

R-73 弹推力矢量及副翼系统结构分析

杨晓光 林学书

(航空工业总公司第〇一四中心 洛阳, 471009)

摘 要: 随着空中目标机动性的提高, 近距格斗、大离轴发射时对空空导弹的性能提出了更高的要求, 世界先进的空空导弹相继采用了推力矢量控制技术。本文对俄罗斯 R-73 空空导弹推力矢量及副翼机构工作原理及结构布局特点进行了分析。

关键词: 推力矢量控制 扰流片 副翼

1 推力矢量技术介绍

推力矢量控制是指通过改变发动机的推力方向来产生控制力, 实现对导弹飞行的控制。推力矢量的优点是可大幅度提高导弹的机动能力和反应速度; 控制装置较轻, 所需的伺服力小而产生的控制力大; 对导弹的操纵性能不取决于飞行高度和速度。其缺点是必须在导弹飞行的主动段内才能实现, 发动机停车推力矢量装置便失效; 对材料和工艺要求都比较高。

可应用的推力矢量控制方法, 依推进系统结构不同, 目前主要有以下几种:

a. 借助辅助喷管, 通过离导弹重心尽可能远的小推力喷管侧向排气, 实现弹道修正。

b. 利用机械装置改变喷流方向, 包括喷气折流片、燃气舵、喷流偏转器等。通过改变喷管部分出口面积, 在扩散锥段产生激波, 引起压力分布不均, 从而产生侧向推力。

c. 借助可动喷管改变喷流方向, 包括球阀喷管、挠性喷管等。

d. 二次流体喷射, 通过喷管侧壁向喷管注射气体或液体, 使喷管内气体产生斜激波,

导致喷流偏转, 达到改变气流方向的目的。

e. 用组合发动机, 通过各发动机分别停车来实现。

推力矢量的性能参数主要有致偏能力、频率响应、伺服系统功率及尺寸、轴向推力损失等, 性能选择是设计推力矢量控制系统的第一步。但只考虑性能因素是不够的, 还应考虑继承性、可靠性、性能潜力、重量体积和成本, 以及安装使用维修等方面的因素。

2 R-73 导弹简介

R-73 导弹(AA-11 射手)是俄罗斯研制的第四代红外制导的空空导弹。主要装备在苏 27 型飞机上用于空中格斗时攻击敌机。它采用了推力矢量与气动控制相结合的控制技术, 第一次将推力矢量技术应用于空空导弹。该导弹的鸭式舵用于俯仰和偏航的控制, 弹翼上的副翼提供横滚稳定控制, 取代了传统的陀螺舵, 两个喷流扰流片装置实现推力矢量控制, 从而获得很高的机动跟踪与攻击能力。R-73 导弹外形见图 1。

如今采用推力矢量技术已成为第四代红外导弹的重要特征, 因此研究和分析 R-73 导弹的推力矢量技术对我们具有重要的参考价值。

收稿日期: 1998-02-12

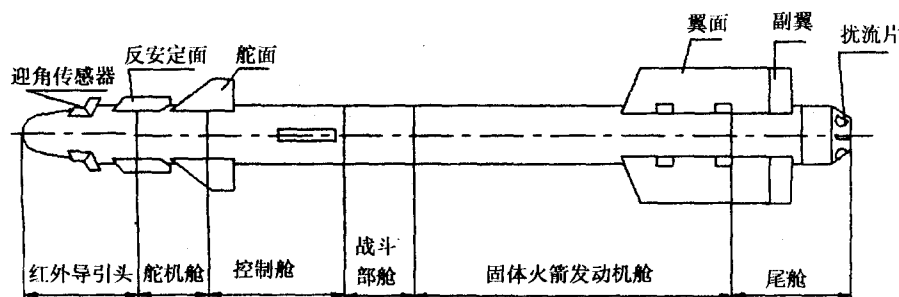


图1 R-73 导弹外形图

3 R-73 导弹推力矢量及副翼机构工作原理

3.1 系统简介

R-73 导弹推力矢量和副翼装置安装在导弹尾部的尾舱。推力矢量装置主要用于在导弹发射初期速度较低时提供大的机动能力,使导弹在大离轴角作战时能快速转向。副翼装置用于限制导弹相对于导弹纵轴的滚动,提供横滚稳定控制。R-73 导弹推力矢量及副翼传动装置框图如图 2。

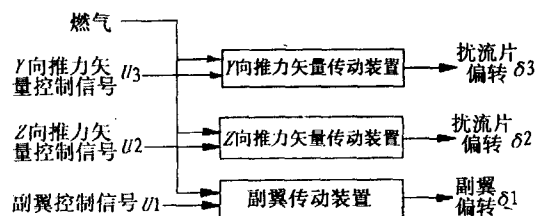


图2 R-73 导弹推力矢量及副翼传动装置框图

装在尾舱上的脱离传感器用于产生脱离指令,当导弹从发射装置脱离时,脱离传感器接通,控制系统产生一个脱离指令。燃气及控制信号由控制舱经整流罩连接到尾舱。

当飞行员按下导弹发射按钮后,控制舱内的燃气发生器被点燃进入工作状态,燃气通过导管进入舵面、扰流片和副翼的燃气传动装置,同时控制系统控制舵面、扰流片和副翼回到零位;导弹离轨后脱离传感器产生脱离指令,时间继电器开始工作,经不可控

飞行 0.3 秒后,控制系统输出开始信号,导弹开始控制飞行;发动机停车后推力矢量装置将自动停止工作,回到零位,以减少燃气消耗。

3.2 推力矢量机构工作原理

R-73 导弹的推力矢量控制采用机械扰流式,安装在尾舱内,由两个燃气传动装置、内外两组扰流片(每组 2 个,共 4 个扰流片)和基座等组成。通过装在框架上的两个扰流片绕两个相互垂直的轴线的旋转,从而部分阻挡尾喷管喷口实现推力方向改变。扰流片的工作原理图见图 3。

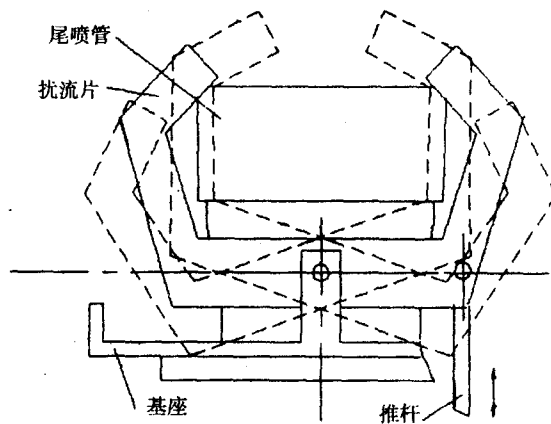


图3 扰流片工作原理图

扰流片推力矢量装置根据导弹控制系统输来的控制指令进行工作,操纵扰流片按要求的方向偏转。在扰流片处于水平位置时,扰流片并不阻挡尾喷管口,因此不产生推力

偏心。当推杆上下运动时,扰流片绕其轴线转动,产生相对水平位置最大 $\pm 18^\circ$ 的偏摆,使尾喷管口部分受遮挡,高速流出的燃气流受到扰动,在喷管扩散段出现斜激波,引起压力不均匀,导致燃气流动方向产生偏转。偏转的燃气流产生了一个侧向力,导弹在这个侧向力作用下迅速改变方向,完成对导弹的控制。通过控制燃气传动装置上输入电流的大小,可调节推杆行程,进而调节侧向力的大小。导弹的扰流片内框和扰流片外框的转动轴线十字交叉,导弹通过扰流片内框和外框的组合控制,来产生不同方向和不同角度偏转所需的力矩。扰流片只能在发动机工作

的情况下才起控制作用。

R-73 导弹燃气传动装置采用的是固体火药燃烧后产生的燃气作为能源。火药在燃气发生器中被点燃,燃气经导管向燃气传动装置供气,燃气传动装置的活塞产生运动推动舵面、扰流片和副翼的偏转。

3.3 副翼机构工作原理

R-73 导弹尾部四片弹翼后缘各装了一片活动副翼用于横滚的控制。副翼驱动系统结构如图 4。

如图所示:控制系统输入的控制指令使副翼的燃气传动装置中的活塞产生位移,推动推杆上下运动,推杆的上下运动通过转接

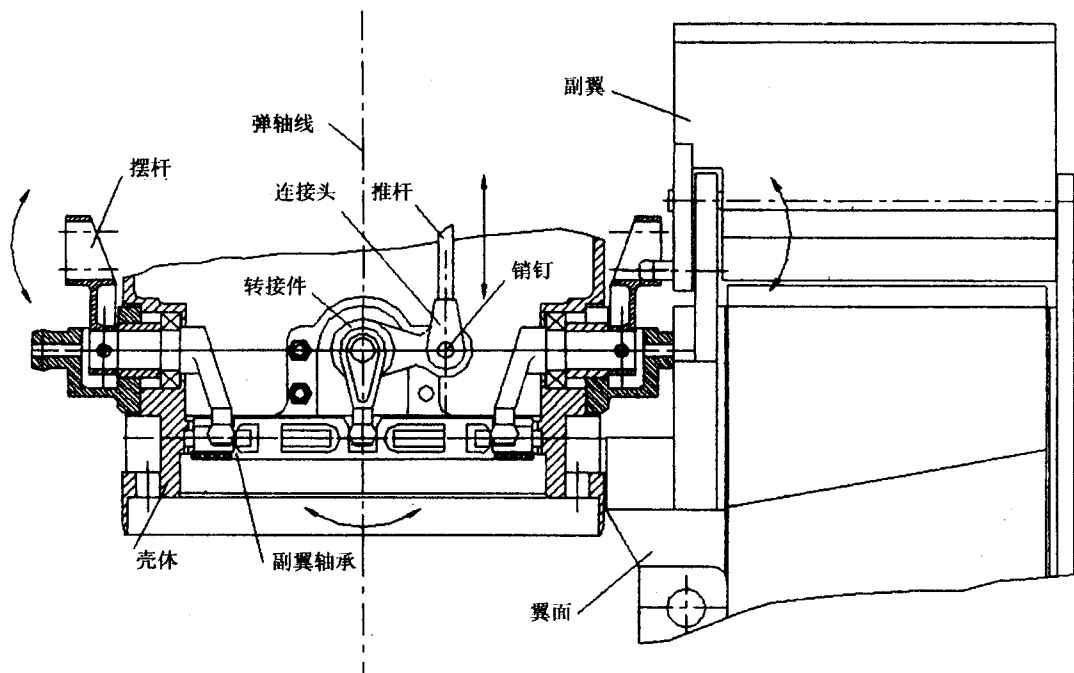


图 4 副翼驱动系统结构图

件转化为副翼轴承的旋转运动,带动与副翼轴承相连的其余三个转接件同方向偏转同样的角度,四片副翼产生的空气动力方向一致,空气动力使导弹产生一个与导弹滚动方向相反的力矩,阻止导弹滚转,并使导弹恢复原状态。每个转接件与摆杆通过销钉固连,摆杆带动副翼作同向偏摆。摆杆带动副翼在 $\pm 17^\circ$ 范围内摆动,副翼偏转角度通过推杆行

程调节,偏转角度大,则产生的空气动力越大,当导弹没有滚转时,控制系统不操纵副翼偏转,副翼处于零位。

4 结构特点分析

4.1 扰流片的结构

推力矢量装置的扰流片工作在发动机的尾喷流中,所以必须耐高温燃气流的烧蚀,在

结构设计中必须采用必要的防护措施。扰流片结构如图5所示。

R-73导弹扰流片的基体支架形状复杂,难于机加,因此采用铸钢材料铸造,在与尾烟

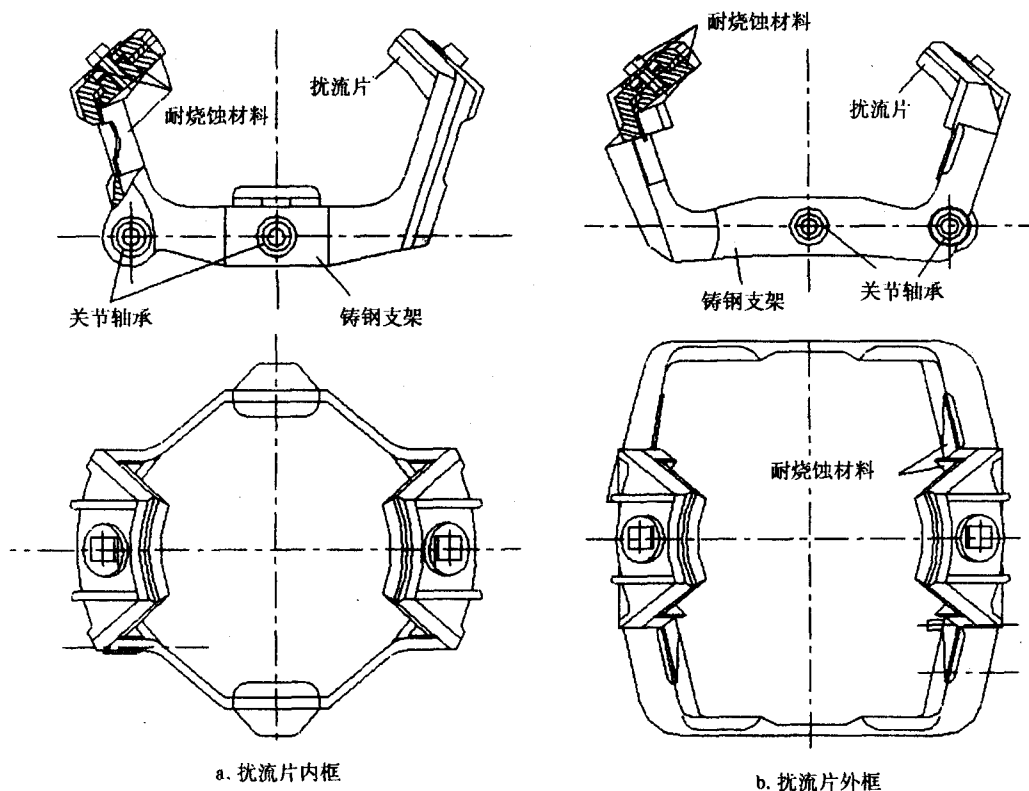


图5 扰流片结构图

接触部位采用耐烧蚀材料保护。耐烧蚀材料做的保护层通过螺钉固定在钢基体上,零部件连接处填充耐热的填料保护接缝,从而使扰流片有良好的综合抗烧蚀能力。

4.2 燃气防护结构

由于扰流片的作用,发动机尾喷流的一部分会改变方向,对推力矢量控制装置工作产生影响。R-73导弹在结构上采取了多种防护措施,如图6所示。

在扰流片轴线的关节轴承处有挡板或挡板结构防护,推杆处有挡盖防护。在导弹径向,固定在基座上的支撑座和挡环将推力矢量系统控制部分与传动部分完全隔离开,从而保证了舱内仪器的正常工作环境。

4.3 舱体布局结构

R-73导弹尾舱中应留出发动机长尾管的空间,舱体内其余零部件分布在长尾管和壳体内壁之间,如图7所示,副翼燃气传动装置由于体积较大,突出壳体外壁一部分,这部分用整流罩遮盖。导弹的壳体结构较为复杂,因而采用铸铝材料铸造。副翼推力器连接支架直接在壳体上铸出,减少了连接环节,增加了可靠性(参见图7和图8)。推力矢量燃气传动装置通过支撑座与壳体连接。

4.4 联接与固定

a. 关节轴承的固定

关节轴承与基体轴孔的固定是依靠轴孔的变形来实现的。具体做法是在孔的端面冲几点,使孔产生塑性变形,从而达到与轴承外圈紧密配合的目的。

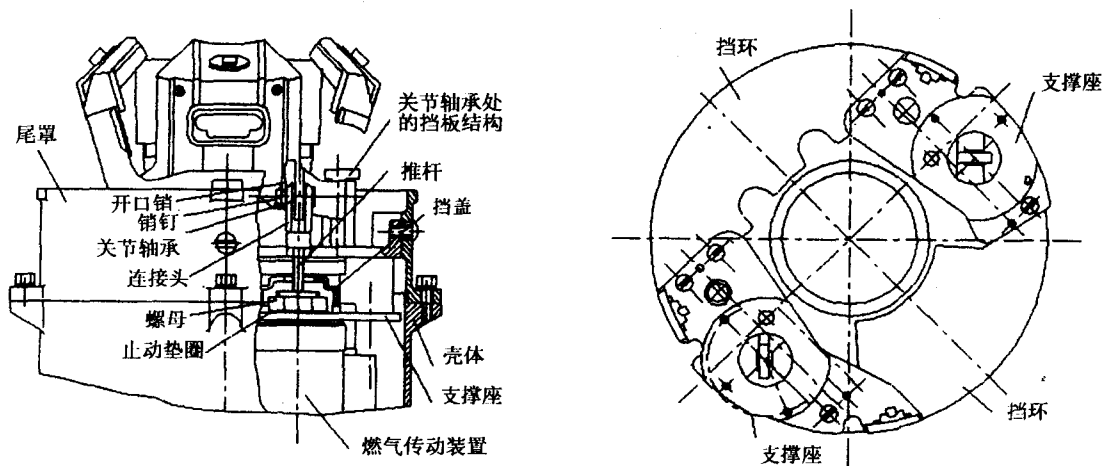


图 6 系统防护结构图

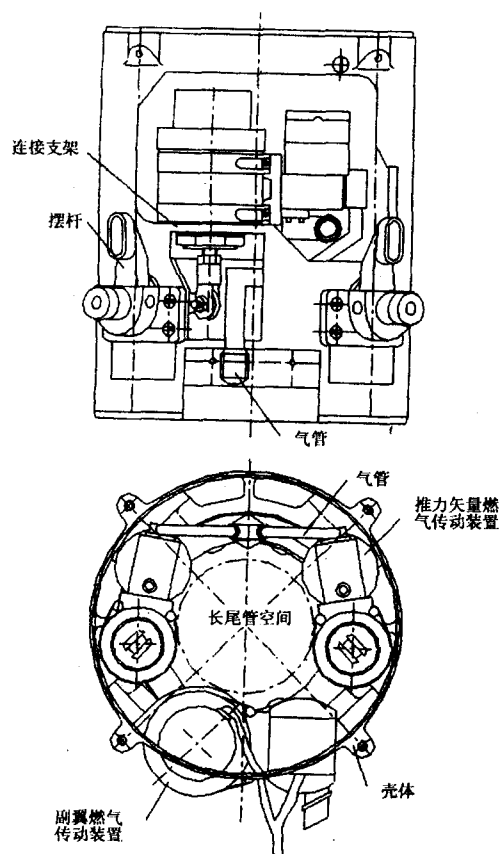


图 7 舱体布局图

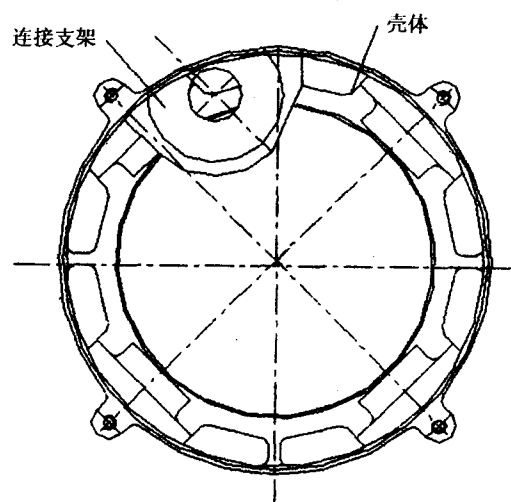


图 8 壳体端面图

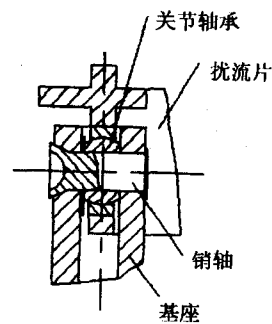


图 9 扰流片与基座的联接

b. 扰流片与基座的联接

扰流片与基座的联接如图 9 所示,销轴轴向的固定依靠轴端的变形实现。

c. 燃气传动装置的固定

副翼和推力矢量燃气传动装置上有供连接用的外螺纹,用螺母可直接将燃气传动装置固定在壳体和支撑座上。

d. 燃气传动装置推杆的联接

推杆前端装有连接头,通过连接头与扰流片上的关节轴承及转接件上的关节轴承连接。销钉的轴向位移用开口销限制。

e. 副翼轴承

副翼轴承的滚子卡在壳体的滚槽间,限制了副翼轴承在弹轴方向上的位移。转接件的球形头被限制在副翼轴承的槽内,使转接件与副翼轴承联动。

4.5 紧固件的防松

R-73 导弹推力矢量及副翼控制舱紧固件采用以下几种防松措施。

a. 自锁螺母防松,用于重要和不常拆卸的场合,如轴盖和壳体的连接。

b. 用弹簧垫圈防松,是 R-73 弹上应用较多的一种防松方法。

c. 止动垫圈防松,如支撑座与推力器连接中螺母的防松。

d. 开口销防松,如推杆与关节轴承连接处销钉的防松。

e. 金属丝防松,气管接头的六角头螺母用金属丝固连在气管上,当螺母有松动趋势时,金属丝将拉紧。

f. 双螺母防松,用于推杆连接头的防松。

g. 涂防松胶。

4.6 润滑

在可动联接处采用润滑脂润滑。

5 R-73 导弹推力矢量系统优缺点分析

优点:结构原理简单,伺服力矩小,技术上易实现;操作可靠;喷流不偏转时无持续烧蚀和推力损失。

缺点:推力矢量系统工作时轴向推力损失较大,两个扰流片同时偏转时轴向推力大约损失 20%;副翼、推力矢量三套伺服机构,占有径向空间较大,显笨重。

· 动态消息 ·

装备 EF2000 战斗机的超视距导弹再次延期

英国国防部将装备 EF2000 战斗机的新一代超视距空空导弹(BVRAAM)的服役期又推迟了二年,预计该弹将在 2007 年进入服役。

BVRAAM 计划的一再延期,迫使皇家空军的 EF2000 战斗机在最初执行防空任务时,不得不装备休斯公司的 AIM-120 先进中距空空导弹。原先曾预计 BVRAAM 在 2003~2005 年之间进入服役。鉴于英国空军将在 2001 年底接收第一架 EF2000 战斗机,预计该机将在 2003~2004 年之间具备作战能力。

国防部拒绝对 BVRAAM 的服役期作出说明,仅说服役期将在两项方案论证和风险降低(PDRR)研究结束之后决定。

以英国休斯公司和玛特拉 BAe 动力公司为首的两个集团目前正分别针对各自为满足 BVRAAM 要求而提交的标书进行为期 12 个月的 PDRR 研究。

最近这次延期迫使英国皇家空军在不具备超视距作战能力的形式部署这种飞机和为其装备 AIM-120 之间做出选择。

参加欧洲战斗机计划的其它国家也面临同样的选择。意大利、德国和西班牙这三个国家都希望在玛特拉 BAe 动力公司为首的集团获胜的前提下,使 BVRAAM 计划成为欧洲方案的核心。

英国皇家空军目前正试图将主动雷达制导型 AIM-120 挂装到其 Panavia F3 狂风防空战斗机上。

译自《Flight International》1997.10.1~7 P20

新 辉译 张 军校