

文章编号:1000-6893(2010)09-1781-07

典型前缘结构抗鸟撞性能改进研究

陈园方, 李玉龙, 刘军, 刘元镛

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

Study of Bird Strike on an Improved Leading Edge Structure

Chen Yuanfang, Li Yulong, Liu Jun, Liu Yuanyong

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 针对某典型前缘结构,研究了使用纤维金属层板(Fibre Metal Laminates, FMLs)蒙皮进行抗鸟撞设计的可行性。以显式动态冲击分析程序 PAM-CRASH 为平台,结合由鸟撞平板试验结果验证的鸟体本构模型参数,建立了鸟撞前缘结构数值模型。通过计算研究了使用不同蒙皮(铝合金、FMLs)的前缘结构在鸟撞作用下的变形破坏模式及吸能效果。结果表明:采用适当铺层的 FMLs 蒙皮可以有效地提高前缘结构的抗鸟撞性能。研究结论对飞机结构的抗鸟撞研究具有一定的参考价值。

关键词: 鸟撞; 纤维金属层板; 蒙皮; 光滑粒子流体动力学; PAM-CRASH

中图分类号: V214.1 **文献标识码:** A

Abstract: The feasibility of anti-bird strike design of using fibre metal laminates (FMLs) skin is studied for a typical leading edge structure. The model of bird strike on the leading edge structure is established by explicit finite element code PAM-CRASH using the constitutive model parameters of bird materials which are verified by the experimental results of bird strike on plate. Then, the processes of bird strike on the leading edges with aluminum and FMLs skins are respectively studied by numerical simulation, in which deformation modes, failure modes and energy absorption of the leading edge structures are investigated. The results show that FMLs with appropriate laminate layers can effectively improve the anti-bird strike performance of the leading edge. The conclusion could have some reference values on anti-bird strike study of the aircraft structure.

Key words: bird strike; fibre metal laminates; skin; smoothed particle hydrodynamics; PAM-CRASH

鸟撞是航空飞行安全的重大危害,每年造成大量的生命和财产损失。据统计,1990—2002 年的 13 年中,美国国内共发生鸟撞事故 46 000 多起^[1]。国际上民用飞机适航条例中都有专门针对鸟撞的规定,因此鸟撞问题研究日益受到研究人员的关注。王富生等^[2]提出了一种鸟体参数的反演方法以提高鸟撞数值模拟的精度,张志林等^[3]经过研究提出了一套风挡鸟撞动响应分析方法。

由于飞机设计中严格的重量限制,开发新结构和寻找新材料便成为抗鸟撞设计的主要方法。纤维金属层板(Fibre Metal Laminates, FMLs)是一种由金属薄板和纤维材料交替铺层的层间混杂复合材料,其概念最早由荷兰的 Fokker 提出,在 20 世纪 70 年代得到了极大的发展。FMLs 综合了传统纤维复合材料和金属材料的特点,克服了单一复合材料和金属材料的不足,不但有高的比强度和比刚

度,还具有优异的减振降噪性能和非常突出的抗冲击性能。近年来,基于玻璃纤维的 FMLs 得到了极大的关注,一种名为 GLARE 的商业玻璃纤维 FMLs 得到了大量的应用,如波音 777 的货仓地板、庞巴迪 Learjet 125 的防水壁以及空客 A380 的上部机身^[4]。梁中全等^[5]比较了 GLARE 层板与铝合金板的力学性能,论述了在航空用途上用其代替部分铝合金所具有的优异性能和经济性,廖建^[6]进行了 FMLs 的基本力学性能试验研究,瞿承玮等^[7]模拟分析了鸟撞 GLARE 层板,计算比较了不同铺层角度时 GLARE 层板的鸟撞动力响应。M. A. McCarthy 等^[8-9]设计了两种具有玻璃纤维 FMLs 蒙皮的机翼前缘结构,通过鸟撞试验和数值模拟试验过程研究了该结构在鸟撞下的变形和破坏行为。

本文针对某典型前缘结构,根据不增加重量的条件设计了 FMLs 蒙皮以替换原有铝合金蒙皮。以 PAM-CRASH 为平台,分别模拟了原始铝合金蒙皮结构和改进结构的鸟撞过程,分析了

结构的变形行为和破坏特点,比较了采用 FMLs 蒙皮的结构和原始铝合金蒙皮结构的抗鸟撞性能,以此为基础探讨了使用 FMLs 材料进行某飞机前缘结构抗鸟撞设计的可行性。

1 计算模型

1.1 SPH 鸟体模型

光滑粒子流体动力学(SPH)法是一种无网格拉格朗日粒子法,最初被提出是用于求解三维开放空间上的天体物理学问题,随着方法的成熟,其应用范围也扩展到包括固体力学的其他领域。由于其无网格的特点,避免了有限元方法模拟结构大变形时网格畸变的问题,可以很好地模拟鸟撞过程中鸟体的撞击和飞溅为碎片等行为。

本文鸟体几何模型为两端带半球帽的圆柱体(如图1所示),质量为3.6 kg,密度为 900 kg/m^3 ,长径比为2:1,因此确定两端球体的半径为0.726 m,中间圆柱长为0.145 2 m。SPH模型是通过PAM-CRASH内部转换器由六面体单元转换生成。

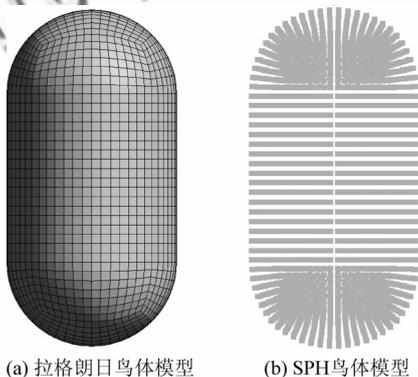


图1 拉格朗日和SPH鸟体模型

Fig. 1 Lagrangian and SPH bird models

鸟体本构模型采用Murnaghan状态方程,在PAM-CRASH材料库中对应28号材料模型。此模型中状态方程为

$$p = p_0 + B \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right] \quad (1)$$

式中: p_0 和 p 为初始和现时压强; ρ_0 和 ρ 为初始和现时密度; B 和 γ 为参数,本文取 $B=2.78 \text{ GPa}$ 和 $\gamma=7.99$ 。

1.2 结构有限元模型

图2给出了SPH鸟体和结构的有限元模型,鸟体撞击前缘中部,撞击方向与结构对称面夹角为 3° ,与腹板基准面夹角为 56° 。腹板与上、下缘条铆接组成前梁,为了增加前梁的刚度,使用了加

强支柱。蒙皮与肋铆接组成的前缘通过蒙皮根部与上、下缘条的铆接连接在前梁上。

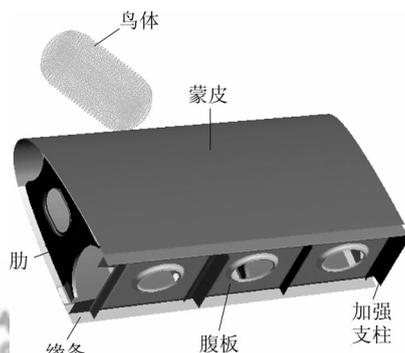


图2 鸟体和结构的几何模型

Fig. 2 Geometry models of bird and structure

根据原始铝合金蒙皮,在不增加重量的条件下,设计了两种FMLs蒙皮:FML_1——[Al/0/90/90/0/Al];FML_2——[Al/45/0/-45/Al/-45/0/45/Al]。其中:Al表示铝合金铺层,数字表示对应角度的玻璃纤维铺层。铝合金蒙皮和FMLs中的铝合金材料都为2024铝合金,密度为 2780 kg/m^3 ,玻璃纤维单层厚0.125 mm,密度为 1800 kg/m^3 。在FML_1中铝合金铺层厚0.40 mm,在FML_2中两侧铝合金铺层厚0.20 mm,中间一层厚0.25 mm。由上述数据可得出3种蒙皮单位面积的重量,如表1所示。

表1 3种蒙皮单位面积重量

Table 1 Weight per unit area of three skins

蒙皮种类	原始铝合金蒙皮	FML_1	FML_2
单位面积重量/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-2}$)	3.166(平均)	3.124	3.157

肋和角片材料也使用2024铝合金,腹板和加强支柱材料为7075铝合金,缘条的材料为7050铝合金,结构的金属材料参数如表2所示。模型均采用带失效模式的弹塑性材料模型(105号材

表2 结构的金属材料参数^[10]

Table 2 Mechanical properties of metal^[10]

参数	2024Al	7075Al	7050Al
弹性模量 E/GPa	73.1	71.7	71.7
泊松比 ν	0.33	0.33	0.33
密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	2780	2800	2820
屈服应力 σ_y/MPa	345	481	440
最大应力 $\sigma_{\text{max}}/\text{MPa}$	483	547	510
等效失效应变 ϵ_{lim}	0.19	0.11	0.12

料),不考虑材料的应变率效应。材料性能由两条直线描述。第1条直线描述材料弹性变形,材料发生塑性屈服后则由第2条直线描述。

材料的失效行为由等效失效应变 ϵ_{im} 判定,即当材料等效应变达到等效失效应变时,判定材料发生失效,其单元被删除。

FMLs 中的铝合金铺层使用 PAM-CRASH 材料库中各向同性弹塑性铺层模型(Ply “Type 2”)来模拟,玻璃纤维铺层采用单向复合材料全局铺层模型(Ply “Type 1”)模拟。纤维铺层本构关系采用改进的 Ladevèze 复合材料模型^[8,11],该模型认为复合材料铺层的损伤归因于基体开裂、纤维断裂和纤维/基体界面松解。模型中引入了3个损伤因子:基体损伤 d_2 、纤维损伤 d_f 和界面开裂 d_{12} ,并根据这3种损伤形式对材料各方向的刚度进行了弱化,例如认为当 $d_f \geq d_f^*$ (极限损伤)时纤维断裂,但为了避免数值问题,假定此后刚度是逐渐降低的。限于篇幅,在此不再赘述,具体表达式参见文献[8]。表3给出了玻璃纤维铺层的主要材料参数。

表3 玻璃纤维/环氧铺层主要材料参数^[12]

Table 3 Mechanical properties of glass/epoxy ply^[12]

参数	数值
轴向模量 E_{11} /GPa	45.6
横向模量 E_{22} /GPa	16.2
平面内剪切模量 G_{12} /GPa	5.83
主方向泊松比 ν_{12}	0.278
厚度方向泊松比 ν_{23}	0.4
轴向拉伸强度 X_t /MPa	1 280
轴向压缩强度 X_c /MPa	800
横向拉伸强度 Y_t /MPa	40
横向压缩强度 Y_c /MPa	145
平面内剪切强度 S /MPa	73
轴向极限拉伸应变 $\epsilon_{1t}/\%$	2.087
轴向极限压缩应变 $\epsilon_{1c}/\%$	1.754
横向极限拉伸应变 $\epsilon_{2t}/\%$	0.246
横向极限压缩应变 $\epsilon_{2c}/\%$	1.2
平面内极限剪切应变 $\gamma_{12}^*/\%$	4

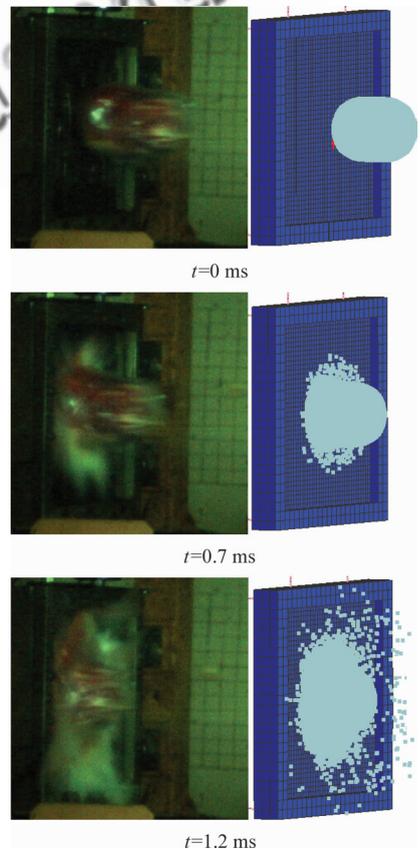
1.3 组件铆接连接模拟方法的确定

在 PAM-CRASH 中模拟组件之间的铆接有两种方式:① TIED 粘接方式(301号材料);② PLINK点焊方式(302号材料)。第①种方式将连接的部件在整个接触面上粘接起来,优点是简单,缺点是不够精细;第②种方式实际上是将铆接处两个组件上的单元连接起来以模拟铆钉的连

接,优点是更接近真实的情况,但是仍然无法完全模拟真实的铆接情况,缺点是没有公认的合适的铆钉失效判据且铆钉失效参数缺乏。文献[9]中使用方式②模拟蒙皮与肋的铆接,计算比较了几种失效判据对撞击结果的影响,与试验比较后选出了一种最优的判据,但同时发现不论采用何种判据,数值模拟结果总产生与试验不符的相当数量的铆钉失效。文献[13]中模拟了典型梁-缘结构的鸟撞过程,使用的是 TIED 方式模拟组件之间的铆接(此为本文作者咨询文献[14]作者得知,文献[14]中并未具体描述铆接的模拟方式),计算结果与试验吻合较好。综合考虑以上因素,本文采用 TIED 粘接方式。

2 计算方法验证

为了验证本文计算方法的可靠性,模拟了3.6 kg的鸟体在速度为120 m/s时撞击8 mm厚钢板的鸟撞平板试验过程。图3给出了模拟撞击过程与真实试验中高速摄像的对比。可以看出,试验中鸟体撞击在平板上,破碎程度很大,并呈流体状飞溅,数值模拟的鸟体 SPH 粒子分散与之对应,模拟与试验图片符合较好,因此认为 SPH 粒子的飞散不是数值断裂^[14]造成的。



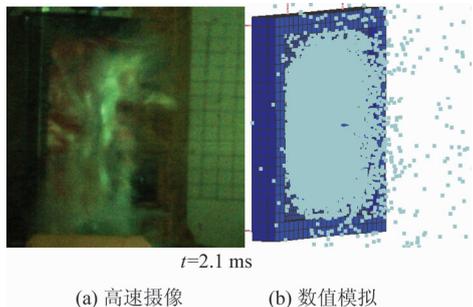


图3 高速摄像与数值模拟对比

Fig. 3 Comparison between high-speed camera and simulation

鸟撞平板试验测量量较多,限于篇幅,仅给出图4中平板点1位移曲线和点2力传感器测出的支反力曲线与数值模拟结果的对比,如图5和图6所示。从图5和图6中可以看出,点1的位移不管是峰值还是变化趋势,数值模拟均与试验具有很好的一致性,点2的支反力的数值模拟也与试验符合良好,这表明本文以PAM-CRASH为平台使用SPH方法模拟鸟体的计算方法是正确的。

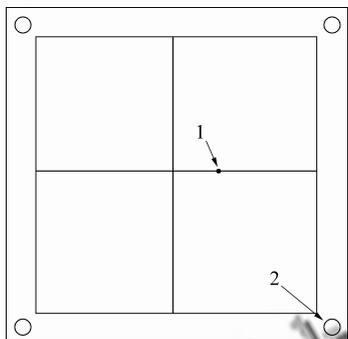


图4 测量位置示意图

Fig. 4 Sketch of measure position

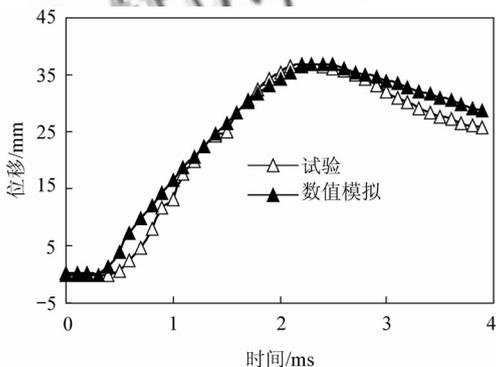


图5 点1的位移对比

Fig. 5 Comparison of displacement at position 1

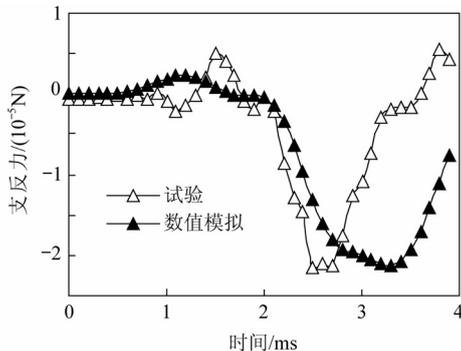


图6 点2的支反力对比

Fig. 6 Comparison of support reaction at position 2

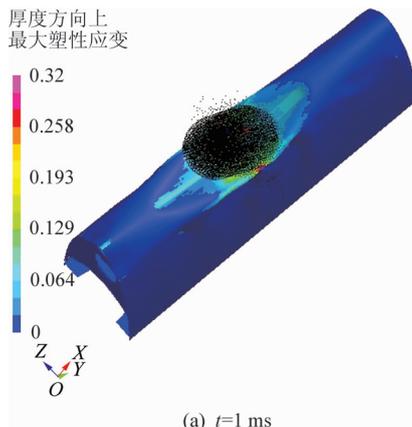
3 计算结果及分析

3.1 初始条件及工况

3.6 kg 鸟体以 150 m/s 速度斜撞击前缘结构。为了比较分析,重点研究以下3种工况: ①鸟撞原始铝合金蒙皮结构; ②鸟撞采用FML_1蒙皮的结构; ③鸟撞采用FML_2蒙皮的结构。

3.2 撞击过程

撞击过程大体可以分为3个阶段。①鸟体与蒙皮接触,随着鸟体的运动,受撞击区域产生一个由小至大的椭球形的撞击坑,椭球坑边缘部分蒙皮单元出现失效,鸟体也由于撞击分离出一些碎片; ②蒙皮由于受撞击内陷开始与肋接触,迫使肋受挤压产生塑性大变形,与蒙皮的连接也逐渐失效,撞击区域的蒙皮开始出现失效并迅速扩展,导致蒙皮被击穿,鸟体进入前缘盒段内部; ③鸟体迫使受撞击的肋继续变形,蒙皮也在其撕扯下破坏进一步扩大,最终腹板受到鸟体的撞击,产生变形,甚至开裂或被击穿。图7给出了工况①的撞



(a) t=1 ms

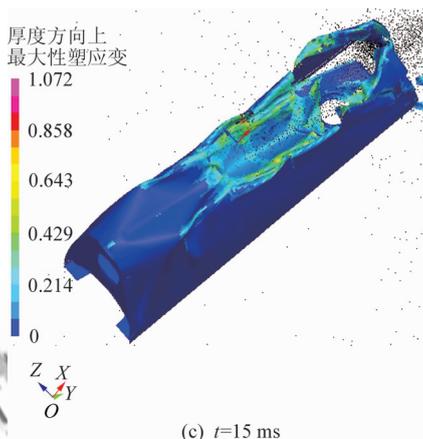
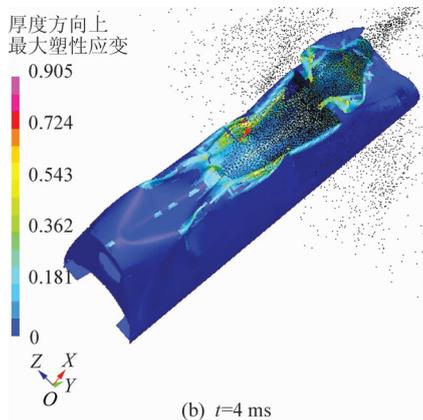


图 7 工况①中的鸟撞击过程

Fig. 7 Process of bird strike in Case ①

击过程,限于篇幅,工况②和工况③的撞击过程图不再给出。

3.3 结构受撞击破坏情况

在撞击过程的 3 种工况下,虽然蒙皮受撞击后都有内陷、部分单元失效直至被击穿,但具体情况还是有所不同。表 4 给出了撞击过程中 3 种工况的破坏特点。3 种工况蒙皮虽然均被击穿,但腹板的破坏情况却大不相同,如图 8 所示。原始铝合金蒙皮结构(工况①)被撞击后,腹板端部被

表 4 3 种工况结构受撞击破坏特点

Table 4 Failure characteristics in three cases

工 况	阶段 1	阶段 2	阶段 3
①	1.352 ms 首次单元失效	大约 4.0 ms 时蒙皮被完全击穿	腹板开裂
②	1.357 ms 首次单元失效	大约 5.5 ms 时蒙皮被完全击穿	腹板局部塑性变形
③	1.339 ms 首次单元失效	大约 3.6 ms 时蒙皮被完全击穿	腹板击穿

撞击开裂,上、下缘条也发生塑性变形;而 FML_1 结构(工况②)仅腹板局部小区域发生塑性变形;情况最严重的是 FML_2 结构(工况③),腹板被直接击穿,上、下缘条也产生了严重的塑性变形,若发生在真实的鸟撞事故中,将对飞行安全造成严重的威胁。

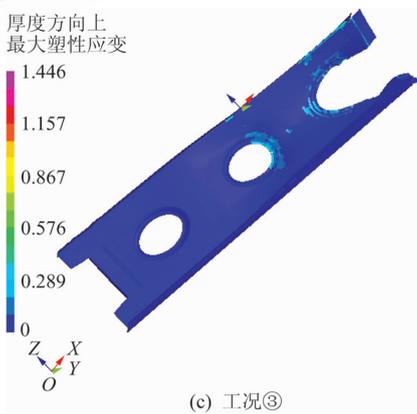
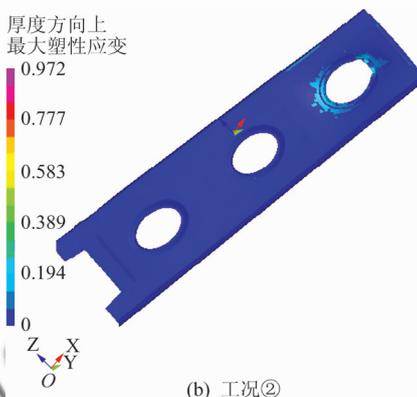
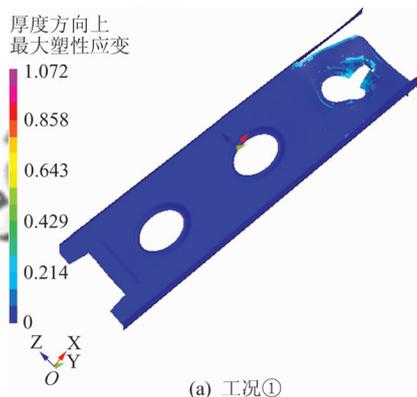


图 8 3 种工况中前梁的破坏情况

Fig. 8 Front beam's failure in three cases

从前梁的破坏情况可以看出,采用 FML_1 蒙皮改进了结构的抗鸟撞性能,而采用 FML_2 蒙皮反而降低了前缘结构的抗鸟撞性能。两种比较的结果表明 FMLs 可以用于抗鸟撞设计,并且具有很大的设计空间。

3.4 撞击过程中结构的吸能分析

图9给出了3种工况下鸟体的动能随时间变化曲线。可以看出从撞击开始到2 ms这一段时间内,3种工况下鸟体的动能变化曲线几乎是重合的,此阶段鸟体的能量完全消耗在蒙皮的变形上。2 ms以后,蒙皮内陷与肋接触,并迫使肋发生塑性变形,由于肋开始参与吸能,鸟体的动能加速下降,曲线的变陡可以反映这一点。同时,由于鸟体的“撕扯”和肋的“切削”,蒙皮局部发生失效并迅速扩大,大约4.0 ms时,工况①和工况③的蒙皮被完全击穿,工况②的蒙皮则随鸟体进一步变形。在4.0 ms和7.0 ms之间,工况①和工况③的鸟体动能曲线有一段明显变缓的近似直线段,其对应的情况是鸟体开始与腹板接触并将其撞击开裂或击穿的过程。此后,鸟体离开,动能不再变化。而工况②情况有所不同,鸟体在大约5.5 ms才完全击穿其蒙皮,而此时相当一部分鸟体已经被切割,滑移离开结构,进入盒段内部的部分也不具备击穿腹板的能力,只造成了一定的塑性变形,最终部分通过腹板开孔离开,部分留在了盒段内部。

图10给出了3种工况下蒙皮的内能随时间

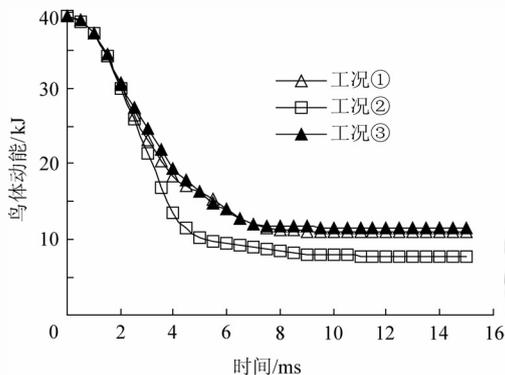


图9 3种工况鸟体动能随时间的变化

Fig. 9 Comparison of bird's kinetic energy in three cases

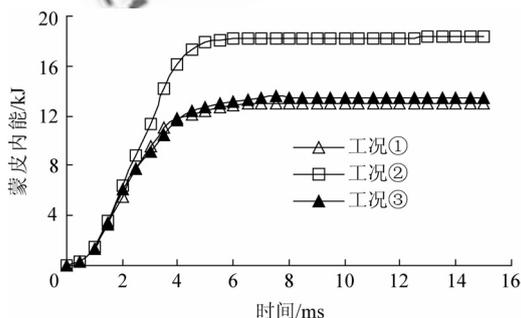


图10 3种工况蒙皮内能随时间的变化

Fig. 10 Comparison of skin's internal energy in three cases

的变化曲线。工况①和工况③的蒙皮内能曲线基本重合,而工况②的蒙皮内能曲线不管从上升段的斜率还是最终值考察都明显高于工况①和工况③,尤其是最终值工况②比工况①和工况③高了大约38%。直接证明了FML_1层板的抗鸟撞性能要优于原始的铝合金蒙皮和FML_2层板。

3.5 FML_1纤维铺层优化

由以上分析可知,使用FML_1蒙皮的结构在3.6 kg鸟体150 m/s速度撞击下腹板未发生大的塑性变形,在3种工况中抗鸟撞性能最佳。为了进一步得到问题的最优结果,对FML_1蒙皮的纤维铺层角度进行了优化。纤维铺层只有4层,采用对称铺层,考虑到前缘结构的对称性,实际需要计算的铺层形式只有7种。数值计算后发现:宏观上,优化纤维铺层的前缘结构在鸟撞作用下的变形和破坏与工况②基本类似,蒙皮均在撞击开始约5.5 ms时被完全击穿,腹板塑性变形情况也相近。

表5中给出改变铺层方向的算例在5.5 ms时刻鸟体动能减少值 ΔE_k 与工况②中鸟体动能减少值 $\Delta E_{k,FML_1}$ 的比较。由表5可知,[Al/45/90/90/45/Al]、[Al/0/45/45/0/Al]和[Al/45/0/0/45/Al]这3种铺层的抗鸟撞性能有所降低,而其他情况则有所提高,尤其是铺层[Al/-45/45/45/-45/Al],在5.5 ms时刻鸟体的动能减少值比工况②提升了2.40%,是上述几种铺层方式中最优的铺层方式。

表5 5.5 ms时刻鸟体动能减少值比较($\Delta E_{k,FML_1} = 29.618$ kJ)

Table 5 Decrease of bird's kinetic energy at time 5.5 ms ($\Delta E_{k,FML_1} = 29.618$ kJ)

铺层形式	5.5 ms时刻的 ΔE_k /kJ	$\frac{\Delta E_k - \Delta E_{k,FML_1}}{\Delta E_{k,FML_1}} / \%$
[Al/90/0/0/90/Al]	30.144	1.78
[Al/90/45/45/90/Al]	29.835	0.73
[Al/45/90/90/45/Al]	27.045	-8.69
[Al/0/45/45/0/Al]	29.120	-1.68
[Al/45/0/0/45/Al]	29.391	-0.77
[Al/-45/45/45/-45/Al]	30.328	2.40
[Al/45/-45/-45/45/Al]	29.291	1.10

4 结论

(1) 相对于原始铝合金蒙皮结构,使用FML_1蒙皮的结构在撞击中吸收了较多的鸟体

动能,很好地保护了腹板等结构,而使用 FML₂蒙皮的结构抗鸟撞性能反而更差。

(2) 工况②的结果说明在质量大体不变的前提下,合适的 FMLs 相对于原始的铝合金蒙皮可以明显地提高该前缘结构的抗鸟撞性能。

(3) 对 FML₁ 的纤维铺层方向优化结果表明,纤维铺层方向对 FMLs 蒙皮吸能有一定影响,采用 [A1/-45/45/45/-45/A1] 铺层形式抗鸟撞效果相对最好。

参 考 文 献

- [1] Blokpoel H. Bird hazards to aircraft[M]. Clarke, Canada: Irwin & Co, 1976.
- [2] 王富生, 李立州, 王新军, 等. 鸟体材料参数的一种反演方法[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 344-347.
Wang Fusheng, Li Lizhou, Wang Xinjun, et al. A method to identify bird's material parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 344-347. (in Chinese)
- [3] 张志林, 姚卫星. 飞机风挡鸟撞响应分析方法研究[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 577-580.
Zhang Zhilin, Yao Weixing. Research on dynamic analysis of bird strike on aircraft windshield[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 577-580. (in Chinese)
- [4] 梁中全, 薛元德, 陈绍杰, 等. GLARE 层板的力学性能及其在 A380 客机上的应用[J]. 玻璃钢/复合材料, 2005(4): 49-50.
Liang Zhongquan, Xue Yuande, Chen Shaojie, et al. Performance and application of GLARE laminates in A380 airliner[J]. Fiber Reinforced Plastic/Composite, 2005(4): 49-50. (in Chinese)
- [5] 梁中全, 武文静, 朱斌, 等. GLARE 层板与铝合金板在力学性能上的比较及其应用[J]. 玻璃纤维, 2005(3): 11-13.
Liang Zhongquan, Wu Wenjing, Zhu Bin, et al. Comparison of GLARE laminate with aluminum alloy and its application[J]. Fiber Glass, 2005(3): 11-13. (in Chinese)
- [6] 廖建. 纤维金属层板(FMLs)基本力学性能实验研究[D]. 西安: 西北工业大学材料学院, 2007.
Liao Jian. Experimental study on basic mechanical properties of fibre metal laminates[D]. Xi'an: School of Materials Science and Engineering, Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [7] 瞿承玮, 郑百林. GLARE 层板鸟撞数值模拟分析[J]. 力学季刊, 2007, 28(1): 65-69.
Qu Chengwei, Zheng Bailin. Numerical simulation of bird strike on GLARE laminates[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2007, 28(1): 65-69. (in Chinese)
- [8] McCarthy M A. Modeling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates—Part 1: material modelling[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11(5): 295-315.
- [9] McCarthy M A. Modeling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates—Part 2: modeling of strike with SPH bird model[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11(5): 317-340.
- [10] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
Chinese Editorial Committee of Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002. (in Chinese)
- [11] Ladevèze P, Lubineau G. An enhanced mesomodel for laminates based on micromechanics[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(4): 533-541.
- [12] 黄争鸣, 张华山. 纤维增强复合材料强度理论的研究现状与发展趋势——“破坏分析奥运会”评估综述[J]. 力学进展, 2007, 37(1): 80-98.
Huang Zhengming, Zhang Huashan. Current status and future trend of researches on the strength of fiber-reinforced composites—a summary of the results from a “failure Olympics”[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(1): 80-98. (in Chinese)
- [13] 张永康, 李玉龙, 汪海青. 典型梁-缘结构鸟撞破坏的有限元分析[J]. 爆炸与冲击, 2008, 28(3): 236-242.
Zhang Yongkang, Li Yulong, Wang Haiqing. Finite element analysis of bird strike damage to representative beam-edge structure[J]. Explosion and Shock Waves, 2008, 28(3): 236-242. (in Chinese)
- [14] Zhao Y, Xu F, Li Y L, et al. A simple method in preventing numerical fractures of SPH computations[J]. Advanced Materials Research, 2008, 33-37: 845-850.

作者简介:

陈园方(1984—) 男, 硕士研究生。主要研究方向: 结构动力学及动态破坏分析。

Tel: 028-66329592

E-mail: npu250@yahoo.com.cn

李玉龙(1961—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构动力学及动态破坏分析。

Tel: 029-88494859

E-mail: liyulong@nwpu.edu.cn

(编辑: 徐晓)