

# 激光驱动飞片速度的理论分析

曹燕<sup>1</sup>, 龚自正<sup>1</sup>, 代福<sup>1</sup>, 童靖宇<sup>1</sup>, 牛锦超<sup>1</sup>, 庞贺伟<sup>2</sup>

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

**摘要:** 激光驱动飞片技术是模拟微流星体/空间碎片对航天器外露材料/部件超高速撞击, 用于开展撞击累积损伤效应与材料性能退化的研究, 也是进行航天器在轨寿命预估和空间碎片防护研究的重要技术手段。飞片速度是衡量激光驱动飞片技术水平的关键性参数之一。文章从 Lawrence 改进的 Gurney 模型出发, 着重分析了激光输出能量、脉宽、聚焦光斑大小以及飞片靶厚度等参数与飞片速度大小的关系, 提出激光驱动飞片技术中提高飞片速度的主要途径: 其他条件一定时, 薄靶较厚靶更易获取高速飞片; 小光斑较大光斑更易获取高速飞片; 长脉宽高能激光器或短脉宽低能激光器比较适合获取高速飞片。以上结论对从试验上获取高速飞片具有重要指导意义。

**关键词:** 微小碎片; 超高速撞击; 激光驱动; Gurney 模型

**中图分类号:** V520.7; V524.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1673-1379(2009)04-0307-05

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2009.04.002

## 1 引言

逐年增多的空间碎片对航天器特别是载人航天器的危害不容忽视, 已成为近年来航天技术领域关注的焦点。据 NASA 公布的最新数据<sup>[1]</sup>: 地球轨道上大于 10 cm 的碎片有 17 000 个, 1~10 cm 之间的碎片有 200 000 个, 小于 1 cm 的碎片已有上千万个。尺度在 1 mm 以下的微小碎片对航天器的单次撞击效应并不明显, 然而频繁撞击带来的累积损伤却极其严重。微小碎片高速撞击带给航天器的主要危害有<sup>[2]</sup>: 使航天器热控涂层温控性能下降或丧失, 使敏感器件如反射镜、探测器等的性能出现退化; 使压力容器、换热器、细电缆、绳索以及导管等被穿透或被切断, 从而使航天器失效。

对微小碎片撞击的累积损伤效应在地面开展了大量的模拟试验研究, 所采用的模拟试验技术包括: 激光驱动飞片技术<sup>[3]</sup>、激光直接烧蚀技术<sup>[3]</sup>、等离子体加速技术<sup>[4]</sup>以及静电粉尘加速技术<sup>[5]</sup>等。比较而言, 激光驱动飞片技术由于具有以下特点而更具优势: 能单次发射单个粒子, 设备精简, 容易与测试设备接口, 也容易与其他环境模拟设备组合

成综合环境模拟设备; 无化学污染, 不影响试验过程中的参数测量; 试验成本低等。正是由于这些优点, 这一技术在航天以外领域亦有着较为广泛的应用, 比如: 应用于炸药起爆和点火研究<sup>[6]</sup>; 材料高应变率试验研究<sup>[7,8]</sup>等。应用于模拟空间微小碎片有以下要求: 其一, 飞片靶的材料优选铝, 因为铝的密度最接近于近地轨道空间碎片的平均密度<sup>[9,10]</sup>; 其二, 飞片速度应接近或大于 10 km/s, 因为空间碎片与空间其他物体发生撞击的平均速度约为 10 km/s<sup>[1]</sup>。因此, 如何提高激光驱动飞片技术的发射速度成为研究的重点。

分析试验系统中的各种因素对飞片速度的影响及程度, 探究如何提高试验中飞片的速度, 是一项十分有意义的工作。影响速度的因素主要来自激光驱动飞片的两大子系统: 一是激光器系统, 如输出激光束波长、能量、脉宽, 聚焦光斑大小以及激光束的时空分布; 二是飞片靶系统, 如靶的材料、厚度、结构、自身强度以及与基底的结合力等。

本文依据 Lawrence 改进的 Gurney 理论, 计算并重点分析了激光束能量、靶厚、光束聚焦光斑大小及脉宽这 4 大因素对飞片速度的影响, 并在激光输

收稿日期: 2009-01-16; 修回日期: 2009-06-03

基金项目: 国家空间碎片专项(KJSP06209)资助项目。

作者简介: 曹燕(1983-), 女, 硕士研究生, 专业方向: 空间碎片防护研究, E-mail: caoyan1983@163.com。龚自正(1964-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事航天器空间碎片超高速撞击防护研究、材料动力学性能和高压物理研究, 联系电话: (010) 68744309, E-mail: gongzz@263.net。

出能量有限范围内对上述参数进行优化,同时也考虑靶的结构和激光束时空分布对飞片速度的影响。

## 2 激光驱动飞片原理

激光驱动飞片技术是用高功率脉冲激光束辐照在沉积于基底材料的金属薄膜上(基底通常选用高阻抗透明材料,如石英玻璃等),金属膜吸收入射的激光束能量后发生烧蚀、汽化,形成微型烧蚀腔,并在其内表面产生高温高压等离子体,等离子体继续吸收激光束能量发生膨胀,最终将剩余未蒸发薄膜驱动出去,形成飞片。飞片厚度通常为几微米到几十微米,速度可达到每秒数公里。据报道,日本先进工业科技研究院的 Okada 用 1 031 J 的激光能量驱动 8  $\mu\text{m}$  的三层飞片靶,飞片最高速度已达到 23 km/s<sup>[11]</sup>。图 1 为激光驱动飞片原理示意图,图 2 为常用的模拟空间微小碎片的激光驱动飞片试验装置示意图:

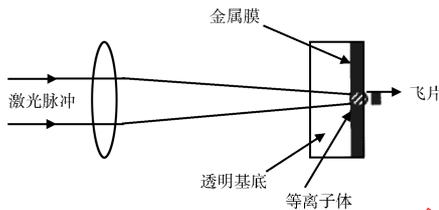


图 1 激光驱动飞片原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of laser-driven flyer

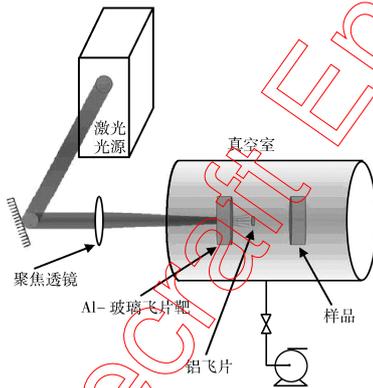


图 2 激光驱动飞片系统设备示意图

Fig. 2 Schematic diagram of experimental apparatus for laser-driven flyer

## 3 激光驱动飞片理论模型

20 世纪 80 年代末,美国圣地亚国家实验室的 Lawrence<sup>[12]</sup>教授成功地将爆炸力学中的 Gurney 模型应用到激光驱动飞片的理论研究之中。改进后的 Gurney 模型不仅简单实用,同时能描述出整个激

光驱动飞片系统的主要特征,并预测不同材料飞片的速度、烧蚀深度、以及过程中的能量耦合系数等。通过不同的组合参数对比试验验证,理论计算结果与试验结果符合较好,证明该模型具有很强的适用性。

模型的理论基础是能量和动量的守恒,不考虑过程中的具体细节,可将等离子体膨胀过程视为 Gurney 理论中炸药起爆过程。**假设:**

- (1) 沉积于飞片、蒸汽、等离子体中的能量以及驱动飞片的作用力均为一维分布;
- (2) 透明基底能够完全阻隔所有等离子体的逸出;
- (3) 沉积于飞片的激光束能量由飞片材料的有效吸收系数决定,并呈标准指数分布,而有效吸收系数实际上是材料真实吸收系数、热扩散系数以及激光束脉宽的函数;
- (4) 等离子体粒子速度成线性分布,速度从零线性增长到飞片速度。

由能量守恒关系式可得

$$\rho x_d E = \frac{\rho}{2} (x_0 - x_d) v_0^2 + \frac{\rho}{2} \int_0^{x_d} (v_0 \cdot x / x_d)^2 dx, \quad (1)$$

式中:  $E$  代表 Gurney 能;  $\rho$  是飞片密度;  $x_d$  为激光烧蚀深度;  $x_0$  为飞片初始厚度;  $v_0$  为飞片速度。

已假设等离子体中粒子速度分布是线性的,即:

$$v(x) = (v_0 / x_d) x, \quad 0 \leq x \leq x_d. \quad (2)$$

由式(1)和(2)可得

$$v_0 = \left( \frac{3E}{3x_0 / 2x_d - 1} \right)^{1/2}, \quad (3)$$

飞片中沉积的单位能量由朗伯定律得

$$\varepsilon(x) = \mu_{\text{eff}} F_0 (1 - r) e^{-\mu_{\text{eff}} \rho x} \quad (4)$$

式中:  $F_0$  是入射激光能流;  $r$  是能量损失(包括反射和辐射损失);  $\mu_{\text{eff}}$  是有效吸收系数。

$$\mu_{\text{eff}} = \frac{\mu_a}{1 + k\mu_a \rho (\alpha \tau)^{1/2}}, \quad (5)$$

式中:  $\alpha$  是热扩散系数;  $\tau$  是激光光束脉宽;  $k$  是调节系数。

设材料的汽化能为  $\varepsilon_d$ , 由  $\varepsilon(x_d) = \varepsilon_d$ , 得

$$x_d = \frac{1}{\mu_{\text{eff}} \cdot \rho} \ln \frac{\mu_{\text{eff}} F_0 (1-r)}{\varepsilon_d}, \quad (6)$$

靶面处超出汽化能的能量为

$$E_{\text{tot}} = \int_0^{x_d} [\varepsilon(x) - \varepsilon_d] dx, \quad (7)$$

则 Gurney 能  $E = E_{\text{tot}} / x_d$ 。

联立上面诸方程可求得飞片的最终速度  $v_0$ 。

同时, 定义飞片的能量耦合系数为

$$f = \frac{\rho(x_0 - x_d)v_0^2}{2F_0}, \quad (8)$$

若  $x_0 \gg x_d$

Spacecraft Environment Engineering

ERROR: rangecheck  
OFFENDING COMMAND: string

STACK:

66038  
33018  
32512  
33019

Spacecraft Environment Engineering