

星载抛物面天线视在相位中心确定方法及应用

沈迎咏, 高晶波, 王 聪

(哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 星载抛物面天线成像过程中对波束的指向精度有较高要求, 而波束指向精度在很大程度上取决于天线相位中心的位置精度。基于抛物面天线工作原理及视在相位中心的定义, 提出一种抛物面天线视在相位中心的确定方法。在此基础上, 通过卫星在轨多体系统仿真分析, 给出了卫星机动过程中的视在相位中心坐标范围, 并利用最小二乘法分析了视在相位中心坐标偏移量。进一步对比分析了有阻尼器和无阻尼器连接方式对天线视在相位中心偏移量的影响关系, 为后续抛物面天线指向精度研究提供了理论基础。

关键词: 抛物面天线; 指向精度; 视在相位中心; 位置偏差

中图分类号: TP391.9 文献标志码: A 文章编号: 2096-4080 (2019) 01-0001-07

A Method of Determining Phase Centers and Its Application to Parabolic Antenna

SHEN Yingyong, GAO Jingbo, WANG Cong

(Department of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The accuracy requirement of beam pointing is high in imaging process of spaceborne parabolic antenna, and the accuracy of beam pointing depends largely on the positional accuracy of antenna phase center. Based on the working principle of parabolic antenna and the definition of apparent phase center, this paper proposes a method for determining the apparent phase center of a parabolic antenna. On this basis, through the satellite on-orbit multi-body system simulation analysis, the apparent phase center coordinate range of the satellite maneuvering process is given, and the apparent phase center coordinate offset is analyzed by the least squares method. Furthermore, the influence of the connection modes with and without dampers on the phase offset of the antenna is compared and analyzed, which provides a theoretical basis for the subsequent study of the pointing accuracy of the parabolic antenna.

Key words: Parabolic antenna; Pointing accuracy; Apparent phase center; Positional deviation

0 引言

随着通信、雷达、人造卫星的发展, 天线在国防领域的应用越来越广泛, 由于抛物面天线具有发射功率大、副瓣较低、结构简单易加工、相

关技术较成熟等优点^[1], 常常被选择作为发射天线或阵列单元。例如 SAR 卫星^[2-3]采用大口径可展开抛物面天线, 馈源处安置喇叭天线, 它的主要任务是通过微波成像的方式获取地面目标的图像情报信息, 结合多种成像工作模式, 实现对地面目

收稿日期: 2018-09-07; 修订日期: 2018-11-18

作者简介: 沈迎咏 (1995-), 女, 博士研究生, 主要研究方向为多体系统动力学仿真。

E-mail: shenyingyong12@163.com

标的详查和普查。为了适应微波载荷提出的空间高分辨率、定位高精度、探测高灵敏度的参数指标，卫星天线需具备更高的指向精度^[4]和稳定度^[5]，而这些均与天线的相位中心密切相关。

相位中心在卫星天线研究中占有重要地位。为了实现反射面天线高增益和低副瓣电平的目标，必须把馈源喇叭天线相位中心^[6-10]放置在反射器抛物面的焦点处。由于喇叭天线的辐射场不是理想的球面波，因此不存在严格的相位中心，但实际应用中仍需要确定一个近似的相位中心，并使其与抛物面焦点重合，以便得到最大的天线增益，该点便称为“视在相位中心”^[11-13]。在实际应用中将对视在相位中心进行测量，来替代物理意义上的相位中心。确定喇叭天线的视在相位中心有两种方法：一种是实验方法^[14]，该方法将喇叭天线放置在抛物面天线的焦点附近做轴向移动，确定抛物面天线的增益最大（或者主瓣宽度最窄）时的喇叭天线的位置，从而确定视在相位中心。实验方法虽然简单，但需要进行重复的实验，工作量大，效率低。另一种是从理论近似分析求得^[3]，该分析需要计算抛物面天线主波束一定角度范围内的多个测点的远场相位方向图的相位波动值，当某点方向图的相位波动最小时，这个点就称为天线的视在相位中心，此时抛物面天线视在相位中心的计算公式很复杂，不能直接应用于工程实际中。因此，本文结合具体的实际问题，建立卫星有限元模型，基于多体系统动力学在轨仿真分析，利用抛物面天线的工作原理以及视在相位中心的定义，拟合抛物面天线在机动过程中的视在相位中心位置，并利用最小二乘法分析视在相位中心坐标偏移量。对比分析有阻尼器和无阻尼器两种连接方式对天线视在相位中心偏移量的影响，为抛物面天线指向精度的研究提供参考。

1 抛物面天线工作原理与视在相位中心

抛物面天线是由抛物面反射器和位于其焦点处的馈源组成的面状天线，馈源处通常安置喇叭天线。如图1所示，抛物面天线有以下两个重要的性质^[15]：1) 由焦点 F 发出的射线经反射器抛物面反射后，所有反射线都与抛物面轴线平行；反之，当平行射线沿抛物面轴线入射到抛物面上时，被抛物面反射后，其反射线均汇聚于焦点处。2) 由焦点发出并经抛物面反射的各条射线，到达垂

直于抛物面轴线任一平面时的波程相等，因此，垂直于轴线的平面为等相位面。这两个性质的证明如下：

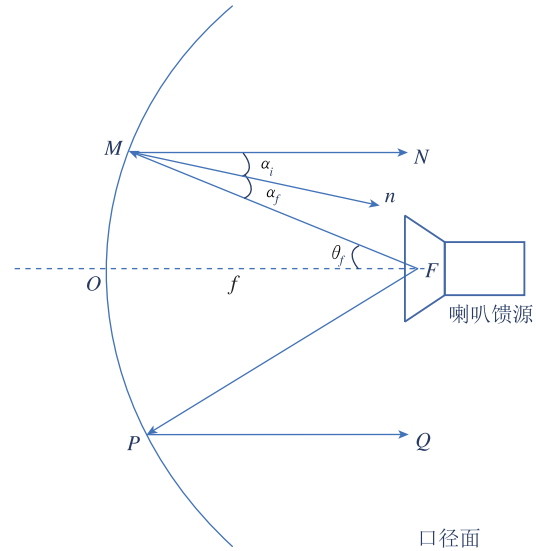


图1 反射器在 xz 平面内的横截面

Fig. 1 Cross section of the reflector in the xz plane

O 点为反射器抛物面的顶点， F 为焦点，焦距为 f ， M 为反射器表面上一点， M 点与焦点 F 的距离为 r_f ，该抛物线用极坐标 (r_f, θ_f) 可表示为

$$r_f = \frac{2f}{1 + \cos\theta_f} = f \sec^2 \frac{\theta_f}{2} \quad (1)$$

表面的法向 \hat{n} 为

$$\begin{aligned} N &= \nabla \left(f - r_f \cos^2 \frac{\theta_f}{2} \right) \\ &= -\hat{r}_f \cos^2 \frac{\theta_f}{2} + \hat{\theta}_f \cos \frac{\theta_f}{2} \sin \frac{\theta_f}{2} \end{aligned} \quad (2)$$

归一化得

$$\hat{n} = \frac{N}{|N|} = -\hat{r}_f \cos \frac{\theta_f}{2} + \hat{\theta}_f \sin \frac{\theta_f}{2} \quad (3)$$

则入射角 α_f 与反射角为 α_i 可以求得

$$\cos \alpha_f = -\hat{r} \cdot \hat{n} = \cos \frac{\theta_f}{2} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \cos \alpha_i &= \hat{z} \cdot \hat{n} \\ &= \left(-\hat{r}_f \cos \frac{\theta_f}{2} + \hat{\theta}_f \sin \frac{\theta_f}{2} \right) \cdot \hat{n} \\ &= \cos \theta_f \cos \frac{\theta_f}{2} + \sin \theta_f \sin \frac{\theta_f}{2} \\ &\equiv \cos \frac{\theta_f}{2} \end{aligned} \quad (5)$$

因此可以得出

$$\alpha_f = \alpha_i = \frac{\theta_f}{2} \quad (6)$$

$$\alpha_f + \alpha_i = \frac{\theta_f}{2} \quad (7)$$

性质 1) 由此可以证明。

下面证明性质 2), 从焦点到口径面的总长度为

$$\begin{aligned} FM + MN &= r_f + r_f \cos \theta_f \\ &= r_f (1 + \cos \theta_f) \\ &= 2f \end{aligned} \quad (8)$$

因为总长度是恒定的, 从焦点处的馈源到达口径平面的波相位也恒定。

以上两个重要的性质是抛物面天线的工作基础。基于以上性质, 抛物面天线用作发射天线时, 位于焦点 F 处的弱方向性馈源向抛物面辐射球面波, 经抛物面反射的电磁波变成沿轴线传输的截面约为抛物面口径的平面电磁波 (相位相同), 使反射器口面场形成均匀分布, 均匀口面场将产生方向性辐射场, 反之, 如果把抛物面天线用作接收天线, 入射波又是平行于抛物面轴线的平行波形式, 经反射器反射后则会把平面波转换成球面波传送到位于焦点位置的馈源 (相位中心), 形成聚集接收, 增加其接收信号的强度。因此, 从物理现象上电磁波相当于从一点发出或者被同一点接收, 定义此点即为抛物面天线视在相位中心。

2 整星多体系统动力学仿真

整星多体模型包括星本体、天线系统、左右对称的帆板等。本文重点研究天线视在相位中心, 因此将星本体视为刚体, 馈源简化为圆形平面薄板, 如图 2 所示。整星在方位向 (X 轴) 上定轴转动, 范围为 $0^\circ \sim 90^\circ$, 这个过程中保持动中成像, 有指向精度与稳定度要求, 然后成像结束, 恢复初始位置, 调姿曲线如图 3 所示。本文仿真环境是: 整星受到距离向即 x 轴正方向的飞轮干扰力、飞轮干扰力矩以及太阳电池阵驱动机构 (SADA) 扰动。飞轮干扰力及干扰力矩采用四阶谐波叠加

$$m(t) = \sum_{i=1}^n C_i \Omega^2 \sin(2\pi h_i \Omega t + \alpha_i) \quad (9)$$

其中, $m(t)$ 为扰动力或扰动力矩; n 为模型中含有的谐波数; Ω 为转速; h_i 为第 i 次谐波数; C_i 为与 $m(t)$ 相应的第 i 次谐波的幅值, 单位为 N/Hz^2 或 $\text{N} \cdot \text{m}/\text{Hz}^2$; α_i 为随机相位角, 假设均匀

分布在 $[0, 2\pi]$ 。本文仿真分析中, 飞轮转速为 6000r/s , 飞轮谐波系数如表 1 所示, 飞轮干扰力如图 4 所示, 飞轮干扰力矩如图 5 所示。考虑 SADA 扰动时, 由于轴向干扰力矩为主要扰动因素, 径向干扰力为次要扰动因素, 本次仿真忽略 SADA 干扰力的影响, 只建立 SADA 扰动力矩的模型, 干扰力矩的均值为 $2\text{N} \cdot \text{m}$, 方差为 $0.3 (\text{N} \cdot \text{m})^2$, 如图 6 所示。

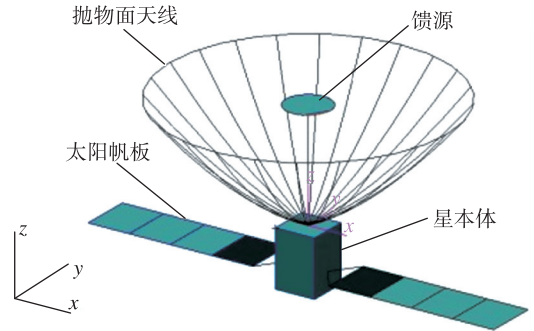


图 2 整星仿真模型

Fig. 2 Whole star simulation model

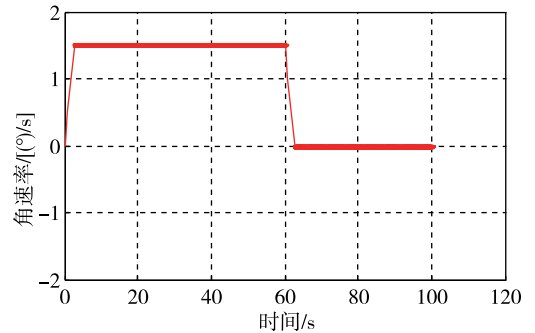


图 3 整星调姿曲线

Fig. 3 Whole star attitude curve

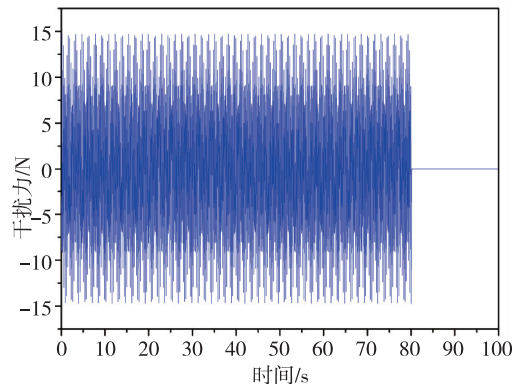


图 4 飞轮干扰力曲线

Fig. 4 Flywheel interference force curve

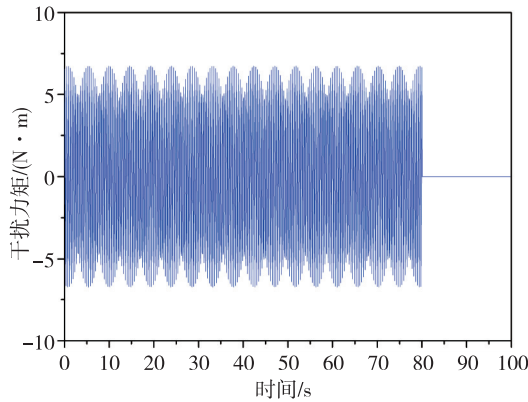


图5 飞轮干扰力矩曲线

Fig. 5 Flywheel interference torque curve

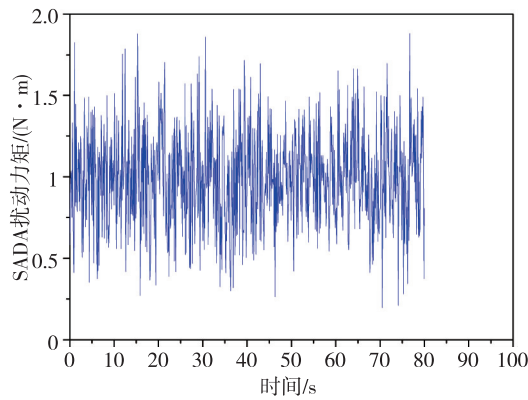


图6 SADA 扰动力矩曲线

Fig. 6 SADA interference torque curve

采用不同的连接方式进行仿真分析,各仿真工况如表2所示,分析不同工况下视在相位中心的位置。

表1 飞轮谐波系数

Tab. 1 Flywheel harmonic coefficient

谐波系数		干扰力参数		谐波系数		驱动力矩参数	
h_i	c_i ($10^{-7} \text{N}/\text{Hz}^2$)	h_i	c_i ($10^{-7} \text{N} \cdot \text{m}/\text{Hz}^2$)	h_i	c_i ($10^{-7} \text{N} \cdot \text{m}/\text{Hz}^2$)	h_i	c_i ($10^{-7} \text{N} \cdot \text{m}/\text{Hz}^2$)
1	0.7852	1.0	0.3239	1.0	0.3239	1.0	0.3239
2	0.2984	2.0	0.0744	2.0	0.0744	2.0	0.0744
3	0.0777	2.90	0.0309	2.90	0.0309	2.90	0.0309
4	0.1036	3.88	0.0472	3.88	0.0472	3.88	0.0472

表2 多体动力学仿真工况

Tab. 2 Multi-body dynamics simulation conditions

工况	连接方式
工况1	无阻尼器连接
工况2	阻尼器连接

3 天线视在相位中心的计算

采集不同仿真工况下反射器抛物面标志点坐标,利用最小二乘法拟合抛物面方程。仿真过程中,坐标原点放置在天线底部中心,采集 xz 面与 yz 面天线内反射表面标志点坐标,分别拟合计算焦点 (x_0, z_0) 和 (y_{90}, z_{90}) ,得到视在相位中心 $(x_0, y_{90}, (z_0 + z_{90})/2)$ 。下面以天线不动时为例求解天线视在相位中心。

初始时刻 xz 面与 yz 面天线内反射面标志点坐标如表3、表4所示,利用最小二乘法分别拟合标志点如图7中(a)、(b)所示,可得 xz 面拟合曲线为

表3 xz 面内标志点坐标Tab. 3 Marker points coordinates in the xz plane

x	z	x	z	x	z	x	z
-6100.0	3072.4	-3405.3	988.7	5743.9	2763.7	2969.3	751.4
-5743.9	2763.7	-2969.3	751.4	5387.9	2455.0	2519.8	540.4
-5387.9	2455.0	-2519.8	540.4	5020.8	2139.8	2057.6	359.3
-5020.8	2139.8	-2057.6	359.3	4634.8	1827.6	1583.7	211.4
-4634.8	1827.6	-1583.7	211.4	4237.5	1529.8	1100.0	100.0
-4237.5	1529.8	-1100.0	100.0	3827.9	1249.2	—	—
-3827.9	1249.2	6100.0	3072.4	3405.3	988.7	—	—

表 4 yz 面内标志点坐标

Tab. 4 Marker points coordinates in the yz plane

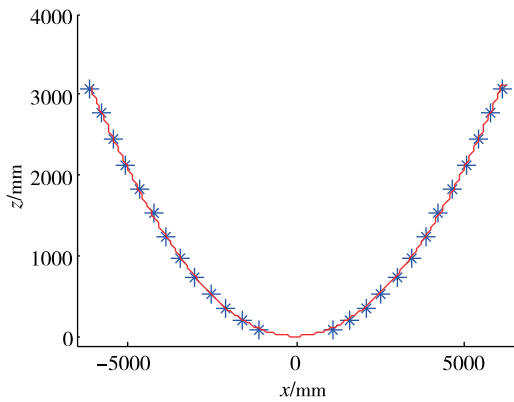
y	z	y	z	y	z	y	z
-6100.0	3072.4	-3405.3	988.7	5743.9	2763.7	2969.3	751.4
-5743.9	2763.7	-2969.3	751.4	5387.9	2455.0	2519.8	540.4
-5387.9	2455.0	-2519.8	540.4	5020.8	2139.8	2057.6	359.3
-5020.8	2139.8	-2057.6	359.3	4634.7	1827.7	1583.7	211.4
-4634.8	1827.6	-1583.7	211.4	4237.4	1529.9	1100.0	100.0
-4237.5	1529.8	-1100.0	100.0	3827.9	1249.2	—	—
-3827.9	1249.2	6100.0	3072.4	3405.3	988.7	—	—

$$z = 8.3443 \times 10^{-5} x^2 - 5.7066 \times 10^{-8} x + 1.5001 \quad (10)$$

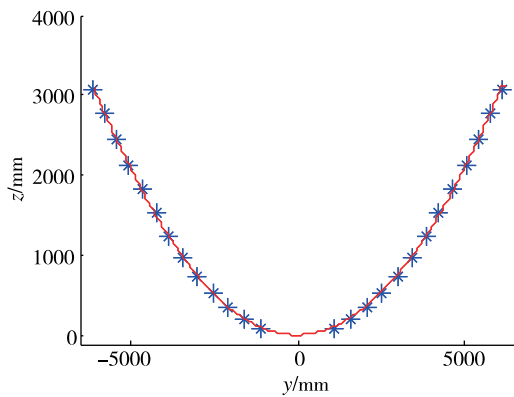
得其焦点 (x_0, z_0) 为 $(3.4149 \times 10^{-2}, 3011.0739)$, yz 面拟合曲线为

$$z = 1.8343 \times 10^{-5} y^2 + 4.2329 \times 10^{-6} y + 1.5007 \quad (11)$$

得其焦点 (y_{90}, z_{90}) 为 $(-0.0253, 3011.0582)$, 即可得到视在相位中心 $(x_0, y_{90}, (z_0 + z_{90})/2)$ 为 $(3.4149 \times 10^{-2}, -0.0253, 3011.0661)$ 。



(a) xz 面内拟合面



(b) yz 面内拟合面

图 7 抛物面拟合图
Fig. 7 Parabolic fitting

依照此方法可以拟合得到天线机动过程中的相位中心, 利用最小二乘法拟合可得视在相位中心坐标偏移量, 从而可得天线机动过程中的视在相位中心坐标范围。进行仿真工况 1 时, 天线与中心平台无阻尼器连接, 拟合可得视在相位中心坐标偏移量如图 8 所示。从图 8 中可以看出, 视在相位中心在天线机动过程中受到飞轮干扰以及 SADA 扰动的影 响, x 坐标的偏移量范围 $\Delta x \in (-0.2169, 0.2358)$, y 坐标的偏移量范围 $\Delta y \in (-0.0184, 0.0249)$, z 坐标的偏移量范围 $\Delta z \in (-0.1569, 0.2093)$, 由于整星在方位向 (x 轴) 定轴转动, 因此 y 坐标偏移量最小。

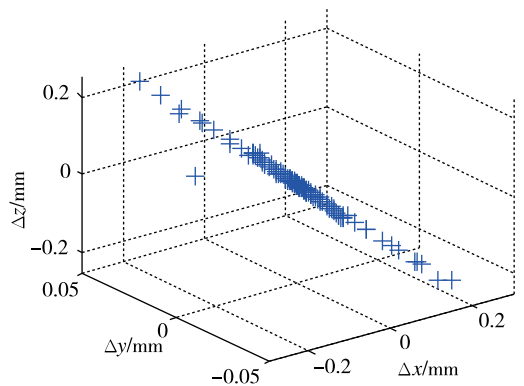


图 8 无阻尼器连接时天线视在相位中心偏移量
Fig. 8 The deflection of the antenna in the phase center when the damper isn't connected

进行仿真工况 2 时, 天线与中心平台有阻尼器连接, 拟合可得视在相位中心坐标偏移量如图 9 所示。从图 9 中可以看出, 视在相位中心在天线机动过程中受到飞轮干扰力、干扰力矩以及 SADA 扰动的影 响, x 坐标的偏移量范围 $\Delta x \in (-0.0988, 0.0953)$, y 坐标的偏移量范围 $\Delta y \in (-0.0160, 0.0170)$, z 坐标的偏移量范围 $\Delta z \in (-0.0011, 0.0010)$, 由于阻尼器的作用, 视在

相位中心的坐标偏移量都减小,其中 z 坐标偏移量最小。

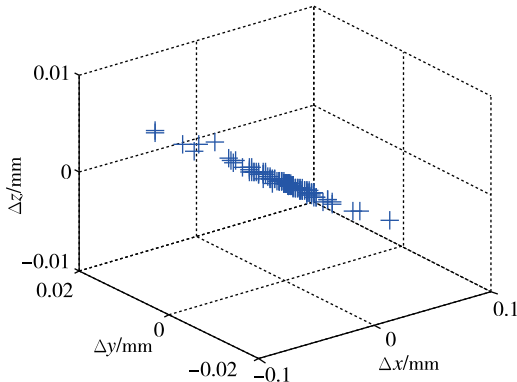


图9 有阻尼器连接时天线视在相位中心偏移量
Fig.9 The deflection of the antenna in the phase center when the damper is connected

对比两种工况下的视在相位中心的变动范围,如表5所示,整星在方位向(X 轴)上定轴转动,范围从 $0^\circ \sim 90^\circ$,受到距离向即 x 轴正方向的飞轮干扰力、干扰力矩以及SADA扰动,有阻尼器连接的天线视在相位中心的振动量明显小于无阻尼器连接的情况,阻尼器连接方式的天线视在相位中心最大偏移量 Δz 的变化量比无阻尼器连接的天线降低了两个数量级。

表5 视在相位中心偏移量对比

Tab.5 Apparent phase center offset comparison

偏移量	Δx	Δy	Δz
有阻尼器	(-0.0988, 0.0953)	(-0.0160, 0.0170)	(-0.0010, 0.0011)
无阻尼器	(-0.2169, 0.2358)	(-0.0184, 0.0249)	(-0.1569, 0.2093)

4 结论

本文针对星载抛物面天线成像过程中对波束的指向精度的要求,提出了天线视在相位中心的确定方法,并利用多体系统仿真方法研究了卫星机动过程中的视在相位中心范围及影响因素,得到以下结论:

1) 给出了抛物面天线视在相位中心的定义,并利用最小二乘法拟合得到了天线视在相位中心的位置。

2) 天线视在相位中心的偏移量的分量受天线运动方向的影响,整星在方位向(X 轴)上定轴转动, x 坐标偏移量最大。

3) 天线在机动过程中,无阻尼连接的天线视在相位中心的 z 偏移量在(-0.1569, 0.2093)范围内,有阻尼器连接的天线视在相位中心的 z 偏移量在(-0.0010, 0.0011)范围内,最大偏移量降低了两个数量级;无阻尼连接的天线视在相位中心 x 偏移量在(-0.2169, 0.2358)范围内,有阻尼器连接的天线视在相位中心的 x 偏移量在(-0.0988, 0.0953)范围内,最大偏移量降低一个数量级,阻尼器对天线视在相位中心 x, z 方向的震荡有明显的抑制。

以上不同工况的仿真结果表明,本文所提出的方法能够准确给出机动过程中抛物面天线视在相位中心,为抛物面天线指向精度和稳定度分析提供理论基础。

参考文献

- [1] 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.
- [2] 盛磊, 葛家龙. 快速响应星载 SAR 载荷技术研究 [J]. 雷达科学与技术, 2012, 10 (5): 471-475 + 480.
- [3] 赵志伟, 金丽花. 国外 SAR 卫星总体技术发展现状及启示 [J]. 航天器工程, 2010, 19 (4): 86-91.
- [4] 郑元鹏. 面天线结构动态误差对指向精度的影响 [J]. 无线电通信技术, 2002, 28 (6): 37-39.
- [5] 周云林, 吕苗. 一种高相位中心稳定度层叠双频段导航天线的设计 [C]. 全国微波毫米波会议, 2015.
- [6] Baur K. The phase center of aperture radiators [J]. Arch. Elek. Übertragung, 1955, 9: 541-546.
- [7] Hu Y Y. A method of determining phase centers and its application to electromagnetic horns [J]. Journal of the Franklin Institute, 1961, 271 (1): 31-39.
- [8] Ujiie H, Yoneyama T, Nishida S. A consideration of the phase center of aperture antennas [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1967, 15 (3): 478-480.
- [9] Muehldorf E I. The phase center of horn antennas [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1970, 18 (6): 753-760.
- [10] 林昌禄, 陈海, 吴为公. 近代天线设计 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 1990: 407-420.
- [11] 唐璞, 李欣, 王建, 等. 计算天线相位中心的移动参考点法 [J]. 电波科学学报, 2005, 20 (6): 725-728.
- [12] 柯炳清, 丁克乾. 天线相位中心的推算及标定 [J].

- 遥测遥控, 2009, 30 (6): 66-69.
- [13] 任晓飞, 赵地, 龚书喜, 等. 天线阵元相位中心的一种测量方法 [J]. 舰船电子对抗, 2014, 37 (2): 103-106.
- [14] 张志华, 陈辉, 秦顺友, 等. 馈源喇叭相位中心测量及误差分析 [J]. 无线电通信技术, 2011, 37 (5): 28-30.
- [15] Stutzman W L, Thiele G A. Antenna theory and design [M]. John Wiley & Sons, 1998: 300-306.

引用格式: 沈迎咏, 高晶波, 王聪. 星载抛物面天线视在相位中心确定方法及应用[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (1): 1-7.

Citation: Shen Y Y, Gao J B, Wang C. A method of determining phase centers and its application to parabolic antenna [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (1): 1-7.