

火箭发动机七机并联机架预应力模态分析及优化

李 斌^{1 2 3}, 吕 军^{1 2 3}, 曾耀祥⁴, 王 樵⁴, 刘 晖⁴, 张 盛^{2 5}, 崔 苗^{1 2 3}

(1. 大连理工大学航空航天学院, 大连 116024; 2. 工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024;
3. 辽宁省空天飞行器前沿技术重点实验室, 大连 116024; 4. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;
5. 大连理工大学工程力学系, 大连 116024)

摘 要: 针对新一代载人运载火箭七台火箭发动机并联机架在大推力作用下的非线性振动问题, 开展了七机并联传力机架的预应力模态分析及优化设计方法研究。以该研究为基础, 发展了一种预应力条件下机架材料等效替换方法。在不改变结构传力路径的情况下, 通过结构预应力频率优化设计, 能够有效降低机架材料物性参数改变所带来的低阶预应力频率误差, 以此降低传力机架在动静联合试验时的试验成本。针对七机并联机架结构开展了钛合金和不锈钢材料等效替换, 结果表明优化后的不锈钢机架相比原始的钛合金机架, 刚度和动力学特性变化维持在合理变化范围之内, 验证了该方法的有效性。

关键词: 载人运载火箭; 火箭发动机; 预应力模态; 频率优化

中图分类号: V421.1 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2023)02-0178-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2023.02.003

Pre-stress Modal Analysis and Optimization of Parallel Frame of Seven Rocket Engines

LI Bin^{1 2 3}, LYU Jun^{1 2 3}, ZENG Yaoxiang⁴, WANG Lei⁴, LIU Hui⁴, ZHANG Sheng^{2 5}, CUI Miao^{1 2 3}

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
2. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian 116024, China;
3. Key Laboratory of Advanced Technology for Aerospace Vehicles of Liaoning Province, Dalian 116024, China;
4. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;
5. Department of Engineering Mechanics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: In order to solve the nonlinear vibration problem of the paralleling frame of seven rocket engines of the next generation manned launch vehicle under high thrust, a pre-stressed modal analysis and optimization design method is studied. Based on this research, an equivalent substitution method of frame materials under pre-stressed conditions is developed. Without changing the load transfer path, this method can effectively reduce the low-order pre-stress frequency error caused by the change of the physical parameters of the frame material. Therefore, this method can also reduce the experimental cost of the frame in the combined dynamic and static experiments. Finally, the equivalent substitution of titanium and steel materials is carried out for the parallel frame of seven rocket engines. The results indicate that compared with the original titanium frame, the optimized steel frame could maintain the changes in stiffness and dynamic characteristics within a reasonable variation range, which verifies the effectiveness of the method.

Key words: Manned launch vehicle; Rocket engines; Pre-stress modal; Frequency optimization

收稿日期: 2022-07-06; 修回日期: 2022-11-11

基金项目: 国家自然科学基金(12272083)

0 引言

为能够保障更大规模的载人航天活动以及开展载人深空探测任务,需探索新型载人运载火箭。目前正在论证的新型载人运载火箭芯一级采用5 m直径的模块,安装七台新型液氧煤油发动机^[1]。火箭发动机机架作为火箭发射时的主要承力结构,尤其是在具有大推力的运载火箭上,发动机工作产生的振动问题不容忽视,需进行深入研究。在火箭起飞瞬间,较大的加速度和结构自身重力会使机架结构承受很大的预应力载荷,势必会对机架的动力学特性产生重要影响。因此,有必要开展多台并联火箭发动机机架结构在预应力载荷作用下的非线性动力学行为分析研究。

对于一些轻型运载火箭发动机机架的力学响应和设计优化问题,国内外学者从静态、动态响应等方面开展了研究^[2-4]。Yoo等^[5]研究了75吨级液体火箭发动机的静态和动态结构响应,分析了静态载荷对应力分布和结构自由振动的影响。汤波等^[6]对我国新一代中型运载火箭分析了悬挂工装对箭体模态的影响。另有一些学者^[7-9]通过使用加筋、材料更换、参数化建模等方法优化单或双台发动机机架,提高机架动静强度并对结构有效减重。上述研究侧重于单机或双机火箭发动机机架的计算和优化,且大多仅以结构线性动力学参数作为考量因素。

新型载人运载火箭芯一级通常并联安装多台发动机,每台发动机与箭体之间通过独立的小机架结构进行连接。相比单、双机问题,此类机架的传力情况更复杂,因此并联多台火箭发动机机架的设计具有新的挑战^[10-11]。目前国外学者开展了SpaceX研发的猎鹰-9的八爪式推力架,以及土星-5运载火箭十字横梁结构的设计与分析^[12-14],通过试验验证,两种机架结构在动静上都能满足多机并联火箭的强度要求。另一方面,王建民等^[15]总结了捆绑火箭的模式分布特点,给出了捆绑火箭横、纵、扭模态互相耦合的特征。黄道琼等^[16]开展了四机并联发动机机架低频模态分析研究,指出了轴向运动较大的各阶频率。杜飞平等^[17]基于子结构试验建模综合技术,开展了四机并联液体火箭发动机结构动力学研究。上述研究中忽略了实际工况中预应力载荷

的影响,且已有相关研究大多都针对于四机及其以下并联火箭或捆绑火箭,对于五机及其以上并联火箭发动机推力传递结构的动力学特性研究还处在起步阶段。如何轻质高效地实现并联七台新型发动机的推力向箭体传递,同时确保在该推力下箭体不发生动力学失稳是该型运载火箭机架研制的关键问题。

本文拟开展某新一代载人运载火箭芯一级七台并联发动机机架在预应力作用下的动响应研究。通过研究机架杆结构在大推力作用下的几何非线性表达式,分析由发动机推力产生的预应力对机架结构频率和模态的影响,在此基础上,开展机架结构的材料等效替换方法研究。拟采用预应力结构频率优化方法,在维持结构整体预应力模态不变的条件下,实现机架结构的材料等效替换,从而有效降低多机并联机架动静联合试验成本。最后,开展某型号七机火箭发动机机架结构的材料等效替换应用研究。在不改变结构传力路径的情况下,实现不锈钢和钛合金的等效替换,并通过优化替换后机架关键部位尺寸等参数来确保低阶预应力下的动力学的特性不发生变化。

1 机架结构非线性振动理论分析方法

新一代载人运载火箭芯一级并联安装七台发动机的机架结构,是一种基于推进剂贮箱箱底与箭体壳体联合传力的高效率推力传递结构方案,其主要的传力结构,为主梁-机架杆-传力环结构。火箭发动机产生推力,由该传力结构向上方箱底和壳体传递。

多机并联发动机机架结构,一般采用高强度金属材料焊接而成的梁结构。在工作时需承受大推力载荷,容易发生非线性变形,导致其动力学特性相对复杂。因此,机架的动力学特性研究中需考虑梁结构的非线性振动因素。当梁结构发生大变形产生几何非线性时,其侧向刚度会相应地变化,本文仅考虑几何非线性条件下机架梁结构的非线性动力学行为^[18]。

不失一般性,以三维杆梁结构为例,其轴向应变由轴向位移 u 和横向位移 v, w 以及横向曲率所产生。其中,由轴向位移 u 和横向位移 v, w 所产生的轴向应变为^[19-21]:

$$\epsilon_x^1 = \frac{du}{dx} + \frac{1}{2} \left[\left(\frac{du}{dx} \right)^2 + \left(\frac{dv}{dx} \right)^2 + \left(\frac{dw}{dx} \right)^2 \right] \quad (1)$$

横向曲率产生的轴向应变为:

$$\epsilon_x^2 = y \frac{d^2 v}{dx^2} + z \frac{d^2 w}{dx^2} \quad (2)$$

可推导出应变矩阵为:

$$\epsilon = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^1 \\ \epsilon_x^2 \\ \gamma \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{du}{dx} \\ -y \frac{d^2 v}{dx^2} \\ z \frac{d^2 w}{dx^2} \frac{d\varphi}{dx} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \frac{1}{2} \left[\left(\frac{du}{dx} \right)^2 + \left(\frac{dv}{dx} \right)^2 + \left(\frac{dw}{dx} \right)^2 \right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中: γ 为剪切应变, 式右边第一项为线性项, 第二项含有高阶非线性项。

根据最小势能及变分原理, 空间梁结构几何非线性能量方程为:

$$\int_{\Omega} \mathbf{B}^T \boldsymbol{\sigma} d\Omega = \mathbf{p} \quad (4)$$

式中: \mathbf{B} 为几何矩阵; $\boldsymbol{\sigma}$ 为应力矩阵; \mathbf{p} 为载荷矩阵。

根据式(3)可知, 应变矩阵 ϵ 由线性和非线性两项组成。因此, 根据几何应变公式, 几何矩阵 \mathbf{B} 可展开为:

$$\mathbf{B} = \mathbf{B}_0 + \mathbf{B}_L \quad (5)$$

式中: \mathbf{B}_0 为线性几何矩阵; \mathbf{B}_L 为非线性几何矩阵, 对应应变分量中的非线性项, 即由轴向位移 u 和横向位移 v 和 w 所产生的非线性几何矩阵, 即 $\mathbf{B}_L = \mathbf{B}_N^u + \mathbf{B}_N^v + \mathbf{B}_N^w$ 其中:

$$\mathbf{B}_N^i = \begin{bmatrix} \mathbf{N}_i'(x) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} d\mathbf{N}_i'(x) \quad (6)$$

式中: $\mathbf{N}_i'(x)$ 为空间梁单元位移插值向量对 x 的偏导数, 其中 $i = u, v, w$; d 为单元节点位移向量。

通过式(4)和(5)变分, 可以推导出预应力和非线性条件下的单元刚度矩阵 \mathbf{K}_T , 可以表示为:

$$\mathbf{K}_T = \mathbf{K}_0 + \mathbf{K}_L + \mathbf{K}_{\sigma} \quad (7)$$

其中, 小位移的线性刚度矩阵 \mathbf{K}_0 、初位移刚度

矩阵 \mathbf{K}_L 、几何刚度矩阵 \mathbf{K}_{σ} 分别为:

$$\mathbf{K}_0 = \int_{\Omega} \mathbf{B}_0^T \mathbf{D} \mathbf{B}_0 d\Omega$$

$$\mathbf{K}_L = \int_{\Omega} \mathbf{B}_L^T \mathbf{D} \mathbf{B}_L d\Omega + \int_{\Omega} \mathbf{B}_L^T \mathbf{D} \mathbf{B}_0 d\Omega + \int_{\Omega} \mathbf{B}_0^T \mathbf{D} \mathbf{B}_L d\Omega$$

$$\mathbf{K}_{\sigma} \delta d = \int_{\Omega} \delta \mathbf{B}_L^T \boldsymbol{\sigma} d\Omega$$

将上述非线性刚度矩阵代入结构动力学运动方程可知:

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C} \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K} \mathbf{x} = \mathbf{F}(t) \quad (8)$$

预应力条件下的结构特征值方程为:

$$\mathbf{K} \boldsymbol{\phi}_i - \lambda_i \mathbf{M} \boldsymbol{\phi}_i = 0 \quad (9)$$

式中: 特征向量 $\boldsymbol{\phi}_i$ 和特征值 λ_i 分别为系统的第 i 阶振动模态和振动圆频率 ω_i^2 。

综上, 预应力模态分析, 先需要开展预应力载荷的非线性静力分析, 之后提取非线性静力分析的刚度矩阵以计算预应力条件下的特征值。

2 频率尺寸优化分析方法

2.1 预应力材料物性和结构截面尺寸等效替代方法

考虑钛合金机架实际加工时间及制造成本, 在不影响试验效果的基础上, 可以采用成本较低的材料进行等效替换, 比如将钛合金材料替换为不锈钢材料。由于二者的模量、密度等参数不同, 直接替换易导致动力学特性发生较大变化, 尤其是预应力模态的变化。因此, 在保留当前已有的设计下, 可通过优化结构截面尺寸消除材料属性所带来的低阶预应力模态的误差。

不失一般性, 本文以二维受轴向力作用的简支梁为例, 推导材料物性和结构尺寸等效替代公式。

假设轴向力作用下的梁初始变形满足弯曲变形的平截面假定, 则弯曲变形运动方程满足:

$$m(x) \frac{\partial^2 u(x, t)}{\partial t^2} + N \frac{\partial^2 u(x, t)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI \frac{\partial^2 u(x, t)}{\partial x^2} \right] = P(x, t) \quad (10)$$

式中: m 为分布质量; u 为梁上某点的竖向位移; P 为作用在梁上的外力; EI 为梁的抗弯刚度; N 为轴向预应力; t 为时间。

代入简支梁边界条件, 可得预应力下固有频率算式为^[22]:

$$\omega_n = n^2 \pi^2 \sqrt{1 - \frac{NL^2}{n^2 \pi^2 EI}} \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (11)$$

式中: n 为频率阶数; L 为简支梁长度。

材料替换后, 为保持各阶自振频率不变, 则有:

$$\sqrt{1 - \frac{NL^2}{n^2\pi^2 E_1 I_1}} \sqrt{\frac{E_1 I_1}{m_1 L^4}} = \sqrt{1 - \frac{NL^2}{n^2\pi^2 E_2 I_2}} \sqrt{\frac{E_2 I_2}{m_2 L^4}} \quad (12)$$

式中: $E_1 I_1$ 和 m_1 分别为材料替换前的抗弯刚度和单位质量; $E_2 I_2$ 和 m_2 分别为材料替换后的抗弯刚度和单位质量。

化简可得:

$$\frac{n^2\pi^2}{NL^2} = \frac{\rho_2 A_2 - \rho_1 A_1}{\rho_2 A_2 E_1 I_1 - \rho_1 A_1 E_2 I_2} \quad (13)$$

式中: ρ_1 和 A_1 为材料替换前的密度和简支梁截面面积, ρ_2 和 A_2 为材料替换后的密度和简支梁截面面积。

式(13)中, 截面面积 A 和惯性矩 I 与结构截面的尺寸有关, 密度 ρ 和模量 E 为材料的物性。对于简单结构, 可根据材料替换前后的物性参数计算出替换后材料的等效截面尺寸, 可实现保证频率不变情况下材料等效替换。

2.2 机架频率优化列式

对于复杂的机架结构, 可以采用预应力条件下机架频率优化方法实现等效材料的等效替换。

以机架总体质量最小为目标函数, 机架关键部位的尺寸参数为设计变量, 预应力频率上下限以及结构整体刚度与初始设计的刚度比作为约束函数。由此, 可以得到最终的优化列式为:

$$\begin{cases} \min & J = F_{\text{mass}}(\delta_i) \\ \text{s. t.} & f_{\min} \leq f_1 \leq f_{\max} \\ & U^T K U / c_0 \leq \alpha \end{cases} \quad (14)$$

式中: $F_{\text{mass}}(\delta_i)$ 为机架总体质量; δ_i 为机架各部件的厚度; f_1 为材料替换后机架的一阶预应力频率; f_{\min} 和 f_{\max} 分别为所约束频率的上下限(取材料替换前机架预应力一阶模态频率的 ± 0.1 Hz); δ_{\min} 和 δ_{\max} 分别为约束厚度的上下限; U 为节点位移矩阵; K 为刚度矩阵, 是厚度 δ_i 的函数; $c_0 = U_0^T K U_0$ 为机架原始的应变能; α 为应变能变化系数, 取静载下两种材料的非线性最大位移之比。

2.3 频率优化灵敏度分析

根据结构动力学方程特征值方程^[23]:

$$K\phi = \omega^2 M\phi \quad (15)$$

式中: ϕ 为振型。两边同时进行微分并乘以 ϕ^T 可

得:

$$\phi^T \frac{\partial K}{\partial \delta} \phi + \phi^T K \frac{\partial \phi}{\partial \delta} = \phi^T \frac{\partial \omega^2}{\partial \delta} M \phi + \omega^2 \phi^T \frac{\partial M}{\partial \delta} \phi + \omega^2 \phi^T \frac{\partial \phi}{\partial \delta} \quad (16)$$

再对式(15)两端同时乘以 $\left(\frac{\partial \phi}{\partial \delta}\right)^T$ 得:

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial \delta}\right)^T K \phi = \omega^2 \left(\frac{\partial \phi}{\partial \delta}\right)^T M \phi \quad (17)$$

式(17)代入式(16)得:

$$\frac{\partial \omega^2}{\partial \delta} = \frac{\phi^T \frac{\partial K}{\partial \delta} \phi - \omega^2 \phi^T \frac{\partial M}{\partial \delta} \phi}{\phi^T M \phi} \quad (18)$$

考虑振型 ϕ 对于 M 是归一化的, 即:

$$\phi^T M \phi = 1 \quad (19)$$

则可得:

$$\frac{\partial \omega^2}{\partial \delta} = \phi^T \frac{\partial K}{\partial \delta} \phi - \omega^2 \phi^T \frac{\partial M}{\partial \delta} \phi \quad (20)$$

式(20)为结构的固有频率灵敏度列式。

2.4 非线性条件结构频率优化设计流程

结合上述几何非线性和频率灵敏度分析, 机架预应力条件下的频率优化方法流程如图1所示。首先对材料替换后的模型进行非线性静力计算, 通过非线性迭代, 提取出新刚度矩阵 K_n , 再进行预应力

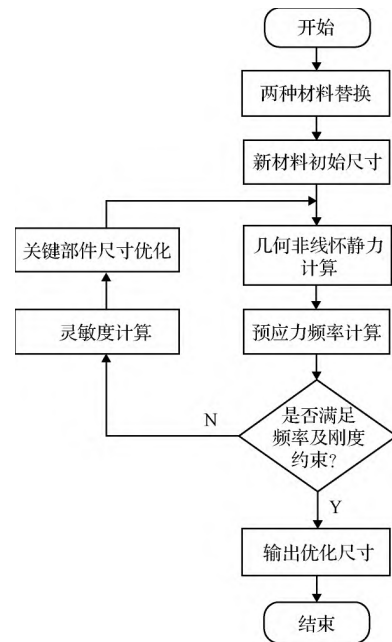


图1 机架结构材料替换频率尺寸优化技术路线

Fig. 1 The technical route about the frequency and size optimization to replace the material of the frame structure

模态计算;判断是否满足频率的约束范围,若满足则进行柔度约束的判断,否则进行尺寸优化,并重新进行迭代计算。

3 算例验证

为验证本文提出材料等效替代公式(11)的有效性,现对筒支梁进行预应力频率分析,并将结果与公式推导的理论解进行对比。假设筒支梁为长度 1800 mm、截面为外径 20 mm × 10 mm、壁厚 1 mm 的钛合金方管,材料参数如表 1 所示。该筒支梁受到预应力为轴向力。

通过仿真计算不同轴向预应力时频率的数值解与式(11)所求得各阶预应力频率理论解相比较,结果显示,两种解的各阶频率误差均在 1‰ 以内。

表 1 钛合金和不锈钢的材料物性参数

Table 1 Material property parameters of titanium alloys and stainless steels

材料	弹性模量/GPa	泊松比	密度/(g·cm ⁻³)
钛合金	110	0.33	4.51
不锈钢	200	0.30	7.69

将上述钛合金筒支梁材料更换成不锈钢,并通过调整筒支梁截面壁厚,使得筒支梁的一阶预应力频率保持不变。通过式(13)可以获得不同预应力下的不锈钢筒支梁截面等效厚度值,并可以进一步获得该厚度值条件下的筒支梁预应力频率数值解和理论解。如表 2 所示,在两种给定预应力下,材料替换后的筒支梁一阶预应力频率数值解与理论值误差最大为 0.54‰,表明该等效替换公式的有效性。

表 2 不同预应力钛合金/不锈钢筒支梁频率等效计算结果

Table 2 Frequency equivalent calculation results for different pre-stressed titanium/stainless steel simple-supported beam

预应力/N	材料	厚度值/mm	一阶预应力频率/Hz	误差/‰
100	钛合金	1.00	7.843	0.13
	不锈钢	0.343	7.844	
200	钛合金	1.00	5.561	0.54
	不锈钢	0.439	5.564	

4 七机并联机架非线性频率分析及优化方法

4.1 七机并联机架预应力模态分析

新一代载人运载火箭芯一级并联安装 7 台发动

机。箭体直径 5 m,采用中心 1 台、周围 6 台的发动机布局方式。如图 2(a)所示,每台发动机与箭体之间通过独立的小机架结构进行连接,共同连接上方的主梁。

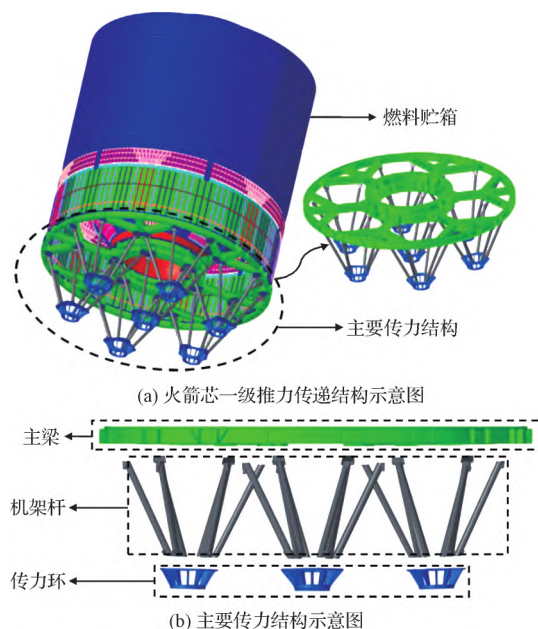


图 2 七台火箭发动机推力传递结构示意图

Fig. 2 Layout of the seven parallel engines of the new generation rocket and the rocket thrust transmission structure

新型七台火箭发动机并联机架结构有限元模型如图 2(b)所示。模型由主梁、机架杆和传力环三部分组成。主梁与上方的贮箱箱底相连,下方与七组机架杆相连,机架杆下方连接七个传力环。各部件之间均用主从节点绑定的方式进行连接,来模拟焊接以及螺栓连接。综合考虑结构形式以及网格的收敛性,传力环结构采用三维实体单元,共计 68964 个单元,而机架杆、主梁采用薄壳单元,共计 159690 个单元。

首先,开展钛合金材料和不锈钢材料机架结构预应力模态分析。二者材料物性参数如表 1 所示。边界条件和预应力载荷如图 3 所示,对传力环的下端面进行完全固定,主梁的上端面施加值为 8.4×10^6 N 的压力,模拟该结构在进行传力时所受载荷。

当机架材料为钛合金时,主梁的厚度为 14 mm,机架杆的厚度为 8 mm,机架整体质量为 2539 kg。此时,结构前五阶无预应力模态和预应力基频结果如表 3 所示,其前五阶中典型振型如图 4 所示。对比有无预应力下的结构模态分析结果可以看出,预应力对前三阶模态的影响较为明显,尤其在第一阶

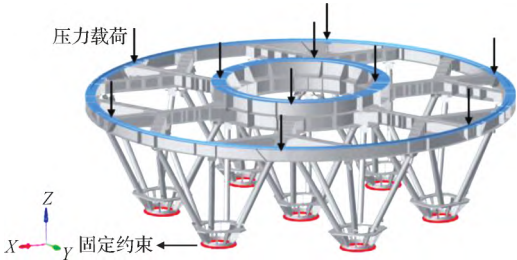


图 3 发动机机架结构约束与载荷

Fig. 3 The boundary and load conditions applied on the engine frame structure

主梁扭转模态,使一阶频率下降了 3.75%,表明推力产生的预应力对机架低阶频率影响较大。在低阶振型中,机架在大推力作用下部分杆件产生了非线性大变形,几何刚度矩阵发生变化,导致机架结构的整体刚度产生了变化。

表 3 钛合金材料机架结构前五阶频率

Table 3 The first five order frequency of frame structure of titanium alloy material

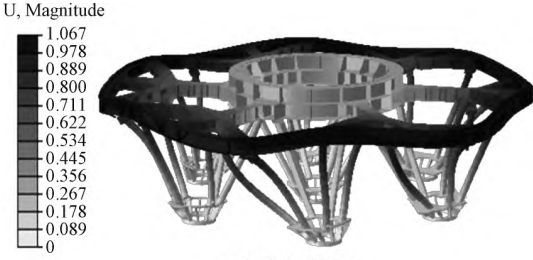
振型	无预应力频率/Hz	预应力频率/Hz	变化/%
主梁扭转	52.28	50.32	3.75
机架整体 X 向弯曲	56.84	55.69	2.02
机架整体 Y 向弯曲	57.42	56.33	1.90
主梁 X 向弯曲	81.79	81.65	0.28
主梁 Y 向弯曲	83.22	83.10	0.14

为了开展机架材料替换方法研究,本文进一步开展了不锈钢材料机架预应力条件下的动力学特性分析。将机架材料换为不锈钢,各部件厚度保持不变,此时机架整体的质量为 4328 kg。将两种材料的预应力模态频率计算结果进行对比,如表 4 所示。相比于钛合金机架,质量增加了 1789 kg,两种材料的机架在预应力作用下,一阶模态的变化幅度达到了 5.25%,机架材料的替换使机架整体性能发生了改变。为了消除材料替换带来的结构基频的变化,

表 4 钛合金机架与不锈钢机架预应力模态

Table 4 The pre-stress modal of steel frame and titanium frame

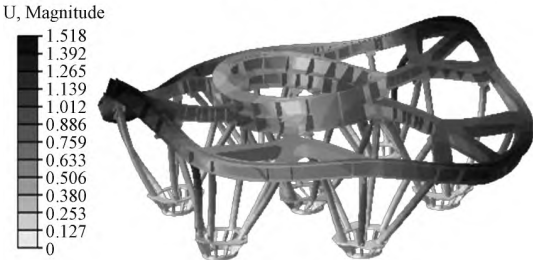
振型	钛合金机架频率/Hz	不锈钢机架频率/Hz
主梁扭转	50.32	52.96
机架整体 X 向弯曲	55.69	58.09
机架整体 Y 向弯曲	56.33	58.72
主梁 X 向弯曲	81.65	84.47
主梁 Y 向弯曲	83.10	85.97



(a) 机架主梁扭转



(b) 机架整体 X 向弯曲



(c) 主梁 X 向弯曲

图 4 钛合金发动机机架结构预应力模态

Fig. 4 The pre-stress modal of titanium alloy engine frame structure

尤其预应力条件下的非线性变化,需要在不改变机架几何构型的条件下开展钢材机架关键部件尺寸优化研究。

4.2 七机机架材料替换尺寸优化设计

钛合金和不锈钢材料物性参数的不同使得机架动力学特性发生变化。本文采用频率尺寸优化方法,在不改变机架整体布局 and 结构的基础上,通过改变局部结构的厚度尺寸,使得两种材料在低阶预应力频率变化幅度尽可能减小。

频率优化中需要保证结构静强度不发生大的变化。通过两种材料非线性静力下的最大位移之比,可以近似为两种材料结构的刚度之比,即在式(14)中的应变能之比。两种材料下非线性静力计算结果如图 5 所示,即二者最大位移之比为 $\alpha = 1.845$ 。根据优化列式,对该不锈钢机架结构开展非线性频率尺寸优化。其中, $f_1' \in (\omega_{\min}, \omega_{\max})$, f_1' 为钛合金机架一阶预应力模态,为使优化后一阶频率接近于原钛合金材料机架一阶频率 50.32 Hz,频率上下界取

$\omega_{\min} = 50.3 \text{ Hz}$, $\omega_{\max} = 50.4 \text{ Hz}$; 厚度范围限定为 2 ~ 20 mm。

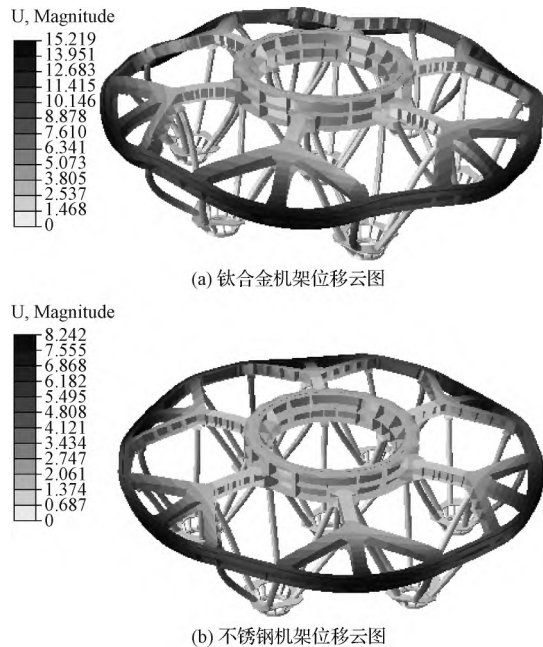


图 5 非线性静力计算位移云图

Fig. 5 Nonlinear static calculation displacement contour

预应力条件下的优化结果如表 5 所示, 上段主梁的最优厚度为 7.76 mm, 机架杆的最优厚度为 5.20 mm。将优化后与优化前的前五阶模态频率对比, 结果如表 6 所示。

表 5 机架关键部件几何尺寸对比

Table 5 Comparison of the geometric properties of the key components

材料	机架杆厚度/mm	主梁厚度/mm	总体质量/t
钛合金	8.00	14.00	2.54
不锈钢优化前	8.00	14.00	4.33
不锈钢优化后	5.20	7.76	2.68

表 6 机架优化前后的预应力频率对比结果

Table 6 Comparison results of pre-stress frequency before and after the size optimization

振型	不锈钢优化前频率/Hz	不锈钢优化后频率/Hz
主梁扭转	52.96	50.40
机架整体 X 向弯曲	58.09	56.69
机架整体 Y 向弯曲	58.72	57.91
主梁 X 向弯曲	84.47	81.52
主梁 Y 向弯曲	85.97	82.85

从表 6 可以看出, 不锈钢机架优化后减重

38.19%。机架杆的厚度由原来的 8 mm, 减小为 5.2 mm, 减幅达 35%; 主梁和转接环的厚度由原来的 14 mm, 减小到 7.76 mm, 减幅达 44.5%。

从式(13)中可知, 当材料物性替换前后模量的增量大于密度的增量, 为使等式成立, 需要减小结构尺寸以缩小材料替换前后的惯性矩。上述优化结果满足此规律, 验证了机架结构在动力学试验进行材料等效替代的可行性。

此外, 优化后的低阶预应力频率与原始钛合金机架频率基本保持一致, 优化后的刚度也与原始结构基本保持一致。另一方面, 机架材料等效替代后, 机架结构中的机架杆作为主要的承力结构, 其厚度的优化空间较小, 而主梁的厚度则可以有较大的优化空间, 相关结论给后续该类型的机架设计提供了参考。

5 结 论

1) 针对新一代载人运载火箭七台火箭发动机并联机架在大推力作用下的非线性振动问题, 开展了非线性条件下预应力结构频率分析。推导了预应力非线性刚度表达形式, 应用于并联机架预应力频率分析。在预应力载荷作用下, 机架结构的低阶频率相比无预应力情况降低 3.75%, 随着频率阶次升高, 变化幅度降低。

2) 针对动静联合试验中机架材料替换问题, 提出了一种预应力结构优化方法, 通过优化特征尺寸, 可以使得不锈钢与钛合金机架结构在传力路径不变的情况下动静强度的误差显著减小, 从而满足动静联合试验的要求。优化结果满足了等效替代公式的规律, 证明了该优化方法的可行性。

3) 分析了不同部件尺寸对频率和刚度的影响规律, 这为今后对此类多台发动机机架的优化改进方法具有重要的参考意义。

参 考 文 献

- [1] 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[J]. 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 [J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(5): 630-634.
- [2] 黄道琼, 王振, 杜大华. 大推力液体火箭发动机中的动力学问题[J]. 中国科学: 物理学力学天文学, 2019, 49(2): 23-34. HUANG Daoqiong, WANG Zhen, DU Dahua. Structural

- dynamics of the large thrust liquid rocket engines [J]. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2019, 49(2): 23–34.
- [3] 邱吉宝, 王建民. 运载火箭模态试验仿真技术研究新进展[J]. *宇航学报*, 2007, 28(3): 515–521.
QIU Jibao, WANG Jianmin. The recent progresses on research into modal test simulation techniques for launch vehicles [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(3): 515–521.
- [4] 潘忠文, 王旭, 邢誉峰, 等. 基于梁模型的火箭纵横扭一体化建模技术[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5): 1310–1316.
PAN Zhongwen, WANG Xu, XING Yufeng, et al. A beam model based longitudinal-lateral-torsional integrated modeling technique for launch vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(5): 1310–1316.
- [5] YOO J, JEON S M. Static and dynamic structural analyses for a 750 kN class liquid rocket engine with TVC actuation [J]. *CEAS Space Journal*, 2020, 12(3): 331–341.
- [6] 汤波, 范瑞祥, 潘忠文, 等. 悬挂工装对运载火箭模态试验影响分析[J]. *宇航学报*, 2017, 38(12): 1354–1360.
TANG Bo, FAN Ruixiang, PAN Zhongwen, et al. Effects of suspension rope on modal experiment of rockets [J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(12): 1354–1360.
- [7] DU D H, HE E M, LI F, et al. Using the hierarchical kriging model to optimize the structural dynamics of rocket engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106248.
- [8] 叶莺樱. 某新型发动机结构振动特性分析[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2019.
YE Yingying. Analysis of structure vibration characteristics of a new type of Engine [D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2019.
- [9] 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[J]. *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 [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(4): 55–60.
- [10] 李斌, 闫松, 杨宝锋. 大推力液体火箭发动机结构中的力学问题[J]. *力学进展*, 2021, 51(4): 831–864.
LI Bin, YAN Song, YANG Baofeng. Mechanical problems of the large thrust liquid rocket engine [J]. *Advances in Mechanics*, 2021, 51(4): 831–864.
- [11] 张相盟, 陈晖, 高玉闪, 等. 500吨级液氧煤油发动机结构动态特性[J]. *火箭推进*, 2020, 46(2): 44–49.
ZHANG Xiangmeng, CHEN Hui, GAO Yushan, et al. Research on structural dynamic characteristics of the 500-ton LOX/kerosene rocket engine [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(2): 44–49.
- [12] BJELDE B, CAPOZZOLI P, SHOTWELL G. The SpaceX Falcon 1 launch vehicle Flight 3 results, future developments, and Falcon 9 evolution [C]. The 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, September 29–October 3, 2008.
- [13] 姚照辉, 范家璇. 变推力液体火箭发动机推力调节技术研究综述及发展趋势[J]. *推进技术*, 2022, 43(9): 6–19.
YAO Zhaohui, FAN Jiaxuan. Review and trend for thrust regulation technology of variable-thrust liquid rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(9): 6–19.
- [14] 刘竹生, 张菽, 张涛, 等. 国外重型运载火箭研制启示[J]. *中国航天*, 2015(1): 22–27.
LIU Zhusheng, ZHANG Shu, ZHANG Tao, et al. The enlightenment of foreign heavy launch vehicle development [J]. *Aerospace China*, 2015(1): 22–27.
- [15] 王建民, 荣克林, 冯颖川, 等. 捆绑火箭全箭动力学特性研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(3): 821–826.
WANG Jianmin, RONG Kelin, FENG Yingchuan, et al. The research of dynamic characteristics for the strap-on launch vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(3): 821–826.
- [16] 黄道琼, 张继桐, 何洪庆. 四机并联发动机低频动态特性分析[J]. *火箭推进*, 2004, 30(4): 27–31, 54.
HUANG Daoqiong, ZHANG Jitong, HE Hongqing. Low frequency dynamic characteristics of four parallel connected engines [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2004, 30(4): 27–31, 54.
- [17] 杜飞平, 谭永华, 陈建华. 基于子结构试验建模综合的火箭发动机结构动力分析[J]. *推进技术*, 2015, 36(10): 1547–1553.
DU Feiping, TAN Yonghua, CHEN Jianhua. Structural dynamic analysis of rocket engine based on synthetic technology for substructure test model [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1547–1553.
- [18] 尹云玉. 结构振动理论及火箭截面载荷识别[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [19] 刘光栋, 王解君, 何放龙. 空间梁单元的几何非线性刚度矩阵的分解形式[J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 1992(1): 60–71.
LIU Guangdong, WANG Jiejun, HE Fanglong. Resolved formulation of geometrical nonlinear stiffness matrix for three-dimensional beam element [J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 1992(1): 60–71.
- [20] 袁巍, 陈国智, 张红晓, 等. 带冠预扭涡轮叶片模态分析及动应力测试验证[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(10): 2186–2194.
YUAN Wei, CHEN Guozhi, ZHANG Hongxiao, et al. Modal analysis and dynamic stress test verification of shrouded pretwist turbine blade [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(10): 2186–2194.
- [21] 肖薇薇, 陈务军, 付功义. 空间薄膜阵面预应力导入效应及影响因素[J]. *宇航学报*, 2010, 31(3): 845–849.
XIAO Weiwei, CHEN Wujun, FU Gongyi. Pre-stress introduction effects and influence factors investigation for the space planar film reflect-array [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(3): 845–849.
- [22] 刘晶波, 杜修力. 结构动力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2016.

- [23] 程耿东. 工程结构优化设计基础[M]. 大连: 大连理工大学出版社, 2012.

E-mail: libin2019@mail.dlut.edu.cn

作者简介:

李 斌(1998-) 男, 博士生, 主要从事飞行器动力学计算方法方面的研究。

通信地址: 大连理工大学海宇楼 406#(116024)

电话: 18524272527

吕 军(1983-) 男, 博士, 副教授, 主要从事飞行器结构设计, 飞行器热防护等方面的研究。本文通信作者。

通信地址: 大连理工大学海宇楼 410A#(116024)

电话: 13591733151

E-mail: lvjun@dlut.edu.cn