## 航空沉头铆钉动态加载试验及失效 模式研究



牟浩蕾<sup>1,2</sup>,赵一帆<sup>1,2</sup>,刘义<sup>1,2</sup>,解江<sup>1,2</sup>,冯振宇<sup>1,2,\*</sup>
1.中国民航大学适航学院,天津 300300
2.中国民航大学民航航空器适航审定技术重点实验室,天津 300300

**摘 要:**为研究航空沉头铆钉在动态加载下的失效模式,以航空器结构中使用的100°沉头铆钉为研究对象,采用高速液压 伺服材料试验机,进行不同加载速度下的纯拉伸、30°拉剪耦合、45°拉剪耦合、60°拉剪耦合和纯剪切动态试验,获得不同工 况下铆钉动态力学失效试验数据,研究加载角度、加载速度对铆钉失效模式和失效载荷的影响规律,并拟合铆钉失效本构参 数及失效判据。结果表明,此种铆钉主要有沉头拉脱和钉杆剪断失效模式,不同加载角度下铆钉失效模式差异较大,不同加 载速度下铆钉失效模式差异较小,失效载荷随加载速度增大而增大。对纯拉伸和纯剪切试验,失效载荷与加载速度线性相 关,建立不同加载速度下的铆钉失效判据,可应用于铆钉有限元建模及机身结构适坠性仿真分析。

关键词:沉头铆钉,动态加载试验,加载角度,加载速度,失效模式,失效判据

#### 中图分类号:O347.3 文献标识码:A

在航空器加工制造中,铆接方式被广泛应用,铆接是一种永久性连接,具有成本低、工艺过程简单、连接强度稳定 及重量轻等优点<sup>[1]</sup>。据统计,一架装有中型发动机的飞机, 铆钉数量至少有100万个<sup>[2]</sup>。铆接强度往往对航空器整体 结构强度有着显著影响,在坠撞等冲击载荷作用下,连接结 构失效是主要的结构失效形式之一,对航空器结构适坠性 能具有重要影响。

自20世纪70年代起,美国联邦航空局(FAA)联合美国 航空航天局(NASA)兰利研究中心等机构就波音707机身 框段<sup>[3]</sup>、带辅助燃油箱的波音737机身框段<sup>[4,5]</sup>以及装载货舱 行李的波音737机身框段<sup>[6]</sup>等进行垂直坠撞试验。20世纪 90年代左右,欧盟对A320机身框段进行垂直坠撞试验<sup>[7]</sup>。 2012年,我国也对典型机身框段结构进行垂直坠撞试验<sup>[8]</sup>。 从机身框段坠撞试验来看,机身结构中大量铆钉发生剪断、 拉断、拉脱等失效。通过机身框段坠撞仿真分析发现,铆钉 失效吸收大量能量,吸能量占到总能量的13%左右<sup>[4,5]</sup>。

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.04.012

对于铆钉力学性能研究,目前国内外学者主要集中在 压铆工艺对其承载能力影响研究[9~13]和铆接结构疲劳寿命 预计研究[14~16]等方面,对于搭接件失效分析只开展了部分 研究工作,对于坠撞载荷作用下的失效模式研究相对较少。 欧盟在第三框架~第五框架的民机结构抗坠撞研究计划中, 采用常规材料试验机和霍普金森杆装置开展机械连接结构 的准静态加载和动态加载失效试验,研究其失效行为[17~19]。 Rabalais<sup>[20]</sup>分析了搭接方式、剪切方式、铆钉种类等对铆钉 失效载荷的影响,发现铆钉在动态加载下失效载荷大约为 准静态加载下失效载荷的1.7倍。Langrand<sup>[21,22]</sup>进行了铆钉 元件试验,发现在纯剪切工况下,铆钉动态失效载荷随着加 载速度增加而增加。国内对于民用飞机结构适坠性研究起 步较晚,主要集中于大型结构失效分析,对紧固件失效研究 较少。杨沛[23]通过对7类铆钉的准静态和动态试验的剪切 强度进行对比分析,发现铆钉强度在动态载荷下强化效应 明显,预紧力的存在增强了铆钉的剪切强度。汪存显[24]开

收稿日期:2018-12-24,退修日期:2019-02-10,录用日期:2019-03-10 基金项目:航空科学基金(2017ZD67002)

<sup>\*</sup>通信作者. Tel.: 022-24092312 E-mail: caucstructure@163.com

引用格式: Mou Haolei, Zhao Yifan, Liu Yi, et al. Dynamic loading failure experiment and failure mode analysis of aeronautic countersunk rivets[J].Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(04):69-78. 牟浩蕾, 赵一帆, 刘义, 等. 航空沉头铆钉动态加载试验及失效模 式研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(04):69-78.

展铆钉在准静态和高速率下的动态复合加载试验,建立铆 钉失效面并在SPR2简化模型中应用。解江[25]通过高速液 压伺服材料试验机进行6类铆钉动态加载失效试验,研究 了铆钉失效模式和失效载荷与加载速度、载荷作用形式间 的关系。随着有限元技术发展,数值模拟成为适坠性研究 的重要手段之一。铆钉数值模拟精度对适坠性分析影响较 大,这需要大量的铆钉动态力学性能数据支持。前期研究 大多针对铆接结构进行拉伸和剪切试验,而对动态拉剪耦 合试验尚须深入研究。

本文以100°沉头航空铆钉为研究对象,利用高速液压 伺服材料试验机,进行三种不同加载速度下的纯拉伸、30° 拉剪耦合、45°拉剪耦合、60°拉剪耦合和纯剪切动态试验, 获得铆钉在不同工况下的失效载荷数据,分析加载角度,加 载速度对铆钉失效模式和失效载荷的影响规律:基于试验 结果拟合得到铆钉失效本构参数,建立能够表征一般情况 下沉头铆钉失效的失效判据,研究结果可用于航空铆钉数 值模拟,对航空器结构适坠性仿真分析有重要意义。

## 1 沉头铆钉试验件及动态加载试验

## 1.1 铆钉试验件及夹具

以100°沉头铆钉为对象,如图1所示,其材料为Al









图2 耳片 Fig. 2 Lugs



图3 试验加载角度 Fig. 3 Test loading angle





图1 铆钉试验件 Fig.1 Rivet specimen

7050-T73, 牌号为 NAS1097KE5-6。铆钉钉杆直径为 5/ 32in(4mm), 铆钉有效长度为6/16in(9.5mm)。

在进行动态复合加载试验前,首先用铆钉对耳片进行 铆接,耳片及铆接后的耳片如图2所示,耳片材料为高强度 钢。耳片上铆钉孔直径大小的确定以及铆钉镦头直径和高 度的确定均参照《金属材料性能确定与标准化》[26]。由于试 验件为100°沉头铆钉,在一侧耳片上加工锪窝。铆接后铆 钉墩头直径及高度相差在0.2d以内(d为铆钉公称直径)<sup>[27]</sup>。 铆钉连接厚度为4mm。

#### 1.2 动态加载试验

采用高速液压伺服材料试验机(INSTRON VHS160/ 100-20)进行航空铆钉动态纯拉伸、30°拉剪耦合、45°拉剪耦

合、60°拉剪耦合和纯剪切失效试验,如图3所示。纯剪切试 验方案是通过铆钉直接将夹具铆接起来,其他试验是将铆 接好的耳片插入具有不同角度的试验夹具内。动态加载试 验采用三种不同的加载速度,即0.01m/s、0.1m/s和1m/s。 每种工况下进行三次重复试验。试验矩阵见表1。整个试 验过程采用高速摄像进行记录。

## 1.3 试验结果

对加载起始时间进行归一化处理,图4给出了不同试

 Table 1 Test matrix

 铆钉牌号
 加载角度
 加载速度/(m/s)
 数量

 4粒伸
 3×3=9

 30°拉剪耦合
 0.01
 3×3=9

试验矩阵

0.10

1.00

表1

45°拉剪耦合

60°拉剪耦合

纯剪切

NAS1097KE5-6



3×3=9

3×3=9

 $3 \times 3 = 9$ 





验工况下载荷—时间曲线。

在纯拉伸试验中,铆钉主要承受拉伸载荷,载荷急剧上升,达到峰值载荷后又急剧下降,铆钉发生拉脱失效,载荷一时间曲线主要分为弹性上升段和损伤下降段,屈服阶段并不明显,如图4(a)所示。

在30°拉剪耦合试验中,铆钉承受拉伸和剪切载荷,载 荷急剧上升,达到第一个峰值载荷后又急剧下降为0,铆钉 发生拉脱失效。载荷随后又急剧上升,到达第二个载荷峰 值,约为第一个峰值载荷的1/2,随之载荷又降为0,如图4 (b)所示。由于铆钉沉头拉脱后,钉杆与连接耳片运动方向 存在夹角,钉杆阻碍连接耳片的运动,与连接耳片接触,导 致载荷又急剧上升,钉杆在沉头拉脱一侧发生弯曲,如图5 中的失效图所示。30°拉剪耦合试验中的拉伸分量占主导, 载荷一时间曲线主要分为弹性上升段和损伤下降段,屈服 阶段仍然不明显。

在45°拉剪耦合试验中,铆钉承受拉伸和剪切载荷,载 荷急剧上升,达到峰值载荷后先急剧下降一小段,然后缓慢 下降并持续一段时间,即出现屈服平台,随后载荷到达屈服 点后又急剧下降为0,铆钉发生失效,如图4(c)所示。此时 载荷一时间曲线分为弹性上升段、屈服段和损伤下降段。 当试验加载速度为1m/s时,第一次试验铆钉失效模式为拉 脱失效模式,第二次和第三次试验铆钉失效模式为局部拉 脱和局部剪断的混合失效模式,如图5中的失效图所示,导 致载荷—时间曲线有所差异。

在60°拉剪耦合试验中,铆钉承受拉伸和剪切载荷,载 荷急剧上升,达到峰值载荷后出现屈服平台,载荷持续一段 时间,到达屈服点后急剧下降,如图4(d)所示。60°拉剪耦 合试验的剪切分量占主导,载荷一时间曲线分为弹性上升 段、屈服段和损伤下降段。当试验加载速度为0.01m/s时, 第二次和第三次试验的载荷一时间曲线在到达屈服点后载 荷略有下降,由于沉头与钉杆连接处发生局部拉脱导致铆 钉承载能力下降,如图5中的失效图所示。当试验加载速 度为0.10m/s时,第三次试验的结果也是如此。

在纯剪切试验中,铆钉承受剪切载荷,载荷急剧上升,达 到峰值载荷后出现屈服段,屈服段持续时间较短或屈服段不 明显,随后急剧下降为0,如图4(e)所示。剪切分量占主导,载 荷一时间曲线分为弹性上升段、屈服段和损伤下降段。

为了更好地说明铆钉的力学性能,定义载荷一时间曲 线的峰值载荷为铆钉的失效载荷。各种试验工况下的铆钉 力学性能参数见表2。

## 2 结果分析

#### 2.1 加载角度的影响

不同加载角度下的铆钉失效模式见表3,失效图如图5

表2 铆钉力学性能参数 Table 2 Rivet mechanical properties

	加载速度/	失效载荷/kN				
加轼用度	(m/s)	试验1	试验2	试验3	平均值	
纯拉伸	0.01	3.62	3.49	3.66	3.59	
	0.10	3.53	3.65	3.67	3.62	
	1.00	3.86	3.98	4.16	4.00	
30°拉剪耦合	0.01	4.19	4.16	4.18	4.18	
	0.10	3.70	3.64	3.97	3.77	
	1.00	4.24	3.92	4.07	4.08	
45°拉剪耦合	0.01	3.77	3.95	3.95	3.89	
	0.10	4.18	4.11	4.14	4.14	
	1.00	4.16	4.15	4.14	4.15	
60°拉剪耦合	0.01	4.03	4.01	3.90	3.98	
	0.10	4.10	4.08	4.05	4.08	
	1.00	4.06	4.16	4.14	4.12	
纯剪切	0.01	4.12	4.16	4.06	4.11	
	0.10	4.26	4.15	4.05	4.15	
	1.00	4.26	4.53	4.38	4.39	

所示。

对于纯拉伸试验,铆钉拉伸失效模式并不是在垂直干轴 线方向上将铆钉拉断,而是发生沉头拉脱失效,即钉杆与沉头 连接处发生剪切失效,拉脱后的沉头和钉杆的断面都较平整。

对于30°拉剪耦合试验,发生沉头拉脱失效,钉杆与沉 头连接处发生剪切失效,拉脱后的沉头断面较平整。由于 沉头拉脱,钉杆在耳片中凸出,且存在30°加载角度,钉杆受 到耳片阻挡,导致沉头拉脱处的钉杆发生轻微弯曲变形。

对于45°拉剪耦合试验,主要存在两种铆钉失效模式, 即一部分铆钉发生沉头拉脱失效,拉脱后的沉头断面较平 整,钉杆同样受到耳片阻挡,导致沉头拉脱处钉杆发生严重 弯曲变形;一部分铆钉发生沉头一侧拉脱,一侧剪切撕裂, 且沉头拉脱处钉杆同样发生严重弯曲变形。

对于60°拉剪耦合试验,主要存在两种铆钉失效模式,即 一部分铆钉的钉杆呈一定角度拉剪断裂;另一部分铆钉的钉



(a) 纯拉伸





(d) 60°拉剪耦合

杆同样呈一定角度拉剪断裂,但其沉头一侧被拉脱,沉头未完 全脱离钉杆。由于剪切载荷的作用,钉杆被剪断,断口处发生 变形,导致试验后的失效铆钉难以从耳片中脱离出来。

表3 不同加载角度下的铆钉失效模式 Table 3 Failure modes of rivets under different loading angles

加载 角度	纯拉 伸	30°拉剪 耦合	45°拉剪耦合	60°拉剪耦合	纯剪 切
失效 模式	沉头 拉脱	沉 头 拉 脱,沉头拉 脱处钉杆轻 微弯曲变形	沉头拉脱,沉头拉脱处 钉杆严重弯曲变形/沉头 一侧拉脱,一侧剪切撕 裂,沉头拉脱处钉杆严重 弯曲变形	钉杆呈一定角 度拉剪断裂/钉杆 呈一定角度拉剪 断裂,沉头部分 拉脱	钉杆 剪断

对于纯剪切试验,主要发生钉杆沿剪切方向的断裂失 效,钉杆剪切断面较为平整。由于剪切载荷的作用,钉杆被 剪断,断口处发生变形,导致试验后的失效铆钉同样难以从 耳片中脱离出来。



(c) 45°拉剪耦合



(e) 纯剪切

图5 不同加载角度下的铆钉失效图 Fig.5 Failure diagrams of rivets under different loading angles

通过高倍数显微镜对钉杆剪切断面进行观察,如图6 所示。发现钉杆剪切断面大致可分为纤维区、扩展区和断 裂区,如图6(a)所示。纤维区是裂纹缓慢扩展区,扩展区是 裂纹快速扩展区,其放射棱与裂纹扩展方向一致[28]。断裂 区是铆钉最后被撕裂的区域,与扩展区有明显的边界。纤 维区和断裂区均呈弧形,纤维区短而宽,断裂区长而窄。铆 钉在冲击载荷下产生裂纹源,裂纹从铆钉表面一侧起,向另 一侧扩展并最终断裂,断裂区形成剪切唇,剪切唇表面比较 光滑。剪切唇是在表面应力条件下裂纹做快速不稳定扩展 的结果,如图6(b)所示,属于典型的韧性断裂特征。依据剪

切断面上三个区域所占的比例,可估计材料的韧性性能<sup>[29]</sup>, 纤维区比例较大,材料塑性性能较好;扩展区和断裂区比例 大,材料塑性性能较差。对于纯拉伸试验,钉杆与沉头连接 处发生拉脱失效,破坏形式依旧为剪切破坏。铆钉在拉伸 过程中发生塑性变形,采用第四强度理论分析铆钉的失效, 可以进一步验证铆钉在纯拉伸试验中发生剪切失效<sup>[30]</sup>。定 义拉应力为拉伸时的失效载荷与钉杆面积的比值,得到的 名义拉应力为 $\sigma_1$ 为278MPa;定义名义切应力为拉伸时的失 效载荷与拉脱部分内表面面积的比值,得到的名义切应力  $\sigma$ 为315MPa。

根据第四强度理论,假设纯拉伸试验铆钉受到的为拉 应力,则三个主应力为 $\sigma_1 = \sigma_i = 278 \text{MPa}, \sigma_2 = \sigma_3 = 0$ 。按 照第四强度理论计算拉伸区的等效名义拉伸应力如式(1) 所示。假设纯拉伸试验铆钉受到的为剪切应力,则三个主 应力为 $\sigma_1 = -\sigma_3 = \sigma_s = 315 \text{MPa}, \sigma_2 = 0$ 。按照第四强度理 论计算剪切区的等效名义剪切应力如式(2)所示。

通过对比发现,等效名义切应力大于等效名义拉伸应 力,在拉伸过程中铆钉的等效名义切应力更易达到许用应 力值,即在拉伸过程中铆钉也是发生了剪切失效。

不同加载角度对铆钉失效模式有着重要影响。不同加 载角度下,铆钉失效是拉伸和剪切失效的混合体,随着复合 加载角度的增大,失效模式也越来越趋向于纯剪切失效 破坏。

$$\sigma_{4} = \sqrt{1/2 \left[ (\sigma_{1} - \sigma_{2})^{2} + (\sigma_{2} - \sigma_{3})^{2} + (\sigma_{3} - \sigma_{1})^{2} \right]} = 278 \text{MPa}$$
(1)  
$$\sigma_{4} = \sqrt{1/2 \left[ (\sigma_{1} - \sigma_{2})^{2} + (\sigma_{2} - \sigma_{3})^{2} + (\sigma_{3} - \sigma_{1})^{2} \right]} = 545 \text{MPa}$$
(2)



(a) 放大倍数: ×40



(b) 放大倍数: ×400

图6 纯剪切失效铆钉断面 Fig.6 Failure fracture of pure shear test

#### 2.2 加载速度的影响

加载速度对铆钉失效模式影响较小,即在不同加载速 度下,铆钉失效模式没有发生明显变化。图7给出了不同 试验工况下铆钉失效载荷与加载速度关系图,可以看出铆 钉失效载荷与加载速度具有一定的相关性,即随着加载速 度增加,失效载荷整体呈现增加趋势。

基于试验结果,利用方差分析评估加载速度对铆钉失 效载荷的影响程度。表4和表5分别是纯拉伸和纯剪切试 验得到方差分析表。对于纯拉伸试验 $F_{1-0.01}(2,6) \ge F \ge$  $F_{1-0.05}(2,6),对于纯剪切试验<math>F_{1-0.05}(2,6) \ge F \ge F_{1-0.1}(2,6),$ 置信度均在90%以上,认为加载速度对铆钉失效载荷有一 定影响。



对于纯拉伸和纯剪切试验,铆钉动态失效载荷和加载 速度呈线性关系,通过线性拟合得到关系曲线如图8所示。 利用R检验法,R<sup>2</sup>值接近1,显著性水平均大于95%,该回归 方程效果显著。不同加载速度下,失效参数主要受最大拉 伸载荷和最大剪切载荷的影响,a和b(见表6)的影响很小, 可近似为2。根据纯拉伸和纯剪切工况下加载速度和失效 载荷的关系,确定最大拉伸载荷和最大剪切载荷,即可得到 不同加载速度下的失效判据。





## 3 铆钉失效判据

在动态复合加载试验中,铆钉在拉伸过程受到的实际 载荷可分解为沿拉伸方向的分量和沿剪切方向的分量:  $T(\alpha) = F \cos \alpha$  (3)

$$N(\alpha) = F \sin \alpha$$

式中:F为铆钉在拉伸过程中的实际载荷; $\alpha$ 为加载角度,即 拉伸方向与钉杆之间的夹角; $T(\alpha)$ 和 $N(\alpha)$ 分别为沿拉伸方 向的分量和沿剪切方向的分量。

表4 纯拉伸试验方差分析 Table 4 Variance analysis of pure tension test

方差来源	平方和	自由度	均方	F值
加载速度	0.349	2	0.175	9.588
误差	0.109	6	0.018	
总和	0.458	8		

表5 纯剪切试验方差分析

Table 5 Variance analysis of pure shear test

方差来源	平方和	自由度	均方	F值
加载速度	0.173	2	0.087	5.093
误差	0.102	6	0.017	
总和	0.275	8		

根据纯拉伸、30°拉剪耦合、45°拉剪耦合、60°拉剪耦合 和纯剪切试验结果,建立铆钉在一般破坏情形下的失效 判据:

$$\left(\frac{N(\alpha)}{Nu}\right)^{a} + \left(\frac{T(\alpha)}{Tu}\right)^{b} \ge 1$$
(5)

式中:Tu和Nu分别为最大拉伸载荷和最大剪切载荷,a和b 的值可以根据30°拉剪耦合、45°拉剪耦合、60°拉剪耦合试 验数据通过数值拟合得到,拟合得到的曲线如图9所示。 当铆钉承受载荷的拉伸分量和剪切分量位于曲线内侧时, 铆钉不发生失效,反之,铆钉发生失效。根据试验数据得到 的不同动态加载速度下的失效判据参数见表6。R<sup>2</sup>值接近 1,显著性水平均大于95%,该回归方程效果显著。

目前,在航空器结构适坠性仿真分析中,对航空铆钉的 有限元建模一般采用MAT SPOTWELD DAMAGE



#### 图9 动态失效判据



#### 表6 失效判据参数

Table 6 Parameters of failure criterion

加载速度/(m/s)	а	Ь	Nu/kN	<i>Tu/</i> kN	$R^2$
0.01	1.54	2.31	4.11	3.59	0.71
0.10	1.54	3.33	4.15	3.62	0.93
1.00	1.54	2.31	4.39	4.00	0.96

FAILURE模型,该模型失效判据如式(5)所示,其中,失效参数*a*和*b*等于2。图10给出了不同加载速度下,只改变最大拉伸载荷和最大剪切载荷,*a*和*b*等于2所得到的失效判据, *R*<sup>2</sup>均大于0.8,显著性水平大于90%,拟合效果较好。

## 4 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1)100°沉头铆钉在动态加载试验中主要有沉头拉脱 和钉杆剪断失效模式,不同加载角度下铆钉失效模式差异



(4)

图 10 a=b时的动态失效判据 Fig. 10 Dynamic failure criterion when a=b

较大。纯拉伸试验中发生沉头拉脱;30°拉剪耦合加载试验 中发生沉头拉脱和钉杆轻微弯曲;45°拉剪耦合加载试验中 发生沉头拉脱和钉杆严重弯曲/沉头一侧拉脱,一侧剪切撕 裂,钉杆严重弯曲;60°拉剪耦合加载试验中发生钉杆剪断/ 钉杆剪断,沉头部分拉脱;纯剪切试验中钉杆剪断。随着加 载角度增大,失效模式越趋向于纯剪切失效断裂。当加载 角度一定时,在一定的加载速度范围内,加载速度对铆钉失 效模式差异较小。

(2)随着加载速度增加,失效载荷整体呈现增加趋势。 对于纯拉伸和纯剪切试验,失效载荷与加载速度呈线性关系,并利用方差分析进一步验证铆钉失效载荷与加载速度 之间的线性关系。

(3)构建100°沉头铆钉的失效判据,得到了不同加载速 度下的失效参数。失效参数主要受最大拉伸载荷和最大剪 切载荷的影响,*a*和*b*可近似为2。不同加载速度下,根据纯 拉伸和纯剪切工况下加载速度和失效载荷的线性关系,得 到最大拉伸载荷和最大剪切载荷,即可得到不同加载速度 下的失效判据。建立的不同加载速度下的铆钉失效判据, 可应用于铆钉有限元建模及航空器结构适坠性仿真分析。

#### **AST**

#### 参考文献

- Picard A. Guide to design criteria for bolted and riveted joints
   [J]. Canadian Journal of Civil Engineering, 1988, 15(1): 142-143.
- [2] 吴建国.裂纹扩展与损伤演化理论与应用研究 [D]. 北京:北 京航空航天大学, 2009.

Wu Jianguo. Theoretical and applied research on crack growth and damage evolution [D]. Beijing: Beihang University, 2009. (in Chinese)

- [3] Fasanella E L, Alfaro-bou E. Vertical drop test of a transport fuselage section located aft of the wing: NASA-TM 89025 [R]. USA: NASA, 1986.
- [4] Fasanella E L, Jackson K E. Crash simulation of a vertical drop test of a B737 fuselage section with auxiliary fuel tank: (IAA) DTFA03-98-X-90031 [R]. USA: Army Research Laboratory, Vehicle Technology Center, Langley Research Center, 2000.
- [5] Abramowitz A, Smith T G, Vu T. Vertical drop test of a narrowbody transport fuselage section with a conformable auxiliary fuel tank onboard: DOT / FAA / AR-00 / 56 [R]. USA: Department of Transportation Federal Aviation Administration,

2000.

- [6] Abramowitz A, Smith T G, Vu T, et al. Vertical drop test of a narrow-body transport fuselage section with overhead stowage bins: DOT / FAA / AR-01 / 100 [R]. UAS: Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2002.
- [7] Lepage F, Carciente R. A320 fuselage section vertical drop test, part 2: test results: CEAT test report S95 5776/2 [R]. European: European Community funded research project 'Crashworthiness for commercial aircraft', 1995.
- [8] 牟让科,刘小川. 民机机身结构和内部设施适坠性设计评估 与验证指南[M]. 1版. 西安:西北工业大学出版社, 2016.
  Mu Rangke, Liu Xiaochuan. Guide for evaluation and verification of the airframe structure and internal equipment design for civil aircraft [M]. 1edition. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2016. (in Chinese)
- [9] Porcaro R, Hanssen A G, Langseth M, et al. Self-piercing riveting process: An experimental and numerical investigation
   [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 171(1): 10-20.
- Bedair O. Numerical and experimental comparisons for modeling procedures of bolted and riveted connections [J].
   International Journal for Computational Methods in Engineering Science & Mechanics, 2012, 13(3): 184-196.
- [11] Aman F, Cheraghi S H, Krishnan K K, et al. Study of the impact of riveting sequence, rivet pitch, and gap between sheets on the quality of riveted lap joints using finite element method [J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 67(1-4): 545-562.
- [12] 吴少帅.飞机壁板自动钻铆过程变形分析[D]. 杭州:浙江大学, 2017.
   Wu Shaoshuai. Research on deformation analysis of automatic

drilling and riveting technology of aircraft sheet [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017. (in Chinese)

- [13] 常正平, 王仲奇, 王斌斌, 等. 基于镦头不均匀变形的压铆力 建模[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2312-2320.
  Chang Zhengping, Wang Zhongqi, Wang Binbin, et al. Riveting force computation model based on formed head inhomogeneous deformation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2312-2320. (in Chinese)
- [14] Cicco F D, Fanelli P, Vivio F. Fatigue reliability evaluation of

riveted lap joints using a new rivet element and DFR [J]. International Journal of Fatigue, 2017, 101(2): 430-438.

- [15] Vivio F, Fanelli P, Ferracci M. Experimental characterization and numerical simulation of riveted lap-shear joints using Rivet Element [J]. International Journal of Advanced Structural Engineering, 2018, 10(1): 37-47.
- [16] Skorupa M, Machniewicz T, Skorupa A, et al. Investigation of load transmission throughout a riveted lap joint [J]. Procedia Engineering, 2015, 114: 361-368.
- [17] Mccarthy M A. BOJCAS: bolted joints in composite aircraft structures [J]. Air & Space Europen, 2001, 3(3-4): 139-142.
- [18] Mccarthy M A, Mccarthy C T, Lawlor V P, et al. Threedimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: part I-model development and validation [J]. Composite Structures, 2005, 71(2): 140-158.
- [19] Gray P J, McCarthy C T. A global bolted joint model for finite element analysis of load distributions in multi-bolt composite joints [J]. Composites Part B: Engineering, 2010, 41(4): 317-325.
- [20] Rabalais C P. Analysis of bolt and rivet structural fasteners subjected to dynamic and quasi-static shear loadings [D]. State of Texas: Texas A&M University, 2015.
- [21] Langrand B, Deletombe E, Markiewicz E, et al. Riveted joint modeling for numerical analysis of airframe crashworthiness[J]. Finite Elements in Analysis & Design, 2002, 38(1): 21-44.
- [22] Langrand B, Markiewicz E. Strain-rate dependence in spot welds: non-linear behavior and failure in pure and combined modes I/II [J]. International Journal of Impact Engineering, 2010, 37(7): 792-805.
- [23] 杨沛, 郭亚洲, 李玉龙. 航空铆钉的动态力学性能测试 [J]. 航空学报, 2014, 35(11): 3012-3024.
  Yang Pei, Guo Yazhou, Li Yulong. Dynamic mechanical test of aeronautic rivets [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 3012-3024. (in Chinese)
- [24] 汪存显, 高豪迈, 龚煦, 等. 航空铆钉连接件抗冲击性能研究
  [J]. 航空学报, 2019, 40(1): 1-14.
  Wang Cunxian, Gao Haomai, Gong Xu, et al. Investigation on the impact responses of aeronautic riveting structures [J]. Acta

Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 1-14. (in Chinese)

- [25] 解江, 白春玉, 舒挽, 等. 航空铆钉动态加载失效实验[J]. 爆 炸与冲击, 2017, 37(5): 879-886.
  Xie Jiang, Bai Chunyu, Shu Wan, et al. Dynamic loading failure experiment of aeronautic rivet [J]. Explosion and Shock Waves, 2017, 37(5): 879-886. (in Chinese)
- [26] William J. Metallic materials properties development and standardization (MMPDS-12) [S]. Atlantic City, NJ: FAA Hughes Technical Center, 2017.
- [27] 白冰如,拜明星.飞机铆接装配与机体修理[M].1版.北京: 国防工业出版社,2015.
  Bai Bingru, Bai Mingxing. Aircraft riveting assembly and airframe maintenance [M].1edition. Beijing: National Defense Industry Press, 2015. (in Chinese)
- [28] 陶春虎.紧固件的失效分析及其预防[M].1版.北京:航空工业出版社, 2013.
  Tao Chunhu. Failure analysis and prevention of fasterners [M].
  1edition. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [29] 苏锡九,陈英.金属材料断口分析及图谱[M].1版.北京:科 学出版社,1991.

Su Xijiu, Chen Ying. The analysis of metal fracture surface and atlas [M]. 1edition. Beijing: Science Press, 1991. (in Chinese)

[30] 单辉祖. 材料力学(I) [M]. 3版. 北京:高等教育出版社, 2009.
 Shan Huizu. Mechanics of materials (I) [M]. ledition. Beijing:
 Higher Education Press, 2009. (in Chinese)

#### 作者简介

牟浩蕾(1987-) 男,硕士,助理研究员。主要研究方向:
结构冲击动力学。
E-mail: mhl589@163.com
赵一帆(1995-) 女,硕士研究生。主要研究方向:结构材料。
E-mail: zhaoyifancauc@163.com
冯振宇(1966-) 男,博士,教授。主要研究方向:飞机结构强度。
Tel: 022-24092312
E-mail: caucstructure@163.com

# Dynamic Loading Failure Experiment and Failure Mode Analysis of Aeronautic Countersunk Rivets

Mou Haolei<sup>1,2</sup>, Zhao Yifan<sup>1,2</sup>, Liu Yi<sup>1,2</sup>, Xie Jiang<sup>1,2</sup>, Feng Zhenyu<sup>1,2,\*</sup>

1.College of Airworthiness, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China 2.Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness Technology, CAAC, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

**Abstract:** To obtain the failure modes of aeronautic countersunk rivets, the typical 100° countersunk rivets, which used in aircraft fuselage structure, were tested under the different dynamic loading conditions, i.e. pure tension, 30° combined tension-shear, 45° combined tension-shear, 60° combined tension-shear and pure shear. The dynamic failure modes and failure properties of rivets under different loading conditions were obtained, and the effects of loading angles and loading velocities were studied, and the failure constitutive parameters and failure criterion of the 100° countersunk rivets were fitted. The results show that the failure modes are significant different under different loading angles, and the failure modes are slightly different under different loading velocities. The failure loads increase with the increasing of loading velocities. For the pure tension tests and pure shear tests, the failure loads are linearly related to the loading velocities. The failure criterion of 100° countersunk rivets under different loading velocities can be applied to the finite element modeling of rivets and crashworthiness simulation analysis of aircraft structure.

**Key Words:** aeronautic countersunk rivets; dynamic loading failure experiment; loading angles; loading velocities; failure mode; failure criterion

Received:2018-12-24;Revised:2019-02-10;Accepted:2019-03-10Foundation item :Aeronautical Science Foundation of China(2017ZD67002)\*Corresponding author.Tel.:022-24092312E-mail:caucstructure@163.com