

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.02.009

民用飞机延性金属结构局部高应力静强度研究

李泽江* 朱务学

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要: 针对民用飞机大量使用的延性材料 2024-T42 和 7050-T6 的标准试样和开孔试样在拉伸载荷下的失效模式及失效载荷进行了试验研究,基于材料应力应变曲线建立了有限元模型并对其结果进行验证,提出了开孔金属结构局部高应力下的静强度判别准则。试验结果表明:孔折减系数起决定性影响的是材料的屈服应力与极限应力之间的差值,差值越大,孔折减系数越小;在此基础上研究孔边单元的网格质量(粗网格和细网格)及孔边埋头窝对有限元分析结果的影响,分析结果表明:孔边的网格质量(粗网格和细网格)和埋头窝对孔折减系数影响较小,所建立的延性金属结构局部高应力静强度判别准则合理且具有工程价值,对于 2024-T42 和 7050-T6 两种延性材料利用该局部高应力静强度判别准则进行计算的保守裕度分别为 0.1 和 0.04。

关键词: 延性金属结构;高应力;静强度;孔折减系数;2024;7050

中图分类号: V260.1

文献标识码: A



0 引言

延性金属材料(如 2 000 系列和 7 000 系列铝合金)是民用飞机大量采用的一种重要的结构材料,被广泛应用于飞机蒙皮、腹板、接头及立柱等结构。在飞机的设计过程中,由于系统安装及外形等限制,导致机体结构复杂,在承受大载荷作用下壁板、关键接头、加强框或梁、翼身对接区等重要零部件存在许多局部高应力,如钉孔和截面突变处的 R 区,往往是静强度破坏的起始点,也是静强度分析的重要关注位置。工程设计中最保守的分析方法是通过弹性分析计算得到带有应力集中的最大应力与材料拉伸极限强度作比较,并考虑恰当的安全系数和经验系数,此方法对延性金属材料而言太过保守,不能满足民用飞机经济性要求。

为了充分挖掘延性金属材料的强度冗余,国内外对延性金属材料临界断裂准则进行了大量的研究,研究发现应力三轴度对延性断裂的影响^[1-2],并

将应力三轴度作为主要参数应用于断裂准则当中,后来的研究学者在此基础上提出 Oyane 准则^[3]、Gurson 模型^[4]、修正的 C&L 模型^[5]和 Wilkins 判据^[6]等对试验结果进行预测。随着计算机技术及有限元分析技术的发展,延性断裂准则发展了新的形式,Johnson 和 Cook^[7]根据缺口试样的拉伸试验提出了 J-C 准则;BaoYinbin 等^[8]通过 2024-T351 铝合金的临界断裂实验研究提出了 B-W 临界断裂准则;蔡力勋等^[9-10]建立了基于 FAT(finite-element-analysis aided testing)方法获取材料的全程等效应力-应变关系并通过有限元对试验过程进行了精确的模拟,证明了在临界断裂时第一主应力的主导地位,提出了依据 I 型裂纹尖端的应力分布预测材料平面应变启裂断裂韧度的新方法。刘超等^[11]结合改进的 X-W 延性金属断裂模型和修正的 von-Mises 屈服准则很好地预测 2A12-T4 试件渐进破坏试验的载荷-位移曲线及宏观断裂形貌。针对民用飞机适航验证方面,方芳^[12]引入结构安定性分析概念,提出将安定性分析方法融入金属结构的强度分析

* 通信作者。E-mail: lizejiang@comac.cc

引用格式: 李泽江,朱务学.民用飞机延性金属结构局部高应力静强度研究[J].民用飞机设计与研究,2023(2):52-57. LI Z J, ZHU W X. Study on local high stress strength of ductile metal structures for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(2):52-57(in Chinese).

和设计中来保证结构的安全性以满足适航条款的要求。

综上所述,目前大部分研究集中在应力三轴度及其修正模型上,在使用过程中需要大量的试验参数,模型迭代算法复杂,而工程中模型往往庞大和复杂,采用这些算法收敛性较差且运算周期长,在工程实践中应用不便,本文基于对带孔板进行拉伸试验及有限元分析,建立一种新的简洁的结构局部高应力静强度判别准则,提出了净截面拉伸应力比概念并研究该判据的保守性,同时分析了工程中单元网格及埋头窝的影响,为民用飞机延性金属结构局部高应力静强度分析提供依据。

1 试样件及试验

试样件材料为 2024-T42 和 7050-T6,试样件厚度均为 2.2 mm,标准试样和开孔试样如图 1 和图 2 所示,每组试样件的件数为 7 件,共 28 件,试样件各尺寸如表 1 所示。

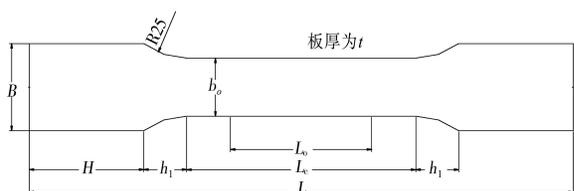


图 1 标准试样件示意图

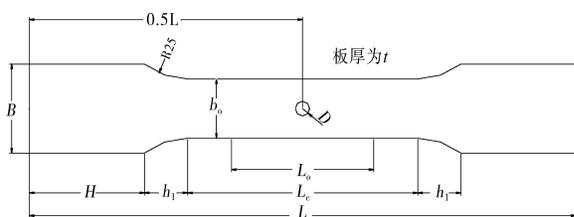


图 2 开孔试样件示意图

在试样件安装到位后再将应变夹可靠地安装在试样件的标距段上并进行清零。试样件及引伸计的安装实物图如图 3 所示。试验加载设备为 MTS Landmark 25 kN 试验机,应变采集设备为 EX1629 型采集系统,引伸计标距仪采用高精度位移标距器,精度为 4.5 μm,选用应变夹的初始标距为 50 mm。各单向加载构型试样的加载速率参考国家标准 GB/T 228. 1-2010《金属材料拉伸试验第一部分:室温试验方法》进行,采用位移控制,速率为 0.01 mm/s。

表 1 试样件尺寸

单位:mm							
b_o	B	H	h_1	L_o	L_c	L	D
20	30	40	15	80	90	200	4.16

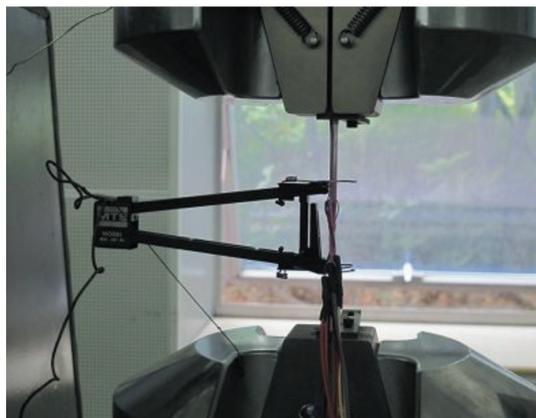


图 3 标准试样件和引伸计安装图

2 试验结果

标准试样件和开孔试样件的破坏模式如图 4 所示,可以看出试样件均在试样件的考核部位发生断裂,试验有效,典型标准试样件的应力-应变曲线如图 5 所示。



图 4 试样件破坏模式

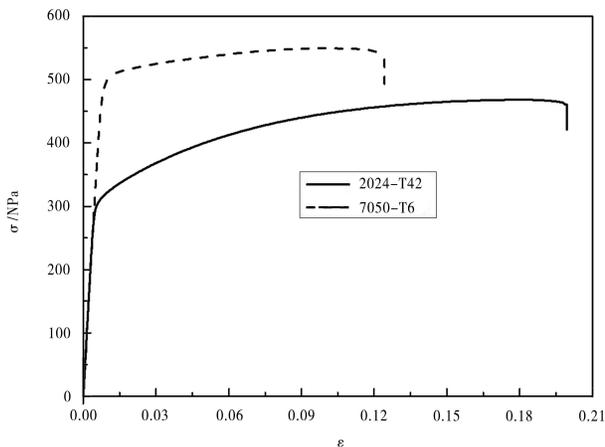


图 5 材料应力应变曲线

名义应力等于拉力除以试样净面积,标准件净面积为 $b_0 \times t$,开孔的试样件净面积为 $b_0 \times t - D \times t$,拉伸极限强度等于最大载荷除以净面积。由于试验件应力应变曲线中未出现明显的屈服点,按 GB/T 228.1-2010 要求,以拉伸载荷-应变曲线上计算弹性段的斜率,以此斜率从 0.2% (应变) 处做平行于拉伸载荷-应变曲线弹性段的直线与拉伸载荷-应变曲线相交点屈服强度。

对每组标准试样件进行平均,得到 2024-T42 标准试样件的拉伸极限强度 455 MPa,拉伸极限应变 18%,拉伸屈服强度为 280 MPa,开孔试样件拉伸极限强度为 418 MPa;7050-T6 标准试样件的拉伸极限强度 539 MPa,拉伸极限应变 10%,拉伸屈服强度为 486 MPa,开孔试样件拉伸极限强度为 538 MPa。

对于有孔或者切口的结构,可由式(1)来定义孔折减系数^[13]:

$$\eta = \sigma_b / [\sigma_b] \quad (1)$$

式中, σ_b 为开孔试件的拉伸极限强度,MPa; $[\sigma_b]$ 为标准试件的拉伸极限强度,MPa; η 为带孔板受拉伸时静强度折减系数。

因此,2024-T42 的带孔板受拉伸时静强度折减系数为 0.92,7050-T6 的带孔板受拉伸时静强度折减系数为 1.00。

对比图 5 的曲线,可以看出 2024-T42 的屈服应力和极限应力之间差值远大于 7050-T6 中两者的差值,由此可知,对孔折减系数起决定性影响的是材料的屈服应力与极限应力之间的差值,差值越大,净截面折减系数越小。这是由于开孔试样在拉伸过程中,应力最先在孔边达到屈服并扩展,2024-T42 相对于 7050-T6 而言,材料屈服后还有较大的切线模量,从而导致其对极限强度的削弱更为明显,在宏观上表现为材料的屈服应力与极限应力之间的差值。

3 模型验证及其失效判据的提出

采用有限元分析软件 ABAQUS 对标准试样件进行仿真,考虑到结构的对称性,取结构的 1/8 做分析(厚度方向也取一半),试样件一端进行对称约束,另一端施加均布载荷 100 MPa。图 6 为有限元网格划分情况,单元选用三维实体 20 节点块单元或在过渡区 15 节点高阶单元。经过计算孔边的最大主应力为 325 MPa。如图 7 所示,在拉伸载荷下孔

边应力集中为 3.25,与理论值相同,模型有效。

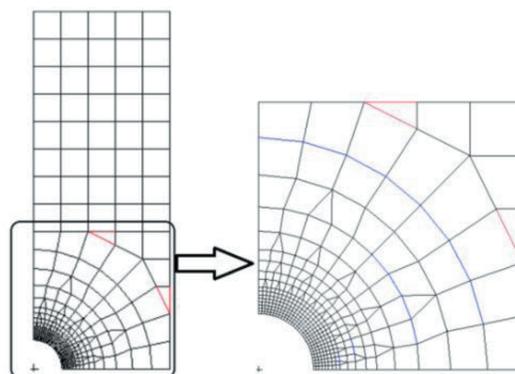


图 6 有限元网格划分

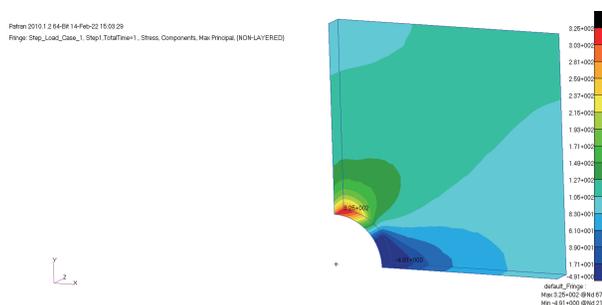


图 7 开孔板最大主应力结果

分别对 2024-T42 和 7050-T6 材料的开孔试样件进行了弹塑性分析,根据标准试样件试验得到的应力-应变曲线,材料属性根据试验获得的标准件应力-应变数据定义(图 5),将试验获得工程应力-应变数据转化为真实应力-塑性应变数据作为 ABAQUS 中输入的塑性应力-应变数据,转换公式^[14]如式(2)至式(4):

$$\varepsilon = \ln(1 + \varepsilon_E) \quad (2)$$

$$\sigma_T = \sigma_E(e + \varepsilon_E) \quad (3)$$

$$\varepsilon_P = \varepsilon_T - \frac{\sigma_T}{E} \quad (4)$$

式中, ε_E 为工程应变; σ_E 为工程应力,MPa; ε_T 为真实应变; σ_T 为真实应力,MPa; ε_P 为塑性应变; E 为弹性模量,MPa。

定义净截面拉伸应力比 k 为孔边最大拉伸应力

σ_n 除以净截面拉伸应力 $\sigma_u \frac{b_0 - D}{b_0}$, 即

$$k = \frac{\sigma_n b_0}{\sigma_u (b_0 - D)} \quad (5)$$

通过弹塑性分析得到两种材料的孔边最大拉伸应变随净截面拉伸应力比的变化曲线图如图 8 所

示。从图8中可见,当孔边最大拉伸应变达到材料的拉伸应变强度 ε_u 时,净截面拉伸应力未达到净截面折减应力 $\eta\sigma_u$ 。根据该曲线可知,孔边最大应变要远远大于 ε_u 时其净截面拉伸应力才能达到净截面折减应力 $\eta\sigma_u$,其机理是由于开孔试样件只有一或两点上(沿厚度方向认为同一点)其应变达到 ε_u ,而对标准试样件时整个试验段长度上的应变全都达到 ε_u ,通过两者比较可以看出均匀拉伸试样件更容易破坏,或者带孔板的孔边需要比 ε_u 更大的应变才能破坏。

基于该机理可以得到简洁的结构局部高应力静强度判别准则:拉伸静载荷作用下,如果结构上仅有一点的最大应变 ε_{\max} 小于等于用标准试样拉伸试验得到的最大应变 ε_u ,即 $\varepsilon_{\max} \leq \varepsilon_u$,则结构不发生静强度破坏。

由第2章的试验实测结果可知:2024-T42的带孔板受拉伸时静强度折减系数为0.92,极限拉伸应变为0.18;7050-T6的带孔板受拉伸时静强度折减系数为1.00,极限拉伸应变为0.1,绘制出孔边最大拉伸应变随净截面拉伸应力比曲线图,如图8所示,从图8可得出其保守裕度约为0.04~0.1。

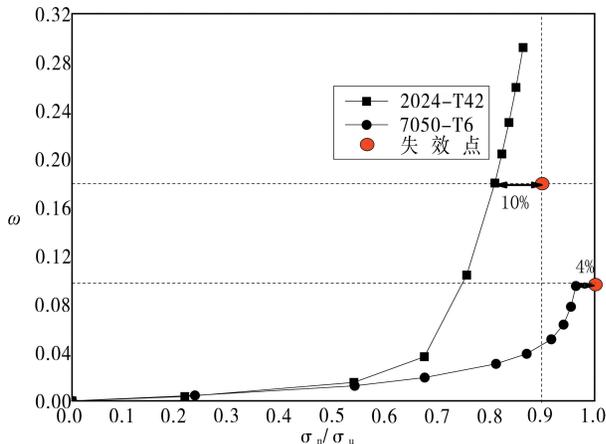


图8 孔边最大拉伸应变随净截面拉伸应力比曲线图

4 网格大小对有限元分析结果的影响

图6所示的有限元网格相对精细,在1/4圆弧上部有30个单元,如在实际结构分析时采用如此精细的网格会使得模型过于庞大,计算耗时太多。图9给出孔边粗网格有限元网格划分的示意图,在1/4圆弧上布有4个单元,厚度方向上仅布一个单元,单元类型、边界条件等与前文细网格相同。

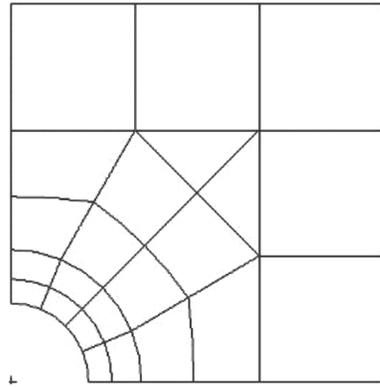


图9 开孔孔边粗有限元网格划分示意图

图10给出了粗网格下的开孔板的最大主应力结果,可以看出粗网格计算得到主应力结果与细模型结果匹配度较好,误差仅为0.3%。图11给出了用粗模型作弹塑性分析计算得到的孔边最大拉伸应变随净截面拉伸应力比曲线变化图,并与细网格的结果作了对比,结果表明粗网格的应变相对细网格存在一定的误差,最大误差不超过6%。通过对比还可发现其对净截面折减应力几乎没有影响,即对净强度裕度基本无影响,这可以大大节约工程上运算和调试的成本。

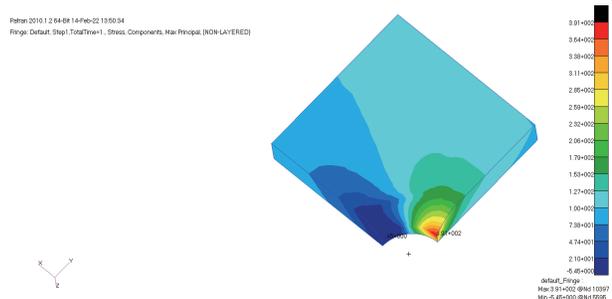


图10 粗网格孔边最大主应力

5 埋头窝对有限元分析结果的影响

工程中常常对开孔处进行埋头窝,本文在图6所示的带孔板有限元网格基础上引入埋头窝,图12给出了有埋头窝的开孔边有限元网格划分,单元类型、边界条件等与前文均相同。图13给出了孔边埋头窝最大主应力云图,其最大主应力为391 MPa,则孔边埋头窝应力集中为 $K_t = 3.91$ 。

图14给出了孔边有埋头窝最大拉伸应变随净截面拉伸应力比变化曲线图,并与无埋头窝进行了比较,从图13中可看到尽管埋头窝对结构局部应力

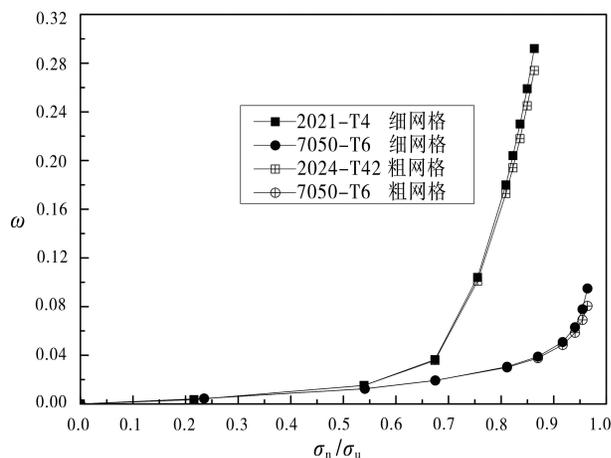


图 11 粗网格孔边最大拉伸应变随净截面拉伸应力比曲线图

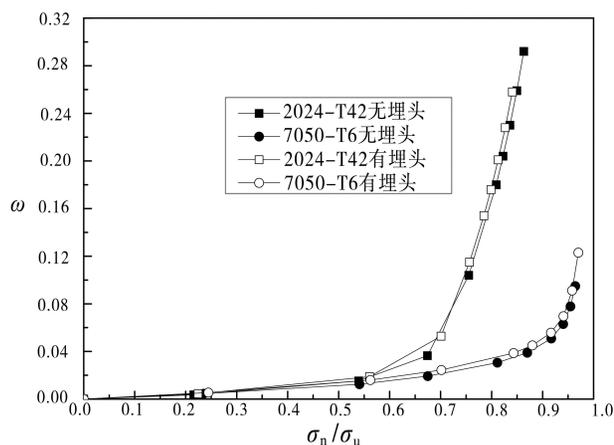


图 14 埋头窝最大拉伸应变随净截面拉伸应力比曲线图

集中发生了较大改变(应力集中系数由 3.25 增加到 3.91),但其对净截面折减破坏应力几乎没有影响。另一方面,考虑到埋头窝面积对净截面的减少量为 3.7%,因此,有限元分析表明可以不引入埋头窝,且不影响静强度分析评估结论,大大减少节约工程上运算和调试的成本。

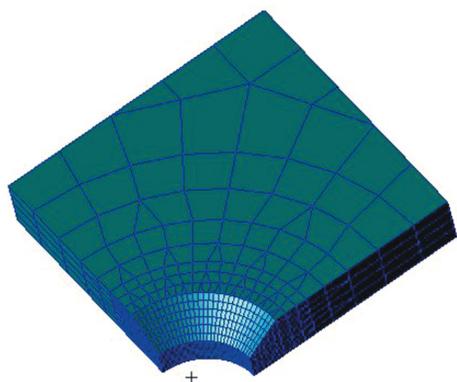


图 12 孔边埋头窝详细有限元网格划分

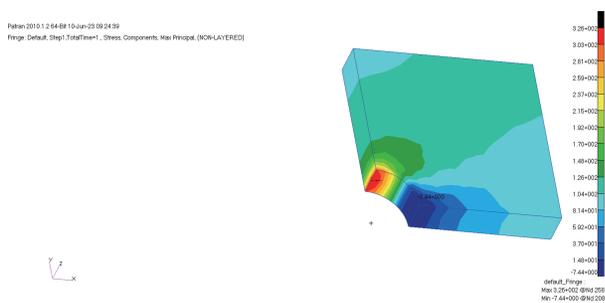


图 13 孔边埋头窝最大主应力分布

6 结论

1) 试验结果表明对孔折减系数起决定性影响

的是材料的屈服应力与拉伸强度之间的差值,差值越大,净截面折减系数越小。

2) 建立了一种新的结构局部高应力静强度判别准则:结构上仅有一点的最大应变 ϵ_{\max} 小于等于用标准试样拉伸试验得到的最大应变 ϵ_u ,即 $\epsilon_{\max} \leq \epsilon_u$,则结构不发生静强度破坏。通过对净截面拉伸应力比 k 参数研究,可知采用该判据 2024-T42 和 7050-T6 的保守裕度分别为 0.1 和 0.04。

3) 采用三维 20 节点的高阶单元对网格大小具有较大的适应性,可有效的降低网格数量,提高计算效率。

4) 利用细节有限元分析开孔静强度时可以不考虑埋头窝对分析结果的影响。

参考文献:

- [1] MCCLINTOCK F A. A criterion for ductile fracture by the growth of holes[J]. Journal of Applied Mechanics, 1968,35(2):363-371.
- [2] RICE J R, TRACEY D M. On the ductile enlargement of voids in triaxial stress fields[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1969,17(3):201-217.
- [3] OYANE M. Criteria of ductile fracture strain[J]. Bulletin of the JSME, 1972,15(90):1507-1513.
- [4] GURSON A L. Continuum theory of ductile rupture by void nucleation and growth: Part I—Yield criteria and flow rules for porous ductile media[J]. Journal of Engineering Material and Technology, 1977, 99(1):2-15.
- [5] OH S I, CHEN C C, KOBAYASHI S. Ductile fracture in axisymmetric extrusion and drawing[J]. Journal of Engineering for Industry, 1979,101(1):36-44.

- [6] WILKINS M L, STREIT R D, REAUGH J E. Cumulative-strain-damage model of ductile fracture: Simulation and prediction of engineering fracture test: UCRL-53058 [R]. San Leandro, CA: Lawrence Livermore National Laboratory, 1980.
- [7] JOHNSON G R, COOK W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1): 31-48.
- [8] BAO Y B, WIERZBICKI T. On fracture locus in the e-quivalent strain and stress triaxiality space [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2004, 46(1): 81-98.
- [9] YAO D, CAI L X, CHEN B. A new approach on necking constitutive relationships of ductile materials at elevated temperatures [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(6): 1626-1634.
- [10] 韩光照, 蔡力勋, 姚迪, 等. 延性材料断裂准则与平面应变断裂韧度 [J]. 航空学报, 2018, 39(8): 150-161.
- [11] 刘超, 孙秦, 刘彦杰. 三维应力状态下 2A12 试件有限变形和断裂的数值模拟 [J]. 中国有色金属学报, 2014, 24(5): 1157-1166.
- [12] 方芳. 浅析民用飞机的结构安定性分析概念 [J]. 民用飞机设计与研究, 2021(4): 96-99.
- [13] 《飞机设计手册》总编委会. 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, 2002.
- [14] 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.

作者简介

李泽江 男, 硕士, 高工。主要研究方向: 飞机结构设计。

E-mail: lizejiang@comac.cc

朱务学 男, 博士, 专家。主要研究方向: 飞机结构设计。

E-mail: zhuwuxue@comac.cc

Study on local high stress strength of ductile metal structures for civil aircraft

LI Zejiang* ZHU Wuxue

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

Abstract: An experimental study of fail model and failure load was carried out on open-hole samples and standard samples under tension load for ductile material 2024-T42 and 7050-T6, which are widely used in civil aircraft. A finite-element modeling with material stress-strain curve was established and its results were verified, and the static strength criterion for the open-hole under local high stress was proposed. The experimental results show that the decisive factor affecting the pore reduction coefficient is the difference between the yield stress and ultimate stress of the material. The larger the difference is, the smaller the pore reduction coefficient is. On this basis, the influence of the mesh quality (coarse mesh and fine mesh) and countersunk hole on the strength results were studied. The analysis results show that the mesh quality of the hole edge (coarse mesh and fine mesh) and the countersunk have a small impact on the hole reduction coefficient. The established static strength criterion based on tests for the ductile aluminum alloys is reasonable and useful in the engineering application. The safety margins calculated using the local high stress static strength criterion for 2024-T42 and 7050-T6 ductile materials are 0.1 and 0.04, respectively.

Keywords: ductile metal structures; high stress; static strength; open-hole strength reduction factor; 2024; 7050

* Corresponding author. E-mail: lizejiang@comac.cc