

文章编号 1004-924X(2017)增-0125-09

# 全电推进 GEO 卫星一箭双星结构模态频率分析

王韵臣<sup>\*</sup>, 陈昌亚

(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** 为了节省卫星燃料, 增加卫星载重比, 延长卫星使用寿命, 将化学推进平台改为全电推进平台, 并且采用“一箭双星”发射。首先设计出使用电推进时的轨道转移方案, 根据卫星发射重量使用双台 300 mN 的推力器并联工作, 从 GTO 至 GEO 的转移时间约为 6 个月, 消耗燃料仅需约 650 kg。针对目前存在的 3 种一箭双星发射方式, 火箭舱内支撑、自串联和并联, 分别设计卫星构型, 对其进行模态分析, 与之前的化学推进方案相比较。可以得出 3 种满足火箭发射要求的构型中火箭舱内支撑构型最佳, 单星横向基频为 20.781 Hz, 结构质量比为 9.8%, 选择该构型进行一箭双星发射。综合分析可知, 采用全电推进火箭舱内支撑一箭双星发射方式, 可以减少燃料, 使结构轻量化与整星轻量化, 并能够节约发射成本, 具有良好的先进性和经济性。

**关键词:** 全电推进; 一箭双星; 模态分析; 结构质量比; 经济性

**中图分类号:** TP391.9 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0125

## Analysis for structural modal frequency of one rocket with two satellites of GEO satellite for full-electric thruster

WANG Yun-chen<sup>\*</sup>, CHEN Chang-ya

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

<sup>\*</sup> Corresponding author, E-mail: wongyunce@outlook.com

**Abstract:** Changing chemical thruster platform to full-electric thruster platform can save satellite fuel, increase bearing ratio of satellite and prolong service life of satellite, and “one rocket with two satellites” launch can be adopted. Firstly, orbit transfer scheme at the time of using electric thruster was designed, with satellite launch weight of 2 700 kg, and parallel operation for two 300 mN thrusters was used. Transfer time from GTO to GEO was about 6 months, and consumption fuel of 650 kg was just needed. Aimed at current existing three kinds of launch modes for one rocket with two satellites, support, self-series and parallel inside rocket tank were provided with modal analysis by designing satellite configuration respectively to compare with previous chemical thruster scheme. It can be obtained that three kinds of configurations for one rocket with two satellites all meet requirements for rocket launch, of which support configuration inside rocket tank is the best with horizontal frequency of 20.781 Hz and structural weight ratio of 9.8% per satellite, and this configuration shall be used to conduct launch of one rocket with two satellites. Comprehensive analysis shows that adopting launch mode for one rocket with two satellites for support inside rocket tank of full-electric thruster is rela-

收稿日期: 2017-08-29; 修订日期: 2017-09-20.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 61401279)

tively good, which can save more than one hundred million of lunch cost, and its has excellent advancement and economy.

**Key words:** full-electric thruster; one rocket with two satellites; modal analysis; structural weight ratio; economy

## 1 引言

传统的化学推进方式虽然技术成熟,但是由于比冲较小,需携带大量的燃料,会造成有效载荷能力不高,使用寿命较短等缺点。随着卫星长寿命、高承载比和高可靠性要求的提出,发展电推进的需求就显得日益强烈,高比冲的电推进方式可以有效地减少推进剂的质量,从而增加有效载荷,可以使卫星执行更多的任务<sup>[1-2]</sup>。化电双模平台在国外已经非常成熟,全电推平台也得到了很快地发展。2015年3月2日,波音公司用“猎鹰-9”火箭以一箭双星的方式将亚洲广播卫星公司的ABS-3A和法国欧洲通信的Eutelsat-115WestB两颗全电推进卫星发射升空。此外,美国轨道科学公司、劳拉空间系统公司以及俄罗斯卫星通信公司<sup>[3]</sup>等都在开展全电推进卫星的研制。

国内研发电推进技术的工程单位主要有北京控制工程研究所(502所)、兰州空间技术物理研究所(510所)、上海空间推进研究所(801所)以及哈尔滨工业大学、上海交通大学等高校。2012年,国内开展了以SJ-9A卫星为载体的霍尔、离子电推进首次在轨飞行试验,圆满完成了各项预定的试验任务。2017年4月12日,东3B平台全功能首星实践13号(中星16号)发射成功,首次使用电推进实现南北位置的保持。

现阶段,电推进系统正在往大功率、大推力的方向发展,为了适应轨道转移和轨道提升的需要,也成为未来核推进和深空探测的支撑技术。NASA研制的离子推力器正在从NSTAR的3

kW级向NEXT的8kW、NEXIS的20kW和HiPEP的50kW级扩展。NASA正在开始进行针对载人深空探测太阳电推进系统的飞行验证计划,电推进总功率30kW,用1年时间完成从400km-LEO到地月L2的轨道转移,并计划于2018年飞行。

本文通过对全电推进卫星的发射构型进行设计,使用一箭双星的方式,其最大好处是减少燃料,结构轻量化和整星轻量化,与化学推进相比极大地提高了承载效率,卫星重量可以从5t多减轻到2t多,使用同样的火箭,节约了发射成本,提高了经济性。

## 2 模型建立

### 2.1 卫星质量预算

采用化学推进来进行轨道转移,依据脉冲推力原理。在其作用前后,航天器的位置不发生变化,速度在瞬间改变 $\Delta v$ 。速度增量 $\Delta v$ 与消耗的燃料质量 $\Delta m$ 之间满足齐奥尔科夫斯基公式:

$$\Delta v = -u_e \ln \left[ 1 - \frac{\Delta m}{m_0} \right], \quad (1)$$

其中: $m_0$ 为变轨前航天器的质量; $u_e$ 为有效排气速度,等于发动机的真空比冲 $I_{sp}$ 与海平面引力加速度 $g_0$ 的乘积,即:

$$u_e = I_{sp} g_0. \quad (2)$$

采用电推进系统将卫星由地球同步转移轨道GTO向地球同步静止轨道GEO转移的任务进行分析。假设卫星初始轨道(GTO)参数和目标轨道(GEO)参数如表1所示。根据工程经验,假设卫星初始质量为2700kg。

表1 卫星轨道转移初始和目标轨道  
Tab.1 Initial and target orbit elements

轨道	卫星初始质量/kg	轨道半长轴/km	偏心率	倾角大小/(°)	近地点幅角/(°)	平近点角/(°)
初始轨道	2700	24371.14	0.7301	20.8	180	2
目标轨道		42164.14	$<1 \times 10^{-5}$	$<1 \times 10^{-5}$		

卫星在进行轨道转移时,单个电推力器比冲为 1 888 s,推力大小为 300 mN,两台推力器同时工作。GTO-GEO 轨道转移任务需调整以下 3 个参数:半长轴、偏心率和倾角。由于电推进系统提供的推力加速度位于  $10^{-3} \sim 10^{-5} \text{ m/s}^2$  的量级,与航天器自身受到的摄动加速度处于同一量级,因此,可将电推进加速度作为摄动加速度模型进行处理。本文采用高斯摄动方程作为轨道控制模型<sup>[4]</sup>,该模型成熟度高,可以作为电推进系统轨道转移的参考公式,形式如下:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2a^2 e \sin \theta}{h} f_r + \frac{2a^2 p}{hr} f_t \\ \frac{de}{dt} &= \frac{1}{h} p \sin \theta f_r + \frac{1}{h} [(p+r) \cos \theta + re] f_t \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r \cos u}{h} f_n \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r \sin u}{h \sin i} f_n \\ \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{p \cos \theta}{he} f_r + \frac{(p+r) \sin \theta}{he} f_t - \frac{r \sin u \cos i}{h \sin i} f_n \\ \frac{dM}{dt} &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \frac{1}{aeh} [(p \cos \theta - 2re) f_r - \\ &\quad (p+r) \sin \theta f_t] \\ \frac{dm}{dt} &= -\frac{T}{g_n I_{sp}} \end{aligned} \right. \quad (3)$$

其中: $a$ 为轨道半长轴; $e$ 为轨道偏心率; $i$ 为轨道倾角; $\Omega$ 为升交点赤经; $\omega$ 为近地点幅角; $M$ 为平近点角; $m$ 为卫星质量; $\theta$ 为真近点角; $u = \omega + \theta$ ,为纬度幅角; $p = a(1 - e^2)$ ,为轨道半通径; $h = \sqrt{\mu p}$ 为轨道角动量大小; $r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$ 为卫星地心距大小; $f_r, f_t, f_n$ 分别为航天器径向、横向和法向控制加速度; $T$ 为发动机推力大小; $I_{sp}$ 为发动机比冲; $\mu$ 为地球引力常数; $g_n$ 是海平面重力加速度。

由式(1)和式(3)可以分别求出轨道转移时化学推进和全电推进所需的燃料和时间,结果如表

2 所示。

表 2 轨道转移时间和推进剂预算

Tab. 2 Time and propellant budget for transfer

推进方式	初始质量/kg	剩余质量/kg	推进剂消耗/kg	转移时间/d
全电推进	2 700	2 172	528	188.7
化学推进	5 300	2 892	2 408	5.63

使用化学推进燃料消耗量为 3 100 kg,包含位保所需燃料。若考虑十五年寿命,携带足够南北位保的燃料质量,则全电推进卫星共携带 650 kg 氙气燃料,相比减少了 2 450 kg。

## 2.2 有限元分析

### 2.2.1 卫星有限元建模

根据表 2 可以对卫星进行有限元模型设计。化学推进卫星总重量为 5 300 kg,燃料重量为 3 100 kg,全电推进卫星总重量为 2 700 kg,燃料重量为 650 kg。使用长征三号乙(CZ-3B)运载火箭发射至 GTO 轨道卫星,CZ-3B 是在 CZ-3A 和 CZ-2E 火箭的基础上研制的大型三级液体捆绑火箭,以 CZ-3A 为芯级捆绑 4 枚液体助推器构成。设计的约束为包络  $\Phi 4 200 \text{ mm}$ ,柱段高度 4 500 mm,横向基频大于 10 Hz。

### 2.2.2 卫星材料特性

采用有限元方法对卫星进行分析,卫星材料主要为蜂窝夹层板结构,蜂窝夹层结构广泛应用于航空航天领域,特别是在现代卫星结构中,已经成为主要的承力结构。其中正六边形蜂窝用料省、制造简单且结构效率最高,应用最广。使用 MSC/NASTRAN 等大型通用软件对卫星结构进行有限元计算时,由于没有蜂窝结构的单元库,因而必须对蜂窝结构进行等效处理。以正六边形蜂窝板为对象,对 2 种不同的等效方法进行了研究,即三明治夹心板理论和蜂窝板理论。第一种方法

表 1 材料参数 1

Tab. 1 Materials parameter 1

材料特性	$E_x/\text{Gpa}$	$E_y/\text{Gpa}$	$G_{xz}/\text{Gpa}$	$G_{yz}/\text{Gpa}$	$G_{xy}/\text{Gpa}$	$\bar{\mu}_{xy}$	$\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$
底板层板	13.461 4	13.461 4	1.908 8	1.963 2	5.048 0	0.330 0	228.386 9
顶板	10.269 1	10.269 1	1.460 7	1.516 1	3.850 9	0.330 0	176.734 8
隔板侧板	15.934 5	15.934 5	2.267 2	2.320 9	5.975 4	0.330 0	271.056 0

只对蜂窝夹芯进行等效,后一种方法则对整个蜂窝夹层板进行等效。本文采用蜂窝板理论进行等效分析<sup>[5]</sup>,所使用的材料见表 3 和表 4。

表 4 材料参数 2

Tab. 4 Materials parameter 2

材料	E/Gpa	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$\bar{\mu}_{xy}$	G/Gpa
碳纤维	150	1 680	0.3	57.692 307 69
帆板	10	400	0.3	3.846 153 846
锻铝	70	2 690	0.33	26.315 789 47

卫星模态的要求,是对卫星结构设计的基本要求。由于卫星模态取决于卫星结构的刚度,因此,卫星模态的要求,有时也称为对结构的刚度要求。在卫星结构设计时首先要考虑满足卫星模态的要求。因此,卫星结构模态分析成为结构分析的重要内容之一,也是结构分析的基本内容,在卫星结构研制过程中占有重要地位,贯穿于卫星结构研制过程的始终。

随着计算机技术的发展以及实际问题的客观要求,大型矩阵特征值计算方法种类繁多,较为常用的解法有以变换方法为基础的 Jacobi 法、行列式搜索法、Givens-Householder 法、修正 Givens-Householder 法、以向量迭代为基础的 Lanczos 法、幂迭代法和反幂迭代法、子空间迭代法、松弛法等。

通常将整星结构离散为具有  $n$  个自由度的线性弹性结构,在不计结构阻尼的前提下,整星的自由振动方程用矩阵形式表示为:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = 0, \quad (4)$$

其中,  $\mathbf{M}$  是整星的质量矩阵,  $\mathbf{K}$  是整星的刚度矩阵。在微振动的情况下,可设上述方程组的解为:

$$\mathbf{x} = \boldsymbol{\varphi}\sin(\omega t + \alpha). \quad (5)$$

特征方程用矩阵表示为:

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M})\boldsymbol{\varphi} = 0, \quad (6)$$

其中,  $\omega$  为特征值,对应于结构的固有频率;  $\boldsymbol{\varphi}$  为特征向量,对应于结构的振型。

随着有限元仿真技术的成熟,复杂结构有效模态质量的计算成为可能。力限控制作为目前航天器等大型结构振动试验下凹控制的主流方向,其关键是力谱的计算,而力谱计算的关键是有效模态质量的确定<sup>[6-8]</sup>,但有效模态质量又与结构有限元模型的好坏直接相关。本文使用 Patran/Nastan 输出的 f06 文件<sup>[9]</sup> 观察模态有效质量占总质量的比重来确定卫星的基频。

### 2.2.3 卫星构型设计

化学推进卫星采用一箭一星发射,卫星放置在整流罩中间,底部通过星箭连接环与火箭相连。

采用一箭双星发射,主要有 3 种构型,火箭舱内支撑、自串联和卫星并联构型,如图 1 所示,火箭舱内支撑是将两颗卫星叠放,卫星都与火箭连接;自串联是指将一颗卫星叠加在另一颗卫星上,卫星间以连接环相接;卫星并联是指将卫星并排

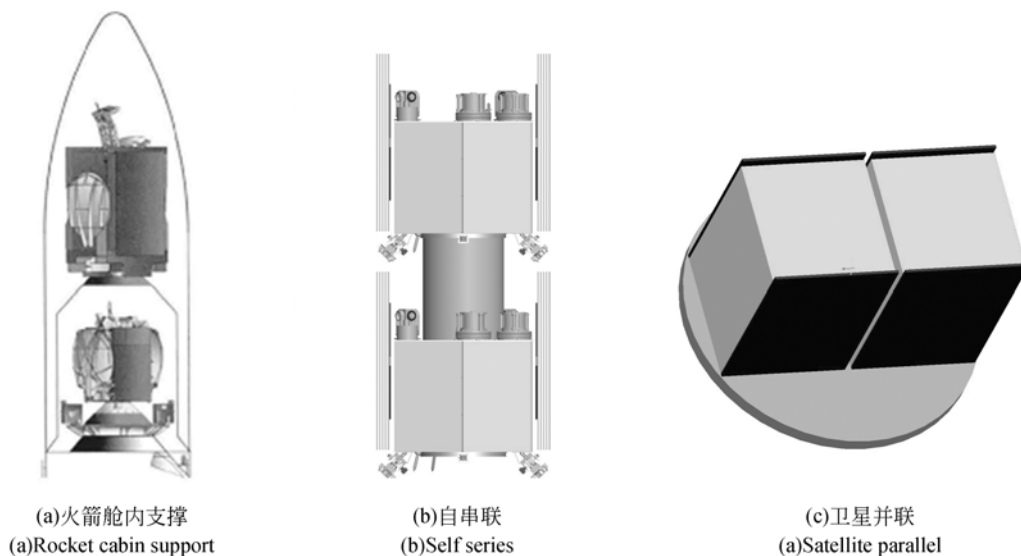


图 1 三种不同的一箭双星卫星构型

Fig. 1 Three different configurations of one rocket with two satellites

放置在星箭连接面上。

### 3 计算分析

本文对 4 种卫星模型进行分析,分别为化学推进卫星模型,火箭舱内支撑构型,自串联卫星构型和卫星并联构型,并比较不同的模态频率。

#### 3.1 化学推进卫星平台

图 2 是在 Patran 中建立的卫星有限元模型。卫星采用六边形承力筒结构,六边形边长为 1 680 mm,中心承力筒直径为 1 000 mm,底板厚度为 30 mm,中间板厚度为 30 mm,顶板厚度为 30 mm,隔板厚度为 20 mm,中心承力筒厚度为 25 mm,蜂窝夹层板为碳纤维结构。载荷等对于模态分析影响较小的质量用集中质量代替,能够计算出该卫星的质心,见表 5。并可以计算出结构重量和卫星总重量,见表 6。

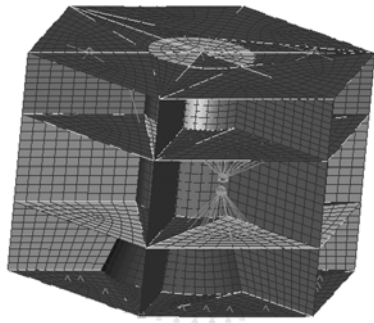


图 2 化学推进卫星有限元模型及承力结构图

Fig.2 FEM of chemical thrust satellite

使用 Nastran 进行分析,可以得到该卫星的基本振型,见表 7。

表 5 化学推进卫星质心(底板中心为原点)

Tab.5 Barycenter of chemical propulsion satellite (mm)

方向	坐标
X	-1.33
Y	-1.08
Z	1 168

表 6 化学推进卫星结构质量

Tab.6 Mechanical structure weight of chemical propulsion satellite

结构重量/kg	卫星总重量/kg	结构重量比/%
450	5 318	8.5

表 7 化学推进卫星基本振型

Tab.7 Base modal of vibration of chemical propulsion satellite

振型	频率/Hz	模态有效质量占比/%
X 向一阶弯曲	24.559	30.58
Y 向一阶弯曲	24.559	33.48
纵向	33.866	30.47
扭转	26.318	31.56

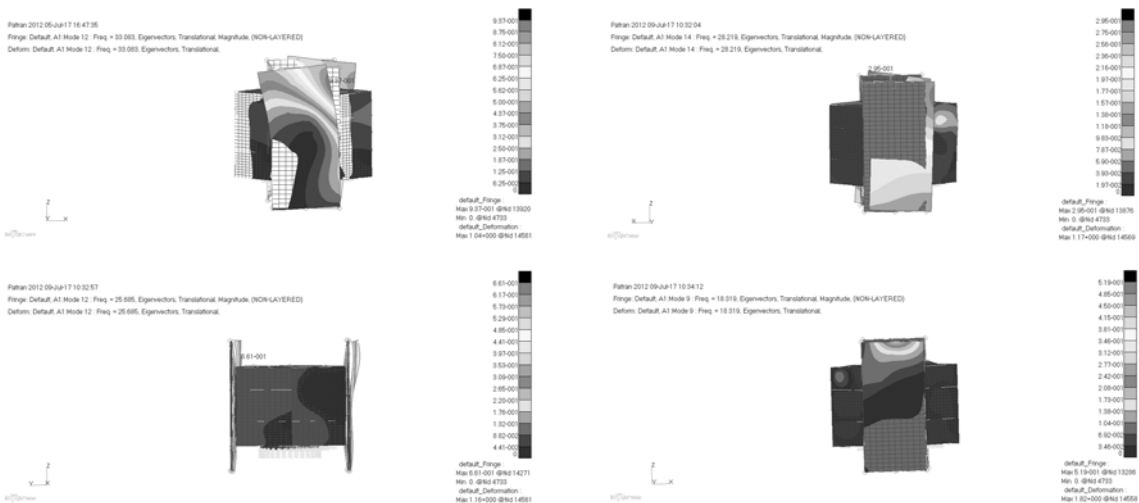


图 3 化学推进卫星振型图

Fig.3 Vibration charts of chemical propulsion satellite

3.2 火箭舱内支撑一箭双星构型

图 4 为火箭舱内支撑卫星,指的是两颗卫星都是与火箭连接,见图 1(a)。卫星采用六边形承力筒式结构,六边形边长为 1 120 mm,承力筒直径为 960 mm,底板厚度为 30 mm,中间板厚度为 30 mm,隔板厚度为 30 mm,中心承力筒厚度为 20 mm,侧板厚度为 20 mm。因此,在考虑卫星模态时,可以只对一颗卫星进行分析。卫星本体六边形边长为 1 120 mm,高度为 1 500 mm。能够计算出该卫星的质心,见表 8。并可以计算出结构重量和卫星总重量,见表 9。使用 Nastran 进行分析,可以得到该卫星的基本振型,见表 10。

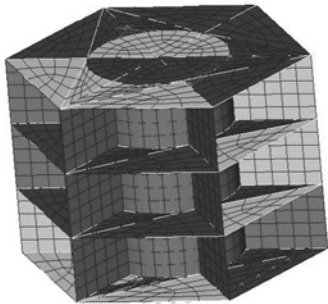


图 4 火箭舱内支撑卫星有限元模型及承力结构图  
Fig. 4 FEM of satellite supported by rocket cabin

表 8 火箭舱内支撑卫星质心(底板中心为原点)

Tab. 8 Barycenter of satellite supported by rocket cabin (mm)

方向	质心坐标
X	-13.1
Y	11.6
Z	813.4

表 9 火箭舱内支撑卫星结构重量

Tab. 9 Mechanical structure weight of satellite supported by rocket cabin

结构重量/kg	卫星总重量/kg	结构重量比/%
257	2 613	9.835

表 10 火箭舱内支撑卫星基本振型

Tab. 10 Base modal of vibration of satellite supported by rocket cabin

振型	频率/Hz	模态有效质量占比/%
X 向一阶弯曲	20.781	69.48
Y 向一阶弯曲	20.264	68.83
纵向	43.333	95.91
扭转	20.781	60.15

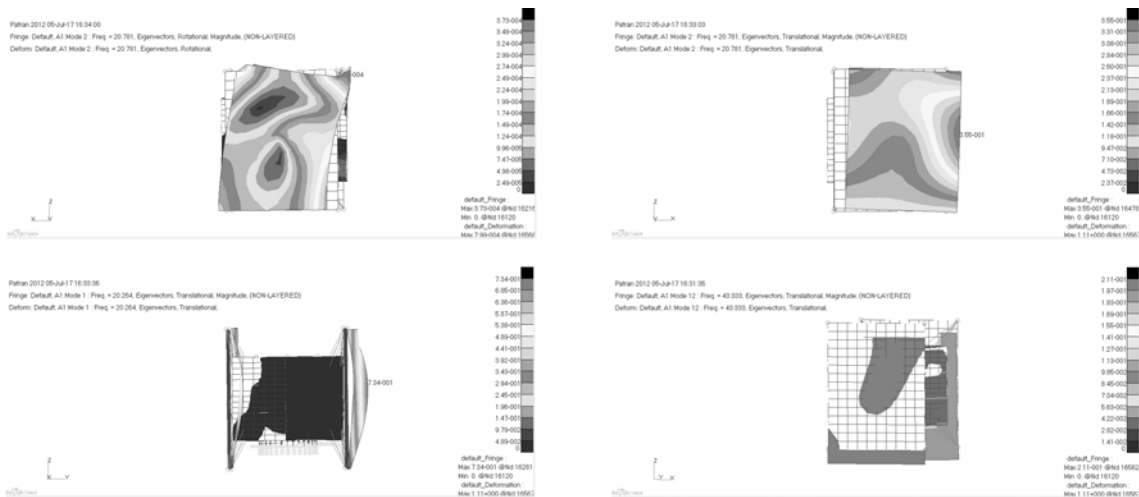


图 5 火箭舱内支撑卫星振型图

Fig. 5 Vibration charts of satellite supported by rocket cabin

### 3.3 卫星自串联一箭双星构型

如图 6 所示,自串联是将两颗卫星叠放在一起,下面的一颗卫星与火箭相连接,见图 1 b)。单颗卫星使用的模型仍然是舱内支撑卫星模型,卫星采用六边形承力筒式结构,承力结构见图 4。六边形边长为 1 120 mm,承力筒直径为 960 mm,底板厚度为 30 mm,中间板厚度为 30 mm,隔板厚度为 30 mm,中心承力筒厚度为 20 mm,侧板

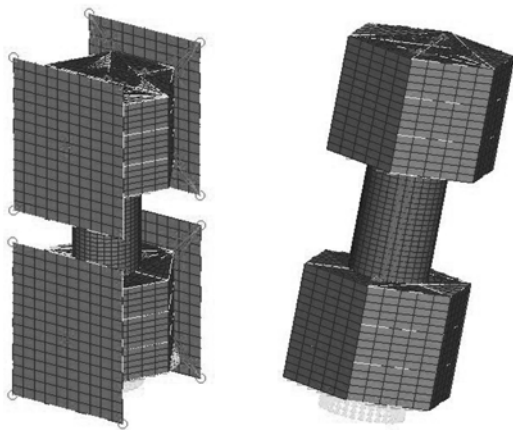


图 6 自串联卫星有限元模型及承力结构图  
Fig. 6 FEM of satellites in series

厚度为 20 mm。中间以连接环相连,连接环长度为 1 500 mm,直径为 1 040 mm。自串联卫星质心见表 11。

使用 Nastran 进行分析,可以得到该卫星的基本振型,自串联卫星基本振型见表 12。

表 11 自串联卫星质心(底板中心为原点)

Tab. 11 Barycenter of satellites in series (mm)

方向	质心坐标
X	-5.04
Y	5.237
Z	2494

表 12 自串联卫星基本振型

Tab. 12 Base modal of vibrations of satellites in series

振型	频率/Hz	模态有效质量占比/%
X 向一阶弯曲	15.698	55.93
Y 向一阶弯曲	16.901	35.91
纵向	40.198	30.28
扭转	15.698	68.00

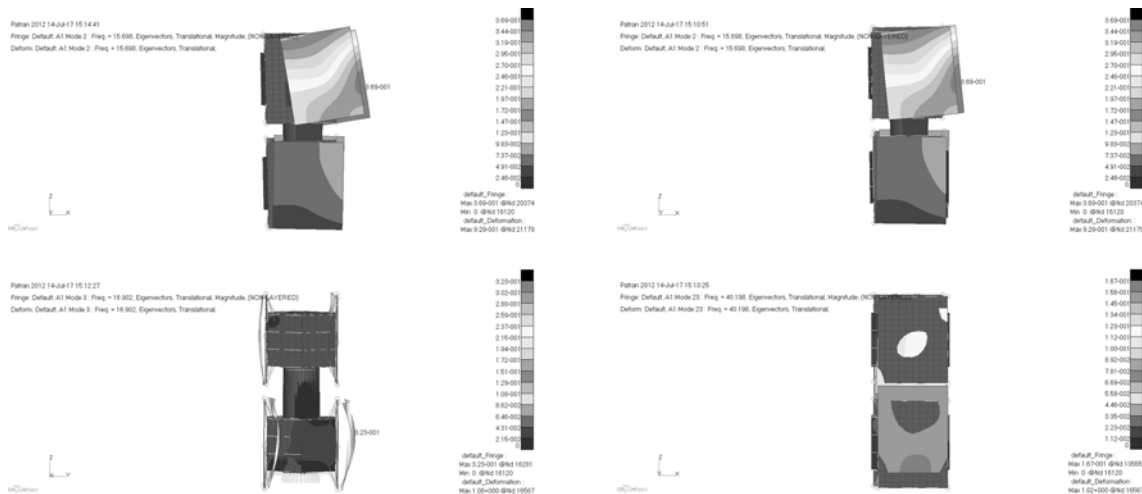


图 7 自串联卫星振型图

Fig. 7 Vibration charts of satellites in series

### 3.4 卫星并联一箭双星构型

两颗卫星并排放置,并分别与火箭相连,见图 1(c)。图 8 为卫星并联有限元模型。该卫星采用四边形隔板式结构。四边形边长为 1 800 mm,东西隔板分成三等分,南北隔板分成二等分。底板

厚度为 30 mm,中间板厚度为 30 mm,顶板厚度为 30 mm,侧板厚度为 25 mm,隔板厚度为 25 mm,可以对其中一颗卫星进行动力学分析。能够计算出该卫星的质心,见表 13。并可以计算出结构重量和卫星总重量,见表 14。

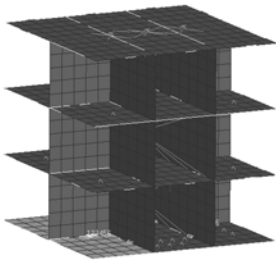


图 8 卫星并联有限元模型及承力结构图  
Fig. 8 FEM of satellites in parallel launch

表 13 卫星并联(单颗)质心(底板中心为原点)

Tab. 13 Barycenter of single satellite (mm)

方向	质心坐标
X	0.004
Y	-15.3
Z	1.011

表 14 卫星并联(单颗)结构重量

Tab. 14 Mechanical structure weight of single satellite

结构重量/kg	卫星总重量/kg	结构重量比/%
359.87	2 703	13.3

使用 Nastran 进行分析,可以得到该卫星的基本振型,见表 15。

表 15 卫星并联基本振型

Tab. 15 Base modal of vibrations of single satellite

振型	频率/Hz	模态有效质量占比/%
X 向一阶弯曲	13.325	87.24
Y 向一阶弯曲	11.807	72.14
纵向	50.186	85.39
扭转	29.846	68.92

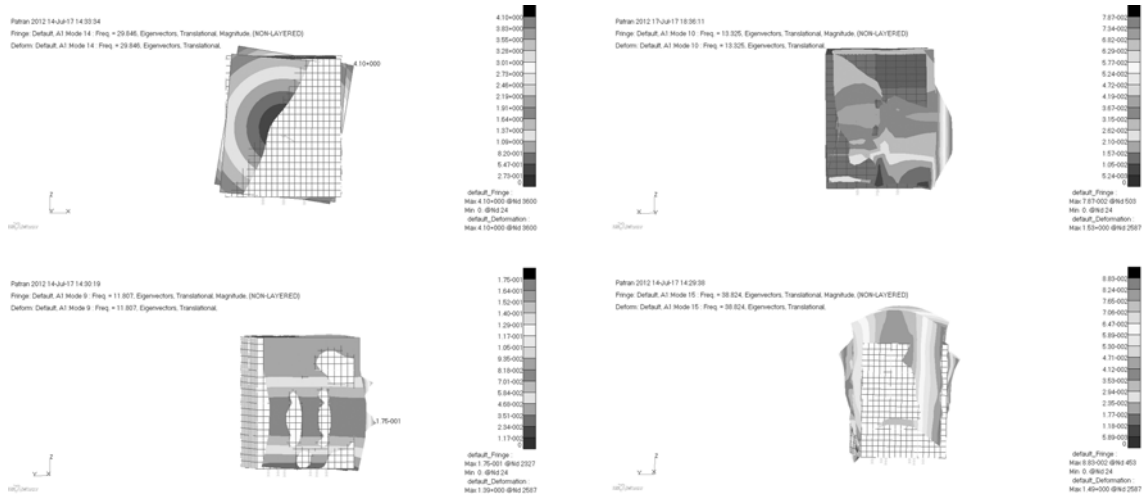


图 9 卫星并联振型图

Fig. 9 Vibration charts of single satellite

### 3.5 结果分析对比

对以上 4 种不同的发射构型进行分析,可以得到表 16,一箭双星按照两颗卫星来计算重量。

可以看出,使用全电推进卫星平台,一箭双星可以满足火箭运力要求。比较 3 种一箭双星发射构型,可知火箭舱内支撑结构重量比更小,一阶基频

表 16 4 种不同构型卫星对比

Tab. 16 Comparison of four different satellites

发射构型	卫星重量/kg	结构重量/kg	结构重量比/%	X 一阶基频/Hz	Y 一阶基频/Hz	Z 一阶基频/Hz
化学推进平台(单星)	5 318	450	8.5	24.559	24.559	33.866
火箭舱内支撑(双星)	5 226	514	9.8	20.781	20.264	43.333
自串联构型(双星)	5 306	594	11.2	15.698	16.901	40.198
卫星并联构型(双星)	5 406	719	13.3	13.325	11.807	50.186

更高,在卫星的稳定性和结构轻量化上具有更明显的优势。因此,最终选择火箭舱内支撑构型。

## 4 结 论

本文首先计算出全电推进卫星一共需要的燃

料质量,并以弹性力学和结构动力学为基础,通过使用 MSC Patran/Nastran 有限元分析软件,对四种不同的卫星构型进行分析,最终确定使用火箭舱内支撑作为最后一箭双星构型。使用 CZ-3B 发射,不仅可以减少燃料,使结构轻量化与整星轻量化,还能够节约发射成本单次在 1 亿以上,具有良好的先进性和经济效益。

### 参考文献:

- [1] 杭观荣,康小录. 电推进在深空探测主推进中的应用及发展趋势[J]. 火箭推进, 2013, 38(4): 1-8, 48. HANG G R, KANG X L. Application and development trends of electric propulsion in deep-space primary propulsion [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2013, 38(4): 1-8, 48. (in Chinese)
- [2] 张天平,张雪儿. 空间电推进技术及应用新进展[J]. 真空与低温, 2013, 19(4): 187-194. ZHANG T P, ZHANG X E. Electric propulsion progress in technologies and applications [J]. *Vacuum & Cryogenics*, 2013, 19(4): 187-194. (in Chinese)
- [3] 胡照,王敏,袁俊刚. 国外全电推进卫星平台的发展及启示[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(5): 566-570. HU ZH, WANG M, YUAN J G. A review of the development of all-electric propulsion platform in the world [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(5): 566-570. (in Chinese)
- [4] GOPINATH N S, SRINIVASAMUTHY K N. Optimal low thrust orbit transfer from GTO to geosynchronous orbit and station keeping using electric propulsion system [C]. *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation*, IAF, 2003: 2-3.

- [5] 夏利娟,金成定,汪序宝. 卫星结构蜂窝夹层板的等效计算[J]. 上海交通大学学报, 2003, 37(7): 999-1001. XIA L J, JIN X D, WANG X B. Equivalent analysis of honeycomb sandwich plates for satellite structure [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2003, 37(7): 999-1001. (in Chinese)
- [6] NASA HDBK 7004B-2003 Force limited vibration testing [S]. 2003: 24-30.
- [7] SHUNMUGAVEL P. Modal effective masses for space vehicles [C]. *36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, AIAA, 1995: 19-25.
- [8] WITTING M, KLEIN M. Modal selection by means of effective masses and effective modal forces an application example [C]. *Proceedings of Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing*, ESA Bulletin, 1996: 751-759.
- [9] 马爱军,周传月,王旭. Patran 和 Nastran 有限元分析专业教程 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 291-297. MA A J, ZHOU CH Y, WANG X. *Tutorial of Finite Element Analysis of Patran and Nastran* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005: 291-297. (in Chinese)

### 作者简介:



王韵臣(1993—),男,江苏东台人,2015年于上海交通大学获得学士学位,主要从事卫星结构优化设计,卫星总体布局等方面的研究, Email: wongyunce@outlook.com

### 导师简介:



陈昌亚(1963—),男,安徽安庆人,博士,研究员,1984年于南京工业大学获得学士学位,1994年于辽宁工程技术大学获得硕士学位,2005年于上海交通大学获得博士学位,主要从事卫星总体设计等方面的研究, Email: chen-changya@263.com