无人机变形机翼气动优化设计

姜心淮,李春鹏,刘宁

中国航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

摘 要:多目标优化设计对飞机性能的折中已不能满足人们日益增长的需求,设计出性能更全面的飞机是未来飞机设计的 必然发展趋势。针对某无人机机翼气动优化问题,本文开展了机翼表面形状、翼型以及后缘变弯的综合设计研究。采用计 算机模拟技术(CST)对翼型参数化,结合指关节变弯结构特点确定了后缘变形方式,并采用 Catia 二次开发方法对根梢比、机 翼面积以及后缘变弯进行参数化,基于 ARI_XunZhu 优化平台的代理优化算法对其进行优化设计,最终得到两组变弯机翼 构型。结果表明,将变弯设计融入整个机翼设计流程中能获得性能较好的机翼构型,得到的两组机翼在不同 C_L下的升阻比 性能均优于初始模型;两组机翼的性能存在交叉,分别适用于高、低升力工况;机翼后缘变弯存在一定的规律,随着升力系数 的增大,下弯角度和下弯区域增大。

关键词:无人机; 变弯机翼; 气动优化; 代理优化; 参数化

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

自1903年莱特兄弟在全世界面前驾驶飞机飞上天空 以来,人们的出行方式经历了伟大的变革,飞机早已成为长 途旅行最主要的交通工具,无论在军用还是民用领域,飞机 都有着举足轻重的地位。如今,人们已经不满足于飞机的 现有能力,希望它能够胜任更为复杂的飞行任务,这要求飞 机在多种不同工况下都具备良好的飞行性能^[1]。现在固定 翼飞机多采用多目标优化设计,能够实现多工况下飞机综 合性能的提升,但其设计结果往往是各性能的折中与权衡, 从单个性能来看都没有达到最优^[2]。

反观鸟类在完成捕猎、迁徙等不同任务时所处的飞行 环境和机动状态截然不同,它们的身体更加灵活和柔软,可 以通过改变翅膀的形状来应对不同场面,如在长时间平飞 时将翅膀充分伸展开来以节省体力;在狩捕猎物时将翅膀 后收成大后掠角以减小空气阻力;在丛林中飞行时将翅膀 蜷缩来减小自身宽度跨越障碍;即将着落时将翅膀垂直于 来流方向展开并不断拍打空气来增加阻力,从而快速着 陆^[3]。受此启发,赋予飞机像鸟类一样的机翼变形能力,这 将有助于解决多目标优化设计中各目标的权衡问题,有望 实现飞机在多种飞行状态下的性能都达到最优的目标,变 形机翼这一概念由此而生^[4-5]。

早在20世纪初期,人们便对变形机翼产生兴趣。发展 至今,变形机翼已经成为航空航天领域的科研前沿和研究

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.05.006

热点^[6]。变形机翼是指能够在飞行过程中改变气动外形, 如机翼面积、展弦比或后掠角等,使在不同飞行状态下性能 均保持最佳的机翼^[7]。

美苏两国将变形机翼技术应用到军用飞机上,有效提升 了飞机的综合作战能力。从F-111到F-14,从米格-23到 苏-17、苏-24,以及目前仍在服役的B-1B等型号飞机都采 用了变形机翼设计。我国专家学者也对此技术开展了大量 研究,黄虎等^[8]采用动力学仿真方法研究了飞机重载大变形 伸缩变体机构,建立了一种可靠的仿真手段,可用于传动传 载性能优化和结构强度设计分析,对于伸缩机翼的结构/机 构一体化设计有重要应用价值;高飞^[9]开展了新型零泊松比 蜂窝结构设计,在此基础上采用碳纤维复合材料对该结构进 行了制造和性能分析,并将该结构推广到变形机翼飞机的应 用研究中;李航航等^[10]通过对各代飞机结构特点和选材的研 究,分析了新一代战斗机可能采取的结构形式和技术特征, 并对未来先进结构材料发展的初步需求提出了见解。对于 变形机翼方面的研究,我国主要集中在变体结构的设计和新 型材料的研究上^[11],鲜有对外形设计的研究成果。

本文依托MQ-9无人机平台,将机翼后缘变弯设计融入 整个机翼设计流程中,使翼型、机翼平面形状和后缘变弯参数 的寻优过程融为一个整体,避免了对成品机翼进行后缘变弯 只能获得局部最优解的弊端,具有搜索全局最优参数的能力。

收稿日期: 2023-11-10; 退修日期: 2024-01-18; 录用日期: 2024-03-15

引用格式: Jiang Xinhuai, Li Chunpeng, Liu Ning. Aerodynamic optimization design of UAV deformed wing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(05):74-81. 姜心淮, 李春鹏, 刘宁. 无人机变形机翼气动优化设计[J]. 航空科学技术, 2024, 35(05):74-81.



1 研究模型及计算方法

1.1 研究模型

本文研究初始模型为仿MQ-9大展弦比无人机,半模 模型如图1所示,其机身长10.9m,半展长10m,主机翼后掠 角约为3.8°,机翼面积为6.6m²,根梢比约为1.9。



图 1 研究模型 Fig.1 The model studied

1.2 计算方法

(-

本文求解方法采用微分形式三维雷诺平均Navier-Stokes方程

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0\\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \langle \rho u_i u_j \rangle)\\ \frac{\partial \rho e}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho e u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (P u_i) + \frac{\partial q}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} u_i \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \langle \rho u_i u_j \rangle \right) \end{cases}$$

$$(1)$$

式中, ρ 为密度;t为时间; u_i , u_j 分别为 x_i , x_j 两个方向的Favre 平均速度(i,j=1,2,3);P为静压; μ 为动力黏度;e为单位体 积能量;q为热传导过程中产生的热流。

湍流模型采用SST $k-\omega$,结合了 ε 方程和 ω 方程的优 点,在近壁面采用 $k-\omega$ 模型,而在远离壁面的区域则采用 $k-\varepsilon$ 模型,SST $k-\omega$ 湍流模型既有对自由流的高敏感性,也 具有较好的鲁棒性,适用于本文研究问题相关模型流场参 数的求解^[12]。

计算网格采用生成的多面体非结构网格,半模计算域远 场为一长方体区域,如图2所示,机身前缘距离远场各边界距 离为20倍的机身长度,远场表面最大网格尺度约为22m;机身 表面网格和对称面网格如图3所示,棱柱层为20层,机身表面 第一层网格厚度为7.58×10⁻⁷m,总厚度为0.05m,对翼尖、机



图2 计算域远场及对称面网格

Fig.2 The calculation domain far-field mesh and symmetric surface mesh



图 3 飞机表面及对称面网格 Fig.3 Aircraft surface mesh and symmetrical surface mesh

翼前缘、机翼后缘等气动敏感区域进行加密,面网格、体网格的增长率均为1.2,最终生成网格单元数约为890万个。

本文用于评估每个样本点的计算迭代次数为1500次,前500次计算固定迎角,目的是使各气动参数迭代达到一个相对稳定的状态,后1000次为固定*C_L*计算最终达到收敛,经检验,在本文样本空间中采样的绝大多数样本点均能在1500次计算迭代内达到收敛。

2 优化设计方法

本文优化设计基于气动院ARI_XunZhu优化设计平台, 采用基于CST参数化方法和Catia二次开发参数化方法的代 理优化算法进行某无人机变形机翼气动优化设计。优化设计 思路为:首先是整个机翼表面形状和剖面翼型的寻优,然后在 此寻优的基础上进行机翼后缘的变弯设计,代理优化找出设 计空间中的最优点,判断是否满足设计目标,若满足则退出优 化,不满足要求则返回重新设计机翼表面形状和翼型。

2.1 ARI_XunZhu优化设计平台

ARI_XunZhu优化设计平台是用于优化飞行器气动外形的框架软件。能够完成单目标或多目标的多约束优化问题,主要用于解决以高精度计算流体力学(CFD)为主的气动优化问题,无论是在民用还是军用飞行器的气动外形优化设计方面都有广泛的应用。本文采用格里旺克函数(Griewank Function)来测试ARI_XunZhu优化设计平台的

优化设计效果, Griewank 函数是用于优化算法性能检测的 典型高维函数。Griewank 函数的表达式为

$$f(x) = \sum_{i=1}^{d} \frac{x_i^2}{4000} - \prod_{i=1}^{d} \cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right) + 1$$
(2)

式中,d为函数维度, 一般取20、30、50或100; 最小值为 $0|_{x=0^{\circ}}$ 改变 x_i 的取值范围, 函数形状也会跟着改变, 如图4 所示, 通常 $x_i \in [-600, 600]_{\circ}$



图4 三维Griewank函数 Fig.4 Three-dimensional Griewank function

表1给出了Griewank多峰函数的测试结果,数值越小 代表结果越好。与参考文献[13]中的最优算法相比,本文 测试的基于ARI_XunZhu优化设计平台的两种优化算法采 用EI加点和SMIC加点的方法而具备更高的寻优性能。

2.2 参数化方法

在气动优化过程中,参数化方法和参数变量的选取至 关重要,合理的参数化方法选择和采用尽可能少的变量来

表 1	Griewank多峰函数测试结果
2.	

Table 1 Test results of Griewank multimodal function

项目	维度	参数范围	步数	最优点
EI加点	100	-600~600	500	2.88
SMIC加点	100	-600~600	500	2.78
文献最优算法	100	-600~600	500	10.8

表示机翼外形,能够大大提升优化效率。

机翼表面形状和剖面翼型优化将翼根和翼尖两个剖面 翼型、机翼根梢比、机翼面积和机翼后掠角作为变量参数。 其中,翼型的参数化采用直接CST方法,后缘厚度和位置保 持不变,翼型上、下表面均采用8阶Bernstein多项式,需要 18个设计变量来表示单个翼型,翼根、翼梢两个翼型需要 36个变量参数;其他机翼表面外形参数则是将根梢比和机 翼面积换算成翼梢、翼根弦长,连同机翼后掠角三个变量参 数一同输入Catia,并采用Catia二次开发方法进行参数化建 模。总共需要39个变量来表示机翼外形。

在变弯设计中,展向从翼根开始取18%~80%的机翼长度,弦向从机翼后缘开始,取30%当地弦长区域作为变弯

区,如图5所示。该区域展向长度为6.2m,将其沿展向分割成6段,两端较短,长度为0.6m,中间每段长度均为1.25m。

机翼变弯区域外形由5个三段式指关节控制,作为典型 变弯结构形式,指关节变形结构由能够相互独立旋转的分段 刚性结构组成,具有结构简单、刚度大、强度大、承载能力强 等优点。参考文献[14]中的三段式指关节变形结构,保留翼 型末端具有一定弦向占比,且保持末段翼型表面外形不变, 忽略内段结构对后缘的外形限制,将变弯控制剖面后缘中弧 线分成三段,如图6(a)所示。考虑结构变形能力限制,确定 中弧线长度比例为2:2:1,其中末端占比1/5,p1固定不动, line, line, line, 可分别绕 p_1, p_2, p_3 在剖面内旋转相同角度,采 用NURBS曲线重新连接上、下翼面变弯区域使整个翼型平 滑,就构成了新的剖面,对不同剖面构型采用相同策略重新 进行网格划分,指关节偏转角度为5°和-5°的翼型后缘和剖 面网格如图6(b)和图6(c)所示。在每个变弯控制剖面中,中 弧线绕指关节的偏转角度作为变量,5个剖面总共需要5个控 制变量来改变变弯设计过程中机翼的外形,将变量参数输入 Catia,采用二次开发方法进行参数化建模。



Fig.5 The wing bending area

2.3 优化设计

机翼表面形状和翼型优化采用Kriging代理模型,函数 类型为三次样条函数,采用拉丁超立方抽样方法获取120 个初始样本点,代理模型参数优化采用Hooke_Jeeves方法, 循环次数设为10次,加点准则采用EI+MSP+LCB+PI方法, 最大加点数设为1000,采用概率相乘法处理约束。

模拟飞行环境为海拔为18km的大气条件,分别固定 *C_L*=0.5,*C_L*=1.0,进行两个互相独立的优化设计,以最优升 阻比为优化目标,由于采用半模计算,因此参考面积取单 个机翼面积为8.1m²。第一轮优化具体优化状态和约束 如下。

优化状态:① Ma=0.6, C_L=0.5 ② Ma=0.6, C_L=1.0



(a) 变弯控制剖面后缘中弧线分段



(b)指关节偏角5°
 (c)指关节偏角-5°
 图 6 指关节变弯结构
 Fig.6 Knuckle-like bending structure

优化目标: ① $(L/D)_{max}$ | $C_L = 0.5$

(2) $(L/D)_{max}$ | $C_L = 1.0$

设计约束:①*m*_o≥*m*_i

式中,m为翼型最大厚度。最终在设计空间中搜索出两个 机翼构型 $w_{C_t=0.5}$ 和 $w_{C_t=1.0}$,分别对应 $C_t=0.5$ 和 $C_t=1.0$ 条件下 使无人机产生最优升阻比的机翼外形。

机翼变弯设计采用的代理模型种类、函数类型、试验设 计方法、参数优化方法、加点方法以及约束处理方法等均与 机翼外形设计相同,由于变弯设计采用的变量较少(5个), 仅需少量初始样本点便可构建初始代理模型,本文变弯设 计的初始样本点数为40。

寻优思路为:分别以w_{C_t=0.5}和w_{C_t=1.0}作为基础构型进行 两个独立的机翼后缘变弯优化设计,以基础构型w_C=0.5为 例,对其后缘固定区域进行变弯设计,优化目标为当升力系数*C*_L=1.0时,使机翼变弯后的模型升阻比优于初始模型,具体优化状态如下。

优化状态: $w_{C_L=0.5}$: Ma=0.6, $C_L=1.0$, $w_{C_L=1.0}$: Ma=0.6, $C_L=0.5$ 优化目标: ① $(L/D)_{max}|C_L=1.0$, $w_{C_L=0.5} > (L/D)|C_L=1.0$, i② $(L/D)_{max}|C_L=0.5$, $w_{C_L=1.0} > (L/D)|C_L=0.5$, i式中, $|C_L=m, w_{C_L=n}/i$ 表示优化状态为定升力系数 $C_L=m$, $w_{C_L=n}$ 表示变弯设计的优化基础构型, m, n=0.5、1.0, i代表整 个优化设计的初始模型。第二轮优化通过机翼后缘变弯得 到 $w_{C_L=0.5}$ 构型在 $C_L=1.0$, $w_{C_L=1.0}$ 构型在 $C_L=0.5$ 条件下的最

优升阻比,若满足优化目标则停止优化,不满足目标则返回 机翼外形设计阶段重新寻优。

3 优化结果分析

固定 C_L =0.5 和 C_L =1.0 的机翼优化经400轮迭代均达到 收敛,收敛曲线如图7所示,当 C_L =0.5 时优化迭代达到180 步时升阻比达到完全收敛, C_L =1.0 时优化迭代到240步时 迭代完全收敛。

最终得到两个未变弯的机翼构型,图 8~图 10分别为初 始模型、w_{C₁=05}和w_{C₁=10}的平面形状、翼根翼型和翼尖翼型 的对比图。

从翼型来看,初始模型的翼根截面翼型前缘半径约为 弦长的1.84%;最大厚度出现在39.8%弦长位置,约为弦长 的13.17%;翼型最大弯度出现在57.2%弦长位置,约为弦长 的1.57%。

与初始模型相比,优化模型w_{C_i=0.5}的翼根截面翼型前缘 半径略有增大,约为弦长的2.01%;最大厚度略为增加,为弦 长的13.75%,最大厚度位置后移位于41.2%弦长处;最大弯度 变化不大,最大弯度位置大幅度后移,位于73.6%弦长位置。

与初始模型相比,优化模型w_{C_t=1.0}的翼根截面翼型前 缘半径有所减小,为弦长的1.67%;最大厚度与w_{C_t=0.5}相同, 其位置与w_{C_t=0.5}相比较初始模型有更多后移,位于43.1%弦 长位置;最大弯度有所增大,为弦长的2.51%,其位置大幅 后移,位于70.5%弦长位置。

初始模型的翼尖截面翼型前缘半径约为弦长的2.12%; 最大厚度出现在31.3%弦长位置,约为弦长的13.82%;翼型 最大弯度出现在69.6%弦长位置,约为弦长的2.5%。

与初始模型相比,优化模型w_{C,=05}的翼尖翼型前缘半



Fig.8 Comparison between the wing planform

径有所增大,为弦长的2.32%;最大厚度略有减小,为弦长的13.7%,最大厚度位置有较大幅度前移,位于24.2% 弦长处;翼型最大弯度有所减小,为弦长的1.91%,其位置也有较大幅度前移,位于49.8% 弦长位置。

与初始模型相比,优化模型w_{C_i=1.0}的翼尖翼型前缘半径有所增大,为弦长的2.37%;最大厚度略有减小,为弦长



Fig.10 Airfoil contrast at the wing tip

的13.76%,最大厚度位置有较大幅度前移,位于24.2% 弦长 处;翼型最大弯度略有增大,为弦长的2.77%,其位置有所 前移,位于59.9% 弦长位置。

优化模型w_{C_k=0.5}的后掠角约为10°,与初始模型相比增 加了约6.2°;机翼面积约为6.5m²,比初始模型少0.1m²;根 梢比约为3.2,相较初始模型增加了1.3。优化模型w_{C_k=1.0}的 后掠角也为10°;机翼面积约为7.5m²,比初始模型增加了 0.9m²;根梢比约为3.1,比初始模型增加了1.2。从上述分析 可知,两个优化模型后掠角和根梢比相差很小,机翼面积相 差较大,这是导致性能上差异的重要原因。

对初始模型和未变弯优化机翼进行高精度 CFD 气动分析,升阻比对比见表2。不难看出,与初始模型相比, $w_{C_t=0.5}$ 和 $w_{C_t=1.0}$ 在设计点处的升阻比均有提升, $w_{C_t=0.5}$ 提升了约3.8%, $w_{C_t=1.0}$ 提升了约12.3%,而在非设计点处 $w_{C_t=0.5}$ 的升阻比仍提升约5.2%, $w_{C_t=1.0}$ 的升阻比下降约2.7%。

对其进行变弯设计后,初始模型和优化机翼的升阻比对

表2	机翼外形优化结果
Table 2	Wing optimization results

模型种类		初始模型/ 迎角/(°)	w _{CL=0.5} / 迎角/(°)	w _{CL=1.0} / 迎角/(°)
升阻比	$C_{L} = 0.5$	18.2/1.3	18.9/1.9	17.7/0.7
	C _L =1.0	21.2/4.9	22.3/5.6	23.8/4.0

比见表3。可以看出, $w_{C_L=0.5bw}$ 和 $w_{C_L=1.0bw}$ 在 $C_L=0.5$ 和 $C_L=1.0$ 处的升阻比均大于初始模型,当 $C_L=0.5$ 时, $w_{C_L=1.0bw}$ 与初始模型相比升阻比提升了约2.7%;当 $C_L=1.0$ 时, $w_{C_L=0.5bw}$ 与初始模型相比升阻比提升了6.6%。

表 3 变弯设计结果 Table 3 Bending design results

模型种类		初始模型/ 迎角/(°)	W _{C_L=0.5bw} /	W _{C_L=1.0bw} /
		2/11/()	20月八)	22用八)
升阻比	$C_L = 0.5$	18.2/1.3	18.9/1.9	18.7/2.1
	$C_{L}=1.0$	21.2/4.9	22.6/4.7	23.8/4.0

除设计点 C_{L} =0.5 和 C_{L} =1.0 处的气动性能外,优化模型 在非设计点处的气动性能也值得关注,本文对初始模型和 设计模型在 C_{L} =0.66 和 C_{L} =0.83 时的气动性能也进行了高精 度数值模拟,升阻比随 C_{L} 的变化曲线如图 11 所示。



Fig.11 Comparison of the curve of lift-drag ratio with the change of C_L

从曲线图 11 中不难看出, $w_{C_{L}=0.5bw}$ 和 $w_{C_{L}=1.0bw}$ 在 $C_{L}=0.5~$ 1.0范围内的升阻比均优于初始模型。两个优化模型在 C_{L} 约为 0.85 处存在交叉, 当 C_{L} < 0.85 时, $w_{C_{L}=0.5bw}$ 的升阻比性能更优; 当 C_{L} > 0.85 时, 则 $w_{C_{L}=1.0bw}$ 的升阻比性能更优。造成优化结果差异的主要原因是 $w_{C_{L}=0.5bw}$ 是以定 $C_{L}=0.5$ 条件下的优化结果为基础进行变弯设计的, 而 $w_{C_{L}=1.0bw}$ 则是在固

定 C_L =1.0条件下的优化结果进行变弯设计的,因此在优化 机翼全升力系数工况下升阻比性能均优于初始模型的同 时,两个优化模型仍存在性能上的差异,前者变弯后的机翼 更适合较低 C_L 的工况,后者则更适合高 C_L 工况。以 $w_{C_L=0.5bw}$ 为例,变弯后的机翼后缘如图 12 所示。



Fig.12 Diagram of bending wing trailing edge

从图12可知,当*C_t*=0.66时,最优升阻比对应的变弯区 下弯角度较小;当*C_t*增至0.83时,变弯区下弯角度增大,其 外形特点为中间凸起,两端凹陷;当*C_t*继续增大达到1.0 时,凸起部分下弯,变弯区沿展向过渡更为平滑。从以上描 述中分析可知,机翼变弯区在不同*C_t*下的变化具有一定的 规律,当*C_t*增大时,下弯角度和下弯区域也逐渐增大。

4 结论

本文提出了一种将机翼后缘变弯融入整个机翼设计中的设计方法,给出了设计流程,并基于ARI_XunZhu优化平台对某无人机机翼进行了优化设计,最终得到两组机翼变 弯构型,得到如下结论:

(1)对 Griewank 多峰函数的寻优测试以及和文献[13] 的对比,说明本文采用的 ARI_XunZhu 优化平台具有较高 的寻优性能。

(2)后缘未变弯的优化模型在设计点处的升阻比性能均优于初始模型,进行变弯设计后,优化模型在*C*_L=0.5~1.0

范围内的升阻比均优于初始模型。

(3) $w_{C_{L}=0.5}$ 和 $w_{C_{L}=1.0}$ 相比,后掠角和根梢比均相差不大, $w_{C_{L}=1.0}$ 比 $w_{C_{L}=0.5}$ 的机翼面积增大了 $1m^{2}$,这是导致性能差异 的重要原因,当 $C_{L} < 0.85$ 时, $w_{C_{L}=0.5}$ 的升阻比性能更优,反 之, $w_{C_{L}=1.0}$ 的性能更优。

(4)机翼变弯随 C_L 变化具有一定的规律,当 C_L 增大,后缘下弯角度和下弯区域也随之增大。

参考文献

- 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.
- Gomez J C, Garcia E. Morphing unmanned aerial vehicles[J].
 Smart Materials and Structures, 2011, 20(10): 103001.
- [3] Ajaj R M, Beaverstock C S, Friswell M I. Morphing aircraft: The need for a new design philosophy[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 154-166.
- [4] Rodriguez A. Morphing aircraft technology survey[C]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [5] Weisshaar T A. Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design[J]. Multifunctional Structures/Integration of Sensors and Antennas, 2006(1): 1-20.
- [6] Sun Jian, Guan Qinghua, Liu Yanju, et al. Morphing aircraft based on smart materials and structures: A state-of-the-art review[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2016, 27(17): 2289-2312.
- [7] 王玉浩,胡婕,张健. 高机动变体飞机总体参数设计[J]. 航空 科学技术,2022,33(12): 41-46.
 Wang Yuhao, Hu Jie, Zhang Jian. Primary parameter design of high maneuverable morphing aircraft[J]. Aeronautical Science

& Technology, 2022, 33(12): 41-46.(in Chinese)

- [8] 黄虎,吴兴文,张帆,等. 飞机重载大变形伸缩变体机构动力 学仿真研究[J]. 装备环境工程,2022,19(9): 61-68.
 Huang Hu, Wu Xingwen, Zhang Fan, et al. Dynamic simulation of telescopic mechanism for morphing aircraft in the condition of heavy loads and large deformations[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 61-68.(in Chinese)
- [9] 高飞.面向变体结构的蜂窝结构设计与制造研究[D].大连: 大连理工大学,2021.

Gao Fei. Research on design and manufacturing of honeycomb

structure of morphing structures[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021.(in Chinese)

[10] 李航航, 阎勇, 尹航. 战斗机新结构应用与新材料需求分析 [J]. 航空科学技术, 2020, 31(4): 8-13.

Li Hanghang, Yan Yong, Yin Hang. New structure application and new material requirement analysis for fighter aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(4): 8-13. (in Chinese)

[11] 韩传东,梅保守.变体飞机技术应用前景与装备谱系研究[J]. 航空科学技术,2023,34(3):10-15.

Han Chuandong, Mei Baoshou. Research on application prospect and equipment ancestry of morphing aircraft technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34 (3):10-15.(in Chinese)

- [12] Jha A K, Kudva J N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges[C]// Proceedings of SPIE, the International Society for Optical Engineering, 2004.
- [13] 祝连庆,孙广开,李红,等. 智能柔性变形机翼技术的应用与 发展[J]. 机械工程学报, 2018, 54(14): 28-42.
 Zhu Lianqing, Sun Guangkai, Li Hong, et al. Intelligent and flexible morphing wing technology: A review[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 28-42.(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,2022,44(7): 92-107.
 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, 2022, 44(7): 92-107.(in Chinese)

Aerodynamic Optimization Design of UAV Deformed Wing

Jiang Xinhuai, Li Chunpeng, Liu Ning

Aero Science Key Lab of High Reynolds Aerodynamics Force at High Speed, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

Abstract: The compromise of multi-objective optimization design on aircraft performance can no longer meet people's growing needs, and designing aircraft with more comprehensive performance is the inevitable development trend of future aircraft design. Aiming at the aerodynamic optimization of a UAV wing, the comprehensive design of wing surface shape, airfoil and trailing edge bending was studied. CST method was used to parameterize the airfoil, and the trailing edge deformation mode was determined based on the characteristics of knuckle-bending structure. The root tip ratio, wing area and trailing edge bending were parameterized by Catia secondary development method. The agent optimization algorithm of ARI_XunZhu optimization platform was used to optimize the design, and finally two groups of bending wing configurations were obtained. The results show that the wing configuration with good performance can be obtained by integrating the bending design into the whole wing design process. The performance of the two wings with different lift coefficient is better than that of the initial model. The performance of the two wings is crossed, which is suitable for high and low lift conditions respectively. The bending of the trailing edge of the wing has a certain regularity, and with the increase of the lift coefficient, the bending angle and bending area also increase.

Key Words: UAV; bending wing; aerodynamic optimization; agent optimization; parameterization