

大型捆绑助推器总体/动力/轨道一体化设计与优化^{*}

马加庆, 孙丕忠, 夏智勋, 周 进

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要 :在综合考虑固体火箭发动机设计、轨道设计和总体特性相互作用、相互影响的情况下,建立了捆绑助推器总体/动力/轨道一体化设计优化模型和系统分析模型,并应用遗传算法完成了某大型捆绑助推器 6 个设计参数的优选。结果表明,本文方法优化设计效果明显,优化所得助推器质量比原方案减轻了 17.7%。

关键词 :助推器;一体化设计;优化设计

中图分类号 :V421.1 文献标识码 :A

Trajectory, Solid Rocket and System Integration Design and Optimization of a Rocket with Two Boosters

MA Jia-qing, SUN Pi-zhong, XIA Zhi-xun, ZHOU Jin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :Considering the mutually interacting phenomenon of such aspects as trajectory, solid rocket motor and system, a set of mathematical analytical models for the design and optimization of rocket were developed. An optimizing calculation with 6 design parameters for the rocket was made by using genetic algorithm. It shows that the optimized concept reduced 17.7% of the booster mass of the primary, indicating that the optimized results are satisfactory.

Key words :booster; integration design; optimum design

下一代可重复使用运载器(RLV)是目前各航天大国研究的热点之一,由于单级入轨方案在近期内还存在较大的技术难度,近、中期的目标是实现以火箭为动力的可部分或完全重复使用的两级入轨 RLV。在最近提出的两级入轨方案中,类似于航天飞机的大型捆绑助推器方案被许多 RLV 系统所采用^[1]。本文在给定芯级飞行器和飞行指标条件下,对某大型捆绑助推器进行了总体/动力/轨道一体化设计与优化,从而最大限度地减轻助推器质量,降低 RLV 的设计和使用成本。

1 一体化设计优化模型

1.1 目标函数与约束条件

目标函数选为:对给定的有效载荷和约束条件使固体助推器初始质量 m_{01} 最小。

约束条件选为:顶点马赫数 $mach_{peak} \geq$ 某一值、顶点高度 $height_{peak} \geq$ 某一值、最大轴向过载 $n_{x,max} \leq$ 某一值、最大法向过载 $n_{y,max} \leq$ 某一值、最大动压 $q_{max} \leq$ 某一值。

1.2 设计变量

因为飞行器的飞行指标与发动机推力时间曲线、气动特性及飞程序角息息相关,所以,某捆绑助推器可选择下述参数为设计变量:助推发动机平均推力 F 、助推发动机外径 d_e 、助推段转弯常数 a 、助推段最大攻角 α_m 、助推段拉起结束时刻 t_1 、主发动机工作期间俯仰角变化率 $\dot{\varphi}$ 。其中,助推发动机外径 d_e 根据固体火箭发动机直径序列取离散值。

^{*} 收稿日期:2005-06-25
基金项目:国家 863 基金资助项目
作者简介:马加庆(1969—)男,博士生。

1.3 优化方法与流程

优化方法选用改进的基于方向的遗传算法^[2],其优化流程如图1所示。

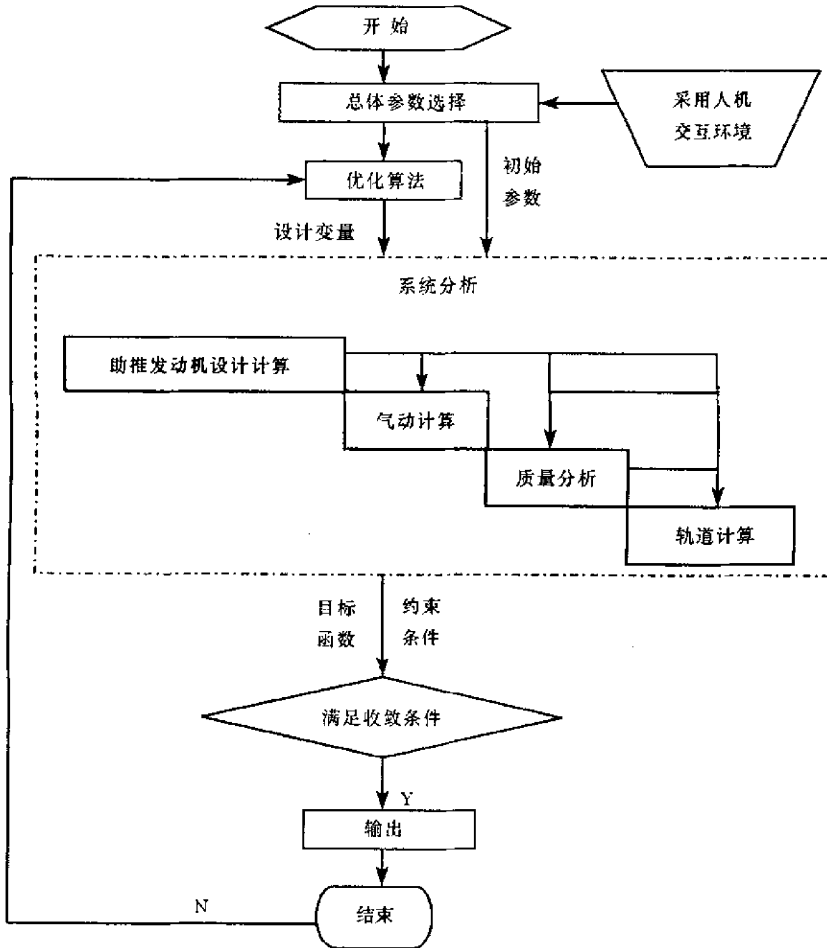


图1 助推器一体化设计优化流程图

Fig.1 Integration design and optimization flow chart of booster

2 系统分析模型

由图1可知:在优化过程中,计算目标函数和约束条件值需要通过系统分析来完成。系统分析模型包括助推发动机设计计算模型、气动力系数工程估算模型、质量分析模型和轨道计算模型四大部分。

2.1 助推发动机设计计算模型

助推发动机设计计算模型以某原型发动机为基础,即发动机设计时取燃烧室平均工作压力 \bar{P}_c 、膨胀比 ϵ 、质量比 $mass_ratio$ 、实际比冲 I_{sp} 、平均燃速 \bar{r} 、特征速度 C^* 、厚度 α (包括壳体、绝热层和包覆层厚度)和装药 m 数为预定值,发动机其它主要设计参数可根据设计变量 F 和 d_e 以及上述参数进行计算,具体计算公式如下:

$$\text{燃烧时间} \quad t_b = \frac{(d_e - 2\delta) \cdot (m - 1)}{2 \cdot m \cdot \bar{r}} \quad (1)$$

$$\text{总冲} \quad I_{tot} = F \cdot t_b \quad (2)$$

$$\text{装药量} \quad m_p = I_{tot} / I_{sp} \cdot \text{安全余量系数} \quad (3)$$

$$\text{发动机质量} \quad m_{en} = m_p / mass_ratio \quad (4)$$

$$\text{喉部面积} \quad S_t = \frac{m_p \cdot C^*}{P_c \cdot t_b} \quad (5)$$

$$\text{喷管出口面积} \quad S_e = S_t \cdot \varepsilon \quad (6)$$

2.2 气动力系数工程估算模型

捆绑助推器气动力系数工程估算模型采用部件组合法。认为组合体的气动特性由芯级飞行器与固体助推器的气动特性在考虑相互干扰后叠加而成。芯级飞行器气动特性采用 CFD 数值计算结果,固体助推器气动特性采用工程估算结果。芯级飞行器与固体助推器的干扰系数 $K_{core-booster}$ 和 $K_{booster-core}$ 可由参考文献 [3] 查取。则组合体气动特性计算公式如下:

$$\text{升力系数} \quad C_y = C_{y_{core}} \cdot K_{booster-core} + 2 \cdot K_{core-booster} \cdot C_{y_{booster}} \cdot \frac{S_{booster}}{S_{core}} \quad (7)$$

$$\text{阻力系数} \quad C_x = 0.7 \cdot C_{x_{core}} + 2 \cdot (0.7 \cdot C_{x0_{booster}} + 0.9 \cdot C_{xi_{booster}}) \cdot \frac{S_{booster}}{S_{core}} \quad (8)$$

$$\text{压心} \quad x_p = \frac{x_{p_{core}} \cdot C_{y_{core}} + x_{p_{booster}} \cdot 2 \cdot C_{y_{booster}} \cdot (S_{booster}/S_{core})}{C_y} \quad (9)$$

其中 $S_{booster}$ 为固体助推器的参考面积, S_{core} 为芯级飞行器的参考面积。

2.3 质量分析模型

单发助推器起飞质量可表示为

$$m_{01} = m_{en} + m_{attach} \quad (10)$$

其中 m_{en} 为固体助推发动机质量,按(1)~(4)式计算; m_{attach} 为附加质量(包括整流罩质量和连接分离装置质量等),设计时取预定值。

2.4 轨道设计与计算模型

轨道计算的任务是在给出火箭起飞质量、气动力系数以及发动机参数的前提下计算出火箭的标准轨道及特征点参数。由于火箭的轨道参数与发射点的位置、方向、环境等发射条件有关,在不同条件下所获得的轨道参数是不同的,因此,方案设计时,只计算标准发射条件下的标准轨道参数,并认为火箭是理想控制情况,即火箭在发射平面内运动,其俯仰角按标准程序角变化。这样,轨道计算模型可采用平面三自由度刚体模型,其详细计算公式参见文献 [4] [5]。某两级入轨 RLV 采用空中水平发射方式发射,其飞程序角可按下式设计^[2]:

$$\text{投放及助推段} \quad \varphi(t) = \begin{cases} \theta(t) + \alpha(t) & 0 \leq t \leq t_1 \\ \theta(t) & t_1 < t < t_2 \\ \varphi_1 & t = t_2 \end{cases} \quad (11)$$

$$\text{主发动机工作段} \quad \varphi(t) = \varphi_1 + \dot{\varphi}(t - t_2) \quad t_2 < t \leq t_3 \quad (12)$$

式中 $\alpha(t) = 4\alpha_m e^{-at}(1 - e^{-at})$ 为飞行攻角^[2], α_m 为最大攻角, a 为转弯常数, $\theta(t)$ 为速度倾角, t_1 为拉起结束时间, t_2 为助推器耗尽关机时间, $\dot{\varphi}$ 为主发动机工作期间程序角变化率, t_3 为主发动机工作结束时间。

3 优化结果与分析

采用上述方法对某大型捆绑助推器进行一体化设计优化后,在满足相同设计指标前提下,优化方案的助推器初始质量比原方案的减轻了 17.7%(原方案按正交试验设计思路:首先按芯级飞行器容许的布局空间确定固体火箭助推器的外形尺寸范围,再根据助推器外形尺寸范围和固体火箭发动机直径序列,确定数组固体助推器的直径和推力组合方案,然后针对上述方案进行气动力系数工程估算,并选定几组轨道设计参数组合方案进行轨道计算,最后以上述组合方案中最接近设计指标的方案为基准,逐步调节推力并进行轨道计算,直至满足设计指标为止)。优化方案助推器初始质量减小的主要原因是在确定设计参数时综合考虑了总体、动力、气动、轨道等的相互影响。优化方案的飞行攻角和俯仰角——时

间曲线分别如图2和图3所示。

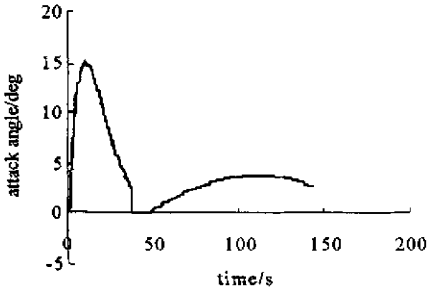


图2 飞行攻角—时间曲线

Fig.2 The flight attack angle and time curve

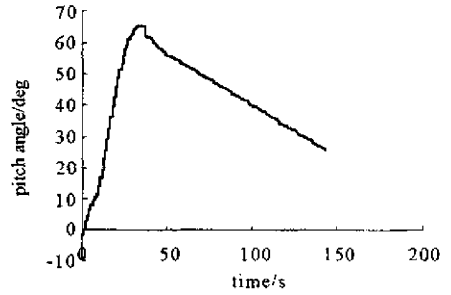


图3 俯仰角—时间曲线

Fig.3 The pitching angle and time curve

图中结果表明:优化方案飞行攻角和俯仰角连续性好,且最大攻角不大,满足设计要求。

4 结论

在综合考虑固体火箭发动机设计、轨道设计和总体特性关系的情况下,对某大型捆绑助推器以初始质量最小为目标,建立了一套较为完整的总体/动力/轨道一体化设计优化模型和系统分析模型,编制了相应软件,并应用遗传算法完成了某大型捆绑助推器6个设计参数的优选。结果表明:本文方法可快速完成某大型捆绑助推器的参数设计,并且优化设计效果明显,优化所得助推器质量比原方案减轻了17.7%。本文模型和软件也可推广应用到其它固体火箭的方案论证和初步设计过程中去。

参考文献:

- [1] 才满瑞,王向阳,刘兴武,等.国外航天运载器的发展状况、发展趋势及采用的关键技术[J].导弹与航天运载技术,1998(3).
- [2] 孙丕忠,夏智勋,郭振云.水平空中发射固体运载火箭轨道设计与优化[J].固体火箭技术,2004,27(2).
- [3] 严恒元.飞行器气动特性分析与工程估算[M].西安:西北工业大学出版社,1990.
- [4] 龙乐豪,等.总体设计(上)[M].北京:宇航出版社,1989.
- [5] 贾沛然,等.远程火箭弹道学[M].长沙:国防科技大学出版社,1993.

