

8-14-2020

Antenna Model in Simulation of Spacecraft

Ti Zhou

Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

Miao Yi

Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

Sun Jun

Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Antenna Model in Simulation of Spacecraft

Abstract

Abstract: To give a solution how to catch relay satellite by spacecraft in the simulation system of manned craft, several 2D craft models were studied in the simulation software based on HLA, and some sufficient and necessary conditions and the methods were given to compute the visibility of relay satellite according to these models. On these methods, *3D antenna model and the orbit and attitude model of spacecraft were researched, and 3D antenna model was given with attitude information of craft. Finally, matrix translations were used to translate some vectors to the same reference frame, and the visibility was decided by these sufficient and necessary conditions. These models were implemented by C program in the experiment. The result shows that the antenna model with the attitude information of craft in 3D is flexible and effective to compute the visibility between craft and relay satellite in the simulation of manned craft mission.*

Keywords

antenna model, simulation, visibility, attitude information

Recommended Citation

Zhou Ti, Miao Yi, Sun Jun. Antenna Model in Simulation of Spacecraft[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(9): 2042-2048.

航天器天线的建模与仿真

周侗, 苗毅, 孙军

(北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

摘要: 为解决航天仿真系统中航天器与中继星的平台可见性问题, 在基于 HLA 的仿真软件体系结构基础上, 研究了几种二维空间中航天器天线的仿真模型, 给出了在相应模型下中继星的可见性充要条件及计算方法。研究了三维空间的天线模型, 结合航天器轨道和姿态信息, 给出了带航天器姿态信息的三维天线模型, 并采用矩阵变换等方式将所需的矢量转换到同一坐标系中, 利用充要条件判断可见性。在实验中, 采用 C 程序实现了文中提出的几种天线模型。结果表明带航天器姿态信息的三维空间天线模型可灵活有效地判断载人航天仿真中航天器与中继星的可见性。

关键词: 天线模型; 仿真; 可见性; 姿态信息

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2016) 09-2042-07

Antenna Model in Simulation of Spacecraft

Zhou Ti, Miao Yi, Sun Jun

(Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: To give a solution how to catch relay satellite by spacecraft in the simulation system of manned craft, several 2D craft models were studied in the simulation software based on HLA, and some sufficient and necessary conditions and the methods were given to compute the visibility of relay satellite according to these models. On these methods, 3D antenna model and the orbit and attitude model of spacecraft were researched, and 3D antenna model was given with attitude information of craft. Finally, matrix translations were used to translate some vectors to the same reference frame, and the visibility was decided by these sufficient and necessary conditions. These models were implemented by C program in the experiment. The result shows that the antenna model with the attitude information of craft in 3D is flexible and effective to compute the visibility between craft and relay satellite in the simulation of manned craft mission.

Keywords: antenna model; simulation; visibility; attitude information

引言

载人航天和深空探测计划的深入进行, 航天任务的复杂性和可靠性要求日益提高, 这对航天任务仿真提出了更高的要求。由于航天器与地球不同

步, 如果要实时掌握其运行状态, 则必须在世界各地部署许多地面站/船, 这一方面受地理条件限制, 另一方面会造成测控系统成本增加。为了解决这个难题, 天基测控被引入航天测控系统。天基测控的主要实体是中继卫星(简称“中继星”), 它为中、低轨道的航天器与航天器之间、航天器与地面站之间提供数据中继、连续跟踪与轨道测控服务^[1], 这使得在载人航天与深空探测仿真领域也需要考虑航天器与中继星之间的空间链路建立问题, 而解决该问题的首要条件是确定航天器与中继星之间的可



收稿日期: 2015-04-28 修回日期: 2015-07-24;
作者简介: 周侗(1981-), 男, 湖南岳阳, 博士, 工程师, 研究方向为软件工程与系统仿真; 苗毅(1976-), 男, 陕西神木, 硕士, 高工, 研究方向为航天测控软件设计与系统仿真; 孙军(1970-), 陕西西安, 男, 硕士, 研究员, 研究方向为软件工程。

<http://www.china-simulation.com>

• 2042 •

见性。一般而言,需要根据航天器的实时轨道数据、中继星的定点位置,实时计算航天器是否可见中继星。当中继星在航天器天线可见范围内时,航天器才可能通过中继星转发数据。判定航天器可见中继星的算法将决定仿真模型是否真实地呈现任务场景,天线模型与实际状态越逼近,航天器可见中继星弧段越逼真,越能有效检验任务实战系统的工作状态。因此,空间实体间的天线模型便成为测控仿真领域的一个重点问题。

文献[2]分析了仰角的概念和计算公式,提出了计算仰角的新公式。文献[3]分析了天线测量原理、测量技术和测量方法,并给出了一种天线方向图自动测量系统的设计过程。文献[4]讨论了星际链路天线的仿真模型,建立了天线方向图模型和天线增益模型。文献[5]通过研究抛物面天线在宇宙空间中的热平衡关系,依据热弹性理论运用热分析软件并结合正交试验法进行仿真计算,分析了影响星载天线温度场和型面均方根误差的主要因素。文献[6]提出一种修正的配相公式,可以在只调节配相值而不改变每个阵元辐射强度的前提下形成多波束,从而实现丰富的天线波瓣形状,逼真的模拟相控阵靶标雷达天线副瓣的辐射起伏特性。文献[7]使用 FDTD 数值仿真算法,分析了复杂的车载短波与超短波天线系统的电磁兼容特性。文献[8]利用有限积分法(FIT)对 3 种不同车载天线的增益方向图及其在车内的电磁场分布情况进行了仿真研究,并分析了改变天线增益曲线的方法。文献[9]建立了计算 GPS 天线流体动力的数学模型,并建立了 GPS 天线升出后对 GPS 导航定位精度影响的数学模型。文献[10]将自适应滑模变结构方法应用于卫星天线跟踪指向控制伺服系统。文献[11]对 PCM/FM 系统建立了信号仿真模型,然后提出了一种基于 RLS-CMA 和 MLMS-CMA 算法的混合数字波束形成方案,最后在 4 阵元均匀线阵下对系统进行了仿真分析。文献[12]对中继卫星与用户航天器之间建立星间链路的平台可见性条件进行了分析,提出了计算平台可见的一种简单算法,在该模型下,只要航天器与中继星之间的连线没有被其他物

体遮挡即可认为它们互相可见。这种模型实现比较简单,但是在实际任务中天线都是固定在航天器/中继星上的,只能在一定范围内活动,并非 360°全向天线。例如,航天器指向中继星的天线通常在其背上,而且该天线不可能转到其腹部指向地球。因此文献[12]提出的计算方法计算出的可见性范围要比实际任务中的范围大很多。可以看出,目前该领域研究天线物理特性的工作较多^[13-17],但研究航天领域天线指向模型及天线发现目标的工作很少,因此,本文将研究航天器上非 360°全向天线模型的建模与仿真问题,由简到繁给出了从二维特殊情况到三维空间航天器含姿态信息时天线模型可见中继星的判定方法。

1 仿真模型

为适应航天任务需要,本文的仿真系统采用高层体系结构(HLA)设计,各功能独立的部分设立为联邦成员,其体系结构图如图 1 所示。中继星联邦成员和天线分系统联邦成员均接收动力学仿真联邦成员发布的轨道姿态交互类,分别计算相互间的可见性,然后根据计算出的可见性决定中继链路是否可以建立。本文将以前述天线分系统如何判断航天器是否可见中继星为例研究可见性判定方法,由于该过程与航天器、中继星本身特性无关,因此,中继星对航天器的可见性也可类似判出。

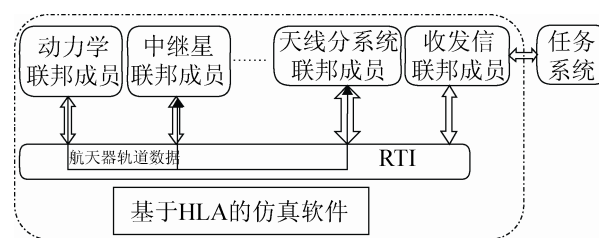


图 1 仿真软件体系结构图

2 实体天线模型

在本文中,用 (x, y) 表示点的二维直角坐标, (α, r) 表示点的二维极坐标,用 (x, y, z) 表示点的三维直角坐标, (α, β, r) 表示点的三维极坐标。两向

量内积： $n_1 \cdot n_3 = |n_1| \cdot |n_3| \cdot \cos \delta$ 。设航天器天线的最大观测范围与法线的夹角为 θ ，以地心为原点，航天器 A 的位置矢量为 n_1 ，中继星的位置矢量为 n_2 ，则航天器到中继星的矢量 $n_3 = n_2 - n_1$ 。因为航天器天线观测中继星的充要条件是航天器与中继星连线和法线的夹角小于天线的最大观测范围角 θ ，所以本节将以此为目标建立相应的天线模型并给出计算方法。

2.1 通视模型

虽然文献[12]提出了一种较为简单的计算方法，在该方法中，只要没有遮挡，就认为空间两点互相可见。但是该方法需确定直线方程，并判断其与地球的交点问题，计算略为繁琐。本节给出一种更为简单的通视模型计算方法，在二维平面中，令 $n_i = (x_i, y_i) = (\delta_i, r_i)$, $i=1, 2, 3$ 。当航天器与中继星恰好可见时，这两点的连线恰好与地球相切，由图 2 可知，中继星-地心-航天器之间的夹角为 $\theta_1 + \theta_2$ 。因此，航天器在任一位置 A' 时，设其与地心-中继星的夹角 θ ，则 $0 \leq \theta \leq \pi$ ，又因为余弦 \cos 函数在 $[0, \pi]$ 上是单调递减函数且 $0 < \theta_1 + \theta_2 < \pi$ ，所以当 $\theta \leq \theta_1 + \theta_2$ ，即 $\cos \theta \geq \cos(\theta_1 + \theta_2)$ ，则航天器可见中继星，否则两者不可见。而航天器-地心-中继星的夹角 θ 满足：

$$|n_1| \cdot |n_2| \cdot \cos \theta = n_1 \cdot n_2$$

现在的问题归约到计算 $\cos(\theta_1 + \theta_2) = \cos \theta_1 \cos \theta_2 - \sin \theta_1 \sin \theta_2$ 。又因为已知航天器飞行高度 h_1 、中继星距地面的高度 h_2 、地球半径 R ，因此有 $|n_1| = h_1 + R$ 、 $|n_2| = h_2 + R$ ，则 $\cos \theta_1 = R/|n_1| = R/(h_1 + R)$ ， $\cos \theta_2 = R/|n_2| = R/(h_2 + R)$ ， $\sin \theta_1 = (h_1^2 + 2h_1R)^{1/2}/(h_1 + R)$ ， $\sin \theta_2 = (h_2^2 + 2h_2R)^{1/2}/(h_2 + R)$ 。因此，可在仿真开始前将 $\cos(\theta_1 + \theta_2) = d$ 计算出来并在每个仿真步使用该余弦值。

综上所述，在每个仿真步中只需计算航天器的位置矢量和中继星位置矢量的夹角余弦即可快速判断两点间的可见性： $\cos \theta \geq d$ ，当且仅当航天器可见中继星。

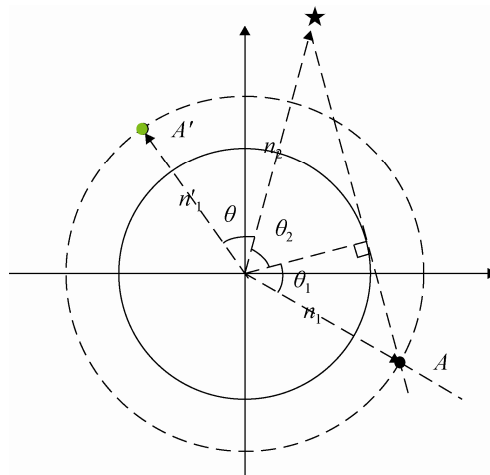


图 2 无遮挡即可见时航天器瞬时图

2.2 二维天线对称模型

当天线可视范围为 $2 * \theta_1$ ，且天线关于垂直船身向上方向左右可调节角度均为 θ_2 时，可将该情况等效为天线法线垂直船身向上且法线与可视范围边缘的夹角 $\theta = \theta_1 + \theta_2$ 。因航天器船身与飞行轨迹相切，所以航天器法线过原点，则其二维航天器瞬时图如图 3 所示。航天器天线观测中继星的角度 β 满足： $|n_1| \cdot |n_3| \cdot \cos \beta = n_1 \cdot n_3$ 。

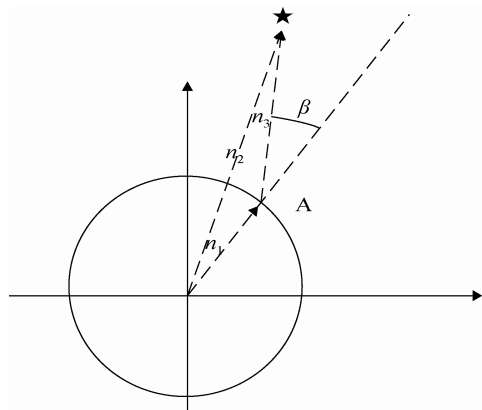


图 3 天线法线反向延长线过地心时航天器瞬时图

在笛卡尔直角坐标系中有： $n_1 \cdot n_2 = x_1 \times x_2 + y_1 \times y_2 + z_1 \times z_2$ 。因此有：

$$\cos \beta = \frac{n_1 \cdot n_3}{|n_1| \cdot |n_3|} = \frac{x_1 x_3 + y_1 y_3}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2} \cdot \sqrt{x_3^2 + y_3^2}}$$

又因为余弦 \cos 函数在 $[0, \pi]$ 上是单调递减函数，因此有：航天器可见中继星仅当

$$\begin{aligned} \beta &\leq \theta \\ \cos \beta &\geq \cos \theta \end{aligned} \quad (1)$$

2.3 二维天线固定指向模型

某些航天器上天运行时, 由于某些原因天线可视范围关于船身的垂线不对称, 则不能采用上节的对称模型计算可见性。但是由上节的讨论知, 只需求出法线矢量及中继星是否在天线的可视幅度内即可利用式(1)判断中继星的可见性。本文假设逆时针方向夹角为正, 设航天器的法线与 x 轴方向夹角为 γ , 如图 4 所示。航天器的极坐标为 $n_1=(\alpha:r)$, 航天器到中继星(n_2)的矢量 $n_3=n_2-n_1$, 如图 5 所示。则法线与 x 轴方向的夹角为 $\gamma-\pi/2+\alpha$, 所以法线矢量为 $n_0=(\gamma-\pi/2+\alpha:1)$, 由内积的定义可知 $\cos\beta=(n_0\cdot n_3)/(|n_0|\cdot|n_3|)$, 因此将其代入式(1)有:

航天器可见中继星, 仅当 $\cos\beta=(n_0\cdot n_3)/(|n_0|\cdot|n_3|)\geq\cos\theta$ 。

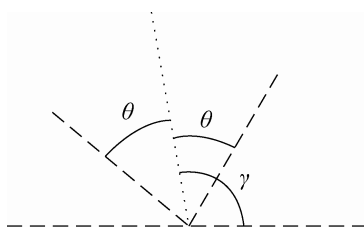


图 4 天线模型

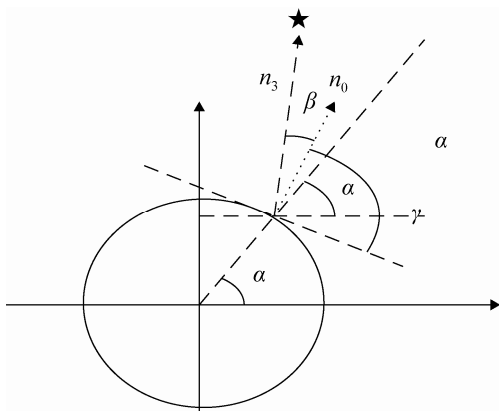


图 5 天线法线反向延长线不过地心时航天器瞬时图

2.4 三维天线模型

在三维空间中, 如果天线可视范围的等效法

线的反向延长线过原点, 则原点-航天器-中继星-天线法线在同一平面上, 在这个平面上计算天线对中继星的可见性即已退化到二维平面上的计算, 如第 2.2 节所示。因此本节将主要研究天线可视范围的等效法线的反向延长线不过原点的情况。由于三维空间中天线的可视范围边界与法线夹角为 θ , 而中继星当且仅当在天线可视的圆锥中时, 航天器可见中继星。因此在中继星-天线法线确定的平面中, 通过充要条件(1)即可知航天器与中继星的可见性。

2.4.1 基本概念

定义(航天器模型坐标系) 航天器水平放置时, 船头方向为 x 轴正方向, 地心与其质心连线方向为 z 轴正方向, x-y-z 符合右手法则。

定义(质心坐标系) 航天器行进方向为 x 轴正方向, 地心与其质心连线方向为 z 轴正方向, x-y-z 符合右手法则。

定义(俯仰角) 在航天器模型坐标系中, 航天器绕 y 轴逆时针旋转的角度 δ_1 。

定义(偏航角) 在航天器模型坐标系中, 航天器绕 z 轴逆时针旋转的角度 δ_2 。

定义(滚动角) 在航天器模型坐标系中, 航天器绕 x 轴逆时针旋转的角度 δ_3 。

定义(绕轴旋转矩阵) 绕 z 轴逆时针旋转 δ 角的变换矩阵为

$$R_z(\delta) = \begin{bmatrix} \cos \delta & -\sin \delta & 0 \\ \sin \delta & \cos \delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

定义(向量外积) $n_1 \times n_2 = n \cdot |n_1| \cdot |n_2| \cdot \sin \delta$, 其中, δ 是两矢量的夹角, n 是与 n_1, n_2 垂直, 其方向由右手法则确定的单位矢量。

在笛卡尔直角坐标系中有: $n_1 \cdot n_2 = x_1 \cdot x_2 + y_1 \cdot y_2 +$

$$z_1 \cdot z_2, \quad n_1 \times n_2 = \begin{bmatrix} u_x & u_y & u_z \\ x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \end{bmatrix} \quad u_x, u_y, u_z \text{ 分别是 } x, y, z$$

的单位矢量。

2.4.2 计算过程

设点 $A(x_1, y_1, z_1)$ 为航天器的质心，其前进方向为 n 。其航天器坐标示意图如图 6 所示，其三维空间瞬时图形如图 7 所示。

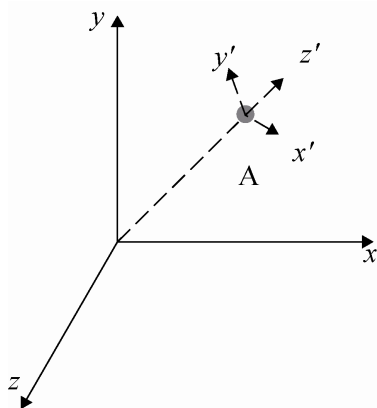


图 6 三维空间航天器坐标示意图

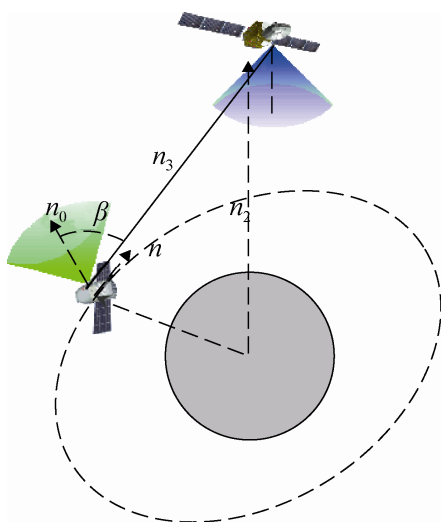


图 7 带姿态信息的三维空间航天器瞬时图

因航天器绕地心作圆周运动，因此其前进方向为其运动圆周的切线方向，也即前进方向与地心到质心的矢量垂直，则可通过如下步骤将地固系坐标变换到质心坐标系。首先，将坐标原点平移到点 A，平移矩阵为

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -x_1 \\ 0 & 1 & 0 & -y_1 \\ 0 & 0 & 1 & -z_1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

考虑图 6 中以前进方向为 x 轴方向的局部坐标系 $x'-y'-z'$ ，并简单地建立以局部单位坐标向量为列的矩阵。此时先假设各姿态角均为 0，以航天器行进方向 n 为 x' 轴， $u'_x=n/|n|$ ，以地心和 x' 轴构成 $x-z$ 平面，则 y' 轴为 $u'_y=(u_1 \times u'_x)/(|u_1 \times u'_x|)$ ，因此 $u'_z=(u'_x \times u'_y)/(|u'_x \times u'_y|)$ ，则有变换矩阵

$$R_1 = \begin{bmatrix} u'_x & 0 \\ u'_y & 0 \\ u'_z & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

R_1 分别将 u'_x, u'_y, u'_z 变换到 x, y, z 坐标轴上，此时所在的坐标系为航天器模型坐标系。在此坐标系下，中继星的位置矢量 $n'_3=R_1 \cdot T \cdot n_2=R_1 \cdot n_3$ 。

现在再考虑航天器的姿态信息。由于航天器在任何位置的俯仰、偏航、滚动角分别是绕相应轴旋转得到的，因此在航天器中加入姿态信息的变换矩阵为 $R_2=R_x(\delta_3) \cdot R_z(\delta_2) \cdot R_y(\delta_1)$ 。

假设在航天器模型坐标系下，天线法线过质心，且法线的矢量为 n_0 ，则在考虑航天器姿态的前提下，法线矢量为 $n'_0=R_2 \cdot n_0$ 。又因为中继星-航天器-天线法线的夹角 β 满足： $\cos\beta=(n'_0 \cdot n'_3)/(|n'_0| \cdot |n'_3|)$ 。将中继星的位置矢量和法线矢量代入上式即可求出 $\cos\beta$ ，然后可利用式(1)给出的充要条件判断航天器是否可见中继星。

3 实验

本文用 C 语言实现了本文给出的几种计算方法，并在仿真系统中进行了仿真实验。为了比较方便，在天线法线过原点模型中设置 $\theta=90^\circ(=1.507$ 弧度)和 0.8 弧度 2 种情况；在带姿态信息模型中将俯仰角、偏航角、滚动角设置为 0，且 $\theta=0.8$ 弧度；天线相对航天器的法线矢量设置为(0, 0, 1)，即垂直航天器指向上方。实验结果如图 8 所示，其中横坐标为圈次，纵坐标为可见时间百分比。

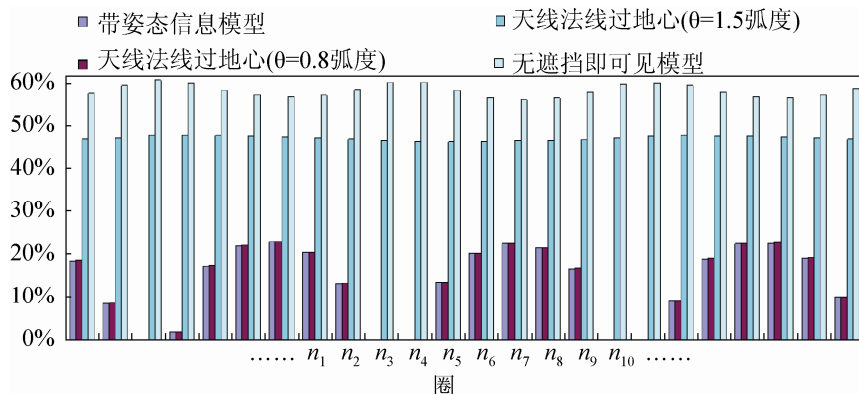


图 8 可见时间占各圈时间的比例图

由图 8 可知, 无遮挡即可见模型的可见弧度在 50% 以上, 天线法线过地心且 $\theta=90^\circ$ 的模型与之比较接近, 几乎达到 50% 的可见弧度。带姿态信息的模型由于姿态信息均为 0, 且和天线法线过地心模型($\theta=0.8$)具有相同 θ 值, 因此其可见弧段基本一致, 但是带姿态信息的模型的可见弧段略小于天线法线过地心模型($\theta=0.8$), 这是因为带姿态信息的模型的前进方向是实时计算出来的, 是用两个仿真步间航天器 xyz 坐标增量表示的, 因此存在一定的误差, 并且该误差使得中继星在航天器可见范围略有减小。从图中可以看出, 4 种模型计算的可见弧段随圈数的不同而变化, 这是因为中继星相对地球静止(即其星下点的坐标不变), 而航天器虽然轨道固定, 但由于地球自转的缘故, 其星下点在向西漂移, 因此其可见弧度成周期性变化。带姿态信息的星下点分别如图 9 所示, 其中, 黄线代表航天器可见中继星的弧段, 红线代表航天器不可见中继星的弧段。从星下点的图形中可以看出, 当航天器靠近两极、恰与中继星分居地球两侧时, 在中继星距航天器最近的弧段中, $\theta=0.8$ 的模型就无法观测到中继星, 而此时无遮挡即可见模型可见中继星的弧度达到最大。

图 10 给出了某次任务中随机选取的四次航天器可见中继星的时间占航天器绕行地球一圈所用时间的比例, 该比例与本文的“天线法线过原点模型($\theta=0.8$ 弧度)”和“带姿态信息模型”基本一致。另外两种简单模型的可见弧段的长度比例是实际情

况的两倍多, 从而严重影响对实战系统的验证, 因此这两种简单模型都不适应航天测控仿真系统。

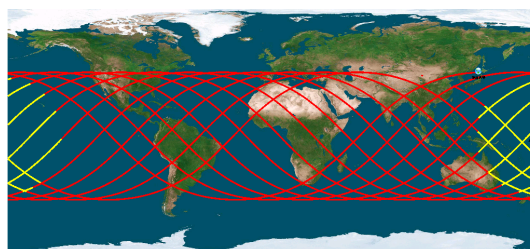


图 9 带姿态信息的天线模型的星下点

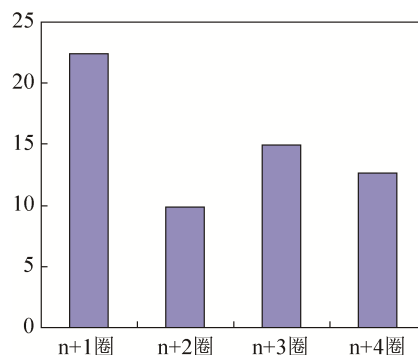


图 10 某次任务的可见时间比例

综上所述, 当航天器的姿态信息不需考虑且天线垂直船体向上时, 可采用天线法线过地心模型简化计算, 在需要考虑姿态或天线指向问题时, 带姿态信息的天线模型可以更准确地模拟航天器天线指向情况。在对可见弧段仿真要求不高的情况下, 可采用计算较简单的模型; 在对航天实战任务的验证中, 可见弧段的长度关系到航天器是否进入测控盲区等关键测控问题, 因此应当采用更为精细的带姿态信息的模型。

4 结论

文献[12]给出的计算平台可见性的简单算法可见范围太大,与本文给出的无遮挡即可见模型的可见范围一致,其可见弧段超过 50%。如此大的范围远超过了实际任务的有效弧段,用在仿真系统里不利于验证任务系统的有效性和可靠性。为实现载人航天仿真软件对航天器与中继星可见性准确判断,本文研究了非 360°全向天线模型,并在这些模型的假设下研究了航天器与中继星的可见性判定方法。实验表明三维空间天线模型可以有效地模拟航天器与中继星的可见范围。在载人航天任务中,由于航天器的轨道和姿态信息会动态变化,因此可以采用带航天器姿态信息的天线模型计算可见性。在北京飞行控制中心的仿真系统中已采用带姿态信息的天线模型计算空间实体的可见性,仿真结果与实际的航天任务数据基本吻合。

未来的工作有:(1) 研究中继星同时跟踪多个航天器的可见性计算方法;(2) 天线可在一定范围内移动时,动态改变天线矢量的可见性计算方法等。

参考文献:

- [1] W M Holmes. NASA's tracking and data relay satellite system [J]. IEEE Communications (S0148-9615), 1978, 16(5): 13-20.
- [2] 杨秀坤, 杨秀玲. 卫星接收天线仰角计算新公式 [J]. 有线电视技术, 2010, 25(1): 38-41.
- [3] 孙晓利. 线天线方向图自动测量系统设计 [D]. 大连: 大连理工大学, 2009.
- [4] 杨海涛, 赵洪利. 星际链路天线的建模与仿真 [J]. 系统仿真学报, 2005, 17(11): 2586-2588.
- [5] 朱敏波, 钟杨帆, 段宝岩. 星载天线在轨热变形多因素影响仿真分析 [J]. 系统仿真学报, 2007, 19(6): 1376-1378.
- [6] 刘伟, 曾涛. 相控阵靶标雷达天线副瓣辐射特性模拟新方法 [J]. 系统仿真学报, 2008, 20(13): 3617-3621.
- [7] 范喜全, 匡镜明, 别晓武. 车载多天线系统的仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2008, 20(10): 2637-2639.
- [8] 祝言菊, 李永明, 俞集辉, 等. 不同车载天线电磁特性的仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2009, 20(24): 7956-7960.
- [9] 杜晓旭, 宋保维, 罗钰, 等. GPS 天线对近水面航行 AUV 操纵性的影响分析 [J]. 系统仿真学报, 2008, 19(22): 87-89.
- [10] 余创, 刘向东. 基于自适应滑模变结构的卫星天线指向伺服控制系统设计 [J]. 系统仿真学报, 2007, 18(6): 1351-1353.
- [11] 贺寓东, 邵贝贝, 周邦华, 等. CM/FM 智能天线遥测系统仿真 [J]. 系统仿真学报, 2006, 17(增 2): 646-649.
- [12] 马满好, 邱涤珊, 黄维, 等. 中继卫星星间链路的天线资源分配策略研究 [J]. 计算机仿真, 2009, 26(2): 101-106.
- [13] 王帅涛, 朱素英. 一种 Peano 结构的圆极化微带天线设计 [J]. 计算机仿真, 2013, 30(7): 191-194.
- [14] 沈笑云, 孟健, 焦卫东. ILS 对进近着陆支持情况的三维可视化仿真 [J]. 计算机仿真, 2013, 30(5): 63-67.
- [15] 汪泉弟, 罗宏伟. 旋转抛物面天线馈源相位中心的仿真分析 [J]. 重庆大学学报, 2013, 36(4): 45-50.
- [16] 田强, 刘铖, 刘丽坤, 等. 变拓扑卫星环形桁架天线展开动力学研究 [J]. 系统仿真学报, 2013, 25(6): 1351-1358.
- [17] 桂长德, 韦高, 石帅. 一种小型 WLAN 双频天线的设计 [J]. 计算机仿真, 2013, 30(2): 183-186.