DOI: 10.11883/1001-1455(2017)05-0879-08

航空铆钉动态加载失效实验*

解 江[1],白春玉[2],舒 挽[2],惠旭龙[2],刘小川[2],牟浩蕾[1]
(1. 中国民航大学天津市民用航空器适航与维修重点实验室,天津 300300;
2. 中国飞机强度研究所结构冲击动力学航空科技重点实验室,陕西 西安 710065)

摘要: 为研究航空铆钉连接元件在动态加载下的失效模式,依托高速液压伺服材料试验机,通过特殊设计的实验夹具,进行了 6 类航空铆钉在不同加载速度和不同加载模式下的动态失效实验,获得了铆钉元件在纯拉伸加载、纯剪切加载、30°拉-剪耦合加载和 60°拉-剪耦合加载状态下的失效实验数据。实验结果表明,铆钉元件的失效模式和失效载荷与加载速度、载荷的作用形式密切相关,并基于实验结果拟合得到铆钉元件的失效本构参数,获得了可表征铆钉在一般情形下失效的本构方程。

关键词: 动态失效;高速液压伺服试验机;铆钉;本构方程
中图分类号: O347.3 **国标学科代码**: 1301545 **文献标志码**: A

在飞行器研制中,由于结构设计、工艺实现及维修的需要,不可避免要采用机械连接元件和连接结构件,相对于焊接、螺栓连接,铆接连接由于成本低、工艺简单及质量轻的特点,被广泛应用于航空结构的制造中。特别是蒙皮与结构框架、桁条的连接,基本采用铆接结构,据统计,在一架装有中型发动机的飞机上,使用的铆钉元件至少有 100 万个[1]。

飞机结构在坠撞或离散源撞击等冲击载荷作用下,连接结构的失效是飞机结构失效的主要形式。受动态加载应力波效应和材料应变率效应的影响,连接结构的动态加载失效模式与准静态加载比较又有特殊性,且在冲击载荷作用下,连接结构会表现出多种失效模式,如动态纯拉伸失效、动态纯剪切失效及拉-剪耦合失效。随着计算机及有限元模拟技术的发展,数值模拟方法成为飞机结构的抗鸟撞、坠撞等研究的重要手段,铆钉元件的动态失效参数作为必需的分析输入数据,较大程度地影响数值模拟结果的准确性和精度。对于铆钉元件力学性能的研究,主要集中于压铆工艺对其承载能力的影响、铆钉在准静态加载下的力学行为和铆钉连接结构的疲劳寿命预计等方面[2-5],而对于冲击载荷作用下铆钉的失效机理、失效模式的研究,则相对较少。

欧盟在第三到第五框架的民用飞机抗坠撞和抗离散源冲击研究计划中,都安排了机械连接结构的动态加载失效行为研究,研究对象涉及机械连接元件和连接结构件。主要借助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实验。L. Bertrand[6] 的研究结果表明,在纯剪切失效模式下,铆钉元件的动态失效载荷随着加载速度的增加而增加。Q. M. Li[7] 借助高速液压伺服材料试验机,研究了 7 种复合材料连接结构件在不同加载速度下的失效实验,结果表明:加载速度对连接结构的失效载荷影响不大,但随着加载速度的提高,铆钉破坏过程吸收的能量逐渐增大,在不同加载速度下结构的失效模式也不同。李玉龙[8] 基于霍普金森拉杆装置,开展了铆钉的动态纯拉伸和纯剪切实验,并从铆钉的断口微观组织形态分析了铆钉的失效过程。

本文中,利用常规的万能材料试验机和高速液压伺服材料试验机,通过特殊设计的实验夹具,开展 6 类典型航空铆钉的纯剪切、纯拉伸及拉-剪耦合准静态和动态加载实验,获得铆钉在不同加载速度下的失效载荷数据,并基于实验结果构建铆钉的动态加载失效本构关系。

* **收稿日期**: 2016-02-27; **修回日期**: 2016-08-11
基金项目: 中国民航局科技项目(MHRD20140207);中航工业集团创新基金项目(2012A62321R);
中央高校基本科研业务费中国民航大学专项项目(3122015D022)
第一作者: 解 江(1982—),男,助理研究员; **通信作者**: 白春玉,baichunyu2006@163.com。

1 实 验

1.1 试验件

以民用飞机机身使用的 6 类航空铆钉为研究对象，铆钉材料均为 2117-T4，按照铆钉头形状的不同可分为 3 类，分别为 100°精密沉头（A 系列）、100°剪切沉头（C、E、F 系列）、平圆头（B、D 系列），铆钉的类型及几何尺寸见表 1。铆钉的有效长度均约为 7.94 mm，其中，A、B、C 铆钉的直径约为 3.97 mm，D、E 铆钉的直径约为 4.76 mm，F 类铆钉的直径约为 3.18 mm。

表 1 铆钉的类型和几何尺寸

Table 1 Type and dimension of rivets

铆钉	d/mm	l/mm	类型	系列	铆钉	d/mm	l/mm	类型	系列
	3.97	7.94	100°精密沉头	A		4.76	7.94	平圆头	D
	3.97	7.94	平圆头	B		4.76	7.94	100°剪切沉头	E
	3.97	7.94	100°剪切沉头	C		3.18	7.94	100°剪切沉头	F

1.2 试验件支持状态

为实现铆钉元件的不同加载失效模式（纯拉伸加载、纯剪切加载、30°拉-剪耦合加载、60°拉-剪耦合加载），基于安装方便、可重复使用等综合要求，设计了专用的实验夹具，如图 1 所示。

实验前，需用铆钉枪将铆钉元件铆接到 2.5 mm 厚的连接试件上，铆接工艺参照航空制造工程手册[9]。对于沉头铆钉，需按照铆钉的钉头规格在连接件预留钉孔处加工滑槽。为了保证铆接后试验件状态的一致性，铆接完成后用游标卡尺检查铆接后压头直径及高度是否满足要求，相同类型铆钉铆接后压头直径及高度相差均在 0.2d 以内（d 为铆钉直径）。用塞尺检查铆接间隙是否满足要求，铆钉头与连接件接触面间隙小于 0.05 mm，铆接连接件夹层间隙小于 0.15 mm，铆接工艺一致性检查工具如图 2 所示。

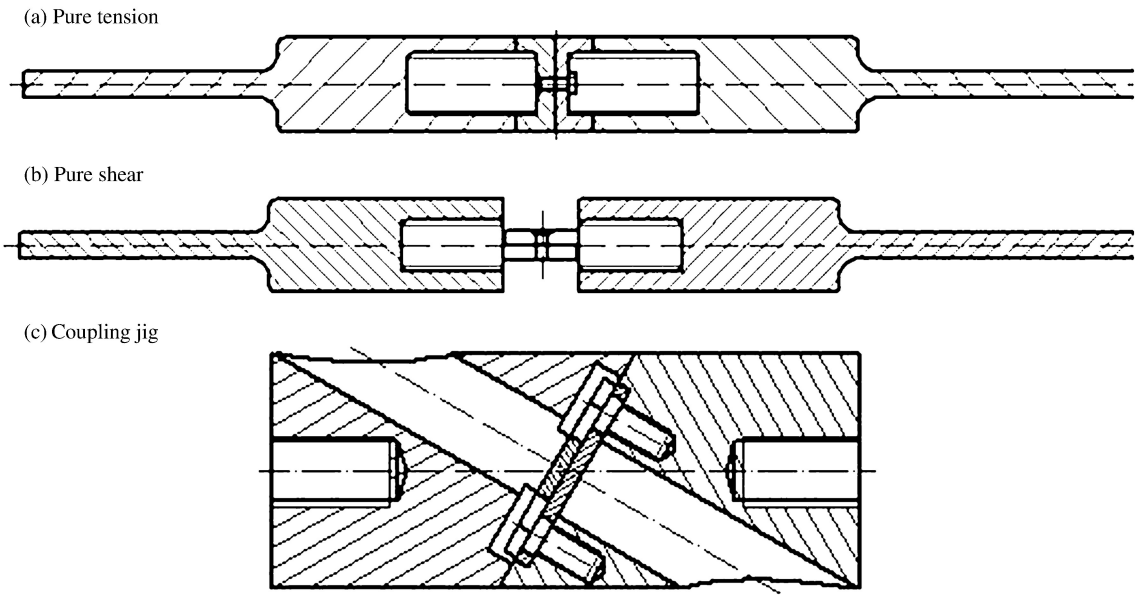

图 1 铆钉加载失效实验夹具

Fig. 1 Clamps for rivets failure experiment



图 2 铆接工艺一致性检查工具

Fig. 2 Devices for checking rivet connection

1.3 装置和原理

1.3.1 准静态加载

铆钉元件的准静态加载实验平台为万能材料试验机(INSTRON 8801-4),测量项目包括实验过程中铆钉的纯剪切载荷数据(剪切破坏时)、纯拉伸载荷数据(拉伸破坏时)、拉-剪耦合载荷数据(复合加载破坏时)及铆钉破坏过程中的随动位移数据。通过试验机自带的载荷传感器实现载荷数据的测量,通过接触式引伸计实现随动位移的测量。图 3 为准静态纯剪切和纯拉伸加载失效实验的安装状态图。

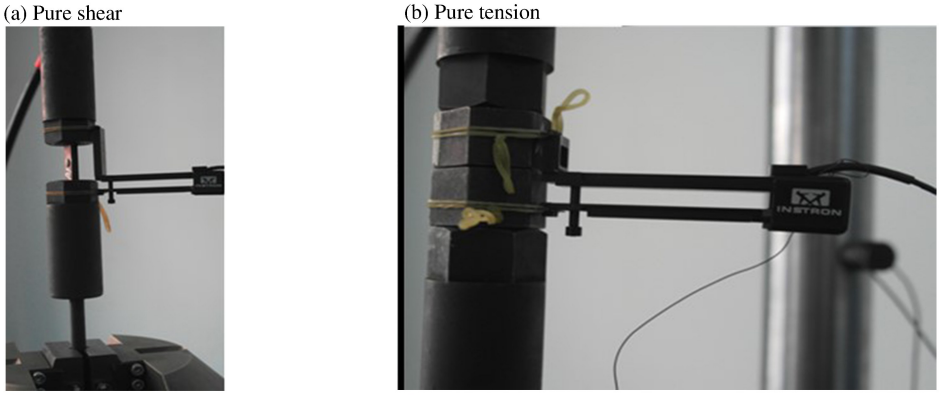

图 3 铆钉准静态加载失效实验安装状态

Fig. 3 Setup of rivets under quasi-static shear and tension

1.3.2 动态加载

铆钉元件的动态加载失效实验平台为高速液压伺服材料试验机(INSTRON VHS 160/100-20),由液压系统、水冷机组、机架和数字化控制系统 4 部分组成(见图 4)。通过液压作动缸与气体蓄能器组合提供加载能量,试验机最大加载速度为 20 m/s,可进行材料的恒应变率拉伸、压缩、穿透等动态力学性能测试以及典型结构的动态加载失效测试[10]。

动态加载实验测量项目包括铆钉的动态失效载荷数据、动态失效过程铆钉的位移数据等。其中,通过试验机自带的高频压电载荷传感器进行铆钉动态失效载荷数据的测量。通过基于高速摄像机的非接触测试系统进行铆钉动态失效位移的测量,主要方法为在试验支持夹具上贴跟踪标示(见图 5),高速摄像机实时监测铆钉元件动态失效过程,并通过非接触分析系统匹配计算铆钉动态失效过程的位移信息。图 6 为非接触测试及分析系统,其中高速摄影机的分辨率为 128×256,按作动缸加载速度选择高速摄影机合适的拍摄帧频,拍摄帧频的选择范围为 100 Hz～200 kHz。



图 4 高速液压伺服材料试验机

Fig. 4 High-speed servo hydraulic test machine



图 5 铆钉元件复合动态加载实验状态

Fig. 5 Setup for dynamic combined shear-tension experiment of rivets

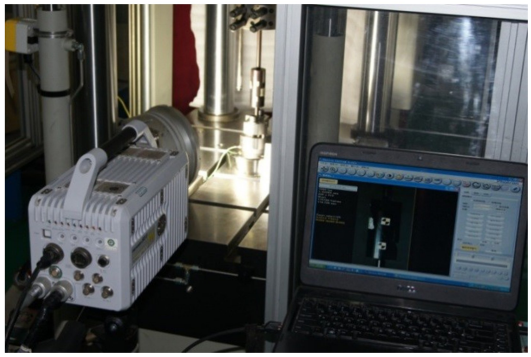

图 6 非接触测试及分析系统

Fig. 6 Noncontact measurement and analysis system

2 结果及分析

2.1 结果

考虑铆接工艺和实验过程的分散性,各系列铆钉元件准静态加载实验及动态加载实验的每种工况均进行 3 次重复性实验。以 C 系列铆钉为例:图 7(a)给出了该系列铆钉 30°拉-剪耦合准静态加载的典型载荷曲线;对于该系列铆钉的 30°拉-剪耦合动态加载实验,对加载起始时间进行归一化处理,图 7(b)给出了不同加载速度的载荷曲线;图 8 给出了用非接触测试方法测量得到的铆钉 30°拉-剪耦合动态加载位移曲线,由图可见,铆钉在动态加载失效过程中基本保持恒速率破坏。

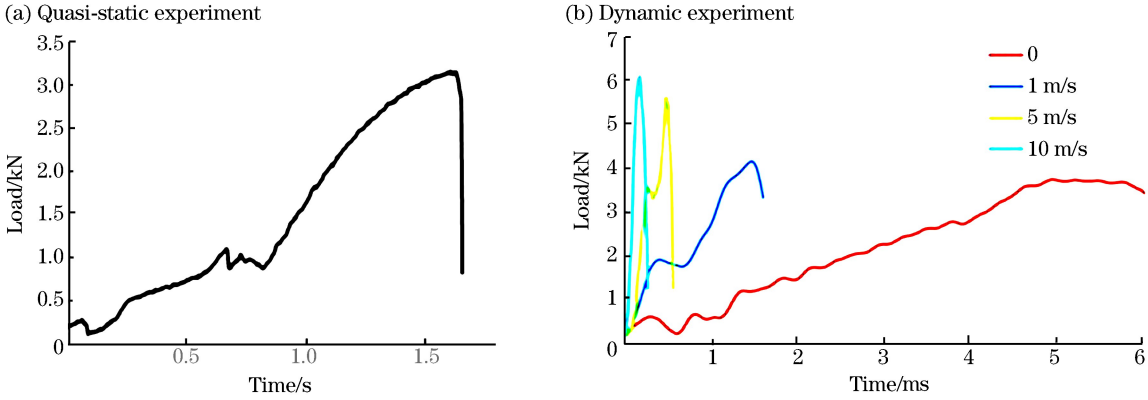

图 7 C 系列铆钉 30°拉-剪耦合实验载荷曲线

Fig. 7 Load curves of 30° combined shear-tension experiment for rivet C style

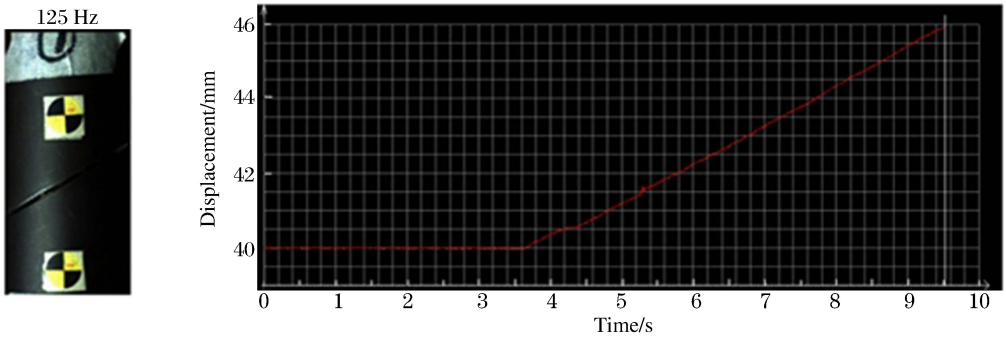

图 8 典型的铆钉元件动态加载失效实验位移曲线

Fig. 8 Representative displacement curve of rivet dynamic experiment

2.2　结果分析

2.2.1　加载速度的影响

对比铆钉在相同加载模式、不同加载速度下的失效载荷数据（见图 9）发现，随着加载速度的增加，铆钉的失效载荷也呈现增加的趋势，即铆钉的失效载荷呈现明显的加载速率相关性，造成短时间内结构的承载高于准静态加载的情形。这正是铆钉元件在动态失效过程中不同于静态失效的显著特点。

在民用飞机应急着陆/着水等结构冲击动力学研究中，机体结构的初始坠撞冲击速度一般在 7 m/s 左右。对于该类冲击动力学问题，可基于现有的动态加载实验结果，应用内插的方法获得相应连接结构元件的冲击失效载荷数据。研究发现，铆钉元件的动态失效载荷数据和加载速度基本符合对数关系（见图 10），表 2 给出了 6 类铆钉的动态失效载荷和加载速度的对数关系式。

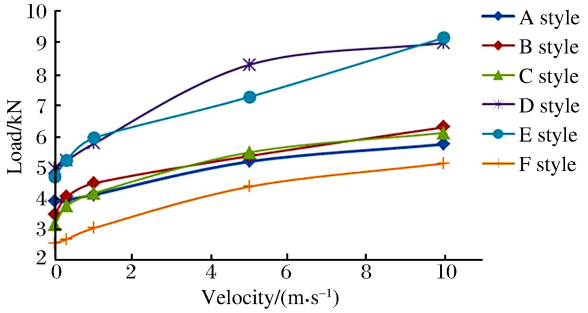

图 9　30°拉-剪耦合加载铆钉的失效载荷随加载速度变化

Fig. 9　Relationship between rivet failure load and loading velocity of 30° combined shear-tension experiment

表 2　铆钉元件动态失效载荷和加载速度的关系

Table 2　Relationship between rivet failure load and loading velocity

系列	关系式
A	$F=0.53\ln v+4.38$
B	$F=0.61\ln v+4.63$
C	$F=0.69\ln v+4.41$
D	$F=1.16\ln v+6.30$
E	$F=1.05\ln v+6.20$
F	$F=0.71\ln v+3.30$

注：F 的单位为 kN，v 的单位为 m/s。

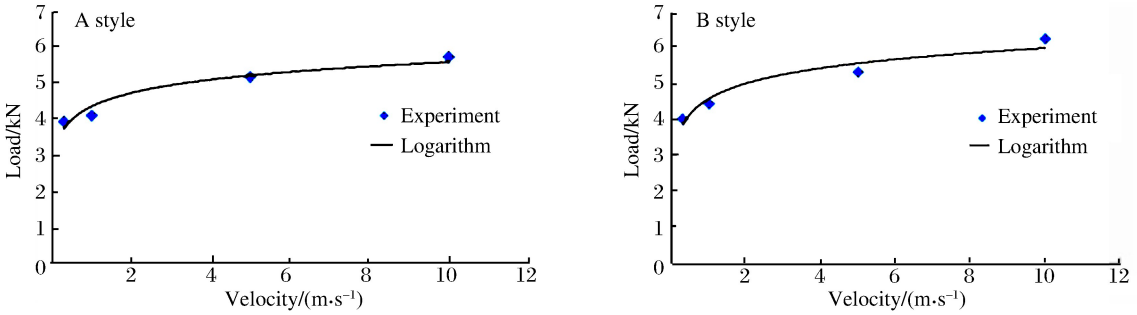

图 10　铆钉失效载荷和加载速度的对数关系拟合图

Fig. 10　Logarithmic relationship between failure load and loading velocity of rivets

2.2.2　加载模式的影响

铆钉连接元件失效实验基于控制铆钉的受载形式实现铆钉的复合加载失效及纯拉、纯剪失效，如图 11 所示，表 3 给出了 6 类铆钉在各加载形式下的失效模式和失效位置。

对于纯拉伸加载失效，比较 3.97 mm 杆径的半圆头铆钉（B 系列）和沉头铆钉（A、C 系列）的失效模式，其中，沉头铆钉为沉头拉脱，这在结构设计中是需要尽量避免的，半圆头铆钉为墩头拉脱，因此，对于只承受纯拉伸载荷的连接结构设计选型 B 铆钉更适宜。对于 30°复合加载失效，6 类铆钉呈现墩头拉脱和沉头拉脱两类失效模式，事实上都是墩头或沉头沿杆径的剪切失效，其中，受铆接工艺分散性的影响，在 30°复合加载失效模式下，E 铆钉出现墩头拉脱和沉头拉脱两类失效形式。对于 60°复合加载失效，均呈现出钉杆的拉-剪耦合失效。对于纯剪切失效，A、B、C、F 铆钉均呈现钉杆的剪断失效，D、E 铆钉则呈现出墩头处剪断，且墩头和钉杆过渡区有明显的挤压弯曲。这可能是 D、E 铆钉杆径较大，钉杆抗剪能力相对较强，剪切实验过程中连接试件的钉孔孔边局部变形较大，导致铆钉的连接试件不平行诱发钉杆一定程度的挤压弯曲，墩头和钉杆过渡区为元件的最薄弱位置，因此出现墩头处剪断。

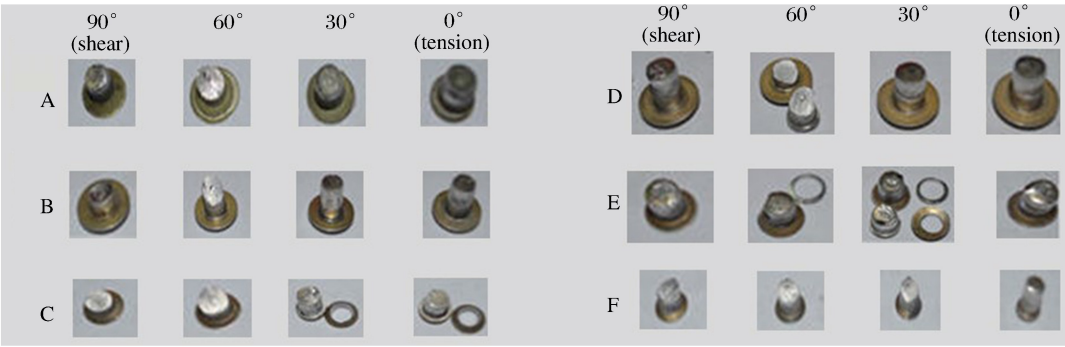

图 11 6 类铆钉的失效模式

Fig. 11 Failure modes of six styles of rivets

表 3 6 类铆钉的失效模式和位置

Table 3 Failure modes and positions of six styles of rivets

系列	类型	失效模式和位置			
		纯拉	30°拉-剪	60°拉-剪	纯剪
A	沉头	沉头拉脱	墩头拉脱	钉杆拉-剪	钉杆剪断
B	半圆头	墩头拉脱	墩头拉脱	钉杆拉-剪	钉杆剪断
C	沉头	沉头拉脱	沉头拉脱	钉杆拉-剪	钉杆剪断
D	半圆头	墩头拉脱	墩头拉脱	钉杆拉-剪	墩头处剪断
E	沉头	墩头拉脱	沉头拉脱/墩头拉脱	钉杆拉-剪	墩头处剪断
F	沉头	沉头拉脱	沉头拉脱	钉杆拉-剪	钉杆剪断

需要说明的是，由于铆钉的失效模式除了受加载方向的影响，还和连接试件的厚度、铆接工艺的一致性等相关，以上实验结果适用于特定的实验状态，对于不同的连接试件厚度的试验件，相同的工况下可能出现和本实验不一样的实验结果。

3 铆钉失效模型构建

为表征铆钉在一般破坏情形下的失效载荷数据，可基于在不同加载模式和不同加载速度下的铆钉失效载荷实验数据，分别构建铆钉的失效本构关系。具有普遍适用性的铆钉失效本构可表达为：

$$\left(\frac{N(a)}{N_{\mathrm{u}}}\right)^{a}+\left(\frac{T(a)}{T_{\mathrm{u}}}\right)^{b}\geqslant 1 \tag{1}$$

式中：$N(a)$为当前的拉伸载荷，N_{u}为极限拉伸载荷，$T(a)$为当前的剪切载荷，T_{u}为极限剪切载荷，a、b为失效参数。

表 4 铆钉的失效本构参数

Table 4 Failure constitutive parameters of six styles of rivets

系列	N_{u}/kN	T_{u}/kN	a	b	本构关系
A	3.93	2.93	3.28	1.94	$\left(\frac{N(a)}{3.93}\right)^{3.28}+\left(\frac{T(a)}{2.93}\right)^{1.94}\geqslant 1$
B	4.32	3.26	1.32	1.88	$\left(\frac{N(a)}{4.32}\right)^{1.32}+\left(\frac{T(a)}{3.26}\right)^{1.88}\geqslant 1$
C	3.29	3.31	2.02	2.16	$\left(\frac{N(a)}{3.29}\right)^{2.02}+\left(\frac{T(a)}{3.31}\right)^{2.16}\geqslant 1$
D	5.24	4.52	2.36	1.92	$\left(\frac{N(a)}{5.24}\right)^{2.36}+\left(\frac{T(a)}{4.52}\right)^{1.92}\geqslant 1$

注：$N(a)$、$T(a)$的单位为 kN。

铆钉的实际载荷可简化为拉伸载荷和剪切载荷的分量形式: $N(\alpha)=F\cos\alpha$ 和 $T(\alpha)=F\sin\alpha$,以 A、B、C、D 铆钉为例,表 4 给出了基于实验结果获得的 4 类铆钉在准静态加载下的本构关系参数,图 12 给出了 D 铆钉拟合本构方程和实验数据的对比图,可发现拟合获得的本构关系可较好地表征铆钉的失效状态。

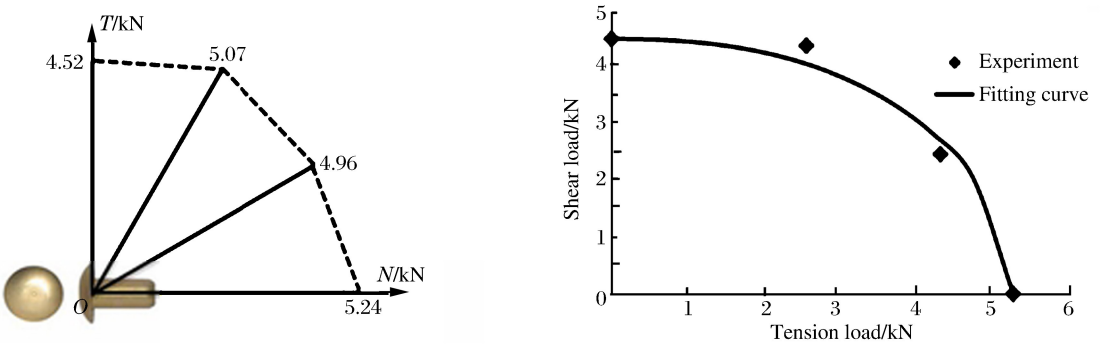

图 12　拟合本构关系和实验数据的对比(D 铆钉)

Fig. 12　Comparison of constitutive equation and experiment data for rievt D style

4　结　论

通过铆钉的准静态加载实验和动态加载实验获得了不同加载速度、不同加载模式下的铆钉元件失效实验数据,并通过内插的方法获得一般加载速度下的铆钉失效本构关系。获得的实验数据和本构关系可为民用飞机应急着落/着水等结构冲击动力学问题提供基础的连接元件失效输入数据。本文的结论如下:

(1)设计了专用的实验夹具,可有效实现铆钉的纯拉伸失效、纯剪切失效及拉-剪耦合失效,利用常规的万能材料试验机和高速液压伺服材料试验机开展了准静态加载失效实验和动态加载失效实验,获得了各失效模式下的铆钉元件失效载荷数据和变形信息。

(2)铆钉元件的失效模式和失效载荷与试验机的加载速度、加载模式相关性十分明显,本文中获得的实验结果适用于特定的实验状态,铆钉元件的加载失效实验结果受连接试件的厚度、铆接工艺等综合因素的影响。

(3)构建了一种铆钉的失效本构关系,并基于实验数据获得了本构参数,可较好地表征铆钉一般情形下的失效状态。

参考文献:

[1]　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.

[2]　宗周红. 剪力连接件静载和疲劳试验研究[J]. 福州大学学报,1999,27(6):62-66.
Zong Zhouhong. Experimental study of shear connector under static and fatigue loading[J]. Journal of Fuzhou University, 1999,27(6):62-66.

[3]　Birch R S. Dynamic failure of structural joint systems[J]. Thin-Walled Structures, 2000,10(36):137-154.

[4]　Langrand B. Full scale experimental characterisation for riveted joint design[J]. Aerospace Science and Technology, 2002,6(5):333-342.

[5]　Porcaro R. The behavior of a self-piercing riveted connection under quasi-static loading conditions[J]. International Journal of Solids and Structures, 2006,43(17):5110-5131.

[6]　Bertrand L. Strain-rate dependence in spot welds: Non-linear behaviour and failure in pure and combined modes[J]. International Journal of Impact Engineering, 2010,37(23):792-805.

[7]　Li Q M. Static and dynamic behavior of composite riveted joints in tension[J]. International Journal of Mechanical Science, 2001,43(10):1591-1610.

[8] 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.
Li Yulong. Dynamic mechanical test of aeronautic rivets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014,35(11):3012-3024.
[9] 航空制造工程手册总编委会.航空制造手册(飞机装配)[M].北京:航空工业出版社,1993:227-248.
[10] 白春玉.中应变率下材料动态拉伸关键参数测试方法[J].爆炸与冲击,2015,35(4):507-512.
Bai Chunyu. Material key parameters measurement method in the dynamic tensile testing at intermediate strain rates[J]. Explosion and Shock Waves, 2015,35(4):507-512.

Dynamic loading failure experiment of aeronautic rivet

Xie Jiang[1], Bai Chunyu[2], Shu Wan[2], Xi Xulong[2], Liu Xiaochuan[2], Mu Haolei[1]
(1. *Tianjin Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance, Civil Aviation University of China, Tianjin* 300300, *China*;
2. *Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structures Impact Dynamics, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an* 710065, *Shaanxi*, *China*)

Abstract: To obtain the failure modes of aeronautical rivets under dynamic loading, dynamic failure experiments were carried out for six aeronautical rivets at different speeds and in different loading conditions on a high-speed servo hydraulic test machine using clamps specially designed, and the experiment data were achieved concerning the failure modes of the rivets working under pure tension, pure-shear, 30° combined tension-shear and 60° combined tension-shear. The results showed that the failure modes and the failure load of the rivets were closely related with the loading speed and the loading conditions. The failure constitutive parameters were obtained by fitting the experiment results, the failure constitutive equations of the rivets in the general case were also derived.

Keywords: dynamic failure; high-speed servo hydraulic test machine; rivet; constitutive equation

(责任编辑 丁 峰)