

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.06.020

## 超静定捆绑火箭传力路径的组合优化策略

梅勇<sup>1,2</sup> 雷勇军<sup>2</sup> 冯韶伟<sup>3</sup> 唐霄汉<sup>3</sup>

(1. 总参工程兵科研三所, 洛阳, 471023; 2. 国防科学技术大学航天科学与工程学院, 长沙, 410073;  
3. 北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076)

**摘要:**为了获得新一代大推力捆绑火箭捆绑方案的最优设计参数, 针对超静定捆绑传力路径进行分析与优化设计。基于 PATRAN 的二次开发语言 PCL 对超静定捆绑火箭进行了参数化建模和仿真分析, 并运用拉丁超立方试验方法对传力路径设计参数进行灵敏度分析。在此基础上提出了一种多目标粒子群和序列二次规划算法的组合优化策略, 确定了捆绑联接方案设计参数, 实现了对捆绑联接装置和助推器结构载荷的高效优化。计算结果表明: 组合优化策略能够将主捆绑联接结构的受力减少了 30% 左右, 明显优于单独使用一种全局优化算法或局部优化算法的优化结果。本文研究成果将为新型捆绑火箭捆绑方案优化设计提供参考。

**关键词:**捆绑火箭; 捆绑联接装置; 传力路径; 灵敏度; 组合优化策略

中图分类号: V421.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2016)06-0909-08

## Combination Optimization Strategy for Load Trans-Path of Hyper-static Strap-on Launch Vehicle

Mei Yong<sup>1,2</sup>, Lei Yongjun<sup>2</sup>, Feng Shaowei<sup>3</sup>, Tang Xiaohan<sup>3</sup>

(1. The 3rd Research Institute of the General Staff, Luoyang, 471023, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, 410073, China;

3. Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing, 100076, China)

**Abstract:** To obtain the optimal design parameters of the strap-on scheme for the new generation of high-thrust strap-on launch vehicle, an optimization design and analysis method for the hyper-static strap-on load trans-path is performed. PATRAN command language (PCL) is used to construct a parameterization model and perform simulation analysis for the hyper-static strap-on launch vehicle. The Latin hypercube method is used to conduct sensitivity analysis for the design parameters as well. Based on the above, the combination optimization strategy, containing multi-objective particle swarm (MOPSO) and sequence quadratic programming (SQP), is proposed to achieve efficient optimization for the strap-on attachment equipment and structural loads of boosters. The results show that the combinational optimization strategy, which could decrease the main strap-on linkage structural loads by approximately 30%, is better than a global or a local optimization algorithm to be used only. The research will provide reference for the optimization design of strap-on scheme on the new-generation launch vehicle.

**基金项目:**国家自然科学基金(1150020049)资助项目。

**收稿日期:**2015-06-13; **修订日期:**2016-06-12

**通信作者:**梅勇, 男, 硕士, 助理工程师, E-mail: meiyong1990@qq.com。

**引用格式:**梅勇, 雷勇军, 冯韶伟, 等. 超静定捆绑火箭传力路径的组合优化策略[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(6): 909-916. Mei Yong, Lei Yongjun, Feng Shaowei, et al. Combination optimization strategy for load trans-path of hyper-static strap-on launch vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(6): 909-916.

**Key words:** strap-on launch vehicle; strap-on attachment equipment; load trans-path; sensitivity; combination optimization strategy

在载人登月和大规模深空探测的背景下,大推力的超大型或重型运载火箭逐渐成为研究的热点和重点<sup>[1]</sup>。新型大推力捆绑火箭助推器推力将达到现有型号最大推力的4倍以上<sup>[2]</sup>,巨大的传力指标将对现有的捆绑方案设计提出挑战。在现有的捆绑联接装置的承力极限下,如何将大推力捆绑火箭助推器的推力合理分配至芯级的各捆绑联接装置,是目前捆绑联接方案设计的主要研究任务。

国内外助推器多数采用两套捆绑联接装置分别与芯级相连,形成静定结构体系,如大力神3C、德尔它4H、阿里安5、H-2A及我国现役运载火箭。而质子号以及GSLV捆绑火箭上,每枚助推器与芯级捆绑3个联接装置,此时芯级与每枚助推器之间为超静定捆绑联接方式<sup>[3-5]</sup>。我国新型捆绑火箭在结构方案上的最大特点就是助推器较现役火箭长细比大大增加。传统的静定捆绑可能会导致整箭在自由边界条件下,助推器的一阶局部模态接近整箭一、二阶模态,这种动特性将给火箭的控制系统产生极大风险<sup>[3]</sup>。为保证新一代大推力捆绑火箭的可靠联接,需要设计一种新型超静定捆绑传力路径,并对相应的捆绑联接方案设计参数进行优化。超静定捆绑火箭的传力路径分析与优化面临以下问题:

一方面,静定捆绑火箭的传力路径分析可以根据平衡方程得到<sup>[6]</sup>。然而超静定捆绑形式使捆绑火箭的传力路径分析和优化变得复杂,由于芯级、助推器及捆绑联接装置的载荷无法通过理论分析得出显式的表达式,因此对于超静定捆绑传力路径的研究,采用有限单元方法的数值分析是目前最有效和可靠的分析方法<sup>[3]</sup>。

另一方面,在实际工程中,捆绑火箭的捆绑联接方案优化设计需要考虑多种约束,传统的牛顿迭代法等局部寻优法不适用于该问题;同时当优化参数维数较高时,一般的全局优化算法如遗传算法、粒子群算法等搜索效率较低<sup>[7]</sup>。组合优化策略是综合一种全局优化算法和一种局部优化算法而组合出的一种新的优化策略,可以确保在实现全局搜索寻优的同时提高运算效率<sup>[8]</sup>。文献<sup>[7]</sup>采用粒子群算法和单纯形算法接力优化的组合优化策略,求解月球软着陆燃料最优化问题;文献<sup>[8]</sup>提出一种

基于支持向量机与遗传算法的临近空间飞行器轨迹组合优化方法,提高了轨迹优化的效率;文献<sup>[9]</sup>将配点法与遗传算法相结合给出了一种轨迹优化方法,提高了配点法的优化效率。

本文基于PATRAN的二次开发语言PCL(PATRAN command language)<sup>[10]</sup>对目前概念设计阶段的某型大推力捆绑火箭进行参数化建模和仿真分析。系统地分析了传力路径的关键设计因素,如捆绑联接结构尺寸、捆绑联接装置刚度、联接框刚度、捆绑联接位置和捆绑装置安装角对传力特性的影响,并基于参数化模型实现一种多目标粒子群(Multi-objective particle swarm optimization, MOPSO)+序列二次规划算法(Sequence quadratic programming, SQP)的组合优化策略对传力路径进行优化,将助推器传递至芯级的推力合理分配至各捆绑点及箭体结构。本文研究成果将为中国新型捆绑火箭捆绑方案优化设计提供参考。

## 1 捆绑火箭的力学分析模型

新一代大推力捆绑火箭采用前主承力两支点静定捆绑构型(前捆绑点为主承力点),其整箭构型、主捆绑方案(安装在前捆绑处)和辅助捆绑方案(安装在后捆绑处),如图1所示。如果构型设计为超静定捆绑,则增加一套辅助捆绑方案安装于中捆绑处。捆绑火箭传力路径分析主要研究如何将助推器的推力合理分配至芯级的各捆绑联接装置上,因此需要充分考虑联接装置和装置安装位置处结构的刚度、强度及受力形式。

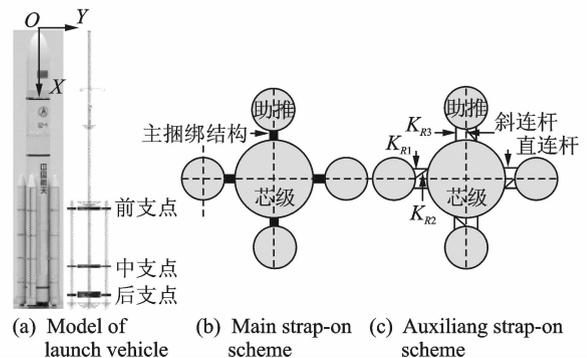


图1 新一代大推力捆绑火箭模型及捆绑方案

Fig. 1 New generation of high-thrust strap-on launch vehicle and its linkage scheme

捆绑联接装置分为主捆绑结构(图 2(a))和辅助捆绑结构(图 2(b)),前者用于传递来自助推器沿轴向的推力,为主要的承载结构,可以承受拉压和剪切力,并能限制助推器的平动,建模分析时等效为梁单元。根据不同承载设计的要求调整其安装角  $\alpha$ (如图 2(a)所示,表示的是轴向和水平方向的夹角)。后者用于传递来自助推器的沿助推器芯级连接面的径向载荷,起限制助推器横向运动及转动的作用,承载形式为二力杆<sup>[3]</sup>,建模分析时等效为杆单元,根据不同承载设计的要求调整其安装角  $\theta_i$ (见图 2(b))。尽可能减小捆绑联接装置的受力是传力路径设计中首先需要考虑的。

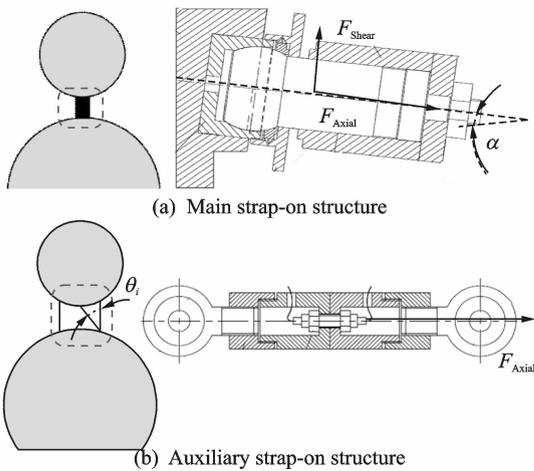


图 2 捆绑联接装置及承力形式

Fig. 2 Linkage equipment and force-bearing form

本文对捆绑火箭的建模采用梁-壳混合单元建模方法<sup>[11]</sup>,将芯级、助推器结构等效为变截面梁,捆绑联接舱段采用壳单元进行模拟,整箭有限元模型如图 3(a)所示。为了保证捆绑联接装置的可靠联接,不仅要求捆绑装置本身具有足够的刚度,对捆绑装置安装部位的箭体结构也提出了相应的刚度要求。运载火箭的结构蒙皮较薄,为传递较大的集中力,在工程实际应用中采用在舱段壳单元的局部增设一圈联接框的方式满足刚度要求<sup>[3]</sup>,采用自定义梁单元对加筋单元进行建模,其结构形式如图 3(b)所示。

对于新一代大推力捆绑火箭,尝试在其助推器箱间段增加一套捆绑联接装置,构成三支点的超静定捆绑方案以有效改善全箭的动特性。文献<sup>[3]</sup>的分析结果表明:三点捆绑能有效改善两点捆绑密集的助推器局部模态,从而降低姿控系统设计难度。同时整箭在超静定捆绑条件下始终满足传力路径

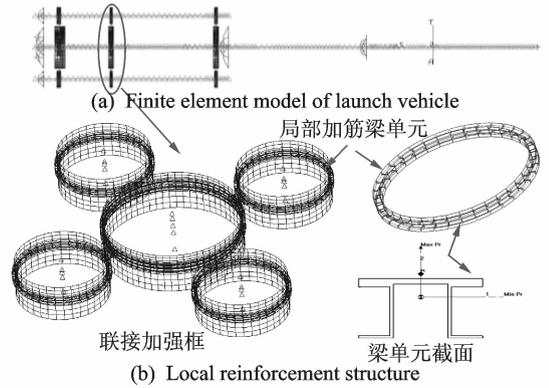


图 3 捆绑联接舱段有限元模型

Fig. 3 Finite element model of linkage section

设计需要满足的动力学约束条件,即保证整箭横向弯曲基频小于助推器局部的一阶振动频率,因此本文超静定捆绑传力路径的优化中不考虑整箭动特性的改良。

运载火箭传力路径分析时需要考虑如表 1 所示的 4 个标准工况。其中整箭停放时,固定助推器以支撑整箭,外载荷只考虑重力的作用。其余的工况,将助推器和芯级的发动机推力以集中力的形式加载到发动机机架上,利用 NASTRAN 的惯性释放方法进行载荷分析。

表 1 载荷分析工况

Tab. 1 Load analysis cases

序号	状态	时刻备注/s
1	整箭停放	-5.0
2	起飞	0+
3	整箭最大加速度	149
4	助推发动机关机	150

超静定和静定捆绑构型整箭的载荷计算结果如表 2 所示,各项数值取相关截面计算结果的最大值。对于传力路径设计关心的芯级截面的弯矩( $XM$ )、扭矩( $XT$ )、轴向力( $XF_{Axial}$ )和剪力( $XF_{Shear}$ ),助推器截面的弯矩( $ZM$ )、扭矩( $ZT$ )、轴向力( $ZF_{Axial}$ )和剪力( $ZF_{Shear}$ ),主捆绑装置轴向力( $F_{Axial}$ )、剪力( $F_{Shear}$ )及辅助捆绑连杆轴力( $F_{Crod}$ )等数据,超静定捆绑相较于静定捆绑构型具有一定的改良,尤其是芯级和助推器的弯矩和扭矩。同时分析计算结果表明在外载荷作用下,芯级的弯矩、扭矩、剪力及助推器的扭矩一直处于很小的水平,而芯级轴向力和助推器轴向力两者的值则不随传力路径参数的调整而改变,因此在传力路径的优化中可以不考虑这几个因素。

表2 新一代大推力捆绑火箭两种捆绑构型结构载荷计算结果

Tab.2 Structural load results of two configurations of new generation high-thrust strap-on launch vehicle

构型	芯级结构载荷				助推器结构载荷				捆绑联接装置		
	XM/	XT/	XF <sub>Axial</sub> /	XF <sub>Shear</sub> /	ZM/	ZT/	ZF <sub>Axial</sub> /	ZF <sub>Shear</sub> /	F <sub>Shear</sub> /	F <sub>Axial</sub> /	F <sub>Crod</sub> /
	(kN·m)	(kN·m)	kN	kN	(kN·m)	(kN·m)	kN	kN	kN	kN	kN
静定	0.3	-0.2	13 108.0	0.1	8 894.4	15.1	-7 199.1	494.6	-2 116.5	4 204.9	454.4
超静定	0.2	-0.1	13 108.0	0.1	8 843.6	1.9	-7 199.1	555.8	-2 256.1	4 148.3	399.9

注:轴向力正号表示拉力,负号表示压力;剪力取两个方向合力的绝对值;弯矩和扭矩以与定义的坐标轴一致为正。

## 2 超静定捆绑传力路径灵敏度分析

超静定捆绑传力路径设计的影响因素较多,为从中找出主要影响因素以指导优化设计,需要进行灵敏度分析。在采用有限元方法对传力路径灵敏度进行分析时,捆绑火箭分析模型会随着设计参数和约束的增加而逐渐精细化和复杂化,导致单次模拟的计算时间增加,在制定方案时必须严格限制计算次数。然而从计算精度上讲,则要求计算次数尽可能多。为了解决这种冲突,本文采用试验设计方法<sup>[12]</sup>进行分析。

试验设计方法主要通过合理地安排试验,并进行综合的科学分析,从而快速高效地获得最优方案。对于一个含有  $j$  个输出目标的函数  $F(P_1, \dots, P_j)$ , 其中  $P_j$  和  $i$  个设计变量有关。假设回归方程  $P_j(x_1, \dots, x_i)$ , 采用类似差分的思想,通过计算设计变量  $x_i$  水平上的微小摄动  $dx_i$  对响应  $P_j$  的影响  $dP_j$  来求解各设计变量的灵敏度  $s_{x_i}^j$ , 然后采用归一化方法求解出各设计变量对  $P_j$  的归一化灵敏度。归一化结果消除了各响应在数值量级上的差异,更能有效地比较各响应灵敏度<sup>[13]</sup>, 其计算公式为

$$n_{x_i}^j = 100 \cdot \frac{s_{x_i}^j}{\sum_i |s_{x_i}^j|} \quad (1)$$

式中:  $n_{x_i}^j$  有正有负,为各设计变量灵敏度  $s_{x_i}^j$  与灵敏度数值总和的比值,即各设计变量灵敏度所占的百分比,且  $\sum |n_{x_i}^j| = 100$ 。

采用线性加权的方式将原多目标函数  $F$  的优化问题转换为单目标函数优化问题

$$L = \min\{F(P_1, \dots, P_j)\} = \min\left(\sum_1^j \omega_j P_j\right) \quad (2)$$

式中:  $\sum_1^j \omega_j = 1, \omega_j \geq 0$ 。根据不同决策者对目标函数的设计要求调整各输出目标的权因子  $\omega_j$ , 从而得到各设计变量对优化函数  $L$  的加权灵敏度

$$S_{x_i} = \sum_1^j \omega_j n_{x_i}^j \quad (3)$$

根据力学特性分析结果,对结构设计要求中需要研究的参数进行删减,设定主捆绑装置轴向力 ( $F_{Axial}$ )、剪力 ( $F_{Shear}$ )、辅助捆绑连杆轴力 ( $F_{Crod}$ )、助推器剪力 ( $ZF_{Shear}$ ) 和助推器截面弯矩 ( $ZM$ ) 等参数为分析目标,分析捆绑联接装置刚度、联接框刚度、捆绑联接位置和捆绑装置安装角等设计参数对传力路径的影响。

新一代捆绑火箭超静定捆绑传力路径设计参数的选择范围:

(1) 前捆绑点位于芯一级的氧箱前短壳附近,坐标范围为 62.0~62.99 m,捆绑联接段长 0.99 m;中捆绑点位于芯一级的箱间段,坐标范围为 82.58~83.41 m,捆绑联接段长 0.83 m;后捆绑点位于芯级后过渡段,坐标范围为 92.73~93.36 m,捆绑联接段长 0.63 m。

(2) 主捆绑结构安装角  $\alpha$  的范围:  $11^\circ \sim 45^\circ$ 。

(3) 将主捆绑结构刚度记为  $K_B$ , 其变化范围为  $K_{B0} \sim 100 \cdot K_{B0}$  ( $K_{B0}$  为主捆绑结构初始等效刚度)。

(4) 辅助捆绑连杆安装角  $\theta_i$  ( $\theta_1, \theta_2$ ) 的范围为  $43^\circ \sim 63^\circ$ 。

(5) 为了保证各助推器结构和安装的对称性,如图 1(c) 所示顺序将中辅助捆绑连杆刚度记为  $K_{R1} \sim K_{R3}$ ; 将后辅助捆绑连杆刚度记为  $K_{R4} \sim K_{R6}$ 。其中  $K_{Ri}$  数值变化范围为  $K_{Ri0} \sim 100 \cdot K_{Ri0}$  ( $K_{Ri0}$  为各组辅助捆绑连杆初始设计构型等效刚度)。

(6) 将芯级前、中、后捆绑联接框刚度记为  $K_{L1} \sim K_{L3}$ ; 将助推器前、中、后捆绑联接框刚度记为  $K_{L4} \sim K_{L6}$ 。其中  $K_{Li}$  数值变化范围为  $K_{Li0} \sim 100 \cdot K_{Li0}$  ( $K_{Li0}$  为各组联接框初始设计构型等效刚度)。

本文采用拉丁超立方试验方法<sup>[14]</sup>对超静定捆绑火箭载荷的灵敏度进行分析。在有限元分析过程中通过修改材料弹性模量达到改变结构刚度的效果,来研究捆绑联接装置、捆绑联接加强框刚度对传力路径计算结果的影响。将  $F_{Axial}$ 、 $F_{Shear}$  和

$F_{\text{Crod}}$  输出结果合成为捆绑联接装置载荷,将  $ZF_{\text{Shear}}$  和  $ZM$  输出结果合成为助推器结构载荷;首先分析设计参数对各个输出目标的归一化灵敏度,然后将各个目标的灵敏度按照相应结构进行加权,得到设计参数对相应结构载荷的灵敏度,结果如图 4 所示。本文设定一个大小为 0.05 的阈值,将对各项目目标载荷灵敏度比值均小于阈值的设计变量从优化设计参数中剔除,因此在优化设计不再考虑  $\theta_1$ 、 $K_{L1}$ 、 $K_{L4}$ 、 $K_{L5}$  和  $K_B$  对优化结果的影响。

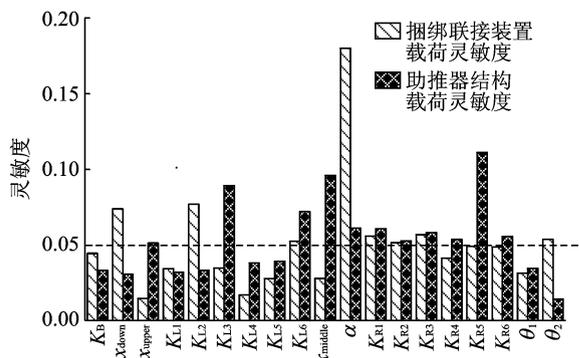


图 4 传力路径设计参数对结构载荷的灵敏度

Fig. 4 Design parameters of force transmission path sensitivity coefficient for load

## 3 超静定捆绑传力路径优化设计

### 3.1 优化函数

大推力捆绑火箭超静定捆绑传力路径的多目标优化问题数学描述为

$$\begin{cases} \min(F_{\text{Axial}}, F_{\text{Shear}}, F_{\text{Crod}}, ZM, ZF_{\text{Shear}})^T \\ \text{s. t. } g_i(\mathbf{X}, \boldsymbol{\theta}, \mathbf{K}) \geq 0 \\ \mathbf{X} = [x_{\text{upper}}, x_{\text{middle}}, x_{\text{down}}] \in [\mathbf{X}_D, \mathbf{X}_U] \\ \boldsymbol{\theta} = [\alpha, \theta_1, \theta_2] \in [\theta_D, \theta_U] \\ \mathbf{K} = [K_{R1}, \dots, K_{R6}, K_{L2}, K_{L3}, K_{L6}] \in [K_D, K_U] \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $g_i(x)$  为与优化变量  $x$  有关的约束函数;  $\mathbf{X}$  为捆绑点位置设计参数;  $\mathbf{X}_D$  ( $\theta_D$ 、 $\mathbf{K}_D$ ) 和  $\mathbf{X}_U$  ( $\theta_U$ 、 $\mathbf{K}_U$ ) 分别为设计参数的下限和上限;  $\boldsymbol{\theta}$  为捆绑联接装置安装角设计参数;  $\mathbf{K}$  为捆绑联接装置和联接框刚度设计参数。

### 3.2 优化算法及实现

本文对传力路径的优化采取的策略是使用全局优化方法(多目标粒子群算法)和局部优化方法(序列二次规划算法)接力的组合优化策略。

粒子群优化算法是由 Kennedy 博士和 Eberhart 教授于 1995 年提出基于模拟鸟群或鱼群的一种随机的、并行的以及群体智能的进化计算方法。

与遗传算法相比,其进化机制更简单,速度更快,所以诸多研究者将 PSO 应用于多目标优化问题,提出了多目标粒子群优化算法(MOPSO)。Coello 引入 Pareto 支配概念比较目标向量<sup>[15]</sup>,为了避免本质上具有随机性的粒子群优化丢失最优解,使用外部集存储历代搜索过程中发现的最优解,并利用这些最优解来指导整个群体的运动方向。算法更新某一个粒子的速度和位置时,按照某种优选策略从外部集中选择全局最优位置  $P^g$  来指导整个粒子群的运动方向。假定第  $t$  代进化时粒子群  $P^t$  中第  $i$  个粒子的位置为  $\mathbf{X}_i^t = (x_{i1}, \dots, x_{iD})$ , 飞行速度为  $\mathbf{V}_i^t = (v_{i1}, \dots, v_{iD})$ , 则根据式(5)确定粒子  $i$  的速度和位置。

$$\begin{cases} v_{id}^{t+1} = \omega \cdot v_{id}^t + c_1 r_1 \cdot (P_{id}^t - x_{id}^t) + \\ c_2 r_2 \cdot (P_{id}^{g,t} - x_{id}^t) \\ x_{id}^{t+1} = x_{id}^t + v_{id}^{t+1} \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $i \in [1, \dots, N]$  ( $N$  为粒子群中粒子的个数);  $d \in [1, \dots, D]$  ( $D$  为解向量的维数);  $k \in [1, \dots, M]$  ( $M$  为最大迭代次数);  $\omega$  为惯性权重,  $r_1$  和  $r_2$  为  $(0, 1)$  之间均匀分布的随机数;  $c_1$  和  $c_2$  为学习因子;  $v_{id}^k$  和  $x_{id}^k$  分别是粒子在第  $k$  次迭代时的速度和位置。

SQP 算法在解决中小规模的非线性优化问题中优势明显,其收敛速度快、效率高,是国际上公认最有效的优化算法之一。SQP 法在每个迭代点均构造一个二次规划子问题,并将该问题的解作为迭代搜索方向进行一维搜索,从而逼近最优解。

本文在多学科优化平台 Isight 上集成有限元分析软件 PATRAN /NASTRAN 来实现优化模型的求解以及设计变量的更新迭代<sup>[6]</sup>。组合优化策略的思路是首先采用 MOPSO 算法找到优化函数的多个局部近似的最优点,然后以这些局部最优点为初始点,采用 SQP 算法进一步优化,从而得到全局最优点。组合优化流程如图 5 所示。利用 PATRAN 二次开发语言 PCL 编写的参数化文件,可自动实现有限元模型的前处理操作(包括几何造型、网格剖分及载荷施加等)、后台求解以及结果后处理(用于计算优化所需的响应)。

### 3.3 优化结果

取原始设计为优化初值,分别用多目标粒子群算法、序列二次规划算法、组合优化策略对传力路径问题进行优化。图 6~10 是 MOPSO-SQP 的组合策略优化过程中目标函数的变化情况。

传力路径经过多种算法优化之后,捆绑联接装置和助推器的结构载荷优化结果如表 3 所示。由

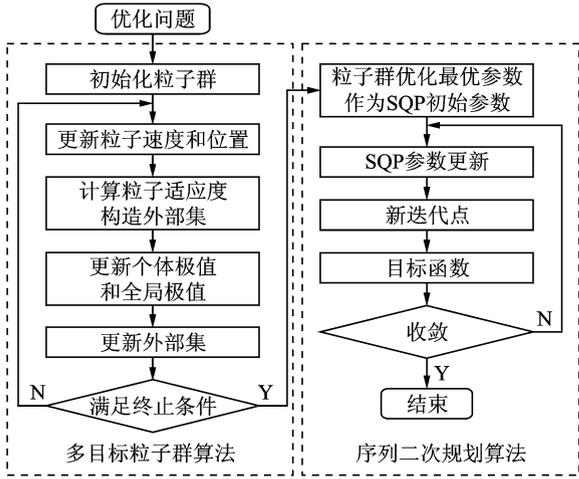


图5 组合优化策略运行流程图

Fig. 5 Flowchart of combination optimization strategy run process

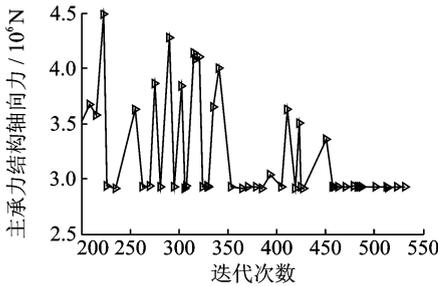


图6 主捆绑结构轴向力优化历程

Fig. 6 Optimization process of axial force on main linkage structure

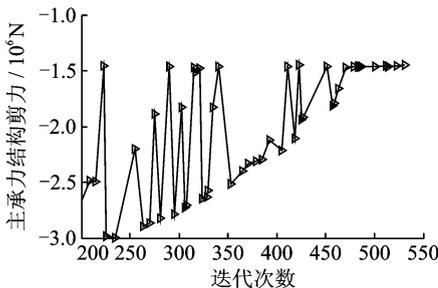


图7 主捆绑结构剪力优化历程

Fig. 7 Optimization process of shear force on main linkage structure

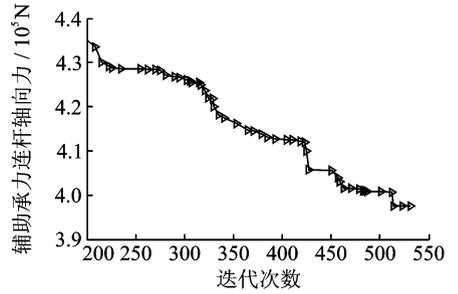


图8 辅助捆绑连杆轴向力优化历程

Fig. 8 Optimization process of axial force on auxiliary linkage structure

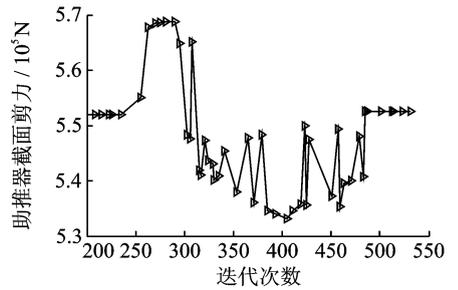


图9 助推器截面剪力优化历程

Fig. 9 Optimization process of shear force on booster

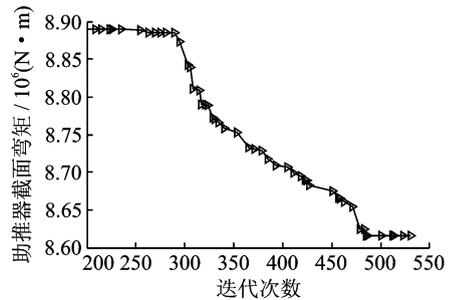


图10 助推器截面弯矩优化历程

Fig. 10 Optimization process of bending moment on booster

表3 多种优化算法的优化结果

Tab. 3 Optimization result of several optimization methods

优化方法	$F_{Crod}/$ kN	$F_{Axial}/$ kN	$F_{Shear}/$ kN	$ZF_{Shear}/$ kN	$ZM/$ (kN · m)
初始结果	406.3	-2 258.0	4 148.3	555.9	8 843.6
组合优化	397.5	-1 453.1	2 925.7	552.5	8 615.9
MOPSO	409.0	-1 722.1	2 938.5	539.7	8 696.4
SQP 优化	406.1	-1 444.4	2 494.2	535.0	8 736.0

表3 计算结果与原始设计相比,组合优化策略、MOPSO 算法和 SQP 算法在目标函数值的变化值对比情况如表4所示(负值代表降低,正值代表升高)。对比结果表明:基于MOPSO 算法和 SQP 算法的组合优化策略的优化结果要优于单独使用其中某一种算法。

组合优化前后设计参数的变化如表5所示,优化结果表明:(1)通过调整灵敏度较大的参数如  $\alpha$

表 4 多种优化算法优化数据对比

Tab. 4 Optimization data comparison of several optimization methods

优化方法	$F_{Crod}$	$F_{Axial}$	$F_{Shear}$	$ZF_{Shear}$	ZM
组合优化	-2.17	-35.65	-29.47	-0.61	-2.57
MOPSO 优化	0.66	-23.73	-29.16	-2.91	-1.66
SQP 优化	-0.05	-36.03	8.34	-3.76	-1.22

表 5 原始设计和优化设计比较

Tab. 5 Comparison of original design and optimized design

参数	$x_{upper}$	$x_{middle}$	$x_{down}$	$\alpha$	$\theta_1$	$K_{L2}/$	$K_{L3}/$	$K_{L6}/$	$K_{R1}/$	$K_{R2}/$	$K_{R3}/$	$K_{R4}/$	$K_{R5}/$	$K_{R6}/$
	/m	/m	/m	/( $^{\circ}$ )	/( $^{\circ}$ )	$K_{L20}$	$K_{L30}$	$K_{L60}$	$K_{R10}$	$K_{R20}$	$K_{R30}$	$K_{R40}$	$K_{R50}$	$K_{R60}$
初始	62.5	82.9	93.0	21.8	61.4	1	1	1	1	1	1	1	1	1
优化	62.0	82.8	93.4	14.8	63.0	1	100	1	1	100	1	47.9	40.1	100

注:  $K_{Ri0}$  ( $K_{Li0}$ ) 表示相应结构的初始刚度

大推力捆绑火箭超静定捆绑构型的传力路径经过组合优化之后的捆绑联接装置和助推器的结构载荷结果,同初始静定捆绑设计构型的计算结果比较如表 6 所示。作为最主要的承力结构,捆绑联接装置的受力得到了大幅度优化,其中相较于初始的静定设计构型,主捆绑结构轴向力从 -2 116.5 kN 减少到 -1 453.1 kN,降低了 31.34%,剪力从 4 204.9 kN 减少到 2 925.7 kN,降低了 30.42%;辅助捆绑连杆轴向力从 454.4 kN 减少到 397.5 kN,降低了 12.52%。经过本文对传力路径的优化,有效地改良了结构载荷的分布。

表 6 结构载荷优化前后比较

Tab. 6 Structural load comparison

优化方法	$F_{Crod}/$	$F_{Axial}/$	$F_{Shear}/$	$ZF_{Shear}/$	ZM/
	kN	kN	kN	kN	(kN·m)
静定方案	454.4	-2 116.5	4 204.9	494.6	8 894.4
超静定优化	397.5	-1 453.1	2 925.7	552.5	8 615.9
比较/ %	-12.52	-31.34	-30.42	11.71	-3.13

## 4 结 论

本文以大推力捆绑火箭捆绑方案设计为背景,主要完成了以下工作:

(1) 基于多学科优化软件 Isight,通过 PAT-RAN 的 PCL 语言对新一代超静定捆绑火箭进行了参数化建模、力学特性分析和参数灵敏度分析。

(2) 分别利用多目标粒子群算法、序列二次规划算法和结合两者优点的组合优化策略对传力路径进行优化,并比较 3 种算法的优化结果。优化结果表明:基于本文实现的多目标粒子群算法和序列二次规划算法的组合优化策略的优化结果,优于单独使用一种全局优化算法或局部优化算法。

和  $K_{R5}$  等可以有效地改变结构的载荷分布;(2) 应尽可能增大前后捆绑联接装置的安装距离,以减小捆绑联接装置的受力;(3) 增大后捆绑连杆(表 5 中  $K_{R4}$ 、 $K_{R5}$  和  $K_{R6}$ ) 和芯级后捆绑处联接框(表 5 中  $K_{L3}$ ) 的刚度可以转移部分载荷至受力较小的连杆,即通过控制结构局部刚度可以调整捆绑联接装置的受力。

(3) 经过本文的组合策略优化后,主捆绑联接结构的受力相较于初始设计静定捆绑构型减少了 30% 左右。本文研究成果将为我国新型捆绑火箭捆绑方案优化设计提供参考。

## 参考文献:

- [1] 龙乐豪,王小军,容易. 我国一次性运载火箭的发展展望[J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39(3): 460-463.  
Long Lehao, Wang Xiaojun, Rong Yi. Development prospects of expendable launch vehicle in China[J]. Sci Sin Tech, 2009, 39(3): 460-463.
- [2] 何巍,刘伟,龙乐豪. 下一代大推力运载火箭及其应用探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(1): 1-5.  
He Wei, Liu Wei, Long Lehao. Heavy launch vehicle and its application[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(1): 1-5.
- [3] 冯韶伟. 超静定捆绑火箭力学特性研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司, 2013.  
Feng Shaowei. Research on the mechanics character of hyper-static strap-on launch vehicle[D]. Beijing: China Aerospace Science and Technology Corporation, 2013.
- [4] Vasant G, Suresh B N. History of rocketry in India [J]. Acta Astronautic, 2009, 65 (11/12): 1515-1519.
- [5] 冯韶伟,刘竹生,马忠辉,等. 捆绑火箭助推器与芯级间捆绑联接技术应用进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(6): 20-23.  
Feng Shaowei, Liu Zhusheng, Ma Zhonghui, et al. Status of application of coupling technology in strap-

- on launch vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2012(6): 20-23.
- [6] 周媛英, 施君昭. 长征二号 E 并联火箭的传力分析[J]. *中国航天*, 1992(9): 16-18.  
Zhou Yuanyin, Shi Junzhao. Analysis of the force transmission for the parallel rocket CZ-2E[J]. *Aerospace China*, 1992(9): 16-18.
- [7] 曹涛, 董长虹. 基于组合优化策略的月球软着陆最优轨道设计[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(11): 1537-1541.  
Cao Tao, Dong Changhong. Optimization of lunar soft landing trajectory based on combinational algorithm[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(11): 1537-1541.
- [8] 晁涛, 王松艳, 杨明, 等. 基于组合优化算法的临近空间飞行器轨迹优化[J]. *宇航学报*, 2012, 33(2): 183-189.  
Chao Tao, Wang Songyan, Yang Ming, et al. Near space vehicle trajectory optimization approach based on hybrid SVM and GA algorithm[J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(2): 183-189.
- [9] Subbarao K, Shippey B M. Hybrid genetic algorithm collocation method for trajectory optimization [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, 32(4): 1396-1403.
- [10] 闫伟天, 罗明强, 刘虎, 等. 基于自动有限元建模的民机机翼结构布局优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(4): 463-468.  
Yan Weitian, Luo Mingqiang, Liu Hu, et al. Layout optimization of civil airplane wing structure based on automated finite element modeling [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(4): 463-468.
- [11] 潘忠文. 运载火箭动力学建模及振型斜率预示技术[J]. *中国科学 E 辑: 技术科学*, 2009, 39(3): 469-473.  
Pan Zhongwen. Modeling technology for dynamic characteristics and modal slope indicate of the launch vehicle[J]. *Sci Sin Tech*, 2009, 39(3): 469-473.
- [12] 刘晓路, 陈英武, 荆显荣, 等. 优化拉丁方试验设计方法及其应用[J]. *国防科技大学学报*, 2011, 33(5): 73-77.  
Liu Xiaolu, Chen Yingwu, Jing Xianrong, et al. Optimized latin hypercube sampling method and its application[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2011, 33(5): 73-77.
- [13] 周素素, 夏利娟. 全船结构静动态优化设计[J]. *振动与冲击*, 2013, 32(23): 69-74.  
Zhou Susu, Xia Lijuan. Whole-ship structural optimization under static and dynamic conditions [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2013, 32(23): 69-74.
- [14] Jafar R, Masoud E. Latin hypercube sampling applied to reliability-based multidisciplinary design optimization of a launch vehicle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1): 297-304.
- [15] Coello C A C, Pulido G T, Lechuga M S. Handling multiple objectives with particle swarm optimization [J]. *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, 2004, 8(3): 256-279.

