

基于多节转动机构的变弯度机翼后缘结构设计

石欣桐¹, 杨宇¹, 葛文杰², 王志刚¹, 孙侠生³

(1.中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065; 2.西北工业大学 机电学院, 陕西 西安 710072; 3.中国航空研究院, 北京 100012)

摘 要:变弯度后缘可以使飞机在整个飞行包线内始终保持最佳的气动性能,从而达到减少飞机燃油消耗以及空气污染物排放的最终目的,是新一代民用飞机的重要特征和发展方向之一。为解决大型飞机变弯度后缘高承载与大变形之间的设计矛盾,提出了一种基于多节转动的变弯度机翼后缘结构方案,建立了以实现光滑连续变形为目标的多节转动机构参数化优化方法,完成了多节转动变弯度后缘结构的设计与制备,并搭建地面试验平台对变弯度后缘原理样件的变形功能进行了验证。结果表明,通过所提出的多节转动机构优化方法设计得到的变弯度机翼后缘可以实现光滑连续变形,原理样机实际变形范围为上偏 3.9°至下偏 12.5°,与设计目标误差为 16.7%,为解决大型飞机变弯度结构工程应用问题提供了设计参考。

关 键 词:变形机翼;变弯度后缘;多节转动机构

中图分类号:V224

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2023)05-0942-08

传统飞行器通常是针对某种特定的飞行状态进行设计,在该飞行状态下能表现出较好的性能,而在其他飞行状态下往往气动性能有所下降。为克服传统飞行器这种单任务模式的缺点,变体飞行器的概念受到了广泛关注。变体飞行器可以根据不同的飞行任务和飞行环境改变自身形状,以获得实时最佳的气动性能,已经成为未来先进飞行器的重要特征和发展方向之一^[1-3]。

对于飞机而言,机翼是其升力和操纵力的主要来源,机翼性能的优劣直接影响飞机的飞行性能好坏。因此,对变体飞机的研究大部分集中于飞机变形机翼领域。其中,通过机翼变弯度设计可以有效地改变机翼的升阻系数,在缩短起降距离和实现空中姿态控制等方面具有重要作用。目前用于操纵机翼变形的传统舵面如分离式襟副翼,难以适应某些飞行状态,且其运动过程中不可避免地存在间隙及翼型连续变化不稳定的问题,这些因素不仅降低了机翼的气动效率,而且缝隙间尖锐结构与空气的强烈摩擦会产生较大的噪声^[4-5]。相反地,光滑连续

变弯度后缘可以在有效避免上述问题的条件下使飞机在整个飞行包线内始终保持最佳的气动性能,从而达到减少飞机燃油消耗和空气污染物排放的最终目的。研究表明,对于大中型飞机,变弯度后缘能够在整个飞行过程中有效提升 2% 机翼气动性能,进而节省约 3% 燃油消耗,每年可以为短途商业航线节省约 1 000 万美元^[6]。

由于变弯度后缘具有巨大的应用潜力,国内外对其提出了多种设计理念。从实现的原理上可以划分为 2 种,一种是基于刚性铰链连接的机械式方案,另一种是基于材料弹性变形的柔性方案。近年来以小型飞机、无人机为应用对象,涌现出了多种柔性变弯度后缘方案^[7-11],这些结构方案具有轻质、高可靠性、制造成本较低等优势,但其普遍承载能力有限,工程适用性较差。相较而言,针对大型商用飞机变弯度机翼结构设计的研究较少,这是由于大型飞机变形结构承载与大变形能力之间的冲突更为严峻,对结构方案成熟度要求更高。欧美各国依托多个项目支持,不断推动大中型商用飞机变弯度后缘相关

收稿日期:2022-10-25

作者简介:石欣桐(1991—),中国飞机强度研究所工程师,主要从事智能结构与结构健康监测研究。

通信作者:杨宇(1980—),中国飞机强度研究所研究员,主要从事智能结构与结构健康监测研究。e-mail:yangyu@cae.ac.cn

技术发展。近十年来以德国宇航院 (DLR) 为代表的先进研究团队通过 SARISTU 项目^[12]、洁净天空计划 I 期及 II 期项目^[13-14]研发了多套机械式变弯度机翼后缘,并完成了地面测试及风洞试验,其研究表明机械式变弯度后缘结构设计及选材较为成熟,且驱动方式更易于和传统飞机驱动系统相结合,工程适用性更强,是大型飞机变弯度机翼结构最优解决方案之一。

国内各高校及研究团队在变弯度机翼相关技术领域取得了诸多研究成果^[15-17],但缺乏以提升未来民用飞机性能为目标的大型飞机变弯度结构设计、分析及验证等相关技术突破。因此,本文针对某远程公务机机翼,采用机械式设计,提出一种基于多节转动机构的变弯度机翼后缘结构,以实现后缘上偏 2°到下偏 15°范围内的连续光滑变形。同时,开展多节转动变弯度后缘结构优化设计与样机研制,最后通过全尺寸原理样件对其变形功能进行了地面试验验证。

1 多节转动变弯度后缘总体方案

一般商用飞机飞行任务较为标准,但随着燃油消耗导致质量改变(质量降低约 25%),使机翼实时最优外形不断发生变化,与初始机翼外形相差较大。如图 1 所示,本文以中国航空研究院 (CAE) 喷气式远程公务机为应用对象^[18],采用光滑无缝的变弯度后缘,对该飞机传统的机翼后缘舵面进行改进,从而使后缘在飞行过程中实时改变形状,以期在整个飞行包线内获得较高的升阻比,提高飞机燃油效率。



图 1 参考 CAE-AVM 飞机模型

为了验证大型飞机变弯度后缘结构的可实现性,考虑降低三维机翼结构的复杂度,以机翼等直段作为研究对象。如图 2 所示,选取距离机身 30% 展长处机翼剖面 70% 弦长后为变弯度后缘结构设计区域。设计输入参考文献^[19],为了提升巡航状

态下的机翼气动性能,同时兼顾起降状态时后缘大角度偏转需求,由 CFD 分析得到的变弯度后缘所需偏转范围,即上偏 2°至下偏 15°。

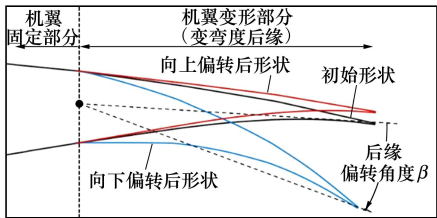


图 2 变弯度后缘初始形状及目标形状示意图

参考初始翼型及目标变形,采用一种基于多节转动机构的可变形结构对原本具有承载能力的传统机翼后缘翼肋进行改造,使其同时可以作为驱动装置实现向上或向下偏转,即将结构承载能力和变形驱动能力集成起来,形成变弯度翼肋结构。通过在机翼后缘沿展向布置多个变弯度翼肋,当翼肋被驱动时后缘整体上偏或下偏;而当驱动机构锁死,则每个变弯度翼肋均不发生变形,后缘在气动载荷作用下保持稳定状态。

2 多节转动翼肋优化设计方法

参考图 2 所示的初始翼型及目标翼型,考虑简单有效的机构实现形式,采用由多个转动块铰接而成的多节转动翼肋作为变形执行机构,如图 3 所示。该变弯度翼肋可通过转动块之间相对转动,在保持机翼厚度分布不变的条件下使机翼后缘变形至不同的目标形状。为降低驱动机构的复杂程度,多节转动翼肋是由 3 个转动块构成的单自由度系统,即如果限制了某个转动块运动,则翼肋不会产生变形;反之如果驱动任意一个活动块,则其余部分随动。

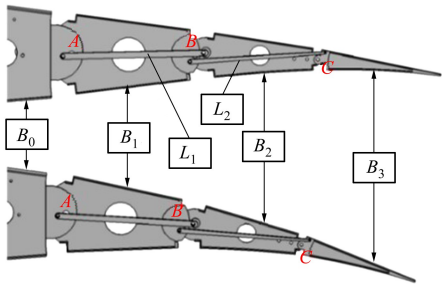


图 3 多节转动翼肋结构示意图

图 3 中 A,B,C 3 个铰点均位于机翼弦线上(分

别为70%,80%,90%弦长处),变弯度翼肋与机翼固定部分通过铰点A相连,块 B_0 与非相邻块 B_2 通过连杆 L_1 相连,块 B_1 与块 B_3 通过连杆 L_2 相连。对于该单自由度机构,当连杆 L_1, L_2 与被连接块的铰接位置确定后,机构运动规律被唯一确定。因此,为了使变弯度翼肋能够实现目标变形,需要对连杆铰接位置进行优化设计。如图4所示,以位于中弦线上的铰点坐标(铰点A,B,C位置)作为初始参量,对多节转动翼肋建立机构学等效模型并进行运动规律分析。

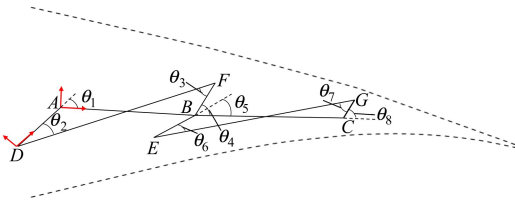


图4 多节转动翼肋等效模型

首先,对四连杆ADBF进行运动学分析。设A点坐标为 (x_a, y_a) ,D点坐标为 (x_d, y_d) ,F点坐标为 (x_f, y_f) ,B点坐标为 (x_b, y_b) ,其中坐标轴 x_1 和 x_2 的夹角为 θ_1 (逆时针取正),AD长度为 L_{AD} (沿 x_2 轴正方向为正)。

依据旋转矩阵法,将 x_1y_1 坐标下A点的坐标转换到 x_2y_2 坐标系下,则得到旋转矩阵 K_{12}

$$K_{12} = \begin{bmatrix} \cos\theta_1 & -\sin\theta_1 & L_{AD} \\ \sin\theta_1 & \cos\theta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

则有

$$\begin{bmatrix} x_{A2} \\ y_{A2} \\ 1 \end{bmatrix} = K_{12} \begin{bmatrix} x_{A1} \\ y_{A1} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

同理可以得到以下旋转矩阵

$$K_{23} = \begin{bmatrix} \cos\theta_2 & -\sin\theta_2 & L_{DF} \\ \sin\theta_2 & \cos\theta_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$K_{34} = \begin{bmatrix} \cos\theta_3 & -\sin\theta_3 & L_{BF} \\ \sin\theta_3 & \cos\theta_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$K_{41} = \begin{bmatrix} \cos\theta_4 & -\sin\theta_4 & L_{AB} \\ \sin\theta_4 & \cos\theta_4 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

由以上坐标变换回到 x_1y_1 坐标下时,A点的坐标应保持不变,则有

$$\begin{bmatrix} x_{A1} \\ y_{A1} \\ 1 \end{bmatrix} = K_{41} K_{34} K_{23} K_{12} \begin{bmatrix} x_{A1} \\ y_{A1} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

即得到

$$K_{41} K_{34} K_{23} K_{12} = E \quad (7)$$

将(7)式展开后得到(8)式,同理对四连杆EBGC进行运动学分析,可得到(9)式。

$$\begin{cases} \theta_1 + \theta_2 + \theta_3 + \theta_4 = 0 \\ (L_{AD}\cos(\theta_2 + \theta_3) - L_{FD}\cos\theta_3 + L_{FB})\cos\theta_4 - \sin\theta_4(L_{AD}\sin(\theta_2 + \theta_3) - L_{FD}\sin\theta_3) + L_{AB} = 0 \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \sin\theta_4(\cos\theta_3(L_{AD}\cos\theta_2 - L_{FD}) - \sin\theta_3\sin\theta_2L_{AD} + L_{FB}) + \cos\theta_4(\sin\theta_3(L_{AD}\cos\theta_2 - L_{FD}) + \cos\theta_3\sin\theta_2L_{AD}) = 0 \\ \theta_5 + \theta_6 + \theta_7 + \theta_8 = 0 \\ (L_{BE}\cos(\theta_6 + \theta_7) - L_{GE}\cos\theta_7 + L_{CG})\cos\theta_8 - \sin\theta_8(L_{BE}\sin(\theta_6 + \theta_7) - L_{GE}\sin\theta_7) + L_{BC} = 0 \end{cases} \quad (9)$$

$$\sin\theta_8(\cos\theta_7(L_{BE}\cos\theta_6 - L_{GE}) - \sin\theta_7\sin\theta_6L_{BE} + L_{CG}) + \cos\theta_8(\sin\theta_7(L_{BE}\cos\theta_6 - L_{GE}) + \cos\theta_7\sin\theta_6L_{BE}) = 0$$

由于B,E,F三点均在 B_1 块,故机构运动过程中,BE转角和BF转角相同,即为

$$\Delta\theta_4 = \Delta\theta_5 \quad (10)$$

通过(8)~(10)式可建立多节转动机构运动学等效模型。当模型中点D,E,F,G的坐标确定后,可以唯一描述多节转动翼肋运动轨迹。

基于多节转动翼肋运动学等效模型,借助Matlab中遗传算法优化模块求解各连杆铰点位置坐

标,计算流程如图5所示。首先,依据初始翼型确定已知铰点坐标及未知铰点坐标取值范围,假设筛选出一组D,E,F,G坐标参数,则多节转动机构运动学模型已知,当 B_1 块(模型中AB杆)转动较小的角度(程序中默认每次迭代改变 0.01°),借助Matlabfsolve函数求解机构运动学模型,即可获得转动后模型中各铰点的新坐标。再次以此为初值,通过不断迭代直至偏转目标角度。

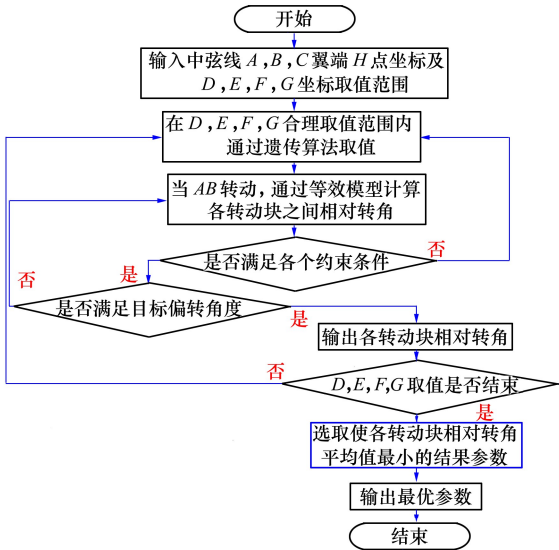


图 5 多节转动机构优化设计算法流程图

同时,该优化算法将提高后缘变形光滑连续程度作为优化目标,在迭代过程中通过求解活动块之间相对转角,以平均值最小作为筛选最优铰点位置的目标函数,从而在全局范围内搜索得到连杆铰接位置最优解,优化得到的多节转动翼肋模型及其变形结果如图 6 所示。

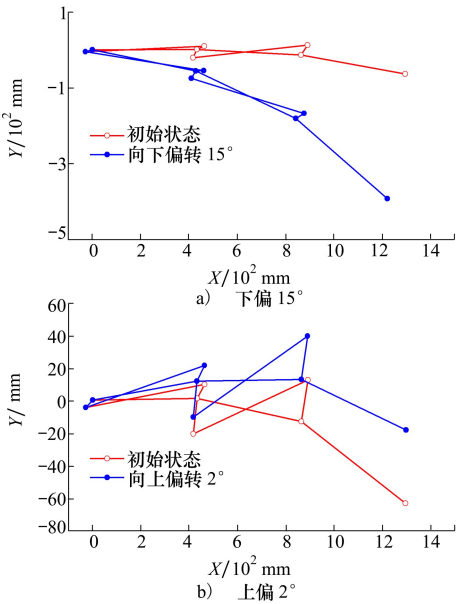


图 6 多节转动机构等效模型及变形结果

图 6a)~6b) 分别为多节转动机构向下及向上变形结果,其中红色线条表示机构的初始状态,蓝色线条表示机构变形后状态。从图中可以看出,通过本文建立的多节转动机构优化算法,计算得到的机

构等效模型可实现目标偏转,且多个转动块相对转角较为平均,变形效果光滑连续。

3 变弯度后缘结构设计与分析

3.1 多节转动变弯度后缘结构设计

首先,根据多节转动翼肋等效模型优化设计结果和图 2 所示后缘设计区域,在 CATIA 中进行变弯度机翼后缘结构设计。考虑机构运动中可能存在的干涉问题,通过 CATIA DMU 进行机构运动学仿真,以校核变弯度翼肋机械设计结果。仿真结果如图 7 所示,在不考虑摩擦等因素影响下,多节转动翼肋可以实现目标变形,且后缘外形光滑连续,变形过程中未出现卡滞等现象。

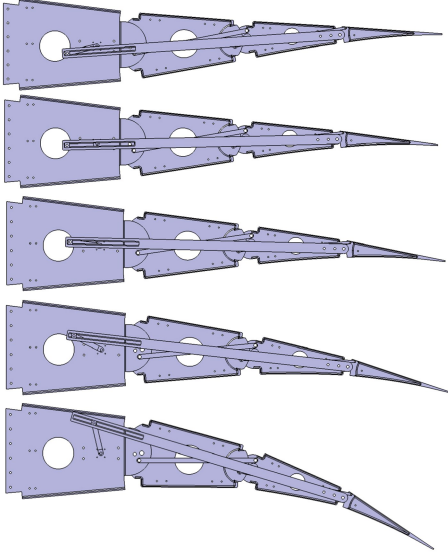


图 7 多节转动翼肋运动学仿真结果

依据变形翼肋设计结果及运动轨迹,采用基于齿轮导杆的驱动机构,与旋转电机组构成简单高效的变形驱动系统,如图 8 所示。该驱动系统由旋转电机、盘式齿轮、丝杠及驱动块等部分组成。通过盘式齿轮和丝杠,将电机输出的旋转力矩转化为直线驱动力,驱动槽口中的驱动块上下运动,从而带动与变形翼肋相连的驱动杆运动,使电机驱动力传递至多节转动翼肋上,进而使其在承受外部载荷的同时由初始状态偏转至目标形状。该系统中丝杠和驱动块构成的驱动机构具有自锁功能,因此能够使变弯度翼肋锁定在任意位置,同时盘式齿轮除传递驱动力,还具有减速作用。

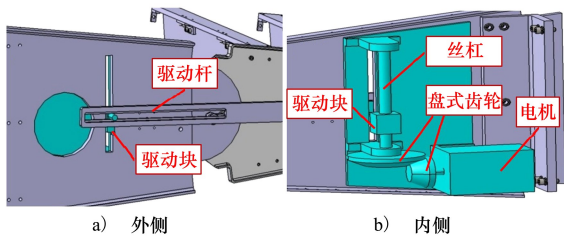


图 8 基于齿轮导杆的驱动系统

结合多节转动翼肋及驱动系统设计方案,建立弦向全尺寸变弯度后缘原理样件模型,如图 9 所示。其中,翼肋采用薄壳结构设计并增加开孔,以在保证机构完整性的同时达到减重的目的。为增加变弯度后缘结构刚度,在多节转动翼肋间布置 T 型界面加强桁条,接头与两侧翼肋固接。此外,各个翼肋配备可独立控制的驱动系统,分别布置在多节转动翼肋附近,驱动电机通过支座固定在非转动块上。对变弯度后缘而言,分布式控制的最大优势是既可以实现后缘同步变形,也可以通过翼肋差动变形实现机翼沿展向扭转,使机翼具备载荷控制潜力。

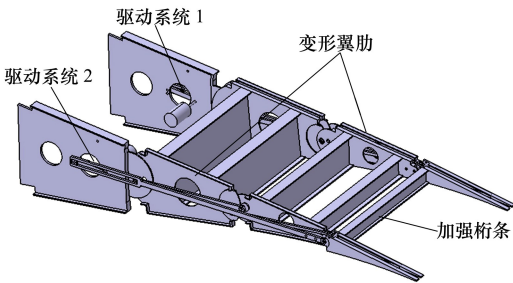


图 9 多节转动变弯度后缘原理样件 CATIA 模型

3.2 变形能力和驱动力分析

为了分析结构在承载下的变形能力和驱动力,建立了图 10 所示的多节转动变弯度后缘仿真模型。在模型中蒙皮采用橡胶和铝合金的组合方案^[20],以实现变形过程和施加气动载荷。翼肋及桁条结构材料为典型的 2024 铝合金,采用壳单元模拟。连接杆

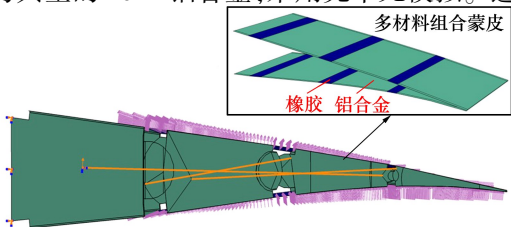


图 10 多节转动变弯度后缘结构仿真模型

及驱动杆为 45#钢,采用梁单元模拟。在模型左侧和驱动杆左端施加固定约束。利用 CFD 计算获得飞机起降(+15°)及巡航阶段(-2°,0°, +5°)典型载荷工况的气动载荷,在上下蒙皮施加法向压强进行模拟。

图 11 为不同工况下变弯度后缘结构的变形与目标外形的对比结果。从图中可以看出,受气动载荷影响,模拟获得的变形情况和目标变形存在一定误差。但是误差较小,最大误差在 0°巡航状态,仅约 1.06°。

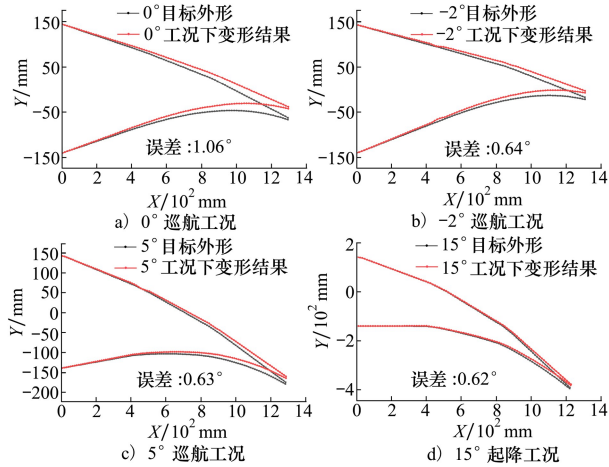


图 11 承载条件下变弯度后缘变形仿真结果

为了对电机驱动力进行分析,首先提取驱动杆左侧的支反力,利用(11)式中滚珠丝杠力矩计算公式^[21],得到图 8 中丝杠的扭矩 T_1 。然后根据(12)式中盘式齿轮力矩传递规律,估算得到不同工况下所提供的驱动力矩 T_2 ,如表 1 所示。

$$T_1 = \frac{FL}{2\pi n} \tag{11}$$

$$T_1 N_1 = T_2 N_2 \tag{12}$$

式中: F 和 L 分别为支反力和丝杠导程(螺距),该丝杠导程为 2.5 mm; n 为丝杠的效率,此处取值为 0.94; N_1 和 N_2 分别为垂直与水平伞齿轮的齿轮数, N_1 为 42, N_2 为 21。

表 1 为单个电机的输出力矩,可以看出,后缘下偏时驱动力矩大于上偏状态,且当后缘处于下偏 5°巡航工况时,电机所提供的力矩最大,约为 3.2 Nm。

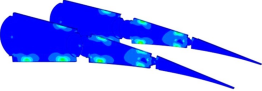
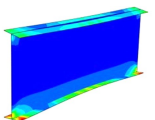
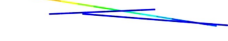
表 1 不同工况下的电机驱动力

工况	0°	-2°	5°	15°
驱动力/(N·m)	0.751	0.695	3.191	1.553

此外,进一步分析不同承载工况下变弯度后缘的应力分布情况。各工况下结构的应力分布规律相似,而在 5°巡航时应力值最大。

表 2 给出了该状态下各典型部件的应力分布和最大应力值。可以看出,在各转动块之间、桁条与转动块之间的连接区域应力较为集中,且在翼肋和肋条上的最大应力值高于驱动机构。同时,各部件最大应力值明显小于典型铝合金和 45#钢的屈服强度(约 320 MPa 和 355 MPa)。上述结果表明,该变弯度后缘结构在承受气动载荷过程中材料未发生破坏,保证了结构在变形过程中的安全性。

表 2 巡航工况下(+5°)下典型部件的应力分布

部件	应力分布	最大应力值/MPa
翼肋		195.8
桁条		185.1
驱动机构		63.9

4 试验验证

通过 3D 打印制备变弯度后缘缩比样件,材料为聚酰胺树脂。利用一对永磁同步伺服电机对其进行变形驱动,同时采用非接触式光学三维测量系统对实际偏转角度进行测量,如图 12 所示。从图中可以看出,缩比模型可实现-5.37°~15.09°的变形,满足设计目标(误差小于 1%),验证了本文设计方法的有效性。

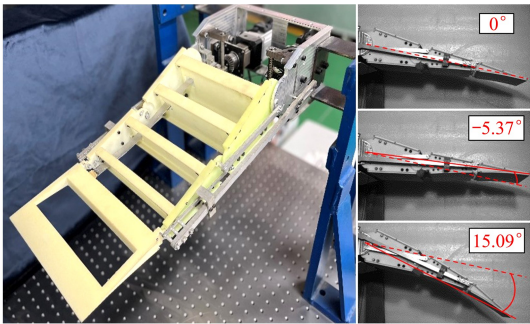


图 12 多节转动变弯度后缘缩比样件变形功能试验

随后建立了全尺寸(弦向)变弯度后缘样机地面功能演示平台,如图 13 所示。该验证平台包括全

尺寸多节转动变弯度后缘结构、驱动控制系统以及试验夹具。后缘结构中变形翼肋及加强桁条部分材料为铝合金,连接件及驱动机构材料为结构钢。控制系统采用开环控制,通过 PLC 编程建立旋转电机输出转角和后缘偏转角度之间的驱动关系,并形成人机友好的触屏控制界面,集成于控制箱内。

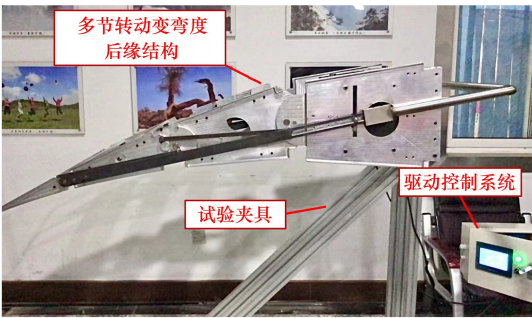


图 13 多节转动变弯度后缘演示验证平台

图 14 为全尺寸样件的变形结果,该样机实际可实现上偏 3.9°至下偏 12.5°光滑连续变形。变形能力与设计目标存在一定误差,下偏时误差为 16.7%,主要是由机械加工及装配误差引起的运动间隙,以及该样件配置的电机输出力矩有限所致。但相较于已发表的文献[22]中实现的变形能力(最大下偏角度为 5°),本文的样件变形能力已有明显提高。

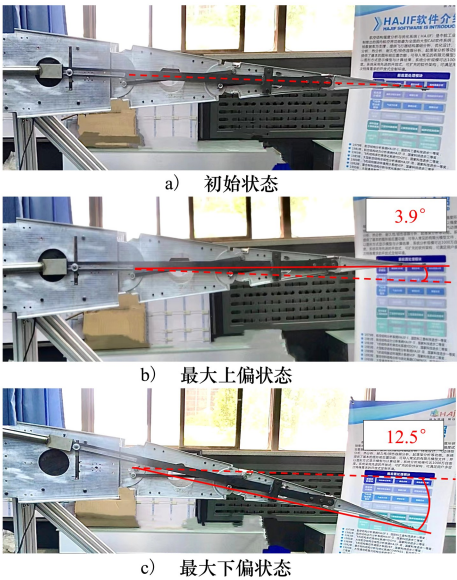


图 14 全尺寸多节转动变弯度后缘样机功能试验

5 结 论

本文从变弯度机翼后缘概念设计出发,建立了

基于多节转动机构的变弯度后缘结构及驱动系统设计方案,并通过地面演示验证平台对多节转动变弯度后缘原理样件变形功能进行了初步验证。具体结论为:

1) 本文建立的多节转动翼肋参数化优化设计方法,可以根据参考翼型及后缘目标偏转角度,给出能够较好实现光滑连续变形的多节转动机构解决方案。

2) 仿真结果表明典型承载条件下结构变形与目标变形最大误差约 1.06° ,下偏时电机驱动力高于上偏状态,且在下偏 5° 时所需驱动力最大。

3) 通过地面变形功能试验说明多节转动变弯度后缘原理样机可实现上偏 3.9° 至下偏 12.5° 连续光滑变形,该方案为大型飞机变弯度后缘结构设计提供了参考。

参考文献:

- [1] 冷劲松, 孙健, 刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 29-45
LENG Jinsong, SUN Jian, LIU Yanju. Application status and future prospect of smart materials and structures in morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 29-45 (in Chinese)
- [2] 王彬文, 杨宇, 钱战森, 等. 机翼变弯度技术研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 136-155
WANG Binwen, YANG Yu, QIAN Zhansen, et al. Review of technical development of variable camber wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 136-155 (in Chinese)
- [3] 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
- [4] 倪迎鸽, 杨宇. 自适应机翼翼型变形的研究现状及关键技术[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 297-308
NI Yingge, YANG Yu. Research on the status and key technology in morphing airfoil of adaptive wings[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 297-308 (in Chinese)
- [5] YANG Y, WANG Z G, LYU S S. Comparative study of two lay-up sequence dispositions for flexible skin design of morphing leading edge[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(7): 271-278
- [6] PECORA R. Multi-modal morphing wing flaps for next generation green regional aircraft: the cleansky challenge[C]//ASME Conference on Smart Materials, San Antonio, Texas, USA, 2018
- [7] BILGEN O, KOCHERSBERGER K B, INMAN D J, et al. Novel, bidirectional, variable camber airfoil via macro-fiber composite actuators[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 303-314
- [8] PARADIES R, CIRESA P. Active wing design with integrated flight control using piezoelectric macro fiber composites[J]. Smart Materials & Structures, 2009, 18(3): 035010
- [9] VOS R, BREUKER R D, BARRETT R M, et al. Morphing wing flight control via postbuckled precompressed piezoelectric actuators[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1060-1068
- [10] BILGEN O, BUTT L M, DAY S R, et al. A novel unmanned aircraft with solid-state control surfaces: analysis and flight demonstration[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2013, 24(2): 147-167
- [11] LENG J S, LIU L W, LYU H B, et al. Applications of shape memory polymer composite structures in aerospace[J]. JEC Composites Magazine, 2012, 72: 36-38
- [12] CONCILIO A, DIMINO I, PECORA R. SARISTU: adaptive trailing edge device (ATED) design process review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 34(7): 24
- [13] REA F, AMOROSO F, PECORA R, et al. Structural design of a multifunctional morphing fowler flap for a twin-prop regional aircraft[C]//ASME 2018 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems, 2018
- [14] AMEDURI S, CONCILIO A, DIMINO I, et al. Airgreen2-Clean Sky 2 programme: adaptive wing technology maturation, challenges and perspectives[C]//ASME 2018 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems, 2018
- [15] 赵飞, 葛文杰, 张龙, 等. 某无人机柔性机翼后缘变形机构的拓扑优化[J]. 机械设计, 2009, 26(8): 19-22
ZHAO Fei, GE Wenjie, ZHANG Long, et al. Topological optimization on the deformation mechanism of flexible trailing edge of certain pilot-less aircraft[J]. Journal of Machine Design, 2009, 26(8): 19-22 (in Chinese)
- [16] 杨智春, 解江. 柔性后缘自适应机翼的概念设计[J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1028-1034
YANG Zhichun, XIE Jiang. Concept design of adaptive wing with flexible trailing edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 1028-1034 (in Chinese)
- [17] 张平, 周丽, 邱涛. 基于可变形蜂窝的柔性蒙皮力学性能分析与结构设计[J]. 固体力学学报, 2013, 34(5): 433-440
ZHANG Ping, ZHOU Li, QIU Tao. Mechanical property analysis and structural design of flexible skin based on deformable honeycomb[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2013, 34(5): 433-440 (in Chinese)

[18] ZHONG Min, ZHENG Sui, WANG Ganglin, et al. Correlation analysis of combined and separated effects of wing deformation and support system in the CAE-AVM study[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(3): 429-438

[19] 李春鹏, 张铁军, 钱战森. 基于代理模型的自适应后缘翼型气动优化设计[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 41-47
LI Chunpeng, ZHANG Tiejun, QIAN Zhansen. Aerodynamic optimization design of the airfoil with adaptive trailing edge based on surrogate model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11): 41-47 (in Chinese)

[20] ARENA M, NAGEL C, PECORA R, et al. Static and dynamic performance of a morphing trailing edge concept with high-damping elastomeric skin[J]. Aerospace, 2019, 6(2): 22

[21] 李林涛, 李海龙, 王冲, 等. 驱动滚珠丝杠的伺服电机旋转扭矩计算[J]. 机械工程师, 2014, 277(7): 214-215
LI Lintao, LI Hailong, WANG Chong, et al. Calculation of rotation torque of servo motor driving ball screw[J]. Journal of Mechanical Engineer, 2014, 277(7): 214-215 (in Chinese)

[22] PECORA R, CONCILIO A, DIMINO I, et al. Structural design of an adaptive wing trailing edge for enhanced cruise performance [C]//Proceedings of the 24th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, 2016

Structure design of variable camber wing trailing edge based on multi-block rotating mechanism

SHI Xintong¹, YANG Yu¹, GE Wenjie², WANG Zhigang¹, SUN Xiasheng³

1.National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710072, China;
2.School of Mechatronics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3.Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100027, China

Abstract: The variable camber trailing edge enables the aircraft to maintain the best aerodynamic performance throughout the flight envelope, so as to achieve the ultimate goal of reducing aircraft fuel consumption and air pollutant emissions. It is one of the important characteristics and development direction of the new generation civil aircraft. In order to solve the contradiction between the high load-bearing and the large deformation of the variable camber trailing edge of large aircraft, a structure scheme for variable camber trailing edge based on multi-block rotation was proposed. A parametric optimization method was established for smooth and continuous deformation of multi-block rotating mechanism. The multi-block rotating structure and driving system of variable camber trailing edge were designed, and the deformation function of the variable camber trailing edge demonstrator was preliminarily verified by ground test. The result shows that variable camber wing trailing edge designed by using the present optimization method of multi-block rotating mechanism can realize smooth and continuous morphing. The actual deformation range of the demonstration is 3.9 degrees up to 12.5 degrees down, and the error with the design target is 16.7%. It provides a design reference for solving the engineering application problem of variable camber structure for large aircraft.

Keywords: morphing wing; variable camber trailing edge; multi-block rotating mechanism

引用格式: 石欣桐, 杨宇, 葛文杰, 等. 基于多节转动机构的变弯度机翼后缘结构设计[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(5): 942-949

SHI Xintong, YANG Yu, GE Wenjie, et al. Structure design of variable camber wing trailing edge based on multi-block rotating mechanism[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(5): 942-949 (in Chinese)