

鸭式制导炮弹气动布局参数设计方法研究^{*}

常思江¹, 王中原¹, 魏 伟¹, 卫东华²

(1 南京理工大学动力工程学院, 南京 210094; 2 黑龙江北方工具有限公司南京中心, 南京 210094)

摘 要:针对一对鸭舵的制导炮弹, 提出采用模糊综合评判方法进行气动布局参数设计。选用一套气动力快速估算方法计算了制导炮弹的气动特性, 分析了气动布局参数对气动特性的影响; 建立了有控弹道模型, 并在一定控制模式下对有控弹道特性进行了分析; 综合考虑有控弹道设计的各项指标, 应用模糊综合评判模型对气动布局参数进行了合理设计。算例结果表明, 该设计方法具有良好的实用性和通用性。

关键词:制导炮弹; 鸭式布局; 气动布局设计; 模糊; 综合评判

中图分类号: TJ011; TJ412.7 **文献标志码:** A

Investigation of Aerodynamic Configuration Design Method for Canard Guided Projectile

CHANG Sijiang¹, WANG Zhongyuan¹, WEI Wei¹, WEI Donghua²

(1 School of Power Engineering, NUST, Nanjing 210094, China;

2 Nanjing Center, Heilongjiang North Tools Co. Ltd, Nanjing 210094, China)

Abstract: Focused on the guided projectile equipped with a canard, the fuzzy comprehensive evaluation method (FCEM) was proposed to design the aerodynamic configuration parameters. The aerodynamic characteristic of guided projectile was calculated by a set of aerodynamic fast algorithm. The influence of parameters on the aerodynamic characteristic was analyzed. The controllable trajectory model was established. The controllable trajectory characteristic was studied under a certain control mode. Considering several factors, the design of aerodynamic configuration parameters was done by using FCEM. Example results show that this method has practicability and generality.

Keywords: guided projectile; canard configuration; aerodynamic configuration design; fuzzy; comprehensive evaluation

0 引言

随着现代战争对弹药精度要求的不断提高, 各类制导炮弹成为当前兵器领域的研究热点, 而气动布局设计则是该类弹药研究的首要问题。目前, 制导炮弹的气动布局设计是“气动特性预测—弹道特性计算—控制特性计算”多次反复循环的过程^[1-2], 而最终方案则是气动特性、弹道特性、控制特性等综合匹配的结果。然而, 上述方法往往不能根据要求直接切入主题, 对方案的评估具有一定的难度, 加之各种设计条件和影响因素(包括武器系统要求、弹道控制模式等)也具有模糊性, 因此如何综合考虑上述模糊因素, 使得制导炮弹气动布局参数的设计合理而有效, 是一个较为重要的问题。

文中以一对鸭舵、弹体低旋、尾翼稳定式制

导炮弹为对象, 计算并分析了其气动特性; 通过建立有控弹道模型, 分析了有控弹道特性; 综合考虑有控弹道设计的各项指标, 应用模糊综合评判模型对气动布局参数进行了合理设计, 以期为该类弹箭的气动布局参数设计提供一种新思路。

1 气动特性分析

1.1 气动特性计算

制导炮弹在制式火炮中发射, 其鸭式布局气动外形如图 1 所示。

图中: x_c 为鸭舵前缘根弦与弹体交点至弹顶的距离, x_w 为尾翼前缘根弦与弹体交点至弹顶的距离。

根据气动外形图、弹体参数及飞行参数, 在超声速、小攻角条件下, 采用二次激波-膨胀波^[3]

^{*} 收稿日期: 2008-10-23

作者简介: 常思江(1983-), 男, 江苏南京人, 博士研究生, 研究方向: 弹箭控制技术 & 外弹道理论。

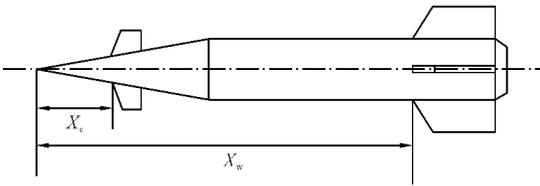


图 1 鸭式布局制导炮弹气动外形示意图

等方法分别计算单独弹体、单独翼(舵)面的气动力学系数,考虑各部件的相互干扰,采用干扰因子法^[3]计算组合体气动力学系数。为提高精度,文中采用文献^[4]中提出的涡线模型和带条理论,估算了鸭舵后缘下洗对全弹升力特性的影响。

1.2 结果与分析

取反映弹丸升力和压心特性的综合参量,即静稳定度 $m_z^{C_y}$ 为特征量。图 2 为静稳定度随马赫数和攻角的变化关系曲线。

图 3 至图 6 为各参数对静稳定度的影响曲线,其中: A_c 为舵面展弦比, α 为攻角, δ_c 为舵偏角, x_c/L 为鸭舵对弹顶的位置系数, A_w 为尾翼展弦比, x_w/L 为尾翼相对弹顶的位置系数。

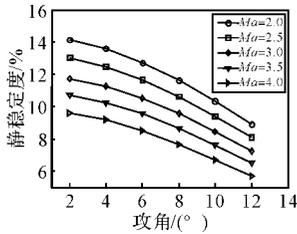


图 2 静稳定度随攻角及马赫数的变化

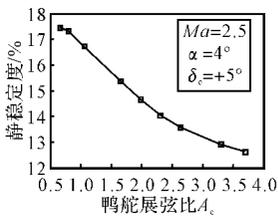


图 3 静稳定度随舵面展弦比的变化

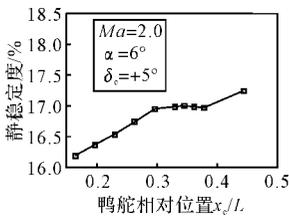


图 4 静稳定度随鸭舵位置的变化

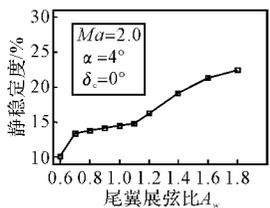


图 5 静稳定度随尾翼展弦比的变化

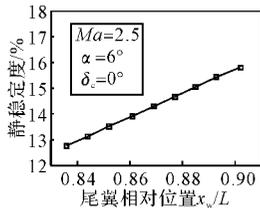


图 6 静稳定度随尾翼位置的变化

与鸭舵展弦比及位置相比,尾翼展弦比及其相对位置对静稳定度的影响较大,其中以尾翼位置的敏感度较为显著。随着尾翼相对弹顶位置的增大,静稳定度呈线性增加,则通过调节尾翼位

置系数,可在较大范围内设计有控弹丸静稳定度,使其满足不同的飞行特性和弹道控制特性要求。

2 有控弹道特性分析

2.1 有控弹道模型

在常规炮弹弹道模型^[5]基础上,增加鸭舵控制力和控制力矩,即可得到有控弹道模型式(1)。鸭舵控制力和控制力矩的大小、方向等,均取决于弹道控制模式和舵机性能(包括偏转速度、延迟等)及其工作方式,在弹道计算中以函数形式事先给定。

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{1}{m}(G_{x_2} + R_{x_2} + R_{y_2} + F_{ax_2}) \\ \frac{d\theta_1}{dt} = \frac{1}{v \cos \psi_2 m}(G_{y_2} + R_{xy_2} + R_{yy_2} + F_{ay_2}) - \dot{\psi}_1 \\ \frac{d\psi_2}{dt} = \frac{1}{m}(G_{z_2} + R_{xz_2} + R_{yz_2} + F_{az_2}) \\ \frac{d\dot{\gamma}}{dt} = \frac{1}{C}(M_{Z\xi} + M_{ZD\xi} + M_{XD\xi} + M_{XW\xi} + M_{a\xi}) \\ \frac{d\dot{\varphi}_2}{dt} = -\frac{1}{A}[M_{Z\eta_1} + M_{ZD\eta_1} + M_{XD\eta_1} + M_{XW\eta_1} + M_{a\eta_1} - C\dot{\gamma}(\dot{\theta}_1 + \dot{\varphi}_1)] \\ \frac{d\dot{\varphi}_1}{dt} = \frac{1}{A}(M_{Z\xi_1} + M_{ZD\xi_1} + M_{XD\xi_1} + M_{XW\xi_1} + M_{a\xi_1} - C\dot{\gamma}\dot{\varphi}_2) - \ddot{\theta}_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: F_{ax_2} 、 F_{ay_2} 、 F_{az_2} 分别为鸭舵控制力在速度坐标系 $O'x_2y_2z_2$ 中的分量; $M_{a\xi}$ 、 $M_{a\eta_1}$ 、 $M_{a\xi_1}$ 分别为鸭舵控制力矩在弹轴坐标系 $O'\xi\eta_1\xi_1$ 中的分量; 其他符号定义参见文献^[5]。

2.2 结果与分析

以某防空制导炮弹为例,假定有效作用斜距为 6km,在斜距 1.0km 处弹丸启控做侧向修正,鸭舵继电器式工作($\delta_c = \pm 5^\circ$)。给定不同的气动布局参数,经气动模型、弹道模型解算后,得有控弹道计算结果,见表 1。

由表 1 知,气动布局参数对有控弹道特性(静稳定性,修正效能等)具有较大影响。这类制导炮弹因不具备复杂的姿态控制系统而只能依靠气动稳定,故弹体攻角必须满足一定要求,静稳定度变化范围也不宜太大。在稳定飞行的前提

下,可牺牲一点气动特性而获得较大的弹道控制能力。因此,在气动布局设计过程中,要综合考虑有控弹道对稳定性、修正能力等的要求。

表1 有控弹道计算结果

尾翼相对位置 x_w/L	静稳定度 上 / 下限 / %	攻角最 大幅值 / (°)	横向修 正距离 / m
0.656	5.6 / 7.9	8.7	430.4
0.705	7.6 / 10.4	4.8	343.0
0.767	9.2 / 14.6	3.5	308.1
0.885	15.0 / 20.2	1.8	238.1

3 气动布局参数设计

3.1 模糊综合评判模型

以上分析结果表明:鸭舵、尾翼位置及展弦比等参数对有控弹道具有不同程度的影响。因此,有必要综合考虑修正指标、飞行稳定性、目标特性及控制方案等的不同要求,对气动布局参数进行合理设计。而影响因素与气动布局参数之间很难找到确定的公式来描述其关系。对此,采用模糊综合评判法^[6]进行气动布局参数设计,既能充分利用专家知识,又可综合考虑各项指标对方案设计的影响。

设因素集为 $U = \{u_1, u_2, u_3, u_4, u_5\}$, 其中: u_1 表示有效射程; u_2 表示修正指标; u_3 表示弹道稳定性; u_4 表示舵机动态性能; u_5 表示目标机动性。因素集中元素可根据实际情况予以调整,如可增加弹丸设计水平、加工水平、火炮发射条件等因素。

权重集为 $A = (a_1, a_2, a_3, a_4, a_5)$, 其中: a_i ($i = 1 \sim 5$) 为因素 u_i 所占权重, 该值的确定主要根据不同制导炮弹的性能指标。如防空反导空射型制导炮弹, 主要采用横向弹道修正, 则修正指标、目标特性等因素较为重要, 权重值较大; 而对于远程弹箭, 有效射程、落点精度等则是应着重考虑的因素。

以某个气动布局参数为设计变量, 根据弹丸几何、结构参数及发射条件等约束, 确定出可用设计区间为 $[a, b]$, 按步长 $(b-a)/n$ (n 取正整数) 离散后得备择集为 $V = \{a, a+(b-a)/n, \dots, b\}$ 。

各影响因素对备择集中离散值的隶属度, 应依据气动特性分析及有控弹道计算结果, 结合空

气动力学、弹道学等专家知识加以确定。例如对于尾翼相对位置 x_w/L , 若修正指标 u_2 较大, 由第1节的分析, 则需较小的静稳定度, x_w/L 值也就越小, 因此 u_2 对备择集中较小元素的隶属度较大。其他因素隶属度的确定类似。在此过程中, 专家知识对隶属度的确定也起着重要的作用。

由上述逐一进行单因素评判后, 可得到单因素评判矩阵, 进而得到考虑综合影响的模糊综合评判矩阵, 最后通过加权平均方法得到合理的参数设计值。

3.2 算例

设某防空炮弹在初速 $v_0 = 1100\text{m/s}$, 射角 $\theta_0 = 30^\circ$ 及无风偏条件下: 横向修正指标 320m 以上, 攻角幅值小于 4° , 继电器舵机性能一般, 目标机动能力较大; 其他同 2.2 节。这里仅以尾翼相对位置参数为例(其他参数固定), 采用上述模型进行设计。

取因素集中各元素的权重为: $A = (0.05, 0.35, 0.1, 0.15, 0.35)$; 取备择集为 $V = \{0.65, \dots, 0.90\}$, 离散值步长为 0.05; 根据数值计算与分析结果, 结合专家知识, 考虑各因素对备择集中离散值的隶属度, 得到具体的单因素评判矩阵为:

$$\tilde{R} = \begin{bmatrix} 0.2 & 0.3 & 0.6 & 1.0 & 0.4 & 0.2 \\ 0.9 & 0.8 & 0.55 & 0.5 & 0.2 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.4 & 1.0 & 1.0 & 1.0 \\ 1.0 & 0.8 & 0.3 & 0.2 & 0.0 & 0.0 \\ 1.0 & 0.9 & 0.6 & 0.4 & 0.2 & 0.1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

对式(2)进行模糊变换, 得:

$$\tilde{B} = A \cdot \tilde{R} = \begin{bmatrix} 0.825 & 0.730 & 0.518 \\ 0.495 & 0.260 & 0.145 \end{bmatrix} \quad (3)$$

按照加权平均法得:

$$\tilde{V} = \sum_{i=1}^6 b_i m_j / \sum_{j=1}^6 b_j = 0.734 \quad (4)$$

将以上设计值代入气动计算模型、有控弹道模型, 得到结果如图7~图10。图7~图10分别为修正距离、总攻角、侧向攻角及弹轴摆动角的变化曲线。

结果表明, 该弹道方案基本满足要求, 因此上述方法是可行和有效的, 同理可对其他参数进行合理设计。另外, 若影响因素增多, 则可考虑采用二级或多级模糊综合评判模型; 亦可根据不

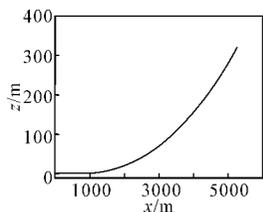


图 7 侧向修正距离-射程曲线

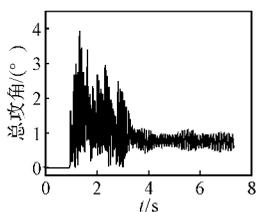


图 8 总攻角-时间曲线

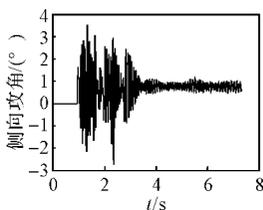


图 9 侧向攻角-时间曲线

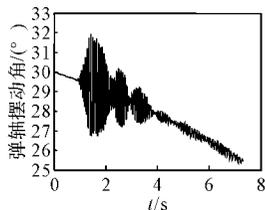


图 10 弹轴摆动角-时间曲线

同条件对气动模型、有控弹道模型或模糊综合评判模型做修改或替换,思路与方法不变;而更完备的专家知识库的建立,对该方法总体效能的提高也具有重要的作用。

4 结束语

以鸭式制导炮弹为研究对象,在气动特性分

析和有控弹道计算的基础上,提出采用模糊综合评判方法进行气动布局参数设计。该方法可考虑各种影响因素,利用空气动力学、弹道学等专家知识,对气动布局参数综合评价并进行合理设计,是针对制导炮弹气动布局设计问题提出的一种思路和尝试,算例结果较好,该方法具有良好的实用性和通用性。

参考文献:

- [1] 吴甲生,雷娟棉. 制导兵器气动布局与气动特性[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [2] 唐胜景. 导弹静稳定度动态变化范围研究[J]. 北京理工大学学报,1999,19(6):678-681.
- [3] 臧国才,李树常. 弹箭空气动力学[M]. 北京:兵器工业出版社,1989.
- [4] Pitts W C, Nielsen J N, Kaattari G E. Lift and center of pressure of wing-body-tail combination at subsonic, transonic, and supersonic speeds, NACA-TR-1307[R]. NACA, 1957;567-612.
- [5] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2004.
- [6] 陈水利,李敬功,王向公. 模糊集理论及其应用[M]. 北京:科学出版社,2006.

(上接第 178 页)

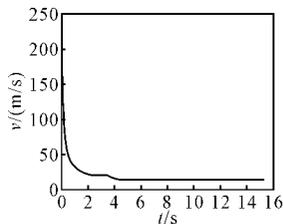


图 2 下落阶段 v-t 曲线

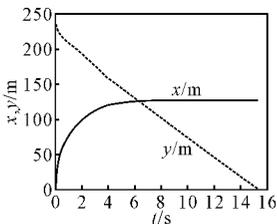


图 3 下落阶段 x-t、y-t 曲线

速降至 17m/s 左右。进入稳定下落段后,侦察子弹的速度变化很慢,在 15.4s 时侦察子弹落地,速度稳定在 13.8m/s。此落速满足侦察子弹落地的速度要求。

2)从图 3 可以看出,在侦察子弹从 234m 高度开始下抛至落地,子弹飞行距离约为 123m。此距离满足侦察子弹的抛撒精度要求。

4 结论

文中的仿真结果基本符合某次实弹射击的实验结果,很好地表现了侦察子弹的弹道特性。客观地反映了抛撒后子弹的运动规律。能够为传感侦察炮弹总体设计及决定射击诸元方面提供帮助。

参考文献:

- [1] 杨启仁. 子弹弹飞行动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1999;156-168.
- [2] 郭锐,刘忠荣. 末敏子弹减速阶段弹道动力学模型[J]. 弹箭与制导学报,2005,25(4):186-189.
- [3] 刘世平. 末敏弹四自由度质点弹道计算方法[J]. 弹道学报,1995,7(3):68-74.
- [4] 丛明煜,邵成勋. 低空伞弹外弹道动力学模型[J]. 弹道学报,2000,12(1):31-36.
- [5] 王宝贵. 末敏弹系统弹道规律的计算分析[D]. 南京:南京理工大学,1999,4:22-23.