

推矢负载力矩的优化设计*

黄帅军¹, 张宏飞², 杨晓光¹, 刘献伟¹, 林学书¹

(1 中国空空导弹研究院, 河南洛阳 471009;

2 总参陆航部驻北京地区军事代表室, 北京 100176)

摘要:针对某型导弹推矢负载力矩偏大的问题,建立了推矢摩擦的数学模型,提出了降低摩擦系数的两个方案,润滑涂层方案和滚动摩擦方案,并进行了优化方案的样机研制和试验验证,试验数据表明,润滑涂层方案负载力矩最大尖峰值下降了56%,滚动摩擦方案负载力矩最大尖峰值下降了66.4%,且负载力矩曲线平滑,说明了优化设计方案的有效性。

关键词:导弹;推力矢量;负载力矩;优化

中图分类号:TJ760.33 **文献标志码:**A

The Optimization of Thrust Vector Control Device for Load Moment

HUANG Shuaijun¹, ZHANG Hongfei², YANG Xiaoguang¹, LIU Xianwei¹, LIN Xueshu¹

(1 China Airborne Missile Academy, Henan Luoyang 471009, China;

2 Military Representative Office of Army Aviation in Beijing Area, Beijing 100176, China)

Abstract: To solve the problem of high load moment, the mathematic model and systematic analysis of thrust vector control were founded. Two different methods including extra lubrication as well as change of rolling friction were used for descending the affected factor in friction. The experiment shows that the peak value of extra lubrication descends 56% and that of change of rolling friction is even 66.4% lower than the un-optimized. The profile of load moment is smooth. All the experiment results illustrate the validity of optimization measures.

Keywords: missile; thrust vector control; load moment; optimization

0 引言

推力矢量控制技术(thrust vector control, TVC)是指通过发动机主推力相对轴线方向偏移从而获得改变导弹或飞机方向所需力矩的控制技术。为提高空空导弹的机动性能,最新的第四代近距空空导弹的代表型号包括美国的 AIM-9X、俄罗斯的 R-73、德国的 IRIS-T、以色列的怪蛇-4 和南非的 A-Darter,均采用了推力矢量技术。某型导弹推矢在工作过程中,舵机驱动连杆运动,连杆一端的摇臂带动燃气舵在高温燃气流中按照控制指令发生偏转,从而产生导弹大机动飞行所需的控制力矩。

推矢负载力矩主要由气动铰链力矩和传动机构间摩擦力矩两部分组成,其中气动铰链力矩是控制导弹机动飞行所必须的控制力矩;传动机构间摩擦力矩是由于气动载荷、热膨胀、燃气流杂质等因素引起的无益的附加力矩,必须设法加以减小。

1 理论模型

通过对推矢运动过程的分析,确定推矢负载力矩主要由以下四部分组成:

$$M = M_{\text{气}} + M_{\text{R}} + M_{\text{热}} + M_{\text{杂}} \quad (1)$$

其中: $M_{\text{气}}$ 是由气动载荷引起的负载力矩。气动载荷对负载力矩的影响有两方面,一是燃气舵产生的升力和阻力作用于推矢支承结构,从而产生支反力,当燃气舵偏转时产生摩擦力矩;二是气动压心和舵轴不重合造成气动铰链力矩。 $M_{\text{热}}$ 为热膨胀所引起的负载力矩增加。燃气舵暴露在高温燃气流中,舵面热量迅速传递到内部的舵轴,舵轴受热膨胀,导致轴承预留间隙减小,导致负载力矩增大。 $M_{\text{杂}}$ 为燃气中杂质进入间隙引起的附加摩擦力矩。固体火箭发动机燃气流中的杂质较多,杂质通过间隙进入燃气舵内部接触界面和转动环节后,导致负载力矩增大。 M_{R} 为轴承副之间的摩擦力矩。由于采用滑动轴承方式,滑动摩

* 收稿日期:2011-05-03

作者简介:黄帅军(1982-),男,河南洛阳人,硕士研究生,研究方向:导弹总体结构设计。

擦系数较大,该部分在负载力矩组成中占较大比重。

上述 4 个主要因素中, $M_{\text{气}}$ 、 $M_{\text{热}}$ 、 $M_{\text{杂}}$ 受推矢恶劣工作环境的制约很难降低。燃气舵受升力 Y 、阻力 R 和连杆的负载力 F 三种力的合力 Q 对耳片轴承座产生正压力,当燃气舵偏转时产生摩擦力矩 M_R 。

$$M_R = (R + F + Y) * \mu * d/2 = Q * \mu * d/2 \quad (2)$$

式中: d 为回转直径, μ 为摩擦系数。式(2)计算的摩擦力矩 M_R 是在压力作用中心和转轴中心一致的条件下列出的,但燃气舵受力为悬臂梁形式。在悬臂情况下摩擦力矩 M_R 计算公式为:

$$M_R = l * Q * \mu * d/a \quad (3)$$

式中: l 为从支承中心到 Q 作用点的距离; a 为支承段的宽度。从式(3)中可以看出,摩擦力矩和作用距离 l 、外力 Q 、摩擦系数 μ 、回转半径 d 成正比,和支承段宽度 a 成反比。在影响摩擦力矩的各因素中,外载荷 Q 是确定性的因素,式中的可设计因素为 d 、 l 、 a 和 μ 。

1) 减小回转直径 d 。目前回转直径 d 尺寸由燃气舵舵轴、用于隔热的内轴套和用于摩擦界面的外轴套 3 个零件尺寸决定。舵轴尺寸是由强度要求决定,轴套的尺寸是由隔热要求决定,在目前润滑条件下无法减小该部分尺寸。

2) 减小作用距离 l 。减小 l 可以从两个方向着手,一是减小燃气舵展向压心的距离,这需要重新设计舵面外形,改动较大;二是减小从支承中心到舵根弦的距离,但受隔热设计要求,隔热板厚度不能再减小,因此从该方向减小 l 很难做到。

3) 增大支承段宽度 a 。增大支承 a 距离可以减小摩擦力矩,但受推矢设计空间的限制,径向空间十分有限,在如此有限空间内还要考虑隔热设计和联动机构的传动要求,因此目前条件下无法增大支承段宽度。

4) 减小摩擦系数 μ 。在前面 3 项改进较难实施的情况之下,降低摩擦系数就成为减小摩擦力矩的重要手段。减小摩擦系数通过给原轴承副喷涂润滑涂层和改变摩擦方式两种方法进行。在推矢滑动界面喷涂高温润滑涂层,最大限度减小推矢滑动面摩擦力矩,但由于推矢工作环境非常恶劣,能够适用润滑的材料十分有限,选择润滑方案和材料非常困难。目前研制的润滑涂层在高温状态下的摩擦系数能够达到 0.1。改推矢滑动摩擦为滚动摩擦,通过优化摩擦方式减小摩擦力矩。从摩擦机理上看,滚动摩擦的摩擦系数远比滑动摩擦系数小,但要采用滚动摩擦,必须解决以下若干问题:一是温度补偿,必须留有足够的间隙,以抵消由于热膨胀所带来的影响;二是高温

下具有足够的承载能力。滚针轴承摩擦系数 0.002 ~ 0.004,相对滑动轴承相差 1~2 个数量级。滚针轴承相对承载能力较大,使用灵活,内圈可单独分离出来设计,这就为预留适当的间隙提供了条件。

通过可行性分析选定了两个优化方案并进行了样机研制,方案 1 为润滑涂层方案,保证原推矢连接形式不变的前提下,在两个滑动面喷涂润滑涂层,方案结构示意图 1;方案 2 为滚动摩擦方案,仍采用原密封结构对燃气流进行密封,在燃气舵护板和燃气舵隔热板界面采用滑动摩擦方式,在其它两个界面之间采用滚动摩擦方式,舵轴间采用滚针轴承,另一界面采用非标准的推力轴承,这种方案既考虑到燃气流的密封要求,又能够最大限度减小摩擦力矩,结构示意图见图 2。

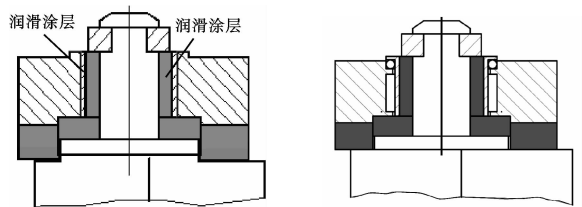


图 1 润滑涂层方案结构示意图

图 2 滚动摩擦方案结构示意图

2 试验及分析

为验证推矢优化设计方案的有效性,选择了润滑涂层、滚动摩擦和无优化对比方案 3 种状态的推力矢量装置进行了地面点火试验,负载力矩采用六分力测试设备。发动机点火 0.3s 后舵机带动燃气舵偏转,保持到 2s 后,进行周期为 1s,幅值为 20°的正弦摆动。试验结果见图 3。

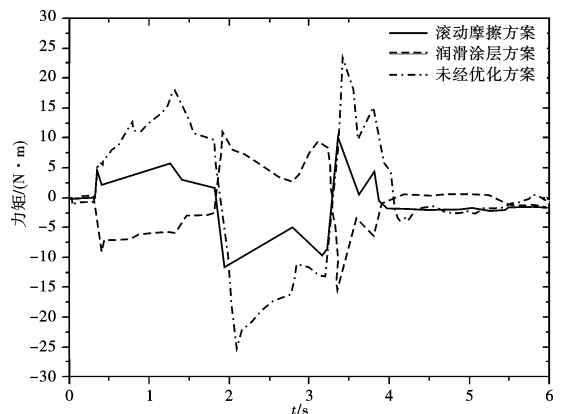


图 3 3 种状态的推矢负载力矩曲线图

从试验数据中可以得出:润滑涂层方案和滚动摩擦方案负载力矩的方案均能显著降低推矢负载力矩。无优化对比方案推矢负载力矩最大峰值高达 25N·m,润滑涂

用在上下壁面产生的法向推力大幅度增大,因而出现了轴向推力系数、推力矢量角同时增大的趋势。从飞行器追求飞行速度方面来讲,轴向推力系数越大越好即宽高比越大越好,但是由于推力矢量角 δ_p 值的增大可能会对飞行器的配平和控制面操作带来一定的困难,而且宽高比增大引起机体重量的增加必须予以考虑。此外,设计点状态的 δ_p 的大小要和飞行器整体设计相匹配。因此在选择宽高比时,要综合考虑尾喷管的力学性能和飞行器的配平及控制面操作,建议选择宽高比 $H \leq 5$ 。

4 结论

文中运用 Fluent 软件对不同宽高比的三维尾喷管构型进行了数值模拟,研究了不同宽高比对尾喷管流场特征和性能的影响规律,通过上述分析可以得出如下结论:

1) 随着宽高比的增大,尾喷管上壁面出口处的静压值逐渐减小,出口处的马赫数逐渐增大。而且,静压等值线和马赫数等值线随着喷管横向膨胀的增强而变得歪曲,与宽高比较小时其等值线比较直观形成鲜明对比。当宽高比较小时,尾喷管内部流场的变化并不是很明显,但是当宽高比超过一定数值时,尾喷管内部流场发生了比较显著的变化。

2) 随着宽高比的增大,尾喷管的轴向推力系数、推力矢量角都有比较明显的增大。但是考虑到推力

矢量角 δ_p 值的增大可能会对飞行器的配平和控制面操作带来一定的困难,并且会引起机体重量的整体增加。综合考虑尾喷管的力学性能和飞行器的配平及控制面操作,建议选择宽高比 $H \leq 5$ 。

参考文献:

- [1] Baysal O, Eleshaky M, Burgreen G. Aerodynamic shape optimization using sensitivity analysis on third-order Euler equations[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 953-961.
- [2] 罗世彬. 高超声速飞行器机体发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2004.
- [3] 贺旭照, 张勇, 汪广元, 等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 148-151.
- [4] 徐大军, 陈兵, 蔡国飙, 等. 高超声速飞行器后体喷管三维构型设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 247-254.
- [5] 贺旭照, 倪鸿礼, 周正, 等. 吸气式高超声速飞行器三维后体尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 687-690.
- [6] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 433-437.
- [7] 晏至辉, 刘卫东. 超燃冲压发动机尾喷管数值分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2006(5): 50-52.
- [8] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.

(上接第 132 页)

层方案负载力矩最大尖峰值 $11\text{N} \cdot \text{m}$, 下降了 56%, 滚动摩擦方案负载力矩的最大尖峰值仅 $8.4\text{N} \cdot \text{m}$, 下降了 66.4%, 同时, 从曲线图中可以看出, 在推矢整个工作期间, 负载力矩曲线相对平稳, 无急剧增大的现象, 说明了优化设计方案的有效性。

3 结论

针对某型导弹推矢负载力矩过大的问题, 建立了推力矢量负载力矩的数学模型, 并对负载力矩各个因素进行了分析。减小推矢负载力矩, 需降低摩擦界面处的摩擦系数。提出了降低摩擦系数的两个方案: 润滑涂层方案和滚动轴承方案, 为验证优化方案的有效性, 进行了样机研制和地面点火试验, 润滑涂层方案负载力矩最大尖峰值下降了 56%, 滚动摩擦方案负

载力矩的最大尖峰值下降了 66.4%, 且负载力矩曲线平滑, 无急剧增大的现象, 说明了优化设计方案的有效性。文中解决高温摩擦问题的思路和方法可为相关设计人员解决类似问题提供参考。

参考文献:

- [1] 刘代军, 崔颢. 推力矢量控制技术与第四代空空导弹[J]. 航空兵器, 200(5): 28-31.
- [2] 刘代军. 气动力/推力矢量复合控制空空导弹关键技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2000.
- [3] 温诗铸, 黄平. 摩擦学原理[M]. 3 版. 北京:清华大学出版社, 2008.
- [4] 成大先. 机械设计手册[M]. 4 版. 北京:化学工业出版社, 2004.