

# 基于序列近似优化方法的 探空火箭气动/动力一体化优化

黄昊, 彭科, 武泽平, 江振宇, 张为华

(国防科学技术大学航天科学与工程学院, 湖南长沙, 410073)

**摘要** 总体设计是探空火箭研制的先行牵引工作, 是一项复杂的系统工程。针对探空火箭总体设计一体化优化问题, 基于序列近似优化方法, 将代理模型方法应用于优化过程, 通过不断更新代理模型和采样点对最优解进行高效预测, 是对复杂模型进行优化设计的有效方法。针对某单级固体探空火箭, 建立其弹道、动力、气动计算模型, 使用序列近似优化方法, 以火箭理论弹道顶点高度最大为优化目标, 对其气动/动力参数进行一体化优化, 最后得到一组较优的总体设计参数。结果表明: 整个优化过程模型调用次数少, 收敛速度快, 工作效率较高, 体现了序列近似优化方法的优越性。

**关键词** 探空火箭; 序列近似优化方法; 总体参数优化

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.06.004

**中图分类号** V421 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)06-0017-05

## Aerodynamic/Power Integrated Optimization of the Sounding Rocket Based on the Sequential Approximate Optimization

HUANG Hao, PENG Ke, WU Ze-ping, JIANG Zhen-yu, ZHANG Wei-hua

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

**Abstract:** Aimed at a certain type of a single stage solid sounding rocket, trajectory, power and aerodynamic models are established in this paper. Taking the maximum height of rocket theory trajectory peak as optimization goal, the aerodynamic/power integrated optimization are realized by using the method of sequential approximate optimization to obtain a set of better parameters in conception design. In the whole process of optimization, the number of times for shifting model is less and the convergence is quick in velocity.

**Key words:** sounding rockets; sequential approximate optimization; optimization of overall parameters

探空火箭是近代火箭技术发展过程中研制较早、用途广泛的一种实用火箭<sup>[1]</sup>。总体设计是探空

火箭研制的重要步骤。其本质是对总体参数的优化设计。

**收稿日期:** 2014-04-28

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目(51105368); 国防科技大学优秀研究生创新资助项目(S130105)

**作者简介:** 黄昊(1989-), 男, 江苏溧阳人, 硕士生, 主要从事飞行器总体设计与系统分析研究. E-mail: huanghaoguoer89@aliyun.com

**引用格式:** 黄昊, 彭科, 武泽平, 等. 基于序列近似优化方法的探空火箭气动/动力一体化优化[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2014, 15(6): 17-21. HUANG Hao, PENG Ke, WU Zeping, et al. Aerodynamic/power integrated optimization of the sounding rocket based on the sequential approximate optimization[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(6): 17-21.

以单级固体探空火箭为例,其动力、气动、弹道学科耦合紧密,形成多变量(连续、离散变量共存)、多目标、多极值、目标函数和约束条件非线性非解析函数的复杂优化问题,使传统优化启发搜索算法(包括基于梯度的优化算法和 Powell 法等直接优化算法)面临严峻挑战<sup>[2]</sup>。

基于代理模型的设计优化<sup>[3]</sup>在探空火箭等飞行器总体设计中具有重要的意义,序列近似优化方法通过不断更新代理模型和采样点对最优解进行高效预测,从而实现复杂模型好优化<sup>[4]</sup>。

本文针对某单级固体探空火箭,建立其弹道、气动、动力计算模型。使用序列近似优化方法,以火箭理论弹道顶点高度最大为优化目标,对其气动/动力参数进行一体化优化,最后得到一组较优的总体设计参数。

## 1 探空火箭的弹道模型

单级探空火箭的最大飞行高度大都在 120 km 以下。在列出探空火箭质心运动方程时可以采用下列简化假定<sup>[5]</sup>:①地球自转对火箭飞行弹道的影响忽略不计;②地球表面形状简化成平面(其与通过火箭发射点的水平面平行),地球引力与该平面垂直;③飞行攻角为零度,即火箭纵轴方向(指向箭头)与质心速度方向一致;④火箭发动机的推力方向与火箭纵轴方向相同;⑤火箭的质心位于火箭纵轴上;⑥风速为零,即不考虑风对火箭飞行弹道的影响。基于此,探空火箭自由飞行状态的质心运动,满足下列的运动学方程和动力学方程:

$$\begin{cases} \frac{dX}{dt} = v \cos\theta \\ \frac{dY}{dt} = v \sin\theta \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = \delta(F) - D - mg \sin\theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} = -mg \cos\theta \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $t$  为探空火箭的飞行时间;  $m$  为探空火箭的瞬时质量;  $v$  为探空火箭的质心运动速度;  $\theta$  为探空火箭速度方向角;  $F$  为探空火箭推力;  $D$  为探空火箭所受的气动阻力;  $g$  为地球重力加速度;  $X$  为探空火箭质心相对于发射点的水平距离( $X$  轴方向为射向);  $Y$  为探空火箭质心相对于发射点的垂直高度。

$$\delta(F) = \begin{cases} F & , \text{动力飞行段} \\ 0 & , \text{惯性飞行段} \end{cases} \quad (3)$$

如果发射场海拔高度为  $h_{sl}$ , 则火箭飞行的海

拔高度  $h = h_{sl} + Y$ 。

单级探空火箭飞行过程中所受到的气动阻力  $D$  按下式计算:

$$D = \rho v^2 c_D S / 2 \quad (4)$$

式中:  $\rho$  为大气密度;  $C_D$  为火箭零攻角阻力系数;  $S$  为火箭参考面积。

$g$  与海拔高度  $h$  的关系为:

$$g = g_0 \left( \frac{R}{R+h} \right)^2 \quad (5)$$

式中:  $g_0$  为海平面处的重力加速度;  $R$  为地球平均半径。

## 2 探空火箭的动力模型

无控制探空火箭大都依靠尾翼来稳定飞行,其动力飞行段具有逆风飞行的特点<sup>[1]</sup>。为了提高火箭的抗干扰能力和弹道刚度,在发射导轨长度有限的情况下,必须产生较大的初始推力使火箭获得较大的初始加速度,本单级探空火箭使用单室双推力固体火箭发动机,第一级大推力  $F_1$  用于起飞,第二级小推力  $F_2$  用于续航。采用成熟配方的复合推进剂,比冲  $I_{sp} = 2\ 300$  Ns/kg,在总冲  $I$  一定的情况下,有关系式(6):

$$F_1 t_1 + F_2 t_2 = I_{sp} m_p = I \quad (6)$$

总能量一定,优化问题即是如何合理分配总能量,以得到最优的应用效果的问题。推力太小,火箭无法达到出架速度要求,另外也会造成较大的重力损失。推力太大,发动机壳体无法承受,造成的阻力损失也大。故选择发动机推力和工作时间为优化设计的设计变量。

## 3 气动力参数计算模型

箭体、各舱段尺寸已确定。采用卡门头部,经理论分析可得该头部外形在给定旋成体长度和底面积条件下,具有最小的压差阻力。

无控制火箭依靠安装在箭体上的稳定翼面所产生的空气动力和力矩,保持飞行姿态的稳定,应在保证火箭静稳定度要求的前提下,合理选取阻力较小、能产生所需的稳定力矩的稳定翼面。过大的翼面虽能产生大的稳定力矩,但却不能达到预期的良好稳定效果,因为力矩过大将造成长时间的攻角衰减过程,从而影响火箭飞行性能,另一方面阻力也相应增大。因此,合理的稳定翼设计应以火箭飞行速度、箭体升力分布、总体结构布置为依据,既能起到良好的稳定效果,又能得到较小的阻力。

梯形翼的升力效率介于三角翼和矩形翼之间。在限定翼展的条件下,它既能产生较大的升力,又能具有三角形翼的压力中心位移较小的特点<sup>[1]</sup>。因此稳定翼采用小展弦比梯形翼,“×”型布置。为减小阻力,尾段取收缩外形,稳定翼后缘与尾部端面平齐。稳定翼尺寸作为后文优化设计的设计变量。采用 DATCOM 作为气动力参数计算工具,其计算精度满足总体设计阶段要求。

## 4 序列近似优化方法

### 4.1 径向基插值代理模型

基本径向基函数的数学模型模型为<sup>[6-7]</sup>:

$$s(x) = \sum_{i=1}^N w_i \varphi_i(r_i) \quad (7)$$

式中  $N$  为采样点个数;  $w_i$  为每个基函数的权系数;  $\varphi_i(r_i)$  为基函数。其中  $r_i$  表示某点  $x$  距中心点  $x_i$  距离(通常为欧氏距离),即:

$$r_i = \|x - x_i\| \quad (8)$$

将  $N$  各样本点的输入输出关系  $[x_i | y_i]$  代入到式(8)中,得到关于权系数  $w$  的线性方程组:

$$\begin{bmatrix} \varphi_1(r_{11}) & \varphi_2(r_{12}) & L & \varphi_N(r_{1N}) \\ \varphi_1(r_{21}) & \varphi_2(r_{22}) & L & \varphi_N(r_{2N}) \\ M & M & O & M \\ \varphi_1(r_{N1}) & \varphi_2(r_{N2}) & L & \varphi_N(r_{NN}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ M \\ w_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ M \\ y_N \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中:  $r_{ij}$  为样本点  $i$  和  $j$  之间的欧氏距离。常用的基函数形式见表 1,其中  $c$  为基函数的形状参数,对代理模型预测精度有重要影响<sup>[8]</sup>。本文采用文献<sup>[4,9]</sup>提出的基于局部密度的方法对其进行确定。

求解方程组(9)得到权系数  $w$  后,将  $w$  代入式(7)即可得到任意  $x$  点的代理模型  $s(x)$ 。

表 1 常用典型基函数形式

Tab.1 Some formats of typical basis function

名称	基函数
Gauss 函数	$\varphi(r) = e^{-\frac{r^2}{c^2}}$
Multiquadric 函数	$\varphi(r) = (r^2 + c^2)^{\frac{1}{2}}$
逆 Multiquadric 函数	$\varphi(r) = (r^2 + c^2)^{-\frac{1}{2}}$

### 4.2 自适应采样点更新准则

潜在最优解策略可以加快问题收敛,属于开发性采样方案,最大化最小距离准则为探索式采样方案,以提高全局精度为目标。本文利用潜在最优解迅速收敛快和最小距离约束加点策略对提高全局近似能力的特点,加快对最优解的预测效率。通过对问题进行优化,将最优解作为新的样本点加入到模型中<sup>[10]</sup>。

$$\begin{aligned} & \max s^{(n)}(x) \quad , \quad x_{\min} \leq x \leq x_{\max} \\ \text{s.t.} \quad & g_i(x) \leq 0 \quad , \quad i=1,2,\dots,l \\ & h_j(x) = 0 \quad , \quad j=1,2,\dots,m \\ & d(x) \geq \delta \end{aligned} \quad (10)$$

式中:  $s(x)$  为代理模型;  $d(x)$  为未知点  $x$  到所有已有的采样点的最小距离,见式(11);  $\delta$  为最小距离约束阈值,影响整个序列优化的求解效率。对于最小化问题,可以将  $s(x)$  变为  $-s(x)$  进行最大化。

$$d(x) = \min(\sqrt{(x - x_i)^T(x - x_i)}) \quad (11)$$

$$(i=1,2,\dots,N)$$

优化问题(10)通过将最小距离约束引入加点过程,可同时进行探索 and 开发操作,是一种有效的序列加点策略。

$\delta$  的调整方法见式(12):

$$\delta = \min(\sqrt{(x_i - x_j)^T(x_i - x_j)}) \quad (12)$$

$$(i, j=1,2,\dots,N, i \neq j)$$

本文采用文献<sup>[4]</sup>提出的二步收敛判定准则和最大迭代次数判定算法终止。

## 5 气动/动力一体化优化方案

### 5.1 模块间参数传递关系与优化计算流程

在总体参数一体化优化中,每个模块相互耦合,相互影响,弹道的计算需要以气动力、发动机推力和导弹质量作为输入。

### 5.2 已知输入条件

本探空火箭优化方案设计输入见表 2。

表 2 优化方案设计输入

Tab.2 The inputs of optimization design

参数	取值
尾段后端面直径	113.14 mm
起飞质量	142 kg
参考长度	3 140 mm
满载质心系数	0.64
起飞静稳定裕度最小值	15%
空载质心系数	0.61

### 5.3 设计变量与约束

#### 5.3.1 气动学科

在箭体外形、头部形状、稳定翼平面形状均已确定的情况下,气动学科优化设计变量主要是稳定翼尺寸,具体取值范围见表 3。

气动学科优化设计的主要约束条件是静稳定性约束,包括:起飞时静稳定性不小于 15%,发动机装药耗尽后静稳定性不小于 5%。

表3 稳定翼尺寸设计变量取值范围

Tab.3 The range of the design variables on stabilizer sizes mm

设计变量名称	下限	上限
根弦长 CHORD <sub>2root</sub>	300	400
梢弦长 CHORD <sub>2tip</sub>	200	300
半展长 SPAN2	150	300

## 5.3.2 动力学科

如前文所述,发动机种类、推进剂类型、装药量、质量比均已确定。存在关系(6),故  $F_1$ 、 $F_2$ 、 $t_1$ 、 $t_2$  4个变量中有3个是互相独立的,本文采用  $F_1$ 、 $t_1$ 、 $t_2$  3个设计变量,各设计变量取值范围见表4。

表4 动力系统设计变量取值范围

Tab.4 The range of the design variables on power system

设计变量名称	下限	上限
第一级大推力 $F_1$ /N	18 000	22 000
第一级工作时间 $t_1$ /s	1	4
第二级工作时间 $t_2$ /s	0	15

动力系统优化设计的约束条件为:

- 1) 发动机总工作时间  $T$  在 13 s 与 15 s 之间;
- 2) 火箭出架速度不小于 30 m/s;
- 3) 火箭最大轴向过载不大于 20 g。

## 6 气动/动力一体化优化结果

针对第5节建立的探空火箭总体参数一体化优化模型,运用序列近似优化方法进行优化。在对初始样本进行计算时,可并行计算以加快其计算速度。

优化过程迭代曲线如图1,其中横坐标为迭代次数,纵坐标为优化目标,即理论弹道顶点高度。可以看出,使用序列近似优化方法对本文的优化模型进行参数优化。模型迭代140次结果即收敛,远小于其它智能优化方法,反映了序列近似优化方法的优越性。优化得理论弹道顶点高度最大值为 119.256 km。

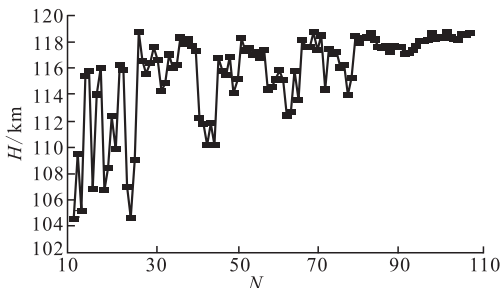


图1 优化过程迭代曲线

Fig.1 The iterative curve of optimization process

各设计变量的优化结果和基准方案见表5。

表5 总体参数一体化优化前后诸模型调用140次结果

Tab.5 The integration parameter before and after results of overall parameters

设计变量名称	序列近似 优化结果	优化前 经验设计
CHORD <sub>2root</sub> /mm	394.33	300
CHORD <sub>2tip</sub> /mm	103.56	280
SPAN2/mm	214.72	298
$F_1$ /N	22 000	21 978
$F_2$ /N	12 987	11 688.5
$t_1$ /s	1.95	3.36
$t_2$ /s	11.05	9.63

优化前后相关的弹道参数对比见表6。

表6 优化前后弹道参数对比

Tab.6 The contrast of ballistic parameters before and after optimization

设计变量 名称	序列近似 优化结果	优化前人为 设计结果
最大轴向过载/g	19.11	18.17
出架速度/(m·s <sup>-1</sup> )	32.957	32.92
弹道最大高度/m	119 256.081 7	104 370.782

由此可见,使用本文的方法进行气动/动力一体化优化后,弹道最大高度可提升10%以上,达到了良好的设计效果。

优化后的外形见图2。

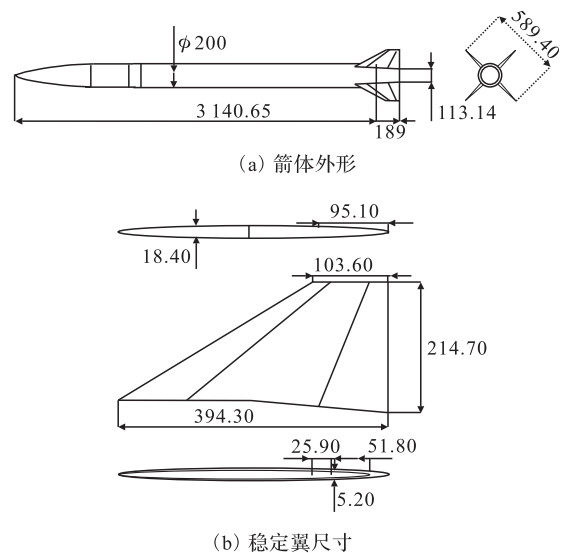


图2 优化后的外形

Fig.2 The optimized shape

## 7 结语

基于代理模型的设计优化在探空火箭等飞行器总体设计中具有重要的意义,序列近似优化方法将

代理模型方法应用于优化过程,通过不断更新代理模型和采样点对最优解进行高效预测,是对复杂模型进行优化设计的有效方法。

本文建立了单级无控固体探空火箭的弹道、气动、动力计算模型。使用序列近似优化方法,以火箭理论弹道顶点高度最大为优化目标,对其气动/动力参数进行一体化优化,最后得到一组较优的总体设计参数。整个优化过程模型调用次数少,收敛速度快,显示了良好的工作效率,体现了序列近似优化方法的优越性。

#### 参考文献(References):

- [1] 李大耀,宋忠宝. 探空火箭设计[M].1版.北京:宇航出版社,1993:25-26.  
LI Dayao, SONG Zhongbao. The conception design of sounding rockets [M].1st edition.Beijing:China astronautic publishing house, 1993: 25-26.(in Chinese)
- [2] 杨希祥. 星箭一体化飞行器总体设计优化研究[D].长沙:国防科技大学,2010.  
YANG Xixiang.Conceptual design optimization of orbiter-booster integrated space vehicle[D]. Changsha: National university of defense technology, 2010. (in Chinese)
- [3] Queipo N V, Haftka R T, Shyy W, et al. Surrogate-based analysis and optimization[J]. Progress in aerospace sciences,2005, 41(1): 1-28.
- [4] Wang D, Wu Z, Fei Y, et al. Structural design employing a sequential approximation optimization ap-

proach[J]. Computers & structures,2014, 134: 75-87.

- [5] 龙乐豪. 总体设计(上册)[M].北京:宇航出版社,1989.  
LONG Lehao. Theconception design (volume one) [M]. Beijing: China astronautic publishing house, 1989.(in Chinese)
- [6] Kitayama S, Arakawa M, Yamazaki K. Sequential approximate optimization for discrete design variable problems using radial basis function network [J]. Applied mathematics and computation, 2012, 219 (8): 4143-4156.
- [7] Kitayama S, Arakawa M, Yamazaki K. Sequential approximate optimization using radial basis function network for engineering optimization[J]. Optimization and engineering, 2011, 12(4): 535-557.
- [8] Xiong Y, Chen W, Apley D, et al. A non-stationary covariance-based Kriging method for metamodeling in engineering design[J]. International journal for numerical methods in engineering, 2007,71:733-756
- [9] Rodríguez J F, Pérez V M, Padmanabhan D, et al. Sequential approximate optimization using variable fidelity response surface approximations [J]. Struct multidisc optim,2001, 22(1): 24-34.
- [10] Alexander I J, Forrester, Keane A J. Recent advances in surrogate-based optimization[J]. Progress in aerospace sciences, 2009, 45(1-3): 50-79.

(编辑:徐敏)