

基于均匀试验设计的 Whipple 结构弹道极限方程数值仿真研究

胡震东, 贾光辉, 黄 海
(北京航空航天大学, 北京 100191)

摘 要: 均匀试验设计是一种部分因子试验设计方法, 将该方法引入航天器 Whipple 结构超高速撞击弹道极限问题研究。采用均匀试验设计方法设计少量的试验, 即可代表整个变量空间的特性。针对试验方案, 采用数值模拟获得了弹丸极限穿透直径同撞击条件的关系。将本文研究结果与已有的物理试验和 Whipple 结构弹道极限方程对比, 结果表明采用本文的方法获得的弹道极限方程具有较好的预测准确度。

关键词: 均匀试验设计; 超高速碰撞; 弹道极限方程; Whipple 防护结构

中图分类号: V414.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)06-2118-04

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.011

0 引言

空间碎片与航天器的超高速撞击严重威胁着在轨航天器的安全, 当前国外大多数航天器的空间碎片防护设计都采用 Whipple 结构, 如图 1 所示。Whipple 结构由缓冲墙和后墙组成, 一般在物理试验中还要在 Whipple 结构的后方安装一块验证板用于观测穿透情况。通常用 Whipple 结构弹道极限方程来评估其在超高速撞击条件下防护能力。

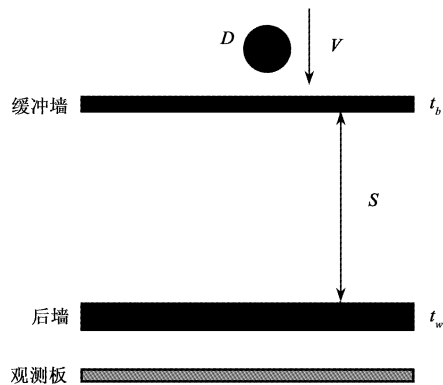


图 1 Whipple 结构示意图
Fig.1 Whipple shield definition

Whipple 结构的超高速撞击弹道极限方程传统上是采用物理试验的方法, 通过对不同配置条件下

的 Whipple 结构进行超高速撞击, 得到不同速度下的极限穿透直径, 最终获得弹道极限方程。为了获得较高精度的弹道极限方程, 通常要做大量的物理试验, 由于超高速撞击试验设备及费用昂贵, 弹道极限方程研究通常会受到试验次数的限制。

随着计算机软、硬件的发展, 超高速撞击数值仿真成为一种的补充手段^[1-2]。但是 Whipple 结构中设计参数较多, 需要安排大量的数值仿真试验来研究弹道极限问题。为了提高数值仿真的精度, 仿真模型的规模通常很大, 导致计算的效率低下。

为了解决多变量、多水平的数值仿真问题, 本文基于均匀试验方法对 Whipple 结构在正向超高速撞击条件下的弹道极限方程进行探讨。

1 均匀设计及其系列安排

试验设计(Design of Experiments, DOE)就是对试验进行科学合理的安排, 以达到最经济的试验效果。若一个试验中有 s 个设计参数需要考虑, 每个参数取 q 个水平, 则共有 q^s 个组合。若对每个组合做一次试验, 则共需要做 q^s 次试验。当 q^s 较大时, 就难于实现了。通常要从中选取一部分有代表性的试验来做, 这种分析方法称为“部分因子试验法”。均匀试验设计就是一种有效的部分因子试验法。

王元和方开泰^[3]应用数论理论,确定了均匀度的衡准,用以度量在试验域中布点的均匀程度,把均匀设计的方法简化为设计表的形式,以方便应用。每一个均匀设计表有一个代号 $U_n(q^s)$,其中 U 表示均匀设计, n 表示要做 n 次试验, q 表示每个参数有 q 个水平, s 表示这个均匀设计表有 s 列,可以最多考虑 s 个因素。

根据文献[3]均匀度的衡准,对给定的试验点数目,其试验点布置比其它任何一种方法都均匀,使试验结果的回归分析的精度提高。

本文基于均匀试验设计方法,考虑缓冲墙厚度 t_b 、后板厚度 t_w 、前后板间距 S 和撞击速度 V ,对 Whipple 结构的弹道极限方程进行研究,选取了有试验数据可供对比的速度段(3km/s ~ 7km/s)和目前国际上航天器常用的 Whipple 结构的参数范围 (t_b : 1 ~ 2.6mm; t_w : 2.6 ~ 4.2mm; S : 80 ~ 120mm)。本文在每个参数范围内平均设计 9 个水平,若采用全面试验设计总共需要进行 9^4 次仿真计算;而每次仿真中确定弹道极限直径时,需要多次撞击模拟,效率很低。而采用均匀设计表 $U_9(9^4)$,只需要合理安排 9 次仿真试验,各个参数的水平值按照式(1)确定,即

$$a_i = a_{\min} + (i - 1) \times \frac{a_{\max} - a_{\min}}{8} \quad (1)$$

$$(i = 1, 2, \dots, 9)$$

其中 a_i 为参数 a (包括 V, t_w, t_b, S) 对应的水平值, a_{\max} 和 a_{\min} 分别为 a 的上下限。具体的均匀试验设计如表 1 所示。

表 1 Whipple 均匀设计表(3 ~ 7km/s)

Table 1 Uniform experiment design table of whipple(3 ~ 7km/s)

仿真编号	撞击速度	前板厚度	前后板间距	后板厚度
	V (km/s)	t_b (mm)	S (mm)	t_w (mm)
1	3	1.4	110	4.2
2	3.5	2	95	4
3	4	2.6	80	3.8
4	4.5	1.2	115	3.6
5	5	1.8	100	3.4
6	5.5	2.4	85	3.2
7	6	1	120	3
8	6.5	1.6	105	2.8
9	7	2.2	90	2.6

2 数值仿真试验

目前空间碎片超高速撞击数值仿真主要采用

SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)算法,SPH 算法可以精确的模拟超高速碰撞的过程,是国内外超高速撞击领域公认的优秀算法。本文模拟铝球对 Whipple 结构的正向撞击,如图 1 所示。材料分别为弹丸选用 AL-1100、缓冲墙 AL-6061 和后墙 AL-2024,选用 Steinberg 本构模型和 Gruneisen 状态方程来描述材料在超高速撞击条件下的性能。本构模型参数^[4]和状态方程参数^[5]见表 2 和表 3,基本单位制采用 mm,mg,ms。

表 2 Steinberg 材料参数表

Table 2 Parameter of steinberg strength model

	Steinberg ^[4]		
	AL-6061	AL-2024	AL-1100
剪切模量(Kpa)	2.76E+07	2.76E+07	2.71E+07
屈服应力(Kpa)	2.90E+05	2.65E+05	4.00E+04
最大屈服极限(Kpa)	6.80E+05	7.60E+05	4.80E+05
硬化常数(-)	125	310	400
硬化指数(-)	0.1	0.185	0.27
dG/dP(-)	1.8	1.8647	1.767
dG/dT(-)	-1.70E+04	-1.76E+04	-1.67E+04
dY/dp(-)	0.0189	0.01695	0.002608
熔化温度(K)	925	925	923

表 3 Gruneison 状态方程参数

Table 3 Parameters of gruneison EOS

Gruneisen 状态方程 ^[5]	
Gruneisen 系数(-)	1.97
C1(m/s)	5386
S1(-)	1.339
参考温度(K)	300
比热(J/kgK)	884

在物理试验中通常定义极限穿透状态为超高速撞击结束后 Whipple 结构的后墙不透光或者没有碎片崩落。然而,单纯采用 SPH 算法很难准确和客观确定极限穿透现象。本文借鉴了在超高速撞击物理试验中布置观测板的办法,利用有限元法中的 Lagrange 单元模拟观测板,采用 SPH 和有限元法混合算法,以观测板的失效来定义靶板的极限穿透特征。这样的模拟方法主要考虑了在极限穿透条件下,弹丸与 Whipple 结构撞击后动能大幅度下降,少量穿透的二次碎片速度也在 1km/s 以下,与观测板撞击后也不会有二次碎片云产生,可以利用有限元法描述铝合金材料的侵彻贯穿效应。由于观测板的厚度相对于靶板很小(5%左右),对目标靶板极限穿透的

影响很小,所以用观测板的极限穿透来逼近目标靶板的极限穿透状态。本文定义临界穿透直径为弹丸穿透 Whipple 结构后所产生的二次碎片粒子刚好穿透观测板时所对应的最大弹丸直径。

3 Whipple 结构弹道极限方程

针对 Whipple 结构超高速撞击试验设计方案,由均匀设计表 $U_9(9^4)$ 安排进行仿真计算,得到对应弹丸临界穿透直径 D ,如表 4 所示。

表 4 Whipple 仿真试验结果(3~7km/s)

Table 4 Simulation results of whipple(3~7km/s)

撞击速度	前板厚度	前后板间距	后板厚度	弹道极限直径
V (km/s)	t_b (mm)	S (mm)	t_w (mm)	D_c (mm)
3	1.4	110	4.2	4.4
3.5	2	95	4	5.9
4	2.6	80	3.8	6.6
4.5	1.2	115	3.6	5.1
5	1.8	100	3.4	5.3
5.5	2.4	85	3.2	5.3
6	1	120	3	3.7
6.5	1.6	105	2.8	3.9
7	2.2	90	2.6	4.1

为了获得弹丸的临界穿透直径采用“折半查找法”逐步调整弹丸直径,直到相邻两次弹丸直径的相对误差小于 10%。图 2 所示为 Whipple 结构在前板厚度 2.2 mm、后板厚度 2.6 mm、间距 90 mm 条件下,不同直径弹丸以 7 km/s 撞击速度对观测板的撞击结果,观测板的失效应变取为 0.15。首先以直径为 4 mm 的弹丸进行仿真计算,发现观测板没有穿透;增加弹丸直径到 4.4 mm 再次进行模拟,观测板有较大的破损;折半缩小弹丸直径为 4.2 mm,结果有轻微穿孔;此时已经达到相邻直径的相对误差小于 10%的终止条件,故最终确定在上述撞击条件下极限穿透直径为 4.1 mm。

对表 4 中的数据在自然对数空间中进行线性回归,本文得到了基于均匀试验设计和数值仿真的 Whipple 结构弹道极限方程,如方程(2)所示。

$$D_c = 0.0131 V^{1.5} t_b^{0.31} S^{-0.15} t_w^{3.34} \quad (2)$$

公式中长度单位为 mm,速度单位为 km/s。

对上述方程进行定性分析可以发现,弹道极限直径是随着撞击速度的提高而增加,随前后板厚度增加而增加。这些结论都是与物理试验获得结论的规律相同。

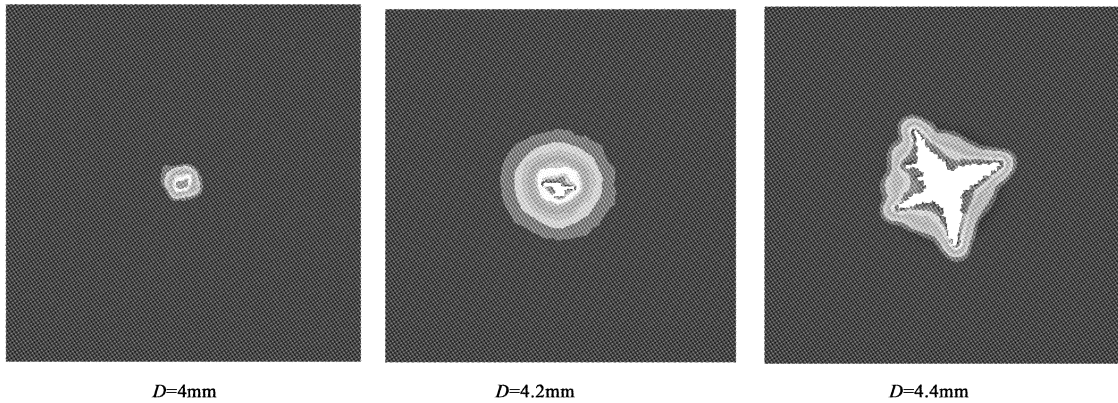


图 2 观测板在不同弹丸撞击下的穿孔情况

Fig.2 The penetration holes in different conditions

4 极限方程预测准确性检验

为了验证本文得到的 Whipple 结构弹道极限方程的可靠性,对比了 NASA 在文献[6]中给出的试验结果,如表 5 所示。所选 Whipple 结构的配置为缓冲墙 0.16 cm,后墙 0.32 cm,间距为 10.16 cm。表 5 中的极限弹丸直径由方程(2)给出,如果计算得到的极限弹丸直径大于文献试验中采用的弹丸直径,则

后墙不会被穿透;如果计算得到的极限弹丸直径小于试验采用的弹丸直径,后墙会发生穿透。通过比较可以发现:在对 18 个超高速撞击结果的预测中,其中 15 个结果预测正确。在编号 47、49、176 和 181 的试验中,撞击速度范围是 6.9 km/s ~ 7.21 km/s,在这样小的速度范围内试验结果交替出现穿透和未穿透的结果,说明该 Whipple 结构在 7 km/s 附近的极限穿透直径为 0.635 cm。

利用表 5 给出的撞击结果,本文与 Christiansen 弹道极限方程^[7]进行了比较,如图 3 所示。本文通过数值仿真方法获得的 Whipple 结构弹道极限曲线的形状及其发展趋势与 Christiansen 弹道极限方程是一致的。文献[6]给出的这组试验结果大致可以分为三类:(1) 试验穿透(圆点表示);(2) 试验未穿透(方块点表示);(3) 在 7 km/s 速度附近,0.635 cm 的弹丸直径可以认为是极限穿透直径。

表 5 NASA 撞击试验结果
Table 5 NASA experimental results

编号	弹丸直径 (cm)	撞击速度 (Km/s)	后墙穿透结果 (Yes/no)	预测极限直径 (cm)	预测正确性
43	0.635	2.75	y	0.168157	✓
44	0.635	2.99	y	0.190644	✓
477	0.79502	3.39	y	0.230152	✓
395	0.635	3.64	y	0.256075	✓
116	0.47498	3.87	y	0.280725	✓
117	0.47498	4.15	y	0.311736	✓
396	0.635	4.26	y	0.324213	✓
392	0.79502	4.35	y	0.334541	✓
393	0.79502	4.37	y	0.336851	✓
115	0.47498	4.53	n	0.355519	✗
484	0.79502	4.64	y	0.368547	✓
45	0.635	4.9	y	0.399953	✓
46	0.635	4.95	y	0.406091	✓
487	0.9525	5.05	y	0.418459	✓
47	0.635	6.9	y	0.668327	✗
49	0.635	6.95	n	0.675605	✓
176	0.635	7.06	y	0.691707	✗
181	0.635	7.21	n	0.713869	✓

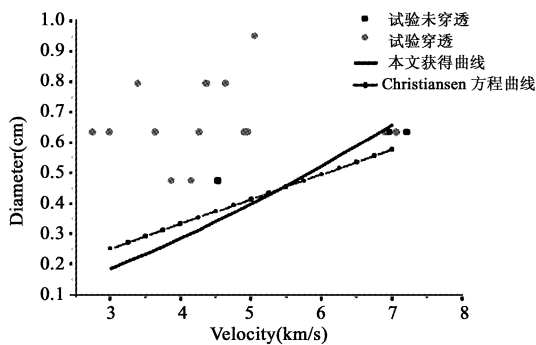


图 3 本文和 Christiansen 方程计算结果的比较
Fig.3 Comparing the results of christiansen and this work

利用本文获得的 Whipple 结构弹道极限方程和 Christiansen 弹道极限方程绘制的两条曲线在对试验穿透点的预测上都体现了较好的精度,但是两条曲线都没能有效预测编号为 115 的未穿透试验点,两

条曲线都表现得比较保守。本文利用基于均匀试验设计的仿真数值仿真方法获得的曲线准确的预测了在 7 km/s 速度下的极限穿透弹丸直径;而采用 Christiansen 方程的曲线则更趋向于保守,没能有效的预测这个极限穿透点。

5 结论

本文提出的基于均匀试验设计的 Whipple 结构弹道极限方程研究方法,只需要安排少量的数值仿真试验可以获得全空间的信息。利用 9 个最具典型性的仿真试验就能够达到以往需要 9⁴ 次仿真试验才能获得的效果。通过与已有的试验数据和弹道极限方程比较,结果表明这种方法得到的弹道极限方程具有较高的预测准确性,为超高速撞击条件下弹道极限问题的研究提供了一种新的思路。

参考文献:

[1] 崔伟峰,曾新吾. 超高速碰撞数值模拟的工程算法模型[J]. 宇航学报, 2007,1.[CUI Wei-feng, ZENG Xin-wu. Engineering algorithm of numerical simulation about the hypervelocity impact[J]. Journal of Astronautics, 2007,1(in Chinese).]

[2] 阎晓军,张玉珠,聂景旭. 超高速碰撞下 Whipple 防护结构的数值模拟[J]. 宇航学报, 2002, 5.[YAN Xiao-jun, ZHANG Yu-zhu, NIE Jing-xu. Numerical simulation of the whipple shield under hypervelocity impact[J]. Journal of Astronautics, 2002,9(in Chinese).]

[3] 方开泰,马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 科学出版社, 2001.[FANG Kai-tai, MA Chang-xing. Orthogonal and Uniform Experiment Design[M]. Science Press, 2000(in Chinese).]

[4] Steinberg D J. Equation of state and strength properties of selected materials. LLNL. Feb 1991.

[5] 张庆明,黄风雷. 超高速碰撞动力学引论[M]. 科学出版社, 2000.[ZHANG Qing-ming, HUANG Feng-lei. Dynamics of Hypervelocity Impact[M]. Science Press, 2001(in Chinese).]

[6] ntrs. nasa. gov/archive/nasa/casi. ntrs. nasa. gov/19970033461_1997037774. pdf

[7] Eric L. Christiansen. Meteoroid/Debris shielding. TP - 2003. 210788. NASA Johnson Space Center. Houston, Texas.

作者简介:胡震东(1978 -),男,博士研究生,研究方向为飞行器设计。
通信地址:北京航空航天大学宇航学院新主楼 C 座 301 (100191)
电话:(010)82339104
E-mail:buaahuzd@sa.buaa.edu.cn

(下转第 2134 页)