

基于 ANSYS 参数化语言的升力风扇 无人机结构优化设计

张家华, 张炜

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 现代无人机的使用特点对结构重量提出了更高的要求。为了降低无人机的结构重量, 针对升力风扇无人机特殊的结构特点及飞行工况, 主要考虑无人机各元件的几何尺寸优化, 利用 ANSYS 参数化编程语言 APDL, 建立升力风扇无人机优化设计的参数化分析程序, 实现某升力风扇无人机的参数化建模、载荷加载、求解等分析过程, 并对优化结果进行详细分析。结果表明: 基于 ANSYS 参数化编程语言的升力风扇无人机结构优化设计方法是合理的、有效的。

关键词: 升力风扇; 无人机; ANSYS; APDL; 尺寸优化

中图分类号: V214

文献标识码: A

Structural Optimization Design of Lift-fan UAV Based on ANSYS Parameter Language

Zhang Jiahua, Zhang Wei

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The usage characteristics of modern UAVs make a higher request for reducing the structural weight. In order to reduce the structural weight of UAV, considering the special structural characteristics and flight condition of the lift-fan UAV, the geometry optimization of the components is mainly conducted, so the parametric analysis procedures for the structural optimization design of the lift-fan UAV with ANSYS parameter design language (APDL) are established, and the parametric modeling, loading and solving of lift-fan UAV are achieved, as well as the result of the optimization are analyzed in detail. The result shows that the structural optimization method of lift-fan UAV based on APDL is reasonable and efficient.

Key words: lift-fan; UAV; ANSYS; APDL; geometry optimization

0 引言

升力风扇无人机是升力风扇技术在无人机设计中新的应用方向, 其兼具短距/垂直起降和高速飞行能力, 可以实现固定翼多功能无人机在特殊环境下(例如航母、岛礁等)的常态部署, 某型升力风扇无人机三维示意图如图 1 所示。

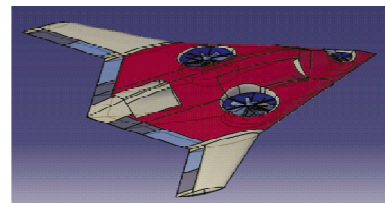


图 1 升力风扇无人机三维示意图

Fig. 1 Three-dimensional diagram of lift-fan UAV

现代无人机的使用特点对结构重量提出了更高的要求, 开展升力风扇无人机结构的优化设计研究极为重要。国内外对升力风扇无人机的探索还处于起步阶段, 且关于升力风扇无人机结构优化设计

计的研究也比较少。屈超^[1]对碟形无人机主要承力结构进行分析,确定无人机结构存在的问题,并对其结构进行优化设计。该碟形无人机的动力系统承载形式与本文的升力风扇无人机结构类似。结构优化设计的目的在于求解具有最小重量的结构,同时必须满足一定的约束条件,以获得最佳的静力或动力等性态特征^[2]。升力风扇无人机不同于普通无人机的机构布置和飞行工况^[3-5],其优化设计工作十分困难。

为了降低结构重量、提高结构效率,结合优化设计现状,本文在使用 APDL(ANSYS Parametric Design Language)参数化建模的基础上,实现对升力风扇无人机加载、求解的分析过程,并利用 ANSYS 的优化模块对升力风扇无人机结构进行优化。

1 ANSYS 参数化编程语言 APDL 简介

APDL 是一种通过参数化变量方式建立分析模型的脚本语言,可以很好地用于实现参数化的有限元分析、分析批处理、专用分析系统的二次开发以及设计优化等。基于 APDL 的优化设计过程是一个反复优化改变设计变量以便在满足状态变量的前提下使目标函数变量参数逼近最小值。对于一个优化循环过程,每次循环执行由分析文件生成优化循环文件,并在优化计算中循环调整设计变量。在最后一次循环完成后,ANSYS 程序输出优化计算结果并存储。其参数化程序的编写通常以 ANSYS 的 LOG 文件为基础,按命令流的方式完成分析,建立的 APDL 命令流文件不受软件版本和系统平台的限制,特别适用于复杂模型和新产品的研制等^[6-8]。基于 APDL 语言的优化流程如图 2 所示。

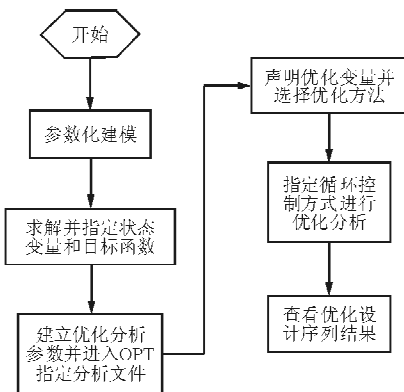


图 2 优化流程

Fig. 2 Flow chart of optimization

2 升力风扇无人机优化问题描述

升力风扇无人机结构主要由横向元件(例如翼肋等)、纵向元件(例如翼梁等)、升力风扇机构以及外部蒙皮组成。升力风扇无人机的垂直起降、过渡飞行和常规平飞这三个基本飞行阶段,如图 3 所示。

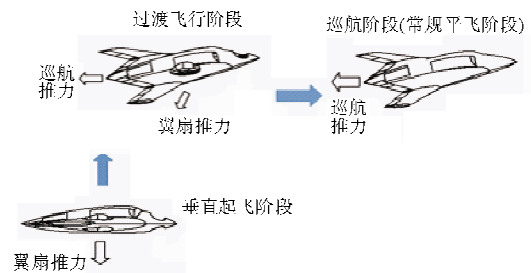


图 3 升力风扇无人机飞行阶段

Fig. 3 Flight phase of lift-fan UAV

在进行优化设计时,主要考虑垂直起飞和零迎角最大平飞这两个飞机结构受载最大的工况。在垂直起飞工况下,升力风扇无人机所承载荷主要由升力风扇悬臂梁(如图 4 所示)承担,如果只对这个阶段进行优化,优化对象仅为升力风扇悬臂梁,可优化空间很小。

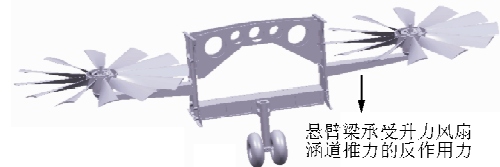


图 4 升力风扇悬臂梁结构

Fig. 4 Cantilever structure of lift-fan

在零迎角最大平飞工况下,整个升力风扇无人机受载,优化空间较大。故选取该工况下的结构进行优化,并对优化后的升力风扇悬臂梁施加垂直方向的集中力计算应力应变,以确定优化所得的飞机结构在垂直起飞状态下是否能够满足材料的强度和刚度要求。

本文对飞机的外载荷只考虑由气动力产生的升力和阻力,由于机翼翼肋对整个结构的刚度贡献不大,而升力风扇机构在零迎角平飞阶段对无人机结构的作用仅为一个垂直向下的重力,对只加载气动力的无人机结构是减载力。因此,重点考虑蒙皮

厚度、梁腹板厚度等的优化^[9]。取升力风扇无人机总重量为目标函数,考虑强度约束和刚度约束。建立的数学模型为

$$\begin{aligned} \min \quad & W(x) \\ \text{s. t.} \quad & g_k(x_i) \geq 0, k=1, 2, 3, \dots, k \\ & x_i^{(l)} \leq x_i \leq x_i^{(u)}, i=1, 2, 3, \dots, n \end{aligned} \quad (1)$$

式中: W 为升力风扇无人机结构的重量; g 为应力和应变约束条件; x 为尺寸设计变量。

由于尺寸设计变量的变化会引起无人机结构有限元模型的变化,每次都采用人工建模是不现实的。本文采用 APDL 参数化命令流建立升力风扇无人机参数化模型,实现对模型的载荷加载、分析与优化^[3,10-11]。

3 升力风扇无人机结构优化设计与结果分析

3.1 设计变量的选取

为了尽可能地接近真实情况,根据翼肋位置把无人机的上下蒙皮都分为三段,分别为沿展向 0~10%, 10%~55%, 55%~100%, 如图 5 所示。该升力风扇无人机厚度较大,导致内段主梁腹板厚度较大,能够承受一定的弯矩,故梁缘条尺寸较小,可优化空间较小,不再做进一步优化。翼肋和梁缘条为固定尺寸。把六段蒙皮的厚度,内段两个主梁(梁 1 和梁 2)的腹板厚度共八个变量作为优化设计变量。

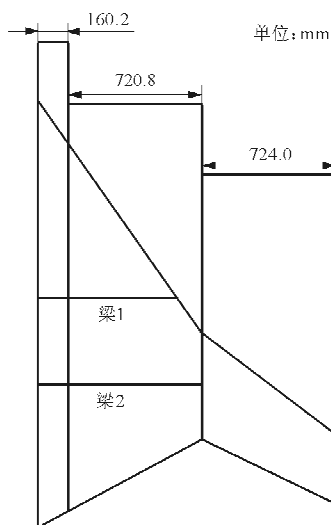


图 5 蒙皮分段示意图

Fig. 5 Schematic of skin segmentation

约束条件是优化设计的依据,是设计的系统指标,选取强度和刚度除以安全系数之后的值作为约束条件;选择升力风扇无人机的结构重量作为目标函数。

3.2 参数化模型的建立与网格划分

本文升力风扇无人机是翼展为 3.2 m 的验证机,最大平飞速度为 30 m/s,采用飞翼、翼身融合布局。梁缘条和腹板材料为红松,其顺纹抗压为 58.2 MPa,顺纹抗拉为 98.1 MPa;翼肋采用航空桐木;升力风扇悬臂梁采用 5A50 铝合金,强度为 265 MPa;蒙皮材料为玻璃钢结构,玻璃钢铺层厚度为每层 0.2 mm,其强度为 100 MPa。

升力风扇无人机具有对称性,故取无人机的 1/2 模型进行建模,通过命令建立关键点、线、面等。采用自底向上法建立几何外形,即首先建立点,然后由点连成线段,最后由线段组合成面积。其中机翼蒙皮、梁、墙、肋的腹板均选用 Shell63 单元,梁缘条选用 BEAM4 单元,把要优化的参数定义为变量。模型为翼身融合体,采用的翼型是 B707B。整个无人机模型包括上翼面、下翼面、梁、肋、风扇支撑轴等元件。

对已建立的升力风扇无人机模型进行自由网格划分,通过控制线段等分份数控制网格疏密程度。在前缘、后缘等曲率较大的位置,网格应做加密处理,同时尽量保证网格的长宽较为接近。在翼梁和翼肋交汇的地方要专门对其进行网格划分,以保证有限元模型和网格的完整、均匀。网格划分模型如图 6 所示。



(a) 俯视图



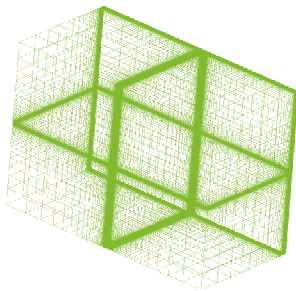
(b) 斜视图

图 6 无人机网格划分模型

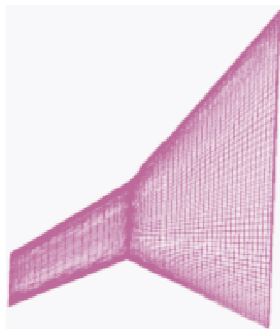
Fig. 6 UAV mesh model

3.3 气动载荷的加载

本文对飞机的外载荷只考虑由气动力产生的升力和阻力,模拟飞机在流场中的真实情况。用 ICEM 进行气动网格划分,如图 7 所示。



(a) 空间网格划分



(b) 表面网格划分

图 7 无人机在流场中划分网格

Fig. 7 UAV mesh in the flow field

用 CFX 软件进行流体力学仿真计算,经过迭代计算 100 代,残差收敛平稳,获得机翼表面的压力分布如图 8 所示。利用 Tecplot 软件计算出机翼表面有限个坐标点处的分布力,用以模拟真实载荷情况。得到气动载荷后,应用于飞机结构的有限

元分析,根据静力等效原则和传力路线不变原则,由单元面积与该处压强得到该处的力,已知该处的中心点坐标,加载于与单元中心坐标最近的有限元模型单元节点上^[12]。

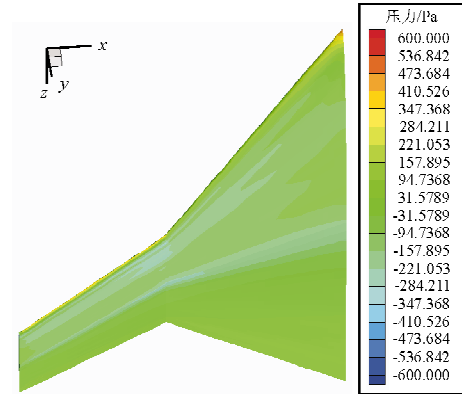


图 8 无人机表面压力分布

Fig. 8 Pressure distribution of UAV surface

3.4 优化设计实现与结果分析

根据上述分析过程,创建优化分析宏文件。将八个厚度作为设计变量,分别提取梁腹板和蒙皮的节点最大应力作为状态变量,取各单元的质量之和为目标函数。建模部分命令流如下:

```
T1=0.002 ..... ! 定义设计变量
```

```
ET,1,SHELL63 ..... ! 定义单元类型
```

```
MP,PRXY,1,0.3 ..... ! 定义材料属性
```

```
R,1,,, ..... ! 定义单元实常数
```

```
N,1,,, ..... ! 定义节点
```

```
E1,R1,M1 ..... ! 定义单元属性
```

```
ANTYPE,STATIC
```

```
SBCTRAN ..... ! 施加位移约束和蒙皮表面  
载荷
```

```
SET,,,, ..... ! 创建状态变量和目标变量  
/OPT
```

```
OPVAR,T1,,, ..... ! 声明优化变量
```

```
OPEXE ! 执行优化分析
```

按照上述流程,采用零阶方法对目标函数进行寻优。约束为应力不超过材料的强度极限除以安全系数(1.5)的值,位移不超过 0.15 m。得到的优化结果如表 1 所示。考虑到蒙皮加工时玻璃钢铺层单层厚度为 0.2 mm,故需要将蒙皮厚度优化结果进行圆整。

表 1 优化结果

Table 1 Optimization results

设计变量	初始值	优化结果	圆整结果
上蒙皮第一段厚度/m	0.002	0.001686	0.001 800
上蒙皮第二段厚度/m	0.002	0.001 582	0.001 600
上蒙皮第三段厚度/m	0.002	0.001 128	0.001 200
下蒙皮第一段厚度/m	0.002	0.001 665	0.001 800
下蒙皮第二段厚度/m	0.002	0.001 448	0.001 600
下蒙皮第三段厚度/m	0.002	0.001 035	0.001 200
梁 1 腹板厚度/m	0.003	0.002 274	0.002 274
梁 2 腹板厚度/m	0.003	0.002 346	0.002 346
结构重量/kg	8.277	7.036 000	7.495 000

飞机结构优化后的重量相较于优化前的重量减少了 9.45%。优化前后的应力云图如图 9~图 10 所示。

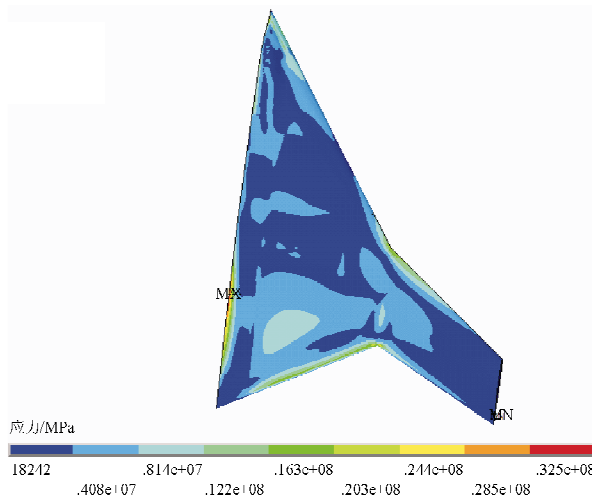


图 9 优化前飞机结构应力图

Fig. 9 Structure stress nephogram before optimization

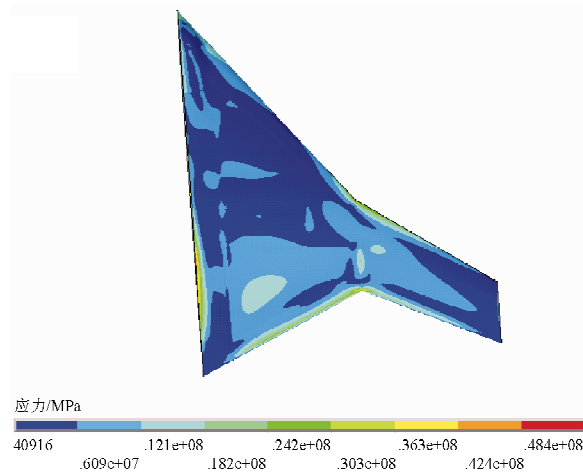


图 10 优化后飞机结构应力图

Fig. 10 Structure stress nephogram after optimization

从图 9~图 10 可以看出:无人机的应力水平相对于初步设计有了大幅提高,最大应力提高了近 18 MPa,表明材料得到了更加充分的利用,使结构效率更高;无人机的应力分布不规律,这是由无人机所选翼型和特殊的内部结构所造成的;优化前后整个升力风扇无人机均在内外翼结合处出现了应力集中,原因是该处受力较大;优化前无人机外段翼结构的应力较小,表明存在多余材料,优化后的外段翼应力水平得到了提高。

最后验证优化所得的飞机结构在垂直起飞状态下是否能够满足材料的强度和刚度要求。在垂直起降阶段,主升力风扇的支撑轴承受大部分涵道升力风扇升力的反作用力。对优化后的结构进行分析,对主升力风扇支撑轴施加一竖直方向的集中力 100 N,集中力作用下支撑结构的应力图如图 11 所示,位移图如图 12 所示。

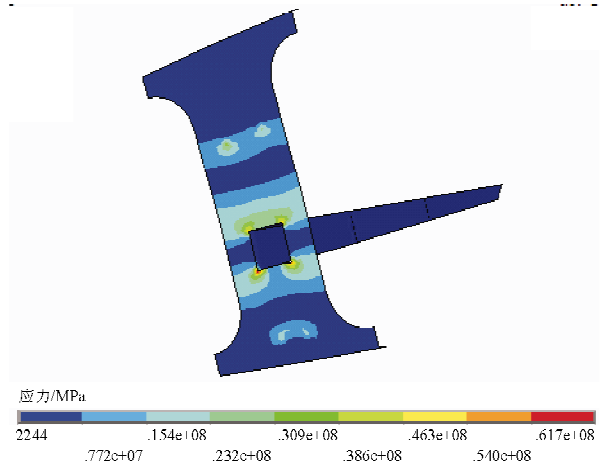


图 11 集中力下支撑结构应力图

Fig. 11 Stress nephogram of support structure under concentrated force

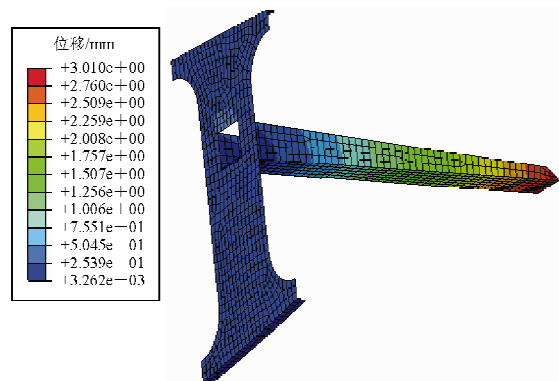


图 12 集中力下支撑结构位移图

Fig. 12 Displacement nephogram of support structure under concentrated force

从图 11~图 12 可以看出,在垂直起降阶段起飞工况下,支撑结构最大应力为 69.5 MPa,最大位移小于 3.5 mm,优化后的结构满足强度、刚度要求。

4 结 论

本文针对升力风扇无人机结构进行优化,首先利用 APDL 语言对升力风扇无人机建立 ANSYS 参数化分析程序,实现有限元模型参数化建模、加载、求解等分析过程,并通过零阶优化方法进行迭代寻优,得到结构优化设计结果。

优化后的飞机结构,其最大应力水平得到了较大提高,表明原设计存在设计裕度较大的问题,属于过强设计,优化后整个飞机材料的利用率得到了提高。通过基于 APDL 优化设计后的结构能够满足优化要求,本文所提基于 ANSYS 参数化编程语言的升力风扇无人机结构优化设计方法可作为升力风扇无人机结构优化的有效方案。

参考文献

- [1] 屈超. 碟形无人机动特性分析及结构优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
Qu Chao. Dynamic performance analysis and structural optimization of unmanned air vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [2] 李芳, 凌盛道. 工程结构优化设计发展综述[J]. 工程设计学报, 2002, 9(5): 229-236.
Li Fang, Ling Shengdao. Survey of the developing in engineering structural optimization design[J]. Journal of Engineering Design, 2002, 9(5): 229-236. (in Chinese)
- [3] 李平, 蒋丹. 基于 ANSYS 参数化语言 APDL 对折流板的分析与优化[J]. 东华大学学报: 自然科学版, 2012, 38(5): 547-551.
Li Ping, Jiang Dan. Analysis and optimization of baffles based on ANSYS parameter design language APDL [J]. Journal of Donghua University: Natural Science, 2012, 38(5): 547-551. (in Chinese)
- [4] 王伟, 杨伟, 常楠. 大展弦比飞翼结构形状、尺寸综合优化设计[J]. 强度与环境, 2007, 34(5): 49-57.
Wang Wei, Yang Wei, Chang Nan. Integrate shape/size optimization into a high aspect-ratio flying wing design[J]. Structure and Environment Engineering, 2007, 34(5): 49-57. (in Chinese)
- [5] 陈伟, 何飞, 温卫东. 基于结构参数化的有限元分析方法[J]. 机械科学与技术, 2003, 22(6): 948-950.
Chen Wei, He Fei, Wen Weidong. Finite element analysis based on structural parametric design and its application [J]. Mechanical Science and Technology, 2003, 22(6): 948-950. (in Chinese)
- [6] 桂树国. 基于 ANSYS 参数化设计语言 APDL 的产品结构优化设计[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2010(7): 91-96.
Gui Shuguo. Optimal design of product structure based on ANSYS APDL [J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2010(7): 91-96. (in Chinese)
- [7] 王富强, 芮执元, 魏兴春. 基于 APDL 语言的结构优化设计[J]. 科学技术与工程, 2006, 6(21): 3405-3408.
Wang Fuqiang, Rui Zhiyuan, Wei Xingchun. Design of structure optimization with APDL [J]. Science Technology and Engineering, 2006, 6(21): 3405-3408. (in Chinese)
- [8] 博弈创作室. APDL 参数化有限元分析技术及其应用实例 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2004.
Game studio. Parametric finite element analysis technique and its application examples of APDL [M]. Beijing: China Water & Power Press, 2004. (in Chinese)
- [9] Augustine R D, Gregory A W. Aircraft design for mission performance using nonlinear multiobjective optimization methods [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(12): 1043-1049.
- [10] 白新里. 结构优化设计 [M]. 郑州: 黄河水利出版社, 2008.
Bai Xinli. Design of structural optimization [M]. Zhengzhou: The Yellow River Water Conservancy Press, 2008. (in Chinese)
- [11] 龚曙光, 谢桂兰. ANSYS 操作命令与参数化编程 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2004: 2-15.
Gong Shuguang, Xie Guilian. ANSYS operation command and parametric programming [M]. Beijing: China Machine Press, 2004: 2-15. (in Chinese)
- [12] 王专利. 翼面结构有限元模型节点气动载荷计算 [J]. 洪都科技, 2007(1): 7-14.
Wang Zhuanli. FEM node load calculation of wing structure [J]. Hongdu Science and Technology, 2007(1): 7-14. (in Chinese)

作者简介:

张家华(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:总体设计、结构优化设计。

张 炜(1963—),男,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计与综合设计、人机与环境工程。

(编辑:马文静)