

变面积增阻式弹道修正机构的设计与分析*

杨芳^{1,2}, 郝永平², 布国亮³

(1 长春理工大学机电工程学院, 长春 130022;

2 沈阳理工大学 CAD/CAM 技术与开发中心, 沈阳 110159;

3 北京航空航天大学机械工程与自动化学院, 北京 100191)

摘要:通过对国内外一维弹道修正阻力机构的研究现状进行分析, 提出并设计了一种新型的变面积增阻式修正机构。这种新型的一维阻尼修正机构克服了原有机构中只能进行一次修正、必需严格保证展开时间以及展开时间推算复杂等问题。仿真结果表明, 新型修正机构的阻力片能够根据系统要求展开到位, 并且能够满足展开同步性、快速性的要求。

关键词:阻力片; 弹道修正; 仿真

中图分类号: TJ012.34 **文献标志码:** A

Design and Study for Area-changing and Damp-increasing Range Correction System

YANG Fang^{1,2}, HAO Yongping², BU Guoliang³

(1 College of Mechanical and Electric Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China;

2 Research and Development Center of CAD/CAM, Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China;

3 School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A new kind of correction system with damp-increasing area-changing was analyzed and proposed through analyzing researches of one-dimension trajectory correction at home and abroad, and problems such as correction can only be done once, open time must be strictly guaranteed and complexity of open time deduction were overcome in the system mentioned in this paper compared with the original system. The simulation results show that the damper of this new system can open at the right place under the requirements.

Keywords: damper; trajectory correction; simulation

0 引言

增阻式弹道修正弹是发射时有意瞄准比实际目标稍远一点的目标进行射击。在弹丸飞行过程中由弹道探测装置测算外弹道诸元, 预测实际弹道弹着点及目标偏差, 根据偏差量的大小形成控制指令, 再把指令传给弹上执行系统, 并选择适当时刻展开阻力机构, 增大弹丸径向面积从而增加弹丸的空气阻力, 实现对射程的修正^[1]。其中阻力器是增阻式一维弹道修正系统的主要组成部分, 其结构设计、性能特征对弹丸的弹形阻力系数、射程修正能力和命中目标精确度等有重要影响。因此深入研究分析一维弹道修正的阻力机构, 对改进其结构设计和提高炮弹的修正精

度等都具有重要的指导作用。

1 新型增阻机构设计思想与工作原理

1.1 变面积增阻修正机构的设计思想

由于炮弹飞行时间有限, 要求在弹丸飞行的很短时间内根据测量数据解算弹着点偏差, 以确定阻力机构的展开时间, 这就需要对解算系统有较高要求。若采用自主修正形式, 即发射后不管, 则需要有较精确、简便的解算方法来实现对射程的修正。从国内外增阻式修正机构的修正方式来看, 主要以一次修正为主, 即弹丸上的修正执行机构根据指令信息, 按要求时间打开阻力片到最大展开位置, 但这种修正方式存在一定弊端, 若解算值出现较大偏差或外部环境因素

* 收稿日期: 2010-8-12

基金项目: 国防预先研究基金资助

作者简介: 杨芳(1979-), 女, 辽宁锦州人, 博士研究生, 研究方向: 弹道修正技术。

对弹丸后段飞行造成一定影响,则无法再对修正面积进行修改,降低了射击精度。另外,影响增阻式弹道修正弹射程精度的又一关键因素是阻力片展开时刻的准确性。一般的方法是以时间为自变量,选取一定步长,依次将原弹道系数用阻力片展开后弹道系数代替,解算出实际落点后再与目标点比较,若不等则继续叠代计算。这样的解算方式虽然简单,但计算时间较长,因此文献[2]中提出一种利用在阻力片展开时刻的近似计算公式的基础上,进行比例加速收敛算法,可节约一些解算时间。但寻求最佳打开时刻的算法都要受到增阻弹道修正弹的阻力片作用时间与修正距离呈二次线性关系的限制,增加叠代次数,容易出现由于解算时间过长而错过最佳打开时刻的弊端。

文中所设计的变面积增阻式弹道修正机构(area-changing and damp-increasing range correction device, ADRCD)能很好的弥补以上的两个问题。一方面由于展开面积可控,就可以使阻力器得到控制指令后,使阻力片打开到指定的位置对弹丸的射程进行修正。如果还存在偏差仍需修正,则可以继续控制阻力片再一次打开到相应位置,如此可提高弹丸的落点精度。另一方面,ADRCD对打开时刻没有十分苛刻的要求。由于阻力片展开面积的大小与弹体在射程方向上的修正距离成一次线性关系,也就是说,在同一位置阻力环展开的面积与修正距离成正比,所以易于快速准确的解算最佳展开面积,而且即使出现误差也有可能通过后续修正来校正。

1.2 变面积增阻式修正机构工作原理

在弹丸飞行稳定后的任意时刻,要通过控制阻力片展开面积来实现弹丸的增阻修正,设计阻力修正机构就显得尤为重要。文中设计的修正机构由微型电机、滚珠丝杠、传动杆、滑块和阻力片等组成,当执行系

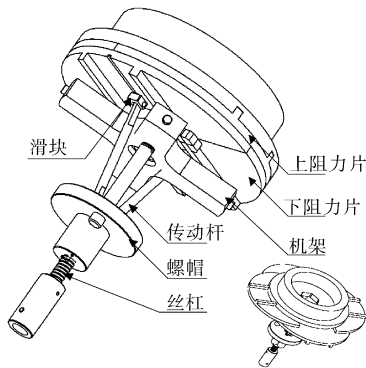


图 1 ADRCD 的工作原理图及展开机构简图

统得到控制指令后,微型电机根据解算结果转动一定角度,带动 4 个阻力片展开到相应位置,以此改变弹丸的阻力大小,达到弹道修正的目的,其工作原理如图 1 所示。阻力片平时收拢在修正机构内部,其外径与制式引信的最大外径一致,当解算模块根据目标点

和弹丸姿态得到阻力片展开高度后,将位移控制量转变为微型电机转动控制输出,经联轴器传动到滚珠丝杠,使滚珠丝杠转动,同时带动传动杆一端向上移动,传动杆另一端则带动滑块推动阻力片展开。其间,根据解算展开面积的大小,阻力片可以停留在整个过程的任意位置。阻力片选择半圆形状,这样可保证展开到任意位置时整个弹丸各方向的受力相对平衡。

2 动力学分析与负载计算

2.1 阻力片机构动力学分析

驱动部件带动执行机构运动时,阻力片向外伸展。阻力片展开后,将会对弹丸局部流场产生影响,弹丸所受空气阻力也将随之发生改变。也就是说阻力片的展开过程是弹丸所受阻力不断变化的过程。另外对阻力片的设计还要满足:展开准确到位、展开同步性好、展开后位置固定的要求。所以除了考虑将上、下阻力片安放在各自对应的滑道内以保证位置外,还需在上下片之间利用滚珠与滑槽相配合的定位方式实现展开不同面积时的同步性要求。上、下阻力片结构示意图如图 2 所示。

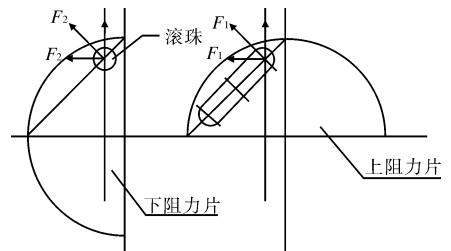


图 2 上、下阻力片结构示意图

在下阻力片的某一位置定位一个滚珠,上阻力片与滚珠相配合位置按滚珠尺寸设置一个滑槽。为了保证上、下阻力片展开的同步性,滑槽的设计要保证与基准线成 45° 夹角。当下阻力片受控展开时,滚珠可在上阻力片滑槽内滑动,并且上阻力片受到滚珠作用力后展开到与下阻力片相同位置。这样在机构运动过程当中上阻力片所受外力为:

$$F_1 = F_{1r} + \frac{1}{4}R_x(v) + \sum F_{f1}$$

式中: $\sum F_{f1}$ 为上片所受摩擦合力。 F_{1r} 为上阻力片离心力: $F_{1r} = m_1 \omega^2 r_1$; 其中: m_1 为阻力片质量, r_1 为偏心距, ω 为弹丸旋转角速度。 $R_x(v)$ 为外展机构所受空气阻力:

$$\begin{cases} R_x(v) = \frac{\rho \omega^2 S_1}{2} C_{xk}(Ma) \\ C_{xk}(Ma) = f(S_2, v, \delta) \end{cases}$$

式中: $C_{xk}(Ma)$ 为阻力片展开后扩增空气阻力系数; ρ 为空气密度; S_1 为弹丸特征面积; S_2 为阻力片展开面积; v 为弹丸飞行速度; δ 为攻角。

2.2 电机主轴的负载分析

对电机主轴负载的计算是较为重要的环节,需考虑4个舵片合力的作用,根据力学分析可以得到主轴所受扭转力矩为:

$$M = ((2F_1 + 2F_2)/\tan\alpha + \sum F_f) \cdot \tan\beta \cdot r$$

式中: α 为传动杆与竖直方向的夹角(见图3); β 为滚珠丝杠的螺旋升角; r 为螺杆半径; $\sum F_f$ 为主轴所受摩擦合力; F_1 为上阻力片所受合力,其值如前文所述; F_2 为一个下阻力片所受合力,其值为:

$$F_2 = F_{2r} + \frac{1}{4}R_x(v) +$$

$$F_h + \sum F_{f2}$$

式中: F_{2r} 为下阻力片离心力, $\sum F_{f2}$ 为下片所受摩擦合力, F_h 为下片与滑块间作用力。

2.3 算例与分析

根据结构的设计尺寸,假设弹丸旋转角速度为 $\omega = 750\text{rad/s}$,当4个阻力片展开到最大位置时,各负载最大值见表1。

从以上结果中可以看出,上下阻力片受离心力和空气阻力的作用对滚珠丝杠产生的轴向力最为显著。又因为该设计是对电机输出的转动控制转化为上下阻力片的平动位移,所以表1中计算得到的滚珠丝杠转动力矩是决定整个系统是否合理的依据,不难看出 $0.2264\text{N}\cdot\text{m}$ 的转矩是完全可以满足部分微型电机要求的。可见整个系统从动力学分析角度上讲是具有合理性的。

表1 各项负载最大值

| 负载 | 最大值 | 负载 | 最大值 |
|---------------|--------------------|---------------|--------------------|
| 滚珠丝杠 | 113.24 | 滑块与机架 | $2.191\text{e}-5$ |
| 径向力/N | | 间摩擦力/N | |
| 上下阻力片 | $3.175\text{e}-3$ | 滚珠与上阻力片间摩擦力/N | $4.9876\text{e}-3$ |
| 间摩擦力/N | | 滚珠丝杠转动 | |
| 下阻力片与机架间摩擦力/N | $3.1775\text{e}-3$ | 力矩/(N·m) | 0.2264 |

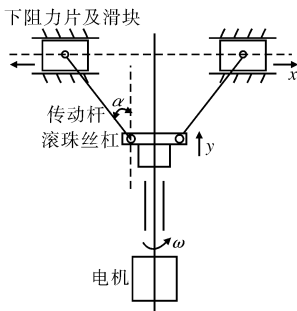


图3 传动部件简图

3 运动学仿真分析

采用三维建模软件对变面积增阻修正机构进行实体建模,在Adams软件中进行运动学仿真,研究阻力片展开的同步性和电机转速对展开时间的影响。

3.1 阻力片展开同步性分析

根据阻力器结构的受力情况以及前面所述的动力学算例分析,进行修正机构的总体动态运动仿真。在仿真过程中,需按照弹丸实际飞行环境进行参数设置。以某榴弹为例,取飞行弹道降弧段某一时刻速度为 270m/s ,弹丸转速 $\omega = 750\text{rad/s}$,一次阻力片展开直径 $l_1 = 75\text{mm}$,二次展开直径 $l_2 = 80\text{mm}$ 。

通过运动仿真得到了4个阻力片的质心位移曲线,如图4所示。从仿真结果可以

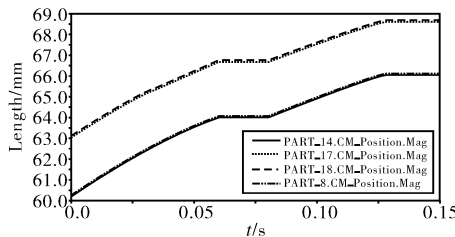
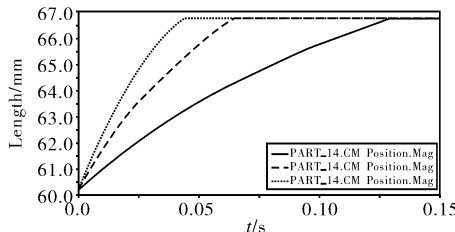


图4 阻力片质心位移变化曲线

可以看出,由于上、下阻力片在结构上的差异,使得质心初始位置有所不同,所以出现图中所示的上下两部分曲线,但不难看出上、下阻力片达到要求位置时的响应时间是相同的。完成展开直径为 75mm 时系统响应时间为 0.061s ,二次展开到 80mm 时的系统响应时间为 0.048s 。这说明上、下阻力片展开过程是满足同步性、快速性要求的。另外从图中还可以观察到每部分曲线都是由两条曲线重合而成,说明处于对称面上的两个阻力片质心位移相同,同时也具有较好的运动同步性。

3.2 电机转速对展开时间影响分析

电机转速的大小也是影响执行系统响应时间的因素之一。对电机



主轴设定三种不同转速,观察阻力片展开响应时间与转速的关系,如图5所示。当主轴的转速比例关系为 $1:2:3$ 时,阻力片展开到最大位置时的系统响应时间比例关系为 $1:1/2:1/3$,可见电机转速越高,则执行系统响应时间也越快,并成倒数比例关系。

4 结论

文中通过对国内外一维弹道修正原理的分析,针对现有增阻式弹道修正机构的设计弊端,提出并建立了一种利用阻力片展开不同增阻面积来实现一维弹道修正的机构。通过对主要部件的动力学分析及系统运动学仿真证明,此结构具有结构简单、易于实现、响应速度快等优点,这将为一维弹道修正机构的进一步工程设计和实验奠定良好基础。

参考文献:

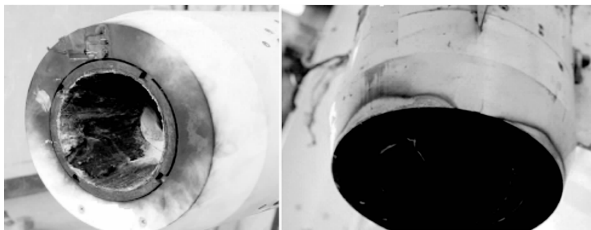
[1] 谭凤岗. 弹道修正弹的概念研究[J]. 弹箭技术, 1998

(4):1-10.

- [2] 胡荣林,李兴国. 确定射程弹道修正弹阻力器展开时刻的算法研究[J]. 兵工学报, 2008, 29(2): 235-239.
- [3] Michael S L Hollis, Fred J Brandon. Design and analysis of prototype range correction device for a mortar projectile, ADA355472[R]. 1999.
- [4] 陈科山,马宝华,何光林,等. 迫弹一维弹道修正引信平面阻力器的空气阻力算法[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(3): 61-64.
- [5] 解增辉,刘占辰,徐登武. 新型一维修正炮弹引信的研究与实现[J]. 探测与控制学报, 2008, 30(增): 69-71.

(上接第 159 页)

验后的烟熏痕迹,如图 11(a)所示,发动机尾喷流没有回流进入导弹尾部端面区域,导弹尾部端面的温度和速度都较小,尾部端面的金属没有受到发动机尾流的烧蚀和冲刷。实际地面点火结果与仿真结果非常相似,表明假设模型比较合理。分析认为底部热流主要为热辐射作用,可见热辐射对热流动的贡献较小。根据数值仿真结果,飞行试验前对导弹底部进行隔热涂层保护。图 11(b)为飞行试验后图片,可以看到导弹尾部过烧现象明显,涂层已经受热干化龟裂,有明显火焰熏烤痕迹,且在导弹尾部收敛处形成 4 块“月牙形”烧蚀区。该“月牙形”烧蚀区形成原因是由于在舵面之后气流速度降低,压力升高,发动机尾喷流回流能力削弱。地面试验和飞行试验结果与仿真计算均十分吻合,有效验证了仿真的可信性。



(a) 地面试验

(b) 飞行试验

图 11 试验后发动机尾部图片

4 结论

1) 仿真表明,导弹后端面热环境的恶劣程度与不同工作条件密切相关,随飞行马赫数和燃烧室内压的增加而增大,但在中低空情况下飞行高度变化对其影响较小;

2) 空中与地面试验有较大的差别,发动机地面静止点火的尾流场与空中发射的尾流场有较大差别,地面静止点火结果不能代表空中情况,CFD 仿真能够准确模拟不同状态下的喷流情况,仿真结果与试验现象吻合;

3) 在未来先进空空导弹设计时,需要重视尾部热流环境分析,必要时须对导弹尾部端面进行热防护设计。

参考文献:

- [1] Rupert Gleissl, et al. Assessment of missile plume impact characteristics, AIAA 2007-675[R]. 2007.
- [2] Rupert Gleissl, et al. Simulation of missile plumes for aircraft store compatibility assessments, AIAA 2005-54[R]. 2005.
- [3] G Avital, et al. Experimental and CFD study of rocket plume effects on missile longitudinal aerodynamic stability, AIAA 2004-5196[R]. 2004.
- [4] Suk Young Jung. Investigation of plume effects on longitudinal aerodynamics of missile at $M_\infty = 1.2$, AIAA 2004-1110[R]. 2004.
- [5] 孙振华,徐东来,何国强. 飞行参数对导弹发动机羽流的影响[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(3): 188-191.
- [6] W. H. Calhoon, Jr. Flowfield and radiation analysis of missile exhaust plumes using a turbulent-chemistry interaction model, AIAA 2000-3388 [R]. 2000.