Определение вертикали места на борту космического аппарата

Determination of local vertical aboard the spacecraft

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 coordinates system; разностное гравитационное ускорение –differential gravitational acceleration; параметры относительного движения – relative motion parameters.

Необходимым условием функционирования системы управления ориентацией и угловой стабилизацией 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 разно-стного гравитационного ускорения по измерительной информации о параметрах относительного движения. Даны алгоритмы такого определения, исследованы его точностные характеристики. Сформулированы реко-мендации по практической реализации методов.

Required condition for spacecraft orientation and angular stabilization control system operation is building the reference system aboard, for which purpose different types of relative coordinate systems could be used. The most frequently used is the orbital system with axes direction related to the direction of a local vertical. For implementation of this system aboard the spacecraft it is necessary to have a local vertical plotting device. The article analyzes the methods of finding the vertical and differential gravitational acceleration using the measurement information on relative motion parameters. Algorithms of such finding are given, accuracy characteristics are explored. Recommendations for practical implementation methods are stated.

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

4 2019 □□□□□.indd 138 25.12.2019 11:52:58

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, излучаемым 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 $\vec{R}=\left[R,\alpha,\beta\right]$, $\vec{V}=\left[\dot{R},\dot{\alpha},\dot{\beta}\right]$ – вектора относительного положения и относитель-ной 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; $\vec{R}_0$, $\vec{V}_0$ – начальные значения векторов относительного положения и скорости в момент $t=t_0$.

Из данного соотношения видно, что:

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

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.

Решение задачи

Рассмотрим случай, когда на траекторию свободного ОД никаких кинематических связей не накладывается, а сами КА движутся по компланарным орбитам, причем орбита ОНТ близка к круговой. В этом случае система ЛДУ, описывающая ОД в наклонной орбитальной ОСК *xyz* [2], принимает вид

$$\begin{aligned} &\ddot{x} - a_{11}x - a_{12}y - b_{12}\dot{y} = 0, \\ &\ddot{y} - a_{21}x - a_{22}y + b_{12}\dot{x} = 0, \end{aligned} \qquad (1)$$

где $a_{11} = 3\sin^2\beta_0, a_{12} = 3\sin\beta_0\cos\beta_0 = a_{21}, a_{22} = 3\cos^2\beta_0, b_{12} = 2$

4 2019 □□□□□.indd 139 25.12.2019 11:52:59

– постоянные коэффициенты, определяемые углом β_0, т.е. углом между местным горизонтом и ЛВ в некоторый начальный момент времени $\tau = \tau_0 = \omega_П t_0 = 0$, $\omega_П$ – угловая скорость обращения ОНТ вокруг планеты.

Решение системы (1) имеет вид

$$\overline{x} = f_{11} + \varphi_{11}\overline{\dot{R}}_0 + \varphi_{12}\dot{\beta}_0, \quad \overline{y} = f_{21} + \varphi_{21}\overline{\dot{R}}_0 + \varphi_{22}\dot{\beta}_0. \qquad (2)$$

где $f_{11}, \varphi_{11}, \varphi_{12}, f_{21}, \varphi_{21}, \varphi_{22}$ – элементы подматриц $\Phi_{11}(\tau, \tau_0)$, $\Phi_{12}(\tau, \tau_0)$, индекс « – « означает нормирование величин по начальной дальности R_0.

Угловое отклонение ЛВ в некоторый последующий момент времени τ, определяемое углом β, относительно первоначально зафиксированного направления этой линии β_0, согласно решению (2), определится соотношением $\mathrm{tg}\beta = \overline{y}(\tau) / \overline{x}(\tau)$. Решая это уравнение относительно β_0, получим

$$\beta_0 = \mathrm{arctg}[-1,5B/(3A+D) \pm$$
$$\pm\sqrt{2,25B^2/(3A+D)^2 - (D-3C)/(3A+D)}, \qquad (3)$$

где

$$A = (1-\cos\tau)\mathrm{tg}\beta + (2+\dot{\beta}_0)(\tau - \sin\tau), \; C = \overline{\dot{R}}_0(\tau - \sin\tau)tg\beta,$$

$$B = [(2+\dot{\beta}_0)\mathrm{tg}\beta - \overline{\dot{R}}_0](\tau - \sin\tau) - (1-\cos\tau),$$

$$D = [1 + \overline{\dot{R}}_0 \sin\tau + 2\dot{\beta}_0(1-\cos\tau)]\mathrm{tg}\beta - \dot{\beta}_0 \sin\tau + 2\overline{\dot{R}}_0(1-\cos\tau).$$

Из соотношения (3) видно, что, измерив дальность R, скорость $\dot{R}$, углы и угловые скорости ЛВ относительно строительных осей КА в моменты времени τ_0 и τ, а также зная $\omega_П$, можно найти угол β_0, т.е. определить направление местной вертикали относительно ЛВ и строительных осей КА.

Рассматриваемый способ определение вертикали существенно упрощается в случае, если КА находится на орбите, близкой к круговой. Здесь соотношения (2) принимают вид

$$\overline{x} = 1 + 0,5a_{12}\tau, \quad \overline{y} = -0,5a_{11}\tau. \qquad (4)$$

Отсюда отклонение β в момент времени τ

$$\mathrm{ctg}\beta = x/y = -(2 + a_{12}\tau)/a_{11}\tau. \qquad (5)$$

Решая уравнение (5) относительно угла β_0, получаем

$$\beta_0 = \mathrm{arcctg}[-0,75\tau \pm \sqrt{(0,75\tau)^2 - 1 - 1,5\mathrm{ctg}\beta}. \qquad (6)$$

Из соотношения (6) видно, что в данном случае для определения β_0 достаточно измерить через интервал τ угловое отклонение β и иметь в качестве номинальной постоянной значение высоты орбиты ОНТ. Это уже позволяет найти значения коэффициентов $a_{11}...a_{22}$ системы ЛДУ (1), а следовательно, решить задачу синтеза алгоритмов управления маневром с учетом действия разностного гравитационного ускорения. Однако для построения вертикали места этого еще недостаточно, ибо угол β_0, согласно формуле (6), определяется лишь с точностью до знака. Такая неоднозначность является следствием центральной симметрии ОД и для ее раскрытия необходима дополнительная информация. В качестве такой информации в данном случае может служить знак скорости $\dot{R}$ и знак разности высот орбит y_0. Таким образом, для учета в программе управления разностного гравитационного ускорения достаточно, чтобы в состав бортовой аппаратуры входили измерители углового отклонения ЛВ, датчик времени и бортовое вычислительное устройство (БВУ), реализующие алгоритм (6), в памяти которого хранится в качестве номинальной постоянной величина $\omega_П$, а для однозначного определения вертикали необходим еще измеритель $\dot{R}$, дающий ее знак, и в память БВУ должен быть введен в качестве номинальной постоянной знак разности высот орбит КА и ОНТ.

Точность определения вертикали, характеризуемая среднеквадратической ошибкой (СКО) σ_{β_0}, при заданной СКО σ_β измерителя углов ЛВ будет

$$\sigma_{\beta_0} = a_\beta \sigma_\beta, \qquad (7)$$

где $a_\beta = \partial\beta_0 / \partial\beta = 1 + (1 + \mathrm{ctg}^2\beta_0)/3\tau(0,75\tau + \mathrm{ctg}\beta_0)$ – коэффициент ошибки определения.

Из соотношения (7) видно, что коэффициент a_β является функцией определяемого угла β_0 и зависит от интервала определения τ.

На рис. 1 представлены графики, иллюстрирующие эту зависимость при различных значениях угла β_0. Анализ этих графиков позволяет сделать следующие выводы:

– коэффициент ошибки a_β, а следовательно и погрешность определения вертикали, уменьшается с увеличением интервала определения τ;

– для достаточно широкого диапазона определяемых углов можно рекомендовать использовать интервал $\tau \approx (0,4...0,6)$. Значения τ, больше указанных, брать нецелесообразно, ибо с ростом τ будут увеличиваться методические ошибки и время определения вертикали и расчета программы управления последующим маневром;

– с наибольшей погрешностью определяются углы β_0, близкие к $\pm 90^0$, а с наименьшей – углы, близкие к $\pm 45^0$, причем точность определения последних для рекомендуемых значений интервала τ близка к точности измерителя углов ЛВ.

Возможен второй вариант рассматриваемого способа, когда определение вертикали ведется на основе информации об изменении дальности до ОНТ. Действительно, из соотношений (4) следует, что отклонение по дальности

4 2019 □□□□□.indd 140 25.12.2019 11:53:01

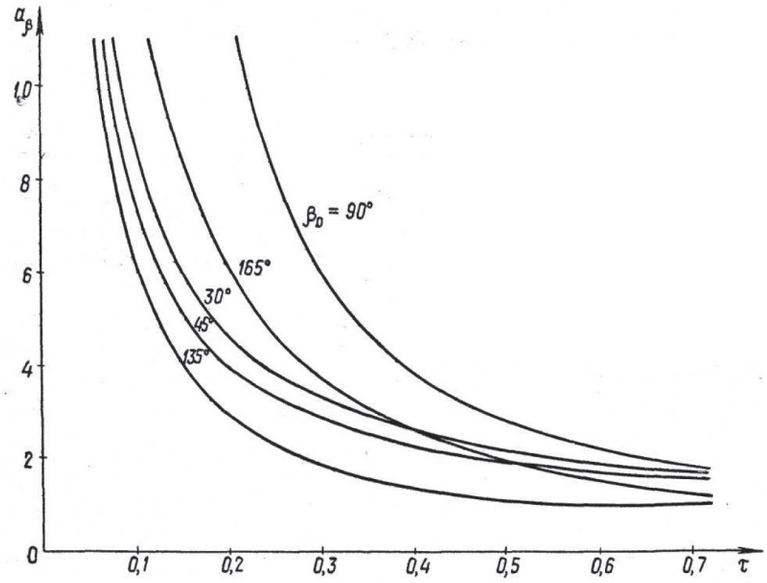

Рис. 1

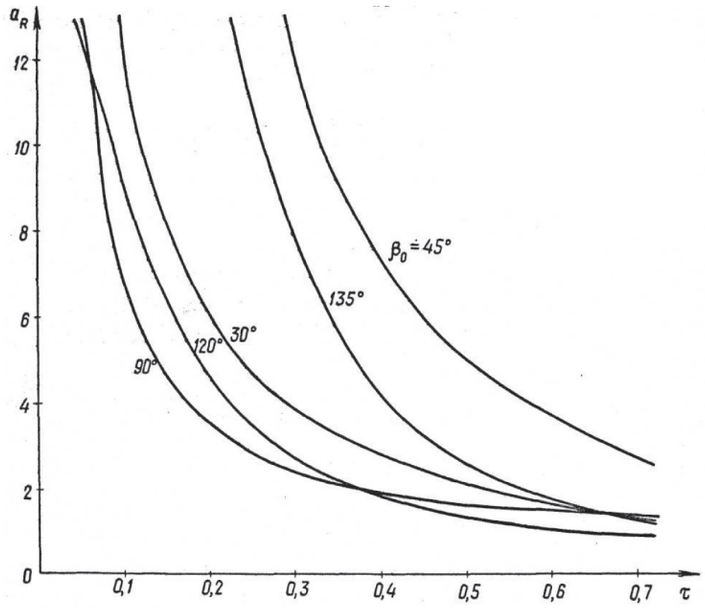

Рис. 2

4 2019 □□□□□.indd 141 25.12.2019 11:53:01

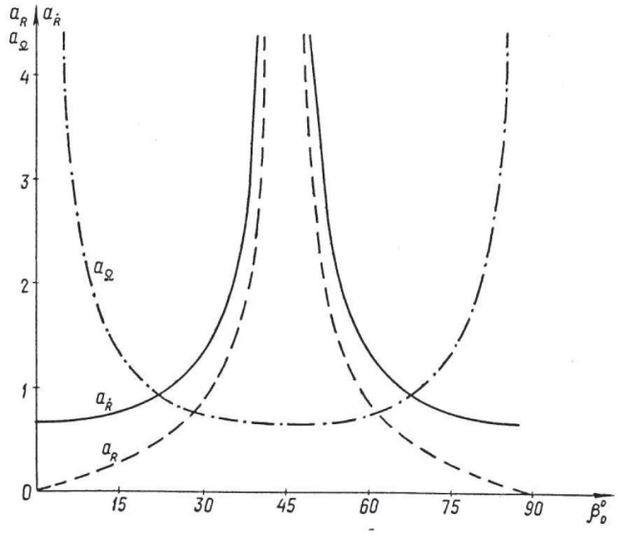

Рис. 3

$$\overline{R} = \sqrt{\overline{x}^2 + \overline{y}^2} = \sqrt{1 + 1,5\tau \sin^2 \beta_0 + 2,25\tau^2 \sin^2 \beta_0}. \quad (8)$$

Решая это уравнение относительно β_0, получаем

$$\beta_0 = \mathrm{arcctg}[A \pm \sqrt{A^2 \overline{R}^2 - 1}],$$

где $A = 1,5\tau / (\overline{R}^2 - 1)$.

Таким образом, измерив отклонение дальности в момент τ, можно, согласно соотношению (9), найти угол β_0. Как и в предыдущем варианте для этого должна быть задана $\omega_П$, а для раскрытия неоднозначности определения вертикали необходима дополнительная информация о знаках скорости $\dot{R}$ и разности высот y_0. Погрешность определения вертикали для данного варианта $\sigma_{\beta_0} = a_R \sigma_R$, где

$$a_R = \partial\beta_0 / \partial R = \sqrt{1/\tau^2 + 1,125(1 - \cos 2\beta_0) + 1,5 \sin 2\beta_0 / \tau} / \\ / (1,5 \cos 2\beta_0 + 1,125\tau \sin 2\beta_0)$$

– коэффициент ошибки определения, σ_R – СКО бортового дальномера.

Зависимости коэффициента a_R от интервала τ для различных β_0 представлены на рис. 2. Видно, что здесь также погрешность определения вертикали уменьшается с ростом τ, и для широкого диапазона определяемых углов β_0 можно рекомендовать значения $\tau \approx 0,5...0,7$. Причины, ограничивающие величину τ сверху, аналогичны причинам предыдущего варианта. Углы β_0, определяемые с наибольшей погрешностью при рекомендуемых значениях τ, близки к $\pm 45^0$, а с наименьшей погрешностью – к $\pm 90^0$. Так, например, при $\beta_0 = 120^0$, $\tau = 0,7$ и $\sigma_R = 0,01R$ ошибка $\sigma_{\beta_0} \approx 0,5^0$.

Проведя сравнение двух рассмотренных вариантов, можно рекомендовать для практической реализации их комбинацию, которая будет заключаться в использовании измерительной информации как от бортового угломера, так и от дальномера. Наличие такой суммарной информации позволит с достаточно высокой точностью определить угол β_0 во всем возможном диапазоне его значений. Это можно достигнуть за счет использования информации от дальномера при определении углов, близких к $\pm 90^0$, а информации от угломера – для определения углов, близких к $\pm 45^0$.

Рассмотренные варианты определения вертикали основаны на знании параметров ОД как минимум в двух точках траектории, разнесенных во времени на интервал определения τ. Это является определенным их недостатком, так как для решения поставленной задачи требуется время не меньшее, чем интервал τ.

Поэтому представляют интерес способы, основанные на знании параметров ОД в одной точке траектории. Возможность такого определения существует, например, тогда, когда КА и ОНТ находятся на компланарных, близких к круговым, орбитах. Действительно, в этом случае существует следующая связь между составляющими вектора $\vec{R}$ и вектора $\vec{V}$

$$\dot{R} = 0,75R \sin 2\beta, \quad \dot{\beta} = -1,5 \sin^2 \beta. \quad (10)$$

Из этих соотношений следует, что, измерив в некоторой точке траектории параметры $\dot{R}$, R и $\dot{\beta}$, и задавая в качестве номинальной постоянной значение $\omega_П$, можно определить значение угла β в этой же точке.

Рассмотрим несколько возможных вариантов этого определения, характеризующихся различным составом параметров ОД, измеряемых бортовым координатором.

1 вариант. Бортовой координатор измеряет угловую скорость ЛВ в инерциальном пространстве $\Omega_{ЛВ}$. В этом случае, используя второе соотношение (10) и учитывая,

4 2019 □□□□□.indd 142 25.12.2019 11:53:03

что $\dot{\beta} = \Omega_{ЛВ} - 1$, получим следующий алгоритм определения угла

$$\beta_0 = \arcsin\sqrt{2(1-\Omega_{ЛВ0})/3}. \quad (11)$$

СКО определения угла β_0 по этому алгоритму $\sigma_{\beta_0} = a_\Omega \sigma_\Omega$, где $a_\Omega = 2/3\sin 2\beta_0$ – коэффициент ошибки определения, σ_Ω – СКО измерения угловой скорости ЛВ.

2 вариант. Бортовой координатор измеряет дальность R и радиальную скорость $\dot{R}$. Из первого соотношения (10) получаем следующий алгоритм определения β_0 для данного состава измеряемых параметров и при их независимых измерениях

$$\beta_0 = 0,5\arcsin(4\dot{R}_0/3R_0). \quad (12)$$

СКО определения угла β_0 $\sigma_{\beta_0} = \sqrt{(a_{\dot{R}}\overline{\sigma}_{\dot{R}})^2 + (a_R\overline{\sigma}_R)^2}$, где $a_{\dot{R}} = 2/3\cos 2\beta_0$, $a_R = 0,5\mathrm{tg}2\beta_0$ – коэффициенты ошибок определения по скорости и по дальности, $\sigma_R, \sigma_{\dot{R}}$ – СКО измерения дальности и скорости.

На рис. 3 представлены зависимости коэффициентов $a_i (i = \Omega, \dot{R}, R)$ от величины определяемого угла β_0. Коэффициент a_Ω имеет минимум при $\beta_0 = \pm 45^0$ и максимум при $\beta_0 = \pm 90^0, 0, 180^0$, а коэффициенты $a_{\dot{R}}, a_R$ наоборот – минимум при $\beta_0 = 0, \pm 90^0, 180^0$ и максимум при $\beta_0 = \pm 45^0$. Отсюда следует, что в варианте 1 углами, определяемыми с наибольшей точностью, являются углы, близкие к $\pm 45^0$. Во втором же варианте наблюдается обратная картина. Поэтому, если бортовой координатор измеряет одновременно $\dot{R}, R$ и $\Omega_{ЛВ}$, то может быть сформирована следующая рекомендация по использованию алгоритмов (11, 12): углы, близкие к 0, $\pm 90^0$ и 180^0 целесообразно определять по результатам измерения R и $\dot{R}$, а углы, близкие к $\pm 45^0$ – по результатам измерения $\Omega_{ЛВ}$. Численные расчеты показывают, что при выполнении этой рекомендации для R_0=10 км и точности существующих координаторов систем сближения СКО определения вертикали по способу, основанному на знании параметров ОД в одной точке траектории, не превышает $2^0 (\sigma_{\beta_0} \approx 0,3...1,9^0)$. Необходимо также отметить, что при измерении R и $\dot{R}$ эта ошибка зависит также от значения R_0, а именно, с уменьшением R_0 она увеличивается. Так, при R_0=1 км, $\beta_0 = 90^0$ и той же точности измерения R и $\dot{R}$ СКО $\sigma_{\beta_0} \approx 3,2^0$, т.е. при малых R_0 эффективность данного способа снижается.

Для раскрытия неоднозначности определения β_0 при построении вертикали по алгоритмам (11, 12) необходима дополнительная информация о знаке скорости $\dot{R}$ (или знаке углового ускорения $\dot{\Omega}_{ЛВ}$) и знаке разности высот орбит y_0. Расчет коэффициентов ЛДУ движения (1) можно произвести и без знания знака y_0, так как эти коэффициенты симметричны относительно местной горизонтали.

3 вариант. Бортовой координатор измеряет только радиальную скорость $\dot{R}$. Тогда на основании первого соотношения (10) и, учитывая, что $R_0 = y_0/\sin\beta_0$, получим следующий алгоритм определения β_0

$$\beta_0 = \arccos(2\dot{R}/3y_0). \quad (13)$$

СКО определения $\sigma_{\beta_0} = a_{\dot{R}}\sigma_{\dot{R}}$, где $a_{\dot{R}} = 2/3y_0\sin\beta_0$.

4 вариант. Бортовой координатор измеряет только дальность до ОНТ. В этом случае определить угол β_0 можно по следующему соотношению

$$\beta_0 = \arcsin y_0/R_0. \quad (14)$$

СКО определения $\sigma_{\beta_0} = a_R\sigma_R$, где $a_R = \mathrm{tg}\beta_0/R_0$.

Анализ алгоритмов (13, 14), соответствующих 3-му и 4-му вариантам состава измеряемых параметров, показывает, что в отличие от вариантов 1 и 2 здесь необходимо для определения угла β_0 иметь информацию не только о знаке, но и величине разности высот y_0. Так как при заданной y_0 коэффициент $a_{\dot{R}}$ имеет минимум при $\beta_0 = \pm 90^0$, а максимум при $\beta_0 = 0$ и $\beta_0 = 180^0$, а коэффициент a_R наоборот, то на практике целесообразно использовать комбинацию этих двух вариантов, тогда можно получить удовлетворительную точность определения во всем диапазоне углов $0 < \beta_0 < 180^0$, т.е. необходимо вести измерения как R, так и $\dot{R}$. Кроме того, измерение $\dot{R}$ нужно и для того, чтобы раскрыть неоднозначность определения при варианте с измерением только R. Численные расчеты показывают, что при использовании варианта 3 и точности существующих бортовых измерителей $\dot{R}$ σ_{β_0} для y_0=10 км в широком диапазоне углов β_0, за исключением углов, близких к 0 или 180°, не превышает $(1...2)^0$ (изменяется от $0,3^0$ при $\beta_0 = 90^0$ до $1,2^0$ при $\beta_0 = 15^0$).

Недостатком 3-го и 4-го вариантов является то, что здесь точность определения β_0 зависит еще, как это видно из соотношений (13, 14), от точности задания разности высот y_0.

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.

4 2019 □□□□□.indd 143 25.12.2019 11:53:06

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. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1980. – 172 с.

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

4 2019 □□□□□.indd 144 25.12.2019 11:53:06