

引发角对碳纤维/环氧复合材料圆管件轴向压溃性能的影响

Influence of Trigger Mechanism on Axial Crashing Behavior of Carbon/Epoxy Circular Tubes

陈永刚, 许亚洪, 益小苏

(北京航空材料研究院先进复合材料国防科技重点实验室, 北京 100095)

CHEN Yong-gang, XU Ya-hong, YI Xiao-su

(National Key Lab of Advanced Composite Materials,

Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

摘要: 研究了碳纤维增强高韧环氧树脂 5288 复合材料薄壁圆管件的轴向压溃行为和引发角尺寸之间的关系。对 15° 、 45° 、 60° 引发角的相同尺寸试件分别进行轴向压溃试验, 记录了试验过程中的结构载荷-位移曲线, 对照各组不同引发角的管形件轴向压溃过程的峰值压溃载荷、最小压溃载荷后发现, 当引发角为 60° 时, 结构的峰值压溃载荷最高, 最小压溃载荷最低。对试验件失效后组织进行微观分析后发现, 对应于不同引发角, 由于接触状态不同, 圆管件发生了不同方式的压溃失效, 导致了结构吸能力-位移曲线的变化。

关键词: 纤维增强复合材料; 圆管件; 引发机制; 吸能

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381 (2004) 12-0036-04

Abstract: The effects of trigger geometry on axially crashing behavior of carbon / epoxy composite circular tubes were investigated. The results showed that in axial crushing experiments, among 15° 、 45° 、 60° of the trigger geometry, 60° got the highest crashing peak load and the lowest crashing minimum load. The morphology analysis on the crushed tubes showed that the different trigger geometry led to different crashing microstructures failure for the reason on different contact conditions during crashing processing of the circular tube. As a result, the energy absorbing characteristic was deeply influenced by the trigger geometry.

Key words: FRP; circular tube; trigger mechanism; energy absorption

吸能结构的用途极其广泛, 而且意义重大。在航天飞行器方面, 吸能结构可以用作飞行器的软着陆装置, 保证航天员或者登陆车的安全着陆^[1]。在航空方面, 可以保证飞行员在直升机的非正常坠地过程中不受伤害, 典型例子是美国的阿帕奇直升机, 由于采用了耐坠结构, 当飞机以 12m/s 的速度坠地时, 飞行员的生存率为 95% ^[2]。对于陆地交通, 无论是高速赛车还是高速公路上的汽车以及高速铁路上的火车、高层建筑上的电梯, 吸能结构都发挥着承担意外、化险为夷的重要作用^[3]。

如何保证结构失效能够稳定而逐步发生, 失效引发机制的设计非常重要。理想的引发机制, 要求其尺寸小, 尽量减少对结构整体性能的削弱。要求尽量减少结构的峰值载荷, 使得平均载荷和峰值载荷尽量一致^[4]。对于圆管结构, 一般在结构的末端开出一定角度的倒角作为引发机制^[5]。Hull 等人对玻璃布/环氧复合材料圆管的初始压溃过程进行了分析, 得到了非

常有意义的结果和分析^[6]。本研究考察了一组碳纤维/环氧单向预浸料复合材料的初始失效过程。从不同的引发角出发, 记录了不同引发角下结构初始压溃过程的数据曲线及压溃形貌, 并进行了微观结构分析, 对引发机制如何影响结构失效过程进行了分析。

1 试验准备

吸能结构试验件采用碳纤维增强环氧的圆筒形管件, 由热压罐工艺制备而成, 将不同方向角的单向预浸带缠绕到模具芯轴上, 然后再将包有预成形体的芯轴放入高温高压的环境下真空成型, 脱模制成圆筒形试验件。材料的铺层方式为 $[+45/-45/0/0/90/0/0/90/0/0/-45/+45]_{2s}$, 其中 0° 方向为圆管的轴向方向。试验中采用的材料体系为 Toray 公司的 T300, 6K 碳纤维, 树脂为先进复合材料国防科技重点实验室自主研制的 5288 环氧树脂, 表 1 中列出了纤维和树脂的部分数据。为考察引发角对结构初始失效的影

响，在圆管件的一端开出了不同角度的引发角，分别为 15°、45°、60°；其有关数据列于表 2。图 1 为试验件的示意图。

表 1 试验用增强体和基体的性能

Table 1 Properties of the fiber and matrix experimented

Material	Tensile modulus / GPa	Tensile strength / MPa	Density / (g · cm ⁻³)	Ultimate elongation / %
Epoxy matrix 5288	3.5	98	1.26	4.3
Fiber T300™	230	3530	1.76	1.5

表 2 试验件的尺寸和引发角设计

Table 2 Geometry of specimen and trigger

Group	Inner diameter / mm	Thick-ness / mm	Tube length / mm	Chamfer angle / °	Chamfer length / mm
A	57.0	3.0	40	15	11.2
B	57.0	3.0	40	45	3.0
C	57.0	3.0	40	60	1.7

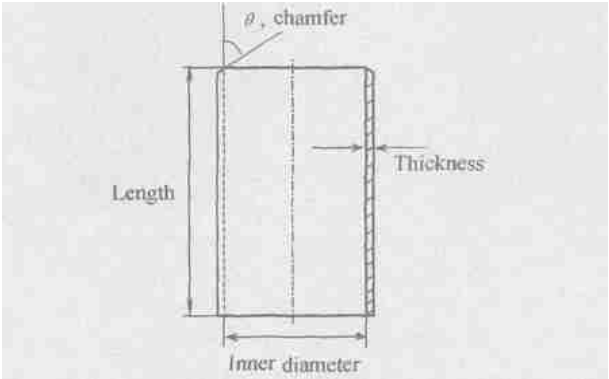


图 1 试验件的结构示意图

Fig. 1 Schematic of specimen geometry

2 试验方案

圆管形试验件的轴向压溃试验在材料试验机上进行，试验机的量程为 10t。试件被放置在两个平直夹具中间，没有引发角的一端固定，开有引发角的一端承受来自夹具的轴向压应力。整个压溃过程以 0.1mm/s 的轴向压缩速度进行。图 2 为整个压溃装置的示意图。

3 试验数据比较分析

对圆管件轴向压溃过程中采集的数据进行处理，在二维坐标轴上以 X 轴表示压溃距离，以 Y 轴表示

压缩载荷，得到了不同圆管试件的压溃力-位移曲线。对于试验中的 3 组试验件，分别得到了它们的压溃曲线，见图 3。

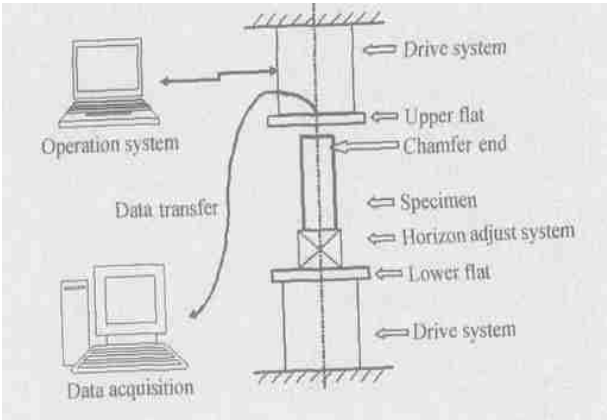


图 2 试验装置示意图

Fig. 2 Schematic of static energy absorbing experiment system

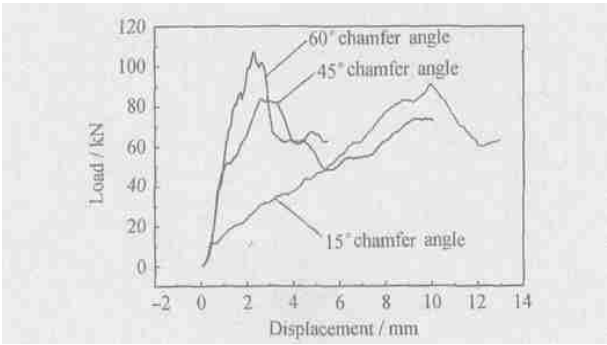


图 3 不同引发角圆管件的压溃曲线

Fig. 3 Load-displacement curve of specimens with different chamfers

由图 3 可以看出，各组试验件的压溃过程中都出现了一个峰值压溃载荷，而随峰值压溃载荷之后，紧接着出现了一个由于承载能力降低造成的最小载荷值。在曲线上可以找到该峰值载荷和最小载荷的值及其所对应的压溃距离。为了衡量不同引发机制对结构的初始引发峰值载荷和最小载荷的影响，引入峰值载荷同最小载荷的比率：

$$\nu = F_{\max} / F_{\min} \tag{1}$$

不同试验组的轴向压溃试验结果列于表 3。各组试验件的压溃后宏观失效形貌如图 4 所示。

从轴向压溃的试验数据比较，可以看出 60 引发角的峰值载荷最大，为 107kN，而峰值载荷过后的载荷降低幅度最大，载荷最小值为 48.6kN，峰值载荷同最小载荷的比值达到了 2.20，而 45 引发角的峰值载荷只有 83kN，载荷最小值为 61.1kN，峰值载荷同最小载荷的比值为 1.36。因此，在初始引发过程，从引

发机制对压溃曲线的波动幅度来看, 45 引发角的波动幅度最小, 15 次之, 60 最差。从峰值载荷的出现位置来看, 15 和 45 引发角的试件, 峰值载荷出现在压溃距离到达最大截面面积之前, 即在倒角部分就到达了结构的峰值载荷, 而对于 60 引发角, 峰值载荷出现在压溃进行到最大截面面积之后。另外, 从宏观失效模式来看, 15 和 45 引发角的试件的失效模式是内壁发生明显的分层折断, 而对于 60 引发角, 是发生明显的外壁分层折断。从试验结果和宏观失效形貌上, 发现 60 引发角引发的初始失效具有峰值载荷高, 载荷降低幅度大, 初始引发效果不理想。而 15 引发角的引发距离过长, 降低了结构的使用效率。45 引发角不仅峰值载荷适中, 而且引发距离短, 比较适合用来引发初始失效。

表 3 不同试验组的轴向压溃试验结果

Table 3 Axial crushing results of different groups

Group	Peak load F_{max} / kN	Location of peak load/ mm	Minimum load F_{min} / kN	F_{max} / F_{min}
A	91.0	9.9	60.2	1.5
B	83.0	2.6	61.1	1.3
C	107.0	2.3	48.6	2.2

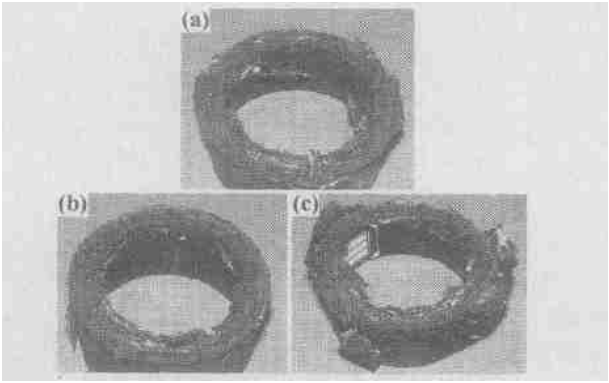


图 4 不同引发角的宏观压溃形貌 (管外径 60mm)

(a) 15 引发角; (b) 45 引发角; (c) 60 引发角

Fig. 4 Photos of failed tubes with different chamfer angle (outer diameter 60mm)

(a) 15° chamfer angle; (b) 45° chamfer angle;

(c) 60° chamfer angle

4 微观机理分析

Hull 等人曾经给出了引发角在初始引发过程的失效机理分析^[6], 在他的分析中, 玻璃布/ 环氧圆管件主要发生了剪切破坏的初始失效方式, 而在吸能管件的稳态失效阶段, 失效方式为典型的中间开花失效。本研究给出的 T 300 碳纤维单向预浸带增强的环氧结

构件, 其初始失效和宏观失效方式均与 Hull 所介绍的不同。为了更进一步分析引发角对结构的初始失效的影响, 针对 T300 碳纤维增强环氧树脂复合材料初始失效结构进行了微观结构分析。分别对于各组引发角的失效结构进行了到达峰值载荷的微观结构以及稳态扩展过程的微观结构光学显微分析, 并进行了失效机理讨论。

对于 15 引发角的初始失效过程, 结构发生逐步分层—弯曲折断—分层—局部开裂过程, 分别对应图 5a 中的① ② ③ ④, 结构转变为稳态失效后, 发生图 5b 的中间主分层失效。

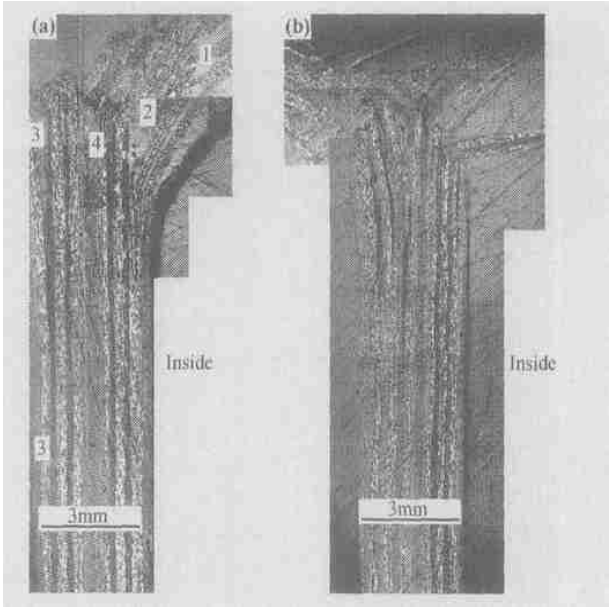


图 5 15 引发角峰值载荷和稳态失效条件下的光学显微照片

(a) 峰值载荷状态; (b) 稳态失效状态

Fig. 5 Microstructure on peak load condition and

stable failure condition of 15° chamfer angle

(a) microstructure at peak load;

(b) microstructure at stable failure

在图 6 中, 45 引发角发生了逐步分层—弯曲折断—剪断分层—局部开裂的失效方式, 分别对应于图 6a 中的① ② ③ ④, 但是同 15 引发角不同的是, 结构在到达稳态失效过程时, 发生了均布裂纹的层间开裂失效。

由于圆管试件的厚度较薄, 60 引发角的理论长度尺寸只有 1.7mm, 要小于 15 引发角的 11.2mm 和 45 引发角的 3.0mm, 所以导致 60 引发角试件在初始失效过程中的接触状态同另外两种明显不同。在图 7a 中①可以明显看出, 在 15 和 45 引发机制中广泛存在的逐步分层失效在 60 引发机制中很难扩展, 只在局部出现, 而在引发角中点位置发生了局部剪切破坏失效, 如②所示, 被剪断的碎片在轴向压力的作用下, 进

一步引发了层间分层③, 其中, 由于外壁附近纤维层间承受拉应力最为薄弱, 发生了大面积的分层扩展失效, 导致外壁附近的整体纤维层失去承载能力, 在结

积到该层间, 导致了该分层的进一步扩展, 在图 7b 的稳态扩展中可以看到该大尺寸分层及其内部堆积的大量碎屑。

5 结论

(1) 由于采用的引发机制不同, 在不同引发角下, T300 碳纤维增强环氧树脂复合材料圆管件发生不同的初始失效方式, 涉及到了逐步分层、弯曲折断、层间开裂、以及剪切破坏等多种宏观失效方式。这主要是由于不同的引发角所导致产生的不同接触状态引起的。

(2) 复合材料圆管件轴向压溃试验中, 从引发效率角度考虑, 要求引发距离小, 对结构削弱程度低, 材料的失效引发过程平稳, 峰值载荷和最小载荷比值最接近于 1, 在此条件下, 45 引发角相对于 15 和 60 引发角更为理想。

(3) 从结构的微观机理分析得出, 引发角同样影响到了结构稳态扩展的失效方式, 对结构的稳态吸能也有很大影响。

(4) T300 碳纤维增强环氧树脂复合材料圆管件轴向压溃试验中, 15 引发角和 45 引发角导致的稳态失效方式分别为中间主裂纹扩展和均布裂纹扩展, 由于涉及到了复杂的应力状态和失效方式, 具体原因还不明确, 需要进一步研究。

参考文献

- [1] SOTIRIS KELLAS. Design, fabrication and testing of a crushable energy absorber for a passive earth entry vehicle [R]. NASA/CR-2002- 211425.
- [2] POON C. A review of crashworthiness of composite aircraft structures[R]. Ottawa: National Aeronautical Establishment, Aeronautical Note NAE-AN-63, NRC No. 31276, 1990. 2:1-34.
- [3] HULL D. Energy absorbing composite structures [J], Sci & Techn Rev, University of Wales, 1988, 3: 23- 30.
- [4] MIL- STD- 1920A (AV) . American military standard, light fixed and rotary-wing aircraft crash resistance [S] . 1988.
- [5] FARLEY G L. Energy absorption of composite material and structures [A] . Proc 43rd American Helicopter Society Annual Forum [C] . St Louis USA: 1987. 613- 627.
- [6] SIGALAS I, et al. Trigger mechanical in energy-absorbing glass cloth/ epoxy tubes [J] . Composites Science and Technology, 1992, 40: 265- 287.

收稿日期: 2004-01-18; 修订日期: 2004-06-19

作者简介: 陈永刚 (1976-), 男, 博士, 从事复合材料研究与应用工作, 联系地址: 北京 81 信箱 3 分箱 (100095)。

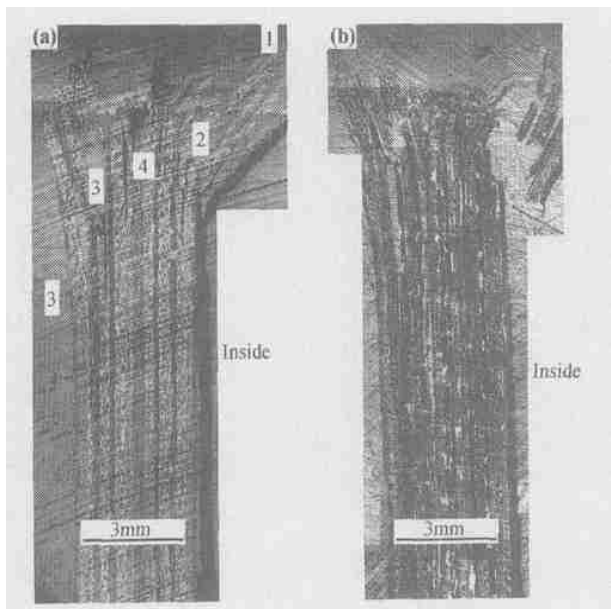


图 6 45 引发角峰值载荷和稳态失效情况下的光学显微照片

(a) 峰值载荷状态; (b) 稳态失效状态

Fig. 6 Microstructure at peak load condition and stable failure condition of 45 °chamfer angle

(a) microstructure at peak load;

(b) microstructure at stable failure

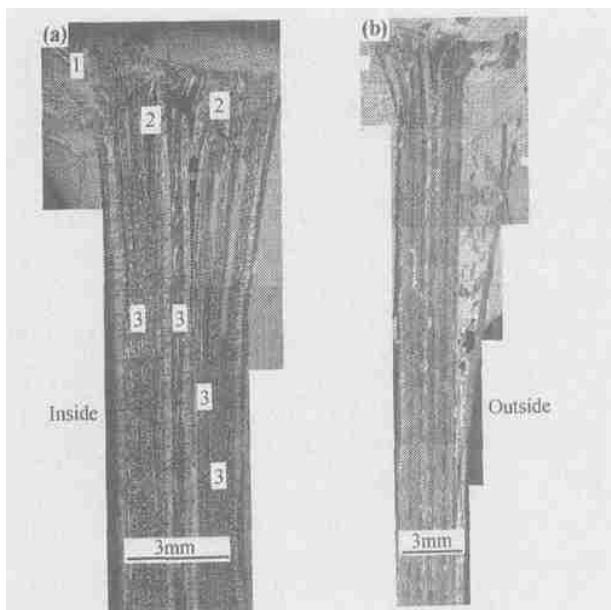


图 7 60 度引发角的峰值载荷和稳态失效情况下的光学显微照片

(a) 峰值载荷状态; (b) 稳态失效状态

Fig. 7 Microstructure at peak load condition and stable failure condition of 60 °chamfer angle

(a) microstructure at peak load;

(b) microstructure at stable failure

构转变为稳态失效过程后, 大量的压溃失效碎片被堆