

模式搜索法在导弹飞行程序优化设计中的应用*

魏鹏涛, 王明海

(第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘 要:针对以往飞行程序设计中参数选定效率较低的问题,提出了应用于飞行程序优化设计的模式搜索法。阐明了优化原理和优化步骤,建立了其具体应用在飞行程序中的流程并进行了仿真。仿真结果表明该方法能够有效提高参数的选定效率,实现飞行程序的优化。

关键词:导弹;飞行程序;模式搜索法;优化设计

中图分类号:TJ765.2 **文献标志码:**A

Application of Mode Search in Flight Program Optimum Design for Missile

WEI Pengtao, WANG Minghai

(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: Based on the problem of lower efficiency in the parameter selection of flight program design before, the thesis put forward the method of mode search used in flight program optimum design. The optimization principle and optimization steps are presented, in the same time, its concrete application flow in flight program design is established. The simulation results proved that this method could improve the efficiency of parameter selection, and it also could carry out the optimization of flight program.

Keywords: missile; flight program; mode search; optimum design

0 引言

在导弹的弹道设计中,设计优化的飞行程序角是首要的问题。选择飞行程序是导弹总体设计工作的重要组成部分,它关系到能否正确使用和充分发挥导弹战术技术性能的问题。飞行程序设计的过程就是通过不断调整参数,以期达到所需要的俯仰角随时间变化规律的过程。以往都是通过根据经验不断改变参数值不断尝试的方法来实现的。文中根据飞行程序角设计中变量和目标函数的特点,采用了模式搜索法来进行飞行程序设计,充分利用了优化算法效率高和计算机仿真可靠性高的特点,极大地提高了参数选定效率。

1 飞行程序角的工程设计方法

1.1 垂直上升段(0 ~ t_1)

在此段间, $\alpha = 0, \varphi_{\alpha}(t) = \theta = \pi/2$ 。 t_1 为垂直段结束时间, t_1 可从以下两个方面考虑:1) t_1 至

少等于发动机达到额定工作状态的时间;2) t_1 应根据导弹推重比 N_{01} 确定。推重比越大,推力越大,主动段加速度越大,导弹就能在较短时间内达到高度,这样,垂直上升时间 t_1 就可取得小些。反之, t_1 应取稍大一些。近似有:

$$t_1 = \sqrt{40/(N_{01} - 1)}$$

1.2 攻角为负值的转弯段($t_1 \sim t_2$)

在此段中的 $t_1 \sim t_2$ 时间内,飞行冲角不等于零,在确定该段飞行程序时,往往是根据对冲角的要求而定,如给出冲角 α 随时间 t 变化的经验关系式 $\alpha(t) = -4\tilde{a}z(1-z)$, 其中 $z = e^{a(t_1-t)}$; \tilde{a} 为最大冲角的绝对值, a 为可调整的常数, a 值取决于 $M(t_2) = 0.7 \sim 0.8$ 时冲角值足够小的条件。 $\alpha(t)$ 的变化曲线如图 1 所示。

\tilde{a} 对应的的时间 t^* 就决定于 a 值的大小, $t^* = t_1 + \ln 2/a$ 。调整 \tilde{a} 及 a 的大小,就可调整弹道转弯的快慢。所以程序设计的过程就是通过调整 \tilde{a} 或 a , 或两者同时调整以期达到所需要的俯仰角

* 收稿日期:2008-03-08

作者简介:魏鹏涛(1983-),男,陕西白水人,硕士研究生,研究方向:飞行器设计。

随时间变化规律的过程。

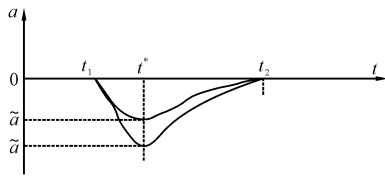


图 1 攻角与时间的关系

1.3 攻角为零的转弯段 ($t_2 \sim t_3$)

在进入气动力急剧变化的大动压飞行段 ($t_2 \sim t_3$) 内,为减小空气动力对导弹转弯的影响,冲角应趋于零,导弹仅依靠重力的法向分量进行缓慢地重力转弯飞行。此段 $\alpha = 0, \varphi_{cx} = \theta$ 。

1.4 真空段 ($t_3 \sim t_k$)

在 t_3 后,空气动力可以忽略,其运动方程组及其解算方法与有冲角时的转弯段相同。经过求解各程序段运动方程组,即可求出与 \tilde{a} 相对应的飞行程序角 $\varphi_{cx}(t)$ 及主动段终点运动参数。因此在得到主动段终点运动参数后,选择飞行程序角使主动段终点的弹道倾角为最优弹道倾角 Θ_{KOPT} 成为一个关键问题。

2 当地弹道倾角、最优弹道倾角的计算

由上面讨论可知,确定当地弹道倾角、最优弹道倾角对于飞行程序角的设计是至关重要的,这里推导了它们的计算公式。

选择飞行程序时的方程组通常是采用简化了的平面运动方程组:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{P_e - X}{m} - g \sin \theta \\ \dot{\theta} = \frac{1}{mV} (P_e + C_y^a q S m) \alpha - \frac{1}{V} \cos \theta \\ \dot{y} = V \sin \theta \\ \dot{x} = V \cos \theta \\ \alpha = A(\varphi_{cx} - \theta) \end{cases} \quad (1)$$

当地弹道倾角 Θ_k 的计算式为:

$$\Theta_k = \beta_k + \theta_k \quad (2)$$

其中主动段射程角:

$$\beta_k = \arctan \frac{x_k}{R + y_k} \quad (3)$$

由式(1) ~ 式(3) 可求得:

$$\Theta_k = \arctan \frac{x_k}{R + y_k} + \theta_k \quad (4)$$

对于一定的能量参数 v_k ,总可以找到一个速度倾角 Θ_k 使射程最大,此速度倾角称为最佳速

度倾角,常以 Θ_{KOPT} 表示。这就是说,在主动段终点参数 r_k, V_k 一定,即能量参数 v_k 或关机点的机械能 E_n 一定时, Θ_{KOPT} 使导弹的能量得到充分利用,以使射程达到最大值。因此在进行弹道设计时,均应力求使 Θ_k 控制在最佳速度倾角 Θ_{KOPT} 附近,此倾角也称为最优弹道倾角。

$$\tan \frac{\beta_{c\max}}{2} = \frac{v_k}{2} \sqrt{\frac{1}{1 - v_k}} \quad (5)$$

$$\Theta_{\text{KOPT}} = \frac{1}{4} (\pi - \beta_{c\max}) \quad (6)$$

$$r_k = R + y_k \quad (7)$$

$$v_k = \frac{V_k^2 r_k}{\mu} \quad (8)$$

由式(1)、式(5) ~ 式(8) 可求得:

$$\Theta_{\text{KOPT}} = \frac{1}{4} \left\{ \pi - 2 \arctan \left[\frac{V_k^2 (R + y_k)}{2\mu} \sqrt{1 - \frac{\mu}{V_k^2 (R + y_k)}} \right] \right\} \quad (9)$$

3 模式搜索法模型

文中所讨论的最优化问题属于变量数目较少的最优化问题。结合这个实际情况,文中选用编程简单、结果可靠的模式搜索法。

3.1 模式搜索法原理

模式搜索法是由 Hooke 和 Jee ves 于 1961 年提出的。其基本原理从几何意义上讲,是寻找具有较小函数值的“山谷”,力图使迭代产生的序列沿“山谷”走向逼近极小点。算法从初始基点开始,包括两种类型的移动,这就是探测移动和模式移动。探测移动依次沿 n 个坐标轴进行,用以确定新的基点和有利于函数值下降的方向。模式移动沿相邻两个基点连线方向进行,试图顺着“山谷”使函数值更快减小。

3.2 算法步骤

模式搜索法主要由交替进行“探测搜索”和“模式移动”,其主要步骤为:

1) 给定初始点 $x^{(1)} \in E^n$, n 个坐标方向 e_1, e_2, \dots, e_n , 初始步长 δ , 加速因子 $\alpha \geq 1$, 缩减率 $\beta \in (0, 1)$, 允许误差 $\varepsilon > 0$, 置 $y^{(1)} = x^{(1)}, k = 1, j = 1$;

2) 如果 $f(y^{(j)} + \delta e_j) < f(y^{(j)})$, 则令 $y^{(j+1)} = y^{(j)} + \delta e_j$, 进行 4); 否则, 进行 3);

3) 如果 $f(y^{(j)} - \delta e_j) < f(y^{(j)})$, 则令 $y^{(j+1)} = y^{(j)} - \delta e_j$, 进行 4); 否则, 令 $y^{(j+1)} = y^{(j)}$, 进行 4);

- 4) 如果 $j < n$, 则置 $j := j + 1$, 转 2); 否则, 进行 5);
- 5) 如果 $f(y^{(n+1)}) < f(x^{(k)})$, 则进行 6); 否则, 进行 7);
- 6) 置 $x^{(k+1)} = y^{(n+1)}$, 令 $y^{(1)} = x^{(k+1)} + \alpha(x^{(k+1)} - x^{(k)})$, 置 $k := k + 1, j = 1$, 转 2);
- 7) 如果 $\delta \leq \epsilon$, 则停止迭代, 得点 $x^{(k)}$; 否则, 置 $\delta := \beta\delta, y^{(1)} = x^{(k)}, x^{(k+1)} = x^{(k)}$, 置 $k := k + 1, j = 1$, 转 2)。

3.3 优化流程

结合飞行程序设计的实际, 建立了将模式搜索法用于飞行程序设计的模型。为了更好地说明用模式搜索法进行飞行程序设计的整个过程, 给出其优化流程图, 如图 2 所示。

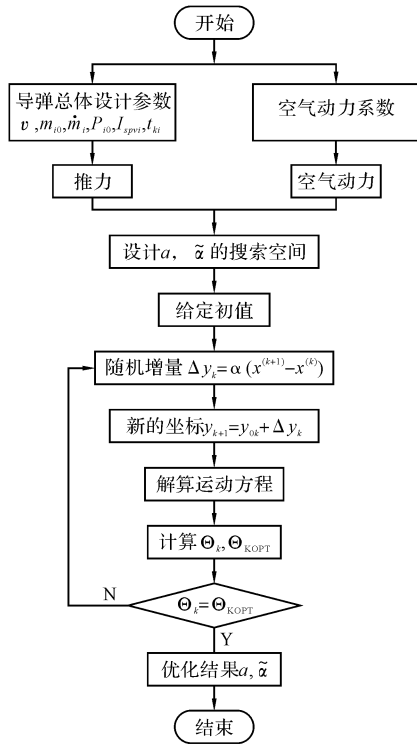


图 2 模式搜索法优化设计飞行程序流程图

4 仿真算例及分析

设定一种弹道导弹的总体设计参数, 然后用模式搜索法进行飞行程序设计。

- 1) 导弹总体参数: $v = 2.06; m_{01} = 15300\text{kg}; m_{02} = 4900\text{kg}; \dot{m}_1 = 130\text{kg/s}; \dot{m}_2 = 60\text{kg/s}; P_{01} = 308550\text{N}; P_2 = 175480\text{N}; t_{k1} = 60\text{s}; t_{k2} = 50\text{s};$

- 2) 各参数的搜索范围及初值: 搜索范围: $a = 0.05 \sim 0.35, \tilde{\alpha} = 0.5^\circ \sim 5.5^\circ$; 初值 $a = 0.2, \tilde{\alpha} = 3^\circ$;

- 3) 搜索结果: $a = 0.351, \tilde{\alpha} = 4.92^\circ$ 。

其攻角和飞行程序角随时间的变化曲线如图 3 和图 4 所示。

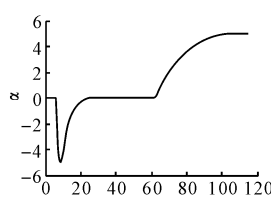


图 3 弹道导弹攻角

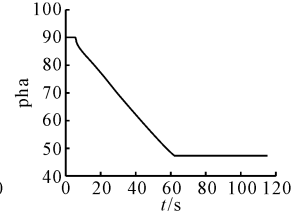


图 4 弹道导弹飞行程序角

以上给出了两级固体弹道导弹的飞行程序优化设计方法, 从搜索结果和攻角、飞行程序角的变化曲线可以看出, a 越大, 最大冲角来得越早, 弹道转弯越快; 另外 $\tilde{\alpha}$ 绝对值越大, $\alpha(t)$ 的绝对值也越大, 导弹转弯也越快。值得说明的是, 在给定参数 $\tilde{\alpha}, a$ 不同的搜索范围时, 会得到不同的搜索速度与结果。具体选用时, 应根据具体的问题给定。

5 结束语

文中从分析飞行程序工程设计方法入手, 针对飞行程序设计中的设计效率问题进行了研究。为了克服以往设计效率低的问题, 通过分析飞行程序设计中变量和目标函数的特点, 选用了模式搜索法, 给出了将模式搜索法具体应用在飞行程序设计中的流程。从以上分析及仿真计算可以看出, 用文中提供的方法能够提高参数的选定效率, 实现飞行程序的优化设计。

参考文献

- [1] 肖龙旭. 地地导弹弹道与制导[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.
- [2] 张毅, 肖龙旭, 王顺宏. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2005.
- [3] 龙乐豪. 导弹与航天丛书, 总体设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.
- [4] 陈宝林. 最优化理论与算法[M]. 北京: 清华大学出版社, 1989.
- [5] 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.