星载大型反射面天线的刚-柔-姿控一体 化在轨振动分析方法

柳翠翠,葛东明,邓润然,邹元杰,史纪鑫

(北京空间飞行器总体设计部,北京100094)

摘 要:随着大型可展开环形天线在航天器上的应用,口径越来越大,指标更加严格,卫星姿控、轨控、太阳翼驱动 等导致的机械运动必然会引起大型反射面天线的振动,从而造成电性能降低,影响任务完成质量。提供了一种获取大型环 形天线在轨振动影响的刚-柔-姿控一体化分析方法,建立了集扰动源、整星刚柔耦合动力学模型、姿态控制系统、天线振 动影响分析的一体化仿真分析模型,实现了在典型扰动模式下的环形天线的振动响应计算、环形天线整体指向和变形计 算。分析结果为天线在轨振动影响分析、性能指标预示、振动传递机理及抑制措施提供支持。

关键词:卫星;可展开网状天线;在轨振动;一体化分析

中图分类号: V414 文献标识码: A 文章编号: 2095-7777(2017)04-0355-06 **DOI:**10.15982/j.issn.2095-7777.2017.04.007

引用格式:柳翠翠,葛东明,邓润然,等.星载大型反射面天线的刚-柔-姿控一体化在轨振动分析方法[J].深 空探测学报,2017,4(4):355-360.

Reference format: Liu C C, Ge M D, Deng R R, et al. Rigid-fiexible-attitude control integrated in-orbit vibration analysis method for large satellite reflector antennas[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4 (4) : 355-360.

0 引 言

随着航天事业的发展和国防建设的迫切需要,各 国正在研制各类带有大型天线的新型电子侦察卫星、 通信卫星和对地观测系统等一系列新型航天器。这些 航天器的大型柔性可展开天线,呈现典型的大柔性、 轻质量、弱阻尼、非线性等复杂动力学特性,给这类 航天器带来一系列动力学与控制难题^[1-3]。未来将有越 来越多的大型可展开天线在航天器上应用,口径也会 越来越大,指标更加严格,卫星姿轨控、热致振动等 导致的机械运动必然会引起大型反射面天线的振动, 从而造成电性能降低,影响任务完成质量^[4-6]。

带大型可展开网状天线结构的卫星,整星呈现出 典型的大挠性体特征,是由包含大口径网状天线、多 关节大型伸展臂、太阳翼与卫星本体组成的大惯量低 频刚柔耦合系统,如图1所示。天线的点波束指向精 度和稳定度对网状天线扰动非常敏感。大型柔性附件 在低频段的模态堆积、指向及反射面对扰动的高灵敏 度以及结构振动时的弱阻尼等特性,对航天器的精确 建模、仿真分析,以及卫星平台与柔性天线的指向控 制提出了新的挑战。

收稿日期: 2017-07-24 修回日期: 2017-08-10



图 1 带大型可展开网状天线结构的卫星 Fig. 1 A satellite with large deployable mesh antenna structure

由于整星尺寸和有限的地面试验能力,卫星性能 指标主要依赖仿真分析与验证。在目前的型号研制过 程中,还缺乏一个整星层面的建模、仿真、分析方 法,为整星在轨振动传递机理、在轨振动对天线波束 指向的影响,探索整星振动的规律并采取相应抑制措 施,以及评估振动抑制措施的有效性,提供一套完整 的分析方法。整星动力学建模涉及结构动力学、姿态 动力学、刚柔耦合动力学、姿态控制、数据拟合和几 何分析等领域,多学科交叉耦合。本文给出了一种获 取大型环形天线在轨振动影响的动力学建模方法,建 立了集扰动源、整星刚柔耦合动力学模型、姿态控制 系统、天线振动影响分析的一体化仿真分析模型,实 现了环形天线的振动响应计算、环形天线整体指向和 变形计算。

1 整星刚柔耦合动力学建模

为便于分析展开臂和环形天线各自的力学特性对 天线振动传递的影响,将展开臂和环形天线作为子结 构处理,采用柔性动力学建模理论,推导了新的整星 刚柔耦合动力学方程

$$M\ddot{X} + F_{tz}\ddot{\eta}_{z} + F_{tt}\ddot{\eta}_{t} + F_{trs}\ddot{\eta}_{rs} + F_{tls}\ddot{\eta}_{ls} = P_{s} \qquad (1)$$

$$\mathbf{I}_{s}\dot{\omega}_{s} + \tilde{\omega}_{s}\mathbf{I}_{s}\omega_{s} + \mathbf{F}_{sz}\ddot{\eta}_{z} + \mathbf{F}_{st}\ddot{\eta}_{t} + \mathbf{F}_{sls}\ddot{\eta}_{ls} + \mathbf{F}_{srs}\ddot{\eta}_{rs} = \mathbf{T}_{s} \quad (2)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{z} + 2\zeta_{z}\boldsymbol{\Omega}_{z}\dot{\boldsymbol{\eta}}_{z} + \boldsymbol{\Omega}_{z}^{2}\boldsymbol{\eta}_{z} + \boldsymbol{F}_{tz}^{T}\ddot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{F}_{sz}^{T}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{s} + \boldsymbol{F}_{zt}\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{t} = \boldsymbol{0} \qquad (3)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{t} + 2\zeta_{t}\boldsymbol{\Omega}_{t}\dot{\boldsymbol{\eta}}_{t} + \boldsymbol{\Omega}_{t}^{2}\boldsymbol{\eta}_{t} + \boldsymbol{F}_{tt}^{T}\ddot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{F}_{st}^{T}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{s} + \boldsymbol{F}_{zt}^{T}\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{t} = \boldsymbol{0} \quad (4)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + 2\zeta_{ls}\boldsymbol{\Omega}_{als}\dot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + \boldsymbol{\Omega}_{als}^2\boldsymbol{\eta}_{ls} + \boldsymbol{F}_{tls}^{T}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{F}_{sls}^{T}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{s} = \boldsymbol{0} \qquad (5)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{\rm rs} + 2\zeta_{\rm rs}\boldsymbol{\varOmega}_{\rm ars}\dot{\boldsymbol{\eta}}_{\rm rs} + \boldsymbol{\varOmega}_{\rm ars}^2\boldsymbol{\eta}_{\rm rs} + \boldsymbol{F}_{\rm trs}^{\rm T}\ddot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{F}_{\rm srs}^{\rm T}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\rm s} = \boldsymbol{0} \quad (6)$$

其中:方程(1)为系统质心平动运动方程;方程 (2)为系统绕质心的转动运动方程;方程(3)为展 开臂带刚性环形天线的振动方程;方程(4)为环形天 线自身的振动方程;方程(5)和方程(6)分别 为+Y轴和-Y轴太阳翼的振动方程。式中:

X——卫星中心体的线位移;

 ω_s ——卫星中心体的角速度列阵;

*˜*us——角速度列阵的反对称阵;

M——卫星质量阵;

*I*s——卫星惯量阵;

P_s——作用在卫星上的外力列阵;

T_s——作用在卫星上的外力矩列阵;

 η_{ls} 、 η_{rs} ——分别为+Y轴和–Y轴太阳翼的模态坐标阵;

 ζ_{ls} 、 ζ_{rs} ——分别为+Y轴和–Y轴太阳翼的模态阻尼 系数;

 $\boldsymbol{\Omega}_{als}$ 、 $\boldsymbol{\Omega}_{ars}$ ——分别为+Y轴和–Y轴太阳翼的模态频 率对角阵;

η_z——展开臂带刚性环形天线的模态坐标阵;

 η_{t} ——环形天线的模态坐标阵;

 ζ_{z} ——展开臂带刚性环形天线的模态阻尼系数;

 ζ_t ——环形天线的模态阻尼系数;

Ω_z——展开臂带刚性环形天线的模态频率对角阵;

Ω_t——环形天线的模态频率对角阵;

*F*_{tz}——展开臂带刚性环形天线振动对本体平动的 柔性耦合系数阵;

F_{sz}——展开臂带刚性环形天线振动对本体转动的 柔性耦合系数阵;

F_{st}——环形天线自身振动对本体转动的柔性耦合 系数阵;

F_{zt}——展开臂带刚性环形天线和环形天线振动的 柔性耦合系数阵。

 F_{tls} 、 F_{trs} ——分别为+Y轴和–Y轴太阳翼对本体平 动的柔性耦合系数阵;

F_{sls}、**F**_{srs}——分别为+Y轴和-Y轴太阳翼对本体转 动的柔性耦合系数阵。

2 环形天线振动响应计算

环形天线振动响应为环形桁架节点相对于展开臂 坐标系的位置响应,是天线振动影响分析的输入。由 动力学方程可知,环形天线相对于展开臂坐标系的运 动是由展开臂变形带动环形天线整体的牵连运动和环 形天线自身的变形运动叠加而成,如图2所示。



图 2 带展开臂的天线结构振动变形示意图 Fig. 2 Vibration distortion of antenna structure with deployable arm

图中的坐标系定义如下:

O₂X₂Y₂Z₂为展开臂坐标系,原点O₂位于展开臂根部,展开臂与星体连接位置,O₂X₂指向卫星飞行方向,O₂Z₂指向对地方向,O₂Y₂按右手坐标系与O₂X₂、 O₂Z₂轴正交。

*O_TX_TY_TZ_T为环形天线坐标系,原点<i>O_T*位于环形天 线根部,环形天线与展开臂端部连接位置,各坐标轴 方向与展开臂坐标系一致。

O_NX_NY_NZ_N为环形天线节点局部坐标系,原点O_N位 于环形天线的任意分析节点处,各坐标轴方向与展开 臂坐标系一致。

图 2中的变形量定义如下:

 ξ_{zt} 为环形天线坐标系 $O_T X_T Y_T Z_T$ 相对于展开臂坐标系 $O_Z X_Z Y_Z Z_Z$ 的变化量,其为环形天线与展开臂的连接点,包含三个平动线位置和三个转动角位置;

 δ_{zt} 为环形天线任意节点相对于展开臂坐标系 $O_Z X_Z Y_Z Z_Z$ 的牵连运动量,即由于环形天线坐标系 $O_T X_T Y_T Z_T$ 的变化量 ξ_{zt} 导致的牵连运动。

 δ_n 为环形天线任意节点相对于环形天线节点局部 坐标系 $O_N X_N Y_N Z_N$ 的自身变形量。

ξ_{zt}计算公式为

$$\xi_{\rm zt} = \boldsymbol{\Phi}_{\rm z} \eta_{\rm z} \tag{7}$$

其中, Φ_z 为展开臂带刚性环形天线的振型; ζ_{zt} 描述了 环线天线坐标系 $O_T X_T Y_T Z_T$ 相对于展开臂坐标系 $O_z X_z Y_Z Z_z$ 的位置和角度变化量。

 δ_{zt} 计算公式为

$$\delta_{zt} = \begin{bmatrix} I & -\tilde{r}_{Ni} \\ 0 & I \end{bmatrix} \xi_{zt} \tag{8}$$

δ_{zt}描述了环形天线节点相对于展开臂坐标系O_zX_zY_zZ_z 的牵连运动导致的变化量。

 δ_n 计算公式为

$$\delta_n = \boldsymbol{\Phi}_t \boldsymbol{\eta}_t \tag{9}$$

其中, Φ_t 为环形天线的振型; δ_n 描述了环形天线节点 相对于环形天线节点局部坐标系 $O_N X_N Y_N Z_N$ 的自身变形 导致的变化量。

δ计算公式为

$$\delta = \delta_{zt} + \delta_n \tag{10}$$

其中, δ为环形天线任意节点的总的变化量。δ描述了 环形天线节点相对于环形天线节点局部坐标系O_NX_NY_NZ_N, 由于牵连运动和自身变形导致的总的变化量。

节点相对于展开臂坐标系的物理位置变化为

$$p_z = r_z + \delta \tag{11}$$

*p*_z是环形天线振动响应后的整体位置、方向和RMS的 统计分析的输入。

3 姿态控制建模

建立整星姿态控制模型,即先设定比例-微分控制 律*T*。如下

$$T_{\rm s} = G_{\rm f}(s)G_{\rm t}(s)G_{\rm s}(s)(K_{\rm p}\theta_{\rm s} + K_{\rm d}\omega_{\rm s}) \tag{12}$$

其中: K_p 为比例增益; K_d 为微分增益; θ_s 为卫星姿态 角; T_s 为控制力矩。

陀螺和动量轮的动态特性由如下传递函数描述

$$G_{\rm s}(s) = \frac{\omega_{\rm s}^2}{s^2 + 2\xi_{\rm s}\omega_{\rm s}s + \omega_{\rm s}^2} \tag{13}$$

$$G_{\rm t}(s) = \frac{1}{T_{\rm t}s + 1} \tag{14}$$

其中: ω_s为陀螺带宽; ξ_s为阻尼比; *T*_t为动量轮机 电时间常数。

4 环形天线整体指向和局部变形计算

由于环形天线的网面主要是局部高频模态,卫星 在轨激励源难以将其激励起来。本文以环形天线与反 射网面连接的下圆作为分析对象,分析天线指向精度 变化及下圆圆心位置变化。基本思路是利用环形桁架 下圆的节点响应,首先,拟合圆所在的平面,计算法 线方向与展开臂坐标系三轴夹角的变化;其次,在新 的平面内建立新的坐标系,拟合新圆,计算平面内圆 心的位置;最后,求出展开臂坐标系下的圆心的空间 位置变化。



图 3 天线整体指向和局部变形分析示意图 Fig. 3 The whole pointing and local distortion analysis of the antenna

利用环形桁架下圆的节点响应, 拟合下圆所在的 平面方程

$$Ax + By + Cz + D = 0 \tag{15}$$

那么,法线向量N_{C1}=[A, B, C]。

变形后的环形天线曲线拟合坐标系 $O_{C1}X_{C1}Y_{C1}Z_{C1}$ 的方向由坐标系 $O_{Z}X_{Z}Y_{Z}Z_{Z}$ 先绕 $O_{Z}Z_{Z}$ 轴转动 θ_{X} ,再绕 $O_{C1}Y_{C1}$ 转动 θ_{Z} 得到,转角由变形后的平面法线方向 N_{C1} 计算得到。计算公式为

$$\theta_X = \sec(A/\sqrt{A^2 + B^2}) \tag{16}$$

$$\theta_Z = \sec(C/||N_{C1}||_2)$$
 (17)

$$C_C^{C1} = \begin{bmatrix} \cos(\theta_Z) & 0 & -\sin(\theta_Z) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta_Z) & 0 & \cos(\theta_Z) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta_X) & \sin(\theta_X) & 0 \\ -\sin(\theta_X) & \cos(\theta_X) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(18)

其中: C_Z^{C1} 是坐标系 $O_Z X_Z Y_Z Z_Z$ 到坐标系 $O_{C1} X_{C1} Y_{C1} Z_{C1}$ 的转换矩阵。

 θ_{XY} 是环形天线下圆变形后相对于 $O_{Cl}X_{Cl}$ 轴的转动角度,计算公式为

$$\theta_{XY} = \arctan(y_{01}/x_{01}) \tag{19}$$

其中: (x_{01}, y_{01}) 和 r_{01} 是环形天线下圆在变形前的环形天线曲线拟合坐标系 $O_{C1}X_{C1}Y_{C1}Z_{C1}$ 下的圆心位置和半径。

计算变形后的环形天线下圆所在平面的法线方向 N_{C1}与变形前的N_C的夹角

$$\theta_n = \sec\left(\frac{\langle N_{C1}, N_C \rangle}{\|N_{C1}\|_2 \times \|N_C\|_2}\right) \tag{20}$$

统计环形天线下圆节点相对于变形后的环形天线曲线拟合坐标系O_{Cl}X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}的变形位置的Z向分量

$$\mathrm{rms}_{z} = \sqrt{\frac{\sum\limits_{i=1}^{N} z_{i}^{2}}{N}}$$
(21)

统计环形天线下圆节点相对于变形后的环形天线 曲线拟合坐标系 $O_{C1}X_{C1}Y_{C1}Z_{C1}$ 的变形位置相对于圆心 (x_{01}, y_{01}) 的距离与圆心 r_{01} 的距离差



5 数值实例

以某带大型柔性天线的卫星为例,按照本文计算 方法,计算喷气激励对天线的整体指向和局部变形的 影响,喷气激励时长220 s,之后为自由衰减运动。图4 为计算得到的展开臂和环形天线的模态响应。图5(a)和 图5(b)为环形天线下圆所在平面的法线分量的变化量 [式(16)和式(17)],图5(c)为环形天线下圆所在平面的法 线与变形前的夹角变化量[式(20)],图5(d)为环形天线 下圆在面内的转动角度变化量[式(19)]。图6为环形天 线下端框的局部变形量响应[式(21)和式(22)]。可以看 出,将展开臂和环形天线单独作为子结构建模,此分 解可以将展开臂和环形天线的振动影响区分开,便于 分析各自力学特性对环形天线的振动传递影响。此计 算结果是天线总体结构设计、电性能分析的输入条 件,为天线在轨振动的影响分析、指标分配和振动抑 制提供重要依据。



图 4 展开臂和天线结构模态响应

Fig. 4 Modal responses of deployable arm and antenna structure



图 5 天线整体指向分析结果 Fig. 5 The whole pointing analysis results of antenna structure



图 6 天线局部变形分析结果 Fig. 6 The local distortion analysis results of antenna structure

6 结 论

本文给出了一个带大型柔性环形天线的整星层面 的建模、仿真和分析方法,可以得出如下结论: 1)本方法基于整星动力学--姿态控制--天线响应计 算模型,可以为总体系统层面的结构设计、指标分配 和振动抑制提供重要依据。

2)本方法将扰动源、整星刚柔耦合动力学模型、

姿态控制系统、天线振动影响分析集成为一体化分析 模型,并基于天线局部的节点响应,实现了振动响应 与整体波束指向的有效分离,便于分析各自力学特性 对环形天线的振动传递影响。

3)通过系统层面的仿真计算,可以分析梳理对天 线振动有重要影响的扰动源、环形天线和展开臂的主 要振动模态,便于在结构设计和工作模式上进行优化。

参考文献

- 宗亚雳, 王伟, 王从思, 等. 型面周期性误差对环形桁架可展开天线电 性能的影响及其消除方法 [J]. 电子学报, 2014, 42 (5):963-970 Zong Y L, Wang W, Wang C S, et al. Effects of periodic geometric error of astromesh reflector surface on radiation pattern and its elimination method[J]. Acta Electronica Sinica 2014, 42 (5):963-970
- [2] 王从思,保宏,仇原鹰,等. 星载智能天线结构的机电热耦合优化分析
 [J]. 电波科学学报, 2008, 23(5):991-996.
 Wang C S,Bao H,Qiu Y Y,et al.Coupled structural-electromagnetic-thermal optimization design and analysis of intelligent antenna structures in satellites[J].Chinese Journal of Radio Science, 2008, 23(5):991-996.
- [3] 王从思,康明魁,王伟,等. 结构变形对相控阵天线电性能的影响分析
 [J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(8):1644-1649.
 Wang C S,Kang M K,Wang W,et al. Analysis of electrical performances

of phased array antennas with structural deformations[J].Systems Engineering and Electronics,2013, 35(8):1644-1649.

- [4] Thomson M W. AstroMesh deployable reflectors for Ku-and Ka-band commercial satellites [C]//20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit. [S. I.]: AIAA, 2002.
- [5] Miyasaka A, Homma M, Tsujigata A, et al. Design and ground verification of large deployable reflector [C]//42th AIAA/ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamic and Meterials Conference and Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2001.
- [6] Meguro A, Harada S, Watanabe M. Key technologies for high-accuracy large mesh antenna reflectors [J]. Acta Astronautica, 2003, 53(11): 899-908.
- [7] Shi H, Yang B, Thomson M, et al. A nonlinear dynamic model and free vibration analysis of deployable mesh reflectors [C]//52th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structural Dynamic and Meterials Conference and Exhibit. [S. 1.]: AIAA, 2011.
- [8] Hill J, Wang K W, Fang H. Advances of surface control methodologies for flexible space reflectors [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(4): 816-828.

作者简介:

葛东明(1982-),男,高级工程师,主要研究方向:大型柔性航天器动 力学与振动控制,空间机器人动力学与柔顺协调控制。 通信地址:北京市5142信箱368分箱(100081) 电话:(010)68745863 E-mail:gedm1982@163.com

Rigid-Flexible-Attitude Control Integrated In-Orbit Vibration Analysis Method for Large Satellite Reflector Antennas

LIU Cuicui, GE Dongming, DENG Runran, ZOU Yuanjie, SHI Jixin

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Large deployable mesh antennas will be used increasingly in the spacecraft. Not only the size of the antenna increases more and more, but also the technical requirement becomes even tighter. The mechanical motions coming from attitude control, orbit control, solar array rotating inevitably result in vibrations of large reflector structure and lead to reducing the electrical performance of the antenna and the quality of the mission. A rigid-flexible-attitude control integrated analysis method is presented. The integrated simulation model consists of disturbance, rigid-flexible coupling dynamic model, attitude control, and antenna vibration effect analysis. Under the typical operating disturbance modes of the satellite, the computations of the vibration responses, the whole antenna pointing and the distortion level of the antenna structure are carried out. The analysis results will support the antenna in-orbit vibration effect analysis, performance index prediction, and vibration transfer mechanism analysis and vibration control measures.

Key words: satellite; deployable mesh antenna; in-orbit vibration; integrated analysis

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 朱恬]