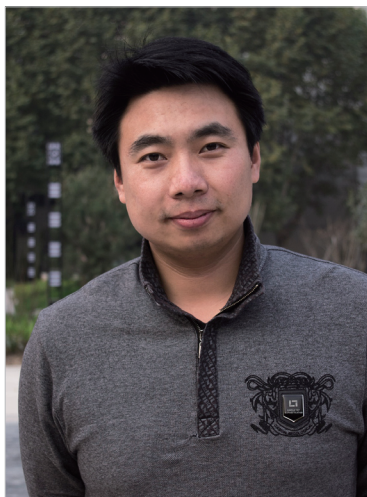


航天器整体式多组件结构 拓扑优化设计与应用

Design and Applications of Topology Optimization Techniques in Aerospace Multi-Component Structures

西北工业大学工程仿真与宇航计算技术联合实验室 朱继宏 高欢欢 张卫红 周莹



朱继宏

西北工业大学教授、航空宇航制造工程系主任,比利时列日大学航空航天技术实验室博士,主要从事飞行器与航空发动机轻质结构性能优化设计、航天器多组件结构系统的整体式布局优化设计、热-机械耦合系统结构优化设计研究工作。主持国家自然科学基金 2 项,发表论文 80 余篇,其中 SCI 检索 20 篇。获陕西省科学技术一等奖、二等奖各 1 项。

近年来,随着计算力学、计算数学以及计算机科学技术的发展,结构优化技术进入了蓬勃发展时期,并且进一步深入到先进轻质结构的设计

本文以航天器多组件结构系统设计为例,介绍了近年来拓扑优化技术在航天器多组件结构系统设计中的工程应用情况,并对其发展前景进行展望。文中选择了国内外两个代表性设计进行了详细分析,以作为具体航空航天多组件结构系统设计的参考和对照。

过程中。按照设计对象划分,结构优化技术主要有 3 类:尺寸优化、形状优化和拓扑优化。其中,拓扑优化技术以结构的整体布局形式为设计内容,在满足一定的材料用量、制造工艺和设计功能等约束条件下,在指定载荷环境下能最大程度地提高结构综合性能^[1]。因能对结构的概念布局 and 整体性能起到决定性的作用,所以众多的设计者尝试将拓扑优化技术运用到结构初始方案的概念设计中。

目前,结构拓扑优化设计多采用变密度法,其设计变量定义为单元伪密度,变量值描述单元材料的有无:值为 1 时,代表此单元为实体材料;值为 0 时,代表此单元无材料。通过建立单元伪密度设计变量和单元材

料的杨氏模量、密度等物理参数的函数对应关系,实现结构有限元仿真分析并获取所关注的约束函数值和目标函数值,进行数值优化迭代过程,最终得到高性能的结构构型。至今,拓扑优化技术已经深入到刚度、强度、传热、电磁和振动等领域,建立了多准则、多学科和多目标优化设计的基本架构,并广泛应用于实际的结构设计工作中^[1-3]。

新世纪以来,我国航空航天科技日新月异,新型飞行器结构系统的轻量化、紧凑性和多功能设计要求必须充分利用结构优化设计技术的最新成果,从基础理论、设计方法和设计平台等不同层面开展创新性基础研究,为我国航空航天事业的跨越式发展提供技术支持。

整体式多组件系统的 拓扑优化设计

飞行器结构系统具有鲜明的共同特点(如图1所示),各种功能元件、仪器设备组件等有效载荷(称为组件)通过合理的空间布局和支撑结构被固定在带有蒙皮的锥体、柱体等形状的空间内部。无论在大气层以内还是以外的飞行服役过程中,飞行器结构系统均承受着惯性载荷以及来自气动噪声和发动机的冲击、振动等复杂载荷。显然,组件的摆放和结构的构型这两方面布局因素从根本上决定了系统的综合力学特性。为了保证飞行器的平衡性与稳定性,避免设备或结构的损坏,需要对这两种布局问题进行合理优化设计。

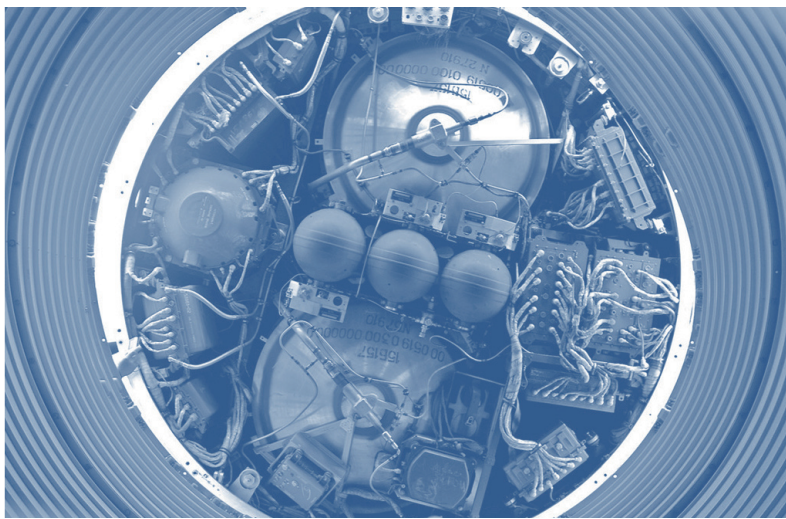


图1 典型的飞行器多组件结构系统

这两种布局问题引出了两类设计概念:一方面以组件的空间位置布局为设计对象,旨在满足系统的质量布局和紧凑性;另一方面以结构构型为设计变量的拓扑优化设计为主,旨在满足结构的刚度、强度和动力学性能。在现有的航天器结构系统设计过程中,组件空间布局优化和结构拓扑优化串行开展,目前已取得了显著的成果。

然而,为了进一步揭示组件与结构之间的耦合承载机理和布局因素,

有效解决航空航天飞行器结构系统布局设计这一难题,需要提炼并深入研究整体式结构系统的协同布局优化设计这一基础科学问题。这种新的整体式设计理念不仅体现在组件和结构的一体化安装上,更体现在整个系统的承载、振动等力学性能的一体化设计中,兼顾以上因素而进行的结构系统匹配设计就构成了协同布局优化技术。该模式从组件的几何空间布置以及支撑连接结构的构型形式两个基本层面协同,从机械承载和动力学环境两类工况考虑,改善结构刚度、强度、随机振动响应、加速度响应等设计指标,有效解决飞行器关键部件结构的快速优化设计问题。

本文以航天器多组件结构系统设计为例,介绍了近年来拓扑优化技

术在航天器多组件结构系统设计中的工程应用情况,并对其发展前景进行展望。文中选择了国内外两个代表性设计进行了详细分析,以作为具体航空航天多组件结构系统设计的参考和对照。

含多个设备组件的 卫星连接结构设计

在航天器结构设计中,卫星内部结构设计是非常重要的一环。由于卫星内部会安装多个功能性设备组

件以实现一项或多项功能,而受限于有限的卫星体积要求,卫星内部结构在几何空间上具有强烈的冲突,这就对卫星内部结构的设计提出了更高的要求。一般来说,卫星内部大部分设备组件通过支架结构与可以承受大过载的骨架结构相连接。为了有效地减轻结构质量,支架结构往往需要与骨架结构进行一体化设计,同时满足设备组件在空间上的密布性。如何应用结构优化设计技术给出更加轻质、高效的支架-骨架结构一体化方案是目前亟待解决的问题。

在卫星结构轻量化设计方面,文献[2]展示了一项具有代表性的拓扑优化设计工作。该工作源于丹麦政府资助的一项旨在寻找远地星系的伽马射线爆发来源的卫星项目^[4]。项目要求发射一颗60cm×60cm×80cm大小的卫星,内部包含4个大角度照相机、望远镜、电池和控制通信设备。这些功能性组件的安装方式如图2(a)所示。目前需要解决的问题是设计卫星内部固定各个功能组件的一体化连接结构,使整个卫星系统可以在以下4个工况满足力学性能设计要求:火箭发射时的15g加速度载荷工况(主工况)、两个模拟结构系统横向振动的工况以及地面操作工况。在地面操作工况中,卫星连接结构必须连接上卫星顶部的挂钩,使卫星可以方便地进行地面操作。同时,卫星连接结构的质量必须低于12kg,总体自振频率必须高于35Hz。

在设计过程中,由于多个组件集中安装在结构上,形成整体式支架结构,因此该项目采用了拓扑优化设计方法进行组件和结构的串行设计:先将仪器设备组件摆放到合理位置,然后设计结构构型,再通过多轮结构细节调整,最终获得一个可行的设计方案并进行加载试验验证。这类设计中往往组件位置已提前指定,结构设计完全依赖于组件的预设位置而

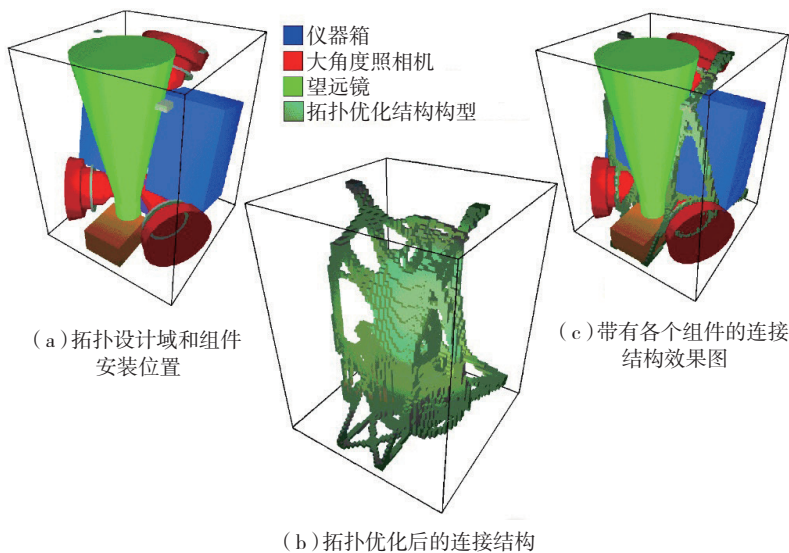


图2 拓扑优化设计卫星连接结构

进行布局。

在以上设计要求下,该项目首先建立了拓扑优化设计域模型,并且留出了设备组件安装所需要的空间,将设计域离散为 28800 个有限实体单元,设定工况并优化求解,最终得到的满足质量和自振频率的拓扑优化构型如图 2 (b) 所示,安装上多个功能性设备组件的效果图如图 2 (c) 所示。可以看到,该卫星连接结构不仅通过底部与火箭相连接,同时还延伸连接到卫星顶部的挂钩上,并且将多个功能性的组件紧密地连接在一起,实现了预定的设计要求。

一箭多星分配器设计

与组件结构的串行布局优化设计相比,整体式结构系统的协同布局优化技术的优势体现在组件和结构形成一个整体的承载体系,组件在设计过程中能否改变位置就成为协同布局优化设计的关键。然而,在已有的绝大部分工作中,由于设计部门之间协调、空间位置和设备功能的限制等问题,组件位置往往在结构设计之前已被指定,这就极大地限制了结构整体性能的发挥。针对这一问题,作者所在团队近年来开展了系列研究

工作^[5-7],深刻揭示了组件和结构之间的耦合承载机理,如图 3 所示组件位置和结构布局设计过程、组件的空间布局和结构构型同步进行优化设计,最终形成一个整体的承载系统。目前,相关工作已在航天器结构设计方面取得了突破,本文以团队前期开展的大型火箭一箭多星结构系统优化设计为例进行介绍。

在航天器结构设计过程中,卫星虽然包含了多个设备组件与连接结构,但在宏观上仍然表现出一些均匀的物理性质,如质量、重心、转动惯量、刚度等。因此在一箭多星结构设计中,每个卫星往往被视为一个组件,各个卫星组件在舱内按照一定的规则排布,并通过多星分配器或者多星发射装置连接到火箭箭体上。一

般情况下,卫星组件通过串联或者并联方式排布在多星分配器或者多星发射装置上,然后发送到各自的预定轨道上。由于一箭多星发射方式一般采用大中型火箭发射多个中小型卫星,其发射费用由多个有效载荷承担,因此可以使每个有效载荷的发射费用得到有效降低,具有显著的经济效益。

以多星分配器结构设计为例,为了最大限度地减轻卫星与火箭的动力耦合作用,需要提高系统的固有频率,从而保证航天器结构的稳定性与可靠性。在卫星数目、卫星内部结构形式已经确定的情况下,如何设计卫星安装位置和多星分配器的结构形式,将是提高结构固有频率的关键。

如图 4 (a) 所示一箭四星系统,4 颗卫星均属同一型号,单颗卫星的质量为 1000kg,体积为 80cm × 80cm × 100cm,以一上三下的形式分布在卫星舱内。为了满足结构整体重心的要求,下面的 3 颗卫星分别分布在 0°、120° 和 -120° 方向,其位置在径向可微小调整。在拓扑优化有限元模型建立过程中,4 颗卫星均使用集中质量模型进行简化,并通过刚性连接方式连接到 4 个卫星支撑框上。下面的 3 颗卫星通过直接节点连接到拓扑优化设计域(实体圆台)上,而上面的 1 颗卫星则通过一段筒形的中心立柱连接到拓扑优化设计域上。整个结构共离散为 13029 个有限单元。为了改善结构的振动特性,优化的目标函数选为结

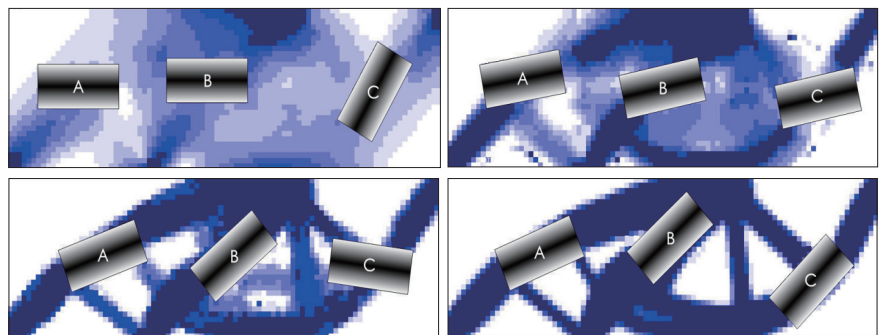


图3 带有3个组件的挂架结构协同布局优化设计

构的前六阶特征值倒数的加权之和, 这样通过最小化目标函数, 可以有效地提高整体结构的自振频率。优化约束为拓扑设计域的 30% 体积分数约束。拓扑优化的设计结果如图 4 (b) 所示, 结构布局呈现出清晰的支撑框架, 下方 3 颗卫星也寻找到合适的径向位置。

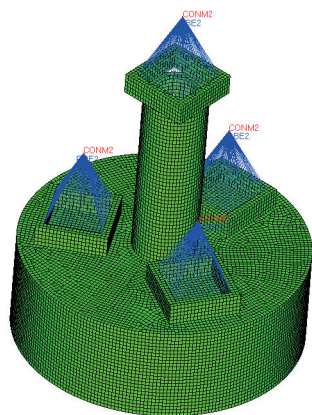
在优化结果中, 结构最终的目标函数响应值比初始设计下降了 41.7%, 而结构的前六阶自振频率均有不同程度的提升, 其中第一阶自振频率从 21.8Hz 提升到 35.5Hz, 显示了整体布局优化在改善结构振动特性方面的优势。

在对一箭四星分配器进行拓扑优化后, 需要对拓扑优化结果构型进行解读和重构, 即重新建立多星分配器的 CAD 模型, 如图 5 所示。在 CAD 模型重构时, 要充分考虑到结构的可制造性和装配性, 并根据结构受力特点, 尽量多使用工程常用结构, 例如梁、蒙皮、桁架、加肋等特征。结构 CAD 模型建立后, 可以重新生成 CAE 模型并进行有限元分析, 并基于此进行更加详细的形状优化和尺寸优化设计。例如, 在结构轮廓、开孔、过渡等区域可以进行形状优化, 以改善结构局部强度; 而梁的截面尺寸、蒙皮厚度等可以使用尺寸优化进行改进设计, 以提高结构振动特性。

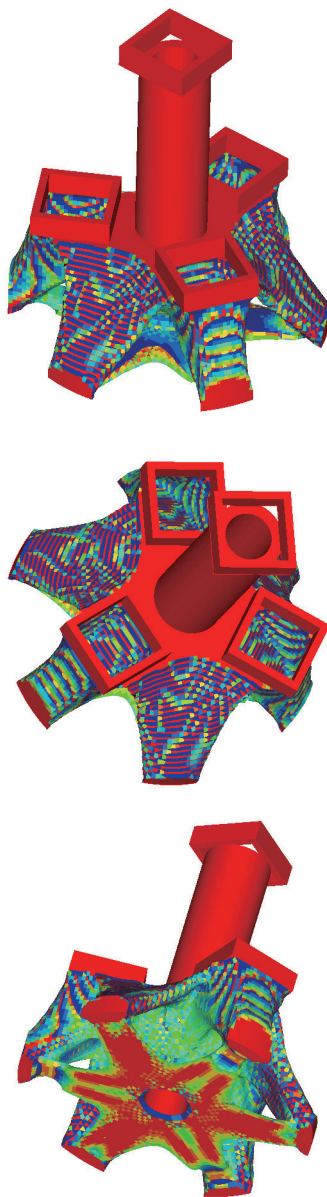
由一箭四星分配器结构设计的工程实例可以得知, 基于拓扑优化的整体式布局优化技术可以为结构的详细设计工作提供组件和结构布局的概念性指导和参考, 并且可以使设计者大致了解在当前的设计约束条件下所关注的结构性能的设计极限。一般而言, 在对结构进行拓扑优化后, 有必要对结构局部尺寸和外形进行详细设计, 以满足最终工程应用要求。

总结与展望

本文介绍了拓扑优化技术特别



(a) 一箭四星拓扑优化有限元模型



(b) 拓扑优化结果构型图(不同视角)

图4 一箭四星拓扑优化模型及其优化结果

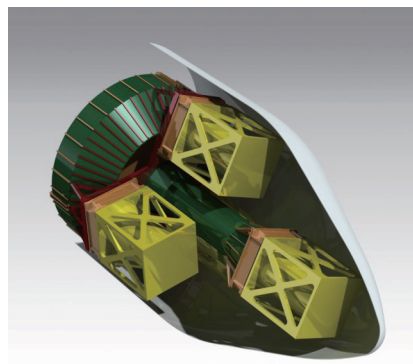


图5 一箭四星分配器结构详细设计概念图

是整体式布局优化设计技术在航天多组件结构系统中的应用情况, 包括卫星内部各个设备组件的连接结构设计和一箭多星的分配器结构设计。

其中, 卫星结构设计考虑了结构刚度和振动特性, 进行多工况、多约束的拓扑优化, 充分展示拓扑优化技术在考虑多方面因素的结构设计中的成熟性, 最终得到了清晰的结构构型, 满足了设计的要求。一箭多星分配器设计案例则是考虑结构加权的多阶自然振动频率, 同时兼顾材料用量约束的整体式协同布局优化技术, 由于充分考虑了组件位置变化和结构构型之间的设计耦合, 有效提高了结构系统的整体性能; 在得到结构概念构型和组件位置后, 通过结构重构和详细设计可继续改进结构的局部力学性能, 实现工程上一箭多星分配器设计的完整流程, 并应用于实践。

这些设计实例包含了结构的刚度、强度、振动和质量等多方面考虑, 体现了拓扑优化在技术上的成熟性和应用的广泛性, 特别是整体式协同布局优化设计理念的提出和基本理论的突破, 为航空航天结构系统的轻量化和性能优化开辟了新的增长点。

本文共有参考文献 7 篇, 因篇幅有限, 未能一一列出, 如有需要, 请向本刊编辑部索取。

(责编 谷雨)