旋转展开弹翼地面试验设备 行星轮式加载机构的设计与探究

钟世宏 孙 巍 乔园园 郑 莉 赵海波 张 培 (西安长峰机电研究所,西安 710065)



摘要:通过对巡航导弹旋转展开弹翼地面试验设备加载机构工作状态的分析,指出现有地 面试验设备加载方式存在的不足,提出新的模拟气动升力加载方式,对新加载机构进行了动力 学分析,并给出新型地面试验设备设计时应注意的具体问题。

关键词:旋转展开弹翼;地面试验;加载机构

Design and Inquiry of Planets Wheel Loading Mechanism in Ground Test of Rotary Expansion Wing

Zhong Shihong Sun Wei Qiao Yuanyuan Zheng Li Zhao Haibo Zhang Pei (Xi'an Changfeng Research Institue of Mechanism and Electricity, Xi'an 710065)

Abstract: This paper points out the deficiency of the existing loading way in ground test equipment by analyzing the working state of the ground test load mechanism in cruise missile rotary expansion wing. A new simulating pneumatic loading way is put forward and the new loading mechanism is analyzed in dynamics. The specific problems that should be accounted are raised for designing new ground test equipments.

Key words: rotary expansion wing; ground test; loading mechanism

1 引言

随着折叠弹翼技术在巡航导弹领域应用的日益 广泛,产品品种多样化的趋势不可逆转,对产品的性 能提出了更加严格的要求,因而对研制新产品所必须 配套的地面试验设备,同样提出了更高更新的要求。 如何设计出性能指标更加完善,能够更加理想地模拟 旋转弹翼展开过程中气动升力真实加载的工作状态, 是亟待解决的问题,本文提出新的行星轮式模拟加载 系统,以期改善导弹折叠弹翼专业地面试验设备的研 制水平,达到抛砖引玉的目的。

2 旋转弹翼产生模拟气动升力的工作原理

图1为旋转展开弹翼支架的结构简图,当支架部 件中的燃气作动筒接收到启动指令,点燃主装药开始 工作时,活塞直接推动固定在弹翼上的销轴,带动弹 翼绕自身轴线旋转90°,实现弹翼旋转展开。弹翼旋 转展开到终点位置后,锁定销自动伸出,将弹翼锁死 至工作位置定位。弹翼在展开过程中和正常工作状态 时,翼面承受均匀分布的气动载荷,且载荷值与弹翼 的展开角呈线性关系,对应不同的气动载荷,弹翼产 生相应的形变^[1]。

在地面试验设备上作模拟气动加载的弹翼展开 试验时,当燃气作动筒接收到启动指令后,发火管点 燃主装药产生高压燃气,由活塞推动弹翼旋转展开, 在弹翼的压心位置处作用一个随弹翼展开角度增加, 并按预定规律变化的等效力,迫使弹翼产生相应的形

作者简介:钟世宏(1957-),高级工程师,机械制造工艺及自动化专业;研究方向: 燃气作动筒与弹翼展开技术。 收稿日期:2014-12-10

变,产生模拟气动升力。



3 现有地面试验设备加载机构性能分析

现有地面试验设备的加载机构分为平板式斜面 加载机构和跟随臂式加载机构,各有优点,但由于设 计指导思想的局限,也存在诸多不足之处。

3.1 平板式斜面加载机构

平板式斜面加载机构具有结构简单、性能稳定、 设备造价低、使用维护方便等优点,但存在一些固有 的不足,如在弹翼旋转展开过程中,加载机构给弹翼 施加的模拟气动升力为:

$$F_{\text{ff}} = \mathbf{K}_2 \cdot L(\cos\theta_0 - \cos\theta) \operatorname{tg}\alpha \tag{1}$$

式中: *θ*——弹翼的展开角; *θ*₀——弹翼展开角的 初始值; *α*——平板的倾斜角,其取值仅与弹翼的攻 角值有关。

式(1)表明,模拟气动升力 $F_{\rm P}$ 与弹翼展开角 θ 之间呈非线性关系。

由于加载机构的原理局限,在机构工作的全部过程中,每一点均存在水平的附加力*F**,该水平附加力*F**产生的力矩,对弹翼的旋转展开运动具有阻碍作用,其值与模拟气动升力*F**之间存在如下的关系式:

$$F_{\pm} = \lambda \cdot F_{\pm} \tag{2}$$

式中:
$$\lambda = \frac{\sin\theta \cdot \sin\alpha}{\sqrt{1 - \sin^2\theta \cdot \sin^2\alpha}} = f(\theta, \alpha)$$
, 这表明水

平附加力 F_{*} 亦是弹翼旋转展开转角 θ 和平板倾斜角 α 的函数,且与弹翼展开角 θ 呈非线性关系^[2]。

上述的分析结果表明,平板式斜面加载机构无法 提供满足设计要求的,与弹翼展开角θ呈线性关系的 模拟气动升力F_#曲线。在原理上存在误差,是该类加 载机构无法克服的固有缺陷,而且,由于水平附加力 的伴生,使设备加载的最终状态存在明显的冗余载 荷。

3.2 随动臂式加载机构

随动臂式加载系统中,由专用伺服电机通过同步 齿形带带动与丝杠固联的带轮旋转,由丝杠驱动螺母 沿轴向移动产生的位移,迫使弹翼在压心位置处产生 形变,实现给弹翼施加的模拟气动升力 *F*_θ,其值与弹 翼展开角 *θ* 呈线性关系,其表达式可写为:

$$F_{\text{ff}} = \mathbf{K}_{1} \cdot \boldsymbol{\theta} \tag{3}$$

式中: K₁为常数。

由于加载装置整体安装在随动臂上,模拟气动升 力 F_A使弹翼产生形变的同时,也作用于随动臂上。为 确保加载装置工作的可靠性,要求随动臂的刚度必须 足够好,这只能通过加大相关零部件的几何尺寸来实 现,从而导致随动臂的质量增加,其转动惯量也随之 增大。再者,驱动加载机构的伺服电机也安装在随动 臂上,并与随动臂一起转动。当跟随弹翼旋转展开时, 随动臂在承受模拟气动升力 F_A的同时,还需要克服自 身转动惯量带来的"惰性",对随动臂的动态响应 特性产生非常不利的影响,使其跟随旋转弹翼的动 态性能恶化,给设备动态性能造成难以克服的负面 影响^[3]。

4 行星轮式加载机构

无论平板式斜面加载系统还是随动臂式加载系统,均存在某些不足之处,前者在原理上存在理论误差,属于近似模拟类型的方法,所提供的模拟气动升力与弹翼展开角呈非线性关系,且存在多余的、具有副作用的附加水平力;后者提供的模拟气动升力虽然与弹翼展开角呈线性关系,可以满足设计的要求,但无论机械结构还是控制系统都过于庞大和复杂,给操作维护工作带来一定难度,随动系统的转动惯量过大,动力学特性不理想,响应频率不足以满足设计要

求,均存在改进的必要和可能。行星轮式加载系统可 以克服上述两种系统的不足,能够提供与弹翼展开角 呈线性关系的模拟气动升力,又可以改善系统的动力 学特性,并能大幅度简化地面试验设备的机械结构和 控制系统。

4.1 加载机构的工作原理

图 2 为行星轮式加载系统的结构简图, 弹翼支架 固定在地面试验设备的中心立柱顶端, 在弹翼的压心 位置处, 安装由滚珠丝杠螺母组成的加载机构, 并固 定在可绕立柱转动的系杆上, 丝杠下端安装的万向球 组件, 与底座的圆弧形水平导轨接触, 上端通过螺母、 压力传感器及万向球组件与弹翼的下翼面接触。当弹 翼在燃气作动筒的推动下旋转展开时, 经检测通道测 量后给出展开角度实测值, 通过控制系统发出的指 令,由伺服电机A(图中未标出)驱动系杆带动加载 机构与弹翼同步转动,另一伺服电机B(图中未标出) 驱动中心轮转动,通过同步齿形带带动与丝杠固连的 小带轮绕自身轴线转动,推动螺母沿轴向移动,实现 给弹翼施加模拟气动升力载荷的目的。由于小带轮绕 自身轴线旋转的同时,还绕立柱作公转,故称之为行 星轮式加载机构。模拟气动升力通过弹翼、立柱与固 定在设备底座上的圆弧形导轨形成闭合,达到给系杆 卸载的目标。加载机构的上下两端安装的特制万向球 组件,可确保与弹翼及导轨之间实现滚动摩擦,最大 限度地减小可能产生的附加摩擦阻力矩^[4]。这样,可 以大幅度降低系杆所需的刚度、强度要求,减小转动 部份的质量,降低系杆组件的转动惯量,改善地面试 验设备整体的动力特性。



图 2 行星轮式加载系统结构简图

图 3 运动关系简图

行星轮式加载机构的运动关系可简化为如图3所示的形式,弹翼模拟气动升力的加载值,取决于小带轮自转的角位移量。从图3中的运动关系可知,中心轮与小带轮之间可以通过同步齿形带来传递运动,当只有系杆转动时,小带轮也必须随之转动,所以,与丝杠固连的小带轮拥有两个驱动源,即该系统为具有

两个自由度的传动系统,加载装置在完成模拟气动加载任务时,小带轮绕自身轴线旋转产生的角位移量应 由两部分组成。

当系杆静止,即弹翼不作旋转展开运动,仅中心 轮转动时,由于同步齿形带的联接作用,中心轮与小 带轮之间形成普通的带传动结构,此时,小带轮自转 的角位移为:

$$\varphi'_{\perp} = -\frac{R}{r} \varphi'_{\perp} \tag{4}$$

式中: φ'_{+} ——由中心轮驱动产生的小带轮角位移; φ'_{+} ——中心轮的角位移; *R*——中心轮节圆半径; *r* ——小带轮节圆半径。

由图 3 知,加载机构的丝杠选取右旋结构,当中 心轮顺时针转动时,作用在弹翼上的模拟气动升力增 大,反之,当中心轮逆时针转动时,作用在弹翼上的 模拟气动升力将减小。这种工作状态适用于地面试验

4.2 加载机构的运动学分析

设备的静态调试,即弹翼不作展开运动,只调试或校 核加载机构施加在弹翼上的模拟气动升力值变化状 态。

当中心轮静止,仅由系杆随弹翼旋转展开而转动时,由于中心轮与小带轮之间通过同步齿形带的相互 联系,小带轮产生绕自身轴线的附加转动,其附加转 动的角位移为:

$$\varphi''_{\downarrow} = -\frac{R}{r}\varphi_{\tilde{s}} \tag{5}$$

式中: $\varphi_{n}^{"}$ ——由系杆转动产生的小带轮附加角位 移; φ_{s} ——系杆的角位移;"-"表示 $\varphi_{n}^{"}$ 与 φ_{s} 的转动 方向相反。

由图 3 知,当加载机构的丝杠选取右旋结构时, 系杆随弹翼旋转展开而沿顺时针方向转动时,小带轮 产生的附加角位移 φ''_n 有减小弹翼模拟气动升力的倾 向。这一现象在地面试验设备的软件设计、调试时应 给予足够的重视。这种工作状态适用于地面试验设备 的系杆动态跟踪性能调试,即弹翼作展开运动,而加 载机构不加载,只调试或校核系杆传动系统的动态跟 踪性能。

综上所述,当加载机构的丝杠选取右旋结构,弹 翼由折叠状态沿顺时针方向展开状态转换时,要达到 设计要求的模拟气动升力,小带轮自转的角位移应 为:

$$\varphi'_{\perp} = \frac{R}{r} \Big(\varphi'_{\pm} + \varphi_{\tilde{\Re}} \Big) \tag{6}$$

弹翼在压心位置处产生的形变(螺母沿轴向的移 动距离)为:

$$\delta = \frac{S}{2\pi} \varphi_{\uparrow} \tag{7}$$

式中: S——加载机构的丝杠导程。

式(7)表明,弹翼在压心位置处产生的形变与 小带轮自转的角位移呈线性关系。

相应地中心轮需要转动的角位移应为:

$$\varphi_{\rm p} = \frac{R}{r} \varphi_{\rm p} + \varphi_{\rm fr} \tag{8}$$

对旋转弹翼而言,
$$\varphi_{\rm s} = \frac{\pi}{2}$$
, 故有:

$$M_{\pm} = \frac{R}{r} \frac{S}{2\pi\eta} F_{\pm} = \frac{R}{r} \frac{S}{2\pi\eta} K \delta \cdot -\frac{R}{r} \frac{S}{2\pi\eta} \frac{S}{3L} \frac{EJ}{2} \cdot \frac{S}{2\pi} \cdot \xi \not$$

$$\vec{x} \div : \quad \vec{x} \\ \vec{y} \\ \vec{z} \\ \vec$$

关,对于具体的产品应为常量,这表明由中心轮提供

$$\varphi_{\pm} = \frac{R}{r} \varphi_{\pm} + \frac{\pi}{2} \tag{9}$$

在新设计方案中,两侧的加载机构结构完全相同,而且是由两个相同并固联在一起的中心轮驱动, 从结构原理上保证了两侧加载机构的运动状态完全 一致,施加在弹翼上的模拟气动升力保持一致,消除 了由于两侧控制系统和伺服电机性能差异,而出现模 拟气动升力产生差异的不利因素,这对完善地面试验 设备的性能非常有利。

这里需要指出的是,对于具体的地面试验设备, 无论其跟踪性能多么理想,弹翼旋转展开 θ 与系杆的 实际跟踪角位移 φ_s之间总是存在一定的误差,这对加载 机构输出的模拟气动升力作用效果有直接影响,但该 误差属于系统误差,在整套设备的联调及控制软件的 编制调试时,预先采取适当的补偿措施,可以将这一 不利因素带来的负面影响控制在允许的范围之内。

4.3 加载机构的动力学分析

弹翼上产生的模拟气动升力 F_开与弹翼在压心处 形变量的关系为:

$$F_{\text{ff}} = \frac{3EJ}{L^3}\delta = K \cdot \delta \tag{10}$$

式中: δ ——弹翼在压心处的形变量; *L*——弹 翼上的压心位置至回转中心的距离; *J*——弹翼的抗 弯截面模量; *E*——弹翼的材料弹性模量。对于具体 的产品, $K = \frac{3EJ}{L^3}$ 为常量,表明弹翼在压心处的形变

量与模拟气动升力呈线性关系。

加载机构的执行部件由滚珠丝杠螺母构成,在弹 翼上产生的模拟气动升力 F_用与小带轮驱动力矩的关 系为:

$$M_{\rm Th} = \frac{S}{2\pi\eta} F_{\rm Fh} \tag{11}$$

式中: F_{+} ——作用在弹翼上产生的模拟气动升力; S——滚珠丝杠的导程; η ——滚珠丝杠的传动效率; M_{+} ——作用在小带轮上的驱动力矩。

若要确保在弹翼旋转展开时,弹翼上产生的模拟 气动升力 *F*_开达到设计要求的力值,由中心轮提供的驱 动力矩应为:

$$\frac{2}{2} \frac{S}{\pi} \frac{S}{\eta} \frac{EJ}{2L} \frac{S}{2} \cdot \frac{S}{\pi} \cdot \xi \not R$$
(12)

的扭矩与小带轮自转的角位移呈线性关系。由式(12) 可以得出,影响力传递的因素,除了滚珠丝杠的导程 (下转第47页)