

文章编号: 1674-8190(2023)04-001-17

机翼变弯度技术的气动弹性模拟与分析进展

倪迎鸽, 赵慧, 谯盛军, 吕毅
(西安航空学院 飞行器学院, 西安 710077)

摘要: 机翼变弯度技术作为变形技术的方式之一, 备受关注。本文从国内外变形机翼技术的相关项目出发, 着眼于机翼变弯度技术的气动弹性模拟与分析手段, 从静气动弹性、颤振、气动弹性响应及减缓、优化与控制等方面进行分析, 重点从结构模型、气动模型、耦合方法、优化方法及控制策略角度对不同的研究手段进行评价, 分析当前面临的技术难点, 指出有待进一步解决的问题, 包括柔性蒙皮的非线性行为对变弯度机翼气动弹性的影响, 驱动系统类型对变弯度机翼气动弹性的影响以及缺乏能够同时处理不同类型非线性的综合气动弹性建模方法等, 可为机翼变弯度技术的进一步提升提供指导。

关键词: 变弯度技术; 气动弹性; 颤振; 优化; 控制

中图分类号: V224; V211.47

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.01

Development of aeroelastic modeling and analysis for wing camber morphing technology

NI Yingge, ZHAO Hui, QIAO Shengjun, LYU Yi

(School of Aircraft Engineering, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China)

Abstract: As one of the morphing methods, wing camber morphing technology has received great attention. Starting from the relevant projects of morphing wing at home and abroad, the aeroelastic modeling and analysis means of the camber morphing technology are focused on in this paper. Static aeroelasticity, flutter, dynamic aeroelasticity response and alleviation, optimization and control are analyzed. Different research means are evaluated from the perspective of structural model, aerodynamic model, coupling method, optimization method and control strategy. The technical difficulties currently facing are analyzed. The problems that are necessary to be further resolved, including the influence of the nonlinear behavior of the flexible skin on the aeroelasticity of the variable camber wing, the influence of actuator system on the aeroelasticity and the lack of a comprehensive aeroelastic modeling method that can handle different nonlinearity are pointed out in order to provide guidance for the further improvement of the camber morphing technology.

Key words: camber morphing technology; aeroelasticity; flutter; optimization; control

收稿日期: 2022-10-09; 修回日期: 2022-12-04

基金项目: 陕西省自然科学基金(2021JQ-847)

通信作者: 倪迎鸽, ygni.good@163.com

引用格式: 倪迎鸽, 赵慧, 谯盛军, 等. 机翼变弯度技术的气动弹性模拟与分析进展[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 1-17.

NI Yingge, ZHAO Hui, QIAO Shengjun, et al. Development of aeroelastic modeling and analysis for wing camber morphing technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 1-17. (in Chinese)

0 引言

变形飞机作为一种潜在的技术和未来趋势引起了人们的极大兴趣。变形飞机可以实时地调整自身的几何结构以提高飞行性能和多任务能力,最终实现减少燃油消耗、降噪和减少污染物排放的目标^[1]。目前,变形自由度可分为三大类:面内变形(变展长、变掠角和变弦长)、面外变形(机翼扭转、鸥翼、展向弯曲)和翼型变形(变厚度和变弯度)^[2]。

变弯度技术用于控制滚转、俯仰和偏航已有 100 多年的历史。1895 年, Otto Lilienthal 研发了可变弯度的滑翔机^[3]。之后, 美国和欧洲开展了多个变形技术相关项目, 如: 主动柔性机翼计划 (Active Flexible Wing, 简称 AFW)、任务自适应机翼计划 (Mission Adaptive Wing Program)、飞机变形计划 (Aircraft Morphing Program)、主动气动弹性机翼计划 (Active Aeroelastic Wing Program)、变形飞机结构计划 (Morphing Aircraft Structure)、智能机翼结构 (ADIF)、自适应机翼技术 (AWiTech)、自适应缝隙控制 (Pro-HMS)、智能翼梢小翼 (IHK)、智能前缘装置 (Smart LED)、下一代机翼的智能高升力装置 (SADE)、智能飞机结构 (SARISTU)、智能固定翼飞机 (SFWA) 及新概念飞行器布局 (NOVERMOR) 等^[4-6]。

而变弯度技术作为变形技术的方式之一, 也备受关注。例如在“自适应柔性后缘”(Active Compliant Trailing Edge, 简称 ACTE) 项目中, 利用全尺寸分布式柔性无缝变形后缘襟翼, 改善气动效率, 并降低起飞和着陆时产生的周围噪声^[7]。欧盟最近完成的一项变形机翼研究项目是第 7 框架计划下的 SARISTU 项目, 旨在验证机翼减阻、降噪、结构健康监测、减重等方面的集成设计^[8]。同时, 国内的变弯度技术也有了长足发展, 例如, 中国航空研究院针对远程民用飞机, 从机械结构和柔性结构的角, 研究不同的变形方案, 目的是优选出可行的变形方案, 以期实现工程化应用^[9-14]; 国内的一些高校也在进行大胆的探索^[15-21]。

变弯度机翼在机翼上的应用, 使得机翼的气动载荷、结构/弹性特性、惯性特性以及气动弹性特性发生显著变化。气动弹性特性进一步影响飞机的飞行动力学、稳定性和操纵性^[22]。在当前的研究中, 多数从变弯度技术的实现策略及工程化

应用的角度出发^[9, 12, 23-24], 指出关键技术, 如柔性蒙皮设计、轻质高效分布式驱动系统设计。然而, 致力于变弯度技术的模拟仿真技术, 特别是有关气动弹性特性的研究较少。事实上, 相关的模拟技术对于量化变弯度技术的收益、驱使变弯度技术进一步成熟是非常必要的。

本文着眼于变弯度技术实现的气动弹性建模与分析手段, 从静气动弹性、颤振、动气动弹性响应及减缓、优化及控制等方面进行分析, 重点关注结构模型、气动模型、耦合方法、优化方法及控制策略, 并指出有待进一步解决的问题, 以期变弯度技术的进一步提升提供参考。

1 机翼变弯度技术的气动弹性数值模拟现状

1.1 静气动弹性

G. Molinari 等^[25]为了取代传统副翼, 提出了变弯度变形机翼的概念, 从而实现滚转控制。该方案的核心是由压电驱动器驱动分布式柔顺结构, 如图 1 所示。柔顺结构本质上要考虑承载能力和变形。为了考虑气动和结构之间的相互作用, 使用三维静态气动弹性分析工具来评估柔顺机翼的稳态特性和性能。基于弱耦合方法将有限元模型和三维面元法进行了三维气动结构耦合仿真, 研究了结构的静气动弹性, 结果表明: 变形能够改变升力系数, 其产生的效果类似于传统襟翼。

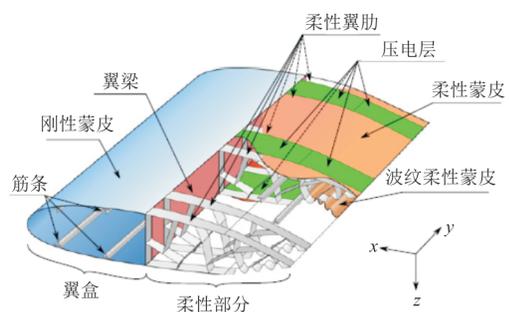


图 1 具有柔性翼肋和压电驱动器的变弯度机翼结构^[25]

Fig. 1 Variable camber wing structure with flexible ribs and piezoelectric actuator^[25]

N. Tsushina 等^[26]建立几何非线性气动弹性分析框架, 如图 2 所示, 用于分析波纹结构复合材料机翼的静态非线性气动弹性响应, 以期实现弯度变形。该框架中的结构建模基于 C-R 有限壳元方

法,空气动力学模型基于非定常涡格法(Unsteady Vortex Lattice Method,简称UVLM)。通过数值方法研究了波纹结构复合材料机翼的静态气动弹性响应,结果表明该框架能够实现变弯度机翼的非线性气动弹性分析。

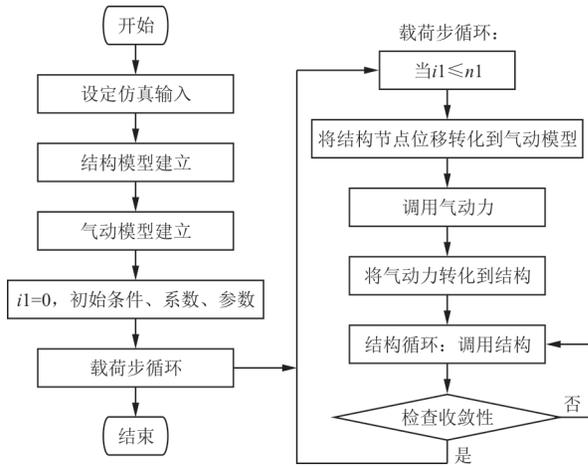


图 2 非线性气动弹性分析程序^[26]
Fig. 2 Nonlinear aeroelastic analysis program^[26]

Q. Ai等^[27]为了降低驱动能量需求、控制变形形状,提高气动和气动声学性能,设计制造了基于空间上可变刚度材料的变弯度后缘襟翼,并对后缘结构进行了静力试验,测试驱动需求和变形。采用Xfoil估算气动载荷,ABAQUS软件用于结构分析,气动弹性分析步骤如图3所示,可以看出:气动弹性效应对结构设计有显著影响。

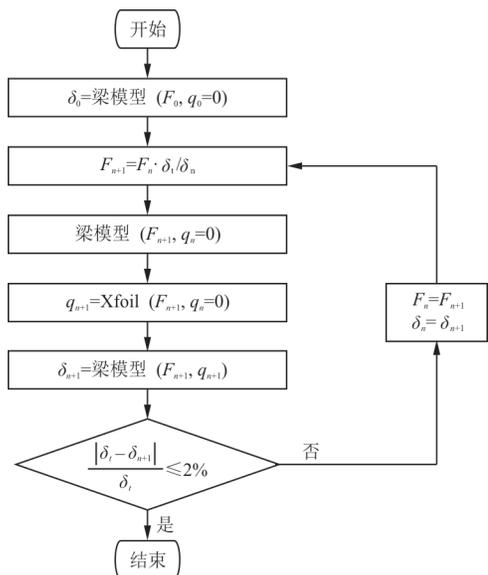


图 3 考虑气动载荷迭代的静气动弹性分析步骤^[27]
Fig. 3 Static aeroelastic analysis process considering aerodynamic load iteration^[27]

G. Seber等^[28]利用MSC. Patran和MD. Nas-tran对自适应弯度机翼进行了非线性有限元建模和静态气动弹性分析。在有限元建模中,定义了几何非线性和接触。高阶面元程序PAN-AIR用于计算稳态气动载荷,内部程序SAMOA用于计算气动弹性耦合,如图4所示。通过静态气动弹性分析,确定了驱动力的大小,并确定了有利的气动效应。结果表明:翼展方向上弯度变化引起的椭圆和线性外洗可以减小诱导阻力和根部弯矩。

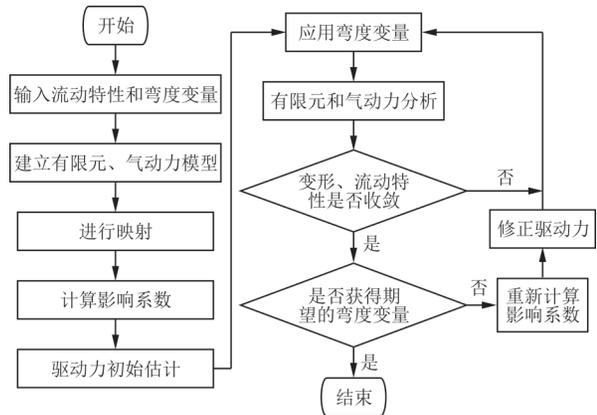


图 4 SOMOA流程图^[28]
Fig. 4 SOMOA flow chart^[28]

O. Bilgen等^[29]提出了一种采用压电陶瓷复合材料驱动器(宏纤维复合材料,Macro-Fibre Composite,简称MFC)的表面驱动变弯度翼型,重点研究了理论静态气动弹性响应特性。通过对流固耦合问题的参数化研究,优化了变弯度翼型的几何参数和边界条件。采用Xfoil计算了翼型的气动系数和压力分布,采用ANSYS(FEM)计算了结构变形。与参考可变弯度翼型相比,确定了四个重要结构参数对最大可能升力系数和升阻比的影响。

A. Varello等^[30]采用耦合的CUF-XFLR5方法研究了任意截面形状柔性机翼的气动弹性静力响应,如图5所示。基于Carrera统一公式(CUF),建立了精细的一维结构模型。气动分析采用VLM,机翼采用有限元法,模拟固支梁。利用无限平板样条插值进行结构和气动的耦合。对平衡时气动弹性响应和机翼气动参数变化关于面内变形和位移的变化进行了评估。结果表明:机翼具有较大的柔度时,气动载荷的变化对机翼的面内变形有显著影响,流速越高,面内畸变效应越大。

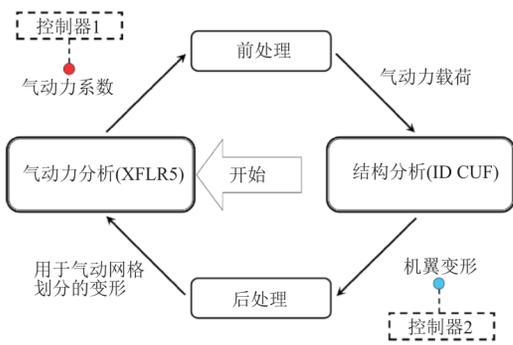


图5 带有气动系数和机翼变形控制器的气动弹性迭代步骤^[30]

Fig. 5 Aeroelastic iterative steps with aerodynamic coefficients and wing deformation controllers^[30]

Mao S 等^[31]开发了一种有效可行的方法来研究变形后缘的静态气动弹性特性。气动力的计算采用几何精确的VLM,该VLM兼顾了效率和精度,如图6所示。首先,选取压电片驱动的主动变形后缘的典型模型并进行建模;然后,对变形后缘进行静态气动弹性分析;最后,将计算结果与采用传统线性VLM的刚性后缘机翼的计算结果进行了比较。

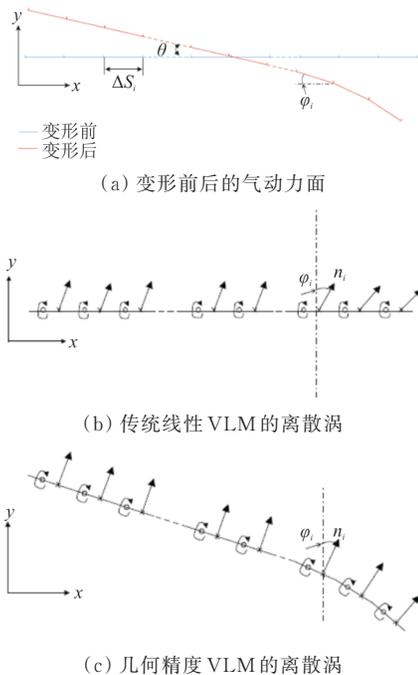


图6 不同VLM的不同离散涡表示^[31]

Fig. 6 Representation of different discrete vortices for different VLMs^[31]

采用几何精确的VLM方法,将薄翼型曲面划分为均匀分布的面元,每个面元的四分之一处设

置涡。几何变形结果表明,几何精确的VLM能较好地描述变形后缘的气动非线性。考虑后缘偏转角、扭转模态、后缘偏转角模态和迎角,机翼系统出现分叉,但不出现发散。

Liu L 等^[32]提出了一种分析连续变弯度变形机翼柔性蒙皮静态气动弹性变形的分析方法。讨论了柔性蒙皮静气动弹性变形对翼型气动特性和蒙皮设计参数的影响。采用弱耦合方法求解流固耦合问题。气动分析采用Xfoil面元法,结构模型采用ANSYS。结果表明:上表面柔性蒙皮在空气载荷作用下会出现气泡。气泡的形成对局部变形附近的气动压力有很大的影响。另外,当流速超过一定值时,翼型的阻力系数和柔性蒙皮的变形迅速增加。考虑静态气动弹性变形,柔性蒙皮的最大拉伸应变增大。

A. E. Rivero 等^[33]为鱼骨主动变弯度概念(FishBAC)开发了一个三维流固耦合(Fluid-Structure Interaction,简称FSI)程序,如图7所示,该程序将二维黏性修正面元法(Xfoil)与三维升力线理论分析相结合,建立了黏性修正三维机翼气动力求解器。之后,将该空气动力学模型与先前开发的基于Mindlin-Reissner板模型的FishBAC变形装置复合材料分析程序耦合。与其他的FSI工具相比,所开发的FSI模型具有良好的一致性。

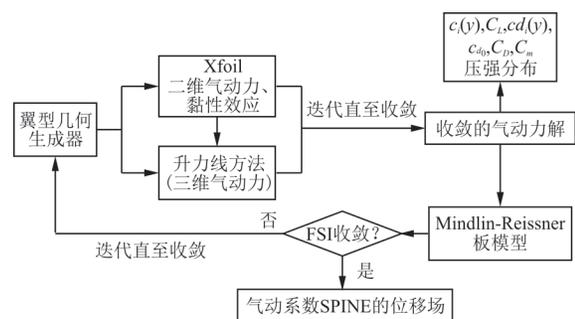


图7 松耦合流体—结构相互作用(FSI)程序示意图^[33]

Fig. 7 Schematic diagram of loosely coupled fluid structure interaction (FSI) program^[33]

A. Airolidi 等^[34]进一步提出了变形副翼的数值模型,如图8所示。利用该数值模型研究了气动载荷与翼型结构柔性相互作用产生的静气动弹性效应。采用ABAQUS进行结构建模,采用稳定的二维离散涡方法进行气动建模。结果表明:变形系统在升力系数上能得到显著的变化,并利用流

体—结构相互作用来降低驱动能量。

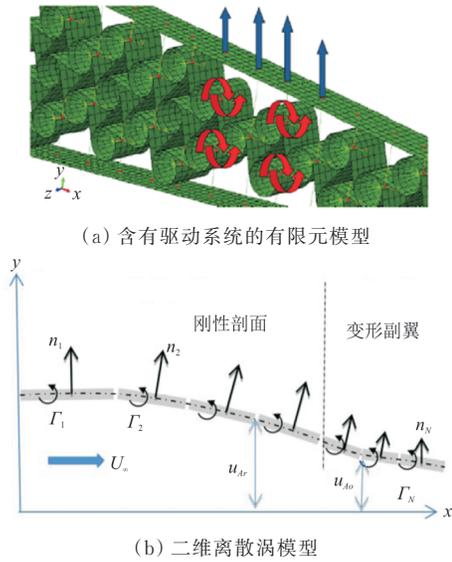


图 8 变形翼的有限元模型及气动力模型^[34]
Fig. 8 Finite element and aerodynamic models for morphing wing^[34]

刘艳^[35]针对连续变弯度后缘机翼,提出了一种考虑气动力非线性、结构几何非线性静气动弹性分析方法。该方法实现了基于RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)方程的CFD求解器和结构静力学求解器的耦合,如图9所示。基于RBF插值的载荷—位移传递技术确保载荷—位移传递的精度。进一步构建了基于POD和Kriging代理模型的静气动弹性降阶模型,如图10所示。

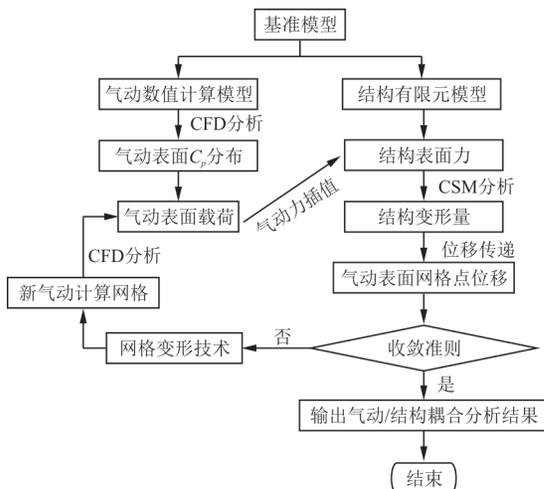


图 9 考虑气动力非线性、结构几何非线性的静气动弹性分析方法^[35]
Fig. 9 Static aeroelastic analysis method with aerodynamic and structural nonlinearities^[35]

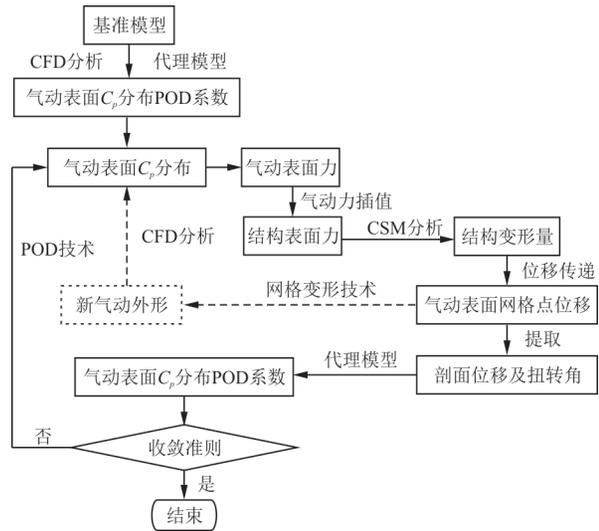


图 10 基于POD&代理模型技术的SAEROM分析系统框架图^[35]

Fig. 10 Framework diagram of SAEROM analysis system based on POD&agent model technology^[35]

1.2 颤振

G. Molinari等^[25]在静气动弹性的基础上,为了进一步了解机翼的动力学行为,进行了颤振分析。在三种飞行条件下对机翼的气动弹性进行评估,结果表明:变形机翼在不发生颤振的情况下具有良好的操纵性能。

R. Pecora等^[36]对加拿大—欧洲智能技术合作项目CRIAQ MDO-505中提出的一种新型智能结构进行了气动弹性分析,以实现对后缘形状的可控改进。在这项研究中使用了一个全尺寸的CS-25飞机机翼。采用合理的方法模拟了后缘驱动器刚度变化对气动弹性行为的影响。结构建模采用MSC.Nastran,如图11所示,非定常气动力学影响系数(Aerodynamics Influence Coefficient,简称AIC)估计采用偶极子网格法(Doublet Lattice Method,简称DLM),如图12所示。

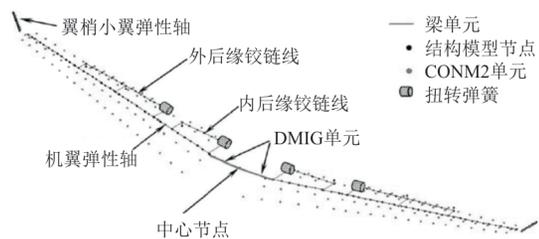


图 11 等效的机翼结构模型^[36]

Fig. 11 Equivalent wing structure model^[36]

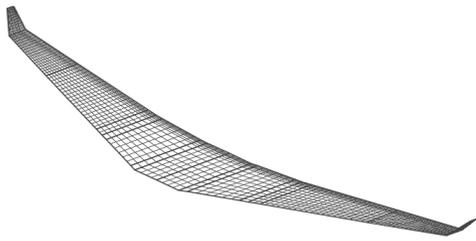


图 12 基于偶极子网格法的气动力模型^[36]
Fig. 12 Aerodynamic model based on doublet lattice method^[36]

采用 SANDY 3.0 程序对气动结构模型进行耦合,求解气动弹性稳定方程。结果表明:对于不同的惯性分布和后缘刚度组合,当驱动铰链提供足够的刚度时,可以避免颤振。

M. Arena 等^[37]对基于伺服驱动器的变形副翼模型进行了数值仿真和实验验证。重点研究了模型的功能实现、风洞试验和地面振动。利用 MSC. Nastran 进行结构建模,利用 DLM 获得非定常 AIC。根据 EASA CS-25 适航要求进行了气动弹性稳定性分析。功能测试表明,副翼变形形状是可重复的,同时在典型支线飞机机翼上的实际结构变形是稳定的。在基于对称和反对称模态的气动弹性分析中,飞行包线内没有临界颤振不稳定性。同时,还研究了作为 SARISTU 项目一部分的 CS-25 类飞机变形机翼后缘的气动伺服弹性影响^[38]。利用 MSC. Nastran 对整个结构的杆梁模型的刚度和惯性分布进行了估算。用 DLM 方法估算了非定常气动力影响系数 AIC;采用 SANDY 3.0 软件进行了颤振分析,验证了安全性要求。最后,进行动态稳定性评估以支持故障危险性分析(Fault Hazard Analysis,简称 FHA)。结果表明:主动后缘装置没有引起任何形式的颤振失稳。

F. Rea 等^[39]对具有全尺寸变形副翼的全尺寸风洞模型进行了气动弹性稳定性分析,其结构网络和动力网格的插值如图 13 所示,目的是证明在最大流速时,该模型不发生颤振现象。在数值分析时利用文献[37]中开发的气动弹性模型,研究了颤振速度与驱动器刚度的关系。结果表明:即使在测试期间采用最大气流速度(85 m/s)的 1.2 倍,该模型也不会出现任何动态不稳定性。在更高的速度下,气动弹性不稳定性的来源是一个典型的三元翼机制,其特征是副翼发生颤振。

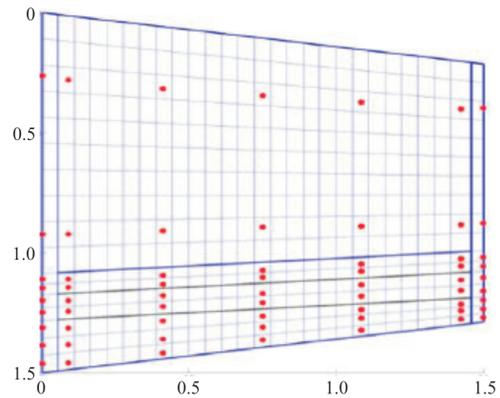
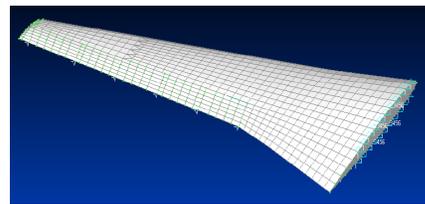


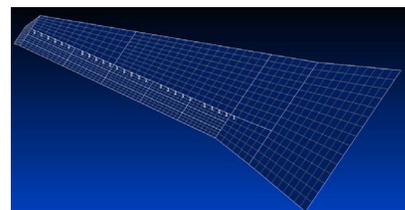
图 13 结构网络和气动力网格的插值^[39]
Fig. 13 Interpolation of structure and aerodynamics^[39]

D. Keidel 等^[40]采用三维面元法和非线性扩展升力线法计算了气动力系数,基于 MSC. Nastran 进行了结构分析,并进行了机翼变形性能试验。通过风洞试验对变形翼的气动特性和气动弹性特性进行了预测,并与数值结果进行对比。试验结果表明:该机翼能够实现足够的升力,通过弯度变形可以控制飞行。

E. Livne 等^[41]提出了连续变弯度后缘襟翼(Variable Camber Continuous Trailing Edge Flap,简称 VCCTEF)气动弹性模型,该模型的结构采用玻璃纤维和泡沫芯构成,对新模型的结构动力学和气动弹性特性进行了研究。其中,利用 MSC. Nastran 进行了结构建模,利用 DLM 建立了气动力模型,如图 14 所示。



(a) 结构模型



(b) DLM 气动力模型

图 14 连续变弯度后缘襟翼的结构与气动力模型^[41]
Fig. 14 Structure and aerodynamic model of continuously variable camber trailing edge flaps^[41]

通过模态试验和静载荷验证了模型的有效性。在风洞试验中,利用航空航天飞机的三维运动(VICON Nexus 3D)跟踪系统对机翼上的标志位置进行跟踪^[42]。

Su W^[43]建立了一个气动弹性公式,用于分析具有任意弯度变形的柔性翼型的气动弹性行为。在该公式中,除了传统的刚体沉浮和俯仰运动外,还考虑了用正交 Legendre 多项式描述的柔性翼型的弯度变形。采用二维有限状态非定常气动理论计算了具有刚体运动和任意弯度变形的柔性翼型的气动载荷。利用 Hamilton 原理推导了气动弹性方程,该方程以刚体运动和弯度变形为独立自由度,有助于分析弯度对柔性翼型气动弹性特性的影响。基于该方程的气动弹性分析表明,柔性结构表现出扭转发散,颤振边界显著减小。

Li D 等^[44-45]对由弯曲梁驱动的机翼变弯度后缘(如图 15 所示)进行了时域的非线性气动弹性研究。利用有限元软件 MSC. Patran/Nastran 进行了结构模型的建立,并进一步建立了实验机翼模型。对实验模型进行了冲击试验,并用试验结果验证了有限元模型的正确性。进一步建立了非线性气动弹性方程,研究了附在机翼蒙皮上的圆盘与弯曲梁之间的间隙非线性效应。AIC 是使用 DLM^[44]和 Roger 近似^[44-45]估计的。采用基于 MSC. Nastran 的 DMAP 语言生成刚度矩阵、阻尼矩阵和广义结构质量矩阵。开发了求解气动弹性方程组的 Matlab 程序,研究了变形刚度对颤振临界速度的影响。结果表明:非线性系统的气动弹性响应在高于临界颤振速度时增加了发散速度,在低速时减小了发散速度,同时还检测到极限环振荡和超临界 Hopf 分叉^[44]。

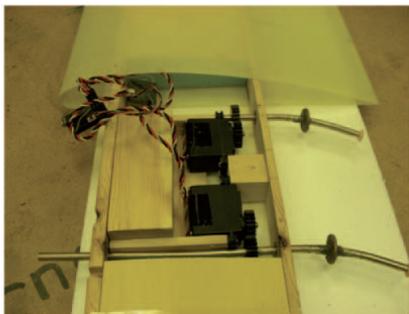


图 15 弯曲梁驱动的机翼变弯度后缘^[44]
Fig. 15 Trailing edge of camber morphing wing driven by bending beam^[44]

A. Airoidi 等^[46]提出了一种被动驱动变形结构概念,可以获得高升力构型。采用复合材料蜂窝

芯实现弯度变化。结构分析采用 ABAQUS,气动分析采用 Xfoil 和 DLM,气动弹性算法如图 16 所示,结果表明:在没发生气动弹性问题的情况下,性能得到了改善。

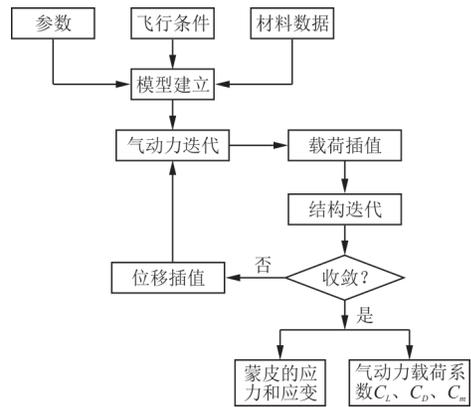


图 16 气动弹性算法^[46]
Fig. 16 Aeroelastic algorithm^[46]

喻世杰等^[47]针对变弯度机翼颤振计算时需要重复建模问题,提出了基于流形切空间插值和非定常涡格法的参数化气动弹性建模方法,该方法可以提高颤振计算效率,同时能精确捕捉机翼在全参数空间内的气动特性变化。其中结构利用有限元方法建立,采用无限平板样条插值,流程图如图 17 所示。

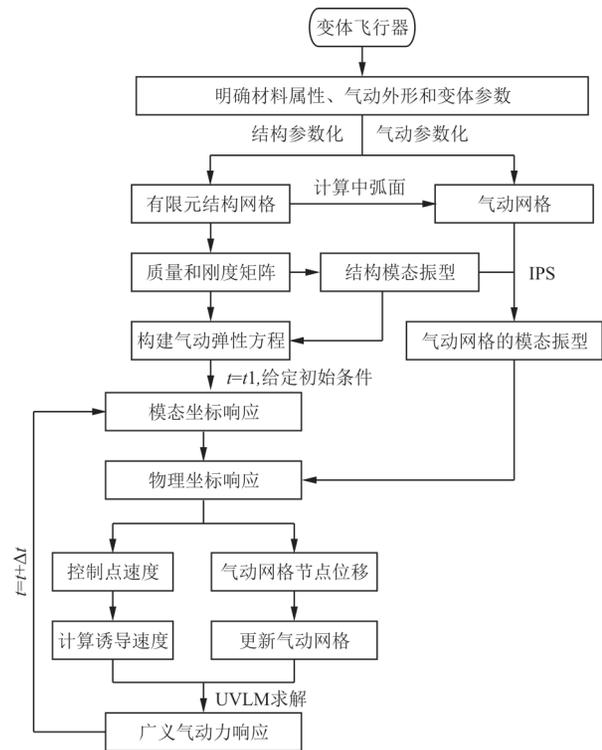


图 17 参数化气动弹性流程^[47]
Fig. 17 Parametric aeroelastic process^[47]

杨永健等^[48]以拓扑优化后的后缘变弯度机翼为对象,建立结构有限元模型,非定常气动力采用DLM。基于最小状态法进行有理函数拟合来实现频域到时域的转换,利用线性高斯二次型方法进行颤振主动抑制。结果表明:变弯度后缘的闭环系统可以有效提高颤振临界速度。

1.3 气动弹性响应及减缓

U. Fasel等^[49]介绍了一种弯度变形机载风能飞机的数值模拟方法,利用Matlab-Simulink对飞机降阶耦合飞行动力学和气动弹性进行建模。利用平面样条插值和距离加权法实现流体—结构相互作用。采用MSC. Nastran进行结构分析,并采用基于势流的三维面元法进行气动分析,如图18所示,结果表明:采用简化技术可以显著提高仿真的计算效率。进一步利用降阶耦合气动弹性和飞行动力学模型,对弯度变形机翼进行了计算研究。利Matlab生成机翼的网格,利用MSC. Nastran得到机翼的质量矩阵和刚度矩阵。基于该思路对弯度变形机载风能飞机系统沿圆轨迹运动进行了仿真,结果表明:所提出的模型在评估变形机载风能飞机系统性能方面具有潜在的应用价值。

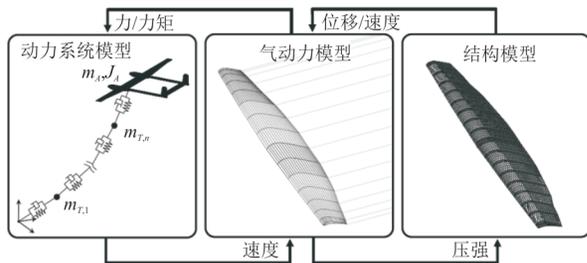


图18 动力系统模型、气动模型和结构模型的耦合^[49]
Fig. 18 Coupling of dynamic system model, aerodynamic model and structural model^[49]

尉濡恺等^[50]建立了变弯度后缘机翼的阵风响应分析数学模型,并对阵风响应减缓进行了仿真研究。其中利用有限元方法建立变弯度机翼模型,利用CFD和状态观测器法(observer)辨识后缘动态偏转时的广义非定常气动力,采用广义预测控制方法(GPC)理论设计闭环控制律。结果表明:GPC方法能够有效减缓由阵风引起的机翼翼尖加速度响应。

1.4 优化

G. Molinari等^[25]提出的变形方案是分布式柔顺结构,其特点是柔性翼肋,因此在优化过程中需考虑结构的承载能力和变形。利用协方差矩阵自

适应进化策略(Covariance Matrix Adaptation Evolution Strategy,简称CMA-ES)得到了一种具有良好气动效率且能承受气动载荷的外形,优化后的翼肋如图19所示。

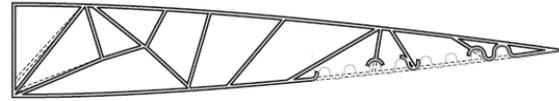


图19 优化后的柔性翼肋^[25]
Fig. 19 Optimized compliant rib^[25]

为了进一步优化文献[25]的结果,A. C. Henry等^[51]研究了柔顺变形机翼的蒙皮和压电驱动器的最佳结构参数,以期提高系统性能。其目的是优化设计参数,以达到最大的滚转力矩和颤振速度,同时使机翼质量最轻,优化程序如图20所示。研究表明:通过优化压电陶瓷层的宽度和厚度分布,翼型的性能得到了显著提高,滚转力矩增加了6.75%,质量减少了6.35%;此外,飞行速度可提高83.4%,并保持足够的滚转控制。

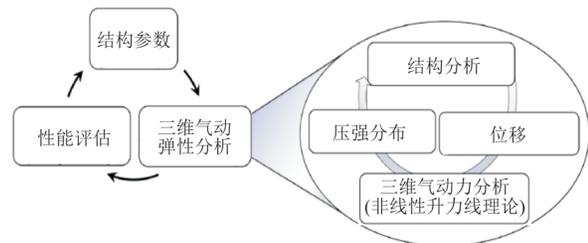


图20 变形机翼性能最大化的优化程序说明^[51]
Fig. 20 Description of the optimization procedure for maximizing the performance of the morphing wing^[51]

D. Keidel等^[52]以给定驱动力下滚转力矩和俯仰力矩最大,同时初始构型和变形构型中的阻力最小为优化目标,施加颤振速度和屈曲不等式约束,利用CMA-ES优化算法。其目的是设计一个纵向静态和动态稳定的机翼。研究表明:首先发生的是屈曲不稳定模式。这在最终机翼的详细分析中得到了证实。

Q. Ai等^[53]利用Matlab中的遗传算法来确定变形结构所需的材料刚度变化,以获得目标最佳变形形状。对于弯度最大的翼型,气动载荷对优化结果有显著影响,表明需要更硬的夹芯来承受驱动能量增加的压力载荷。最后对选定的优化结果进行了有限元分析和力学试验,以研究驱动要求和变形后缘变形形状的控制能力。

S. Murugan等^[54]利用层级优化方法研究了基于FishBAC概念的弯度变形翼型的特性,其概念

如图 21 所示。在第一级层级中,对二维翼型进行结构分析。采用二维面元法和均匀化梁模型研究了结构-流体的相互作用,其中均匀化梁模型如图 22 所示。在第二级层级中,建立了具有代表性边界条件的弯度变形复合材料蒙皮有限元模型。建立了一个多目标优化框架,用于寻找变形蒙皮的最佳纤维铺设方向,以满足第一层级中的几何形状和驱动要求。结构-流体耦合的研究表明:驱动力矩、气动载荷和翼型变形之间存在强耦合。

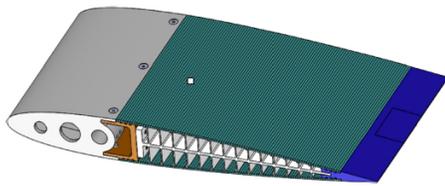


图 21 基于 FishBAC 概念的弯度变形翼^[54]
Fig. 21 Camber morphing wing based on FishBAC concept^[54]

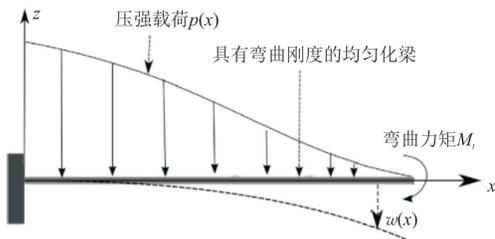


图 22 均匀化梁模型^[54]
Fig. 22 Homogenized beam model^[54]

在 Liu L 等^[32]研究的基础上,O. Bilgen 等^[55]进一步提出了理论静态气动弹性建模方法和优化策略,如图 23 所示。

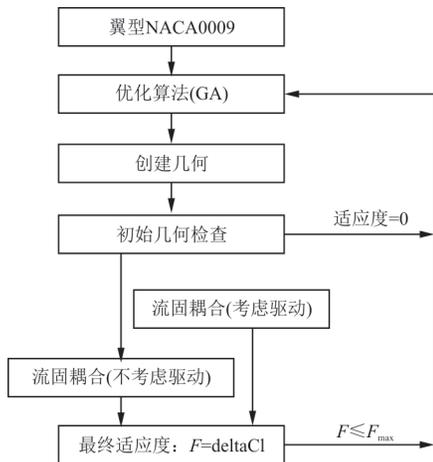


图 23 基于遗传算法的优化流程^[55]
Fig. 23 Optimization process based on genetic method^[55]

结构参数采用一组通过遗传算法优化的设计标准确定,并进行优化以实现激励电压升力系数的最大变化。采用流体-结构相互作用的耦合处理,不仅实现了在台架试验中可行的设计,而且还可以承受风洞中的气动载荷。

M. Berci 等^[56]采用基于高保真度模型的方法,对小型无人机的柔性机翼进行了初步的多学科设计和优化。在气动结构约束下,利用气动弹性耦合方程,对被动自适应结构和柔性机翼的形状进行优化,以获得最佳气动性能。为了提高优化过程的效率,基于低保真度目标函数,建立了高保真目标函数和每个约束的模型。这两种模型均基于柔性机翼的气动弹性方程的解,但在模态方法中对空气动力学和结构动力学进行建模时,采用了不同程度的复杂性和计算成本。高保真模型采用非线性计算流体力学与全结构模态耦合,而低保真模型采用线性薄机翼理论与简化的结构模态耦合。之后,通过适当的谐波技术,根据适当的实验设计规定的少数高保真响应,对低保真响应进行校正。使用基于梯度的遗传算法寻找全局最优解,表明柔性机翼的气动效率高于刚性机翼。当采用多目标遗传算法时,机翼减重也得以实现,其流程如图 24~图 25 所示。

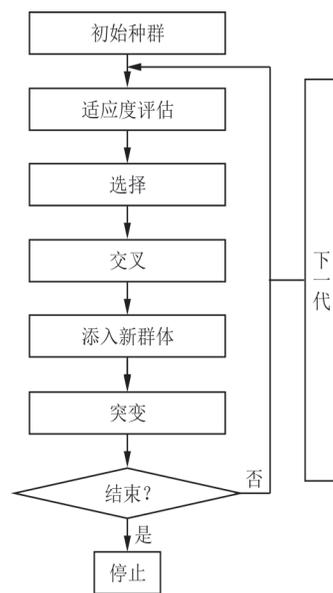
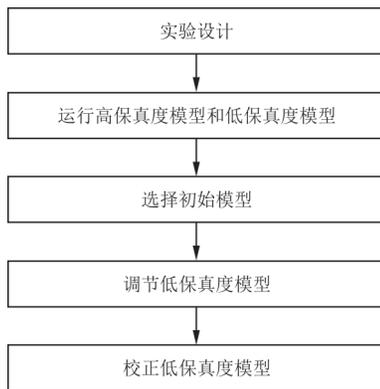


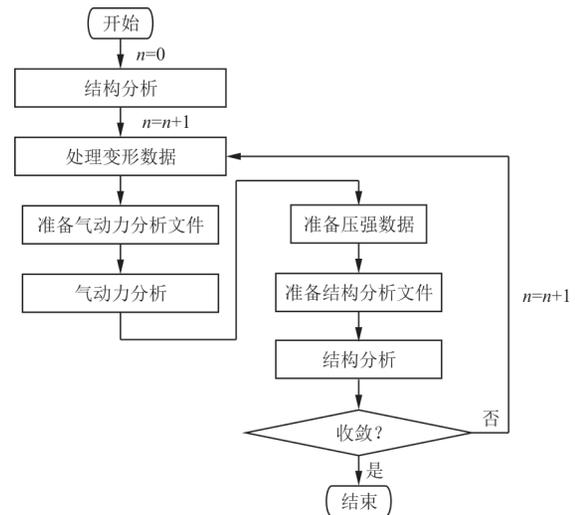
图 24 遗传算法^[56]
Fig. 24 GA flowchart^[56]

图 25 多目标优化流程^[56]Fig. 25 Multi-objective optimization process^[56]

D. A. Berdette 等^[57]使用高保真的气动结构模型优化机翼尺寸和形状。为了验证变形后缘的性能优势,进行了多次气动结构优化。采用 MACH (高保真飞机构型 MDO) 框架进行气动和结构分析。ADflow 作为气动求解器,复合材料结构分析工具 TACS 作为结构分析工具。通过自适应机动减载实现结构质量减轻。结果表明:沿机翼后缘 40% 处增加变形后缘,可以减小巡航燃料 5% 以上;位于机翼后缘 30% 的较小变形后缘产生的燃油消耗减少量几乎与较大变形装置相同。因此,随着变形装置尺寸的增大,减少燃料燃烧的效率也会提高。

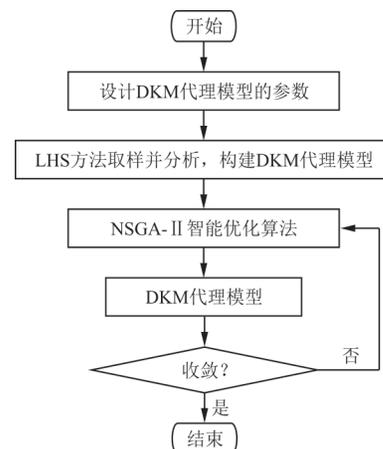
B. K. Stanford^[58]研究了连续变弯度后缘系统对运输机翼盒通用研究模型的气动伺服弹性优化。翼盒的重量受到屈曲、应力和铰链力矩的限制,使用襟翼驱动设计变量和结构设计变量使其最小化。对于载荷减缓和颤振抑制,考虑了开环和闭环机动载荷,而对于开环载荷,不考虑襟翼驱动。机翼结构采用离散 Kirchhoff 三角形 (DKT) 和线性应变三角形 (LST) 相结合的薄壳模型,利用 VLM 进行气动模拟。结果表明:连续变弯度后缘系统能够显著降低结构质量。开环情况下,使用较低的颤振裕度 (不稳定情况) 或安全系数 (稳定情况),可以保证质量减少。

K. Soneda 等^[59]研究了波纹变形机翼的气动结构特性,以获得考虑驱动能量的首选升力分布。基于 MSC. Marc 软件,将 VLM 气动模型与非线性有限元方法相结合,开发了具有驱动系统的三维气动结构分析工具,如图 26 所示。

图 26 气动—结构分析流程^[59]Fig. 26 Aerodynamic-structure analysis process^[59]

由于驱动系统是一个简单的机构和伺服电机,会导致波纹变形结构的大变形。引入了新的波纹角,以减少必要的驱动力。气动结构分析在设计空间中均匀分布的设计点进行。用径向基函数插值法生成响应面,并基于梯度法计算参数的最佳设置。响应面表示的优化结果与气动结构分析结果吻合较好。

刘艳^[35]针对连续变弯度后缘机翼,基于确定性 Kriging 代理模型技术和 Stochastic Kriging 随机代理模型技术的气动弹性稳健性优化设计系统,如图 27~图 28 所示。对三个状态下的 VCCTEF 舵面偏角进行优化设计,并进行约束相邻舵面偏角之差对设计结果的影响分析。结果表明:在三个典型设计状态下,优化后构型的阻力特性均有明显改善。

图 27 基于 Kriging 代理模型的确定性优化设计框架^[35]Fig. 27 Deterministic optimization design framework based on Kriging agent model^[35]

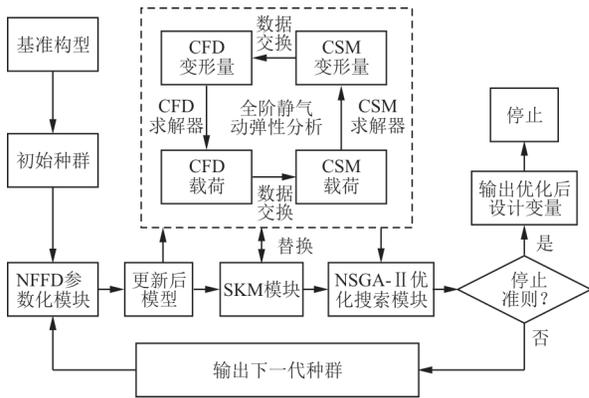


图 28 基于 Stochastic Kriging 模型的稳健性设计框架^[35]
Fig. 28 Robust design framework based on Stochastic Kriging model^[35]

梁煜等^[60]利用代理模型建立了不同巡航设计工况下,后缘弯度与气动特性的关系,进一步提出了基于代理模型的大型民用飞机翼型变弯度设计优化方法,优化流程如图 29 所示。结果表明:所提方法可以预测翼型的最佳弯度。

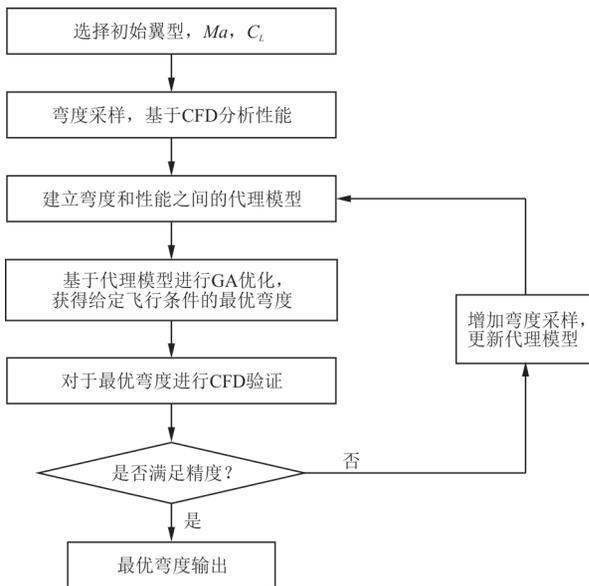


图 29 基于代理模型的变弯度翼型后缘优化流程^[60]
Fig. 29 Optimization process of trailing edge of variable camber airfoil based on agent model^[60]

郭同彪等^[61]针对后缘连续变弯度机翼首先利用自由型面变形进行参数化,然后基于 RANS 方程获得气动力系数对设计变量的梯度,最后采用序列二次规划算法进行气动优化设计,如图 30 所示。结果表明:变弯度技术可以改善机翼展向升力系数,并减小激波强度;为了获得最优的减阻设计,在约束中需要考虑力矩配平。

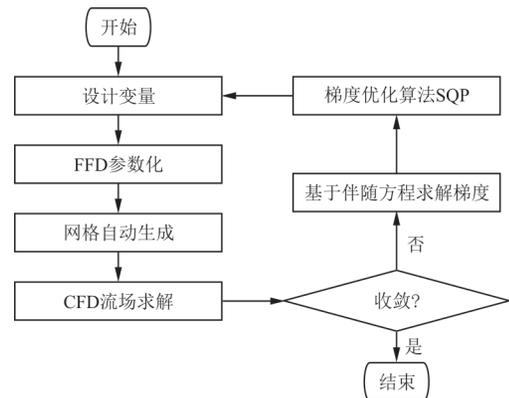


图 30 基于序列二次规划算法的优化流程^[61]
Fig. 30 Optimization process based on sequential quadratic programming^[61]

张桢锴等^[62]提出了考虑变弯度外形设计、结构参数优化和驱动器匹配的变弯度机翼设计优化框架,如图 31 所示,并对比研究了 LSE 距离和 Frechet 距离在变弯度后缘精确变形设计中的特点,为变弯度后缘的风洞试验模型提供最优选参数。其中,气动和结构的插值关系构建是基于 Wendland C4 核函数的径向基插值技术。

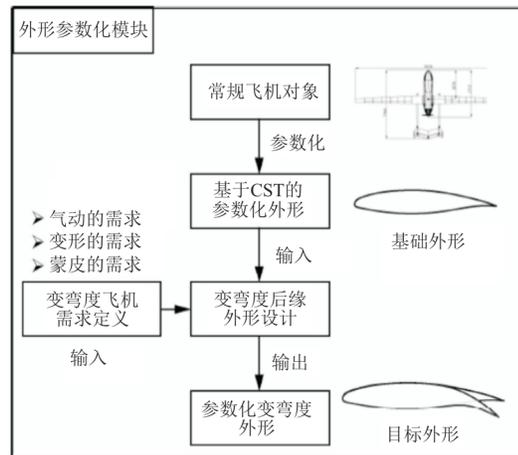
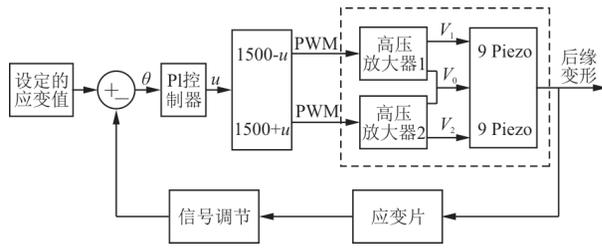


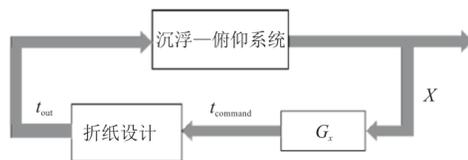
图 31 变弯度后缘机翼的外形参数化模块^[62]
Fig. 31 Profile parameterization module of variable camber trailing edge wing^[62]

1.5 控制

G. Molinari 等^[25]为了抵消压电驱动器的非线性迟滞行为,实现了闭环控制器,采用离散比例积分反馈控制器,并将输出作为脉宽调制(PWM)信号馈送至两个高压放大器。反馈控制回路如图 32 所示,并通过实验评估了实现所需形状自适应的能力。

图 32 反馈控制回路^[25]Fig. 32 Feedback control loop^[25]

K. T. Magar 等^[63]将折纸设计通过曲面变形集成到主动控制系统中,以抑制典型机翼剖面中的振动和阵风载荷,如图 33 所示。薄板采用 Arc-Miura 折纸设计^[64]。折纸设计参数经过优化,在弦向折叠角度上具有高灵敏度,最大弯度在 10% 弦长处。LQR(Linear Quadratic Regulator)控制器用于抑制在小阻尼气动弹性系统中的振动,实现了抛物线弯度变化。气动分析采用准定常薄翼型理论。结果表明:在试验条件下,5% 的弯度可以获得理想的振动抑制效果,1% 的弯度变化可以实现阵风载荷减轻;此外,该系统在阵风激励下对俯仰和沉浮自由度的控制效果良好。

图 33 控制系统与折纸设计的相互作用^[63]Fig. 33 Interaction between control system and origami design^[63]

S. Fichera 等^[65]设计并测试了一种用于弯度变形的高带宽驱动器,其中驱动器用来控制气动弹性行为和飞行力学。为了实现上述目标,主动机翼的驱动带宽及其静态弯度变化必须足够高。弯度变形是通过使用一个轻量化的高带宽变形驱动器(High-bandwidth Morphing Actuator,简称 HBMA)实现的,该驱动器使用一个带有线性后缘滑块的夹层结构中的定制压电片。采用后缘挂重法进行了静力试验,并与 ABAQUS 有限元模型进行了比较。试验证明驱动器能够改变弯度,等效的最大挠度为 15°。利用西门子 PLM 系统进行了动态试验,结果表明,HBMA 的带宽大于 20 Hz,适用于大多数低速气动弹性模型的第一模态控制。HBMA 被证明是目前气动弹性模型中使用的传统无刷/伺服电机方法的一种可行的轻型替代方案。

1.6 方法评价

综上所述,上述大多数研究都针对静气动弹性、颤振及优化,而对气动弹性响应及减缓与控制的研究非常有限,并且大多数研究均是使用有限元软件进行结构建模的数值分析,如 ABAQUS、ANSYS 等,其中梁模型^[27,43,54]和板模型^[26,33]是最为普遍的,也存在解析模型。这主要是由于梁模型和板模型相对简单,可适用于简化的机翼模型,而有限元软件对于复杂机翼结构的模拟有明显优势。气动模型采用 DLM^[32-33,46,63-65]、面元法(2D 和 3D)^[27-30,32-34,40,46,49,54-56]、VLM^[31,58-59]、非线性升力线理论^[51]、CFD^[51]和薄翼型理论^[63]。对于气动力的模拟采用面元法较多,少量研究采用 CFD。这主要是由于目前 CFD 计算速率较低,当与结构动力学理论耦合时难以处理气动弹性响应问题,对于飞机结构经常遇到的稳定性问题,也没有明显优势。而面元法作为气动力计算的工程算法,可以将三维绕流问题简化为积分方程,减少计算量,在飞机设计初期得到广泛应用。对于结构模型和气动模型的耦合,大多数研究采用分析软件自带的耦合方法,如 SAMOA、无限平板样条插值等。这是由于无限平板样条插值作为一种二维样条方法特别适用于机翼类结构,是航空宇航工程中很受欢迎的一种插值方法。在优化方法方面,由于遗传算法可拓展性强,易于与其他算法进行结合使用,故多采用遗传算法。目前的研究现状所考虑的流动条件主要是亚声速的,很少有考虑跨声速飞行条件的研究^[57]。然而,考虑非线性失速条件、跨声速或超声速条件是非常重要的,因为它们可能对气动弹性行为产生不同的影响。另外,弯度对气动弹性的影响主要集中在巡航条件下,只有少数考虑机动飞行^[25,40]。这主要是因为目前的变弯度技术主要应用于小型飞机上,该类飞机多以亚声速飞行。大多数的研究仍以数值仿真为主,由于国内在变弯度相关技术方面的研究仍处于探索阶段,考虑实验验证的文献不多,尤其涉及气动弹性相关实验的文献更少。欧美对于变形机翼的项目较为支持,一些成熟的变弯度方案贴近工程应用,因此国外一些文献中考虑了实验验证,例如静力实验^[27,41]、风洞实验^[37,40]、模态试验^[41]、冲击实验^[44-45]、地面振动实验^[37]等。变弯度机翼气动弹性模拟工作如表 1 所示。

表1 变弯度机翼的气动弹性模拟汇总(“/”代表文中未提及)
Table 1 Summary of aeroelastic simulation of camber morphing wing(“/”represents no mention in reference)

研究者	结构模型	气动模型	耦合方法	优化	控制策略	流动条件	应用对象	研究方法
G. Molinari等 ^[25]	有限元	三维面元法	弱耦合	CMA-ES	离散比例积分	亚声速	通用飞机	数值仿真
N. Tsushina等 ^[26]	有限元	非线性升力线	/	/	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
O. Ai等 ^[27]	有限元	Xfoil&2D黏性面元	/	GA	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
G. Seber等 ^[28]	有限元	高阶面元法	SAMOA	/	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
O. Bilgen等 ^[29]	有限元	Xfoil	/	/	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
A. Varello等 ^[30]	1D CUF格式	VLM	无限平板样条插值	/	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
R. Pecora等 ^[36]	有限元	DLM	线性样条函数	/	/	亚声速	民用飞机	数值仿真
M. Arena等 ^[37-38]	有限元	UVLM&DLM	线性样条函数	/	/	亚声速	民用飞机	数值仿真兼实验
A. Airoidi等 ^[34]	有限元	Xfoil				亚声速	通用飞机	数值仿真
刘艳 ^[35]	有限元	CFD	RBF插值	NSGA-II	/	亚声速	/	数值仿真
D. Keidel等 ^[40]	有限元	3D面元法	/	CMA-ES	/	亚声速	UAV	数值仿真兼实验
E. Livne等 ^[41-42]	有限元	DLM	/	/	/	亚声速	民用飞机	数值仿真兼实验
Li D等 ^[44-45]	有限元	DLM	样条插值	/	/	亚声速	/	数值仿真兼实验
A. Airoidi等 ^[46]	有限元	Xfoil和DLM	/			亚声速	通用飞机	数值仿真
喻世杰等 ^[47]	有限元	非定常涡格法	无限平板样条插值	/	/	亚声速	/	数值仿真
杨永健等 ^[48]	有限元	DLM	无限平板样条插值	/	线性高斯二次型方法	亚声速	/	数值仿真
U. Fasel等 ^[49]	有限元	3D面元法	薄板样条插值+距离导数加权法	/	/	亚声速	航空风能飞机	数值仿真
尉濡恺等 ^[50]	有限元	CFD	/	/	广义预测控制方法	亚声速	/	数值仿真
A. C. Henry等 ^[51]	有限元	CFD	/	序列二次规划算法	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
S. Murugan等 ^[54]	有限元	Xfoil&2D黏性面元	/	/	/	亚声速	通用飞机	数值仿真
M. Berci等 ^[56]	离散化格式	3D面元法	/	/	/	亚声速	UAV	数值仿真
B. K. Stanford ^[58]	有限元	VLM	/	/	开环控制&闭环控制	亚声速	民用飞机	数值仿真
张楨锴等 ^[62]	有限元	CFD	径向基插值技术	多岛遗传算法	/	亚声速	/	数值仿真

2 有待进一步解决的问题

变弯度技术对于提升飞行性能、抑制颤振和减轻载荷有明显的收益,很可能在不久的将来继续发展。尽管目前对变弯度机翼的静气动弹性、颤振、动气动弹性响应及减缓、优化与控制等方面已有大量的研究成果,但是对于气动弹性特性方面仍存在一些亟待解决的问题:

1) 柔性蒙皮的非线性行为对变弯度机翼气动弹性的影响

目前大多数的变弯度技术都使用柔性蒙皮,例如复合材料。这类蒙皮会对机翼的气动外形及其结构特性产生较大影响。因此柔性蒙皮需要在气动弹性建模中考虑非线性行为。另外,对柔性蒙皮进行预拉伸可以减少其对气动弹性性能的影响。但是从目前的研究现状来看,关于柔性蒙皮对变弯度机翼的气动弹性影响的研究非常少。例如,Liu L等^[32]的研究中考虑了连续可变弯度变形机翼柔性蒙皮的静态气动弹性变形,但是缺乏能够处理具有非传统特性的柔性蒙皮的气动弹性工具。因此气动弹性特性中需要考虑柔性蒙皮的影响,因为蒙皮通常表现出高度非线性行为。

2) 驱动系统类型对变弯度机翼气动弹性的影响

在机翼变弯度技术中使用的驱动载荷、速率和驱动系统类型会对气动弹性特性产生显著影响^[66]。大多数研究针对准静态下变形的气动弹性(即变形前后),而不是变形过程中的气动弹性特性。这主要是因为与时间相关的机翼几何结构会带来额外复杂性^[32]。少数研究考虑了驱动系统变形率的影响,例如,Li D等^[44]利用数值仿真研究了弯曲梁对弯度变形机翼临界颤振速度的影响。当在有限元模型中不考虑弯曲梁时,颤振临界速度由45.1降低到42.2 m/s。因此变弯度机翼的气动弹性行为对驱动系统类型的敏感性尚未得到充分解决。

3) 缺乏能够同时处理不同类型非线性的综合气动弹性建模方法

目前针对变弯度机翼的气动弹性研究大多为线性的,有少量研究考虑到结构的非线性,对于非线性空气动力学的考虑非常有限,这一点从表1中也可以明显地看出(飞行条件基本为亚声速飞行)。然而在实际飞行过程中,变弯度机翼可能会

同时存在多种非线性因素,例如非线性结构、非线性气动力、控制系统的非线性等因素,会造成更为复杂的气动弹性问题^[67]。从目前的研究来看,该类问题的研究尚未成熟,需要进一步探索研究。

3 结束语

本文针对变弯度技术,围绕静气动弹性、颤振、动气动弹性响应及减缓、优化及控制等方面进行分析,从结构模型、气动模型、耦合方法、优化方法及控制策略等角度对相应的方法进行评价。根据已有的建模手段和分析方法,指出有待进一步解决的问题,包括柔性蒙皮的非线性行为对变弯度机翼气动弹性的影响,驱动系统类型对变弯度机翼气动弹性的影响及缺乏能够同时处理不同类型非线性的综合气动弹性建模方法,并指出了变弯度技术进一步的研究方向,可为变弯度技术的工程应用提供理论支持。

参考文献

- [1] European Commission. Flight path 2050: Europe's vision for aviation maintaining global leadership and serving society's needs[R]. Luxembourg: European Commission-Directorate General for Mobility and Transport, 2011: 1-11.
- [2] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22: 823-877.
- [3] BREUKER R D, ABDALLA M M, GURDAL Z. A generic morphing wing analysis and design framework [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(10): 1025-1039.
- [4] SINAPIUS M, MONNER H P, KINTSCHER M, et al. DLR/s morphing wing activities within the European network[J]. Procedia IUTAM, 2014, 10: 416-426.
- [5] GASPARI A D, RICCI S, TRAVAGLINI L, et al. Active camber morphing wings based on compliant structures: an aeroelastic assessment[C]// 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2015: 15-21.
- [6] SIMIRIOTIS N, JODIN G, MAROUF A, et al. Electroactive morphing on a supercritical wing targeting improved aerodynamic performance and flow control in high Reynolds numbers[C]// 53rd 3AF International Conference on Applied Aerodynamics. Salon de Provence, France: [s. n.], 2018: 1-10.
- [7] PIET C W, PAPADOPOULOS M. Smart intelligent aircraft structures (SARISTU) [M]. Cham: Springer International Publishing, 2015.

- [8] 中国航空新闻网. 欧盟通过灵巧智能飞机结构项目演示变形机翼[EB/OL]. (2015-11-26)[2022-10-09]. <https://www.cannews.com.cn/2015/1126/140980.shtml>. CAN News. EU demonstrating deformed wings through the smart and intelligent aircraft structure project [EB/OL]. (2015-11-26)[2022-10-09]. <https://www.cannews.com.cn/2015/1126/140980.shtml>. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 钟敏, 华俊, 王浩, 等. 民机标模高升力构型CAE-AVM-HL设计及验证[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(4): 158-167. ZHONG Min, HUA Jun, WANG Hao, et al. Design and verification of high-lift configuration of civil aircraft standard model CAE-AVM-HL [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(4): 158-167. (in Chinese)
- [11] 李春鹏, 钱战森. 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(7): 127335. LI Chunpeng, QIAN Zhansen. Trailing edge deformation matrix aerodynamic design for long-range civil aircraft variable camber wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(7): 127335. (in Chinese)
- [12] 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): 24943. 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): 24943. (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] YANG Yu, WANG Zhigang, LYU Shuaishuai. 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.
- [15] 刘世丽, 葛文杰, 李奎, 等. 基于杆索基结构的三维柔性变形机翼拓扑优化设计[J]. 机械科学与技术, 2008, 27(10): 1191-1194. LIU Shili, GE Wenjie, LI Kui, et al. Topological optimization design of three-dimensional flexible deformed wing structure based on pole-cable foundation[J]. Mechanical Science and Technology, 2008, 27(10): 1191-1194. (in Chinese)
- [16] 解江, 杨智春, 党会学. 柔性后缘自适应机翼气动特性和操纵反效特性的比较分析[J]. 工程力学, 2009, 26(10): 245-251. XIE Jiang, YANG Zhichun, DANG Huixue. Comparative study on aerodynamics and control reversal characteristics of adaptive wings with flexible trailing edge [J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(10): 245-251. (in Chinese)
- [17] 李飞. 飞机自适应机翼的驱动机构研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009. LI Fei. Research on adaptive wing structures based on NiTi SMA actuator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [18] 陈以金. 变体飞行器柔性蒙皮及支撑结构性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014. CHEN Yijin. Study on flexible skin and supporting substructure of morphing aircraft [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [19] 宫晓博. 基于变刚度蒙皮和零泊松比蜂窝的变弯度机翼结构研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017. GONG Xiaobo. Research on variable camber wing structure based on variable stiffness morphing skin and zero poisson's ratio cellular structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [20] 黄建. 新型零泊松比蜂窝结构力学性能及其变弯度机翼应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018. HUANG Jian. Mechanical performance of novel honeycomb design with zero poisson's ratio and its application in camber morphing wings[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [21] 郝璇, 张青青, 苏诚, 等. 民用客机可变弯度机翼优化设计研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 25-36. HAO Xuan, ZHANG Qingqing, SU Cheng, et al. Research on variable camber wing optimization design of passenger aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 25-36. (in Chinese)
- [22] AJAJ R M, PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, AMOOZGAR M, et al. Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 120: 100682.
- [23] 张音旋, 陈亮, 吴江鹏, 等. 可变弯度机翼后缘的研究进展及其关键技术[J]. 飞机设计, 2017, 37(6): 34-39. ZHANG Yinxuan, CHEN Liang, WU Jiangpeng, et al. Development and key technologies of the variable camber trailing edge[J]. Aircraft Design, 2017, 37(6): 34-39. (in Chinese)
- [24] 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): 297-307. 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): 297-307. (in Chinese)
- [25] MOLINARI G, QUACK M, ARRIETA A F, et al. De-

- sign, realization and structural testing of a compliant adaptable wing[J]. *Smart Material Structural*, 2015, 24: 105027.
- [26] TSUSHINA N, YOKOZIKI T, SU W, et al. Geometrically nonlinear static aeroelastic analysis of composite morphing wing with corrugated structures[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88: 244-257.
- [27] AI Q, WEAVER P M, AZARPEYVAD M. Design and mechanical testing of variable stiffness morphing trailing edge flap[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29: 669-683.
- [28] SEBER G, SAKARYA E. Nonlinear modeling and aeroelastic analysis of an adaptive camber wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47: 2067-2074.
- [29] BILGEN O, FRISELL M I, KOCHERSBERGER K, et al. Surface actuated variable-camber and variable-twist morphing wings using piezocomposites[C]// 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver, Colorado: AIAA, 2011: 115-121.
- [30] VARELLO A, LAMBERTI A, CARRERA E. Static aeroelastic response of wing-structures accounting for in-plane cross-section deformation[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2013, 14 (4) : 310-323.
- [31] MAO S, XIE C, YANG L, et al. Static aeroelastic characteristics of morphing trailing-edge wing using geometrically exact vortex lattice method [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 19: 1-15.
- [32] LIU L, YIN W, DAI F, et al. Static aeroelastic deformation of flexible skin for continuous variable trailing-edge camber wing[J]. *Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering*, 2011, 117: 79771.
- [33] RIVERO A E, COOPER J E, WOODS B. Numerically efficient three-dimensional fluid-structure interaction analysis for composite camber morphing aerostructures[C]// AIAA Scitech 2020 Forum. USA: AIAA, 2020: 19-27.
- [34] AIROLDI A, QUARANTA G, BELTRAMIN A, et al. Design of a morphing actuated aileron with chiral composite internal structure[J]. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 2014, 1(3): 331-351.
- [35] 刘艳. 连续变弯度后缘机翼静气动弹性分析及优化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
LIU Yan. Aeroelasticity analysis method and optimization design for aircraft wing with variable camber continuous trailing edge[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [36] PECORA R, MAGNIFICO M, AMOROSO F, et al. Multi-parametric flutter analysis of a morphing wing trailing edge[J]. *Aeronautical Journal*, 2014, 118: 1063-1078.
- [37] ARENA M, AMOROSO F, PECORA R, et al. Numerical and experimental validation of a full scale servo-actuated morphing aileron model [J]. *Smart Material Structures*, 2018, 27(10): 1-10.
- [38] ARENA M, CONCILIO A, PECORA R. Aero-servo-elastic design of a morphing wing trailing edge system for enhanced cruise performance[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 215-235.
- [39] RAE F, PECORA R, AMOROSO F, et al. Aeroelastic stability analysis of a wind tunnel wing model equipped with a true scale morphing aileron [J]. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 2017, 6 (6): 440-450.
- [40] KEIDEL D, MOLINARI G, ERMANNI P. Aero-structural optimization and analysis of a camber-morphing flying wing: structural and wind tunnel testing[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2019, 30: 908-923.
- [41] LIVNE E, PRECUP N, MOR M. Design, construction, and tests of an aeroelastic wind tunnel model of a variable camber continuous trailing edge flap (VCCTEF) concept wing[C]// 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, GA, USA: AIAA, 2014: 1125-1134.
- [42] PRECUP N, MOR M, LIVNE E. The design, construction, and tests of a concept aeroelastic wind tunnel model of a high-lift variable camber continuous trailing edge flap(HL-VCCTEF) wing configuration [C]// 52nd AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Material Conference. Kissimmee, Florida, USA: AIAA, 2015: 1-13.
- [43] SU W. Development of an aeroelastic formulation for deformable airfoils using orthogonal polynomials [J]. *AIAA Journal*, 2017, 114: 2793-2807.
- [44] LI D, GUO S, XIANG J. Modeling and nonlinear aeroelastic analysis of a wing with morphing trailing edge[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 442: 619-631.
- [45] LI D, GUO S, HE Y, et al. Nonlinear aeroelastic analysis of a morphing flap[J]. *International Journal of Bifurcation and Chaos*, 2012, 22(5): 1-11.
- [46] AIROLDI A, CRESPI M, QUARANTI G, et al. Design of a morphing airfoil with composite chiral structure [J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49: 1008-1019.
- [47] 喻世杰, 周兴华, 黄锐. 变弯度机翼参数化气动弹性建模与颤振特性分析[J]. *航空学报*, 2023, 44(8): 227346.
YU Shijie, ZHOU Xinghua, HUANG Rui. Parametric aeroelastic modeling and flutter characteristic analysis of variable camber wing[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(8): 227346. (in Chinese)
- [48] 杨永健, 宋晨, 张桢锴, 等. 变弯度后缘与常规舵面机翼的颤振主动抑制对比[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(3): 41-49,60.
YANG Yongjian, SONG Chen, ZHANG Zhenkai, et al. Comparison of morphing trailing edges and conventional con-

- control surfaces for active flutter suppression[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2023, 14(3): 41-49,60. (in Chinese)
- [49] FASEL U, KEIDEL D, MOLINARI G, et al. Aeroservo-elastic optimization of morphing airborne wind energy wings [C]// *AIAA Science Technology Forum*. San Diego, California, USA: AIAA, 2019: 1-15.
- [50] 尉湍恺, 戴玉婷, 杨超, 等. 基于变弯度后缘的机翼阵风响应减缓数值研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2023, 49(7): 1864-1874.
WEI Rukai, DAI Yuting, YANG Chao, et al. Numerical study of wing gust response alleviation based on camber morphing trailing edge[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2023, 49(7): 1864-1874. (in Chinese)
- [51] HENRY A C, MOLINARI G, RIVAS-PADILLA J R, et al. Smart morphing wing: optimization of distributed piezoelectric actuation[J]. *AIAA Journal*, 2017, 57: 2384-2393.
- [52] KEIDEL D, MOLINARI G, ERMANNI P. Aero-structural optimization and analysis of a camber-morphing flying wing: structural and wind tunnel testing[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2019, 30: 908-923.
- [53] AI Q, WEAVER P M, AZARPEYVAD M. Design and mechanical testing of variable stiffness morphing trailing edge flap[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29: 669-683.
- [54] MURUGAN S, WOODS B, FRISWELL M I. Hierarchical modeling and optimization of camber morphing airfoil[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42: 31-38.
- [55] BILGEN O, BARBARINO S, FRISWELL M I. Static-aeroelastic optimization of surface actuated variable-camber piezocomposite morphing wings[C]// *ASME 2011 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. USA: ASME, 2011: 315-322.
- [56] BERCI M, TOROPOV V, HEWSON R, et al. Multidisciplinary multifidelity optimisation of a flexible wing aerofoil with reference to a small UAV [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2014, 50: 683-699.
- [57] BERDETTE D A, MARTINS J R. Design of a transonic wing with an adaptive morphing trailing edge via aerostructural optimization [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 81: 192-203.
- [58] STANFORD B K. Static and dynamic aeroelastic tailoring with variable-camber control[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2016, 367: 2522-2534.
- [59] SONEDA K, YOKOZEKI T, IMANURA T, et al. Aero-structural analysis of corrugated morphing wing with spanwise camber change[C]// *AIAA Scitech 2020 Forum*. Orlando, FL, USA: AIAA, 2020: 149-158.
- [60] 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, 36(3): 790-798.
LIANG Yu, SHAN Xiaowen. Aerodynamic analysis and optimization design for variable camber airfoil of civil transport jet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 36(3): 790-798. (in Chinese)
- [61] 郭同彪, 白俊强, 李立, 等. 民用客机变弯度机翼优化设计[J]. *中国科学: 技术科学*, 2018, 48(1): 55-66.
GUO Tongbiao, BAI Junqiang, LI Li, et al. The morphing trailing-edge wing optimization design of the civil aircraft [J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2018, 48(1): 55-66. (in Chinese)
- [62] 张桢锴, 贾思嘉, 宋晨, 等. 柔性变弯度后缘机翼的风洞试验模型优化设计[J]. *航空学报*, 2022, 43(3): 226071.
ZHANG Zhenkai, JIA Sijia, SONG Chen, et al. Optimum design of wind tunnel test for compliant morphing trailing edge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(3): 226071. (in Chinese)
- [63] MAGAR K T, FUCHI K, PANKONIEN A M, et al. Active control of origami inspired camber morphing airfoil for gust load alleviation [C]// *ASME 2018 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. San Antonio, USA: ASME, 2018: 1-9.
- [64] GATTAS J M, WU W, YOU Z. Miura-base rigid origami: parameterizations of first-level derivative and piecewise geometries [J]. *Journal of Mechanical Design*, 2013, 135(11): 111011.
- [65] FICHERA S, ISNARDI I, MOTTERSHEAD J E. High-bandwidth morphing actuator for aeroelastic model control [J]. *Aerospace*, 2019, 6(13): 1-12.
- [66] SLEESONGSOM S, BUREEAT S. Effect of actuating forces on aeroelastic characteristics of a morphing aircraft wing[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2011, 67: 308-317.
- [67] 杨智春, 田玮, 谷迎松, 等. 带集中非线性的机翼气动弹性问题研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(7): 2013-2044.
YANG Zhichun, TIAN Wei, GU Yingsong, et al. Advance in the study on wing aeroelasticity with concentrated nonlinearity [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(7): 2013-2044. (in Chinese)

作者简介:

倪迎鸽(1987-),女,博士,副教授。主要研究方向:变形机翼的一体化结构设计。

赵慧(1992-),男,博士研究生,讲师。主要研究方向:复合材料疲劳力学,机翼结构强度分析等。

譙盛军(1984-),男,博士,副教授。主要研究方向:气动弹性力学。

吕毅(1980-),男,博士,教授。主要研究方向:复合材料力学等。

(编辑:马文静)