

考虑增材制造悬垂约束的传力机架轻量化设计方法

叶书睿¹, 郝文宇¹, 孙直^{1,2}, 郭旭^{1,2}

(1. 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;

2. 大连理工大学宁波研究所, 浙江 宁波 315016)

摘要 运载火箭发动机传力机架是将发动机的推力载荷传递至箭体的关键连接部件。对质量占比较大的发动机传力机架结构进行轻量化优化,可以有效地提升火箭发动机的推重比,实现结构的高效承载及使用增材制造技术稳定生产。基于移动可变形组件法(moving morphable component, MMC)框架,考虑增材制造过程中的悬垂约束,提出了一种运载火箭发动机传力机架结构的轻量化设计方法。此方法能够考虑刚度、质量、设计空间、制造约束等设计要求,在限制结构质量(体积)的约束条件下,实现结构刚度的最大化。推导了相关优化问题列式,给出了优化流程,并进行了若干典型算例。通过对优化结果的重分析可知:优化结果满足运载火箭发动机传力机架的刚度要求及传力机架材料的最大应力要求,在质量上相比传统的机架结构有显著优势,优化结果中不存在大悬挑结构且满足增材制造特有的悬垂约束,验证了此方法的有效性。

关键词 拓扑优化;增材制造;轻量化;机架;移动可变形组件法

中图分类号 V421.4 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)04-0026-10

Lightweight design method of transmission frame structure considering the overhang constraint of additive manufacturing

YE Shurui¹, HAO Wenyu¹, SUN Zhi^{1,2}, GUO Xu^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. Ningbo Institute of Dalian University of Technology, Ningbo 315016, China)

Abstract The transmission frame structure of lunch vehicles is the key connecting part which transmits the thrust load of the engine to the rocket body. The lightweight optimization of the transmission frame structures with a relatively large mass can effectively improve the thrust weight ratio of the lunch vehicles, realize the high-efficiency bearing of the structure and stable production by additive manufacturing technology. In this paper, based on the framework of moving morphable component (MMC) and considering the overhang constraint in additive manufacturing, a lightweight design method of lunch vehicle transmission frame structure was proposed. This method can consider the design requirements such as stiffness,

收稿日期:2022-11-15;修回日期:2023-01-18

基金项目:国家重点研发计划(2020YFB1709401);国家自然科学基金项目(11872138,11821202)

作者简介:叶书睿(1999—),男,博士,研究领域为计算力学。

通信作者:郭旭(1971—),男,博士,教授,研究领域为结构优化、计算力学、固体力学等。

mass, design space and manufacturing constraints, and maximize the structural stiffness under the constraint of limiting the weight (volume) of the structure. This paper deduces the formulation of related optimization problems, gives the optimization process, and shows some typical examples. Finally, through the analysis of the optimization results, the optimization results meet the stiffness requirements of the transmission frame structure of the launch vehicle engine and the maximum stress requirements of the transmission frame material, which have significant advantages over the traditional frame structure in terms of quality. There is no large cantilever structure in the optimization results, and the suspension constraints unique to additive manufacturing are satisfied, which proves the effectiveness of this method.

Key words topology optimization; additive manufacturing; lightweight; frame; moving morphable component

0 引言

自神舟五号载人航天飞船发射升空以来,我国航天事业进入了一个高速发展的阶段。近年来神舟十二号、神舟十三号、神舟十四号的升空,也是我国航天事业在自主研发道路上快速发展的象征。对于航天事业,运载火箭的设计起着举足轻重的作用,运载火箭的设计直接影响到航天器在宇宙空间中的探索能力,是航天事业发展中至关重要的一环。运载能力是指某一轨道的火箭可以运送载荷的最大质量,主要由火箭总体设计、发动机性能、结构质量等因素决定^[1],是评估运载火箭的重要参数指标。我国新一代的运载火箭主要特征可以概括为尺寸大型化、重复使用化、结构轻质化、结构智能化、研制高效化这5个方面^[2]。在运载火箭具有一定的总体设计和动力水平的情况下,火箭运载能力的提升主要通过箭体结构轻质化实现^[3]。传力机架作为运载火箭的一个关键部位,由于需要满足动力传递机构的刚度要求,传力机架的质量往往较大且在总质量中占比较大。因此,传力机架的结构轻质化设计有很大的改进空间,同时也有着极高的要求。

拓扑优化技术作为一种新兴的高效的结构设计方法,在诸多有减轻质量需求的工程领域中已得到了广泛应用。拓扑优化作为结构优化方法中的一种,其以有限元方法为基础,将离散单元的材料分布作为优化对象,通过对优化问题的求解,找到一个设计空间内最佳的材料分布方案。拓扑优化相对于尺寸优化和形状优化,不仅可以改变材料的布局,也可以改变结构的尺寸与形状。拓扑优化技术得到的高效材料分布设计也使得其在高端设备

与制造领域发挥着重要作用。在运载火箭结构设计方面,拓扑优化技术已取得了较多的成果,例如对于大型航天器桁架式主承力结构构型拓扑优化研究^[4]、薄壁结构的加筋布局优化设计^[5]、飞船支撑结构动响应优化设计^[6]、多工况下发动机支架拓扑优化设计^[7]、发动机机架与舱段传力结构一体化拓扑优化设计等^[8]。

结构轻质化另一研究方向在于考虑增材制造的结构优化设计。对于拓扑优化技术得到的结果往往有几何构型复杂、制备困难等问题,基本无法直接使用传统制造工艺制备。增材制造技术具有整体成型复杂三维结构的特点,使得复杂的几何结构的制备成为可能^[9-10]。对于发动机传力机架类的运载火箭中大型承力件,增材制造技术可以大幅提升加工过程中的材料利用率^[11]。增材制造技术在运载火箭发动机上的应用在国内外已有诸多案例。拓扑优化技术与增材制造的融合将最大程度地发挥出拓扑优化的优势,进一步推动运载火箭结构向轻质化、高性能发展。

目前,商业软件中多采用隐式的变密度法^[12-13]作为拓扑优化方法,但变密度法及其改进方法通常存在设计变量数量随网格密度增加而骤增、棋盘格现象、灰度单元^[14-15]、难以对结构特征尺寸精确控制^[16-17]以及表达结构拓扑方式与计算机辅助设计(CAD)技术不兼容^[18]等问题。移动可变形组件法(moving morphable component, MMC)是文献[19]于2014年提出的一种采用显式拓扑描述函数的优化方法,用可移动可变形的组件作为描述结构拓扑形状的基本单元,将决定组件几何形状的参数作为优化问题中的设计变量。该方法有设计变量少,显式

几何特征信息、优化结果可直接导出至 CAD/CAE 软件的优势,基于此方法开发的拓扑优化软件还具有完全自主可控的优点。

本文基于可移动变形组件法框架,在传统制造工艺制备传力机架轻量化设计方法的基础上^[20],提出了一种解决增材制造加工过程中需要考虑的悬垂约束的火箭发动机机架优化设计方法,在给定结构最大质量的情况下,实现满足增材制造约束中悬垂约束的传力机架结构刚度最大化设计。这种设计方法可以有效减轻传力机架的质量,提高火箭发动机推重比,保证传力机架的鲁棒性,并且设计方法的结果满足增材制造悬垂约束,可以直接使用增材制造技术制备,可为我国下一代运载火箭的重复使用化、结构轻质化提供参考。

1 发动机传力机架结构拓扑优化问题描述

1.1 发动机传力机架结构设计要求

发动机传力机架作为发动机与火箭箭体连接的关键结构,其直接承受发动机产生的全部推力,对发动机的运载能力和火箭的稳定性有很大影响。为保证传力机架的稳定性,实现轻量化设计,传力机架结构有以下几个设计要求。

1) 刚度要求。运载火箭发射过程中,传力机架将承受极大的载荷,因此设计要求传力机架有较高的抵抗变形能力。若其结构刚度不足,将导致在火箭发射瞬间发动机推力方向偏移量过大,同时可能出现传力机架直接与箭体内部设备相接触的现象,对火箭的安全性及可靠性产生极大的危害,造成严重的安全隐患。因此在优化设计中,结构刚度是重要的保证对象,传力机架的刚度对火箭安全起着重要的作用。

2) 质量要求。质量是优化的主要对象之一,传力机架的质量直接影响运载火箭的发射成本与推重比。对传力机架的轻量化设计能有效提高火箭的运载能力,同时也可避免因传力机架质量过大导致的成本过高及发动机无法提供足够动力的问题。在拓扑优化中通常使用实体材料在总设计空间中的占比作为考量质量的参数,此比值越小则质量越轻,火箭运载能力越高。

3) 设计空间要求。设计空间要求体现在拓扑优化中设计区域的设定上。作为运载火箭结构的一部分,传力机架的工作环境周围将排布有诸多输送管道及其他相关构件,对于火箭内部存在的可能发生干涉位置,在优化过程中需要设置为不可设计区域。

4) 制造约束要求。优化设计阶段需要考虑在实际生产过程中制造工艺上的约束,增材制造方法制造约束一般有最大/最小尺寸约束、封闭空腔约束、悬垂约束。增材制造是层层叠加的制造过程,因此如果加工机构中存在大悬挑结构,其下层是粉末等材料,增材制造过程中将无法形成有效的传力路径,结构可能产生塌陷或翘曲而无法制备,因此需要考虑增材制造特有的悬垂约束^[21],同时也是此次优化过程中主要考虑的制造约束。

在满足上述发动机传力机架的设计要求基础上,进行结构的轻量化设计。

1.2 MMC 拓扑优化方法简介

移动可变形组件法采用由具有显式几何参数的、能够在设计空间中自由移动并变形的组件作为描述结构拓扑的基本元素,用组件来描述结构拓扑信息,将决定组件几何特性的参数作为优化问题中的设计变量,通过组件位置的移动和尺寸的缩放实现结构拓扑变化,如图 1 所示。

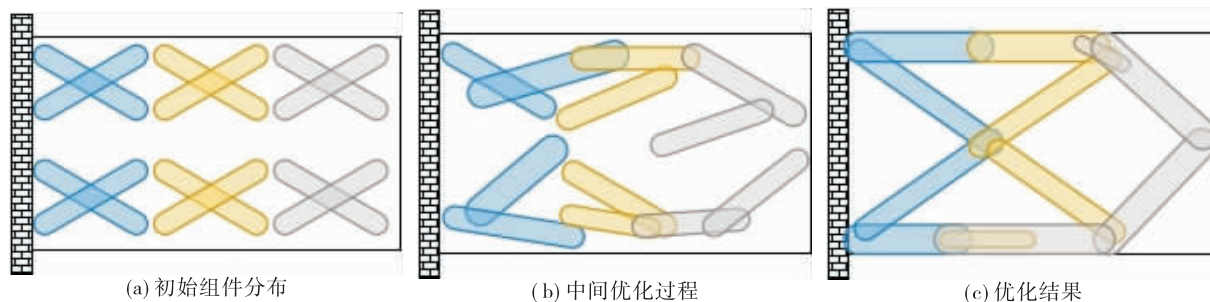


图 1 MMC 方法示例

Fig. 1 Example of MMC method

在 MMC 框架下,可移动可变形的组件为基本的结构设计单元,在本文中采用以下基于欧拉描述^[22-23]的拓扑描述函数来表示一个类立方体的三维组件,即

$$\chi(x, y, z) = 3 - \left(\frac{x'}{L_1}\right)^p - \left(\frac{y'}{L_2}\right)^p - \left(\frac{z'}{L_3}\right)^p \quad (1)$$

其中

$$\begin{Bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_b c_t & -c_b s_t & s_b \\ s_a s_b c_t + c_a s_t & -s_a s_b s_t + c_a c_t & -s_a c_b \\ -c_a s_b c_t + s_a s_t & c_a s_b s_t + s_a c_t & c_a c_b \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{cases} s_a = \sin \alpha, s_b = \sin \beta, s_t = \sin \theta \\ c_a = (1 - s_a^2)^{\frac{1}{2}}, c_b = (1 - s_b^2)^{\frac{1}{2}}, c_t = (1 - s_t^2)^{\frac{1}{2}} \end{cases} \quad (4)$$

式中: p 为控制组件形状的参数,本文取 $p=6$ ^[25]; L_1, L_2, L_3 分别为组件的半长、半宽、半高; (x_0, y_0, z_0) 为组件在全局坐标系下的中心坐标,具体如图2(a)所示; θ, β, α 均为组件局部坐标系 $O'x'y'z'$ 与全局坐标系 $Oxyz$ 的夹角,三维组件的局部坐标和全局坐标转角的转换关系如图2(b)~图2(d)所示。

对每个结构组件,其拓扑描述函数为

$$\begin{cases} \chi_i(\mathbf{x}) > 0 & \mathbf{x} \in \Omega_i \\ \chi_i(\mathbf{x}) = 0 & \mathbf{x} \in \partial\Omega_i \\ \chi_i(\mathbf{x}) < 0 & \mathbf{x} \in D \setminus (\Omega_i \cup \partial\Omega_i) \end{cases} \quad (5)$$

式中: D 为三维空间中优化问题规定的设计域; $i=1, 2, \dots, n_c$, n_c 为组件的总数; Ω_i 为第 i 个组件所占的区域。将每个结构组件代表的拓扑集合取并集可以得到整体的拓扑描述函数,即

$$\begin{cases} \chi^s(\mathbf{x}) > 0, & \mathbf{x} \in \Omega^s \\ \chi^s(\mathbf{x}) = 0, & \mathbf{x} \in \partial\Omega^s \\ \chi^s(\mathbf{x}) < 0, & \mathbf{x} \in D \setminus (\Omega^s \cup \partial\Omega^s) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\chi^s(\mathbf{x}) = \max[\chi^1(\mathbf{x}), \chi^2(\mathbf{x}), \dots, \chi^{n_c}(\mathbf{x})]$; Ω^s 为至少由一个组件所占据的 D 的子集。

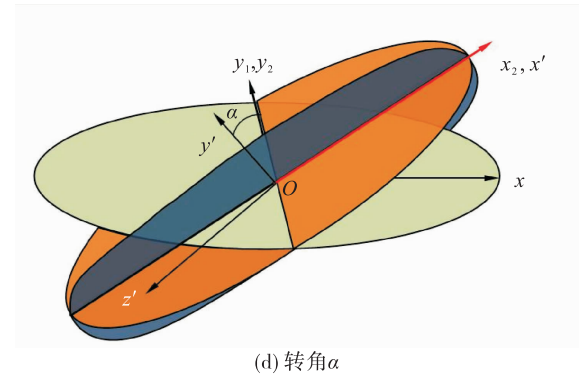
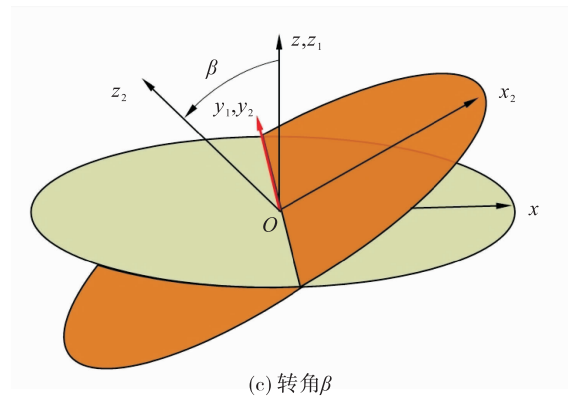
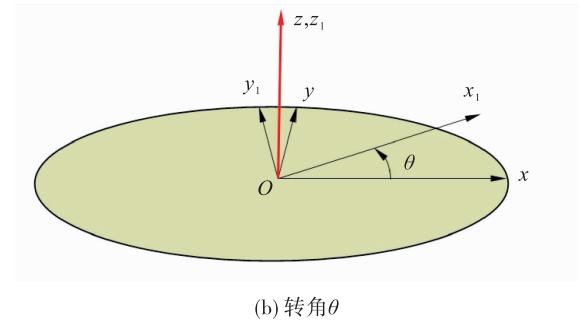
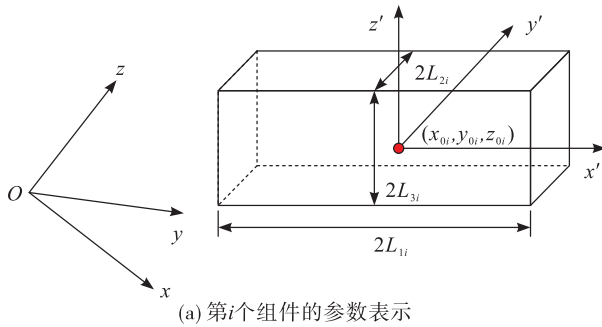


图2 三维组件的参数表示及三维组件的局部坐标和全局坐标的转换关系

Fig. 2 The parametric representation of the three-dimensional component and the transformation relationship between global coordinates and local coordinates of three-dimension components

1.3 传力机架结构优化问题列式

在此问题中,为满足机架结构的设计要求,将优化问题的目标函数选取为结构柔度,并对实体结构体积与优化问题设计域体积的比值取上界作为约束条件以限制结构的质量。单工况作用下的 MMC 优化方法的传力机架优化列式为

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

式中: $\mathbf{D}^i = (x_{0i}, y_{0i}, z_{0i}, L_{1i}, L_{2i}, L_{3i}, s_{ai}, s_{bi}, s_{ti})^T$ 为第 i 个组件的拓扑描述参数; \mathbf{K} 为结构的刚度矩阵; \mathbf{u} 为结构位移场; \mathbf{f} 为结构所受到的外力; $\bar{\mathbf{u}}$ 为狄里克雷边界 Γ_u 给定的位移; \bar{V} 为对结构体积分数约束的上限; U_D 为设计变量取值范围。

对于运载火箭实际情况,需要考虑多工况下的优化问题列式,改写为

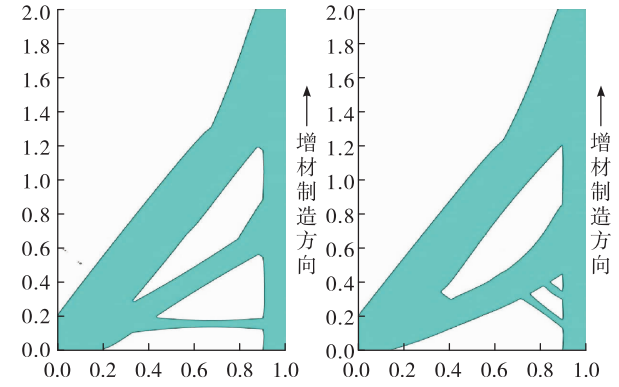
$$\begin{aligned} & \text{find } \mathbf{D} = [(\mathbf{D}^1)^T, \dots, (\mathbf{D}^i)^T, \dots, (\mathbf{D}^{n_c})^T]^T \quad \mathbf{u}(\mathbf{D}) \\ & \min C_A[\mathbf{D}, \mathbf{u}(\mathbf{D})] = \sum_{j=1}^N w_j C_j \\ & \text{s. t. } \begin{cases} \mathbf{K}(\mathbf{D}) \mathbf{u}_j(\mathbf{D})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

式中: N 为工况总数; $C_j, \mathbf{u}_j, \mathbf{f}_j$ 分别为第 j 个工况作用下的柔度、位移响应、外载荷; w_j 为第 j 个工况时对应的权重因子, $w_j = 1$ 。

1.4 增材制造悬垂约束

对于增材制造制备方式,还需要考虑其特有的制造约束。拓扑优化过程中,可能出现如图 3(a) 所示存在悬挑结构的结果,若使用增材制造制备将出现塌陷等问题,导致成形失败。在 MMC 框架下,任何信息显式表达,可以很容易地得到并控制组件的长度、角度等参数,并通过限制组件的转角来避免优化结果出现大悬挑结构,以满足增材制造的悬挑约束。在确定增材制造的加工方向后,使组件与加

工面始终保持一定角度,以保证增材制造的过程中已成形的结构能提供足够的支撑力。此方法在目标构型较为简单的问题中十分有效。同一算例中,限制组件转角设计变量取值范围后得到的拓扑优化结果如图 3(b) 所示,有效地避免了悬挑结构的出现。



(a) 存在悬挑结构的优化结果 (b) 添加限制条件的优化结果

图 3 考虑悬垂约束的优化结果对比

Fig. 3 Comparison of optimization results considering suspension constraints

在本文中对于三维机架结构取 z 方向为加工方向,限制设计变量可行域 U_D 中的转角 α, β , 即

$$\begin{cases} \alpha_0 + \frac{1}{2}\pi > \alpha_i > \alpha_0 \\ \beta_0 + \frac{1}{2}\pi > \beta_i > \beta_0 \end{cases} \quad (9)$$

式中: α_i, β_i 为第 i 个组件对应的与增材制造方向相垂直的转角; α_0, β_0 为使优化过程中满足增材制造悬垂约束的足够大角度。

2 优化问题数值的求解

2.1 传力机架的有限元分析

在优化过程中,结构响应由商业软件的有限元方法计算,不需要重新划分有限元网格。采用替代材料法来实现^[24-25],第 e 个有限元单元刚度矩阵表示为

$$\mathbf{K}_e = \int_{\Omega_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D}_e^* \mathbf{B} dV \quad (10)$$

式中: Ω_e 为第 e 个有限元所占的区域; \mathbf{B} 为应变矩阵; $\mathbf{D}_e^* = \rho_e \mathbf{D}_0$, \mathbf{D}_0 为固体材料的弹性矩阵, ρ_e 为

第 e 个单元实体材料的密度^[26],计算式为

$$\rho_e = \frac{1}{N_D} \sum_{i=1}^{N_D} [H_\delta(\chi_i^e)]^2 \quad (11)$$

式中: N_D 、 χ_k^e 分别为单元的节点个数和第 e 个单元的第 k 个节点的拓扑描述函数; H_δ 为 Heaviside 函数。Heaviside 函数取其正则化形式,即

$$H_\delta(x) = \begin{cases} 1 & x > \delta \\ \frac{3(1-\varepsilon)}{4} \left(\frac{\varepsilon}{\delta} - \frac{x^3}{3\delta^3} \right) + \frac{1+\varepsilon}{2} & -\delta \leq x \leq \delta \\ \varepsilon & \text{其他} \end{cases} \quad (12)$$

式中: ε 和 δ 为两小值正数,用于控制 Heaviside 函数在 $(0,1]$ 区间取值的过渡区宽度和避免结构刚度矩阵奇异。结构整体的刚度矩阵为

$$\mathbf{K} = \sum_{e=1}^{N_E} \mathbf{K}_e \quad (13)$$

2.2 灵敏度分析

为求解优化问题,还需要计算出求解器要求的灵敏度信息。单一工况下,根据文献[27-28],可以将优化的目标函数 C 对设计变量 d (即组件的几何参数)的偏导数表示为

$$\frac{\partial C}{\partial d} = -\frac{1}{N_D} \left\{ \sum_{e=1}^{N_E} \left[\sum_{k=1}^{N_D} H_\delta(\Phi_k^e) \frac{\partial H_\delta(\Phi_k^e)}{\partial d} \right] \mathbf{u}_e^T \mathbf{K}_e \mathbf{u}_e \right\} \quad (14)$$

式中: \mathbf{u}_e 为单元位移向量; \mathbf{K}_e 为单元刚度矩阵。同理,对于多工况问题,目标函数的加权形式 C_A 写为

$$\frac{\partial C_A}{\partial d} = -\sum_{j=1}^N \mathbf{u}_j^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial d} \mathbf{u}_j \quad (15)$$

将体积分数作为约束函数,体积分数的灵敏度为

$$\frac{\partial V}{\partial d} = \frac{1}{N_D} \sum_{e=1}^{N_E} \sum_{k=1}^{N_D} \frac{\partial H_\delta(\Phi_k^e)}{\partial d} \quad (16)$$

3 运载火箭传力机架结构优化设计

3.1 优化设计流程

使用 MMC 方法的优化设计流程主要分为 3 阶段,如图 4 所示,分别为预处理阶段、优化预设阶段及拓扑优化阶段。

1) 预处理阶段。拓扑优化是基于有限元方法的优化技术,在优化设计开始前需要对优化设计域

模型进行有限元网格剖分,在有限元文件中添加载荷边界条件,定义材料属性及划分设计域与不可设计域,最后导出模型有限元文件。

2) 优化预设阶段。确定了模型的有限元文件后,需要对优化问题的优化目标和约束函数进行设定,在 MMC 框架下的拓扑优化设计还需要设置组件的初始布置,同时对增材制造约束进行考量,限制组件转角的取值范围。

3) 拓扑优化阶段。采用移动渐近线方法^[29]对优化问题进行求解,有限元分析采用商业软件进行,将得到的求解优化问题所需要的目标函数值、灵敏度等信息传入求解器进行迭代,满足优化设置的判敛条件后结束优化。

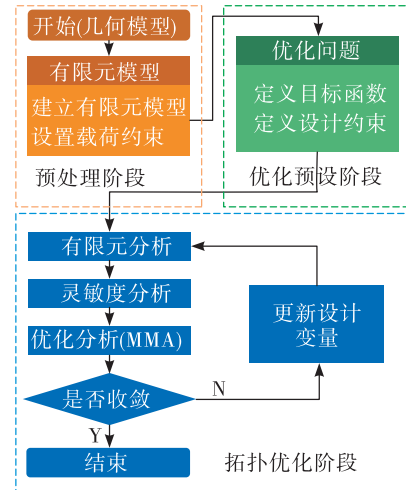


图 4 传力机架优化设计流程

Fig. 4 Optimization design process of transmission frame structure

3.2 测试算例

综合考虑传力机架的设计要求及传力机架周围管道等组件排布,可以得到运载火箭发动机传力机架的设计空间,其模型信息如图 5 所示。图中红色部分为模型不可设计区域,绿色部分为设计区域。对模型进行有限元划分,划分的有限元模型共 295 121 个节点和 272 254 个六面体单元。

传力机架在工作过程中往往承受两种载荷工况,即零位状态和摇摆状态。在零位状态下,机架结构主要承受轴向推力;在摇摆状态下,机架结构不仅

承受轴向的推力,还承受横向力与弯矩。载荷的加载方式如图 6 所示,通过 RBE3 单元将加载区域连接到加载区域中心的一点处,在该点施加载荷。

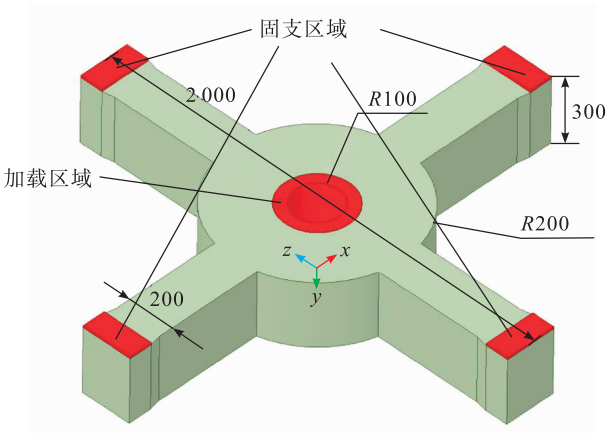


图 5 设计空间几何模型(单位:mm)

Fig.5 Geometric model of design space(unit:mm)

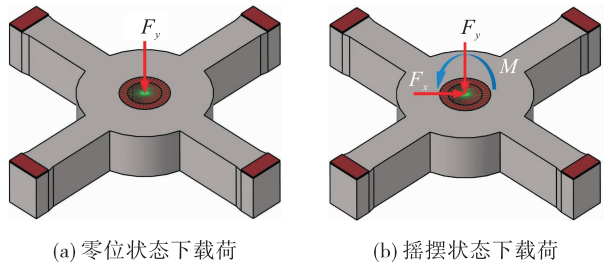


图 6 载荷工况

Fig.6 Load cases

传力机架结构使用高强度钢材料制造,材料性能如表 1 所示。

表 1 传力机架材料属性

Tab.1 Material property of the transmission frame structure

材料	杨氏模量/ GPa	泊松比	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	抗拉强度/ GPa
高强钢	200	0.3	7 800	1

传力机架下端与传力座相连,发动机总推力载荷通过传力座传递至机架,进而通过锥端传递至火箭箭体。根据运载火箭的工作状态及拓扑优化分析载荷工况选择原则,模型载荷工况主要考虑零位状态和摇摆状态。传力机架与锥段连接面固支,在传力机架中心的圆筒位置施加荷载,如图 6 所示。根据轻量化设计要求,结构质量应不超过 500 kg,多

轮优化测试分析后确定设计域内材料体积分数为 0.18。在设计域内,预设组件初始布局如图 7(a)所示(设计域外的组件在迭代过程中会向设计域内移动),组件总数为 128 根,优化问题设计变量数目为 1 152,远低于相同问题下 SIMP 法设计变量数量。在拓扑优化迭代阶段,对组件的转角设计变量取值范围作了约束,保证组件转角为一足够大值,以避免出现不能满足增材制造过程中对结构支撑力、热传力路径需求的大悬挑结构。

经过上述的优化过程,得到的优化结果如图 7(b)所示。MMC 框架下得到的优化结果有清晰的传力路径,且不存在棋盘格、大量灰度单元等问题。增加对组件角度的限制后,得到的优化结果除不可设计域位置外不存在大悬挑结构,满足增材制造的悬垂约束。

将优化后的结果导入商业 CAD 软件中进行模型的重构及适当的工程化调整,并在重构过程中通过静力学分析,不断更改重构模型,最终给出如图 7(c)所示的最终传力机架结构设计方案。

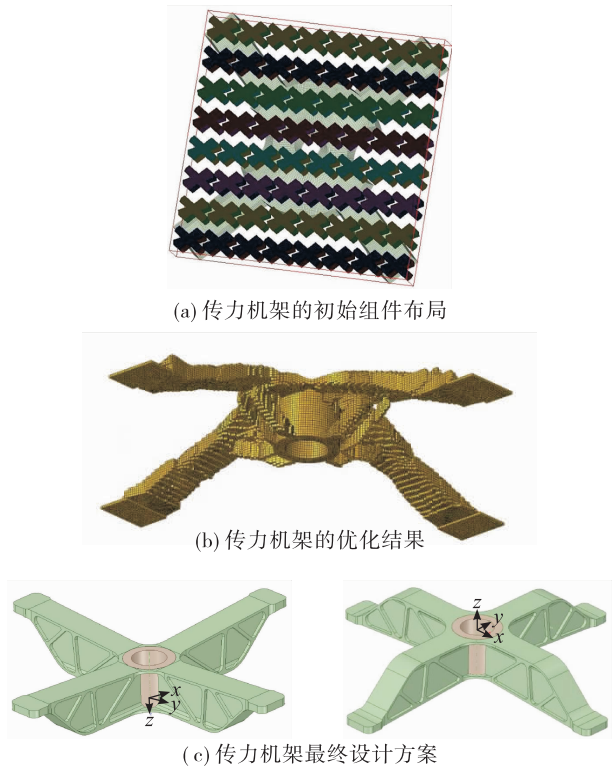


图 7 传力机架优化设计过程

Fig.7 Optimization design process of the transmission frame structure

对重构的传力机架最终设计方案几何模型划分有限元网格,重新进行有限元分析,得到对应的两个工况下的位移响应有限元分析结果如图8所示。

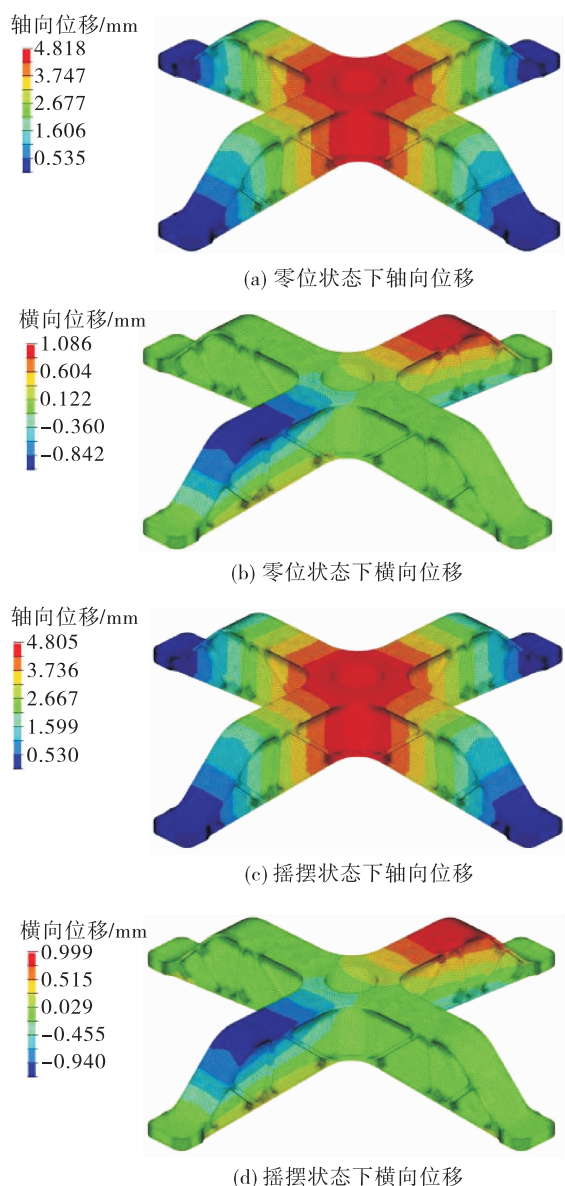


图8 传力机架零位状态和摇摆状态位移响应

Fig.8 The displacement response of the transmission frame structure in zero-angle state and swing state

为保证验算结果更符合机架的实际工作条件,在重分析步骤将机架和锥段、传力座共同进行有限元分析。在校核有限元模型中,锥段、传力机架和传力座通过网格共节点的方式连接,载荷施加在传力座上,并对锥段底部固支。重构后的机架总质量

为405.60 kg,具有较好的结构刚度,在零位工况下轴向位移和横向位移分别为4.82 mm和1.08 mm,在摇摆工况下轴向位移和横向位移分别为4.81 mm和1.09 mm。结构应力云图如图9所示,零位工况及摇摆工况下结构应力基本能保持在抗拉强度以下。重构模型结构添加的翼板结构有效增加了结构的刚度,同时翼板结构使得机架能在增材制造加工过程中形成自支撑,满足增材制造悬垂约束。校核结果验证了本文针对运载火箭发动机传力机架的优化设计方法的有效性。

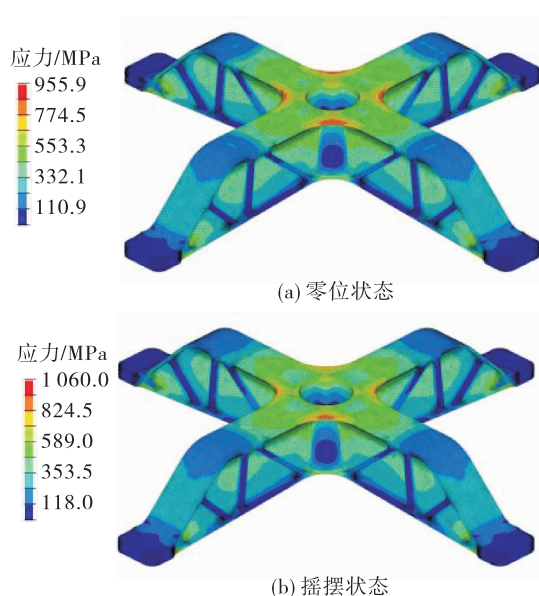


图9 传力机架零位状态和摇摆状态应力响应

Fig.9 The stress response of the transmission frame structure in zero-angle state and swing state

4 结束语

本文基于可移动变形组件拓扑优化方法,提出了一种考虑增材制造悬垂约束的运载火箭发动机传力机架结构的轻量化设计方法。在此设计方法中,综合考虑了结构设计的设计要求,将刚度最大化作为优化目标并施加体积分数约束作为约束函数,在优化过程中对组件转角设计变量取值范围进行限制,给出了传力机架结构优化问题列式,进一步地推导出灵敏度分析。优化过程中展示了设计方法的拓扑优化设计流程,结合传力机架的实际工作环境进行优化前处理阶段,优化预设阶段选取柔

度最小化作为目标函数并且合理地施加体积分约束及对组件作初始排布,最后在拓扑优化阶段中通过多次的优化迭代得到传力机架的轻量化设计优化构型,同时在迭代过程中通过对组件转角的约束满足增材制造工艺中需要考量的悬垂约束。优化得到的结果传力路径清晰,且结构中无大悬挑结构,满足增材制造的制造约束。对工程化调整后的重构模型使用商业有限元软件进行重新验证分析,验证本文对运载火箭传力机架轻量化设计方法的有效性。

参考文献

- [1] 王玮,张众,陈振知,等. 现役运载火箭运载能力提升措施研究[J]. 上海航天(中英文),2020,37(S2):59-64.
- [2] 王国辉,曾杜娟,刘观日,等. 中国下一代运载火箭结构技术发展方向与关键技术分析[J]. 宇航总体技术,2021,5(5):1-11.
- [3] 顾名坤,何巍,唐科,等. 中国液体运载火箭结构系统发展规划研究[J]. 宇航总体技术,2021,5(2):55-67.
- [4] 郝宝新,周志成,曲广吉,等. 大型航天器桁架式主承力结构构型拓扑优化研究[J]. 航天器工程,2014,23(2):44-51.
- [5] 张卫红,章胜冬,高彤. 薄壁结构的加筋布局优化设计[J]. 航空学报,2009,30(11):2126-2131.
- [6] 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[J]. 载人航天,2017,23(2):168-172.
- [7] 谭莉,程博,贾铎,等. 多工况下的发动机支架拓扑优化设计[J]. 航空发动机,2022,48(2):90-95.
- [8] 谷小军,徐珉轲,张薇,等. 重型运载火箭发动机机架与舱段传力结构一体化拓扑优化设计[J]. 火箭推进,2022,48(2):27-35.
GU X J, XU M K, ZHANG W, et al. Integrated topology optimization design of heavy rocket engine frame and segment force transmission structure[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(2): 27-35.
- [9] 谷小军,李城彬,王文龙,等. 拓扑优化与增材制造技术的融合及其在民用飞行器设计中的应用[J]. 航空制造技术,2022,65(14):14-20.
- [10] 刘书田,李取浩,陈文炯,等. 拓扑优化与增材制造结合:一种设计与制造一体化方法[J]. 航空制造技术,2017,60(10):26-31.
- [11] 郑伟,李护林,陈新红. 激光快速成形技术在液体动力领域的应用前景[J]. 火箭推进,2015,41(6):1-6.
ZHENG W, LI H L, CHEN X H. Application prospect of laser rapid prototyping technology in the field of liquid power[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(6): 1-6.
- [12] BENDSØE M P. Optimal shape design as a material distribution problem[J]. Structural Optimization, 1989, 1(4): 193-202.
- [13] ZHOU M, ROZVANY G I N. The COC algorithm, Part II: Topological, geometrical and generalized shape optimization[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1991, 89(1/2/3):309-336.
- [14] BENDSØE M P, SIGMUND O. Topology, optimization: Theory, methods, and applications[M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 2003.
- [15] DÍAZ A, SIGMUND O. Checkerboard patterns in layout optimization[J]. Structural Optimization, 1995, 10(1): 40-45.
- [16] GUEST J K, PRÉVOST J H, BELYTSCHKO T. Achieving minimum length scale in topology optimization using nodal design variables and projection functions[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2004, 61(2):238-254.
- [17] GUEST J K. Imposing maximum length scale in topology optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2009, 37(5):463-473.
- [18] SIGMUND O, PETERSSON J. Numerical instabilities in topology optimization: A survey on procedures dealing with checkerboards, mesh-dependencies and local minima[J]. Structural Optimization, 1998, 16(1):68-75.
- [19] GUO X, ZHANG W S, ZHONG W L. Doing topology optimization explicitly and geometrically: A new moving morphable components based framework[J]. Journal of Applied Mechanics, 2014, 81(8):081009.
- [20] 李佳霖,赵剑,孙直,等. 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[J]. 力学学报,2022,54(1):244-251.
- [21] LANGELAAR M. An additive manufacturing filter for topology optimization of print-ready designs[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2017, 55(3): 871-883.
- [22] GUO X, ZHANG W S, ZHANG J, et al. Explicit structural

- topology optimization based on moving morphable components (MMC) with curved skeletons[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2016, 310: 711-748.
- [23] ZHANG W S, SONG J F, ZHOU J H, et al. Topology optimization with multiple materials via moving morphable component (MMC) method[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2018, 113: 1653-1675.
- [24] ALLAIRE G, JOUVE F, TOADER A M. Structural optimization using sensitivity analysis and a level-set method[J]. *Journal of Computational Physics*, 2004, 194(1): 363-393.
- [25] WANG M Y, WANG X M, GUO D M. A level set method for structural topology optimization[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2003, 192(1/2): 227-246.
- [26] ZHANG W S, LI D, YUAN J, et al. A new three-dimensional topology optimization method based on moving morphable components (MMCs)[J]. *Computational Mechanics*, 2017, 59(4): 647-665.
- [27] ZHANG W S, ZHONG W L, GUO X. Explicit layout control in optimal design of structural systems with multiple embedding components[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2015, 290: 290-313.
- [28] ZHANG W S, YUAN J, ZHANG J, et al. A new topology optimization approach based on moving morphable components (MMC) and the ersatz material model[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2016, 53(6): 1243-1260.
- [29] SVANBERG K. The method of moving asymptotes: A new method for structural optimization[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1987, 24(2): 359-373.