

双推力室机架快速优化设计方法研究

霍世慧¹, 袁军社¹, 徐学军¹, 杨 颀²

(1. 液体火箭发动机技术国防科技重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对双推力室发动机机架结构开展快速优化设计方法研究, 包括模型参数化和结构的优化设计。通过 2 种不同工况机架实体和简化模型结构分析结果比较, 验证了采用梁单元和 MPC 单元简化模型进行优化设计的合理性。自编程序直接生成包含机架结构布局和尺寸参数信息的有限元模型文件, 解决了传统参数化设计中建模精度和时间对优化设计的制约问题。综合考虑强度、刚度和稳定性进行机架结构布局和轻质化优化设计, 机架结构在满足各项约束条件下重量发生明显下降, 优化设计收到理想的效果。

关键词: 火箭发动机; 双推力室机架; 参数化建模; 优化设计

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0055-06

A rapid optimization design method for frame structure of double thrust chambers

HUO Shihui¹, YUAN Junshe¹, XU Xuejun¹, YANG Sa²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines, Xi'an 710100, China

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A rapid optimization design method was established for the frame structure of a rocket engine with double thrust chambers, including parametric modeling and structure optimization design. The rationality to conduct optimization design by means of a simplified model with beam and MPC elements was validated by comparing the structure analysis results of two different frame entities and a simplified model. A finite element model file including the frame structure layout and size information was generated directly by self-compiled program, which improved the modeling precision and decreased the modeling time. The strength, stiffness and stability of the frame structure were considered in the optimization design of the frame structure layout and light weight. The frame weight was decreased significantly under the condition that all restrictions were satisfied. A ideal effect of optimization design was obtained

Keywords: rocket engine; frame structure of double thrust chamber; parametric modeling; optimization design

收稿日期: 2015-04-01; 修回日期: 2015-05-22

作者简介: 霍世慧 (1985—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机强度理论

0 引言

机架是火箭发动机传递推力的一种结构元件,主要有杆式、梁式和壳式3种基本结构类型,其中杆式结构因其结构刚性和空间开敞性好等优点被广泛应用于液体火箭发动机^[1]。机架承力杆结构的布局需要具有良好的开敞性,避免与泵、入口管和总装管路等发生干涉,满足发动机的装配、调整 and 检查需求。同时,作为主要的承力构件,机架需要具有足够的承载能力,保证在不同工况发动机推力作用下有足够的强度、刚度和稳定性。机架结构的重量在发动机整体结构中占有较大的比重,使发动机在满足以上要求的同时具有紧凑的几何尺寸和尽量轻的结构重量是设计者较为关心的问题。

机架结构的常规设计手段是根据经验初步确定结构型式,然后通过结构分析和试验验证反复修改设计方案,导致设计周期较长、试验成本较高,且无法量化各种影响因素的灵敏度,以获得最优设计方案。采用优化设计方法能在满足当前结构设计需要的各项约束条件的基础上,获得最佳的结构物理和功能特性,大大减少设计方案的修订,降低工程成本。曹红娟和柴皓利用 ANSYS 有限元软件对火箭发动机机架进行了优化设计,保证结构强度和稳定性的基础上大大降低了结构成本^[2-3];何昆开展了树脂基复合材料机架纤维、树脂基体和加工工艺的优化设计,并通过静强度试验进行验证^[4];彭超义设计分析了某航天器一系列桁架结构推力支架,通过分析比较优选出质量和承载性能最好的桁架结构型式^[5-6]。本文将开展双推力室机架结构强度、刚度和稳定性分析,提出双推力室机架结构参数化建模方法,并在此基础上开展结构减重快速优化设计方法研究。

1 机架结构分析

双推力室发动机机架的基本构型为2个相同部分组成的对称结构,推力载荷通过常平座组件的传力梁传递到机架下端面,通过斜拉杆传递至与箭体对接圈板。假设发动机推力载荷为4 200 kN,主要考虑推力载荷在零位和偏摆 10° 这2种工况开

展结构分析与设计。采用梁单元模拟承力杆和交叉连接结构,忽略传力梁对机架结构的影响,用 MPC 单元模拟传力梁和圈板结构。图1给出了简化后的机架结构模型。

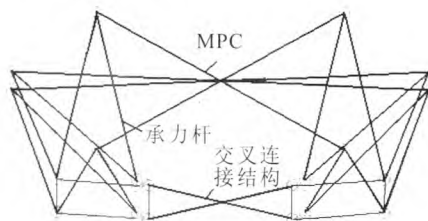


图1 机架结构简化模型

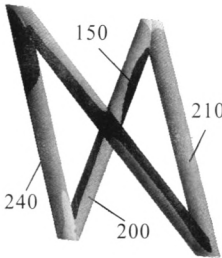
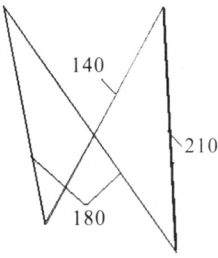

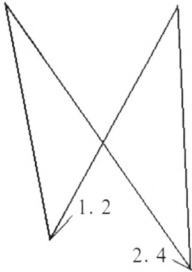
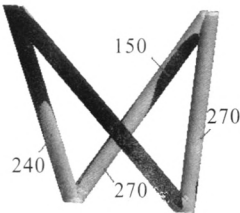
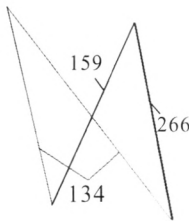
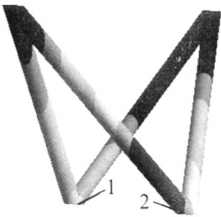
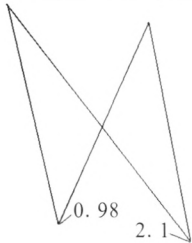
Fig. 1 Simplified model of frame structure

为验证采用梁单元和 MPC 单元简化模型进行结构分析的合理性,表1给出了零位和偏摆 10° 这2种工况机架实体和简化模型承力杆应力和变形分布情况。从表中可以看出,简化模型应力和变形分布情况能够与实体模型基本保持一致,模型简化方法合理,梁单元和 MPC 单元构成的简化模型能够较好地运用于零位和偏摆状态机架承力杆静力分析。承力杆材料 30CrMnSiA 屈服强度为 835 MPa,2 种工况承力杆最大 Mises 应力为 270 MPa,有着较高的安全裕度;承力杆最大轴向变形为 2.5 mm,远小于整体结构允许的 10 mm 轴向变形。承力杆在强度和刚度上均有较大的安全裕度,可以通过优化设计,调整机架结构的设计,降低结构重量。下面主要开展机架结构参数化建模和优化设计方法研究。

2 机架参数化建模

根据结构对称性选取 1/4 机架结构进行参数化分解。图2所示为机架结构主要参数,主要包含高度、圈梁半径、推力室中心线距离、传力梁尺寸、承力杆与圈板连接点和承力杆与交叉连接结构尺寸。机架高度、圈梁半径、推力室中心线距离和传力梁尺寸主要根据发动机总体结构设计确定,暂不进行优化设计,根据总体设计数据进行设置。1/4 模型中,承力杆与圈梁有2个连接点,连接点位置根据圈梁平面内连接点与圈梁圆心连线的角度定义,如图2中的 α 和 β 。机架承

表 1 机架实体和简化模型结构分析结果

Tab. 1 Structure analysis results of frame entities and simplified models		
工况	实体模型	简化模型
零位		
	应力分布情况/MPa	
		
	轴向变形情况/mm	
偏摆 10°		
	应力分布情况/MPa	
		
	轴向变形情况/mm	

力杆和交叉连接结构均采用等截面设计，截面尺寸包含内径 r_i 和厚度 t_i ，承力杆包含有 4 组尺寸变量，交叉连接结构采用相同的尺寸变量。

传统意义的参数化建模是采用特征造型技术描述结构的几何形状，根据特征参数生成结构几何模型，据此进行网格划分和计算分析^[7-9]。传统方

法往往需要借助 SolidWorks, UG 或 CATIA 等建模软件二次开发实现参数化建模^[10-12]，建模精度和时间在很大程度上依赖于商业软件的功能，制约了参数化方法的发展。本文在机架结构参数化建模中略去传统方法模型构建步骤，基于有限元软件 Patran 的.bdf 文件格式直接生成有限元分析文件。

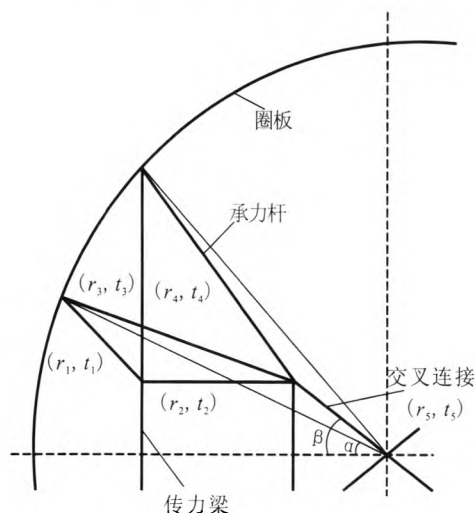


图 2 机架主要参数示意图

Fig. 2 Schematic diagram for main parameters of frame structure

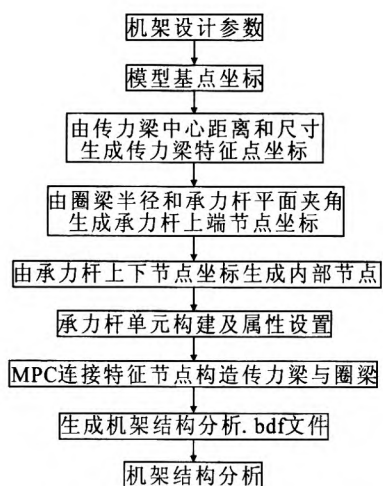


图 3 机架结构参数化建模流程

Fig. 3 Flow chart of parametric modeling for frame structure

图 3 所示为机架结构参数化建模流程。设置两推力室连接方向为 x 轴，垂直方向为 y 轴，机架轴线为 z 轴进行参数化建模。选取交叉连接结构中心点为基点，给定节点坐标为 $(0, 0, 0)$ ；根据推力室中心线距离和传力梁尺寸确定承力杆底端节点坐标 (x_i, y_i, z_i) ；由圈梁半径和承力杆平面夹角确定承力杆顶端节点坐标 (x_j, y_j, z_j) ；分别由各个承力杆上下端点坐标生成其轴线向量 \vec{u} ，给定承力杆划分梁单元数目 n ，由式 (1) 迭代生成承力杆所有节点坐标和单元信息卡片；建立 MPC

卡片连接特征节点构造传力梁和圈梁结构；最后补充.bdf 文件中材料、载荷和求解器相关设置参数，由此便完成机架结构参数化模型构建。

$$\begin{bmatrix} x_{i+1} \\ y_{i+1} \\ z_{i+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \frac{1}{n} \vec{u} \quad (i+1 \leq j) \quad (1)$$

3 优化设计

在满足机架强度、刚度和稳定性的条件下开展结构优化设计，降低结构重量。对于一般的优化设计，其优化模型可描述为^[14-15]

$$\begin{cases} \min F(x) \\ \text{s.t. } h_i(x) \leq 0 \quad i=1,2,\dots,m \\ x_L \leq x_i \leq x_U \quad x_i \in (x_1, x_2, \dots, x_n) \end{cases} \quad (2)$$

其中，优化目标为机架结构重量，设计变量包含以下几个方面：(a) 承力杆与圈梁连接点的平面角度 α 和 β ，为了使机架具有良好的开敞性，设定 $3^\circ \leq \alpha \leq 8^\circ$ ， $50^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$ ；(b) 各个承力杆截面内径 r_i 和厚度 t_i ，设定 $20 \text{ mm} \leq r_i \leq 50 \text{ mm}$ ， $1 \text{ mm} \leq t_i \leq 20 \text{ mm}$ ；(c) 机架高度、圈梁半径和传力梁尺寸只作为独立的输入值；约束条件包含有强度、刚度和稳定性，具体选取规则如下：

1) 强度：机架主要承受压力载荷且均为杆系结构，需要具有较大的强度储备系数，且不允许进入屈服，选取安全系数为 2.0，承力杆允许最大轴向应力许用值为 417 MPa；

2) 刚度：机架结构的刚度要求由导弹或火箭总体和发动机总体设计规定，轴向变形最大值 10 mm、径向变形最大值 3 mm 和切向变形最大值 2 mm；

3) 稳定性：机架结构稳定性安全系数为 2.5。

优化设计在大型商业软件 iSIGHT 中进行，选用序列二次规划法进行优化设计。图 4 给出了具体优化设计流程。根据造型和截面参数进行机架参数化建模，获得机架重量和结构分析模型。机架重量作为优化目标，结构分析模型提交 Nastran 开展不同工况机架结构强度、刚度和稳定性分析。由结果文件.r06 提取出强度、刚度和稳定性分析结果，满足约束条件则输出机架重量作为一次优化结果。迭代计算，优化目标收敛则终

止计算，若未收敛则修改机架造型和截面参数进行下一步优化设计。

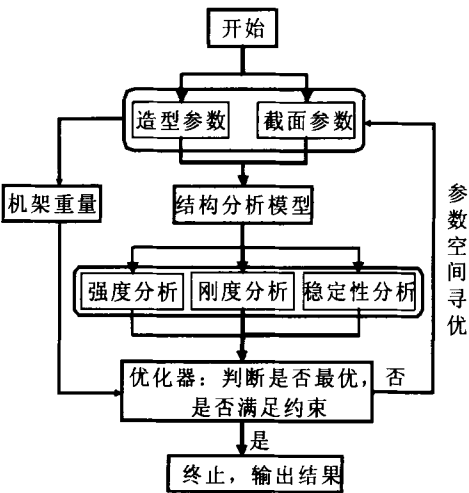


图 4 优化设计流程

Fig. 4 Flow chart of structure optimization design

根据上述优化流程，经过 597 次迭代计算得到双推力室机架结构设计最优解。经过优化设计，机架结构重量由初始的 413.4 kg 下降到 193.1 kg，重量下降了 53.3%。在满足各参数约束的条件下，机架结构重量得到明显的下降，其中机架结构重量只包含承力杆和交叉连接结构重量，未考虑圈板、传力梁及其相应底座重量。表 2 给出了约束变量变化情况，所有约束变量的优化终值均能满足约束条件，优化设计后机架应力和变形发生明显的上升，稳定性因子发生明显下降。

表 3 给出部分设计变量变化情况。通过优化设计，承力杆与圈梁两个连接点的平面夹角由初始的 49°降低为 46.7°，机架结构造型发生一定的变化；承力杆和交叉连接杆内径和厚度均发生一定的下降。

表 2 约束变量变化情况

Tab. 2 Variation of constraint variables before and after optimization

约束变量	设计初值	优化上限	优化下限	优化终值	变化情况
最大轴向应力/ MPa	212.6	417	–	416.9	上升 96.1%
轴向变形/ mm	2.83	10	–	5.86	上升 107.1%
径向变形/ mm	0.76	3	–	1.2	上升 57.9%
切向变形/ mm	0.11	2	–	0.23	上升 109.1%
稳定性因子	14.2	–	3.0	5.53	下降 61.6%

表 3 部分设计变量变化情况

Tab. 3 Variation of partial design variables before and after optimization

设计变量	设计初值	优化上限	优化下限	优化终值	变化情况
$\alpha/(\text{°})$	5	8	3	6.5	上升 30%
$\beta/(\text{°})$	54	60	50	53.2	下降 1.5%
r_1/mm	32.5	50	20	31.5	下降 3.1%
t_1/mm	10	20	1	5.6	下降 44%
r_2/mm	32.5	50	20	32	下降 1.5%
t_2/mm	10	20	1	7.5	下降 25%

4 结论

针对双推力室机架结构开展参数化建模和快速优化设计方法研究,可以得出如下结论:

1) 在机架方案研制阶段,采用梁模型进行结构优化设计合理可行;

2) 通过自编程序直接编写机架结构有限元模型,获得了基于有限元和结构优化商用软件平台的高精度高效率机架优化设计方法;

3) 通过优化设计,机架结构重量由初始的 413.4 kg 下降到 193.1 kg,重量下降了 53.3%,可以为结构轻量化提供有效的分析设计手段。

参考文献:

- [1] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社出版, 1994.
- [2] 曹红娟. 用 ANSYS 实现机架的结构设计优化[J]. 航天推进与动力, 2009(1): 14-18.
- [3] 柴皓, 周进. 基于有限元方法的液体火箭发动机机架优化设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2008(1): 15-18.
- [4] 何昆, 耿东兵, 赵伟栋, 等. 树脂基复合材料发动机机架结构研究[J]. 试验技术与试验机, 2008 (2): 10-12.
- [5] 彭超义, 曾竞成, 肖加余. 航天器发动机推力支架桁架结构和材料[J]. 宇航材料与工艺, 2003, 33(6): 21-24.
- [6] 彭超义, 曾竞成, 肖加余, 等. 航天器发动机推力支架桁架结构的有限元分析与优化设计[J]. 新材料新工艺, 2003 (6): 21-24.
- [7] MONEDERO J. Parametric design: a review and some experiences[J]. Automation in Construction, 2009, 9(4): 369-377.
- [8] 武新峰, 刘观日, 雷勇军, 等. 基于参数化建模的包带式星箭连接结构优化设计[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35 (5): 6-12.
- [9] 王松涛, 迟重燃, 温风波, 等. 涡轮动叶冷却结构设计方法: 参数化设计[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(4): 581-584.
- [10] 虞跨海, 李立州, 岳珠峰. 基于解析法及特征造型的涡轮冷却叶片参数化设计[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 637-640.
- [11] 董贵杨, 谭业发, 谭华, 等. 沙漠空气预滤器导向叶片参数化造型及结构化网格划分[J]. 机械设计与制造工程, 2013, 42(1): 13-17.
- [12] 张海英, 刘万强, 马伟, 等. 发动机气道曲面反求及其模具设计[J]. 机械设计与制造, 2007(12): 186-187.
- [13] 张铁亮, 丁运亮, 金海波, 等. 航天器天线桁架结构多目标优化设计[J]. 固体力学学报, 2012, 33(6): 603-610.
- [14] RICHE R L, HAFTKA R T. Optimization of laminate stacking sequence for buckling load maximization by genetic algorithm[J]. AIAA Journal, 1993, 31(5): 951-956.
- [15] LI Huili, LANG Lihui, ZHANG Jianyong, et al. Cost optimization method of large-scale prestressed wire winded framework on multiple-island genetic algorithm[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011(24): 673-380.

(编辑: 陈红霞)