

层合复合材料高速冲击仿真研究进展*

Review of Simulation Research for Composites Laminate Under High-Speed Impact

浙江大学工学部高速旋转机械实验室 陆晓 宣海军
北京航空航天大学能源与动力工程学院 廖连芳

[摘要] 简述高强度纤维增强层合复合材料在高速冲击下的主要损伤模式和计算后的能量评估内容,介绍有限元仿真过程中不同材料模型、失效模型和刚度软化的特点,评述整体和分层两种建模方法的优缺点,提出发展趋势。

关键词: 层合复合材料 损伤模式 失效模型 CDM 有限元

[ABSTRACT] Damage modes and calculated energy evaluation of high-strength fiber reinforced composites laminate under high-speed impacted are illustrated. Various material models and failure models and their characteristics of stiffness degradation in finite element analysis are presented. The advantages and disadvantages of laminate modeling and lamina modeling are introduced. Eventually the development trends are proposed.

Keywords: Composites laminate Damage mode Failure model CDM Finite element

近年来,高强度纤维增强层合复合材料由于具有比强度和比刚度高等优点而被广泛用于航空航天等重要领域。航空航天设备在投入使用之前必须经过严格的试验测试以保障安全。但层合复合材料由于制造工艺的复杂和自身结构的各向异性,使得试验方法耗费大量人力物力。有限元数值仿真方法不仅操作方便、费用低、周期短,而且能准确预测试验结果,是工程评估的有效方法。

采用有限元数值仿真方法分析层合复合材料高速冲击后变形和损伤是研究重点。Paeira J M, Reviiocck D M建立了改进的发动机复合材料层合结构织物包容系统计算模型,并通过设计弹道冲击试验获得响应数据验证仿真方法的正确性^[1]; Gower HL对通常作为防护盔甲的Kevlar层合复合材料板进行了试验和数值仿真研究以确定其弹道响应^[2]。

本文从损伤和失效特点,数值计算中选取的材料模型、失效模型、建模方法,计算能量评估等方面综述层合复合材料高速冲击有限元分析方法,提出发展趋势。

1 层合复合材料冲击损伤

层合复合材料由于细观多相非均质性及呈层性,其损伤破坏模式完全不同于各向同性材料及一般均质各向异性材料。因此在对其进行高速冲击仿真分析之前,有必要了解其冲击损伤扩散和破坏机制。层合复合材料高速冲击分析是典型的非线性有限元分析:(1)几何非线性:在撞击的过程中发生非线性大变形;(2)材料非线性:它通常是一种多层不同角度铺设各向异性的非线性材料,建模过程中一般假设层合复合材料为正交各向异性,并采用考虑失效破坏的材料模型来模拟碰撞中的层合复合材料的破坏吸能;(3)结构非线性:在变形过程中层合复合材料会因为自身的大变形,导致变形接触,这就需要定义一个自适应接触。

在冲击载荷作用下,金属材料结构以局部塑性变形为能量吸收的主要形式;而层合复合材料靠弹性变形和损伤破坏来吸收能量,其损伤破坏模式主要表现为穿透(Perforation)、侵入(Penetration)、基体开裂(Matrix cracking)、纤维断裂(Fiber fracture)、纤维与基体界面脱胶开裂(Interfacial debonding)和分层(Delamination)。各种损伤模式可能单独或结合在一起发生,损伤在宏观均匀应力条件下无规则地产生,其扩展固有地受到材料细观结构的影响,是一个随载荷、时间和空间而演变的过程。层合复合材料破坏的显著特点是某一种破坏模式的出现并不意味着材料强度的完全丧失。因此不同模式的破坏常常只意味材料整体力学性能的弱化,即只丧失与该模式相关的承载能力,从而引起材料整体承载力的下降。层合复合材料高速冲击下的损伤破坏模式不仅复杂多样,而且相互间存在着耦合作用^[3]。

从宏观上看,较厚的层合复合材料板与高速撞击物正面接触点区域,纤维主要以剪切的方式发生断裂;中间层发生纤维和基体挤压,有明显的分层破坏;材料背面纤维主要是拉伸断裂。薄板受高速撞击后则主要是

* 航空推进技术验证计划(No.APTD-1104-03)、航空科学基金(No.20095276009)、浙江省自然科学基金(No.Y1090245)资助。

剪切破坏,冲击面的分层损伤较小且不均匀,而背面分层面积则较大。

2 材料模型和失效模型

复合材料损伤模型一般假设单层板响应是线弹性的或在面内剪切非线性,不同模型间的区别在于用于标志单层板损伤的失效准则的选取不同。单元破坏后,该单元的刚度将发生变化,应力在各单元中的分布随之改变,因而参数退化方法选择的是否适当对求解层合板的最终强度有很大的影响。LS-DYNA^[4]中可用于复合材料层合结构撞击损伤数值仿真的材料模型大致分为4种,代表了复合材料失效模型的进化发展。

2.1 带损伤的复合材料模型

2.1.1 失效准则

Chang FK 和 Chang KY 等最早引入渐进损伤分析方法预测任意铺层层合板的损伤扩展和极限强度^[5]。随后,Chang^[6]和 Tan^[7]等发展了该方法,以拉伸和压缩载荷作用下的含孔层合板为例,研究了损伤复合材料刚度退化参数的选择。LS-DYNA 中 22# 材料模型应用了 Chang-Chang 发展的带失效的层合复合材料模型,定义了基体快速失效准则(公式(1))、压缩失效准则(公式(2))和纤维破坏失效准则(公式(3))。

$$f_1 = \left(\frac{\sigma_y}{Y_T} \right)^2 + \bar{\tau} \quad (1)$$

$$f_2 = \left(\frac{\sigma_y}{2Y_T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{xy}} \right) - 1 \right] \frac{\sigma_y}{Y_C} + \bar{\tau} \quad (2)$$

$$f_3 = \left(\frac{\sigma_x}{X_T} \right)^2 + \bar{\tau} \quad (3)$$

$$\bar{\tau} = \frac{\frac{\tau_{xy}^2}{2G_{xy}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{xy}^4}{\frac{S_{xy}^2}{2G_{xy}} + \frac{3}{4}\alpha S_{xy}^4} \quad (4)$$

$$2\varepsilon_{xy} = \frac{1}{G_{xy}}\tau_{xy} + \alpha\tau_{xy}^3 \quad (5)$$

式中, X_T 是轴向拉伸强度, Y_T 是横向拉伸强度, Y_C 是横向压缩强度, S_{xy} 是剪切强度, G_{xy} 是剪切刚度。 τ 是剪切应力与剪切强度的比率(公式(4)),表示纤维基体剪切失效,它影响每一种失效模式。 α 是非线性剪切应力参数,由公式(5)计算得出。

2.1.2 刚度退化

Chang-Chang 在二维逐渐损伤模型中采用的参数退化方式是:只要有失效发生,就将相应的材料常数退化为0。例如:当 $f_1 > 1$ 时,材料常数 E_y 、 G_{xy} 、 ν_x 、 ν_y 退化为0;当 $f_2 > 1$ 时,材料常数 E_y 、 ν_x 、 ν_y 为0;当 $f_3 > 1$ 时,材料常数 E_x 、 E_y 、 G_{xy} 、 ν_x 、 ν_y 为0。

这个模型采用二维有限元进行应力求解,不能较好

地反映各铺层之间的相互作用,且失效模型简单,不能表现拉伸失效和分层失效。同时材料刚度渐进退化方法与复合材料实际失效特征不符。

2.2 改进的带损伤复合材料模型

2.2.1 失效准则

LS-DYNA 中对应于 54# 和 55# 材料模型,他们都是 MAT022 的改进版本,且都只对薄壳单元有效。他们拥有共同的纤维拉伸失效(公式(6))和纤维压缩失效(公式(7))。54# 材料模型的基体拉伸失效(公式(8))和基体压缩失效(公式(9))应用了 Chang-Chang 失效模型,而 55# 材料模型则应用了 Tsai-Wu 失效模型(公式(10))。

$$f_1 = \left(\frac{\sigma_x}{X_T} \right)^2 + \beta \left(\frac{\tau}{S_{xy}} \right) - 1 \quad (6)$$

$$f_2 = \left(\frac{\sigma_x}{X_C} \right)^2 - 1 \quad (7)$$

$$f_3 = \left(\frac{\sigma_y}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau}{S_{xy}} \right) - 1 \quad (8)$$

$$f_4 = \left(\frac{\sigma_y}{2S_C} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{xy}} \right) - 1 \right] \frac{\sigma_y}{Y_C} + \left(\frac{\tau}{S_{xy}} \right) - 1 \quad (9)$$

$$f_5 = \frac{\sigma_y^2}{Y_C Y_T} + \left(\frac{\tau}{S_{xy}} \right)^2 + \frac{(Y_C - Y_T)\sigma_y}{Y_C Y_T} - 1 \quad (10)$$

式中, X_C 是纤维轴向压缩强度。 $\beta=1$ 时得到纤维拉伸失效最初 Hashin 准则。 $\beta=0$ 时得到最大应力失效准则,它能更好地与试验结果相匹配。

Mamalis AG^[8] 在仿真正方形碳纤维编织管时,对比了 54#、55#、58# 三种材料模型,发现 55# 材料模型能更好地表现碳纤维增强管的冲压破坏特性,且与试验结果更接近。

2.2.2 刚度退化

当所有的复合材料层都发生失效,表现为厚度方向积分点单元删除。与删除单元共享节点的单元成为“损伤”单元,它们的强度通过 SOFT 参数减小。

2.3 编织层合复合材料模型

2.3.1 失效准则

编织层合复合材料模型(58#MAT_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC)是基于 Matzenmiller 连续损伤机制的正交异向材料模型。根据不同的设置,可以实现单层板、层合板、编织结构层合复合材料的建模,且只对壳单元和薄壳单元有效。其失效模型有纤维拉伸失效(公式(11))、纤维压缩失效(公式(12))、基体拉伸失效(公式(13))、基体压缩失效(公式(14))。

$$f_1 = \left(\frac{\sigma_x}{X_T} \right)^2 - 1 \quad (11)$$

$$f_2 = \left(\frac{\sigma_x}{X_C} \right)^2 - 1 \quad (12)$$

$$f_3 = \left(\frac{\sigma_y}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{S_{xy}}\right)^2 - 1 \quad (13)$$

$$f_4 = \left(\frac{\sigma_y}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{S_{xy}}\right)^2 - 1 \quad (14)$$

2.3.2 刚度退化

Matzenmiller^[9]等基于连续损伤力学建立了正交各向异性的损伤复合材料本构方程,引入内部状态变量表征复合材料损伤,不同的损伤模式采用不同的状态变量表示。材料刚度退化通过有效应力和真实应力的转换(公式(15))实现。

$$\hat{\sigma} = M\sigma \quad (15)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \sigma = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau \end{bmatrix}, \\ \hat{\sigma} = \begin{bmatrix} \hat{\sigma}_x \\ \hat{\sigma}_y \\ \hat{\tau} \end{bmatrix}, \\ w = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_{xy} \end{bmatrix}, \\ M = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-w_{11}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-w_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-w_{12}} \end{bmatrix} \end{array} \right. \quad (16)$$

在之前的工作中, MAT58 多用于复合材料管轴向挤压仿真,复合材料多层管通过多层壳单元建模,层与层之间通过固连设定接触。Xiao XR 认为 MAT58 对材料卸载响应并不像单向加载响应描述得精确,并提出了修改方法^[10]。

2.4 CDM 累积失效损伤模型(Continuum Damage Constitutive Model)

2.4.1 失效准则

CDM 累积失效损伤模型可用于分析层合复合材料单向板和编织结构的渐进失效。采用 Hashin 准则模拟纤维拉伸和压缩失效、纤维挤压、厚度方向基体损伤和分层行为。该模型描述了软化行为的损伤机制,对材料的损伤描述得更具体,但是更复杂。通过对损伤破坏特性的一些假设,试图在微观上去预测由于微观损伤、缺陷的存在对于材料模量等一些宏观属性的影响。从而能够得到高速冲击时高应变率和高压加载的材料渐进损伤,极大地改善了层合复合材料损伤预测,通过引进单元失效准则减少模型在高速冲击时单元大变形而有可能导致的数值不稳定现象^[11-12]。国内外大量研究人员采用此材料模型,并基于 CDM 对 Kevlar 纤维增强层合材料的弹道侵彻过程进行了数值模拟。

纤维轴向和横向失效准则为公式(17)、(18),轴向和横向压缩失效准则为公式(19)、(20),纤维挤压失效

准则为公式(21)、(22), SFC 是纤维挤压强度。基体破坏和分层失效准则为公式(23), S_{xFS} 和 S_{yFS} 是纤维轴向和横向剪切强度, $Z_T, S_{xy}, S_{yz}, S_{xz}$ 是失效强度,引入比例因子 S 以获得与真实试验更匹配的分层结果。

$$f_1 = \left[\frac{\langle\sigma_x\rangle}{X_T}\right]^2 + \left[\frac{\tau_{xy}^2 + \tau_{xz}^2}{S_{xFS}^2}\right] - 1 = 0, (\sigma_x > 0) \quad (17)$$

$$f_2 = \left[\frac{\langle\sigma_y\rangle}{Y_T}\right]^2 + \left[\frac{\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2}{S_{yFS}^2}\right] - 1 = 0 \quad (18)$$

$$f_3 = \left[\frac{\langle\sigma'_x\rangle}{X_C}\right]^2 - 1 = 0, \sigma'_x = -\sigma_x + \langle-\sigma_z\rangle \quad (19)$$

$$f_4 = \left[\frac{\langle\sigma'_y\rangle}{Y_C}\right]^2 - 1 = 0, \sigma'_y = -\sigma_y + \langle-\sigma_z\rangle \quad (20)$$

$$f_5 = \left[\frac{\langle p \rangle}{S_{FC}}\right]^2 - 1 = 0, p = -\frac{\sigma_x + \sigma_y + \sigma_z}{3} \quad (21)$$

$$f_6 = \left[\frac{\langle\sigma_y\rangle}{Y_T}\right]^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 - 1 = 0 \quad (22)$$

$$f_7 = S^2 \left\{ \left[\frac{\langle\sigma_z\rangle}{Z_T}\right]^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \right\} - 1 = 0 \quad (23)$$

2.4.2 刚度退化

复合材料的后失效机制以材料刚度的减少为特征。刚度的减少(弹性模量)用一组相关的失效参数来表达:

$$\begin{cases} E_{red} = (1-w_i) E_i \\ w_i = 1 - e^{-\frac{1}{m_i}(1-r_i^m)} \end{cases} \quad (24)$$

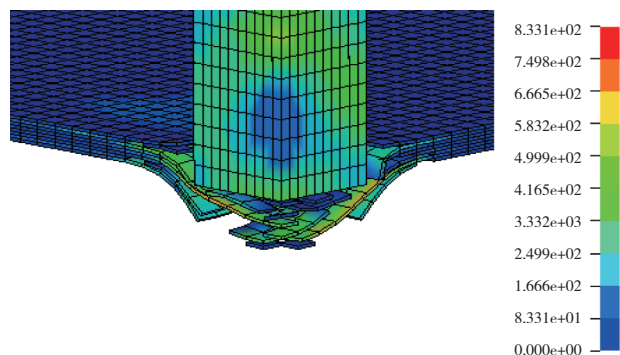
式中, m_i 是应变软化参数, r_i 从 1 增大到正无穷, w_i 从 0 增大到 1.0。连续失效材料模型中应变软化参数包括 x 方向纤维失效、 y 方向纤维失效、纤维挤压和穿孔剪切失效,以及分层失效。这些失效参数为应力-应变曲线中后失效准则提供了软化响应。

3 两种宏观建模方法比较

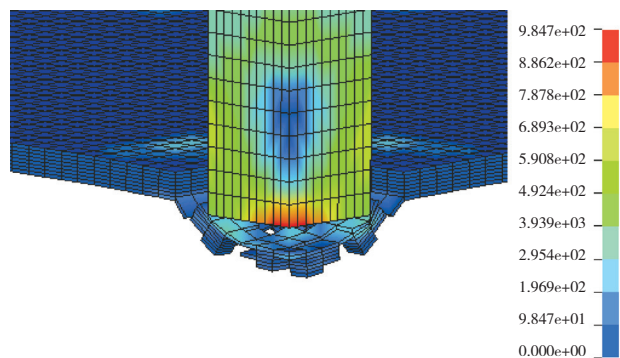
复合材料应力应变分析有不同的材料描述完整性层次,包括宏观建模、准细观建模、细观建模。细观模型做到基体和纤维单独建模,需要已知纤维形状、尺寸、材料参数等,可以获得详细的纤维和基体应力应变,但其有限元模型单元数极多,暂无工程应用价值。宏观模型将层合板作为各向异性体,简化计算模型,但得不到单层应力分布。作为中间方法的准细观模型需要单层弹性特性,例如单层厚度和纤维主方向等。

纤维增强层合复合材料结构受撞击载荷作用的宏观建模方法主要有整体建模和分层建模两种。整体建模使用层合板整体材料参数进行建模,而分层建模需对每一独立层设置材料参数和铺设方向。Powell D 等研究了弹体冲击碳纤维增强层合复合材料分层建模 CDM 失效模型的仿真方法,并结合试验验证仿真方法的有效性^[13]。

由于 CDM 连续失效模型对于层合复合材料的特殊失效方式比 Chang-Chang 失效模型有更具体的描述,可从失效方式、残余速度、计算时间、数值不稳定现象四个方面对分层建模和整体建模两种方法进行分析比较。从图 1 可见,分层建模仿真方法可以观察到具体的剪切破坏、拉伸失效、纤维和基体挤压和分层失效,与真实试验结果有较强的可比性。但是计算时间长,易出现负体积。整体建模仿真方法在不影响抗弹性研究的前提下计算效率大为提高,更符合工程实际要求。缺点是失效模式表现简单,计算过程中易产生负体积和沙漏。因此,实际使用时应参照具体要求选择合适的建模方法。



(a) 分层建模仿真



(b) 整体建模仿真

图1 圆柱弹体高速 (255 m/s) 冲击复合材料层合板
Fig.1 Composites laminate impacted (255m/s)
by cylinder projectile

4 后处理分析

对层合复合材料受撞击后的力学性能的分析,有助于层合结构安全设计和在役层合结构的损伤容限评定。弹体残余速度比较和失效模式分析是后处理分析的主要内容,但构件受撞击过程中的吸能情况直接反映其抵抗冲击的能力,层合复合材料高速冲击有限元分析中研究者多评估层合复合材料吸收能量。

Lim CT 等根据冲击速度的不同分为 3 个区域对吸收

能弹道极限进行讨论,并且详细描述了靶板的不同破坏形态^[14]; Bhusan ST 仿真碳纤维和玻璃纤维层合复合材料低速冲击响应时通过最大冲击力和层合板能量吸收大小比较分析^[15]。但仍缺乏对材料的能量吸收能力的定量分析,包括缺乏材料破坏的微观机理与宏观能量吸收能力间关系的研究和用于预报材料能量吸收能力的结构宏观力学模型。

如不考虑层合复合材料靶板微碎片的动能,由动能定理,在冲击过程中任一时刻靶板已吸收的能量 E 可表示为:

$$E = \frac{1}{2} m_p v_0^2 - \frac{1}{2} m_p v_x^2 - \frac{1}{2} m_p v_y^2 - \frac{1}{2} m_p v_z^2 \quad (25)$$

式中, m_p 是冲击物质量, v_0 是冲击物初始速度, v_x 、 v_y 、 v_z 是冲击物残余 x 、 y 、 z 方向速度。

5 结束语

纤维增强层合复合材料结构受高速碎片撞击的试验研究和数值模拟都已取得了一定的进展,但层合复合材料高速冲击下有非常复杂的失效模式,仍然存在许多未得到很好解决的问题。许多模型尽管在特定条件下的分析计算结果与试验结果较吻合,但应用于工程结构上,还需要进一步验证。提高细观损伤破坏的试验检测分析手段,提出有效的试验研究、理论分析和数值模拟方法;建立正确描述高速冲击损伤破坏产生和扩展的力学、数学模型;将 cohesive elements 运用到层合复合材料中以描述分层现象;如何合理地划分网格使得计算简便而又能反映材料的性质仍然是理论性和实用性都很强的课题,对复合材料的应用和发展具有十分重要的意义。

参考文献

- [1] Paeira J M, Reviiock D M. Explicit finite element modeling of multilayer composite fabric for gas turbine engine containment systems. Part 2: Ballistic Impact Testing. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2004.
- [2] Gower H L, Cronin D S, Plumtree A. Ballistic impact response of laminated composite panels. International Journal of Impact Engineering, 2008 (35): 1000-1008.
- [3] Loikkanen M, Powell D. Jet enging rotor fragment impact on composite panels. Journal of Structural Mechanics, 2007, 40 (4): 80-94.
- [4] John O H. LS-DYNA theory manual. Livemore Software Technology Corporation, 2006 (19): 192-196.
- [5] Chang F K, Chang K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. Journal of Composite Materials, 1987, 21 (9): 834-855.
- [6] Chang K Y, Liu S, Chang F K. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subject to tensile loadings. Journal of Composite Materials, 1991, 25 (5): 274-301.

(下转第 77 页)

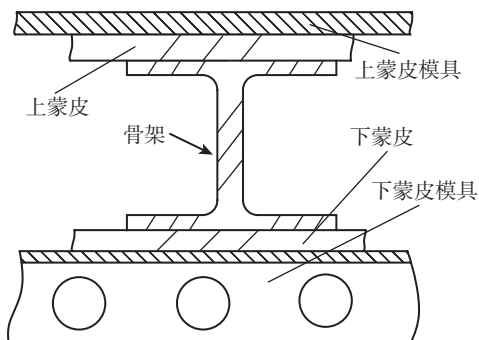


图9 控制结构形式Ⅲ上、下蒙皮外形的成型方案示意图
Fig.9 Diagram of forming process by controlling in structure Ⅲ outer surface of upper skin and lower skin

5 结论

本文以飞机复合材料结构的3种典型结构形式为研究对象,分析了结构形式决定的外形偏差和每种结构采用不同成型方案未定的外形面的偏差。通过比较分析可知:

(1)飞机复合材料构件的结构形式对其结构外形偏差有决定性影响;

(2)飞机复合材料构件的成型方案对其结构外形偏差的影响很大;

(3)控制飞机复合材料结构外形偏差的措施是尽量减少复合材料厚度偏差的影响,即采用控制复合材料

表1 基于不同成型方案的结构形式Ⅰ、结构形式Ⅱ、结构形式Ⅲ的外形偏差比较分析

结构形式	成型方案	外形面偏差值	外形面偏差影响分析
结构形式Ⅰ	成型骨架的凸模方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架模具}}^{+a}$	影响因素较多
	成型骨架的凹模方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta W_{\text{骨架模具}}^{+a}$	控制了上下凸缘的厚度偏差影响
结构形式Ⅱ	控制骨架内形尺寸成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架内形模具}}^{+a}$	影响因素较多
	控制骨架外形尺寸成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架外形模具}}^{+a}$	控制了上凸缘的厚度偏差影响
	控制下蒙皮外形和骨架上凸缘外形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta W_{\text{控制上凸缘外形模具}}^{+a}$	控制了上下蒙皮、上下凸缘厚度偏差影响
	控制上、下蒙皮外形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{\text{上下蒙皮模具}}^{+a}$	控制上下蒙皮、上下凸缘厚度偏差影响
结构形式Ⅲ	控制骨架内形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架内形模具}}^{+a}$	影响因素较多
	控制上、下蒙皮外形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{\text{上下蒙皮模具}}^{+a}$	控制上、下蒙皮和上、下凸缘厚度偏差影响

注:不考虑装配环节中的其他误差。

骨架凸缘外形面的成型方案,但此方案仅限于整体复合材料结构——结构形式Ⅱ和结构形式Ⅲ。

(4)骨架采用凹模成型方案可以有效控制外形精度。

总之,对于复合材料结构,为保证其结构最终的外形精度,应采用控制结构关键精度(即影响到复合材料

结构最终外形面精度的结构尺寸精度)的成型方案。

参考文献

[1] 赵渠森. 先进复合材料手册. 北京: 机械工业出版社, 2003.

(责编 三丰)

(上接第73页)

[7] Tan S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings. *Journal of Composite Materials*, 1991, 25 (5): 556-577.

[8] Mamalis A G, Manolacos D E, Ioannidis M B, et al. The static and dynamic axial collapse of CFRP square tubes: finite element modeling. *Composite structures*, 2006, 74 (2): 213-235.

[9] Matzenmiller A, Lubliner J, Taylor R L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber composites. *Mechanics of Materials*, 1995, 20 (2): 125-152.

[10] Xiao X. Simulation of composite tubes axial impact with a damage mechanism based composite material model. 10th international LS-DYNA users conference. *Material Modeling*, 2008 (9): 43-44.

[11] Deka L J, Vaidya U K. LS-DYNA impact simulation of composite sandwich structures with balsa wood core. 10th International LS-

DYNA Users Conference. *Impact Analysis*, 2008 (9): 13-24.

[12] Deka L J, Bartus S D, Vaidya U K. Damage evolution and energy absorption of E-glass/polypropylene laminates subjected to ballistic impact. *Commonality of Phenomena in Composite Materials*, 2008, 43: 4399-4410.

[13] Loikkanen M, Praveen G, Powell D. Simulation of ballistic impact on composite panels. 10th International LS-DYNA Users Conference. *Impact Analysis*, 2008 (9): 1-12.

[14] Lim C T, Shim VPW, Ng Y H. Finite-element modeling of the ballistic impact of fabric armor. *International Journal of Impact Engineering*, 2003, 28: 13-31.

[15] Bhushan S T, Gautam S C, Ajit D K, et al. Studies on behavior of carbon and fiberglass epoxy composite laminates under low velocity impact loading using LS-DYNA. 10th International LS-DYNA Users Conference. *Impact Analysis*, 2008 (9): 43-54. (责编 晓立)