

文章编号: 1674-8190(2025)01-075-07

# 倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术

李海麟, 司俊, 党轲鑫, 张伟, 刘龙飞, 王旭东

(航空工业西安飞行自动控制研究所 液压作动工程部, 西安 710065)

**摘要:** 倾转旋翼机兼具直升机和固定翼飞机的优点, 是未来航空装备发展的重点方向。本文针对倾转旋翼机的核心关键部件——短舱倾转作动器, 介绍倾转旋翼机的倾转作动原理, 分析并对比 V-22 和 BA609 短舱倾转作动器构型的优缺点, 分析倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术, 包括功率综合技术、双级伸缩滚珠丝杠技术、丝杠撞底缓冲技术。功率综合技术可以通过速度综合或力综合实现双系统综合, 是提高短舱倾转作动器可靠性的关键; 双级伸缩滚珠丝杠技术能够有效缩短作动器缩回后的体积, 减少机上空间, 同时大幅提升作动器的可靠性; 弹簧缓冲是一种能够有效抑制丝杠撞底带来冲击的手段, 适用于滚珠丝杠这类直线输出机构。

**关键词:** 倾转旋翼机; 倾转作动; 功率综合; 双级丝杠; 撞底缓冲

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.09

## The key technologies of tiltrotor pylon conversion actuator

LI Hailin, SI Jun, DANG Kexin, ZHANG Wei, LIU Longfei, WANG Xudong

(Hydraulic Actuation Engineering Department, AVIC Xi'an Flight Automatic Control  
Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** Tiltrotor which combines the advantages of helicopters and fixed wing aircraft, is a key direction for future aviation equipment development. The key component of tiltrotor-nylon conversion actuator is focused. In this paper, the tilting actuation principle of tiltrotor is introduced, the advantages and disadvantages of V-22 and BA609 pylon conversion actuator configurations are analyzed and compared. The key technologies of pylon conversion actuator of tiltrotor are analyzed, including power summing technology, double-layer telescopic ball screw technology, ball screw end shock damper technology. The power summing technology can realize double-system synthesis by speed summing or force summing, which is the key to improve the reliability of pylon conversion actuator. Double-layer telescopic ball screw can effectively shorten the volume after the actuator is retracted, reduce the space on the aircraft nacelle, and greatly improve the safety of the actuator. Shock damper is a means to effectively restrain the impact caused by the screw end collision, which is very suitable for linear output mechanism such as ball screw.

**Key words:** tiltrotor; conversion actuator; power summing; two-layer ball screw; shock damper

收稿日期: 2023-09-09; 修回日期: 2023-12-10

通信作者: 李海麟(1994-), 男, 博士, 高级工程师。E-mail: nwpulihailin@163.com

引用格式: 李海麟, 司俊, 党轲鑫, 等. 倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 75-81, 92.

LI Hailin, SI Jun, DANG Kexin, et al. The key technologies of tiltrotor pylon conversion actuator[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 75-81, 92. (in Chinese)

## 0 引言

倾转旋翼机是一种将固定翼飞机和直升机融为一体的新型飞行器,既具有常规直升机垂直起降和空中悬停的能力,又具有涡轮螺旋桨飞机高速巡航飞行的能力。由于倾转旋翼机独有的动力装置和独特的结构布局,使其受到世界航空界的广泛关注,许多国家对其开展了相关研究<sup>[1-3]</sup>。美国经过几十年的研究,取得了丰富的成果<sup>[4-6]</sup>。贝尔公司在 1955 年研制出 XV-3 倾转旋翼机,3 年后完成了试飞试验,倾转旋翼这种飞行器正式出现在大众的视野中<sup>[7]</sup>;1972 年,贝尔公司和美国陆军共同研发了 XV-15 倾转旋翼机<sup>[8]</sup>;1981 年,贝尔公司与波音公司合作,成功研制出新型倾转旋翼机 V-22“鱼鹰”<sup>[9]</sup>;2013 年,贝尔公司宣布其研制出了第三代倾转旋翼机 V-280“勇士”,相比于 V-22, V-280 在倾转时发动机不再转动,只有桨叶进行倾转,因此其机动性能更加突出。在民用方面,美国贝尔公司和意大利阿古斯塔公司合作,在 20 世纪 60 年代末研制出全球首个民用倾转旋翼飞机 BA609,可用于救生、医疗救护、商务运输等<sup>[10]</sup>。

国内针对倾转旋翼机技术领域的研究起步相对较晚,主要集中在倾转作动过程的控制研究上。林煌星<sup>[11]</sup>建立了倾转旋翼无人机的动力学和运动学方程,对过渡模式飞行控制进行了研究,确定了一条安全“倾转路径”;崔超<sup>[12]</sup>综合分析了倾转旋翼、机翼、短舱的气弹耦合动力学影响,提出了能有效抑制倾转旋翼机在倾转过程中颤振的方法;王惟栋等<sup>[13]</sup>对倾转旋翼机短舱倾转机构的动力学特性进行了研究,揭示了丝杠与短舱连接点处作用力的变化规律;吉国明等<sup>[14]</sup>研究了倾转旋翼机转动机构在短舱与旋翼向前倾转 90° 过程中的运动特征,分析了不同转换模式的优劣、适用条件与场合;徐起<sup>[15]</sup>开展了轻小型倾转四旋翼飞行器相关运动部件的设计工作,主要包括旋翼设计、动力传动机构设计和倾转机构设计。

倾转旋翼机实现模式转换的关键核心部件为短舱倾转作动器,其位于发动机短舱与机翼端部之间,根据控制指令可以驱动桨叶倾转。在 0° 时,倾转旋翼机为固定翼飞行模式,当螺旋桨倾转至 90° 时,倾转旋翼机转换为直升机飞行模式。倾转

旋翼机出现飞行事故中 60% 以上都发生在短舱倾转过程中,短舱倾转作动是倾转旋翼机研制的关键和难点之一<sup>[16]</sup>。

国内在倾转作动技术的研究上相对薄弱,本文针对短舱倾转作动器这一核心部件,重点阐述倾转作动包含的主要关键技术,并提出相应的设计思路。

## 1 倾转作动原理

倾转旋翼机短舱倾转作动原理如图 1 所示,倾转作动器用于驱动左右两侧短舱倾转,使倾转旋翼机实现固定翼飞行模式和直升机飞行模式之间的转换。倾转作动器的收缩极限位置对应固定翼飞行模式,伸出极限位置对应直升机模式。

短舱安装在机翼末端,可绕 A 点转动;倾转作动器一端安装在翼梢,可绕 B 点转动,另一端通过球铰与短舱连接于 C 点。倾转作动器采用阀控液压马达方案,通过减速器驱动丝杠螺母转动,丝杠螺母将旋转运动转化为滚珠丝杠的直线运动。当滚珠丝杠伸出时,铰接点 C 按照运动轨迹 CC' 运动至 C' 位置,此时短舱由水平状态被推动至竖直状态,倾转旋翼机进入直升机模式。

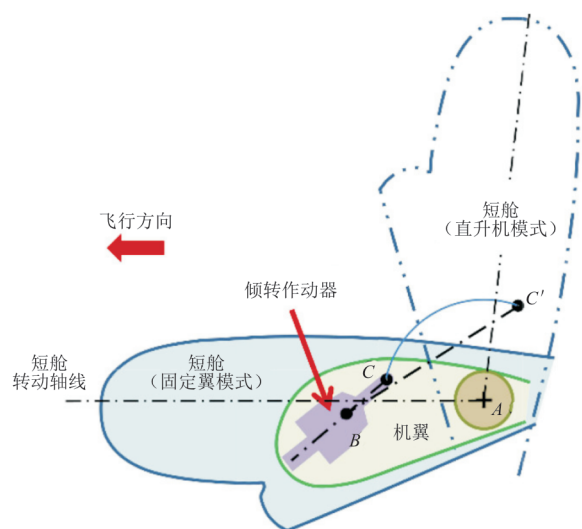


图 1 短舱倾转作动示意图<sup>[17]</sup>

Fig. 1 Schematic diagram of nacelle tilt mechanism<sup>[17]</sup>

## 2 短舱倾转作动器构型

短舱倾转作动器构型目前主要分为“左右两侧互联型”和“左右两侧独立型”两大类。XV-15

和 BA609 的短舱倾转作动器采用了“左右两侧互联型”,即左短舱倾转作动器与右短舱倾转作动器之间通过贯穿于机翼的驱动杆进行连接;V-22 和 V-280 的短舱倾转作动器采用的是“左右两侧独立型”,即左短舱倾转作动器与右短舱倾转作动器之间无动力传输部件。

V-22 短舱倾转作动器的构型如图 2 所示,主要包括了 2 个液压功率驱动单元和 1 个备份功率驱动单元。每个液压功率驱动单元由 1 个液压马达、1 个液压制动器和 1 个液压模块组成,备份功率驱动单元由 1 个电机、2 个电制动器组成。2 个液压功率单元通过 1 套主齿轮箱进行功率综合后输出,备份功率驱动单元通过 1 套备份齿轮箱进行运动输出。该架构比较复杂,可靠性提升的同时成本也急剧上升。

BA609 短舱倾转作动器的构型如图 3 所示,主要包括 1 个主液压功率驱动单元和 1 个备液压功率驱动单元。主液压功率驱动单元和备液压功率驱动单元分别由 1 个液压马达、1 个液压制动器和

1 个液压模块组成,主、备功率驱动单元通过齿轮箱进行功率综合后输出。另一侧的短舱倾转作动器通过贯穿驱动轴与该短舱倾转作动器通过花键连接。与 V-22 舱倾转作动器构型相比,BA609 构型相对简单,同时保证了较高的可靠性。但该构型受限于飞机机体的空间结构,需要考虑贯穿驱动轴的空间布置与安装。

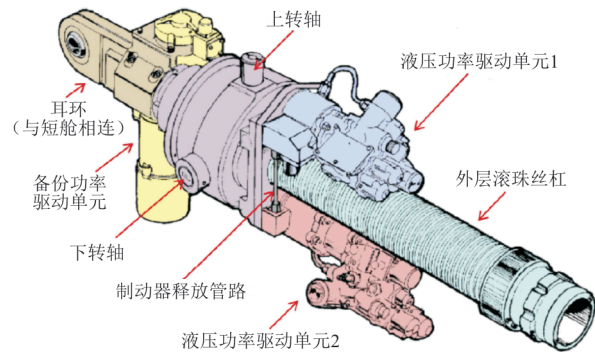


图 2 V-22 短舱倾转作动器架构<sup>[18]</sup>  
Fig. 2 Configuration of pylon conversion actuator of V-22<sup>[18]</sup>

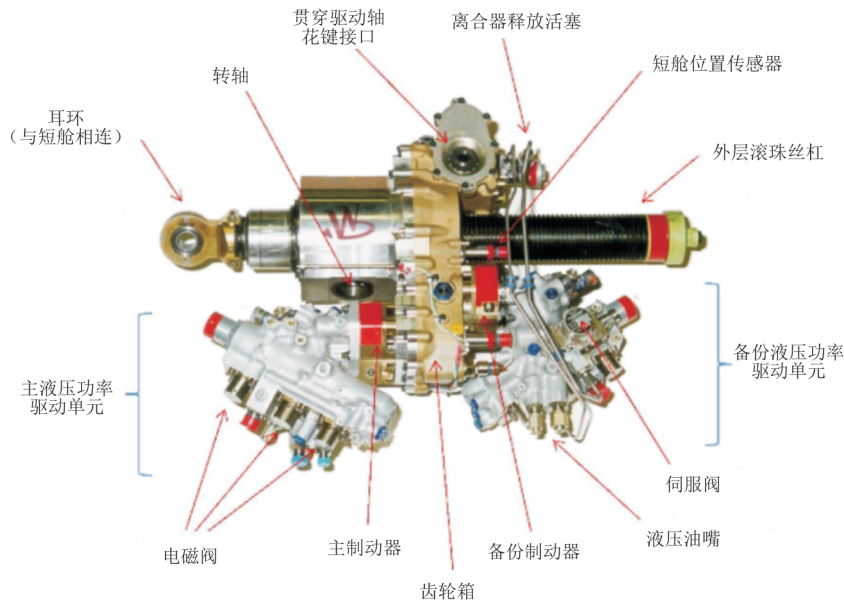


图 3 BA609 短舱倾转作动器架构<sup>[10]</sup>  
Fig. 3 Configuration of pylon conversion actuator of BA609<sup>[10]</sup>

由于倾转旋翼机需要经常在直升机和固定翼两种模式之间切换,机构和各系统比常规直升机和固定翼飞机复杂,要求其具有更高的可靠性<sup>[19]</sup>。然而,要提高短舱倾转作动系统的可靠性,一方面需要提高作动系统的能源余度等级,另一方面需要提高作动系统的结构余度等级。当作动系统的

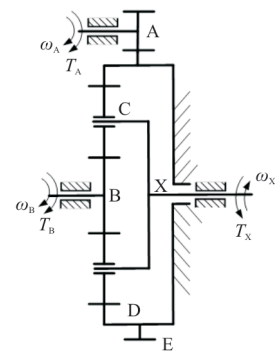
能源等级由单余度增加至双余度时,需要对 2 个能源进行功率综合。功率综合技术的突破可以有效解决作动系统能源余度等级增加的问题,是提高作动系统可靠性的关键。另外,功率综合技术还能有效降低作动系统对机上单个能源的功率需求,从而节省能耗。若该技术得不到有效攻克,倾

转作动系统的可靠性将无法提高,进而威胁飞行安全。作为一个完整的系统,只提高能源余度等级并不能解决系统整体的可靠性问题,因此还要解决结构余度等级的问题。短舱倾转作动系统采用的核心传动机构为滚珠丝杠,滚珠丝杠是作动系统可靠性提升中的短板,因此需要突破双级伸缩滚珠丝杠技术。该技术能够将滚珠丝杠机构的可靠性提升 2 倍,从而有效提高作动系统的可靠性。若不能攻克该技术,倾转作动系统的整体可靠性将无法提高。因此,双系统间的功率综合技术和双级伸缩滚珠丝杠技术这 2 项关键技术缺一不可,是提高短舱倾转作动系统可靠性的前提。短舱倾转作动器在整个倾转过程中要保证运动的平稳性,需要在作动器运动到位时进行吸能缓冲,有效抑制丝杠撞底带来的震颤问题,从而提升飞行的安全性。因此,还需要进一步突破丝杠到位的撞底缓冲技术,其决定了倾转作动系统的稳定性。

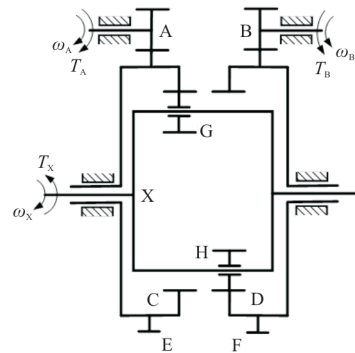
### 3 倾转作动关键技术

#### 3.1 功率综合技术

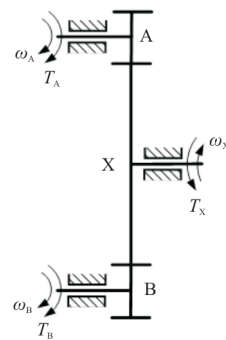
双系统功率综合技术分为速度综合和力综合 2 大类,如图 4 所示。速度综合表现为输出速度增大,输出力不变;力综合表现为输出速度不变,但输出力增大。速度综合与力综合相比,结构较为复杂,但不存在力纷争问题,控制简单;力综合在结构上简单,零件数量少,但双系统间存在力纷争问题,需要通过同步控制手段进行抑制。力纷争产生的根源主要是由于双系统中各相同元器件(如电液伺服阀、液压马达等)在机械加工误差、装配误差上存在差异,同时各元器件的损耗程度也不一致,加之各前置级控制信号由于传感器扰动等原因,导致两个系统在相同的输入条件下得到不同的动态响应,从而产生力纷争。力纷争会导致齿轮力综合机构的交联干扰,造成齿轮局部疲劳,从而降低作动器的寿命;同时,两系统间液压马达输出力矩相互冲突,影响作动系统的输出特性和输出精度,并造成额外的无用功消耗,从而降低作动系统的工作效率,甚至会导致机械装置的卡死,严重影响作动系统的稳定性和安全性。



(a) NGW 速度综合原理



(b) NWN 速度综合原理



(c) 力综合原理

图 4 双系统功率综合

Fig. 4 Power summing of two system

图 4(a)所示的速度综合采用的是内啮合—公用行星轮—外啮合(NGW)行星轮系,该方案常用于双系统“主—备”工作模式,即 A 系统工作时, B 系统不工作,此时有  $\omega_A \neq 0, \omega_B = 0$ , 传动比  $i_{AX}^B = \frac{Z_E}{Z_A} \cdot \left(1 + \frac{Z_B}{Z_D}\right)$ ,  $\omega_X = \omega_A / i_{AX}^B$ ,  $T_X = T_A \cdot i_{AX}^B$ ; 当 A 系统出现故障后,切换至 B 系统, A 系统停止工作, B 系统正常工作,此时有  $\omega_A = 0, \omega_B \neq 0$ , 传动比  $i_{BX}^A = 1 + \frac{Z_D}{Z_B}$ ,  $\omega_X = \omega_B / i_{BX}^A$ ,  $T_X = T_B \cdot i_{BX}^A$ 。BA609 短舱倾转作动器中采用的就是 NGW 速度综合

技术。

图 4(b)所示的速度综合采用的是内啮合一外啮合一内啮合(NWN)行星轮系,该方案常用于双系统“主—主”工作模式,即 A 系统和 B 系统同时工作,此时有  $\omega_A \neq 0, \omega_B \neq 0$ 。一般情况下,齿轮的齿数满足  $Z_A = Z_B, Z_C = Z_D, Z_E = Z_F, Z_G = Z_H$ 。经齿轮综合后,有  $\omega_X = \frac{Z_A}{Z_E} \cdot \frac{\omega_A + \omega_B}{2}, T_X = \frac{Z_E}{Z_A} \cdot (T_A + T_B)$ 。A320 前缘襟翼功率驱动装置中双液压系统功率综合采用了 NWN 速度综合技术。

图 4(c)所示的力综合采用的是常规齿轮轮系,该方案常用于双系统“主—主”工作模式,即 A 系统和 B 系统同时工作,此时有  $\omega_A = \omega_B$ 。一般情况下,齿轮的齿数满足  $Z_A = Z_B$ 。经齿轮综合后,有  $\omega_X = \frac{Z_A}{Z_X} \cdot \omega_A, T_X = \frac{Z_X}{Z_A} \cdot (T_A + T_B)$ 。V22 短舱倾转作动器中采用了该力综合技术。

### 3.2 双级伸缩滚珠丝杠技术

V-22 和 BA609 短舱倾转作动器均采用了双级伸缩滚珠丝杠,不仅缩短了丝杠收缩后的长度,节省了机上的安装空间,同时还提高了丝杠的可靠性。BA609 短舱倾转作动器中用到的双级伸缩滚珠丝杠与 V-22 中用到的丝杠构型相似,如 5 图所示。

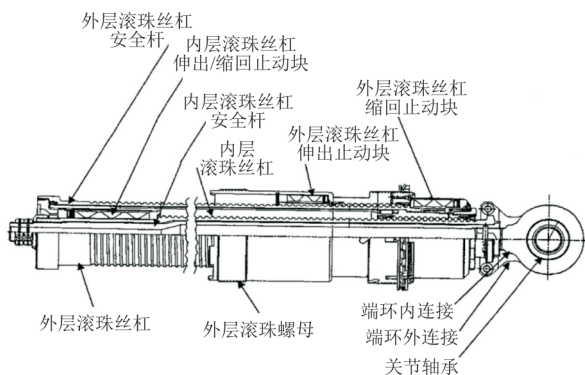


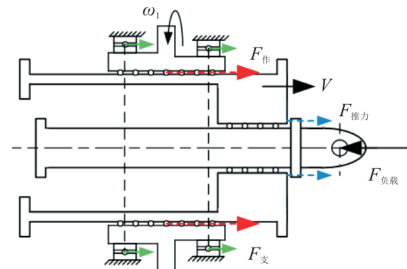
图 5 BA609 滚珠丝杠组成<sup>[20]</sup>

Fig. 5 Ball screw composition of BA609<sup>[20]</sup>

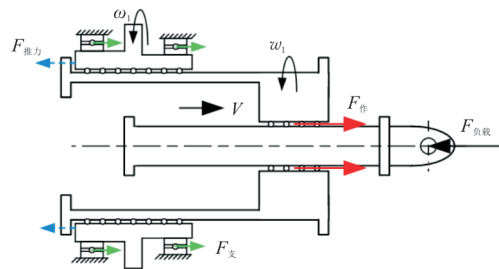
滚珠丝杠的总行程为 32 in(1 in=2.54 cm),按 1:1 的比例分为内、外丝杠。内丝杠与短舱固定连接,不能旋转;外丝杠在其“伸出”和“缩回”止动块之间浮动,即能旋转,也能直线运动,直到同时碰到外层滚珠螺母和内层滚珠螺母时才停止。这种设计特点有效隔离了内外层滚珠丝杠,防止其

中一个滚珠丝杠出现卡滞而影响另一滚珠丝杠。如果任何一个滚珠丝杠出现了卡滞,丝杠至少还能伸出 1/2 的全行程,使短舱旋转至少 47°,即从飞机模式转换到直升机模式,从而保证飞行安全。

双层伸缩滚珠丝杠伸出过程的运动原理如图 6 所示。外层滚珠螺母在动力源的作用下旋转,带动外层滚珠丝杠直线运动。当外层滚珠丝杠运动至极限位置,即外层滚珠丝杠碰撞到外层滚珠螺母,此时外层滚珠丝杠与外层滚珠螺母“绑定”在一起,随外层滚珠螺母一同转动。由于外层滚珠丝杠为内层滚珠丝杠的螺母,因此外层滚珠丝杠的转动使内层滚珠丝杠作直线运动,如图 6(b)所示。当内层滚珠丝杠运动至极限位置,即碰撞到外层滚珠丝杠碰,外层丝杠停止转动,内层丝杠停止伸出。



(a) 外层丝杠伸出



(b) 内层丝杠伸出

图 6 双层伸缩滚珠丝杠运动原理

Fig. 6 Motion principle of double-layer telescopic ball screw

此外,内、外层滚珠丝杠在其内孔还设计了安全杆,可防止丝杠断裂引起的结构失效,结构如图 7 所示。外层滚珠丝杠安全杆通过螺纹与外层滚珠丝杠连接,另一端采用轴肩限位,通过平键限制其相对转动,可传递扭矩;内层滚珠丝杠安全杆通过螺纹与内层滚珠丝杠连接,在螺纹连接处通过平键固定,限制其相对转动,另一端采用轴肩限位。

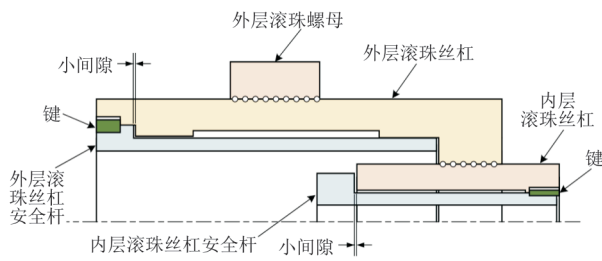
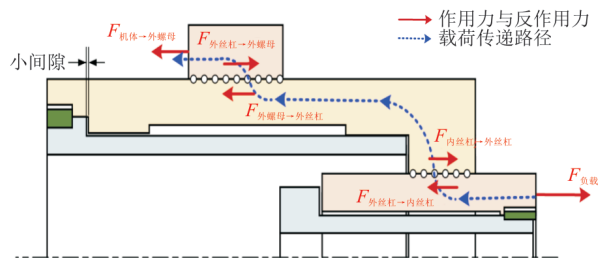


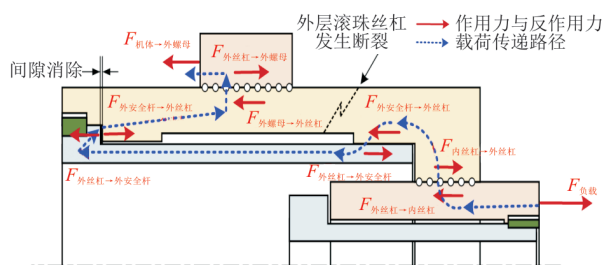
图7 安全杆结构示意图

Fig. 7 Schematic of safety rod structure

外层滚珠丝杠安全杆与外层滚珠丝杠之间留有小间隙,内层滚珠丝杠安全杆与内层滚珠丝杠之间留有小间隙,可保证正常工作状态下安全杆处于“松弛”状态,不受疲劳载荷作用,正常工作下的承载路径如图8(a)所示。当外层滚珠丝杠发生断裂故障后,外层滚珠丝杠安全杆承受拉伸载荷,保证了短舱作动器结构的完整性,可将短舱把持在当前位置,从而避免飞行事故发生,外层滚珠丝杠断裂情况下的承载路径如图8(b)所示。内层滚珠丝杠发生断裂故障后也能通过内层滚珠丝杠安全杆进行承载,从而保证结构的完整性。



(a) 丝杠结构完整



(b) 外丝杠发生断裂

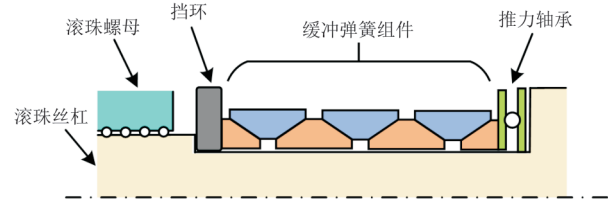
图8 安全杆载荷路径示意图

Fig. 8 Schematic of load-bearing path of safety rod

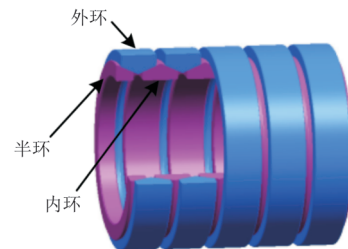
### 3.3 丝杠撞底缓冲技术

双级伸缩滚珠丝杠在工作过程中,会发生丝杠到位撞底。为了避免丝杠撞底带来的结构冲击

损伤,降低对机体结构的震颤作用,保证飞行的平稳性,需要在丝杠两端设计撞底缓冲装置。常用的缓冲装置有橡胶垫缓冲和弹簧缓冲,橡胶垫缓冲结构简单,安装方便,但其容易老化和损伤,影响缓冲效果;弹簧缓冲结构较为复杂,但其环境适应性好,并且缓冲效果理想,因此在滚珠丝杠等直线运动机构上多采用弹簧缓冲,如图9所示。



(a) 安装示意图



(b) 结构示意图

图9 缓冲弹簧

Fig. 9 Shock damper with elastic rings

当滚珠丝杠运动至极限位位置后,滚珠螺母与挡环发生碰撞,挡环挤压缓冲弹簧组件。缓冲弹簧组件由半环、内环、外环堆叠而成,外环和内环沿配合圆锥面相对滑动时,接触表面具有较大的摩擦力。碰撞时产生轴向加载作用,轴向力由表面压力和摩擦力平衡,因此,相当于减小了轴向载荷的作用,增大了弹簧刚度。卸载时,摩擦力阻滞了弹簧弹性变形的恢复,相当于减小了弹簧作用力。环形弹簧在加载和卸载循环中,由摩擦力转化为热能所消耗的功,其大小可以达到加载过程所做功的60%~70%,因此,环形弹簧的缓冲减震能力很高,单位体积材料的储能能力比其他类型弹簧大<sup>[21]</sup>。

在某作动器产品中,缓冲弹簧组件采用17-4不锈钢,材料屈服强度为1 172 MPa,极限强度为1 310 MPa。在90 000 N设计载荷下,缓冲弹簧的最大应力为702 MPa(如图10(a)所示),位移为4 mm(如图10(b)所示),整体刚度达到

22 500 N/mm。

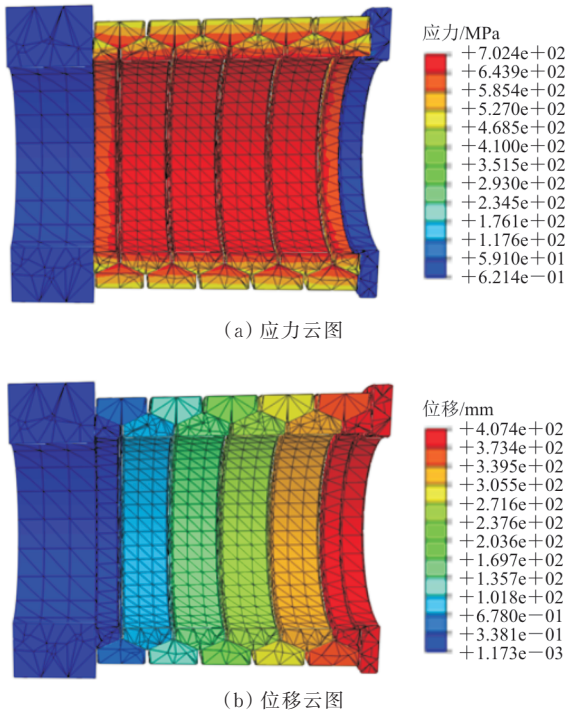


图 10 缓冲仿真结果

Fig. 10 Simulation result of shock damper

## 4 结束语

本文从短舱倾转作动系统的高可靠性需求出发,分析了提升短舱倾转作动系统可靠性所需的关键技术,包括功率综合技术、双级伸缩滚珠丝杠技术和丝杠撞底缓冲技术。双系统间的功率综合可以通过速度综合和力综合等技术实现,从而有效提高能源余度等级。速度综合结构较为复杂,但不存在力纷争问题,控制简单;力综合结构相对简单,零件数量少,但存在力纷争问题,需要从控制上进行抑制。双级伸缩滚珠丝杠技术能够有效提高短舱倾转作动机构的余度等级,从而提升短舱倾转作动系统的可靠性。环形弹簧缓冲技术能够有效解决丝杠撞底带来的冲击问题,从而提升倾转作动系统的稳定性,同时其安装空间小,适用于丝杠类直线运动机构。

目前短舱倾转作动系统中的关键技术已通过原理样机的试制,并进行了功能验证,充分证明了技术方案的可行性。未来,还需要进行一系列环境试验、寿命试验等来提升产品的成熟度等级,从

而使该技术达到应用于工程实际的水平。

## 参考文献

- [1] MALCOLM F. The future evolution of the tiltrotor: AIAA-2003-2652[R]. US: AIAA, 2003.
- [2] MATTIA M, PIERANGELO M, GIUSEPPE Q, et al. Multibody simulation of integrated tiltrotor flight mechanics, aeroelasticity, and control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(5): 1391-1405.
- [3] CARLSON E B, ZHAO Y Y. Optimal short takeoff of tiltrotor aircraft in one engine failure[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 280-289.
- [4] HATHAWAY E L, GANDHI F. Modeling refinements in simple tiltrotor aeroelastic stability analyses: AIAA-2022-1604[R]. US: AIAA, 2002.
- [5] HATHAWAY E L, GANDHI F. Tiltrotor whirl flutter alleviation using actively controlled wing flaperons[J]. AIAA Journal, 2006, 44(11): 2524-2534.
- [6] TAI T C. Effect of midwing vortex generators on V-22 aircraft forward-flight aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 623-630.
- [7] 张庆, 殷永亮, 吴超. 美军倾转旋翼机的发展和事故分析[J]. 科学之友, 2011(5): 126-128.  
ZHANG Qing, YIN Yongliang, WU Chao. Development and crash analysis of the American Army inclines and transfers to the gyroplane[J]. Friend of Science Amateurs, 2011(5): 126-128. (in Chinese)
- [8] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight: NASA-SP-2000-4517[R]. US: NASA, 2000.
- [9] BILL N. Bell Boeing V-22 osprey-tiltrotor tactical transport [M]. US: Specialty Press Publishers & Wholesalers, 2004.
- [10] 绍鸣. BA609民用倾转旋翼机[J]. 直升机技术, 2003(4): 49-52.  
SHAO Ming. BA609 civil tiltrotor[J]. Helicopter Technology, 2003(4): 49-52. (in Chinese)
- [11] 林煌星. 基于滑模理论的倾转旋翼无人机过渡模式飞行控制[D]. 厦门: 厦门大学, 2018.  
LIN Huangxing. Transition mode flight control of tiltrotor unmanned aerial vehicle based on sliding mode theory[D]. Xiamen: Xiamen University, 2018. (in Chinese)
- [12] 崔超. 基于机翼控制的倾转旋翼机回转颤振主动抑制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
CUI Chao. Research on active suppression of rotational flutter of tiltrotor aircraft based on wing control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)