

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-13

涡桨飞机变距调速器发展技术路线

陈婷婷¹, 郭勇^{1,2}, 潘钟键³

(1. 中南大学 机电工程学院, 长沙 410083)

(2. 山河智能装备股份有限公司, 长沙 410100)

(3. 长沙学院 机电工程学院, 长沙 410022)

摘要: 变距调速器控制螺旋桨转速稳定, 使螺旋桨在更大范围的飞行包线内保持节能高效; 国外在多个先进涡桨飞机上已研制出电液伺服式变距调速器, 而我国自主研发的变距调速器产品少, 主要依赖机械液压式调速器。本文深入分析了变距调速器的工作原理, 综述了变距调速器技术的发展历程和国内外研究现状, 重点探究了当前电液伺服式调速器存在的轻量化可靠性策略不足、内部电液伺服阀油液敏感、推进系统电控单元集成困难等关键技术问题及相应解决思路。在此基础上, 展望了涡桨飞机变距调速器技术电动化、数字化、智能化发展趋势, 以期为我国变距调速器技术研究提供参考。

关键词: 涡桨飞机; 恒速螺旋桨; 变桨距; 调速器; 机电液控制

中图分类号: V228

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

The technical roadmap of the development of variable pitch propeller governors for turboprop

CHEN Tingting¹, GUO Yong^{1,2}, PAN Zhongjian³

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

(2. Sunward Intelligent Equipment Co., Changsha 410100, China)

(3. College of Mechanical and Electrical Engineering, Changsha University, Changsha 410022, China)

Abstract: The variable pitch governor controls the propeller to maintain a constant speed, so that the propeller can be energy-saving and efficient in a wider range of flight envelope, many foreign countries are developed variable pitch governor with electro-hydraulic servo through a number of advanced turboprop aircraft, while China has only few self-developed variable pitch governor products, many of which are mechanical-hydraulic type. The mechanism and background of the governor and reviews its current research status at home and abroad are analyzed. The key technical problems such as insufficient lightweight reliability strategy, internal electro-hydraulic servo valve oil sensitivity, and difficulty in the integration of the propulsion system electronic control unit are analyzed for the electro-hydraulic servo type governor. Based on that, the trends of electrification, digitalization, and intelligentization in the technology of variable-pitch governor for turboprop aircraft are reviewed. The corresponding solution ideas are provided in order to provide reference for the further research of the advanced governor in China.

Key words: turboprop; constant-speed propeller; variable pitch control; governor; electro-hydraulic control

收稿日期: 2024-03-22; 修回日期: 2024-05-16

基金项目: 湖南创新型省份建设专项(2022GK1070); 湖南省自然科学基金联合基金(2023JJ50024)

通信作者: 郭勇(1967-), 男, 博士, 副教授, 高级工程师。E-mail: guoy@sunward.com.cn

引用格式: 陈婷婷, 郭勇, 潘钟键. 涡桨飞机变距调速器发展技术路线[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-13.

CHEN Tingting, GUO Yong, PAN Zhongjian. The technical roadmap of the development of variable pitch propeller governors for turboprop[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-13. (in Chinese)

0 引言

涡桨飞机以燃气涡轮发动机和螺旋桨为推进系统,因具有对跑道要求低、耗油率低、低空低速状态推进效率高等优点,广泛应用于全球国防军事和民用支线客机领域。随着全球航空运输需求的不断增长,如何提高涡桨飞机的性能,降低运营成本,已成为航空工业发展的重要课题。

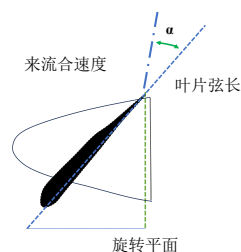
涡桨飞机普遍配备自动变距调速器控制的恒速螺旋桨。变距调速器调节桨叶角,使螺旋桨负载与发动机扭矩相适应,直接关系到涡桨飞机节能高效和操作性能,在推进系统中,扮演着至关重要的角色。因此,变距调速器的性能优化成为提升涡桨飞机整体性能的关键环节。

国外从 20 世纪二三十年代开始研制调速器产品,经历数次技术迭代,其结构形式和控制性能不断得到优化突破。而我国在该领域的研究起步较晚,主要集中在对现有产品的分析,创新探索相对较少。

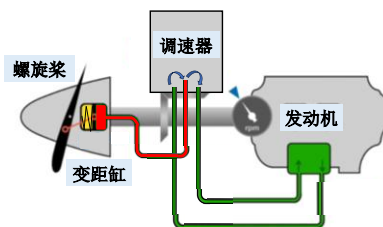
本文深入探讨变距调速器在涡桨飞机推进系统中的基本原理和功能,综述涡桨飞机变距调速器的技术发展历程,重点分析当前技术面临的挑战,并展望未来的发展趋势、可能的技术突破和创新点。此外,本文还讨论飞机变桨距领域最新的研究成果和技术进展,包括智能控制算法应用等,这些因素可推动涡桨飞机变距调速器技术的发展。

1 变距调速器的功能特点

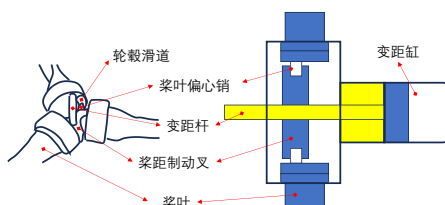
螺旋桨—调速器工作原理简图如图 1 所示,变距本质上是改变来流合速度与叶片弦长的夹角——桨叶迎角 α 。变距调速器在涡桨飞机推进系统中工作原理如图 1(b)所示。调速器吸收发动机滑油,油液经内部控制阀等组件调节,流入变距作动缸或流出至油箱。变距缸活塞与轮毂处通过机械联接,类曲柄滑块式如图 1(c)所示,将移动变转动,使螺旋桨绕桨叶制造轴转动一定角度,实现变距。



(a) 桨叶迎角 α



(b) 发动机—调速器—螺旋桨^[1]



(c) 变距缸与桨叶的联接

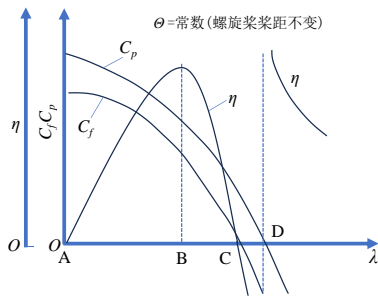
图 1 螺旋桨—调速器工作原理简图

Fig. 1 Propeller-governor working principle sketch

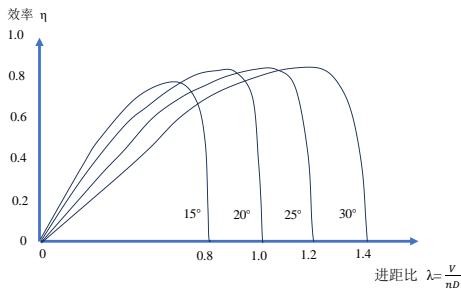
1.1 变距调速器的高效性

对定桨距螺旋桨,仅在特定空速和发动机转速组合下,才能高效运行。桨距螺旋桨特性曲线^[1]如图 2(a)所示,随着螺旋桨进距比 λ 增大(λ 与螺旋桨进速 V_a 、转速 n 有关),飞行速度增大,拉力系数和功率系数逐渐减小,而效率逐渐增大到峰值后又减小。这一峰值点即为该桨距情况下最佳工作状态,在这一区间发动机获得最佳飞行性能^[2]。对变桨距螺旋桨,变桨距螺旋桨特性曲线如图 2(b)所示,每一个特定空速对应一个最佳桨叶迎角。

在飞行各阶段,空速、空气阻力等参数保持时变状态。螺旋桨叶素力学模型如图 3 所示,在定桨距(桨叶安装角 β 不变)情况下,随着空速改变,桨叶迎角 α 及其受力情况变化显著,无法保证飞机处于最佳性能区间。因此变桨距显得尤为重要。

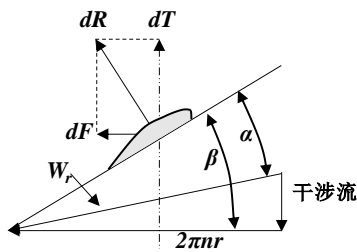


(a) 定桨距

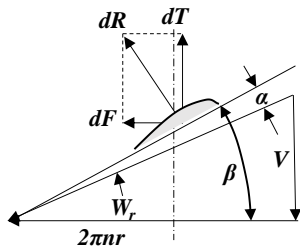


(b) 变桨距

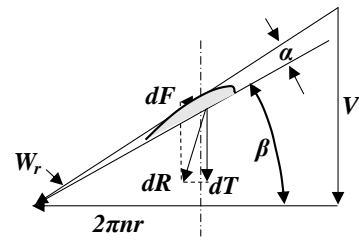
图2 螺旋桨特性曲线^[1]
Fig. 2 Propeller characteristic curve



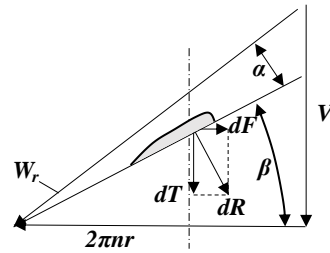
(a) 空速 V 小, 桨叶迎角 α 大



(b) 空速 V 大, 桨叶迎角 α 小



(c) V 持续增大, α 和叶素切向力 dT 反向



(d) V 再增大, dT 和总气动力 dR 反向

图3 螺旋桨叶素力学模型^[1]

Fig. 3 Mechanical modeling of propeller blade elements

调速器控制螺旋桨自动变距,一方面使螺旋桨在不同状态下维持最佳桨叶迎角,实现高效;另一方面使螺旋桨负载扭矩与发动机输出扭矩相匹配,螺旋桨转速恒定在特定工况下最佳功率转速,能充分吸收利用发动机功率。基于此,现今涡桨飞机上普遍采用配备自动变距调速器的恒转速螺旋桨,简化了控制量和控制规律、且节能效果良好^[3]。

调速器使螺旋桨拥有更大范围的飞行包线,节约燃油 15%~35%。在波音 B247 上,变距调速器使起飞滑跑距离缩短 20%,爬升率增加 22%,巡航速度增大 5%,最大升限增大 1 220 m^[4]。在鲁斯特姆军用无人机上,变距调速器使起飞滑跑距离缩短 35%,爬升率增加 28%,续航时间延长至 12 h,巡航燃油消耗率减少 20%^[5]。

1.2 变距调速器的适应性

“恒速”并不意味着螺旋桨始终以相同的速度运行。相反,这意味着飞行员能够为每个飞行阶段选择合适的发动机转速。通过变距调速器自动调整叶片的角度,恒速螺旋桨可以更好地控制转速水平,并在飞行的所有阶段提供适当的功率。

从另一个角度分析图 3 的 4 个螺旋桨叶素力学模型,桨叶迎角 α 改变导致螺旋桨拉力 T、气动

力 R 等变化,使飞机处于不同状态,可满足各飞行工况对拉力和功率的需求。各飞行工况下的桨距需求如图 4 所示,在滑行、起飞和爬升时,飞机速度较低、空气密度大,为了尽快提高速度,调速器变小距,使螺旋桨阻力减小,产生最大拉力。在巡航飞行时,调速器根据发动机转速和空速设置到最佳桨距角,使涡桨飞机工作在效率最高点。在高海拔地区,调速器变大距,可增加发动机的扭矩,有助于减慢发动机速度并提高燃油效率。在下降时,飞机速度较高,为了尽快减速,调速器变小距。在着陆时,调速器将桨叶安装角拉到负值,形成“反桨”,螺旋桨产生负拉力,有利于飞机制动和减小滑跑距离。

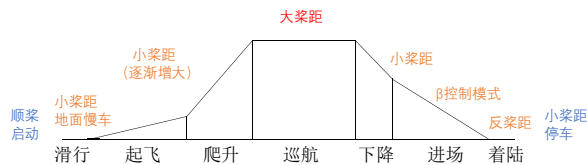


图 4 各飞行工况下的桨距需求

Fig. 4 The pitch requirement of the flight envelop

1.3 变距调速器的安全性

特殊情况,如空中停车或发动机故障,螺旋桨在迎面气流作用下风车转动,造成飞行阻力和不平衡力矩增加,且会反向供给发动机扭矩导致超速,进而损坏发动机。此时若调速器控制螺旋桨“顺桨”,可减小飞机飞行阻力,防止因螺旋桨风转而导致飞机失控,并保有足够动力飞行到合适位置迫降。2023年1月15日尼泊尔空难事故,据专家初步解析,直接原因就是螺旋桨意外进入顺桨状态,造成飞机失去推力^[6]。

此外,变距调速器内部 β 阀与外部 β 杆、 β 环等共同组成最小桨距止动装置,在正常飞行时起到超速保护作用,防止螺旋桨过度变小距而超速失控。在地面降落进场时,最小桨距止动装置通过流量调节杆缓慢移动来改变桨距角,避免出现因桨距角急剧减小导致反桨阻力过大的情况。

2 变距调速器的研究现状

调速器来源于人们对螺旋桨变距的性能需求。随着高性能螺旋桨和发动机控制系统发展,变距调速器逐步实现从结构形式到控制形式全面电控化。

2.1 国外涡桨飞机变距调速器研究现状

1) 变桨距萌芽与初代变距螺旋桨(1920年前)

早期螺旋桨为木质、定桨距,只能有一种理想飞行状态。这导致桨距设定成初始加速起飞最佳,则巡航速度极为受限;设定成飞行最大速度,则需要极长的跑道来使飞机获得足够升力。且飞行状态改变不仅会破坏飞行性能,还会严重影响发动机功率输出。1872年,英国航空先驱维纳姆在航空学会年终报告中最早提出变距螺旋桨思想。不过由于木制螺旋桨结构和发动机功率的限制,变距螺旋桨仅停留在理论上^[7]。

随着发动机马力逐渐增大和金属螺旋桨进入实用阶段,变距螺旋桨在提高发动机效率方面优势开始崭露头角。地面可调、双桨距可调螺旋桨陆续出现。1922年,第一架可调桨距螺旋桨飞机完成飞行测试。此飞机采用美国螺旋桨公司制造的VP螺旋桨,可变正桨距和反桨距。二战期间著名的道格拉斯DC-3,也是典型的双桨距可调螺旋桨飞机,可在起飞和巡航时调整成各自最佳桨叶安装角——在起飞和爬升时,低空速和高功率设置,螺旋桨使用小桨距以提供良好的爬升性能;在巡航期间,高空速和中等功率设置,螺旋桨使用大桨距以提供良好的巡航性能^[8]。

2) 第二代机械液压式调速器(1930—1970年)

但有限桨距可调螺旋桨无法应对更多突发情况,由此自动变距螺旋桨登上历史舞台。1933年,美国波音公司在247D运输机上使用了Hamilton Standard公司的自动变距螺旋桨系统。随着飞行速度变化,自动变距系统使螺旋桨自动调整叶片角度,在整个飞行包线范围内都具有适中迎角,使发动机负载恒定^[9]。247D运输机因此可飞越6000英尺的落基山脉,成为划时代的第一架“现代客机”。

19世纪20年代以前,捷克AVIA propeller公司推出自动变距螺旋桨V503,变距控制部分由齿轮泵、滑阀、轮毂、风车、伺服机构等组成,利用作用在螺旋桨上的离心变距力来自动实现不同飞行条件下所需的叶片角度变化^[10]。德国V. D. M螺旋桨采用电动机或液压变速动力装置驱动齿轮系统,执行变距操作。德国JUNKERS螺旋桨采用齿轮泵、液压马达和机械齿轮系统变距,有另外的电动机和齿轮泵控制调速器单元进行顺桨^[11]。这些

可统归为机械液压式变距调速器。

19世纪50年代中期前,许多螺旋桨公司投入研制调速器,促进了机械液压式调速器结构和功能完善。德国 MT propeller、美国 McCauley、Hartzell、Woodward 等螺旋桨生产商都研发出了工作原理类似的机械液压式调速器。McCauley 公司螺旋桨调速器结构原理图如图 5 所示。其工作原理是由飞重感知发动机转速而高速旋转,根据不同速度产生不同大小的离心力矩,与可调节的加速弹簧抗衡,使先导阀阀芯上下移动。失速状态下(Under Speed),分油活门开启变小距通道,液压力推动减小桨叶角,使发动机负荷降低、速度提高,直到预期的发动机转速(由调节杆和弹簧调定),此时飞重的离心力矩和加速弹簧力重新达到平衡,停止变化。超速状态下(Over Speed),分油活门开启变大距通道,液压力推动增大桨叶角,使发动机负荷提高、速度降低。变距缸内液压活塞的线性运动通过变距杆和变距拨叉传到每个桨叶,使桨叶同步转动。

涡轮发动机与螺旋桨控制系统分别独立控制燃油量和桨距。对飞行员而言,控制整个推进系统需要综合操纵发动机燃油流量控制杆、螺旋桨选速杆以及油门杆,来分别调节发动机燃油流量、螺旋桨转速以及发动机功率,误操作风险较大。但 20 世纪五六十年代,喷气式飞机和随后的涡扇飞机的出现导致涡桨飞机发展暂时陷入停滞。

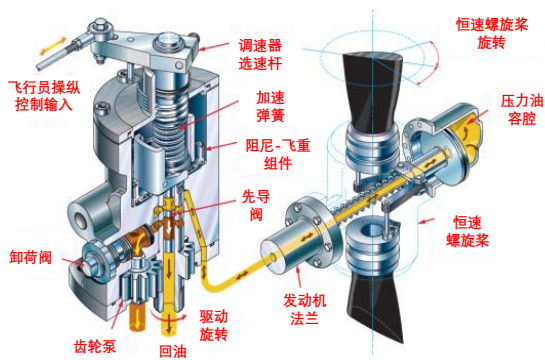


图 5 McCauley 调速器原理图
Fig. 5 The schematic of McCauley governor

3) 第三代电液控制式调速器(1980—2000年)

直到 20 世纪七八十年代,美国石油危机催化出多项先进螺旋桨项目,调速器得到进一步重视,开始与传感器、电子控制器等先进技术结合。

结构形式上,机械液压式调速器趋于成熟稳

定,并加入冗余备份等手段提高安全系数。在此基础上根据变距时受力不同设计,逐渐发展出无配重式(油压控制变大距,桨叶惯性力矩与气动力矩等控制变小距)、配重式(油压控制变小距,配重等控制变大距)或单作用(单油压控制变距)、双作用(利用压力差控制变距)等多种类型的调速器与变距作动缸。

控制形式上,涡桨发动机数字电子化带动调速器电控化,出现有通过电子螺旋桨控制系统控制的伺服驱动器来实现变距。1981年,德国 MT propeller 公司研制出第一个电子恒速螺旋桨运用于轻型飞机,可实现完全顺桨功能^[12]。1989年,美国 UTC 公司开发出以电子控制为主、机械控制为备用冗余及其切换装置为一体的桨距控制系统,成功应用于萨伯 340 系列涡桨飞机。该系统包括桨距控制单元(Pitch Control Unit,简称 PCU)、电子控制系统、机械控制系统以及在二者之间切换的开关系统。PCU 接收来自电子控制系统或机械控制系统的信号,调整叶片桨距^[13]。加拿大 P&W 集团研发的 PW120、美国 Honeywell 公司的 TPE331 等,螺旋桨和发动机的控制系统均采用具有机械液压冗余备份的电子控制系统^[14]。

对整个推进系统而言,电子控制形式也使飞行员操纵得到简化,仅使用功率杆和选速杆就可完成推进系统燃油量和桨距角的调节。

4) 第四代电液伺服式调速器(21世纪后)

进入 21 世纪,涡桨发动机实现了多变量控制技术的全权限数字电子控制系统(Full Authority Digital Engine Control,简称 FADEC)。利用数字电子控制器接收信号、计算处理数据、发信调节控制下级的机械液压元件,控制精度大大提升。欧洲国际涡桨发动机公司研制出的 PT400-D6 涡桨发动机,首次将螺旋桨的控制系统加入到 FADEC 系统中,实现了发动机和螺旋桨控制系统的综合,并应用于 A400M 运输机^[15]。螺旋桨、发动机控制系统一体化原理图如图 6 所示,螺旋桨控制成为复杂多变量综合控制中的一环,飞行员只需操纵一杆就能完成推进系统控制^[16]。这使得螺旋桨控制单元除自动变距和自动顺桨外,还能实现超速保护和喘振监测。

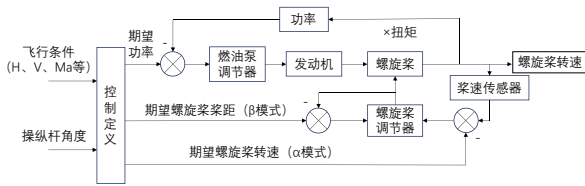
图6 螺旋桨、发动机控制系统一体化原理图^[13]

Fig. 6 Schematic of integrated propeller and engine control system

近十年来,在结构形式上,变距调速器也有了重大革新,Woodward^[17]、Honeywell^[18]、P&W^[19]、MT^[20]等公司开始用电液伺服阀和传感器等取代先导阀和飞重。美国通用电气公司在先进涡桨发动机项目 Catalyst,就专门研发了电液伺服阀式的可变桨距螺旋桨控制系统,如图7所示,该控制系统采用三个带通信控制器的电液伺服阀作为主控单元,实现主桨距控制、保护控制、地面反桨控制功能。采用FADEPC系统作为核心控制器,搭配分布在各处的转矩、叶片角、速度等传感器,实现信号接收、发送、处理,可自动变桨距的同时,也使飞行员使用动力杆就能完成推进系统控制^[21]。

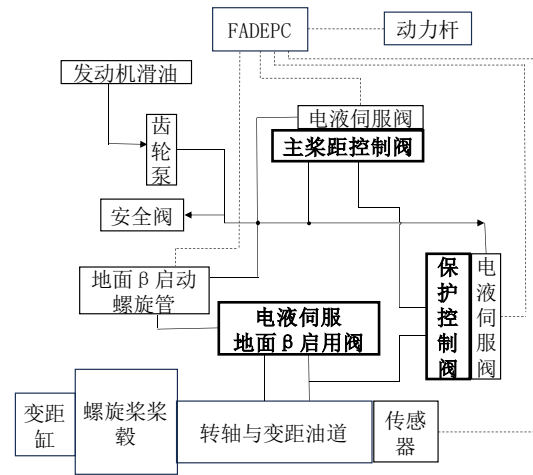
图7 GE公司可变距螺旋桨控制系统原理图^[21]

Fig. 7 Schematic of GE's variable pitch propeller control system

变距调速器历经几代演化,逐渐在控制灵活和节能高效二者间平衡为恒速控制律,飞行员操纵不断简化,在结构形式和控制形式上逐步引入电控单元以提升控制性能,功能日益完善,特点对比分析如表1所示。

表1 几代调速器的特点对比

Table 1 Comparison of the characteristics of several generations of governors

	初代	第二代	第三代	第四代
模块	双桨距可调螺旋桨的变距装置	早期机械液压式调速器	发展成熟的机械液压式调速器	电液控制式调速器
控制律		自动变距	恒速控制	恒速控制
飞行员操纵	①正桨距+反桨距或②大桨距+小桨距控制	无或仅能进行简单控制	三杆操作整个推进系统	双杆操作整个推进系统
结构形式	简单机械联接机构	①齿轮泵风车+变距伺服机构或②齿轮泵/电机+变距齿轮系统	齿轮泵+飞重+先导阀	齿轮泵+电液伺服阀
控制单元	无	无	无	独立电子控制单元
增加功能	双桨距可调	自动变距	恒速控制、顺桨、最小桨距控制	多种类型、冗余备份
				集成电子控制单元
				状态监测

2.2 国内涡桨飞机变距调速器研究现状

我国对涡桨飞机变距调速器的研究起步较晚。少数几家企业如惠阳航空螺旋桨有限责任公司、安徽羲禾航空科技有限公司等,通过测绘仿制国外机械液压式调速器产品,形成部分自主产品和研究成果。林建平等^[22]通过对变距调速器滑油流道的建模仿真,评估流量特性与滑油供给能力,以提升桨距控制精度;汤斯佳等^[23]深入分析了变

距调速器结构组成和动态特性,对整个系统进行数学建模和 Simulink 仿真。但我国大部分涡桨飞机仍依赖国外的调速器,维修费用高、周期长。对此,龙小辉^[24]系统性研究了调速器维修理论,并开发了修理信息管理系统。近年来,中国民航学院等机构分别对 SR20^[25-26]、DA42NG^[27]、新舟系列^[28]等机型的变距调速器开展关于工作原理及典型故障机理分析研究,在一定程度上可为机务维护人

员的系统维护提供指导。

国内有研究者针对电液伺服式涡桨飞机变距调速器开展研究。杨明潇等^[29]提出了一套采用电液伺服阀、电磁阀控制分油活门架构的桨速调节器设计方案,并使用仿真软件 AMESim 搭建桨速调节器仿真模型,验证了该方案可满足所配装航空发动机正常飞行、反桨、顺桨等使用功能需求。但这一研究尚未有实际成果转化。

此外,国内也有部分研究者针对其他飞行器或飞行装置的变桨距机构开展研究。西北工业大学席亮亮等^[30]针对高空飞艇轻量化需求,摒弃传统电/液控制变桨距方式,提出离心锤变桨距机构,并通过仿真建模和数学建模验证了所设计机构有效;南昌航空大学宁慧子等^[31]针对倾转涵道螺旋桨无人机,设计了由电机驱动、变距拉杆传力的曲柄摇臂式变距机构及其配套桨毂;中国空气动力研究所聂博文等^[32]针对复合式高速直升机,建立了飞行动力学模型和仿真,分析得出螺旋桨桨距的变化范围、最大变距速率和最小变距速率,并由此需求设计了螺旋桨变距系统的变距机构和驱动控制机构;重庆大学陈孙培^[33]针对共轴对转螺旋桨装置,通过建立运动学模型和运动精度的可靠度计算模型,分析了变桨机构在不同误差因素下的性能变化,提出了 BP 神经网络误差补偿方法,并通过低速风洞实验验证了其有效性;河南工业大学韩莉莉等^[34]针对低速临近空间区域飞行器,设计了电机驱动的滑块摇臂式变距机构,及其伺服控制器;中国民航学院张勋等^[35]针对中小型无人机,基于控制理论,建立了以桨距角和 PWM 信号为输入、电机转速和推力扭矩为输出的变距电推进系统非线性动力学模型,搭建了测控系统并利用 Matlab 完成了所建模型的参数辨识。但这些研究成果都是基于由电机驱动的轻型小功率飞行器螺旋桨变距系统。

总体而言,国内针对大功率的涡桨飞机变距调速器研究仍存在较大空白。

2.3 可变桨距的前沿研究

随着无人机(Unmanned Aerial Vehicle,简称 UAV)研究在全世界范围内的火热,这一领域积累有许多前沿技术。节能高效、提升续航为其研究目的之一,研究者开始意识到变桨距节能效果显

著,关于螺旋桨变距的研究逐渐增多。正如前文提及,200 kW 以下的轻型和小型无人机无法承受液压式变距器,因此普遍采用电机驱动、滚珠丝杆作动的电动化式变距调速器^[36]。对此,国内外研究者展开对变桨距节能控制律的深入研究。

国外,麻省理工学院 Cohen R 等^[37]针对电动飞机推进系统,提出了一种在线优化算法,可在给定的推力值下,最小化系统的功率来计算可变螺距螺旋桨的最佳俯仰角,并在直流电机驱动变螺距螺旋桨上对该算法进行了测试验证;捷克奥斯特拉发大学 Gebauer J 等^[38]针对多旋翼无人机的可变桨距螺旋桨单元,提出自适应桨距控制算法(Adaptive Pitch Control Algorithm,简称 APCA),该算法可保持桨距角和电机转速之间的最佳关系,以获得最大效率比,并通过试验验证在标准悬停飞行和机动飞行期间,该算法具有更好的能效。

国内,中国商飞魏宝泽等^[39]在电推进系统上提出最优功率控制规律,将螺旋桨转速和桨距均作为变量以实现功耗最小化,对比恒转速控制规律,该控制规律可显著提升电推进系统爬升及巡航时的效率。南京航空航天大学针对螺旋桨变距控制律开展有较多研究;夏天乾^[40]、张孟伟^[41]针对微型涡桨发动机控制系统展开研究,桨距角作为该控制系统中除燃油量外的一环控制量被设计有不同的控制律,配合闭环控制算法和滑模控制算法以实现高精度的螺旋桨恒定转速及单杆操控;段登燕等^[42]针对电动螺旋桨无人机,利用优化 BP 神经网络训练获得变距模型,并基于自适应扩展卡尔曼滤波实时优化桨距,采用模糊 PID 控制系统转速满足需求,通过这两种方法控制桨距和转速,实现了目标拉力需求下的最小功率控制;张超群等^[43]针对复合式直升机,提出了基于二次序列规划法的桨距和转速复合操纵策略,并使用优化算法与耦合求解法解决操纵策略变化带来的配平问题,实现了效率优化。

3 变距调速器的技术路线

3.1 前沿研究带来的启发

对于变距装置而言,电机驱动式变距器已广泛应用于小功率飞行器。但现阶段电机驱动较液压驱动功重比小,涡桨飞机克服桨叶离心力和桨叶气动力变距就需要大惯量电机驱动,这会导致

变距装置的动态响应特性差,频繁变距产生的过量热负荷会反过来损坏电机。这些局限使得涡桨飞机变距调速器尚未能实现电动化。

虽研究主体有别于大功率的涡桨飞机,但 UAV 变距装置电动化结构、变距控制规律等研究成果,突破了原有恒转速控制律,开发并运用的复杂算法推动飞行器实现进一步的便利操纵和高效

节能,可为涡桨飞机变距调速器进一步节能控制和电动化研究提供参考。

3.2 电液伺服式变距调速器的技术难题

总结发展历程可得,几种类型的变距调速器技术分析,如表 2 所示。

表 2 不同类型变距调速器的技术路线分析
Table 2 Analysis of technical routes for different types of variable pitch governors

类型	适用场景	优点	缺点	发展思路
机械液压式	早期涡桨飞机或自动化程度较低的飞行器	①结构简单;②机械式结构坚固可靠,安全性好	控制性能一般(响应慢、精度差、稳定性差)	控制形式电控化,提升控制性能、提高自动化水平
电液控制式	对控制性能要求高的先进涡桨飞机	①电信号响应快、闭环控制精度高;②电子主控一般配备机械备份,安全性好	两套控制系统,尺寸质量大	结构形式电控化,实现产品轻量化
电液伺服式		①全面电控化带来更优良的控制性能;②有利于数字化、智能化,可实现更多功能	①依赖大量电子元件,安全可靠性能有所降低;②伺服阀卡滞风险高	①轻量化可靠性策略;②数字液压阀方案替代伺服阀方案;③电动化
电动式	小功率飞行器如旋翼无人机或直升机等	①结构简单;②便于使用复杂控制律以提升节能效率;③无液压装置,尺寸重量小	①大功率电机转动惯量大、动态响应差等局限;②滚珠丝杠机构存在卡滞风险	①针对性研制大功率电机;②多重可靠性策略

对于涡桨飞机变距调速器而言,虽然调速器已发展到结构和控制全面电控化,但在全球范围内,涡桨飞机实际广泛运用的仍然是液压驱动的带飞重和先导阀的机械液压式和电液控制式调速器。原因在于当前电液伺服式变距调速器尚存在如下技术难题,如图 8 所示。

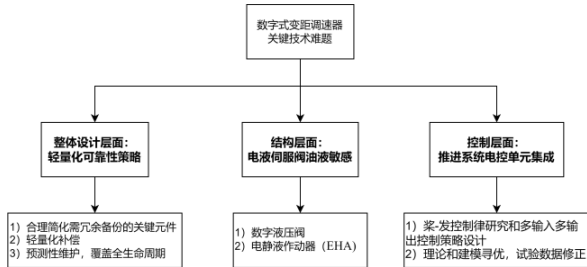


图 8 电液伺服式变距调速器技术路线框图
Fig. 8 Electro-hydraulic servo type variable pitch governor technology route

1) 整体设计层面,轻量化可靠性策略

机载设备因故障造成危害性大、工作环境不确定因素多、人工干预能力有限,对可靠性要求较普通设备高出几个数量级。随自动化、智能化水

平提高,传感器、电磁阀、控制器等电子产品大量使用,系统复杂度提高、可靠度降低。对此,电液伺服式调速器大多采用冗余备份设计的可靠性策略,如多通道电子控制器、主从双控制阀元件、主从双传感器元件等。这种多重冗余备份控制策略如图 9 所示,可有效应对突发故障,但极大地增加系统体积重量和复杂性,增大机载空间负担,难以满足飞机轻量化设计要求。

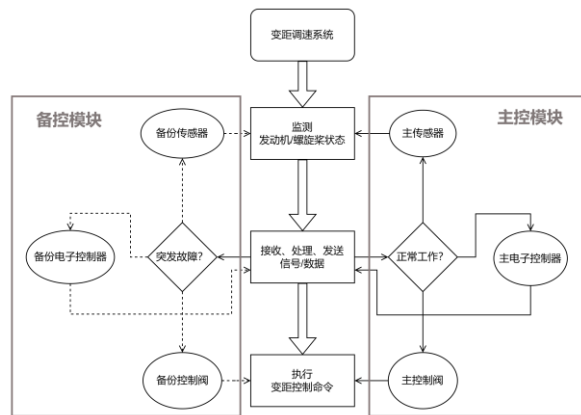


图 9 多重冗余备份控制示意图
Fig. 9 Multiple redundant backup controls

变距调速器需要有可兼顾轻量化的可靠性策略。一方面可开发应用基于数据驱动的可靠性策略,另一方面从设计、材料、制造工艺等方面入手,作产品轻量化研究。

数据驱动的可靠性策略方面,可充分利用传感器作状态监测,在调速器上引入飞机健康管理系统中故障诊断、寿命预测和维修决策等预测性维护方法,借助先进算法,形成多维度、可覆盖全生命周期的可靠性策略,进而实现调速器数字化、推动智能化。

设计轻量化方面,可依照结构融合、功能复合和紧凑设计原则,合理简化冗余备份的关键元件。具体而言,可对调速器内部油道进行优化设计,使整体结构更加紧凑,并改善管路中的流体状态;采用排布优化理论和多界面融合技术,进行尺寸优化、形状优化、形貌优化和拓扑优化^[44]。另外,可以适当提高调速器整体的液压力以减小流量,从而在输出功率不变的情况下减小体积和质量。

材料轻量化方面,通常要求在满足功能和技术指标前提下,使用轻质高强度材料替代传统钢制材料,实现轻量化目标。这些轻质高强度材料具有优良的抗拉强度、刚度和耐腐蚀性能,如铝合金、钛合金以及复合材料,在航空工业应用成熟。若能将强度-密度比极高的纤维增强聚合物复合材料^[45],扩展应用于变距调速器这一机载集成电液元件,加以改进缠绕技术,可显著提升其轻量化水平。

制造工艺轻量化方面,增材制造技术在航空

航天等高新技术领域的研究丰富,并有一定的应用成果。其中,以激光为热源的激光增材制造技术如选区激光熔化(Selective Laser Melting,简称 SLM),精度高、加工自由度大,可完成任意走向和曲率的流道加工^[46],能够用于制造变距调速器等精密零部件。

2) 结构单元层面,电液伺服阀油液敏感

电液伺服阀控技术路线,固然会提升变距调速器控制性能,但伺服阀具有质量大、易燃、结构复杂等缺陷,并且对工作介质品质要求严苛。油液污染会造成伺服阀严重故障,如节流锐边磨损引起零偏增加,导致内泄超差;滤芯、节流孔或者喷嘴堵塞,导致流量不足,甚至失控;污染物淤积,导致响应时间变长,调节不稳定。而调速器工作介质,即发动机润滑油中易混入水分和碎片,较难保持清洁度。尽管安装有滤网,调速器仍存在内部腐蚀、划痕、磨损或堵塞等油液污染造成的损坏可能,甚至引发发动机故障。美国在上世纪便有多起涡桨飞机,因油液有细小金属颗粒污染,调速器先导阀卡滞故障造成超速引发事故^[47]。因此,电液伺服阀在调速器中有较大堵塞风险。

为模拟电液伺服阀在调速器中堵塞后的直接影响,搭建电液伺服阀控缸 AMESim 仿真模型如图 10 所示。通过调节阻尼孔直径(0.2-0.1-0.06 mm),模拟阻尼孔堵塞(0%-50%-70%),类比探究伺服阀堵塞对变距作动缸的影响效果。表 3 为仿真模型主要参数。

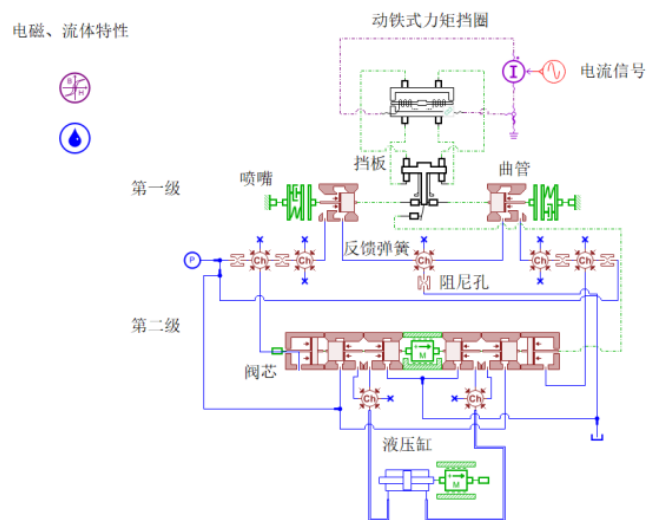


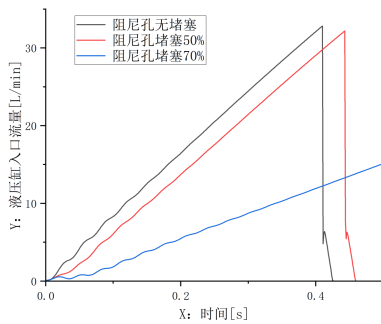
图 10 电液伺服阀 AMESim 仿真模型

Fig. 10 AMESim simulation model of electrohydraulic servo valve

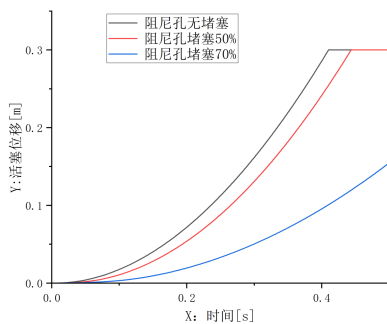
表3 电液伺服阀仿真模型主要参数
Table 3 Main parameters of the electro-hydraulic servo valve simulation model

参数	数值
供油压力 P_s /bar	210
额定电流 I /mA	40
衔铁转动惯量 M_f /($\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}$)	5.8×10^{-7}
左、右挡块接触刚度 k_f /($\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$)	1×10^8
左、右挡块接触阻尼 ζ_f /($\text{N}\cdot(\text{m}\cdot\text{s})^{-1}$)	100
左、右喷嘴挡板阀喷嘴内径 d /mm	0.4
阀芯质量 m_0 /kg	0.01
液压缸活塞杆直径 D /mm	25
液压缸活塞质量 m_1 /kg	20

设置仿真时间 0.5 s, 活塞位移 0.3 m, 仿真结果如图 11 所示。



(a) 阻尼孔堵塞对液压缸入口流量影响曲线



(b) 阻尼孔堵塞对液压缸活塞位移影响曲线

图 11 伺服阀不同堵塞程度对液压缸影响曲线

Fig. 11 Impact on hydraulic cylinders of servo valves with different degrees of clogging

从图 11 可以看出:随着阻尼孔堵塞程度从无堵塞增加到堵塞 50%, 液压缸入口流量和活塞位移均减小约 20%, 导致堵塞后液压缸移动到

长增加约 12.5%; 阻尼孔堵塞至 70%, 液压缸甚至难以在设定时间内移动到位。置换到变距调速系统, 电液伺服阀堵塞会使变距作动响应速度变慢、时间变长, 堵塞严重时甚至可能造成调速器无法响应。

下一代阀控技术, 数字液压阀有着不逊色于电液伺服阀的控制精度, 并且对油液污染不敏感, 已在部分机载产品上得到应用。分布式液压能源与终端作动器集成的电动静液执行器(Electrical Hydrostatic Actuator, 简称 EHA), 无需依靠外部集中供油源, 可减少更换液压油、管路检查与更换等维护工作。这些方案在变距调速器上都良好应用前景, 可推进调速器数字化进程。

3) 控制单元层面, 推进系统电控单元集成技术

电液伺服式变距调速器既是螺旋桨控制器、也是被控对象, 需要接收信号、执行命令, 信号来源于推进系统电控单元。作为推进系统中的一环, 电液伺服式变距调速器同样面临电控单元集成一体化难题。

涡轮发动机和螺旋桨工作特性不同, 发动机转速可达几万转, 而螺旋桨直径较大, 转速较低, 还要有变距、反桨等控制功能。两种控制系统在控制律方面差异大, 因此集成一体化难度大。其次, 发动机和螺旋桨之间的匹配性能对于涡桨整体性能影响极大, 若匹配工作点选取不当, 会出现螺旋桨功率不足或发动机超转等严重问题。在推进系统电控单元集成一体化基础上, 进一步使螺旋桨和涡轮发动机准确保持整个飞行过程中有最佳匹配关系, 提升推进系统整体效率, 发挥最佳效能, 需要进行多种控制量匹配优化。

控制系统集成, 需要桨-发控制律研究和多输入多输出控制策略设计。匹配优化, 则需要有充分理论和建模进行寻优, 及充足试车试验和真实飞行数据作准确性修正。由此, 进一步为变距调速器智能化奠定基础。

4 研究展望

基于对现有涡桨飞机变距调速器技术路线的分析和探讨, 总结得出以下未来发展趋势。

1) 电动化。涡桨飞机变距调速器电动化利于

实现多种复杂高效的功率控制律, 尽管全面电动化尚未能实现, 但不论是从整个航空领域全飞机趋势, 还是从 UAV 领域已实现变距机构电动化可提供借鉴经验而言, 变距调速器电动化势不可挡。

2) 数字化。对比电液伺服阀, 数字液压阀不仅可以克服油液敏感问题, 且由数字信号直接控制。如高速开关阀, 结构简单、可靠性高、响应速度快, 多方面优势使其在飞机起落架、刹车系统等已逐渐得到应用。基于数字液压阀的涡桨飞机变距调速器具有较大前景。

3) 智能化。变距调速器结合传感器技术的全面电控化, 与推进系统电控单元集成技术, 为其智能化创造了有利条件。可利用监测数据, 建立由损伤预测模型、寿命预测模型等组成的健康管理库, 进行损伤识别、视情维修决策, 最大程度地发挥智能化优势, 降低维护成本、提高安全可靠。

5 结束语

本文系统地综述了涡桨飞机变距调速器技术的发展历程, 从早期机械液压式, 到控制形式与结构形式逐步电控化的电液控制式、电液伺服式, 每一阶段的技术更新迭代都使调速器性能得到优化。进一步阐述了变距调速器的技术路线, 为当前发展的电液伺服式变距调速器关键技术问题探讨了解决思路, 并基于此, 展望了未来涡桨飞机变距调速器电动化、数字化、智能化的发展方向, 为我国开展涡桨飞机变距调速器技术研究和自主研发变距调速器产品提供一定参考。

参考文献

- [1] FLIGHT-CLUB. How does constant speed propeller work? [EB/OL]. (2019-12-23) [2024-05-09]. <https://www.youtube.com/watch?v=kCSKhDL0bXM&t=1s>.
- [2] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
LIU Peiqing. The theory and application of air propellers [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [3] KURT BARNHART R, MARSHALL D M, SHAPPEE E. Introduction to unmanned aircraft systems[M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press, 2021.
- [4] KINNEY J R, FRANK W. caldwell and variable-pitch propeller development, 1918-1938 [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(5): 967-976.
- [5] MAHADEVAPPA R, VIRUPAKSHA T, RAGHAVENDRA L N. A practical approach to enhance the flight endurance of a fixed-wing UAV[C]//Proceedings of the National Aerospace Propulsion Conference. Singapore: Springer, 2021: 297-309.
- [6] 中国央视网. 初步调查报告: 尼泊尔失事客机螺旋桨顺桨致发动机失去推力[EB/OL]. (2023-02-16) [2023-12-10]. <https://www.chinanews.com.cn/gj/2023/02-16/9954641.shtml>.
CCTV News China. Preliminary investigation report: nepal-ese crashed airliner propeller downwash causes engine to lose thrust [EB/OL]. (2023-2-16) [2023-12-10]. <https://www.chinanews.com.cn/gj/2023/02-16/9954641.shtml>. (in Chinese)
- [7] PISTOLESI E. Variable pitch propeller: NACA-TM-459 [R]. Washington, D. C: National Advisory Committee for Aeronautics, 1923.
- [8] MCANDREW I R, NAVARRO E, WITCHER K. Propeller design requirements for quadcopters utilizing variable pitch propellers[J]. International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, 2018, 6(1): 51-56.
- [9] LAVELLE M G The road to the modern airliners: the first Boeing-Douglas commercial aircraft market battle[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016: AIAA 2016-1644.
- [10] PROPELLER A. Operation and installation manual V503-document number E-1651[EB/OL]. (2023-02-16) [2023-12-10]. <http://www.aviapropeller.cz/pdf/manuals/E-1651.pdf>.
- [11] GROTT S. German variable-pitch propeller mechanisms: a report on the characteristic features of the VDM, Junkers and Argus types [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1947, 19(6): 184-188.
- [12] ANTHONY N M. Propeller phase control apparatus: US13679887A[P]. 1987-12-22.
- [13] DANIELSON D, CHARLES D, GEORGE P. Electronic propeller control system: US24437699A[P]. 1999-02-04.
- [14] 时瑞军, 周剑波, 黄波, 等. 涡桨发动机控制技术演变及趋势[J]. 航空动力, 2019(4): 39-42.
SHI Ruijun, ZHOU Jianbo, HUANG Bo, et al. The development of turboprop control technology and trend[J]. Aerospace Power, 2019(4): 39-42. (in Chinese)
- [15] 吴涛. 欧罗巴之鹰 欧洲 A400M 大型运输机全解析[J]. 现代兵器, 2008(10): 19-30.
WU Tao. Full analysis of Europa eagle European A400M

- large transport aircraft [J]. *Modern Weaponry*, 2008(10): 19-30. (in Chinese)
- [16] GAUDIO G, DAMBROSIO L. One lever control for variable pitch turboprop aircraft [C]// *E3S Web of Conferences* 197. Bari: EDP Sciences, 2020: 11012.
- [17] KLECKLER J W. Electrohydraulic propeller governor: US2013042864W [P]. 2013-05-28.
- [18] PAUL W F, HANNAH A, GARY A V. Aircraft turbo-prop engine propeller pitch control system including a controllable feather valve: US201916271276A [P]. 2019-02-08.
- [19] PEDRAMI R, JARVO J. System and method for aircraft propeller control: 15/599049 [P]. 2018-11-22.
- [20] ALBRECHT M, MUEHLBAUER G. Control apparatus for a hydraulic variable-pitch propeller and propeller unit comprising a control apparatus of this kind: 16/154090 [P]. 2019-10-08.
- [21] STEVEN C C, BYFIELD M A E. Propeller control system for an aircraft: 16/020121 [P]. 2019-01-31.
- [22] 林建平, 郭锦平, 曹德松, 等. 螺旋桨桨距控制装置流量特性仿真分析 [C]// 第十七届中国航空测控技术年会. 西安: 惠阳航空螺旋桨有限责任公司, 2020: 374-378.
- LIN Jianping, GUO Jinping, CAO Desong, et al. Simulation analysis of flow characteristics of propeller pitch control device [C]// *The 17th China Aviation Measurement and Control Technology Annual Conference*. Xian: Huiyang Aviation Propulsion Co., Ltd. 2020: 374-378. (in Chinese)
- [23] 汤斯佳, 陶邦明, 董群, 等. 双向液压式调速器系统数学建模与仿真 [J]. *液压与气动*, 2022, 46(4): 131-138.
- TANG Sijia, TAO Bangming, DONG Qun, et al. Mathematical modeling and simulation of bidirectional hydraulic governor system [J]. *Chinese Hydraulics & Pneumatics*, 2022, 46(4): 131-138. (in Chinese)
- [24] 龙小辉. PA44-180 飞机调速器维修技术研究及信息管理系统开发 [D]. 成都: 电子科技大学, 2010.
- LONG Xiaohui. Research on maintenance technology of PA44-180 aircraft governor and development of information management system [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2010. (in Chinese)
- [25] 王凯, 蒋平清. SR20 飞机螺旋桨系统工作原理及典型故障分析 [J]. *航空维修与工程*, 2021(4): 46-49.
- WANG Kai, JIANG Pingqing. Operating principle and typical failure analysis of a SR20 aircraft propeller system [J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 2021(4): 46-49. (in Chinese)
- [26] 孙一. SR20 飞机螺旋桨调速器原理与故障诊断 [J]. *民航学报*, 2023, 7(6): 112-114, 20.
- SUN Yi. Principles and fault diagnosis of SR20 aircraft propeller governor [J]. *Journal of Civil Aviation*, 2023, 7(6): 112-114, 20. (in Chinese)
- [27] 关世超. DA42NG 飞机螺旋桨变距工作原理介绍及故障分析 [J]. *科技资讯*, 2021, 19(13): 68-70.
- GUAN Shichao. Working principle introduction and fault analysis of governor of DA42NG aircraft propeller [J]. *Science & Technology Information*, 2021, 19(13): 68-70. (in Chinese)
- [28] 杨百平. 螺旋桨变距控制系统故障研究 [J]. *工程技术研究*, 2016(5): 12-13.
- YANG Baiping. Research on faults in propeller pitch control system [J]. *Engineering and Technological Research*, 2016(5): 12-13. (in Chinese)
- [29] 杨明潇, 张树柏, 吴超. 某型航空发动机桨速调节器设计研究 [J]. *计算机仿真*, 2023, 40(8): 110-113, 140.
- YANG Mingxiao, ZHANG Shubai, WU Chao. Study on design of aeroengine propeller speed regulator [J]. *Computer Simulation*, 2023, 40(8): 110-113, 140. (in Chinese)
- [30] 席亮亮, 王海峰, 宋笔锋. 离心锤变桨距机构设计与优化研究 [J]. *航空工程进展*, 2016, 7(2): 181-185.
- XI Liangliang, WANG Haifeng, SONG Bifeng. Research on the design and optimization of centrifugal hammer pitch-controlled system [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2016, 7(2): 181-185. (in Chinese)
- [31] 宁慧子, 俞志明, 曾楚京, 等. 倾转涵道螺旋桨桨毂及变距机构设计方法 [J/OL]. *机械科学与技术*, 2023: 1-8(2023-10-18) [2024-04-23]. <https://doi.org/10.13433/j.cnki.1003-8728.20230321>.
- NING Huizi, YU Zhiming, ZENG Chujing, et al. Design method for hub and variable pitch mechanism of tilting channel propeller [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2023: 1-8. (2023-10-18) [2024-04-23]. <https://doi.org/10.13433/j.cnki.1003-8728.20230321>. (in Chinese)
- [32] 聂博文, 杨仕鹏, 魏一博, 等. 复合式高速直升机螺旋桨变距性能评估与测试 [J]. *飞行力学*, 2023, 41(2): 34-40.
- NIE Bowen, YANG Shipeng, WEI Yibo, et al. Evaluation and testing of variable pitch performance of composite high-speed helicopter propellers [J]. *Flight Dynamics*, 2023, 41(2): 34-40. (in Chinese)
- [33] 陈孙培. 变桨机构运动精度及可靠性研究 [D]. 重庆: 重庆大学, 2022.
- CHEN Sunpei. Research on motion accuracy and reliability of pitch mechanism [D]. Chongqing: Chongqing University, 2022. (in Chinese)
- [34] 韩莉莉, 王统, 宁祎, 等. 机电一体化的螺旋桨变距系统研究 [J]. *制造业自动化*, 2015, 37(8): 134-136, 153.
- HAN Lili, WANG Tong, NING Yi, et al. Mechanical and electrical integration of variable pitch propeller system research [J]. *Manufacturing automation*, 2015, 37(8): 134-136, 153. (in Chinese)

- [35] 张勋, 唐庆如, 安斯奇, 等. 无人机变距电推进系统动力学模型的建立[J]. 自动化应用, 2024, 65(3): 39-42.
ZHANG Xun, TANG Qingru, AN Siqi, et al. Establishment of dynamic model of UAV variable pitch electric propulsion system[J]. Automation Application, 2024, 65(3): 39-42. (in Chinese)
- [36] HEINZEN S B. Development of a passively varying pitch propeller[D]. North Carolina: North Carolina State University, 2011.
- [37] COHEN R, MICULESCU D, REILLEY K, et al. Online performance optimization of a DC motor driving a variable pitch propeller [DB/OL]. (2013-10-01) [2024-03-22]. <https://arxiv.org/abs/1310.0133>.
- [38] GEBAUER J, WAGNEROVÁ R, SMUTNÝ P, et al. Controller design for variable pitch propeller propulsion drive [J]. IFAC-Papers OnLine, 2019, 52(27): 186-191.
- [39] 魏宝泽, 杨勇, 张新蕾, 等. 自动变桨距螺旋桨电推进系统能效优化方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 717-727.
WEI Baoze, YANG Yong, ZHANG Xintan, et al. Energy efficiency optimization method of automatic variable pitch propeller electric propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 717-727. (in Chinese)
- [40] 夏天乾. 可变桨距微型涡桨发动机控制系统设计与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
XIA Tianqian. Research on control system design and experiment of a micro turboprop engine with variable pitch [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [41] 张孟伟. 单杆操控的变桨距微型涡桨发动机控制系统设计与验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
ZHANG Mengwei. Design and verification of a variable-pitch micro turboprop engine control system with single joystick [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [42] 段登燕, 裴家涛, 祖瑞, 等. 电机-变距螺旋桨动力系统功率优化控制[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 74-85.
DUAN Dengyan, PEI Jiatao, ZU Rui, et al. Power optimization and control of motor variable-pitch propeller propulsion system [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 74-85. (in Chinese)
- [43] 张超群, 余天乐, 冷根, 等. 复合式直升机螺旋桨操纵策略及耦合配平方法研究[J]. 飞行力学, 2022, 40(1): 54-61.
ZHANG Chaoqun, YU Tianle, LENG Gen, et al. Research on the control strategy and coupled balancing method of composite helicopter propeller [J]. Flight Dynamics, 2022, 40(1): 54-61. (in Chinese)
- [44] 焦裕松. 民用飞机液压系统发展与展望[J]. 航空科学技术, 2019, 30(12): 1-6.
JIAO Yusong. The development and prospect of hydraulic power system in civil aircrafts [J]. Aeronautical Science and Technology, 2019, 30(12): 1-6. (in Chinese)
- [45] 尚耀星, 李瑶, 于天, 等. 轻量化复合材料液压缸现状及挑战[J]. 机械工程学报, 2021, 57(24): 13-38.
SHANG Yaoming, LI Yao, YU Tian, et al. Review and challenges of lightweight composite hydraulic cylinder [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(24): 13-38. (in Chinese)
- [46] 孔祥东, 朱琦歆, 姚静, 等. 高端移动装备液压元件与系统轻量化发展综述[J]. 燕山大学学报, 2020, 44(3): 203-217.
Kong Xiangdong, ZHU Qixin, YAO Jing, et al. Reviews of lightweight development of hydraulic components and systems for high-level mobile equipment [J]. Journal of Yanshan University, 2020, 44(3): 203-217. (in Chinese)
- [47] BOAD C A. Accident investigation report: Scandinavian airlines system DC-7C [R]. New York: Civil Aeronautics Board, 1958.

(编辑: 丛艳娟)