

【航空动力系统与控制】

舰载机机翼折叠系统关键技术研究进展

刘 春

(海装上海局 南京地区第四军事代表室, 江苏 南京 210000)

摘 要:机翼折叠技术是现代航母舰载机的关键技术,对于提高航母舰载机搭载数量与作战效能具有重要意义。系统综述了舰载机机翼折叠技术的典型机构方案、关键技术挑战及未来发展趋势。研究表明,现代的多种机翼折叠技术可广泛用于不同类型的航母舰载机,但同时面临结构完整性、材料腐蚀、驱动系统可靠性等多重挑战。随着智能材料、智能化控制系统及先进测试验证技术的发展,舰载机的机翼折叠技术正向着轻量化、高可靠性及多功能一体化的方向演进。

关键词:舰载机;机翼折叠;折叠机构;结构强度;驱动系统

中图分类号: V 224 **文献标识码:** A **DOI:**10.13486/j.issn.2097-4973.2026.04.002

0 引言

舰载机机翼折叠技术是适应航母有限空间而发展起来的关键技术,其发展水平直接关系到航母的作战效能和舰载机的生存能力。通过对机翼进行折叠设计,舰载机的占地面积显著减小,这可直接提升编队的火力投送密度和任务出动能力^[1],一艘满载排水量 4 万余吨的中型航母通过装备折叠翼舰载机,单舰搭载量约可提升 40%。自概念提出以来,舰载机机翼折叠技术经历了从简单机械折叠到智能可控折叠的演进过程,该技术发展程度成为衡量一个国家海军航空实力的重要标志之一^[2-4]。随着我国航母技术体系的跨越式发展与航母编队建设进程的全面提速,机翼折叠技术的工程需求正呈现出快速增长的态势,已成为当前舰载机研制与改装升级中的重点攻关方向之一。

机翼折叠技术的探索可追溯至 20 世纪 20 年代。早在 1920 年, F. M. Osborne 便提出了折叠翼单翼机方案,并于次年获得相关专利;1928 年, W. Leonard Bonney 设计的折叠翼飞机完成首飞尝试,虽然首飞坠毁,但验证了机翼折叠概念在航空器空间压缩中的工程可行性。随着舰载航空的发展,机翼折叠技术在第二次世界大战期间得到快速工程化应用,美国 Grumman 公司提出的“STO-Wing”折叠机构首次成功应用于 F4F“野猫”舰载战斗机,并显著提升了航母舰载机的搭载效率^[5]。此后,美国从第二次世界大战时期的 F4F“野猫”、F6F“地狱猫”发展到现代 F/A-18“大黄蜂”、F-35C 隐身舰载机以及 E-2“鹰眼”预警机,机翼折叠技术持续迭代,逐渐覆盖战斗机、预警机与电子战飞机等多类型舰载机^[6-7]。俄罗斯苏-33 舰载战斗机采用向上折叠与高强度金属结构设计,可满足重型舰载机的大载荷需求,结构简单且可靠性较高,适配滑跃式航母的起降需求^[8-9]。

我国有关折叠机翼的研发工作起步较晚,但进展迅速。面对航母甲板空间极为有限的约束,歼-15 作为我国首款自主研发的舰载战斗机,其主翼与尾翼均采用液压驱动折叠方案。该设计可将翼宽从 15 m

收稿日期:2026-05-11

作者简介:刘 春(1987—),男,江苏扬州人,助理工程师,主要从事航空机电设备制造研究。

E-mail:645204432@qq.com

压缩至约 7 m, 确保战机能够在狭窄的升降机及停机区域内完成调度^[10]。歼-35 在歼-15 基础上改进, 翼展从展开状态的约 14.5 m 大幅收缩至 7.8 m; 相比歼-15 在机翼根部折叠, 歼-35 采用靠近翼尖的折叠方式, 虽然折叠后宽度略宽, 但有利于在甲板上快速展开挂弹作业, 提升出动效率^[11]。空警-600 采用了独特的创新设计, 折叠中伴随着扭转, 该方案被称为“扇形平面向内折叠”, 其原理是机翼绕空间斜轴旋转, 在折叠过程中机翼平面保持水平的同时向后向内收拢, 宛如收折一把折扇。该方案打破了常规战斗机垂直折叠的范式, 其扇形的运动轨迹同时解决了高度与长度两个维度的空间限制^[12]。

随着材料科学和控制技术的进步, 机翼折叠技术呈现出多元化、智能化和高效化的发展趋势。例如, 记忆合金等新型材料帮助实现更轻量化的机翼折叠机构^[13], 智能控制系统使得机翼折叠系统可以根据飞行条件改变机翼形状^[14]。本文旨在梳理舰载机机翼折叠技术的研究现状, 重点分析四种典型机翼折叠机构的技术特点, 并探讨机翼折叠机构的未来发展趋势, 为相关领域的研究提供参考。

1 机翼折叠机构的典型技术方案

舰载机机翼折叠机构是实现航母舰载机高效调度与空间利用的核心技术, 其设计方案直接影响飞机的出动效率、结构重量与维护复杂性。针对舰载机在有限空间内进行高效调度与停放的需求, 研究者提出了多种典型技术方案, 这些方案在驱动方式、锁紧机制、运动自由度及系统冗余性方面展现出显著差异。本章将对单轴花键锁折叠机构、双轴双输出折叠机构、旋转作动器直连机构以及作动筒滑块机构四种主要技术方案进行系统综述, 并分析其设计原理、性能特点与适用场景。

1.1 单轴花键锁折叠机构

单轴花键锁折叠机构是最早应用于工程实践且技术最为成熟的方案之一, 如图 1 所示, 其核心特征在于采用单一旋转主轴作为机翼折叠与展开的转动中心, 并通过花键副实现扭矩传递与位置精确锁定^[15]。

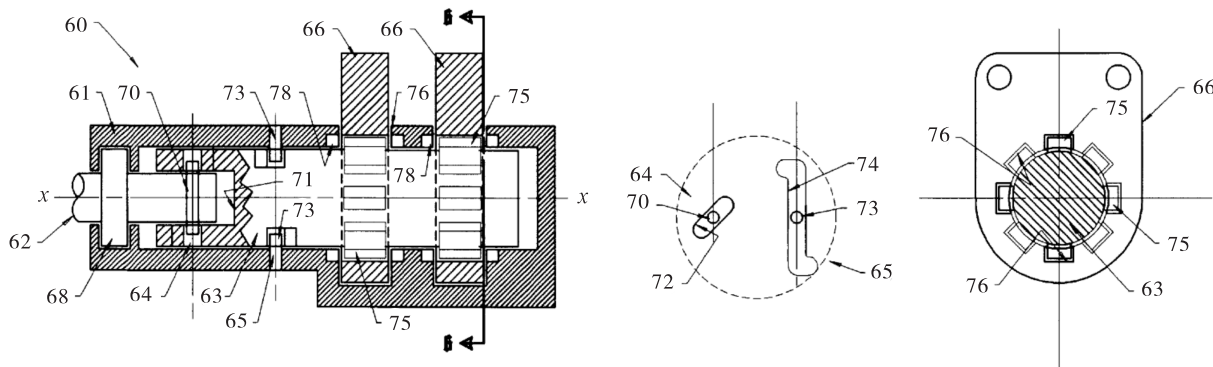


图 1 单轴花键锁折叠机构原理图^[15]

单轴花键锁折叠机构通常由折叠铰链、花键轴、花键套、驱动电机及锁紧装置组成。当驱动电机带动花键轴旋转时, 花键轴与花键套之间的啮合关系将旋转运动转化为机翼绕铰链轴的转动, 从而实现机翼的折叠或展开动作。在完全展开或完全折叠的极限位置, 花键副与附加的机械锁紧机构协同作用, 确保机翼在气动载荷与惯性载荷作用下保持稳定的构型^[16]。石欣桐等在综述变体机翼柔性蒙皮技术时指出, 单轴花键锁机构因其结构简单、传动效率高、锁定可靠等优点, 该技术已被广泛应用于多种翼尖折叠与机翼局部变形方案中^[17]。Yin 等在研究舰载机甲板调度问题时, 提出了一种基于层次化决策机制的实时虚拟——物理融合方法, 明确考虑了机翼折叠关节处的多自由度节点对飞机运动规划的影响, 揭示了单轴折叠机构在甲板调度中的关键约束作用^[18]。李斌等在关于变翼尖机翼技术的论述中指出, 单轴花键锁机构在机翼完全展开时, 飞行器可获得较大的升力面积与良好的机动性能^[19]。单轴花键锁折叠机构的主要优点在于一套机构集成了折叠和锁定功能, 在厚度方向的尺寸较小, 适用于中型隐形战机的薄机翼, 如美国 F35C 舰载战斗机。然而该机构也存在固有局限性: 单轴承载能力受限于花键副的接触强度与疲劳寿命, 在大型

或重载飞行器中可能面临扭矩传递不足的问题;同时,单一转动自由度限制了机翼折叠轨迹的灵活性,难以满足复杂构型或多段折叠的需求。

1.2 双轴双输出折叠机构

双轴双输出折叠机构是在单轴方案基础上发展而来的进阶构型,旨在解决单轴机构承载能力有限的问题。如图 2 所示,双轴双输出折叠机构包含 1 个旋转作动器和 2 套摇臂-连杆机构^[20]。中心旋转作动器两端同步反向旋转,分别驱动内、外翼曲柄转动;曲柄通过对应连杆带动折叠耳片,使内翼与外翼分别绕内外翼折叠接头转轴旋转,从而实现机翼同步折叠与展开。展开状态下,载荷仅由内外翼折叠接头传递。

双轴双输出折叠机构可以实现大角度折叠且运转平稳,其双轴输出的设计尤其适用于同时折叠多段机翼的场景,因而常用于大型舰载机,例如美国 E-2 舰载预警机、C-2 舰载运输机和 A-6E 舰载攻击机。A-6E 上的折叠机构轴测图如图 3 所示^[20]。然而,双轴双输出折叠机构需要实现较高的减速比,采用低速大扭矩的马达,并需要进行复杂的多连杆运动设计,存在一定的技术难度。此外,由于该方案的折叠机构通常采用液压驱动以满足大尺寸机翼的折叠,工作过程具备一定的油液泄露风险^[21]。

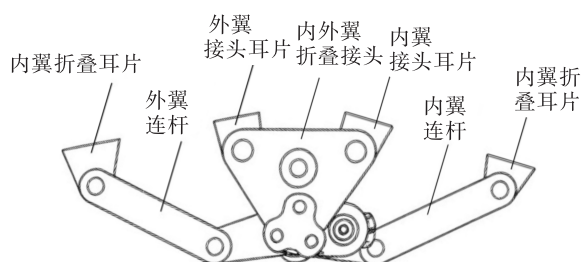


图 2 双轴双输出折叠机构原理图^[20]

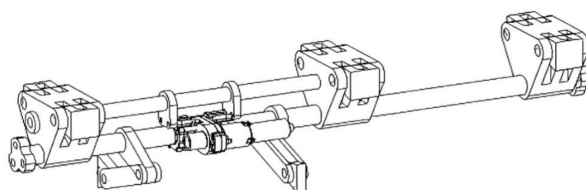


图 3 双轴双输出折叠机构轴测图^[20]

1.3 旋转作动器直连机构

不同于双轴双输出折叠机构采用摇臂-连杆机构连接旋转作动器和折叠翼,旋转作动器直连机构是一种追求极致简洁与高集成度的技术方案。该机构的核心思想是将旋转作动器(如力矩电机、谐波减速电机或直接驱动电机)直接安装在机翼折叠铰链处,作动器的输出轴与机翼结构刚性连接,通过作动器自身的旋转运动直接驱动机翼完成折叠或展开动作,无须中间传动环节,原理如图 4 所示。旋转作动器包含固定壳体和输出壳体,其中固定壳体通过固定耳片与内翼固定连接,输出壳体则通过输出耳片与外翼固定连接,外观如图 5 所示。在进行折叠动作时,由旋转作动器内的电机提供转速和扭矩,驱动输出壳体相对于固定壳体旋转,并带动外翼转动^[22]。

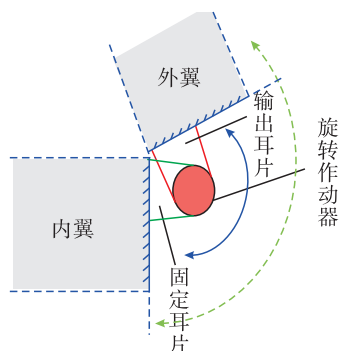


图 4 旋转作动器直连机构原理图

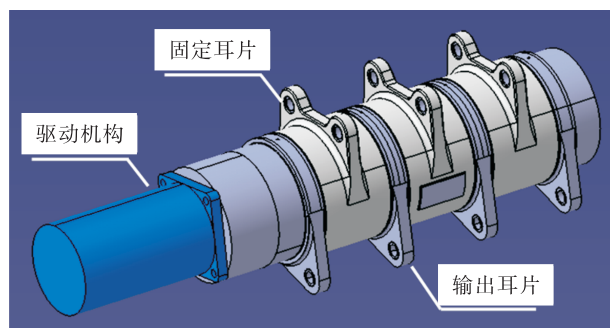


图 5 旋转作动器直连机构

吕海龙等在折叠翼垂直起降飞行器的多体动力学建模与控制研究中,对旋转作动器直连方案进行了动力学仿真分析,结果表明,该机构在折叠过程中能够提供平稳的力矩输出,且由于不存在传动间隙,系统的动态响应速度与位置控制精度均优于传统方案^[23]。舰载机自动着舰过程中的甲板运动与气流扰动对飞行控制作动器的动态响应提出了严苛要求,作动器需具备快速响应能力以配合控制系统补偿外部扰动,

确保轨迹跟踪精度^[24]。旋转作动器直连机构消除了齿轮、花键、连杆等传动件带来的间隙、摩擦与弹性变形,理论上可以实现零背隙、高刚度、高精度的运动传递;其折叠角度大,结构更加简单,体积小且重量轻,安装维护简便,适用于中小型舰载机或舰载无人机,代表了舰载机机翼折叠技术的新发展方向^[25]。然而,该旋转作动器直连机构对作动器本身的性能要求极高,作动器必须同时具备大扭矩输出能力、宽调速范围、高可靠性以及紧凑的体积,轴承与结构件的强度和疲劳寿命成为旋转作动器直连机构的制约因素。此外,直连机构通常缺乏机械自锁能力,在断电或故障状态下需要依赖制动器或额外的锁定装置来维持构型,这在一定程度上增加了系统的复杂性与失效风险。

1.4 作动筒滑块机构

作动筒滑块机构是一种基于液压或气压传动的经典折叠方案,其通过作动筒驱动滑块直线运动,再转换为机翼的旋转运动^[26]。机构示意如图6所示,该机构的基本组成包括作动筒、活塞杆、滑块、导轨和铰链机构^[27]。液压油或压缩空气进入作动筒并推动活塞杆直线运动,带动连接活塞杆的滑块沿导轨滑动。滑块通过铰链与机翼连接,将直线运动转换为机翼绕转轴的旋转运动,实现折叠或展开动作。为提高控制精度和可靠性,现代作动筒滑块机构通常集成位移传感器和反馈控制系统,实时监测机翼位置并调整作动筒行程。Lin等通过滑块机构实现机翼折叠与展开,设计了包含动态分配算法的多级切换控制方案,使无人机能够在垂直起降模式与固定翼巡航模式之间稳定转换,适用于船舶和卡车甲板等有限空间平台的部署需求^[28]。Snyder等人对折叠翼的振动与颤振特性进行了系统研究,指出作动系统中的刚度与角度的耦合是影响折叠翼动态稳定性的关键因素,需要在设计中加以严格控制^[29]。

作动筒滑块机构的重量相对较大,但优势也非常明显,其技术成熟度高、输出扭矩大且环境适应性强。由于液压系统能够提供大载荷,适用于重型舰载机的机翼折叠需求,广泛应用于俄罗斯的苏-33、我国的歼-15等多种型号的重型舰载机,机构示意如图7所示^[27]。同时,液压机构对温度变化的敏感性相对较低,适应舰载环境的温差大、湿度高等恶劣条件。此外,通过合理的密封设计,液压机构可具备良好的防腐蚀能力,适应海洋环境。

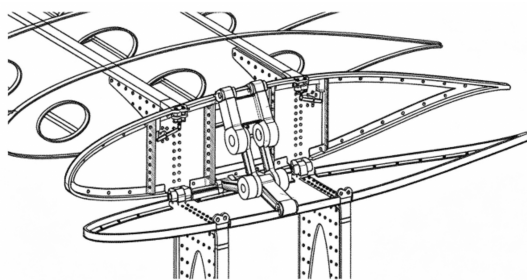


图6 作动筒滑块^[27]

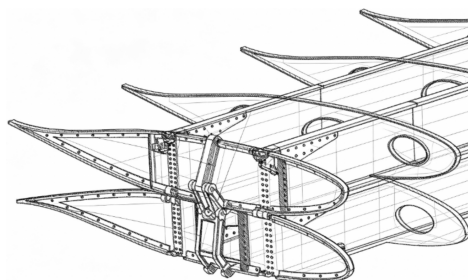


图7 重型舰载机的机翼折叠机构^[27]

1.5 四种折叠机构方案对比与适用性总结

四种折叠机构在驱动方式、传动路径和锁定机制上的差异,直接决定了它们各自的适用场景和性能边界。单轴花键锁机构将折叠与锁定功能集成于一套花键副,结构最为紧凑,厚度方向尺寸小,适合F-35C这类对机翼内部空间限制严格的中型隐身战机,但其承载能力和折叠轨迹灵活性受单轴结构制约,难以满足大型平台或多段折叠的需求。双轴双输出机构通过增加一套摇臂-连杆机构,将载荷分散至内外翼两个折叠接头,承载能力和折叠角度均显著提升,已用于E-2预警机、A-6E攻击机等大型舰载机,但连杆设计增加了运动学设计的复杂度,且液压驱动方案存在油液泄漏隐患。旋转作动器直连机构取消了齿轮、花键和连杆等所有中间传动件,消除了传动间隙,在折叠过程的力矩平稳性和控制精度上具有明显优势,结构体积和重量也小于前两种方案,适合中小型舰载机和无人机,但该方案要求作动器同时具备大扭矩、宽调速和高可靠性,且断电时需额外制动装置维持构型。作动筒滑块机构依靠液压驱动,技术成熟度最高,输出扭矩大,对舰载环境的温差、湿度和盐雾适应性好,已用于苏-33、歼-15等重型舰载机,其主要不足在于

液压缸和相关管路使系统重量偏大。综上所述,四种折叠机构在结构复杂度、承载能力和控制精度之间各有优劣,不存在适用于所有平台的通用方案,机构选型需根据舰载机的吨位、空间约束和任务需求综合权衡。

2 机翼折叠机构设计的关键技术挑战

2.1 结构强度与气动性能

机翼折叠机构设计面临的首要挑战是在保证机翼结构强度的同时保持气动性能。在结构强度方面,如图 8 所示,折叠机构包含的铰链、齿轮等活动部件通常具有复杂的几何外形,通常存在应力集中区域^[30],且经历重复的折叠-展开工作循环时有疲劳断裂的风险,如图 9 所示,飞机着舰时的撞击能量则进一步加大了结构承受的瞬时载荷^[31],因此有必要对几何外形开展针对性的优化设计。同时,机翼折叠机构为机翼增加了额外的重量,需要准确校核机翼根部的强度,并通过精确配平消除其对飞机重心产生的不利影响。

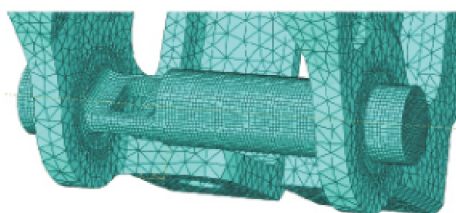


图 8 机翼折叠机构中产生应力集中的部位^[30]

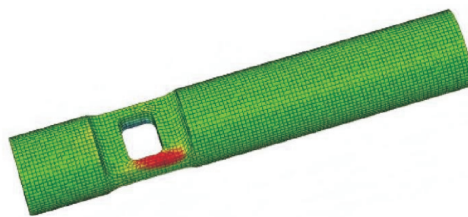


图 9 机翼折叠机构中薄弱部位的应力分布^[30]

在气动性能方面,如图 10 所示,研究表明折叠翼在气动载荷作用下可能发生颤振、抖振、变形等气动弹性问题,严重影响飞行安全^[32],需要通过精确的有限元模型模拟机翼折叠过程中的刚度变化和应力分布,为优化设计提供依据。程小全等综述了飞机可动翼面缝隙密封结构的研究进展,强调翼面折叠与展开过程中,缝隙处的动态密封是维持气动连续性的关键技术难题,密封结构的磨损与老化会直接导致气动性能退化,甚至诱发局部流场分离,增加结构振动风险^[33]。同时,折叠翼在面对较大的动压力载荷和迎角时会出现非线性气动弹性现象,而折叠翼结构可变的特点为气动弹性动力学建模带来了建模效率低、计算复杂的问题,一些学者基于流形切空间插值提出了折叠翼的参数化气动弹性建模方法,为研究折叠翼的复杂气动弹性问题提供了思路^[34]。

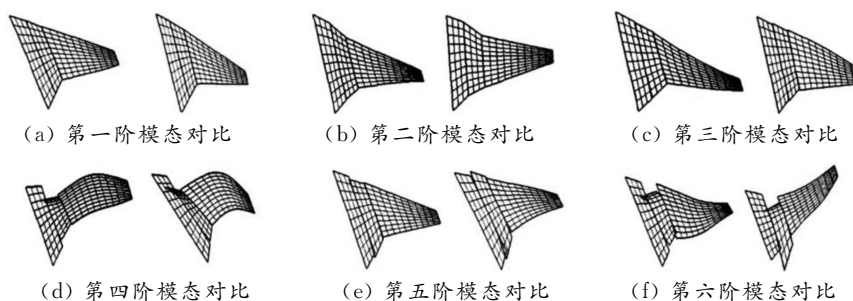


图 10 折叠机翼模态分析^[32]

结构强度与气动性能之间的耦合关系贯穿于折叠机构设计的全过程,未来的设计策略应致力于发展多学科协同优化框架,在满足静强度与疲劳寿命的同时,确保气动弹性稳定性与气动效率的同步达成。

2.2 材料腐蚀防护

高湿高盐高温的海洋环境、舰船甲板的含硫烟气使得暴露在外的机翼折叠机构面临严峻的腐蚀问题,飞机起降和机翼折叠产生的载荷进一步加速了腐蚀对结构的破坏。陶春虎等在研究中讨论了 1Cr17Ni2 不锈钢螺栓应力腐蚀失效案例,指出表面脱碳是卡箍螺栓应力腐蚀的主要原因;此外 30CrMnSiNi2A 结构钢螺栓案例表明,螺纹部位在雨水环境联合作用下易于引发应力腐蚀断裂,其研究凸显选材与环境匹配

的重要性^[35]。

Wang 等在折叠翼展开机构可靠性分析中考虑了共因失效问题,腐蚀作为典型的共因失效因素,可能导致多个铰链或轴承同时失效,从而显著降低系统的整体可靠性^[36]。Zhang 等在可展开结构的静动态分析综述中系统总结了各类可动机构在复杂环境下的失效模式,为舰载机折叠机构的腐蚀防护设计提供了理论参考^[37]。折叠机构的腐蚀防护首先在于选择耐腐蚀性能良好的材料,在此基础上兼顾强度和重量。同时,材料在热处理和加工时应避免选择对腐蚀敏感的工艺。

除了采用耐腐蚀材料,折叠机构的腐蚀防护还需要合理的腐蚀防护技术^[38]。机翼折叠机构中常用的铝合金与钛合金组合在海洋环境中存在显著的电偶腐蚀风险,需通过表面处理(如阳极氧化、镀层或涂覆)与绝缘垫片设计来抑制腐蚀电流^[39-41]。机构的金属零件需要采用先进的表面处理技术,例如低氢脆无氰镀铬-钛技术、耐中温离子镀铝技术等;零件表面应使用高性能表面防护涂层,例如结构钢用 H06-1011H 防腐环氧底漆、铝合金用 QH-15 防腐环氧底漆等^[42]。此外,还需要完善阻蚀密封工艺,例如采用铬硫化体系的密封剂对贴合面进行精细密封处理。尽管上述腐蚀防护技术可以有效提高零件的耐腐蚀性,但普遍面临施工难度大、成本高的问题,且高度依赖定期的维护。

因此,在折叠机构的可靠性分析中,必须将腐蚀退化过程纳入失效模式与效应分析框架,并通过冗余设计与定期检测来降低腐蚀导致的失效概率。材料腐蚀防护是舰载机机翼折叠机构设计中不可忽视的关键技术挑战,其解决需要从材料体系选择、表面防护技术、密封结构设计与全寿命维护策略等多个层面进行系统布局。

2.3 驱动系统的可靠性

舰载机在着舰过程中会受到远高于陆基飞机的瞬时冲击载荷,拦阻着舰产生的垂向过载和机体振动会通过机翼传递至折叠铰链及驱动系统,从而显著增大疲劳损伤与锁止失效风险。研究表明,舰体垂荡和纵摇运动加剧了气流湍流强度,如图 11 所示,航母复杂结构会产生尾流湍流区,导致升力波动范围显著扩大,对飞行控制系统提出极高要求^[43]。对于大型折叠翼结构,这种冲击载荷还可能与机翼弹性振动耦合,进一步加剧驱动系统的动态载荷波动。因此,折叠机构的驱动系统可靠性直接关系到舰载机使用安全,并成为制约机翼折叠技术发展的关键因素之一^[44]。

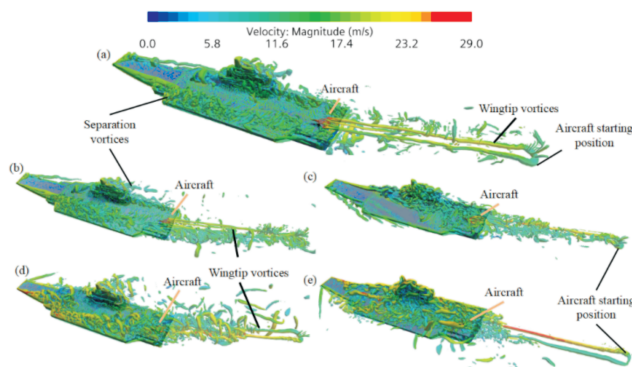


图 11 航母的强湍流流场^[43]

当前折叠机构的驱动系统主要包括液压驱动系统和电动系统。液压驱动系统的载荷较大,但存在管路复杂、重量大、维护繁琐等问题。电动折叠系统具有简洁的结构,体积和重量相对较小,维护也相对简单,但输出的载荷相对有限,因此在重型舰载机上的应用存在困难。此外,也有折叠机构采用电液混合设计^[45],正常工作时使用电动机构,在需要大载荷时启动液压驱动系统,以平衡性能和维护效率的需求。Toffol 在对比折叠翼尖与主动控制技术时指出,折叠机构铰链处的疲劳问题可以通过集成阻尼器来缓解,这实际上是对驱动系统动态特性的优化^[46]。阻尼器可以吸收折叠过程中的冲击能量,减少对驱动电机或液压马达的反向冲击,从而延长其使用寿命。对于上述驱动系统,部分学者采用目标导向的系统可靠性分析方法(GO法)分析了系统的可靠性,结果表明 GO 法适用于分析复杂、多状态的驱动系统,能够有效评估系统成功运行概率^[47]。

驱动系统的可靠性提升不仅依赖于单一部件性能的改进,更需要从系统架构、控制策略、健康管理以及维护性设计等多个维度进行综合优化,涉及机械设计、控制算法、材料科学与故障物理等多个学科,其解

决需要建立从元件级到系统级的全链条可靠性设计方法,并通过充分的加速寿命试验与故障注入测试来验证设计裕度。

3 技术发展趋势与未来展望

3.1 新材料应用

更轻量化和高效的机翼折叠机构是当前的主要发展方向,使用智能材料是实现这一目标的主要途径。赵伟等人聚焦于形状记忆聚合物复合材料在航空航天可变形结构中的应用,其研究表明,形状记忆高分子材料凭借其低密度、低成本以及可重复形状记忆效应,特别适合于需要一次性或有限次折叠展开的无人机机翼^[48]。NASA 将新型超级记忆合金内置于机翼,基于形状记忆特性采用温度控制机翼表面变形,最高可使机翼弯折 90° ^[13]。这种技术使机翼折叠机构无须配备重型液压系统,大大降低了机身重量。压电材料则具有优异的力-电耦合特性,能够将电能转换为机械应变,且响应速度快、控制精度高,一些研究正在尝试将其应用于机翼动态形状控制^[49]。

3.2 控制系统智能化

在控制系统智能化方面,舰载机折叠机构正从传统的“指令-动作”开环控制向具备环境感知、状态自诊断与载荷自适应能力的闭环智能控制演进^[50]。传统折叠机构依赖液压或电动机械作动器按照预设时序完成展开与折叠动作,其控制逻辑相对简单,但对机构自身状态(如摩擦阻力变化、铰链间隙累积、液压油泄漏等)缺乏实时感知能力,难以在复杂工况下实现精准的动态响应。智能化控制系统的核心在于构建多源传感网络与融合决策算法。通过在折叠机构的关键节点(如铰链轴、锁销、作动器输出端)集成微型力传感器、位移传感器与角速度传感器,实时采集机构在展开、锁定过程中的载荷、角度与振动数据。这一研究思路在 20 世纪 90 年代即取得进展,美国 DARPA 和 NASA 联合开展了任务自适应机翼技术研究,并在 F-111 战斗机上进行技术验证。近期,美国 SpaceX 公司在“星舰”飞船设计上采用类似的思路,通过调整飞船四个翼面的上反角,使得飞船在再入阶段全程保持攻角 $\geq 60^{\circ}$,相比固定翼飞船具备更加优异的高空减速性能。另外,利用折叠翼尖的非线性铰链弹簧特性,可以在不增加额外主动控制能耗的前提下,实现对载荷的被动抑制^[51-52]。根据舰船甲板风速、海况等级,实时优化折叠与展开的速度曲线、锁紧力大小,从而在保障结构安全的同时,提升舰载机的出动效率与飞行品质。

3.3 先进测试与验证技术

随着机翼折叠技术的复杂性和性能要求不断提升,传统的单一物理试验已难以满足全系统的验证需求,多维度、高精度的测试和验证体系已成为先进折叠技术研究的重要支撑,其中包括地面功能试验、风洞试验、高精度仿真等方法。

在地面功能试验方面,针对机翼折叠过程中承受的风载、自重和惯性载荷,有研究开发了基于滑轮系统的模拟加载方法,实现了对机翼折叠机构耐久性和可靠性的地面验证^[53]。在风洞试验方面,有学者采用偶极子格网法模拟气动力,并对折叠机翼翼面建立刚柔耦合降阶模型,在风洞中研究了不同折叠角度下折叠机翼的颤振特性与极限环振荡行为^[54]。在高精度仿真方面,基于多刚体动力学软件建立机翼折叠过程的虚拟模型已成为一种重要仿真方法,其可以模拟折叠机构在折叠-展开过程中的动力学特性,并通过对比地面试验结果验证模型的准确性^[55]。

4 结论

舰载机机翼折叠机构作为连接舰载机与航母平台的关键技术环节,其设计水平直接决定了舰载机的出动效率、甲板调度能力以及作战效能。当前的技术方案已能够满足大多数应用场景的基本需求,但舰载机特有的着舰冲击载荷、复杂展闭工况、海洋腐蚀环境,使得机翼折叠技术在高强度、高可靠性、长寿命及恶劣环境适应性方面仍存在显著不足。未来通过材料、控制与测试技术的跨学科协同创新,可以推动机翼

折叠机构向更高性能发展,从而打破传统设计中的壁垒,实现机翼折叠机构性能的跨越式提升。

参考文献:

- [1] Weisshaar T A. Morphing aircraft systems; historical perspectives and future challenges[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 337-353.
- [2] 姜元平. 可折叠机翼气动弹性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [3] Meyer P, Traub H, Hühne C. Actuated adaptive wingtips on transport aircraft; requirements and preliminary design using pressure-actuated cellular structures[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 128: 107735.
- [4] Chu Lingling, Li Qi, Gu Feng, et al. Design, modeling, and control of morphing aircraft; a review [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(5): 220-246.
- [5] American Society of Mechanical Engineers (ASME). Wing-folding mechanism of the grumman wildcat[R]. Kalamazoo, Michigan: ASME, 2006.
- [6] Shipilov S A. Impact of materials deterioration and corrosion on the readiness of U. S. naval aviation[J]. Corrosion Engineering, Science and Technology, 2025, 60(7): 620-663.
- [7] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. a review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [8] 温杰. 俄罗斯海军新型舰载战斗机苏-33KUB[J]. 现代舰船, 2000(5): 22-24.
- [9] 李杰. 话改装·侧卫入海: 从苏-27到苏-33[J]. 航空知识, 2007(12): 40-41.
- [10] 天一. 钢铁飞鲨—浅析歼-15舰载战斗机的战术特点和技术升级[J]. 舰载武器, 2018(12): 4-8.
- [11] 郑大壮. “鹞鹰”翱翔迎“闪电”, 歼-31与F-35试比较[J]. 环球军事, 2015(1): 3.
- [12] 万全. 空警-600舰载固定翼预警机[J]. 兵器知识, 2025(9): 2.
- [13] 梁新增, 关慰勉, 王星, 等. 形状记忆合金研究现状及其在航空领域的应用[J]. 稀有金属材料与工程, 2025, 54(6): 1641-1652.
- [14] 陈树生, 贾苜梁, 刘衍旭, 等. 变体飞行器变形方式及气动布局设计关键技术研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(6): 7-53.
- [15] Lowell V L L. Driven Hinge with Automatic Driver-operated Lock; US006032418A[P]. 2020-03-07.
- [16] Dunn A L, Quinn J H, Stoner R W. Aircraft wing fold system; US2925233A[P]. 1960-02-16.
- [17] 石欣桐, 杨宇, 王志刚, 等. 变体机翼中被动变形柔性蒙皮技术的研究现状与展望[J]. 复合材料学报, 2025, 42(8): 4235-4267.
- [18] Yin Jian, Sun Bo, Fan Yunsheng, et al. A two-tier genetic algorithm for real-time virtual-physical fusion in unmanned carrier aircraft scheduling[J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2025, 13(5): 856-873.
- [19] 李斌, 张泽南, 贾飞, 等. 变翼尖机翼技术研究现状与发展趋势[J]. 航空学报, 2024, 45(19): 167-192.
- [20] 张汉, 王旋, 陆斌荣, 等. 一种双轴式机翼折叠机构; CN109606634A[P]. 2022-04-08.
- [21] Niu M C Y. Airframe structural design; practical design information and data on aircraft structures [M]. Hong Kong: Conmilit Press Ltd., 1988.
- [22] Lyshevski S E. Electromechanical flight actuators for advanced flight vehicles[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1999, 35(2): 511-518.
- [23] 吕海龙, 刘燕斌, 陈柏屹, 等. 折叠翼垂直起降飞行器多体动力学建模和控制[J]. 上海交通大学学报, 2024, 58(11): 1772-1782.

- [24] Duan Haibin, Chen Lin, Zeng Zhigang. Automatic landing for carrier-based aircraft under the conditions of deck motion and carrier airwake disturbances[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(6): 5276-5291.
- [25] Win S K H, Win L S T, Sufiyan D, et al. Design and control of the first foldable single-actuator rotary wing micro aerial vehicle[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2021, 16(6): 066019.
- [26] Merritt H E. Hydraulic control systems[M]. New York: Wiley, 1967.
- [27] 广东空天科技研究院. 一种机翼折叠机构及折叠方法: CN113665791A[P]. 2021-12-07.
- [28] Lin Zehuai, Yan Binbin, Zhang Tong, et al. Multi-level switching control scheme for folding wing VTOL UAV based on dynamic allocation[J]. Drones, 2024, 8(7): 303.
- [29] Snyder M P, Sanders B, Eastep F E, et. al. Vibration and flutter characteristics of a folding wing [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 791-799.
- [30] 曹奇凯, 王郢, 姚念奎, 等. 先进舰载战斗机强度设计技术发展与实践[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 124-141.
- [31] 李亚南, 韦冰峰, 肖健, 等. 飞行器折叠翼展开冲击环境条件研究[J]. 强度与环境, 2024, 51(2): 52-56.
- [32] 倪迎鸽, 侯赤, 万小鹏, 等. 具有结构非线性的折叠机翼气动弹性分析[J]. 振动与冲击, 2016, 35(18): 165-171.
- [33] 程小全, 蔡墨泉, 王松伟. 飞机可动翼面缝隙封严结构研究进展[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(6): 1816-1823.
- [34] 詹玖榆, 周兴华, 黄锐. 基于流形切空间插值的折叠翼参数化气动弹性建模[J]. 力学学报, 2021, 53(4): 1103-1113.
- [35] 陶春虎, 刘昌奎. 舰载机的腐蚀失效及其预防[J]. 中国材料进展, 2014, 33(Z1): 623-629.
- [36] Wang Bowen, Xie Liyang, Fang Fuyou, et. al. Reliability analysis of folding wing deployable mechanism considering common cause failure[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(5): 161-171.
- [37] Zhang Xiao, Nie Rui, Chen Yan, et al. Deployable structures: structural design and static/dynamic analysis[J]. Journal of Elasticity, 2021, 146(2): 199-235.
- [38] 孙盛坤, 孙志华, 汤智慧, 等. 舰载飞机腐蚀控制与防护技术[J]. 装备环境工程, 2017, 14(3): 18-22.
- [39] Wang Shasha, Yang Lang, Xiao Kui, et al. Galvanic corrosion of anodized 6061 aluminum alloy in an industrial-marine atmospheric environment[J]. Chinese Journal of Engineering, 2018, 40(7): 833-841.
- [40] Paz Martínez-Viademonte M, Abrahimi S T, Hack T, et al. A review on anodizing of aerospace aluminum alloys for corrosion protection[J]. Coatings, 2020, 10(11): 1106.
- [41] Kosaba T, Muto I, Sugawara Y. Effect of anodizing on galvanic corrosion resistance of Al coupled to Fe or type 430 stainless steel in diluted synthetic seawater[J]. Corrosion Science, 2021, 179: 109145.
- [42] 陈跃良, 陈亮, 卞贵学, 等. 先进舰载战斗机腐蚀防护控制与日历寿命设计[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 371-383.
- [43] Yang Xiaoxi, Li Baokuan, Nie Yang, et al. Transient simulation of aerodynamic load variations on carrier-based aircraft during recovery in carrier airwake[J]. Aerospace, 2025, 12(8): 656.
- [44] 邓红林. 服役条件下折叠翼展开机构力学特性及可靠性评价研究[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2016.
- [45] 钟韬, 祝璨, 张颖翌, 等. 一种用于空天飞行器内置式电液伺服驱动折翼机构: CN202210258779. 6 [P]. 2024-04-12.

- [46] Toffol F. A comparative analysis of active control vs. folding wing tip technologies for gust load alleviation[J]. Applied Sciences, 2024, 14(21): 9883.
- [47] 初雨田, 段富海, 翟祎琳. 基于 GO 法的舰载机折叠翼控制系统可靠性分析[J]. 机电工程技术, 2020, 49(4): 16-18.
- [48] 赵伟, 刘立武, 孙健, 等. 基于形状记忆聚合物复合材料航天航空可变形结构技术研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2021, 51(4): 73-83.
- [49] 王晓明, 周文雅, 吴志刚. 压电纤维复合材料驱动的机翼动态形状控制[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 159-167.
- [50] 裘进浩, 季宏丽, 徐志伟, 等. 智能材料与结构及其在智能飞行器中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 867-888.
- [51] Castrichini A, Hodigere Siddaramaiah V, Calderon D E, et al. Nonlinear folding wing tips for gust loads alleviation[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(5): 1391-1399.
- [52] Castrichini A, Cooper J E, Wilson T, et al. Nonlinear negative stiffness wingtip spring device for gust loads alleviation[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(2): 627-641.
- [53] 赵通, 于鹏, 洪海铭. 一种固定翼飞机折叠机翼功能试验方法: CN114878194A[P]. 2022-08-09.
- [54] 杨执钧, 张忠, 高博, 等. 不同折叠角下含间隙折叠机翼极限环振荡分析[J]. 强度与环境, 2024, 51(3): 37-45.
- [55] 包晓翔, 张云飞, 杨晓树. 新型折叠翼机构设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(8): 1127-1133.

Research progress on key technologies of carrier-based aircraft wing folding system

LIU Chun

(The 4th Military Representative Office of Nanjing Area,
Shanghai Bureau of Naval Equipment, Nanjing 210000, China)

Abstract: Wing folding technology is an essential technology for modern carrier-based aircraft, playing a significant role in improving aircraft carrier deck utilization, aircraft carrying capacity and combat effectiveness. This paper systematically reviews typical mechanism schemes, key technical challenges, and future development trends of wing folding technology for carrier-based aircraft. Research indicates that various modern wing folding technologies can be widely applied to different types of carrier-based aircraft; however, they simultaneously face multiple challenges, including structural integrity, material corrosion and drive system reliability. With the advancement of smart materials, intelligent control systems, and advanced test and verification technologies, wing folding technology for carrier-based aircraft is evolving toward lightweight design, high reliability, and multi-functional integration.

Keywords: carrier-based aircraft; wing folding; folding mechanism; structural strength; drive system
(责任编辑: 唐立平)

引用格式 刘春. 舰载机机翼折叠系统关键技术研究进展[J]. 山东航空学院学报, 2026, 43(4): 12-21.

Liu Chun. Research progress on key technologies of carrier-based aircraft wing folding system[J]. Journal of Shandong University of Aeronautics, 2026, 43(4): 12-21.