

飞机壁板结构战伤的动力有限元仿真

侯满义¹, 李曙林¹, 孙旭², 李春旺¹, 刘加丛¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 空军装备部科研订货部, 北京 100081)

摘要:根据已有实验方案分别建立了离散杆和射弹高速冲击飞机壁板结构的有限元模型,利用显式动力有限元计算程序进行了冲击损伤仿真。仿真得到的壁板损伤模式及尺寸结果与相应实验结果比较吻合,验证了仿真选用的 Johnson-cook 材料本构模型和 Gruneison 状态方程参数以及侵蚀接触算法的可靠性。

关键词:飞机壁板;战伤;冲击响应;动力有限元仿真

中图分类号: V214.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2007)01-0001-03

军用飞机在战争条件下容易受到射弹、弹片、离散杆等类型威胁物的高速冲击,造成壁板及内部结构的损伤。为了改进军用飞机生存力设计,提高结构的损伤容限,需要研究飞机结构的战伤机理,开展结构高速冲击损伤的实验和数值模拟研究。国外一些研究机构通过对退役的飞机或飞机板材进行实弹打击实验开展了飞机生存力和结构战伤机理研究^[1-2]。但是,受实验条件和经费的制约,目前国内利用实弹实验进行战伤研究的很少^[3],而通过获取材料参数,建立威胁物和结构的冲击模型,利用计算机及有限元技术进行高速冲击损伤仿真则成为结构损伤机理研究的有效手段^[4-6]。通过计算机仿真,可以模拟飞机结构在实战条件下的损伤。本文利用动力有限元分析方法,进行了离散杆和射弹对飞机典型壁板材料结构的战伤仿真,并将仿真结果与相应的实验结果作对比验证了仿真模型、方法和参数的可靠性。

1 仿真模型及方法

本文建立了飞机壁板结构战伤仿真的3种有限元模型。为了便于对仿真结果进行比较验证,离散杆冲击模型按照空军某次实弹实验数据建立,射弹对壁板结构的垂直冲击和45°角斜冲击模型按照文献[3]中的实验方案建立,其中为减小计算量,垂直冲击仿真建立了1/4模型。建模采用 cm-g-μs 单位制。模型几何尺寸参数见表1。

表1 模型中实体的几何尺寸参数 cm

射弹	壁板	离散杆	壁板
φ0.792 × 1.396	30 × 20 × 0.15	φ0.45 × 12.2	40 × 20 × 0.15

模型运用实体 Solid164 单元划分有限元网格,采用三维 Lagrange 算法。考虑到研究重点在于壁板结构的损伤响应,同时为了保证计算精度,在壁板上的冲击中心区域进行了局部网格加密。由于壁板尺寸相比冲击物尺寸较大,且壁板受冲击局部区域的损伤时间很短,因而在仿真中没有考虑壁板结构的边界条件影响。

离散杆和射弹对壁板冲击的有限元模型见图1(均为从右上方斜视图,坐标轴为:正视时 X 轴平行壁板边界向右为正, Y 轴向上为正, Z 轴符合右手法则)。动力有限元计算过程中,高速、高压变形的结构材料需附带状态方程以控制材料的变形行为。本文所建模型的结构材料采用带 Gruneisen 状态方程的 Johnson-cook 本构模型。描述金属材料动态行为的 Johnson-cook 本构模型定义为

$$\sigma_y = (A + B \bar{\epsilon}^n) (1 + c \ln \epsilon^*) (1 - T^{*m}); \dot{\epsilon}^f = [D_1 + D_2 \exp D_3 \sigma^*] [1 + D_4 \ln \epsilon^*] [1 + D_5 T^*] \quad (1)$$

式中: A、B、n、c、m 和 D₁-D₅ 为常系数,由材料实验获得。σ_y 为材料流变应力,σ* 为压力与有效应力的比

收稿日期:2006-03-06

基金项目:国防预研基金资助项目(514050301103JB3201)

作者简介:侯满义(1979-),男,河南商丘人,博士生,主要从事飞机战伤抢修研究;

李曙林(1959-),男,河北威县人,教授,博士生导师,主要从事飞机战伤抢修研究。

值, ε^f 为材料断裂应变, $\bar{\varepsilon}^p$ 为有效塑性应变, $\dot{\varepsilon}^*$ 为有效应变率, T^* 为同源温度(各参数的物理意义读者可查阅材料力学文献, 本文不再赘述)。

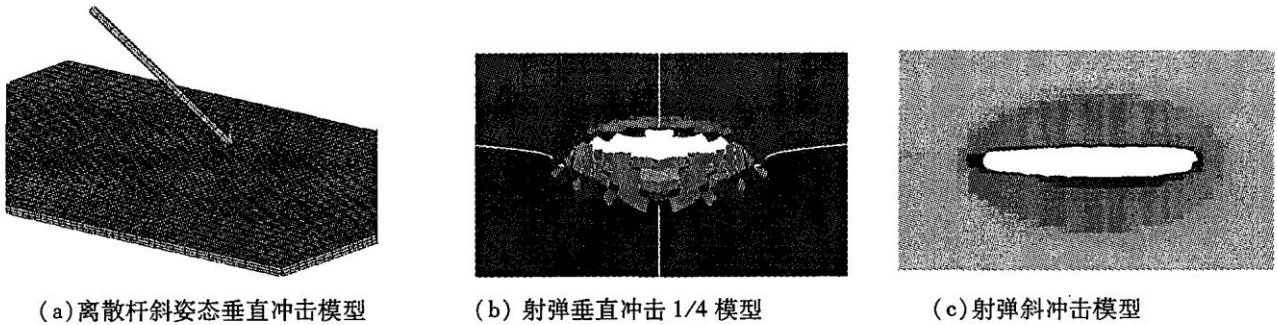


图1 冲击仿真有限元模型

描述压缩材料的压力 P 与比容 V 关系的 Gruneisen 状态方程定义为

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu [1 + (1 - \gamma_0/2)\mu - (a/2)\mu^2]}{[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2\mu^2/(\mu + 1) - S_3\mu^3/(\mu + 1)^2]^2 + (\gamma_0 + a\mu)E} \quad (2)$$

式中 C , S_1 , S_2 , S_3 和 α , γ_0 为常数, $\mu = 1/V - 1$, E 为材料内能。

本文仿真模型中离散杆和射弹采用钢材料、壁板为硬铝合金 2024-T3 材料, 各材料的本构模型和状态方程参数见表 2 和表 3。模型的冲击接触算法选用侵蚀面-面接触, 目的是保证模型中的失效单元被删除后, 剩下的单元依然能够考虑接触。

表2 材料的 Johnson-cook 本构模型参数

	A/MPa	B/MPa	n	C	m	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5
离散杆、射弹	507	320	0.064	0.28	1.06	0.15	0.72	1.66	0.0	0.0
壁板	265	426	0.34	0.015	1.0	0.13	0.13	-1.5	0.011	0.0

表3 Gruneisen 状态方程参数

	C	S_1	S_2	S_3	γ_0	a	E_0	V_0
离散杆、射弹	0.456 9	1.49	0.0	0.0	2.17	0.46	0.0	1.0
壁板	0.535	1.34	0.0	0.0	1.97	1.50	0.0	1.0

2 损伤仿真结果与实验结果比较

对模型处理后生成关键字文件导入显式动力有限元程序进行冲击计算, 为便于结果的比较, 射弹冲击速度采用实验方案中使用的 909 m/s, 离散杆冲击速度为 1 300 m/s。

2.1 损伤模式

图 2 为本文的战伤仿真结果。空军实弹打击实验表明: 飞机壁板受离散杆高速冲击后的损伤入口为长条形; 出口多为花瓣状撕裂孔洞。文献[3]的实验结果表明: 飞机板材受射弹高速垂直冲击后的损伤孔形状比较规则对称, 上表面有塑性凹陷区, 穿孔为圆形, 入口处有材料轻微堆积现象。下表面隆起, 呈花瓣状损伤; 斜击时损伤尺寸增大, 且花瓣基本上集中在同一侧。仿真结果显示的壁板受射弹和离散杆冲击后的损伤模式与空军实弹实验及文献[3]的结论是一致的。

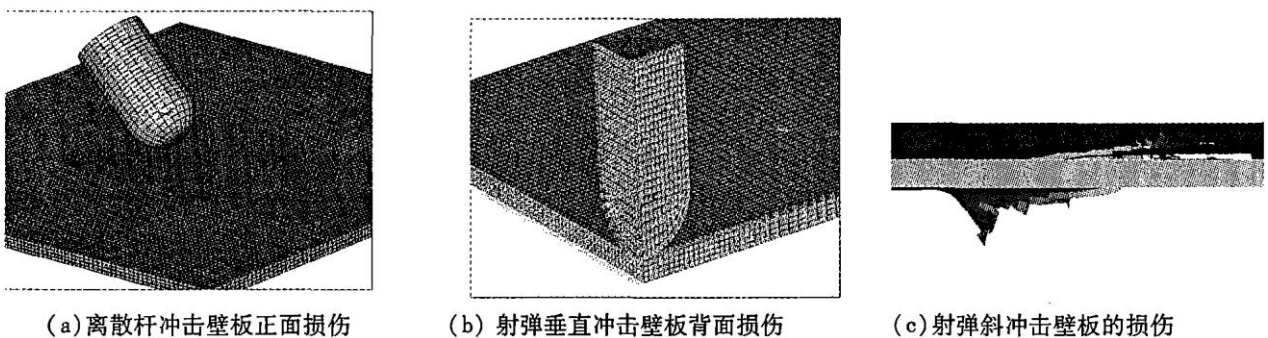


图2 壁板的损伤模式

2.2 损伤尺寸

损伤尺寸的仿真数据与实验数据^[3]的比较见表4。从中可以看出,仿真的损伤尺寸位于实验所得损伤尺寸的范围之内。

通过壁板的冲击损伤模式及尺寸的仿真结果与实验结果的对比可知,两者的一致性很好,这说明仿真结果是可信的,文中建立的飞机壁板战伤仿真模型是可靠的,采用的仿真方法和参数也是合理的。

表4 损伤尺寸仿真数据与实验数据

		仿真尺寸	实验尺寸	
			Min	Max
离散杆冲击	损伤长向	11.963 5	9.00	13.00
	损伤宽向	1.650 9	1.00	2.00
射弹垂直冲击		1.162 0	1.082 0	1.288 0
射弹斜冲击		1.435 2	1.230 0	1.6420

3 结束语

通过比较仿真结果与实弹实验结论,说明了本文建立的飞机壁板结构的战伤有限元模型和仿真方法是可靠的。对军用飞机结构而言,射弹、导弹破片以及杀伤杆等外来物的高速冲击是最具代表性的威胁方式。运用仿真技术,有针对性地研究飞机结构的战伤机理、预测其损伤程度,具有重要的现实意义。利用仿真结果,还能够获得比实弹实验更丰富的数据信息,可以更深入地分析飞机结构受高速冲击的响应特性和战伤机理。

参考文献:

- [1] Jim Young, Neil Hamilton. Predator Wing Ballistic Test [J]. Aircraft Survivability, 2004, (3): 38 - 40.
- [2] Stresing, D W. Analysis of High Energy Impact on Lightweight Composite Structures [A]. 42nd Structure Dynamic and Materials Conference [C]. Seattle, 2001: 3319 - 3324.
- [3] 周平, 张建华, 侯日立. 射弹侵彻飞机 LY-12CZ 板材的实验研究 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2004, 5(1): 27 - 30.
- [4] Zahid Iqbal Baig. Effects of Ballistic Impact Damage on Thin and Thick Composites [D]. Iowa: Iowa State University, 1997.
- [5] 姚磊江, 童小燕, 董善艳. 损伤复合材料层板胶接修理强度分析 [J]. 机械科学与技术, 2005, 24(6): 676 - 678.
- [6] 卢耀辉, 曾京, 邬平波, 等. 铁路客车车体冲击大变形的研究 [J]. 机械科学与技术, 2005, 24(4): 472 - 474.

(编辑: 姚树峰)

Dynamic Finite - element Simulation on Aircraft Panel Structure Battle Damage

HOU Man - yi¹, LI Shu - lin¹, SUN Xu², LI Chun - wang¹, LIU Jia - cong¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, Shaanxi, China; 2. Scientific Research Bespoke Desk, Air Force Armament Department of PLA, Beijing 100081, China)

Abstract: The finite - element simulation models of the discrete rod and the projectile impacting on the aircraft panel structure at high velocity are established according to some experiment projects. Based on the explicit dynamic finite - element program, the forming of impact damage in the panel structure is simulated. Through comparing the simulation results of damage pattern and size in the panel to the experiment results, the reliability of the Johnson - cook material models and Gruneison equations of state and Eroding contact algorithm used in the simulations is testified.

Key words: aircraft panel structure; battle damage; impact response; dynamic finite - element simulation