Определение вертикали места на борту космического аппарата, выполняющего взаимный маневр по методу орбитального параллельного сближения

Determining the vertical position onboard a spacecraft performing a mutual maneuver using the orbital parallel approach method

Гончаревский /Goncharevsky V.
Вилен Степанович
(vilenstepan@yandex.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: вертикаль места – local vertical; относительная система координат – relative coordinate system; разностное гравитационное ускорение – difference gravitational acceleration; параметры относительного движения – parameters of the relative motion.

Необходимым условием функционирования системы управления ориентации и угловой стабилизации космического аппарата является построение на его борту опорной системы отсчета, в качестве которой могут быть использованы различные типы относительных систем координат. Наиболее часто применяемой из них является орбитальная система, направление осей которой связано с направлением местной вертикали. Для приборной реализации этой системы на борту аппарата требуется иметь построитель вертикали места. В статье анализируются методы определения вертикали и разностного гравитационного ускорения по измерительной информации о параметрах относительного движения для ситуации, когда космический аппарат выполняет маневр встречи по методу орбитального параллельного сближения. Даны алгоритмы такого определения, исследованы его точностные характеристики. Сформулированы рекомендации по практической реализации методов.

A necessary condition for the functioning of the system of orientation control and angular stabilization of the spacecraft is the construction on its board of a reference frame, in the honor of which various types of relative coordinate systems can be used. The most commonly used of these is the orbital system, the direction of the axes of which is associated with the direction of the local vertical. For the instrument implementation of this system on board the device is required to have a vertical space builder. The article analyzes the methods for determining the vertical and differential gravitational acceleration by measuring information about the parameters of relative motion for a situation when the spacecraft performs a meeting maneuver using the orbital parallel approach method. Algorithms of such a definition are given, its accuracy characteristics are investigated. Formulated recommendations for the practical implementation of methods.

Введение и постановка задачи

Бортовая система управления космическим аппаратом (КА) в общем случае состоит из двух основных частей: системы управления движением центра масс КА (системы управления маневром) и системы управления угловым движением вокруг центра масс (системы ориентации и угловой стабилизации). Состав аппаратуры системы управления угловым движением зависит от вида базисной системы отсчета углов ориентации, в качестве которой могут быть использованы различные типы относительных систем координат (ОСК). Наиболее часто применяемой из них является орбитальная ОСК, направление осей которой связано с направлением местной вертикали. Для приборной реализации этой ОСК на борту КА требуется иметь построитель вертикали места.

Знание направления местной вертикали необходимо не только для решения задачи ориентации КА, оно нужно и для управления движением центра масс, если аппарат является активным, т. е. должен выполнять относительный или взаимный маневр (маневр относительно другого космического объекта). Анализ алгоритмов управления этим маневром в случае использования наиболее экономичных по энергозатратам методов наведения, таких, например, как методы свободных траекторий, показывает, что для их использования необходимо иметь информацию о разностном гравитационном ускорении. Эту информацию можно получить на борту активного КА лишь при условии, что там известно направление линии визирования (ЛВ) на другой космический объект относительно местной вертикали, а для этого нужно знать и ее направление относительно строительных осей КА.

Существуют различные методы определения направления вертикали места [1–7]. Первая группа методов основана на использовании измерительной

информации о параметрах движения КА относительно поверхности планеты. Если предположить, что планета имеет сферическую форму, то направление к ее центру (направление местной вертикали) может быть определено на борту КА следующим образом:

1) как ось конуса, образованного касательными к сфере;

2) как ось конуса, образованного отрезками, которые соединяют КА с равноудаленными от него точками сферы;

3) как направление на ближайшую точку сферы.

Все эти методы реализуются на борту КА радиоэлектронными навигационными устройствами, получившими название вертикалей.

На использовании первого метода базируется работа инфракрасной вертикали, представляющей собой навигационное устройство пассивного типа, работающее по сигналам, излучаемыми поверхностью планеты в оптическом диапазоне волн. Так как принцип действия этого устройства основан на использовании теплового контраста между планетой и космическим пространством при наблюдении с КА границы раздела «планета–космос», то основной недостаток такой вертикали – сравнительно невысокая точность.

Это связано с неравномерной освещенностью и нагревом поверхности планеты, наличием облачности и т. д. Данный недостаток в значительной мере удается устранить в радиовертикалях, которые являются навигационными устройствами активного (локационного) типа, работающими по радиосигналам, отраженным от поверхности планеты. В этих устройствах реализуются второй и третий методы определения вертикали места. Первый метод (определение вертикали как оси конуса, образованного касательными к сфере) обычно не используется, так как из-за значительных удалений КА от линии горизонта требуется большая дальность действия радиотехнических устройств локационного типа. Отсюда следует, что существующие радиовертикали позволяют определить направление нормали к поверхности планеты. Однако эта нормаль совпадает с вертикалью места только при сферической форме планеты. Поэтому радиовертикалям присущи систематические (методические) ошибки за счет сжатия планеты, и необходимо предусматривать меры по их компенсации. Помимо систематических ошибок, эти устройства имеют еще случайные ошибки, обусловленные случайным характером отраженного сигнала, что вызвано пересеченностью местности, волнением водной поверхности и др. Кроме того, общим недостатком всех устройств, реализующих первую группу методов построения вертикали места, является их недостаточная помехозащищенность, так как они работают по сигналам, излучаемым или переизлучаемым поверхностью планеты, а это создает дополнительные возможности для подавления их работы наземными источниками помех.

Вторая группа методов определения вертикали места базируется на использовании измерительной информации о параметрах движения центра масс КА относительно другого космического объекта с известными параметрами орбиты, т. е. играющего роль опорной навигационной точки (ОНТ). Принципиальная реализуемость этих методов основана на том, что при свободном (неуправляемом) движении центра масс КА относительно ОНТ в гравитационном поле планеты можно по характеру изменения во времени параметров этого движения судить о том, какое положение занимает ЛВ относительно местной вертикали. Этот характер определяется решениями однородных дифференциальных уравнений, задаваемых выбранной динамической моделью относительного движения (ОД).

В случае использования линейной динамической модели данное решение, записанное в векторно-матричной форме, имеет вид [2]:

$$\vec{R}(\tau) = \Phi_{11}(\tau,\tau_0)\vec{R}_0 + \Phi_{12}(\tau,\tau_0)\vec{V}_0 ,$$

где $\vec{R}=[R,\alpha,\beta]$, $\dot{V}=[\dot{R},\dot{\alpha},\dot{\beta}]$ – вектора относительного положения и относительной скорости; R, $\dot{R}$ – относительная дальность и относительная радиальная скорость; α, β и $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ – углы и угловые скорости ЛВ; $\Phi_{11}(\tau,\tau_0)$, $\Phi_{12}(\tau,\tau_0)$ – подматрицы матрицы перехода $\Phi(\tau,\tau_0)$; τ – безразмерное время, связанное с реальным временем t соотношением $\tau=\omega t$, где ω – угловая скорость обращения ОНТ вокруг планеты; $\vec{R}_0$, $\dot{V}_0$ – начальные значения векторов относительного положения и скорости в момент $t=t_0$.

Из данного соотношения видно, что:

$$\vec{R}_0 = \Phi_{11}^{-1}(\tau,\tau_0)\left[\dot{R}(\tau) - \Phi_{12}(\tau,\tau_0)\vec{V}_0\right],$$

где $\Phi_{11}^{-1}(\tau,\tau_0)$ – матрица, обратная матрице $\Phi_{11}(\tau,\tau_0)$.

Отсюда следует, что, измеряя параметры R, $\dot{R}$, $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ и приращения углов ЛВ $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$ за время $\Delta\tau=\tau-\tau_0$, можно найти угловые компоненты вектора положения α_0, β_0 в момент $\tau=\tau_0$, т.е. углы, определяющие направление местной вертикали относительно ЛВ, а значит, и относительно строительных осей КА.

Проанализируем один из возможных методов определения вертикали места второй группы, который может быть реализован в случае, когда КА выполняет по методу орбитального параллельного сближения (ОПС) маневр встречи с КА, находящимся на компланарной орбите, близкой к круговой. Тогда ОД описывается системой линейных дифференциальных уравнений (ЛДУ) [2]

$$\ddot{x} - a_{11}x = u_x, \quad b_{12}\dot{x} - a_{21}x = u_y. \qquad (1)$$

Решение первого уравнения системы (1) при отсутствии управляющих воздействий вдоль ЛВ имеет вид

$$x = x_0 \mathrm{ch} r\tau + \frac{\dot{x}_0 \mathrm{sh} r\tau}{r},$$

где $r = |\sqrt{a_{11}}|$

Если предположить, что для управления попе-

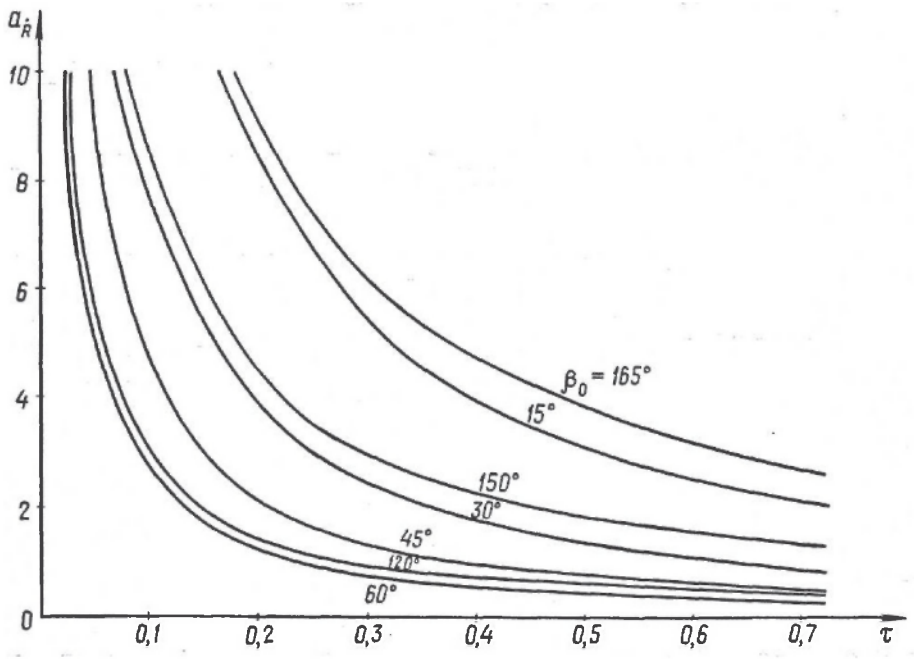
$a_{\dot{R}}$
10
8
6
4
2
0
0,1
0,2
0,3
0,4
0,5
0,6
0,7
τ
$\beta_0 = 165°$
15°
150°
30°
45°
120°
60°

Рис. 1

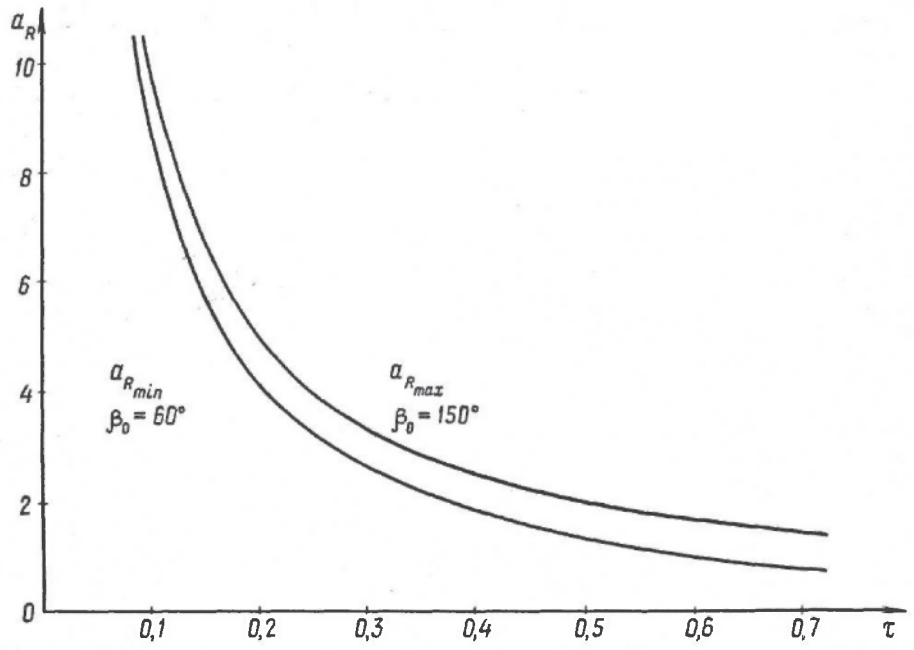
a_R
10
8
6
4
2
0
0,1
0,2
0,3
0,4
0,5
0,6
0,7
τ
$a_{R_{min}}$
$\beta_0 = 60°$
$a_{R_{max}}$
$\beta_0 = 150°$

Рис. 2

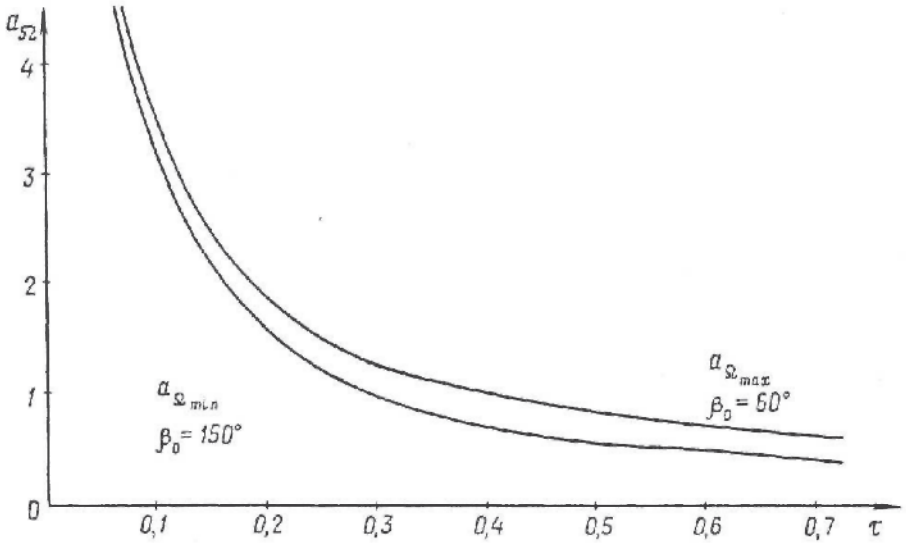
a_Ω
4
3
2
1
0
$a_{\Omega_{min}}$
$\beta_0 = 150°$
$a_{\Omega_{max}}$
$\beta_0 = 60°$
0,1
0,2
0,3
0,4
0,5
0,6
0,7
τ

Рис. 3

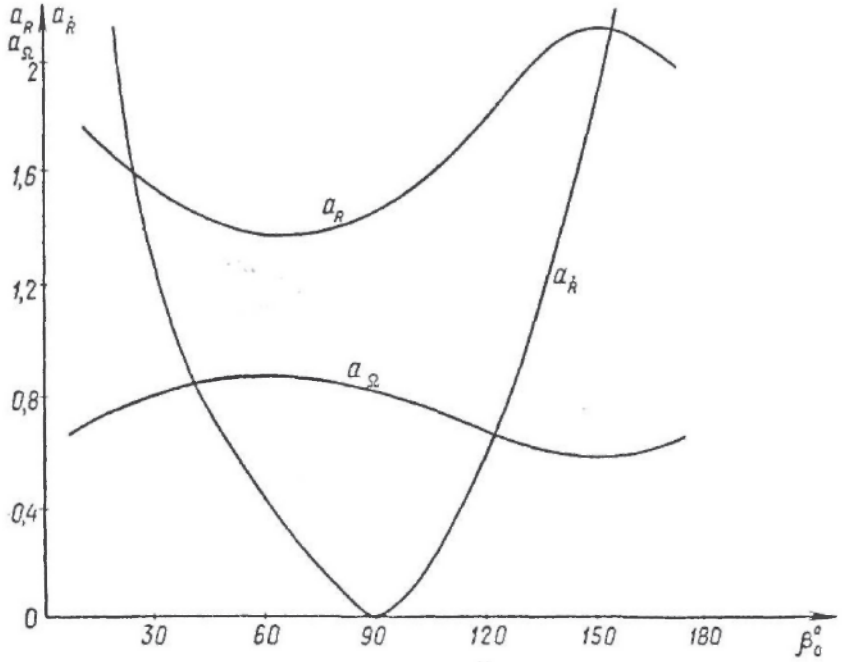
a_R
$a_{\dot{R}}$
a_Ω
2
1,6
1,2
0,8
0,4
0
a_R
$a_{\dot{R}}$
a_Ω
30
60
90
120
150
180
β_0°

Рис. 4

речным ОД используется дискретный вид управляющих воздействий, и обозначить момент окончания предыдущей коррекции этого движения через τ_0, а момент начала последующей коррекции через τ, то подставив это решение во второе уравнение системы (1) и проинтегрировав его, получим

$$\beta_0 = arctg\{(\dot{\bar{R}} - \dot{\bar{R}}_0)/[R(3-\Omega)-2]\}, \qquad (2)$$

где $R, \dot{R}, \Omega$ – значения дальности, радиальной скорости и угловой скорости ЛВ в инерциальном пространстве в момент τ. Из соотношения (2) видно, что, измерив значения $R, \dot{R}$ и $\Omega_{ЛВ}$ в моменты окончания предыдущей и начала последующей коррекций поперечного ОД при условии одновременного отсутствия коррекций продольного ОД, можно с помощью БВУ, в памяти которого хранится в качестве номинальной постоянной величина ω, найти величину и знак угла β_0. Точность определения вертикали места при независимых измерениях перечисленных параметров и точности измерителей, характеризуемой соответственно СКО σ_R, σ_R и σ_Ω будет

$$\sigma_{\beta_0} = \sqrt{(a_R\bar{\sigma}_R)^2 + (a_{\dot{R}}\bar{\sigma}_{\dot{R}})^2 + (a_\Omega\sigma_\Omega)^2}, \qquad (3)$$

где

$$a_R = \sqrt{2}\cos^2\beta_0/[\bar{R}(3-\Omega)-2],$$
$$a_{\dot{R}} = \sin^2\beta_0\sqrt{4+(3-\Omega)^2}/(\dot{\bar{R}} - \dot{\bar{R}}_0),$$
$$a_\Omega = \sin^2\beta_0 R/(\dot{\bar{R}} - \dot{\bar{R}}_0).$$

Анализ соотношений (3) показывает, что при начальных орбитах КА, близких к круговым, коэффициенты ошибок $a_R, a_{\dot{R}}$ и a_Ω являются функциями только определяемого угла β_0 и интервала определения τ. На рис. 1...3 представлены графики, иллюстрирующие эти зависимости при различных значениях угла β_0. Видно, что коэффициенты ошибок уменьшаются с ростом интервала τ и для достаточно широкого диапазона определяемых углов можно рекомендовать использовать значения $\tau \approx 0,4...0,6$. Значения больше указанных, брать нецелесообразно, ибо с ростом τ будут увеличиваться методические ошибки и время определения вертикали и расчета программы управления последующим маневром. Зависимость a_R, a_R и a_Ω от β_0 при интервале τ=0,5 представлена на рис. 4. Видно, что при заданной точности измерителей наиболее точно определяемые углы близки к $\pm 90^0$ а наименее точно – к 0 или 180^0. Отметим также, что так как $\bar{\sigma}_{\dot{R}} = \sigma_{\dot{R}}/R_0$, $\bar{\sigma}_R = \sigma_R/R_0$, то при малых расстояниях в случае равноточных измерений увеличивается влияние ошибок измерения дальности и радиальной скорости и, наоборот, при больших R_0 большее влияние оказывают ошибки измерения угловой скорости ЛВ.

Заключение

Таким образом, из проведенного анализа методов второй группы видно, что при их реализации следящий локатор системы управления маневром может быть использован и как построитель орбитальной ОСК. Кроме того, такой построитель, по сравнению с радиовертикалями, будет обладать повышенной помехозащищенностью, особенно от наземных источников помех, так как он функционирует по сигналам, излученным или переизлученным орбитальной ОНТ. Эту характеристику можно еще больше улучшить, если использовать в локаторе миллиметровый диапазон или коротковолновую часть сантиметрового диапазона радиоволн. Последнее объясняется тем, что для этих волн атмосфера Земли из-за больших значений затухания является своеобразным экраном. Высокая помехозащищенность обусловливается также высокой пространственной селекцией сигналов, которая достигается за счет возможности получения в этих диапазонах очень узких диаграмм направленности антенных устройств.

Точность определения вертикали места и построения орбитальной ОСК в методах второй группы зависит как от точности навигационных измерений, так и от точности используемой динамической модели ОД и от ошибок ориентации КА. Методические ошибки, связанные с динамической моделью, можно свести к минимуму, выбрав более точную модель ОД, а влияние ошибок ориентации можно уменьшить за счет развязки перемещения следящего измерителя углов ЛВ от угловых движений корпуса КА и определения осей ОСК относительно осей, связанных с этим измерителем. Численные оценки показывают, что в этом случае при точности существующих бортовых измерителей параметров ОД точность построения орбитальной ОСК в методах второй группы сравнима с точностью методов первой группы.

Литература

1. Гончаревский, В. С. Методы построения орбитальной системы координат на борту космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2003. – № 1. – С. 38–40.

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

3. Елисеев, А. С. Техника космических полетов / А.С. Елисеев. – М.: Машиностроение, 1983. – 307 с.

4. Ермилов, Ю. А. Определение орбитальной системы координат при сближении спутников / Ю. А. Ермилов // Космические исследования. – 1974. – Т. 12, Вып. 2. – С. 206–210.

5. Ивандиков, Я. М. Оптические приборы наведения и ориентации космических аппаратов / Я.М. Ивандиков – М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.

6. Каргу, Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов / Л.И. Каргу. – М.: Машиностроение, 1980. – 172 с.

7. Раушенбах, Б. В. Управление ориентацией космических аппаратов – Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.