

文章编号: 1001-1455(2012)05-0470-05

冲击波作用下 LY12 铝合金结构毁伤的数值模拟*

侯日立¹, 周 平¹, 彭建祥²

(1. 空军第一航空学院, 河南 信阳 464000;

2. 中国工程物理研究院流体物理研究所, 四川 绵阳 621900)

摘要: 针对冲击波作用下的结构毁伤判据问题, 利用 LS-DYNA 软件, 对 LY12 铝合金平板结构的损伤过程进行了数值模拟。讨论了冲击波超压、正压作用时间、材料屈服强度和结构自振频率等因素对结构破坏的影响规律, 提出了一个以超压为函数, 以正压作用时间、材料屈服强度和结构自振频率为参量的破坏判据, 与实验结果比较, 该判据吻合程度较高。

关键词: 固体力学; 结构毁伤; LS-DYNA; LY12 铝合金; 冲击波

中图分类号: O346.5

国标学科代码: 1301540

文献标志码: A

导弹或高能射弹战斗部爆炸时产生的冲击波是飞机面临的基本威胁之一, 研究它对目标结构的毁伤判据, 对飞机生存力分析、战伤抢修中的损伤预估以及武器效能评估都具有非常重要的意义。工程应用中, 最常用的估算方法是以有效作用距离为判据的平方根关系^[1-2], 即

$$D = K \sqrt{W} \quad (1)$$

式中: D 为有效作用距离, 单位为 m; W 为装药质量, 单位为 kg; K 为经验参数, 根据空中目标类型的不同取值在 0.3~0.5。当目标离爆炸源的距离小于 D 时, 认为目标完全破坏。这一判据实际上以临界超压计算为依据, 但相同质量的炸药在离海平面不同的高度爆炸, 产生的超压有很大区别。以装药量 2.71 kg、超压临界破坏值 100 kPa 为例, 在海平面对应的临界距离为 7.99 m, 在 5 和 10 km 高空, 对应的临界距离则分别为 5.01 和 2.71 m。可见, 有效距离估算法具有很大的局限性。除此之外, 现有关于爆炸冲击波对目标的毁伤准则主要有^[3-5]: 超压准则、冲量准则以及超压-冲量准则($p-I$ 准则)。这些准则的共同点是考虑了冲击波威力场的三个基本参数(超压、正压作用时间和比冲量, 其中只有两个参数是独立的), 但忽略了目标自身抵抗破坏的能力。事实上, 目标各部件有各自不同的强度、刚度和自然响应频率, 对冲击波作用下的毁伤有不同的抵抗能力^[6]。冲击波作用下结构毁伤判据问题涉及的影响因素多、关系复杂, 纯粹用实验方法研究不仅费用高、周期长, 而且不容易把各因素的作用有效地分离。

本文中, 利用 LS-DYNA 有限元动力分析软件, 以飞机结构常用的 LY12 铝合金平板结构为对象, 通过正交实验设计, 用数值模拟研究爆炸冲击波的超压、正压作用时间, 材料屈服强度以及结构的自然响应频率等多个因素对结构破坏的影响规律, 提出一个以临界超压为函数、爆炸冲击波正压作用时间以及材料屈服强度、结构自振频率为参数的破坏判据, 并与文献[7]实验结果比较。

1 计算方案及模型

选择与文献[7]实验方案相同的材料和几何尺寸, 即 400 mm × 500 mm 的 LY12 铝合金板。靶板厚度分别取 1、2、3、4、5 mm。文献[7]的实验中, 靶板用 14 个 M10 的螺钉和压板固定在框架上。模拟计算中, 为了既能考虑螺钉孔处的应力集中以及螺钉孔对结构承载能力的削弱作用, 又能避免分析螺钉与板孔复杂的接触问题, 采取

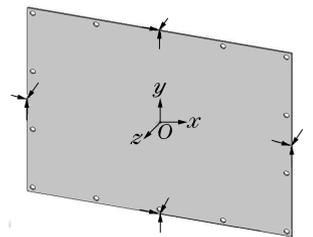


图 1 计算模型

Fig. 1 Calculation model

* 收稿日期: 2011-07-15; 修回日期: 2011-11-18

作者简介: 侯日立(1966—), 男, 博士, 高级工程师。

了对实验件四周侧面进行约束的简化措施,如图 1 所示。

数值模拟中采用有限元动力分析软件 LS-DYNA,单元类型为 shell 163 壳单元。爆炸冲击波采用三角形脉冲模拟,垂直作用在整个靶板上。针对上述五种不同厚度的结构,在不同的正压作用时间、材料强度下计算临界超压。其中,临界超压定义为结构中开始出现单元失效时对应的超压。由于涉及多种实验条件,本文中采用正交方法进行实验设计。材料模型选用 Johnson-Cook 本构关系^[8](JC 模型)

$$\sigma = (A + B\epsilon^n)(1 + C\ln\dot{\epsilon}^*)[1 - (T^*)^m] \tag{2}$$

式中: σ 表示 von Mises 流动应力或等效应力, $\sigma = \frac{1}{\sqrt{2}}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2]^{1/2}$; ϵ 为等效塑性应变, $\epsilon = \frac{\sqrt{2}}{3}[(\epsilon_x - \epsilon_y)^2 + (\epsilon_y - \epsilon_z)^2 + (\epsilon_z - \epsilon_x)^2]^{1/2}$; $\dot{\epsilon}^*$ 为归一化的等效塑性应变率, $\dot{\epsilon}^* = \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_0}$,初始应变率通常取 $\dot{\epsilon}_0 = 10^{-1} \text{ s}^{-1}$; T^* 为量纲一温度, $T^* = (T - T_0)/(T_m - T_0)$, T_m 和 T_0 分别为室温及试件在常压下的熔化温度。A、B、C、m、n 为材料常数。JC 模型的失效准则定义为

$$D = \sum \frac{\Delta\epsilon}{\epsilon_f} \tag{3}$$

$$\epsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)](1 + D_4 \ln\dot{\epsilon}^*)(1 + D_5 T^*) \tag{4}$$

式中: $\Delta\epsilon$ 为加载过程中的等效塑性应变增量, σ^* 为平均应力与等效应力的比值, D_1 、 D_2 、 D_3 、 D_4 、 D_5 为常数。当 D 达到 1.0 时,材料失效。

LY12 铝合金的相关模型参数分别为^[9-10]: $A = 369 \text{ MPa}$, $B = 684 \text{ MPa}$, $C = 0.0083$, $n = 0.73$, $m = 1.7$, $D_1 = 0.13$, $D_2 = 0.13$, $D_3 = -1.5$, $D_4 = 0.011$, $D_5 = 0$, $\rho = 2.8 \text{ g/cm}^3$, $E = 68 \text{ GPa}$, $\mu = 0.33$ 。

2 数值模拟结果及分析

不同条件下正交实验结果如表 1 所示。表中结构自振频率利用结构分析软件通过模态分析获得。计算表明,所有模拟实验都是从螺孔处开始破坏,如图 2 所示,这与实验情况是完全符合的。

表 1 计算结果

Table 1 Calculation results

No.	t_+ /ms	σ /MPa	f /Hz	Δp_c /MPa	No.	t_+ /ms	σ /MPa	f /Hz	Δp_c /MPa
1	0.5	369.0	134.0	5.25	21	2.5	221.4	134.0	2.12
2	0.5	295.2	89.3	3.75	22	1.0	295.2	223.4	5.37
3	1.0	369.0	44.7	1.12	23	1.5	295.2	134.0	2.68
4	1.5	221.4	89.3	1.75	24	2.0	295.2	44.7	0.87
5	2.0	369.0	89.3	1.81	25	1.0	221.4	178.7	4.25
6	1.5	516.6	44.7	1.31	26	1.0	369.0	89.3	2.275
7	1.5	369.0	178.7	3.93	27	1.0	369.0	134.0	3.350
8	2.0	442.8	134.0	2.62	28	1.0	369.0	178.7	4.375
9	2.5	442.8	44.7	1.25	29	1.0	369.0	223.4	5.675
10	1.0	442.8	89.3	2.31	30	1.0	221.4	89.3	2.15
11	1.5	442.8	223.4	4.87	31	1.0	295.2	89.3	2.25
12	2.0	221.4	223.4	3.92	32	1.0	516.6	89.3	2.35
13	2.5	295.2	178.7	3.62	33	0.5	369.0	89.3	3.50
14	2.5	369.0	223.4	4.12	34	1.5	369.0	89.3	1.90
15	1.0	516.6	134.0	3.56	35	2.5	369.0	89.3	1.60
16	2.5	516.6	89.3	1.81	36	1.0	73.8	89.3	1.83
17	0.5	442.8	178.7	6.75	37	1.0	147.6	89.3	2.05
18	0.5	516.6	223.4	8.25	38	0.75	369.0	89.3	2.66
19	0.5	221.4	44.7	1.87	39	1.25	369.0	89.3	2.09

20 2.0 516.6 178.7 3.92

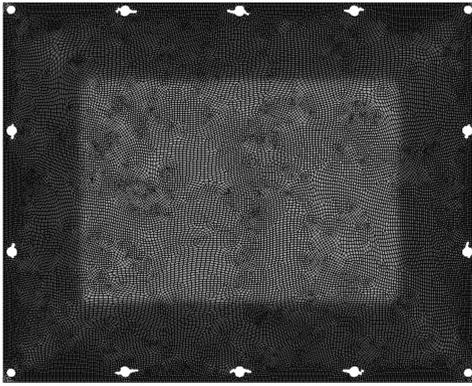


图 2 数值模拟结果

Fig. 2 Results of numerical simulation

处理后得到的各变量对临界超压的影响规律如图 3~5 所示。为了选择合适的函数关系,在更宽的范围表征相应的变化规律,本文中作了如下考虑。(1)关于正压作用时间对临界超压的影响。从图 3 可以看出,随着正压时间的缩短,临界超压是单调快速增加的,但从材料破坏机理看,这种增加显然是有界的,因为超压值不能超过材料的剪切强度。另外,随着正压作用时间的增加,临界超压下降的趋势很快趋缓,如果正压作用时间无限增大,则应趋向于静压作用的情况,亦即临界超压值不能低于相应的静压破坏压力。基于上述考虑,结合图 3, Δp_c-t_+ 关系拟选用指数函数 $\Delta p_c = m_1 + m_2 e^{-\frac{t_+}{m_3}}$ 描述。(2)关于结构自振频率对临界超压的影响。对于薄板结构,在材料的弹性模量、密度、泊松比确定的情况下,自振频率主要决定于板材的厚度。显然,厚度越小越容易破坏,反之亦然,结合图 4, Δp_c-f 关系拟选用线性函数 $\Delta p_c = m_4 f$ 描述。(3)关于材料强度对临界超压的影响,需要考虑材料的破坏准则。从式(4)含 σ 的作用项可以看出, σ 对临界破坏条件的影响是指数变化关系,结合图 5, $\Delta p_c-\sigma$ 关系拟选用指数函数 $\Delta p_c = m_5 (1 - e^{-\frac{\sigma}{m_6}})$ 描述。

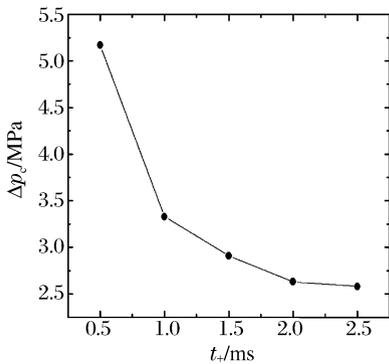


图 3 不同正压作用时间下的临界超压
Fig. 3 Critical overpressure under different positive phase duration

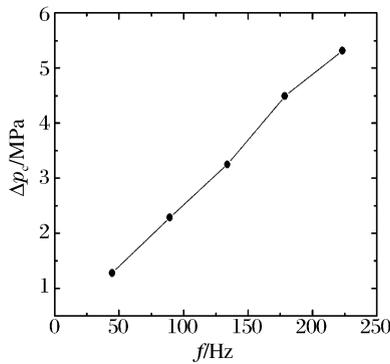


图 4 结构自振频率对临界超压的影响
Fig. 4 Critical overpressure vs. natural vibration frequency

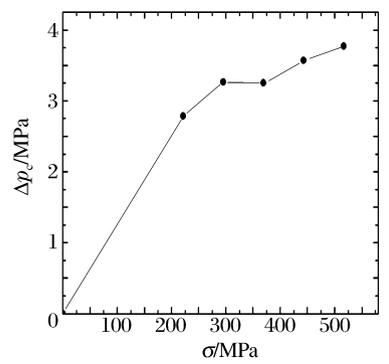


图 5 材料强度对临界超压的影响
Fig. 5 Critical overpressure vs. yield strength

以上是单一因素对临界超压影响规律的分析,而实际情况中,三个因素同时起作用。就像 JC 模型中的应变、应变率、温度等三个因素对流动应力的影响一样。参照 JC 模型的建模思路,综合考虑正压作用时间、材料强度、结构自振频率的影响后,构建临界超压计算公式

$$\Delta p_c = A(1 + B e^{-\frac{t_+}{C}})(1 - e^{-\frac{\sigma}{D}})f \quad (5)$$

模型中四个参数 A 、 B 、 C 、 D 的确定方法如下:先将等号右边中三个变量中的两个固定,然后进行实验(本文中采用的是数值模拟实验,实验结果见表 2 中的 No. 26~39),最后对实验结果分别拟合,确定相关模型参数。具体步骤如下:第一步,取 $\sigma = 369 \text{ MPa}$ 、 $f = 89.3 \text{ Hz}$,改变 t_+ ,得到一组数据,如图 6 所示,拟合后得到 $C = 485.3$ 。第二步,取 $t_+ = 1000 \mu\text{s}$ 、 $f = 89.3 \text{ Hz}$,改变 σ ,得到一组数据,如图 7 所示,拟合后得到 $D = 48.1$ 。第三步,利用拟合得到的 D ,回到第一步,可得到 $A = 0.0184$ 。第四步,取 $\sigma = 369 \text{ MPa}$ 、 $t_+ = 1000 \mu\text{s}$,改变 f ,得到一组数据,如图 8 所示,拟合后得到 $B = 2.82$ 。代入所有参数后,得到铝合金平板结构的损伤判据

$$\Delta p_c = 0.0184(1 + 2.821e^{-\frac{t_+}{483.3}})(1 - e^{-\frac{\sigma}{48.1}})f \tag{10}$$

式中： Δp_c 、 t_+ 、 σ 和 f 的单位分别为 MPa、 μs 、MPa 和 Hz。

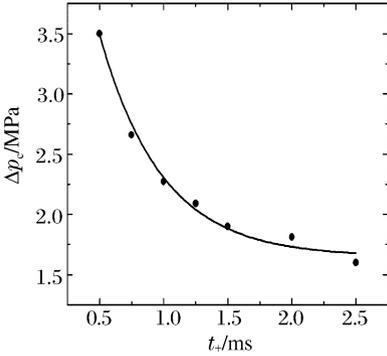


图 6 超压-时间关系的参数拟合
Fig. 6 Parameters fitting between critical overpressure and positive phase duration

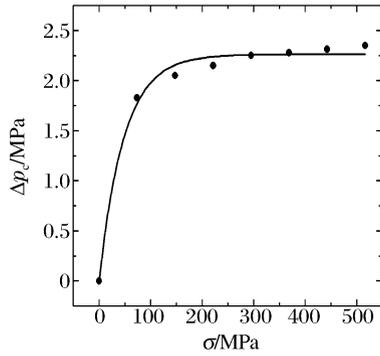


图 7 超压-强度关系的参数拟合
Fig. 7 Parameters fitting between critical overpressure and strength

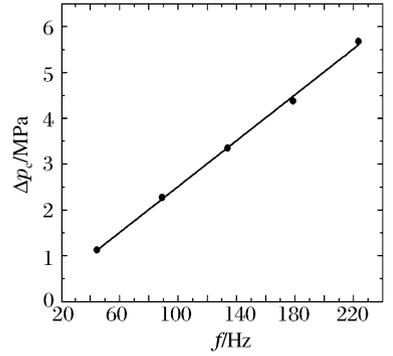


图 8 超压-自振频率关系的参数拟合
Fig. 8 Parameters fitting between critical overpressure and natural vibration frequency

3 与实验结果的比较

为了验证数值模拟方法以及得到的损伤判据的合理性，与实验结果进行比较。冯顺山等^[7]通过在爆炸筒内的实验，获得了不同厚度 LY12 硬铝板在冲击波作用下发生破坏的临界距离（见表 2）。一般认为^[1]，当炸药离开地面的距离满足条件 $H/\sqrt[3]{W} \geq 0.35$ 时，即认为在无限空域中爆炸，可用以下公式计算超压和正压作用时间

$$\Delta p_m = 0.098 \left(\frac{0.84}{R} + \frac{2.7}{R^2} + \frac{7}{R^3} \right) \quad \bar{R} = R/\sqrt[3]{W} \tag{7}$$

$$t_+ = 0.0013 \sqrt[6]{W} \sqrt{\bar{R}} \tag{8}$$

式中： R 为目标离爆炸点的距离，单位为 m； W 为炸药的 TNT 当量，单位为 kg； t_+ 的单位为 s。本文中利用以上公式对文献^[7]中各临界位置处的超压、正压作用时间、自振频率进行了计算，并与本文预测模型得到的临界超压进行了比较，如表 2 所示。表中， h 为靶板厚度， l 为实测断裂长度， N 为实测螺钉孔拉断个数。可以看出，二者基本吻合。

表 2 冲击波破坏实验及与理论判据的比较

Table 2 Comparison between theoretical calculation and experimental results

No	h/mm	r/m	f/Hz	$t_+/\mu s$	Δp_c		l/mm	N
					实验	预测		
1	3.0	0.50	134.0	837.0	3.99	3.703	420	9
2	3.0	0.50	134.0	837.0	3.99	3.703	460	9
3	2.5	0.60	111.7	916.9	2.43	2.930	400	14
4	2.5	0.60	111.7	916.9	2.43	2.930	330	13
5	1.5	0.73	67.0	1 011.4	1.43	1.665	340	11
6	1.0	0.92	44.7	1 135.4	0.79	1.046	380	11
7	1.0	0.92	44.7	1 135.4	0.79	1.046	360	10

4 结 论

爆炸冲击波作用下，目标结构的损伤既与冲击波威力场有关，又与目标自身结构参数有关，还与二者的交会条件有关。以冲击波临界超压为函数，以正压作用时间、目标材料的极限强度以及自振频率等为变量建立的损伤判据，综合了冲击波威力场以及目标自身结构参数的影响，实验表明，对目标的临界损伤具有较好的描述能力。当然，本文中只是讨论了冲击波垂直作用于平板结构靶板的损伤问题，实际

目标往往还有加强筋等复杂结构,而且冲击波与目标的交会角度也往往具有任意性,这些问题需要在下一步工作中继续深入研究。

参考文献:

- [1] 张志鸿,周申生. 防空导弹引信与战斗部配合效率和战斗部设计[M]. 北京:宇航出版社,1994.
- [2] 隋树元,王树山. 终点效应学[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [3] 北京工业学院八系. 爆炸及其作用(下册)[M]. 北京:国防工业出版社,1979.
- [4] Abrahamson G R, Lindberg H E. Peak load-impulse characterization of critical pulse loads in structural dynamics, in dynamic response of structure[M]. New York: Permagan Press, 1972.
- [5] 钟倩. 爆炸源毁伤效应评测方法研究[D]. 南京:南京理工大学,2007.
- [6] Haverdings W. General description of the missile systems damage assessment code (MISDAC)[R]. ADA 288622, 1994.
- [7] 冯顺山,蒋浩征. 小药量爆炸冲击波对飞机毁伤效应的研究[J]. 兵工学报:弹箭分册,1987,1:17-25.
FENG Shun-shan, JIANG Hao-zheng. Research on destroy effect of aircraft by blast shockwave of small charge [J]. Projectile and Rocket Fascicule of Acta Armamentarii, 1987,1:17-25.
- [8] Johnson G R, Cook H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains,high rates and high temperatures[C]//Proceedings of the Seventh International Symposium on Ballistics. The Hague, The Netherland, 1983:541-547.
- [9] Lesuer D R. Experimental investigation of materials models for Ti-6Al-4V titanium and 2024-T3 aluminum[R]. Washington: Office of Aviation Research, 2000.
- [10] 《工程材料实用手册》编辑委员会. 工程材料实用手册(第 3 卷)[M]. 北京:中国标准出版社,2002.

Numerical simulation of shock damage of LY12 aluminium alloy structure^{*}

HOU Ri-li¹, ZHOU Pin¹, PENG Jian-xiang²

- (1. *The First Aeronautic Institute of Air Force, Xinyang 464000, Henan, China;*
2. *Institute of Fluid Physics, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, Sichuan, China)*

Abstract: By using the numerical simulation software LS-DYNA, shock damage processes of LY12 aluminum alloy plate is simulated for the failure criterion research. The influencing factors such as the peak overpressure, positive phase duration, yield strength of material, and natural vibration frequency of the structure are analyzed. A failure criterion based on these parameters is proposed and it agrees with the experimental results.

Key words: solid mechanics; structure damage; LS-DYNA; LY12 aluminum alloy; shock wave

^{*} Received 15 July 2011; Revised 18 November 2011

Corresponding author: HOU Ri-li, hrl6319@sina.com