

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2023.04.055

高速无人飞行器伞吊点隔框拓扑优化设计

胡琦,陶彦瑾,韩世东,邵振宇
(航天时代飞鸿技术有限公司,北京 100094)

摘要:对于伞降回收高速无人飞行器而言,伞吊点隔框结构轻量化设计尤为重要。针对某型高速伞降回收无人飞行器采用 ANSYS Workbench 模块,并以拓扑优化变密度法为理论基础,对前伞吊点隔框进行轻量化设计;基于优化结果及实际应用需求,进行二次优化设计;通过静力实验对优化后结构承载能力进行验证。结果表明:在同载荷边界条件下,可实现某型号无人机前伞吊点隔框减质量 42%,且满足实际使用要求,为高速伞降回收无人机关键承力结构的优化设计提供了思路。

关键词:高速无人飞行器;伞降回收;伞吊点隔框;轻量化;拓扑优化

中图分类号:V279 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)04-0221-04

Topology Optimization Design of Hanging Point Bulkhead for Parachute of High-speed UAV

HU Qi, TAO Yanjin, HAN Shidong, SHAO Zhenyu

(Aerospace Times Feihong Technology Company Limited, Beijing 100094, China)

Abstract: In terms of parachuting recovery of high-speed UAV, the lightweight design of the parachute lifting point frame structure is particularly important. With topology optimization variable density method as the theoretical basis, adopts ANSYS Workbench module to carry out front parachute drop point frame lightweight design. Based on the optimization results and practical application requirements, the secondary optimization design is conducted. And static experiments are undertaken to verify the load-bearing capacity of the optimized structure. The results show that under the same load boundary conditions, the weight of the front parachute point frame of a certain type of UAV can be reduced by 42% and meet the practical requirements, which provides ideas for the optimization design of the key load-bearing structure of high-speed parachute recovery UAV.

Keywords: high-speed UAV; parachute recovery; parachute hanging point bulkhead; lightweight; topology optimization

0 引言

随着无人作战时代的来临,高速无人飞行器因其机动性能优异、环境适应性强、成本低廉、智能化程度高等优点,近年来已经成为航空领域的研究热点^[1]。无人机伞降回收具有对回收场地的要求低、操作简单等多方面的优势,相比于轮式起降无人机在野外作战优势明显,已成为一种无人机常见的回收方式^[2]。然而,无人机在回收阶段发生的故障数量占据无人机飞行任务整体故障数量的 80%,所以无人机回收技术已经成为影响无人机技术发展的决定性因素之一。对于伞降回收无人机而言,发生故障的主要原因之一是无人机在回收时期由于开伞产生的大过载,从而导致隔框变形甚至断裂。除需满足结构可靠性外,结构质量也是影响飞机性能、带载能力的关键。因此,保证高速无人飞行器的前伞吊点隔框结构强度可靠性的同时考虑结构轻量化问题,对无人机安全回收、飞机性能提升具有重要的意义。

目前,国内外对于无人机部件结构轻量化进行了一定程度的研究,拓扑优化的主要优点有以下 3 点^[3]:第一点为成本和质量优化;第二点为设计效率高;第三点为节省

材料。因此,本文采用拓扑优化的方式对前伞吊点隔框进行轻量化设计。

无人机的前伞吊点隔框轻量化设计近年来已取得初步进展,但部分研究止步于理论分析。例如李英磊等^[4]和 AAGE N 等^[5]对拓扑优化的原理及分析准确,但其文中得到的理论结果在工程应用方面具有一定的局限性。

本文的研究方向是对某型高速无人飞行器现有的前伞吊点隔框结构进行结构优化设计,在相同载荷及使用工况下进行轻量化设计,有效提高无人机的飞行性能。由于拓扑优化的优点及其在结构优化设计中的广泛应用,本文采用拓扑优化变密度法,使用 Workbench 计算材料密度和隔框有限元模型中材料的函数关系,并对拓扑优化结果进行二次优化,最后对制造出的隔框进行力学试验。本研究对无人机的飞行性能提升具有重大意义,也可为高速型号无人机其他部件的轻量化设计提供理论基础及工程经验。

1 前伞吊点隔框拓扑优化分析

1.1 拓扑优化理论分析

为了制定结构优化问题,需要引入目标函数、设计变

第一作者简介:胡琦(1986—),男,山西朔州人,高级工程师,硕士,研究方向为无人系统总体及飞行器设计,657132752@qq.com。

量和状态变量。目标函数 f 表示可以最小化或最大化的目标。设计变量 x 描述了结构的设计,代表几何形状。状态变量 y 表示结构响应,例如应力、应变或位移。以上关系如式(1)所示。

$$\begin{cases} \min f_x(x, y(x)) \\ \text{受以下条件约束} \end{cases} \begin{cases} x \text{ 上的设计约束} \\ y(x) \text{ 上的状态约束} \\ \text{均衡约束} \end{cases} \quad (1)$$

引入表示状态变量的状态函数 $g(y)$,例如在某个方向上的位移。这个状态函数可以作为优化任务的约束条件,通常公式化为 $g(y) \leq 0$ 。考虑 $g(y)$ 由位移向量 $g(u(x))$ 表示情况离散的有限元问题。为了建立状态函数,需求解式(2)的节点位移:

$$u(x) = K(x)^{-1}f(x) \quad (2)$$

式中: K 是全局刚度矩阵; f 是全局载荷向量。这意味着结构优化任务可以用嵌套公式表达,其中平衡约束由状态函数式(3)处理。

$$\begin{cases} \min f_x(x) \\ \text{受以下条件约束} \end{cases} g(u(x)) \leq 0 \quad (3)$$

式(3)通过计算 f 和 g 相对于 x 的导数来求解。 x 代表一个几何特征。在拓扑优化中,设计变量 x 代表域的连通性。

目标函数通常称为多目标优化问题:

$$\min f(f_1(x, y), f_2(x, y), \dots, f_n(x, y)) \quad (4)$$

式中 n 是目标函数的数量。目标函数可使用权重表述,权重总和为 1,可得拓扑优化的一般形式为

$$\begin{cases} f = \sum_i f_i w_i \sum_i w_i = 1 \\ \min_{\rho} F = F(u(\rho), \rho) = \int_{\Omega} f(u(\rho), \rho) dV \\ \text{受以下条件约束} G_0(\rho) = \int_{\Omega} \rho dV - V_0 \leq 0 \\ G_j(u(\rho), \rho) \leq 0, (j = 1, \dots, m) \end{cases} \quad (5)$$

式中目标函数 $F(u(\rho), \rho)$ 为获得最佳性能而被最小化的数量;材料分布作为问题变量,由每个位置的材料密度 $\rho(u)$ 来描述,用 0 或 1 表示, u 满足线性或非线性状态方程; Ω 为设计域; m 约束 $G_j(u(\rho), \rho) \leq 0$ 。

变密度法数学模型描述如下:

$$\text{Find } x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T \quad (6)$$

$$\min C(x) = U^T K U = \sum_{i=1}^n x_i^p u_i^T k_0 u_i \quad (7)$$

$$\begin{cases} V \leq V^* \\ F = K U \\ 0 \leq x_{\min} \leq 1, (i = 1, 2, \dots, n) \end{cases} \quad (8)$$

式中: x_i 是设计变量,代表每个设计单元的相对密度,在区间 0~1 之间; x_{\min} 是材料的最小单位密度; C 为柔顺度; K 为总刚度矩阵; k_0 是相对密度为 1 的单元刚度矩阵; U 是位移矢量; u_i 是材料单元的位移列向量; F 是外力矢量; V 是结构体积; V^* 是结构体积允许的最大值。

本文采用 ANSYS Workbench 模块实现拓扑优化,拓扑优化函数为多工况下的结构柔顺度,即函数 C ,为本次优化计算的目标函数;约束函数为结构的总体积,将体积的去除量设定为 60%;按照 ANSYS 的拓扑优化的原则要

求,选定优化准则 SIMP 方法,并将优化迭代的收敛公差设为 0.0001,优化迭代次数设为 50 次。

1.2 分析过程

本文对某型高速无人飞行器前伞吊点隔框进行拓扑优化,过程如图 1 所示。首先对初始隔框进行力学分析和强度校核;之后进行拓扑优化设计,通过迭代运算得出优化结果模型;最后在后处理阶段进行二次建模及强度校核,得出可应用于工程的结果。

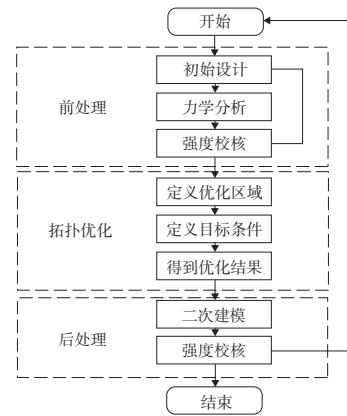


图 1 隔框拓扑优化流程图

1) 前处理阶段

前伞吊点隔框优化前结构几何参数如图 2 所示,力学模型如图 3 所示。隔框的基本要求为在无人机伞降期间承受降落伞对机体的过载,在保证自身不损伤、变形量小的前提下将开伞载荷传递至机身承力结构,保障飞机顺利降落。在飞行期间的最大载荷状态出现在伞降回收剖面,即单一前伞吊点的最大过载为 6g,受力方向与机身呈水平夹角 20°,此时隔框受前伞吊点拉力和机身蒙皮及承力结构对其的约束力。隔框材料为 7075-T651 铝合金,质量为 10.9kg。根据相应工况载荷条件计算强度,有限元模型中采用 4 种连接方式:共节点连接、cbush 单元连接、c weld 单元连接、beam 单元连接。结构安全系数取 1.5。计算在飞机开伞角 20°的载荷工况下的隔框结构强度。

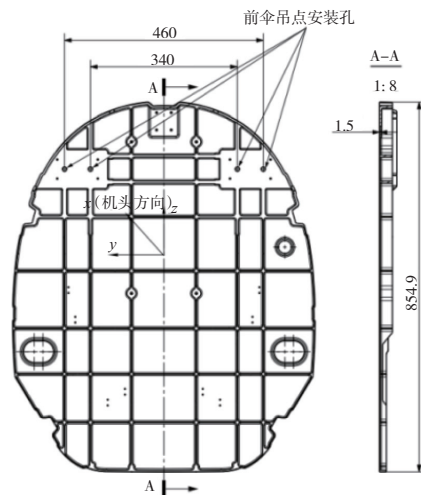


图 2 优化前前伞吊点隔框几何参数图

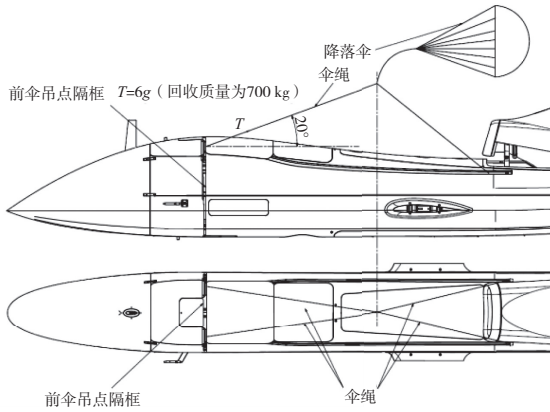


图3 伞降回收剖面及开伞瞬间最大载荷状态

开伞角 20° 、 $6g$ 过载前伞点工况约束位置为框周圈, 约束自由度为 x 、 y 、 z 3 个方向的自由度, 在伞点处施加 20° 伞绳过载。伞点最大应力 479.7 MPa , 如图 4 所示。

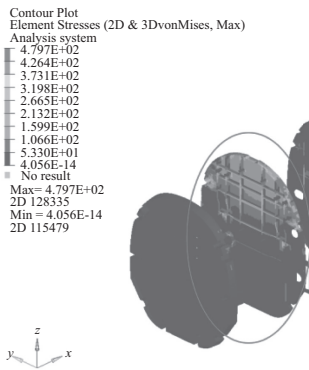


图4 开伞角 20° 开伞点应力云图

7075-T651 铝合金应力许用值 490 MPa 。根据结果得知铝合金前伞吊点隔框在工况下满足许用应力 490 MPa 。原隔框结构仿真虽然满足应力要求, 但结构质量过大, 需进行轻量化设计。

2) 拓扑优化阶段

对上述框板进行拓扑优化, 载荷输入边界条件同上。采用 Workbench 拓扑优化模块分析。本文选取 60% 质量, 其余约束条件保持不变, 选用多次自动迭代法计算。

优化演化过程如图 5 所示, 其中红色区域为材料可去除区, 灰色区域为保留区 (本刊黑白印刷, 相关疑问请咨询作者)。去除材料 3.84 kg , 剩余 7.06 kg 。拓扑优化后前伞吊点隔框质量仅为优化前质量的 64.78% 。

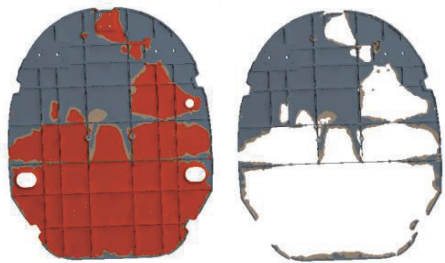


图5 拓扑优化计算结果

对优化结果分析可得出隔框载荷位置及载荷大小对优化后结构的材料分布影响很大。隔框结构中下部应力较小, 故材料去掉较多; 而隔框结构上部伞吊点位置承载大, 故材料保留较多。

3) 后处理阶段

由于拓扑优化出的结构不可直接应用于工程, 必须进行二次优化设计, 考虑到飞机的实际使用情况及设备安装情况, 最终伞吊点隔框如图 6 所示。

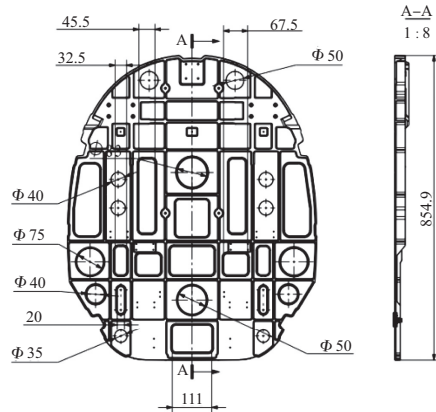


图6 二次优化后前伞吊点隔框几何参数图

接下来针对二次优化后的模型进行强度计算, 施加边界条件与优化前相同。计算结果见图 7。前伞点 20° 方向开伞工况下金属框最大应力 441.5 MPa 。

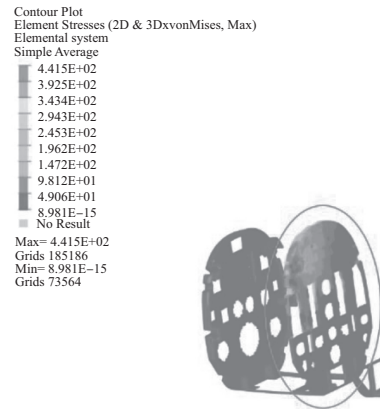


图7 开伞角 20° 二次优化后隔框应力云图

经计算, 最终结构质量为 6.32 kg 相比初始结构有效减质量 4.58 kg , 最终优化后隔框质量为初始设计质量的 58% , 减质量效果明显。为验证优化后隔框能够满足无人机回收开伞阶段强度要求, 进行静力试验。

2 优化后前伞吊点隔框静力试验

2.1 试验条件及准备

前吊点最大载荷按机体 700 kg , 最大过载 $6g$, 单一伞吊点试验载荷 42 kN , 载荷方向飞行器轴向方向夹角为 20° 条件施加。

试验台架的基本物理模型如图 8(a) 所示,通过作动筒及其液压源施加试验载荷。应变测量位置为前伞吊带安装孔四周,共计 4 个测点,位置如图 8(b) 所示。每个测

点均测量纵横两个方向的应变,其中平行于 y 方向的为 0° ,平行于 z 方向为 90° 。应变片测量信号由信号线连接至集成电路箱进行传输。

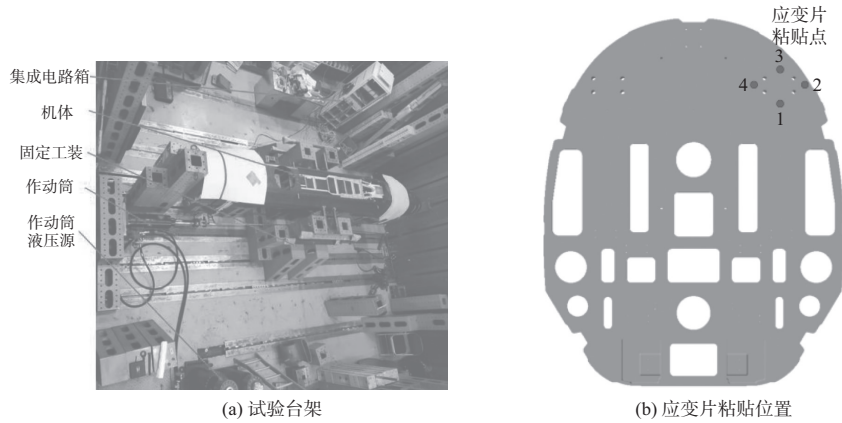


图 8 试验台架物理模型

2.2 边界约束及加载结果

前伞吊点隔框连同无人机倒置固定于试验工装上,将伞带穿过滑轮,调节载荷施加角度为 20° ,伞带的一端连接作动筒,如图 9(a)—图 9(b) 所示,另一端连接前伞吊

点,前伞吊点通过 4 根 M10 螺栓连接隔框,如图 9(c) 所示。通过作动筒加载所需的载荷,经伞带将载荷传递至隔框,利用滑轮工装保证施加载荷力 T 的大小与方向 20° 的准确性,使试验工况与伞降工况一致。

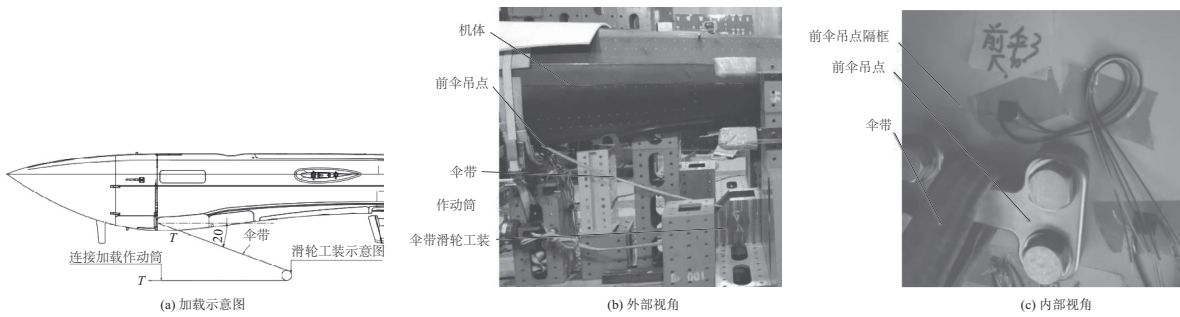


图 9 前伞吊点隔框加载图

机身右侧前伞吊点垂直向上工况静力试验 100% 载荷 (42 kN) 加载时间-应变曲线如图 10 所示,最大应变为 $1\ 581\ \mu\epsilon$,且框板未产生损伤。

降回收载荷为边界条件展开拓扑优化,并基于拓扑优化结果进行二次优化,得出可应用于工程的前伞吊点隔框结构。结论显示拓扑优化后的隔框结构为初始设计质量的 58%。同时通过静力试验验证优化后的隔框性能,且本结构已应用于工程,成功解决了某型高速无人飞行器前伞吊点隔框轻量化设计问题,满足现代高速无人飞行器作战需求。

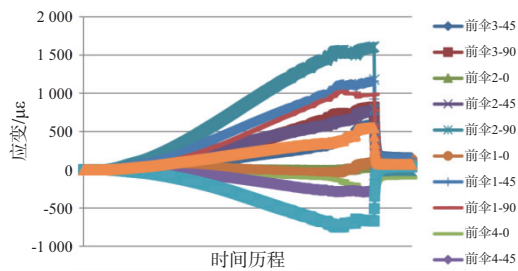


图 10 前伞吊点工况静力试验 100% 载荷应变曲线

参考文献:

- [1] 李大鹏,刘巍. 以无人系统为主要作战单元的智能化作战[J]. 军事文摘,2021(19):21-26.
- [2] 李光超,马晓平. 无人机伞降回收运动分析[J]. 飞行力学,2007,25(4):25-28.
- [3] 刘宏亮,祝雪峰,杨迪雄. 基于等几何分析的结构优化设计研究进展[J]. 固体力学学报,2018,39(3):248-267.
- [4] 李英磊,曹宗杰. 基于变密度法的某飞机隔框结构拓扑优化[J]. 计算机应用,2018,38(S1):232-235.
- [5] AAGE N, ANDREASSEN E, LAZAROV B S, et al. Giga-voxel computational morphogenesis for structural design[J]. Nature, 2017,550(7674):84-86.

3 结语

本文以伞降回收式高速无人飞行器为平台,应用拓扑优化变密度法技术展开结构优化设计,进行某型高速无人飞行器前伞吊点隔框拓扑优化分析。本文以某型无人机伞

收稿日期:2021-11-29