

倾转旋翼机短舱倾转作动控制技术研究

李海麟¹, 荆苏文¹, 朱明君¹, 司俊¹, 朱少康²

(1. 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)

(2. 中国人民解放军93170部队, 西安 710000)

摘要: 倾转旋翼机在直升机模式与固定翼模式转换过程中的控制稳定性问题, 一直是研究的重点和难点。以倾转旋翼机的核心子系统——短舱倾转作动系统为对象, 阐述其作动架构与模式转换原理, 重点分析主工作模式下双系统力纷争和左右短舱不同步的现象、原因以及抑制策略, 并在作动系统建模的基础上将力纷争和同步性控制策略引入“位置-速度”双环控制算法中, 利用Simulink构建完整的伺服控制仿真模型, 并通过原理样机进行试验验证。结果表明: 所采用的“位置环+速度环”双环伺服控制策略能有效保证单侧短舱的运动平稳性与位置精度; 在主主模式下, 引入力均衡控制算法可显著抑制双系统间的力纷争现象; 通过“位置均衡+速度均衡”策略, 有效保障了左右短舱的同步运动性能与动态平稳性。

关键词: 倾转旋翼; 倾转作动; 伺服控制; 力纷争; 同步性

中图分类号: V249.1; TH132.1

文献标识码: A

Research on the control technologies of tiltrotor pylon conversion actuation

LI Hailin¹, YAN Suwen¹, ZHU Mingjun¹, SI Jun¹, ZHU Shaokang²

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

(2. People's Liberation Army Unit 93170, Xi'an 710000, China)

Abstract: This study focuses on the nacelle tilting actuation system, a core subsystem of tiltrotor aircraft, to improve control stability during the transition between helicopter mode and fixed-wing mode in tiltrotor aircraft. First, the actuation architecture and the principle of mode transition are introduced. Subsequently, the phenomena, causes, and suppression strategies of force fighting between dual systems in the active-active operating mode, as well as the asynchronization of left and right nacelles, are then analyzed with emphasis. Based on the actuation system modeling, the force fighting and synchronization control strategies are incorporated into the "position-velocity" dual-loop control algorithm. Finally, a complete servo control simulation model is constructed using Simulink and experimentally verified through a prototype. The dual-loop servo control strategy combining position loop and speed loop effectively ensures position accuracy and smooth motion of the single pylon. Under active-active operation mode, the introduction of a force equalization control algorithm can effectively suppress force fighting between the two systems. Between the left and the right pylon conversion actuation systems, the servo control strategy based on position equalization and speed equalization can effectively guarantee synchronization in position and stability in speed.

Key words: tiltrotor; conversion actuation; servo control; force fighting; synchronization

收稿日期: 2025-10-16; 修回日期: 2025-10-16

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, 荆苏文, 朱明君, 等. 倾转旋翼机短舱倾转作动控制技术研究[J]. 航空工程进展.

LI Hailin, YAN Suwen, ZHU Mingjun, et al. Research on the control technologies of tiltrotor pylon conversion actuation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

倾转旋翼机是一种将直升机技术与固定翼飞机技术融为一体的新型飞行器,既具备常规直升机垂直起降和空中悬停能力,又具备螺旋桨固定翼飞机高速巡航飞行的能力,可在两种模式间自由转换,具有巡航速度快、航程远、机动性好等众多优点^[1]。倾转旋翼机因其突出的优点,未来可广泛应用于特种战争、精确攻击/外科手术式打击、兵力快速部署、抢滩登陆、舰载、救援、通信、抢险、运输等多个军用和民用领域^[2-3]。

倾转旋翼机的研究在国外开展比较早,20世纪初期,贝尔公司就致力于研究倾转旋翼机。1955年成功地研制出了第一架倾转旋翼结构的原形样机 XV-3,在1958年12月实现首次完整的模式转换飞行,这表明倾转旋翼飞行器的理念是可行的^[4]。在此之后,XV-15倾转旋翼机又研制成功,并进行了各自飞行试验,如空中加油、对地空投、发射导弹等^[5]。在XV-3和XV-15之后,贝尔公司和波音公司联合研发相对成熟的倾转旋翼机型,即V-22“鱼鹰”^[6]。由于V-22在总体设计架构上存在缺陷,导致服役过程中的事故不断,多次发生因气动和控制等原因导致的坠机事故^[7]。2013年9月,贝尔公司宣布将与洛克希德·马丁公司合作开发V-280,V-280倾转旋翼机属于第3代倾转旋翼,继承了前两代XV-15技术验证机和V-22倾转旋翼机的设计经验^[8]。V-280和V-22最大的不同是,在旋翼倾转时,V-280的发动机短舱不会旋转,而是在机翼上水平固定。这一设计有助于降低发动机进气不稳的风险,降低结构复杂度,减少零部件数量。

倾转旋翼飞机的核心组成为短舱倾转作动系统,其用于驱动倾转旋翼机的左、右短舱偏转,从而实现在固定翼飞行模式和直升机飞行模式之间转换。目前,倾转旋翼机飞行事故中60%以上出现在飞行模式转换过程中。短舱倾转过程要求速度快,运动平稳,且对同步性要求高。因此,短舱倾转作动技术是倾转旋翼飞机的关键技术之一,同时也是需要重点攻关的难点技术^[9-12]。

在倾转旋翼机作动控制方面,国外已开展了一系列研究,如Smith等^[13]针对V-22“鱼鹰”的短舱倾转机构,提出了基于双液压主作的作动架构,但在力纷争抑制方面仍存在动态响应不足的问题;

Chen L等^[14]针对无人倾转旋翼机提出了基于电静液作动器(EHA)的伺服控制策略,虽在轻量化方面取得进展,但多系统同步精度尚未满足大负载飞行器的工程需求;Lee等^[15]从机械动力学角度分析了短舱倾转过程中的非线性负载特性,强调了高精度同步控制对结构疲劳寿命的影响,但未给出有效的同步控制方法;Liu H X等^[16]提出了固定时间滑模控制方法,以确保过渡飞行中的姿态控制能在预定时间内收敛,但未涉及位置控制;Bauersfeld等^[17]设计了统一的基于模型预测控制框架来处理悬停、过渡和前飞三种模式,但边界区域的平滑性有待提高。国内同样也开展了大量研究工作,如吉国明等^[18]对倾转旋翼机转动机构进行了运动学仿真,分析了不同转换模式下的运动特征,为作动系统的机构设计提供了理论依据;余新等^[19]提出了基于降阶模型和光滑切换控制的非线性模型预测控制方法,实现了不同短舱速率的倾转过渡,但未考虑作动器的动态特性;白亮亮等^[20]开展了短舱倾转驱动的同步控制研究,通过实验验证了位置同步策略的有效性,但在速度平稳性控制方面仍有优化空间;王惟栋等^[21]通过多体动力学模型分析了短舱倾转过程中的载荷变化,但力均衡与同步控制的耦合问题尚未得到系统解决;严旭飞等^[22]研究了倾转过渡过程的最优控制策略,为作动系统的指令规划提供了参考,但未涉及作动器层面的伺服控制设计。

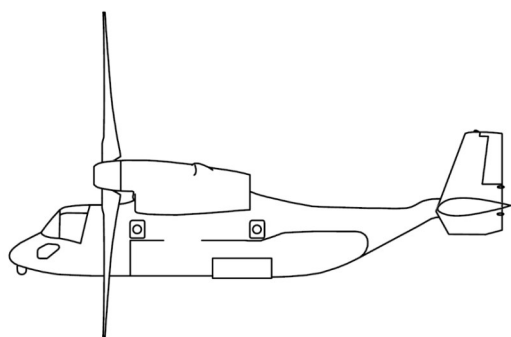
尽管上述研究在机构设计、动力学分析和同步策略方面取得了一定进展,但针对“短舱倾转作动系统”这一完整伺服系统的研究仍较为缺乏,特别是在双系统力均衡、多作动器同步控制等方面缺乏系统性的建模与仿真验证。因此,本文以短舱倾转作动系统为研究对象,系统阐述其作动架构与伺服控制策略,通过建立完整的Simulink仿真模型,重点研究单侧短舱的位置/速度控制、主工作模式下的力均衡控制以及左右短舱的同步控制等关键技术,以提升倾转旋翼机在模式转换过程中的控制精度与可靠性,为我国倾转旋翼机的研制提供技术支撑。

1 工作原理

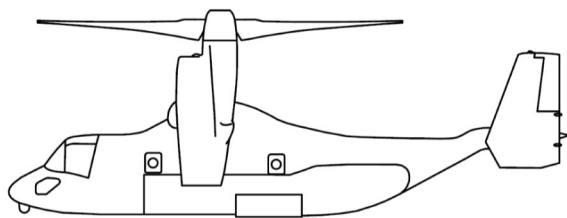
短舱倾转作动器是实现飞机固定翼模式和直升机模式之间转换的核心关键部件,因此常采用

高安全设计架构。V22倾转旋翼机采用了“双液—电”方案,即主工作采用液压驱动方案,备份工作采用电驱动方案。本文采用了独立三液压方案,主工作(既两个系统同时工作)采用液压驱动方案,备份工作也采用液压驱动方案。通过控制电液伺服阀输出流量来调节马达转速,马达通过齿轮传动系统驱动滚珠丝杠伸出/缩回,进而实现短舱倾转控制。每个液压系统均包括电液伺服阀、液压马达、液压制动器、角度传感器和测速传感器。其中,电液伺服阀通过输入的小功率电信号控制阀芯位移,进而调节液压油的流动方向、压力和流量,最终驱动执行机构(液压马达)产生精确的旋转运动。

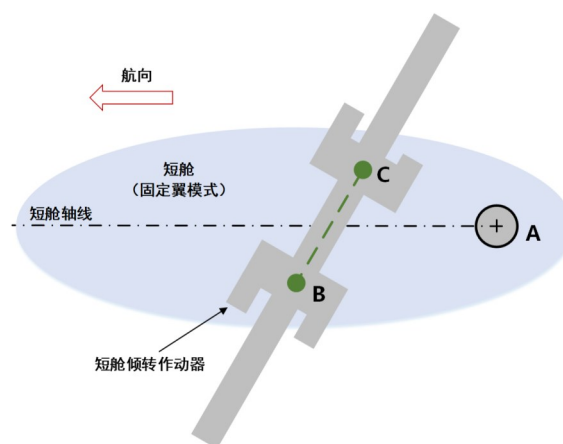
短舱倾转作动器一端安装在飞机固定翼处(B点),另一端安装在飞机的短舱处(C点)。当作动器接收到飞机的倾转作动指令后,作动器伸出,此时B点只绕自身轴线转动,不移动,C点除绕自身轴线转动外,还沿作动器轴线作直线运动(由C点运动至C'点),从而驱动短舱绕转轴A点旋转,此时对应的倾转角度为 α 。当倾转角度 α 达到预设值后,作动器把持在当前位置,飞机进入直升机模式,如图1所示。



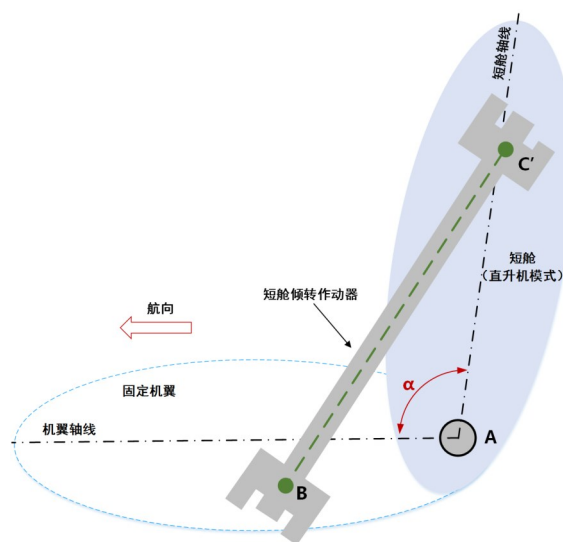
(a) 固定翼飞行模式



(b) 直升机飞行模式



(c) 固定翼下短舱倾转作动器



(d) 直升机下短舱倾转作动器

图1 飞机模式转换过程

Fig. 1 Flight mode transition process of aircraft

2 作动系统建模

2.1 基本方程

电液伺服阀和液压马达是构成伺服系统的基础,运用能量守恒和力平衡等物理学原理,结合电液伺服阀特性,推导阀控液压马达数学模型。

1) 阀流量方程

本文采用的电液伺服阀的放大级为零开口四边滑阀,在液压油源压力恒定,回油压力为零的条件下,阀的流量方程为

$$Q_l = K_q x_v - K_c p_l \dots \quad (1)$$

式中: K_q 为电液伺服阀流量增益; x_v 为电液伺服阀阀芯开口大小; K_c 为伺服阀流量—压力系数; p_l 为

阀控马达的负载压力。

2) 马达流量连续性方程

本文采用定排量柱塞式液压马达,工作时其流量包括了三部分,即马达柱塞往复运动造成体积变化产生的流量 V_1 ,马达工作时的内部和外部泄漏的流量 V_2 ,液压油由于受高压造成体积变小产生的流量 V_3 ,这三组流量构成了液压马达流量连续性方程:

$$Q_l = V_1 + V_2 + V_3 = D_m \frac{d\theta}{dt} + C_{tm} p_l + \frac{V_t}{4\beta_e} \frac{dp_l}{dt} \quad (2)$$

式中: D_m 为马达排量, m^3/rad ; θ 为马达角位移, rad ; C_{tm} 为伺服阀和马达的总泄漏系数, $m^3/(\text{s}\cdot\text{Pa})$; V_t 为马达内腔、伺服阀内腔及互连管路的总容积; m^3 ; β_e 为液压油体积弹性模量, Pa 。

3) 马达力平衡方程

液压马达的动态响应特性主要受负载条件影响。根据力学分析,作用在马达上的负载力矩通常包含惯性力矩、粘性阻尼力矩、弹性力矩以及外

$$\theta(s) = \frac{\frac{K_q}{D_m} X(s) - \frac{K_{ce}}{D_m^2} (1 + \frac{V_t}{4\beta K_{ce}} s) T_L(s)}{\frac{V_t J_t}{4\beta_e D_m^2} s^3 + \left[\frac{J_t K_{ce}}{D_m^2} + \frac{B_m V_t}{4\beta_e D_m^2} \right] s^2 + \left[1 + \frac{B_m K_{ce}}{D_m^2} + \frac{G V_t}{4\beta_e D_m^2} \right] s + G \frac{K_{ce}}{D_m^2}} \quad (7)$$

式中: K_{ce} 为总的流量压力系数, $m^3/(\text{s}\cdot\text{Pa})$; $K_{ce} = K_c + C_{tm}$ 。

实际过程中,短舱倾转作动系统可忽略粘性摩擦负载和弹性负载,即 $G=0, B_m=0$,上述可简化为

$$\theta(s) = \frac{\frac{K_q}{D_m} X(s) - \frac{K_{ce}}{D_m^2} (1 + \frac{V_t}{4\beta K_{ce}} s) T_L(s)}{s \left(\frac{s^2}{\omega_h^2} + \frac{2\xi_h}{\omega_h} s + 1 \right)} \quad (8)$$

式中: ω_h 表示系统的无阻尼固有频率, rad/s ; ξ_h 代表液压阻尼比,为无量纲参数。这些参数共同决定了系统的动态响应特性^[15]。

$$\omega_h = \sqrt{\frac{4\beta_e D_m^2}{V_t J_t}} \quad (9)$$

$$\xi_h = \frac{K_{ce}}{D_m} \sqrt{\frac{\beta_e J_t}{V_t}} \quad (10)$$

基于建立的数学模型,推导得到液压马达转轴转角相对于阀芯位移的传递函数关系:

部工作负载力矩等多个分量,这些力矩需要由液压马达产生的输出力矩进行平衡^[18]。满足如下方程:

$$D_m p_l = J_t \frac{d^2\theta}{dt^2} + B_m \frac{d\theta}{dt} + G\theta + T_L \quad (3)$$

式中: J_t 为马达旋转输出轴上的总惯量; B_m 为粘性阻尼系数; G 为扭转弹簧刚度; T_L 为负载力矩。

2.2 传递函数

1) 阀控液压马达传递函数

对上式进行拉式变化,得:

$$Q_l(s) = K_q X(s) - K_{ce} p_l(s) \quad (4)$$

$$Q_l(s) = D_m s \theta(s) + C_{tm} p_l(s) + \frac{V_t}{4\beta_e} s p_l(s) \quad (5)$$

$$D_m p_l(s) = J_t s^2 \theta(s) + B_m s \theta(s) + G \theta(s) + T_L(s) \quad (6)$$

对上式进行整理,消去中间变量 Q_l 和 p_l ,导出滑阀阀芯位移 x_v 和外负载 T_L 共同作用下液压马达转轴的转角 θ ,如下:

$$\frac{\theta(s)}{X(s)} = \frac{\frac{K_q}{D_m}}{s \left(\frac{s^2}{\omega_h^2} + \frac{2\xi_h}{\omega_h} s + 1 \right)} \quad (11)$$

同时,液压马达转角对外部负载力矩的传递函数可表示为

$$\frac{\theta(s)}{T_L(s)} = \frac{-\frac{K_{ce}}{D_m^2} (1 + \frac{V_t}{4\beta K_{ce}} s)}{s \left(\frac{s^2}{\omega_h^2} + \frac{2\xi_h}{\omega_h} s + 1 \right)} \quad (12)$$

2) 伺服阀传递函数

本文采用偏转板电液伺服阀,其将输入的微小电信号转化为滑阀的位移,从而控制滑阀窗口大小,实现对伺服阀输出流量的精准控制。

阀芯位移和力矩马达线圈中的电流成正比,传递函数为

$$\frac{X(s)}{I(s)} = \frac{K_{sv}}{\left(\frac{s^2}{\omega_n^2} + \frac{2\xi_n}{\omega_n} s + 1 \right)} \quad (13)$$

3) 测速传感器传递函数

在速度环的反馈中, 采用数字量反馈, 其传递函数为

$$\frac{U(s)}{\omega(s)} = K_{vf} \quad (14)$$

4) 位移传感器传递函数

在位置环的反馈中, 采用数字量反馈, 其传递函数为

$$\frac{U(s)}{\theta(s)} = K_{xf} \quad (15)$$

5) 伺服供放的传递函数

电液伺服阀输入电流信号的与供电电压的传

递函数为:

$$\frac{I(s)}{U(s)} = K_a \quad (16)$$

6) 丝杠行程传递函数

丝杠行程对液压马达转轴转角的传递函数为:

$$\frac{P(s)}{\theta(s)} = \frac{K_p}{2\pi i} \quad (17)$$

2.3 仿真模型

根据传递函数, 搭建短舱倾转作动系统伺服控制模型结构框图, 如图 2 所示。

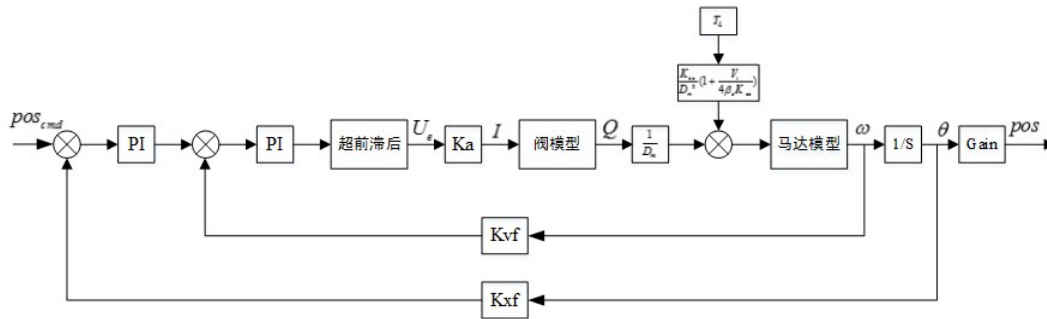


图 2 短舱倾转作动器伺服控制模型结构框图

Fig. 2 Servo control configuration of pylon conversion actuator

基于上述伺服控制模型结构框图, 利用 Simulink 工具箱建立短舱倾转作动系统伺服控制仿真

模型, 如图 3 所示。相关仿真参数如表 1 所示。

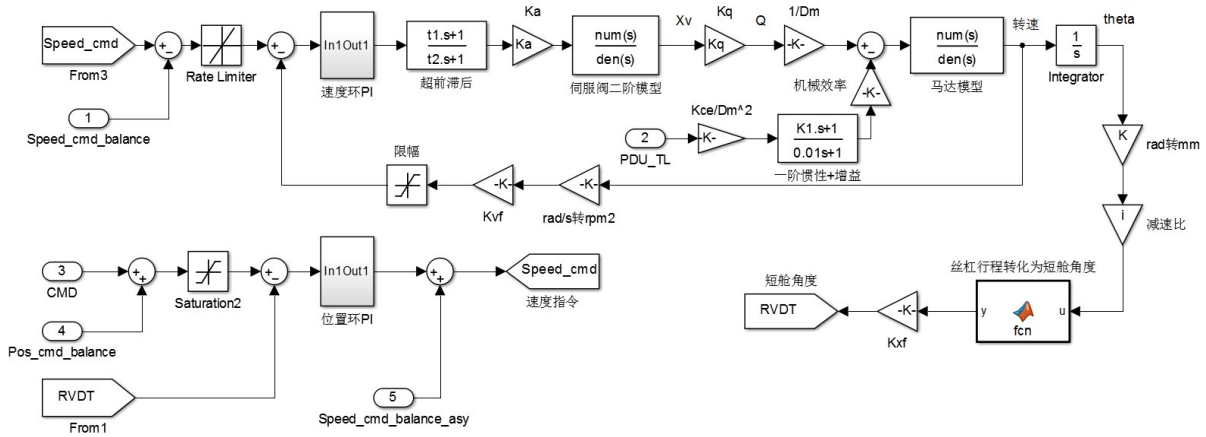


图 3 短舱倾转作动系统仿真模型

Fig. 3 Simulation model of pylon conversion actuation system

表1 主要仿真参数
Table 1 Main simulation parameters

参数	数值
液压马达排量 m^3/rad	7.2×10^{-7}
马达旋转轴总惯量 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	2×10^{-3}
伺服阀流量—压力系数 $\text{m}^5/\text{N} \cdot \text{s}$	5.23×10^{-13}
液压马达总泄露系数 $\text{m}^5/\text{N} \cdot \text{s}$	3.75×10^{-12}
总容积 m^3	6×10^{-5}
电液伺服阀最大流量 m^3/s	4.08×10^{-4}
液压油体积弹性模量 Pa	7×10^8
粘性阻力系数 $\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}$	4.7×10^{-3}
位置环比例增益 K_p	5
位置环积分增益 K_i	0.01
速度比例增益 K_p	1.0
速度反馈增益 K_v/rpm	1/600
位置反馈增益 K_x/degree	1/4.5
伺服阀增益 K_{am}/V	0.8

3 关键技术分析与讨论

3.1 单侧短舱速度、位置精准控制技术

短舱倾转作动系统作为倾转旋翼机的关键核心系统,其控制精度和平稳性直接影响飞行器的姿态稳定性和过渡模式安全性,若位置或速度控制存在偏差,可能导致推力不对称,甚至引发不可控振荡。因此,倾转旋翼机在进行模态切换过程中,不仅要保证位置的准确性,还要保证运动过程中的平稳性。本文采用“速度—位置”双环伺服控制,速度环通过采集旋变传感器数据实现闭环控制,位置环通过采集短舱倾转角度传感器(RVDT)数据实现闭环控制。由于本文采用的是阀控液压马达驱动方案,因此控制指令最终会转换为伺服阀的电流指令,伺服控制框图如图4所示。

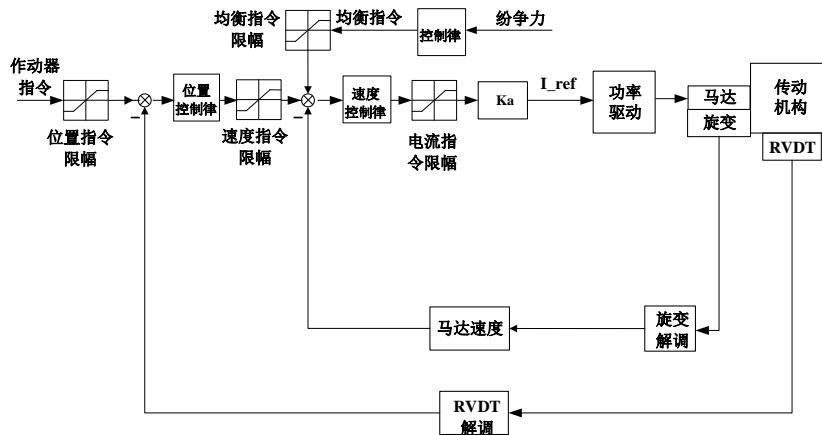
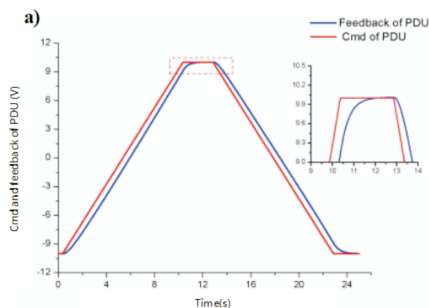


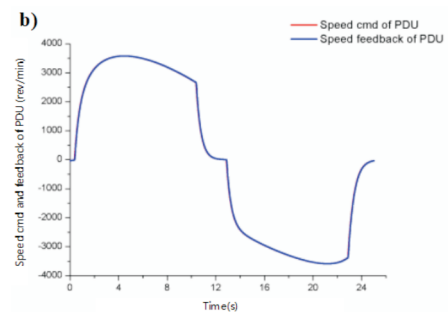
图4 “速度—位置”双环伺服控制框图

Fig. 4 "Speed-position" dual-loop servo control block diagram

在10 V控制指令、 $8(^{\circ})/\text{s}$ 额定倾转速度下进行仿真,短舱倾转过程及指令跟随效果图5所示。



(a) 位置指令跟随



(b) 速度指令跟随

图5 指令跟随效果
Fig. 5 Command tracking performance

从图5中可以看出: 整个运动过程中的稳态误差为0.9%, 位置跟踪效果良好; 在4.4 s时马达转速最高为3 580 r/min, 整个过程中速度运行平稳。

3.2 单侧短舱主主工作下的力均衡控制技术

在主主工作模式下, 两个液压驱动系统虽然能够实现高精度、高负载能力的同步运行, 但由于系统结构和控制机制的固有特性, 仍存在一定的协同控制难题。首先, 两个液压系统中的关键元件, 如同服阀、液压马达、传感器等, 在制造与装配过程中不可避免地存在加工误差和装配偏差, 从而导致两个系统在接收到相同控制指令时, 其实际输出速度存在差异。此外, 由于两个系统是通

过齿轮传动实现刚性机械连接, 在输出速度存在差异的情况下, 必将引发两者之间的输出力不平衡。当速度差异较大时, 其中一个系统会由主动驱动状态转变为被动负载状态, 从而引起两个系统间的力纷争。力纷争的存在给短舱倾转作动系统造成额外的无功消耗, 严重时会导致结构疲劳或者损坏。因此, 需在伺服控制策略中增加力均衡控制算法, 如图6所示。力均衡回路由死区环节、滤波环节、限幅环节组成, 其中死区环节用来限制压差信号较小时, 转速频繁波动, 导致短舱角度发生抖动; 滤波环节应用低通滤波器对压差信号进行调节, 消除压力传感器高频噪声信号; 限幅环节限制力均衡控制回路最大输出指令, 保证系统稳定性。

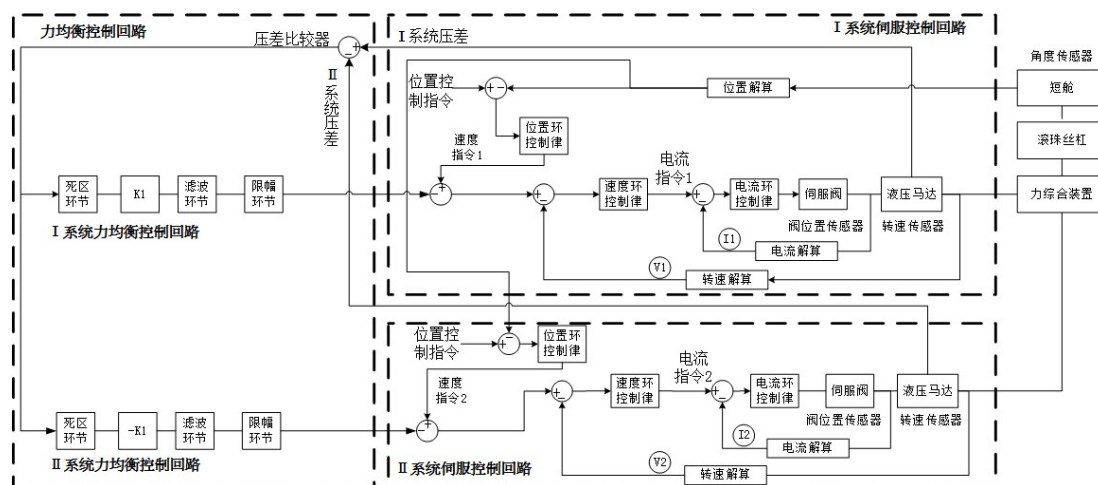


图6 主主工作下的力均衡控制框图

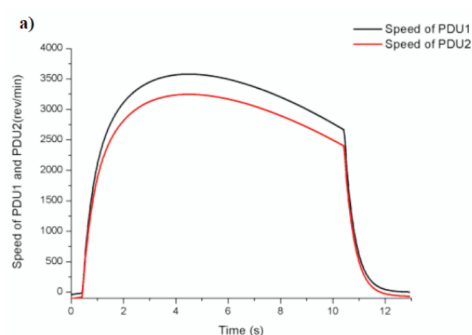
Fig. 6 Force balancing control block diagram under master-master operation mode

力均衡指令作用在伺服控制回路中的速度环, 用于补偿速度指令。通过将两个系统中液压马达的压力信号误差分别引入到两个系统的速度回路中, 对两个系统的速度进行正向和负向反馈调节, 从而实现力纷争的有效抑制。

以某型倾转旋翼机的短舱倾转作动系统为对象进行力纷争仿真, 设置液压I系统和II系统容积效率分别为95%和88%, 均衡前I系统和II系统的速度特性仿真结果如图7所示。系统I和系统II在倾转过程中随着马达转速增大, 二者间的速度差异不断增大, 在4.4 s时速度差异达到最大值331.8 r/min, 从而引起两个系统间产生扭矩纷争。

当加入均衡控制算法后, 系统I和系统II在

运行过程中的速度差异明显降低, 系统间的力纷争得到了较好的抑制, 仿真结果如图8所示。



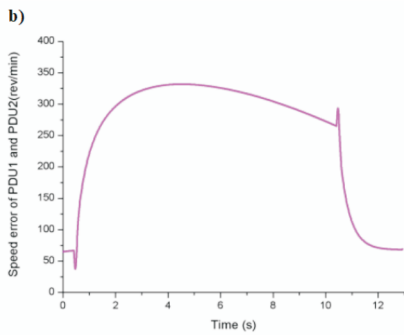


图7 均衡前系统I和系统II速度差异特性
Fig. 7 Velocity difference characteristics between system I and system II before balancing

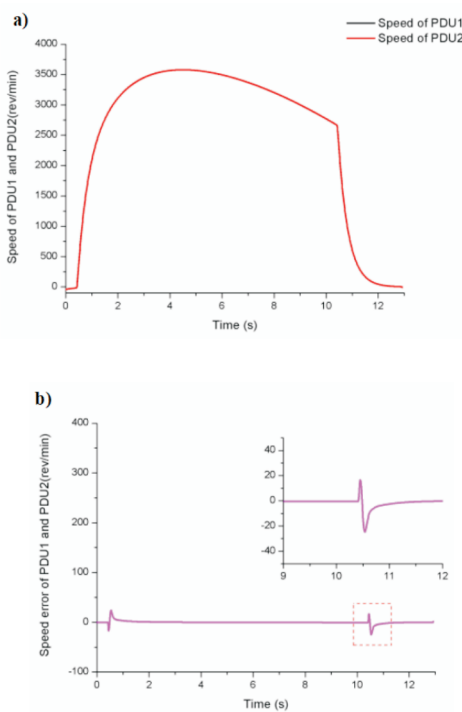


图8 均衡后系统I和系统II速度差异特性
Fig. 8 Velocity difference characteristics between system I and system II after balancing

3.3 左、右短舱同步精准控制技术

左、右短舱倾转同步性是影响倾转旋翼机安全性和飞行性能的关键因素,左、右短舱倾转不同步,不仅会导致不对称升力或推力,同时会导致机翼、短舱连接结构承受额外扭转载荷,长期可能会导致疲劳损失,尤其在悬停或过渡模式中,微小角度差异可能会导致姿态剧烈变化,威胁飞行安全。

左、右短舱倾转作动器受部件自身误差、机械/液压、电气控制及外部环境等多种因素综合影响,必然会导致两侧运动不同步。因此,研究高精度、高可靠性的同步控制技术对提升倾转旋翼机的飞行安全性、稳定性和可靠性具有重要意义。

考虑到左、右短舱倾转作动器在飞机上安装是完全独立的,因此需通过电气控制方法实现左、右两侧的同步行,控制策略如图9所示。

为实现左、右短舱之间的高精度同步运动控制,通过对左、右短舱的位置与速度反馈信号进行实时比较,计算出同步误差,其次根据误差生成相应的位置补偿指令与速度补偿指令,并将其分别施加到位置回路和速度回路中,实现对左、右短舱运动状态的动态调节,从而提升系统的同步性和稳定性。

以某型倾转旋翼机的短舱倾转作动系统为对象进行同步性仿真分析,设置左、右短舱倾转作动系统负载力矩分别为最大输出力矩和额定输出力矩,对不同控制策略的效果进行对比分析。

左、右短舱倾转作动系统仅采用自身的“位置环+速度环”伺服控制策略,之间不引入任何同步性控制策略,仿真结果如下图所示。从图10(a)可以看出:左、右短舱倾转作动系统运行过程中出现了明显的不同步,在8.1 s时位置差异达到最大,为 3.28° ,不满足 0.5° 指标要求;从图10(b)可以看出:在1.65 s时,左右短舱倾转作动器速度出现差异,4.5 s时速度差异为318 r/min,10.5 s速度差异达到最大,为822.8 r/min。左、右短舱倾转作动器的不同步性会随着速度差异的逐渐积累,直至不能满足系统同步性要求。

当在左、右短舱倾转作动器之间引入位置均衡策略,设定位置差异大于门限值 0.1° 时,系统进行同步性均衡,仿真结果见下图所示。从图11(a)可以看出:左、右短舱倾转作动系统运行过程的同步性得到明显改善,位置差异最大值仅 0.17° ,满足 0.5° 指标要求;从图11(b)可以看出,在运行过程中速度差交替变化,在系统额定速度附近和减速过程中出现较大的振荡,最大差值约1 000 r/min,因此需进一步改善。

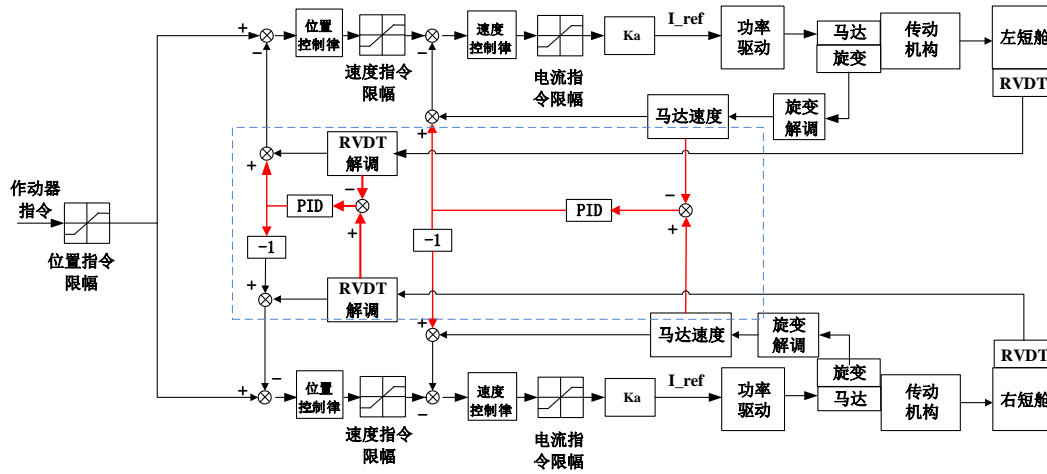


图9 左、右短舱同步精准控制策略

Fig. 9 Precision synchronization control strategy for left and right pylon

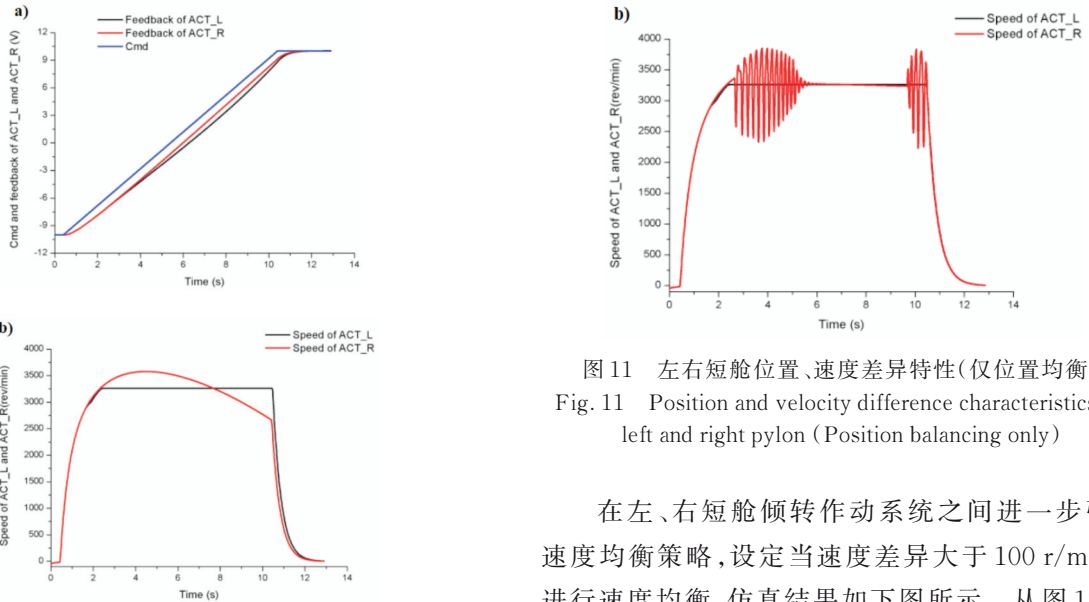


图10 左右短舱位置、速度差异特性(未均衡)

Fig. 10 Position and velocity difference characteristics of left and right pylon (Unbalanced)

图11 左右短舱位置、速度差异特性(仅位置均衡)

Fig. 11 Position and velocity difference characteristics of left and right pylon (Position balancing only)

在左、右短舱倾转作动系统之间进一步引入速度均衡策略, 设定当速度差异大于 100 r/min 时进行速度均衡, 仿真结果如下图所示。从图 12(a) 可以看出, 左、右短舱倾转作动系统运行过程的同步性没有受到任何影响, 最大差异依然保持在 0.17° 的水平; 但是, 从图 12(b) 可以看出, 左、右短舱作动系统的速度差异最大仅 500 r/min, 其运行过程中的稳定性得到了明显改善。因此, 在左、右短舱倾转作动系统之间同时引入“位置均衡+速度均衡”, 不仅能有效保证两侧倾转过程的同步性, 同时还能保证运行的稳定性。

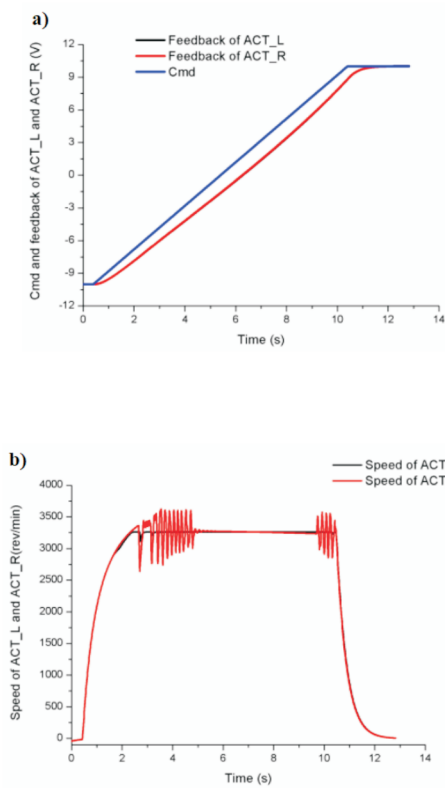


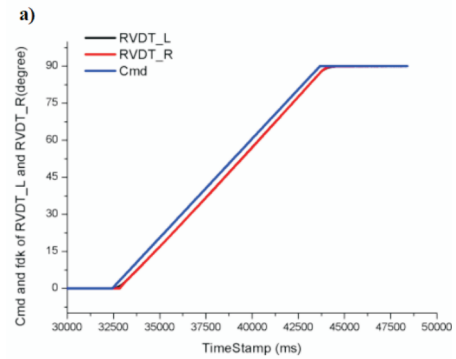
图12 左右短舱位置、速度差异特性
(位置均衡+速度均衡)

Fig. 12 Position and velocity difference characteristics of left and right pylon (Position balancing and velocity balancing)

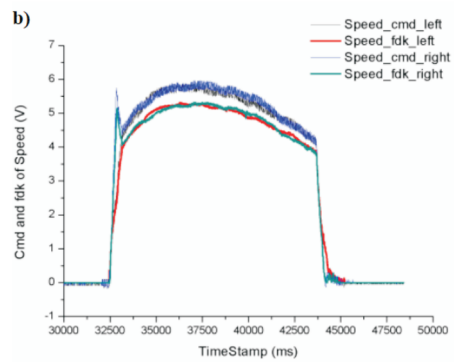
4 试验验证

4.1 位置、速度精准控制验证

以某型倾转旋翼机的短舱倾转作动系统为对象进行试验验证,在 $0\sim 90^\circ$ 控制指令、 $8^\circ/\text{s}$ 额定倾转速度指令下进行试验验证,试验结果如图13所示,其中速度指令1V对应600rev/min。短舱倾转运行过程所需时间为12.4s,稳态误差为0.2%;在5s时左右短舱倾转作动系统马达最高转速分别为3160和3175r/min,整个运行过程位置跟踪效果良好,速度运行平稳。试验结果表明了本文所采用的“位置环+速度环”双环伺服控制策略的有效性。



(a) 位置特性



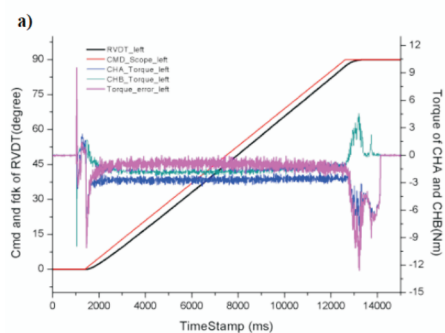
(b) 速度特性

图13 短舱精准控制实验结果:
Fig. 13 Experimental Results

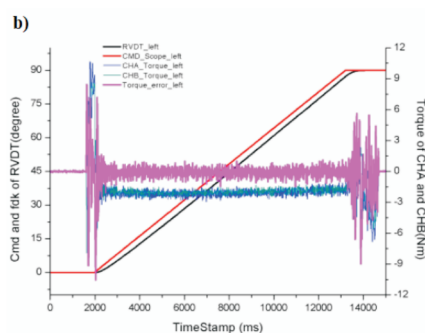
4.2 主主工作力均衡控制验证

为验证力均衡控制算法的有效性,对短舱倾转作动系统给定 $0\sim 90^\circ$ 斜坡位置指令,分别对均衡前后I系统和II系统的扭矩特性进行对比,实验结构如图14所示。

均衡前,系统I和系统II在匀速运行过程中纷争力为2Nm(如图14(a)所示),减速过程中纷争力进一步增大,表明两个系统间存在明显的扭矩纷争。当加入本文提出的力均衡控制算法后,系统I和系统II在整个运行过程中力纷争明显降低,力纷争最大值仅有0.5Nm(如图14(b)所示),系统间的力纷争得到了有效抑制。试验结果验证了力均衡控制算法在抑制双系统力纷争方面的有效性。



(a) 均衡前



(b) 均衡后

图 14 双系统力均衡试验结果

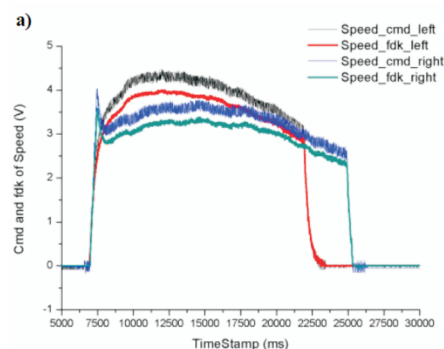
Fig. 14 Force balancing test results of dual systems

4.3 左右短舱同步性控制验证

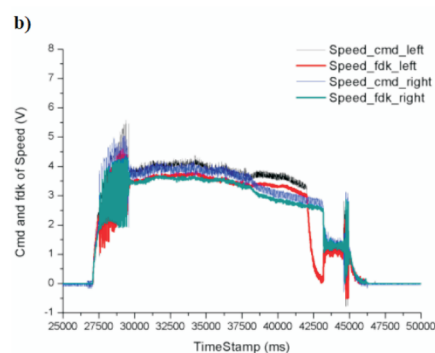
为验证左右短舱同步控制策略的性能, 设定左右短舱倾转速度差为 20%, 分别对无同步控制和有同步控制两种情况进行了对比, 实验结果如图 15 所示。

当左、右短舱倾转作动系统仅采用自身的“位置环+速度环”伺服控制策略, 且不引入任何同步性控制策略时, 试验结果显示系统运行过程中出现了明显的不同步现象(如图 15(a)所示), 在 15 s 时位置差异达到最大为 15°, 不满足系统同步性要求。

当在左、右短舱倾转作动器之间引入本文提出的同步性均衡控制策略后, 试验结果表明左右短舱倾转作动系统运行过程的同步性能得到显著改善(如图 15(b)所示), 位置差最大值降低至 4.5°, 验证了“位置均衡+速度均衡”同步控制策略的有效性。



(a) 同步前



(b) 同步后

图 15 左右短舱同步性试验结果

Fig. 15 Synchronization test results

5 结论

1) 采用“位置环+速度环”双环伺服控制可有效提升单侧短舱倾转过程中的位置精度和运动平稳性。

2) 在双系统主主工作模式下, 引入基于液压马达压力信号误差反馈的力均衡控制算法, 并将其作用至各系统的速度控制回路中, 能够有效抑制系统间的力纷争。

3) 采用“位置均衡+速度均衡”复合同步控制策略, 能够显著提高左、右短舱作动系统之间的同步精准与运行平稳性。

上述伺服控制策略已在某倾转旋翼机短舱倾转作动系统中完成了工程应用验证, 可推广应用至其它类似工程场景中, 相关控制参数需根据实际具体应用场景进行差异化适配调整。

参考文献

- [1] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of the Bell Model 301 Tilt Rotor Research Aircraft [C]. NASA-CR-

- 114614, 1973.
- [2] 唐亮, 徐庆九. 海军倾转旋翼无人机技术和优势综述[J]. 科技资讯, 2012, 10(28): 73-74, 76.
Tang Liang, Xu Qingjiu. Summary of technology and development advantages of navy tilt-rotor UAV[J]. Science & Technology Information, 2012, 10(28): 73-74, 76. (in Chinese)
- [3] 刘春明, 罗继业. NASA大型民用倾转旋翼机进展研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2010(4): 1-5, 50.
Liu Chunming, Luo Jiye. Research of NASA large civil tilt rotor development[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2010(4): 1-5, 50. (in Chinese)
- [4] Thomason T. The Bell Helicopter XV-3 and XV-15 experimental aircraft - Lessons learned[C]// Aircraft Design, Systems and Operations Conference. Dayton, OH, USA. AIAA, 1990: AIAA1990-3265.
- [5] Maisel M D, Giulianetti D J, Dugan D C, et al. The History of the XV-15 Tiltrotor Research Aircraft from Concept to Flight[J]. Ross & Perry, Incorporated, 2001(7): 345-357.
- [6] 蔡婧, 蔡汝鸿. V-22“鱼鹰”倾转旋翼机研制历程与关键技术[J]. 航空科学技术, 2013, 24(3): 11-14.
Cai Jing, Cai Ruhong. Development process and key technologies of the V-22 osprey tilt-rotor aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013, 24(3): 11-14. (in Chinese)
- [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(10): 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(10): 126-128. (in Chinese)
- [8] 殷杰. 倾转旋翼构型飞机缘何获得美国陆军青睐?[J]. 防务新视线, 2023, 2:12-14.
Yin Jie. Why tiltrotor aircraft are favored by the U. S. Army[J]. Defence Vision, 2023, 2:12-14. (in Chinese)
- [9] 王伟, 段卓毅, 周林. 倾转旋翼机设计特点及难点浅析[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 1-4.
Wang Wei, Duan Zhuoyi, Zhou Lin. Brief analysis on the design features and difficulties of tiltrotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 1-4. (in Chinese)
- [10] Zhang L, Liu W, Yang Q. Dynamic analysis and fatigue life prediction of tilt mechanism for tiltrotor aircraft[J]. International Journal of Fatigue, 2024, 178: 107996.
- [11] Brown R, Davis M, Wilson P. Integrated design and testing of tiltrotor nacelle actuation system[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2023, 68(1): 1-12.
- [12] 薛蒙, 孙强. 倾转旋翼机军事需求与关键技术分析[J]. 直升机技术, 2020(1): 47-49, 27.
Xue Meng, Sun Qiang. Tiltrotor military requirement and critical technology analysis[J]. Helicopter Technique, 2020(1): 47-49, 27. (in Chinese)
- [13] Smith J, Johnson R. Design and analysis of tiltrotor nacelle actuation systems[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(3): 987-999.
- [14] Chen L, Wang Y, Zhang H. Control strategies for nacelle tilt actuation in tiltrotor UAVs[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(4): 1356-1368.
- [15] Lee K, Park J, Kim D. Mechanical design and dynamic modeling of a tiltrotor aircraft nacelle tilt mechanism[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 832-843.
- [16] Liu H X, Wang N N, Zhang Z S, et al. Agile and precise attitude control of tiltrotor aircraft in transition flight[J]. IEEE Transactions on Intelligent Vehicles, 2024, 9(1): 787-798.
- [17] Bauersfeld L, Spannagl L, Ducard G J J, et al. MPC flight control for a tilt-rotor VTOL aircraft[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(4): 2395-2409.
- [18] 吉国明, 郑配云, 邓茅菁, 等. 倾转旋翼机转动机构运动学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2015, 6(4): 452-459.
Ji Guoming, Zheng Peiyun, Deng Maojing, et al. Kinematic simulation and analysis of tilt-rotor rotating mechanism[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(4): 452-459. (in Chinese)
- [19] 余新, 陈仁良. 基于非线性模型预测控制的倾转旋翼机过渡控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1391-1402.
Yu Xin, Chen Renliang. Tilt rotor aircraft conversion control based on nonlinear model predictive control[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1391-1402. (in Chinese)
- [20] 白亮亮, 张亚斌, 曹圣兵. 倾转旋翼机短舱倾转驱动同步性技术研究[J]. 液压气动与密封, 2022, 42(7): 33-38, 45.
Bai Liangliang, Zhang Yabin, Cao Shengbing. Research on synchronization technology of tilting rotation driving of tilting rotor[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2022, 42(7): 33-38, 45. (in Chinese)
- [21] 王惟栋, 庞华华, 王斌团. 倾转旋翼机短舱倾转机构动力学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2016, 7(2): 235-240.
Wang Weidong, Pang Huahua, Wang Bintuan. Dynamics simulation analysis of tiltrotor aircraft nacelle tilt mechanism[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(2): 235-240. (in Chinese)
- [22] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 54-64.
Yan Xufei, Chen Renliang. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 54-64. (in Chinese)

(编辑:马文静)