

# 多级固体运载火箭总体/弹道/轨道一体化设计与优化

肖飞, 向敏, 张为华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**针对小型多级固体运载火箭,设计了合理的飞行轨迹,并综合分析弹道设计、轨道设计和总体特性相互作用,建立了总体/弹道/轨道一体化优化设计数学模型。应用自适应模拟退火法、虎克直接搜索法、多岛遗传算法、逐次近似法和有向启发式搜索法,针对300 km LEO轨道进行了多级固体运载火箭总体/弹道/轨道一体化优化,并比较了5种算法优化结果。计算表明:所建立的一体化优化设计模型是合理的;总体参数优化结合轨迹优化最大程度地挖掘了运载火箭整体设计性能,并且优化设计效果明显,优化所得变轨消耗推进剂质量比原方案减轻了12%。该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。

**关键词:**弹道;轨道;一体化优化;多级固体运载火箭

**中图分类号:** V421.1   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1009-3516(2008)05-0019-05

随着空间技术的进步,空间军事利用价值被前所未有的体现、开发和利用,其军事应用正由空间支援向空间作战转变。快速进入空间和应用空间成为发展的必然,是未来空间技术发展的方向<sup>[1-7]</sup>。多级固体运载火箭是实现微小卫星“快速、机动、廉价、可靠”发射的一种有效途径。在方案设计阶段,总体参数结合弹道/轨道一体化优化能最大程度地挖掘运载火箭设计潜能。该一体化设计思想可以充分考虑到子系统对总体性能的影响,国内外发动机和飞行器等领域科研人员,已经对此方法作了大量研究,并将其运用于实践中<sup>[8-13]</sup>。一体化设计优化的关键在于选择合适的设计变量和目标函数,解决各学科间参数相互耦合问题,使火箭最佳地满足设计指标和设计约束。本文从一体化设计优化思想出发,针对某小型多级固体运载火箭,分析并设计了其最优飞行轨迹,就优化目标函数和设计变量的选择确定、优化计算数学模型和一体化优化算法等几大问题进行了深入研究,得到了较理想的优化结果。

## 1 固体火箭总体优化设计问题

### 1.1 飞行轨迹规划

目前广为采用的发射轨道有4种形式:弹道直接入轨、弹道滑行入轨、转移轨道入轨、停泊轨道入轨。其中直接入轨和弹道滑行入轨方式适用于发射低轨卫星,转移轨道入轨方式适用于发射中高轨卫星,停泊轨道入轨方式适用于发射高轨卫星。

课题所研究的运载火箭主动力采用固体火箭推进,相对于液体推进运载火箭,有比冲较低的缺点,因此在发射轨道规划时,须选择一种比较节省能量的入轨方式。发射中低轨卫星,可选择弹道直接入轨或滑行入轨两种方式,通过比较两者特征速度差 $\Delta V$ ,对比其消耗能量情况(如图1所示)。由图1可知,针对轨道高度范围为200 km-600 km的小型固体运载火箭,当滑行段转过地心角 $\eta$ 小于 $40^\circ$ 时,直接入轨比滑行入轨消耗更多推进剂,因此发射弹道选择滑行入轨形式。

确定发射段飞行程序为:主动段OA依次分离各级发动机;主动段结束,飞行器经过一次变轨(末助推段AB),进入椭圆过渡轨道,经过轨道转移至远地点时末助推发动机二次点火,施加变轨推力(远地点变轨段

收稿日期:2007-10-11

基金项目:国家“863”计划资助项目(2006AAX02201)

作者简介:肖飞(1983-),女,湖南益阳人,博士生,主要从事飞行器总体设计研究。E-mail:phoebe.xixi@163.com

CD), 飞行器进入目标轨道 DF, 如图 2 所示。椭圆过渡轨道平面与目标轨道一致, 远地点高度为目标轨道高度。

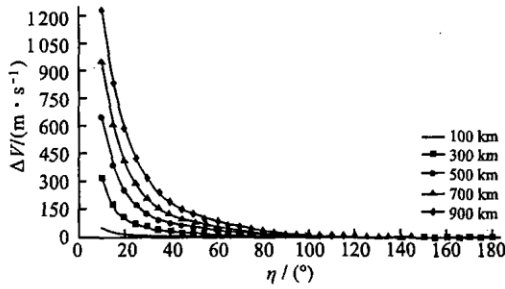


图 1 近地高度卫星弹道直接/滑行入轨特征速度差与滑行段地心角关系

Fig. 1 The relationship between the geocentric angle of slide and the characteristic velocity of direct/slide - in orbit of low earth orbit satellites

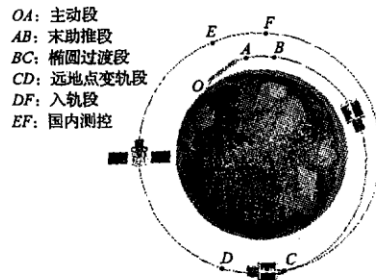


图 2 运载火箭飞行轨迹

Fig. 2 The trajectory of vehicle

### 1.2 优化问题数学描述

多级固体运载火箭总体/弹道/轨道一体化设计优化问题描述如下:

$$\begin{cases} \min_x f(x, p) = \min_x [M(x, p)] \\ \text{s. t. } g_{i1} \leq g_i(x, p) \leq g_{i2}; \quad x_{\min} \leq x \leq x_{\max} \\ x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T; \quad p = [p_1, p_2, \dots, p_m]^T \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$  为设计变量;  $p = [p_1, p_2, \dots, p_m]^T$  为总体设计参数;  $g_i(x, p)$  为约束条件;  $f(x, p)$  为优化设计目标函数。

1) 目标函数和约束条件。运载火箭总体/弹道/轨道一体化设计优化的目标函数, 应能反映主要性能指标和约束条件。运载火箭性能优化的主要性能指标通常可归纳为以下 4 点: ①最大射程或最大主动段终点速度; ②最小起飞质量; ③最大有效载荷; ④最小成本。由于本文所研究运载火箭对起飞质量和运载能力有明确要求, 并且有效载荷的轨道机动能力是一项重要的战技指标, 因此选择目标函数为: 给定有效载荷和轨道高度, 使变轨所消耗推进剂质量最小。

约束条件: 最大轴向过载  $n_{x, \max} \leq m_1$ ; 最大法向过载  $n_{y, \max} \leq m_2$ ; 轨道倾角  $m_3 \leq i \leq m_4$ ; 主动段关机点高度  $h_k \geq m_5$ ; 最大动压  $q \leq m_6$ 。

2) 设计变量。本文所研究的运载火箭主动力采用 3 级串联固体火箭, 末助推发动机需二次点火, 采用液体末助推推进。故优化设计变量取各级火箭飞行时序、俯仰角变化律、发射方位角等, 分别为: 发射方位角  $A_0$ , 运载器垂直起飞时间  $t_1$ , 俯仰角变化系数  $fig$ , 程序转变时间  $t_2$ , 4 级第一次点火当地速度倾角  $\theta_6$ , 4 级第一次点火作用时间  $t_6$ 。

## 2 系统分析模型

### 2.1 飞行程序控制模型

点火起飞后, 在一级主动段设计程序转弯段, 转弯结束后, 各阶段飞行器保持零攻角飞行。转弯程序设计如下:

$$\phi_{cr} = 0 \quad (2) \quad \gamma_{cr} = 0 \quad (3)$$

$$\phi_{cr} = \begin{cases} 90, & 0 \leq t \leq t_1 \\ 90 + (90 - fig) \left[ \left( \frac{t - t_1}{t_2 - t_1} \right)^2 - 2 \left( \frac{t - t_1}{t_2 - t_1} \right) \right], & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \theta_{dh}, & t_2 \leq t \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $t_1$  为运载器垂直起飞时间;  $t_2$  为程序转弯时间, 此时运载器飞行马赫数在 0.8 - 0.9 之间。

## 2.2 弹道计算模型

在地面发射系下建立运载火箭质心运动方程如下:

$$m \frac{\delta^2 r}{\delta t^2} = P + R + F_c + mg + F_k' - m\omega_e(\omega_e r) - 2m\omega_e \frac{\delta r}{\delta t} \quad (5)$$

利用瞬时平衡假设,建立运载火箭绕质心运动方程如下:

$$\alpha = \varphi_{pr} - \omega_{ez}t - \theta \quad ; \quad \beta = (\omega_{ex}\sin\varphi - \omega_{ey}\cos\varphi)t - \sigma \quad ; \quad \gamma = -(\omega_{ey}\sin\varphi + \omega_{ex}\cos\varphi)t \quad (6)$$

考虑地球  $J_2$  项对引力的影响,可将引力项描述如下:

$$mg = mg_r r^0 + mg_{\omega_e} \omega_e^0; \quad g_r' = -\frac{fM}{r^2} \left[ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{a_c}{r} \right)^2 (1 - 5\sin^2\varphi) \right]; \quad g_{\omega_e} = -3 \frac{fM}{r^2} J_2 \left( \frac{a_c}{r} \right)^2 \sin\varphi \quad (7)$$

## 2.3 轨道计算模型

利用活力积分公式

$$v^2 = \mu(2/r - 1/a) \quad (8)$$

可以很方便地计算出轨道上任意一点的速度  $v$ 。

两次霍曼转移冲量作用点高度分别为

$$h_1 = -\mu r_k / (r_k v_k^2 - 2\mu) - R_e + c_1 \quad (9) \quad h_2 \approx \text{目标圆轨道高度} \quad (10)$$

式中:  $r_k$  为关机点高度;  $v_k$  为关机点速度。

## 2.4 运载火箭质量模型

运载器质量包括各级发动机推进剂质量、发动机结构质量、子级结构质量、电子设备质量、有效载荷质量及其它质量,其计算式为

$$m_0 = \sum m_{p,i}(t) \sum m_{s,i} + m_g + m_c \quad (11)$$

式中:  $m_{p,i}(t)$  为各级发动机装药量;  $m_{s,i}$  为各级发动机结构质量;  $m_g$  为有效载荷质量,  $m_c$  为整流罩质量。

## 2.5 推力计算模型

优化模型中采用发动机地面试车数据。运载火箭飞行高度变化,外界环境压强随之改变,引起发动机实际推力变化,故对推力进行如下修正:

$$F_{\text{real},i} = F_{0,i} + (P_0 - P_a(h))A_i \quad (12)$$

在真空飞行状态下,推力修正表达式为

$$F_{\text{real},i} = F_{0,i} P_a(h) A_i \quad (13)$$

## 2.6 气动力计算模型

气动力计算模型包括纵向气动特性参数计算、横向气动特性参数计算、动导数特性计算、各子级在给定马赫数及攻角时阻力系数计算。优化模型中利用求出的轴向力系数和法向力系数,确定运载火箭升力系数和阻力系数,从而确定出飞行过程中运载火箭受气动力作用情况。其计算式为

$$C_Y = c_n \cos\alpha - c_a \sin\alpha \quad ; \quad C_X = c_n \sin\alpha - c_a \cos\alpha \quad (14)$$

式中:  $C_Y, C_X$  分别为升力系数和阻力系数;  $c_n, c_a$  分别为法向力系数和轴向力系数。

# 3 算例及计算结果分析

## 3.1 优化方法及流程

目前广泛使用的优化算法大致为3类:数值优化方法、探索优化方法和专家系统优化方法。多级固体运载火箭总体/轨迹参数优化问题的目标函数解析表达式比较复杂,属不可微分非线性问题,可采用的数值优化方法包括 Hooke - Jeeves 直接搜索法(HJ)和逐次近似法(SAM);探索优化方法包括多岛遗传算法(MIGA)和自适应模拟退火法(ASA);专家系统优化方法为有向启发式搜索法(DHS)。优化设计流程如图3所示。

## 3.2 优化结果分析

依据本文所建立的总体/弹道/轨道一体化优化模型,对某SLV固体运载火箭进行优化。目标轨道为300 km 太阳同步圆轨道,轨道倾角限制为  $i \approx 96.65^\circ$ ,飞行过载限制为  $n_x \leq 1.65 g, n_y \leq 1.5 g$  最大动压限制为  $q \leq 0.01 \text{ MPa}$ 。

分别采用自适应模拟退火法(ASA)、Hooke - Jeeves 直接搜索法(HJ)、多岛遗传算法(MIGA)、逐次近似

法(SAM)和有向启发式搜索法(DHS)5种优化方法的计算结果如表1所示。为便于比较,各种方法的优化结果均以DHS优化结果为参考进行归一化处理。

以优化循环次数 $N$ 来衡量优化过程消耗时间。由表1可知,各种优化方法所得优化结果差别较大,相比较而言,采用逐次近似方法(SAM)优化效率较高,优化循环次数比DHS方法优化循环次数减少24%;而采用多岛遗传算法(MIGA)所得优化目标值较小,末助推消耗推进剂量 $M_p$ 比DHS方法优化结果减小1%。本文所研究优化问题,轨道入轨高度、速度和轨道倾角等条件必须严格满足约束,因此选择MIGA算法以获得更优结果。通过MIGA优化,目标函数值——变轨消耗燃料质量比原方案减少12%,各项约束条件均很好满足,轨道入轨条件计算值在精度控制范围内。

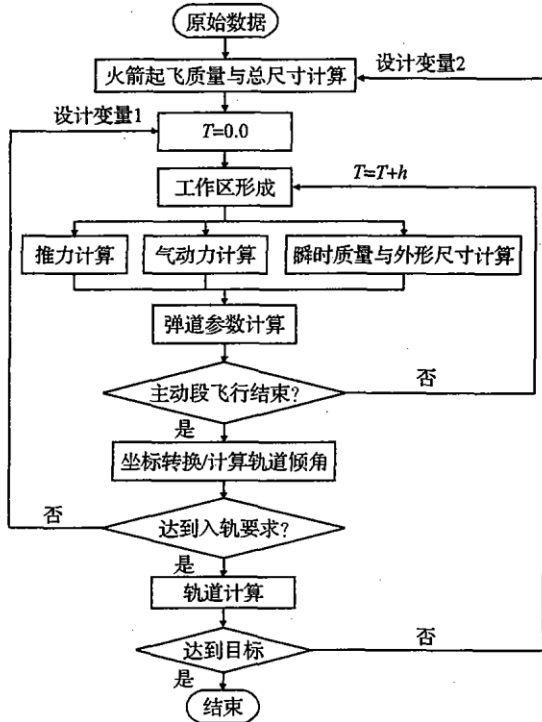


图3 总体/弹道/轨道一体化设计优化流程

Fig.3 Flow chart of major/ballistic/orbit optimization

表1 不同优化方法优化的归一化结果

Tab.1 The normalized result of different optimization methods

参数	ASA	HJ	MIGA	SAM	DHS
$A_0$	0.991 6	0.996 9	0.999 5	0.997 3	1
$t_1$	0.917 8	1.027 8	0.879 3	1.010 0	1
$t_2$	1.085 1	1.000 0	1.0567	1.000 0	1
fig	1.000 58	1.003 1	1.001 3	1.000 0	1
$t_4$	0.990 97	0.980 4	0.980 5	1.000 0	1
$T_b$	0.982 7	0.938 8	1.032 7	1.060 6	1
$M_p$	1.064 1	1.000 4	0.991 1	1.021 6	1
$N_x$	1.006 5	1.003 5	1.000 0	1.002 3	1
$N_y$	0.723 8	1.123 6	0.672 3	1.048 7	1
$i$	1.000 3	1.004 0	1.001 9	0.996 6	1
$N$	1.365 3	1.458 1	2.021	0.760 5	1

图4、图5给出了优化前后运载火箭飞行速度、高度随时间的变化情况。从图中可看出,优化后运载器能量得到更大提高。

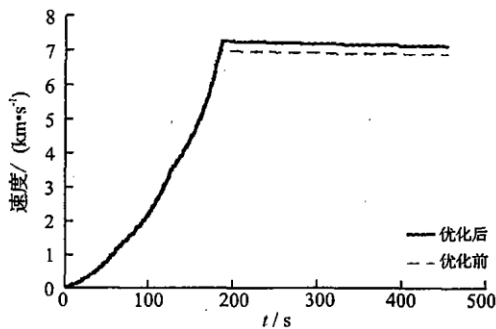


图4 优化前后飞行速度变化

Fig.4 Variation of velocity before & after optimized

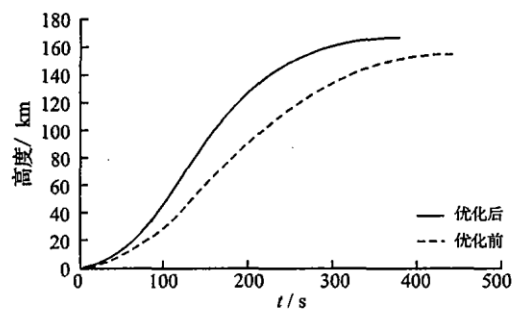


图5 优化前后飞行高度变化

Fig.5 Variation of flying altitude before & after optimized

## 4 结论

通过比较分析,选择MIGA算法进行优化,以获得更优结果。优化结果表明:本文所建立的一体化优化

设计模型是合理的;总体参数优化结合轨迹优化最大程度地挖掘了运载火箭整体设计性能,并且优化设计效果明显,优化所得变轨消耗推进剂质量比原方案减轻了12%。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 ] Dr Steven H, Walker. Falcon Hypersonic Technology Overview[R]. AIAA 2005 - 3253.
- [ 2 ] Eric Besnard, John Garvey. Aerospike Engines for Nanosat and Small Launch Vehicles[R]. AIAA 2004 - 6005.
- [ 3 ] Scott Schoneman, Lou Amorosi, Ron Willey, et al. OSP - 2 Minotaur IV Space Launch Vehicle; Low Cost, Low Risk Spacelift to LEO GTO GEO, and Beyond[R]. AIAA 2004 - 6002.
- [ 4 ] Scott Schoneman, Mark Chadwick, Lou Amorosi, et al. The OSP - 2 Family of Launch Vehicles Using Surplus Minuteman and Peacekeeper ICBM Motors [R]. AIAA 2003 - 6391.
- [ 5 ] Pinnell E A, Leslie T. Falcon 20 Microgravity Aircraft; Operational Challenges [R]. AIAA 2002 - 1003.
- [ 6 ] Marti Sarigul Klijn, Ph D, Nesrin SarigulKlijn, et al. Trade Studies for Air Launching a Small Launch Vehicle from a Cargo Aircraft [R]. AIAA 2005 - 0621.
- [ 7 ] Chiang M J, Su Y P, Chang S D. The Optimization of Rocket Vehicles[R]. AIAA 83 - 1251.
- [ 8 ] Menon P KA, Briggs M, Ballou R N. Application of Numerical Optimization Techniques for Design of Optimum Trajectory and Propulsion Subsystem Combination[R]. AIAA 87 - 0128.
- [ 9 ] Anderson M, Burkhalter J, Jenkins R. Multi - disciplinary Intelligent System Approach to Solid Rocket Motor Design Part I: Single and Dual Goal Optimization[R]. AIAA 2001 - 3599.
- [ 10 ] 罗亚中,唐国金,梁彦刚,等. 近地轨道运载火箭轨迹/总体参数一体化优化设计[J]. 中国空间科学技术, 2003, 10(5):16 - 32.  
LUO Yazhong, TANG Guojin, LIANG Yangang, et al. Integrated Optimization Design for Trajectory/System Parameter of Low Earth Orbit Launch Vehicle[J]. Chinese Space Science and Technology, 2003,10(5):16 - 32. (in Chinese)
- [ 11 ] 马加庆,孙丕忠,夏智勋,等. 大型捆绑助推器总体/动力/轨道一体化设计与优化[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(1):1 - 4.  
MA Jiaqing, SUN Pizhong, XIA Zhixun, et al. Trajectory, Solid Rocket and System Integration Design and Optimization on Rocket with Two Boosters[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006,28(1):1 - 4. (in Chinese)
- [ 12 ] 赵建军,夏智勋,胡建新,等. 遗传算法处理导弹一体化优化中隐式约束问题探讨[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(2):127 - 130  
ZHAO Jianjun, XIA Zhixun, HU Jianxin, et al. Research of GA for the Problems Restricted by the Implicit Formula in the Integral Design Optimization[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2005,27(2):127 - 130. (in Chinese)
- [ 13 ] 周文勇,袁建平,罗建军. 跨大气层飞行器空间转移轨道优化设计[J]. 西北工业大学学报:自然科学版, 2005, 6(3): 324 - 327.  
ZHOU Wenyong, YUAN Jianping, LUO Jianjun. Optimization Design of Space Transfer Orbit of Transatmospheric Vehicle [J]. Journal of Northwestern Polytechnic University: Natural Science Edition, 2005, 6(3):324 - 327. (in Chinese)

(编辑:田新华)

(下转第42页)

- [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(1): 137 - 140. (in Chinese)
- [10] He You. Performance of Some Generalized Modified Order Statistics CFAR Detectors with Automatic Censoring Technique in Multiple - target Situations[J]. IEEE Proc F, 1994, 141(4): 205 - 212.

(编辑:田新华)

## A New Greatest Selection CFAR Algorithm Based on Ordered Statistics And Unbiased Minimum - Variance Estimation

WANG Jian - hao<sup>1</sup>, YAN Li - hua<sup>2</sup>, MA Ming<sup>2</sup>

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University Xi'an 710038, China; 2. The First Aeronautic Institute of Air Force, Xinyang 464000, Henan, China)

**Abstract:** In order to improve the detection performance of constant false alarm detectors in multi - targets environment and effectively control the rise of false alarm rate at the clutter edges, a new CFAR detecting algorithm (OS-UMGO - CFAR) is proposed based on efficient unbiased minimum - variance estimation (UMVE). In this algorithm, OS and UMVE methods are respectively adopted to create two local noise power estimations, the maximum value of them is used to set an adaptive detection threshold. Under Swerling II assumption, the analytic expressions of MGF and ADT in homogeneous background are derived, again the analytic expressions of Pd in multi - targets environment and the peak of false alarm rate at clutter edges are derived. With numerical analysis, the CFAR - LOSS and peak of false alarm rate are taken respectively as the measurement of performance in multi - targets environment and at the clutter edges. The analysis results show that the algorithm is better than OSTMGO and GOSCO in performance in non - homogeneous background.

**Key words:** detection; constant false alarm rate (CFAR); unbiased minimum - variance estimation; peak of false alarm rate

(上接第 23 页)

## Orbit, Trajectory and System Integration Design and Optimization of Multi - Stage Solid Rocket

XIAO Fei, XIANG Min, ZHANG Wei - hua

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, Hunan, China)

**Abstract:** Considering the mutually interacting phenomenon of such aspects as trajectory, orbit and system, this paper designs a suitable trajectory and presents a mathematical model of system/trajectory/orbit integration design and optimization for the small - sized multi - stage solid rocket. By adopting Adaptive Simulated Annealing, Hooke - Jeeves direct searching method, Multi - Island Genetic Algorithm, Successive Approximation method and Directed Heuristic searching method, a major/trajectory/orbit integration optimization for a multi - stage solid rocket is performed aimed at 300 km LEO, and then the optimization results of the five methods are compared with each other. According to the results, here comes to a conclusion that: the model of integration optimization is reasonable; parameter optimization of major design integrated with trajectory optimization digs out the vehicle's merit to a great extent; what's more, the optimization has great effect on vehicle design, and the liquid fuel consumed in orbit - transfer is decreases by 12%. The models and the software can be generalized to the scheme demonstration and conceptual design of other solid rockets.

**Key words:** trajectory; orbit; integration optimization; multi - stage solid rocket