

飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型构建及应用

董光昆¹ 徐哲²

1. 吉林航空维修有限责任公司 吉林 吉林 132101

2. 中国人民解放军第91498部队 河北 秦皇岛 066000

摘要: 飞机结构载荷的飞行测量确定载荷和确定飞机的结构变化, 并研究载荷的设计方法。由于其与飞机设计的安全性和经济性的关系, 新开发的飞机通常需要结构载荷的飞行试验。飞机结构载荷模型的构建需要结构力学、空气动力学和飞行试验数据的系统整合, 其核心是通过分段线性化策略来平衡非线性反应和技术可行性, 通过分段线性化框架来平衡非线性反应和技术可行性, 为变后掠翼、折叠尾翼等复杂结构的载荷测量提供通用的解决方案。

关键词: 飞机折叠翼结构载荷; 飞行测量模型; 构建及应用

飞机的折叠翼分为变后掠翼可绕机身垂轴前后旋转, 如Tu-160、B-1B等。伸缩机翼可沿展向伸缩, 例如RK-1、MAK-10等。折叠机翼可绕机身纵轴上下转动, 如J-15、F-18、Su-33、MQ-25等。可折叠的机翼, 可以同时绕侧轴和垂轴旋转, 例如E-2C4种。折叠区域内的载荷是折叠翼结构强度的重要依据, 而精确载荷对于保证飞行安全、减轻结构重量。

1 飞机折叠翼结构特点

1.1 核心机械组件。同步展开机构, 采用共轴式转轴系统与作动杆联动设计, 通过限位销沿导引槽运动强制左右机翼反向同步转动, 确保展开过程平稳且对称^[1]。部分舰载机采用液压作动器驱动折叠段, 配合插销锁紧机构固定展开位置。折叠驱动系统, 主要依赖作动筒、液压装置或新型智能材料(如NASA研发的记忆合金复合管)提供动力, 通过直线推拉或热记忆效应实现机翼折叠与展开。

1.2 折叠类型与结构布局。折叠形态差异, 垂直折叠: 舰载机多采用Z字型分段折叠, 通过铰链与连杆实现内翼下反、外翼上反的收纳形态。共轴折叠: 无人机通过共轴转轴实现机翼沿同一轴线对称收拢, 显著减小横向占用空间^[2]。动态角度调节: 部分设计允许飞行中调整折叠角度, 通过改变机翼面积优化气动性能。折叠方向与气动优化, 机翼向上折叠可降低巡航阻力, 向下折叠则通过增大有效翼面积提升升力, 但技术难度更高; 折叠翼梢设计(如波音777X)通过动态调整翼展(71.8米→64.8米), 适配机场等级限制(E级至F级)并提升升阻比。

1.3 材料与制造技术。轻量化结构, 采用碳纤维复合材料主体框架, 兼顾高强度与低重量, 例如12kg级巡飞无人机通过此设计实现多次折叠耐久性。集成化设计, 部分机型将折叠翼与发射装置整合, 采用储存-运输-发

射一体化筒式结构, 提升部署效率。

1.4 应用场景适配。舰载战斗机, F-35C、苏-33等机型通过折叠机翼减少航母甲板占用面积, 折叠比例可达原始尺寸的50%以下。无人机系统, 折叠翼设计使其适合弹射发射或狭小空间存储, 展开后迅速进入巡航状态, 兼顾隐蔽性与任务适应性。

1.5 安全与稳定性保障。冗余锁定机制, 结合液压缩锁与机械插销双重固定, 防止展开后因振动或外力导致结构松动。同步性控制, 通过导引槽强制同步转动, 避免因展开速度差异引发的机体失衡问题^[3]。

2 飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型构建基础

飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型构建需基于多学科理论融合与工程验证, 主要涉及以下核心基础:

2.1 结构动力学特性分析基础。传力路径建模, 需明确折叠区域传力特性及分界面载荷分布规律, 采用弯矩作为关键状态变量描述载荷传递路径。通过有限元壳单元建模分析折叠翼舵的模式特性, 建立厚度方向应力简化模型以提升计算效率。非线性响应处理, 针对应变电桥非线性响应问题, 建立分段多元线性模型, 以折叠段重力引起的弯矩为分界点进行载荷分段校准。引入多点协调加载标定试验, 通过多元回归分析建立载荷输入与应变输出的映射关系。

2.2 气动载荷耦合建模方法。动态载荷特性分析, 采用非定常数值模拟方法分析折叠翼展开过程中的气动载荷, 明确展开角速度与来流速度的耦合影响。需考虑展开状态下外翼面气动力对折叠铰链处的弯矩、剪力及扭矩的叠加效应。载荷分布优化, 基于机翼结构受力简化模型(正应力、剪应力分离), 构建包含弯矩、剪力、扭矩的多分量载荷方程。

2.3 飞行试验验证体系。模型校准与误差修正, 通过

地面标定试验建立分段载荷模型,结合飞行试验数据验证载荷预测精度,典型工况下分段模型较传统方法误差降低8%~14%。多源数据融合,综合应变、加速度、压力等多传感器数据,通过飞行力学参数相关性分析实现载荷间接测量及模型修正^[4]。

2.4 载荷测量应变电桥工作原理。应变电桥通过电阻应变效应与电桥平衡原理实现载荷的精确测量,其核心是将机械应变转化为可测电信号。具体流程如下:(1)基本原理,应变效应,电阻应变片通过敏感栅(金属/半导体材料)感知被测物体表面形变,其电阻值变化与应变呈线性关系:

$$\Delta R/R = K \cdot \varepsilon$$

其中, K 为灵敏系数, ε 为应变。电桥转换原理,应变片接入惠斯通电桥的桥臂(全桥、半桥或单臂),初始平衡时满足:

$$R_1 \cdot R_4 = R_2 \cdot R_3$$

当载荷引发应变导致电阻变化时,电桥失衡,输出电压差

$$U_{\text{out}} \approx \frac{\Delta R}{4R} V_{\text{ex}}$$

其中, V_{ex} 为激励电压。(2)信号转换与测量流程,载荷→应变,载荷作用于被测结构产生形变,粘贴于表面的应变片同步伸缩,引发电阻值变化。应变→电阻变化,应变片电阻值与应变呈比例关系,灵敏系数, K 决定转换效率。电阻变化→电压信号,电桥电路将电阻变化转换为差分电压信号,通过放大电路提升信噪比。信号处理与标定,结合标定试验数据建立电压-载荷映射模型,消除非线性误差(如温度漂移)。(3)应用特点,高灵敏度:全桥配置可检测微应变级形变(1微应变 $\approx 1\mu\text{m}/\text{m}$);抗干扰性:对称桥臂设计抑制共模干扰(如温度变化);动态响应:适用于飞行器折叠翼等动态载荷的实时监测;多场景适配:通过桥路配置优化适配拉伸、压缩、弯曲等多维度载荷测量需求。

3 飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型构建方法

飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型构建方法需综合结构动力学、气动载荷耦合及试验验证技术,其核心步骤包括:

3.1 模型构建基础。结构动力学建模,通过有限元壳体单元建立折叠翼动力学模型,重点解析厚度方向应力分布及折叠铰链处的模态特性;采用弯矩作为核心状态变量,描述折叠界面的载荷传递路径及非线性响应特征。载荷特性分析,构建机翼截面弯矩、剪力、扭矩的多分量载荷方程,基于正应力与剪应力分离的简化力学模型;针对折叠翼展开过程,建立非定常气动载荷模

型,量化展开角速度与来流速度的耦合效应。

3.2 非线性响应建模关键技术。分段线性化策略,以折叠段重力引起的弯矩为分界点,将载荷响应划分为向上/向下两段线性区域,分别建立对应方程;通过地面多点协调加载试验标定分界点载荷值,降低应变电桥非线性误差的影响。参数化建模优化,采用流形切空间插值方法,建立折叠角参数化结构动力学模型,实现不同折叠角下的快速响应预测;引入偶极子网格法构建非定常气动力模型,提升展开过程中的载荷动态预测精度^[5]。

3.3 试验验证体系。地面标定试验,实施极限载荷(设计最大载荷1.5倍)和破坏载荷测试,验证结构刚度与安全冗余;通过多元回归分析建立应变电桥输出与载荷输入的映射关系矩阵,典型工况下误差降低8%~14%。飞行试验修正,融合应变、加速度等多传感器数据,结合飞行力学参数进行模型动态修正;在对称拉起机动中,分段模型测得的剪力和弯矩较传统方法分别提升8.48%和11.13%。

4 飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型应用与验证

飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型的应用与验证需结合动力学建模、气动载荷分析与多维度试验验证,其核心要点如下:

4.1 模型应用方向。非线性响应修正,采用分段多元线性模型划分载荷响应区间,以折叠段重力弯矩为分界点,有效缓解应变电桥的非线性误差,在对称拉起/推杆机动中,分段模型使剪力与弯矩的测量误差降低8.48%~14.87%。通过地面多点协调加载试验标定载荷分界阈值,建立应变输出与载荷输入的映射矩阵,提升飞行实测数据的可信度^[6]。动态载荷耦合优化,引入非定常气动载荷模型,量化折叠翼展开过程中的角速度与来流速度耦合效应,预测铰链处的弯矩、剪力及扭矩叠加规律;基于偶极子网格法构建动态气动力模型,优化折叠翼展开状态下的载荷分布预测精度。工程适配性提升,针对变后掠翼、折叠尾翼等结构,采用参数化动力学模型实现不同折叠角下的快速响应预测,降低重复建模成本;结合碳纤维复合材料优化折叠铰链区域设计,减重15%~20%的同时维持结构强度。

4.2 验证体系与方法。地面验证试验,极限载荷测试:施加设计最大载荷1.5倍的静态载荷,验证结构刚度与安全冗余,确保无塑性变形或失效;破坏载荷测试:持续加载至结构失效,确认实际破坏阈值与理论值的匹配度,评估安全裕度;疲劳寿命验证:通过周期性载荷模拟长期飞行工况,分析折叠铰链的损伤容限及寿命预测模型可靠性^[7]。飞行试验修正,动态响应校准:融合

应变、加速度、压力等多传感器数据,结合飞行力学参数修正动态载荷模型,典型工况下剪力和弯矩预测误差 $\leq 5\%$;展开机构验证:通过飞行实测验证折叠翼展开到位时间、锁定可靠性及气动干扰抑制效果,确保展开过程无结构干涉或异常振动。多学科协同验证,采用有限元模型与飞行试验数据交叉验证,重点评估厚度方向应力分布误差及模态特性一致性;基于国际航空航天标准(如ISO/TC20),建立统一的强度验证流程及误差容限规范。优化方向,材料创新:采用碳纤维复合材料优化折叠铰链区域,实现减重15%~20%的同时维持结构强度;动态控制:基于折叠角速度实时调节气动面偏转,抑制非定常气动峰值载荷(波动降低30%);智能感知:集成全桥应变电桥与温度补偿算法,提升剪力和扭矩测量一致性(误差 $\leq 3\%$)。

4.3 技术瓶颈与突破方向。非线性误差抑制,折叠段重力与气动载荷的交互效应,优化分段模型的分界点阈值标定方法。动态响应延迟,非定常气动力建模的实时性不足,开发降阶气动模型与实时控制算法融合技术^[8]。多场耦合验证,结构-气动-控制耦合仿真复杂度高,构建多学科协同仿真平台与飞行试验数据闭环。柔性折叠翼,基于记忆合金的主动变形技术,实现机翼弯折角度 $0^\circ\sim 90^\circ$ 自适应调节,降低飞行阻力并提升升力效率,应用在舰载机、高机动无人机。多学科协同仿真,构建结构-气动-控制耦合仿真平台,通过飞行试验数据闭环优化动态响应延迟问题,应用在变弯度机翼、折叠尾翼。极端环境适配性,研发耐低温(-40°C)与高海拔(5500米)的折叠翼驱动系统,突破传统无人机运行限制,应用在极地勘探、高原侦察。

4.4 典型案例与应用。X-66飞行演示器:通过薄翼技术与桁架支撑构型结合,验证折叠翼在跨声速飞行中的气动效率与结构可靠性;12kg级巡飞无人机:采用碳纤维折叠翼设计,实现快速展开与高抗风能力,适配军

事侦察与灾害评估任务;双飞翼布局无人机:全球首创“1”型气动设计,以50kg自重实现17kg载荷承载,突破高升力与操控稳定性矛盾[9]。当前技术瓶颈集中于非线性误差抑制与多场耦合实时仿真,需进一步优化分段模型阈值标定方法,并开发降阶气动模型与飞行控制算法融合技术。

飞机折叠翼结构载荷飞行测量模型通过地面-飞行试验协同验证与多学科优化,已成功应用于变弯度机翼、折叠尾翼等复杂结构,显著提升了载荷预测精度与飞行安全性。

参考文献

- [1]中国人民解放军总装备部.军用飞机结构强度规范第10部分:飞行试验:GJB67.10A[S].北京:总装备部军标出版发行部,2022.
- [2]中国民用航空局.中国民用航空规章:CCAR-25-R4[S].北京:中国民用航空局,2021.
- [3]吴俊.飞机结构载荷测量应变电桥热输出修正方法[J].空军工程大学学报(自然科学版),2022,23(1):64-69.
- [4]李献.飞机主动式余度作动舵面铰链力矩飞行测量方法[J].空军工程大学学报,2023,24(3):43-49.
- [5]赵廷鹏.剖面内加载对飞行测量载荷的影响[J].机械强度,2022,39(5):1061-1065.
- [6]李廷.某中央翼盒对飞行载荷实测的影响[J].航空学报,2022,37(12):3713-3720.
- [7]张建志.T型尾翼布局的尾翼载荷测量技术[J].航空学报,2019,40(3):122074.
- [8]曹鄯奎.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):525793.
- [9]曹尚.液压多点协调加载技术在机翼载荷校准试验中的应用[J].航空科学技术,2022,26(5):71-75.