

载人航天器结构优化设计的数值方法

陈飙松¹ 张洪武¹ 亢 战¹ 陈同祥² 刘刚² 康 健²

(1 大连理工大学 2 中国空间技术研究院)

摘 要 以有限元分析方法和结构优化理论为核心的结构优化设计方法,是目前面向工程的有效数值仿真方法。本文介绍了(载人航天)结构优化设计的数值方法及其工程应用,包括结构静力、自振、屈曲、瞬态响应等力学性能的设计灵敏度分析方法,结构拓扑优化方法及自主软件 JIFEX 关键技术,并示以载人航天工程产品结构设计实例。

关键词 结构优化 灵敏度分析 载人航天器结构

分类号 V414.19 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2009) 04-0026-06

结构优化设计^[1]是产品数字化设计与制造并进行创新设计的核心技术,其基本方法是结构有限元分析方法和结构优化理论。通过结构优化设计,可调整结构构件的尺寸、形状或者拓扑,以达到改善结构力学性能、降低结构重量、提高结构安全性和可靠性、延长结构寿命等目的。结构优化对提高产品、装备、工程结构的设计水平,质量和性能,降低成本具有重要的意义。

载人航天器结构构造形式复杂,设计变量多,约束条件苛刻,在保证其可靠性与安全性的前提下,对结构重量有着严格的要求,因此该领域结构优化设计的需求十分迫切。这为结构优化研究提供了广阔的工程应用环境,也给理论研究和计算软件的研制提出了挑战。

结构优化问题一般分为三类:尺寸优化、形状优化和拓扑优化。三类问题在工程结构设计中都普遍存在,关键是如何构造合理的数学模型及采用有效的求解算法。目前存在多种结构优化求解算法,如响应面方法、准则法,以及属仿生类算法的遗传算法、模拟退火算法、蚁群算法等。根据空间飞行器结构优化的特点,以有限元分析为基础,基于灵敏度分析和数学规划求解算法的优化设计方法是最有效的方法之一。拓扑优化方法近年来被推广应用于工程结构

设计,创造了极大效益,成功范例包括空中客车的舱壁加筋与通用汽车的机械零部件设计。本文拟就结构灵敏度分析、结构拓扑优化方法及数值计算关键技术进行阐述,并给出空间飞行器结构优化(领域)的工程应用相关实例。

1 结构设计灵敏度分析

结构设计灵敏度分析是计算结构力学响应对设计变量的导数。利用结构分析和灵敏度分析的结果,可构造优化问题的数学模型,进而采用数学规划的方法获得优化问题的解。灵敏度分析是结构尺寸、形状及拓扑三类优化问题求解的基本方法,在反问题分析、可靠性分析问题方面也有重要的应用。

1.1 静力灵敏度分析

结构静力分析的有限元方程为:

$$Ku=f \quad (1)$$

其中 K 、 u 、 f 分别为结构总刚度阵、节点位移和外力载荷。在灵敏度分析中,设指标函数(泛指目标函数和约束函数,具体可为节点位移、应力等结构静力响应)为 $g(x,u)$,其中 x 为设计变量。为阐述方便,只考虑一个设计变量的情况,多设计变量问题推导过程类似。灵敏度分析的目的是求

$$dg/dx = \partial g/\partial x + (\partial g/\partial u)(du/dx) \quad (2)$$

来稿日期:2009-04-13

作者简介:陈飙松(1973.09-),男,博士,副教授,主要从事结构优化、计算力学软件开发工作。

上式计算的关键是如何处理 du/dx , 有直接法和伴随法。

①直接法, 对式(1)求导, 可得

$$K(du/dx) = df/dx - (dK/dx)u \quad (3)$$

式(3)的求解是首先计算载荷导数和总刚度阵导数, 因此时总刚度阵已经三角化分解, 故只需回代求解得到 du/dx , 再代入式(2)即可。

②伴随法, 引入伴随向量 Λ , 则灵敏度计算为

$$K\Lambda = (\partial g/\partial u)^T \quad (4)$$

$$dg/dx = \partial g/\partial x + \Lambda^T [(df/dx) - (dK/dx)u] \quad (5)$$

直接法和伴随法的差别在于计算效率。设优化模型中有 n 个设计变量和 m 个约束函数, 则直接法需要求解 n 次方程(3)式, 以获得对各设计变量的灵敏度, 然后代入式(2)求得目标/约束的灵敏度; 而伴随法则对 m 个约束求解式(4), 得到伴随向量, 然后代入式(5)计算各个约束的灵敏度。因此当设计变量个数 n 大于约束函数个数 m 时, 伴随法的计算效率高; 反之, 直接法的计算效率高。

1.2 自振灵敏度分析

结构自振的有限元方程为:

$$K\varphi - \lambda M\varphi = 0 \quad (6)$$

其中 M 、 λ 、 φ 为质量阵、本征值、本征向量, 其第 j 阶本征值的灵敏度方程为:

$$d\lambda_j/dx = [\varphi_j^T (dK/dx - \lambda_j dM/dx) \varphi_j] / \varphi_j^T M \varphi_j \quad (7)$$

1.3 瞬态响应灵敏度分析

结构瞬态响应的有限元方程为

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = f(t) \quad (8)$$

设指标函数为 $g(x, u)$

$$g(x, u) = \int_0^{t_f} p(x, u, t) dt \quad (9)$$

$$dg/dx = \int_0^{t_f} (\partial p/\partial x + (\partial p/\partial u)(du/dx)) dt \quad (10)$$

①直接法, 对式(8)求导

$$M \frac{d\ddot{u}}{dx} + C \frac{d\dot{u}}{dx} + K \frac{du}{dx} = \frac{df}{dx} - \frac{dM}{dx} \ddot{u} - \frac{dC}{dx} \dot{u} - \frac{dK}{dx} u \quad (11)$$

求解上式, 并代入式(10)可得结果。

②伴随法, 引入伴随向量 Λ , 则灵敏度计算为

$$M\ddot{\Lambda} + C\dot{\Lambda} + K\Lambda = (\partial p/\partial u)^T \quad (12)$$

$$\frac{dg}{dx} = \int_0^{t_f} \left(\frac{\partial p}{\partial x} + \Lambda^T \left(\frac{\partial f}{\partial x} - \frac{dM}{dx} \ddot{u} - \frac{dC}{dx} \dot{u} - \frac{dK}{dx} u \right) \right) dt \quad (13)$$

1.4 屈曲灵敏度分析

结构屈曲稳定性分析的有限元方程为

$$(K + \lambda K_\sigma) = 0 \quad (14)$$

其中, K_σ 为单元内力引起的几何刚度阵, 其灵敏度方程为

$$d\lambda/dx = \varphi^T [\lambda(dK_\sigma/dx) + (dK/dx)] \varphi \quad (15)$$

上述灵敏度分析中, 设计变量类型可以是结构尺寸、形状或拓扑, 因此灵敏度分析方法成为三类优化问题的基本求解技术, 具有很好的适应性。在实际数值求解中, 要解决设计变量与结构模型的协同问题, 以及灵敏度分析结果的精度问题(如半解析方法)。

2 结构拓扑优化设计方法^[3]

不同于结构尺寸和形状优化问题, 结构拓扑优化的思想是把寻求结构的最优拓扑问题转化为在给定设计区域内材料的最优分布问题。相比前两类问题, 结构拓扑优化有可能创造更大效益及实现产品结构的创新设计, 近 20 年时间来拓扑优化成为研究热点, 并逐步应用于工程问题。目前的拓扑优化方法有均匀化方法、变密度法、泡泡法、渐进结构优化法、水平集方法、仿生类优化方法等。

均匀化方法是连续体结构拓扑优化问题转化为单胞微结构尺寸优化问题, 在优化过程中可通过改变单胞中微结构尺寸来改变该点处材料的相对密度和宏观弹性性能。其求解思路为: 假设材料单胞复合而成, 通过均匀化方法建立材料宏观弹性常数与材料相对密度直接的关系, 以单胞几何参数为设计变量, 建立连续体拓扑优化模型。

变密度法(SIMP)是把结构中的材料性质始终保持为各向同性, 并认为假定密度与材料宏观弹性本构之间的简单函数关系, 通过求解密度的分布获得结构的最优拓扑。

泡泡法(Bubble Method)是为了解决形状优化方法无法改变结构拓扑的问题而提出的, 基本思想是在当前结构中反复插入新孔(泡泡)而实现结构拓扑的变更。

渐进结构优化法(ESO)是通过计算将结构中对目标贡献低的单元逐步删除, 从而得到最优结构。随后发展又提出了双向渐进结构优化方法, 解决了单

元只能删除不能添加的缺点。尽管该方法解的最优性没有经过数学证明,但大量算例表明该方法在解决实际问题是有有效的。

水平集方法原用于追踪运动边界,在结构拓扑优化设计中引入水平集方法,将其作为结构边界的描述方法,只要最终确定零水平集即可确定结构最优拓扑。采用水平集方法求解拓扑优化的最大优点是,可以用一种隐含的方式灵活地描述结构的拓扑变化。

3 软件实现技术和优化设计算法^[4]

JIFEX 是自主研发、面向结构优化设计的软件系统,其关键技术包括灵敏度分析和优化求解算法。结构灵敏度分析的直接法和伴随法中,关键的计算任务是单元各矩阵的导数计算。对于尺寸设计变量(杆截面积,板壳厚度等),可以直接在单元一级进行推导,然后各单元累加,集成为相应的总体量,如对于刚度阵导数与位移的乘积可转化为

$$(dK/dx)u = \sum_e (dK^e/dx)u^e \quad (16)$$

其中 e 表示单元。但对于形状设计变量,由于其结构形状类型多样,且一般情况下单元各矩阵为形状设计变量的隐函数,因此无法获得单元矩阵导数的显示表达式,对此在程序中采用半解析方法,即在单元一级采用有限差分方法计算单元矩阵的导数,如结构刚度阵导数为

$$dK/dx = \sum_e (dK^e/dx) \approx \sum_e \frac{K^e(x+\Delta x) - K^e(x)}{\Delta x} \quad (17)$$

该方法具有良好的适用性,且计算效率高。为进一步提高其计算精度,我们提出了奇偶交替向前向后差分的计算方法。分析结果表明对于其他类型单元矩阵导数(质量阵、几何刚度阵)的计算亦可采用上述方法。

结构优化的数学模型可表述为

$$\begin{cases} \min f(x) \\ \text{s.t. } g_j(x) \leq 0 \quad j=(1,2,\dots,m) \\ x_{iL} \leq x_i \leq x_{iU} \quad i=(1,2,\dots,n) \end{cases} \quad (18)$$

其中, $g_j(x)$ 为约束函数, $f(x)$ 为目标函数, x 为设计变量的向量表示。 x_{iL} 和 x_{iU} 为设计变量 x_i 的下界值和上界值。一般而言,上述函数为设计变量的隐函数,在结构系统分析及其灵敏度分析的基础上,可将

上述优化问题通过一阶 Taylor 展开式来近似表达,则原问题转化为下列线性规划问题

$$\begin{cases} \min f(x_0) + \nabla^T f(x_0) \Delta x \\ \text{s.t. } g_j(x_0) + \nabla^T f(x_0) \Delta x \leq 0 \\ x_{iL} \leq x_i \leq x_{iU} \end{cases} \quad (19)$$

对于以重量为目标的优化问题,可将目标函数展开为二次函数,这样就构造为二次规划问题。在序列线性/二次规划方法中,每次求解线性或二次规划得到的是原问题的近似解,在新的设计点处要继续这一近似求解,整个优化求解是一个迭代过程。因为对原问题作了一阶或二阶近似,线性或二次规划得到的解只在当前设计 x_0 的附近有效。为了使迭代能够稳定地收敛到最优设计,除了保证灵敏度分析精度外,还可对序列近似规划的基本算法做自适应的运动极限、近似的一维搜索、可行性调整与目标规划等改进,以提高算法的计算效率和可靠性。

4 工程应用实例

空间飞行器,包括载人航天器其结构重量与力学性能是方案设计的重要参数。应用数值模拟方法,可以完成飞行器本体及其部分结构部件的结构分析和优化设计。工作流程为 MSC/Patran 建模,经过数据转换后采用自主软件 JIFEX 进行分析和优化。

①载人航天器结构优化设计项目举例

载人航天器结构优化任务主要是对结构部件,如贮箱、座椅支架支座、隔框、滚动发动机舱、象限偏航发动机舱、缓冲发动机法兰、二体法兰、三体法兰、改进的缓冲发动机法兰、伞舱外支座等进行优化计算。

有限元建模采用 MSC/Patran 软件,力学建模中采用了多点约束(MPC)、几何关联(associate)、网格种子(seeds)、模型导入(import)及拼装等技术。为面向优化设计任务,在建模过程中利用 PCL 语言,建立了设计变量自动修改的脚本文件(ses)。整体模型如图 1 所示。

在数据转换中,需要将 Patran 生成的有限元数据 bdf 文件转换为 JIFEX 系统的数据格式 unv。由于有限元系统对数据格式定义不一致,且对力学问题描述方式不同(如 MPC、梁偏移量),因此数据转换需要对数据格式进行转换,以及对某些数据的力学关

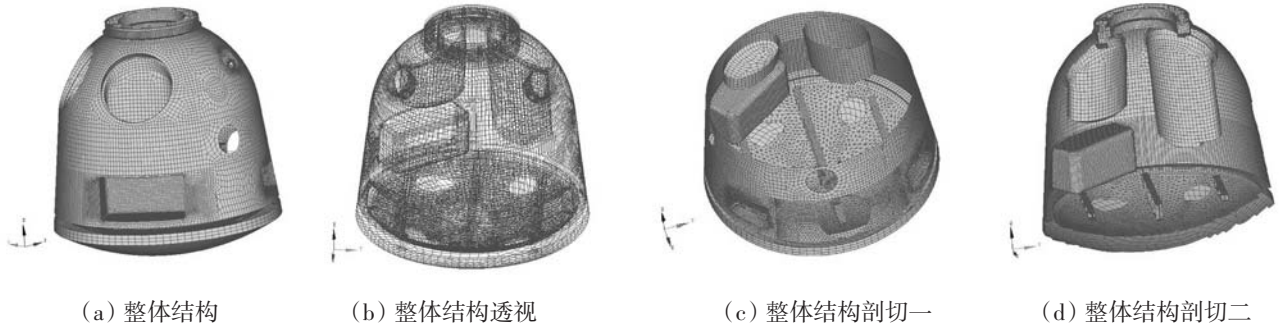


图 1 载人航天器某舱体整体结构

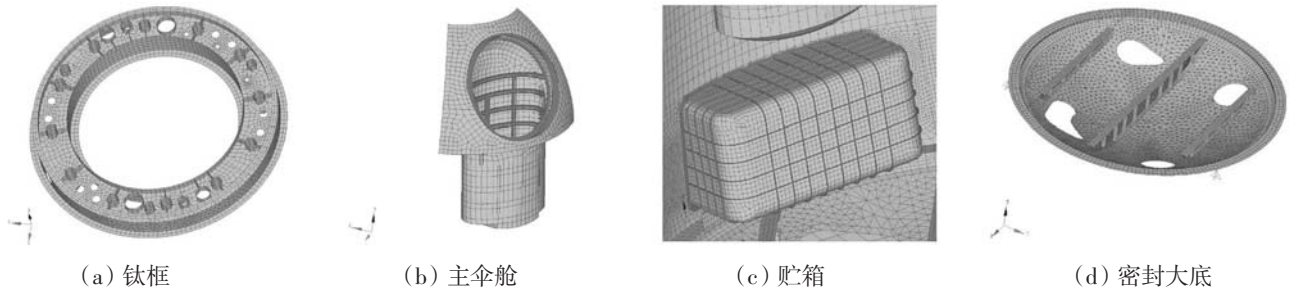


图 2 载人航天器某舱部件示例

系进行换算。为此设计了一个数据转换工具,其基本思路是建立一个内部的标准数据库,首先将 bdf 数据导入形成标准数据,然后根据导出数据的要求,将标准数据计算转换或换算。数据转换工具采用了面向对象技术和插件技术,通过插件的扩展可实现不同系统间有限元数据的转换。

部件优化计算中需要建立部件结构分析的模型和边界条件。因为若将部件置于整体结构中进行分析和优化,计算效率将是严重问题;而若将部件单独分析,部件模型及与整体结构连接的边界条件是关键。解决思路是,对整体结构进行多工况分析,取出部件最危险的工况状态,并将此状态下部件与整体结构连接处的位移作为部件的强迫位移边界条件,对部件进行独立分析和优化,然后将优化结果回代,通过整体结构再进行全面计算校核。此方法可保证准确的力学模型及较高的计算效率,前提是必须具备整体结构模型。

通过优化计算,在保证结构力学性能的同时大幅度降低了部件结构重量,优化结果汇总如表 1 所示。

表中数据虽为理论计算结果,但结合工艺及部件连接关系,对重要部件进行优化设计,结构重量均得了大幅度降低。试以贮箱优化设计(图 3a)为例:该部件力学模型由壳单元和梁单元组成;将模型中各

表 1 载人航天器结构部件优化设计结果示例

部件	重量降低(%)
贮箱	45.9
座椅支架支座和隔框	32.6
滚动发动机舱	19.2
象限偏航发动机舱	30.3
缓冲发动机法兰	25.5
二体发动机法兰	25.2
三体发动机法兰	10.8
改进缓冲发动机法兰	22.9
伞舱外支座	28.0
铝框	10.8

部分进行分组,每组定义独立的设计变量;根据不同的分组情况,考虑了 6 种设计方案,特别是贮箱加筋的两种截面形式(几字形、矩形),因为不同截面形式将导致不同的加工工艺。优化计算的载荷是 1.5 个大气压,约束为强度和刚度,其他力学性能则在优化后进行校核。优化模型达到 127 个设计变量和 173 个约束。经过 JIFEX 优化计算,发现采用原结构的筋条布置形式,结构重量无法显著降低,因此需要改变筋条的分布方式。优化计算的结果显示,在上述原构型

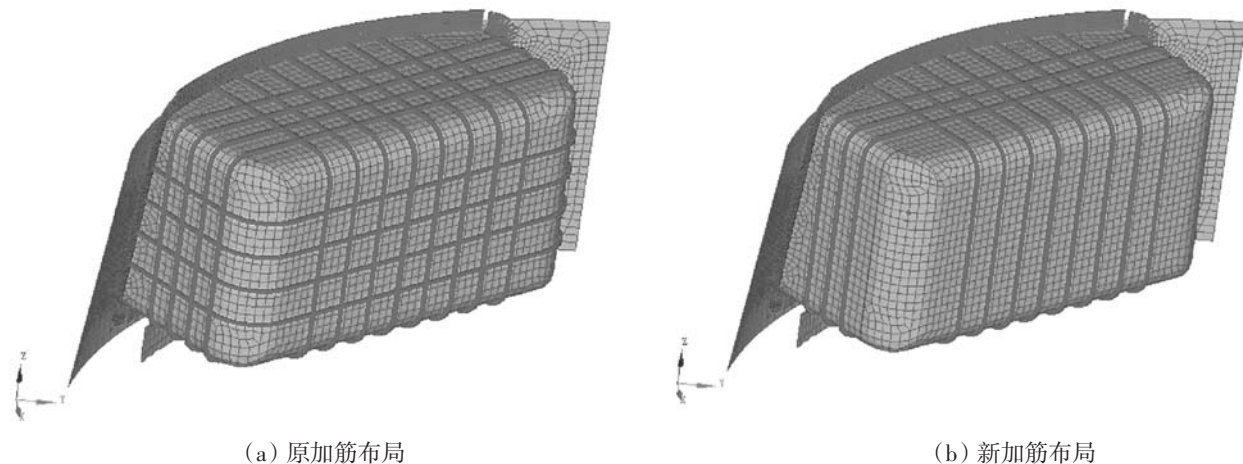


图 3 贮箱加筋布局对比

基础上得出的优化结果中,有若干位置的筋条截面尺寸达到下限,然而筋条的弯曲应力却远小于材料的许用应力,因此取消这些位置的筋条,新的筋条形式如图 3b 所示。

在此加筋布局的基础上,对 6 种设计方案进行全面计算分析,在满足约束情况下各方案的结构重量均显著降低,最后通过对比并结合设计要求和工艺约束确定了最终设计方案。目前该设计方案已通过试验校核,投入了研制生产。

其他部件的优化设计过程与贮箱一致,关键是

每个优化计算任务需要分析人员参与,重点对计算过程进行监控和分析,只有对结构和优化算法有充分的理解,才能在有限的几轮计算中选择合理的算法参数和优化模型参数,获得合理的优化结果,这一点与单纯的结构分析计算不同。

②空间飞行器结构优化设计项目举例

飞行器本体采用壁板加筋结构形式,如图 4 所示。在设计过程中,需要对壁板加筋的几何参数,如加筋网格大小、加筋尺寸(高度、厚度)等进行优化设计。关键任务仍然是整体结构建模与优化设计,整体

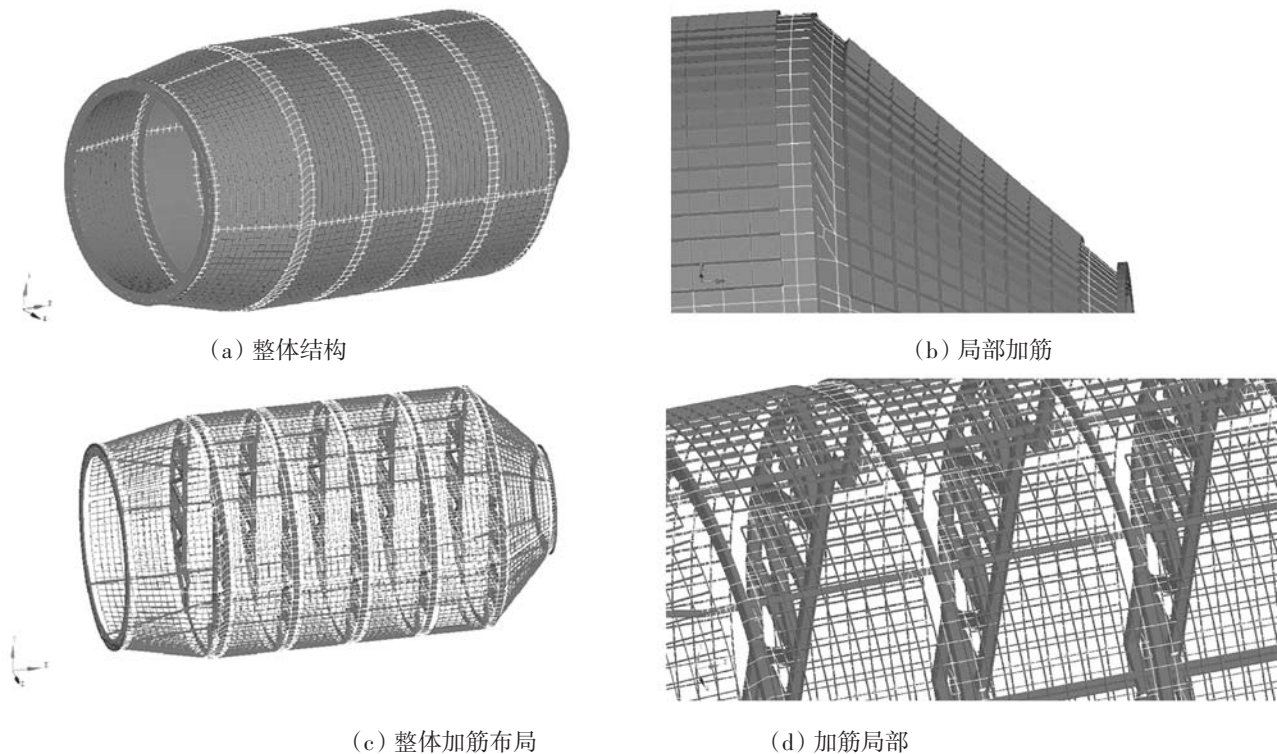


图 4 整体结构

结构建模的思路及基本方法与上述一致。优化计算中除刚度和强度约束外,还考虑了整体结构的屈曲临界载荷约束和频率约束,是一项针对整体结构的综合优化计算任务。

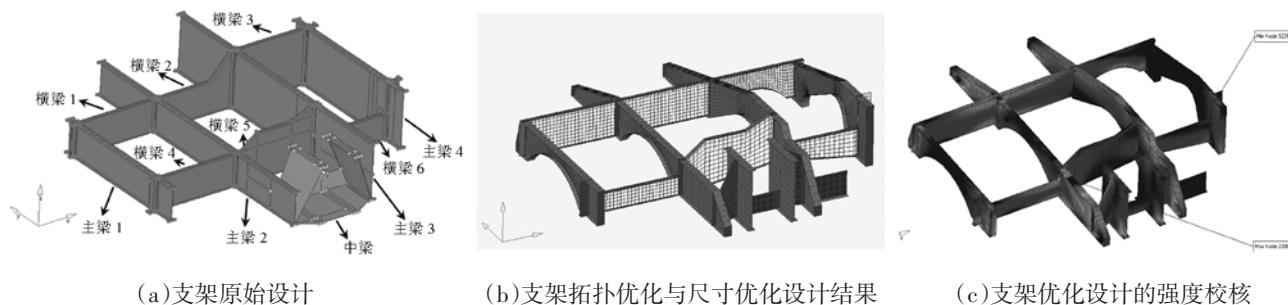
首先对 4 种设计方案进行计算分析,结果表明加强部件撑杆对结构力学性能影响不大,予以删除。在此基础上,对其中 2 种方案进行优化计算,发现加筋偏移量对结构屈曲临界载荷系数影响非常大,因为在原有的优化过程中不考虑由加筋高度变化而引起的偏移量变化,而造成优化计算结果与回代校核结果相差 2 倍。由于加筋偏移量在计算中以单元转换阵的形式体现,从严格意义分析应属形状设计变量,对此目前软件(包括商用优化软件)未提供处理此类设计变量灵敏度分析功能。对此采用的方法

是将加筋高度不作为设计变量,而是通过对比计算设定加筋高度方案后再进行优化计算。

根据加筋网格尺寸,设计了 3 个方案分别进行优化计算,计算结果表明结构重量大幅度降低,相比于原始设计可减重约 15%。参考优化结果并结合工程需求,通过设计完成的 11 种结构方案,在进行对比计算并综合分析后确定了最终设计方案。

③有效载荷支架拓扑优化设计

空间有效载荷支架采用铝合金壁板结构形式,该结构的初始设计如图 5(a)所示。由于设计方案结构重量限制,因此开展了结构拓扑优化设计及尺寸参数优化设计。设计目标是在满足强度、刚度、固有频率及屈曲稳定性要求的前提下,设计结构的构型、形状及尺寸参数,以实现结构重量最小化。



(b) 支架拓扑优化与尺寸优化设计结果

(c) 支架优化设计的强度校核

图 5 大梁支架拓扑优化设计

经过采用基于变密度法的结构动力学拓扑优化设计,并考虑加工工艺和成本等因素,提出满足各项约束条件的结构最优构型,如图 5(b)所示。在此基础上进行了结构尺寸参数优化设计,实现了结构重量显著降低。在此形状优化设计的基础上,设计了第二方案,采用全碳纤维模压梁代替铝合金梁,并结合工程参数进行设计,结构重量显著减低。

5 结论

本文介绍了面向空间飞行器(包括载人航天器)的结构优化设计方法,包括结构灵敏度分析、结构拓扑优化方法和软件实现技术并应用自主软件 JIFEX 开展了结构优化设计研究,介绍了具体实施过程的主要方法及相关技术。工程应用实例表明,结构优化方法是空间飞行器结构创新设计的核心技术,对于

改善结构的力学性能及提高结构安全性和可靠性具有重要的意义。

参 考 文 献

- [1] 程耿东. 工程结构优化设计基础. 北京, 水利电力出版社, 1984.
- [2] Haftka RT, Gurdal Z. Element of structural design optimization. 3rd ed. Netherlands, Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [3] Bendsøpe MP, Sigmund O. Topology Optimization—Theory, Method and Applications. Berlin Heidelberg, Springer Verlag, 2003.
- [4] Gu YX, Zhang HW, Guan ZQ, Kang Z, Li YP, Zhong WX. New generation software of structural analysis and design optimization—JIFEX. Structural Engineering and Mechanics, 1999, 7(6): 589–599.
- [5] 张洪武, 关振群, 亢战, 李云鹏, 赵国忠, 陈颀松, 戴磊, 连志强, 顾元宪, 钟万勰. JIFEX—中国自主研发的有限元分析与优化设计软件系统. 中国科学院科学技术论坛第 23 次学术报告会—CAE 自主创新发展战略论文集, 442–454, 2006.10, 上海.

(下转第 62 页)