

文章编号:1674-8190(2015)01-105-05

太阳能飞机翼肋结构拓扑优化设计

张碧辉,李洪波,辛树鹏

(中国航空气动力技术研究院 特种飞行器总体技术设计部,北京 100074)

摘要: 太阳能飞机翼肋结构轻薄且数量众多,其结构形式的合理性对于结构减重、机翼刚度设计等具有重要意义。基于现有太阳能飞机翼肋的结构形式,提出一种翼肋拓扑优化设计方法:首先,应用双向渐进结构优化法(BESO),以单元应力为判断指标,对太阳能飞机典型翼肋进行结构拓扑优化;其次,基于拓扑优化结果对翼肋进行结构细节设计;最后,通过有限元计算,验证翼肋的结构强度、刚度和静稳定性。通过本文方法,能够得到太阳能飞机翼肋更为合理的结构布局。

关键词: 太阳能飞机;翼肋;渐进结构优化法;拓扑优化

中图分类号: V224;V214.8

文献标识码: A

Topology Optimization Design of Rib Structure on Solar Powered Aircraft

Zhang Bihui, Li Hongbo, Xin Shupeng

(General Department of Special Aerial Vehicle, China Academy of
Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The solar powered aircraft ribs are light, thin structure of large number. Proper rib structural layouts are important to the aircraft lightening and the wing stiffness etc. Based on the rib structures of some typical solar powered aircraft, an topology optimization design method of the ribs is introduced: Firstly, a typical solar powered aircraft rib structure is optimized, based on the bi-directional evolutionary structural optimization(BESO); Secondly, the specific designs of the rib structure are given; Finally, the structural strength, stiffness and stability of the rib are verified through finite element method. Through the method, more suitable structure layouts of the solar powered aircraft ribs could be obtained.

Key words: solar powered aircraft; ribs; evolutionary structural optimization; topology optimization

0 引言

0.1 太阳能飞机翼肋

太阳能飞机是以太阳辐射为能源的电推进飞行器,具有航时长、升限高、成本低等特点,可以作为多种任务的飞行平台。受太阳能功率密度低的限制,这类飞机需要较大的机翼面积以安装太阳能电池片。由于能源有限,对太阳能飞机结构重量的限制更加严格,而翼肋虽然个体重量小,但其数量

众多,故翼肋结构型式的合理性十分重要。

国外太阳能飞机的翼肋如图1~图2所示^[1-2]。



图1 瑞士 Solar Impulse 太阳能飞机翼肋
Fig. 1 Ribs of the Solar Impulse aircraft

收稿日期:2014-07-01; 修回日期:2014-09-15

通信作者:李洪波,lee_hong_bo@126.com



图2 美国 Helios 太阳能飞机翼肋

Fig. 3 Ribs of the Helios aircraft

大型太阳能飞机的翼肋均采用碳纤维复合材料,结构型式为“缘条+腹板+碳管”:缘条用于连接蒙皮和翼梁;腹板用于保持翼型,为了减重普遍在腹板上大量镂空而形成桁架结构;其中杆件为碳管。这种翼肋与常规飞机翼肋相比结构十分轻,所以除强度、刚度之外,其稳定性也是设计过程中需要着重考虑的因素。

0.2 飞机结构拓扑优化

拓扑优化能在给定的外载荷和边界条件下,通过改变结构拓扑使其在一定约束条件下性能指标达到最优。拓扑优化以其独特的优势在飞机结构设计等诸多领域得到了广泛应用。例如 Lars Krog 等^[3]介绍了应用于空客 A380 翼盒肋与前缘肋的优化方法, Davide Locatelli 等^[4]开发了一种优化程序,能够实现机翼梁肋结构拓扑优化与尺寸优化, Wang Qi 等^[5]采用子集模拟法完成了机翼前缘翼肋的优化设计。

目前,连续体结构拓扑优化的主要方法^[6]有:均匀化方法、变厚度法、变密度法、渐进结构优化方法等。其中渐进结构优化法(Evolutionary Structural Optimization,简称 ESO)原理简单,算法实现方便,物理概念明确^[4],是一种值得在工程设计中推广的方法。

本文参考国外资料,结合国内太阳能飞机设计、制造经验,应用双向渐进结构优化法,以单元应力为判断指标,完成典型太阳能飞机翼肋的拓扑优化设计,并通过有限元计算,验证翼肋的结构强度、

刚度和静稳定性。

1 拓扑优化

为了确定翼肋内部拓扑与形状,本文采用基于渐进结构优化法改进得到的双向渐进结构优化法(Bi-directional Evolutionary Structural Optimization,简称 BESO)对翼肋腹板进行拓扑优化。

1.1 ESO/BESO

应用渐进结构优化法进行应力优化的原理十分简单:逐渐去掉结构中的低应力材料,使剩下的结构更有效地承担载荷,从而使应力分布更加均匀^[7]。基于有限元法的渐进结构优化法的一般步骤为:

(1) 建立有限元模型,定义设计区域。

(2) 对结构进行静力分析。

(3) 求出设计区域内每个单元的应力 σ_e 和最大的单元应力 σ_{\max} ,如果满足

$$\frac{\sigma_e}{\sigma_{\max}} < RR_i \quad (1)$$

式中: RR_i 为拒绝率,则认为该单元处于低应力状态,可以删除。

(4) 上述有限元分析和单元删除重复进行,直到式(1)无法满足为止;引进另一参数进化率 ER ,则下一稳定状态的拒绝率修改为

$$RR_{i+1} = RR_i + ER \quad (2)$$

(5) 重复步骤(2)~步骤(4),直到结构质量或最大应力达到给定值。

双向渐进结构优化法根据渐进结构优化法改进而来^[7-8],二者的基本原理相同,不同的是双向渐进结构优化法在删除低应力单元的同时,在高应力单元周围增补单元,从而提高了计算效率。

1.2 程序实现

采用 Matlab 编写 ESO 算法程序,利用有限元软件 MSC.Patran 的 PCL(Patran Command Language)语言进行参数化建模、计算,通过文本文件实现样本设计参数和计算结果在 Matlab 和 PCL 程序之间的传递,优化的基本流程如图 3 所示。

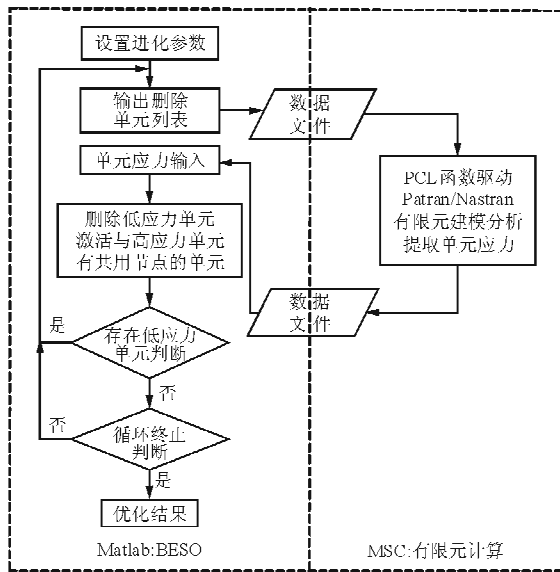


图 3 优化流程示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the optimization flow

1.3 优化结果

以某太阳能飞机典型翼肋作为优化对象,翼肋弦长 2 m,前后分别布有前梁孔、后梁孔。有限元模型网格划分与设计区域的定义如图 4 所示。



图 4 翼肋拓扑优化初始有限元模型

Fig. 4 Topology optimization initial finite element model of the rib

翼肋在前梁孔处受到固支约束,根据该太阳能飞机典型工况下的机翼气动载荷,得到翼肋在上下翼面处的载荷如图 5 所示。

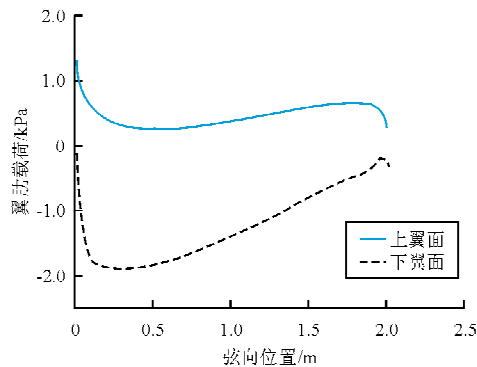


图 5 翼肋载荷

Fig. 5 Loads of the rib

在优化过程中,只需要考察设计区域内单元的相对应力值,就能够确定单元的删减与增补。因此为了得到翼肋内部轮廓的拓扑与形状,只对翼肋赋以任意属性的各向同性材料;在下一步对翼肋结构进行验证的计算过程中,再给翼肋添加实际应用的复合材料属性。

拓扑优化以结构质量为目标函数,以单元应力为单元删除判定指标。根据数值实验,选取初始拒绝率 $RR_0=0.02$,进化率 $ER=0.01$ 。翼肋结构拓扑优化过程中不同拒绝率下的应力分布云图如图 6 所示。



(a) 3%拒绝率



(b) 13%拒绝率



(c) 24%拒绝率



(d) 35%拒绝率

图 6 不同拒绝率下的应力分布云图

Fig. 6 Stress distribution nephogram in different refuse ratios

经过 33 轮迭代计算,拒绝率达到 0.35,设计区域内 59.4% 的材料被删除,模型的最大 Mises 应力增大了 3.27 倍。拒绝率、删除质量比和相对最大应力在优化过程中的变化趋势如图 7 所示。

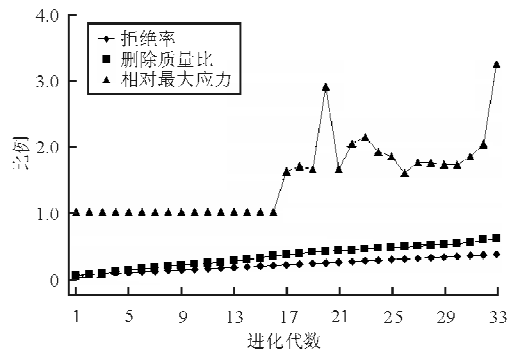


图7 优化过程中三类参数变化趋势

Fig. 7 Three kinds of parameters' trend in the optimization process

经过基于相对应力值的拓扑优化,得到翼肋内部拓扑形状,为翼肋设计提供参考。

2 翼肋设计

在拓扑优化的基础上,对翼肋结构进行具体设计,并通过有限元计算,对翼肋在实际载荷下的强度、刚度和静稳定性指标进行校核。

2.1 形状、材料与铺层

经拓扑优化得到的翼肋拓扑形状是不规则、不光滑的,应对其进行适当的圆整。另外,结合工程实践经验,将翼肋腹板内的条状结构替换为同种材料制成的小碳管,其制造工艺难度稍有增加,却能够大幅提高翼肋结构的刚度和稳定性。最终的翼肋结构形式如图8所示。

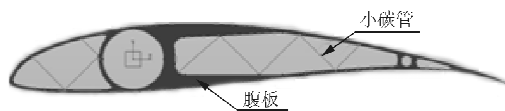


图8 翼肋结构形式

Fig. 8 Structural form of the rib

翼肋材料选用单向带预浸料,单层厚度为0.06 mm。材料属性如下: 0° 拉伸、压缩模量 $E_{1t} = E_{1c} = 120$ GPa; 90° 拉伸、压缩模量 $E_{2t} = E_{2c} = 8$ GPa;面内剪切模量 $G_{12} = 4.5$ GPa;密度 $\rho = 0.0016$ g/mm³;规定材料许用拉伸应变 $[\epsilon_t] = 0.0035$;许用压缩应变 $[\epsilon_c] = 0.0027$ 。

以翼型弦线为参考,缘条、腹板的材料铺层角

度均为 $[45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ]$,总厚度为0.24 mm;以每个小碳管轴向为参考,碳管铺层角度为 $[20^\circ/0^\circ/0^\circ/-20^\circ]$,内径为3.82 mm,外径为4.30 mm。

2.2 强度校核

采用 Patran/Nastran 软件进行有限元计算,得到小碳管上最大拉伸应变为 1.72×10^{-4} ,最大压缩应变为 -1.43×10^{-4} ;缘条、腹板上的最大拉伸应变为 2.67×10^{-4} ,最大压缩应变为 -1.04×10^{-4} 。缘条、腹板的应变云图如图9所示。

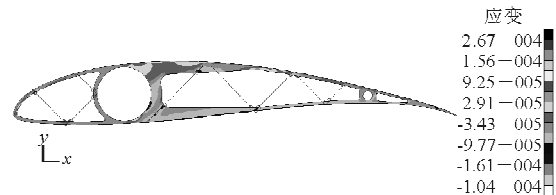


图9 缘条、腹板应变云图

Fig. 9 Strain distribution nephogram of edge strip and web

翼肋后缘处变形量最大,为3.27 mm,其位移云图如图10所示。

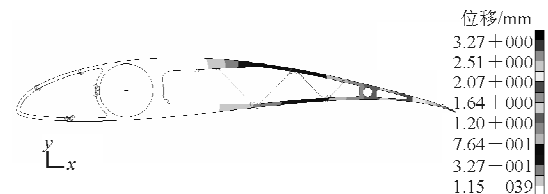


图10 翼肋后缘位移云图

Fig. 10 Displacement nephogram of the rib

翼肋稳定性屈曲因子为-0.014,屈曲模态云图如图11所示。

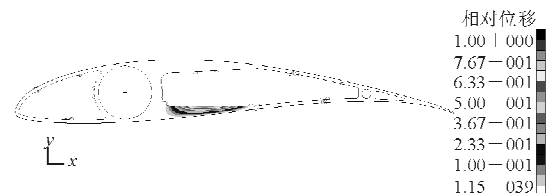


图11 屈曲模态云图

Fig. 11 Buckling mode nephogram of the rib

由计算结果可知,在设计载荷下:翼肋结构的拉伸、压缩应变远小于材料的许用应变,其强度足

够满足设计要求;翼肋变形量相对于整体尺寸而言为小量,其数值合理性取决于飞机总体设计对机翼变形量的要求;模型屈曲因子为负值,翼肋不会发生屈曲变形。

3 结束语

本文基于双向渐进结构优化法,提出一种太阳能飞机翼肋结构的拓扑优化设计方法,并完成了典型太阳能飞机翼肋的拓扑优化设计。通过有限元计算,证明了本文设计的太阳能飞机翼肋,其结构强度、刚度和静稳定性均符合设计指标的要求。对本文方法的具体应用,还应考虑到:

(1) 太阳能飞机不同位置的翼肋具有不同的承载功能,加之结构装配等因素的影响,不同翼肋拓扑优化的设计区域、不可删除区域不尽相同。

(2) 同一翼肋在不同工况载荷下得到的拓扑优化结果也不相同,翼肋结构拓扑的确定应当综合考虑各典型工况。

参考文献

- [1] Solar Impulse. Solar impulse-exploration to change the world [EB/OL]. (2013-12-11) [2014-07-01]. <http://www.solar-impulse.com>.
- [2] NASA. Helios image collections [EB/OL]. (2013-12-11) [2014-07-01]. <http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html>.
- [3] Lars Krog, Alastair Tucker, Gerrit Rollema. Application of topology, sizing and shape optimization methods to optimal design of aircraft components [C]. The 3rd Altair UK HyperWorks Users Conference, 2002.
- [4] Davide Locatelli, Sameer B Mulani, Rakesh K Kapania.

Wing-box weight optimization using curvilinear spars and ribs (SpaRibs) [J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(5): 1671-1684.

- [5] Wang Qi, Lu Zhenzhou, Zhou Changcong. New topology optimization method for wing leading-edge ribs [J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(5): 1741-1748.
- [6] 夏天翔,姚卫星. 连续体结构拓扑优化方法评述 [J]. *航空工程进展*, 2011, 2(1): 1-11, 55.
Xia Tianxiang, Yao Weixing. A survey of topology optimization of continuum structure [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(1): 1-11, 55. (in Chinese)
- [7] 谢亿民,杨晓英,Steven G P,等. 渐进结构优化法的基本理论及应用 [J]. *工程力学*, 1999, 16(6): 70-81.
Xie Yimin, Yang Xiaoying, Steven G P, et al. The theory and application of evolutionary structural optimisation method [J]. *Engineering Mechanics*, 1999, 16(6): 70-81. (in Chinese)
- [8] 谢亿民,黄晓东,左志豪,等. 渐进结构优化法(ESO)和双向渐进结构优化法(BESO)的近期发展 [J]. *力学进展*, 2011, 41(4): 462-471.
Xie Yimin, Huang Xiaodong, Zuo Zhihao, et al. Recent developments of evolutionary structural optimization (ESO) and bidirectional evolutionary structural optimization (BESO) methods [J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(4): 462-471. (in Chinese)

作者简介:

张碧辉(1986—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:无人机结构设计、复合材料结构优化。

李洪波(1983—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:无人机结构设计。

辛树鹏(1976—),男,高级工程师。主要研究方向:飞行器起飞着陆系统设计。

(编辑:马文静)