

一种高速无人飞行器伞吊点优化设计

胡琦,张善之,李欣,韩世东
(航天时代飞鸿技术有限公司,北京 100094)

摘要:高速无人飞行器伞吊点结构承载能力需满足较高要求。基于传统固定翼无人飞行器的伞吊点结构,设计一种新型工字型伞吊点结构,并基于有限元仿真平台将其与传统伞吊点结构进行静力学仿真对比,结合试验数据验证了工字型伞吊点结构的可靠性。

关键词:固定翼无人机;伞降回收;伞吊点;应力集中;优化设计

中图分类号:V279 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)02-0142-03

Optimal Design of a High-speed Unmanned Aerial Vehicle Umbrella Lifting Point

HU Qi, ZHANG Shanzhi, LI Xin, HAN Shidong

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

Abstract: To meet the high requirements of bearing capacity of the parachute suspension point structure of high-speed unmanned aerial vehicle, based on the umbrella lifting point structure of traditional fixed wing UAV, a new I-shaped umbrella lifting point structure is designed, with which the traditional umbrella lifting point structure is compared based on the finite element simulation platform, and whose reliability is verified by combining with the test data.

Keywords: fixed wing UAV; parachute recovery; umbrella lifting point; stress concentration; optimal design

0 引言

随着无人作战时代的来临,无人飞行器由于具有安全性、高效性等优点已成为航空领域的研究热点^[1-2]。然而,无人飞行器在回收阶段出现故障的情况占总飞行故障情况的80%^[3],如何保证高速无人飞行器在执行任务后可以安全着陆以便再次利用成为当前高速无人飞行器领域中的难点。伞降回收由于具有成本低、准备周期短、技术要求低、对地形无要求等多方面的优势,已成为无人飞行器一种最常见的回收方式^[4]。

伞降回收产生故障的问题之一是伞吊点断裂。无人飞行器减速产生的开伞过载,最高可达10g,且极易在无人飞行器降落时出现,导致伞吊点变形断裂。对于具有较高降落速度的无人飞行器而言,此问题更加严峻。因此,保证高速无人飞行器的前后伞点结构强度的可靠性,对其安全回收具有重要的意义。

现国内外对无人机伞吊点的结构进行了一定程度的研究。张栋^[5]提出了一种双耳式伞绳吊点结构,结合仿真和试验结果验证了吊点结构的可靠性并得出结论:在吊点销轴上安装轴套可以有效地增强吊点刚度;华晓波^[6]对不同销轴直径的双耳板伞吊点进行了研究,得出了直径是影响吊点应力水平的重要原因之一,直径越大,吊点所承受的应力水平越小。外国学者方面,LU K等^[7]采用拟柔性单元对伞降过程中包括伞吊点的降落伞进行计算。上述研究对双耳式伞吊点新型结构的改进提供了一种合理思路,但双耳式伞吊点占用伞舱体积较大,且因降落开

伞时产生的较高过载,使得传统伞吊点易出现销轴两侧因应力集中导致拉断的情况。

因此,为保证高速无人飞行器伞降回收的安全性,本文以孔周应力集中理论为基础,提出一种新型的工字型伞吊点,将其与传统结构伞吊点进行静力仿真对比,结合静力试验结果验证了新型结构的可靠性,对高速无人飞行器行业的工程实践具有较大意义。

1 孔周应力集中影响因素

对于传统双耳型伞吊点结构,其承力方式为:伞吊点承受开伞后伞带的过载力,并将力传递至两侧伞柄,伞柄通过螺栓与机身框连接传力。伞吊点的主要承力部分集中在两侧伞柄的开口附近,对于金属材料,这种开口承力会导致孔周出现不可避免的较大应力集中,进而产生塑性变形,使孔的刚度、强度发生退化。而孔周应力集中的最大应力越小,发生塑性变形的范围越小^[8]。

当分析通过销、轴等穿力的耳片结构部件工程问题时,假定耳片是矩形,对孔边应力的分析可以参考式(1)、式(2)^[9]。

$$\sigma_{\text{名义}} = P / [(D - 2r)h] \quad (1)$$

式中: $\sigma_{\text{名义}}$ 表示名义平均应力; P 表示销轴拉力; D 表示耳片宽度; r 表示孔的半径; h 表示耳片厚度。

$$k = \sigma_{\text{max}} / \sigma_{\text{名义}} \quad (2)$$

式中: k 表示应力集中系数,数值越大表示应力集中的程度越大; σ_{max} 表示最大应力。参考试验结果^[9]最大周向应力发生在孔周与拉力呈90°的边缘附近,最大径向应力发

生在孔周与拉力呈 0° 的边缘附近,由此可得式(3)。

$$k_{\theta, \max} = C_i e^{2r/D} = -\frac{\sigma_{\theta, \max}}{P/2^h} \quad (3)$$

式中: θ 表示孔周边缘与拉力所呈的角度; $P/2^h$ 表示销、轴上的平均压应力; 参数 C_i 与 $2r/D$ 呈负相关。由式(3)可见, $2r/D$ 对应力集中系数有很大的影响,在不改变孔径 r 的前提下,增大接触面积是减小应力集中的有效手段。故本文提出一种工字型伞吊点来增加孔周的接触面积,以期达到降低吊点附近孔周应力集中的情况。

2 无人飞行器伞吊点

2.1 传统双耳式伞吊点

传统伞吊点结构由销轴支架、销轴和连接螺栓组成,伞带在销轴上系紧,支架与机身框板用螺栓连接,将开伞时的瞬时过载传递到机身框板上,如图1所示。



图1 双耳式伞吊点实物图

参考文献[6]选取销轴直径为22 mm的双耳式伞吊点结构进行建模,并使用仿真软件对其进行有限元前处理。销轴与销轴底座相交部分施加接触约束,边界条件为销轴底座后缘与框板连接处施加全约束,在销轴上施加与框板方向呈 20° 的 $3g$ 过载,过载质量取机体质量650 kg,详见图2。

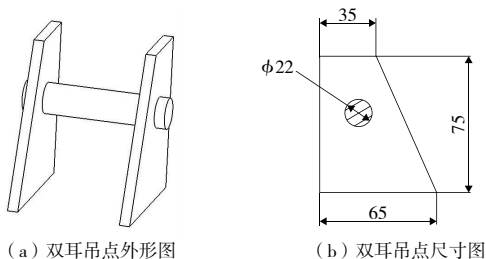


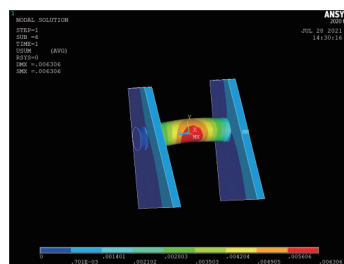
图2 双耳伞吊点模型尺寸图

使用ANSYS仿真平台对伞吊点进行非线性接触计算,计算后结果如图3所示。对于双耳伞吊点来说,其最大位移变形处位于伞带所在的接触点和两侧与底座接触的开孔附近,尤其在底座的开孔处。由于受到销轴传递的不均匀过载剪力,销轴两端连同开孔均有较大的应变,结构存在因应力集中导致快速进入塑性变形阶段的隐患。

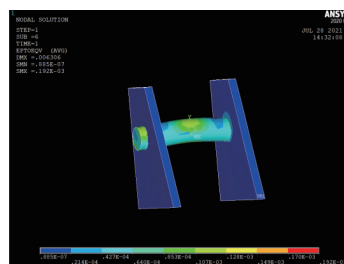
2.2 工字型伞吊点

由2.1节可见,传统双耳式伞吊点结构的明显问题是

销轴孔边应力较为集中,在低载荷情况下发生塑性变形,导致吊点支座的整体刚度下降,故本文针对高速无人飞行器,提出如图4所示的工字型伞吊点结构,将系伞销轴改为双柄梁,进而提高整体刚度。



(a) 仿真位移图



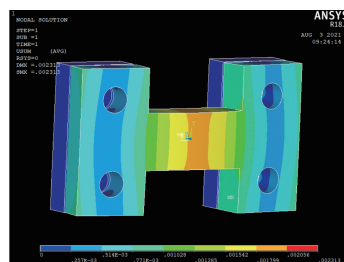
(b) 仿真应变图

图3 双耳吊点仿真结果图

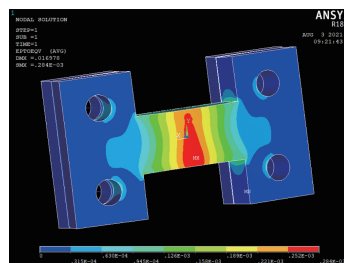


图4 工字型伞吊点实物图

选取同等边界条件,利用Hypermesh对模型进行前处理,在伞点施加与机身水平方向呈 20° 的 $3g$ 过载,过载质量取机体质量650 kg,并进行仿真计算。结果如图5所示。



(a) 仿真位移图



(b) 仿真应变图

图5 工字型伞吊点有限元模型

由图5可见,改进后的伞吊点结构最大位移远小于传统伞吊点最大位移,最大应变与传统吊点相近,且孔周应变极小,未出现较强的应力集中情况,证明工字型伞吊点结构可以有效地降低孔周应力集中情况。

3 工字型伞吊点模型试验验证

3.1 后伞吊点静力试验流程

为了验证高速无人飞行器的工字型伞吊点结构的可靠性,选取30CrMnSi合金材料制作伞吊点,并针对固定翼高速无人飞行器进行后伞点静力过载试验。

试验过程如下:将无人飞行器通过试验工装倒置固定,以机身框板所在位置为主要支撑点,保持无人飞行器水平安放。伞绳分别与前、后吊点连接,通过伞绳分别给前、后吊点按载荷谱施加载荷,后伞点的加载方向与框板竖直方向为 20° ,载荷谱如图6所示。

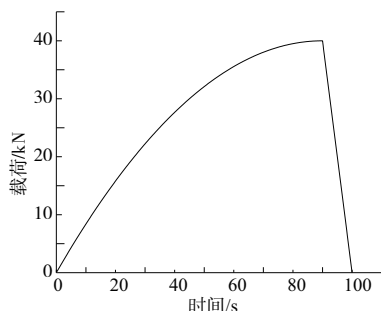


图6 静力试验载荷谱

试验过程中载荷力的峰值由开伞过载、机身质量和安全系数等参数确定,如式(4)所示。试验选取载荷峰值为 $3g$ 机体质量过载,机体质量取 650 kg ,安全系数取 1.5 。

$$F_{\max} = a \cdot m \cdot G \quad (4)$$

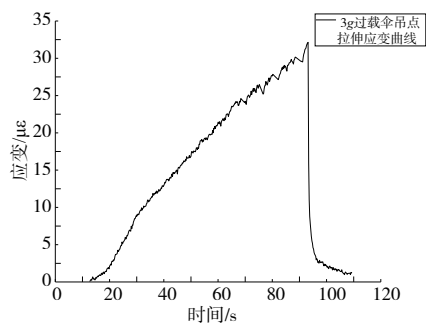


图8 拉伸应变试验结果

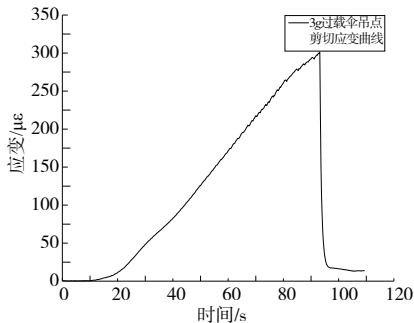


图9 剪切应变试验结果

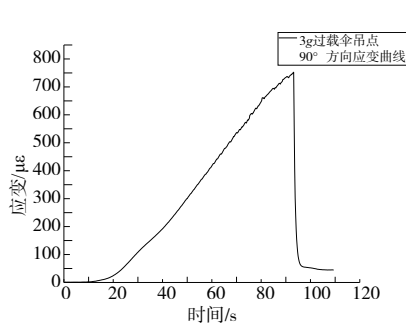
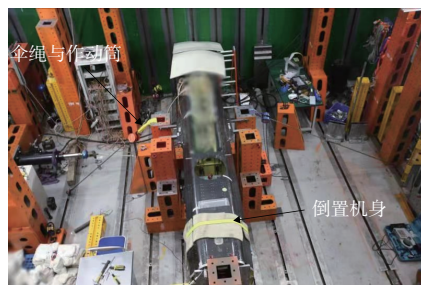


图10 90° 方向应变试验结果

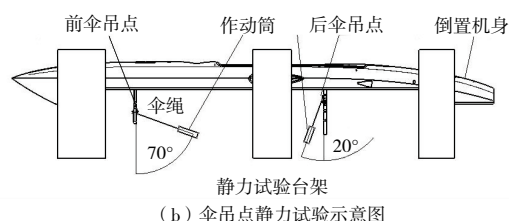
4 结语

本文基于应力集中系数理论,针对固定翼高速无人飞行器传统双耳式伞吊点结构应力集中的问题,提出了一种新型的工字型伞吊点结构,基于有限元平台对两种结构的

式中: $F_{\max}$ 为最大过载力; a 为安全系数; m 为机体质量; G 为过载水平。由图5、式(4)可知试验施加的最大过载力为 21 kN 。试验过程中通过应变片采集伞吊点的应变值,以垂直机身水平面方向为 x 方向。试验现场见图7。



(a) 伞吊点试验实物图



(b) 伞吊点静力试验示意图

图7 静力试验工装

3.2 工字型后伞吊点试验结果

试验后对试验测得的应变进行分析,可得图8—图10拉伸、剪切、 90° 方向的应变随加载时间的变化情况。

由图8—图10可见,除去最后 10 s 的卸载阶段,整体应变呈线性,证明伞吊点并未发生屈服现象。试验测得的应变值与上文中仿真预测的应变接近,最大误差小于 0.1×10^{-3} ,验证了仿真的准确性。

伞吊点进行静力学仿真,并结合试验数据对工字型伞吊点结构的强度进行验证。结果表明该工字型伞吊点结构能够解决伞点底座附近的孔周应力集中问题,能很大程度上改善伞吊点的塑性变形,对高速无人飞行器行业的工程实践具有较大意义,现已应用于高速无人飞行器。

(下转第148页)

初始态势为双方均势。 A 点和 A^* 点为我方和敌方的初始位置, A^*B^* 段敌机向我机靠近, AB 段我机保证高度优势,同时改变角度,远离敌机; B 点和 B^* 点双方雷达探测到对方无人机, B^*C^* 段敌机远离我机,增加自身高度和角度优势, BC 段我机预测敌机会逃离,选择向下俯冲,同时准备导弹锁定敌机; C 点我机导弹锁定敌机,空战结束。

4 结语

针对复杂空战环境,本文提出一种无人机机动博弈模型。该模型中分割空战时间域,确定机动控制变量,计算敌我双方无人机的态势值,获得机动博弈支付矩阵,采用量子粒子群优化算法求解敌我双方机动博弈的混合策略纳什均衡,获得机动决策结果。该模型还可以应用于其他信息技术类的博弈、自动化控制、机械制造等领域,具有较好的适用性。

参考文献:

- [1] 傅莉,谢福怀,孟光磊,等. 基于滚动时域的无人机空战决策专家系统[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(11):1994-1999.
- [2] 吴虎胜,张凤鸣,吴庐山. 一种新的群体智能算法——狼群算法[J]. 系统工程与电子技术,2013,35(11):2430-2438.
- [3] 刘正敏,昂亮,姜长生,等. 多级影响图在无人机群协同空战机动决策中的应用[J]. 电光与控制,2010,17(10):10-13,78.
- [4] 陈志伟. 无人机空战攻防一体化自主攻击决策研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- [5] ZHA W Z, CHEN J, PENG Z H. Dynamic multi-team

antagonistic games model with incomplete information and its application to multi-UAV[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica,2015,2(1):74-84.

- [6] ZENGIN U, DOGAN A. Cooperative target pursuit by multiple UAVs in an adversarial environment[J]. Robotics and Autonomous Systems,2011,59(12):1049-1059.
- [7] 邓可,彭宣淇,周德云. 基于矩阵对策与遗传算法的无人机空战决策[J]. 火力与指挥控制,2019,44(12):61-66,71.
- [8] XU G Y, LI P, ZHOU B. Solving the problem of UAV air combat game based on differential variational inequality and D-gap function[J]. Advanced Materials Research,2014,1042:172-177.
- [9] SUN C H, DUAN H B. Markov decision evolutionary game theoretic learning for cooperative sensing of unmanned aerial vehicles[J]. Science China Technological Sciences, 2015, 58(8):1392-1400.
- [10] 李世豪,丁勇,高振龙. 基于直觉模糊博弈的无人机空战机动决策[J]. 系统工程与电子技术,2019,41(5):1063-1070.
- [11] 陈侠,刘敏,胡永新. 基于不确定信息的无人机攻防博弈策略研究[J]. 兵工学报,2012,33(12):1510-1515.
- [12] 赵明明,李彬,王敏立. 多无人机超视距空战博弈策略研究[J]. 电光与控制,2015,22(4):41-45.
- [13] 孙楚,赵辉,王骁飞,等. 区间数决策在无人机攻防博弈中的应用[J]. 计算机工程与应用,2017,53(15):170-175,180.
- [14] 傅莉,谢福怀,孟光磊,等. 基于滚动时域的无人机空战决策专家系统[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(11):1994-1999.
- [15] 付昭旺,李战武,强晓明,等. 基于滚动时域控制的战斗机空战机动决策[J]. 电光与控制,2013,20(3):20-24,29.

收稿日期:2021-11-02

(上接第144页)

参考文献:

- [1] 张晓木,王克选,陈刚,等. 某型无人机腹鳍连接结构设计与分析[J]. 机械制造与自动化,2021,50(4):204-207.
- [2] WU H, WANG Z P, ZHOU Z, et al. Establishment and simulation of twelve-degree-of-freedom model for UAV parachute recovery system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020,38(1):68-74.
- [3] 孙晓娟. 无人机伞降回收技术[C]//中国无人机大会论文集. 北京:中国航空学会,2006.
- [4] WANG R, WANG Z P, JIA J Y, et al. Research on dynamics behaviours of small UAV parachute recovery system[J]. International Journal of Mechatronics and Automation, 2020, 7(3):156.

- [5] 张栋. 某型无人机伞降系统的设计与优化[D]. 南昌:南昌航空大学,2015.
- [6] 华晓波. 无人机发射和回收系统结构的力学分析和试验[D]. 杭州:浙江大学,2010.
- [7] LU K, LEONARD J W, ACCORSI M L, et al. Pseudo-flexural elements for parachute simulation[J]. Computers & Structures, 2000,78(1/2/3):257-269.
- [8] 刘旭红,黄西成,陈裕泽,等. 强动载荷下金属材料塑性变形本构模型评述[J]. 力学进展,2007,37(3):361-374.
- [9] 大连工学院数理力学系光测组. 关于通过销(铆)钉传递拉力的单孔耳片的应力集中系数和孔周应力分布的近似计算公式[J]. 大连工学院学报,1977,17(4):85-90.

收稿日期:2021-10-26