

# 光电吊舱挂飞强度计算研究



高腾龙<sup>1,\*</sup>,唐宁<sup>1</sup>,苏秀中<sup>2</sup>

1.中国飞行试验研究院,陕西 西安 710089

2.西北工业大学,陕西 西安 710072

**摘要:**光电吊舱常安装于飞机腹部或机翼下方,用于开展导航和搜索瞄准等工作。针对某型光电吊舱,通过有限元软件建立其高精度复杂模型并施加等同于真实飞行环境下的载荷条件及边界条件,选取临近飞行包线的严重挂飞工况对吊舱整体及关键承力部位进行应力应变分析,并对主承力部件进行强度校核。计算结果表明,吊舱整体在惯性载荷和气动载荷共同作用下结构传力合理,关键部件的剩余强度系数均大于1.5倍的安全系数,能够满足强度要求。

**关键词:**吊舱;有限元分析;惯性载荷;气动载荷;强度校核

中图分类号: V243

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.04.006

近年来,随着国内航空航天、国防工业领域的不断发展,诸多新型武器装备开始投入预研和型号试制工作。机载电子吊舱作为空中平台可以携带不同功能的电子设备,以实现作战、侦察、电子干扰等目的,光电吊舱就是其中一种<sup>[1-2]</sup>。

光电吊舱常安装于飞机腹部或者机翼的下方,用来开展导航和搜索瞄准等工作<sup>[3-4]</sup>。光电吊舱在挂飞使用阶段,面临着与飞机相同的外部环境,尤其在飞机进行大幅度机动时,吊舱承受着较大的气动载荷和惯性载荷,因此吊舱结构必须具备足够的强度以保证飞机的飞行安全和电子设备的正常使用。

吊舱的强度验证通常经过强度计算和静力试验完成,选取临近飞行包线的严重飞行工况对吊舱强度进行计算并形成静力试验的输入载荷,进一步通过地面静力试验对吊舱强度进行验证,飞行试验过程中一般选取部分风险较小工况对吊舱进行挂飞验证。强度计算的结果对静力试验和后续的飞行试验都具有重要的参考价值<sup>[5]</sup>。通常对于复杂的吊舱结构,为减少计算量,使用一维梁杆单元对加强筋条进行简化<sup>[6]</sup>,同时为保证计算结果的准确度,需要模拟吊舱与严重飞行工况相同的气动载荷、惯性载荷以及约束等边界条件<sup>[7]</sup>。

本文针对某型光电吊舱结构,采用CATIA和Hypermesh软件建立吊舱高精度的有限元模型,通过ABAQUS对模型施加与严重工况中等效的载荷和边界条件,对吊舱模型进

行计算分析,得到结构整体的应力应变分布和关键承力部件的强度特性。

## 1 吊舱简介

光电吊舱整体结构如图1所示。主体结构可以分为头舱、电子舱和尾舱三部分,头舱与电子舱通过高强度螺栓连接,尾舱与电子舱用钢结构卡环连接。电子舱舱体上方布置有两对标准的双吊耳结构,吊耳构型及尺寸符合GJB1C规定<sup>[8]</sup>。本文使用挂距较小的双吊耳进行强度计算。

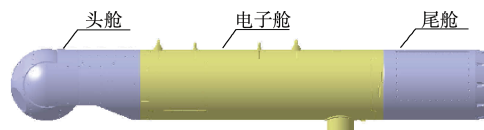


图1 吊舱总体结构

Fig.1 Overall structure of the pod

吊舱结构的主要材料包括蓝宝石、钛合金TC4、7050-T7451铝合金以及30CrMnSiA。具体的材料属性及分布情况见表1和图2,其中 $\rho$ 为材料密度。

## 2 有限元模型建立

对吊舱结构模型进行适当的简化,在ABAQUS软件中建立吊舱整体的有限元模型。通过添加约束、接触命令等效各组件间的连接情况,施加载荷边界条件模拟吊舱在飞

收稿日期: 2020-01-15; 退修日期: 2020-02-13; 录用日期: 2020-03-15

\*通信作者. Tel.: 029-86830410 E-mail: gao.tl@foxmail.com

引用格式: Gao Tenglong, Tang Ning, Su Xiuzhong. Structure strength simulation of airborne photoelectric pods[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(04): 37-41. 高腾龙,唐宁,苏秀中. 光电吊舱挂飞强度计算研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(04): 37-41.

表1 吊舱结构材料及分布

Table 1 Material and distribution of the pod structure

材料	$\rho/(t/m^3)$	材料分布	图2位置
蓝宝石	2.50	窗口玻璃	1
钛合金 TC4	4.44	头舱安装法兰	5
30CrMnSiA	7.75	卡环、吊耳及衬套	2,3,4
7050-T7451	2.82	其余所有结构	其他

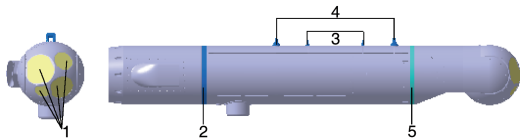


图2 吊舱材料分布

Fig.2 Material distribution of the pod

行中所受的气动载荷和惯性载荷。模型的总体坐标系以头舱前罩顶点为原点,  $Y$ 轴沿逆航向为正,  $Z$ 轴垂直向上为正方向,  $X$ 轴符合右手坐标系。

### 2.1 模型简化

吊舱通过电子舱上方的吊耳与防止摆动器结构与飞机挂架连接, 主承力结构主要为电子舱的上下大梁及4个横框, 前后两侧的横框分别与头舱和尾舱相连接, 上下大梁及横框模型如图3所示。

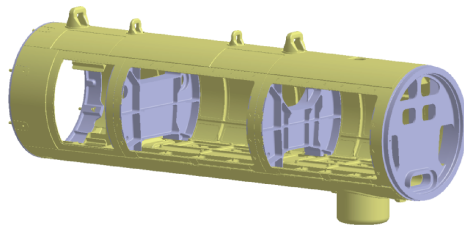


图3 吊舱主承力结构

Fig.3 Key bearing structure of pod

考虑到吊舱部件的结构及受力特性, 除吊耳结构模型为实体单元, 其余包括吊舱大梁、壁板等外蒙皮及横框腹板结构均简化为壳单元。为保证模型精度, 梁及腹板等结构的筋条厚度根据 CATIA 数模测量得到, 并将该属性赋予对应位置的壳单元。吊舱中的电子设备等效为质量点, 通过 MPC 约束与设备地板进行连接。小型电子元器件、环控管路及部分线缆等为非主承力结构, 结构重量(质量)占比很小, 因此在建模过程中不予考虑。

表2给出了吊舱主要部件的航向质心坐标以及相应有限元模型的航向质心情况。可以看到, 设计质心与模型质心能够较好地吻合, 进一步验证了有限元模型简化的合理性。另外, 吊舱的法向质心和侧向质心均位于吊舱中轴线

处, 因此不再进行讨论。

表2 模型部件质心航向坐标与设计数值对比

Table 2 Centroid coordinates of model and design

名称	设计质心/m	有限元模型质心/m
头舱	4.62	4.76
电子舱舱体	13.8	14.0
尾舱	23.6	23.8
电子设备	15.7	15.7

### 2.2 边界条件

吊舱通过吊耳和防止摆动器与飞机挂架相连, 吊耳与挂架挂钩的连接形式如图4所示。在有限元模型中通过壳单元建立挂钩的简化模型, 添加吊耳与挂钩的接触定义, 用来模型吊耳及挂钩处的受力情况。

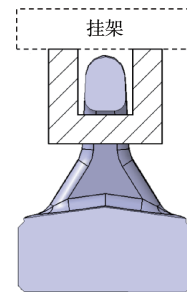


图4 吊耳/挂钩连接示意图

Fig.4 Schematic diagram of lifting ear/hook

防止摆动器通过其顶杆结构连接飞机的挂架与吊舱上蒙皮部分, 用于抑制吊舱的侧向摆动趋势, 其连接示意图如图5所示。在有限元模型中定义防止摆动器与吊舱区域的接触形式, 并在防止摆动器上施加 500N 预紧力模拟吊舱接触区域的真实受力情况。

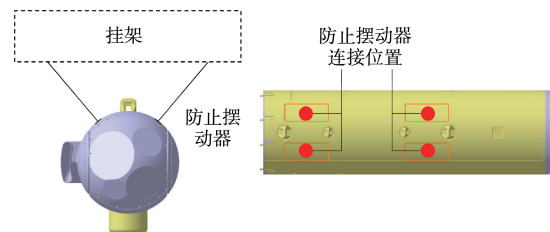


图5 防止摆动器连接示意图

Fig.5 Schematic diagram of anti-oscillator

### 2.3 载荷条件

考虑到光电吊舱的通用性, 选取某型战斗机作为吊舱的挂飞平台。本文选取两种较为严重的组合工况, 综合其惯性载荷及气动载荷对吊舱进行计算分析, 工况的高度、速度和过载见表3。其中, 由于马赫数一定时飞机飞行高度越

低其航向动压越大,吊舱的受载情况则更为严重,因此本文选取了高度为0的低空组合工况作为有限元强度计算中的工况1。

表3 吊舱组合工况

Table 3 Combination conditions of the pod

工况	高度/km	马赫数	法向过载 $n_z$	侧向过载 $n_x$
1	0	0.9	7	1.5
2	5	1.2	5	1

采用ANSYS ICEM CFD软件建立飞机、吊舱及其周围空间的网格模型,对吊舱在两种严重组合工况下的气动载荷进行计算<sup>[9-10]</sup>。在保持总载荷和总压心不变的条件下,通过节点载荷转换的方法将计算结果等效到有限元模型节点上<sup>[11]</sup>。其公式如下:

$$P_j L_j^3 = \lambda + \lambda_x x_j + \lambda_z z_j \quad (j = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (1)$$

式中: $j$ 为有限元节点编号, $P_j$ 和 $L_j$ 分别为有限元节点分配载荷及距气动节点的距离, $x_j$ 和 $z_j$ 则为两者之间距离在相应坐标轴的分量。 $\lambda$ 、 $\lambda_x$ 和 $\lambda_z$ 均为Lagrange乘子,可由式(2)计算得出, $P$ 为气动节点载荷值。

$$\begin{bmatrix} \sum_{j=1}^n L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n x_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n z_j L_j^{-3} \\ \sum_{j=1}^n x_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n x_j^2 L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n x_j z_j L_j^{-3} \\ \sum_{j=1}^n z_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n x_j z_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n z_j^2 L_j^{-3} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \lambda \\ \lambda_x \\ \lambda_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

吊舱结构的惯性载荷通过添加重力载荷的方式施加,调整各部件的重力加速度数值添加与设计模型等效的惯性载荷。等效重力加速度弥补了部分结构件简化导致的质量变化,加之模型质心同设计模型差异很小,因此能够保证惯性载荷施加的精度。

### 3 计算结果分析

在严重载荷工况下对吊舱开展有限元分析计算,计算结果包括各结构件上的应力应变及位移等内容,并根据计算结果,对吊舱的主承力部件进行强度校核。

#### 3.1 吊舱整体分析

吊舱整体结构在两种工况下的应力云图和位移云图分别如图6和图7所示。从图中可以看到,在工况1中由于具有更大的纵向和侧向过载,吊舱的最大等效应力和最大位移均高于工况2中数值。另外,两工况中的应力云图趋势相似,吊舱结构中的较大应力区域出现在上大梁吊耳附近、侧壁板及横框处。

#### 3.2 强度校核

飞机在飞行机动过程中,惯性载荷主要由飞机挂架经

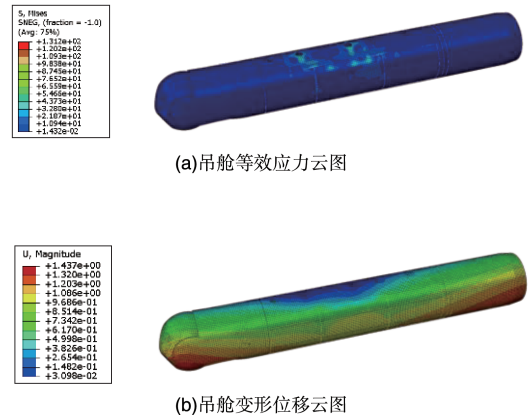


图6 工况1下吊舱计算结果

Fig.6 Simulation results under condition 1

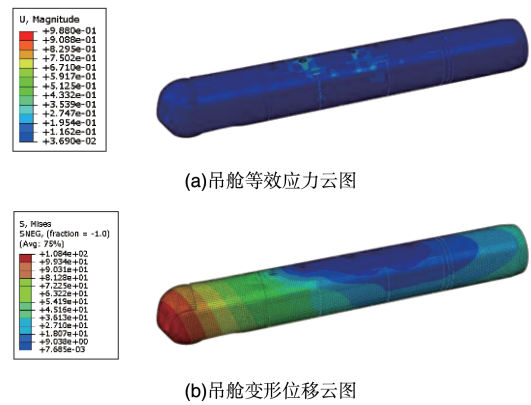


图7 工况2下吊舱计算结果

Fig.7 Simulation results under condition 2

吊耳和防止摆动器传递给吊舱结构。在吊舱内部的应力传递过程中,上大梁、侧壁板和横框起主承力作用,平衡气动载荷及飞机挂架传递的载荷。通过对比两工况下的各部件的最大等效应力,发现工况1中各部件应力水平均高于工况2,因此通过工况1的计算结果对吊舱主承力部件进行强度校核。

图8显示了工况1下上大梁的应力云图。可以看到上大梁的最大等效应力 $\sigma_{\max}$ 为131.2MPa,为吊舱整体结构中的最大等效应力。由表1可知,上大梁结构材料为7050-T7451铝合金,其屈服强度 $\sigma_{0.2}$ 为441MPa,通过式(3)对上大梁剩余强度系数 $\eta$ 进行计算<sup>[12]</sup>,为3.36。

$$\eta = \frac{\sigma_{0.2}}{\sigma_{\max}} \quad (3)$$

图8分别给出了侧壁板和横框中等等效应力最大的部分,其中侧壁板最大等效应力为65.4MPa,横框最大等效应力为81.1MPa。通过式(3)分别对两者的剩余强度系数进行计算,分别为6.74和5.44。

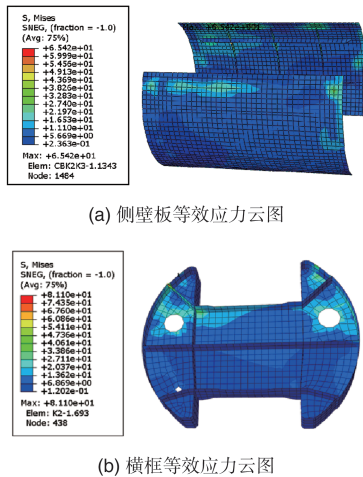


图8 侧壁板及横框最大等效应力

图8 Equivalent stress cloud of sidewall panel and bulkhead

电子舱通过8个12.9级的内六角螺栓与头舱安装法兰连接,在工况1下经过计算得到螺栓所承受的最大拉力 $F_N$ 和剪力 $F_S$ 分别为3.38kN和1.15kN。查询《飞机设计手册》第9册得到该种材料螺栓的破坏拉力 $P_N$ 与破坏剪力 $P_S$ 为35.5kN和17.75kN,通过式(4)计算螺栓的拉向和切向剩余强度系数均大于1.5倍的安全因数<sup>[13]</sup>。其余的吊舱部件等效应力数值均较小,本文中不再进行讨论。

$$\eta_N = \frac{P_N}{F_N} \quad \eta_S = \frac{P_S}{F_S} \quad (4)$$

## 4 结论

通过建立吊舱高精度有限元模型,施加等同于严重工况飞行环境的载荷条件和边界条件,对吊舱的变形和应力应变进行了分析,并对其主要承力部件结构进行了强度校核。计算结果显示吊舱整体在惯性载荷和气动载荷共同作用下结构传力合理,主承力部件强度系数均大于1.5倍安全因数,满足强度要求。另外,计算结果可为后续的静力试验及飞行试验提供依据,对应力水平较高的区域进行重点关注,确保试验的准确性和安全性。

AST

## 参考文献

[1] 曹尹琦, 齐媛, 程刚, 等. 军用无人机小型光电吊舱的发展和关键技术[J]. 飞航导弹, 2019(3): 54-59.  
Cao Yinqi, Qi Yuan, Cheng Gang, et al. Development and key technologies of small photoelectric pods for military UAVs[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(3): 54-59.(in Chinese)

[2] 王哲. 飞机吊舱设计技术研究[J]. 航空标准化与质量, 2016

(4): 12-14.

Wang Zhe. Research on aircraft pod design technology[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2016(4):12-14.(in Chinese)

[3] 李玉龙, 何忠波, 白鸿柏, 等. 光电吊舱无角位移减振系统研究[J]. 振动与冲击, 2012(16): 88-97.

Li Yulong, He Zhongbo, Bai Hongbai, et al. Non-angular displacement passive vibration isolation system for optical pod[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012(16):88-97.(in Chinese)

[4] 王鹏鹏, 贾宏光, 薛志鹏, 等. 多自由度系统模型在光电吊舱隔振系统设计的应用[J]. 机械强度, 2018(2): 299-305.

Wang Pengpeng, Jia Hongguang, Xue Zhipeng, et al. Application of multi-degree-of-freedom system in vibration isolation design of optoelectronic pod[J]. Journal of Mechanical Strength, 2018(2): 299-305.(in Chinese)

[5] 叶明, 朱国征. 某机载吊舱结构强度与疲劳寿命仿真研究[J]. 计算机仿真, 2016(3): 56-60.

Ye Ming, Zhu Guozheng. Simulation analysis of structure strength and fatigue life about an airborne electronic pod[J]. Computer Simulation, 2016(3): 56-60.(in Chinese)

[6] 谭贵红, 张志毅, 宋志行, 等. 机载雷达吊舱的结构设计[J]. 雷达科学与技术, 2010(3): 284-288.

Tan Guihong, Zhang Zhiyi, Song Zhixing, et al. The structural design technology for airborne radar pod[J]. Radar Science and Technology, 2010(3): 284-288.(in Chinese)

[7] 李思潭, 鲜章林, 颜凯. 电子设备机载吊舱强度及模态分析[J]. 机械工程师, 2018(4): 141-143.

Li Sitan, Xian Zhanglin, Yan Kai. Simulation analysis on structure strength and modal of an airborne electronic pod[J]. Mechanical Engineer, 2018(4): 141-143.(in Chinese)

[8] 总装备部. 机载悬挂物和悬挂装置接合部位的通用设计准则[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2006.

General Equipment Department. General design criteria of airborne stores-suspension equipment interface[S]. Beijing: General Equipment Department Military Standards Publishing Department, 2006.(in Chinese)

[9] 徐柳青, 杨军, 闫占霄. 某机载吊舱的气动特性分析[J]. 飞机设计, 2018(1): 34-37.

Xu Liuqing, Yang Jun, Yan Zhanxiao. Aerodynamic analysis of an airborne belly shell[J]. Aircraft Design, 2018(1): 34-37. (in Chinese)

- [10] 钟敏, 华俊, 孙侠生, 等. 空气动力学验证模型与CFD-风洞数据相关性[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 1-16.  
Zhong Min, Hua Jun, Sun Xiasheng, et al. Data correlation between aerodynamic validation model and CFD-wind tunnel [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 1-16. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 周欣, 徐峰, 郑绍文. 新型高速M型船强度计算研究[J]. 武汉理工大学学报, 2019(2): 296-299.  
Zhou Xin, Xu Feng, Zheng Shaowen. Research on strength calculation of new type high speed M-formship[J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2019(2): 296-299. (in Chinese)
- [13] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业

出版社, 2001.

Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)

(责任编辑 陈东晓)

### 作者简介

高腾龙(1993-)男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 飞机飞行载荷与强度规范。

Tel: 029-86830410

E-mail: gao.tl@foxmail.com

唐宁(1989-)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机飞行载荷与强度规范。

Tel: 029-86838109

E-mail: 158334240@qq.com

苏秀中(1993-)男, 硕士。主要研究方向: 航空飞行器仿真计算。

Tel: 029-88493914

E-mail: suxz@mail.nwpu.edu.cn

## Structure Strength Simulation of Airborne Photoelectric Pods

Gao Tenglong<sup>1,\*</sup>, Tang Ning<sup>1</sup>, Su Xiuzhong<sup>2</sup>

1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

**Abstract:** Photoelectric pods are installed under the belly or the wing of aircraft for navigation, search and targeting. For a certain type of photoelectric pod, the high-precision model is established with finite element analysis. Meanwhile, the load conditions and boundary conditions equivalent to the flight environment are employed on the model. Stress-strain analysis and the structure strength check of the whole pod and the key bearing parts under severe working conditions are performed. From the calculation results, the force transmission route of the pod is reasonably under the combined action of inertial and aerodynamic loads. The strength coefficients of key components are greater than 1.5 times of the safety coefficient, which means the strength of airborne pod can meet the design requirements.

**Key Words:** pod; finite element analysis; inertial load; aerodynamic load; strength check

Received: 2020-01-15; Revised: 2020-02-13; Accepted: 2020-03-15

\*Corresponding author. Tel. : 029-86830410 E-mail: gao.tl@foxmail.com