

文章编号: 1000 8055(2008)01 0050-05

复合材料机匣冲击后的力学性能分析

崔海坡¹, 温卫东²

(1. 上海理工大学 医疗器械学院, 上海 200093;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 应用三维逐渐累积损伤理论及有限元分析技术, 对复合材料机匣的冲击性能及冲击后在静载工况下的力学性能进行了分析. 结果表明, 冲击后机匣内部会产生基体开裂、基体挤压破坏、分层和纤维断裂等微观损伤; 对于所研究的机匣, 当冲击能超过 26 J 后, 在给定的静载工况下, 其冲击损伤会大面积扩展.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 冲击; 复合材料; 机匣; 逐渐损伤

中图分类号: TB33

文献标识码: A

Analysis of mechanical properties of composite case after impact

CUI Hai po¹, WEN Wei dong²

(1. College of Medical Devices,
University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A 3D progressive damage model and finite element method were used to analyze the impact properties and mechanical properties of composite case after impact under static loading. The matrix cracking, matrix crushing, delamination, and fiber breakage may occur in the case after impact. When the impact energy exceeds 26 J, the impact damage can spread rapidly under the given static loading.

Key words: aerospace propulsion system; impact; composite; case; progressive damage

纤维增强树脂基复合材料因其具有比强度和比刚度高、可设计性强等诸多优异特性, 在许多重要的工程结构中得到广泛应用. 仅就飞机而言, 复合材料的用量已经从占机体总重的 2% ~ 3% 增加到 10% ~ 15%, 在有些更先进的飞机结构上, 复合材料的用量甚至高达 40% ~ 60%^[1]. 如 F404, F101, RB211 等发动机的外涵道整流罩或外涵道机匣等已采用高强度碳纤维增强树脂基复合材料来减轻发动机重量, 提高推重比^[2]. 发动机复合材料机匣在制造和使用过程中会遇到两类低能冲击: 一类是工具坠落、设备撞击等低速冲击,

另一类是跑道碎石、冰雹等高速冲击. 由于复合材料结构受到低能冲击后很容易出现损伤, 并且表面损伤一般较小, 难以直接观察到, 而内部和冲击内表面往往会发生基体开裂、基体挤压破坏、分层和纤维断裂等微观损伤, 这些内部损伤将使结构的强度大幅度降低, 严重影响其继续使用, 甚至直接导致事故的发生. 因此, 对树脂基复合材料机匣冲击后的力学特性进行研究具有重要的工程价值.

目前, 对复合材料机匣在其静载工况下的研究工作开展得较多, 而对其冲击后的力学特性分析的文献还比较少见. 因此, 本文应用作者以前提

出的复合材料结构冲击损伤及剩余强度全程分析方法和三维逐渐累积损伤模型^[3], 对国内某型复合材料发动机机匣在冲击载荷及冲击后静载工况下的力学性能进行了研究, 分析了不同冲击能量对机匣结构的影响规律, 为更有效地进行机匣结构的抗冲击设计提供一定的指导。

1 理论分析

本文的理论分析采用了作者以前提出的全程分析方法^[3], 该方法将冲击后层合结构的实际损伤状态直接作为静强度分析的初始状态, 不对冲击后层合结构的损伤状态做人为假设, 且在全程分析中应用了三维逐渐累积损伤分析模型, 该模型包括两部分: 应力分析和失效分析。通常应力分析都采用有限单元分析技术, 对复合材料层合结构而言, 其应力分析的基础是经典层合板理论, 本文采用了 ANSYS 软件对复合材料机匣进行应力分析。失效分析主要包括失效准则和参数退化两部分。

1.1 失效准则

1.1.1 冲击损伤失效准则

Hou 等^[4]在前人研究基础上, 提出了包括基体开裂、基体挤压破坏、层间分层和纤维断裂等四种复合材料层合结构主要破坏模式的冲击损伤失效判据, 并与试验结果进行了比较, 验证了其合理性, 故本文采用了 Hou 的冲击损伤失效准则, 如下所示:

基体开裂 ($\sigma_{22} \geq 0$)

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{m23}} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

基体挤压破坏 ($\sigma_{22} < 0$)

$$e_d^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}} \right)^2 + \frac{Y_c^2 \sigma_{22}}{4 S_{12}^2 Y_c} - \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

分层 ($\sigma_{33} \geq 0$)

$$e_l^2 = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{123}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}}{S_{31}} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

纤维断裂

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_f^2} \right) \geq 1 \quad (4)$$

式中 σ_i 为各单元与材料主方向对应的应力分量, S_{ij} 为单层板的剪切强度, X_1 , Y_1 和 Z_1 分别为单层板沿 X , Y , Z 方向的拉伸强度, Y_c 为单层板沿 Y 方向的压缩强度。

1.1.2 冲击后静载荷下的失效准则

纤维增强复合材料层合结构在静载荷下的破坏模式主要有四种: 基体开裂、基纤剪切、分层和纤维断裂。Tserpes 等^[5]提出了包括上述四种主要破坏模式的三维逐渐损伤模型并将其用于接头的逐渐损伤分析, 本文将其扩展应用于含初始冲击损伤的复合材料机匣结构, 各种破坏模式对应的失效准则如下:

基体开裂

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

基纤剪切

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

分层

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

纤维断裂

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_1} \right) \geq 1 \quad (8)$$

1.2 参数退化

单元发生破坏后, 该单元的刚度将发生变化, 应力在各单元中的分布也随之改变。Hou^[4]在对层合结构的冲击过程进行分析时, 选择了以应力退化作为更新策略, 这种方式不能反映出材料本身性能的退化。Tan^[6]把由不同损伤模式引起的材料刚度下降用不同的损伤内状态变量来表示, 同时通过大量的试验研究确定了这些变量的值。Camanho 等^[7]将 Tan 的参数退化方式扩展到三维, 本文采用了 Camanho 的参数退化方式, 如表 1 所示。

表 1 参数退化方式

Table 1 Material property degradation rules

失效模式	退化方式
基体开裂	$E_{YY} = 0.2 E_{YY}, G_{XY} = 0.2 G_{XY}, G_{YZ} = 0.2 G_{YZ}$
基体挤压破坏	$E_{YY} = 0.4 E_{YY}, G_{XY} = 0.4 G_{XY}, G_{YZ} = 0.4 G_{YZ}$
基纤剪切	$G_{XY} = \nu_{XY} = 0$
分层	$E_{ZZ} = G_{YZ} = G_{XZ} = \nu_{ZZ} = \nu_{XZ} = 0$
纤维断裂	$E_{XX} = 0.07 E_{XX}$

本文作者根据上述分析方法, 在 ANSYS 软件基础上, 开发了参数化的复合材料层合结构在冲击载荷及冲击后静载荷作用下的逐渐破坏模拟程序, 具体流程图参见文献[3]。

2 机匣结构的有限元分析

2.1 机匣结构的有限元模型

某航空发动机的外涵道机匣由钛合金制造的

前后安装边、连接机匣的金属内外盖板、以及上下两部分剖分结构的复合材料 T300/BMP-316 机匣组成,机匣结构简图见图 1. 为绘制方便,图中只给出机匣结构的上半部分. 机匣长度为 912 mm,呈圆锥形,前安装边的内径为 865 mm,后安装边内径为 953 mm。机匣的中间部分由复合材料制造. 在靠近前后安装边的部分,均为层数为 32 层的复合材料增强边缘,然后由 32 层逐渐向中间的 20 层(主铺层)过渡,主铺层的铺层顺序为 $(45^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ})_s$,厚度为 2.5 mm。针对机匣的具体结构,本文采用三维实体单元对机匣的损伤进行分析,以使计算模型更接近于实际结构. 本文建立的机匣实体模型及有限元模型如图 2 所示. 考虑到机匣结构受低能冲击时冲击物的尺寸与机匣相比较小,同时为了节省计算时间,本文从整体机匣结构的中间取出 $64\text{ mm} \times 64\text{ mm}$ 部分进行分析,如图 3 所示. 机匣载荷工况是所承受的轴向力为 100 530 N,内压为 0.415 2 MPa。根据机匣结构的尺寸图可算得本文所取出部分承受的轴向载荷为 14.097 MPa,内压为 0.415 2 MPa。

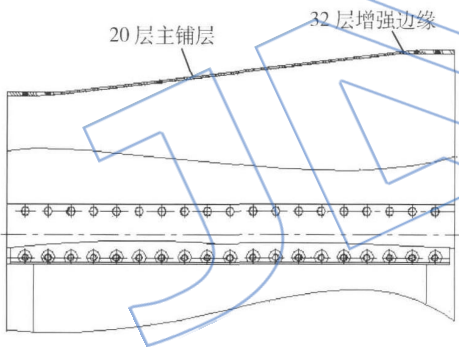


图 1 机匣结构简图

Fig. 1 Simplified figure of case structure

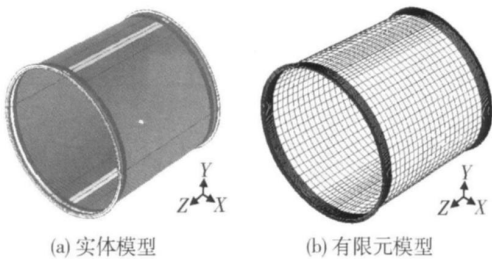


图 2 机匣模型

Fig. 2 Case model

在对所选取的部分机匣结构进行冲击损伤分析时,其边界条件为下表面的四边全约束。

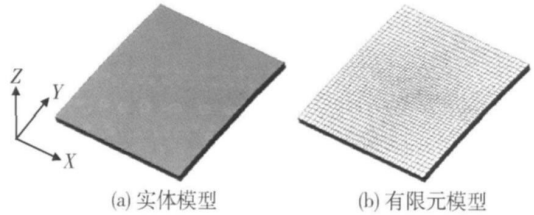


图 3 计算时所用的部分机匣模型

Fig. 3 Part of case model used in analysis

在对含冲击损伤的机匣进行静载荷分析时,边界条件进行如下处理:

(1) 位移边界条件

在与 X 轴垂直的两表面中,一边施加轴向及横向约束,另一边为自由端;在与 X 轴平行的两表面上,施加对称约束. 该对称约束的作用是使程序在计算时,能够识别该结构是圆锥体的一部分,从而保证了在外载荷的作用下,该结构的变形与整个圆锥体的变形是一致的。

(2) 力的边界条件

轴向载荷:作用在与 X 轴垂直的自由端上。
内压载荷:作用于机匣的内表面上。

2.2 冲击损伤分析

冲击锤锤体为圆柱形,端部为半球形,直径是 16 mm,质量固定在 2.2 kg,通过调整冲头的下落高度控制冲击能量. 机匣材料为 T300/BMP-316 复合材料,其单层板的性能参数见表 2. 为了研究机匣结构的冲击能门槛值,即受多大的能量冲击后,机匣结构在给定的静载工况下,冲击损伤会大面积扩展,本文对机匣结构在 12, 15, 22, 26 J 等冲击能量下的损伤进行了研究. 由于对于每种冲击能量,机匣的损伤扩展过程类似,故为节省篇幅,本文仅以 12 J 为例,对机匣的破坏过程进行分析。

受 12 J 能量冲击后,机匣各铺层的破坏模式如图 4 所示(与冲头接触的为第 1 层). 从图中可以看出,冲击后机匣的所有铺层都有损伤产生. 损伤的大致分布是:基体开裂主要集中在机匣的上面几层、基体挤压破坏主要集中在机匣的下面几层、分层主要集中在机匣的中间层、而纤维断裂则主要集中在靠近机匣上下表面的铺层中. 从图中还可以看出,在机匣正中心受冲击处各铺层都没有分层产生。

受 12, 15, 22, 26 J 四种能量冲击后,机匣的整体损伤如图 5 所示. 从图中可以看出,随着冲击能量的提高,机匣的损伤面积逐渐增大。

表 2 T300/ BMP 316 单向板的性能参数

Table 2 Stiffness and strength of the T300/ BMP 316 lamina

材料性能	平均值/ GPa	材料性能	平均值	材料性能	平均值/ MPa
纵向抗拉模量 E_{xx}	128.8	纵横泊松比 ν_{xy}	0.355	横向抗压强度 Y_c	185.0
横向抗拉模量 E_{yy}	8.3	纵法泊松比 ν_{xz}	0.355	纵横抗剪强度 S_{xy}	102.0
法向抗拉模量 E_{zz}	8.3	横法泊松比 ν_{yz}	0.355	纵法抗剪强度 S_{xz}	102.0
纵横切变模量 G_{xy}	4.1	纵向抗拉强度 X_t / MPa	1 298.2	横法抗剪强度 S_{yz}	102.0
纵法切变模量 G_{xz}	4.1	纵向抗压强度 X_c / MPa	1 269.4	法向抗拉强度 Z_t	53.6
横法切变模量 G_{yz}	4.1	横向抗拉强度 Y_t / MPa	53.6	法向抗压强度 Z_c	185.0

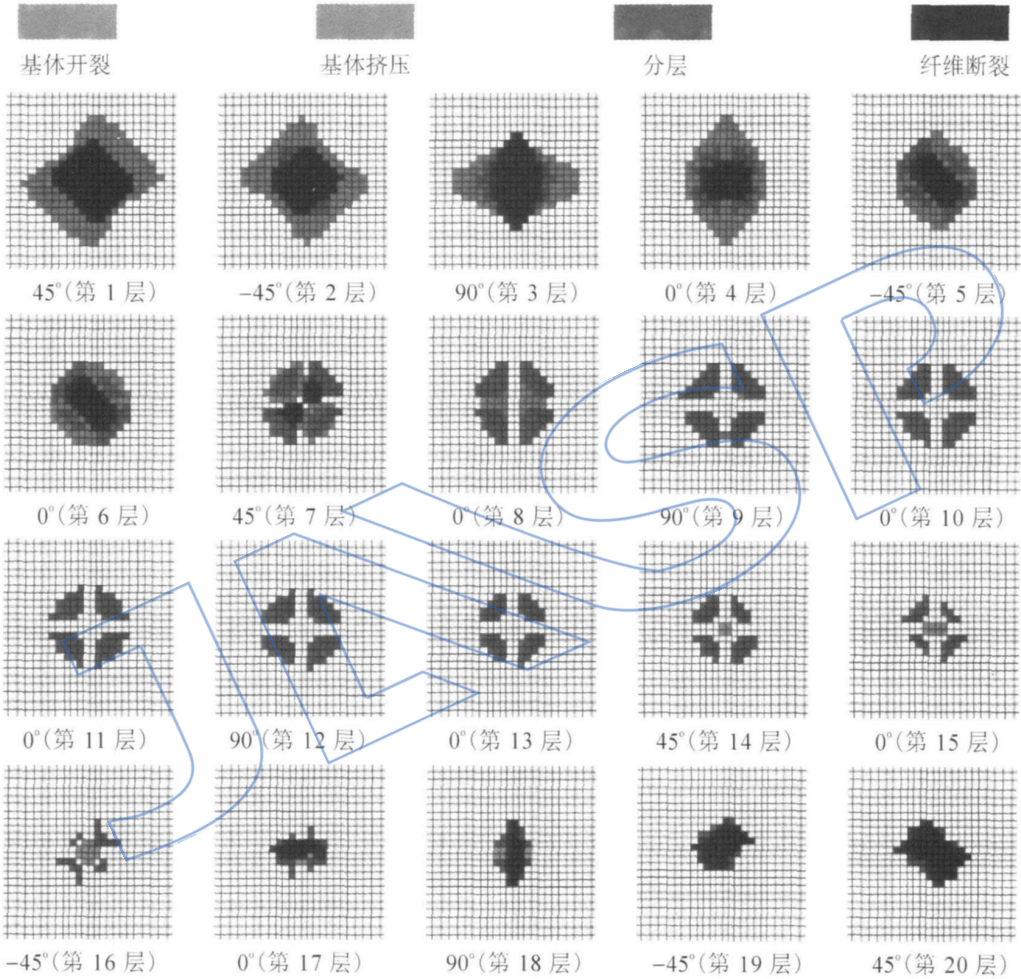


图 4 冲击损伤模拟

Fig.4 Impact damage simulation

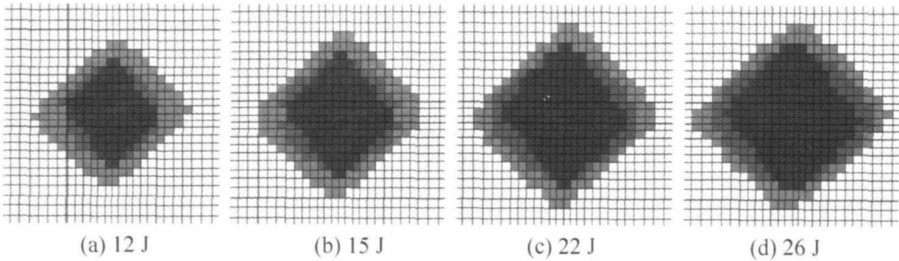


图 5 受不同能量冲击后机匣的整体损伤

Fig.5 Case damage impacted with different energy

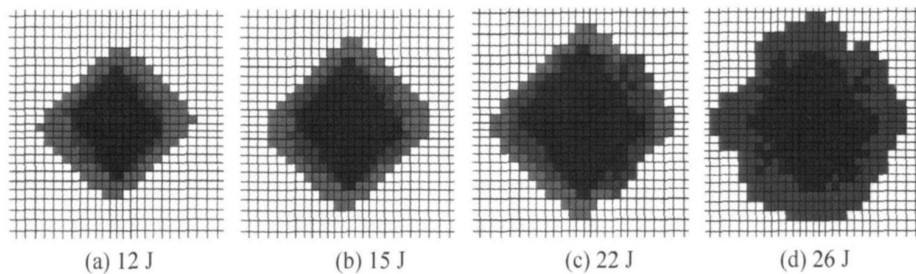


图6 冲击后在静载荷下机匣的整体损伤

Fig. 6 Case damage under static loading after impact

2.3 冲击后在静载工况下的损伤分析

冲击结束后,对含冲击损伤的部分机匣进行静载荷分析.在给定的静载工况下,机匣的整体损伤如图6所示.从图中可以看出,与图5相比,在静载工况下,受12 J和15 J能量冲击后,机匣的损伤没有任何扩展,说明上述两种冲击能量对T300/BMP-316复合材料机匣所造成的损伤可以忽略;受22 J能量冲击后,机匣的损伤略有扩展;而受26 J能量冲击后,机匣的损伤发生了大面积扩展.故可认为在给定的静载工况下,T300/BMP-316机匣结构主铺层的冲击能门槛值在26 J左右.

3 结 论

(1) 受低能冲击后,机匣结构内部会产生基体开裂、基体挤压破坏、分层和纤维断裂等微观损伤.损伤的大致分布是:基体开裂主要集中在机匣的上面几层、基体挤压破坏主要集中在机匣的下面几层、分层主要集中在机匣的中间层、而纤维断裂则主要集中在靠近机匣上下表面的铺层中.

(2) 在给定的静载工况下,T300/BMP-316机匣结构主铺层的冲击能门槛值在26 J左右.当冲击能量超过26 J后,机匣结构在给定的工况下,冲击损伤会大面积扩展.

(3) 受低能冲击后,在机匣正中心受冲击处各铺层都没有分层产生.

参考文献:

- [1] 塔诺波尔斯基 尤·姆. 复合材料静载性能试验方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1988.
- [2] 张耀, 理有亲. 航空复合材料技术成果集: 加速我国航空复合材料技术的发展[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- [3] 崔海坡, 温卫东, 崔海涛. 复合材料层合板的低能冲击损伤及剩余拉伸强度研究[J]. 宇航学报, 2005, 26: 784-788.
CUI Haipo, WEN Weidong, CUI Haitao. The researches on low energy impact damage and residual tensile strength of composite laminates[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26: 784-788.
- [4] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C, et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. Compos Sci Technol, 2000, 60: 273-281.
- [5] Tserpes K I. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites: Part B, 2002, 33: 521-529.
- [6] Tan S C, Perez J. Progressive failure of laminated composites with a hole under compressive loading[J]. J Reinf Plas Compos, 1993, 12: 1043-1057.
- [7] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates [J]. J Compos Mater, 1999, 33: 2248-2280.