

干涉配合对飞机机翼螺栓连接结构力学性能的影响

高志刚¹, 何宇廷¹, 张天宇¹, 谭翔飞^{1,2}

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 95478 部队, 重庆, 401329)

摘要 为了研究干涉量对螺栓连接结构力学性能的影响,以航空工程中常用的飞机机翼螺栓干涉连接结构模型为研究对象,采用了基于试验验证的有限元分析方法,通过试验验证了所建立的螺栓连接结构三维弹塑性有限元分析模型的可靠性,在此基础上建立了6种不同干涉量下飞机机翼螺栓连接结构的参数分析模型,系统地分析不同干涉量对螺栓连接结构孔边应力分布、初始刚度以及承载能力的影响并进行对比分析,结果如下:对飞机机翼螺栓连接结构采取合适的干涉配合可以明显改善孔边结构的应力分布,减小应力集中情况;在所选取的干涉量范围内(0~2.5%),随着干涉量的增大,孔边结构的峰值应力距离孔边越远;当干涉量为1.5%时,孔边的峰值应力最小,同时当干涉量为1.5%时,结构的初始刚度和承载能力提高程度均为最大,分别提高了14.1%和9.33%。

关键词 飞机机翼;螺栓连接;干涉配合;力学性能;刚度;承载能力

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2021.01.004

中图分类号 TH122X;V262 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2021)01-0022-06

Effect of Interference Fit on Mechanical Properties of Aircraft Wing Bolt Connection Structure

GAO Zhigang¹, HE Yuting¹, ZHANG Tianyu¹, TAN Xiangfei^{1,2}

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 95478, Chongqing 401329, China)

Abstract In order to study the influence of the interference on the mechanical performance of the bolt connection structure, research work is made by adopting the finite element analysis method based on the experimental verification taking the model of bolt interference connection structure of aircraft wing commonly used in the aviation engineering as an object of study. Firstly, the built model is verified by the test based on the reliability of the three-dimensional elastic-plastic finite element analysis model of bolted connection structure. Secondly, a parameter analysis model of bolt connection structure of aircraft wing under six different interference quantities is established. The influence of different interference quantities on the stress distribution, initial stiffness and bearing capacity of bolt connection structure is systematically analyzed and compared. Finally, the results show that the stress distribution and the stress concentration of the bolt connection structure can be improved obviously by using the appropriate interference fit. In the selected interference range (0~2.5%), with the increase of the interference amount, the peak stress of the hole edge

收稿日期: 2020-06-04

作者简介: 高志刚(1995—),男,河南洛阳人,硕士生,研究方向:航空装备可靠性与结构完整性。E-mail:gaozhigang666@126.com

通信作者: 何宇廷(1966—),男,四川阆中人,教授,博士生导师,研究方向:飞行器结构完整性与健康监控等。E-mail:heyut666@126.com

引用格式: 高志刚, 何宇廷, 张天宇, 等. 干涉配合对飞机机翼螺栓连接结构力学性能的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2021, 22(1): 22-27. GAO Zhigang, HE Yuting, ZHANG Tianyu, et al. Effect of Interference Fit on Mechanical Properties of Aircraft Wing Bolt Connection Structure[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2021, 22(1): 22-27.

structure is farther away from the hole edge. When the interference amount is 1.5%, the peak stress of the hole edge is the smallest. At the same time, when the interference amount is 1.5%, the initial stiffness and bearing capacity increase by 14.1% and 9.33% respectively.

Key words aircraft wing; bolt connection; interference fit; mechanical properties; rigidity; bearing capacity

飞机在服役期间经常处在复杂多变的环境中,其机体连接结构在交变载荷作用下常常面临着力学性能的逐步下降,从而导致结构的损伤破坏^[1]。螺栓连接结构是飞机机体主要的装配连接方式之一^[2],据统计,我国某型军机上有两万多处应用该细节结构^[3],而经过大量疲劳试验和理论分析表明,螺栓连接件的紧固孔、圆角半径等区域,由于材料的不连续性,往往会形成应力集中区,造成局部应力较高且易进入塑性,孕育着疲劳破坏的条件^[4]。一架飞机的寿命主要取决于机体结构连接部位的疲劳寿命,因此加强螺栓连接结构薄弱环节的疲劳强度,提高其疲劳寿命对于飞机的安全服役具有重要的意义^[5]。干涉配合使螺栓杆和板孔之间存在过盈,使得接触面形成相应的径向压力^[6-7],螺栓孔周围会产生一个残余应力场,从而改变螺栓孔周围的应力分布,减小结构应力集中情况^[8-9],是一种提高连接结构疲劳性能,延长疲劳寿命的重要技术^[10-11],在飞机螺栓连接结构中得到广泛的应用与发展^[12]。但是也有因干涉量过大或选取不当造成飞机结构故障的情况,只有选取适当范围内的干涉水平才能达到连接结构性能的最优值,因此研究飞机机翼螺栓连接结构干涉配合以及干涉量的选取,对于提高飞机结构疲劳分析的精度以及飞机的飞行安全有着重大的意义,具有很强的工程应用价值。

John H. Crews 用有限元方法对干涉安装的螺栓结构进行了计算,同时结合了大量疲劳试验验证了干涉安装可以有效提高螺栓结构的疲劳寿命^[13];雅克维茨等推导了干涉量小于 0.4% 时板上孔周的应力方程,因材料仍处于弹性范围内,只适合于应力水平的结构^[14]。随着有限元技术的不断发展提高, Pedersen^[15]、Paredes^[16]、Ozturk^[17]等均建立了干涉配合连接的有限元模型,进行数值模拟计算,并将其和理论推导结果进行比较,结果较为接近,其中 Ozturk 指出对于较为复杂的干涉问题,有限元解比理论解更贴合实际^[17]。我国的袁振选取航空航天结构中常用的带板连接件,通过有限元仿真,得到结果:干涉量显著影响连接件孔周应力,在进行连接件疲劳寿命计算时,不应该忽略由干涉量引起的残余应力场的影响^[18];雷金山通过理论研究以及有限元方法研究了不同工艺参数对安装过程中残余应力的

影响规律,给出了实际飞机装配工程中沉头螺栓干涉安装的最佳干涉量范围^[19];姜杰凤等针对高锁螺栓的干涉配合静态压入过程,建立有限元模型并进行数值模拟,分析不同干涉量下螺栓上最大应力、孔壁上最大应力值和叠层板上应力分布特点,结果表明,采用静态压入方法的最大干涉量为 2.0%^[20];谢阶栋等针对某型飞机铝合金结构,通过疲劳试验和有限元仿真相结合的方法,研究了高锁螺栓干涉量在不同夹层厚度的基体上对结构件的疲劳增益机理,得到了干涉量的最佳范围^[21]。目前对于干涉量的研究大多是基于有限元模型线弹性分析和孔边应力分析,对于有限元弹塑性分析研究相对较少,而且对于干涉量增加过程中螺栓连接结构的刚度以及承载能力的变化也鲜有研究。

本文以航空工程中常用的飞机机翼螺栓连接结构干涉配合模型为研究对象,采用基于试验验证的有限元分析方法,通过对试验和有限元仿真两者力学性能(承载能力)结果进行对比,从而验证有限元模型的准确性与实用性,在此基础上,应用有限元方法建立了 6 种干涉量(0%、0.5%、1%、1.5%、2%、2.5%)下飞机机翼螺栓连接结构三维弹塑性参数分析模型,研究了不同干涉量对螺栓连接结构孔边应力分布、刚度及极限承载力的影响,从而得到该情况下飞机机翼螺栓连接结构干涉量的最优值,研究结果可以为飞机机翼螺栓连接结构干涉量的研究及选取提供很好的参考和支持,具有很强的工程应用价值。

1 试件制备

试验选用 2024-T351 航空铝合金作为试件的板件材料,2024 铝合金由于其密度小、比强度高、耐腐蚀性好和优良的机械加工性能等特点一直以来都是飞机机体结构的主要材料,是航空工业中应用最广泛的铝合金^[22]。沉头高锁螺栓的材料为 Ti-6AL-4V 钛合金,该材料螺栓具有重量轻、防松能力强、抗疲劳性能好及装配效率高的特点^[23],在航空航天领域有着广泛的用途,两种材料参数如表 1 所示。

表 1 试件的材料性能参数

材料	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	破坏强度/MPa
2024-T351	72	0.330	345	471
Ti-6AL-4V	120	0.342	880	≥1 100

对两种材料进行加工处理,用来模拟飞机外翼盒段下壁板与长桁连接部位的螺栓连接结构,试件的形式及尺寸如图 1 所示。其中基板厚 4 mm,上下侧板厚为 2.5 mm,在目前所颁布的航空工业标准中,在飞机装配的实际应用中,多采用 M5、M6 和 M8 等直径的螺栓,本文试验选取 M6 直径($d=6.00\text{ mm}$)的钛合金螺栓作为研究对象,为获取所需的精确干涉量,板孔在数控中心镗铣加工而成,使用内径千分尺测得孔径为 5.911 mm,干涉量为 1.5%,其中干涉量定义如式(1)所示,式中: I 表示干涉量, D 表示试验件孔的直径, d 表示高锁螺栓的直径。

$$I=\frac{d-D}{D}\times 100\%$$

(1)

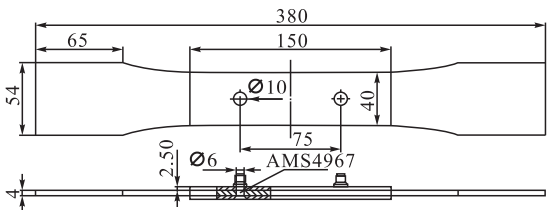


图 1 试件工程图

2 有限元模拟和试验验证

2.1 有限元模拟

有限元软件 ABAQUS 可以更好地处理固体力学中的非线性问题^[24],本文的干涉配合和应力分析需要涉及到弹塑性以及非线性的分析,因此采用 ABAQUS 进行分析求解。

2.1.1 几何模型

根据试件的几何特征建立有限元仿真模型,为了避免出现沙漏现象和线性完全积分单元中容易出现的剪切闭锁现象,网格单元采取常用于接触分析的六面体非协调单元(C3D8I),由于螺栓孔周围应力变化较快,且应力分布比较复杂,并结合有限元差值计算的特性,对孔边网格进行细化处理,提高计算精度,远离螺栓孔处的网格相对较大,减少运算时间。通过利用几何尺寸实现螺栓与孔的干涉配合,通常对基板厚度 4.0 mm、侧板厚度 2.0 mm、孔径 5.911 mm 不变,改变螺栓直径的大小来获取不同干涉量,共得到 6 种不同干涉水平的螺栓连接结构模型,结构件参数尺寸见表 2。

表 2 不同干涉量的模拟件参数

模型	螺栓直径/mm	干涉量/%
1	5.911	0.0
2	5.941	0.5
3	5.970	1.0
4	6.000	1.5
5	6.029	2.0
6	6.059	2.5

2.1.2 接触定义

为防止不同部位之间的相对滑动以及材料之间的相互嵌入,设置了螺栓与孔之间、连接件基板与上、下侧板之间以及螺帽与板件之间为摩擦接触,接触算法采用库伦摩擦模型,即: $\tau=\mu\sigma$, μ 为动摩擦因数,其中螺栓和结构件接触部分的动摩擦因数取 0.15^[25],在该模型中,应用“Bolt load”功能模拟预紧力的施加。

2.1.3 边界条件

为保证分析精度,试件的约束条件设置与试验过程保持一致,即将基板一端实施完全约束条件,即 $U_1=U_2=U_3=U_{R1}=U_{R2}=U_{R3}=0$,其中: $U_1、U_2、U_3$ 分别为 $x、y、z$ 轴方向上的位移(平动自由度), $U_{R1}、U_{R2}、U_{R3}$ 分别为 $x、y、z$ 轴方向上的转角(转动自由度);对于基板另一端施加 x 轴方向的远场载荷,同时控制 5 个方向的自由度,即 $U_2=U_3=U_{R1}=U_{R2}=U_{R3}=0$ 。

板件与螺栓的具体材料及性能参数与试验件保持一致,如表 1 所示,从而建立了典型航空螺栓连接结构的三维弹塑性有限元分析模型,如图 2 所示。

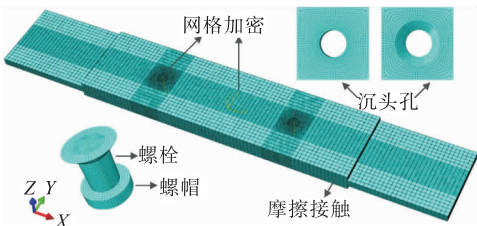


图 2 有限元模型

2.2 试验验证

试验加载设备为 MTS810-500 kN 材料试验系统,所有试件在试验中直接安装在试验机夹头上,试验温度为正常室温,试验现场如图 3 所示。选取 4 个试件,标号分别为 A、B、C 和 D(干涉量均为 1.5%)。试验采用分级加载的方式进行加载,静载荷误差不大于 1%,刚开始每级载荷为 2 kN 加载至 40 kN,然后每级载荷为 1 kN 直至试件破坏,利用 MTS 数据采集系统记录每级载荷和轴向位移数据。



图 3 试验现场

2.3 结果对比

将试验记录结果与有限元模拟结果进行对比分析,如图 4 所示。可以得到在加载前期,试验结果与有限元结果接近一致,均为线性增长,4 个试件的静强度破坏载荷分别为 59.57、60.38、58.15、61.05 kN,有限元模型的静强度破坏载荷为 56.96 kN,与 4 个试验试件的平均破坏载荷 (59.79 kN) 相比误差仅为 4.73%,有限元模型破坏时的位移为 2.71 mm,也在 4 个试验试件破坏时的位移区间 2.66 ~ 3.11 mm 之内,说明有限元仿真得到的结果与试验结果较为吻合,说明本文所建立的有限元仿真模型能够真实地模拟试件在加载过程中的变化情况,具有良好的可靠性与准确性,符合工程要求,可以用该有限元模型进一步研究干涉量对螺栓连接结构力学性能的影响。

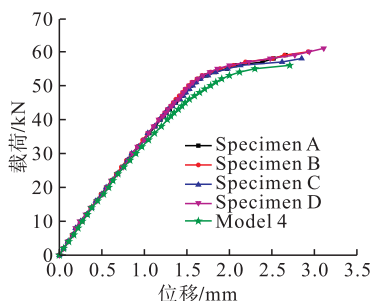


图 4 试验和有限元的载荷-位移曲线对比

3 计算与分析

在经过试验验证的有限元模型基础上,进一步研究干涉量对螺栓连接结构力学性能的影响,分别针对不同干涉量下螺栓孔边细节应力、初始刚度以及极限承载力的变化来进行综合分析。

3.1 干涉量对孔边细节应力的影响

对所建立的 6 种干涉量 (0、0.5%、1.0%、1.5%、2.0% 和 2.5%) 工况下的模型 (见表 2) 进行计算分析,选取孔边与拉应力方向一致的应力,即垂直于应力集中最严重截面的应力 S_x 进行分析,如图 5 所示。对有限元模型施加远端固定拉应力 120 MPa,由于试件的对称性,2 个孔计算结果具有相似性,受

选取其中一个孔进行分析,得到图 6 结果。

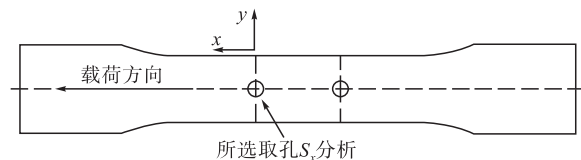


图 5 分析对象示意图

对图 6 进行分析,我们将距孔边距离 $d=0$ mm 处的应力称为孔边缘应力,进一步得到孔边缘应力随干涉量变化的规律如图 7 所示,可以看出对螺栓连接结构进行干涉配合可以明显降低孔边缘处的应力水平,当干涉量小于 1.5% 时,随着干涉量的增加,孔边缘应力迅速降低,之后干涉量大于 1.5% 时,随着干涉量继续增加,这种趋势会逐渐减小即孔边缘应力变化范围较小,同时其应力值也在一个较小的区间内。

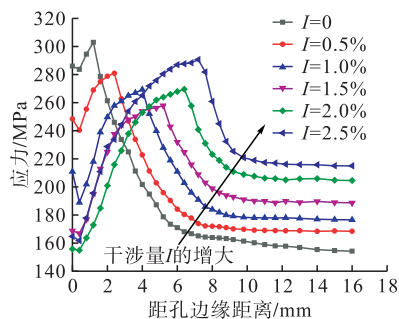


图 6 不同干涉量下孔边应力分布曲线

图 6 中每条不同干涉量下孔边应力分布曲线均有最高点,即孔边峰值应力点,统计得到孔边峰值应力与干涉量的关系如图 7 所示:可以得到在本文所选取的干涉量范围内 (0~2.5%),随着干涉量的增大,结构的峰值应力先减小到谷底后增大,呈现“V”字形变化趋势,这一变化规律也与文献[5]所得到的规律一致,当干涉量为 1.5% 左右时,峰值应力达到最小。

综合孔边缘应力和峰值应力,可以得到在干涉量为 1.5% 时 (如图 7 标注所示),结构的孔边应力以及最大应力都处在一个整体较低的状态,减弱应力集中的效果最好。

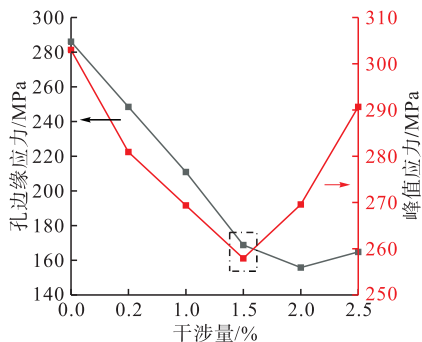


图 7 干涉量与孔边缘和孔边峰值应力关系

进一步得到孔边最大应力点即峰值应力点距孔边距离与干涉量的关系如图 8 所示,可以得到随着干涉量的增大,孔边最大应力即峰值应力离孔边距离越来越远的结论,直观地理解为随着干涉量的增大,其“危险区域”逐步远离孔边。

在距离孔边约 10 mm 之后,各干涉量下的应力变化均逐渐趋于稳定,在距离孔边约 14 mm 之后,基本保持不变,本文将距离孔边约 14 mm 处定义为“稳定应力点”,得到干涉量与“稳定应力点”的关系,如图 8 中所示,可以看出稳定后的应力值大小随着干涉量的增大而增大,但相比于结构的峰值应力要小很多,不是引起结构失效的主要原因。

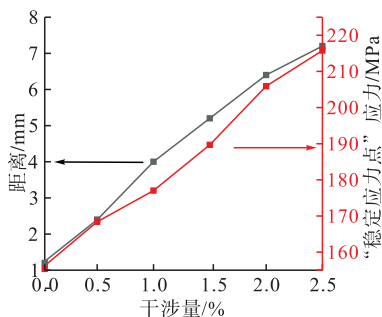


图 8 干涉量与最大应力点距孔边距离关系曲线

结合以上的应力分布规律,可以分析得到:当干涉量为 1.5% 时,有利于提高连接件的疲劳寿命,其原因是在该干涉配合水平下,孔边缘($d=0$ mm)应力值较小,孔边峰值应力最低且距离孔边较远,采取干涉配合降低应力集中的效果最好,抵抗外作用力的能力最强,在相同疲劳载荷作用下,可以有效提高孔边初始裂纹萌生寿命。

3.2 干涉量对结构刚度和承载能力的影响

通过有限元计算求解,得到 6 种干涉量下螺栓连接结构在单调载荷作用下的载荷-位移曲线,如图 9 所示。

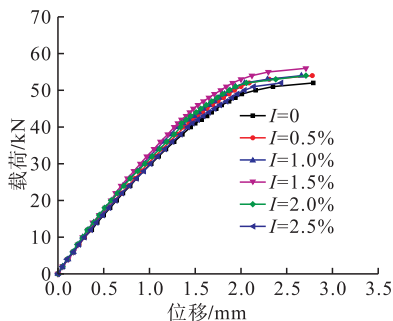


图 9 载荷-位移曲线

通过图 9 分析可得 6 种干涉配合模型在不同干涉量下的载荷-位移曲线形状一致,分为线性和非线性双线性增长阶段,即弹性变形与塑性变形 2 个时期。在加载初期,模型的载荷-位移曲线呈线性关系

增长,表明板孔处于弹性阶段,整体变形较小;随着载荷不断增加,曲线出现非线性关系增长,模型进入塑性工作状态,继续加载,曲线有逐渐平缓的趋势,试件最终达到极限承载力。刚度是衡量结构在该阶段力学性能的一个重要指标,反映了结构在受力时抵抗弹性变形的能力,以两阶段曲线的斜率作为结构轴向刚度的度量指标,即可得到不同干涉量下模型弹性阶段节点初始拉伸刚度,从而进一步得到干涉量 I 与刚度 K 的关系,如图 10 所示。

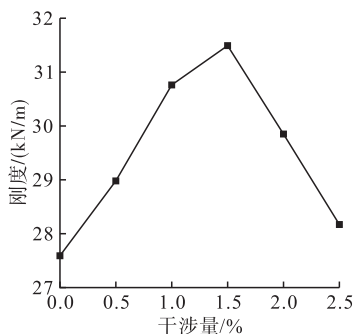


图 10 不同干涉量下的结构刚度曲线

从图 10 可以看出,有无干涉配合以及干涉量的大小都会对螺栓连接结构的刚度产生直接的影响。在所选取干涉量范围内(0~2.5%),对螺栓连接结构进行干涉配合可以有效地提高连接结构的初始刚度,提高的范围为 2.1% 到 14.1%;当干涉量为 0 到 1.5% 时,结构刚度随着干涉量的增长而增长,当干涉量为 1.5% 到 2.5% 时,结构刚度随着干涉量的增长而减小,干涉量为 1.5% 时,结构初始刚度($K=31.49$ kN/mm)最大,相比于无干涉量时($K=27.59$ kN/mm)提高了 14.1%。

将 6 种干涉量下螺栓连接结构的破坏载荷进行求解统计,进而得到干涉量 I 与结构承载能力 F 的关系曲线,如图 11 所示。

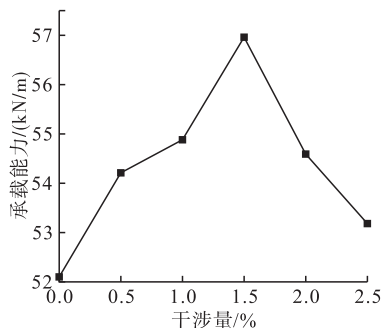


图 11 不同干涉量下结构承载能力曲线

由图 11 可得,采取干涉配合对于螺栓连接结构的承载能力也有着较为明显的影响,其影响趋势与对结构初始刚度的影响较为接近。从图中曲线可以看出采取干涉配合能够提高结构的承载能力,提高的范围为 2.07% 到 9.33%;当干涉量为 0 到

1.5%时,承载能力随着干涉量的增长而增长,当干涉量为1.5%到2.5%时,承载能力随着干涉量的增长而减小。干涉量为1.5%时,结构承载能力($F=56.96\text{ kN/mm}$)最大,相比于无干涉量时($F=52.10\text{ kN/mm}$)提高了9.33%。

4 结论

1)建立了典型航空螺栓连接结构的三维弹塑性有限元分析模型,模型经过试验验证具有较高的可靠性,符合工程要求。

2)对螺栓连接结构进行干涉配合,可以明显改变螺栓孔周围的应力分布。在孔边缘处,随着干涉量的增大,螺栓孔边缘处的应力值将迅速减小,当干涉量大于1.5%时,这种作用会逐渐减弱。

3)在所选取的干涉量范围内(0~2.5%),随着干涉量的增大,孔边结构的峰值应力距孔边的距离越远。

4)采取适当干涉配合可以明显提高螺栓连接结构的刚度,随着干涉量的增加,其刚度先增大后减小,当干涉量为1.5%时刚度最大,相比于零干涉量提高了14.1%。

5)采取适当干涉配合也可以提高螺栓连接结构的承载能力,当干涉量为1.5%时,结构承载能力提升最大,相比于零干涉量提高了9.33%。

参考文献

- [1] 郑捷,刘洋,童明波. 模拟飞机梁结构连接件疲劳寿命分析[J]. 机械强度,2020,42(1):188-193.
- [2] 李益萱,王龙. 飞机某典型螺栓连接件的振动疲劳试验研究[J]. 机械科学与技术,2019,38(9):1401-1405.
- [3] 赵庆云,刘风雷,刘华东. 世界先进航空紧固件进展[J]. 航空制造技术,2009(3):54-56.
- [4] 郁大照,陈跃良,高永,等. 螺栓连接单搭接件疲劳特性试验与全寿命估算方法研究[J]. 中国机械工程,2013,24(20):2747-2752.
- [5] 段元欣. CFRP 螺栓干涉连接结构预紧行为及静强度研究[D]. 西安:西北工业大学,2015:18-23.
- [6] 王建梅. 过盈联接的研究发展[J]. 重型机械,2019(3):1-7.
- [7] HU J S, ZHANG K F, YANG Q D, et al. An Experimental Study on Mechanical Response of Single-Lap Bolted CFRP Composite Interference-Fit Joints [J]. Composite Structures, 2018, 196:76-88.
- [8] 周游. 高锁螺栓干涉配合对孔边应力场及疲劳裂纹萌生寿命的影响[C]. 中国航空学会. 2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(下册). 北京:中国航空学会,2017:54-60.
- [9] 阳建平,陶华,任志强. 干涉配合疲劳强化机理研究[J]. 组合机床与自动化加工技术,2010(10):29-32.
- [10] 钱晓明,姜银方,管海兵,等. 飞机结构件紧固孔强化技术综述[J]. 机械强度,2011,33(5):749-753.
- [11] 中国航空科学技术研究院. 飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册[M]. 北京:航空工业出版社,1993:28-37.
- [12] KIM S Y, HENNIGAN D J, KIM D, et al. Fatigue Enhancement by Interference-fit in a Pin-Loaded Glass Fiber-Reinforced Plastics Laminate [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2012, 226(6):1437-1446.
- [13] JOHN H. CREWS J. Analytical and Experimental Investigation of Fatigue in a Sheet Specimen with an Interference-Fit Bolt[Z]. NASA Langley Research Center Hampton, NASA TND-7926.
- [14] 雅柯维茨. 飞机长寿命螺栓连接和铆接技术[M]. 张国梁,译. 北京:航空工业出版社,1991.
- [15] PEDERSEN P. On Shrink Fit Analysis and Design[J]. Computational Mechanics, 2006, 37(2):121-130.
- [16] PAREDES M, NEFUSSI N, SARTOR M. Study of an Interference Fit Fastener Assembly by Finite Element Modeling, Analysis and Experiment [J]. International Journal of Interactive Design and Manufacture, 2012, 6(3):171-177.
- [17] OZTURK F. Finite-Element Modelling of Two-Disc Shrink Fit Assembly and an Evaluation of Material Pairs of Discs [J]. Proc I/Mech E Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2011, 225 (C2): 263-273.
- [18] 袁振,胡伟平,孟庆春. 干涉量对带板连接件铆钉孔周应力影响[J]. 飞机设计,2016,36(1):38-41.
- [19] 雷金山. 沉头螺栓干涉配合的工艺参数优化[D]. 杭州:浙江大学,2017:51-52.
- [20] 姜杰凤,董辉跃,柯映林. 高锁螺栓干涉连接中极限干涉量[J]. 机械工程学报,2013,49(3):145-152.
- [21] 谢阶栋,陈果,曾馨靓,等. 高锁螺栓装配的最佳干涉量实验与仿真研究 [J]. 机械强度, 2018, 40 (6): 1321-1329.
- [22] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第3卷:铝合金、镁合金)[M]. 北京:中国标准出版社,2002:147-150.
- [23] 赵光菊,郭献忠,毛宗良. Ti6Al4V 高锁螺栓疲劳断口形貌及断口分析[J]. 贵州大学学报(自然科学版), 2012, 29(3):44-46.
- [24] 赵腾伦. ABAQUS 6.6 在机械工程中的应用[M]. 北京:中国水利水电出版社,2007:3-10.
- [25] 良贵,纪名刚. 机械设计[M]. 北京:高等教育出版社, 2006:34-45.

(编辑:姚树峰)