходных кривых и подрезов в зоне касания профиля с пластиной находить оптимальные параметры установки.

2. Проведенные исследования показали, что оптимальные параметры установки ψ и ε дисковых инструментов, обрабатывающих винтовые поверхности с угловым профилем, будут находиться при диаметре фрезы второго порядка d_{ao} в пределах 40...45 мм. В этом случае достигается равенство углов $|\tau_A|$ и $|\tau_E|$.

3. Для достижения оптимальных параметров установки инструментов второго порядка при обработке винтовых поверхностей, имеющих угловой профиль с точкой излома, рекомендуется на порядок уменьшать расчетный диаметр d_{ao} .

Библиографические ссылки

1. *Перевозников В. К., Иванов В. А., Коротаев Ю. А.* Оптимизация параметров установки инструментов, обрабатывающих винтовые стружечные канавки. – Пермь : Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2012. – 95 с.
2. Проектирование режущих инструментов / В. А. Гречишников, А. Г. Схиртладзе, В. А. Иванов, В. К. Перевозников, И. А. Коротков. – М. : Глобус, 2006. – 272 с.
3. *Лаинев С. И., Юликов М. И.* Расчет и конструирование металлорежущих инструментов с применением ЭВМ. – М. : Машиностроение, 1975. – 385 с.

V. A. Ivanov, DSc in Engineering, Professor, Perm National Research Polytechnic University

V. K. Perevzovnikov, PhD in Engineering, Associate Professor, Perm National Research Polytechnic University

Research of Setting Parameters of Disk Tools, Machining Corner Helical Surfaces

The analysis is carried out for blocking lines graphic configuration when determining the disk tools setting parameters, that machine corner helical surfaces. Research results are given for the influence of tool diameter on blocking lines configuration and for restrictions on choosing the setting parameters.

Key words: helical surfaces parameters, setting parameters, blocking lines, milling cutters.

УДК 629.7.051.8:621.3.078

В. П. Казанцев, доктор технических наук, доцент, Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Д. А. Даденков, Пермский национальный исследовательский политехнический университет

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ

Рассмотрены вопросы математического описания относительного движения космических аппаратов на заключительном этапе их сближения и стыковки, а также плоского движения наземного ротационного испытательного стенда. На основе анализа математических моделей предложена концепция имитационного моделирования процессов относительного движения космических аппаратов, позволяющая обрабатывать алгоритмы оптимальных (по заданным критериям) траекторий сближения и стыковки аппаратов в наземных условиях.

Ключевые слова: космический аппарат, сближение, стыковка, имитационная модель.

Одна из важнейших задач, которые решаются космической техникой при освоении космоса, – это задача управления процессами сближения, стыковки и расхождения (ССР) космических аппаратов (КА) на орбите [1, 2].

При описании уравнений относительного движения КА используются несколько систем координат

(СК), связанных как с центром притяжения Земли – геоцентрические СК, так и с центрами масс пассивного аппарата (ПА) или активного аппарата (АА) – орбитальные и визирные СК. Описание относительного движения и процессов ССР в визирной (лучевой) СК получили наибольшее распространение, поскольку предполагают управление всего по двум

осям, связанным с центром масс АА [3–5]. При этом бортовая вычислительная машина формирует управляющие ускорения для двигательных установок (ДУ) малой тяги, используя минимальную информацию о параметрах относительного движения по линии визирования двух КА. Как правило, ее ось смещена от оси, проходящей через центры масс КА в силу конструктивных ограничений, что, однако, не является принципиальным для встречи стыковочных узлов.

Начало координат визирной СК, как правило, связывают с центром масс ПА (т. А на рис. 1), а не АА (т. В) [1, 5]. Вместе с тем для описания процессов относительного движения кораблей и формирования управлений это не существенно.

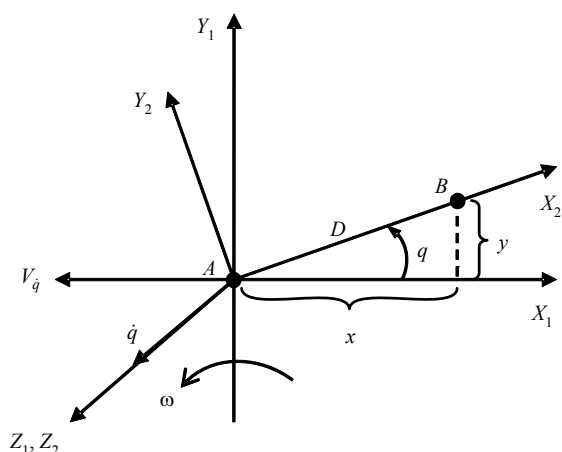


Рис. 1. Визирная система координат

Введем обозначения:

D – дистанция между КА ($D = AB$, см. рис. 1);

\dot{D}, \ddot{D} – относительные линейные скорость и ускорение, направленные по ЛВ;

q, \dot{q} – соответственно, угол поворота и угловая скорость линии визирования (ЛВ) вокруг т. А в плоскости движения КА относительно заданного направления (оси X_1), касательного к траектории полета ПА;

ω – угловая орбитальная скорость пассивного КА;

$V_{\dot{q}}$ – линейная скорость движения ПА по орбите.

Будем полагать, что управляющие ускорения a_D и a_q ДУ АА направлены, соответственно, по оси X_2 визирования и ортогонально ей в плоскости движения КА.

С учетом введенных обозначений, а также допущений при описании относительного движения [3, 4] можно записать систему уравнений относительного движения КА в полярной системе координат, начало которой совпадает с центром масс пассивного КА, находящегося на круговой орбите ($\omega = \text{const}$):

$$\begin{cases} \ddot{D} - D\dot{q}^2 - 2\omega D\dot{q} - 3\omega^2 D \sin^2 q = a_D, \\ D\ddot{q} + 2\dot{D}\dot{q} + 2\omega\dot{D} - 1,5\omega^2 D \sin 2q = a_q. \end{cases} \quad (1)$$

Учитывая ничтожно малые дистанции D сближения в сравнении с радиусом вращения Земли и высо-

той орбиты, а также принимая, что задача сближения решается в однородном поле тяготения, исключим из рассмотрения в уравнениях (1) эффекты орбитального движения. В итоге получим следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \ddot{D} - D\dot{q}^2 = a_D, \\ D\ddot{q} + 2\dot{D}\dot{q} = a_q. \end{cases} \quad (2)$$

Анализируя (2), можно сделать вывод, что процесс управляемого движения КА описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений, для которых можно получить решение относительно управляющих ускорений ДУ лишь в частных случаях. Поэтому следует считать вполне оправданным для изучения управляемого движения КА применение методов математического и имитационного моделирования, совместное использование которых позволит выполнить синтез и отработку различных алгоритмов управления КА в процессе ССР.

Рассмотрим теперь принципиальную возможность применения или создания такого наземного испытательного стенда, который смог бы послужить основой для имитационного моделирования и отработки процессов сближения и стыковки КА. В качестве основы имитационного стенда предлагается использовать одну из возможных структур ротационных испытательных стендов [6, 7]. Кинематическая схема ротационного стенда с радиальным перемещением изделия приведена на рис. 2.

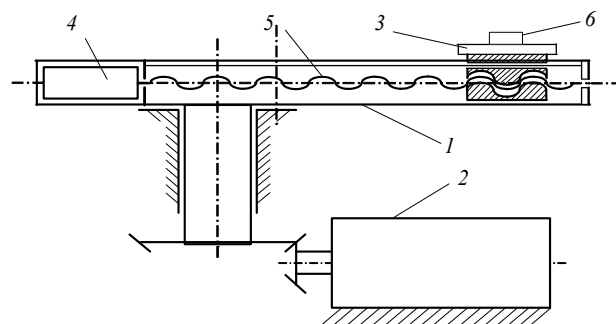


Рис. 2. Кинематическая схема ротационного стенда

Ротационный стенд содержит несущую конструкцию (НК) 1, поворачиваемую вокруг вертикальной оси с помощью электропривода 2, и испытательную платформу (ИП) 3, перемещаемую радиально вдоль НК с помощью электропривода 4 и передачи 5 «винт-гайка». На ИП установлен двухосевой акселерометр 6 (датчик перегрузок). Радиальное перемещение ИП может быть реализовано с применением иного типа кинематической передачи или с помощью реверсивного линейного электропривода.

Рассматриваемый стенд имеет две степени подвижности механической конструкции (рис. 3, а): НК вращается вокруг оси Z_1 , ИП движется поступательно по оси Y_2 ; геометрический центр m акселерометра находится на изменяющемся расстоянии R от оси Z_1 вращения НК.

Рассмотрим систему координат ротационного стенда (рис. 3, б), связанную с геометрическим центром m акселерометра, оси чувствительности которого совпадают с осями X_2, Y_2 , и определим вектор

ускорения \mathbf{Q}_m точки m , воспользовавшись методикой решения прямых задач кинематики ротационных испытательных стендов [7].

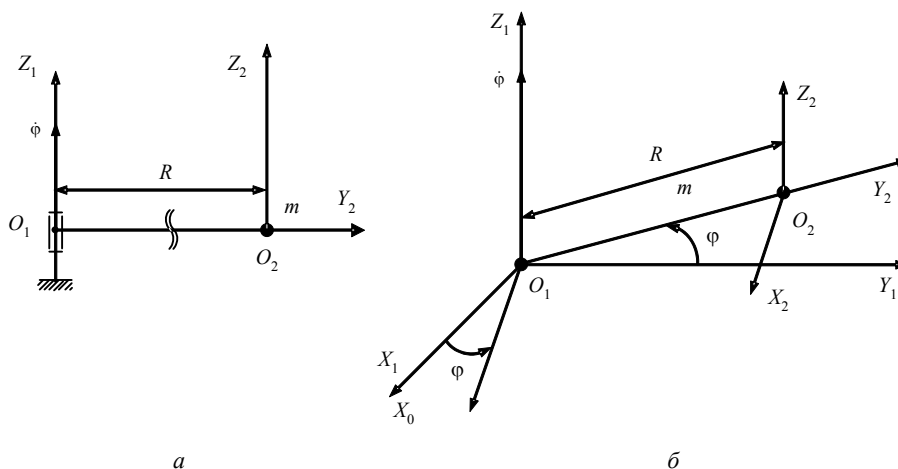


Рис. 3. Кинематическая структура (а) и система координат (б) стенда

Сначала определим вектор $\mathbf{Q}_{m1}(\mathbf{q})$ положения базовой точки m изделия в инерциальной системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$:

$$\mathbf{Q}_{m1}(\mathbf{q}) = \mathbf{T}_e^T(\mathbf{q})\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ R \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R \sin \varphi \\ R \cos \varphi \\ 0 \end{bmatrix},$$

где $\mathbf{T}_e^T(\mathbf{q})$ – матрица направляющих косинусов при повороте НК из некоторого конечного положения в первоначальное (при отрицательном значении угла φ); T – индекс, обозначающий транспонирование матриц.

Далее определим вектор абсолютных скоростей $\dot{\mathbf{Q}}_{m1}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ точки m в инерциальной системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{Q}}_{m1}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) &= \dot{\mathbf{T}}_e^T \mathbf{R} + \mathbf{T}_e^T \dot{\mathbf{R}} = \\ &= \begin{bmatrix} -\dot{\varphi} \sin \varphi & -\dot{\varphi} \cos \varphi & 0 \\ \dot{\varphi} \cos \varphi & -\dot{\varphi} \sin \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ R \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &+ \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{R} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R\dot{\varphi} \cos \varphi - \dot{R} \sin \varphi \\ -R\dot{\varphi} \sin \varphi + \dot{R} \cos \varphi \\ 0 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

где $\dot{\mathbf{T}}_e^T$ – первая производная по времени матрицы направляющих косинусов \mathbf{T}_e^T .

Определим вектор абсолютных ускорений $\ddot{\mathbf{Q}}_{m1}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}})$ точки m в инерциальной системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$:

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{Q}}_{m1}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}) &= \ddot{\mathbf{T}}_e^T \mathbf{R} + 2\dot{\mathbf{T}}_e^T \dot{\mathbf{R}} + \mathbf{T}_e^T \ddot{\mathbf{R}} = \\ &= \begin{bmatrix} -\ddot{\varphi} \sin \varphi - \dot{\varphi}^2 \cos \varphi & -\ddot{\varphi} \cos \varphi + \dot{\varphi}^2 \sin \varphi & 0 \\ \ddot{\varphi} \cos \varphi - \dot{\varphi}^2 \sin \varphi & -\ddot{\varphi} \sin \varphi - \dot{\varphi}^2 \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ R \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &+ 2 \begin{bmatrix} -\dot{\varphi} \sin \varphi & -\dot{\varphi} \cos \varphi & 0 \\ \dot{\varphi} \cos \varphi & -\dot{\varphi} \sin \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{R} \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &+ \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \ddot{R} \\ 0 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} -R\ddot{\varphi} \cos \varphi + R\dot{\varphi}^2 \sin \varphi - 2\dot{R}\dot{\varphi} \cos \varphi - \ddot{R} \sin \varphi \\ -R\ddot{\varphi} \sin \varphi - R\dot{\varphi}^2 \cos \varphi - 2\dot{R}\dot{\varphi} \sin \varphi + \ddot{R} \cos \varphi \\ 0 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

где $\ddot{\mathbf{T}}_e^T$ – вторая производная по времени матрицы \mathbf{T}_e^T .

Определим вектор абсолютных ускорений $\ddot{\mathbf{Q}}_{m2}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}})$ базовой точки m изделия в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$, связанной с материальной точкой m :

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{Q}}_{m2}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}) &= \mathbf{T}_e(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{Q}}_{m1}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}) = \\ &= \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} -R\ddot{\varphi} \cos \varphi + R\dot{\varphi}^2 \sin \varphi - 2\dot{R}\dot{\varphi} \cos \varphi - \ddot{R} \sin \varphi \\ -R\ddot{\varphi} \sin \varphi - R\dot{\varphi}^2 \cos \varphi - 2\dot{R}\dot{\varphi} \sin \varphi + \ddot{R} \cos \varphi \\ 0 \end{bmatrix} = \end{aligned}$$

$$= \begin{bmatrix} -R\ddot{\varphi} \cos^2 \varphi + R\dot{\varphi}^2 \sin \varphi \cos \varphi - \\ -2\dot{R}\dot{\varphi} \cos^2 \varphi - \ddot{R} \sin \varphi \cos \varphi - \\ -R\ddot{\varphi} \sin^2 \varphi - R\dot{\varphi}^2 \cos \varphi \sin \varphi - \\ -2R\dot{\varphi} \sin^2 \varphi + \ddot{R} \cos \varphi \sin \varphi \\ \\ R\ddot{\varphi} \cos \varphi \sin \varphi - R\dot{\varphi}^2 \sin^2 \varphi + \\ + 2\dot{R}\dot{\varphi} \cos \varphi \sin \varphi + \ddot{R} \sin^2 \varphi - \\ -R\ddot{\varphi} \sin \varphi \cos \varphi - R\dot{\varphi}^2 \cos^2 \varphi - \\ -2R\dot{\varphi} \sin \varphi + \ddot{R} \cos^2 \varphi \\ \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R\ddot{\varphi} - 2\dot{R}\dot{\varphi} \\ -R\dot{\varphi}^2 + \ddot{R} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $T_c(\mathbf{q})$ – матрица преобразования координат радиус-вектора R точки m (матрица направляющих косинусов) при повороте НК из некоторого начального положения в конечное (при положительном значении угла φ).

Рассмотрев полученное выражение (3), можно сделать вывод о сходстве выражений для ускорений в базовой точке m стенда по осям X_2, Y_2 с компонентами управляющих ускорений в уравнениях (2), описывающих процесс относительного движения КА. Принципиальное отличие заключается в том, что уравнения (2) записаны для управляющих ускорений, а уравнения (3) – для инерционных ускорений (перегрузок).

Таким образом, задавая некоторым вектором начального состояния фазовых переменных стенда, можно с помощью регулируемых электроприводов НК и ИП стенда обеспечить требуемые законы изменения радиуса вращения точки m от некоторого начального значения до нуля, что соответствует ситуации сближения и стыковки двух КА на орбите. При

этом двухосевой акселерометр сгенерирует сигналы, пропорциональные требуемым для сближения управляющим ускорениям.

Основные функциональные возможности предлагаемого подхода и имитационной модели:

1) создание наземного инструментария для формирования оптимальных по заданным критериям траекторий относительного движения КА при сближении, стыковке и расхождении;

2) отработка алгоритмов (аналоговых или дискретных) управления ДУ малой тяги в процессах сближения, стыковки и расхождения КА для заданных начальных и граничных условий их относительного движения.

В заключение отметим, что предлагаемая имитационная модель создает принципиальные возможности в наземных условиях апробировать алгоритмы оптимальных процессов ССР, что, в конечном счете, позволит экономить топливо, оптимизировать время сближения и уберечь от нештатных ситуаций при стыковке аппаратов.

Библиографические ссылки

1. Балахонцев В. Г., Иванов В. А., Шабанов В. И. Сближение в космосе. – М.: Воениздат, 1973. – 367 с.
2. Космические аппараты // под общ. ред. проф. К. П. Феоктистова – М.: Военное изд-во, 1983. – 319 с.
3. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектории движения летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с.
4. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов. – М.: Дрофа, 2004. – 540 с.
5. Ручинская Е. В. Математическое моделирование управляемого движения космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук; спец: 05.13.18. – М.: МАТИ, 2010. – 175 с.
6. Ротационные методы испытаний приборных устройств / Л. М. Самсонов, А. К. Каляев, А. В. Марков [и др.]. – М.: Машиностроение, 1981. – 133 с.
7. Казанцев В. П. Автоматизация испытаний изделий авиационной и ракетной техники на воздействие перегрузок. – Пермь: Ин-т механики сплошных сред УрО РАН, 2000. – 100 с.

V. P. Kazantsev, DSc in Engineering, Associate Professor, Perm National Research Polytechnic University

D. A. Dadenkov, Perm National Research Polytechnic University

Simulation of Spacecraft Relative Motion in Ground Conditions

Here are presented the mathematical description of spacecraft relative motion at the final stage of the rendezvous and docking, as well as the flat land of Rotary test stand. Based on the analysis of mathematical models proposed the conception of the spacecraft relative motion process simulation, allowing you to develop on the ground the spacecraft rendezvous and docking optimal trajectories algorithms (based on criteria).

Key words: spacecraft, rendezvous and docking, simulation model.