

# 基于多方法协作优化方法的非壅塞式固体火箭 冲压发动机导弹一体化优化设计\*

罗文彩, 罗世彬, 王振国

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

**摘要** 固体火箭冲压发动机和导弹性能相互之间紧密耦合。从导弹总体方案设计阶段引入一体化设计思想,能充分发挥和协调好固体火箭冲压发动机和导弹的性能,提高了导弹的总体设计水平。采用基于遗传算法、Powell法和模式搜索法的多方法协作优化方法进行了以非壅塞式固体火箭冲压发动机为动力的导弹总体一体化优化设计。算例表明,采用该多方法协作优化方法进行一体化优化设计,可以协调导弹的总体参数,提高导弹的总体性能。

**关键词** 非壅塞式固体火箭冲压发动机;一体化设计;多方法协作优化方法

中图分类号:V435.2 文献标识码:A

## Multimethod Collaborative Optimization Algorithm Applied to Integral Optimal Design of Missile Propelled by Unchoked Solid Rocket Ramjet

LUO Wen-cai, LUO Shi-bin, WANG Zhen-guo

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

**Abstract** The performance of the solid rocket ramjet and missile influence each other greatly. Integral system project design of missile propelled by unchoked solid rocket ramjet can bring the performance of the solid rocket ramjet and missile into play and make them work in harmony, and improve the performance of the missile and ramjet. Multimethod collaborative optimization algorithm based on genetic algorithm, Powell method and pattern searching method is used to find the best parameters of the system project of the missile propelled by the unchoked rocket ramjet. Using the optimized parameters, the missile can get better system performance.

**Key words** unchoked solid rocket ramjet; integral design; multimethod collaborative optimization algorithm

固体火箭冲压发动机利用空气中的氧气作为部分氧化剂,比冲性能优于传统固体火箭发动机,具有容积利用率高、系统简单、工作可靠性高、维护方便的优点,被认为是新一代远程防空导弹、空地反辐射导弹、超声速反舰导弹和巡航导弹的优选动力装置。固体火箭冲压发动机的内部参数和性能指标不仅随着导弹的飞行高度、飞行速度、攻角和实际进入发动机的空气量变化,而且进气道的形状及其在导弹弹体上的位置以及冲压发动机推力直接影响到导弹的气动特性和总体性能,相应影响固体火箭冲压发动机性能。固体火箭冲压发动机设计必须与导弹总体设计结合,把冲压发动机性能和导弹性能协调起来,才能获得气动效率高、重量轻、总体性能好的导弹总体设计方案。

多方法协作优化方法是作者提出的一种新的优化方法,采用多个优化方法协作进行优化,利用各个优化方法的优点,以达到更好的求解优化问题全局最优解的目的。由于导弹总体性能指标(如导弹起飞质量)和设计优化变量之间的数学关系式很难有显式表达式,选用三种直接优化方法(模式搜索法、Powell法和遗传算法<sup>[1,2]</sup>)进行多方法协作优化。

\* 收稿日期:2002-08-27  
基金项目:国家863高技术项目资助  
作者简介:罗文彩(1975—)男,博士生。

# 1 一体化设计模型和优化方法

## 1.1 研究对象和基本假设

假定研究对象是一种超低空飞行的超声速导弹,其发射方式为陆基发射,导弹采用整体式非壅塞式固体火箭冲压发动机为动力装置,采用X型配置的四个二元进气道,全动式尾翼。导弹发射后,固体火箭冲压发动机的助推发动机工作,将导弹加速到冲压发动机接力马赫数,经过很短时间的转级工作段,冲压发动机开始工作,把导弹进一步加速到额定的巡航马赫数,导弹巡航工作直至结束。导弹的典型纵向弹道可分为爬升段、巡航段。

为研究方便,本文采用以下假设:

- (1) 将导弹看作可控质点,研究导弹的一体化设计问题;
- (2) 为简化问题,仅研究导弹在垂直平面内的运动;
- (3) 略去飞行中随机干扰对导弹的影响,导弹满足瞬时平衡;
- (4) 将最后的俯冲攻击段折算为平飞段处理,忽略转级工作段;
- (5) 冲压发动机的补燃室和燃气发生器为圆筒形,几何尺寸不可调;
- (6) 从进气道进入的气流为一维定常流,各截面气流参数均为该截面的平均值;
- (7) 超音速进气道和喷管中的流动是绝热的,总温为常数;
- (8) 暂不考虑有攻角时前弹体对进气道参数的影响,认为进气道前端的气流参数与弹体来流参数相同。

## 1.2 目标函数

选择满足战术技术指标条件下的导弹总体方案的起飞质量作为评价导弹总体性能优劣的目标函数。原因如下:本文的研究对象为超声速飞行导弹,在满足战术技术指标的情况下,起飞质量是最主要的总体性能指标,导弹起飞质量与武器系统的成本基本上成线性递增关系,对于武器系统的性能、使用、维护有很大影响。从一体化设计的角度来说,考虑导弹总体和冲压发动机的相互关系,协调导弹总体和冲压发动机之间的关系,使导弹的总体性能最优,是一体化优化设计的最终目的。

## 1.3 设计变量

- (1) 初始发射角  $\theta_0$

增大  $\theta_0$  将使导弹快速爬升到预定巡航高度,减少阻力消耗,增大巡航段射程,但加大初始发射角也增加了助推段重力消耗,同时减少了助推段的水平飞行距离。

- (2) 助推段额定工作时间  $t_0$

$t_0$  是影响助推器性能和导弹总体性能的主要参数。在助推段装药质量确定的前提下,助推工作时间的大小实际上反映了助推段推重比,其物理含义为助推段轴向过载。助推段轴向过载大小受设备允许过载和结构重量限制。缩短助推段额定工作时间则导弹轴向过载增加,相应的结构质量增加。而增加助推段额定工作时间,则助推段固体火箭发动机比冲性能劣于巡航段冲压发动机的性能,不能很好地发挥冲压发动机的性能。从导弹总体出发,在满足轴向过载的限制条件下,应该尽量减少助推段时间。

- (3) 空燃比  $k$

空燃比的影响主要体现在冲压发动机性能和导弹气动阻力的影响。一般来说,在理论空燃比附近,空燃比增加,将使冲压发动机比冲提高,空燃比降低,将减少冲压发动机比冲,同时对于进气道的进口面积要求减小,减少气动阻力,提高了导弹的气动力特性。需要优化空燃比以达到冲压发动机和导弹总体性能的优化。

- (4) 接力马赫数  $Ma_{tr}$

接力马赫数是导弹转级时的马赫数。 $Ma_{tr}$  降低,则可降低对助推发动机的要求,冲压发动机将耗费较多的时间在低于巡航马赫数的情况下工作; $Ma_{tr}$  增加,将缩短冲压发动机在低于巡航马赫数的情况下工作时间,充分发挥冲压发动机的优势,同时增加了助推发动机要求。较高的接力马赫数对冲压发动机的接力和巡航工作有利,减少了冲压发动机装药,但需要较多的助推器装药,较低的马赫数减少了

助推器装药 增加了冲压发动机装药 给冲压发动机的接力和巡航带来较大困难。

#### 1.4 约束条件

- (1) 设计变量本身具有的取值范围；
- (2) 助推段最大过载  $\leq 15g$ ；
- (3) 固体火箭冲压发动机内弹道约束；
- (4) 助推器工作时间  $\leq 6s_0$ 。

#### 1.5 超声速导弹总体设计模型

在已知导弹战术技术指标和设计变量值的前提下,求取设计变量决定的总体方案是一个迭代的过程。总体方案设计的数学模型由以下 4 个模型组成<sup>[3]</sup>。

##### (1) 非壅塞式固体火箭冲压发动机性能计算模型

固体火箭冲压发动机性能计算模型忽略了金属颗粒两相流的影响,通过与国内有关计算比较,计算结果接近,满足冲压发动机导弹总体一体化设计要求。

##### (2) 导弹质量模型

质量模型采用经验公式<sup>[5]</sup>,以展开型模型来计算导弹质量。其中冲压发动机质量模型是最主要部分。冲压发动机质量包括以下部分:燃气发生器结构质量、冲压补燃室结构质量、助推装药质量、巡航装药质量、助推喷管和冲压喷管的组合质量。

##### (3) 弹道模型

把导弹运动看作可控质点的运动,考虑导弹在垂直平面内的运动,采用导弹的质点弹道运动方程组<sup>[3]</sup>进行计算。

##### (4) 气动模型

导弹气动模型采用工程估算方法<sup>[4,5]</sup>来完成,基本上满足了导弹总体方案设计的精度要求。

#### 1.6 基于多方法协作优化方法的一体化优化设计模型

超声速飞行导弹的一体化优化设计模型如下:

$$\begin{aligned} & \min f(x) \\ & \text{s.t. } g(x) \geq 0, x \in D \end{aligned} \quad (1)$$

其中  $f(x)$  是目标函数。 $x = (\theta_0, t_0, k, Ma_r)$  是优化参数。 $g(x)$  是约束函数。 $D \subset R^4$  是可行域。

多方法协作优化方法是在综合分析优化问题和各种优化方法基础上,采用一定的协作策略将多个具有可协作性的优化方法进行协作优化,在每一次协作中各个优化方法进行一定步数的迭代优化,对优化得到的优化信息进行协作处理,作为下一次协作优化的部分或全部优化信息,当满足协作优化终止准则时终止协作优化的优化方法。采用多方法协作优化方法求解优化问题可以得到比单个优化方法求解优化问题更好的效果。

本文选择遗传算法、模式搜索法、Powell 法进行协作优化,采用并联协作策略进行协作优化。其中遗传算法具有较好的全局最优性,而模式搜索法和 Powell 法是局部搜索寻优方法,将这三个方法采用并联方式协作优化,可以利用三个方法的优点,获取好的优化效果。

采用遗传算法、模式搜索法、Powell 法的多方法协作优化方法的计算步骤如下:

- (1) 为遗传算法、模式搜索法、Powell 法分别赋初值；
- (2) 对遗传算法、模式搜索法、Powell 法分别进行  $m, n, k$  次迭代,如果在迭代过程中满足对应算法的终止准则,则终止该算法在这一轮协作中的迭代；
- (3) 对迭代得到的优化值进行协作信息处理,比较三个方法得到的当前最优值,将最优值作为模式搜索法和 Powell 法下一步的迭代初值和遗传算法下一步迭代的一个初值；
- (4) 判断是否满足协作优化终止准则,是则转(5),否则转(2)；
- (5) 输出当前最优值信息,终止多方法协作优化方法。

其中  $m, n, k$  的值根据三个优化方法之间的关系给定。图 1 是采用遗传算法、模式搜索法和 Powell 法的多方法协作优化方法的流程图。

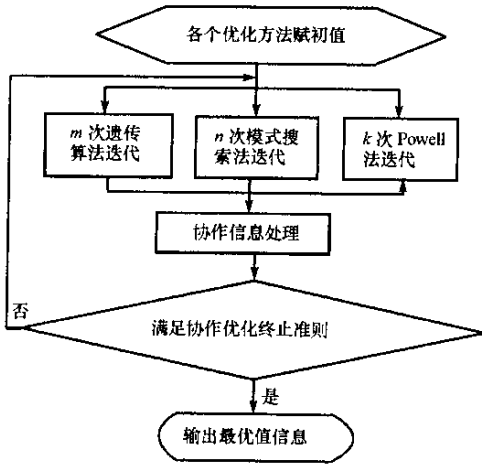


图1 多方法协作优化方法流程图

Fig.1 Flow chart of multimethod collaborative optimization algorithm

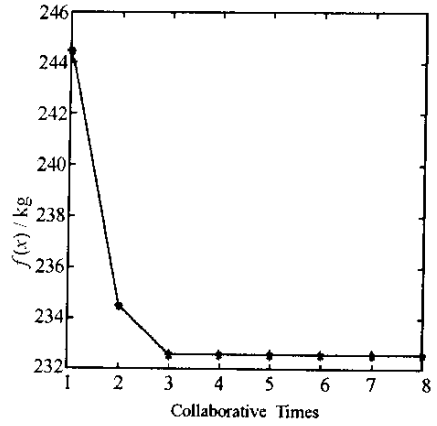


图2 多方法协作优化方法运行结果图

Fig.2 Result of multimethod collaborative optimization algorithm

## 2 算例

根据任务要求,进行非壅塞式固体火箭冲压发动机导弹总体一体化优化设计,选取导弹的战术技术指标:飞行马赫数为2.2,飞行高度为100m,射程为40km。变量取值范围为 $\theta_0 \in [7, 30]$ ,  $t_0 \in [4, 5, 6]$ ,  $k \in [5, 15]$ ,  $Ma_{cr} \in [2.05, 2.20]$ 。固体火箭冲压发动机采用的推进剂为铝镁贫氧推进剂,燃速压强指数为0.6,助推装药为HTPB。

其中,遗传算法的群体数目为40,中间值数目为42,采用最优值继承的策略,同时淘汰中间值中最差的2个个体,遗传算法的终止准则是在迭代过程中,连续5次出现相同的最优值。变异概率为0.05,杂交概率为0.85,复制概率为0.15,计算代数最大不超过1000代。模式搜索法和Powell法的允许误差为0.0001。

遗传算法的适应值函数  $fitness(x)$  取为导弹起飞质量  $f(x)$  的函数。适应值的计算公式

$$fitness(x) = \begin{cases} 0 & f(x) > M_0 \\ M_0 - f(x) & f(x) \leq M_0 \end{cases} \quad (2)$$

其中  $M_0$  是根据超声速飞行导弹起飞质量取定的一个界限值。一般预估超声速飞行导弹可以取到的最大起飞质量,将其作为  $M_0$  的值。此处取  $M_0$  为1000kg。

基于遗传算法、模式搜索法和Powell法的多方法协作优化方法中用到的单独优化方法参数与采用该优化方法独立优化时一致。采用并联协作策略,在每一次协作优化中,给定遗传算法、模式搜索法和Powell法迭代次数为1(即取  $m, n, k$  的值分别为1, 1, 1)。协作优化信息处理采用最优值信息处理,协作优化终止准则是满足参与协作的所有单独优化方法的优化终止准则。

分别采用遗传算法、模式搜索法和Powell法进行优化计算,并采用遗传算法、模式搜索法和Powell法的多方法协作优化方法进行协作优化。多方法协作优化方法共进行8次协作,满足协作优化终止准则,得到优化结果。表1是采用各种优化方法优化计算得到的优化结果。

表 1 各种优化方法计算结果

Tab.1 Results of various optimization algorithms

		遗传算法	模式搜索法	Powell 法	多方法协作优化方法
设计变量	$\theta_0$	7.89374	7.00000	7.00107	7.00157
	$t_0$	5.94171	5.16781	4.82176	4.80861
	$k$	14.61142	13.49493	13.69496	13.84636
	$Ma_r$	1.95971	1.95000	1.95102	1.95003
起飞质量(kg)		234.42017	232.75135	232.73637	232.56523
计算时间(s)		70395	28532	135326	168578
计算目标函数次数		432	120	596	862

从表 1 的数据可知,多方法协作优化方法得到的优化值优于遗传算法、模式搜索法和 Powell 法三个优化方法单独优化得到的优化值。多方法协作优化方法的计算时间多于三个单独优化方法的优化时间,小于三个单独优化方法所有计算时间的和;多方法协作优化方法的计算目标函数的次数也多于三个单独优化方法的计算次数,小于三个单独优化方法的计算目标函数次数的和。

图 2 是采用多方法协作优化方法优化过程中的最优值与协作次数的关系图,图 3 是多方法协作优化方法的最优总体方案的推力时间曲线图,图 4 是多方法协作优化方法的最优总体方案的弹道曲线图。

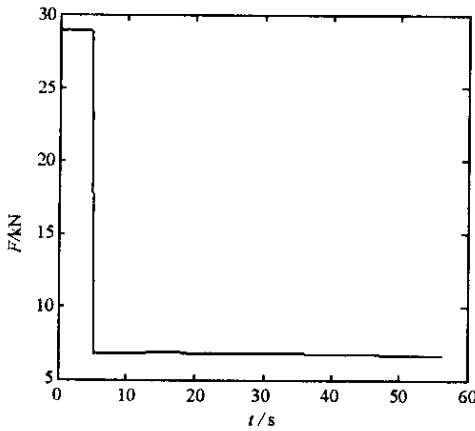


图 3 最优方案推力时间曲线

Fig.3 Thrust-time curve of the best project

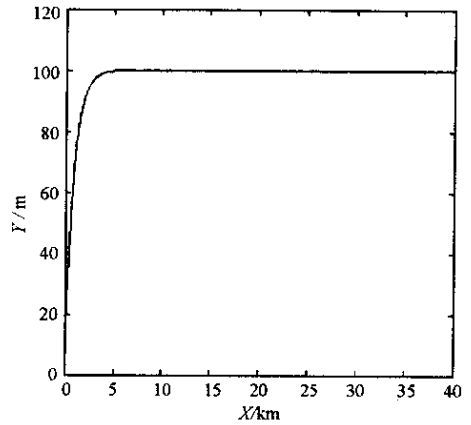


图 4 最优方案弹道曲线

Fig.4 Trajectory of the best project

### 3 结论

采用多方法协作优化方法,对导弹总体进行一体化优化设计,对于以非壅塞式固体火箭冲压发动机为动力的导弹总体性能的提高具有重要意义。一体化优化设计,在方案设计阶段便考虑总体的最优,提高了设计水平,也提高了导弹的总体性能。在优化过程中发现,优化的主要时间是用在导弹总体方案的计算上,而算法的协作和迭代过程处理实际用到的时间是很少的。加快导弹总体方案的计算时间,对减少总体优化所需时间具有重要意义。采用多方法协作优化方法,可以在很大程度上保证优化结果的全局最优性。

### 参考文献:

[1] 刑文训,谢金星.现代优化计算方法[M].北京:清华大学出版社,1999.  
 [2] 张文修,梁怡.遗传算法的数学基础[M].西安:西安交通大学出版社,1999.  
 [3] 路史光.飞航导弹总体设计[M].北京:宇航出版社,1991.  
 [4] 严恒远.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.  
 [5] 航空气动力手册(第二册)[M].北京:国防工业出版社,1983.



