

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201610032

变构型桁架式卫星平台结构与性能评价

赵 冲¹, 郭宏伟¹, 邓宗全¹, 刘荣强¹, 刘守斌²

(1. 哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 哈尔滨工业大学 深圳研究生院, 广东 深圳 518055)

摘 要: 为实现大型通信卫星内部有效载荷维修可达, 根据传统卫星平台的框架结构和承力结构, 设计了 6 种可重复变构型桁架式卫星平台构型. 提出评价变构型卫星平台性能的主要指标, 包括结构质量、惯量变化率、整流罩面积利用率、展开表面积比、展收状态下振动频率、设备布局影响和折展机构复杂度等. 分析 6 种变构型桁架式卫星平台构型的上述性能指标, 采用层析分析法得到各个性能指标的权重, 基于模糊综合评价法优选出综合性能最佳的构型. 根据空间机构多闭环自由度计算公式计算出优选构型折展机构自由度为 1, 该折展机构具有唯一确定的运动. 完成了优选构型的结构设计, 并制作 3D 打印模型演示了变构型过程, 卫星平台原理上可实现可重复变构型的功能.

关键词: 变构型; 桁架式; 卫星平台; 在轨维修; 层析分析法; 模糊综合评价

中图分类号: V423.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2018)01-0011-07

Structure design and performance evaluation of variable configuration truss-type satellite platform

ZHAO Chong¹, GUO Hongwei¹, DENG Zongquan¹, LIU Rongqiang¹, LIU Shoubin²

(1. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Shenzhen Graduate School, Harbin Institute of Technology, Shenzhen 518055, Guangdong, China)

Abstract: To service the internal payload of communication satellite, according to the main frame structures and main bearing structures of traditional satellite platforms, six kinds of repetitive variable configuration truss-type satellite platform structures is proposed, and the main indexes, including mass, inertia change rate, utilization rate of fairing area, deployed surface area ratio, vibration frequency in folded and deployed state, equipment layout effect and complexity of deployable mechanism, for evaluating the performance of variable configuration satellite platform are put forward. Then the main indexes of those six satellite platform structures are analyzed, the weights of those indexes are obtained by analytic hierarchy process method, and a scheme with better comprehensive performance is selected using fuzzy synthetic evaluation method. The mobility of the deployable mechanism of the optimal scheme is 1. The satellite platform structure of the optimal scheme is detailed designed, and a prototype is manufactured to demonstrate the process of variable configuration.

Keywords: variable configuration; truss-type; satellite platform; on-orbit service; analytic hierarchy process; fuzzy synthetic evaluation

随着载人飞船、空间站、长寿命卫星等航天器长期在轨运行工作, 未来在轨服务技术具有巨大的应用前景. 传统卫星平台的结构和规模日益复杂庞大, 显现出较大的局限性^[1-2]. 例如传统卫星多是结构不变、封闭完好的多面体, 整个卫星结构十分复杂, 难以实现内部有效载荷的在轨维修. 变构型技术能够改变卫星平台的动力学特性, 通过平台结构的有效载荷/仪器设备安装面的在轨展开、移动等动作或整体平台

结构的几何变化实现故障点外露或维修工具可达的目标, 实现故障的在轨维修与设备升级维护等.

目前, 国内外对变构型卫星结构机构技术的研究较少, Hexpak^[3-5] 是美国洛克希德·马丁公司于 2006 年提出的一种空间可展开卫星, 其发射状态叠成自承重的堆栈结构, 在轨可展成平面构型. PETSAT^[6-8] 是由日本东京大学等针对小卫星设计的一种变构型模块化卫星, PETSAT 可根据任务需要选择面板的类型和数量, 能够灵活布置发射时的堆栈形式, 入轨后可展开成指定构型. 国内西北工业大学开展了一些变构型卫星研究^[9-12], 包括提出铰链展开式、齿轮齿条式和螺杆螺母式等多种变构型卫星和相关的运动学和动力学特性分析. 目前, 国内外对变构型卫星平台结构机构技术的研究较

收稿日期: 2016-10-12

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (U1613201)

作者简介: 赵 冲 (1992—), 男, 博士研究生;

郭宏伟 (1980—), 男, 副教授, 博士生导师;

邓宗全 (1956—), 男, 中国工程院院士, 教授, 博士生导师;

刘荣强 (1965—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 郭宏伟, guohw@hit.edu.cn

少,美国和日本开展了变构型卫星平台地面原理样机验证.国内科研人员仅进行了一些构型方案设计和分析,暂无研制成型的变构型卫星平台结构.现有的变构型卫星平台主要为了满足卫星模块化或散热等需求,仅考虑在轨展开,并未考虑在轨收拢.

本文针对大型通信卫星平台内部有效载荷在轨维修的需求,设计一种具有较佳综合性能的可重复变构型桁架式卫星平台结构.首先,对变构型卫星平台构型进行多方案设计;然后,提出变构型卫星平台的主要性能指标,基于模糊综合评价法^[13-14]优选出了综合性能较优的构型;最后,完成变构型卫星平台结构设计和3D打印模型的制作.

1 变构型卫星平台多方案设计

1.1 卫星平台框架结构选择

目前,卫星平台框架结构外形有四棱柱、六棱柱、圆柱体或圆锥体等,其特点如表1所示.

表 1 卫星平台外形特性对比

Tab.1 Characteristic comparison of satellite platform shape

卫星外形	整流罩空间利用率	内部载荷安装方便性	连接机构安装复杂性	天线、太阳能板安装方便性
三棱柱	低	方便	简单	方便
四棱柱	一般	方便	简单	方便
六棱柱	较高	方便	简单	较方便
八棱柱	较高	方便	简单	较方便
圆柱体	高	困难	复杂	困难
圆锥体	较高	困难	复杂	困难

综合以上因素,并考虑到变构型卫星平台要求其变构型可重复且机构简单,适用于变构型卫星平台的外形为四棱柱、六棱柱和八棱柱.

1.2 卫星平台承力结构选择

卫星平台承力结构主要有板式结构、中心承力筒和桁架结构3种,随着卫星结构质量和寿命不断增加,桁架结构因载重比大、质心较低、有效扩展设备安装空间以及适用于大型卫星等优点,成为卫星平台承力结构的发展方向.图1为6种桁架结构示意图.

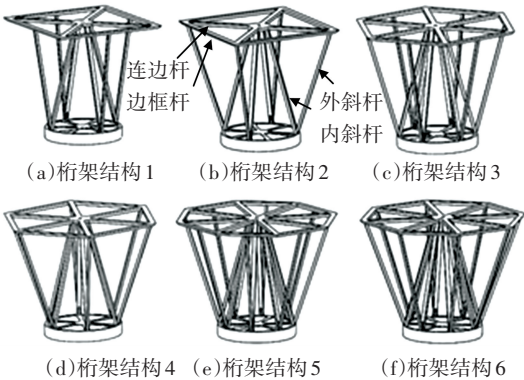


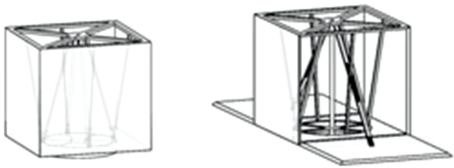
图 1 6种桁架结构示意图

Fig.1 Six diagrams of truss structures

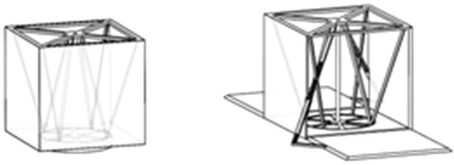
本文针对四棱柱、六棱柱和八棱柱卫星平台外形分别设计了两种形式桁架结构:一种为外斜杆连接在边框杆中间,另一种为外斜杆连接在边框杆结合处.

1.3 变构型卫星平台构型设计

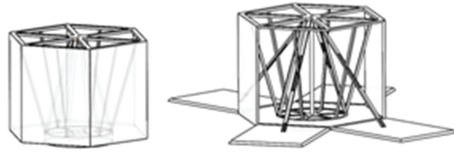
根据所设计的卫星平台框架结构和承力结构,可得到6种桁架式卫星平台构型.为了实现卫星平台折展板的展开和收拢,将部分桁架结构进一步设计成折展机构,可以得到图2所示的6种变构型桁架式卫星平台构型.



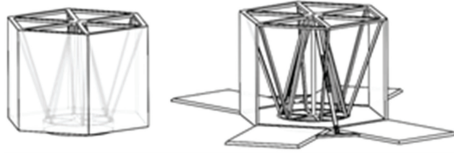
(a)方案1收拢和展开状态



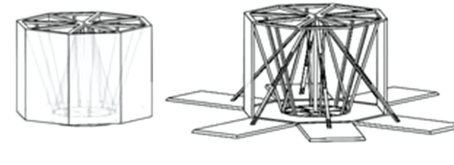
(b)方案2收拢和展开状态



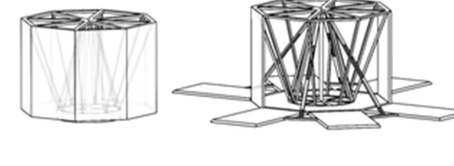
(c)方案3收拢和展开状态



(d)方案4收拢和展开状态



(e)方案5收拢和展开状态



(f)方案6收拢和展开状态

图 2 6种变构型卫星平台示意图

Fig.2 Six diagrams of variable configuration satellite platforms

卫星平台收拢状态包络直径 3 m, 高度 2 m, 对接环直径 1.5 m. 框架结构采用厚度为 50 mm 的铝蜂窝板, 桁架结构采用厚度为 10 mm 的碳纤维方管杆件.

2 变构型卫星平台性能分析

影响变构型卫星平台性能的主要指标包括质量、惯量变化率、整流罩面积利用率、展开表面积比、变构型前后振动频率、设备布局影响和折展机构复杂度等. 为使卫星平台具有较大的变构型幅度, 要求惯量变化率大于 50%; 为了避免火箭发射时发生共振, 要求卫星平台收拢状态振动基频大于 30 Hz; 为了避免卫星平台在轨维修时发生共振, 要求其展开状态振动基频大于 5 Hz.

2.1 结构质量和惯量变化率

火箭运载的载荷是有限的, 卫星平台质量减小意味着其所携带的有效载荷增多. 惯量变化率则反映了卫星平台展收前后变化的幅度. 运用 Solidworks 软件建立 6 种变构型卫星平台的简化模型, 获得构型的质量和惯量, 如图 3 所示: 6 种构型的质量 (u_1) 依次增加; 6 种构型惯量变化率 (u_2) 都大于 50%, 且逐渐增加, 变化幅度满足设计要求.

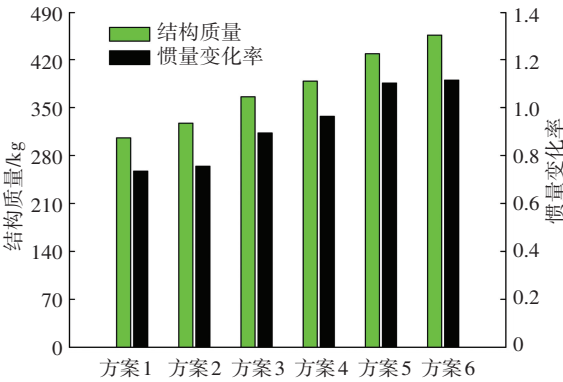


图 3 结构质量和惯量变化率对比

Fig.3 The comparison of structure mass and inertia change rate

2.2 整流罩面积利用率

火箭整流罩面积利用率越大, 一定程度上意味着卫星平台内部空间越大, 可以增加携带的有效载荷. 卫星平台整流罩面积利用率为卫星平台底面积与整流罩面积之比, 公式为

$$u_3 = \frac{nr^2 \sin(2\pi/n)}{2r^2 \pi} = \frac{n \sin(2\pi/n)}{2\pi}.$$

式中: r 为整流罩半径, m; n 为支撑板数量.

计算结果如图 4 所示: 整流罩面积利用率随着支撑板数量增加而增加, 方案 6 利用率最大.

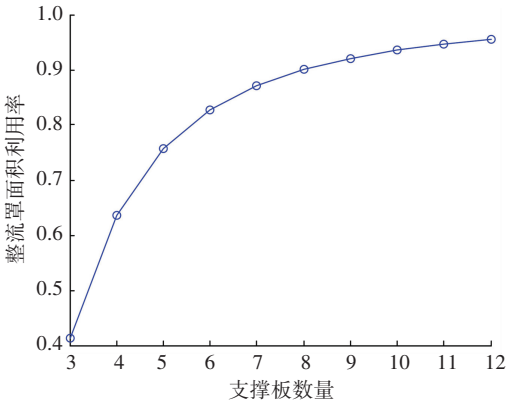


图 4 整流罩面积利用率变化曲线

Fig.4 The fairing area utilization rate curve

2.3 展开面板表面积比

有效载荷一般安装在卫星的底板和支撑板上, 可展开面板的表面积比越大, 表明可满足外部维修的有效载荷越多. 卫星平台可展开的表面积为

$$S_1 = 2(n - 2)rh \sin(2\pi/n),$$

卫星平台总表面积为

$$S_2 = nr^2 \sin(2\pi/n) + 2nrh \sin(\pi/n),$$

卫星平台展开表面积比为

$$u_4 = \frac{S_1}{S_2} = \frac{2(n - 2)/h \sin(\pi/n)}{nr \sin(2\pi/n) + 2n \sin(\pi/n)}.$$

式中: r 为整流罩半径, m; h 为卫星平台高度, m; n 为支撑板数量.

卫星平台展开表面积比与卫星平台高度和支撑板数量的变化关系如图 5 所示. 卫星平台展开表面积比受卫星平台高度影响相对较小, 随支撑板数量的增加而明显增加.

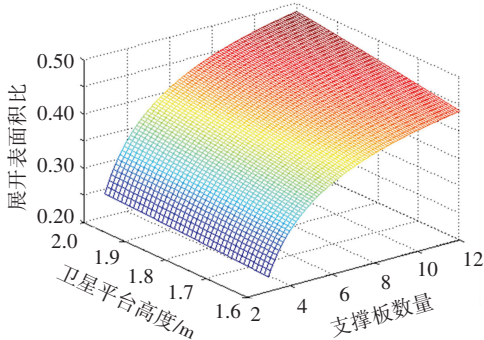


图 5 展开表面积比变化曲线

Fig.5 The deployed surface area ratio curve

2.4 卫星平台振动频率分析

将 Solidworks 软件中建立的简化模型导入 ANSYS Workbench 软件, 分析卫星平台收拢状态和展开状态下的振动频率. 零件之间固定采用绑定约束, 零件之间转动和滑动采用不分离约束.

收拢状态下固定卫星平台对接环,分析得出卫星平台前三阶振动频率如图 6 所示,其中一阶和二阶振动频率对应卫星平台横向和纵向振动,三阶振动频率对应桁架局部振动. 6 种卫星平台横向基频(u_5) 均>30 Hz,满足设计要求.

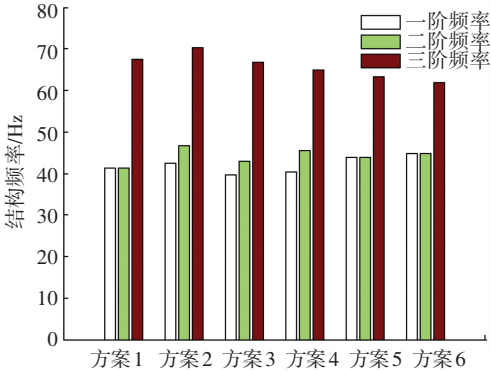


图 6 收拢状态下结构频率

Fig.6 The structure frequency under the folded state

展开状态下为自由模态,分析得出卫星平台前三阶振动频率(忽略前 6 个为 0 Hz 的刚体模态)如图 7 所示,其中一阶和二阶振动频率对应卫星平台折展板振动,三阶振动频率对应桁架局部振动. 6 种卫星平台振动基频(u_6) 均>5 Hz,满足设计要求.

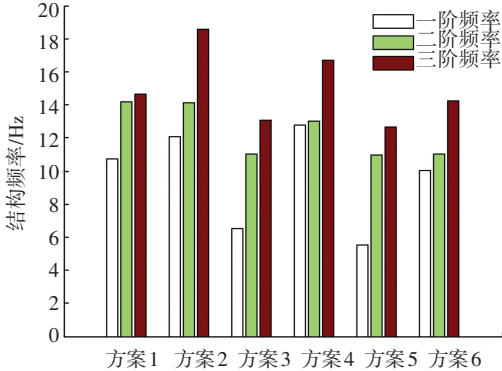


图 7 展开状态下结构频率

Fig.7 The structure frequency under the deployed state

2.5 设备布局影响分析

桁架结构将卫星平台的内部空间分割成几部分,这对卫星平台内部携带的有效载荷的尺寸、位置布局和操作空间造成了一定的限制. 以设备布局影响(u_7) 最大的方案 6 为标准,采用德尔菲法(专家法)请 10 位专家对 6 种构型的设备布局影响评价. 其中小、较小、一般、较大和大分别对应 2、4、6、8、10 分值,采用模糊综合评价加权平均型计算出每种方案设备布局影响的综合值,结果如表 2 所示.

表 2 卫星平台设备布局影响

Tab.2 Internal space evaluation of satellite platforms						
方案	评价设备布局影响的专家人数比/%					综合值
	小	较小	一般	较大	大	
方案 1	10	70	20	0	0	4.2
方案 2	20	60	20	0	0	4.0
方案 3	0	30	50	20	0	5.8
方案 4	0	50	40	10	0	5.2
方案 5	0	0	30	60	10	7.6
方案 6	0	0	40	50	10	7.4

2.6 折展机构复杂度分析

以 6 种卫星平台折展机构最为复杂的方案 6 为标准,同样采用德尔菲法计算出每个方案机构复杂度的综合值,结果如表 3 所示. 方案 1、方案 3 和方案 5 均采用平面折展机构,方案 2、方案 4 和方案 6 均采用空间折展机构,平面折展机构和空间折展机构的复杂度差别较大,表 3 结果符合实际情况.

表 3 卫星平台机构复杂度评价

Tab.3 Complexity evaluation of satellite platforms						
方案	复杂度评价专家人数比/%					综合值
	简单	较简单	一般	较复杂	复杂	
方案 1	40	60	0	0	0	3.2
方案 2	0	0	30	70	0	7.4
方案 3	30	60	10	0	0	3.6
方案 4	0	0	20	60	20	8.0
方案 5	10	70	20	0	0	4.2
方案 6	0	0	0	60	40	8.8

3 变构型卫星平台构型优选

卫星平台性能指标较多,各个指标相互耦合,为了综合考虑所有指标对卫星平台影响,本文采用模糊综合评价法对 6 种变构型卫星平台进行综合性能评价和构型优选. 根据上文可得卫星平台主要性能指标如表 4 所示.

表 4 卫星平台构型的性能指标

Tab.4 Performance indexes of satellite platform structures									
方案	u_1	u_2	u_3	u_4	u_5	u_6	u_7	u_8	
1	306.32	0.735 6	0.636 6	0.326 7	41.215	10.708 0	4.2	3.2	
2	327.28	0.754 8	0.636 6	0.326 7	42.537	13.079 0	4.0	7.4	
3	365.95	0.892 4	0.827 0	0.404 2	39.567	6.497 2	5.8	3.6	
4	389.57	0.965 2	0.827 0	0.404 2	40.252	12.765 0	5.2	8.0	
5	429.83	1.105 2	0.900 3	0.443 0	43.931	5.536 5	7.6	4.2	
6	456.13	1.117 1	0.900 3	0.443 0	44.810	10.026 0	7.4	8.8	

3.1 隶属度函数

为了排除由于指标的量纲不同及其数值的悬殊

差别所带来的影响,需要对指标作无量纲化处理和一致化处理. 本文采用极大化指标方法,对于越高越好的指标,采用式(1)来计算其隶属度:

$$X_{ij}^* = X_{ij} / \bar{X}_j, \tag{1}$$

而越低越好的指标,采用式(2)计算隶属度:

$$X_{ij}^* = \bar{X}_j / X_{ij}. \tag{2}$$

式中: i 为方案; j 为指标; X_{ij} 为第 i 个方案第 j 个指标的值; $\bar{X}_j$ 为第 j 个指标所有方案的平均值,结果见表 5.

表 5 卫星平台构型的指标隶属度

Tab.5 Index membership degree of satellite platform structures

方案	u_1	u_2	u_3	u_4	u_5	u_6	u_7	u_8
1	1.227 8	0.792 3	0.807 9	0.834 9	0.980 1	1.096 2	1.357 1	1.833 3
2	1.158 7	0.813 0	0.807 9	0.834 9	1.011 5	1.338 9	1.425 0	0.792 8
3	1.036 2	0.961 2	1.049 5	1.033 0	0.940 9	0.665 1	0.982 8	1.629 6
4	0.973 4	1.039 7	1.049 5	1.033 0	0.957 2	1.306 7	1.096 1	0.733 3
5	0.882 1	1.190 5	1.142 6	1.132 1	1.044 7	0.566 8	0.750 0	1.396 8
6	0.831 3	1.203 3	1.142 6	1.132 1	1.065 6	1.026 3	0.770 3	0.666 7

3.2 性能指标权重分析

因为各个指标相对卫星平台性能的重要程度是不同的,本文采用层次分析法^[15]构造各个指标的权重系数,得出卫星平台的指标相关性如表 6 所示.

表 6 卫星平台构型的指标相关性

Tab.6 Index correlation of satellite platform structures

指标	u_1	u_2	u_3	u_4	u_5	u_6	u_7	u_8
u_1	1	1	5	3	3	1	5	7
u_2	1	1	5	3	3	1	5	7
u_3	1/5	1/5	1	1/3	1/3	1/5	1	3
u_4	1/3	1/3	3	1	1	1/3	3	5
u_5	1/3	1/3	3	1	1	1/3	3	5
u_6	1	1	5	3	3	1	5	7
u_7	1/5	1/5	1	1/3	1/3	1/5	1	3
u_8	1/5	1/5	1	1/3	1/3	1/5	1/3	1

$$A = [0.228\ 6\ \ 0.228\ 6\ \ 0.043\ 4\ \ 0.097\ 1\ \ 0.097\ 1\ \ 0.228\ 6\ \ 0.043\ 4\ \ 0.033\ 0].$$

由表 4 可知评价矩阵为

$$R = \begin{bmatrix} 1.227\ 8 & 1.158\ 7 & 1.036\ 2 & 0.973\ 4 & 0.882\ 1 & 0.831\ 3 \\ 0.792\ 3 & 0.813\ 0 & 0.961\ 2 & 1.039\ 7 & 1.190\ 5 & 1.203\ 3 \\ 0.807\ 9 & 0.807\ 9 & 1.049\ 5 & 1.049\ 5 & 1.142\ 6 & 1.142\ 6 \\ 0.834\ 9 & 0.834\ 9 & 1.033\ 0 & 1.033\ 0 & 1.132\ 1 & 1.132\ 1 \\ 0.980\ 1 & 1.011\ 2 & 0.940\ 9 & 0.957\ 2 & 1.044\ 7 & 1.065\ 6 \\ 1.096\ 2 & 1.338\ 9 & 0.665\ 1 & 1.306\ 7 & 0.566\ 8 & 1.026\ 3 \\ 1.357\ 1 & 1.425\ 0 & 0.982\ 8 & 1.096\ 1 & 0.750\ 0 & 0.770\ 3 \\ 1.833\ 3 & 0.792\ 8 & 1.629\ 6 & 0.733\ 3 & 1.396\ 8 & 0.666\ 7 \end{bmatrix}.$$

由式(5)可计算综合评价为

$$B = A \cdot R =$$

$$[1.043\ 1\ \ 1.059\ 1\ \ 0.942\ 3\ \ 1.069\ 5\ \ 0.943\ 0\ \ 1.018\ 1].$$

因为判断矩阵本身具有一定的主观性,所以本文采用更为简便的近似求解法——方根法求解矩阵的特征向量,根据式(3)和式(4)计算各个指标的权重如表 7 所示.

计算初始权重系数为

$$W_i' = \sqrt[m]{a_{i1} a_{i2} \cdots a_{im}}. \tag{3}$$

式中: i 为第 i 个指标; m 为总指标数; a 为指标相关性的数值.

计算归一化权重系数 W_i' :

$$W_i = W_i' / \sum_{i=1}^m W_i' \tag{4}$$

表 7 卫星平台构型的指标权重

Tab.7 Index weight of satellite platform structures

权重类型	质量	惯量变化率	整流罩利用率	展开面积比
权重	2.509 9	2.509 9	0.476 7	1.065 9
归一化权重	0.228 6	0.228 6	0.043 4	0.097 1

权重类型	收拢状态基频	展开状态基频	设备布局影响	机构复杂度
权重	1.065 9	2.509 9	0.476 7	0.366 5
归一化权重	0.097 1	0.228 6	0.043 4	0.033 0

3.3 模糊综合评价

模糊综合评价模型的算子有主因素决定型、主因素突出 I 型、主因素突出 II 型和加权平均型. 前 3 种算法重点考虑对系统影响最大的因素,其它次要因素则被忽略,适合以单项指标作为评优准则时采用. 加权平均型比较精确,适用于考虑整体因素的综合评价. 因此本文采用加权平均型 $M(\cdot, +)$, 公式为

$$b_j = \sum_{i=1}^m (a_i r_{ij}), (j = 1, 2, \cdots, n). \tag{5}$$

式中: i 为第 i 个指标; j 为第 j 个方案; m 为总指标数; n 为总方案数; a 为指标权重, r 为隶属度.

由表 7 可知权重矩阵为

根据最大隶属度原则,模糊综合评价结果:方案 4>方案 2>方案 6>方案 1>方案 5>方案 3,故方案 4 具有较佳的综合性能.

4 变构型卫星平台结构设计

4.1 折展机构自由度计算

优选变构型卫星平台的折展机构是由机架、丝杠螺母机构、驱动杆、展开杆、连接杆、横杆与折展板组成空间连杆机构,如图 8 所示. 电机驱动丝杠螺母机构,丝杠螺母机构驱动空间连杆机构运动,从而实现折展板联动展开和收拢.

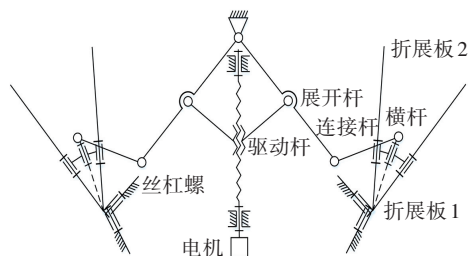


图 8 折展机构运动简图

Fig.8 Schematic diagram of deployable mechanism

该空间机构共有 17 个活动构件,0 个 I 级副,0 个 II 级副,0 个 III 级副,0 个 IV 级副,23 个 V 级副,即 $n = 17$, $P_1 = 0$, $P_2 = 0$, $P_3 = 0$, $P_4 = 0$, $P_5 = 23$.

空间连杆机构共有 6 个封闭环,左侧机构和右侧机构对称,各有 3 个封闭环:第 1 个环路由机架、丝杠螺母、右(左)驱动杆和右(左)展开杆组成平面机构,共有 3 个公共约束: $m_1 = m_4 = 3$; 第 2 个环路由丝杠螺母、右(左)驱动杆、右(左)展开杆、右(左)连接杆、右(左)横杆和右(左)折展板组成,有一个公共约束: $m_2 = m_5 = 1$; 第 3 个环路由两个右(左)横杆和两个右(左)折展板组成 Myard 机构,有 3 个公共约束: $m_3 = m_6 = 3$.

空间机构多闭环自由度计算公式^[16]:

$$F = \sum_{i=1}^P f_i - \sum_{i=1}^L (6 - m_i) =$$

$$P_5 - (6 - m_1) - (6 - m_2) - \cdots - (6 - m_6) =$$

$$23 - (6 - 3) - (6 - 1) - (6 - 3) - (6 - 3) -$$

$$(6 - 1) - (6 - 3) = 1.$$

式中: P 为运动副数目, L 为机构中闭环数目.

4.2 卫星平台结构设计和功能演示

详细设计了优选的变构型桁架式卫星平台结构,收拢和展开状态如图 9 所示. 采用 3D 打印技术制作了变构型卫星平台等比缩小 200 倍的模型,如图 10 所示. 上下驱动模型中间的滑块,卫星平台的左右折展板可以同步展开和收拢,桁架式卫星平台原理上可实现可重复变构型的功能.

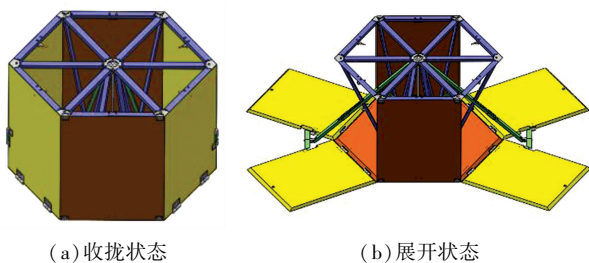


图 9 方案 4 卫星平台详细结构

Fig.9 Detailed satellite platform structure of scheme 4

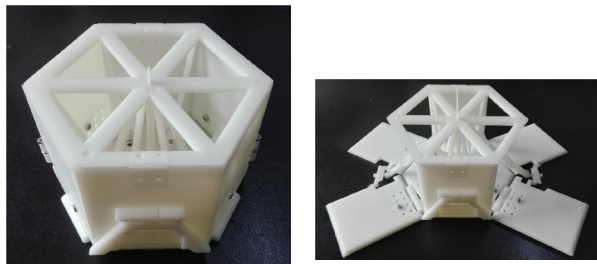


图 10 卫星平台结构 3D 打印模型

Fig.10 3D printing model of satellite platform structure

5 结 论

1) 根据传统卫星平台的框架结构和承力结构,本文设计了 6 种可以实现重复变构型的桁架式卫星平台构型. 提出了评价变构型卫星平台性能的主要指标,分析得出 6 种构型均能满足性能指标的要求,并采用模糊综合评价法优选出综合性能较佳的构型.

2) 优选的卫星平台构型的折展机构自由度为 1,具有唯一确定的运动. 设计了变构型卫星平台结构及制作了 3D 打印模型,桁架式卫星平台原理上可实现可重复变构型的功能.

参考文献

- [1] 黄攀峰, 常海涛, 鹿振宇, 等. 面向在轨服务的可重构细胞卫星关键技术与展望[J]. 宇航学报, 2016, 37(1): 1-10. DOI:10.3873/j.issn.1000-1328.2016.01.001.
HUANG Panfeng, CHANG Haitao, LU Zhenyu, et al. Key techniques of on-orbit service-oriented reconfigurable cellularized satellite and its prospects[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(1): 1-10. DOI:10.3873/j.issn.1000-1328.2016.01.001.
- [2] 李新洪, 张永乐, 姜南. 模块化航天器应用需求及应用体系[J]. 装备学院学报, 2014, 4(4): 70-74. DOI:10.3783/j.issn.2095-3828.2014.04.016.
LI Xinhong, ZHANG Yongle, JIANG Nan. Modular spacecraft application requirements and application system[J]. Journal of Equipment Academy, 2014, 4(4): 70-74. DOI: 10.3783/j.issn.2095-3828.2014.04.016.
- [3] HICKS M, ENOCH M, CAPOTS L. Hexpak-a flexible, scalable architecture for responsive spacecraft[C]//3rd Responsive Space conference. Los Angeles; [s.n.], 2005: AIAA2005-3006.
- [4] HICKS M T, HASHEMI A, CAPOTS L H. HexPak-a deploying

structure for high power communications[C]//24th AIAA International Communications Satellite Systems Conference. San Diego; [s.n.], 2006; 186-199.

[5] HICKS M T, ENOCH M, CAPOTS L H. HexPak testbed development[C]//4th Responsive Space Conference. Los Angeles; CA, 2006; RS4-2006-3006.

[6] NAKASUKA S, NAKAMURA Y, EISHIMA T, et al. Panel extension satellite (PETSAT)-low cost multi-purpose microsatellite consisting of modular, functional and plug-in panels[C]//Proceedings of 55th International Astronautical Congress. Vancouver; [s.n.], 2004; 7759-7764. DOI:10.2514/6.IAC-04-U.1.08.

[7] SUGAWARA Y, NAKASUKA S, HIGASHI K, et al. Structure and thermal control of panel extension satellite (PETSAT)[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(7): 958-966. DOI:10.1016/j.actaastro.2009.01.027.

[8] SUGAWARA Y, SAHARA H, NAKASUKA S, et al. A satellite for demonstration of Panel Extension Satellite (PETSAT)[J]. Acta Astronautica, 2008, 63(1): 228-237. DOI:10.1016/j.actaastro.2007.12.016.

[9] 罗浩, 刘更, 马尚君, 等. 可在轨展开的航天器模块化结构设计分析平台研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 1(1): 35-39.
LUO Hao, LIU Geng, MA Shangjun, et al. Study on the modular design and analysis platform for spacecraft deployable on-orbit[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 1(1): 35-39.

[10] 罗浩, 刘更, 马尚君, 等. 齿轮齿条式构型航天器设计及其动力学仿真[J]. 系统仿真学报, 2012, 24(8): 1606-1611.
LUO Hao, LIU Geng, MA Shangjun, et al. Design and dynamic simulation of deployable spacecraft driven by gear and rack mechanism[J]. Journal of System Simulation, 2012, 24(8): 1606-1611.

[11] NING X, YUAN J, YUE X. Research on design and structure dynamics of variable topology-transformable spacecraft[M]//Earth and Space 2010: Engineering, Science, Construction, and Operations in Challenging Environments. Honolulu; [s.n.], 2010; 3809-3820.

[12] SIDDIQI A, de WECK O. Self-similar modular architectures for reconfigurable space systems[C]//57th International Astronautical Congress. Valencia; [s.n.], 2006; 2-6.

[13] 沈宇飞, 王铁博, 矫贺明, 等. 一类模糊评价模型与通信卫星效能评估[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(4): 129-132. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.04.021.
SHEN Yufei, WANG Yibo, JIAO Heming, et al. A class of fuzzy evaluation model and the effectiveness evaluation of telecommunication satellites[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(4): 129-132. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.04.021.

[14] 田大可. 模块化空间可展开天线支撑桁架设计与实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
TIAN Dake. Design and experimental research on truss structure for modular space deployable antenna[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.

[15] CHERNUKHIN R V, DRONOV A A, BLASHCHUK M Y. The application of the analytic hierarchy process when choosing layout schemes for a geokhod pumping station[J]// Materials Science and Engineering, 2015, 91(1): 012086. DOI:10.1088/1757-899X/91/1/012086.

[16] YANG T L, SUN D J. A general degree of freedom formula for parallel mechanisms and multiloop spatial mechanisms[J]. Journal of Mechanisms and Robotics, 2012, 4(1): 011001. DOI:10.1115/1.4005526.

(编辑 杨 波)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“变构型桁架式卫星平台结构与性能评价”,是哈尔滨工业大学邓宗全院士团队设计的可重复变构型桁架式卫星平台构型的示意图. 针对未来大型通信卫星内部有效载荷维修可达的需求,将空间折展机构与传统桁架式卫星平台结构相结合,设计了6种可重复变构型桁架式卫星平台构型. 提出了评价变构型卫星平台性能的主要指标,包括结构质量、惯量变化率、整流罩面积利用率、展开表面积比、展收状态下振动频率、设备布局影响和折展机构复杂度等. 分析了6种变构型桁架式卫星平台构型的上述性能指标,采用层析分析法得到各个性能指标的权重,基于模糊综合评价法优选出综合性能较佳的构型. 根据空间机构多闭环自由度计算公式计算优选出的构型折展机构自由度为1,表明其具有唯一确定的运动. 用制作的3D打印模型演示了变构型过程,卫星平台在原理上可实现可重复变构型的功能.

(图文提供:赵冲,郭宏伟,邓宗全,刘荣强,刘守斌.哈尔滨工业大学宇航空间机构及控制研究中心)