

文章编号 : 1000-6893(2005)03-0294-04

增程制导炮弹气动外形设计

雷娟棉, 吴甲生

(北京理工大学 飞行器工程系, 北京 100081)

Aerodynamic Configuration Design for Extended Range Guided Munition

LEI Juan-mian, WU Jia-sheng

(Flying Vehicle Engineering Department, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

摘 要: 依据增程制导炮弹气动外形设计中需考虑的主要问题, 分析了火箭助推 - 滑翔增程制导炮弹的弹道特点, 进行了增程制导炮弹的气动外形设计和雷达散射截面 (RCS) 计算; 实验结果表明: 在 $Ma=2.5 \sim 3.5$ 范围内, 增程制导炮弹的零阻比原外形方案的零阻约减少了 30%; 纵向静稳定度从原方案的 4.5% 提高到了 9%; 舵偏角与平衡攻角匹配合理, 有较高的滑翔增程能力; RCS 计算结果表明, 在迎面 $\pm 30^\circ$ 及 $\pm 60^\circ$ 范围内, 增程制导炮弹都具有较小的雷达散射截面。

关键词: 增程制导炮弹; 气动外形设计; 气动特性; 风洞实验; 雷达截面

中图分类号: V211.24 **文献标识码:** A

Abstract: Three key problems in the aerodynamic configuration design for Extended Range Guided Munition (ERGM) are expounded, and the trajectory characteristic of ERGM is analyzed. Based upon these, ERGM aerodynamic configuration is designed. The radar cross sections (RCS) of the configuration are computed by using the physical optics method. Comparing the designed configuration with the original configuration, for the Mach number from 2.5 to 3.5, the wind tunnel experimental results indicate that the zero-lift drag coefficient decreases by 30%, and the static stability increases from 4.5% to 9%. Moreover, the rudder deflection angle matches reasonably with the balance angle of attack, so the ERGM has super glide ability. RCS computational results show that the ERGM has smaller radar cross section at head-on scope of $\pm 30^\circ$ and $\pm 60^\circ$.

Key words: extended range guided munition (ERGM); aerodynamic configuration design; aerodynamic characteristic; wind tunnel experiment; radar cross section (RCS)

增程制导炮弹 (ERGM) 是指采用大口径身管火炮发射, 采用火箭助推与滑翔增程、GPS/INS 组合导航、空气动力面控制, 使射程大大超过常规制式炮弹, 并有较高密集度和精度的弹药^[1,2]。

增程制导炮弹一般采用鸭式布局。滑翔增程技术完全是气动力增程技术, 因此气动外形设计, 包括稳定性设计、鸭舵俯仰控制效率设计、平衡攻角与舵偏角的匹配设计以及减阻等, 是发展滑翔增程制导炮弹的关键技术之一。美国是开展增程制导炮弹研究较早的国家, 进展很快^[3-7]。

1 增程制导炮弹的飞行方式

对于炮弹增程来说, 最好是采用火箭助推 - 滑翔的组合增程方式。这种增程方式决定了飞行方式和弹道形式, 即在弹道顶点之前, 鸭舵不张开, 外形为弹身 - 尾翼组合体, 记为 BT, 为无控飞行; 在弹道顶点之后, 鸭舵张开, 外形为鸭舵 -

弹身 - 尾翼组合体, 记为 BWT, 鸭舵要对炮弹实施抬头控制, 使之以最合适的正攻角飞行。所谓最合适的正攻角是指在该攻角下, 炮弹具有最大的升阻比, 最好的滑翔能力。由于弹道高度不断下降, 飞行马赫数及气动特性不断变化, 因此在滑翔过程中, 应不断调整炮弹的飞行攻角, 以保证炮弹始终在最大升阻比状态下飞行, 达到最好的滑翔增程效果。图 1 是火箭助推 - 滑翔增程炮弹的弹道示意图。

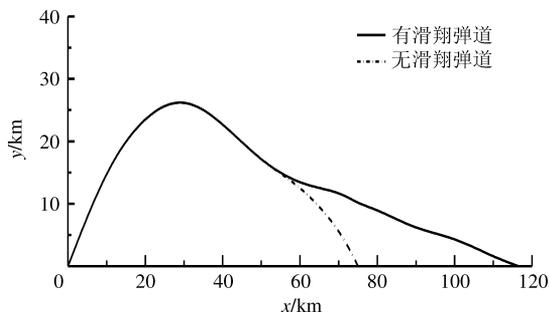


图 1 增程制导炮弹弹道示意图

Fig. 1 Trajectory sketch of ERGM

收稿日期: 2004-10-20; 修订日期: 2004-12-15
基金项目: "十五" 国防预研 (413130302) 资助项目

2 气动外形设计与风洞实验

(1) 气动外形设计

所设计的增程制导炮弹选择了鸭式布局。为了提高炮弹无控飞行时的静稳定性,采用了6片大展弦比后掠尾翼;为了提高控制效率,鸭舵采用了无弯度的NACA低阻层流翼型;为了减小弹身的压差阻力,头部采用了卡门曲线,并将头部长径比尽量取大些,同时将鸭舵位置后移,以降低鸭舵在头部上产生的气动干扰阻力。采用经过大量弹箭外形考核的气动特性工程计算程序,对所设计的增程制导炮弹外形进行了气动特性计算。弹道特性计算结果表明该外形的气动特性能满足增程要求。为了验证所设计外形的气动特性,最终确定外形方案,进行了风洞测力实验。

(2) 风洞实验

模型设计 对于制导武器,鸭式布局的缺点是鸭舵不能进行滚转控制。除非采取辅助的滚转控制措施,否则弹体在飞行中会滚转。而卫星定位辅助导航系统对弹体的转速限制很严,为了便于转速设计,在风洞实验时模型应能自由滚转,当鸭舵做副翼偏转对弹体进行滚转控制时,既要测量弹体的滚转力矩又要测量转速。图2是实验模型内部结构图。进行固定模型实验时,用螺钉将模型外壳与套筒固连,此时天平可测量包括滚转力矩在内的6个气动参数;将螺钉取下,模型可绕天平轴自由滚转,此时除测量6个气动参数外,还可测量转速。

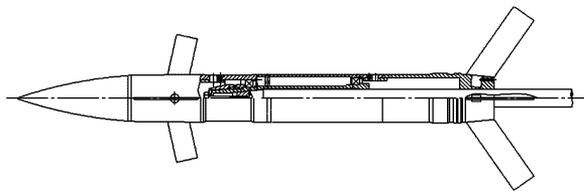


图2 实验模型内部结构图

Fig. 2 Sketch of wind tunnel test model of ERGM

试验设备 实验在中国航天空气动力技术研究院的FD-06风洞中进行。该风洞为亚、跨、超声速风洞,马赫数范围 $Ma=0.4\sim 4.5$ 。风洞具有自动控制、测试、数据采集和处理系统,实验后可即刻得到空气动力系数表和曲线。

本次实验采用了专用的马格努斯天平系统测量模型的气动载荷。根据天平动校结果,给出本次实验数据的均方根偶然误差如下表所示。

	c_N	c_{AF}	c_{AB}
$\pm 0.02^\circ$	± 0.003	± 0.004	± 0.006
c_z	m_{zg}	m_{yg}	m_x
± 0.002	± 0.001	± 0.001	± 0.006

实验数据的精确度可以满足型号初步设计阶段对气动特性数据精度的要求。

(3) 实验条件

实验马赫数: $Ma=0.4\sim 3.5$;

实验雷诺数: $Re=(8.49\sim 31.39)\times 10^6\text{ m}^{-1}$

实验迎角: $\alpha=-2^\circ\sim 12^\circ$;

俯仰控制舵偏角: $\delta_z=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$;

滚转控制舵偏角: $\delta_x=0^\circ, -5^\circ, -10^\circ$ 。

3 实验结果

图3是鸭舵张开前外形零攻角阻力系数随马赫数的变化曲线。实验结果表明,超声速时,零阻系数的计算值与实验值很吻合;亚、跨声速时,实验值比计算值低;在 $Ma=0.4\sim 2.0$ 范围内,所设计外形的零攻角阻力约比俄罗斯“红土地”末制导炮弹的零攻角阻力低10%。风洞实验结果还表明,原外形方案采用的短尖拱形头部,阻力较大,不宜在增程制导炮弹设计中采用。

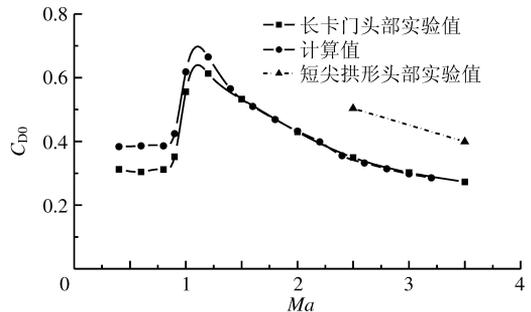


图3 BT外形零攻角阻力系数 $C_{D0}-Ma$ 曲线

Fig. 3 The $C_{D0}-Ma$ curve of BT configuration

图4是鸭舵张开前外形 $\alpha=2^\circ$ 时的压心系数 \bar{x}_{cp} 随马赫数的变化曲线。压心系数定义为 $\bar{x}_{cp}=x_{cp}/l$,其中: x_{cp} 为压心至头部顶点的距离; l 为弹长。若采用短尖拱形头部外形,在 $Ma=3.5$ 时,压心系数 $\bar{x}_{cp}=0.65$,相应的纵向静稳定度 $|m_z^L|=0.045$ 。采用长卡门头部后,压心显著后移,此时 $\bar{x}_{cp}=0.7$, $|m_z^L|=0.09$,能保证在最大速度时对稳定度的要求。以上实验结果说明长卡门头部的压力分布不但使头部的阻力小,而且使头部的压心比较靠后,从而使BT外形在超声速下飞行时既有较小的阻力又有较高的纵向静稳定度。

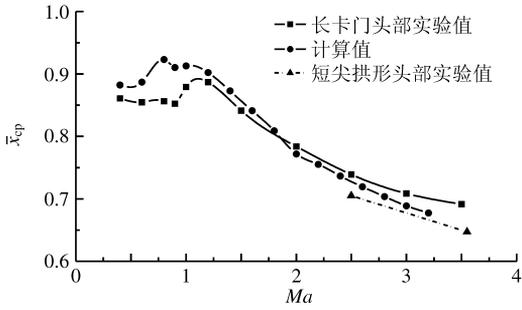


图4 BT外形压心系数 \bar{x}_{cp} - Ma 曲线

Fig. 4 The \bar{x}_{cp} - Ma curve of BT configuration

增程制导炮弹飞过弹道顶点后鸭舵张开,对弹体实施控制。控制的目的是为了进行滑翔增程和修正航向。希望炮弹能在攻角不大,升阻比较大的状态下飞行,因此对静稳定性、俯仰控制效率、舵偏角、平衡攻角要进行合理匹配,以使炮弹在较大的升阻比状态下飞行。

图5是平衡攻角下升阻比 L/D 随马赫数 Ma 的变化曲线,曲线表明当俯仰控制舵偏角 $\alpha = 5^\circ$ 时,在 $Ma = 0.4 \sim 2.5$ 范围内, $L/D = 1.5 \sim 3.6$ 。当平衡攻角较小(一般 $\alpha < 6^\circ$)时,升阻比 L/D 随平衡攻角增大而增大,为了得到较大的升阻比,可适当地增大舵偏角,以提高平衡攻角。但当平衡攻角增大到一定值(一般 $\alpha > 6^\circ$)时,随平衡攻角增大,阻力将迅速增大, L/D 不但不增大,反而会降低。因此对于滑翔增程的制导炮弹来说,飞行中有个 α 与 α 的最佳组合,在该组合时,炮弹的升阻比最大,增程效果最好。应通过弹道计算,给出在不同飞行速度和高度下 α 与 α 的最佳组合规律,按该规律滑翔飞行将会得到最大的增程效果。与飞机不同,增加制导炮弹的升力很困难,主要是通过降低阻力来提高升阻比。在 $\alpha = 5^\circ$ 时,俄罗斯“红土地”末制导炮弹的升阻比为 $1 \sim 2$ 。

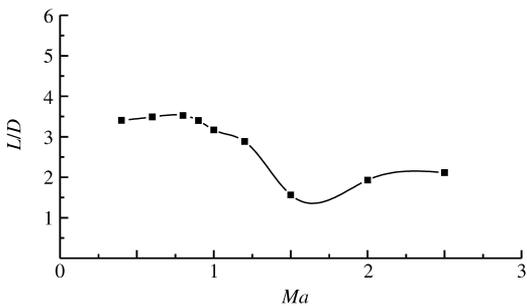


图5 有控飞行时升阻比 L/D 随马赫数的变化曲线 ($\alpha = 5^\circ$)

Fig. 5 The L/D - Ma curve at guided flying stage ($\alpha = 5^\circ$)

4 雷达隐身特性计算

增程制导炮弹是机动性很差、低超声速飞行

的战术武器,射程远,飞行时间长,很容易被对方的雷达系统发现、跟踪并击毁。为了能使其飞抵预定目标,完成毁伤任务,必须具有小的雷达散射截面(RCS)。本文采用物理光学法^[8,9]计算了增程制导炮弹的雷达截面特征。计算条件为:Ku波段(15.2GHz),水平极化,方位角 $\phi = 0^\circ \sim \pm 180^\circ$,俯仰角 $\theta = 0^\circ$,计算步长 $\Delta\theta = 0.1^\circ$ 。

图6是鸭舵张开前BT外形的RCS-曲线,图9是鸭舵张开后BWT外形的RCS-曲线。图6表明,垂直于弹体侧面照射时($\theta = 90^\circ$),会产生很强的镜面反射,计算的RCS达到最大值(11.73dBsm)。弹体底端面也是一个较大的反射平面,在 $\theta = \pm 180^\circ$ 时,计算曲线也表现为峰值。在 $\theta = \pm 35^\circ$ 处,RCS-曲线也有峰值,这是因为尾翼前缘的后掠角为 35° 。

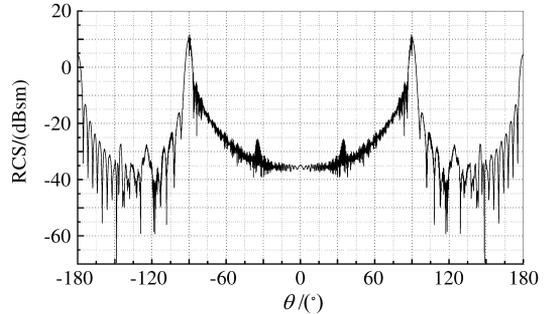


图6 BT外形的RCS-曲线

Fig. 6 The RCS- curve of BT configuration

鸭舵张开后外形的RCS-曲线与鸭舵张开前外形的RCS-曲线基本相同。主要差别是在图7所示的RCS-曲线中,当 $\theta = \pm 15^\circ$ 时,曲线有一小峰值,这是因为鸭舵前缘后掠角接近 15° 。

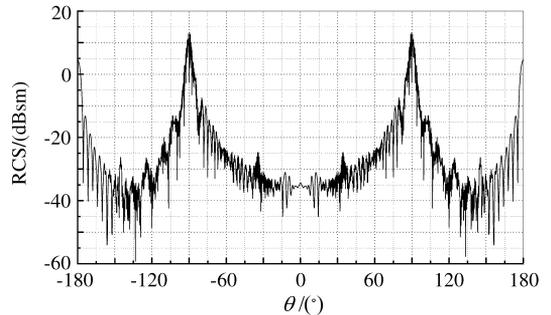


图7 BWT外形的RCS-曲线

Fig. 7 The RCS- curve of BWT configuration

以上结果表明无论是BT外形还是BWT外形,在迎面 $\pm 30^\circ$ 及 $\pm 60^\circ$ 范围内,RCS的均值很低,即雷达散射截面很小。

5 结论

(1) 风洞实验结果表明,所设计的滑翔增程制

导炮弹具有较小的阻力,较高的升阻比,较高的纵向静稳定度,舵偏角、平衡攻角匹配合理,有较高的滑翔增程能力。

(2) 计算结果表明,所设计的滑翔增程制导炮弹在迎面 $\pm 30^\circ$ 及 $\pm 60^\circ$ 范围内都具有较小的雷达散射截面。

参 考 文 献

- [1] Ohlmeyer E J, Pepitone T R, Miller B L, *et al.* System modeling and analysis of GPS/INS for extended range guided munitions[R]. TR 96/159, Dahlgren, VA:Naval Surface Warfare Center, Dahlgren Division. 1997.
- [2] Ohlmeyer E J, Pepitone T R, Miller B L, *et al.* GPS-aided navigation system requirements for smart munitions and guided missiles[A]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference[C]. New Orleans, LA. 1997.
- [3] Ohlmeyer E J, Pepitone T R, Miller B L. Assessment of integrated GPS/INS for the EX-171 extended range guided munition[A]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference[C]. Boston, MA. 1998.
- [4] Dennis Hagan J. New trends in naval guns[J]. Naval Force, 1999(2):48-54.
- [5] Holzer R. US services team on now ERGM[J]. Defense News, 2002,2(14):7.
- [6] Hewish M, Lok J J. Return of the big gunsat sea-new large-caliber weapons open up stand-off land-attack missions[J]. Jane's International Defense Review, 2000(4):55-63.
- [7] 雷娟棉,吴甲生. 远程制导炮弹气动设计[A]. 见:中国航空学会主编. 探索、创新、交流—中国航空学会青年科技论文集[C]. 北京:航空工业出版社,2004. 158-163.
- Lei J M, Wu J S. Extended range guided munition aerodynamic configuration designn[A]. Proceedings of Youth Science and Technology Forum of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics[C]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. 158-163. (in Chinese)
- [8] 吴甲生,郝璐,居贤铭,等. 机载布撒器发展趋势及气动设计中的几个问题[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(3):1-9.
- Wu J S, Hao L, Ju X M, *et al.* The development trend of airborne dispenser and several problems in its aerodynamic design[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003,17(3):1-9. (in Chinese)
- [9] 雷娟棉,葛瑞光,郝璐,等. 布撒器雷达截面计算与测量[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(4):79-83.
- Lei J M, Ge R G, Hao L, *et al.* Dispenser radar cross section computation and measurement [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003,17(4):79-83. (in Chinese)

作者简介:



雷娟棉(1968-)女,陕西华阴人,北京理工大学副教授,博士,1991年毕业于西北工业大学,2001年获得北京理工大学飞行器设计专业博士学位,2003年赴俄罗斯进行短期科研合作与交流,主要从事制导兵器气动外形设计、复杂流动数值模拟及气动特性研究方面的工作。E-mail: leiym@bit.edu.cn,联系电话:

010-68912414。

吴甲生(1939-)男,北京理工大学教授,博士生导师,长期从事制导兵器气动外形设计工作。联系电话:010-68912414。

(责任编辑:刘振国)