

## 弹道修正执行机构综述

张冬旭, 姚晓先, 郭致远  
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

**摘要:** 二维弹道修正弹是一种低成本、高精度的精确打击弹药, 修正机构是弹道修正弹上的重要部件, 其性能决定了弹丸的弹道修正能力。针对弹道的二维修正需求, 介绍了国内外对二维弹道修正弹修正机构的研究状况; 列举了应用在二维弹道修正弹上不同类型的修正机构; 阐述了不同类型修正机构的工作原理、特点以及各自的局限性。最后, 对不同类型修正机构特性进行了比较, 给出了相关技术指标, 对比了各自的优缺点。阐述了选择和设计执行机构应注意的问题。

**关键词:** 弹道修正弹; 修正机构; 脉冲发动机; 鸭舵

**中图分类号:** TP273   **文献标识码:** A   **文章编号:** 2095 - 8110 (2014) 02 - 0039 - 07

### Overview of the Correction Mechanism on Two - dimensional Trajectory Correction Projectile

ZHANG Dong - xu, YAO Xiao - xian, GUO Zhi - yuan

**Abstract:** Two - dimensional trajectory correction projectile is a kind of low - cost and high accuracy ammunition, and the performance of the trajectory correction projectile depends on the correction mechanism on it. In this paper, the development of the two - dimensional trajectory correction projectile is described and several types of the correction mechanism are enumerated, giving the character and flaw. According to the comparison, the advice of how to choose and design the correction mechanism is presented.

**Key words:** Trajectory correction projectile; Correction mechanism; Impulse engine; Canard

## 0 引言

常规武器制导化是当今兵器发展的一个主要特点, 即为榴弹、迫弹、火箭弹、航空炸弹等常规弹药加装惯性模块、控制模块、制导模块、执行机构等模块后, 使常规弹药具备了精确打击能力。自 20 世纪 60 年代起, 各发达国家就开始了制导弹药的研制工作。到今天, 制导弹药已经形成了庞大的家族, 包括制导炮弹、弹道修正弹、航空制导炸弹、制导火箭弹等<sup>[1]</sup>。典型的如美国的“铜斑蛇”激光半主动末制导炮弹。20 世纪末和 21 世纪初的几次局部战争中, 大量制导弹药投入战场, 其卓越的表现极大地提高了部队的作战效能。

弹道修正弹属于制导弹药的一种, 其概念是由美国在 20 世纪 70 年代提出的, 当时弹道修正弹称做“末端修正的旋转稳定弹”(TCSP)<sup>[2]</sup>。其主

要实施方式是在原有的榴弹、迫弹或火箭弹的引信位置换装成弹道修正模块, 由地面雷达或 GPS 探知飞行中弹丸在某几个时刻的空间位置, 将此位置与地面火控计算机或弹载计算机中预先装订的理想弹道比较, 根据偏差大小, 控制弹上的修正机构进行射程(距离)和方向修正。这种修正可以在全弹道上修正一两次或三四次, 也可以只在弹道末段或弹道起始段修正<sup>[3]</sup>。与导弹相比, 弹道修正弹是有限次弹道修正, 成本大大低于前者; 与传统弹药相比, 弹道修正弹散布小, 毁伤概率高。

## 1 弹道修正方法

弹道修正的实质是通过修正机构产生法向控制力, 改变弹丸速度方向, 实现弹道修正。产生法向控制力的方式有两种: 一种是依靠气动力来

收稿日期: 2014 - 01 - 20; 修订日期: 2014 - 06 - 10。

作者简介: 张冬旭(1986 -), 男, 博士, 研究方向为弹上执行机构。

产生法向力,即气动力控制;一种是依靠在质心附近喷出的推进剂燃气的直接反作用来产生法向力,即直接力控制。

气动力控制主要是通过空气舵实现的,即通过舵面的偏转产生法向力,由牛顿方程近似有:

$$mv\dot{\theta} = \frac{1}{2}\rho v^2 SC_y^{\delta} \delta \quad (1)$$

即

$$\dot{\theta} = \frac{1}{2m}\rho v SC_y^{\delta} \delta \quad (2)$$

其中,  $m$  是弹丸质量,  $v$  是弹的飞行速度,  $\theta$  是弹道倾角,  $\rho$  是空气密度,  $S$  是弹的参考面积,  $C_y^{\delta}$  是舵面升力系数斜率,  $\delta$  是舵偏角。

直接力控制主要是通过脉冲发动机或射流元件向外喷出推进剂燃气产生反作用力来实现的。此时牛顿方程可以写为:

$$mv\dot{\theta} = F \quad (3)$$

即

$$\dot{\theta} = \frac{F}{mv} \quad (4)$$

其中,  $F$  是反作用力。

根据法向控制力的产生方式,修正机构主要分为两类:鸭舵和脉冲元件。修正机构性能的好坏将直接决定弹道修正能力和修正速度。

## 2 气动力控制

### 2.1 国外的发展状况

国外对弹道修正弹的研制起步早,目前,已有多种型号问世,并装备部队。美国雷声公司的“神剑”及北美 BAE 公司的 CCF 为典型代表。



图1 美国雷声公司的“神剑”

Fig. 1 Trajectory correction projectile produced by Raytheon

“神剑”采用尾翼稳定,活动舵形式。如图1所示。发射前,在发射平台上使用便携式感应引信装订器将目标的 GPS 信息输入弹丸。火炮采用高仰角发射,以便使弹载 GPS 接收机有充足的时间锁定卫星信号。弹丸到达弹道顶点附近时,四



图2 美国北美 BAE 公司的 CCF

Fig. 2 CCF produced by BAE

片舵片展开。经过弹道顶点后,安装在弹丸鼻锥部的 GPS 接收机开始获取卫星信号,更新坐标数据,并将其与目标数据进行比对。利用比对偏差产生修正指令,驱动舵片偏转产生控制力,使弹丸飞向预定目标。

CCF 可应用在旋转稳定弹上,弹体与修正部采用轴承链接方式。修正机构采用阻尼环和同向舵复合修正的方式。CCF 上装有 3 种减速板,即微调减速板、主减速板、旋转减速板,可在外弹道飞行过程中对弹道进行 3 次修正。弹丸射出后,定位装置接收卫星数据,根据修正弹道需要打开相应的减速板。其中:微调减速板在弹道初始阶段适时打开,对弹道进行初步修正;旋转减速板在弹道中段适时打开,应用气动偏流原理进行方向修正;主减速板在弹道末端适时打开,对弹道射程进行修正。英、法等发达国家也有类似产品。

与国外相比,我国对二维弹道修正弹的研制工作起步较晚。目前,已经展开了对相关技术的研制工作。

### 2.2 线性电动舵机

线性电动舵机具有控制精度高,工作时长等优点。北京理工大学的张冬旭等研制了一种拟用在二维修正迫弹上的线性电动舵机,如图3所示。该线性舵机采用 4 片活动舵片,其中舵片 1 和舵片 3 相互独立,舵片 2 和舵片 4 联动。该二维修正迫弹的工作过程与美国的“神剑”类似,采用 GPS (可改用我国的“北斗”) 制导方式。弹丸到达弹道顶点后,舵机的四片舵片弹出。弹体在舵片 1 和舵片 3 的差动作用下减旋至合适转速,并调整弹体的滚转角。舵片 2 和舵片 4 产生法向控制

力，分别在射程和方向上修正弹道。

类似地，沈阳理工大学的孟庆宇、郝永平<sup>[4]</sup>等也研制了一种线性电动舵机，用于二维修正弹的修正机构。

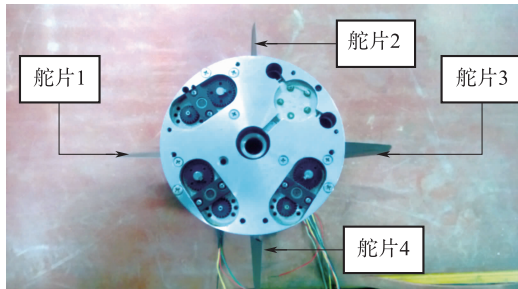


图 3 线性电动舵机

Fig. 3 Proportionate electric actuator

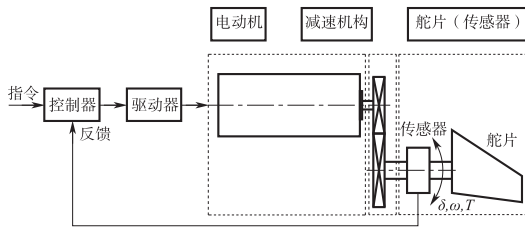


图 4 电动舵机结构示意图

Fig. 4 Diagram of electric actuator



图 5 线性电动舵机<sup>[4]</sup>

Fig. 5 Proportionate electric actuator

### 2.3 电磁式舵机

电磁式舵机结构简单，质量轻，可靠性高。南京理工大学的黄建勋、马少杰等<sup>[5]</sup>研制了一种三位置式电磁式舵机，用于火箭弹的弹道修正。其原理如图 6 所示。当无修正指令时，两电磁铁均不通电，定位销插于舵片连杆的楔形槽中，将舵片连杆锁定，舵片保持在零位。两个电磁铁交替通电，可使定位插销下移，舵片连杆解锁。根据弹道修正指令，舵机控制器可以保持左边的电磁

铁或右边的电磁铁持续通电，使舵片打到左极限位置或右极限位置，进行弹道修正。当两个电磁铁同时保持通电时，舵片连杆左右受力平衡，舵片保持在零位。

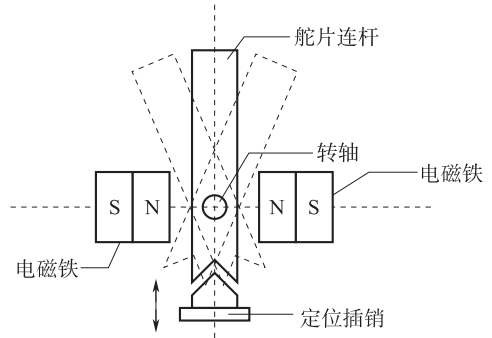


图 6 三位置式电磁式舵机原理图<sup>[5]</sup>

Fig. 6 Diagram of three position electromagnetic actuator

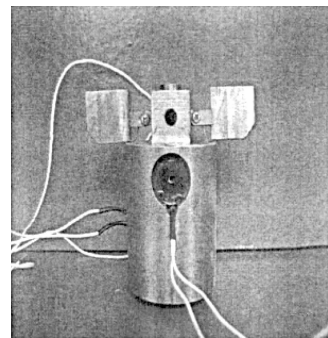


图 7 三位置电磁式舵机<sup>[5]</sup>

Fig. 7 Three position electromagnetic actuator

北京理工大学的罗会甫、李世义等<sup>[6]</sup>设计了一种用于火箭弹的二维弹道修正机构，其原理如图 8 和图 9 所示。

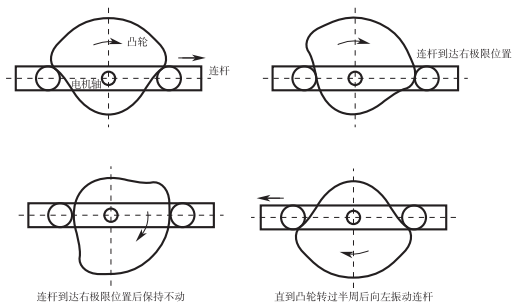


图 8 凸轮运动转换机构原理

Fig. 8 Diagram of the cam motion converter

这种机构的特点是使用凸轮将电动机的连续单向转动转换为连杆的间歇、双向、限位平动，

然后通过连杆推动和舵机轴固联的摇臂，将连杆的平动转换为舵机轴的间歇性的，在正负最大舵偏角之间的，限位的周期偏转。

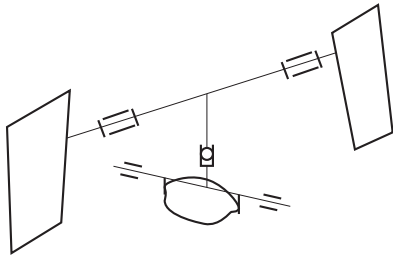


图9 凸轮运动转换机构原理<sup>[6]</sup>

Fig. 9 Diagram of the cam motion converter

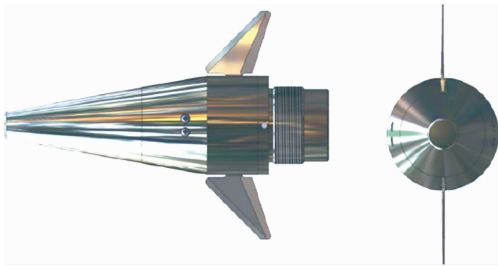
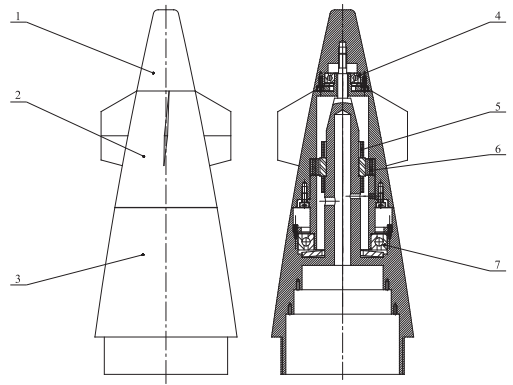


图10 一字鸭舵<sup>[6]</sup>

Fig. 10 Canard



1 - 弹体、2 - 修正机构外壳体、3 - 弹体

4 - 轴承、5 - 线圈绕组、6 - 永磁体、7 - 轴承

8、10 - 方向舵、9、11 - 差动舵

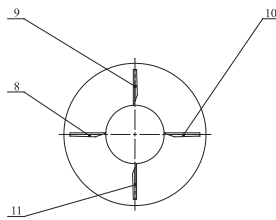


图11 可控滚转修正机构原理图

Fig. 11 Diagram of the spin controlled

correction mechanism

2.4 可控滚转舵

对于旋转稳定的弹丸，弹体转速一般都在每秒上百转。线性电动舵机和电磁式舵机的响应速度太低，无法实现弹体高速自旋条件下的弹道修正。基于此，国内外学者相继提出了可控滚转舵机的方案，即修正机构部分可以相对弹体旋转，舵轴相对大地的位置可以保持不变。这样既不影响弹体的旋转稳定，也实现了舵机对弹道的修正功能。

北京理工大学的陈爽、张冬旭、姚晓先等设计了一种二维修正机构。该修正机构可用于榴弹等旋转稳定弹丸的二维弹道修正。其原理如图11所示。该修正机构的核心是一个微型永磁同步发电机。发电机的线圈绕组镶嵌在弹体内轴上，永磁体镶嵌在修正机构的外壳体上。外壳体与弹体通过4、7两个轴承联结。四片舵片固联在外壳体上，均与弹轴成一个固定的角度。其中，舵片9和舵片11是差动舵，舵片8和舵片10是方向舵。弹丸发射后，弹体高速自旋，修正机构在差动舵的作用下迅速减旋，并反向旋转。此时，永磁体和

线圈绕组相对转动，绕组中产生感应电动势。将线圈绕组闭合，则绕组中会产生感应电流，修正组件外壳体和弹体间将产生电磁转矩。该电磁转矩与作用在外壳体上的气动滚转力矩方向相反。通过改变绕组的通电时间，则可以改变电磁转矩的大小。通过调整电磁转矩的大小，则可以调整外壳体的运动状态，调节方向舵相对大地的位置。通过调整方向舵的方位，则可以改变弹体的飞行方向，实现弹丸在射程和方向上的二维修正。沈阳理工大学的郝永平<sup>[7]</sup>等对这种固定翼的二维修正机构进行了气动分析。

北京理工大学的程建伟、张皎、姚晓先等还设计了一种以电动机为核心的可控滚转修正机构。如图13所示，修正机构内部有两个电动机，两个电动机通过差动齿轮联结，可同时控制舵机舱的主转环、前转环和后转环的滚转运动。在两个电动机的联动下，可同时控制舵轴相对大地的空间位置和两个舵片的舵偏角大小，完成弹道的二维修正。



图 12 可控滚转修正机构  
Fig. 12 Spin controlled trajectory correction mechanism

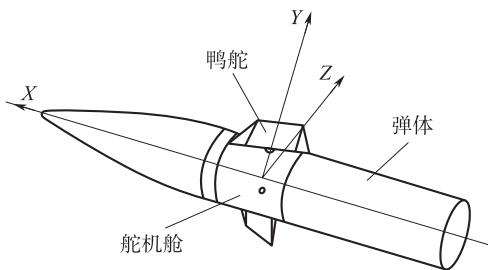


图 13 可控滚转修正机构示意图  
Fig. 13 Diagram of the spin controlled correction mechanism

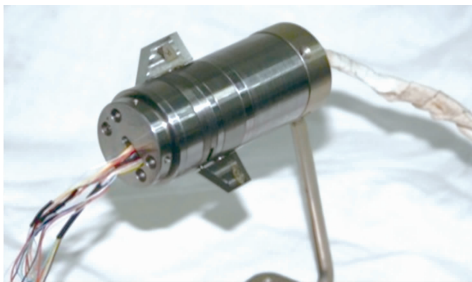


图 14 可控滚转修正机构  
Fig. 14 Spin controlled trajectory correction mechanism

### 3 直接力控制

#### 3.1 国外的发展情况

目前，西方各发达国家已经广泛使用脉冲发动机作为弹道修正机构，比较典型的有瑞典 FFV 公司研制的 120mm Strix 红外末制导迫击炮弹和法国的 AXAS 火箭弹。

Strix 红外末制导迫弹是目前世界上先进的末

制导武器之一。弹丸发射后，其尾部的 4 片卷弧翼打开以保持稳定飞行。当到达弹道顶点时，红外传感器激活开始搜索地面 150m × 130m 内的目标。一旦捕获到目标后便输出适当的制导和控制信号，利用弹体周围的 12 个小型脉冲推力发动机来修正弹道，使弹丸有效命中，三发齐射时，单发命中概率可达 90%。

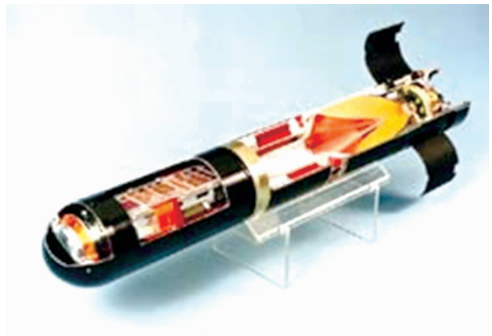


图 15 Strix 红外末制导迫弹  
Fig. 15 Strix (Infrared terminal guidance projectile)

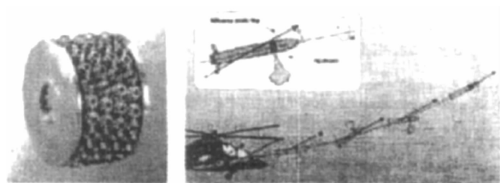


图 16 AXAS 火箭弹  
Fig. 16 AXAS rocket

#### 3.2 固体脉冲发动机

固体脉冲发动机具有体积小、重量轻、结构简单、无活动部件、无伺服机构和控制舵片，特别是具有响应时间短的特点。构成弹道修正机构的脉冲发动机数量很多，一般都有几十个甚至上百个，采用的布局方式为辐射式。北京理工大学的王宁飞课题组对固体脉冲发动机的装药结构特性、燃烧特性、力学特性及测试装置进行了深入的研究<sup>[8-9]</sup>。国防科技大学的张晓今课题组<sup>[10]</sup>和北京理工大学的林德福等课题组<sup>[11]</sup>对脉冲发动机作为修正机构的点火时序和控制方法也都进行了探讨。

#### 3.3 射流元件

射流元件产生的推力大，可以调节。北京理工大学的杨忠、姚晓先等人设计了一种以喷嘴挡板阀为核心的射流元件，其原理如图 19 所示。燃

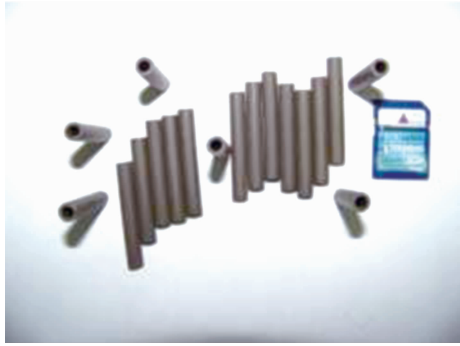


图 17 脉冲发动机管型装药<sup>[8]</sup>

Fig. 17 Tube gunpowder loading in impulse engine

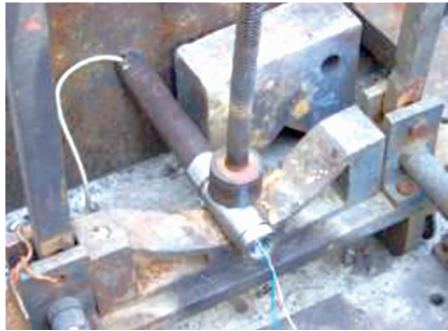


图 18 脉冲发动机的推力测试<sup>[8]</sup>

Fig. 18 Thrust measurement of impulse engine

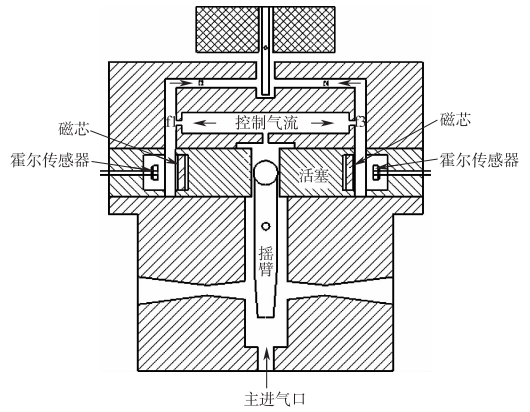


图 19 射流元件原理图

Fig. 19 Diagram of the jet component



图 20 射流元件

Fig. 20 Jet component

气发生器产生的燃气进入射流执行机构工作腔，部分燃气作为控制气流，由工作腔经节流口进入控制腔。在控制信号的作用下，电磁铁操纵挡板放开一侧控制喷嘴关闭另一侧，使活塞两侧控制腔的压力不平衡，活塞带动摇臂头部向一侧运动，摇臂绕摆轴转动从而关闭一侧主喷口放开另一侧，产生脉冲射流。当电信号改变方向时，射流方向改变。

该射流元件已在火箭弹上得到了应用，在弹道末段根据修正需求，弹上计算机产生两组脉宽调制波，经功率放大器加到电磁铁的两组线圈上。通过调整两组线圈的通电时间，来调整控制力的大小。

4 结语

综上，文中讨论了两类弹道修正机构。每种修正机构都有自身的优点和局限性。总的来说，直接力控制方式结构简单、响应快；气动力控制方式实现方式多，连续性好，控制精度可以做得很高。具体对比和相关指标如表 1、表 2 和表 3

所示。

表 1 几种修正机构的特性比较

Tab. 1 The comparison of several type of correction mechanism

	工作时间	快速性	结构	精度
线性电动舵机	较长 (>20s)	较好	复杂	高
射流元件	较短 (<10s)	好	简单	一般
电磁式舵机	较长	一般	简单	一般
可控滚转舵	较长	较好	复杂	较高

表 2 线性电动舵机的参数指标

Tab. 2 The parameters of the proportionate electric actuator

输出力矩/N·m	舵偏角/(°)	带宽/Hz
0.4	2	33.21
1	5	19.77
1.6	8	14.88
2	10	12.96

表3 射流元件的参数指标

Tab. 3 The parameters of the jet component

最大射流 力/N	节流口与 挡板间隙 /mm	电磁铁空 载响应时 间/ms	电磁铁带 载响应时 间/ms	射流元 件延迟 时间/ms
85.5	0.3	7	3.6	12
	0.2	5.7	3.4	12
	0.1	4.5	3.5	14
	0.07	4.5	3.3	13.5

对于尾翼稳定弹,弹体转速一般不高,大多数都在7~15r/s之间,最高不会超过40r/s。在这个范围内,弹体转速越大,其对修正机构的动态特性要求也就越高。对于线性电动舵机而言,在设计或选择电动机时,应保证电动机具有良好的加速特性和充足的过载特性,以满足弹体对舵机带宽的要求。对于电磁式舵机和射流元件而言,应对电磁铁进行优化设计,在保证电磁铁输出力的同时,还应保证其快速性,减小其延迟时间,提高切换频率。对于脉冲发动机而言,则应计算其装药量,并根据其药剂的特性,设计合理的点火时序,保证脉冲发动机的修正效率。

对于旋转稳定弹,弹体转速很高,一般都在每秒上百转。脉冲发动机、射流元件等直接力修正机构一般无法应用在旋转稳定弹上。所设计的气动力修正机构一方面要具备减旋的功能,即降低修正机构的转速。另一方面还要保证弹体的稳定性,即在保证弹道修正能力的同时还必须保证弹体的旋转稳定性不被破坏。比如对于图11所示

的修正机构,要对差动舵的舵偏角和线圈绕组进行反复优化设计,既要保证修正机构能够快速减旋至反转,还要保证电磁转矩足够大,可以克服气动滚转力矩,同时还要顾及电磁转矩对弹体的阻尼,防止弹体转速下降过多而失去稳定性。

总之,在选择和设计修正机构时,要平衡弹体、成本、精度、可靠性等诸多矛盾,寻求一个折中的方案。

#### 参考文献

- [1] 祁载康. 制导弹药技术 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.
- [2] Regan F J. Aerballistics of a Terminally Corrected Spinning Projectile (TCSP) [J]. J. SPACECRAFT AIAA. 1975.
- [3] 谭凤岗. 弹道修正弹的概念研究 [J]. 弹箭技术. 1998.
- [4] 孟庆宇. 二维弹道修正弹修正机构设计及其气动特性分析 [D]. 沈阳理工大学, 2012.
- [5] 黄建勋. 弹道修正弹电磁式舵机系统设计 [D]. 南京理工大学, 2009.
- [6] 罗会甫. 鸭舵式二维弹道修正引信修正控制原理研究及修正执行机构设计 [D]. 北京理工大学, 2007.
- [7] 孟庆宇, 张嘉易, 郝永平. 固定翼二维弹道修正弹气动特性分析 [J]. 弹箭与制导学报. 2012, 32 (3): 171-173.
- [8] 任明浩. 固体脉冲发动机高压燃烧性能研究 [D]. 北京理工大学, 2009.
- [9] 于洋. 固体装药结构完整性分析与实验研究 [D]. 北京理工大学, 2007.
- [10] 刘欣. 脉冲式弹道修正弹运动稳定性分析 [D]. 国防科学技术大学, 2007.
- [11] 刘金鹏. 基于末修迫弹的弹载计算机控制系统的研究 [D]. 北京理工大学, 2013.