

# 串联驱动变弯度机翼设计与气动性能分析

刘峰, 李雪江, 豆广征, 聂瑞

(中国民用航空飞行学院航空工程学院, 四川广汉, 618307)

**摘要** 针对飞行性能要求, 采用 NACA4412 翼型设计了一种串联驱动变弯度机翼方案。将机翼沿弦向分为 5 个翼段, 前缘部分为主承力结构固定段, 后缘 4 段翼面由 4 个舵机实现串联驱动。偏转翼段内部采用空间五面体桁架结构, 表面敷设复合材料弹性蒙皮。翼段间采用连杆止动以限制相对转角。建立了机翼的运动学分析模型, 计算了变弯度机翼的作动速度。建立了机翼的气动分析模型, 对 4 个典型飞行工况的气动性能进行了分析, 并与传统舵面机翼性能进行对比。研究表明, 在相同飞行工况下, 弦向四级串联驱动变弯度机翼的作动时长仅为传统机翼的 25%。起飞阶段升阻比增大 71.94%, 滚转机动时力矩增大 12.46%, 进近阶段升力增大 11.19%, 接地后减速阶段阻力增大 104.83%。串联驱动变弯度机翼相对传统舵面机翼具有更优的操纵特性和气动性能。

**关键词** 变体; 飞行器; 串联驱动; 变弯度; 气动性能

**DOI** 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.02.007

**中图分类号** V224 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)02-0062-07

## A Design of Tandem Drive Variable Camber Wing and Analysis of Aerodynamic Performance

LIU Feng, LI Xuejiang, DOU Guangzheng, NIE Rui

(School of Aviation Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, Sichuan, China)

**Abstract** In order to meet the needs of flight performance, a tandem drive variable camber wing is designed with NACA4412 airfoil. Wing structure is divided into five sections along chordwise, and leading section is the main load-bearing structure. Four wing sections of the trailing edge are driven by four electrical servo motors in series. In the interior of deflecting wing section, pentahedron truss structure is adopted, and in the interior there is laid on the surface a composite elastic skin. Connecting rods with stop function is arranged to limit the relative rotation angle of the four trailing sections. A kinematics analysis model of the variable camber wing is established, and the drive speed is calculated. An aerodynamic analysis model of the wing is built, and the aerodynamic performance of four typical flight status is analyzed, and their performance is compared with that of the wing with conventional flight control surfaces. The results show that under the same flight status, the actuation time of the variable camber wing with four-stage tandem drive along chordwise is only 25% of that of the conventional wing. The lift-drag ratio in-

**收稿日期:** 2023-10-09

**基金项目:** 中国民用航空飞行学院科研基金(J2022-026); 机械结构力学及控制国家重点实验室开放课题(MCMS-E-0521Y02); 中国民用航空飞行学院研究生科研创新基金(X2023-10)

**作者简介:** 刘峰(1977-), 男, 四川崇州人, 教授, 博士, 研究方向为飞行器设计、复合材料结构设计与分析。E-mail: 10558871@qq.com

**引用格式:** 刘峰, 李雪江, 豆广征, 等. 串联驱动变弯度机翼设计与气动性能分析[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(2): 62-68. LIU Feng, LI Xuejiang, DOU Guangzheng, et al. A Design of Tandem Drive Variable Camber Wing and Analysis of Aerodynamic Performance[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(2): 62-68.

creases by 71.94% for takeoff. The maneuver moment increases by 12.46% for roll. The lift increases by 11.19% for approach, and the drag increases by 104.83% for deceleration after touchdown. Tandem drive variable camber wing is superior relatively to the conventional control wing in handling characteristics and in aerodynamic performance.

**Key words** morphing; aircraft; tandem drive; variable camber; aerodynamic performance

传统固定翼飞行器的外形设计需兼顾不同飞行状态和任务,在单一工况下一般不能达到最高气动效率<sup>[1]</sup>。变弯度机翼是一种可以改变机翼弯度以适应不同飞行工况的机翼。早在 20 世纪 80 年代美国就开展了任务自适应机翼(mission adaptive wing, MAW)项目<sup>[2]</sup>,对变后掠角战斗机 F-111 进行改装,配置了变形较小的柔性后缘,但复杂的操纵机构几乎抵消了新技术带来的性能提升。

1994 年 Kota 提出使用机构驱动蒙皮达到机翼前后缘柔性变形的思想,为后续变弯度机翼的发展奠定了基础<sup>[3]</sup>。NASA 对变弯度机翼的评估表明,相同条件下机翼升阻比的增大会明显降低燃油消耗率<sup>[4]</sup>。Monner 等提出一种分段式翼肋,利用首段的直线作动器驱动可使后缘上下偏转达到 15°<sup>[5]</sup>,同时该后缘上下蒙皮与翼肋之间采用滑动轴承连接,降低了蒙皮的应变。若对各组翼肋弯曲角度进行独立控制,则可获得具备扭转变形能力的柔性机翼后缘。2007 年 Hetrick 等在自适应柔性翼项目中,将变弯度后缘安装在白骑士飞机腹部进行测试,结果表明在高空长航时飞机上该柔性结构可节省大量燃油<sup>[6]</sup>。YUK 等使用热固性形状记忆聚合物与增强相组合获得新型复合材料,从而控制机翼的弯曲变形与展开,增强了机翼的抗风性<sup>[7]</sup>。黎军等将形状记忆合金应用于智能襟翼,试验表明在相同偏转角下可增升 20% 以上<sup>[8]</sup>。形状记忆合金的偏转角度需进行反复训练,经验不足可能会导致实际偏转角与设计偏转角产生偏差。NASA 与多个大学合作利用 6 个独立控制的伺服舵机,配合柔性氯丁橡胶制成的柔性蒙皮,试制了较为光滑的机翼后缘,该机翼可向下偏转 20° 以提高起降阶段升力<sup>[9]</sup>。Woods 等在 NASA 变形翼项目的基础上,设计了一种鱼骨式柔性后缘,能够在低驱动力下实现大变形以提高升阻比<sup>[10]</sup>。2015 年 NASA 的自适应柔性后缘(adaptive compliant trailing edge, ACTE)项目将分布式轻质柔性结构应用于湾流 III 飞机的后缘,经测试舵面可向上偏转 2°,向下偏转 30°<sup>[11-12]</sup>。Molinari 等提出一种沿翼肋方向分布压电元件驱动后缘变形的方案,分析表明柔性机翼后缘可以在飞行中减小阻力<sup>[13]</sup>。梁煜等研究发现变弯度机翼可改善机翼抖振特性,巡航构型的升力系数随后缘弯度

增大而升高<sup>[14]</sup>。昌森等研究发现变弯度机翼可增升减阻,在保证高升阻比情况下还具有附加力矩小的优势<sup>[15]</sup>。张盛等在 Kudva 的智能机翼基础上,使用热塑性聚氨酯设计了泊松比为 0 的柔性蜂窝结构,配合硅橡胶蒙皮和 3D 打印共聚酰胺热熔胶基板制成柔性机翼<sup>[16-17]</sup>,该方案利用偏心梁驱动可使后缘下偏 15°。

综上所述,目前柔性机翼基本处于概念设计与研究阶段,存在结构变形小、承载能力低、驱动困难、工程化难度高等缺点。本文从结构概念设计和气动分析的角度设计了一种弦向分段式串联驱动变弯度机翼,相较于传统机翼舵面和前述柔性机翼,其结构与驱动简单、柔性变形角度大、变形连续光滑、对气流的扰动较小、承载能力强、工程应用可行性高,沿展向多段组合可实现机翼的连续扭转。

## 1 机翼设计

陈哲等研究表明 NACA4412 翼型在低雷诺数(约  $20 \times 10^6$ )下具备良好的升力特性,且其零升迎角小于 0°<sup>[18]</sup>。因此,以 NACA4412 翼型为例,设计了一段弦长 600 mm,展长 364 mm 的串联驱动变弯度柔性机翼结构示意图,如图 1 所示。机翼自前缘向后分为 5 段,其中前缘翼段 1 为固定段,沿展向安装 2 根碳管和 1 块碳纤/轻木夹芯板作为翼梁,并与碳纤/轻木夹芯板式翼肋组装。后缘可变弯度部分由翼段 2~翼段 5 组成,采用连杆顺序连接。以安装于 U 形架上的舵机作为驱动装置,连杆转轴处做限位设计,将各段的作动偏转角度控制在  $-10^\circ \sim 14.25^\circ$ 。则满行程状态下,机翼后部可向下偏转 40°,向上偏转 57°。各翼段蒙皮采用五面体空间桁架支撑,桁架的弦向杆根据驱动需要设计为曲杆,保证驱动过程中外形光滑。多面体结构和连杆样件采用聚乳酸 3D 打印制作,如图 2 所示。同一翼段不同部位蒙皮刚度要求不同,因此蒙皮样件采用树脂基/玻纤和碳纤维复合材料铺制,管梁样件为 3K 碳纤维管。以上构件在工程应用时可采用钛合金、蜂窝夹芯/碳纤维复合材料等其他强度更高的材料制造,不在本文敷述。机翼驱动后的偏转状态如图 3 所示。

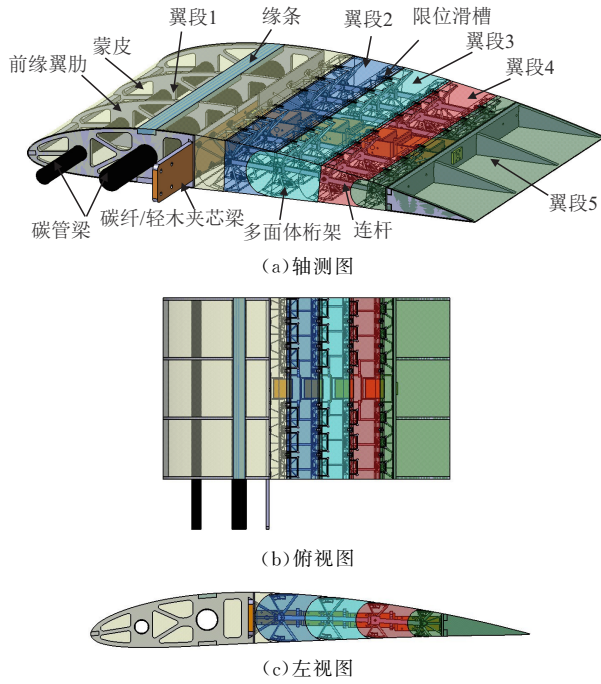


图1 串联驱动变弯度机翼结构示意图

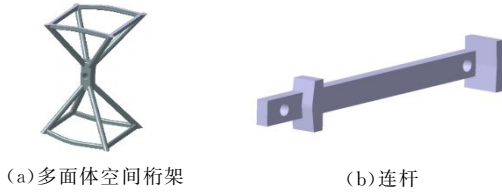


图2 机翼关键结构件

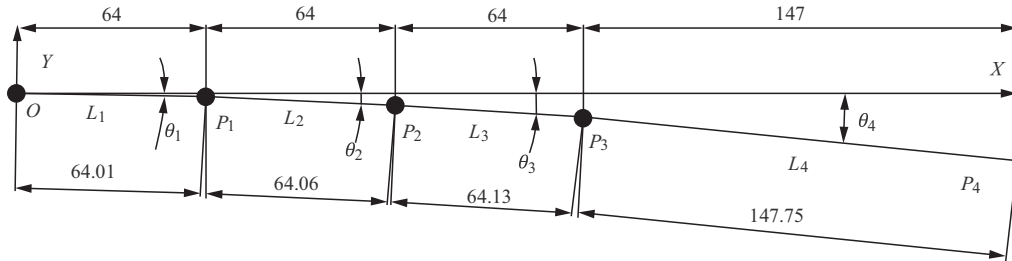


图4 各转轴点初始位置

以初始位置为基准,各转轴逆时针旋转为正,顺时针旋转为负。各转轴旋转方向统一但角速度独立,则各点的位置为:

$$P_n \begin{cases} P_{nx} = \sum_{n=1}^4 L_n \cos(n\varphi + \theta_n) \\ P_{ny} = \sum_{n=1}^4 L_n \sin(n\varphi + \theta_n) \quad (1 \leq n \leq 4) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $P_n$ 为转轴点或后缘点位置; $\varphi = \omega t$ 为单个舵机转动角度, $t$ 为转动时间; $\theta_n$ 为翼段与X轴夹角, $n$ 取整数。

当 $\varphi = 0$ 时4个舵机同时启动做逆时针匀速转动至 $\varphi_{up} = 14.25^\circ$ 停止,机翼后缘上偏达到最大角度,即 $P_n$ 到达上止点。同理,顺时针匀速转动至 $\varphi_{down} = -10^\circ$ 停止,机翼后缘下偏达到下止点。角速度为已知量,式(1)对时间 $t$ 求导可得速度:

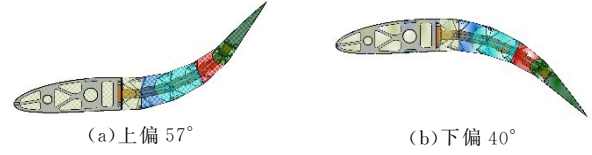


图3 机翼变弯度示意图

## 2 运动分析

### 2.1 变体位移与速度分析

变弯度机翼试验段驱动选择市售航模舵机,原厂额定角速度为 $\omega = 461.54^\circ/\text{s}$ 。机翼的变弯度后缘部分占据弦长的56.50%。机翼为非对称翼型,因此各翼段转轴的初始位置存在高差,以翼段2的转轴为O点,翼段3~翼段5的转轴点,以及机翼后缘点依次命名为 $P_1$ 、 $P_2$ 、 $P_3$ 、 $P_4$ 。以O点为原点,建立XY坐标系,如图4所示。沿X方向, $OP_1$ 为 $L_1$ , $P_1P_2$ 为 $L_2$ , $P_2P_3$ 为 $L_3$ , $P_3P_4$ 为 $L_4$ ,各段初始长度依次为64.01 mm、64.06 mm、64.13 mm、147.75 mm。 $L_1$ 、 $L_2$ 、 $L_3$ 、 $L_4$ 在X轴投影长度依次为64 mm、64 mm、64 mm、147 mm。各段与X轴初始夹角为 $\theta_1 = 1^\circ$ 、 $\theta_2 = 2^\circ$ 、 $\theta_3 = 4^\circ$ 、 $\theta_4 = 6^\circ$ 。

$$V_n \begin{cases} V_{nx} = -\omega \sum_{n=1}^4 nL_n \sin(n\varphi + \theta_n) \\ V_{ny} = \omega \sum_{n=1}^4 nL_n \cos(n\varphi + \theta_n) \quad (1 \leq n \leq 4) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $V_n$ 为转轴点或后缘点速度。

### 2.2 地面扰流板状态

机翼后缘向上偏转 $57^\circ$ 作为扰流板使用时,即 $\varphi_{up}$ 传统机翼舵面偏转时长为:

$$t_{CW} = \frac{4\varphi_{up}}{\omega} = \frac{57^\circ}{461.54^\circ/\text{s}} \approx 0.12 \text{ s} \quad (3)$$

变弯度机翼4个舵机同时驱动,则单个舵机驱动时长即为总时长:

$$t_{MW} = \frac{\varphi_{up}}{\omega} = \frac{14.25^\circ}{461.54^\circ/\text{s}} \approx 0.03 \text{ s} \quad (4)$$

CW为传统机翼(conventional wing, CW),MW为变弯度机翼(morphing wing, MW)。传统机

翼沿弦向仅一段舵面绕转轴做圆周运动,舵面弦长取  $L_4$ ,则后缘上偏速度为  $V=1.19\text{ m/s}$ ,将  $L_1$ 、 $L_2$ 、 $L_3$ 、 $L_4\omega$ ,以及  $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 、 $\theta_3$ 、 $\theta_4$  代入式(2)得到变弯度机翼后缘上偏到达上止点前速度为  $V_4=7.69\text{ m/s}$ ,两者速度  $V$  和弦长  $C$  随时间  $T$  变化对比如图 5 所示。传统机翼和变弯度机翼后缘上偏  $57^\circ$  运动轨迹如图 6 所示。

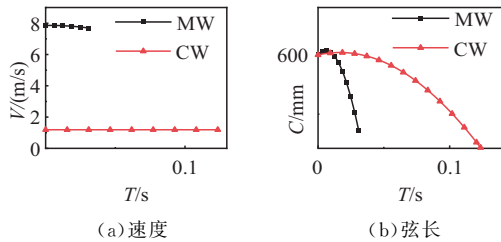


图 5 上偏  $57^\circ$  速度与弦长变化

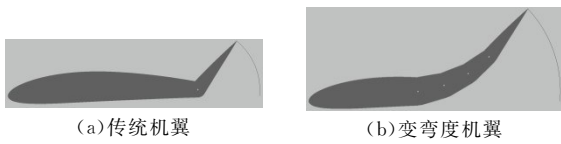


图 6 后缘上偏  $57^\circ$  轨迹图

### 2.3 襟翼全形态

机翼后缘下偏  $40^\circ$  作为襟翼使用时,即  $\varphi_{down}$  传统机翼舵面偏转时长为:

$$t_{CW} = \frac{4\varphi_{down}}{\omega} = \frac{40^\circ}{461.54^\circ} \approx 0.09\text{ s} \quad (5)$$

变弯度机翼 4 个舵机同时驱动,则单个舵机驱动时长即为变弯度总时长:

$$t_{MW} = \frac{\varphi_{down}}{\omega} = \frac{10^\circ}{461.54^\circ} \approx 0.02\text{ s} \quad (6)$$

变弯度机翼后缘下偏到达下止点前速度为  $V_4=7.72\text{ m/s}$ ,与传统机翼的速度和弦长随时间变化对比如图 7 所示,后缘下偏运动轨迹如图 8 所示。

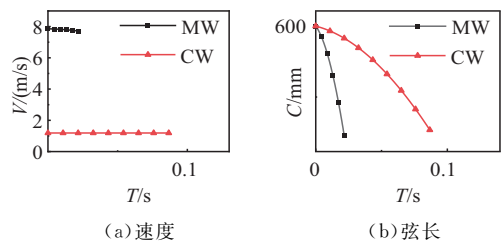


图 7 下偏  $40^\circ$  速度与弦长变化

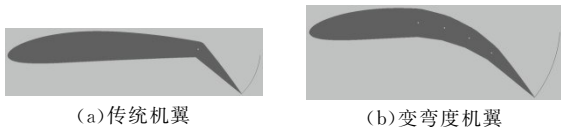


图 8 后缘下偏  $40^\circ$  轨迹图

### 2.4 副翼最大偏角状态

飞行中副翼以最大偏角做连续偏转时,其运动为从下止点向上偏转  $\varphi_{down-up} = 24.25^\circ$  到达上止点(或反向偏转)。传统机翼舵面偏转时长为:

$$t_{CW} = \frac{4\varphi_{down-up}}{\omega} = \frac{97^\circ}{461.54^\circ} \approx 0.21\text{ s} \quad (7)$$

变弯度机翼的 4 个舵机同时驱动,则单个舵机驱动时长即为变弯度总时长:

$$t_{MW} = \frac{\varphi_{down-up}}{\omega} = \frac{24.25^\circ}{461.54^\circ} \approx 0.05\text{ s} \quad (8)$$

变弯度机翼与传统机翼的后缘速度和弦长随时间变化对比如图 9 所示,后缘运动轨迹如图 10 所示。

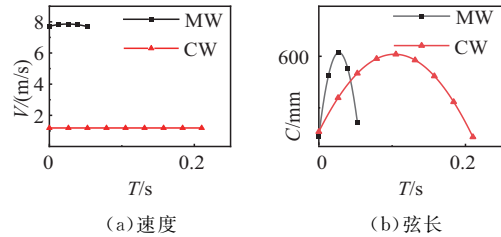


图 9 连续偏转速度与弦长对比

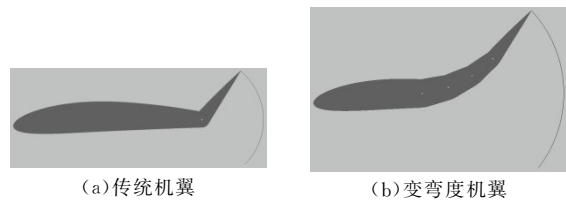


图 10 后缘连续偏转轨迹图

### 2.5 后缘偏转角与机翼参数关系

对变弯度机翼后缘变形前后的几何弦长  $C$ 、相对弯度  $\bar{f}$ 、平均气动弦长(mean aerodynamic chord, MAC)等进行测量,得到各角度与机翼参数变化关系如图 11 所示。各参数与偏转角度总体上成线性关系,其中原始机翼相对弯度  $\bar{f}=0.04$ ;后缘向上偏转  $57^\circ$  后平均气动弦长缩短 12.74%,相对弯度  $\bar{f}=0.16$ ;向下偏转  $40^\circ$  后平均气动弦长缩短 10.05%,相对弯度  $\bar{f}=0.18$ 。由于试验段为矩形翼,因此翼面积的增减幅度与平均气动弦长相同。

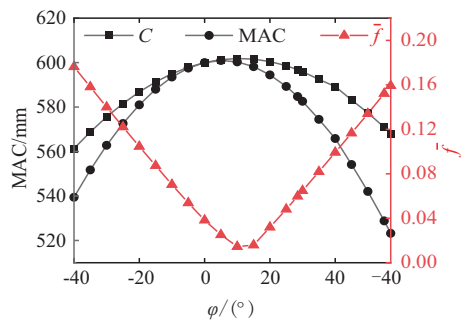


图 11 偏转角度与机翼参数关系

### 2.6 运动变形结论

由于舵机转动速度相同,变弯度机翼采用 4 个舵机同时驱动,后缘点到达设计位置所需要的时间仅为传统机翼的 1/4,表明变弯度机翼的响应速度优于传统机翼。马骏等研究表明,传统大型客机的副翼液压系统故障率约为  $1.84 \times 10^{-5}$ [19]。张侦英等对电动舵机进行优化后可靠性可达 0.999 以上[20],由此计算可得串联驱动变弯度机翼完全失效

概率小于  $10^{-12}$ , 安全性优于传统机翼。

### 3 气动性能分析

采用数值分析软件对起飞、机动、进近、接地等 4 个典型工况进行气动分析, 并与传统机翼进行对比, 其中机动分为机翼后缘上下偏转 2 个部分。为精确模拟壁面流动情况, 根据低速飞行的气动特性, 计算选用  $k-\omega$  SST<sup>[21]</sup> 湍流模型。气动模型外流场根据弦长 600 mm, 设定前后外流场长度为 15 倍弦长, 上下外流场长度为 10 倍弦长<sup>[22]</sup>, 模型厚度 364 mm。程春晓等研究表明变弯度机翼失速前的升力系数高于常规机翼, 在  $2^\circ$  时达到最大升阻比<sup>[23]</sup>, 因此本文分析机翼攻角设定为  $2^\circ$ 。飞行速度选用刘峰等设计的全复合材料太阳能无人机参数<sup>[24]</sup>, 即起飞速度为 10.20 m/s, 机动时速度为 27.66 m/s, 进近时速度为 9 m/s, 接地速度为 8.50 m/s。空气密度取  $1.23 \text{ kg/m}^3$ , 粘度为  $1.79 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$ , 则与速度对应的雷诺数分别为  $4.19 \times 10^5$ 、 $1.14 \times 10^6$ 、 $3.70 \times 10^5$ 、 $3.49 \times 10^5$ 。计算所用的湍流动能和比耗散率输运方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} &= \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] & \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} &= \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] &+ 2(1-F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (9)$$

$$(10)$$

式中混合函数  $F_1$ :

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{kw} y^2} \right] \right\}$$

( $F_1$  在远离表面的地方为 0, 在边界层内部则换为 1),  $CD_{kw} = \max \left( 2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right)$ , 湍流涡旋粘度为

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}$$

其中  $S$  为应变率幅值, 混合函数  $F_2$  则为:

$$F_2 = \tanh \left[ \left[ \max \left( \frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right],$$

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow$$

$$\tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega)$$

$k-\epsilon$  和  $k-\omega$  模型混合公式为:

$$\alpha = \alpha_1 F_1 + \alpha_2 (1 - F_1) \quad (11)$$

其他工程常数为:

$$\beta^* = 0.09, \alpha_1 = \frac{5}{9}, \beta_1 = \frac{3}{40}, \alpha_{k1} = 0.85,$$

$$\alpha_{\omega 1} = 0.5, \alpha_2 = 0.44, \beta_2 = 0.0828, \alpha_{k2} = 1,$$

$$\alpha_{\omega 2} = 0.856$$

#### 3.1 起飞

在起飞阶段将襟翼放下可提高升力, 在  $2^\circ$  攻角下将变弯度机翼后缘下偏  $5^\circ$  作襟翼使用, 并与传统机翼后缘下偏  $5^\circ$  的气动性能作对比, 计算结果如表 1 所示。可见变弯度机翼的气动性能较传统舵面有极大提高, 压力场极值出现较大变化, 起飞状态时具有优良的增升减阻特性。机翼弦长方向压力分布如图 12 所示, 其中  $C_p$  为压力系数,  $X/C$  为相对增长。

表 1 起飞气动性能

下偏 $5^\circ$	升力/N	阻力/N	升阻比	最大正压力/Pa	最大负压力/Pa
传统机翼	12.03	0.46	26.05	23	-97.34
变弯度机翼	14.96	0.33	44.79	44.34	-95.90
增幅/%	24.35	-28.26	71.94	92.78	-1.48

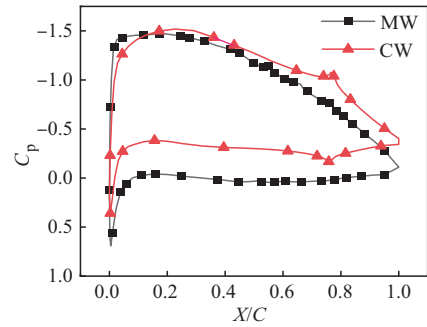


图 12 起飞下偏  $5^\circ$  压力分布图

#### 3.2 机动

设定飞机在 27.66 m/s 的最大速度平飞时做出机动, 按照打满舵的极限情况, 在  $2^\circ$  攻角下对机翼后缘下偏  $40^\circ$  和上偏  $57^\circ$  进行分析。

##### 3.2.1 下偏 $40^\circ$

计算结果对比如表 2 所示, 升力增量有利于提高滚转性能, 由于变弯度机翼的偏转部分面积远大于传统舵面, 因此阻力增量较大。机翼弦长方向压力分布如图 13 所示。

##### 3.2.2 上偏 $57^\circ$

计算结果对比如表 3 所示, 变弯度机翼相较于传统机翼负升力增加 21.57%, 能有效提高滚转角速度。机翼弦长方向压力分布如图 14 所示。

表 2 机动下偏  $40^\circ$  气动性能

下偏 $40^\circ$	升力/N	阻力/N	升阻比	最大正压力/Pa	最大负压力/Pa
传统机翼	176.73	11.68	15.13	954	-536
变弯度机翼	187.38	20.13	9.31	951.37	-846.70
增幅/%	6.03	72.35	-38.47	-0.28	57.97

表 3 机动上偏 57°气动性能

上偏 57°	升力/N	阻力/N	升阻比	最大正 压力/Pa	最大负 压力/Pa
传统机翼	-124.92	15	-8.32	937.18	-789.05
变弯度机翼	-151.87	30.91	-4.91	792.74	-1491.57
增幅/%	21.57	106.07	-40.97	-15.41	89.03

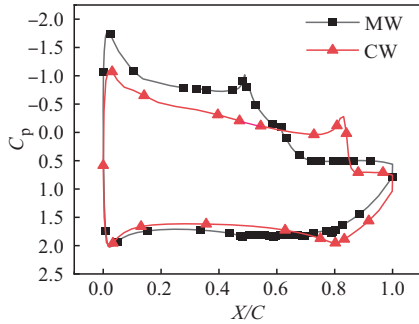


图 13 机动下偏 40°压力分布图

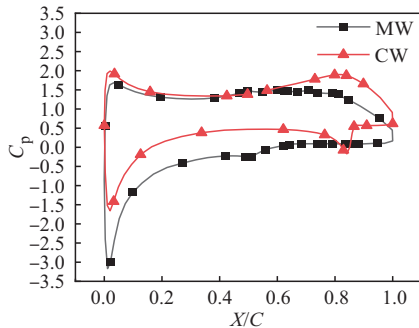


图 14 机动上偏 57°压力分布图

3.3 进近

在进近阶段变弯度机翼后缘下偏 20°作为襟翼使用,在 2°攻角下其气动性能与传统机翼对比如表 4 所示,可见进近阶段变弯度机翼的增升增阻性能优于传统舵面,利于飞机恒速消高,降低进场速度。机翼弦长方向压力分布如图 15 所示。

3.4 接地减速

飞机接地时将变弯度机翼上偏 57°作为地面扰流板使用,在 2°攻角下其气动性能与传统机翼对比如表 5 所示,可见变体机翼具有更好的卸升增阻性能,有利于飞机稳定接地和地面减速。机翼弦长方向压力分布如图 16 所示。

表 4 进近阶段气动性能

下偏 20°	升力/N	阻力/N	升阻比	最大正 压力/Pa	最大负 压力/Pa
传统机翼	15.55	0.6	25.92	20.82	-103.92
变弯度机翼	17.29	0.91	19	84.04	-62.07
增幅/%	11.19	52	-26.70	303.65	-40.27

表 5 滑跑减速气动性能

上偏 57°	升力/N	阻力/N	升阻比	最大正 压力/Pa	最大负 压力/Pa
传统机翼	-11.64	1.45	-8.03	86.45	-74.44
变弯度机翼	-14.17	2.97	-4.77	72.71	-139.22
增幅/%	21.74	104.83	-40.60	-15.89	87.02

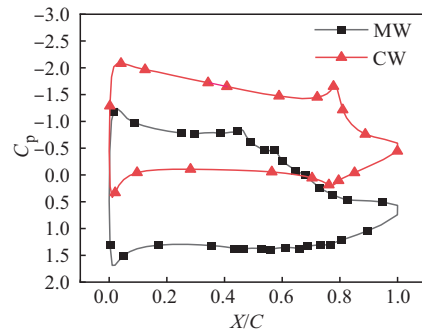


图 15 进近下偏 20°压力分布图

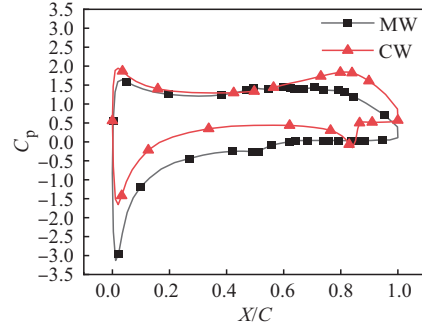


图 16 滑跑减速上偏 57°压力分布图

3.5 气动性能小结

根据气动分析结果,变弯度机翼在起飞阶段下偏 5°作为襟翼使用时,升阻比增加 71.94%。在滚转机翼时,变弯度机翼滚转力矩增加 12.46%。在下偏 20°进近时,升力增加 11.19%,阻力增加 52%,利于飞机恒速消高,降低进场速度。接地减速时,变弯度机翼负升力增加 21.74%,阻力增大 104.83%,有利于飞机稳定接地和地面减速。程春晓等对占据弦长 40%且可上下偏转 20°的柔性后缘段分析表明,在 2°攻角下升阻比增加约 82.28%,最大升阻比增加约 57.92%<sup>[23]</sup>。刘龙等使用柔性伸缩蒙皮和机械结构结合制成的前后缘偏转机翼试验表明,升阻比可达 37.17;在较大迎角下阻力增加更大,升阻比降低 35.90%<sup>[25]</sup>。串联驱动变弯度机翼的各舵机在设计范围内可以任意角度组合驱动,如 1 号、2 号舵机驱动 3 号、4 号舵机保持静止,1、2、3 号舵机驱动 4 号舵机保持静止等,可获得具有多种气动特性的机翼。起飞状态下,变弯度机翼各舵机同时下偏 1.25°时升阻比最高。此外弦向变弯度机翼可沿展向多段布置并使用柔性蒙皮连接,通过各展向翼段不同偏转角度组合实现后缘连续扭转,如图 17 所示。展向变弯度翼段之间连接蒙皮的厚度设计,可采用张永红等提出的变弯度机翼后缘蒙皮设计方法进行试验取值<sup>[26]</sup>。串联驱动变弯度机翼的最大升阻比增幅略小于前述柔性后缘机翼,但承载能力和工程可行性有明显优势,总体气动性能优于传统机翼。

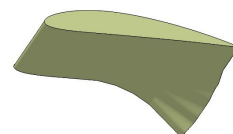


图 17 多段变弯度机翼组合扭转示意

## 4 结论

1) 串联驱动变弯度机翼 4 个舵机同时驱动, 响应速度远大于传统机翼, 气动综合性能亦优于传统机翼。

2) 弦向串联驱动变弯度机翼的变形方式对机翼主梁或主翼盒构型影响较小。

3) 在保证结构安全的前提下, 保留了部分油箱空间, 技术跨度较小, 可行性高。

4) 用变弯度后缘替换传统襟副翼能使机翼后缘在连续变形过程中始终保持光滑, 达到优于传统舵面的操纵性能。

### 参考文献

- [1] 李雪江, 刘峰, 乔宇. 变体飞行器发展现状与应用前景[J]. 飞机设计, 2022, 42(5):1-7,13.
- [2] SMITH F R, HARSHBERGER G W, UJCIK V G. AFTI/F-111 Performance Flight Test Summary[C]//Flight Dynamics Laboratory Air Force Wright Aeronautical Laboratories, California: Long Beach, 1987: 1-8.
- [3] KOTA S. Shape Control of Adaptive Structures Using Compliant Mechanisms[R]. State of Michigan: The University of Michigan, Ann Arbor, 2000.
- [4] GILYARD G B, GEORGIE J, BARNICKI J S. Flight Test of an Adaptive Configuration Optimization System for Transport Aircraft[C]//37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Edwards; AIAA, 1999:1-14.
- [5] MONNER H P. Realization of an Optimized Wing Camber by Using form Variable Flap Structures[J]. Aerospace Science Technology, 2001, 5(7):445-455.
- [6] HETRICK J, OSBORN R, KOTA S, et al. Flight Testing of Mission Adaptive Compliant Wing [C]//48th AIAA/ASCE/AHS/SAC Structures Dynamics and Materials Conference, Hawaii State: Honolulu, 2007: 1-18.
- [7] YUK, YIN WL, SUN SIGNED, et al. Design and Analysis of Morphing Wing Based on SMP Composite[C]//Proceedings of SPIE Vol. 7290. USA: SPIE, 2009:1-8.
- [8] 黎军, 秦燕华, 白涛, 等. 采用智能材料的变弯扭机翼实验研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(5): 505-508.
- [9] NUMBER P W, GHAZALEH H A, LOHN U. Integration and Control of Morphing Wing Structures for Efficiency/Performance[R]. Moffett Field: NASA Ames Research Center, 2012.
- [10] WOODS B, FRISWELL M I. Preliminary Investigation of a Fishbone Active Camber Concept[C]//Proceedings of the ASME 2012 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems, New York: ASME, 2012:19-21.
- [11] MILLER E J, CRUZ J, LUNG S F, et al. Evaluation of the Hinge Moment and Normal Force Aerodynamic Loads from a Seamless Adaptive Compliant Trailing Edge Flap in Flight[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego; AIAA, 2015:1-23.
- [12] KOTA S, FLICK P, COLLIER F S. Flight Testing of FlexFoil™ Adaptive Compliant Trailing Edge [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego: AIAA, 2016:1-13.
- [13] MOLINARI G, QUACK M, ARRIETA A F, et al. Design, Realization and Structural Testing of a Compliant Adaptable Wing[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 10(24):1-20.
- [14] 梁煜, 单肖文. 大型民机翼型变弯度气动特性分析与优化设计[J]. 航空学报, 2016, 37(3):790-798.
- [15] 冒森, 杨超, 谢长川, 等. 刚性变弯度机翼设计及低速风洞试验研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(21): 157-167.
- [16] 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):438-446.
- [17] KUDVA J N. Overview of the DARPA Smart Wing Project[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2004, 15(4):261-267.
- [18] 陈哲, 郭子伟, 何炎平, 等. 基于 CFD 方法的低雷诺数下 NACA4412 翼型升、阻力系数图谱[J]. 可再生能源, 2018, 36(2):296-301.
- [19] 马骏, 段富海, 王海朋. 基于 GO 法的某型飞机液压系统可靠性研究[J]. 大连理工大学学报, 2019, 59(5):492-500.
- [20] 张侦英, 钱云鹏, 涂宏茂, 等. 电动舵机控制系统可靠性仿真与优化[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(3):107-113.
- [21] 刘战合, 乔良直, 罗明强, 等. 一种连翼式双机身无人机气动特性[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2021, 22(1):28-32.
- [22] 魏扬, 李杰, 李明, 等. 结冰条件下大型飞机翼面分离流场结构及空气动力学特性研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(5):9-16, 22.
- [23] 程春晓, 李道春, 向锦武, 等. 柔性后缘可变形机翼气动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2):360-367.
- [24] 刘峰, 闫清云, 王卓煜. 全复合材料太阳能无人机结构设计与分析[J]. 复合材料科学与工程, 2022(4): 32-39.
- [25] 刘龙, 昂海松. 一种前后缘连续变弯度翼型气动特性分析[J]. 飞行力学, 2017, 35(3):37-40, 50.
- [26] 张永红, 唐双全, 王森, 等. 一种适用于变弯度机翼后缘的蒙皮设计方法[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(2):329-337.

(编辑:陈斐)