

文章编号:1674-8190(2021)02-157-06

大开口升降式光电吊舱设计技术研究

苗志桃, 李建平, 白艳洁

(航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司 设计院, 西安 710089)

摘要: 机身大开口存在结构刚度急剧变化、变形不连续等问题,使得机身大开口加强设计成为飞机设计改装的重点和难点。以国外某飞机为例,通过对开口加强区设计研究,采用单力素对比方法验证加装升降式光电吊舱结构强度;通过梳理载荷设计思路,自主设计光电吊舱及升降机构,并对改装前后各工况应力进行对比。结果表明:在机身气密压力、机身切面载荷及光电吊舱载荷作用下,该结构能够实现升降功能,载荷计算方法及结果量级合理,结构满足强度设计要求;采用单力素对比方法作为强度合格的评价指标能够指导同类型飞机改装设计。

关键词: 光电吊舱;大开口升降机构;单力素对比方法;气密压力;机身切面载荷

中图分类号: V22; V215.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.19

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research of Design Technology of Large Opening Lifting Photo-electric Pod

MIAO Zhitao, LI Jianping, BAI Yanjie

(Design Institute, AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Ltd., Xi'an 710089, China)

Abstract: The fuselage large opening has the problems of rapid change of structural stiffness and deformation discontinuity, which makes the modification design of fuselage with large opening become the important and difficult points. Taking a foreign aircraft as an example, the design and research of opening reinforcement area are carried out, a single element comparison method is established to verify the structural strength of the lifting photo-electric pod. The idea of load design is combed, the photoelectric pod and lifting mechanism are designed autonomously, and the stress of each working condition before and after refitting is compared. The results show that under the action of airtight pressure, section load and photo-electricity pod load of fuselage, the modified structure can realize the lifting function, the load calculation method and magnitude of photo-electric pod are reasonable and credible, and the fuselage structure meets the strength design requirements. The single element comparison method used as the evaluation index of strength conformity can guide the modification design of same type aircraft.

Key words: photo-electric pod; large opening lifting mechanism; single element comparison method; air tight pressure; fuselage section load

收稿日期: 2020-04-23; 修回日期: 2020-06-21

通信作者: 苗志桃, 1245748962@qq.com

引用格式: 苗志桃, 李建平, 白艳洁. 大开口升降式光电吊舱设计技术研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 157-162.

MIAO Zhitao, LI Jianping, BAI Yanjie. Research of design technology of large opening lifting photo-electric pod[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 157-162. (in Chinese)

0 引言

根据机身开口尺寸大小,开口可分为大开口、中开口与小开口。小开口不破坏承力结构的完整性,以框架形式沿开口周围加上刚性垫板,并采用快卸螺钉将口盖盖上;中开口破坏了机身受力构件的完整性,需采用与机身总体受力构件连成一体的承力口盖;大开口完全破坏了总体载荷的传力路线,且受使用条件的限制,不能采用同机身受力结构连成一体的承力口盖^[1]。为满足机身加装光电吊舱及升降机构的需求,需在机身下部已经存在门窗开口基础上,新增光电吊舱开口,打断完整机身结构,形成大开口结构^[2-3]。

目前在国内外飞机改装领域,通常是按照“谁研制、谁制造、谁改装”的原则进行,通航类飞机改装^[4]作为飞机中技术难度高、改装困难的一类全气密结构飞机,在完全脱离原机和制造厂的情况下,国内还没有此类改装先例。同时由于机身大开口导致结构刚度发生急剧变化、变形不连续等问题,使得机身大开口加强设计成为飞机设计改装的重点和难点^[5-6]。赵凯等^[7]提出了改装结构气动力特性分析,但是未综合考虑惯性载荷影响;童明成^[8]提出了特种飞机改装设计思路,但是不包含缺乏原始数据的飞机。

本文以国外某飞机加装光电吊舱为例,从适航规定、适航要求及用户初步技术要求侧重点出发,通过加装光电吊舱升降机构的设计验证思路,提出以缺乏原始数据的飞机改装设计方法,探讨并说明各严重工况载荷计算方法,梳理强度校核的思路及有限元模型简化原则,并给出改装结构强度是否合格的判断标准。

1 开口区加强设计及验证

1.1 开口区加强设计

加装光电吊舱改装部位位于后机身下壁板右侧,开口区域沿纵向与后登机门位置相同,由于大开口,破坏了机身受力闭室,为保证机身结构传力完整和刚度连续,需对大开口承弯承扭进行补强^[9]。在机身开口前后布置了加强隔框,两侧布置了加强纵梁,形成了受力口框,使开口处边缘刚度分配合理、变形小,开口处加强方案如图1所示。

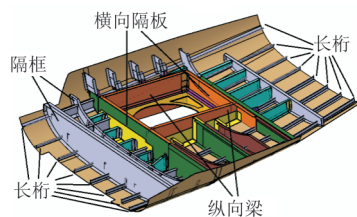


图1 开口处加强方案

Fig. 1 Opening reinforcement plan

1.2 开口区强度验证

飞机改装时,由于缺乏原始数据,开口区强度验证核心问题是如何说明改装后机身结构强度不低于原结构^[10],基于此,本文采用单力素对比方法。单力素对比方法基于材料力学第四强度理论(形状改变能密度理论)^[11],后机身可看作一悬臂梁,其中梁的弯曲和轴力产生正应力,梁的扭转和剪力产生剪应力,梁截面上任一点的综合应力为

$$\sigma_v = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (1)$$

式中: σ_v 为梁截面上任一点的综合应力; σ 为梁截面上任一点的正应力; τ 为梁截面上任一点的剪应力。

在边界条件相同时,各单力素工况下,改装后开口区应力均低于原结构应力,则改装后机身上任一点的正应力和剪应力低于原结构应力,即综合应力低于原结构应力,因此可以说明结构满足强度要求。

2 载荷设计研究

改装飞机原点在机头顶点, x 轴沿机身构造水平线向前为正, y 轴向左为正, z 轴在飞机对称面内向上为正,构成右手坐标系。

载荷设计时,根据CCAR23部规定^[12],进行飞行情况机动过载、突风过载以及地面应急着陆严重载荷情况计算。

2.1 过载计算

由于光电吊舱位于机身尾部下方,采用尾翼严重角加速度来计算其垂向惯性载荷,作用点为光电吊舱重心处,根据CCAR23部第23.423条:

(1) 在速度为 V_A (最大机动速度)时,将俯仰操纵器件突然向后移动到最大和突然向前移动到最大,直至操纵止动点或驾驶员限制作用力,取两者中之最临界情况。

(2) 在速度大于 V_A 时,将俯仰操纵器件突然向后移动随后向前移动,产生法向加速度和角加速度的组合如表1所示,其中, a_n 为用于飞机设计的正限制机动载荷系数; V 为初始速度。

表1 法向加速度和角加速度

Table 1 Normal acceleration and angular acceleration

情况	法向加速度/ ($m \cdot s^{-2}$)	角加速度/($rad \cdot s^{-2}$)
抬头	1.0	$+(39/V)a_n(a_n-1.5)$
低头	a_n	$-(39/V)a_n(a_n-1.5)$

当 V_A 为 182 节 (94 m/s) 时,飞机载荷系数如表2所示。

表2 机动载荷系数

Table 2 Dynamic load factor

方向	载荷系数	
	襟翼收起	襟翼放下
正向	3.10	2.0
负向	1.24	0

计算时 a_n 取 3.1,初始速度 V 大于 V_A 时,其值越大,角加速度越小。因此计算取等于 V_A 的初始速度 V ,以最大的角加速度进行惯性载荷计算。

俯仰角加速度 $\dot{\omega}$ 为

$$\dot{\omega} = \frac{39}{182} \times 3.1 \times (3.1 - 1.5) = 1.06 \text{ rad/s}^2$$

机动过载计算公式为

$$F_y = -(n_y + \Delta n_y) \times G \quad (2)$$

$$\Delta n_y = \frac{1}{g} \times \left[-(\omega_x^2 + \omega_z^2) \times \Delta y + (\omega_y \omega_z - \dot{\omega}_x) \times \Delta z + (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) \times \Delta x \right] \quad (3)$$

突风载荷系数计算为

$$n = 1 + \frac{K_g U_{dc} V_A}{1.63 \left(\frac{W_g}{S} \right)} \quad (4)$$

式中: K_g 为突风缓和系数, $K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}$; U_{dc} 为根据 CCAR23 部第 23.333 条款(c)得到的突风速度; $\frac{W_g}{S}$ 为具体载荷情况下适用的飞机重量产生的翼载; g 为重力加速度。

2.2 载荷计算

地面应急着陆严重情况根据 CCAR23 部第 23.561 条设计。

机身结构主要承受气密压力以及机身切面的剪力、弯矩以及扭矩,采用对比分析的方法对机身结构改装区域结构强度进行分析。机身轴向载荷 N_x 较小,忽略不计,分别进行气密压力、机身切面的纵向剪力、横向剪力、侧向弯矩、纵向弯矩以及扭矩 6 种工况下的改装前后应力对比分析,载荷工况如表3所示。

表3 机身结构改装载荷工况

Table 3 Load cases of fuselage structure modification

工况	参数	数值
1	极限气密压力/kPa	90.77
2	Q_z/N	-100 000
3	Q_y/N	100 000
4	$M_x/(N \cdot m)$	100 000
5	$M_y/(N \cdot m)$	-100 000
6	$M_z/(N \cdot m)$	100 000

将光电吊舱气动载荷和惯性载荷合并后,等效到光电吊舱重心处,严重工况下,光电吊舱载荷飞行情况总载荷如表4所示,地面情况总载荷如表5所示。

表4 飞行情况光电吊舱重心处总载荷

Table 4 Total load at the center of gravity of photoelectric pod in flight

工况	攻角 $\alpha/(\circ)$	F_x/N	F_y/N	F_z/N
1	3	-1 569	-615	-4 373
2	6	-1 654	-642	-4 459
3	9	-1 740	-651	-4 509

表5 地面情况光电吊舱重心处总载荷

Table 5 Total load at the center of gravity of photoelectric pod under ground condition

工况	载荷/N	数值
4	F_z	-2 599
5	F_x	7 797
6	F_y	-1 949

3 光电吊舱及升降机构设计

在光电吊舱安装舱内布置升降机构,用于操纵光电吊舱的升降,安装托架通过 3 根纵向导轨安装在舱壁上,通过丝杠实现升降功能。光电吊舱安装在安装座上,安装座通过支臂由丝杠传动机构驱动沿着导轨实现升降功能,丝杠传动机构通

过传动机构和电机相连接,结构如图 2 所示。

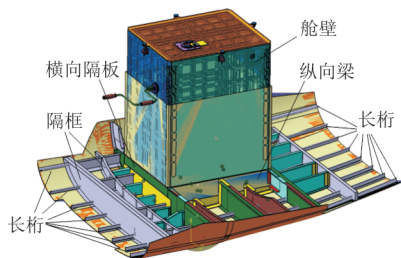


图 2 光电吊舱改装结构示意图

Fig. 2 Structure diagram of photoelectric pod refitting

3.1 升降机构丝杠选取

根据《机械设计手册》第 3 册第 22 篇第 4 章,滑动螺旋副的失效主要是螺纹磨损^[13],因此螺杆的直径和螺母高度通常是根据耐磨性计算确定。查表 22.4-2^[13],根据项目耐磨性中径计算公式和参数选定,梯形螺纹中径公式为

$$d_2 = \zeta \sqrt{\frac{F}{\psi [P]}} \quad (5)$$

式中: d_2 为螺杆中径; ζ 为梯形螺纹、矩形螺纹,取 $\zeta=0.8$; ψ 为整体式螺母, ψ 的范围为 1.2~2.5; $[P]$ 为许用压强。

滑动速度范围取低速,螺母材料为青铜,丝杠材料为不锈钢,因此丝杠中径的最大值(保守情况)取 $\psi=1.2$, $[P]=18$ MPa,计算得到 $d_2=12.07$ mm。

3.2 电机设计

电机输出转矩公式^[13]为

$$M_P = P_0 \tan(\alpha + \rho) \frac{d_2}{2} \quad (6)$$

式中: M_P 为克服螺纹间摩擦力所必须的力矩; P_0 为丝杠负载; ρ 为螺纹的摩擦角, $\rho = \arctan f$,其中 f 为丝杠与支座在螺纹间的摩擦系数,其值见《飞机设计手册》第 9 册表 33-21^[14]; α 为螺纹上升角, $\alpha = \arctan \frac{t}{\pi d_2}$, t 为螺距; d_2 为螺纹的平均直径。

负载 P_0 取丝杠限制载荷为 3 277 N,螺距 t 为 4 mm,中径 d_2 为 18 mm,摩擦系数 f 取有润滑油的精加工表面为 0.15,计算得转矩为 6 580 N·mm,即 6.58 N·m。

4 强度分析及验证

改装区域总体应力计算时,根据飞机机身实际结构以及改装结构图纸,分别建立改装前后改装区域的机身结构有限元模型。有限元建模时,结构简化的基本原则为:蒙皮简化为板壳单元;隔框及隔板简化为杆板杆单元;长桁和筋条简化为杆单元;光电吊舱转塔舱舱壁简化为板壳单元^[15]。

改装前机身结构有限元模型如图 3 所示,改装后有限元模型如图 4 所示。有限元计算时选取开口区前后 4 个机身框位为计算模型,在机身前部框平面简支约束,根据圣维南原理,约束仅对约束点附近应力分布有影响,对开口区应力分布无影响。

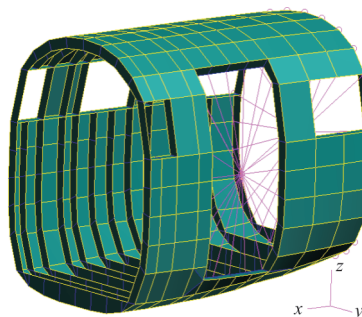


图 3 改装前有限元模型示意图

Fig. 3 Schematic diagram of finite element model before refitting

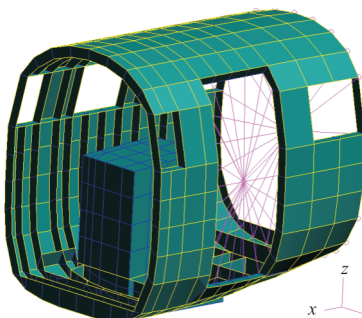


图 4 改装后有限元模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of modified finite element model

4.1 机身更改结构

对机身更改区域的结构分别建立改装前后有限元模型,分析两种模型在 6 种给定载荷工况下的计算结果。机身气密压力改装前后应力云图如图 5~图 6 所示,各工况应力计算结果如表 6 所示。

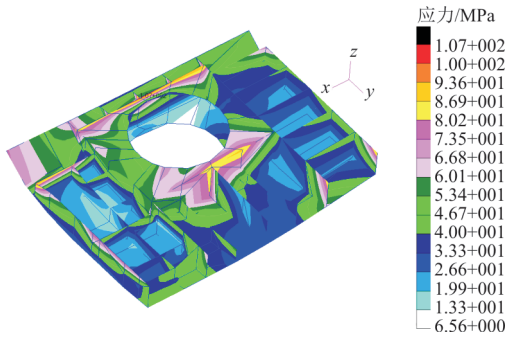


图 5 改装前开口区域应力云图

Fig. 5 Stress nephogram of opening area before refitting

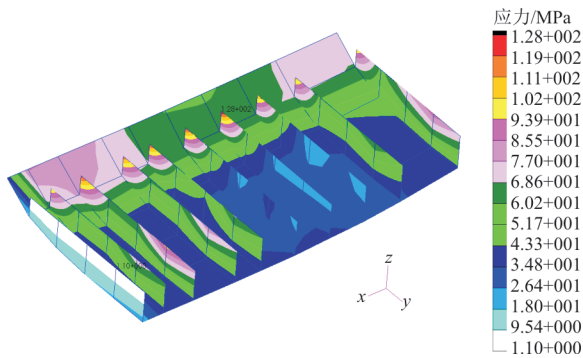


图 6 改装后开口区域应力云图

Fig. 6 Stress nephogram of opening area after modification

表 6 改装前后改装区域应力对比

Table 6 Stress comparison of refitting aera before and after refitting

改装情况	90.77 kPa 气密 压力/MPa	剪力 Q_z /N	剪力 Q_y /N
改装前	128.0	46.8	38.8
改装后	107.0	40.1	38.6

改装情况	扭矩 M_x /(N·m)	弯矩 M_y /(N·m)	弯矩 M_z /(N·m)
改装前	36.8	16.6	13.8
改装后	35.4	15.8	12.6

从表 6 可以看出:在 6 种工况下,改装后改装区的机身结构应力水平平均低于改装前,因此可以认为改装后机身结构综合应力低于改装前,即结构满足强度设计要求。

4.2 丝杠强度

丝杠设计时,丝杠主要承受轴向载荷,用于传递电机的输出转矩,并对光电吊舱升降机构起支持作用。校核丝杠强度是对本文升降机构丝杠选取、电机选择等研究工作的验证。查《机械设计手册》第 3 册,丝杠强度当量应力计算公式^[13]为

$$\sigma = \sqrt{\left(\frac{4F}{\pi d_1^2}\right)^2 + 3\left(\frac{T}{0.2d_1^3}\right)^2} \quad (7)$$

式中: F 为丝杠极限载荷; d_1 为丝杠内径; T 为丝杠传递转矩。

计算时,当量应力 σ 为 30.2 MPa,丝杠材料为 0Cr18Ni9,强度极限为 520 MPa,丝杠安全裕度远大于 0。计算结果表明:丝杠计算当量应力较小,材料选择合理,严重载荷作用下,丝杠能够满足强度设计要求,因此升降机构丝杠选取和电机选择合理可行。

5 结 论

(1) 单力素对比方法基于材料力学的第四强度理论,将后机身看作一悬臂梁,并充分模拟了机身结构的各种受载情况,能够较为准确地验证机身结构强度。

(2) 光电吊舱载荷设计时包含了吊舱气动载荷和惯性载荷,并将两者的最大值同时施加到了结构上,丝杆和电机的结构选择偏保守。

(3) 由于大量国外飞机有改装需求,采用单力素对比方法作为强度合格的评价指标,在飞机改装缺乏原始数据或信息输入较少时,指导同类型飞机改装设计具有重要参考价值。

参考文献

[1] 黄季暉,汪海,顾诵芬. 飞机结构与强度计算[M]. 上海:上海大学出版社,2012:193-200.
HUANG Jichi, WANG Hai, GU Songfen. Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2012: 193-200. (in Chinese)

[2] PAUL D, KELLY L, VENKAYYA V. Evolution of U. S. military aircraft structures technology [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1): 18-29.

[3] 王玉,薛应举,谷迎松. 大型运输机机身大开口结构强度设计方法[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(7): 1144-1148.
WANG Yu, XUE Yingju, GU Yingsong. Strength design of fuselage structure for large scale aero-transport with large opening [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(7): 1144-1148. (in Chinese)

[4] 李杰,杨云志,卫海粟. 特种通用飞机改装流程及探讨[J]. 航空维修与工程, 2016(11): 70-72.
LI Jie, YANG Yunzhi, WEI Haisu. Discussion on modification process of special general [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2016(11): 70-72. (in Chinese)

- [5] 王哲. 大型飞机货舱大门结构和机构设计要求研究[J]. 航空科学技术, 2008(1): 32-35.
WANG Zhe. The design requirements for cargo door of large transport aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2008(1): 32-35. (in Chinese)
- [6] 张子东. A400M 战术运输机简介及设计特点分析[J]. 航空科学技术, 2006(2): 16-19.
ZHANG Zidong. Brief introduction and analysis of design characteristic of A400M tactical transports[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006(2): 16-19. (in Chinese)
- [7] 赵凯, 李志敏, 谷鹏举. 运 12 飞机光电监控系统改装气动特性分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(9): 32-36.
ZHAO Kai, LI Zhimin, GU Pengju. Analysis of Y12 airplane's aerodynamic characteristics for refit of photoelectric monitoring system[J]. Aeronautical Science and Technology, 2018, 29(9): 32-36. (in Chinese)
- [8] 童明成. 特种飞机的改装特点[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 39-43.
TONG Mingcheng. Refitting characteristics of special aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4): 39-43. (in Chinese)
- [9] 苏雁飞, 谭申刚, 薛应举, 等. 运输类飞机机身大开口结构加强方式理论研究[J]. 力学与实践, 2013, 35(6): 59-64.
SU Yanfei, TAN Shengang, XUE Yingju, et al. The strengthening of aero-transport with large opening[J]. Mechanics in Engineering, 2013, 35(6): 59-64. (in Chinese)
- [10] 杨卫平, 高凤勤. 飞机结构有限元建模指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013: 107-117.
YANG Weiping, GAO Fengqin. Guidelines for finite element modeling of aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013: 107-117. (in Chinese)
- [11] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2004: 243-245.
LIU Hongwen. Material mechanics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2004: 243-245. (in Chinese)
- [12] 中国民用航空局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定: CCAR-23-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2014. Civil Aviation Administration of China. Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes: CCAR-23-R4 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2014. (in Chinese)
- [13] 徐灏. 机械设计手册: 第 3 册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1991: 115-135.
XU Hao. Machinery handbook: Vol. 3[M]. Beijing: China Machine Press, 1991: 115-135. (in Chinese)
- [14] 飞机设计手册总编委. 飞机设计手册: 第 9 册——载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 9——load, strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [15] 杜洪增. 飞机结构维修指南[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993: 97-100.
DU Hongzeng. Aircraft structural maintenance guide [M]. Beijing: Beihang University Press, 1993: 97-100. (in Chinese)

作者简介:

苗志桃(1990—),男,学士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。

李建平(1986—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。

白艳洁(1991—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。

(编辑:丛艳娟)