

变弯度机翼后缘滑槽耳片连接设计与验证



董立君,薛景锋,李小飞,宋坤苓

中国航空研究院, 北京 100012

摘要:当前民用飞机的变弯度机翼主要通过机械式驱动实现机翼变形。在变弯度机翼后缘变形时,机翼蒙皮与驱动机构中驱动杆的相对位置关系会发生变化,往往导致驱动机构与蒙皮变形不协调问题。为满足变弯度机翼后缘变形设计要求,本文提出一种驱动机构与蒙皮的连接结构设计方案以实现变弯度机翼后缘变形协调。通过建立变弯度机翼后缘驱动机构运动模型,分析了变弯度机翼后缘在偏转过程中驱动机构与蒙皮连接点处机构点的运动特性,获得了机构点与蒙皮的相对位置关系。进而,通过研究蒙皮耳片开槽形式和开槽方法,对耳片及滑槽进行了设计。最后,通过对研制的变弯度机翼后缘试验样件开展变形和承载功能试验,验证了滑槽耳片设计方案可满足机翼变弯过程中的气动外形要求和承载能力要求。

关键词:变弯度机翼; 后缘; 滑槽耳片; 设计与验证

中图分类号: V224

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.12.002

变弯度机翼可以通过调整机翼翼型的弯度满足飞机最佳气动要求,提高飞机飞行效率,达到降低燃油消耗、降低噪声的作用^[1-4]。目前国内外形成的变弯度机翼后缘结构方案有刚性多指节后缘、基于刚柔耦合的后缘方案^[5-6]等。与机翼前缘不同,机翼后缘形状为细长形,并且从设计、工程制造方面考虑,机翼后缘蒙皮需分为上蒙皮和下蒙皮。从翼型剖面来看,变弯度机翼后缘在下偏过程中,后缘上蒙皮、后缘下蒙皮的弯度会发生变化,并且大部分情况伴随蒙皮弦向长度的变化。上、下蒙皮变弯过程中的弯度和长度变化的解决方案有特殊弹性材料的柔性蒙皮、自适应蜂窝结构柔性蒙皮^[7]、波纹结构柔性蒙皮、蒙皮与后缘主机构的柔性铰链连接^[6]等。上述方案是一种创新,尚处于技术探索和研究阶段,还有很多难点需要解决。

在机械设计中,为解决机构变形协调问题,多种多样的变形结构或运动连接形式被使用。其中,滑槽或滑块方案在机械设计中实现机械传动并补偿刚柔耦合的变形协调被广泛应用。针对传统扑翼飞行器机翼拍打存在相位差的问

题,一种使用曲柄滑槽机构传动的扑翼飞行器被设计^[8]出来。陈秀等^[9]提出了一种新型摇块滑槽式少齿差输出机构,并通过运动学建模对其运动规律进行了分析。李启等^[10]针对目前折翼飞行器折叠机构较少和折叠幅度小的问题,通过改进曲柄滑块机构设计了一款能够大幅度折叠和展开的折叠翼机构。

针对变弯度机翼后缘在下偏过程中,后缘上、下蒙皮与后缘机构的相对位置发生变化,为了保证机构运动与蒙皮变形相协调,同时考虑后缘整体对结构刚度的要求,本文提出了一种技术成熟度较高的后缘机构与蒙皮的连接形式,即基于滑槽的连接形式。

1 研究背景

在变弯度机翼技术研究过程中,针对变弯度机翼后缘提出了多种设计方案,包含多指节方案、偏心梁方案^[11]、基于刚性机构的刚柔耦合方案(刚性机构与蒙皮之间采用柔性连接)等,并且分别对上述方案进行了验证。在方案验证

收稿日期: 2024-04-15; 退修日期: 2024-07-15; 录用日期: 2024-09-06

引用格式: Dong Lijun, Xue Jingfeng, Li Xiaofei, et al. Design and validation of chute lugs on variable camber wing trailing edge [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(12): 8-15. 董立君,薛景锋,李小飞,等. 变弯度机翼后缘滑槽耳片连接设计与验证[J]. 航空科学技术, 2024, 35(12): 8-15.

和改进过程中,本文以基于刚性机构的刚柔耦合方案为基准方案,衍生出一种后缘刚性机构与蒙皮连接的结构形式,创新性地采用滑槽耳片结构形式实现机构与后缘上、下蒙皮的连接,为解决后缘机构与蒙皮的运动协调提供了一种思路。

1.1 变弯度机翼后缘基准方案

采用遗传算法对刚性机构进行优化,在此基础上通过拓扑优化完成柔性机构设计,实物实现过程中将柔性机构转化为刚性杆以及柔性铰链的形式,创新性地设计出柔性铰链结构,最终完成刚柔耦合方案设计^[12-13],图1即为该方案的数字模型。刚性机构通过柔性铰链带动后缘蒙皮运动变形。

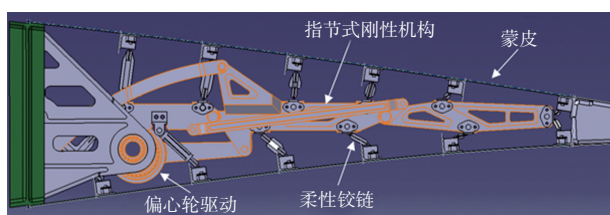


图1 刚柔耦合变弯度机翼后缘方案数模

Fig.1 Scheme of variable camber wing trailing edge based on rigid-flexible coupling

1.2 后缘基准方案承载试验

对上述刚柔耦合变弯度机翼后缘方案进行地面承载试验(见图2)。试验件按照设计方案进行加工和装配,其中蒙皮的连接情况为上蒙皮固定在后缘梁缘条上,下蒙皮释放无约束。变弯度机翼后缘在试验台安装时,后缘梁腹板固定在试验台架上。由于采用挂重物方式模拟气动加载,因此后缘安装时上蒙皮在下方,下蒙皮在上方。地面加载试验中当施加60%巡航载荷时,发现变弯度机翼后缘出现了上蒙皮褶皱,上、下蒙皮变形不光顺的现象。上蒙皮褶皱主要集中在后缘梁附近。上、下蒙皮变形不光顺会影响机翼的气动性能。



图2 基于刚柔耦合的变弯度机翼后缘承载测试

Fig.2 Load test of variable camber wing trailing edge based on rigid-flexible coupling

针对该试验件承载试验中上蒙皮出现的褶皱问题进行分析,得出以下结论:变弯度机翼后缘在承载条件下发生一定变形,从而使得上蒙皮展向空间缩短,而后缘上蒙皮固定在后缘梁缘条上,阻止了上蒙皮向中央翼盒方向的滑动,因此产生了上蒙皮的褶皱。上、下蒙皮变形不光顺的原因预判是柔性铰链对蒙皮的法向支持(约束)刚度不足。

1.3 问题解决思路

针对上述刚柔耦合方案中蒙皮变形不光顺现象,就运动机构和蒙皮连接结构方面提出的解决办法有两个:一是继续开展柔性铰链创新性设计,攻克技术难点;二是结合工程经验,提出技术成熟度较高的后缘机构与蒙皮的连接结构,该结构需要具备既能保证后缘机构运动与蒙皮变形协调,又能对蒙皮提供足够法向支持的能力。在此背景下本文提出了滑槽耳片连接结构形式。

2 滑槽耳片连接方案设计方法

2.1 气动外形目标

根据飞机总体对起降、巡航等状态的气动要求,通过优化方法获得了变弯度机翼后缘变形矩阵^[14],即后缘各下偏角度下的最优气动外形。该系列气动外形作为变弯度机翼后缘结构方案设计的目标外形。

本文对变弯度机翼后缘偏转角度进行了定义,具体定义如图3所示。以后缘舱梁与0°基准翼型剖面中弧线交点O为后缘下偏旋转点,以O点与0°基准后缘翼型后缘端点连线为0°偏转角基准线,连接O点和某一后缘偏转翼型后缘端点形成的直线与0°偏转角基准线之间的夹角即为该后缘偏转翼型的偏转角度。其中,后缘向下偏转角度为正,向上偏转角度为负。

选取典型气动外形作为本文后缘结构设计的目标外形。通过图3中翼型对比发现,4个翼型的上蒙皮弦向长度相同,下蒙皮弦向长度不同,翼型厚度也不同。

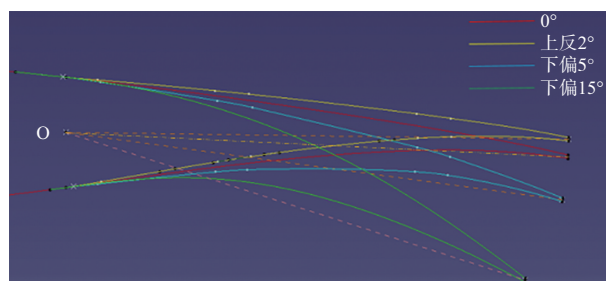


图3 变弯度机翼后缘各偏转角度气动外形目标

Fig.3 Aerodynamic profile targets of variable camber wing trailing edge at each deflection angle

2.2 滑槽耳片连接设计方法

本节的主要目的是获得变弯度机翼后缘在整个偏转过程中后缘机构相对于后缘蒙皮的运动轨迹,基于该轨迹对连接后缘机构和后缘蒙皮的耳片滑槽开展设计工作。

2.2.1 运动学原理

根据刚柔耦合变弯度机翼后缘方案的相关信息,抽象出其机构理论模型(见图4)。根据变弯度机翼后缘机构功能原理,当输入轴A处于一定角度时,机翼后缘上蒙皮和下蒙皮保持一定的气动外形,以保证相应的气动性能。

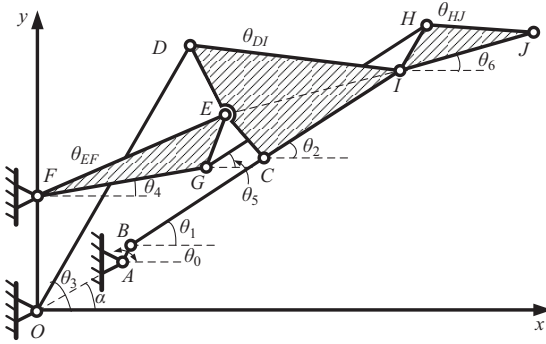


图4 变弯度机翼机构运动学模型

Fig.4 Kinematic model of mechanism of variable camber wing trailing edge

为了方便对变弯度机翼后缘机构进行运动学分析,选取铰链O为坐标原点以及铰链O与铰链F连线为y轴建立xoy坐标系,如图4所示。选取路径ABCDOA、路径ABCEFA和路径ABCIHGEA建立机构的封闭矢量位置方程组,如式(1)所示

$$\begin{cases} l_{AB} \cos \theta_0 + l_{BC} \cos \theta_1 + l_{CD} \cos (\theta_2 + \angle DCI) - l_{OD} \cos \theta_3 + X_A = 0 \\ l_{AB} \sin \theta_0 + l_{BC} \sin \theta_1 + l_{CD} \sin (\theta_2 + \angle DCI) - l_{OD} \sin \theta_3 + Y_A = 0 \\ l_{AB} \cos \theta_0 + l_{BC} \cos \theta_1 + l_{CE} \cos (\theta_2 + \angle ECI) - l_{EF} \cos (\theta_4 + \angle EFG) + X_A = 0 \\ l_{AB} \sin \theta_0 + l_{BC} \sin \theta_1 + l_{CE} \sin (\theta_2 + \angle ECI) - l_{EF} \sin (\theta_4 + \angle EFG) - (Y_F - Y_A) = 0 \\ l_{AB} \cos \theta_0 + l_{BC} \cos \theta_1 + l_{CI} \cos \theta_2 + l_{HI} \cos (\theta_6 + \angle HIJ) - l_{GH} \cos \theta_5 - l_{FG} \cos \theta_4 + X_A = 0 \\ l_{AB} \sin \theta_0 + l_{BC} \sin \theta_1 + l_{CI} \sin \theta_2 + l_{HI} \sin (\theta_6 + \angle HIJ) - l_{GH} \sin \theta_5 - l_{FG} \sin \theta_4 - (Y_F - Y_A) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, l_{AB} 、 l_{BC} 和 l_{CD} 等为机构中的构件杆长; θ_0 为驱动输入杆件AB的姿态角度; θ_i ($i=1,2,\dots,6$) 分别为杆件BC、杆件CI、

杆件OD、杆件FG、杆件GH和杆件IG的姿态角度,由x轴开始,沿逆时针方向计量为正。 X_A 、 Y_A 和 Y_F 分别为铰链A的x轴坐标、y轴坐标和铰链F的y轴坐标,可由 l_{OA} 、 l_{OF} 和 l_{AF} 根据几何关系确定。

可通过求解式(1)的机构运动学方程得到该变弯度机翼后缘机构中各杆件的姿态角度和铰链坐标。由此可获得机构各杆件之间的相互运动关系。

2.2.2 运动仿真模型建立

基于刚柔耦合变弯度机翼后缘数模(见图1),建立变弯度机翼后缘机构运动仿真模型,该模型可以精准反映基于刚柔耦合变弯度机翼后缘方案中机构运动关系。同时根据后缘数模信息,在运动仿真模型中建立了连接蒙皮和运动主机机构的12根支杆(见图5),在变弯度机翼后缘0°状态时,后缘数模和运动仿真模型中支杆与运动主机机构的相对位置关系一致,支杆一端与运动主机机构固定连接,另一端通过固定在蒙皮上的滑槽耳片与蒙皮进行连接。

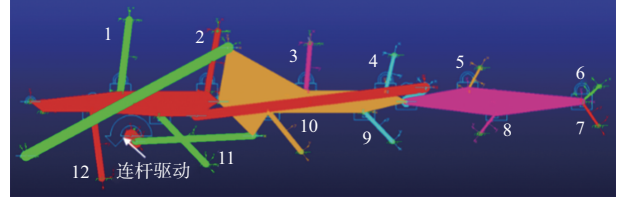


图5 变弯度机翼后缘运动仿真模型

Fig.5 Motion simulation model of variable camber wing trailing edge

基于刚柔耦合的变弯度机翼后缘方案主驱动为偏心轮滚轴驱动,其本质仍为连杆驱动,因此运动仿真模型中建立连杆驱动代替偏心轮滚轴驱动(部位见图1和图5)。在变弯度机翼后缘偏转角度定义基础上,通过运动仿真分析获得后缘偏心轮驱动转动角度与后缘整体偏转角度关系,如图6所示。其中,后缘偏转5°时,要求偏心轮转动25.8°;后缘偏转10°时,要求偏心轮偏转46.87°;后缘偏转15°时,要求偏心轮偏转64.5°。

2.2.3 后缘机构与蒙皮相对运动轨迹分析

基于运动模型可以获得机翼后缘在变弯度过程中后缘支杆空间运动轨迹。通过与机翼后缘变弯度过程中后缘蒙皮空间位置对比,可以获得后缘在变弯度过程中运动支杆端头相对后缘蒙皮的运动轨迹。根据背景机巡航段气动矩阵设计要求,本文重点关注变弯度机翼后缘0°、上反2°、下偏5°、下偏15°等状态的实现及应用。基于运动模型(见图4、图5)和关系曲线(见图6),可获得机翼后缘4个主要状态(0°、上反2°、下偏5°、下偏15°)下支杆端点的相应空间位置。

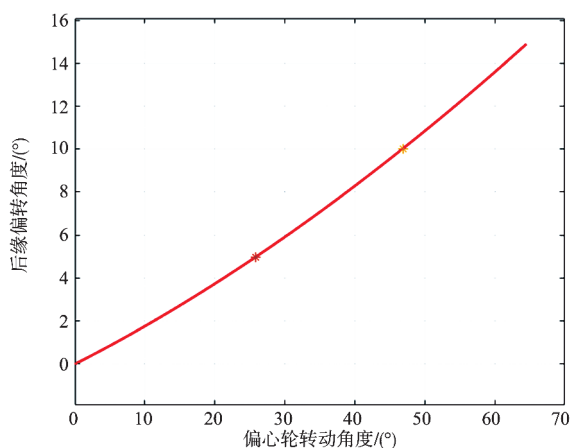
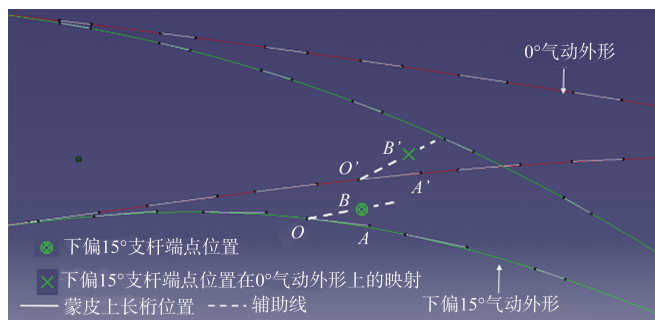


图6 驱动偏转角与后缘偏转角度关系

Fig.6 Relationship of deflection angle between drive and trailing edge

由于上、下翼面长桁与机翼蒙皮是固连的,所以可以根据指定气动外形下机构点对长桁的相对位置反推出后缘 0° 状态下机构点与对应长桁及蒙皮的相对位置关系(具体操作见图7,图中线段 OB 的长度等于线段 $O'B'$ 的长度,角度 $\angle AOB$ 等于角度 $\angle A'O'B'$),基于该理论或方法,获得了上反 2° 、下偏 5° 、下偏 15° 时各机构点与长桁的相对位置关系,具体如图8所示。针对同一根长桁,根据 0° 、上反 2° 、下偏 5° 、下偏 15° 时机机构点与该长桁的相对位置关系,制定合理的机构点在后缘偏转变形过程中的相对运动曲线(见图8),基于该曲线确定与长桁连接的耳片上的开槽方案。

图7 后缘支杆端点位置到 0° 气动外形的映射方法Fig.7 Mapping approach of trailing edge support endpoint to aerodynamic profile at 0°

2.2.4 基于运动轨迹的滑槽设计

本文以半径为4mm的滚柱为例,阐述匹配此规格滚柱的滑槽设计方法。图9为耳片滑槽设计方法示意图,该图中C点、D点、E点和F点分别为图8中后缘几个典型偏转角度状态下某支杆端点对于其对应长桁的映射位置,而线 $CDEF$ (本文采用直线段方式)则为滚柱相对于耳片的运动

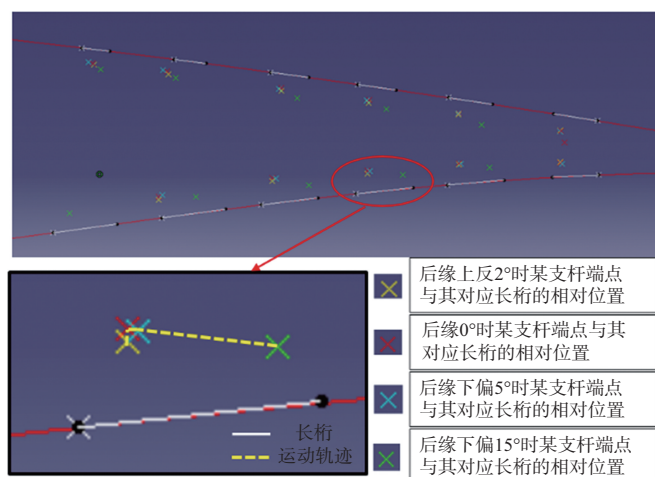


图8 不同偏转角度下后缘支杆端点与其对应长桁的相对位置关系及其运动轨迹

Fig.8 Relative position relationship between trailing edge endpoint and its corresponding stringer, and their motion trails under different deflection angles

轨迹。为了保证滚柱在耳片滑槽上运动,滑槽两侧直(曲)线之间的距离最小不小于滚柱直径。如图9所示,分别在线段 CD 、线段 DE 、线段 EF 两侧绘制间距为4mm(滚柱半径)的平行线(图中黄色线表示);为了保证滑槽包线闭环,分别以 C 、 D 、 E 、 F 点为圆心、以4mm(滚柱半径)为半径绘制圆弧线(图中紫色线表示),连接圆弧两侧的平行线段。其他黄色线相交形成的尖角处做倒圆角处理(图中有两处),保证滑槽包线光顺。形成的耳片上的滑槽形式如图10所示。

考虑到滑槽耐磨要求及防止滑动螺栓运动卡死现象,建议滑槽轨采用铜合金材料。为了保证强度要求,耳片上

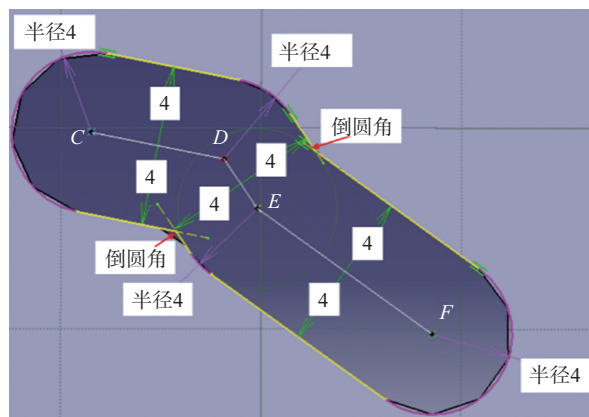


图9 耳片滑槽设计方法示意图

Fig.9 Schematic diagram of design method for chute on ear piece

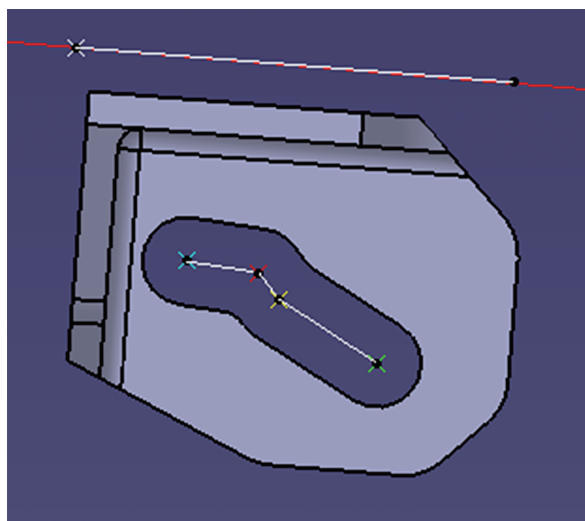


图 10 耳片上滑槽示意图

Fig.10 Schematic diagram of chute on ear piece

滑槽与边界距离最小为10mm。

2.2.5 滑槽耳片及连接设计

机翼后缘驱动机构通过滑槽耳片与蒙皮连接,带动蒙皮完成后缘偏转变形。本文设计滑槽耳片为双耳片,考虑转载,双耳片与机翼蒙皮上的长桁结构固定连接。驱动机构与蒙皮的连接关系如图 11 所示,其中双耳片及滚柱形式如图 12 所示。驱动机构中驱动支杆与滑槽耳片通过滚柱连接,利用耳片上滑槽设计以滚柱在滑槽上的滑/滚动形式,实现变弯度机翼后缘在变弯过程中蒙皮与主驱动机构相对位置匹配协调。为了保证后缘在偏转过程中滚柱不脱落,在滚柱中段设计有凹槽(见图 12(b)),机构支杆上安装有销钉,销钉一端穿过支杆,端头落入滚柱凹槽中,销钉防止了滚柱轴向方向的移动(见图 13)。

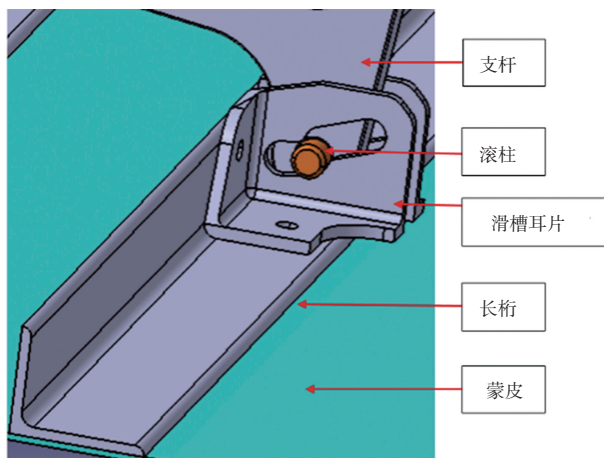


图 11 机构支杆与蒙皮装配图

Fig.11 Assembly of support rod and skin

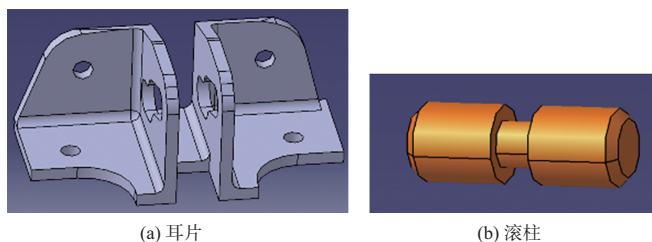


图 12 耳片及滚柱结构形式

Fig.12 Structure drawing of ear piece and roller

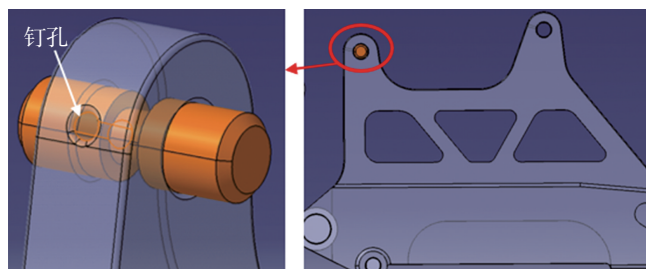


图 13 后缘机构支杆与滚柱装配情况

Fig.13 Assembly of support rod and roller of trailing edge mechanism

2.3 设计结果

根据后缘机构支杆的端点位置优化设计工作,选定了支杆端点位置,同时对应地配置了滑槽耳片。按照上述耳片滑槽的设计方法,完成了后缘 11 个耳片滑槽的设计工作。本文基于连杆机构和滑槽耳片连接的变弯度机翼后缘方案装配图如图 14 所示。

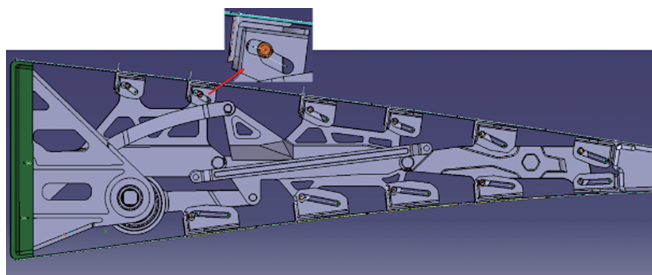


图 14 变弯度机翼后缘滑槽耳片连接设计装配图

Fig.14 Assembly of variable camber wing trailing edge with chute ear piece

3 滑槽耳片连接方案试验

基于上述形成的变弯度机翼后缘滑槽方案,同时结合上、下蒙皮与后缘舱梁缘条的不同连接边界条件,开展了一系列变形功能和承载试验,同时伴随方案改进迭代推进。本文总结了上、下蒙皮的连接方式对变弯度后缘方案承载变形的影响规律,从而为改进方案的提出提供理论依据。

本文对该方案进行了相关试验,当上蒙皮在后缘舱梁缘条处固定,施加 1600N 载荷时,上蒙皮处仍然发生褶皱。在上、下蒙皮翼梁根部处开槽,使得在后缘变形运动过程中上、下蒙皮可与翼梁产生相对滑动,对该改进方案进行加载试验,施加 2000N 载荷(机构最后端部为 600N 载荷)时,蒙皮未发生褶皱,如图 15 所示。下蒙皮翼梁处的开槽设计,有助于更好地维持机翼各个状态的气动外形。由此证明该设计方案对于解决变弯度机翼变形过程中产生褶皱的问题有效。



图 15 滑槽耳片后缘方案承载试验(2000N 载荷)

Fig.15 Load test of trailing edge with chute ear piece (2000N)

对变弯度机翼后缘滑槽方案进行变形精度评估,结果如下,图 16 为变弯度机翼后缘在 0° 位置时实际外形与目标外形对比,图 17 为变弯度机翼后缘在偏转 15° 位置时实际外形与目标外形对比,通过对比得出,0° 位置时实际外形与目标外形吻合,偏转 15° 时在滑槽设计区域实际外形与目标外形同样吻合。由此证明,该设计方案可有效保证变形精度。

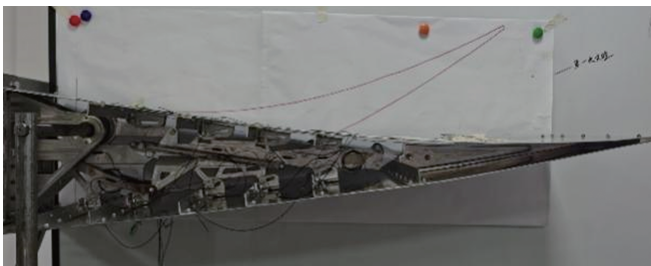


图 16 在 0° 位置时实际外形与目标外形对比

Fig.16 Comparison between the actual shape and the target shape at 0°

4 结论

通过研究,可以得出以下结论:



图 17 在 15° 位置时实际外形与目标外形对比

Fig.17 Comparison between the actual shape and the target shape at 15°

(1)滑槽耳片中的滑槽一方面可释放驱动机构与蒙皮之间的蒙皮面内方向位移约束,使得机翼蒙皮变形光滑;另一方面可为蒙皮提供足够的法向刚度支持,以支撑蒙皮能够承受气动载荷。

(2)变弯度机翼后缘滑槽设计方案可满足变弯度后缘机翼的变形、承载和变形光滑要求。

(3)可通过调控并设计耳片滑槽轨迹来实现机翼后缘变弯过程中翼型厚度等气动外形变化要求。

(4)变弯度后缘机翼上蒙皮开槽设计对于解决结构承载变形出现的蒙皮褶皱问题有利,下蒙皮开槽设计对于减小后缘结构承载变形有利。因此上、下蒙皮的端部约束设置对于变弯度后缘的变形光滑要求和承载要求有影响。

后续发展方向为:从驱动效率、变形、承载、滑槽轨迹光滑等方面考虑,开展耳片位置、滑槽轨迹的优化设计;可开展考虑机构弹性变形的滑槽轨迹设计。

AST

参考文献

- [1] Concilio A, Dimino I, Pecora R. SARISTU: Adaptive trailing edge device (ATED) design process review [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(7): 187-210.
- [2] 刘谦, 杨玉岭. 欧美变形机翼技术发展追踪[J]. 国际航空, 2020(5): 61-64.
Liu Qian, Yang Yuling. Morphing wing technology in the US and Europe [J]. International Aviation, 2020(5) 61-64. (in Chinese)
- [3] 李小飞, 张梦杰, 王文娟, 等. 变弯度机翼技术发展研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(2): 12-24.
Li Xiaofei, Zhang Mengjie, Wang Wenjuan, et al. Research on variable camber wing technology development [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 12-24. (in Chinese)
- [4] 李士途, 艾俊强, 任远春, 等. 变弯度机翼前后缘结构技术发展

- 与应用前景[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 31-40.
- Li Shitu, Ai Junqiang, Ren Yuanchun, et al. Development and application prospect of variable leading and trailing edge structure technology [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 31-40. (in Chinese)
- [5] 张音旋, 邱涛, 王健志. 一种柔性蒙皮设计技术及其在后缘变弯度机翼结构中的应用[J]. 航空科学技术, 2012(5): 26-28.
- Zhang Yinxuan, Qiu Tao, Wang Jianzhi. A flexible skin design technology and the application on variable camber trailing edge [J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(5): 26-28. (in Chinese)
- [6] 葛文杰, 王君楠, 张永红, 等. 基于指节式刚柔耦合的变形翼后缘设计方法: 中国, CN 112182760 A[P]. 2021-01-05.
- Ge Wenjie, Wang Junnan, Zhang Yonghong, et al. Design method of trailing edge structure of rigid-flex coupling variable camber wing based on "knuckle": China, CN 112182760 A[P]. 2021-01-05. (in Chinese)
- [7] 葛文杰, 王君楠, 张永红, 等. 基于指节式连杆驱动的后缘变弯度机构: 中国, CN 112141318 A[P]. 2020-12-29.
- Ge Wenjie, Wang Junnan, Zhang Yonghong, et al. Design method of trailing edge structure of variable camber wing based on "knuckle-Connecting rod": CN 112141318 A[P]. 2020-12-29. (in Chinese)
- [8] 葛文杰, 朱楠楠, 丁世聪, 等. 基于“指节”驱动刚柔耦合式变弯度机翼后缘结构的设计方法[J]. 航空科学技术, 2024, 35(5): 82-92.
- Ge Wenjie, Zhu Nannan, Ding Shicong, et al. Design method of trailing edge structure of rigid-flex coupling variable curvature wing based on "knuckle" drive[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(5): 82-92. (in Chinese)
- [9] 陈秀, 葛文杰, 张永红, 等. 基于遗传算法的柔性机构形状变化综合优化研究[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1230-1235.
- Chen Xiu, Ge Wenjie, Zhang Yonghong, et al. Investigation on synthesis optimization for shape morphing compliant mechanisms using GA[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(5): 1230-1235. (in Chinese)
- [10] 李启, 蔡毓, 黄显升, 等. 基于曲柄滑槽机构的扑翼飞行器设计[J]. 机械传动, 2022, 46(6): 127-133.
- Li Qi, Cai Yu, Huang Xiansheng, et al. Design of flapping wing aircraft based on crank chute mechanism [J]. Journal of Mechanical Transmission, 2022, 46(6): 127-133. (in Chinese)
- [11] 李伟, 崔建昆. 摇块滑槽式少齿差输出机构运动规律研究[J]. 机械传动, 2018, 42(9): 42-51.
- Li Wei, Cui Jiankun. Research of the movement law of output mechanism with shaking block chute type small tooth number difference [J]. Journal of Mechanical Transmission, 2018, 42(9): 42-51. (in Chinese)
- [12] 吴文锦, 郭高智, 周昌兰, 等. 曲柄滑块式折叠翼机构设计与仿真分析[J]. 黑龙江工业学院学报(综合版), 2022, 22(8): 57-62.
- Wu Wenjin, Guo Gaozhi, Zhou Changlan, et al. Design and simulation analysis of crank block folding wing mechanism [J]. Journal of Heilongjiang University of Technology (Comprehensive Edition), 2022, 22(8): 57-62. (in Chinese)
- [13] 张盛, 杨宇, 王志刚, 等. 变弯度机翼后缘偏心梁设计与验证[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 525892.
- Zhang Sheng, Yang Yu, Wang Zhigang, et al. Design and validation of eccentric beam for variable camber trailing edge [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 525892. (in Chinese)
- [14] 李春鹏, 钱战森, 孙侠生. 远程民机变弯度机翼后缘外形变形矩阵气动设计[J]. 航空学报, 2023, 44(4): 127335.
- Li Chunpeng, Qian Zhansen, Sun Xiasheng. The trailing edge deformation matrix aerodynamic design for the long-range civil aircraft variable camber wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(4): 127335. (in Chinese)

Design and Validation of Chute Lugs on Variable Camber Wing Trailing Edge

Dong Lijun, Xue Jingfeng, Li Xiaofei, Song Kunling

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: Currently, the variable camber wings on civil aircraft are mainly morphed by mechanical drive. When the trailing edge of the variable camber wing morphs, there will be the change of the relative position relationship between the wing skin and the drive rod of the drive mechanism. This often leads to discordant deformation between the driving mechanism and the skin. To meet the morph design requirements of variable camber wing trailing edge, this paper proposed a design scheme of connecting structure between drive mechanism and skin to realize deformation coordination of the trailing edge. By establishing the motion model of the driving mechanism on the variable camber wing trailing edge, the motion characteristics of the mechanism points, the connection points between the driving mechanism and the skin during deflection of the trailing edge were analyzed, and the relative position relationship between the mechanism points and the skin was obtained. Then, the grooving form and method of lugs on skin were studied, and the design of chute lugs was carried on. Finally, the deformation and bearing capacity of the variable camber wing trailing edge prototype were tested, and the results showed that the chute lugs design scheme of the variable camber wing trailing edge can meet the requirements of aerodynamic shape and bearing capacity during bending of wing.

Key Words: variable camber wing; trailing edge; chute lugs; design and validation