热塑性复合材料高速冲击时不同 失效模式对比分析研究

党晓艳, 吉飞, 张磊, 杨卫平

(西安飞机设计研究所,西安 710089)

摘要:目的 准确地对热塑性复合材料前缘结构进行抗鸟撞冲击设计。方法 首先基于刚度退化、材料塑性 及应变率影响的复合材料本构关系,通过霍普金森拉--压杆测试得到热塑性复合材料的动力学性能参数。基 于不同的失效模式,采用 PAM-CRASH 显式有限元法,针对运输类飞机热塑性复合材料机翼前缘结构在高 速冲击时的破坏形式进行对比分析研究。结果 热塑性复合材料较其他复合材料在临界拉伸损伤极限值和纵 横向及屈服应力的率相关性上具有更好的性能。冲击分析时,失效应变应考虑材料破坏瞬间的强化效应。 剪切应变取值为 0.1 左右时,前缘结构计算仿真失效的结果与试验结果一致性较高,应变误差仅为 6.2%, 破坏尺寸误差为 4.9%。结论 在复合材料失效参数较复杂的情况下,抗冲击设计可将拉伸、压缩、剪切及层 间失效等多目标优化设计简化为等效剪切应变失效的单目标优化,此方法可推广应用于其他类型复合材料 的抗冲击设计。

关键词:冲击;热塑性复合材料;失效模式;损伤;前缘结构;率相关性 中图分类号:V254 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2022)09-0092-11 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.09.014

Comparative Analysis of Different Failure Modes of Thermoplastic Composites under High Speed Impact

DANG Xiao-yan, JI Fei, ZHANG Lei, YANG Wei-ping

(AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: Composite materials are widely used in aircraft design, and their failure modes have been the focus of the industry. Bird strike, as a kind of high-speed impact, is typical foreign material damage to composite materials. Firstly, the dynamic property parameters of thermoplastic composites are obtained by Hopkinson pull-bar test based on the constitutive relationship of composite material with the influence of stiffness degradation, material plasticity and strain rate.,which shows that thermoplastic composite materials have superior critical tensile damage limits and strain rate dependence of longitudinal and transverse and yield stress. Moreover, analysis of different failure modes of thermoplastic composites under high-speed impact is also carried out to study the design of the leading edge of transport aircraft against bird impact. Then the paper studies the failure mode structures on the different failure criteria and obtains the equivalent shear strain of 0.1, which is in good agreement with the ex-

收稿日期: 2022-06-28; 修订日期: 2022-08-29

Received: 2022-06-28; Revised: 2022-08-29

作者简介:党晓艳(1982-),女,硕士,高级工程师,主要研究方向为动强度设计。

Biography: DANG Xiao-yan (1982-), Female, Master, Senior engineer, Research focus: structural dynamics strength design.

引文格式: 党晓艳, 吉飞, 张磊, 等. 热塑性复合材料高速冲击时不同失效模式对比分析研究[J]. 装备环境工程, 2022, 19(9): 092-102. DANG Xiao-yan, JI Fei, ZHANG Lei, et al. Comparative Analysis of Different Failure Modes of Thermoplastic Composites under High Speed Impact[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 092-102.

perimental results, with a strain error of 6.2% and a failure size error of 4.9%. The methods can be applied to other types of composite materials for impact-resistant design.

KEY WORDS: impact; thermoplastic composites; failure mode; damage; leading edge; stain-rate correlation

由于热塑性复合材料具有韧性强、疲劳强度高、 冲击损伤容限高、可回收性及快速低成本的优势^[1], 在减轻结构质量的同时,极大地降低了成本,在航空 高端制造领域具有更广泛的应用^[2-6]。复合材料的失 效准则通常有以下几种:最大应力准则、蔡-希尔(希 尔-米塞斯)准则、霍夫曼准则、蔡-胡准则、哈什-罗姆特准则、帕克准则等。最大应力准则简单地说就 是单层失效及结构失效,而蔡-希尔准则又叫乘方准 则,是基于第四强度理论得到的,但其缺陷是无法得 到单层破坏的原因到底是基体失效还是纤维失效。同 样地,其他准则都各有其利弊,文中涉及的失效准则 为最大应力准则、蔡胡准则和等效剪切失效准则。

复合材料的失效目前是世界范围内研究的难点, 多种失效准则差异性很小。目前国内以蔡--胡失效为 主,俄罗斯多采用蔡-希尔(Tsai-Hill)和蔡--胡 (Tsai-Wu)失效准则,欧美则多采用 HASHIN 失效 准则。目前国内外很多学者在对复合材料进行失效分 析时,均采用了蔡--胡(Tsai-Wu)失效准则。

陈秀华[7]通过试验研究了材料在拉伸、压缩、剪 切单轴以及多轴等不同载荷情况下的力学行为及失 效模式,构造了基于拉伸、压缩、剪切强度3个参数 独立影响的三参数广义强度准则,研究了热塑性材料 在加卸载过程中的塑性行为,将三参数强度屈服准则 的塑性模型用于热塑性 PEEK 基体,在细观尺度上对 热塑性 AS4/PEEK 复合材料单向板进行了材料性能 预测,通过非线性本构模型与考虑厚度方向应力的层 压厚板理论,计算了复合材料层压板在双轴加载情况 下的力学行为,给出了准各向同性铺层情况下 AS4/ PEEK 厚层压板的初始失效与最终失效强度包线。杨 翔飞^[8]采用热压成形技术制备了纯 PEEK 试样,并基 于试验数据修正了缎纹复合材料等效宏观弹性常数, 对该材料进行了桁条截面优化设计,采用高效的自适 应加点代理模型优化方法进行了 3 种桁条截面的蒙 皮桁条筒壳的非线性屈曲优化设计。结果表明,承载 力Ω形桁条>T 形桁条>L 形桁条。郑兵^[9]通过研究 不同成形条件下复合板材的基本力学行为和热压成 形性能,认为温度对 CF/PEEK 复合板材的热压成形 性能均具有较大影响, 而应变速率对其影响较小, PEEK 基体在高弹态时具有极强的塑性变形能力,在 小变形时会出现应变率强化行为, 编织 CF/PEEK 复 合板材在高弹态时的热压成形主要依靠基体的塑性 变形、纤维的剪切变形以及纤维/基体的挤压变形进 行,且在[0/90]纤维方向区域容易出现褶皱,并伴随 着纤维断裂和层间分层缺陷。郑洁等[10]挑选了5种具 有代表性的宏观失效准则,通过理论失效包线的对比

及数值模拟的分析对比,评估了各准则对于热塑性复 合材料的适用性及可靠性、各自的优点及局限性,为 热塑性复合材料有限元渐进损伤模拟、层合板的失效 分析提供了参考。李晓康[11]通过研究发现,当热塑性 材料界面强度较强时,主要的失效机理是基体开裂; 当界面强度较弱时,主要的失效机理是界面脱粘。基 体损伤最先出现在纤维附近±45°的位置,随着加载继 续,基体损伤区域开始扩展,逐渐连接相邻纤维、最 终形成一条贯穿整个 RVE 模型的剪切带。殷浩^[12]通 过对碳纤维增强聚丙烯复合材料 (CFRTP)、玻碳混 编聚丙烯复合材料(CGRTP)进行冲压成形试验研究, 认为纤维增强热塑性复合材料由于纤维方向不同,其 冲压失效表现出不同的模式, [0/90]材料主要以纤维 断裂为主, [45/-45]材料主要以剪切失效为主, 建立 了 FLC 失效成形失效极限曲线,用于仿真失效分析, 同时指出了 Hashin 失效准则的局限性,无法解释横 向压缩对剪切破坏的抑制效应等。钱立伟[13]基于 Abaqus 的 VUMAT 子程序引入了改进的损伤失效准 则判据,从而建立起一种更符合其试验模型的损伤失 效判定准则,同时认为碳/玻璃纤维混杂铺层方法不 仅可以降低材料成本,而且具有失效慢、吸能多的优 点。张杨等[14]对玻纤分布层合热塑性复合材料的力学 性能及其失效破坏行为的影响进行了研究,结果表 明,连续玻纤毡位于外侧的分布层合结构,能够抑制 裂纹在垂直于拉力方向的扩展, 层间分离的同时, 使 更多的纤维束拔出断裂,显著改善了复合材料的拉伸 性能。玻纤网格布位于外侧的分布层合结构则使其弯 曲性能明显提高,外侧玻纤网格布中的玻纤呈现张力 破坏, 使复合材料能够承受更高的弯曲载荷, 分布层 合结构中引入的玻纤网格布发挥了纤维束增韧作用, 大幅提高了复合材料的冲击强度。与玻纤毡增强热塑 料复合材料相比,适宜的分布层合结构可使复合材料 的拉伸及弯曲性能提高 59%~76%,冲击强度提高 53%。孙洪霖^[15]通过对共聚聚醚醚酮树脂结晶特性的 研究,针对复合材料的拉伸、弯曲、压缩以及层间剪 切破坏结果进行了分析,发现拉伸破坏机制包括拉伸 破坏和剪切破坏2部分,纤维的拉伸断裂是材料失效 的主要形式。弯曲试验表明,破坏是由纤维断裂和树 脂裂纹扩展引起的,通常先出现压缩破坏,进而纤维 拉伸断裂,最终导致材料失效。压缩试验表明,破坏 是由纤维微屈曲形成"扭结带"并传递引起的,树脂 基体发生剪切屈服和碳纤维发生错位,导致材料宏观 失效,复合材料层间剪切破坏的主要模式是分层破 坏。此外,动态力学性能分析(DMA)结果表明, 在较高温度下,复合材料力学性能仍有较高保留率。

王玥^[16]研究了高温环境下 5 枚缎纹机织 CF/PPS 复合 材料在压缩和低速冲击载荷作用下的力学性能变化规 律和损伤模式,结果表明,随冲击能量的增加,冲击 力曲线的初始斜率和曲线斜率转变点位置的冲击力不 变,但冲击力峰值和靠近该峰值位置的波动程度却随 冲击能量的增大而增大,而当冲击能量大于 25 J 时, 冲击力基本不再发生改变。

李磊等[17]对不同复合材料体系低速落锤冲击进 行了研究,得到了固定能量冲击下的抗冲击性能,并 建立了基于帕克准则的低速冲击数值仿真分析方法。 许英杰等^[18]基于 Hashin 失效准则和刚度削减策略, 建立了复合材料加筋壁板失效分析模型。吕新颖等[19] 研究了薄面板复合材料蜂窝夹层结构冲击穿透试验 与失效机理。谭焕成等[20]对三维编织复合材料细观几 何建模及动态力学性能的研究进展进行了总结。李磊 等[21]对含冲击损伤高强中模碳纤维复合材料层压板 压缩剩余强度进行了分析与试验验证,提出了帕克 失效准则的适用性。袁浩等[22]对复合材料管基于 Hashin 应变失效判据进行了冲击响应建模与分析。 姚晨熙等[23]研究了剪切载荷下温度及应变率对热塑 性树脂基复合材料的力学强化行为。张承承[24]基于渐 进损伤分析方法编制了复合材料结构强度的分析程 序,并使用经典的 12 个不同铺层顺序和圆孔直径的 层合板数值模拟对程序的有效性进行了验证。袁昱超 等^[25]用实体单元和内聚力模拟出复合材料层合板三 维实体精细化模型,依据 Hashin 失效准则作为层内 损伤判据,二次应力准则与 BK 失效准则作为层间损 伤判据,对不同载荷形式下层合板结构响应与渐进损 伤失效行为进行了研究。刘佳鑫等[26]以试验研究及仿 真分析相结合的方法,针对复合材料单向板及层合板 进行了研究,基于 Tsai-Wu 准则及 Hashin 准则的极 限强度计算精度进行了对比分析,并给出了碳纤维复 合材料损伤过程中的能量耗散计算的经验公式。王世 杰等^[27]对复合材料加筋壁板进行了试验,基于断裂力 学理论,研究了装配应力作用下长桁壁板结构的破坏 机理。崔俊杰等^[28]采用 Johnson-Cook 本构关系模拟 了铝合金和钛合金层的力学行为,选用 Hashin 准则 对复合材料层内损伤进行了失效判断,用二次应力准 则来模拟粘结层 Cohesive 单元的层间失效, 研究了铺 层材料和铺层角度对抗冲击性能的影响。崔进等[29]基 于非线性有限元方法,对夹芯复合材料帽型加筋板在 面内压缩与面外均布载荷作用下的极限承载力进行了 渐进失效分析,基于 Shokrieh-Hashin 准则,对加筋板 破坏区域的子模型进行了分析。张凤玲等[30]对复合材 料层压板试验件断裂失效进行了分析。周俊杰等[31]对 低速冲击下碳纤维复合层合板进行了数值模拟研究。

本文在考虑刚度退化、材料塑性及应变率影响的 损伤模型基础上,总结了其与其他复合材料的优势, 并根据不同失效准则,以某运输机机翼前缘未研究对 象,进行了失效及破坏的对比研究。笔者认为,在热 塑性复合材料抗冲击设计时,应考虑材料破坏瞬间的 强化效应。当考虑面内剪切,即剪切应变取值为 0.1 左右时,前缘结构计算仿真失效的结果与试验结果一 致性较高。在复合材料失效参数较复杂的情况下,抗 冲击设计可将拉伸、压缩、剪切及层间失效等多目标 优化设计简化为等效剪切应变失效的单目标优化。

1 考虑损伤的复合材料本构模型

单向 Ladevèze 和织物纤维增强复合材料含损伤 本构模型中,均采用连续、均质各向异性本构关系, 对于纤维编织复合材料,还假设纤维方向(经向和纬 向)的损伤演化关系相同。该模型考虑了横向载荷下 基体裂纹、剪切载荷引起的基体与纤维的脱胶以及纵 向载荷下纤维的失效3种不同损伤,如图1所示。考 虑损伤的模量在不同应变范围内的关系如图2所示。



1.1 本构关系

1) 单向纤维:

$$\begin{bmatrix}
\varepsilon_{11}^{e} \\
\varepsilon_{22}^{e} \\
2\varepsilon_{12}^{e} \\
2\varepsilon_{23}^{e} \\
\varepsilon_{13}^{e}
\end{bmatrix} =
\begin{bmatrix}
\frac{1}{E_{1}} - \frac{\nu_{12}^{0}}{E_{1}} & 0 & 0 & 0 \\
-\frac{\nu_{12}^{0}}{E_{1}} & \frac{1}{E_{2}} & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}^{0}} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}}
\end{bmatrix}
\begin{bmatrix}
\sigma_{11} \\
\sigma_{22} \\
\sigma_{12} \\
\sigma_{23} \\
\sigma_{13}
\end{bmatrix} (1)$$

2) 织物。本构关系为 $\varepsilon^{e} = S\sigma$,其中:

$$S = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_{11}^{0}(1-d_{11})} & -\frac{v_{12}^{0}}{E_{11}^{0}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{v_{12}^{0}}{E_{22}^{0}} & \frac{1}{E_{22}^{0}(1-d_{22})} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^{0}(1-d_{12})} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}^{0}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}^{0}} \end{pmatrix}$$

式中: *v*₁₂ 为泊松比; *d*₁₁和 *d*₂₂ 分别对应于经向 和纬向的损伤; *d*₁₂ 对应于面内的剪切损伤。*d*₁₁、*d*₂₂、 *d*₁₂ 与损伤能量释放率*Y*₁₁、*Y*₂₂、*Y*₁₂ 有关:

$$Y_{11} = \frac{\sigma_{11}^2}{2E_{11}^0 (1 - d_{11})^2} , \qquad Y_{22} = \frac{\sigma_{22}^2}{2E_{22}^0 (1 - d_{22})^2}$$
$$Y_{12} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0 (1 - d_{12})^2} \circ$$

1.2 损伤

无论对于单向带还是织物,材料的损伤主要体现 在塑性段,模型中塑性段材料的各向弹性模量均与损 伤有关,平面剪切变形主要取决于基体材料的性能, 因为基体的裂纹或塑性会引起材料的非弹性变形。

铺层板总应变可以认为是弹性应变与塑性应变 之和,即 $\varepsilon^{t} = \varepsilon^{e} + \varepsilon^{p}$ 。而塑性应变只与平面剪切有关, 即 $\varepsilon_{11}^{p} = \varepsilon_{22}^{p} = 0$, $\varepsilon_{12}^{p} \neq 0$ 。

1) 单向纤维。单向纤维复合材料的屈服方程为:

$$f(\tilde{\sigma}, R) \sqrt{\left(\frac{\sigma_{12}}{1-d}\right)^2 + a^2 \left[\frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+}{1-d'} + \langle \sigma_{22} \rangle\right]^2} - R(\varepsilon^{\rm P}) \quad (3)$$

塑性硬化准则为各向同性,并且只与等效塑性应 变 ε^{p} 有关。

$$R(\varepsilon^{\rm p}) = R_0 + \beta(\varepsilon^{\rm p})^m \tag{4}$$

式中: *R*₀为初始屈服应力; β为硬化系数; *m* 为硬化指数。

引进剪切和横向塑性应变耦合因子 A = a²。一般 情况下,对各向同性树脂基复合材料,该因子的理论 值为 0.33。

2) 织物。纤维编织复合材料的屈服方程为:

$$f(\tilde{\sigma}, R) = \left| \frac{\sigma_{12}}{1 - d_{12}} \right| - R(\varepsilon^p)$$
(5)

塑性硬化准则为:

$$R(\varepsilon^{\rm p}) = R_0 + \beta(\varepsilon^{\rm p})^m \tag{6}$$

1.3 率相关性

含有机机体的单向纤维复合材料在受载时会表现出应变率敏感性,同时材料也会出现黏性状态。使用黏性应力的概念对参考应力进行修正来描述率相关性,如图 3 所示。



图 3 黏性应力的定义 Fig.3 Viscous stress

该模型将应力分为弹性应力 σ^{e} 和黏性应力 σ^{v} 2 部分: $\sigma = \sigma^{e} + \sigma^{v}$ 。本构关系为:

$$\begin{cases} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{cases} = \begin{pmatrix} C_{11} & v_{21}^{0}C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ v_{21}^{0}C_{11} & C_{22}(1-d_{22}) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{11}(1-d_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{13}^{0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23}^{0} \end{pmatrix} \begin{vmatrix} \varepsilon_{11}^{e} \\ \varepsilon_{122} \\ 2\varepsilon_{12}^{e} \\ 2\varepsilon_{13}^{e} \\ 2\varepsilon_{23}^{e} \end{vmatrix}$$

$$(7)$$

式中: C_{ij} 为刚度矩阵, $C_{ij} = C_{ij}^0 [1 + F_{ij}(\dot{\epsilon})]|_{ii-1,2}$ 。

其中, $C_{ij}^{0} = E_{ii}^{0} \Big|_{i=j}$ 或 $C_{ij}^{0} = G_{ij}^{0} \Big|_{i\neq j}$, $F_{ij}(\dot{\varepsilon})$ 为不同方向上的弹性模量表达式。将以上 3 个黏性函数引入到损伤 变量中, 最终得到经过率相关性修正的相关函数。

$$d = \begin{cases} \frac{\langle Y(t) - \underline{Y}_{0}^{\varepsilon} \rangle_{+}}{\underline{Y}_{0}^{\varepsilon}} & \exists d < d_{\max}, Y'(t) < Y_{S}' \\ \underline{H}_{0}(t) < \underline{Y}_{R}(t) < \underline{Y}_{R}(t) \\ d_{\max} & \exists t \\ \vdots \\ d' = \frac{\langle Y(t) - \underline{Y}_{0}' \rangle_{+}}{\underline{Y}_{0}(t) < d_{\max}, Y'(t) < Y_{S}'} \end{cases}$$

$$(8)$$

$$d' = \begin{cases} \frac{Y'_{C}}{d_{\max}} & \exists Y(t) < Y_{R} \forall h, \notin h \forall h \forall h \end{pmatrix} \\ d_{\max} & \exists t \end{pmatrix}$$

$$\vec{x} \quad \Rightarrow \quad Y_{C} = Y_{C} \sqrt{1 + F_{12}(\hat{\varepsilon})} \quad , \quad Y_{0} = Y_{C} \sqrt{1 + F_{12}(\hat{\varepsilon})} \quad ,$$

$$\underline{Y'_{\rm C}} = Y'_{\rm C} \sqrt{1 + F_{12}(\dot{\varepsilon})} , \quad \underline{Y'_{\rm 0}} = Y_{\rm 0} \sqrt{1 + F_{12}(\dot{\varepsilon})}$$

如果在纤维方向没有损伤,断裂应变随应变率的 变化关系为:

$$\varepsilon_{i,u}^{\text{ft}} = \varepsilon_{i,u}^{\text{ft}} [1 + F_{11}^R(\dot{\varepsilon})] \tag{10}$$

$$\mathcal{E}_{i,u}^{\text{fc}} = \mathcal{E}_{i,u}^{\text{fc}} [1 + F_{11}^{R}(\dot{\varepsilon})]$$
(11)

屈服应力随应变率的变化关系为: $R_0 = R_0 [1 + F_p(\dot{\epsilon})]$ (12)

 $R_0 = R_0 [1 + F_R(\dot{\varepsilon})]$ (12)

 单向纤维复合材料的率相关性由 5 个函数来进

 行修正,即纵向弹性模量 $F_{11}(\dot{\varepsilon})$ 、横向弹性模量

 $F_{22}(\dot{\varepsilon})$ 、剪切模量 $F_{12}(\dot{\varepsilon})$ 、纵向断裂应变 $F^R_{_{11}}(\dot{\varepsilon})$ 和屈

 服应力 $F_R(\dot{\varepsilon})$ 。

2) 织物。类似地, 织物可以引进下面 3 个黏性 方程。

应变率对纤维方向弹性模量的影响:

$$\begin{cases} E_{11} = E_{11}^{0} [1 + F_{11}(\dot{\varepsilon})] \\ E_{22} = E_{22}^{0} [1 + F_{11}(\dot{\varepsilon})] \end{cases}$$
(14)

应变率对面内剪切模量的影响:

$$G_{12} = G_{12}^{0} [1 + F_{12}(\dot{\varepsilon})]$$
(15)
应变率对初始屈服应力的影响:

$$R_0 = R_0^0 [1 + F_R(\dot{\varepsilon})]$$
(16)

$$\underline{Y}_{12} = (\underline{\text{m}}_{12} - \underline{\text{m}}_{120}) / \underline{I}_{12C}, \quad (\exists \ u_{12} < 1), \\ \underline{Y}_{12} < Y_{12R}, \quad (\Box \ u_{12} = 1)$$

其中,
$$\begin{cases} Y_{12C} = (Y_{12C})^0 \sqrt{(1+F_{12}(\dot{\varepsilon}))} \\ Y_{120} = (Y_{120})^0 \sqrt{(1+F_{12}(\dot{\varepsilon}))} \end{cases}$$
(上标 0 表示初

始值)。

应变率对纤维方向损伤的影响为:

$$\underline{Y}_{11} = (\underline{Y}_{11})^0 \sqrt{1 + F_{11}(\dot{\varepsilon})} , \quad Y_{11C} = (Y_{11C})^0 \sqrt{1 + F_{11}(\dot{\varepsilon})}
\underline{Y}_{22} = (\underline{Y}_{22})^0 \sqrt{1 + F_{11}(\dot{\varepsilon})} , \quad Y_{110} = (Y_{110})^0 \sqrt{1 + F_{11}(\dot{\varepsilon})}
(18)$$

2 复合材料失效准则

到目前为止,国际上通用的复合材料失效准则将 纤维和基体单独考虑,并且分别考虑拉伸、压缩和剪 切的影响。基于此原理,复合材料结构的失效模式多 种多样,有分层、基体和纤维破坏等破坏模式。通常 情况下,将单层复合材料等效为均匀的各向异性材料, 采用与处理金属材料相似的方法来确定组合应力状态 下的强度,即在已知的各个单向强度值的基础上,建 立用于判断平面应力状态下铺层是否失效的准则。

在此基础上发展起来的其他失效准则不过是将 其修正为更加细致的模型,比如考虑刚度退化、应力 状态的耦合现象以及层间失效等,以下几种典型的失 效准则分别有其固有的优缺点。

1) 霍夫曼(Hoffman) 失效准则。霍夫曼失效准同时考虑了拉压强度不同和 X/Y 方向上强度值及其

相互作用的影响:

$$\frac{\sigma_1^2 - \sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} + \frac{X_c - X_t}{X_t X_c} \sigma_1 + \frac{Y_c - Y_t}{Y_t Y_c} \sigma_2 = 1$$
(19)

2) 蔡-胡(Tasi-Wu)失效准则。蔡-胡失效准则 由三维状态下物体破坏曲面在应力空间中的张量表 达式经过对称性等考虑后退化得到:

$$F_{11}\sigma_{1}^{2} + 2F_{12}\sigma_{1}\sigma_{2} + F_{22}\sigma_{2}^{2} + F_{66}\sigma_{6}^{2} + F_{1}\sigma_{1} + F_{2}\sigma_{2} = 1,$$

$$(F_{11} = \frac{1}{X_{t}X_{c}}, F_{1} = \frac{1}{X_{t}} - \frac{1}{X_{c}}, F_{22} = \frac{1}{Y_{t}Y_{c}}, F_{2} = \frac{1}{Y_{t}} - \frac{1}{Y_{c}},$$

$$F_{22} = \frac{1}{S^{2}}, \sigma_{6} = \tau_{12}, F_{12} = -0.5\sqrt{F_{11}F_{22}})$$
(20)

3)三维修正最大应力准则。
 纤维拉伸:
 σ₁/X_t =1 (21)

纤维压缩:
$$|\sigma_1/X_t|=1$$
 (22)

$$\theta_{\rm m}^{\rm max} / Y_t = 1, \theta_{\rm m}^{\rm T} = \frac{1}{2} \arctan\left(\frac{2\tau_{23}}{\sigma_2 - \sigma_3}\right), \theta_{\rm m}^{\rm max} = \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_2 - \sigma_3}{2}\right)^2 + \tau_{23}^2}$$
(23)

基体压缩:

$$\left|\theta_{\rm m}^{\rm min} / Y_{\rm c}\right| = 1, \theta_{\rm m}^{\rm C} = \frac{1}{2} \arctan\left(\frac{2\tau_{23}}{\sigma_2 - \sigma_3}\right) + 143^0, \tag{24}$$

$$\lim_{m \to \infty} = \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{\sigma_2 - \sigma_3} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_2 - \sigma_3}{\sigma_2 - \sigma_3}\right)^2 + \tau_{23}^2}$$

式中:1为纤维方向;2为纤维平面内垂直方向; 3为纤维厚度方向。

3 热塑性复合材料的优势

热塑性复合材料与其他材料相比较,尤其是与热 固性复合材料比较,具有很大抗冲击的优势:

1) 热塑性复合材料的屈服点和硬化相关参数均 较低,如图 4 和图 5 所示。

2) 热塑性单向带 PEEK/AS4 的临界剪切损伤极 限值、临界拉伸和压缩极限值较大,织物 PEEK/5HS 的剪切断裂极限和拉伸损伤极限值均较其他复合材 料更佳,如图 6 所示。

3)单向带 PEEK/AS4 纵向、横向模量和屈服应 力率相关性较其他材料更好,如图 7 所示。织物



图 6 不同复合材料的损伤参数(剪切)对比 Fig.6 The shear parameter of different composite materials: a) unidirectional band; b) textile



图 5 不同复合材料的塑性参数(硬化系数)对比 Fig.5 The hardending coefficient of different composite materials: a) unidirectional band; b) textile



Fig.4 The initial yield stress of different composite materials: a) unidirectional band; b) textile



PEEK/5HS 拉伸和压缩表现出更敏感的率相关性,而 玻璃纤维 7781 和芳纶 AC531/F12 对剪切模量的率相 关性更敏感,如图 8 和图 9 所示。







图 9 不同复合材料的率相关性(屈服/断裂)对比 ——单向带

Fig.9 The yield stress with correlation of strain rate of different composite materials

4 不同失效的抗鸟撞仿真分析对比

本文建立了热塑性复合材料机翼前缘抗鸟撞有限元模型,采用表 2 中的材料数据,鸟体质量取 1.8 kg,蒙皮采用单向带和织物混铺形式,厚度为 3.14 mm,如图 10 所示。机翼前梁材料为 7075-T62,应力应变曲线如图 11 所示。不同的失效模式的计算结果见表 3,前缘未发生破坏位置取得的应变对比如图 12 所示。



图 10 热塑性机翼前缘构型 Fig.10 The wing leading edge configuration

表 2 PEEK/T300 级碳纤维织物预浸料力学参数 Tab.2 Mechanical property parameters of PEEK/T300

项目	强度/MPa	模量/GPa	泊松比
经向拉伸	776	66.183	0.073 7
纬向拉伸	657	66.183	0.073 7
经向压缩	585	61.371	0.073 7
纬向压缩	580	61.371	0.073 7
面内剪切	155	5.5	0.073 7
层间剪切	145	—	0.073 7



图 11 7075-T62 在不同应变率下的应力应变曲线 Fig.11 Strain-stress of 7075-T62

表 3 不同失效模式的计算结果对比 Tab.3 Simulation result of different failure modes

失效模式	等效剪切 应变	最大等效 应力	蔡胡 失效	霍夫曼 失效
破坏情况	前	缘穿透, 前梁	塑性变形	
缺口形状	T 型缺口	O型缺口	O型缺口	O型缺口
缺口尺寸 /mm	0.18×0.25	0.14×0.114	0.13×0.12	0.14×0.12
前梁应力 /MPa	636.7	736.3	733.1	777.4



图 12 不同失效模式前缘破口形状和尺寸 Fig.12 The destroy shape and size of different failure modes: a) equivalent shear failure; b) maximum equivalent stress, c) Tsai-Wu failure; d) Hoffman failure

5 冲击破坏的损伤贡献探讨

对于复合材料来说,其应变分为弹性应变和塑性 应变2部分,如图13所示。



图 13 塑性应变及损伤模量测量 Fig.13 The test of the plastic strain and failure modulus

静态拉伸-压缩曲线(图 14)显示,应变小于 0.015时,材料将失效,而动态拉伸(如图 15 所示) 的失效应变小于 0.01。图 16中,面内剪切应力应变 曲线中材料的应变大于 0.14时失效,说明热塑性复 合材料和金属一样具有低载强化的能力,即当材料 在破坏前,进入塑性段仍有一定的储能空间。综合 以上分析,考虑损伤的模型在采用等效剪切应变失 效准则进行分析时,初始的失效等效剪切应变取值 0.1 左右比较合理。





6 采用等效剪切失效的试验与仿真 对比

由第4节的结果可以看出,等效剪切应变相对其他的失效模式来说更为保守,但由于加工工艺及边界条件等因素的影响(笔者对此进行了计算分析),取图16中0.14的边界情况是具有一定风险的。本文还研究了不同的剪切失效应变值的对破坏的影响情况,最终在实际的前缘计算中采用更为接近的等效剪切应变值0.1进行实际构型的优化。试验与计算的破坏效果对比如图17所示,计算和试验的误差见表4。可以看出,前缘微应变峰值差异仅为6.2%。应变曲线对比如图18所示。



图 17 计算与试验的结构破坏形状和尺寸 Fig.17 The configuration destroy shape and size of simulation and test

Tab.4 Comparison of simulation and test				
对比参数	前缘破损尺寸/mm	前缘微应变峰值		
计算	439×284	6970		
试验	420×270	6535		
误差/%	-4.9	-6.2		
7 000 6 000 5 000 秋 4 000 秘 3 000 2 000 1 000				

计算与仿真数据对比

表 4

0.018

图 18 前缘处计算和仿真应变对比 Fig.18 The strain comparison of test and simulation

0.022

时间/s

0.024

0.026

0.020

7 结论

本文基于考虑损伤的复合材料本构模型,通过损 伤和率相关性参数的对比,得到热塑性对比其他类型 的复合材料在抗冲击设计中具有优势的原因。同时, 对运输机机翼前缘不同失效模式下的抗鸟撞设计进 行了对比分析,得到了适用于抗冲击设计中采用等效 剪切应变的快速评估准则,最终可以得到以下结论:

1)由于考虑损伤的复合材料本构关系考虑到材料的塑性及率相关性,其对涉及破坏及中高速冲击的 抗鸟撞设计具有更强的指导作用。

2)相较热固性复合材料,热塑性复合材料单向带的临界剪切损伤极限值较大,织物的剪切断裂极限 和拉伸损伤极限值也更高。单向带纵向及横向模量和 屈服应力率相关性较其他材料更好,热塑性复合材料 织物拉伸和压缩表现更敏感的率相关性。 3)复合材料的失效模式较多,不同受载情况下 应该根据需要选择不同的失效模式,对于抗鸟撞设 计,建议选择等效剪切应变失效。

4)不同材料由于其材料特性不同,失效应变会 有所差异,本文采用单向带和织物混铺的机翼前缘模 型,厚度为3.14 mm,最终采用0.1的等效剪切应变 值。结果表明,试验与计算的结果对比差异较小,误 差仅为6.2%。

参考文献:

- 罗云烽,姚佳楠.高性能热塑性复合材料在民用航空 领域中的应用[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 93-102.
 LUO Yun-feng, YAO Jia-nan. Applications of High Performance Thermoplastic Composites in Civil Aviation[J].
 Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 93-102.
- [2] 张琦,张师军.碳纤维增强热塑性复合材料的研究进展[J].石油化工,2020,49(12):1153-1164.
 ZHANG Qi, ZHANG Shi-jun. Research Development on Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Composites[J]. Petrochemical Technology, 2020, 49(12): 1153-1164.
- [3] 张磊,杨卫平,张丽.热塑性复合材料在飞机上的应用
 [C]//2015 年(第九届)商用飞机复合材料应用国际论坛 论文集. 镇江: [出版者不详], 2015.
 ZHANG Lei, YANG Wei-ping, ZHANG Li. Application of Thermoplastic Composites in Aircraft[C]//International Forum on the Application of Commercial Aircraft Composites in 2015 (9 th). Zhenjiang: [s. n.], 2015.
- [4] 刘士琦,周红霞,王玉,等. 热塑性复合材料的应用研究[J]. 化学与粘合,2021,43(1):72-75.
 LIU Shi-qi, ZHOU Hong-xia, WANG Yu, et al. Research Progress in the Application of Environment Friendly Thermoplastic Composite Materials[J]. Chemistry and Adhesion, 2021, 43(1): 72-75.
- [5] 黄鑫,高健. 连续纤维增强热塑性复合材料层压复合 工艺探索及改进[J]. 当代化工研究, 2021(5): 145-147.
 HUANG Xin, GAO Jian. Exploration and Improvement of Laminating Composite Process of Continuous Fiber Reinforced Thermoplastic Composites[J]. Modern

Chemical Research, 2021(5): 145-147.

- [6] 郑晓玲.复合材料结构的适航符合性分析研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017(1): 1-6.
 ZHENG Xiao-ling. Analysis and Research on the Airworthihess Compliance of Compisite Structure[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2017(1): 1-6.
- [7] 陈秀华. 三参数强度准则及复合材料层压板失效研究
 [D]. 上海: 上海交通大学, 2014.
 CHEN Xiu-hua. Three Parameter Yield Criteria and Failure Research of Composites Laminates[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014.
- [8] 杨翔飞. 聚醚醚酮热塑性复合材料承力构件材料-结构 -制造一体化设计方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2020.

YANG Xiang-fei. Study on Material-Structure-Manufacture Integrated Design Strategy for PEEK-Based Thermoplastic Composite Load-Bearing Components[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020.

- [9] 郑兵. 编织碳纤维增强热塑性复合材料热压-注塑整体 化成形关键技术[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019. ZHENG Bing. Key Technologies of Thermoforming-Injection Integrated Forming Process for Woven Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Composites[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019.
- [10] 郑洁,张磊,刘海宝,等. 热塑性复合材料层板失效预 测研究[C]//热塑性复合材料国际研讨会论文集. 上海: 中国航空学会, 2021.

ZHENG Jie, ZHANG Lei, LIU Hai-bao, et al. Study on the Failure Criteria for Predicting the Damage Initiation in Thermoplastic Composite Laminates[C]//Proceedings of International Symposium on Thermoplastic Composites. Shanghai: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2021.

- [11] 李晓康. 基于显式有限元法的热塑性复合材料失效机 理研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2018.
 LI Xiao-kang. Study on Failure Mechanism of Thermoplasitic Composite Based on Explicit Finite Element Method[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2018.
- [12] 殷浩. 纤维增强热塑性复合材料成型性研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2018.
 YIN Hao. Research on Stamping Formability of Thermoplastic Plain Woven Composites[D]. Changsha: Hunan University, 2018.
- [13] 钱立伟. 热塑性连续碳/玻璃纤维车身部件动态冲击数 值仿真研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2020. QIAN Li-wei. Numerical Simulation Study on Dynamic Impact of Thermoplastic Continuous Carbon/Fiberglass Body Parts[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020.
- [14] 张杨, 沈春银, 李宾, 等. 玻纤分布层合热塑性复合材 料的力学性能及其失效行为[J]. 华东理工大学学报(自 然科学版), 2017, 43(4): 465-473.

ZHANG Yang, SHEN Chun-yin, LI Bin, et al. Mechanical Properties and Damage Behavior of Thermoplastic Composites with Glass Fiber Distribution-Layering Design[J]. Journal of East China University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2017, 43(4): 465-473.

- [15] 孙洪霖. 连续碳纤维增强聚醚醚酮复合材料制备及性能研究[D]. 上海:东华大学,2021.
 SUN Hong-lin. Study on Preparation and Properties of Continuous Carbon Fiber Reinforced Polyetheretherketone Composite[D]. Shanghai: Donghua University, 2021.
- [16] 王玥. CF/PPS 复合材料高温压缩性能和冲击损伤模式 分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
 WANG Yue. Analyses on the Compression Property and Impact Damage Modes of CF/PPS Composite at High Temperatueres[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [17] 李磊, 宋贵宾, 郑华勇, 等. 基于 Puck 准则的复合材料 层压板低速冲击数值分析与试验验证[J]. 复合材料科 学与工程, 2021(6): 20-25.
 LI Lei, SONG Gui-bin, ZHENG Hua-yong, et al. Numerical Analysis and Experimental Verification of low-Velocity Impact of Composite Laminates Based on Puck's Failure Criterion[J]. Composites Science and Engineering, 2021(6): 20-25.
- [18] 许英杰,孙勇毅,杨儒童,等.考虑强度与固化变形的 复合材料加筋壁板铺层优化方法[J]. 计算力学学报, 2021, 38(3): 297-304.
 XU Ying-jie, SUN Yong-yi, YANG Ru-tong, et al. Stacking Sequence Optimization of Composite Stiffened Panel Considering Strength and Curing Deformation[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2021,
- 38(3): 297-304.
 [19] 吕新颖, 刘龙权, 赵淑媛. 薄面板复合材料蜂窝夹层结构冲击穿透试验与失效机理[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(21): 8834-8840.
 LYU Xin-ying, LIU Long-quan, ZHAO Shu-yuan. Impact Penetration Test and Failure Mechanism of Thin-Facesheets Composite Honeycomb Sandwich Structure[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(21): 8834-8840.
- [20] 谭焕成, 覃文源, 刘升旺, 等. 三维编织复合材料细观 几何建模及动态力学性能的研究进展[J]. 机械工程材 料, 2021, 45(8): 1-7.
 TAN Huan-cheng, QIN Wen-yuan, LIU Sheng-wang, et al. Research Progress on Establishment of Meso-Scale Geometrical Model and Dynamic Mechanical Properties of 3D Braided Composite[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2021, 45(8): 1-7.
- [21] 李磊,宋贵宾,郑华勇,等.含冲击损伤高强中模碳纤 维复合材料层压板压缩剩余强度分析与试验验证[J]. 力学季刊,2021,42(3):498-506.

LI Lei, SONG Gui-bin, ZHENG Hua-yong, et al. Numerical Simulation and Experimental Validation of Compressive Residual Strength of Carbon Fiber Composite Laminates with Impact Damage[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2021, 42(3): 498-506.

- [22] 袁浩,赵晓昱. 基于三维失效的复合材料管冲击响应
 [J]. 农业装备与车辆工程, 2021(9): 140-143.
 YUAN Hao, ZHAO Xiao-yu. Impact Response of Composite Tubes Based on 3D Failure[J]. Agricultural Equipment & Vehicle Engineering, 2021(9): 140-143.
- [23] 姚晨熙,齐振超,陈文亮,等.剪切载荷下温度和应变率对碳纤维增强聚醚醚酮复合材料强化行为的影响[J].复合材料学报,2021,38(8):2578-2585.
 YAO Chen-xi, QI Zhen-chao, CHEN Wen-liang, et al. Effects of Temperature and Strain Rate on Hardening Behavior of Carbon Fiber Reinforced Polyether Ether Ketone Composite under Shear Load[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(8): 2578-2585.
- [24] 张承承. 复合材料开孔平板结构强度数值仿真及试验 验证[J]. 材料导报, 2021, 35(18): 18190-18194.
 ZHANG Cheng-cheng. Numerical Simulation and Experimental Validation for Strength Characteristics of Composite Perforated Plate[J]. Materials Reports, 2021, 35(18): 18190-18194.
- [25] 袁昱超,赵新豪,王艺伟,等.不同载荷形式下复合材料层合板渐进失效行为研究[J]. 舰船科学技术, 2021, 43(9):1-9.

YUAN Yu-chao, ZHAO Xin-hao, WANG Yi-wei, et al. Progressive Failure Behavior of Composite Laminates under Different Load Forms[J]. Ship Science and Technology, 2021, 43(9): 1-9.

[26] 刘佳鑫,林再文,邹志伟,等.碳纤维复合材料纵横向 拉压强度性能预测[J].高科技纤维与应用,2021,46(2): 55-61.

LIU Jia-xin, LIN Zai-wen, ZOU Zhi-wei, et al. Tension and Compression Strength Prediction of Carbon Fiber Composite in Longitudinal and Transverse Directions[J]. Hi-Tech Fiber and Application, 2021, 46(2): 55-61. 对结构失效影响的试验与数值分析[J]. 复合材料科学与工程, 2021(4): 96-101.

WANG Shi-jie, CHEN Zhen, XU Peng, et al. Experimental and Numerical Analysis of the Effect of Assembly Stress on the Composite Stiffened Panel Failure[J]. Composites Science and Engineering, 2021(4): 96-101.

[28] 崔俊杰, 郭章新, 朱明, 等. 表面带金属层的复合材料 层合板低速冲击数值模拟[J]. 材料导报, 2021, 35(4): 4150-4158.

CUI Jun-jie, GUO Zhang-xin, ZHU Ming, et al. Numerical Simulation of Low-Velocity Impact of Composite Laminates with Metal Layers[J]. Materials Reports, 2021, 35(4): 4150-4158.

- [29] 崔进,肖文莹,李想. 船体复合材料帽型加筋板渐进破 坏分析[J]. 舰船科学技术, 2021, 43(3): 20-25.
 CUI Jin, XIAO Wen-ying, LI Xiang. Progressive Failure of Hat-Stringer-Stiffened Composite Panel in the Hull[J].
 Ship Science and Technology, 2021, 43(3): 20-25.
- [30] 张凤玲, 王越. 复合材料层压板试验件断裂失效分析
 [C]//全国第八届航空航天装备失效分析研讨会论文集.
 绍兴: 中国航空学会, 2015.
 ZHANG Feng-ling, WANG Yue. Fracture Failure Analysis of the Sample of Composite Laminates[C]//Proceedings of the 8th China Aerospace Equipment Failure Analysis Symposium. Shaoxing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [31] 周俊杰,王生楠. 低速冲击下碳纤维复合层合板数值 模拟研究[C]//第 21 届全国复合材料学术会议论文集. 呼和浩特:中国航空学会,2020.
 ZHOU Jun-jie, WANG Sheng-nan. Numerical Simulation of Carbon Fiber Composite Laminates Subject to Low Velocity Impact[C]//Proceedings of the 21 st National Conference on Composite Materials. Hohhot: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2020.

责任编辑:刘世忠

^[27] 王世杰, 陈振, 徐鹏, 等. 复合材料加筋壁板装配应力