

基于伴随理论的无人机气动弹性优化

黄胤铮¹, 王晓喆², 王柳青¹

(1. 北京航空航天大学飞行学院; 2. 北京航空航天大学无人系统研究院, 北京 100083)

摘要: 无人机的应用日益广泛, 其轻量化、低成本与高效能的设计需求不断提高。随着结构柔度的增加, 优化设计过程中多学科耦合效应愈发突出, 因此高效的气动弹性优化方法是提升无人机整体性能的重要途径。结合气动涡格法与结构有限元法, 通过松耦合的方式开展气动弹性分析, 基于伴随理论和序列二次规划法实现快速的非线性敏度优化。分别针对长航时和高机动两类典型无人机, 以最小燃油消耗为目标, 对机翼的气动外形和空间梁结构等参数进行优化设计。结果表明, 该气动弹性优化方法可充分考虑无人机的气动弹性效应, 在满足结构安全的条件下实现整体性能的提升, 并大幅提高设计效率。

关键词: 无人机; 气动弹性; 优化设计; 伴随理论; 序列二次规划法

DOI: 10.11907/rjdk.231622

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1672-7800(2023)010-0026-07

Aeroelastic Optimization of UAVs Based on Adjoint Theory

HUANG Yinzheng¹, WANG Xiaozhe², WANG Liuqing¹

(1. Flying College, Beihang University; 2. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The application of unmanned aerial vehicles (UAVs) is becoming increasingly widespread, with growing demands for lightweight, cost-effective, and high-performance designs. As structural flexibility increases, multidisciplinary coupling effects become more prominent. Therefore, efficient aerodynamic-structural optimization methods are crucial for enhancing the overall performance of UAVs. This paper combines the aerodynamic vortex lattice method and the structural finite element method to conduct aerodynamic-structural analysis in a loosely coupled manner. Rapid nonlinear sensitivity optimization is achieved using adjoint theory and sequential quadratic programming. For two typical UAV types, long-endurance, and high-maneuverability UAVs, the aerodynamic shape of the wings and parameters of the spatial beam structure are optimized to minimize fuel consumption. The results show that the proposed aerodynamic-structural optimization method can adequately consider the aerodynamic-structural effects of UAVs. Under the condition of satisfactory structural safety, it can enhance overall performance and significantly improve design efficiency.

Key Words: UAV; aeroelasticity; optimization; adjoint theory; sequential quadratic programming

0 引言

无人机因具有体积小、成本低、对恶劣环境适应性好等优点, 在民用和军用领域均有巨大的应用潜力^[1]。但无人机的作战能力会受到飞机结构、气动布局、任务载荷、巡航时间等因素影响, 无人机任务完成度以及生存概率也与其飞行性能和作战性能密切相关。随着航空技术的发展, 未来空域的环境复杂度都会有不同程度的上升, 对无人机

的整体性能提出了更高要求。

随着有效载荷不断增加, 无人机的结构重量系数不断下降, 结构柔度不断增加, 气动、结构等学科的耦合关系进一步增强, 若在优化过程中采用串列优化方法会造成学科间的反复迭代, 在降低设计效率的同时, 也影响了整体性能的提升。气动弹性优化充分考虑了气动与结构之间的耦合效应, 并以此挖掘设计潜力^[2], 实现飞行器在复杂环境下经济性和使用性能的提升^[3]。在大型客机^[4-5]和超音速客机^[6]的设计中, 气动弹性优化已经得到了较为广泛的

收稿日期: 2023-06-14

基金项目: 第八届中国科协青年人才托举工程项目(2022QNRC001); 航空科学基金项目(2022Z012051001)

作者简介: 黄胤铮(2000-), 男, 北京航空航天大学飞行学院学生, 研究方向为飞行器设计; 王晓喆(1990-), 男, 博士, 北京航空航天大学无人系统研究院助理研究员、硕士生导师, 研究方向为飞行器设计、气动弹性优化; 王柳青(1988-), 女, 博士, 北京航空航天大学飞行学院讲师, 研究方向为压电能量收集、无人机总体设计。本文通讯作者: 王晓喆。

应用。基于敏度信息的优化算法在求解大规模的多学科优化问题时, 收敛较快^[7-8], 而以遗传算法为代表的进化式算法需要大量样本, 不适合直接应用于多设计变量的气动/结构耦合优化问题中^[9]。1988年, Jameson^[10]首次将伴随方程法应用于气动目标函数梯度的求解过程中, 并对机翼进行优化设计。由于伴随理论的计算消耗与设计变量的数量无关, 适合处理具有大规模设计变量的多学科优化问题, 因此近年来得到了广泛关注^[11-14]。Anderson等^[15]采用多学科建模优化方法和伴随理论, 实现了风力涡轮机叶片的高保真结构优化和负载应力最小化; Wang等^[16]采用基于伴随方法的优化设计框架对机翼受载载荷进行了分析优化; Batay等^[17]采用多学科设计优化工具, 结合伴随求解器, 对风力涡轮机进行了并行气动设计优化; Wilke^[18]采用自主开发的多目标优化框架实现了对直升机旋翼桨叶的优化设计; 李润泽等^[19]在多目标优化过程中结合伴随方法, 提高了超临界机翼气动优化设计效率; 刘晓东等^[20]采用基于伴随理论的气动优化设计方法, 实现了飞翼布局飞行器的气动优化。

随着现代无人机对高机动以及长航时性能的需求不断提高, 采用基于伴随理论的气动弹性优化方法深度挖掘多学科耦合所带来的设计潜力是必要且迫切的。本文结合涡格法和有限元分析法, 通过松耦合的方式实现气动弹性分析, 并基于序列二次规划和伴随理论开展非线性敏度优化。分别针对长航时和高机动两类典型无人机, 以最小燃油消耗为目标, 对机翼的气动外形和空间梁结构等参数进行优化设计, 并对优化设计的结果进行对比分析。

1 气动弹性仿真

1.1 气动涡格法

对于飞行器的气动分析本质上是对空间 N-S 方程的求解。涡格法在位势流方程的求解过程中较为常见, 与空间 N-S 方程的求解相比, 利用基于求解位势流的气动计算方法能够以更高的计算效率对启动导数进行比较准确的求解^[21]。

根据边界不可穿透定理, 可以在控制点处添加马蹄涡与气动表面相切的条件, 如式(1)所示。其中, C_c 为控制点处诱导速度的系数矩阵, Γ 为每个涡线涡强组成的列向量, V_∞ 为控制点来流速度矩阵, N 为控制点处单位法向量。

$$[C_c \times \Gamma + V_\infty] \cdot N = 0 \quad (1)$$

通过求解式(1)可得到每个涡的涡流强度和气动力, 如式(2)所示。其中, F_n 为涡段上的升力, ρ_∞ 为来流密度, V_∞ 为来流速度, V_n 为当前涡段中点诱导速度, Γ_n 为当前涡段上的涡强。

$$F_n = \rho_\infty (V_\infty + V_n) \times \Gamma_n \quad (2)$$

涡格法涡线布置方法如图 1 所示。

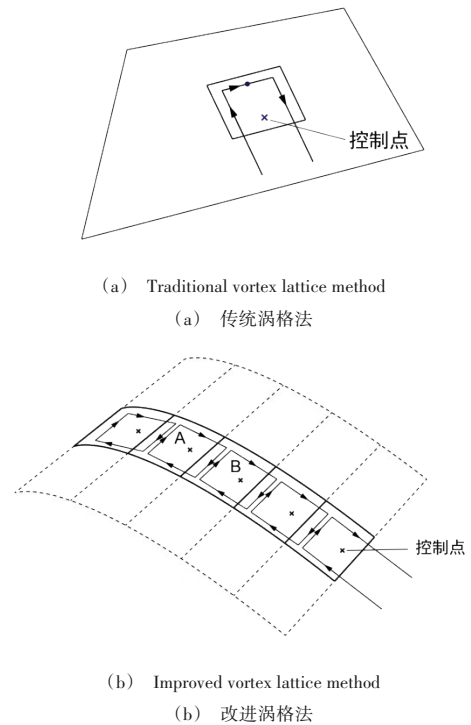


Fig. 1 Vortex lattice method vortex line layout method

图 1 涡格法涡线布置方法

1.2 结构有限元法

对于组成机翼的各部分而言, 机翼上下表面的蒙皮主要承载机翼上的弯曲载荷, 机翼的翼梁和副梁主要承载剪切载荷, 蒙皮和梁共同承载扭转载荷。在分析过程中, 将机翼翼梁简化为空间梁单元的有限元模型进行分析。空间梁单元的有限元模型如图 2 所示^[22]。

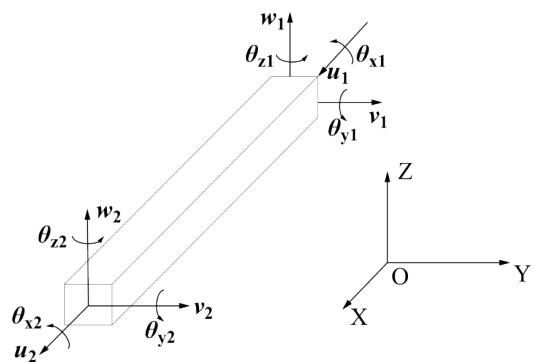


Fig. 2 Finite element model of space beam element

图 2 空间梁单元有限元模型

通过对空间梁模型的分析, 可以获得结构分析部分的控制方程如下:

$$K \cdot d = f \quad (3)$$

其中, f 为作用在节点上的力和力矩, d 为节点位移列阵。通过求解式(3), 可以得到各节点上的静力学载荷分布。

1.3 仿真模型

气动弹性的耦合求解采用松耦合方法,气动与结构之间的数据传递如图3、式(4)和式(5)所示^[23]。

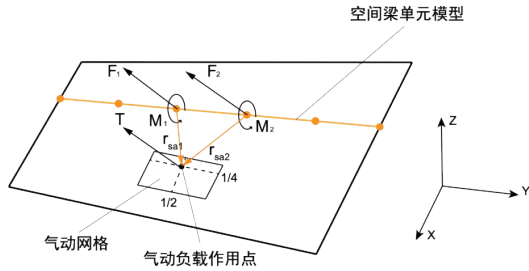


Fig. 3 Aerodynamic load transfer

图3 气动载荷传递

$$F_i = \frac{1}{2} T \quad (4)$$

$$M_i = \frac{1}{2} r_{sai} \times T \quad (5)$$

其中, $i = 1, 2$, 分别代表气动网格对应有有限元模型中的左右两个结构节点, T 为气动网格上通过涡格法计算得到的合力, r_{sai} 为结构节点指向气动力作用点的方向向量, F_i, M_i 分别为通过该牵引方案得到的节点力和节点扭矩。

在完成气动载荷传递后,通过有限元分析可以得到对应的结构位移,并传递回气动网格。

$$u_a = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 (d_i + \theta_i \times r_{sai}) \quad (6)$$

其中, $i = 1, 2$, 分别代表气动网格对应有有限元模型中的左右两个结构节点, d_i 为平动位移, θ_i 为转动位移, r_{sai} 同式(5), 为结构节点指向气动力作用点的方向向量。在此基础上,结合开源框架 OpenMDAO 建立无人机的气动、结构以及气动弹性耦合分析模型^[24]。

2 优化算法及框架

2.1 伴随理论

传统的导数计算方法以有限差分法和复变量差分法为主,在梯度优化中,都需要对控制方程反复求解,计算量大。而伴随理论算法可以在保持精度的前提下,一次性求解出目标函数对所有设计变量的导数^[3]。其计算量仅与目标函数和约束条件的数量有关,与设计变量的数量无关,适合多设计变量的优化设计问题。

本文的无人机气动弹性优化以气动结构耦合系统作为分析系统,以气动参数和结构参数作为设计变量。优化目标函数 I 和控制方程残差 R 可设定为:

$$\begin{cases} I = f(x, (w, u)) \\ \begin{bmatrix} R_a \\ R_s \end{bmatrix} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

其中, x 表示设计变量; w, u 表示气动/结构耦合系统

状态变量,其中 w 具体表现为涡格法中网格单元的气动负载, u 具体表现为有限元分析中结构有限元分析得到的结构位移; R_a 对应气动分析的残差, R_s 对应结构分析的残差。

令优化目标函数 I 和控制方程残差 R 分别对设计变量 x 进行求导,并利用恒等变换和伴随算子 ψ 得到伴随方程。通过求解伴随方程,可以一次性求解出目标函数针对所有设计变量的导数,如式(8)所示:

$$\frac{dI}{dx} = \frac{\partial I}{\partial x} - \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{\partial I}{\partial w} & \frac{\partial I}{\partial u} \\ \frac{\partial R_s}{\partial w} & \frac{\partial R_s}{\partial u} \end{bmatrix}}_{\psi^T} \begin{bmatrix} \frac{\partial R_a}{\partial w} & \frac{\partial R_a}{\partial u} \\ \frac{\partial R_s}{\partial w} & \frac{\partial R_s}{\partial u} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial R_a}{\partial x} \\ \frac{\partial R_s}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.2 序列二次规划

常用的梯度优化方法包括 BFGS 拟牛顿算法、共轭梯度法、序列二次规划算法 (Sequential Quadratic Programming, SQP) 等。其中,序列二次规划法对大规模数据的计算效率较高,在工程中得到了广泛应用。具体形式如式(9)所示:

$$\begin{aligned} & \text{minimize } f(x) \quad x \in R^n \\ & \text{subject to } h(x) = 0 \\ & \quad \quad \quad g(x) \geq 0 \end{aligned} \quad (9)$$

其中, $f(x)$ 为目标函数, $h(x)$ 为等式约束函数, $g(x)$ 为不等式约束函数。

序列二次规划法是一种用于求解非线性最优化问题的方法,其基本思路是将原问题转化为一系列二次规划 (Quadratic Programming, QP) 问题进行迭代求解。在每次迭代中,通过求解二次规划问题得到下一次迭代的值,直到序列 $\{x^k\}$ 收敛于极值点。具体来说,对于某一次迭代值 x^k , NLP 会被近似为该点处的二次规划问题。通过求解该二次规划问题,可以得到下一次迭代的值 x^{k+1} 。随着迭代次数 k 的增加,序列 $\{x^k\}$ 将收敛于极值点^[25]。本文采用 SL-SQP 算法 (Sequential Least Squares Programming), 该算法是由 Kraft^[26] 于 1988 年提出的一种非线性约束优化算法,通过将优化问题转化为一系列线性或二次规划子问题,用于求解无约束或约束的非线性优化问题。具体来说,SL-SQP 算法采用牛顿法求解每个子问题,并利用辅助函数法处理约束条件。

2.3 气动弹性优化框架

本文所采用的气动弹性优化框架如图4所示。具体流程如下:①设定优化目标并设置目标参数,明确目标函数、约束函数、设计变量与状态变量等相关变量及数据;②根据初始数据建立气动和结构的物理模型;③对目标函数和约束函数关于所有设计变量的总梯度进行计算;④利用序列二次规划算法进行寻优;⑤通过不断更新气动和结构的物理模型,直至得到收敛解,完成优化设计。

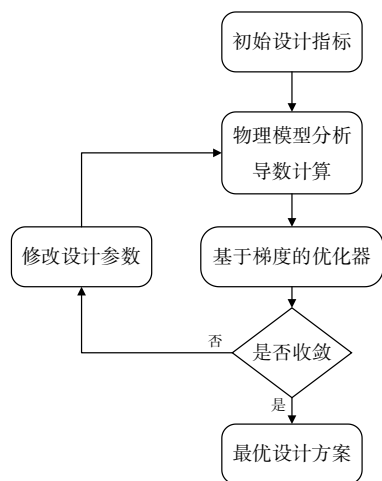


Fig. 4 Basic process of optimization design based on gradient optimization algorithm

图 4 基于梯度优化算法的优化设计基本流程

3 无人机气动弹性优化

3.1 大过载无人机

在有人机上, 8g 是受过专业训练的航天员一般可以承受的最大过载^[27]。而无人机没有相关限制, 可以做出更多大过载的机动动作来规避潜在危险。

3.1.1 工况计算

大过载无人机具体的飞行工况如表 1 所示。选取 NA-CA0015 翼型, 机翼初始参数如表 2 所示, 并选取 7075 铝合金作为翼梁结构材料。

Table 1 High overload UAV flight state parameters

表 1 大过载无人机飞行状态参数

参数	数值
巡航状态飞行高度/m	10 000
巡航状态飞行速度/Ma	0.85
巡航状态负载情况/g	1
机动状态飞行高度/m	0(海平面)
机动状态飞行速度/Ma	0.6
机动状态负载情况/g	10
巡航半径/m	10 ⁶
飞机初始空机质量/kg (不含结构质量和燃油质量)	90 000

Table 2 Initial shape parameters of high overload UAV wing

表 2 大过载无人机机翼初始外形参数

参数	数值
机翼展长/m	8
机翼翼根弦长/m	5, 5.5, 6
机翼后掠角	30°
机翼梢根比	0.25

目标函数为巡航状态下的燃油消耗量, 对于飞机燃油消耗, 采用 Breguet 距离方程进行计算。具体方程形式如下:

$$W_f = (W_0 + W_s) \left[e^{\frac{R \cdot SFC}{V} \left(\frac{L}{D} \right)^{-1}} - 1 \right] \quad (10)$$

其中, W_f 为燃油重量, W_0 为飞机空重, W_s 为结构重量, R 为最大航程, V 为巡航速度, SFC 为燃油消耗率。设计变量为机翼梢根比、机翼后掠角、机翼扭转角、机翼翼梁厚度、机动状态下的机翼迎角。设计变量具体数量及数值范围如表 3 所示。约束条件为: 机动状态下机翼结构应力接近但不超过应力极限, 机动状态下升力等于重力。

Table 3 Parameter range and number of design variables for high overload UAV

表 3 大过载无人机设计变量参数范围及数量

设计变量	数值范围	数量
机翼的扭曲角 (具体数目根据机翼气动网格划分确定)	-10°~10°	21
机翼翼梁厚度/m (具体数目根据机翼结构网格划分确定)	0.01~0.1	21
机翼梢根比	0.3~1.0	1
机翼后掠角	0.07~0.2	1
机动状态下的机翼迎角	-10°~10°	1

3.1.2 结果优化

经过优化设计后, 可得到如表 4 所示的 3 种优化设计结果。无人机机翼的外形经过优化设计后的变化如图 5 所示。

Table 4 Optimal design results of high overload UAV

表 4 大过载无人机优化设计结果

设计变量	优化结果一	优化结果二	优化结果三
	机翼翼根弦长 5 m	机翼翼根弦长 5.5 m	机翼翼根弦长 6 m
初始状态燃油消耗/kg	10 491	11 640	12 861
优化后燃油消耗/kg	8 219	8 389	8 739
燃油消耗优化率/%	21.66	27.93	32.05
无人机机翼结构重量/kg	827	854	955
机翼后掠角	21.83°	24.69°	29.51°
机翼梢根比	0.3	0.3	0.3
优化后展弦比	2.46	2.24	2.05

通过对不同机翼翼根弦长情况下机翼优化设计结果的综合分析, 可以看出, 在机翼经过优化设计后, 大过载无人机的燃油消耗量相较于初始状态均降低了 20%~30%。以机翼翼根弦长 5.5 m 为例, 如图 6 所示, 在经过优化设计后, 可以看到冯米塞斯应力在巡航状态下远低于应力极限, 符合基本逻辑和设计的要求。在扭转角方面, 机翼翼尖和翼根的相对扭转角为 2.89°, 符合机翼外形设计逻辑, 改善了升力分布, 有利于提升飞机的巡航性能^[28]。设计方案总体上较为合理, 符合飞行器机翼外形的设计逻辑。

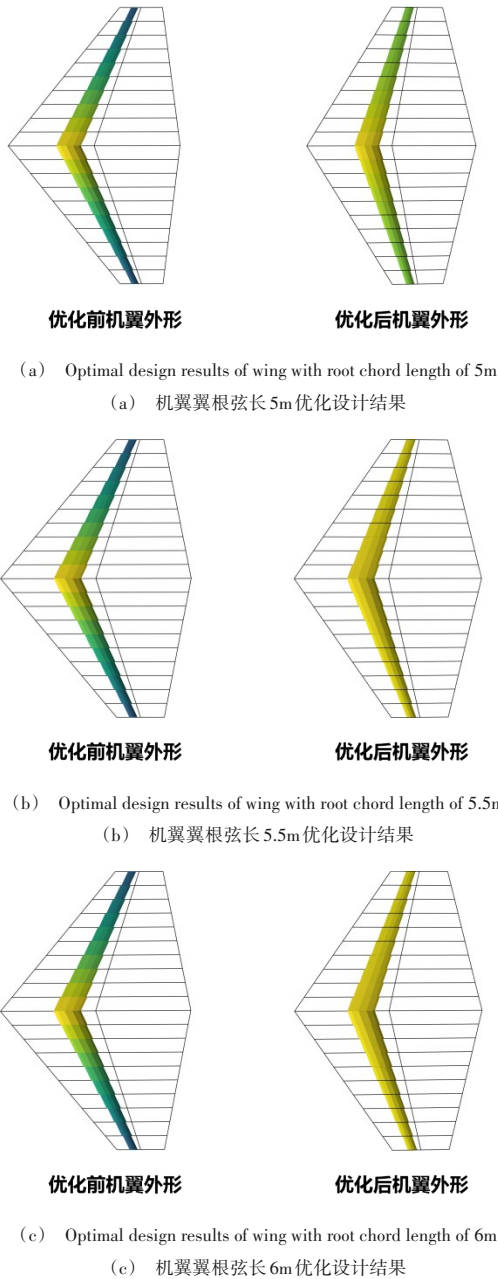


Fig. 5 Optimal design results of UAV with different wing root chord lengths

图5 不同机翼翼根弦长无人机优化设计结果

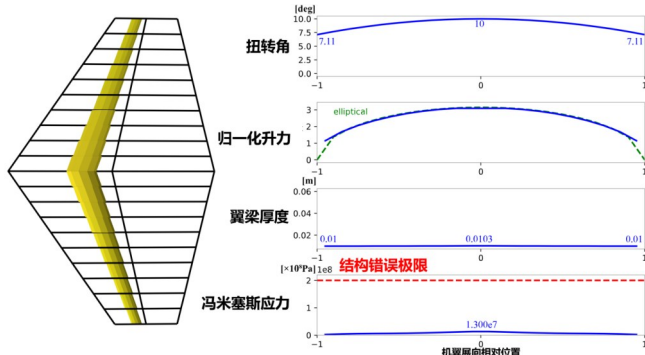


Fig. 6 Optimal design results of wing with root chord length of 5.5m
图6 5.5m机翼翼根弦长优化设计结果

3.2 长航时无人机

3.2.1 工况计算

对于长航时无人机,具体的飞行工况如表5所示。选取NACA0015翼型,采用如图7所示的矩形机翼,初始参数如表6所示,并选取7075铝合金作为翼梁结构材料。

Table 5 Flight state parameters of long-endurance UAV

表5 长航时无人机飞行状态参数

参数	数值
巡航状态飞行高度/m	12 000
巡航状态飞行速度/Ma	0.6
巡航状态负载情况/g	1
巡航半径/m	6×10^6
无人机初始空机重量/kg	5 000

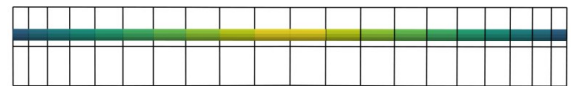


Fig. 7 Initial wing geometry of long-endurance UAV

图7 长航时无人机初始机翼几何外形

Table 6 Initial parameters of long-endurance UAV wing

表6 长航时无人飞机翼初始参数

机翼参数	数值
机翼翼展/m	24.88
机翼翼根弦/m	2.4
初始梢根比	1
初始后掠角	0°

目标函数为燃油消耗量,设计变量为机翼梢根比、机翼后掠角、机翼扭转角、机翼翼梁厚度、巡航状态下的机翼迎角。设计变量的具体数量及数值范围如表7所示。约束条件为:机翼结构应力不超过应力极限、巡航状态下升力等于重力。

Table 7 Parameter range and number of high overload UAV flight status

表7 高过载无人机飞行状态参数范围及数量

设计变量	数值范围	数量
机翼的扭曲角 (具体数目根据机翼翼气动网格划分确定)	$-10^\circ \sim 15^\circ$	21
机翼翼梁厚度/m (具体数目根据机翼翼结构网格划分确定)	0.01~0.08	21
机翼翼根比	0.3~1.0	1
机翼后掠角	$0^\circ \sim 30^\circ$	1
巡航状态下的机翼迎角	$-10^\circ \sim 10^\circ$	1

3.2.2 结果优化

长航时无人机优化后的机翼几何外形如图8所示。初始状态下的燃油消耗量为3 898 kg,长航时优化后

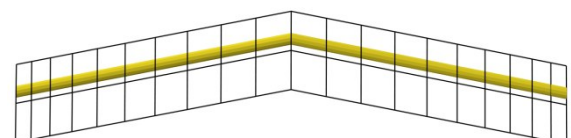


Fig. 8 Optimized wing geometry of long-endurance UAV

图8 长航时无人机优化后的机翼几何外形

的燃油消耗量为 3 004 kg, 优化后的结构重量为 1 761 kg。与初始状态相比, 燃油消耗量降低了 22.93%。优化设计后的具体参数如表 8 所示。长航时情况下的优化设计结果如图 9 所示。在扭转角方面, 机翼翼尖和翼根的相对扭转角为 5.15° , 处于合理范围内。在冯米塞斯应力方面, 由于需要获得最佳的优化设计结果, 因此需要在设计过程中尽可能逼近结构极限。本文的优化设计方案未超出应力极限, 符合飞行器外形设计逻辑。

Table 8 Optimized design results of long endurance UAV

表 8 长航时无人机优化设计结果

机翼参数	数值
机翼后掠角	8.15°
机翼梢根比	1.0
初始燃油消耗/kg	3 898
优化设计后的燃油消耗/kg	3 004
优化设计后的结构重量/kg	1 761

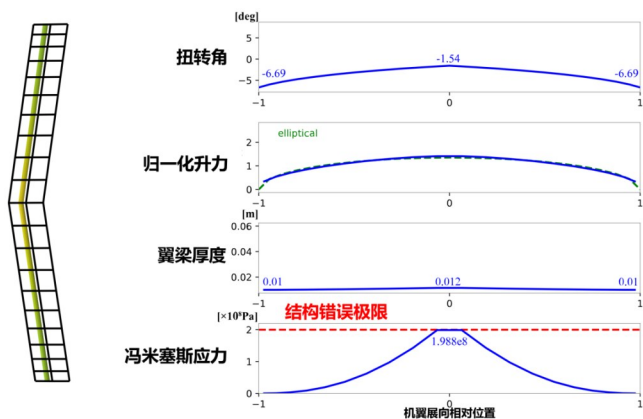


Fig. 9 Optimized design results of long endurance UAV

图 9 长航时情况下的优化设计结果

4 结语

本文提出一种现代无人机的高效气动弹性优化方法, 并通过大过载和长航时两类典型无人机进行了验证, 具体如下:

(1) 提出基于伴随理论的气动弹性优化方法, 通过气动涡格法与有限元分析法进行气动弹性松耦合分析, 并基于伴随理论和序列二次规划法进行非线性敏感度优化。

(2) 针对大过载无人机进行结构优化设计, 以燃油消耗量为目标函数, 以机翼外形参数和机翼翼梁结构参数为设计变量, 结合机动状态下气动、结构两方面的约束函数, 使无人机的燃油消耗量分别减少了 21.66%、27.93%、32.05%。

(3) 针对长航时无人机进行结构优化设计, 以燃油消耗量为目标函数, 以机翼外形参数和机翼翼梁结构参数为设计变量, 结合巡航状态下气动、结构两方面的约束函数, 使无人机的燃油消耗量减少了 22.93%。

综上所述, 本文提出的方法高效、稳健、可靠, 时间成本和学习成本低, 可为无人机气动弹性优化提供理论和方

法参考。

参考文献:

- [1] WU X L, ZHOU J Y, DING L. Structure/material integrated optimization design of UAV wing [J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2022 (3): 214-218.
伍星亮, 周金宇, 丁力. 无人机机翼的结构/材料一体化优化设计[J]. 机械设计与制造, 2022(3): 214-218.
- [2] RAYMER D. Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization[D]. Stockholm: Swedish Royal Institute of Technology, 2002.
- [3] BAI J Q, LEI R W, YANG T H, et al. Progress of adjoint-based aerodynamic optimization design for large civil aircraft [J]. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica, 2019, 40 (1): 103-120.
白俊强, 雷锐午, 杨体浩, 等. 基于伴随理论的大型客机气动优化设计研究进展[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 103-120.
- [4] WU W H, TAO Y, CHEN D H, et al. Wing optimization of large airplane by adjoint method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1583-1589.
吴文华, 陶洋, 陈德华, 等. 基于伴随算子的气动布局优化技术及其在大飞机机翼减阻中的应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1583-1589.
- [5] LYU Z, KENWAY G, MARTINS J. Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark [J]. AIAA Journal, 2014, 53(4): 968-985.
- [6] LI L, BAI J Q, GUO T B, et al. Aerodynamic optimization design of the supersonic aircraft based on discrete adjoint method [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(5): 843-849.
李立, 白俊强, 郭同彪, 等. 基于伴随方法的超声速客机机翼气动优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(5): 843-849.
- [7] LI M, BAI J, LI L, et al. A gradient-based aero-stealth optimization design method for flying wing aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 156-169.
- [8] DABABNEH O, KIPOUROS T, WHIDBORNE J F. Application of an efficient gradient-based optimization strategy for aircraft wing structures [J]. Aerospace, 2018, 5(1): 3.
- [9] WANG X P. Research on genetic algorithm and its application in aerodynamic optimization design [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000.
王晓鹏. 遗传算法及其在气动优化设计中的应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2000.
- [10] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory [J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.
- [11] DING L. Structure optimal design for all composite wings of an unmanned aerial vehicle [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2014.
丁玲. 全复合材料无人机机翼结构优化设计[D]. 长春: 中国科学院(长春光学精密机械与物理研究所), 2014.
- [12] LYU Z, KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark [J]. AIAA Journal, 2015, 53(4): 968-985.
- [13] YANG T H. Gradient-based aero-structural multidisciplinary optimization method and application research [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018.

- 杨体浩. 基于梯度的气动/结构多学科优化方法及应用研究[D]. 西安:西北工业大学, 2018.
- [14] HUANG J G, LIU G, ZHOU Z, et al. Investigation of gradient computation based on discrete adjoint method [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(4): 554-562.
- 黄江涛, 刘刚, 周铸, 等. 基于离散伴随方程求解梯度信息的若干问题研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(4): 554-562.
- [15] ANDERSON E M, BHUIYAN F H, MAVRIPLIS D J, et al. Adjoint-based high-fidelity structural optimization of wind-turbine blade for load stress minimization[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(9): 4057-4070.
- [16] WANG L, DISKIN B, BIDERON R T, et al. Evaluation of high-fidelity multidisciplinary sensitivity-analysis framework for multipoint rotorcraft optimization[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(5): 830-842.
- [17] BATAY S, KAMALOV B, ZHANGASKANOV D, et al. Adjoint-based high-fidelity concurrent aerodynamic design optimization of wind turbine [J]. *Fluids*, 2023, 8(3): 85.
- [18] WILKE G. Variable-fidelity methodology for the aerodynamic optimization of helicopter rotors[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(8): 3145-3158.
- [19] LI R Z, ZHANG Y F, CHEN H X. Strategies and methods for multi-objective aerodynamic optimization design of supercritical wings [J]. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 160-170.
- 李润泽, 张宇飞, 陈海昕. 超临界机翼多目标气动优化设计的策略与方法[J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 160-170.
- [20] LIU X D, ZHANG P L, HE G H, et al. Multi-objective aerodynamic optimization design of flying wing layout based on adjoint method[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(4): 753-760.
- 刘晓冬, 张沛良, 何光洪, 等. 基于伴随方法的飞翼布局多目标气动优化设计[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(4): 753-760.
- [21] SONG L, YANG H, XIE J F, et al. Predicting stability derivatives of flying wing aircraft based on improved vortex lattice method [J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 46(3): 457-462.
- 宋磊, 杨华, 解静峰, 等. 基于改进涡格法的飞翼布局飞机稳定性导数计算[J]. *南京航空航天大学学报*, 2014, 46(3): 457-462.
- [22] HAN C R, SUN W, ZHANG Y H. Finite element analysis and methods [M]. Beijing: Science Press, 2022.
- 韩昌瑞, 孙伟, 张玉华. 有限元分析与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2022.
- [23] HURKA J, BALLMANN J. Elastic panels in transonic flow [C]//15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2001: 2722.
- [24] GRAY J S, HWANG J T, MARTINS J R R A, et al. OpenMDAO: an open-source framework for multidisciplinary design, analysis and optimization [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2019, 59(4): 1075-1104.
- [25] CHEN B J. Investigation and comparison on surrogated model-based and gradient based aerodynamic optimization method [D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2015.
- 陈博健. 基于启发式优化算法与基于梯度优化算法的气动优化方法对比研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2015.
- [26] KRAFT D. A software package for sequential quadratic programming [EB/OL]. http://degenerateconic.com/uploads/2018/03/DFVLR_FB_88_28.pdf.
- [27] ZONG H. The development of contemporary spacecraft [J]. *Chinese Science and Technology Terms*, 2004, 6(3): 42-45.
- 宗河. 当代宇宙飞船的发展[J]. *中国科技术语*, 2004, 6(3): 42-45.
- [28] LIU H, LUO M Q, SUN K W, et al. Aircraft general design [M]. Beijing: Beihang University Press, 2018.
- 刘虎, 罗明强, 孙康文, 等. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2018.

(责任编辑:黄健)