

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.03.011

超高空太阳能无人机多学科优化设计

姚 远¹, 徐一鸣¹, 张 宇^{1,2}, 戴雨可¹, 左健巍¹

(1. 中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所, 成都 610091; 2. 飞行器数字敏捷设计全国重点实验室, 成都 610091)

摘要: 超高空太阳能无人机具有超大展弦比和超轻质结构的特点,其气动布局参数不仅与全机气动特性和静稳定性密切相关,还间接决定了飞机结构变形和结构重量的大小。另外,结构变形的存在又会反过来对飞机的气动特性和静稳定性造成影响。因此,超高空太阳能无人机综合设计是一个耦合了气动、结构、稳定性的多学科综合优化问题。对于此类设计问题,顺序串行设计方法效率较低,且难以得到系统的整体最优解。本文基于多学科并行的思想建立了考虑结构变形的超高空太阳能无人机动/结构/稳定性综合优化设计方法,有效提升了超高空太阳能无人机在设计约束条件下的任务载荷能力,揭示了超高空太阳能无人机动布局及结构设计参数对飞机任务载荷能力的影响规律。

关键词: 超高空太阳能无人机; 多学科优化; 稳定性; 结构变形

中图分类号: V221

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)03-0496-13

Multidisciplinary Optimization Design of Ultra-high Altitude Solar UAV

YAO Yuan¹, XU Yiming¹, ZHANG Yu^{1,2}, DAI Yuke¹, ZUO Jianwei¹

(1. AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China; 2. National Key Laboratory of Digital and Agile Aircraft Design, Chengdu 610091, China)

Abstract: Ultra-high altitude solar UAV has the characteristics of ultra-high aspect ratio and ultra-lightweight structure. Its aerodynamic layout parameters are not only closely related to the aerodynamic characteristics and static stability of the whole aircraft, but also indirectly determine the size of the structural deformation and structural weight of the aircraft. In addition, the existence of structural deformation will affect the aerodynamic characteristics and static stability of the aircraft in turn. Therefore, the comprehensive design of the ultra-high altitude solar UAV is a multidisciplinary comprehensive optimization problem which combines the aerodynamics, structure and stability. For this kind of design problem, sequential serial design method is less efficient, and it is difficult to get the overall optimal solution of the system. A comprehensive optimization design method for the aerodynamic/structural/stability of the ultra-high altitude solar UAV considering large structural deformation is established based on the idea of multidisciplinary parallel, which effectively improves the task load capability of the ultra-high altitude solar UAV under design constraints, and reveals the law of the influence of aerodynamic layout and structural design parameters on the task load capability of the ultra-high altitude solar UAV.

Key words: ultra-high altitude solar UAV; multidisciplinary optimization; stability; structural deformation

超高空太阳能无人机通常采用超大展弦比机翼和超轻质复合材料结构,其气动布局参数不仅决定了全机的气动特性和静稳定性,还与飞机结构变

形和结构质量密切相关,反之飞机结构参数除了影响飞机结构变形和结构质量外,也会通过影响结构变形间接影响到飞机气动特性和静稳定性。而飞

收稿日期: 2024-11-04; 修订日期: 2024-12-09

通信作者: 张宇, 男, 高级工程师, E-mail: zyu_hit@163.com。

引用格式: 姚远, 徐一鸣, 张宇, 等. 超高空太阳能无人机多学科优化设计[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(3): 496-508. YAO Yuan, XU Yiming, ZHANG Yu, et al. Multidisciplinary optimization design of ultra-high altitude solar UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(3): 496-508.

机的气动特性、结构特性及稳定性又会通过总体参数模型影响到飞机的总体性能参数。由此可见,超高空太阳能无人机综合优化设计是一个耦合了气动、结构、稳定性和总体性能的多学科协同优化问题^[1]。

多学科优化设计(Multidisciplinary design optimization, MDO)的概念最初是由 Sobieski 等^[2]提出,多学科优化的主要思想是充分考虑各学科间的耦合作用和相互影响,通过应用多学科综合优化设计方法,对各个学科进行并行设计,突破现有顺序串行设计方法的局限性,可在缩短飞行器研制周期的同时,获取飞行器系统的整体最优解,实现产品质量的提升^[3]。

目前,多学科优化设计思想已经广泛应用于飞行器平台总体设计。何程等^[4]建立了专用于联翼布局传感器飞机的气动、结构及雷达性能多目标优化设计模型,并基于该模型完成了该类型无人机的多学科综合优化设计,在减轻结构质量的同时实现了整机升阻比和前后视雷达探测范围显著提升。黎明等^[5]基于伴随方法搭建了气动-隐身多学科梯度优化设计系统,并通过综合优化显著提升了无人机的气动、隐身性能。Sarojini 等^[6]提出了适用于电动垂直起降无人机的大规模、多保真建模和优化框架,能够实现该类型无人机气动、结构、推进、声学等多个学科的综合优化设计。杨体浩等^[7]研究了大型客机机翼的气动结构综合优化设计方法。杨燕初等^[8]研究了临近空间飞艇的气动、结构及强度多学科协同优化设计方法。张磊等^[9]研究了高空长航时无人机多学科优化设计的相关问题。Wang 等^[10]建立了可综合考虑气动、结构和稳定性的大型飞机初步设计优化方法。孙智伟^[11]针对高空长航时无人机提出了一套可同时融入精细化气动外形、结构尺寸和主动控制律设计的多学科优化设计框架。Gratz 等^[12]基于 OpenMDAO 平台构建了一种多学科设计优化和分析工具,该工具可对飞机的重量尺寸、空气动力学、几何、推进和任务分析等多个方面进行耦合分析和优化,并且具备学科扩展能力。Benaouali 等^[13]则通过集成商业软件构建了一个用于飞机机翼设计的高保真、全自动化、多学科优化设计框架。然而,这些方法大多未考虑结构变形对综合优化设计结果的影响,也少有对全机稳定性进行约束,因此难以得到全机综合最优设计方案。此外,由于这些方法的优化目标函数并非基于全机总体参数模型计算得到,因此其优化收益无法直接体现为全机总体性能的提升。

当前超高空太阳能无人机最明显的缺陷之一在于载荷能力不足,较难应用于实际。本文试图运用多学科优化的思想,建立起相对完备的超高空太阳能无人机气动/结构/稳定性综合优化方法,从而有效提升超高空太阳能无人机的载荷能力,加快推动此类飞机进入实用阶段。区别于常规综合优化设计方法,本文所提气动/结构/稳定性综合优化方法能够考虑机翼结构变形带来的影响,更贴近实际情况。具体而言,首先基于有限元方法、面元法和 CFD 方法,搭建了超高空太阳能无人机气动特性、结构特性及稳定性耦合分析模型。随后以机翼气动布局参数、主梁结构参数为设计变量,以飞机任务载荷能力为优化目标,借助 Mode-Frontier、Fluent、MATLAB、ABAQUS 等商业软件,建立了超高空太阳能无人机气动/结构/稳定性综合优化设计方法。分别在考虑结构变形和不考虑结构变形的情况下完成了超高空太阳能无人机的气动/结构/稳定性综合优化设计,并将两种综合优化设计结果与初始基准设计方案进行对比,揭示了结构变形、稳定性约束和布局参数对超高空太阳能无人机综合性能的影响规律,证明了所提方法的有效性。

1 全机气动/结构/稳定性分析模型

超高空太阳能无人机的超大展弦比和超轻结构质量的特点使得其机翼在飞行过程中普遍存在结构的弹性变形现象,结构变形会导致全机上气动载荷分布发生变化,气动载荷的变化反过来又会影响到结构变形^[14]。因此,在超高空太阳能无人机综合优化设计过程中,需要建立全机气动、结构及稳定性的多学科耦合分析模型,并借助耦合分析模型来完成全机气动、结构及稳定性特性的计算。目前,现有文献中关于弹性机翼的建模方法主要分为强耦合方法和松耦合方法。强耦合方法需要同时求解结构变形和气动力方程,即在气动力还未收敛时就进行结构变形计算,得到结构变形数据后,再将其反馈给气动力计算方程,如此不断迭代,直至计算得到的气动力和变形数据均收敛为止。而松耦合方法则是先进行气动力的计算,再按照收敛的气动力数据进行结构变形计算,随后在考虑结构变形的情况下重新计算气动力数据,不断迭代,直到收敛。强耦合方法的优势在于计算效率高,无需反复地将气动力和变形计算到收敛状态,其劣势在于气动/结构耦合计算模型建模难度较大,往往需要修改数值仿真计算底层代码,对于复杂系统较难实现。相比之下,松耦合方法构造简单,更易于实现,

但计算效率较低。随着计算机算力和 CAE 软件计算效率的大幅提升,松耦合气动弹性分析方法应用越来越广泛。本文采用松耦合方法构建了超高空太阳能无人机气动、结构及稳定分析模型,并在此基础上对全机总体参数模型进行了更新。

1.1 全机结构特性解算模型

1.1.1 机翼主梁结构模型

如图 1 所示,太阳能无人机采用蒙皮骨架式结构,主梁质量占到全机结构质量的 40% 以上,是机翼唯一的主承力结构,也是决定机翼弹性变形的关键,因此将机翼主梁作为机翼结构优化的对象。太阳能无人机机翼主梁结构变形较大,具有非线性特征,经典小变形理论无法准确评估其结构特性。基于有限元的结构分析方法能够考虑结构非线性问题,对结构变形具有较高的计算精度,本文通过商用有限元分析软件 Abaqus 来进行机翼结构特性分析。

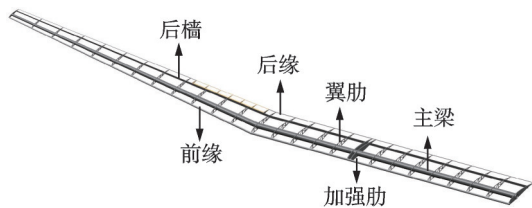


图 1 机翼结构形式
Fig.1 Wing structure form

(1) 材料属性

本文中机翼主梁采用圆管梁形式,材料为碳纤维复合材料 T800/6249 预浸料,其主要力学性能参数如表 1 所示。为保证结构的整体性,机翼主梁采用碳纤维束缠绕方式成型的制作工艺,碳纤维束主要缠绕方向为 $\pm 45^\circ$ 和 0° ^[15],其中 0° 主要用于承受弯矩, $\pm 45^\circ$ 主要用于承受剪力和扭矩。因此 0° 铺层比例越高,主梁抗弯刚度越大, $\pm 45^\circ$ 铺层比例越高,主梁扭转刚度越大。

表 1 T800/6249 预浸料性能参数
Table 1 Performance parameters of prepreg T800/6249

参数	数值
0° 方向模量 E_1/GPa	158.0
90° 方向模量 E_2/GPa	9.4
平面法向模量 E_3/GPa	9.4
面内剪切模量 G_{12}/GPa	5.0
主泊松比 ν_{12}	0.3
0° 方向拉伸强度 X'_t/MPa	1 500.0
0° 方向压缩强度 X'_c/MPa	1 200.0
90° 方向拉伸强度 Y'_t/MPa	50.0
90° 方向压缩强度 Y'_c/MPa	250.0
面内剪切强度 S'_{12}/MPa	70.0

为简化主梁结构模型,根据文献[15]对 $\pm 45^\circ$ 和 0° 的铺层进行了设置。

根据上述信息,即可得到翼梁材料的等效强度参数如表 2 所示。

表 2 机翼主梁材料的等效强度参数
Table 2 Equivalent strength parameters of wing girder material MPa

参数	数值
0° 方向拉伸强度 X_t	1 399.0
0° 方向压缩强度 X_c	1 156.3
90° 方向拉伸强度 Y_t	311.5
90° 方向压缩强度 Y_c	443.8
面内剪切强度 S_{12}	70.0

为计算主梁变形,还需给出复合材料铺层的等效刚度矩阵,本文通过经典层合板理论对复合材料铺层的等效刚度矩阵进行计算,计算方法如下:

首先根据复合材料属性和铺层方向,按照式(1, 2)计算主方向铺层的二维折减刚度矩阵 Q 。

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{cases} Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, & Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} = \frac{\nu_{21}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, & Q_{66} = G_{12} \frac{E_2}{1 - \nu_{21}} \end{cases} \quad (2)$$

随后根据式(3)计算其他方向的转换折减刚度矩阵。

$$\bar{Q} = T^{-1}Q(T^{-1})^T \quad (3)$$

式中 T 表示坐标转换矩阵,由铺层方向 ϑ 决定。

$$T = \begin{bmatrix} \cos^2 \vartheta & \sin^2 \vartheta & 2 \sin \vartheta \cos \vartheta \\ \sin^2 \vartheta & \cos^2 \vartheta & -2 \sin \vartheta \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \cos \vartheta & -\sin \vartheta \cos \vartheta & \cos^2 \vartheta - \sin^2 \vartheta \end{bmatrix} \quad (4)$$

随后即可根据式(5)计算得到主梁铺层的等效刚度矩阵^[16]。

$$\begin{cases} A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\ B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ C_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \end{cases} \quad (5)$$

式中: A_{ij} 表示拉伸刚度, B_{ij} 表示耦合刚度项, C_{ij} 表示弯曲刚度, z_k 表示铺层中心线到夹层板形心线的距离。

(2) 几何划分及质量计算

为避免出现结构废重,主梁各处铺层厚度应当尽可能与当地受载情况相匹配,因此需要对主梁进行分段设计。如图 2 所示,将机翼主梁划分为 n

段,其中第*i*段梁长度为 l_i ,铺层厚度为 t_i ,小端外径为 $2r_i$ 。

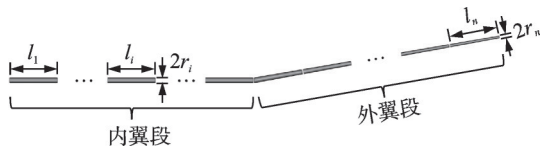


图2 主梁分段示意图

Fig.2 Section diagram of the main beam

主梁质量 m_{beam} 则可按式(6)计算得到。

$$\begin{cases} V_i = \pi(r_i + r_{i-1} - t_i)t_i l_i \\ m_{\text{beam}} = \sum_{i=1}^n \rho_c V_i \end{cases} \quad (6)$$

式中: $i=1,2,\dots,n$,且 $r_0=r_1$; V_i 表示第*i*段梁复合材料体积; ρ_c 表示复合材料密度。

(3) 有限元分析模型

机翼上的外载荷包括气动载荷、桨拉力以及质量分布产生的惯性载荷,其中气动载荷通过气动载荷分布及稳定性分析模型进行迭代更新,桨拉力近似等于气动阻力除以桨数量,惯性载荷则可根据机翼结构、电机、设备及载荷仓、储能电池、线缆等的质量计算得到。

根据以上信息,即可在Abaqus中建立机翼主梁有限元模型,并完成机翼主梁的结构变形及应力计算。如图3所示,机翼主梁采用六面体网格,所有载荷均以面载荷的形式加载主梁外壁,主梁根部边界条件设置为固支。

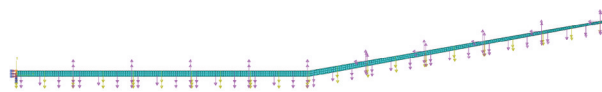


图3 机翼主梁有限元模型

Fig.3 Finite element model of wing main beam

除了机翼主梁以外的机体结构,如机翼翼肋及前后缘、蒙皮、尾撑管、尾翼结构及连接件等受气动布局参数影响小,不是本文的优化设计对象,因此只需计算其结构质量即可。下面分别给出全机结构质量的估算方法。

1.1.2 机体结构质量模型

(1) 机翼结构质量

翼肋、前后缘及连接件质量按式(7)估计。

$$m_a = k_a m_{\text{beam}} \quad (7)$$

式中 k_a 表示根据统计数据得到的翼肋、前后缘及连接件质量与机翼主梁质量的比值,其值一般为0.5~0.7,不同翼面结构形式取值不同。

太阳能无人机蒙皮为轻质薄膜材料,其质量计算公式^[17]为

$$m_s = k_s \rho_s S \quad (8)$$

式中: ρ_s 表示轻质薄膜面密度(含胶); k_s 表示蒙皮面积和机翼平面面积 S 的比值,其值一般为2.2~2.7,不同翼型取值略有差异。

胶粘剂质量与全机结构质量成正比,其计算公式为

$$m_{\text{glue}} = k_{\text{glue}} (m_{\text{beam}} + m_a + m_s) \quad (9)$$

式中 k_{glue} 表示胶粘剂质量与全机结构质量的比值,其值一般为0.06~0.08,不同工艺水平取值不同。

因此,机翼结构质量为

$$m_{\text{wing}} = m_{\text{beam}} + m_a + m_s + m_{\text{glue}} \quad (10)$$

(2) 尾撑管结构质量

尾撑管结构分析模型构建方法与机翼主梁相同,按照尾翼端部约束计算尾撑管各段复合材料铺层厚度,进而计算其结构质量。区别在于,为了保证升降舵和方向舵效能,尾撑管端部约束需小于翼尖变形约束,取为尾撑管长度的5%。尾撑管结构质量表示为 m_{pipe} 。

(3) 尾翼结构质量

尾翼结构质量计算方法与机翼结构质量计算方法相同,此处不再赘述,尾撑管结构质量表示为 m_{tail} 。

(4) 全机结构质量

将机翼、尾撑管和尾翼结构相加,即可得到全机结构质量

$$m = m_{\text{wing}} + m_{\text{pipe}} + m_{\text{tail}} \quad (11)$$

1.2 全机气动载荷分布及稳定性解算模型

用于计算飞机气动特性的方法从简单到复杂分为升力线法^[18]、涡格法(VLM)^[19]和CFD方法^[20]等,其中升力线法不能计算全机静稳定性且无法考虑气动布局参数的影响,因此不采纳。CFD方法计算精度高,但计算成本高、周期长,难以满足快速迭代的需求。涡格法能够考虑翼面形状变化对载荷分布及稳定性的影响,并且计算成本低,便于快速迭代。虽然涡格法计算得到的阻力特性误差较大,但气动载荷分布和全机稳定性主要由升力特性决定,受阻力特性影响相对很小,因此涡格法足以胜任。本文采用涡格法执行设计过程中机翼载荷分布和全机静稳定性的快速计算,具体操作如下:

首先根据式(12)计算巡航状态下全机配平迎角和平尾安装角度。

$$\begin{cases} L_w + L_h = mg \\ L_w \cdot l_w + M_{0,w} = L_h \cdot l_h + M_{0,h} \\ L_w = q_{\infty} (C_{L,a,w} \cdot \alpha + C_{L,0,w}) \\ L_h = q_{\infty} (C_{L,a,h} \cdot (\alpha + \alpha_{\text{install}}) + C_{L,0,h}) \end{cases} \quad (12)$$

式中: L_w 表示机翼升力, $M_{0,w}$ 表示机翼零升力矩, L_h 表示平尾升力, $M_{0,h}$ 表示平尾零升力矩, l_w 和 l_h 分别

表示平机和平尾焦点与力矩参考点的距离, q_∞ 表示来流动压, α 表示机翼迎角, α_{install} 表示平尾相对于机翼的安装角, $C_{L\alpha_w}$ 表示机翼升力线斜率, $C_{L\alpha_h}$ 表示平尾升力线斜率, C_{L0_w} 表示机翼零度迎角升力系数, C_{L0_h} 表示平尾零度迎角升力系数。其中由于尾翼均采用对称翼型, 因此 $M_{0_h}=0$, $C_{L0_h}=0$; $C_{L\alpha_w}$ 、 $C_{L\alpha_h}$ 、 M_{0_w} 和 C_{L0_w} 的值则可通过计算单独的翼面气动数据得到。

随后, 根据飞机的气动布局参数、结构变形数据、翼型气动数据以及配平数据即可建立如图 4 所示全机气动模型。最后基于所构建的全机气动模型, 即可对机翼气动载荷分布和全机静稳定性进行计算。如图 5 所示, 首次迭代时机翼处于无变形状态, 之后随着机翼结构变形的更新, 机翼上的压力系数分布和全机动导数也将随之变化。

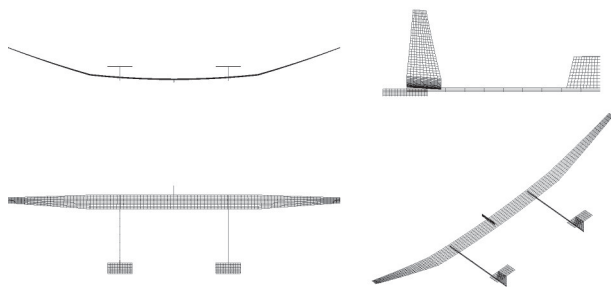


图 4 基于涡格法构建的全机气动模型

Fig.4 Aerodynamic model of UAV based on vortex lattice method

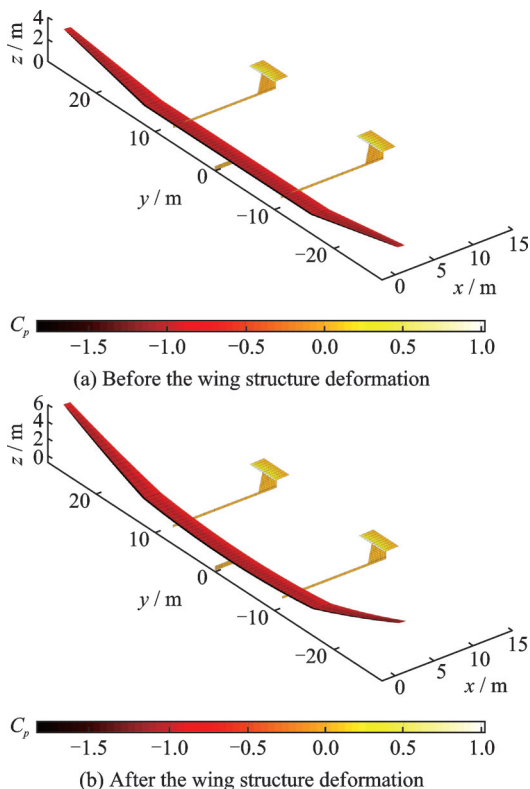


图 5 通过涡格法计算得到的全机压力系数分布

Fig.5 Pressure coefficient distribution of the UAV calculated by vortex lattice method

1.3 全机升阻特性解算模型

涡格法能够较为准确地计算气动载荷分布和稳定性参数, 但却无法准确计算飞机阻力特性。因此在完成机翼结构优化设计并获取结构变形后, 仍需通过精度更高的 CFD 方法来评估全机升阻特性。用于计算全机升阻特性的全机几何外形(机翼变形后)及网格划分结果分别如图 6 和图 7 所示。



图 6 结构变形后机体模型

Fig.6 UAV shape after structural deformation

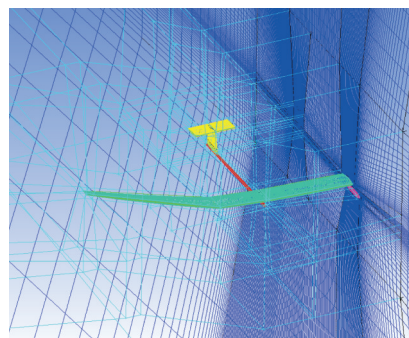


图 7 结构变形后全机气动计算网格划分

Fig.7 Aerodynamic calculation grid of the UAV after structural deformation

1.4 全机性能参数解算模型

全机升阻比、全机结构质量等数据代入超高空太阳能无人机能量平衡和质量平衡方程即可构建起全机性能参数解算模型。基于全机性能参数解算模型, 在机翼面积和全机总质量不变的条件下, 即计算得到储能电池质量、光伏布板率以及任务载荷质量等性能参数在当前全机气动布局及结构设计参数下的取值。

1.5 多学科分析模型

结合上述全机结构特性模型、全机气动载荷分布及稳定性模型、全机升阻特性模型以及性能参数模型即可建立起如图 8 所示的超高空太阳能无人机多学科分析模型。

该模型首先通过全机结构特性计算模型和全机气动载荷分布及稳定性解算模型之间的反复迭代计算, 得到收敛的结构变形数据和全机稳定性数据; 随后将结构变形数据代入全机升阻特性解算模型完成全机升阻比的计算; 最后将全机结构质量和全机升阻比代入总体参数解算模型, 对总体参数模型进行更新并完成任务载荷质量、储能电池质量以及光伏布板率等关键技术参数的重新计算。

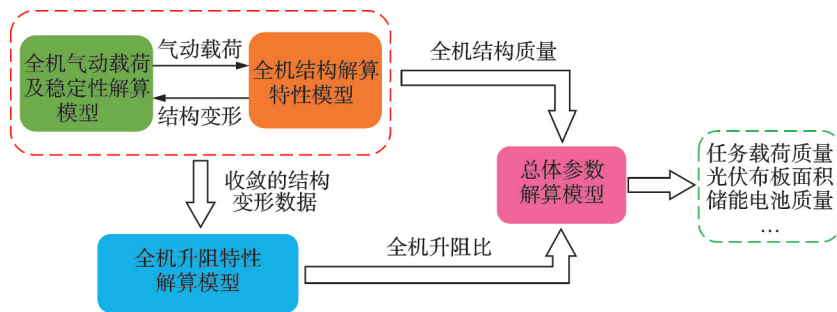


图8 超高空太阳能无人机多学科分析模型

Fig.8 Multidisciplinary analysis model of ultra-high altitude solar UAV

2 气动/结构/稳定性综合优化模型

2.1 优化问题描述

超高空太阳能无人机综合优化设计的目的是通过优化飞机气动布局参数和机翼主梁结构参数,综合提升全机的气动性能、结构性能及稳定性,最终实现超高空太阳能无人机任务载荷能力的提升。为了减低设计空间维度,提高设计效率,本文将机翼结构参数优化和机翼布局参数优化分开考虑,即:将结构参数优化作为布局参数优化过程中的子过程,对每一组布局参数单独进行结构优化设计并输出结构质量及变形数据,并在此基础上继续进行布局参数优化,从而构成完整的综合优化设计流程。下面详细介绍主梁结构优化模型、布局参数优化模型以及综合优化设计流程的构建方法。

2.2 主梁结构参数优化模型

2.2.1 优化设计变量

主梁各处铺层厚度匹配当地受载情况,主梁划分为 n 段进行设计,因此主梁结构优化设计的设计变量有 n 个,分别为所划分的 n 段梁的铺层厚度,表示为 $t_1, t_2, \dots, t_n$ 。

2.2.2 优化设计约束

(1) 强度约束

飞行过程中,机翼主梁需要承受弯矩、扭矩和剪力,其截面应力包括正应力和剪应力。根据强度理论,主梁截面在极限载荷状态下(本文按照 $-1g$ 和 $3g$ 过载计算^[21])的正应力和剪应力均不可超过许用值^[22]。因此主梁强度约束可表示为

$$\begin{cases} \frac{-X_c}{\text{FoS}} \leq f_1 \leq \frac{X_t}{\text{FoS}} \\ \frac{-Y_c}{\text{FoS}} \leq f_2 \leq \frac{Y_t}{\text{FoS}} \\ f_{12} \leq \frac{S_{12}}{\text{FoS}} \end{cases} \quad (13)$$

式中: f_1, f_2 和 f_{12} 分别表示材料受到的拉伸、压缩及剪切应力; FoS 表示安全系数,本文取 1.5 ^[23]。

(2) 屈曲约束

为避免主梁在达到强度极限前因结构失稳而发生屈曲破坏,在主梁设计过程中,还应设置屈曲约束。圆管梁主要失稳形式为受压失稳,其屈曲约束可表示为

$$N < N_{cr} \quad (14)$$

式中: N 表示真实受压载荷, N_{cr} 表示圆管梁受压失稳对应的临界载荷,其值通过线性有限元屈曲分析得到。

尽管线性屈曲分析无法充分考虑缺陷和大变形带来的非线性效应,但其具有运算速度快,收敛简单的特点^[21],可在低阶优化设计中对屈曲特征值进行初步估计^[24]。

(3) 刚度约束

为避免过大的结构变形带来机翼升力损失和气动弹性问题,需要对主梁的结构刚度做出约束。通常可通过限制机翼翼尖位移与机翼展长的比值来约束主梁变形,即

$$w_{tr}/b \leq w_{lim} \quad (15)$$

式中: w_{tr} 表示 $1g$ 过载下翼梢位移量; w_{lim} 表示允许的翼梢最大相对位移,取为 5% 。

(4) 尺寸约束

机翼主梁外径应受到当地剖面翼型厚度的约束

$$2r_i/c_i \leq t_{c,max} \quad (16)$$

式中: c_i 表示当地机翼弦长, $t_{c,max}$ 表示机翼翼型最大相对厚度。

此外,考虑到加工制作难度和薄壁管梁模型假设,将铺层厚度约束如下

$$t_{min} \leq t_i \leq t_{max} \quad (17)$$

式中 t_{min} 和 t_{max} 分别表示机翼铺层厚度的上下限。

2.2.3 优化设计目标

当起飞总质量和机翼面积一定时,机翼主梁结构质量越小,飞机任务载荷能力越强,因此以结构质量最小作为主梁结构优化设计的目标。

2.2.4 优化模型

综上所述,主梁结构优化设计的优化模型可表

示为

$$\begin{aligned} & \text{find} \quad \mathbf{x} = [t_1, t_2, \dots, t_n] \\ & \text{min} \quad m_{\text{beam}} \\ & \text{s.t.} \quad \begin{cases} \frac{-X_c}{\text{FoS}} \leq f_1 \leq \frac{X_t}{\text{FoS}}, \quad \frac{-Y_c}{\text{FoS}} \leq f_2 \leq \frac{Y_t}{\text{FoS}}, \\ f_{12} \leq \frac{S_{12}}{\text{FoS}} \\ N < N_{\text{cr}} \\ w_{\text{tr}}/b \leq w_{\text{lim}}, 2r_i/c_i \leq t_{c, \text{max}} \\ t_{\text{min}} \leq t_i \leq t_{\text{max}} \end{cases} \end{aligned} \quad (18)$$

2.3 气动布局参数优化模型

2.3.1 优化设计变量

除了子优化模块中的主梁结构优化变量外,全机综合优化设计变量还包括4个气动布局参数:展弦比 λ_w 、转折点位置 k_w 、梢根比 ζ_w 以及外翼上反角 Φ_w ,如图9所示。

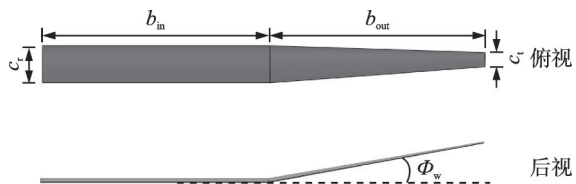


图9 气动布局参数

Fig.9 Aerodynamic layout parameters

这4个参数共同决定了飞机的气动布局外形,图中 b_{in} 、 b_{out} 分别表示内、外翼段半展长,二者之和为机翼展长 b_w 的1/2, c_r 和 c_t 分别表示翼根和翼梢弦长,其计算公式如下

$$\begin{cases} b = \sqrt{\lambda_w S} \\ b_{\text{in}} = k_w b_w / 2 \\ b_{\text{out}} = (1 - k_w) b_w / 2 \\ c_r = S[(1 + \zeta_w) b_{\text{in}} + 2b_{\text{out}}]^{-1} \\ c_t = \zeta_w c_r \end{cases} \quad (19)$$

2.3.2 优化设计约束

(1) 升力系数约束

全机升阻特性和结构变形特性计算均基于巡航状态进行,因此在优化过程中全机升力系数取1.05(设计巡航升力系数)。

(2) 稳定性约束

本文涉及的超高空太阳能无人机采用正常式布局,且其重心位于全机气动焦点之前,因此飞机纵向静稳定性良好,只需关注其横航向稳定性即可。超高空太阳能无人机的横航向稳定性主要取决于滚转收敛模态、荷兰滚模态和螺旋模态的敛散性。文献[25]表明:正常式布局太阳能无人机的滚转收敛模态特征根为一较大的负实根,荷兰滚模

态特征根为一对实部为负的共轭复根,螺旋模态特征根则为一个0附近的实根。因此,超高空太阳能无人机的滚转收敛模态和荷兰滚模态均是收敛的,需要着重关注的是其螺旋模态的敛散性,即在综合优化过程中只需考虑飞机螺旋模态的收敛性。

不考虑惯性积影响的情况下,飞机螺旋模态特征根可按式(20)近似估计。

$$\lambda_s = -\frac{g(L_{\beta} N_r - L_r N_{\beta})}{V_{\infty}(L_{\beta} N_p - L_p N_{\beta}) - gL_{\beta}} \quad (20)$$

式中: L_{β} 、 L_r 、 L_p 分别表示滚转力矩对侧滑角、偏航角速度和滚转角速度的导数, N_{β} 、 N_r 、 N_p 分别表示偏航力矩对侧滑角、偏航角速度和滚转角速度的导数。

对于一般具有横航向静稳定性和正常阻尼特性的飞机,式(20)中的分母一般大于零,但分子正负需由飞机气动布局参数决定,因此螺旋模态收敛判据 ξ_{spiral} 可表示为

$$\xi_{\text{spiral}} = \frac{C_{l\beta} C_{nr}}{C_{n\beta} C_{lr}} \geq 1 \quad (21)$$

因此螺旋模态稳定,要求飞机具备足够的上反效应^[26]。

(3) 能量平衡及质量平衡约束

根据太阳能无人机总体参数能量平衡和质量平衡方程组^[17],输入参数(全机结构质量 m_{stru} 和全机升阻比 K)和求解参数(任务载荷质量 m_{payload} 和光伏板率 k_{sc})需满足能量平衡及质量平衡约束,即

$$\begin{cases} f_{\text{energy}}(m_{\text{stru}}, K, m_{\text{payload}}, k_{\text{sc}}) \leq 0 \\ f_{\text{mass}}(m_{\text{stru}}, K, m_{\text{payload}}, k_{\text{sc}}) \leq 0 \end{cases} \quad (22)$$

2.3.3 优化设计目标

对于超高空太阳能无人机而言,当起飞总质量和机翼面积一定时,其任务载荷质量越大,则其执行任务的能力越强。因此将飞机任务载荷质量最大作为综合优化设计的最终目标。

2.3.4 优化模型

综上所述,全机气动布局参数优化模型可表示为

$$\begin{aligned} & \text{find} \quad \mathbf{x} = [\lambda_w, \zeta_w, k_w, \Phi_w] \\ & \text{max} \quad m_{\text{payload}} \\ & \text{s.t.} \quad \begin{cases} C_L = 1.05 \\ \xi_{\text{spiral}} > 1 \\ f_{\text{energy}}(m_{\text{stru}}, K, m_{\text{payload}}, k_{\text{sc}}) \leq 0 \\ f_{\text{mass}}(m_{\text{stru}}, K, m_{\text{payload}}, k_{\text{sc}}) \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (23)$$

2.4 综合优化设计流程

基于上述构建的多学科分析模型和全机综合优化设计模型,即可构建如图10所示的超高空太阳能无人机气动/结构/稳定性/总体参数综合优化设计流程。

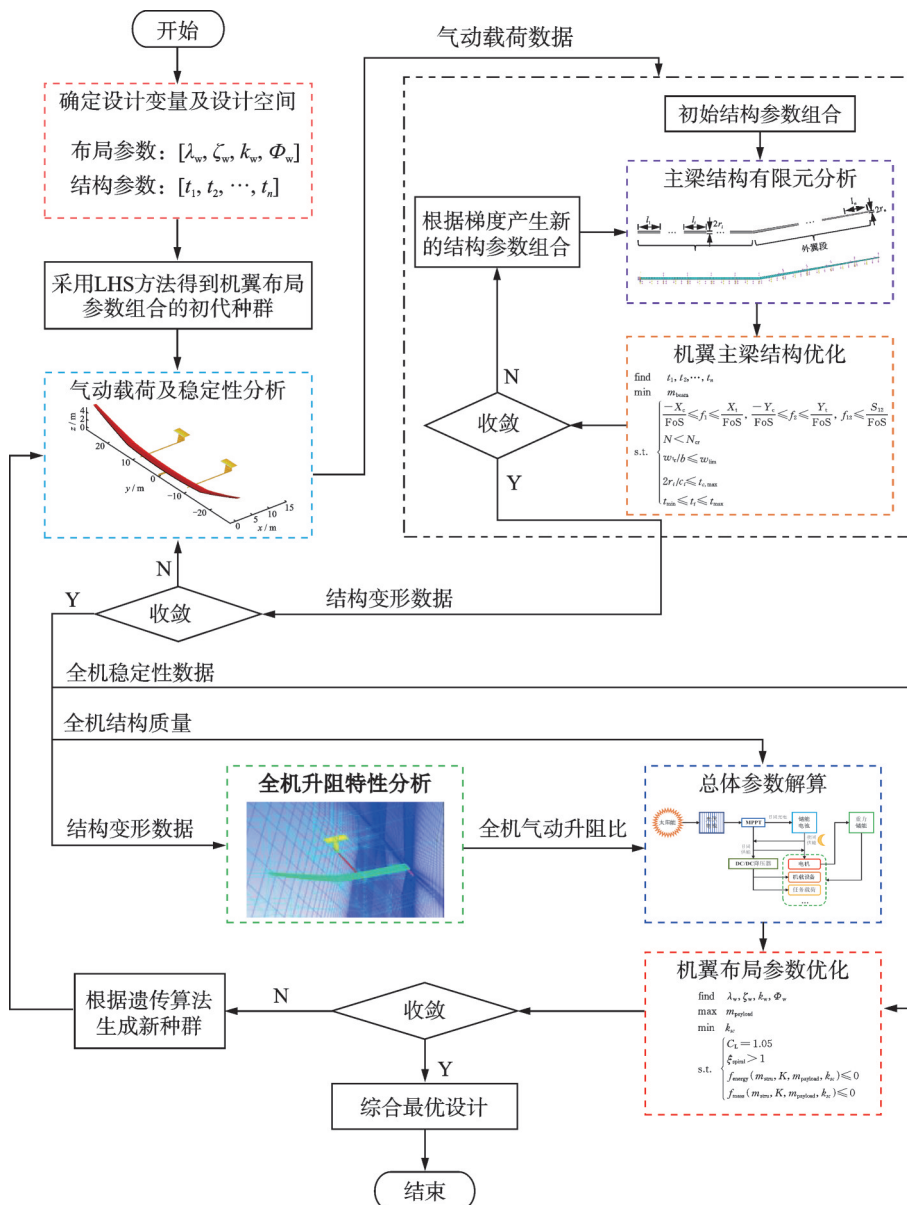


图10 超高空太阳能无人机气动/结构/稳定性综合优化设计流程

Fig.10 Ultra-high altitude solar UAV aerodynamic/structure/stability comprehensive optimization design process

具体操作步骤如下:

步骤1 确定设计变量及设计空间

确定全机综合优化设计的设计变量,并给定设计变量取值范围。超高空太阳能无人机综合优化设计变量有两组,其一为4个气动布局参数,展弦比 λ_w 、转折点位置 k_w 、梢根比 ζ_w 和外翼上反角 Φ_w ;其二为 n 个机翼主梁结构参数 $t_1, t_2, \dots, t_n$ (本文中取 $n=10$,即将机翼主梁分为10段设计,其中内外翼各5段)。

步骤2 试验设计

采用拉丁超立方抽样方法在气动布局参数设计空间中生成种群(初代种群)或通过遗传算法交叉变异生成新一代种群(后续优化变异种群),种群内样点数量为10。

步骤3 机翼气动载荷及全机稳定性分析

对于种群内所有样点:根据气动布局参数和结构变形数据建立全机升力面模型,并通过涡格法计算其机翼气动载荷数据和全机稳定性数据。

步骤4 主梁结构优化

对于种群内所有样点:基于主梁结构优化模型和有限元分析模型,采用梯度优化方法完成对不同梁段铺层厚度的优化,并输出最优设计结果在给定气动载荷、惯性载荷下的结构变形数据。再次执行步骤3,直到机翼结构变形数据收敛。

步骤5 全机升阻特性计算

通过CFD方法计算种群内所有样点在机翼变形情况下的全机升阻比。

步骤6 总体参数解算

将步骤4得到的全机稳定性数据、全机结构重量以及步骤5得到的全机升阻比代入总体参数模型,求解所有样点对应的任务载荷能力和光伏板率数据。

步骤7 气动布局参数优化

基于气动布局参数优化模型,采用遗传算法评估种群内所有样点的性能。若种群样点性能较上一代种群不再提升,则全机综合优化设计完成;否则,需返回步骤2,通过交叉变异生成新一代种群,再次执行综合优化。

3 设计结果及分析

3.1 优化设计结果

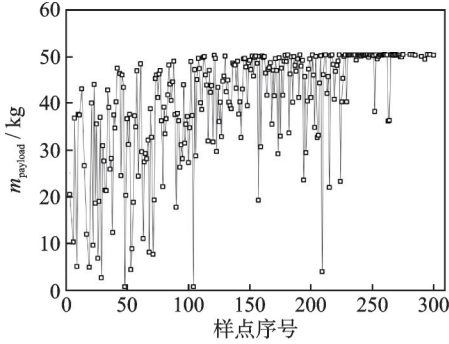
本文以某未经过优化的太阳能无人机总体布局设计方案作为基准设计方案,按照所提出综合优化设计流程完成了考虑结构变形和不考虑结构变形的超高空太阳能无人机气动/结构/稳定性综合优化设计,优化输入参数如表3所示,综合优化收敛过程如图11所示。可以看到,大约迭代30轮后(种群数量为10),设定的目标函数值基本收敛,从而得到了综合最优设计结果。

表 3 综合优化设计输入参数

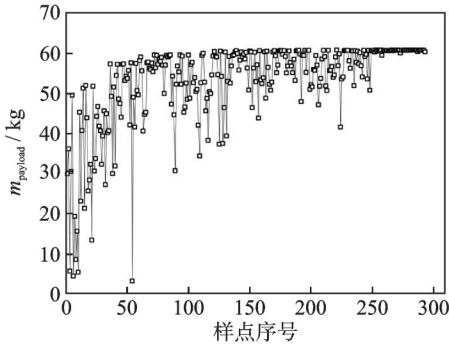
Table 3 Input parameters of comprehensive optimization design

参数	值
全机总质量/kg	521.5
机翼面积/m ²	110.0
巡航高度/km	20.0
巡航速度/(m·s ⁻¹)	31.7
升力系数	1.05

表4列出了基准设计方案与两种最优设计方案的设计参数和性能参数值,图12则展示了基准



(a) Comprehensive optimization design ignoring structural deformation



(b) Comprehensive optimization design considering structural deformation

图 11 综合优化目标函数收敛曲线

Fig.11 Convergence curves of the objective function of comprehensive optimization

设计方案与两种最优设计方案的三维外形。可以看到,受到全机升阻比下降的影响,两种最优设计方案的光伏板率 and 储能电池质量相较于基准设计方案略微增大,但得益于结构质量的显著减小,两种最优设计方案能够取得比基准设计方案更大的任务载荷质量。两种最优设计方案中,相较于忽略结构变形影响的最优设计方案,考虑结构变形影响的最优设计方案可将任务载荷质量进一步提高20.6%。以上数据表明,通过综合优化设计能够有效提升飞机的任务载荷能力,而是否考虑结构变形影响对综合优化结果具有较大的影响。

表 4 3种设计方案的主要参数对比

Table 4 Comparison of main parameters of three design schemes

参数类型	参数名称	取值		
		基准设计方案	忽略结构变形的最优设计方案	考虑结构变形的最优设计方案
气动布局参数	展弦比 λ_w	28.5	26.5	26.6
	上反角 $\lambda_w/(^{\circ})$	10.0	16.7	4.1
	折点位置 k_w	0.50	0.61	0.65
	梢根比 ζ_w	0.38	0.20	0.20
性能参数	任务载荷质量 $m_{payload}/\text{kg}$	35.2	50.4	60.8
	布板率 k_{sc}	0.73	0.74	0.74
	电池质量 m_{bat}/kg	176.4	178.9	178.9
	结构质量 m_{str}/kg	190.8	172.1	161.5
	升阻比 K	35.1	34.8	34.8
	变形前稳定性判据 ζ_{spiral}	0.74	1.00	0.22
	变形后稳定性判据 ζ_{spiral}	1.62	1.93	1.00

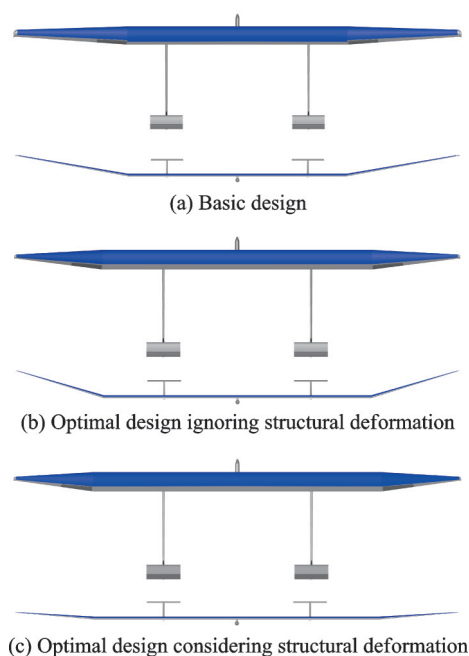


图12 3种设计方案外形对比

Fig.12 Comparison of three design schemes

3.2 结果分析

当起飞总质量和机翼面积确定时,超高空太阳能无人机设计方案的任务载荷能力主要由全机升阻比、全机结构质量和稳定性约束决定。下面分别从这3个方面对以上3种设计方案进行分析。

3.2.1 升阻特性分析

图13展示了3种设计方案机翼表面的压力云图和湍动能云图。可以看到,3种设计方案机翼表面压力分布及湍动能分布情况接近,由此可见三者型阻大小是接近的。但由于基准设计方案的机翼平面形状更接近椭圆,因此其机翼上升力分布比两种最优设计方案更接近于理想椭圆分布,如图14(a)所示。基准设计方案的展弦比更大,诱导损失更小。因此最终基准设计方案机翼产生的诱导阻力更小、全机升阻比更大。

3.2.2 结构特性分析

图14展示了不同设计方案中机翼主梁承受载

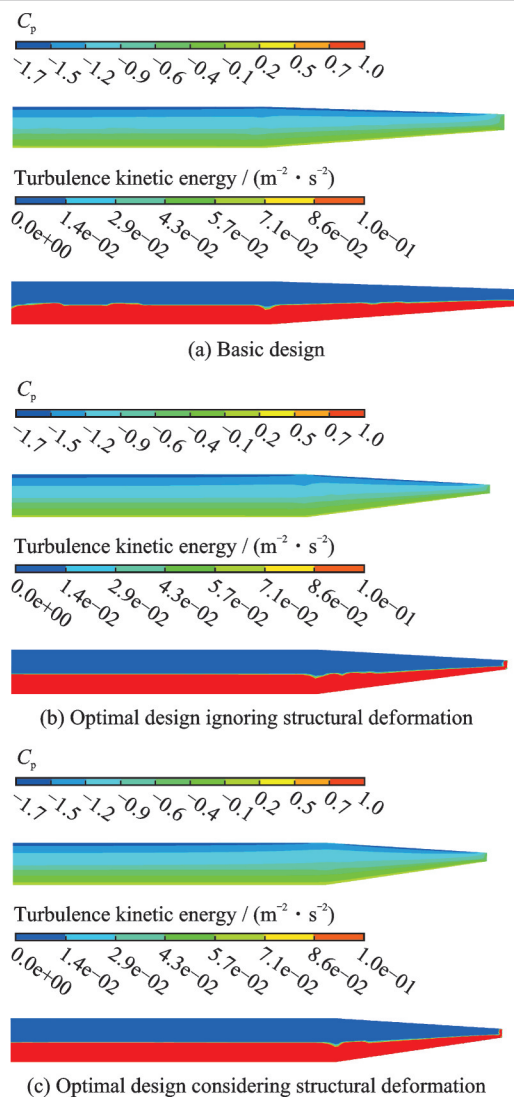


图13 3种设计方案机翼表面压力云图和湍动能云图

Fig.13 Pressure distribution and turbulent kinetic energy distribution on wings of three designs

荷沿展向分布情况,图15则给出了不同设计方案中机翼主梁所受各种弯矩沿展向分布的情况。可以看到,3种设计方案所受剪力和弯矩表现为:基准设计方案>忽略结构变形的最优设计方案>考虑结构变形的最优设计方案,如图15(c)所示。这是由于3种设计方案内按外翼转折点位置从小到

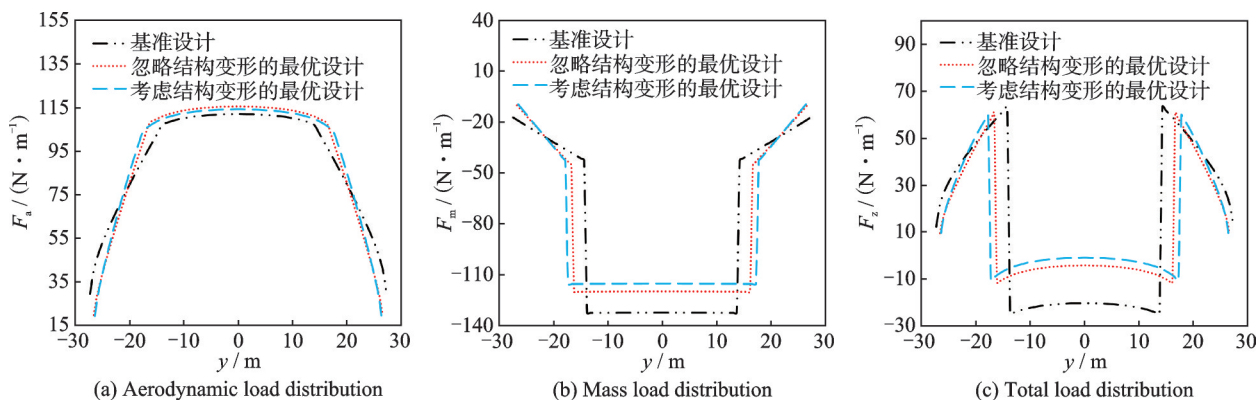


图14 3种设计方案主梁承受载荷沿展向分布

Fig.14 Load distribution along the spanwise on main beams of three design schemes

大依次是:基准设计方案<忽略结构变形的最优设计方案<考虑结构变形的最优设计方案(见表4)。而外翼转折位置越靠外,布置于内翼段的储能电池及多螺旋桨动力系统所提供的质量分布力覆盖范围越大,对主梁所受气动力的卸载效果越好,使得主梁所受剪力和弯矩越小。

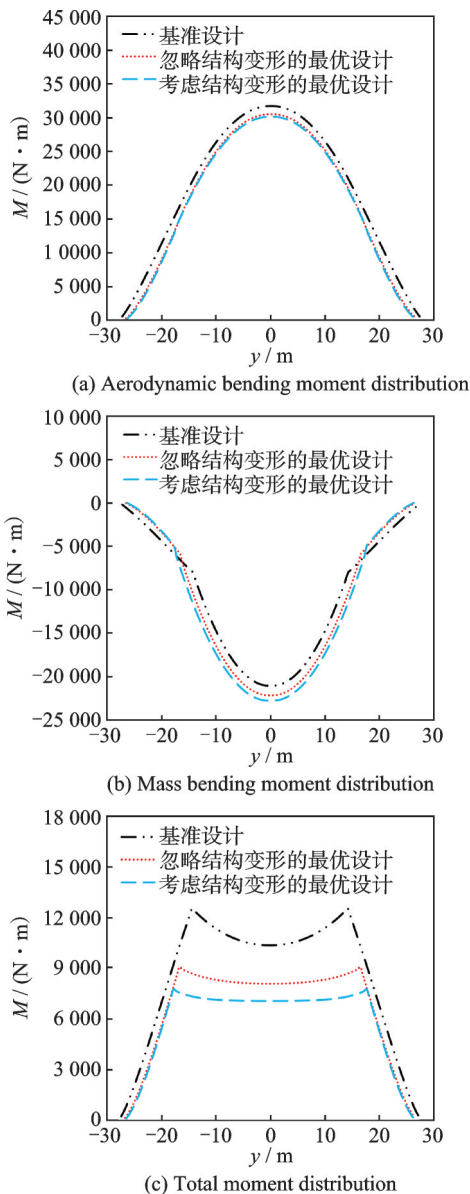


图 15 3 种设计方案主梁上不同类型弯矩沿展向分布

Fig.15 Distributions of different bending moments on main beams along the spanwise direction of three design schemes

此外,根据几何关系不难推算,当翼型和机翼面积固定时,主梁外径近似与机翼展弦比成反比,即 3 种设计方案的主梁外径从小到大依次为:基准设计方案<考虑结构变形的最优设计方案≈忽略结构变形的最优设计方案,如图 16 所示。而主梁外径的大小会直接影响到其有效结构高度,从而影响到其抗弯能力。一般来说,当铺层厚度相同且不失稳的情况下,主梁外径越大,则结构效率越高,抗

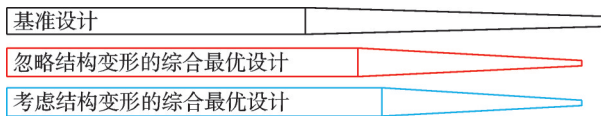


图 16 3 种设计方案机翼主梁沿展向直径变化

Fig.16 Change of the wingspan diameter of main beams of three design schemes

弯能力越强^[22];换言之,当结构所受弯矩和变形约束条件相同时,主梁外径越大,则所需铺层厚度越小,结构质量越小。

因此,受到弯矩分布和主梁外径两方面的影响,3 种设计方案最终得到的主梁最优铺层厚度表现为:基准设计方案>忽略结构变形的最优设计方案>考虑结构变形的最优设计方案,如图 17 所示,从而直接导致了 3 种设计方案最终得到的全机结构质量从大到小依次为:基准设计方案>忽略结构变形的最优设计方案>考虑结构变形的最优设计方案。

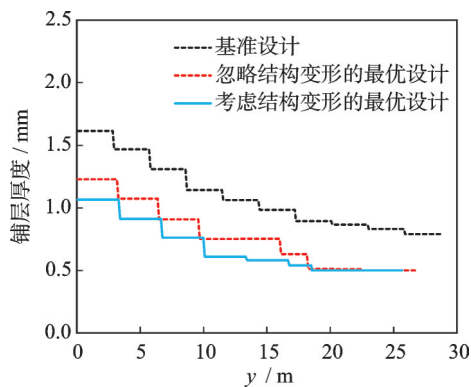


图 17 3 种设计方案的主梁铺层厚度分布

Fig.17 Thickness distribution of main beam layup of three design schemes

3.2.3 稳定性约束分析

横航向稳定性约束要求飞机的机翼具有足够的上反效应。而机翼的上反效应主要由机翼在 xz 平面上的投影面积决定,机翼结构变形、外翼段长度及上反角越大,则机翼在 xz 平面上的投影面积越大,其上反效应越强,螺旋稳定判据越大。但机翼结构变形受到翼尖位移的限制,其变形量相对固定,因此在优化过程中对螺旋稳定判据影响最大的是内外翼转折点位置和外翼上反角。内外翼转折点位置越靠近翼根、外翼上反角越大,螺旋稳定判据越大,飞机横航向稳定性越好。

前面的分析表明,内外翼转折点位置越靠近翼根,则质量力卸载效果越差,主梁受到的剪力和弯矩越大,机翼结构质量越大。此外,上反角越大、折点位置越靠近翼根,则外翼主梁越长,机翼浸润面积越大,机翼结构质量越大,全机气动阻力越大、升阻比越小。因此,上反角的增大和折点位置的内移

虽然可使全机螺旋模态收敛判据增大,但同时也会导致全机结构质量增大、气动升阻比减小,进而导致全机任务载荷质量的减小。

表4中数据显示,在综合考虑机翼结构变形和外翼上反角的影响后,3种设计方案按照螺旋稳定判据从大到小依次为:忽略结构变形的最优设计方案($\zeta_{\text{spiral}}=1.93$)>基准设计方案($\zeta_{\text{spiral}}=1.62$)>考虑结构变形的最优设计方案($\zeta_{\text{spiral}}=1.00$)。显然,忽略结构变形的最优设计方案和基准设计方案的上反效应是过强的,明显高于稳定性约束的要求。而过强的稳定性带来了全机结构质量的增大和气动升阻比的下降,进而削弱了这两种设计方案的任務载荷能力。基准设计方案上反效应过强的原因在于其布局参数取值不合理(未经过优化设计),而忽略结构变形的最优设计方案上反效应过强的原因在于没有考虑结构变形对上反效应的加持,从而低估了飞机实际飞行状态下的螺旋稳定判据。因此稳定性约束对3种设计方案任务载荷能力的不利影响从大到小依次为:忽略结构变形的最优设计方案>基准设计方案>考虑结构变形的最优设计方案。

综上所述,全机升阻比与飞机任务载荷能力呈正相关,而全机结构质量和螺旋稳定判据均与飞机任务载荷能力呈负相关。因此受到全机升阻比、全机结构质量和螺旋稳定判据的影响,3种设计方案任务载荷能力最终表现为:基准设计方案<忽略结构变形的最优设计方案<考虑结构变形的最优设计方案。其中基准设计方案任务载荷能力小于两种最优设计方案的原因在于其升阻比优势对任务载荷能力的提升远小于两种最优设计方案因全机结构质量减小得到的任务载荷能力提升。而忽略结构变形的最优设计方案的任务载荷能力小于考虑结构变形的最优设计方案的主要原因在于其过强的稳定性约束增大了其机翼结构质量,从而间接削弱了其有效载荷能力。

4 结 论

本文建立了超高空太阳能无人机的多学科分析模型,并基于多学科分析模型构建了超高空太阳能无人机机翼气动/结构/稳定性综合优化设计方法,应用该方法完成了超高空太阳能无人机综合优化设计,最终得到了超高空太阳能无人机平台最优总体设计方案。通过对不同设计方案进行对比分析,得到以下结论:

(1) 相较于基准设计方案,通过所提综合优化设计方法得到的两种最优设计方案具备更强的任务载荷能力。此外,相较于忽略结构变形影响的最优设计方案,考虑结构变形影响的最优设计方案可将任务载荷能力进一步提升20.6%。

(2) 机翼结构变形能够有效增强机翼的上反效应,使得飞机能够以更小的上反角和更靠外的转折位置满足稳定性约束,有利于降低机翼结构质量、增强飞机的任务载荷能力。因此在综合优化设计中,必须要考虑结构变形的影响。

(3) 展弦比的减小和转折点位置的外移虽然会引起升阻比的略微下降,但也能带来全机结构质量的减小,因此适当地减小展弦比并将转折点位置外移,有利于提升飞机的任务载荷能力。

参考文献:

- [1] HU T Y, YU X Q. Aerodynamic/stealthy/structural multidisciplinary design optimization of unmanned combat air vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4): 380-386.
- [2] SOBIESKI J S, HAFTKA R T. Multidisciplinary aerospace design optimization: Survey of recent developments[J]. Structural Optimization, 1997, 14: 1-23.
- [3] 毛虎平. 多学科设计优化技术现状及趋势[J]. 机械管理开发, 2009, 24(S1): 190-192.
MAO Huping. Present situation and prospect of multidisciplinary design optimization technology[J]. Mechanical Management and Development, 2009, 24(S1): 190-192.
- [4] 何程, 马东立, 贾玉红, 等. 联翼布局传感器飞机多目标优化设计[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 224761.
HE Cheng, MA Dongli, JIA Yuhong, et al. Multi-objective optimization design for joined-wing sensor craft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 224761.
- [5] 黎明, 陈娇娇, 周海, 等. 基于伴随方法的无人机气动隐身优化研究[J]. 航空学报, 2024, 45(17): 530010.
LI Ming, CHEN Jiaojiao, ZHOU Hai, et al. Adjoint-based aero/stealth optimization design for UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(17): 530010.
- [6] SAROJINI D, RUH M L, JOSHY A J, et al. Large-scale multidisciplinary design optimization of an evtol aircraft using comprehensive analysis [C] //Proceedings of AIAA SciTech 2023 Forum. Cleveland: NASA, 2023: 0146.
- [7] 杨体浩, 白俊强, 辛亮, 等. 考虑静气动弹性影响的客机机翼气动/结构一体化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 598-609.
YANG Tihao, BAI Junqiang, XIN Liang, et al. Aerodynamic/structural integrated design for aircraft wing with static aeroelasticity effect[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 598-609.
- [8] 杨燕初, 王生, 顾逸东, 等. 基于遗传算法的临近空间飞艇多学科优化设计[J]. 计算机仿真, 2012, 29(4): 49-54.
YANG Yanchu, WANG Sheng, GU Yidong, et al.

- Multidisciplinary design optimization of near space airship based on genetic algorithm[J]. Computer Simulation, 2012, 29(4): 49-54.
- [9] 张磊, 王璇. 高空长航时无人机多学科设计的问题探讨[J]. 中国设备工程, 2017(19): 175-176.
ZHANG Lei, WANG Xuan. Discussion on multidisciplinary design of high altitude long endurance UAV[J]. China Plant Engineering, 2017(19): 175-176.
- [10] WANG X Z, WAN Z Q, YANG C, et al. Integrated optimization on aerodynamics-structure coupling and flight stability of a large airplane in preliminary design[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(6): 1258-1272.
- [11] 孙智伟. 高空长航时无人机多学科设计若干问题研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
SUN Zhiwei. Investigation of the problems in multidisciplinary design of high altitude long endurance unmanned aerial vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016.
- [12] GRATZ J, KIRK J, RECINE C, et al. Aviary: An open-source multidisciplinary design, analysis, and optimization tool for modeling aircraft with analytic gradients[C]//Proceedings of AIAA Aviation Forum and Ascend 2024. Cleveland: NASA, 2024: 4219.
- [13] BENAOUALI A, KACHEL S. Multidisciplinary design optimization of aircraft wing using commercial software integration[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 766-776.
- [14] 刘金辉, 乔志德, 杨旭东, 等. 基于响应面法的机翼气动/结构一体化优化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(3): 300-306.
LIU Jinhui, QIAO Zhide, YANG Xudong, et al. Research of aerodynamic-structure integrative optimization design of wing based on response surface methodology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(3): 300-306.
- [15] ALSAHLANI A, RAHULAN T, ABDULHASAN N. Composite structural analysis of a high altitude, solar powered unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, 2017, 6(1): 71-76.
- [16] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2013.
SHEN Guanlin, HU Gengkai, LIU Bin. Mechanics of composite materials[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2013.
- [17] ZHANG L, MA D, YANG M, et al. Overall design and sensitivity analysis of solar aircraft based on feasible region planning method[C]//Proceedings of the 2022 International Conference on Aerospace, Aerodynamics and Mechatronic Engineering. Singapore: IOP Publishing, 2022: 1-11.
- [18] 乔宇航, 马东立, 邓小刚. 基于升力线理论的机翼几何扭转设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(3): 320-324.
QIAO Yuhang, MA Dongli, DENG Xiaogang. Wing geometric twist design method based on lifting-line theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(3): 320-324.
- [19] MELIN T. A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications[D]. Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology (KTH), 2000.
- [20] 叶川, 李锋, 付义伟, 等. 临近空间长航时太阳能飞行器动导数特性及机理[J]. 宇航学报, 2015, 36(11): 1219-1225.
YE Chuan, LI Feng, FU Yiwei, et al. Characteristics and mechanisms of dynamic derivatives of the near space long endurance solar powered aircraft[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(11): 1219-1225.
- [21] ZHANG L, MA D L, YANG M Q, et al. Optimization and analysis of composite sandwich box beam for solar drones[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(10): 148-165.
- [22] 单祖辉. 材料力学: 上册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1999.
SHAN Zuhui. Mechanics of materials: Volume 1 [M]. Beijing: Higher Education Press, 1999.
- [23] 刘克龙, 姚卫星, 余雄庆, 等. 复合材料的安全系数统计分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(1): 22-28.
LIU Kelong, YAO Weixing, YU Xiongqing, et al. Statistical analysis on safety factor of composite materials[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(1): 22-28.
- [24] 屠凤莲, 范顺成, 罗文龙, 等. 基于 ANSYS 的支撑架特征值屈曲分析[J]. 河北工业大学学报, 2010, 39(3): 6-10.
TU Fenglian, FAN Shuncheng, LUO Wenlong, et al. Eigenvalue buckling analysis of the bearer frame based on ANSYS[J]. Journal of Hebei University of Technology, 2010, 39(3): 6-10.
- [25] 白鹏, 李峰. 飞行器低雷诺数空气动力学[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2017.
BAI Peng, LI Feng. Low reynolds number aerodynamics of aircraft[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2017.
- [26] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
FANG Zhenping, CHEN Wanchun, ZHANG Shuguang. Flight dynamics of aircraft [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.

(编辑:夏道家)