

空间展开桁架结构动态特性分析

王立国¹, 王本利², 王振华³

(1. 南京航空航天大学 高新技术研究院, 江苏 南京 210016; 2 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001; 3 淮海工学院, 江苏 连云港 222005)

摘 要: 通过 ADAMS 和 I-DEAS 建立空间展开桁架的柔性多体动力学仿真模型. 比较了刚柔桁架展开过程中卫星姿态角及姿态角速度的变化, 及柔性桁架的不同展开速度对卫星姿态角及姿态角速度的影响. 通过对卫星在不同初始姿态角速度下, 及在受到力矩脉冲作用下展开时卫星的姿态角速度影响的比较, 说明了在这两种初始扰动下桁架展开运动的稳定性情况. 对不同驱动角速度下桁架展开的仿真比较得到该桁架的失稳条件.

关键词: 柔性多体动力学; 展开桁架; 姿态角速度; 运动稳定性

中图分类号: V414.33; O313.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-2683(2009)01-0132-05

Dynamics Analysis of A Spatial Deployable Truss

WANG Li-guo¹, WANG Ben-li², WANG Zhen-hua³

(1. Academy of Frontier Science, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Satellite Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

3. Huaihai Institute of Technology, Lianyungang 222005, China)

Abstract: The dynamics simulation models of deployable truss structures were built by ADAMS and I-DEAS. The rigid and flexible trusses were simulated respectively. The dependences of the attitude angle degree and angle velocity of the spacecraft on the rigid and flexible situation in the deployment process and drive velocities loaded on the joints were derived. According to the definition of motion stability, the simulation results under the conditions of different initial attitude angle velocities and pulse torque function indicate that the deployment motion of flexible truss under these initial distortions was steady. The drive angle velocity of deployment failure was gained by comparing simulations under different drive angle velocities.

Key words: flexible multi body dynamics; deployable truss; attitude angle velocity; stability of motion

对于可展开桁架结构的研究主要集中在两个方面,一是可展开桁架的构型设计^[1-2],另一个是可展开桁架的运动学和机构动力学分析^[3].对于可展开桁架结构的研究绝大多数都停留在多刚体的研究上^[4-5],为了仿真在轨环境下的精确运动,要求对这样的复杂结构进行多柔体动力学计算.数学模型必须包括桁架杆约束、铰接处的旋转自由度、控制力和边界条件等.从研究结构类型来看,可展开桁架结构一种是仅通过活动铰进行可伸展的桁架结构;一种

是通过伸缩可变主动杆杆长来达到伸展目的的可伸展桁架结构.

1 多柔体动力学方程

多柔体 s 的动能可表示广义坐标形式为^[6]

$${}^sT = \frac{1}{2} \{ {}^s\dot{q} \}^T [{}^sM] \{ {}^s\dot{q} \} \quad (1)$$

若不考虑重力的影响,那么系统的势能仅为弹

性体的变形能.利用有限元技术,系统柔性体 s 的势能可表示为广义模态坐标的形式,即

$${}_sV = \frac{1}{2} \{ {}_s\xi \}^T [{}_sK] \{ {}_s\xi \}$$

(2)

式中: ${}_sK$ 为弹性体的模态刚度矩阵;当 ${}_s\xi$ 为主模态坐标时,为对角阵.取矩阵 S_ξ 为

$$[S_\xi] = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 6} \\ 0_{n \times 3} & 0_{n \times 3} & I_{n \times n} \end{bmatrix}$$

(3)

加上刚体位移项可写为

$${}_sV = \frac{1}{2} \{ {}_sq \}^T [S_\xi]^T [{}_sK] [S_\xi] \{ {}_sq \} =$$

$$\frac{1}{2} \{ {}_sq \}^T [{}_sK] \{ {}_sq \}$$

(4)

能量损耗 Γ 依赖于由广义模态速度确定的阻尼力,即

$${}_s\Gamma = \frac{1}{2} \{ {}_s\xi \}^T [{}_sD] \{ {}_s\xi \} =$$

$$\frac{1}{2} \{ {}_su \}^T [S_\xi]^T [{}_sD] [S_\xi] \{ {}_su \} =$$

$$\frac{1}{2} \{ {}_sq \}^T [{}_s\beta]^T [S_\xi]^T [{}_sD] [S_\xi] \{ {}_sq \} =$$

$$\frac{1}{2} \{ {}_sq \}^T [{}_sD] \{ {}_sq \}$$

(5)

将式 (1)、(4) 和 (5) 代入整个系统的 Lagrange 方程中,有

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \sum_{s=1}^N \{ {}_sq \}^T [{}_sM] \{ {}_sq \}}{2 \partial {}_sq_j} \right) - \frac{\partial \sum_{s=1}^N \{ {}_sq \}^T [{}_sM] \{ {}_sq \}}{2 \partial {}_sq_j} +$$

$$\frac{\partial \sum_{s=1}^N \{ {}_sq \}^T [{}_sK] \{ {}_sq \}}{2 \partial {}_sq_j} + \frac{\partial \sum_{s=1}^N \{ {}_sq \}^T [{}_sD] \{ {}_sq \}}{2 \partial {}_sq_j} =$$

$${}_sQ_j + \sum_{i=1}^m {}_sa_{ij} \lambda_i$$

(6)

其中, $j=1, 2, \cdots, n+6, s=1, 2, 3, 4 \cdots$

下面对具体的空间展开桁架,利用 I-DEAS 和 ADAMS 进行多柔体动力学建模仿真计算,并对结果进行分析.

2 动力学仿真模型

如图 1 所示,建立截面形状为三角形的可展开桁架.其中用一长方体 (2 m ×2 m ×4 m) 示意星本体,由正三角形桁架 (边长为 2 m) 单元与直杆桁架单元 (靠近星本体处长为 1 m,其余均长为 2 m) 组成

整个可展开桁架部分.桁架所有杆件的横截面均为 D40 ×20 mm 的空心杆,其弹性模量 $E=7.1705 \times 10^{10}$ N/m²,泊松比 $\mu=0.33$,剪切模量 $G=2.6957 \times 10^{10}$ N/m².

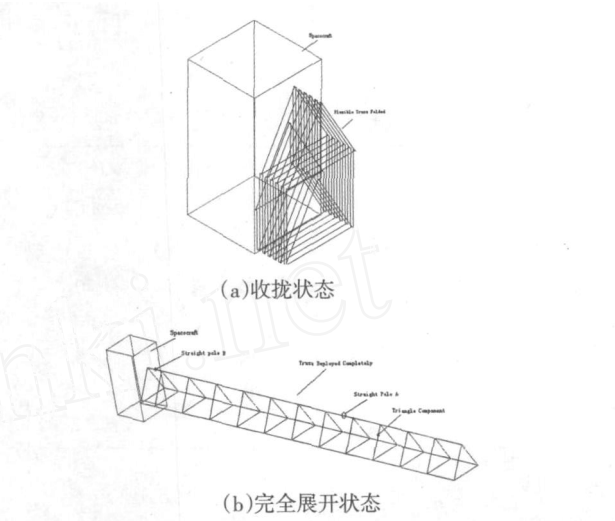


图 1 带飞行器刚体的桁架展开结构

系统质量及其惯性参数列于表 1,桁架单元之间由旋转铰相连,共有 72 个旋转铰,即 72 个自由度,3 个固定连接铰.

表 1 系统的质量参数

构 成	质量 /kg	J_x	J_y	J_z
卫 星	1 000.00	16.11	5.16	2.58
三角形单元	2 000.00	5.58	1.72	0.22
直杆 A (长 2m)	2 000.00	5.58	1.72	0.22
直杆 B (长 1m)	600.00	11.16	0	0

桁架单元之间铰接处用三个旋转驱动约束,为使仿真起始连续,令驱动角速度为一阶跃函数,取 $t_0=0.05$ s,如式 (7) 所示.

$$\omega(t) = \begin{cases} \frac{\omega_0 t}{t_0} & 0 \leq t \leq t_0 \\ \omega_0 & t > t_0 \end{cases}$$

(7)

表 2 是利用 I-DEAS 对桁架单元进行有限元计算得到的桁架部件动态参数.将生成模态中性文件 (MNF) 输入到 ADAMS/FLEX 里组成柔性桁架进行可展开桁架的多柔体动力学计算.

表 2 桁架单元的动态参数

类型	一阶 /Hz	二阶 /Hz	三阶 /Hz	四阶 /Hz	五阶 /Hz
三角形单元	37.63	51.34	53.21	156.91	788.91
直杆 A	50.84	139.87	273.76	451.42	689.36
直杆 B	202.51	552.19	1 071.25	1 574.76	1 740.22

3 桁架的结构动态特性分析

3.1 桁架展开前后的固有特性

对可展开桁架展开前后的固有特性进行仿真计算,结果列于表 3

表 3 桁架展开前与展开后自然频率特性

桁架展开前固有频率 /Hz			展开后固有频率 /Hz		
X向	Y向	Z向	Y向	Z向	扭转
0.776	0.687	0.694	0.493	1.50	0.493
2.26	2.02	1.16	1.50	2.14	0.707
3.53	3.31	2.30	2.59	2.59	3.62
4.30		3.14	3.78	3.78	5.18
4.48		3.74	5.08	5.08	
4.91		4.86	6.51		

经计算可知,展开速度的频率应尽量远离桁架的固有频率,以防止展开过程中发生类似结构动力学问题中的共振现象.下面对桁架展开过程的姿态角及其角速度的变化情况进行分析.

3.2 柔性桁架展开及刚柔结果比较

图 2~图 6所示展开驱动角速度均为 $1^{\circ}/\text{s}$ 的柔性桁架展开仿真计算结果.

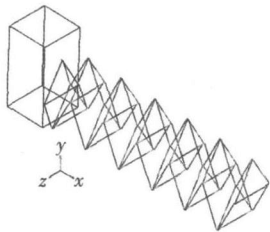


图 2 展开角速度为 $1^{\circ}/\text{s}$ 时桁架展开情况

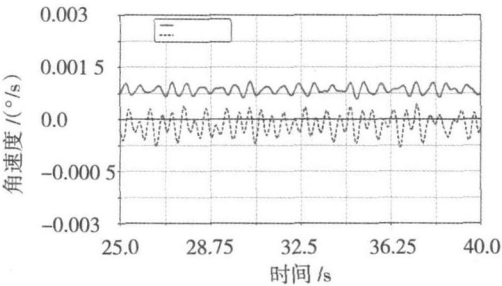


图 3 卫星 x、y 向角速度曲线局部放大图

由图 3可以看出,在展开过程中 z向角速度变化幅值远大于另两个方向,这是由于展开过程该方向存在直杆单元的转动、三角形单元的平动与弹性振动的耦合所致;由图 4可以看出,刚性桁架展开时角速度的变化较为平缓,而柔性桁架的角速度变化

则十分剧烈,且随展开的进行角速度变化的幅值增大;由图 5可以看出相同条件下,无论刚性还是柔性桁架,展开时其卫星姿态角度变化趋势是一致的,但柔性桁架展开时卫星姿态角度出现振荡.

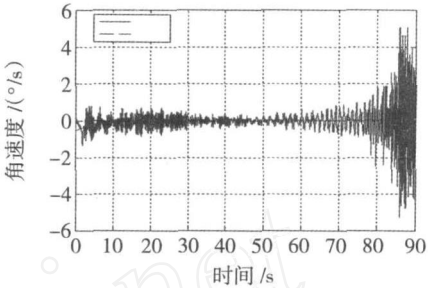


图 4 刚性和柔性桁架展开时卫星 z 向角速度比较

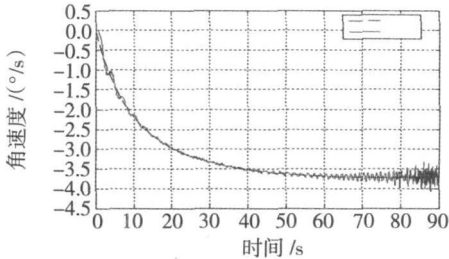


图 5 刚性和柔性桁架展开时卫星 z 向角度比较

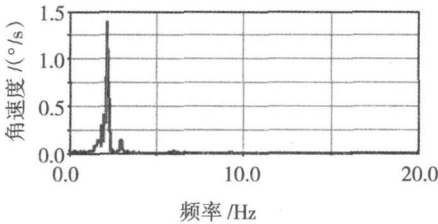


图 6 展开过程卫星 z 向角速度幅频曲线

图 6是对图 4中柔性桁架展开时的角速度曲线进行快速傅立叶变换得到的幅频特性曲线,其上振幅最大为 $1.39^{\circ}/\text{s}$,此时角速度的振动频率为 2.15Hz

3.3 不同驱动速度对柔性桁架展开的影响分析

不同驱动角速度下的仿真结果表明,柔性桁架展开过程中卫星的姿态角及角速度的振动基频基本一致,驱动角速度增大时,其姿态角上叠加了一些高频振动,并随展开的进行,低频振动的幅值逐渐减弱,而高频振动的幅值逐渐加强;反之,柔性桁架展开时驱动角速度越小,展开过程卫星的姿态角度变化越平缓,姿态角速度变化幅值就越小.因此展开过程应尽可能地选择低速展开,以减小对卫星姿态角速度的影响.

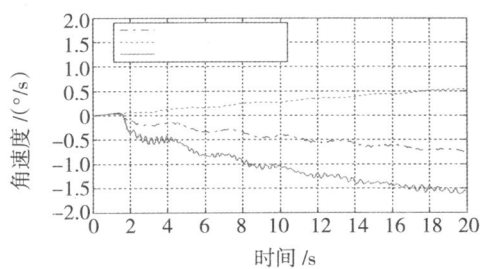


图 7 不同驱动速度下展开卫星 z 向角度变化

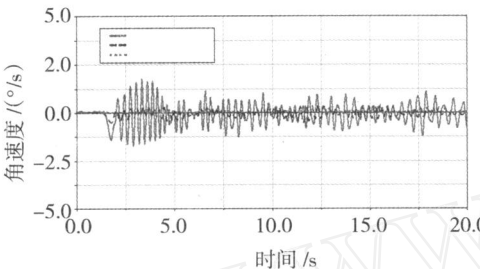


图 8 不同驱动速度下展开过程卫星 z 向角速度

3.4 展开锁定后的角速度变化情况

展开结束后,仿真锁定情况,将旋转铰换成固定铰,其他条件不变.锁定后铰接处两桁架杆连接在一起,即

$$v_i(\dot{t}_k^+) = v_j(\dot{t}_k^+) \quad (8)$$

而这一过程动量守恒,有

$$\sum_{i=1}^n m_i v_i(\dot{t}_k^-) = \sum_{i=1}^n m_i v_i(\dot{t}_k^+) \quad (9)$$

将展开仿真结束后的结果模型存入一个新的模型文件,再将其中所有的旋转铰修改为固定铰,其他初边值条件均为桁架完全展开结束时刻的结果,然后进行桁架展开结束的锁定后的动力学仿真计算,计算结果如下面图 9至图 11所示.

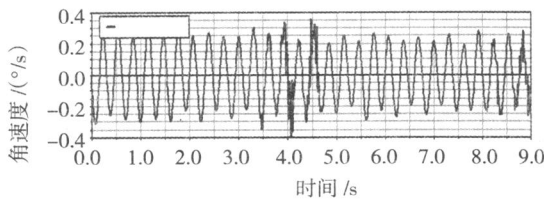


图 9 展开结束后卫星的 z 向角速度时域曲线

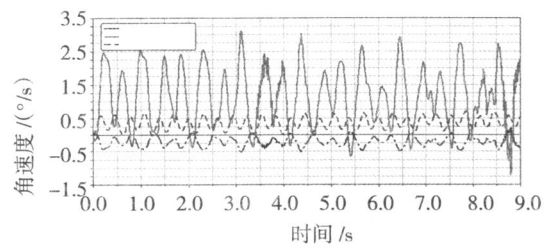


图 10 展开结束后卫星的 z 向角度曲线

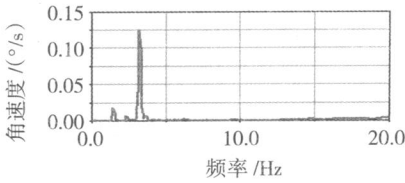


图 11 展开结束后卫星的 z 向角速度幅频曲线

桁架在完全展开锁定后,卫星的姿态角速度和姿态角度呈现出周期性变化,利用快速傅立叶变换得到的幅频特性曲线可知,姿态角速度的振荡主要是在 3Hz时幅值最大.

4 展开桁架的运动稳定性分析

李亚普诺夫稳定性理论,是研究干扰力对运动状态的影响,从而判别系统的稳定性问题.干扰力的作用效果,仅体现在某一瞬时的初始状态(初始条件)的改变上.因而,运动稳定性是研究系统由于初始状态的激励而引起内部状态随时间变化的规律性.

下面针对柔性展开桁架系统进行运动稳定性分析.

4.1 不同初始条件下的受扰运动

对于本文所述空间桁架系统,展开过程受初始条件的影响,如图 12所示,分别为展开初始 z向角速度为 0.05°/s(实线所示)和 0.3°/s(虚线所示)的结果曲线.

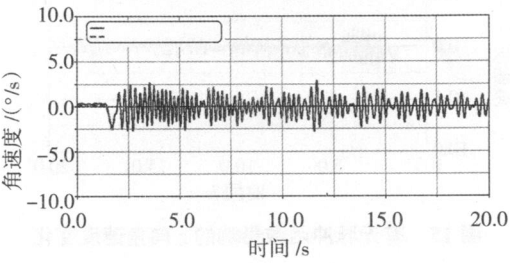


图 12 不同初始下展开卫星 z 向角速度

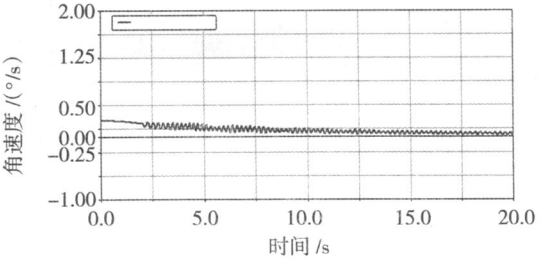


图 13 不同初始条件下展开卫星 z 向角速度差值

根据运动稳定性理论,对于初始条件受扰情况下的运动,即在不同初始条件下的无扰运动的稳定

性问题. 将图 12 两条曲线做差, 即可得到在受扰运动的角速度曲线, 如图 13 所示. 通过图 13 可以看出, 对应于初始扰动为 $x(t_0) = 0.25^\circ/\text{s}$ 时的无扰运动 (即初始条件为 $\omega_0 = [0.0, 0.0, 0.05]^\text{T}$ 时的运动) 是稳定的.

4.2 展开过程受脉冲力矩扰动的情况

下面对卫星展开过程中施加一沿 z 方向的脉冲力矩函数如图 16 所示.

图 15 中虚线为施加力矩脉冲展开的卫星角速度变化曲线, 此时所加的力矩脉冲 $T_1 = 100\text{N} \cdot \text{m}$, $t_0 = 5.01\text{s}$, $t_1 = 5.02\text{s}$, $t_2 = 5.03\text{s}$ 实线为其他条件相同时的无此脉冲时的角速度变化曲线. 图 16 是由图 15 中两曲线的差值曲线. 由图 16 可以看出, 在此脉冲力矩干扰后, 卫星姿态角速度发生较为明显的改变, 差值曲线随时间增加趋于平缓, 可以得出结论, 在此力矩脉冲作用下, 桁架展开过程角速度是稳定的.

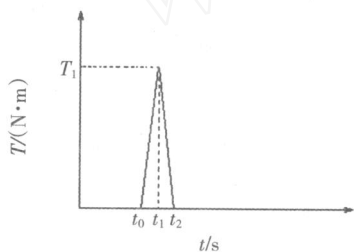


图 14 施加到卫星上力矩脉冲函数

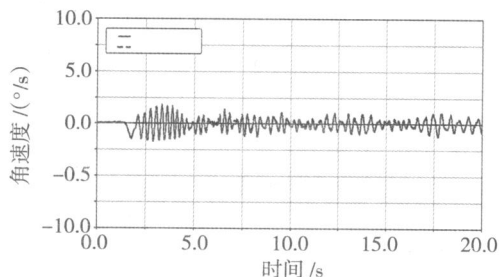


图 15 有无脉冲函数影响的 z 向角速度变化

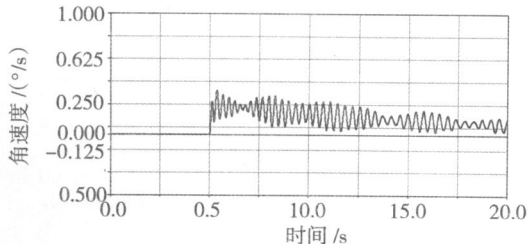


图 16 脉冲扰动下的卫星 z 向角速度差值曲线

4.3 桁架展开失稳的驱动角速度

通过不同驱动角速度下桁架展开结果比较, 得到驱动角速度的上限为 $1.7^\circ/\text{s}$, 当驱动角速度大于它时, 桁架展开失稳, 如图 17 与图 18 所示.

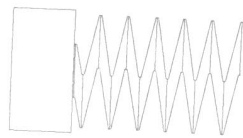


图 17 桁架在 $1.7^\circ/\text{s}$ 展开

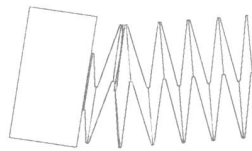


图 18 桁架在 $1.8^\circ/\text{s}$ 展开时桁架失稳

5 结 语

本文描述了建立展开桁架的多柔体动力学仿真模型的过程, 通过对比相同初边界条件下多刚体与多柔体桁架展开过程卫星姿态角度及姿态角速度的变化, 说明桁架的柔性对于展开过程具有不可忽视的影响. 通过不同驱动速度对桁架展开的影响分析表明, 驱动速度越低, 桁架展开时卫星的姿态角速度变化幅值越小, 姿态角度的变化越趋平缓; 对展开过程各方向的角速度比较表明, 展开方向的角速度变化最剧烈, 这主要是由该方向的刚体转动与弹性振动耦合造成的. 通过对不同初始条件下展开时卫星的姿态角速度的影响比较, 说明了在初始条件扰动情况下桁架的展开运动是稳定的, 最后仿真计算得到桁架展开驱动角速度的限制条件.

本文的仿真是针对特定桁架进行的, 希望对相关的工程研究有所帮助和借鉴.

参 考 文 献:

- [1] AKIRA Meguro, SATOSHI Harada, MITSUNOBU Watanabe. Key Technologies for High-accuracy Large Mesh Antenna Reflectors [J]. Acta Astronautica, 2003, 53: 899 - 908.
- [2] XU Liju, FAN Shouwen, HONG Li. Analytical Model Method for Dynamics of N-celled Tetrahedron-tetrahedron Variable Geometry truss Manipulator [J]. Mechanism and Machine Theory, 2001, 36: 1271 - 1279.
- [3] 余永辉, 关富玲, 陈向阳. 可展桁架运动过程动力学模拟 [J]. 计算力学学报, 2005, 22 (2): 197 - 201.
- [4] CHEN Yan, ZHONG You, TBOR Tamai. Threefold-symmetric Bricard linkages for Deployable Structures [J]. International Journal of Solids and Structures, 2005, 42: 2287 - 2301.
- [5] 缪炳祺, 曲广吉, 杨雷, 等. 折叠式桁架机构展收运动动力学建模和分析 [J]. 中国空间科学技术, 2004, 24 (1): 1 - 5.
- [6] 王天舒. 航天器大型柔性附件展开动力学分析及工程应用研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学博士论文, 1999.
- [7] 王照林. 运动稳定性及其应用 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1992.

(编辑: 付长纓)