某卫星平台多结构工况下的优化设计

周志成 曲广吉 黄 海

(中国空间技术研究院，北京 100094) (北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：采用航天器结构优化系统ESSOSⅡ(Engineering System of Structural Optimization for Spacecraft)，对某复杂卫星结构进行了以重量最轻为目标、以其中复合材料板件的铺层厚度为设计变量的优化设计，考虑发射(收拢)和在轨(展开)2种结构工况下的基频和应力等约束条件. 基于2种结构工况下的有限元模型，采用二级多点逼近寻优算法进行优化求解，每一次优化迭代过程中均需对各结构工况模型作有限元分析. 优化后结构重量比初始设计有明显降低，且满足收拢、展开结构工况中的所有约束条件，为卫星结构分系统的改进设计提供了依据，同时进一步验证了ESSOSⅡ系统的有效性.

关 键 词：结构优化；多结构工况；航天器；工程应用

中图分类号：V 414.19

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)07-0821-03

Design optimization of satellite platform considering multiple structural cases

Zhou Zhicheng Qu Guangji

(China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Huang Hai

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The engineering system of structural optimization for spacecraft(ESSOSⅡ) was applied in the optimization design of a complicated satellite structure, in which the minimum weight was taken as the objective, the layer thicknesses of composite laminate panels as the design variables, and the frequencies and stresses under two structural cases of being launched (furled) and working in orbit (deployed) as the constraints. Based on finite element models of these two structural cases, twol-evel multi-point approximation method was adopted in optimum solution and in each optimization iteration finite element analyses were performed for both structural case models. Compared with the primal design, structural weight decreases obviously after optimization, and all constraints under furled and deployed structural cases were satisfied, which provide a basis for the engineering department to improve the primal design and meanwhile also show the effectiveness of ESSOSⅡ.

Key words: structural optimization; structural case; spacecraft; engineering applications

为了充分提高卫星结构的承载效率，必须进行以减重为目标的结构优化设计. 卫星系统在运输、发射和在轨工作等阶段存在2种结构工况：柔性附件(如太阳翼、天线)的收拢与展开状态[1]. 这2种状态(或结构工况)下系统构件相同，但应满足各自的设计要求. 针对航天器结构设计的这种特殊性，结构优化过程中应考虑多结构工况，使得优化设计同时满足不同结构状态下的振动、强度等要求，这不同于目前通常所作的多载荷工况的结构设计.

上世纪90年代，中国空间技术研究院与北京航空航天大学合作开发了“航天器结构参数优化

收稿日期：2008-06-13

作者简介：周志成(1963—)，男，北京人，研究员，zhouzhicheng@cast.cn.

软件系统 SPOS(Structrural Parameter Optimization of Spacecraft)"[2],并在卫星结构优化中得到了应用.该软件基于 Patran 平台开发了前后置处理系统,采用高效稳定的二级多点逼近优化算法[3];功能上具有多结构工况综合优化能力,可进行含复合材料构件的复杂结构优化设计,可考虑约束包括应力、位移、振动频率、稳定性、设计变量上下限等;之后,SPOS 的功能被进一步加强,其中原结构分析模块由 Nastran 结构分析程序替代,由此开发形成了 ESSOSⅡ(Engineering System of Structural Optimization for Spacecraft)软件系统[4].由于该系统基于 Nastran 作结构分析,设计结果易被航空航天工程部门接受,目前已用于多种工程型号结构设计[5].

本文针对某大型卫星公用平台,采用 ESSOSⅡ进行优化设计.该公用平台中心承力筒和主体框架结构采用碳纤维复合材料和均质铝面板的蜂窝板结构,设计要求在满足收拢和展开 2 种结构工况的频率约束条件下,对复合材料/铝面板厚度和蜂窝夹层高度进行优化,以降低结构重量,为卫星平台结构的改进设计提供依据.

1 卫星结构有限元分析模型

结构优化的基础是结构分析,因此用于结构分析的有限元模型的正确性至关重要,本文直接采用工程型号设计部门提供的初始设计及其有限元模型,经适当处理用于优化迭代过程中的结构分析计算.收拢状态的有限元模型如图 1 所示,共有 38163 个节点,37255 个夹层板单元和 1644 个梁单元,星箭连接环的底部固支.

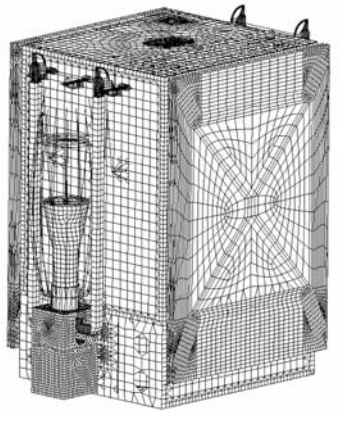


图 1 收拢状态有限元模型

展开状态的有限元模型如图 2 所示,共有 61220个节点,64509 个夹层板单元和 3767 个梁单元;梁单元主要用于天线骨架结构,不参与优化设计.

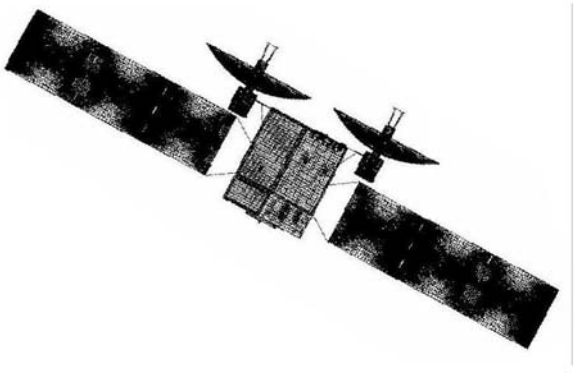


图 2 展开状态有限元模型

2 卫星结构优化设计模型

本文考虑收拢、展开 2 种结构工况的卫星平台优化设计问题仍可表示为一非线性的数学规划问题:

$$\left.\begin{aligned} &\min f(\boldsymbol{X}) \\ &g_{jk}(\boldsymbol{X}) \leqslant 0 \qquad k=1,\cdots,p \\ &\qquad\qquad\qquad\quad j=1,\cdots,m_k \\ &\boldsymbol{X}_i^{\mathrm{L}} \leqslant \boldsymbol{X}_i \leqslant \boldsymbol{X}_i^{\mathrm{U}} \quad i=1,\cdots,n \end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,目标函数 $f(\boldsymbol{X})$是卫星结构重量;$g_{jk}(\boldsymbol{X})\leqslant 0$ $(k=1,\cdots,p;j=1,\cdots,m_k)$为设计约束,$p$ 为结构工况数;m_k 为第 k 个结构工况下的约束数目.本文考虑 2 种结构工况,故 $p=2$,即收拢$(k=1)$和展开$(k=2)$,2 种结构工况下,均只考虑响应的第 1 阶振动频率约束,即 $m_1=m_2=1$. $\boldsymbol{X}=\{x_1,\cdots,x_n\}^{\mathrm{T}}$ 为设计变量,通常是结构件的截面尺寸参数,x_i^{U} 和 x_i^{L} 是变量 x_i 的上下限,n 为设计变量个数.

本文卫星的主承力筒和各舱段框架结构是主要的优化对象,由碳纤维复合材料蒙皮或铝蒙皮蜂窝夹层板单元组成,故设计变量取蜂窝夹层板复合材料面板各铺层厚度、铝面板厚度和夹层板夹芯高度.

优化计算时,要求 2 个结构具有相同的设计变量.根据设计变量上下限及初始值的不同,将 2 个有限元模型中参与优化的结构都分为 9 个单元组,其中中心承力筒的对地段、中间、固定段由于复合材料蒙皮铺层不同而分为 3 组.具体设计变量的选取、编号、初值、上下限见表 1.

卫星结构优化设计中,通常整星的基频最终成为临界约束,而将整星的其他设计要求(如在准静态惯性载荷作用下的强度要求、稳定性要求等)一般为非临界约束,常作为校核条件对优化后的结构进行分析,视需要作局部调整.

表 1 设计变量 mm

设计变量序号	结构参数	初值	下限	上限
1～4,19～21,23～25,27～29	复合材料铺层厚度	0.1	0.08	0.2
14～17	复合材料铺层厚度	0.125	0.08	0.2
6,8,12	铝面板厚度	0.3	0.3	1
10	铝面板厚度	0.5	0.3	1
5	蜂窝芯厚度	20.2	16	30
7,9,11,13,18	蜂窝芯厚度	25	16	30
22,26,30	蜂窝芯厚度	10	10	30

3　优化设计

针对上一节建立的 2 结构工况卫星平台结构优化问题,采用航天器结构优化系统 ESSOSII 进行求解.

本文分 3 种要求进行优化设计:①收拢状态整星的第 1 阶模态频率不低于初始设计的基频(13.954 Hz);②展开状态整星的第 1 阶模态频率不低于太阳电池阵基频(0.333 Hz);③同时满足①和②.

3.1　只考虑单个结构工况的优化设计

只考虑收拢或展开单个结构工况时,优化目标分别是保持结构基频不低于初始设计的情况下使结构重量最轻.设计目标函数值的迭代过程见图 3 和图 4.图中,W 为结构重量,f_1,f_2 为频率(图 5 相同).

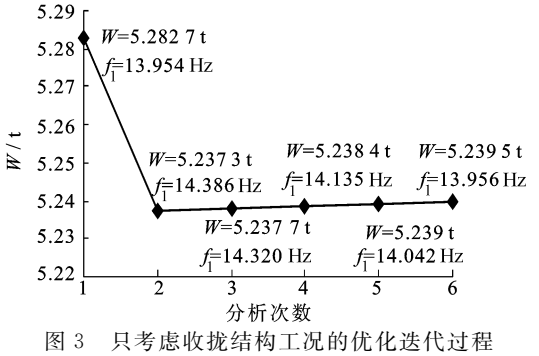


图 3　只考虑收拢结构工况的优化迭代过程

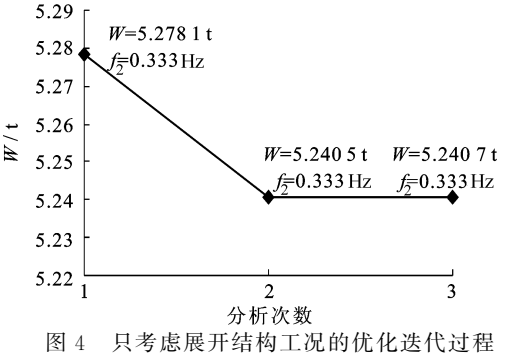


图 4　只考虑展开结构工况的优化迭代过程

由图 3 和图 4 可见,优化后结构质量分别减少了 43.2 kg 和 37.4 kg,占优化部分结构质量(246.6 kg)的 17.5%和 15.2%.设计变量优化结果见表 2,可见,只考虑收拢结构工况时,除对地板、中心承力筒对地段和中间段对应的设计变量未达到设计下限值外,其余结构对应设计变量均达到设计下限;而只考虑展开结构工况时,只有安装太阳电池阵的通信舱南北板的蜂窝芯厚度对应的设计变量未达到下限,其余设计变量均达到下限.

3.2　综合考虑两结构工况的优化设计

本文两结构工况优化设计的约束条件为整星收拢状态的第 1 阶频率不低于 13.954 Hz,整星展开状态的第 1 阶模态频率不低于 0.333 Hz.综合考虑两结构工况的优化迭代过程见图 5,设计变量的优化结果见表 2.

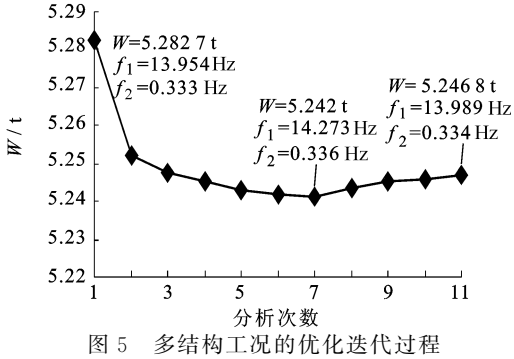


图 5　多结构工况的优化迭代过程

表 2　设计变量优化结果(优化结果/初始值)

变量序号	对应结构	只考虑收拢结构工况	只考虑展开结构工况	两结构工况
13	通信舱	Δ	0.995	0.884
14	对地板	Δ	Δ	0.709
15		0.771	Δ	0.845
17		0.753	Δ	Δ
18		0.726	Δ	0.701
19	中心承力筒对地段、中间段	1.596	Δ	1.554
20		0.841	Δ	1.545
21		1.590	Δ	0.836
23		0.834	Δ	0.831
24		0.821	Δ	0.815

注:3 种结构工况下,1～12 号设计变量的值都达到了下限;表中"Δ"表示达到设计变量下限.

由图 5 可知,综合考虑两结构工况要求,优化后结构质量下降了 35.9 kg,占优化部分结构总质量的 14.6%.比整星收拢和展开单结构工况优化时结构质量下降的量(分别是 43.2 kg 和 37.4 kg)小.由表 2 可见,除了对地板、中心承力筒对地段和中间段(对应只考虑收拢工况时未达到下限部位)对应的设计变量外,还有通信舱南北板(对应只考虑展开工况时未达到下限部位)对应的设计变量未达到下限,其他均达到下限.

(下转第 851 页)