基于 Patran/Nastran 的结构优化系统的工程应用

袁家军 陈珅艳 黄 海

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 采用基于有限元软件 Patran/Nastran 二次开发的结构优化系统,对两个卫星结构进行了以重量为目标、考虑基频和应力等约束的优化设计. 系统由用户在 Patran 环境下完成问题建模,优化过程中调用 Nastran 作结构分析并结合二级多点逼近算法寻优. 设计对象是由蜂窝夹层板、不同截面形状梁、板壳等组成的典型复杂航天器结构,设计过程中还利用人机交互技术,最终使重量明显降低,为工程部门改进设计提供了依据. 算例结果之一与其他结构优化系统结果一致,进一步说明了所开发系统的正确性.

关 键 词: 结构优化; 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(2006)02-0125-05

Engineering applications of structural optimization system based on Patran/Nastran

Yuan Jiajun Chen Shenyan Huang Hai

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Two satellite structures were optimized using a structural optimization system that was secondary developed on the base of the commercial finite element software Patran/Nastran. The mass of structure was taken as the objective function and frequency and stress constraints were considered in the optimization. The system provided a Patran environment for users to establish the model of problem, while Nastran was executed as structural analysis code and the optimizer was based on two-level multi-point approximation method. The designed examples were typical complex structures of spacecraft constructed by honeycomb sandwich panels, shells as well as beams with various cross-sectional types. Man-machine interactive ways were also adopted and the structural masses were obviously decreased. The work supplies useful datum for the industrial departments to improve the current designs. The results of the developed system comply well with other's for one of the examples, and the validity of the system is further verified.

Key words: structural optimization; spacecraft; engineering applications

在保证结构刚度和强度等条件下,减轻航天器结构的重量对工程部门有特殊重要的意义,因此以减重为目标的航天器结构优化设计受到愈来愈广泛的重视. 由于专用结构分析程序的局限性,在商用有限元软件基础上开发结构优化软件是一种趋势. 这样做一方面可以使所形成的结构优化系统由于分析功能全而通用性强,另一方面由于各行业对相应商用有限元分析软件的熟识和认同而使在其上二次开发的结构优化系统更容易被接受. 鉴于有限元软件 MSC. Patran/Nastran 在航空航天领域的广泛使用,文献[1]在此基础上二次开发了一新型航天器结构优化系统. 该系统由用户在提供的 Patran 环境下完成结构优化问题建模,优化采用高效稳定的二级多点逼近优化算法[2],优化过程中调用 Nastran 作结构分析.

本文采用该系统对两个卫星型号结构进行了

收稿日期: 2004-12-17

作者简介: 袁家军(1962-),男,吉林通化人,博士生, jyuan@cast.cn.

以减重为目标的优化设计. 设计对象由蜂窝夹层板、各种截面性状梁、板壳等组成,是典型复杂的航天器结构. 设计中考虑的主要约束包括应力、基频下限等,设计变量除蜂窝夹层板的芯子高和面板厚度、梁截面尺寸、板壳厚度等截面参数外,还包括部件(承力筒)的选型和局部的结构拓扑调整,最终设计通过人机交互的方式确定. 为说明优化结果的正确性,本文结果与基于专用结构分析程序模块且采用同一优化算法的 ESSOS 系统[3]的结果进行了比较,由此说明所得结果和所开发软件的可靠性.

1 结构优化系统简介

Patran/Nastran 是航空航天部门广泛使用的有限元软件,结合航天器设计的特点和需要,文献[1]利用该软件的二次开发工具 PCL(Patran Command Language)开发了基于 Patran/Nastran 的结构优化系统. 该系统的工作流程如图 1 所示.

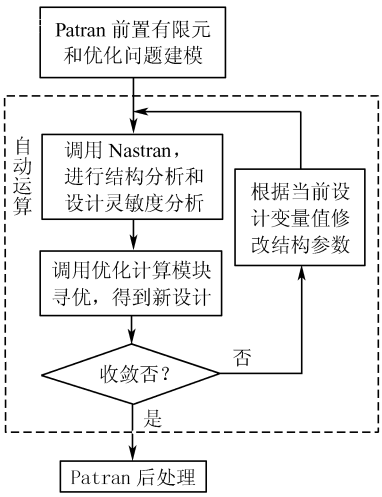


图 1 二次开发结构优化系统工作流程

用户可先在 Patran 环境中完成结构初始设计的有限元建模和问题定义,然后利用新增功能使优化程序系统自动完成整个优化过程,包括从调用 Nastran 进行结构分析和敏度分析、调用优化计算模块寻优、根据优化计算结果(当前设计变量值)修改有限元模型中的相应结构参数、调用 Nastran 进行下一次分析等,直至满足收敛要求,得到最终优化结果.

该系统具有处理含多约束、多变量、多载荷工况和多结构工况优化问题的功能,优化对象包括结构各部位的截面尺寸,如板的厚度、杆的截面积、梁的截面尺寸、层叠板的铺层厚度等,使结构在满足应力、位移约束、振动频率、局部失稳和尺寸上下限等约束条件下达到重量最轻.

2 某型卫星 A 的结构设计优化

利用上述二次开发的结构优化系统,首先对一个已完成结构初样设计的某型卫星 A 结构进行优化. 该卫星的有限元模型如图 2 所示,共有 7 123个节点,7 426 个元素,由工程设计部门提供. 结构主要由多种复合材料层叠板、梁等构件组成,框架系统的结构形式为中心承力筒加外部盒壳. 优化设计的目标是重量最轻,约束为结构的第一阶和第二阶模态频率不低于 14.5 Hz,设计变量包括结构中不同部位蜂窝层叠板面板各铺层(0°/±45°/90°)厚度和夹芯厚度,独立的设计变量总计 45 个. 对于同一结构部位的复合材料蜂窝夹芯板,其面板中相同或相关联方向(如±45°)铺层厚度链化为一个设计变量. 以承力筒中段的复合材料蜂窝夹芯板为例,它的上下表板各层厚度包括 0°铺层(共 6 层)、±45°铺层(共 8 层)和夹芯厚度各层分别对应第 40 ~ 42 号独立设计变量,铺层厚度设计变量值为单层厚度.

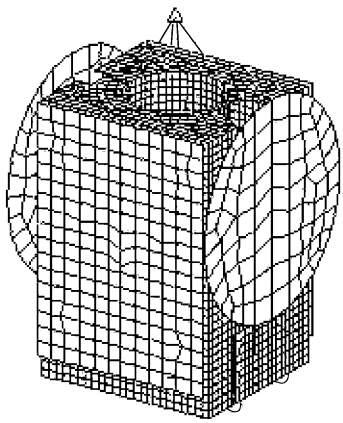


图 2 某型卫星 A 结构系统有限元模型

将上述结构优化问题在 Patran 环境下建模后,递交所开发的优化系统计算可顺利得到优化结构,在满足约束条件的前提下,卫星重量从初始的5 116.8 kg 下降至5 083.9 kg. 图 3 所示为用本文系统、ESSOS 和 Nastran 进行计算的重量迭代过程,可见本文系统和 ESSOS 虽采用不同的结构分

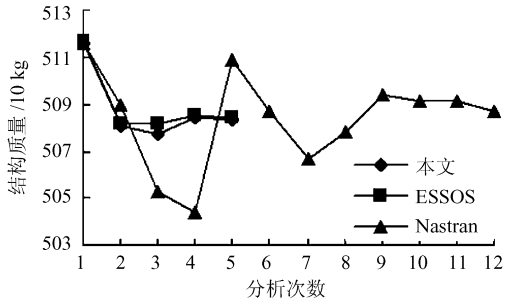


图 3 某型卫星 A 优化迭代过程及比较

析模块,但两个迭代过程基本一致,优化结果相同. 中间过程的差别主要是由于两者临界约束选取的数目有所不同造成的. 它们的收敛速度和精度都明显高于 Nastran 的优化计算(最终结构重量为 5 087.6 kg). 算例结果表明结合二级多点逼近优化算法和 Patran/Nastran 所开发的程序系统的正确性和工程实用性.

3　人机交互的某型卫星 B 结构设计

航天器结构优化设计往往是一个截面尺寸、结构外形和拓扑三类设计变量的混合变量优化问题,而就目前技术发展而言,虽然截面尺寸的优化已经在工程结构设计中得到广泛地应用,但形状尤其是拓扑优化因问题的离散性质,或因常常要处理一些难以用数学方式表达的约束而仍然没有十分有效的方法直接通过计算自动得到优化结果. 本文所采用的二次开发的结构优化系统,实质上也是主要用于结构截面尺寸优化的计算工具. 对于复杂的混合变量结构优化设计问题,设计者的工程经验仍将发挥重要的作用,这类问题通常可采用人机交互的方式解决[4]. 人机交互过程中,设计者需根据自身的经验和有关的计算结果对当前设计进行调整,直到得出一个可行的、接近最优的设计方案. 本节基于人机交互方式和所开发的结构优化系统,实现了另一型号航天器(卫星 B)结构的优化设计.

3.1　设计问题建模和要求

该卫星结构主要由有效载荷舱、服务舱、推进舱(包括星箭连接环)三个舱段和一个顶部构架组成. 其主要承力形式为中心承力筒、夹层板及刚架结构;根据工程部门提供的结构工程图纸等资料,利用优化系统的前置 Patran 环境,建立了如图 4 所示的有限元模型,为了便于看清内部结构,图上去掉了几块侧板.

在有限元建模中,卫星的夹层板结构、承力筒的铝蒙皮和星箭连接环等模拟成板壳元,各面的位置取各板的中间层位置;承力筒的加强筋,顶部刚架,板内的热管等模拟成梁;有效载荷及电缆等以集中质量或分布非结构质量的方式附加于卫星结构的相应部位. 共有 11 110 个节点,板单元、梁单元、集中质量单元等共 14 528 个,星箭连接环的底部固定,经非结构质量的少量调整,所建模型的低阶频率、重量和重心与样星实测结果一致.

作为设计要求,优化目标为结构质量最小;设计变量有蜂窝夹层板的蜂窝芯高度和面板的厚度、顶部刚架中各梁的截面尺寸以及承力筒的选

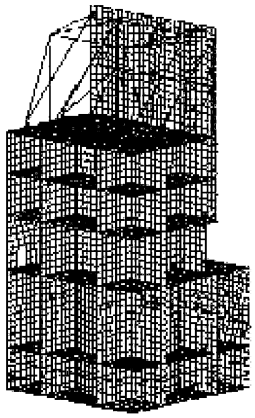


图 4　某型卫星 B 结构有限元模型

型和顶部刚架的拓扑构形等;设计约束包括自然模态频率、静力和轨道环境下的应力与位移、临界稳定性系数、频率响应和设计变量上下限等.

本卫星结构共有截面设计变量 36 个,分别对应于①各夹层板的蜂窝芯子高和面板厚度;②顶部刚架中圆管梁的内径和外径、方管梁的高、宽和壁厚;③中心承力筒筒体的壁厚等. 承力筒有加筋筒壳和复合材料蜂窝夹层壳两种形式可选.

3.2　人机交互的设计过程

本文人机交互的结构优化设计流程见图 5.

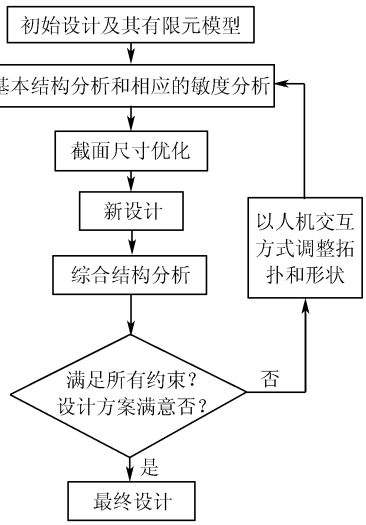


图 5　人机交互结构优化方法的流程图

首先,将图纸的设计作为初始设计,建立相应的有限元模型;接着进行基本结构分析和相应的敏度分析,并进行截面尺寸优化,其中分析和优化需经迭代至收敛,得到截面尺寸经优化的新设计. 这里基本结构分析即指在给定载荷下的变形、应力和自振频率及其振型的计算,这一截面尺寸优化的过程可用所开发的程序系统自动完成.

得到新设计后,下一步需对其进行综合结构

分析,即利用 Nastran 的强大分析功能,对所有关心的结构响应(除上述基本结构分析的响应外,还包括轨道热应力、临界稳定性系数、频率响应等)进行分析计算,由此判断是否所有约束被满足或是否得到了满意的设计. 若是,当前设计即作为最终设计;否则,设计人员需结合截面尺寸优化和综合结构分析结果以及自己的设计经验,以人机交互方式对结构的形状和拓扑进行调整. 经过若干次循环,最终将得到一个满足所有约束的满意设计.

3.3 设计结果和备选方案

按照 3.2 节的设计过程,本文首先对初始拓扑构形和选型下的结构(由工程图纸得到)截面尺寸变量进行优化. 本文系统和 ESSOS 的优化迭代过程如图 6 所示,最后第一阶模态频率 $\omega_1 \geqslant 16.0$ Hz是临界约束,结构质量由 409 kg 降至 388.5 kg(指本文的优化结果). 此设计作为方案 1 提供工程部门备选.

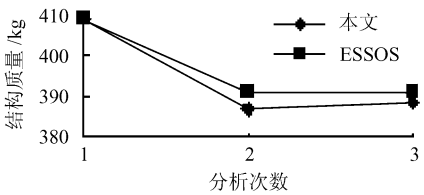


图 6 初始构形和选型下的截面优化迭代

为了进一步降低结构质量,调整了初始结构的拓扑构形,同时进行综合结构分析,以确保满足所有设计约束. 经过几次截面尺寸优化和人机交互拓扑调整的交替,得到了最终的优化构形方案. 顶部刚架构形由图 7 所示的初始构形调整为图 8 所示;承力筒则以复合材料蜂窝夹层结构取代原设计的蒙皮加筋结构. 该构形和选型下截面尺寸的优化迭代过程如图 9 所示,可见系统将初始的非可行设计($\omega_1<16.0$)调整到了可行设计,而最终设计对应结构质量进一步下降为 324.6 kg,该设计作为备选方案 2.

从上两个设计方案可见,结构设计的主要约束为频率下限 16.0 Hz. 该限制偏于保守,根据工

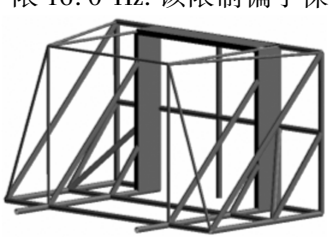


图 7 顶部刚架的初始构形

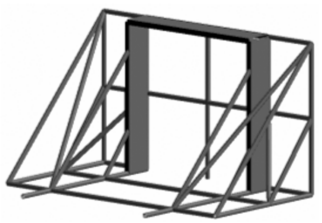


图 8 改进后顶部刚架的构形

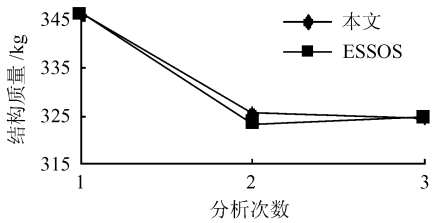


图 9 调整构形和选型后的截面优化迭代

程设计部门的要求,将频率下限放宽设置为 14.0 Hz,而结构构形和选型仍与方案 2 相同,此时调用所开发的系统进行截面尺寸优化,得到备选方案 3,其迭代过程见图 10. 可见结构重量进一步下降至 320.5 kg.

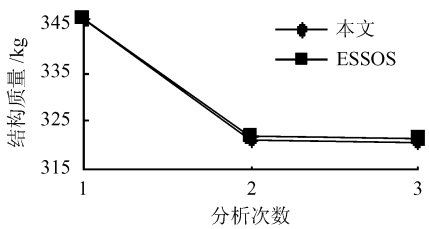


图 10 频率下限调整后的截面优化迭代

在备选方案 3 的基础上,考虑改善成型工艺的潜力,将原结构侧板和隔板(蜂窝夹层板)的夹芯高下限从 19.4 mm 调整为 14.4 mm. 调用系统进行截面尺寸优化,得到备选方案 4,其迭代过程见图 11,此情形下结构重量可下降至 317.8 kg.

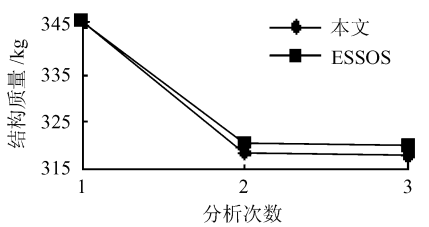


图 11 夹芯厚度下限调整后的截面优化迭代

3.4 结果分析

1) 复杂工程结构的截面尺寸优化和人机交互的拓扑调整均可在基于 Patran/Nastran 的结构优化系统中完成,各阶段截面尺寸优化的迭代过程与 ESSOS 的计算结果一致,优化精度进一步提

高.

2) 备选方案 1 ~4 对比最初图纸设计方案,减重效果分别为 5.0%、20.6%、21.6% 和 22.3%,而结构的频率约束始终是临界约束.

3) 承力筒是对整星结构力学特性影响敏度最大的部位. 承力筒改成复合材料蜂窝夹层筒壳结构可以很有效地降低结构质量,此时改变筒的蜂窝芯高度对整星的频率影响很弱,但面板厚度改动会引起整星频率较大的变化.

4) 初始设计中由于多数设计变量的初值就是下限值,经优化计算后仍为下限值,故减重效果不理想;而改进构形和选型后结构重量较初始设计低约 63 kg,虽该设计略超出频率约束,但经优化后结构重量又下降了约 30h? kg,且设计满足所有要求,可见优化技术的作用.

4　结　论

通过基于 Patran/Nastran 的结构优化系统在两项实际航天器结构设计的应用结果表明:

1) 系统计算准确,收敛迅速稳定,对于一定规模的复杂工程问题,系统具有实用性;

2) 虽然工程结构优化问题通常含拓扑调整等离散变量,很难用纯数值方法计算求解,但这类问题可结合数值优化算法和人机交互方法得以解决;

3) 所开发系统用于航天器结构设计可使其结构重量显著减小.

致谢　中国空间技术研究院 501 部和上海航天局 509 所为本文工作提供有关数据,在此表示感谢.

参考文献 (**References**)

[1] 陈珅艳,袁家军,黄　海. 基于 PATRAN/NASTRAN 的结构优化程序系统[J]. 宇航学报,2005,26(4):514 ~518
Chen Shenyan, Yuan Jiajun, Huang Hai. Structural optimization system based on MSC Patran/Nastran[J]. Journal of Astronautics,2005,26(4):514 ~518(in Chinese)

[2] Huang H, Xia R W. Two-level multipoint constraint approximation concept for structural optimization[J]. Structural Optimization, 1995, 9(1):38 ~45

[3] 黄　海, 冉红军, 夏人伟. 工程结构优化程序系统 ESSOS[J]. 计算力学学报, 1995, 12(3): 323 ~331
Huang Hai, Ran Hongjun, Xia Renwei. Engineering program system for structural optimization ESSOS[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 1995, 12(3): 323 ~331 (in Chinese)

[4] 滕长君,李少远. 带有模糊数的多优先级多目标优化[J]. 上海交通大学学报, 2004, 38(9):1577 ~1580
Teng Changjun, Li Shaoyuan. Multi-objective optimization with multiple priorities and fuzzy members[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2004, 38(9):1577 ~1580(in Chinese)