

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-08

民用飞机主起落架脱离销结构设计及脱离失效分析

符亮¹, 杨乐¹, 刘庞轮¹, 罗航¹, 孟清河¹, 蒋炳炎²

(1. 中航飞机起落架有限责任公司, 长沙 410200)

(2. 中南大学 机电工程学院, 长沙 410083)

摘要: 起落架在承受过载工况时应能够实现与机体安全快速分离, 为了明确民用飞机主起落架应急脱离销脱离槽结构对其脱离载荷的影响, 分别设计外槽、长外槽、内槽和长内槽四种脱离槽结构, 仿真分析脱离结构对脱离销脱离载荷的影响; 试验对比分析内、外槽结构的脱离销脱离载荷和失效模式。结果表明: 脱离销破坏失效从脱离槽内部扩展至外部, 脱离载荷随受剪截面积的增加而增加, 且呈现线性变化趋势; 通孔销脱离载荷随受剪截面积的变化量(剪切强度系数)最大, 外脱离槽销次之, 内脱离槽销最小; 内脱离槽销受剪截面积和整体尺寸的影响最小, 脱离载荷容易控制; 断口形貌显示外脱离槽销为韧性断裂失效, 内脱离槽销则表现出脆性断裂失效, 内脱离槽销的设计符合民用飞机主起落架应急脱离适航设计要求。

关键词: 主起落架; 应急脱离销; 脱离载荷; 断口形貌; 失效形式

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Structure design and breakaway failure analysis of emergency fuse-pin for civil main landing gear

FU Liang¹, YANG Le¹, LIU Panglun¹, LUO Hang¹, MENG Qinghe¹, JIANG Bingyan²

(1. AVIC Landing-gear Advanced Manufacturing Corporation, Ltd., Changsha 410200, China;)

(2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: The landing gear should be able to achieve safe and rapid separation from the aircraft body under overload conditions. To clarify the effect of breakaway groove on the breakaway load of emergency fuse-pin for civil main landing gear, a series of FEM simulations were conducted to study the influence of structural changes of breakaway groove on the breakaway load for outer-groove, long outer-groove, inner-groove and short inner-groove emergency fuse-pin. The breakaway load and failure mode were comparison analyzed between inner-groove and inner-groove emergency fuse-pin by experimental tests. The results reveal that the breakaway failure of fuse-pin is extended from inside to outside. The breakaway loads increase with increasing the sectional area and exhibit a linear relationship. The breakaway load variation with the sectional area (shear strength coefficient) of through-hole pin is the maximum, followed by outer-groove pin, and the inner-groove pin is the minimum. Compared with other pins, the breakaway load of inner-groove pin is easy to control and less affected by sectional area and overall size. The fracture morphology is changed from ductile fracture of outer-groove pin to brittle fracture of inner-groove pin. Accordingly, the design of inner-groove pin meets the aviation regulations requirement for civil main landing gear.

Key words: main landing gear; emergency fuse-pin; breakaway load; fracture morphology; failure mode

收稿日期: 2023-06-06; 修回日期: 2023-10-27

基金项目: 工信部民机专项(JZ025-XY-003)

通信作者: 符亮, fuliangctbu@126.com

引用格式: 符亮, 杨乐, 刘庞轮, 等. 民用飞机主起落架脱离销结构设计及脱离失效分析[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(X): 1-8.

FU Liang, YANG Le, LIU Panglun, et al. Structure design and breakaway failure analysis of emergency fuse-pin for civil main landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(X): 1-8. (in Chinese)

0 引言

起落架作为飞机承载并兼有操纵功能的重要结构件,担负着飞机起降的重要作用,其适坠性设计直接影响整机的安全性能^[1]。在起落架适坠性设计中,除了满足强度、变形、疲劳和缓冲吸能要求外,应具有应急脱离结构设计,即飞机在起飞和着陆过程中起落架因超载而损坏时,其损坏状态不能导致任何燃油系统溢出足够量的燃油构成起火危险^[2],为避免起落架戳穿机翼燃油系统导致火灾的发生,要求起落架在承受过载工况时应能够实现与机体安全快速分离^[3]。因此,对民用飞机主起落架应急脱离的研究具有重要意义。

当前,国外飞机设计公司主要采用构件整体脱离和连接构件脱离^[4-5]两种应急脱离设计,其中作为机身与起落架连接的脱离销因其结构简单、设计制造及试验方便,易作为承载“薄弱环节”,应用广泛,波音 B737 和空客 A320 等均在主起落架与机翼的连接处设计了脱离销^[6];国产飞机中,由中国商用飞机有限责任公司研发并具有自主知识产权的大型干线客机 C919 和支线客机 ARJ21 均采用了脱离销的结构设计,其内、外脱离槽的结构设计可保证脱离销准确的脱离位置,并准确控制脱离载荷。

尽管航空航天信息报告中阐述了起落架应急脱离适坠性设计的原因和方法,对脱离销的适坠性设计与分析提出了基本的要求,并列举了诸如波音 B737/747,空客 A330/340 等飞机起落架脱离销的布置结构^[6],但受技术保密的约束,国外有关起落架应急脱离销的结构设计原理、试验方法和试验数据难以获取。国内研究人员通过对脱离销准静态试验、主起落架应急脱离动力学模拟和工程经验分析,为起落架适坠性应急脱离设计提供了理论基础和参考。杜瑞等^[7]采用 LMS Virtual Lab Motion 软件建立了起落架动力学模型,仿真研究了下沉速度和高速滑跑过程中障碍物对主起落架应急脱离的影响,确定了脱离载荷和脱离顺序;李泽江等^[8]设计了空心结构脱离销,并根据起落架实际装配结构,设计了双剪切结构,实验研究了脱离销的静力与脱离强度,提出了脱离销失效的判断依据;Zhang Pengfei 等^[9]采用准静态双剪切破坏试验研究了某大型民用飞机脱离销(15-5PH 不锈钢)长度、径厚比和装配关系对其失效形式、脱离载荷和屈强比的影响,为脱离销双剪工况下的断

离研究提供了参考;戴志成^[10]通过仿真和试验研究了通孔脱离销的脱离载荷,分析了失效模式。但上述研究中并未提出脱离销结构设计准则和理论依据,也未开展脱离槽结构脱离销的脱离性能试验,仍需进一步展开研究。

与此同时,脱离销的脱离失效伴随着大变形的发生,涉及高度的材料和几何非线性问题,很难从理论上系统地展开研究。伴随着有限元技术的不断发展,准确合理的有限元分析技术弥补了试验研究的不足,为起落架应急脱离技术的研究提供了更有效的研究思路^[11-12],高精度数值模型已成为适坠性研究的重要方法^[13-14]。

本文以某大型民用飞机主起落架前耳应急脱离销为研究对象,首先,通过拉伸试验获得材料的非线性应力—应变曲线;然后,结合某大型民用飞机主起落架脱离销结构,建立应急脱离销的有限元仿真模型,仿真研究结构变化对应急脱离销脱离载荷的影响规律,构建脱离载荷与结构的变化关系;最后,通过剪切破坏试验验证脱离结构对脱离载荷的影响规律,并明确脱离销受剪工况下的失效形式。

1 试验材料及研究方法

1.1 材料属性

应急脱离销材料选用起落架用超高强度 300M 钢(40CrNi2Si2MoVA,棒材,大冶特殊钢有限公司),采用淬火+回火进行材料热处理;热处理后,根据 GB/T 228.1—2010《金属材料拉伸试验》标准测量 300M 钢的拉伸性能,获得 300M 钢应力—应变曲线,如图 1 所示,材料属性参数如表 1 所示。

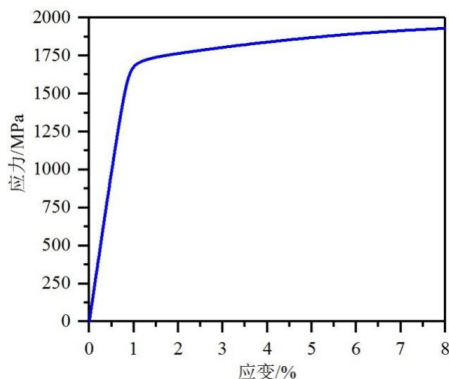


图 1 300M 钢应力—应变曲线
Fig. 1 Stress-strain curve of 300M steel

表 1 300M 钢材料属性
Table 1 Physical properties of 300M steel

材料	密度 $\rho /$ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	弹性模量 E / GPa	泊松比 μ	抗拉强度 σ_b / MPa
300M 钢	7.83×10^3	200	0.3	1 930

1.2 断离销结构设计

民用飞机应急断离结构主要设计为中空结构^[15],通常有单剪结构和双剪结构两种,可满足安全设计及准确的断离位置要求,某大型民用飞机主起落架断离销布置位置如图 2 所示,其中前耳销 1 采用单剪切结构,其他销轴采用双剪结构,所有销轴均可承载航向、垂向和侧向载荷。当飞机以较大的降落速度应急着陆时,飞机承受较大的垂向载荷,前耳的断离销首先破坏失效,起落架向前弯曲,期间扯断收放作动筒与机体连接的连接销,并导致后耳连接销失效,保证主起落架不直接戳穿机翼,在该工况下前耳销的准确断离最为关键,需明确前耳销结构变化对其断离载荷的影响。

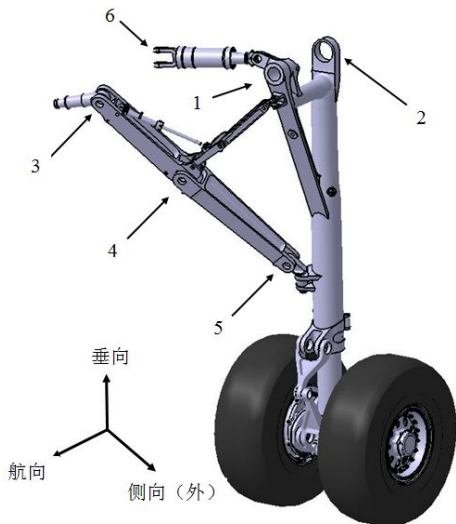


图 2 某民用飞机主起落架结构
Fig. 2 Main landing gear structure of a civil aircraft

参考某大型民用飞机主起落架前耳销的结构及尺寸,为保证断离载荷的准确控制,采用空心销轴的结构型式,分别设计通孔销、外槽销、长外槽销、内槽销及长内槽销五种结构,如图 3 所示。同时,根据前耳销的受力特点,设计单剪试验工装,将一端固定,另一端向下加载,模拟断离销的承载及破坏,如图 4 所示。

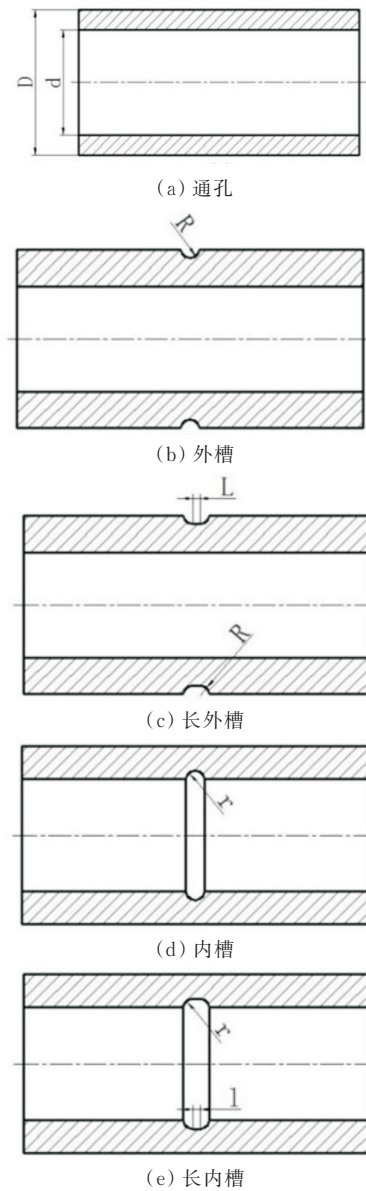


图 3 断离销结构形式
Fig. 3 The structure of fuse-pins

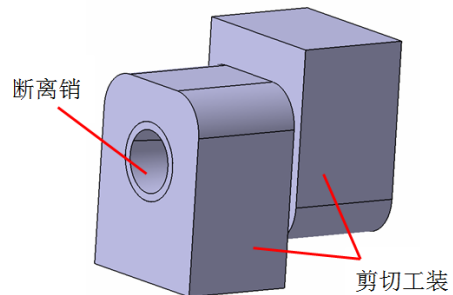


图 4 断离销剪切工装
Fig. 4 The shear fixture of fuse-pin

1.3 仿真研究方案

仿真研究中,采用单因素试验法,分别研究内径 d 、开槽半径 R 和 r 、槽长 L 和 l 变化对断离销断离载荷的影响,并研究剪切面积相等工况下,断离销结构及尺寸变化对断离销断离载荷的影响,其中,依据某大型民用飞机主起落架前耳销的装配尺寸设定断离销的外径,断离销尺寸设计仿真研究方案如表2所示(所有仿真方案的外径均为100 mm)。采用CATIA软件建立应急断离销及剪切工装结构模型,导入ANSYS的Static Structural分析模块,新建材料库并导入300M钢非线性应力应变数据,仿真获得应急断离销 von-Mises 应力及承载力。

表2 断离销尺寸设计及研究方案
Table 2 Dimension design and simulation scheme of fuse-pin

仿真方案	内径 d/mm	外槽半径 R/mm	外槽长 L/mm	内槽半径 r/mm	内槽长 l/mm	备注
1	0/20/40/ 60/80	/	/	/	/	通孔销
2	60	10/15/ 20	0	/	/	外槽销
3		/	/	10/15/ 20	/	内槽销
4	径向截面面积相等的5种销					
5	60	/	/	5	0/2/4/ 8	长内槽销
6		/	/	5/7.5/ 10	4	

1.4 试验验证方案

根据仿真研究结果,考虑试验的可实现性,设计1:5缩比断离销试验件进行加载破坏试验,验证断离槽结构对断离载荷变化趋势的影响,如图5所示,剪切破坏试验采用深圳乾行达科技公司液压力学试验机,加载速度为1 mm/min,设计剪切工装,记录断离销断离断离载荷,采用电子扫描显微镜(SEM, EVO 18, ZEISS公司)分析断离销的断口失效形貌。

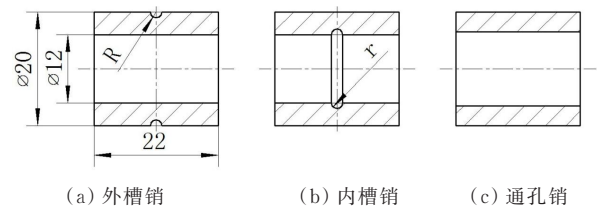


图5 断离销试验件

Fig. 5 Test sample of fuse-pin

2 研究结果及讨论

2.1 孔内径对通孔断离销断离载荷的影响

通孔销在承载过程中,其受剪截面的应力逐渐增加并高于其他区域,同时受剪横向截面的应力高于纵向截面,如图6所示。随着剪切载荷从上往下传递,通孔断离销顶端受挤压并向内部产生塑性变形,顶端位置主要承受剪切载荷并伴随着相对较小的弯矩,而横向截面处的弯矩最大,应力值最高,导致通孔销横截面处最先失效。

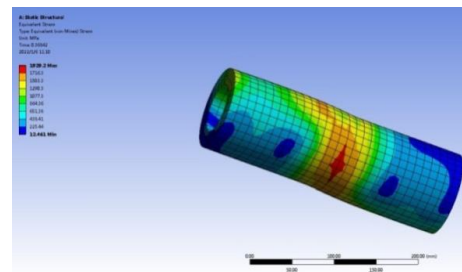


图6 通孔销剪切失效

Fig. 6 Shear failure process of through-hole pin

孔内径大小影响了断离销承载截面积,承载截面积越大,断离销的承受载荷越高,如图7所示。

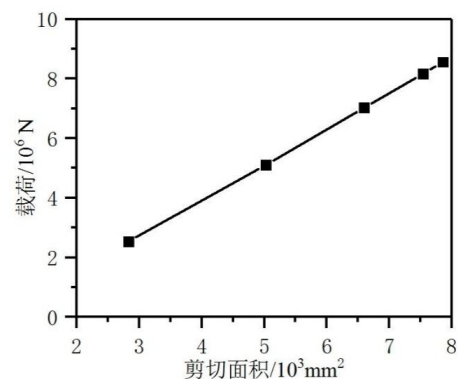


图7 剪切面积对通孔销断离载荷的影响

Fig. 7 Effect of sectional area on the breakaway load for through-hole pin

断离销承受的断离载荷与受剪截面积成线性关系,可推导出断离载荷与承载面积、孔径的关系式为

$$F=A+\tau_x \times S=A+\tau_x \times \pi(D_m^2-d_m^2)/4 \quad (1)$$

式中: F 为断离销承受的断离载荷; A 为载荷常数,与断离销结构有关; τ_x 为剪切强度系数; D_m 为断离销断离销承载截面的外径; d_m 为断离销承载截面的内径。相比于材料剪切计算公式,该公式可较为准确的描述断离销剪切载荷与剪切面积的关系。

2.2 断离槽对断离销断离载荷的影响

断离销承载过程中承受较为复杂的拉压弯剪组合载荷,内孔截面处承受载荷比外部截面高,引起断离销从内截面处开始失效,逐渐扩展到外部,可通过取内、外断离槽销承载过程中的横截面应力状态予以证实,如图8所示。

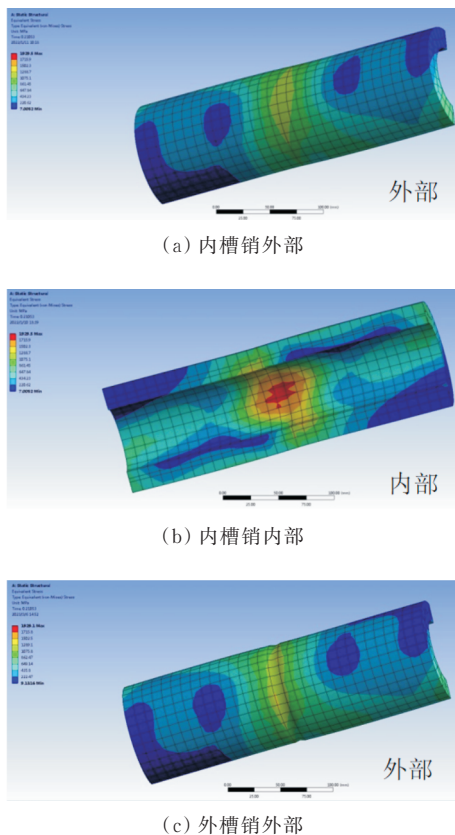


图8 断离销应力云图

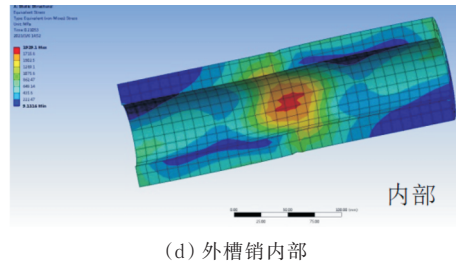


Fig. 8 Stress nephogram of fuse-pin

开槽半径对断离销承载截面积及承载力的影响如图9所示。与通孔销一致,开槽销承载的断离载荷与受剪截面积均成线性关系,可采用公式1描述开槽销断离载荷与承载面积的关系,通过拟合得到断离销的载荷常数和剪切强度系数,如表3所示。在开槽半径为10 mm和15 mm条件下,内槽销承载截面积大,断离载荷相对较高,达到20 mm时,因 $\tau_{内} < \tau_{外} < \tau_{通}$,且外槽销整体体积大,导致外槽销断离载荷高于内槽销。仿真结果表明内槽销的断离载荷受剪切面积变化的影响最小,内槽销对断离载荷的敏感程度相对最小。

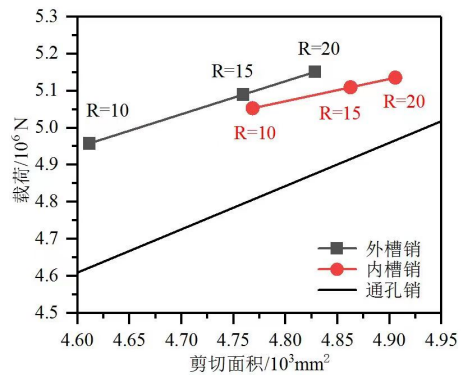


图9 开槽半径和承载截面对断离销断离载荷的影响
Fig. 9 Effect of groove radius and sectional area on the breakaway load for fuse-pin

表3 断离销载荷常数和剪切强度系数(仿真)

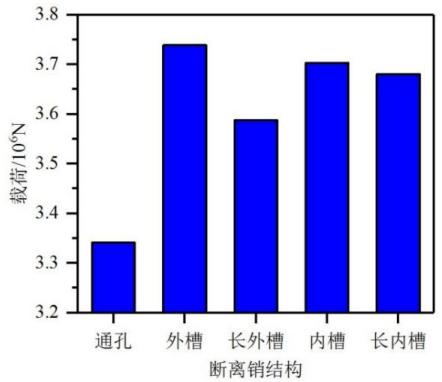
Table 3 Load constant and shear strength coefficient of fuse-pin(simulation)

结构	载荷常数 $A/(10^6 \text{ N})$	剪切强度系数 $\tau_x/(10^2 \text{ MPa})$
通孔销	-0.88	1.18
外槽销	0.85	0.89
内槽销	2.19	0.60

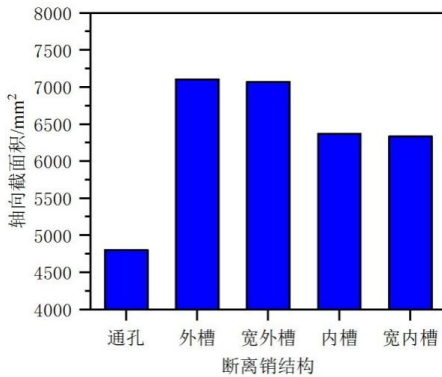
2.3 断离销结构变化对断离载荷的影响

受剪截面积相等情况下,断离销断离载荷的

变化如图 10 所示。外槽断离销承载最大,通孔断离销承载最小。通孔断离销体积小、重量轻,导致整体强度最弱;长内槽销尽管体积大,但承载过程中受弯剪组合载荷,加之较高的应力集中系数^[16],降低了长外槽销的承载载荷;开外槽结构销对载荷变化较为敏感,断离载荷控制较为困难,且断离销整体重量较大,而开内槽及长内槽销承受的断离载荷相差不大,重量相对较轻,断离载荷控制较为容易。



(a) 断离载荷对比



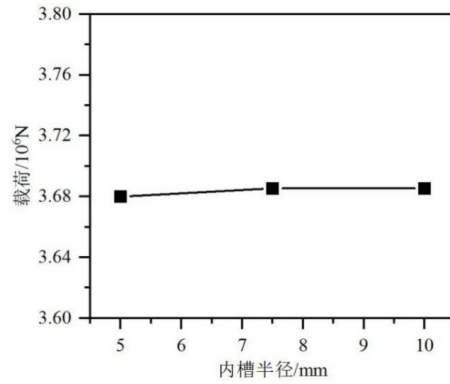
(b) 轴向截面积对比

图 10 结构变化对断离销断离载荷及轴向截面积的影响

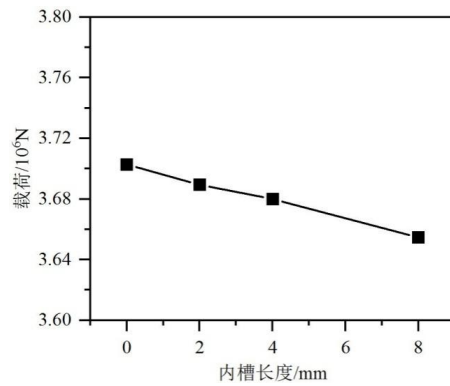
Fig. 10 Effect of structural changes on the breakaway load and axial sectional area for fuse-pin

2.4 内槽半径及槽长对长内槽销断离载荷的影响

受剪截面积相等的内槽销半径和槽长对断离销断离载荷的影响如图 11 所示。内槽半径的变化几乎不影响断离销整体体积,内槽半径对断离载荷影响较小,而随着内槽长度的增加,断离销体积减小,整体强度降低,断离载荷逐渐减小,并呈现出准线性关系。



(a) 内槽半径



(b) 内槽长度

图 11 内槽半径及槽长对内槽销断离载荷的影响

Fig. 11 Effect of groove radius and length on the breakaway load for inner-groove pin

2.5 应急断离销剪切破坏试验结果分析

应急断离销受剪破坏的力-位移曲线如图 12 所示,可以看出:随着位移的增加,断离销沿着径向发生局部变形,断离销被压扁,断离销承载载荷缓慢增加;随后,断离销出现弹性变形并发生塑性变形,达到最大剪切载荷后,内槽销整体断离,而外槽销塑性变形进一步增加,承载逐渐降低,最后断离。

两种断离销的断口形貌如图 13 所示,可以看出:外槽销的断口表面存在大量的微小韧窝,表现出韧性断裂特征^[17-18],而内槽销断口表面则相对平整,表现出脆性断裂特征。

根据 CCAR25 部适航标准对起落架强度和变形的要求(结构必须能够承受极限载荷至少 3 s 而不破坏)及起落架总则要求,断离销应具有足够的强度、刚度,且失效发生时即刻断离,因此,合理的内槽销结构设计可满足该要求。

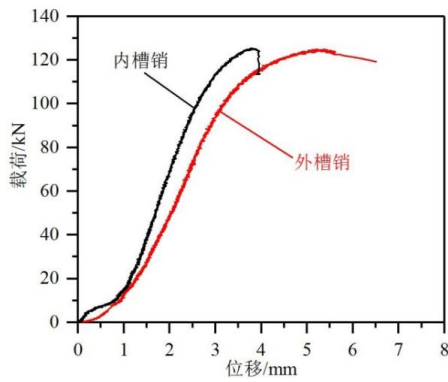


图 12 断离销力—位移曲线

Fig. 12 Force-displacement curve of fuse-pin

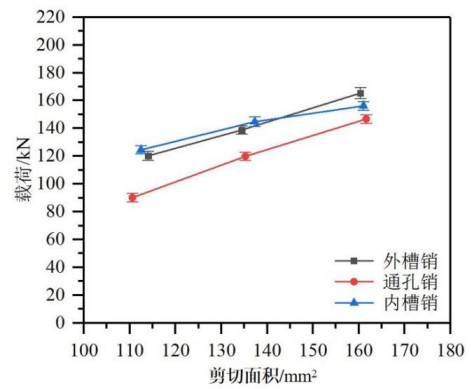


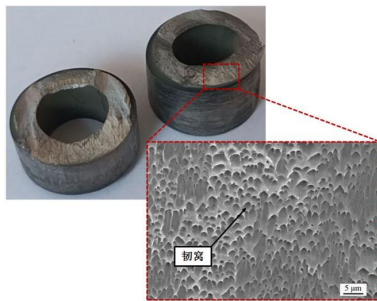
图 14 断离销断离载荷对比

Fig. 14 The comparison of breakaway load for fuse-pin

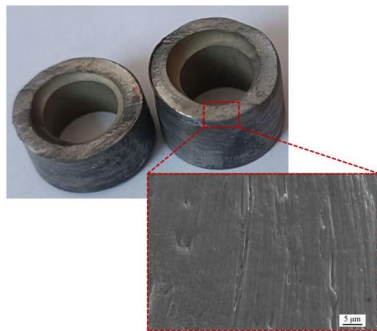
表 4 断离销载荷常数和剪切强度系数(试验)

Table 4 Load constant and shear strength coefficient of fuse-pin (experiment)

结构	载荷常数 $A/(10^3\text{N})$	剪切强度系数 $\tau_s/(10^3\text{MPa})$
通孔销	-31.25	1.11
外槽销	8.28	0.98
内槽销	52.59	0.65



(a) 外槽销



(b) 内槽销

图 13 断离销失效形式

Fig. 13 Failure mode of fuse-pin

为了进一步验证内槽销、外槽销和通孔销的仿真分析结果,对比分析三种断离销断离载荷与剪切面积关系,如图 14 所示。通孔销的承载面积从 110.59 mm^2 增加到 161.64 mm^2 ,断离载荷从 90.25 kN 增加到 146.75 kN ;外槽销的承载面积从 114.01 mm^2 增加到 160.35 mm^2 ,断离载荷从 120.24 kN 增加到 165.44 kN ;内槽销的承载面积从 112.45 mm^2 增加到 161.02 mm^2 ,断离载荷从 124.57 kN 增加到 156.17 kN ;剪切强度系数分别为 1107.975 和 651 MPa ,如表 4 所示。

外槽销和通孔销断离载荷与剪切面积呈现出准线性关系,而内槽销存在一个明显的拐点。这是由于剪切工装在反复试验过程中发生了磨损,产生了试验误差,导致断离载荷偏小,但内槽销的失效形式均为脆性破坏,可认为内槽销的断离载荷与剪切面积也为准线性关系。同时,内槽销剪切断离载荷受面积变化的影响最小,证实了内槽销的可设计性最好,其变化趋势与仿真结果一致,但由于存在尺寸效应,导致仿真结果与试验结果存在一定的误差,后续将进一步通过 1:1 试验件进行验证研究。

3 结 论

1) 断离销在受剪工况下,失效均从内部受剪位置开始,逐渐扩展到外部,且断离载荷随断离销受剪切截面积的增加而增加,呈现出线性关系。

2) 受剪切截面积和整体尺寸共同影响,外槽销承载相对较高、通孔销承载最小,但外槽销和通孔销均受剪切截面积影响较大,断离载荷控制相对较难,内槽销断离销的断离载荷随剪切面积的变化最小,可设计性强。

3) 开槽半径的大小几乎不影响内槽销的截面积和体积,对内槽销断离载荷的影响较小,随着槽长的增加,内槽销的体积减小,断离载荷呈现出准

线性下降的关系。

4) 相比外槽销的韧性破坏失效,内槽销则表现出明显的脆断失效,能较好地满足 CCAR25 部适航标准对主起落架应急脱离的设计要求。

参考文献

- [1] FANG Xingbo, CHEN Hu, HAN Yuying, et al. Crashworthiness performance simulation and analysis of combined-type landing gear buffer[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2022, 35(4): 04022049.
- [2] 中国民用航空局. 中国民用航空规章:第 25 部——运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局, 2001: 91-92. Civil Aviation Administration of China. Civil aviation regulation of China: Part 25—Airworthiness standards for transport category aircraft[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2001: 91-92. (in Chinese)
- [3] 杜瑞. 大型民机起落架应急脱离动力学仿真[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014. DU Rui. Dynamic simulation of emergency breakaway for large civil aircraft landing gears[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [4] 范耀宇, 郭海沙, 马世伟. 民用飞机吊挂应急脱离设计研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 28-30. FAN Yaoyu, GUO Haisha, MA Shiwei. Pylon break-away design of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4): 28-30. (in Chinese)
- [5] 陈海欢, 李泽江, 陈少凯. 民用飞机发动机吊挂应急脱离设计研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 114-120. CHEN Haihuan, LI Zejiang, CHEN Shaokai. Study on engine pylon emergency separation design of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 114-120. (in Chinese)
- [6] SAE. AIR4566. Crashworthy landing gear design [S]. USA: SAE Technical Paper, 2007: 6-17.
- [7] 杜瑞, 许锋. 大型民用飞机起落架应急脱离分析与仿真[J]. 机械设计与制造工程, 2014, 43(12): 38-42. DU Rui, XU Feng. Analysis and simulation of emergency breakaway for large civil aircraft landing gear[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2014, 43(12): 38-42. (in Chinese)
- [8] 李泽江, 陈海欢, 刘汉旭. 民用飞机应急脱离典型结构设计及试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(1): 83-89. LI Zejiang, CHEN Haihuan, LIU Hanxu. Emergency break-away typical structure design and test of civil aircrafts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(1): 83-89. (in Chinese).
- [9] ZHANG Pengfei, CHEN Jinjin, NIE Hong. Experimental investigation on fuse pin ductile fracture performance of aircraft wheel-up landing crash separation [J]. International Journal of Crashworthiness, 2023, 28(2): 235-246.
- [10] 戴志成. 飞机脱离销剪切强度有限元与实验研究[D]. 沈阳:沈阳理工大学, 2017. DAI Zhicheng. Finite element and experimental study on shear strength of aircraft fuse pin[D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2017. (in Chinese)
- [11] REN Yiyu, GAO Binhua, LIU Xiaochuan, et al. The crashworthiness prediction of 2D triaxially braided composite fuselage frame under transverse impact load[J]. International Journal of Crashworthiness, 2019, 25(4): 421-429.
- [12] MOU Haolei, XIE Jiang, FENG Zhenyu. Research status and future development of crashworthiness of civil aircraft fuselage structures: An overview[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 119: 100644.
- [13] GUIDA M, MARULO F, ABRATE S. Advances in crash dynamics for aircraft safety[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 98(4): 106-123.
- [14] REN Yiyu, JIANG Hongyong, LIU Zhihui. Evaluation of double- and triple-coupled triggering mechanisms to improve crashworthiness of composite tubes[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2019, 157/158: 1-12.
- [15] 金子博, 薛彩军, 郭瀚泽. 民用飞机应急脱离连接件结构优化设计研究[J]. 计算机仿真, 2017, 10(34): 59-63. JIN Zibo, XUE Caijun, GUO Hanze. Study on the structural optimization design of the emergency breaking connectors of civil aircraft[J]. Computer Simulation, 2017, 10(34): 59-63. (in Chinese)
- [16] PILKEY W D, PILKEY D F, BI Zhuming. Peterson's Stress Concentration Factors[M]. USA, 2020: 61-69.
- [17] MA Yunfei, XIONG Yi, CHEN Zhengge, et al. Microstructure evolution and properties of gradient nanostructures subjected to laser shock processing in 300M ultrahigh-strength steel[J]. Steel Research International, 2022, 93(2): 2100434.
- [18] ZHOU Song, SHEN Zhenxin, WANG Lei, et al. Study of overloading retardation on fatigue crack propagation behavior in 300M steel[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2022, 45(11): 3288-3301.

作者简介:

符亮(1987—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:起落装置设计技术,高性能复合材料构件成型技术。

杨乐(1992—),男,博士,工程师。主要研究方向:起落装置设计技术。

刘庞轮(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:起落装置设计技术。

罗航(1996—),男,学士,工程师。主要研究方向:理化检测。

孟清河(1972—),男,学士,研究员级高级工程师。主要研究方向:起落装置设计技术。

蒋炳炎(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:大型飞机起落架设计及虚拟样机仿真技术。

(编辑:马文静)