

基于移动可变形组件法(MMC)的运载火箭传力机架结构的轻量化设计

李佳霖, 赵 剑, 孙 直, 郭杏林, 郭 旭

LIGHTWEIGHT DESIGN OF TRANSMISSION FRAME STRUCTURES FOR LAUNCH VEHICLES BASED ON MOVING MORPHABLE COMPONENTS (MMC) APPROACH

Li Jialin, Zhao Jian, Sun Zhi, Guo Xinglin, and Guo Xu

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-21-309>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于多相材料的稳态热传导结构轻量化设计

STRUCTURAL LIGHT DESIGN FOR STEADY HEAT CONDUCTION USING MULTI-MATERIAL

力学学报. 2017, 49(2): 359-366

考虑界面力学性能的组件及结构的协同优化

INTEGRATED OPTIMIZATION OF EMBEDDED COMPONENTS AND STRUCTURE CONSIDERING MECHANICAL PROPERTIES OF CONNECTING INTERFACE

力学学报. 2021, 53(6): 1758-1768

考虑破损-安全的连续体结构拓扑优化ICM方法

ICM METHOD FOR FAIL-SAFE TOPOLOGY OPTIMIZATION OF CONTINUUM STRUCTURES

力学学报. 2018, 50(3): 611-621

基于固定网格和拓扑导数的结构拓扑优化自适应泡泡法

ADAPTIVE BUBBLE METHOD USING FIXED MESH AND TOPOLOGICAL DERIVATIVE FOR STRUCTURAL TOPOLOGY OPTIMIZATION

力学学报. 2019, 51(4): 1235-1244

考虑可控性的压电作动器拓扑优化设计

TOPOLOGY OPTIMIZATION OF PIEZOELECTRIC ACTUATOR CONSIDERING CONTROLLABILITY

力学学报. 2019, 51(4): 1073-1081

细分曲面边界元法的黏附吸声材料结构拓扑优化分析

TOPOLOGY OPTIMIZATION ANALYSIS OF ADHESIVE SOUND ABSORBING MATERIALS STRUCTURE WITH SUBDIVISION SURFACE BOUNDARY ELEMENT METHOD

力学学报. 2019, 51(3): 884-893



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

基于移动可变形组件法 (MMC) 的运载火箭传力机架结构的轻量化设计¹⁾

李佳霖* 赵剑† 孙直*, **, 2) 郭杏林* 郭旭*, **, 3)

* (大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室, 辽宁大连 116024)

† (西安航天动力研究所, 陕西西安 710100)

** (大连理工大学宁波研究院, 浙江宁波 315016)

摘要 传力机架是运载火箭箭体与发动机连接的关键部件, 负责将发动机推力载荷有效的传递至箭体, 其结构的轻量化设计不仅可以保障火箭发动机的推重比、提高火箭的稳定性, 还可以为我国未来可重复使用式火箭的研究提供一定的参考. 本文在移动可变形组件 (moving morphable component, MMC) 的框架下, 提出了一种解决传力机架结构轻量化设计的方法. 在该方法中, 机架结构的拓扑通过一组具有显式几何信息的组件来表示, 这使最终优化布局可以被少量的设计变量所描述. 通过分析传力机架结构设计的特点和要求, 以刚度最大化为目标, 体积分数 (保证结构重量) 为约束, 建立了基于 MMC 显式拓扑优化方法下的问题列式. 同时搭建了可对工程传力机架结构轻量化设计的平台, 并进行相应结构的拓扑优化. 在两种载荷工况 (即零位状态和摇摆状态) 作用下, 最终优化结果在中间推力载荷区域与锥段相连位置之间, 所形成的较大翼板结构增强了传力机架的抗弯能力. 通过与传统机架结构的对比, 证明了本文所提出方法在传力机架结构轻量化设计方面的有效性.

关键词 拓扑优化, 移动可变形组件法, 轻量化设计, 运载火箭, 传力机架

中图分类号: V421.4 + 1 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-309

LIGHTWEIGHT DESIGN OF TRANSMISSION FRAME STRUCTURES FOR LAUNCH VEHICLES BASED ON MOVING MORPHABLE COMPONENTS (MMC) APPROACH¹⁾

Li Jialin* Zhao Jian† Sun Zhi*, **, 2) Guo Xinglin* Guo Xu*, **, 3)

* (State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, Liaoning, China)

† (Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, Shaanxi, China)

** (Ningbo Institute of Dalian University of Technology, Ningbo 315016, Zhejiang, China)

Abstract The transmission frame in launch vehicles is a key structure to transfer the thrust load between the rocket body and engine. The structural lightweight design can not only ensure the thrust-weight ratio of engine, and improve the stability of rocket, also provide reference values for the reusable launch vehicles in the future research. Under the moving

2021-06-25 收稿, 2021-11-04 录用, 2021-11-05 网络版发表.

1) 国家自然科学基金项目(11872138, 11821202, 11732004)、国家重点研发计划(2020YFB1709401)和大连市青年科技之星支持计划(2019RQ045, 2019RQ069)资助项目.

2) 孙直, 副教授, 主要研究方向: 结构优化、复合材料结构力学等. E-mail: zhisun@dlut.edu.cn

3) 郭旭, 教授, 主要研究方向: 结构优化、计算力学、固体力学等. E-mail: guoxu@dlut.edu.cn

引用格式: 李佳霖, 赵剑, 孙直, 郭杏林, 郭旭. 基于移动可变形组件法 (MMC) 的运载火箭传力机架结构的轻量化设计. 力学学报, 2022, 54(1): 244-251

Li Jialin, Zhao Jian, Sun Zhi, Guo Xinglin, Guo Xu. Lightweight design of transmission frame structures for launch vehicles based on moving morphable components (MMC) approach. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(1): 244-251

morphable component (MMC)-based framework, this paper proposes an approach for solving lightweight design problem of transmission frame structures. In this method, structural topology can be described by using a set of morphable components with explicit geometric information, which renders the optimized layout in terms of a small number of design variables. By analyzing the characteristics and requirements of transmission frame structures, structural stiffness maximum under volume constraint is chose as the objective function, and the corresponding problem formulation based on the MMC explicit topology optimization method can be formulated. Thus, an optimization platform is established to achieve the lightweight design of transmission frame in practical engineering. Under two different load cases (i.e., the thrust load is located at zero angle and swing, respectively), the optimized result is that the large wing plate structure between the middle thrust load area and the connection position of conical structure is constructed to enhance the structural bending capacity. Compared with the traditional frame structure, the effectiveness of the proposed method in the lightweight design is proved.

Key words topology optimization, moving morphable components, lightweight design, launch vehicles, transmission frame structures

引言

随着载人航天、探月、北斗组网和火星探测等重要工程的建设,我国航天事业进入到了自主研发的高速发展期. 运载火箭是航天事业发展的重要基石,作为航天器进入空间的主要载具,其技术水平决定了进一步探索广阔空间的能力,对我国太空战略发展有着重要意义. 运载能力是运载火箭最重要的参数指标,主要受结构质量比、发动机比冲、速度损失和级间比等因素影响^[1-2]. 我国航天目前亦在研制新一代运载火箭,以寻求更优的箭体尺寸和更高的发动机推力. 在运载火箭构型与动力配置已基本确定的情况下,结构部件轻量化设计(如,运载火箭的网格加筋柱壳结构优化^[3-5]、发动机结构轻量化设计^[6-9]、捆绑式火箭连接及尺寸优化设计^[10-12]、轻质箭体结构优化设计^[13]、双推力室机架结构优化设计^[14-15]等)可有效降低结构质量、提高发动机推重比,进而改进火箭的运载能力. 传力机架结构作为运载火箭发动机与箭体之间连接的关键部件,其刚度对发动机推力载荷能否有效传递至箭体起着决定性作用,其重量又直接影响运载火箭发动机的推重比(发动机推重比越大,火箭运载能力越强),因此传力机架结构在轻量化设计方面有着极高的要求.

拓扑优化技术作为近年来在工程结构轻量化设计方面的新兴技术手段,在航空航天、车辆工程、海洋工程、土木水利、材料工程和生物工程等多个领域都取得了较为广泛的应用,在各类高端装备设计与制造方面表现尤为活跃. 拓扑优化技术的实现方式与传统轻量化设计的反复试错法不同,通过在

给定的设计区域内施加目标函数和约束条件,寻求在该区域下最优的材料分布和传力路径,进而使材料利用率达到最高. 目前,拓扑优化技术在运载火箭的局部结构的优化设计中已取得了较为显著的成果,在变密度法(solid isotropic material with penalization, SIMP)^[16-17]的框架下,研究工作者实现了燃料贮箱短壳结构的拓扑优化设计^[18]、捆绑式火箭机构的轻量化设计^[19]、连接支撑结构的动响应拓扑优化设计^[20]、螺栓法兰密封结构的拓扑优化设计^[21]、火箭发动机结构的拓扑优化^[22]等. 我国新一代运载火箭“长征五号”在设计中就采用了拓扑优化的理论与方法,实现了整体的结构优化,成功减重 645 kg,单发火箭的发射成本节省约 2000 万.

当前运载火箭部分结构设计所使用的拓扑优化方法主要是基于变密度法的隐式框架,但该方法通常存在棋盘格、灰度单元、优化结构无法与 CAD/CAE 系统直接连接等问题^[23]. 移动可变形组件法(moving morphable component, MMC)是郭旭教授等^[24-26]于 2014 年首次提出的一种显式框架下的拓扑优化方法,与传统的拓扑优化方法相比,具有设计变量少、显式的几何信息、与商业有限元软件直接连接等优势. 本文基于 MMC 框架,提出了一种运载火箭传力机架结构的轻量化设计方法,在保证结构重量(给定体积分数)的情况下,实现传力机架结构的刚度最大化设计. 这种设计方法不仅可以保障运载火箭发动机的推重比、提高运载火箭传力机架的稳定性,还对未来进行标准型号机架设计以及可重复使用式运载火箭^[27]的研究具有十分重要的意义.

1 运载火箭传力机架结构拓扑优化问题描述

1.1 传力机架结构设计要求

传力机架是发动机与箭体连接的重要部件,其作用贯穿运载火箭发射的整个阶段,为将发动机推力总载荷有效传递至锥段、箭体,传力机架结构应具备以下几个设计要求.

(1) 刚度要求. 传力机架作为传递发动机推力载荷的重要载体,需承担运载火箭发射时发动机产生的全部推力,其刚度是结构设计时考虑的重要设计指标. 若传力机架刚度较低,则会在运载火箭发射的瞬间因无法承受发动机产生的全部载荷而使推力载荷直接作用到箭体内部设备,进而造成火箭损坏或重大爆炸事故. 在传力机架拓扑优化设计中,刚度越高越能提高运载火箭发射的安全性.

(2) 质量要求. 传力机架结构设计对质量指标的要求是及其苛刻的,机架质量直接影响了运载火箭的运载能力和质量比. 若传力机架质量过高,即便满足结构刚度要求,也会增加运载火箭的发射成本,还会使已设计完善的发动机无法达到当前运载火箭所需的推重比,致使发射任务失败. 在传力机架拓扑优化设计中,质量越轻越能提高运载火箭的运载能力.

(3) 设计空间要求. 运载火箭内部管道和组件排布复杂、尺寸位置固定,且不可避免地会穿过传力机架,其所在区域均为不可设计区域,这对传力机架设计空间的选取提出了较高的要求.

(4) 制造要求. 优化出的新结构如果难以生产加工或带来了昂贵的生产成本,就丧失了其工程应用价值. 在传力机架拓扑优化设计时,根据生产加工条件加入适当的制造约束,具有重要的工程意义.

考虑到上述传力机架结构的设计要求之后,再进行结构的轻量化研究.

1.2 MMC 拓扑优化方法简介

MMC 方法采用具有显式几何表达信息的组件作为设计的基础单元,通过组件的移动、旋转、交叉、覆盖等方式实现结构的拓扑变化,如图1所示.

在 MMC 框架下,采用拓扑描述函数 ϕ^s , 来描述设计域中材料的分布

$$\left. \begin{aligned} \phi^s(\mathbf{x}) &> 0, & \text{if } \mathbf{x} \in \Omega^s \\ \phi^s(\mathbf{x}) &= 0, & \text{if } \mathbf{x} \in \partial\Omega^s \\ \phi^s(\mathbf{x}) &< 0, & \text{if } \mathbf{x} \in D \setminus \Omega^s \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

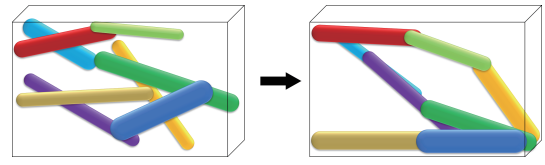


图1 MMC方法示意图

Fig. 1 The sketch map of MMC method

式中, D 表示预先给定的设计域, Ω^s 表示结构拓扑在设计域所占据的区域, $\phi^s(\mathbf{x})$ 表示由各个组件构成的整体结构的拓扑描述函数, 即

$$\phi^s(\mathbf{x}) = \max(\phi_1(\mathbf{x}), \phi_2(\mathbf{x}), \dots, \phi_{nc}(\mathbf{x})) \quad (2)$$

其中, nc 表示设计域内组件的个数, $\phi_i(\mathbf{x}), i = 1, 2, \dots, nc$ 表示第 i 个组件的拓扑描述函数. 根据文献 [28-30], 拓扑描述函数的形式一般有两种形式, 即欧拉描述和拉格朗日描述. 本文采用基于欧拉描述形式来表示一个三维立方体组件, 故第 i 个组件的拓扑描述函数为

$$\phi_i(x, y, z) = 3 - \left(\frac{x'}{L_{1i}}\right)^p - \left(\frac{y'}{L_{2i}}\right)^p - \left(\frac{z'}{L_{3i}}\right)^p \quad (3)$$

式中

$$\begin{Bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x - x_{0i} \\ y - y_{0i} \\ z - z_{0i} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_b \cdot c_t & -c_b \cdot s_t & s_b \\ s_a \cdot s_b \cdot c_t + c_a \cdot s_t & -s_a \cdot s_b \cdot s_t + c_a \cdot c_t & -s_a \cdot c_b \\ -c_a \cdot s_b \cdot c_t + s_a \cdot s_t & c_a \cdot s_b \cdot s_t + s_a \cdot c_t & c_a \cdot c_b \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} s_a &= \sin\alpha, s_b = \sin\beta, s_t = \sin\gamma \\ c_a &= \sqrt{1-s_a^2}, c_b = \sqrt{1-s_b^2}, c_t = \sqrt{1-s_t^2} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中, p 为控制超椭球形状的参数, 本文 $p = 6$ [26]. 对于式 (3) 和式 (4) 中, L_{1i}, L_{2i}, L_{3i} 和 (x_{0i}, y_{0i}, z_{0i}) 分别表示为组件在 x 方向, y 方向和 z 方向的半长以及中心坐标, 如图2所示. 在式 (6) 中, α, β 和 γ 分别表示

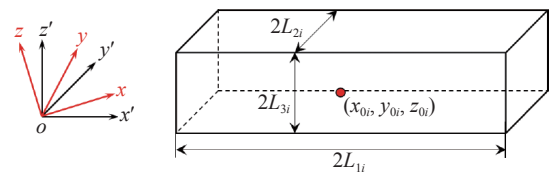


图2 三维组件的几何描述

Fig. 2 The geometry description of a three-dimensional structural component

组件由全局坐标系 $O-x-y-z$ 到局部坐标系 $O'-x'-y'-z'$ 的转角, 转换关系如图 3 所示. 本文选取以上描述形式的结构组件用于运载火箭传力机架的拓扑优化设计中.

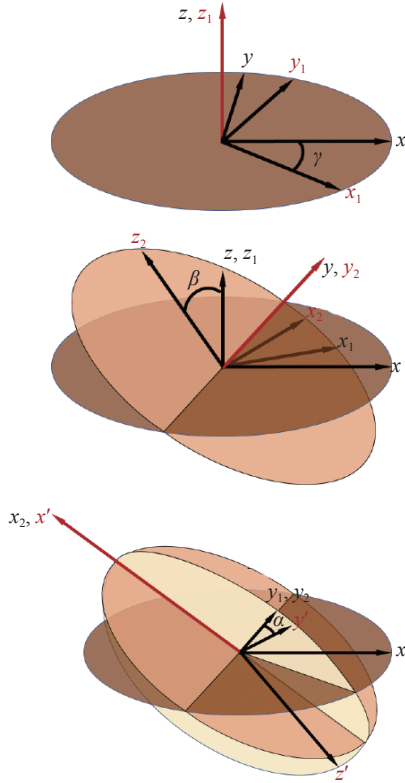


图 3 坐标变换示意图

Fig. 3 A schematic illustration of the coordinate transformation

1.3 传力机架结构优化的问题列式

根据上述对运载火箭传力机架结构的设计要求与 MMC 拓扑优化框架的描述, 当前问题的目标函数可定义为刚度最大化 (柔度最小化), 约束条件需施加质量约束, 考虑到约束的敏感程度, 将其等效的替换为体积分数. 因此单工况作用下的传力机架结构优化的问题列式 (离散形式) 可表示为

$$\left. \begin{aligned} & \text{find } \mathbf{D} = \left[(\mathbf{D}^1)^T, \dots, (\mathbf{D}^i)^T, \dots, (\mathbf{D}^{nc})^T \right]^T, \mathbf{u}(\mathbf{D}) \\ & \text{minimize } C[\mathbf{D}, \mathbf{u}(\mathbf{D})] = \mathbf{f}^T \mathbf{u} \\ & \text{s.t.} \quad \left. \begin{aligned} & \mathbf{K}(\mathbf{D}) \mathbf{u}(\mathbf{D}) = \mathbf{f} \\ & V(\mathbf{D}) \leq \bar{V} \\ & \mathbf{D} \subset U_D \\ & \mathbf{u} = \bar{\mathbf{u}}, \text{ on } \Gamma_u \end{aligned} \right\} \quad (7) \end{aligned}$$

其中, $\mathbf{D}^i = (x_{0i}, y_{0i}, z_{0i}, L_{1i}, L_{2i}, L_{3i}, s_{ai}, s_{bi}, s_{ti})^T$ 表示第 i 个组件设计变量的向量. 对于式 (7) 中, $\mathbf{f}$, $\mathbf{K}$, $\mathbf{u}$, $\bar{\mathbf{u}}$, $\bar{V}$ 和 U_D 分别表示传力机架受到的外载荷、结构的

刚度阵、传力机架的结构位移场、狄利克雷边界 Γ_u 上给定的位移、设计域内实体材料最大体积上限和设计变量的可行域.

在运载火箭发射过程中, 传力机架往往不在单一工况下工作, 多工况的传力机架问题列式可改写为:

$$\left. \begin{aligned} & \text{find } \mathbf{D} = \left[(\mathbf{D}^1)^T, \dots, (\mathbf{D}^i)^T, \dots, (\mathbf{D}^{nc})^T \right]^T, \mathbf{u}(\mathbf{D}) \\ & \text{minimize } C_A[\mathbf{D}, \mathbf{u}(\mathbf{D})] = \sum_{j=1}^N w_j C_j \\ & \text{s.t.} \quad \left. \begin{aligned} & \mathbf{K}(\mathbf{D}) \mathbf{u}_j(\mathbf{D}) = \mathbf{f}_j \\ & V(\mathbf{D}) \leq \bar{V} \\ & \mathbf{D} \subset U_D \\ & \mathbf{u} = \bar{\mathbf{u}}, \text{ on } \Gamma_u \end{aligned} \right\} \quad (8) \end{aligned}$$

其中, C_j , $\mathbf{u}_j$ 和 $\mathbf{f}_j$ 分别表示在第 j 个工况作用下, 结构的柔度、位移响应和外载荷, w_j 表示工况为第 j 个工况时的权重因子 (本文 $w_j = 1$), N 表示工况总数.

2 运载火箭传力机架的数值求解

2.1 传力机架的有限元分析

为保证有限元分析结果更加贴合实际工程情况, 需采用主流的有限元商业软件实现结构的仿真分析. 在拓扑优化过程中, 由于设计域内材料的改变, 结构的刚度阵 $\mathbf{K}$ 可以表示为

$$\mathbf{K} = \sum_{e=1}^{NE} \rho_e \mathbf{K}_s \quad (9)$$

其中, $\mathbf{K}_s$ 表示实体单元的单元刚度阵, ρ_e 表示第 e 个单元实体材料占据的体积分数, 即^[31]

$$\rho_e = \frac{1}{ND} \sum_{k=1}^{ND} [H_\delta(\phi_k^e)]^2 \quad (10)$$

其中, $\phi_k^e, k = 1, 2, \dots, ND$ 表示第 e 个单元的第 k 个节点的拓扑描述函数的数值, ND 表示单元的节点个数, H_δ 为 Heaviside 函数, 本文在数值实现时, 采用其正则化形式

$$H_\delta(x) = \begin{cases} 1, & \text{if } x > \delta \\ \frac{3(1-\varepsilon)}{4} \left(\frac{\varepsilon}{\delta} - \frac{x^3}{3\delta^3} \right) + \frac{(1+\varepsilon)}{2}, & \text{if } -\delta \leq x \leq \delta \\ \varepsilon, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (11)$$

其中, ε 和 δ 为两个较小的正数, 分别用于控制 Heaviside 函数 0~1 取值之间过渡区的宽度以及避免结构刚度阵的奇异.

2.2 灵敏度分析

根据文献 [25-26], 在单一工况作用下, 其目标函数 C 对设计变量 d (如 x_0, α 等) 的偏导, 可以表示为

$$\frac{\partial C}{\partial d} = -\mathbf{u}^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial d} \mathbf{u} = -\frac{1}{ND} \left\{ \sum_{e=1}^{NE} \left[\sum_{k=1}^{ND} H_{\delta}(\phi_k^e) \frac{\partial H_{\delta}(\phi_k^e)}{\partial d} \right] \mathbf{u}_e^T \mathbf{K}_e \mathbf{u}_e \right\} \quad (12)$$

其中, $\mathbf{u}_e$ 和 $\mathbf{K}_e$ 分别表示单元位移和单元刚度. 同理, 对于多工况的情况下, 加权形式的目标函数 C_A 的灵敏度, 可写为

$$\frac{\partial C_A}{\partial d} = -\sum_{j=1}^N \mathbf{u}_j^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial d} \mathbf{u}_j \quad (13)$$

此外, 对于体积分数的灵敏度如下

$$\frac{\partial V}{\partial d} = \frac{1}{ND} \sum_{e=1}^{NE} \sum_{k=1}^{ND} \frac{\partial H_{\delta}(\phi_k^e)}{\partial d} \quad (14)$$

3 运载火箭传力机架结构轻量化设计

3.1 优化设计流程

基于上述理论基础, 建立运载火箭传力机架结构轻量化设计平台. 设计流程主要分为 3 个部分, 如图 4 所示, 分别为前处理阶段、优化预设阶段和拓扑优化阶段, 具体如下:

(1) 前处理阶段, 将优化设计的几何模型导入到

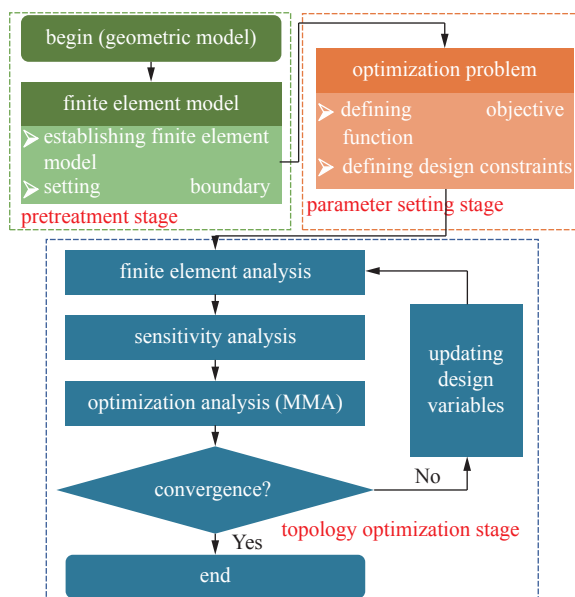


图 4 传力机架结构轻量化设计流程

Fig. 4 Lightweight design process of transmission frame structure

相应有限元软件中, 划分有限元网格, 施加载荷边界条件, 确定材料属性, 最终导出 CAE 模型文件;

(2) 优化预设阶段, 确定当前优化问题的目标函数, 定义设计约束, 根据设计域的形状布置相应的 MMC 初始组件, 必要时施加相关制造约束;

(3) 拓扑优化阶段, 每一迭代步均通过主流商业软件进行有限元分析, 并采用移动渐近线算法 (method of moving asymptotes, MMA)^[32] 更新组件的设计变量, 最后根据收敛条件判断是否结束优化。

3.2 测试算例

根据运载火箭传力机架结构的限界以及相关接口位置的资料, 得到传力机架的设计空间, 其几何模型如图 5 所示. 根据传力机架各个部分的结构设计要求, 将模型划分为多个区域, 即设计区域 (见图 5 绿色部分) 和不可设计区域 (见图 5 红色部分). 基于 MMC 框架的拓扑优化设计平台, 对设计空间的几何模型划分有限元网格, 为保证网格可以准确地反应设计空间的几何特征, 共划分出 1577532 个节点和 1501352 个六面体单元. 此外, 考虑到实际加工生产的成本, 需要对传力机架结构施加对称性制造约束。

现有传力机架结构在工程中常用的材料为钢材, 其相应材料属性分别为杨氏模量 $E=200 \text{ GPa}$ 、泊松比 $\nu=0.3$ 和密度 $\rho=7850 \text{ kg/m}^3$. 通过分析运载火箭的工作状态, 传力机架常常承受两种载荷工况, 即零位状态和摇摆状态. 在这两种工作状态下, 为了简化分析流程, 将传力机架与锥段相连接位置固定,

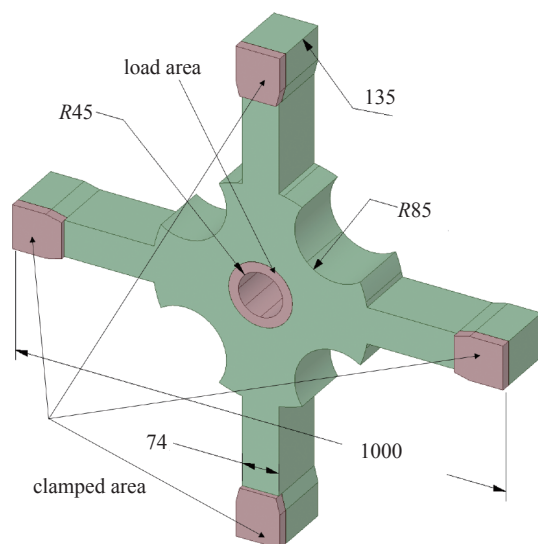


图 5 传力机架的设计空间 (单位: mm)

Fig. 5 Design space for the transmission frame structure (unit: mm)

其载荷边界条件如图 5 所示. 在多轮优化测试分析下, 最终确定设计域内材料的体积分数为 0.18. 设计域内, 初始组件的布局情况如图 6 蓝色部分所示, 其中组件数目为 384 根, 设计变量数目仅为 3456.

按照上述说明, 最终的优化结果如图 7 所示. MMC 优化后的结果与初始设计的传力机架有较为明显的差别, 拓扑结果路径清晰, 几乎不存在过多的中间密度单元且生成的结构分布合理. 中间载荷区域与锥段相连的位置形成了翼板结构, 进一步提高了传力机架在轴向推力作用下的抗弯能力. 在优化迭代过程中, 目标函数和体积分数的变化如图 8 所示, 目标函数在前十几步快速下降后趋于平稳并逐渐收敛.

根据优化后的结果, 导入商业 CAD 软件, 并加以适当的工程化调整, 生成的几何模型如图 9 所示. 对生成的几何模型重新进行仿真分析, 相应的两个

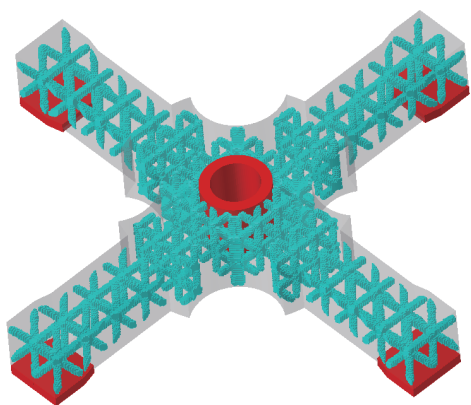
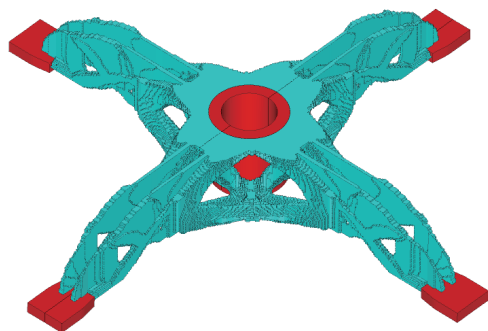


图 6 传力机架的初始组件布局

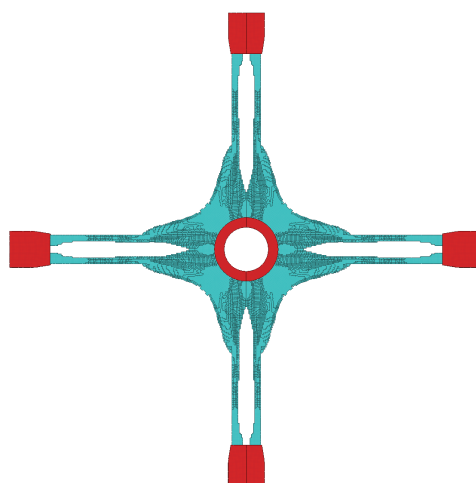
Fig. 6 The initial design for the transmission frame structure



(a) 俯视图 1
(a) Top view 1



(b) 侧视图
(b) Side view



(c) 俯视图 2
(c) Top view 2

图 7 传力机架的优化结果

Fig. 7 The optimized structure for the transmission frame structure

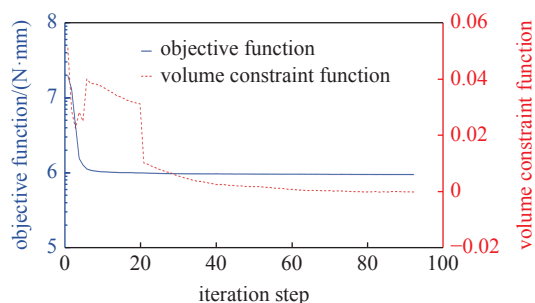


图 8 优化迭代历史

Fig. 8 The convergence history of the transmission frame structure



图 9 传力机架的优化后模型

Fig. 9 The optimized geometric model of the transmission frame structure

工况下的有限元分析结果, 如图 10 所示.

为了证明当前算法在运载火箭传力机架结构设计方面的有效性, 将优化后模型与原始设计模型 (如图 11 所示) 对比分析, 原始设计模型在两种工况下的有限元分析结果如图 12 所示. 通过与图 10 对比, 在零位工况状态下, 两个结构的最大位移响应分别

为 3.860 mm(优化后模型) 和 5.209 mm(原始设计模型), 可以看出由于增加了翼板等结构, 优化后模型的位移响应明显要低于原始设计模型, 其结构刚度得到了有效的提高. 在摇摆工况状态下, 两个结构的

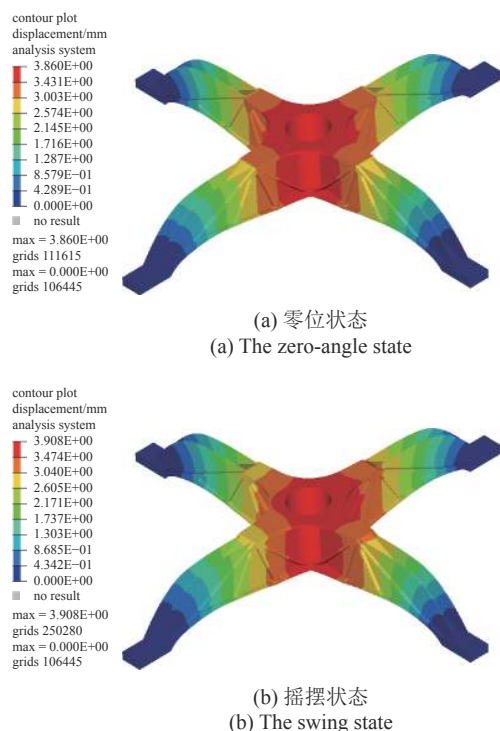


图 10 优化后模型的有限元分析

Fig. 10 The finite element analysis of the optimized geometric model



图 11 原始设计模型

Fig. 11 The original design model

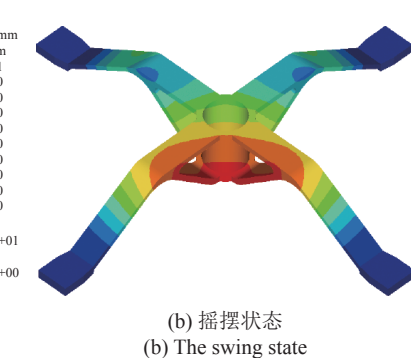
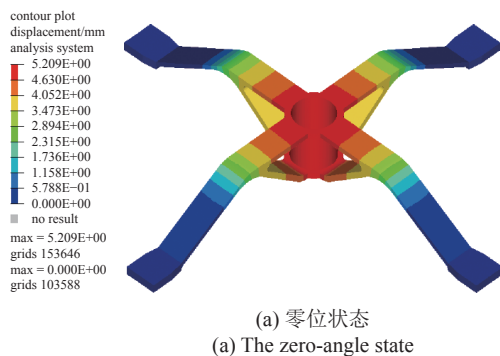


图 12 原始设计模型的有限元分析

Fig. 12 The finite element analysis of the original design model

最大位移响应分别为 3.908 mm(优化后模型) 和 10.141 mm(原始设计模型), 优化后模型同样要优于原始设计模型. 通过两种工况下有限元的对比分析, 本文算法在传力机架结构设计方面的有效性得到了很好的证明.

4 结论

本文研究了 MMC 拓扑优化技术在运载火箭传力机架结构轻量化设计中的应用, 通过对传力机架结构设计特点和要求的分析, 确定了刚度最大化目标和体积约束函数, 在 MMC 拓扑优化框架下建立了传力机架轻量化设计的问题列式, 并推导出目标函数和约束函数的灵敏度. 基于以上理论基础, 先给出了 MMC 框架实现传力机架拓扑优化设计的流程平台, 再结合实际工程中运载火箭传力机架的模型以及其工况, 进行优化前处理和优化预设, 最后通过优化迭代获得传力机架的优化构型和几何模型, 采用有限元软件重新验证分析, 并与原始设计模型对比分析, 以证明本文方法的有效性.

参 考 文 献

- 王玮, 张众, 陈振知等. 现役运载火箭运载能力提升措施研究. 上海航天 (中英文), 2020, 37(S2): 59-64 (Wang Wei, Zhang Zhong, Chen Zhenzhi, et al. Research on measures for launch capacity improvement of launch vehicles in active. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2020, 37(S2): 59-64 (in Chinese))
- 武丹, 陈文杰, 司学龙等. 大型固体火箭发动机发展趋势及关键技术. 武汉大学学报 (工学版), 2021, 54(2): 102-107 (Wu Dan, Chen Wenjie, Si Xuelong, et al. Research on development trend and key technologies of large solid rocket motor. *Engineering Journal of Wuhan University*, 2021, 54(2): 102-107 (in Chinese))
- 王志祥, 欧阳兴, 王斌等. 基于序列径向基函数的运载火箭蒙皮桁条结构轻质优化. 国防科技大学学报, 2021, 43(1): 57-65 (Wang Zhixiang, Ouyang Xing, Wang Bin, et al. Lightweight optimization of skinned purlin structure in launch vehicle based on sequential ra-

- dial basis function. *Journal of National University of Defense Technology*, 2021, 43(1): 57-65 (in Chinese))
- 4 Wang ZX, Lei YJ, Wu ZP, et al. Lightweight design of cylindrical stiffened shells in launch vehicles by a dual-elite population sequential approximation optimization approach. *Engineering Optimization*, 2020, 53(6): 984-1004
 - 5 Degtyarev MA, Shapoval AV, Gusev VV, et al. Structural optimization of waffle shell sections in launch vehicles. *Strength of Materials*, 2019, 51: 223-230
 - 6 冯彬彬, 袁金, 胡旭辉等. 大长径比固体火箭发动机壳体轻量化设计. *复合材料科学与工程*, 2021(5): 43-48 (Feng Binbin, Yuan Jin, Hu Xuhui, et al. Lightweight design of solid rocket motor casing with large aspect ratio. *Composites Science and Engineering*, 2021(5): 43-48 (in Chinese))
 - 7 范瑞祥, 姚瑞娟, 朱振涛等. 一种新型 7 台火箭发动机并联推力传递结构方案. *载人航天*, 2020, 26(5): 630-634 (Fan Ruixiang, Yao Ruijuan, Zhu Zhentao, et al. A new type of thrust transmission structure of paralleled seven rocket engines. *Manned Spaceflight*, 2020, 26(5): 630-634 (in Chinese))
 - 8 Cui ZX, Wang WW, Li SD, et al. Structure optimization of solid rocket engine vacuum pouring cylinder cover based on response surface. *International Journal of Performability Engineering*, 2019, 15(2): 475-484
 - 9 Bouajila W, Shimoda M, Riccius J. Design optimization of a rocket engine's inner liner with improved response surface methodology. *Engineering Optimization*, 2021, 5: 1-17
 - 10 梅勇, 冯韶伟. 大推力捆绑运载火箭传力路径优化设计. *导弹与航天运载技术*, 2017, 4: 6-9 + 29 (Mei Yong, Feng Shaowei. An optimization design for the force transmission path on the high-thrust strap-on launch vehicle. *Missiles and Space Vehicles*, 2017, 4: 6-9 + 29 (in Chinese))
 - 11 毕祥军, 陈炳全, 吴浩等. 运载火箭线式捆绑分离装置的设计、分析与优化. *机械工程学报*, 2019, 55(14): 60-68 (Bi Xiangjun, Chen Bingquan, Wu Hao, et al. Design, analysis and optimization of linear bundled separation device for launch vehicle. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(14): 60-68 (in Chinese))
 - 12 潘忠文, 邢建伟, 王楠等. 并联式承载减振一体的整星隔振研究. *力学学报*, 2019, 51(2): 364-370 (Pan Zhongwen, Xing Jianwei, Wang Lei, et al. Research on whole-spacecraft vibration isolation based on parallel load-bearing and damping system. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(2): 364-370 (in Chinese))
 - 13 陈献平, 鄢东洋, 姚瑞娟等. 轻质箭体结构优化设计. *导弹与航天运载技术*, 2019(2): 17-21, 43 (Chen Xianping, Yan Dongyang, Yao Ruijuan, et al. Optimization design of the rocket structure. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(2): 17-21, 43 (in Chinese))
 - 14 霍世慧, 袁军社, 徐学军等. 双推力室机架快速优化设计方法研究. *火箭推进*, 2015, 41(4): 55-60 (Huo Shihui, Yuan Junshe, Xu Xuejun, et al. A rapid optimization design method for frame structure of double thrust chambers. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(4): 55-60 (in Chinese))
 - 15 穆朋刚, 李斌潮, 杜大华等. 液体火箭发动机复合材料机架初步设计研究. *火箭推进*, 2017, 43(3): 35-41 (Mu Penggang, Li Binchao, Du Dahua, et al. Preliminary design for composite thrust frame of liquid rocket engine. *Journal of Rocket Propulsion*, 2017, 43(3): 35-41 (in Chinese))
 - 16 Bendsoe MP. Optimal shape design as a material distribution problem. *Structural Optimization*, 1989, 1(4): 193-202
 - 17 Zhou M, Rozvany GIN. The COC algorithm, part II: topological, geometrical and generalized shape optimization. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1991, 89: 309-336
 - 18 牛飞, 王博, 程耿东. 基于拓扑优化技术的集中力扩散结构设计. *力学学报*, 2012, 44(3): 528-536 (Niu Fei, Wang Bo, Cheng Gengdong. Optimum topology design of structural part for concentration force transmission, *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(3): 528-536 (in Chinese))
 - 19 Mei Y, Liu GQ, Shen ZB. Optimum topology design for the concentrated force diffusion structure of strap-on launch vehicle. *MATEC Web*, 2017, 139: 00183
 - 20 王立朋, 何飞, 郭文杰等. 载人运载火箭飞船支撑结构响应优化设计. *载人航天*, 2017, 23(2): 168-172 (Wang Lipeng, He Fei, Guo Wenjie, et al. Dynamic response optimization design of manned launch vehicle supports for spacecraft. *Manned Spaceflight*, 2017, 23(2): 168-172 (in Chinese))
 - 21 Wang J, Zhu JH, Hou J, et al. Lightweight design of a bolt-flange sealing structure based on topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2020, 62: 3413-3428
 - 22 刘鑫, 张蕾蕾, 宋学宇等. 复合材料壳体挂机飞行一体化结构优化设计分析. *固体火箭技术*, 2019, 42(6): 679-685 (Liu Liu, Zhang Leilei, Song Xueyu, et al. Optimization design and analysis of integrated flight structure of composite shell. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2019, 42(6): 679-685 (in Chinese))
 - 23 Sigmund O, Petersson J. Numerical instabilities in topology optimization: a survey on procedures dealing with checkerboards, mesh-dependencies and local minima. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 1998, 16(1): 68-75
 - 24 Guo X, Zhang WS, Zhong WL. Doing topology optimization explicitly and geometrically-a new moving morphable components based framework. *Journal of Applied Mechanics*, 2014, 81(8): 081009
 - 25 Zhang WS, Yuan J, Zhang J, et al. A new topology optimization approach based on moving morphable components (MMC) and the ersatz material model. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2016, 53(6): 1243-1260
 - 26 Zhang WS, Li D, Yuan J, et al. A new three-dimensional topology optimization method based on moving morphable components (MMCs). *Computational Mechanics*, 2017, 59(4): 1-19
 - 27 袁晗, 王小军, 张宏剑等. 重复使用火箭着陆结构稳定性分析. *力学学报*, 2020, 52(4): 1007-1023 (Yuan Han, Wang Xiaojun, Zhang Hongjian, et al. Stability analysis of reusable launch vehicle landing structure. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 52(4): 1007-1023 (in Chinese))
 - 28 Guo X, Zhang WS, Zhang J, et al. Explicit structural topology optimization based on moving morphable components (MMC) with curved skeletons. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2016, 310: 711-748
 - 29 Zhang WS, Zhang J, Guo X. Lagrangian description based topology optimization-a revival of shape optimization. *Journal of Applied Mechanics Transactions of the Asme*, 2016, 83(4): 193
 - 30 Zhang WS, Song JF, Zhou JH, et al. Topology optimization with multiple materials via moving morphable component (MMC) method. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2018, 113(11): 1653-1675
 - 31 Zhang WS, Zhong WL, Guo X. Explicit layout control in optimal design of structural systems with multiple embedding components. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2015, 290: 290-313
 - 32 Svanberg K. The method of moving asymptotes-a new method for structural optimization. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1987, 24(2): 359-373