

# EWIS 支架装配变形及其承载分析

严文军\*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:** 民用飞机 EWIS 系统支架遍布全机,在空间狭小的区域,考虑到装配和维修的要求,需采用单侧安装工艺,若支架装配时未固定好或操作不当,会导致支架承受安装力矩载荷,使支架结构产生塑性变形和残余应力,严重的会导致支架破坏。为了分析 EWIS 支架在安装力矩下的应力和变形情况,采用 ABAQUS 对典型标准支架进行有限元分析,考虑材料的非线性特性,得到了支架在不同安装力矩下的变形和应力情况,并对塑性变形后的支架继续承载进行了分析,对比分析支架塑性变形前后承载的应力,得出了变形对承载的影响。采用非线性有限元分析方法可对支架安装力矩的作用进行模拟,并计算结构产生塑性变形后承载的应力水平,为民用飞机 EWIS 支架的装配过程和塑性变形后的承载分析提供参考。

**关键词:** EWIS 支架;安装力矩,塑性变形;材料非线性

中图分类号:V215.5

文献标识码:A

OSID:



## 0 引言

民用飞机支架分布全机,用于安装系统设备、管路和线缆等,其中以 Electrical Wiring Interconnection System(简称 EWIS)——电气线路互联系统的分布最为广泛,相应的安装支架及其安装要求多样<sup>[1]</sup>。EWIS 系统一般通过卡箍和螺栓安装在支架上,由于线缆和支架遍布全机,安装环境复杂,对于机上空间狭小或接近困难的区域,对于安装形式和工具的使用有特殊的要求。为了便于操作并考虑维修性要求<sup>[2]</sup>,需要考虑单面装配等要求,且线缆装配过程中支架不易固定,可能导致支架承受装配引起的额外载荷。

由于线缆一般重量比较轻,安装支架受载较小,因此 EWIS 支架设计尺寸和厚度都较小。在实际线缆装配过程中,出现较多由于人为操作不当原因,装配时未固定好支架,导致支架在装配线缆后出现塑性变形。在没有规定螺栓安装力矩的情况下,螺栓和螺母的装配扳手均没有标准的安装力矩值,安装时仅凭经验或感觉进行装配,一般要螺母拧不动才算拧紧<sup>[3]</sup>,也会造成支架出现塑性变形,影响支架

正常承载。因此,有必要对 EWIS 线缆的装配过程进行分析,确定安装力矩对支架的影响,评估支架塑性变形对支架的承载影响,为支架设计及完善工艺规范提供指导<sup>[4]</sup>。

## 1 EWIS 支架螺栓安装分析

### 1.1 支架结构及线缆安装形式

EWIS 系统安装支架一般结构形式较为简单,由于数量较多,多采用形状简单的标准支架,以 L 型和 Z 型等居多,不同规格的支架尺寸和厚度不同,以适用于不同线缆类型和安装环境。民用飞机上 EWIS 线束通常通过 P 型卡箍固定,用以承担线束的重量并确保其预定安装位置的支撑,卡箍再通过系统支架与机体结构相连,支架则连接在机体结构上<sup>[5]</sup>,如图 1 所示。装配过程中,一般系统支架先安装在机体结构上,线缆安装时,需将线缆卡箍装配在支架上,通过拧紧螺栓完成线缆装配。在螺栓拧紧过程中,如果操作不当,可能出现螺栓拧紧力矩由支架承受的情况,导致支架受到装配载荷作用而出现变形,载荷较大时,可能出现塑性变形甚至发生断裂。

\* 通信作者。E-mail: yanwenjun@comac.cc

引用格式: 严文军. EWIS 支架装配变形及其承载分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(1):76-80. YAN W J. Assembly plastic deformation and load capacity analysis of EWIS bracket[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(1):76-80(in Chinese).

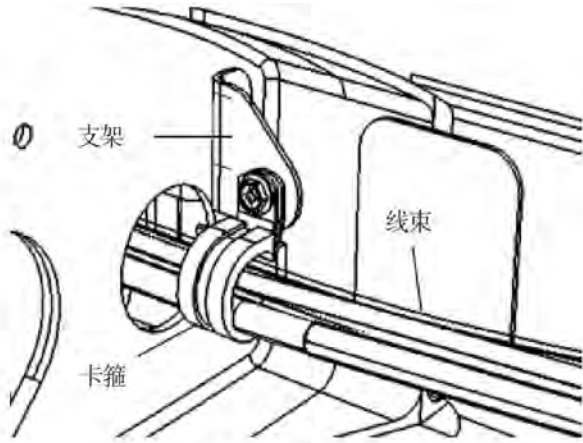


图 1 EWIS 线束安装示意图

### 1.2 材料弹塑性

针对支架出现塑性变形的情况, 支架承受安装力矩的分析中需要考虑材料的弹塑性变形特性。金属材料在弹性段时弹性模量为常数, 应力超出材料屈服应力后, 开始表现出非线性特性<sup>[6]</sup>, 刚度会显著下降, 卸载后会产生不可恢复的塑性应变。

采用 ABAQUS 进行建模, 定义材料的塑性需使用真实应力和塑性应变。可以利用公式把塑性材料的名义应力和名义应变数据转换为真实应力和真实应变。转换公式如下<sup>[7]</sup>:

$$\varepsilon_{true} = \ln(1 + \varepsilon_{norm}) \quad (1)$$

$$\sigma_{true} = \sigma_{norm} (1 + \varepsilon_{norm}) \quad (2)$$

$$\varepsilon_{pl} = \varepsilon_{true} - \sigma_{true}/E \quad (3)$$

式中:  $\varepsilon_{true}$ ——真实应变;

$\varepsilon_{norm}$ ——名义应变;

$\sigma_{true}$ ——真实应力;

$\sigma_{norm}$ ——名义应力;

$\varepsilon_{pl}$ ——塑性应变;

E——杨氏模量。

EWIS 安装支架大都使用铝合金材料, 以 2024-T42 材料为例, 通过查询材料手册得出其力学性能<sup>[8]</sup>, 并通过上述公式计算, 可得出其真实应力和塑性应变。选取 9 个点来描述材料应力应变曲线, 材料屈服时, 其塑性应变为 0, 如表 1 所示, 其曲线如图 2 所示。

在 ABAQUS 中定义材料属性时, 输入真实应力和塑性应变数据, 可实现结构的非线性分析, 以精确模拟结构卸载下的变形结果。

表 1 2024-T42 材料性能数据

名义应力 /MPa	名义应变	真实应力 /MPa	真实应变	塑性应变
234.26	0.003 2	235.01	0.003 19	0.0
270.78	0.004	271.86	0.003 99	0.000 30
289.38	0.005	290.83	0.004 99	0.001 04
306.61	0.008	309.06	0.007 97	0.003 78
344.5	0.02	351.39	0.019 80	0.015 04
399.62	0.05	419.60	0.048 79	0.043 10
440.96	0.1	485.06	0.095 31	0.088 73
459.56	0.15	528.49	0.139 76	0.132 59
461.63	0.18	544.72	0.165 51	0.158 13

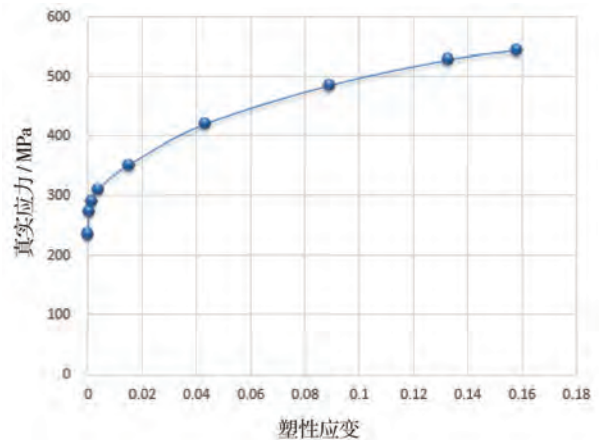


图 2 真实应力和塑性应变的关系曲线

### 1.3 安装力矩作用的有限元模拟

考虑到 EWIS 系统线缆重量一般都比较轻, 对于安装结构的承载能力要求较低, 为了降低制造的成本、采购成本和保证 EWIS 系统安装结构的规范

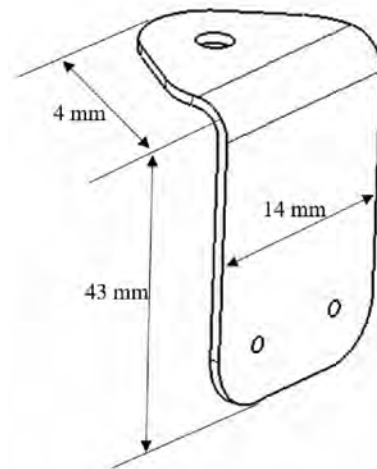


图 3 典型 L 型支架示意图

性及模块化,民用飞机 EWIS 系统安装采用了大量的标准安装支架。选取典型的 L 型 EWIS 线缆安装标准支架为例,对其在安装力矩作用下的结构应力和变形情况进行分析,以评估安装力矩对支架结构的影响。选取的 L 型支架为 2024-T42 材料的钣金件,厚度为 1.27 mm,尺寸如图 3 所示,翻边处可进行镦窝,以增加支架刚度。支架上部安装孔为线缆卡箍安装处,安装力矩通过此安装孔传递到支架上,底部为与机体结构安装孔位置。

采用 ABAQUS 软件对安装力矩的施加进行模拟,对支架进行有限元建模,在卡箍安装处施加力矩,在与机体连接处施加约束。力矩载荷施加时,先将载荷施加到最大值,然后将载荷降为 0,以模拟安装力矩施加和安装结束过程。

## 2 塑性变形和残余应力

选取安装力矩为 2.25 N·m、2.5 N·m、3 N·m、3.5 N·m、4 N·m 五种载荷情况进行分析,模拟支架装配和卸载过程,得出支架在不同安装力矩下的最大应力、卸载后的残余应力和塑性变形。支架受安装力矩作用后,最大变形处一般为支架安装面边缘,但实际装配过程中,比较容易测量的是支架转角处的塑性变形,因此本文中塑性变形统计转角处(如图 6)的最大变形结果。

通过计算,不同安装力矩下的计算结果如表 2 所示,塑性变形随力矩变化曲线如图 4 所示,3.5 N·m 工况下装配应力云图、塑性变形云图和残余应力云图分别如图 5 到图 7 所示。

表 2 不同安装力矩下的计算结果

安装力矩 /N·m	最大装配应力 /MPa	最大残余应力 /MPa	最大塑性变形 /mm
2.25	319.7	150.3	0.23
2.5	329.6	202.8	0.37
3	348.9	268	0.86
3.5	373.4	302.9	1.71
4	398	359.8	5.22

从表 2 中可以看出,这几种力矩作用下,结构均进入塑性变形段,卸载后,产生了残余应力和塑性变形。弯曲力矩超过 3 N·m 后,塑性变形开始显著增加,超过 3.5 N·m 后,急剧增加,这与图 3 中的应力

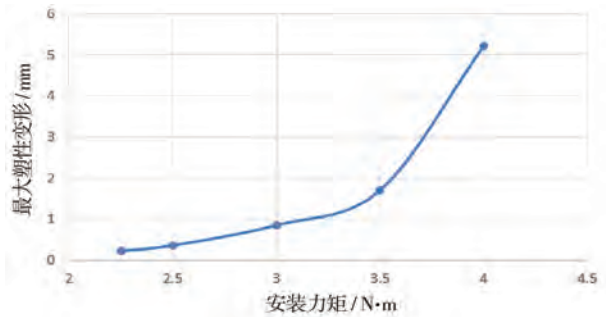


图 4 塑性变形随力矩变化曲线

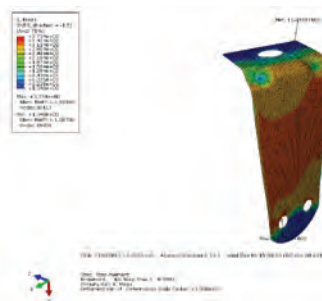


图 5 力矩 3.5 N·m 工况下装配应力云图

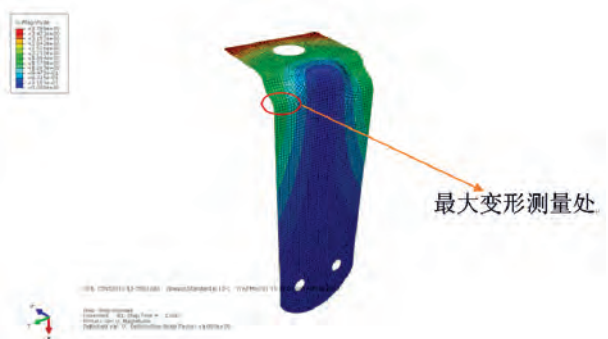


图 6 力矩 3.5 N·m 工况下塑性变形云图

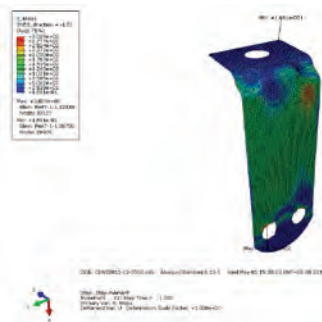


图 7 力矩 3.5 N·m 工况下残余应力云图

应变曲线是一致的。由此可见,装配应力会对支架结构产生较大影响,可能产生塑性变形,严重的甚至可导致结构破坏。

对于尺寸较长的支架,由于刚度较弱,如果承受的安装力矩过大,可能产生较大的塑性变形和残余应力。可以通过非线性有限元方法来分析安装力矩的影响,在分析标准支架的承载能力时考虑安装环境,考虑可能的紧固件安装力矩,以确定安装工艺或使用区域的要求。

### 3 塑性变形后承载分析

#### 3.1 支架的载荷分析

EWIS 支架承受线缆重量载荷,需考虑飞行过程中线缆产生的惯性载荷作用<sup>[9]</sup>。EWIS 线缆重量较轻,标准支架承受线缆重量一般小于 300 g。以线缆重量 300 g 计算,惯性载荷系数取为各向 9 g<sup>[10]</sup>,支架承受的惯性力为 26 N,惯性力作用在线缆卡箍安装处。

#### 3.2 变形后承载分析

选取安装力矩 3.5 N·m 工况来分析支架塑性变形后的承载能力,在结构塑性变形的基础上分别在各方向施加惯性力,得到结构变形后受载的应力结果,并与支架未发生塑性变形,只承受惯性载荷情况的结构应力进行对比,如表 3 所示。

支架静强度分析中,得出 Von Mises 应力后,一般采用材料的拉伸强度  $\sigma_b$  作为结构破坏的许用值,2024-T42 材料的拉伸强度为 406 MPa<sup>[8]</sup>,从而得出变形后支架承载的安全裕度,如表 3 所示。

表 3 系统支架塑性变形前后受载的最大应力结果

静载荷 工况	未变形受载应力 /MPa	变形后受载应力 /Mpa	变形后受载 安全裕度
X +	93.7	303	0.34
X -	93.2	385	0.05
Y +	282.1	390.6	0.04
Y -	292.5	375.3	0.08
Z +	97.4	365.4	0.11
Z -	119.7	369.4	0.10

从表中可以看出,支架只承受惯性载荷下产生的应力水平较小,在存在塑性变形和残余应力状态下,仍可承受一定的载荷。但是,存在塑性变形的支架继续受载时,应力水平比未变形支架高很多,安全裕度较低,更容易产生破坏,因此装配过程中需避免支架塑性变形的产生。

## 4 结论

1) 采用非线性有限元方法,对支架装配过程进行了分析,得出了结构的残余应力和塑性变形,可评估安装力矩对支架的影响,确定安装力矩及工艺要求。对于尺寸较长的支架,由于刚度较弱,需制定防范措施和安装要求,避免支架承受过大的安装力矩而产生塑性变形。

2) 对支架塑性变形后的承载进行了分析,可用于支架变形后的承载强度评估,并得出了塑性变形对结构承载能力的影响。塑性变形和残余应力对支架结构承载能力有较大影响,支架出现塑性变形后,承载后应力急剧增大,严重影响其承载能力。

3) 按照非线性分析方法,可对支架安装变形进行分析,并分析其变形后的承载能力,可用于支架变形问题的处理和评估。

4) 在支架设计过程中,由于安装力矩一般根据安装螺栓的直径来确定,因此需要使支架与安装螺栓大小和牌号相匹配,以避免安装变形的产生。

5) EWIS 支架在使用和安装过程中的载荷情况复杂,操作过程中还可能存在人为按压、碰撞等载荷,存在各种不确定性的载荷,设计中需要对这些场景进行分析,并参考相关的操作手册,确定安装和使用中可能遇到的载荷,在设计中考虑这些载荷的影响,以支持 EWIS 支架和标准支架的设计。

#### 参考文献:

- [1] 王茜,周珺. 基于飞机电气分离面 EWIS 安装设计方法研究[J]. 飞机设计, 2019, 39(2): 53-55.
- [2] 程玺菱,杨硕. 飞机半封闭舱段内 EWIS 维修性设计[J]. 飞机设计, 2020, 40(1): 36-39.
- [3] 廖立平. 论油箱区紧固件的安装力矩和夹紧力的关系[J]. 航空标准化与质量, 2008(3): 35-37.
- [4] 马伟泽. 飞机 EWIS 工艺规范体系构建研究[J]. 飞机设计, 2018, 38(6): 32-35.
- [5] 赵国斌. 民用飞机 EWIS 金属卡箍研究[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44(3): 73-75.
- [6] 王慎平,刘北英. ABAQUS 中的非线性模拟[J]. 机械制造与自动化, 2006(2): 20-22.
- [7] 石亦平,周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解[M]. 北京:机械工业出版社, 2006:166-170.
- [8] FAA. Metallic material properties development and

standardization: MMPDS-07[S]. USA: Battelle Memorial Institute, 2012.

- [9] 张亚锋, 宋文萍, 宋笔锋, 等. 扑翼机翼气动力和惯性力对翼杆结构变形研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1561-1566.

[10] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.

#### 作者简介

严文军 男, 工学硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构强度分析。E-mail: yanwenjun@comac.cc

## Assembly plastic deformation and load capacity analysis of EWIS bracket

YAN Wenjun \*

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** The Electrical Wiring Interconnection System (EWIS) and the supporting brackets are all over the whole aircraft. In the narrow space area, considering the requirements of assembly and maintenance, it is necessary to adopt one-sided installation process in which the brackets are not easy to fixed or assembled properly during wire installation. If the brackets is not fixed properly or operated improperly, it will cause the brackets to bear the installation torque load, cause the brackets structure to produce plastic deformation and residual stress, and seriously cause the structure damage. In order to analyze the stress and deformation of typical standard EWIS bracket under installation torque, the finite element analysis of typical standard brackets is carried out by ABAQUS. Considering the nonlinear performance of materials, the deformation and stress of bracket under different installation torque are obtained. The load capacity of the bracket with plastic deformation was analyzed. The stress before and after plastic deformation is compared and analyzed, and the influence of deformation on load capacity was obtained. The paper simulates the effect of installation torque of the brackets using nonlinear finite element method, and calculates the stress level bearing inertia loads after plastic deformation, which provides a reference for the assembly process of civil aircraft EWIS bracket and the bearing analysis after plastic deformation.

**Keywords:** EWIS bracket; installation torque; plastic deformation; material nonlinearity

---

\* Corresponding author. E-mail: yanwenjun@comac.cc