

基于不同模型的固体火箭发动机 喷射物熔渣特性分析

彭科科, 庞宝君, 肖伟科, 韩志阳, 鞠芳菲
(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150080)

摘要: 固体火箭发动机喷射物中的熔渣是航天器防护和空间碎片风险评估关注的对象之一。文章首先介绍国外熔渣建模试验数据及理论模型, 主要有 NASA 熔渣模型、MASTER2005 熔渣子模型 (以下简称 MASTER 模型) 和麻省理工大学林肯实验室的 MIT/LL 熔渣模型; 再利用 NASA 和 MASTER 模型分析熔渣尺寸-数量和质量特性。MASTER 模型给出的熔渣数量和质量均低于 NASA 模型; 且 MASTER 模型认为约 91.8% 的熔渣尺寸处于 25~200 μm 区间; 尺寸大于 250 μm 的熔渣质量占熔渣总质量的 88%, 但其数量只占熔渣总数量的 6.3%。以上研究结果为进一步分析熔渣对空间碎片环境的影响奠定了基础, 对我国自主开展熔渣模型研究也有一定的参考价值。

关键词: 固体火箭发动机; 喷射物; 熔渣; 空间碎片; 数值分析

中图分类号: TB24; V411.8

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2012)06-0616-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2012.06.004

0 引言

固体火箭发动机喷射物是空间碎片的一个重要来源^[1-2]。为了增加火箭发动机燃烧时的稳定性, 一般选用铝粉作为推进剂添加剂^[3]。在发动机工作过程中, 绝大部分铝粉会变成 Al_2O_3 粒子随其他燃烧产物排放到太空中。 Al_2O_3 粒子根据生成机理可分为两类: 一类是在燃烧过程中持续产生的 Al_2O_3 粉尘 (尺寸一般为 μm 到 50 μm 之间), 其相对航天器的速度能够达到 3 km/s, 在太阳光压和大气阻力等摄动力作用下, 绝大部分会快速衰减^[4-5]; 另一类主要是点火结束后喷射出的尺寸较大的 Al_2O_3 熔渣^[6-7]。A. Jackson 等^[8]通过对 STS-50 航天飞机舷窗撞击坑的分析发现: 一个直径约 1 mm 的撞击坑是由直径 100~150 μm 之间的 Al_2O_3 微粒撞击形成的, 而 Al_2O_3 微粒最大的可能来源就是固体火箭发动机喷射物。

固体火箭发动机喷射物熔渣是 cm 级和 mm 级碎片的重要来源^[3,9]。截止到 1999 年 8 月 1 日, 固

体火箭在空间共点火 1 002 次, 所产生的 Al_2O_3 熔渣数在 10^6 以上^[10]。许彤^[11]指出虽然近年来固体火箭发动机使用频次呈下降趋势, 但随着航天器结构越来越复杂, 发射航天器需要使用功率更大的发动机, 产生的熔渣喷射物总量实际上逐年增加。

本文主要研究喷射物熔渣数量和质量分布特性, 为评估熔渣对空间碎片环境的影响提供参考。

1 熔渣模型

针对固体火箭发动机喷射物熔渣, 目前有 3 个模型: 美国 NASA 熔渣模型^[3], 麻省理工大学林肯实验室开发的 MIT/LL 熔渣模型, 欧空局的 MASTER 熔渣模型^[12]。NASA 熔渣模型是采用光学测量方法对固体火箭发动机地面点火过程进行拍摄观测, 并用所获得的熔渣数据建立而得; MIT/LL 模型^[13]是通过地面雷达和红外望远镜对发射航天器的固体火箭进行观测, 利用所测得的相关数据建立得到; MASTER 模型^[14]综合了 NASA 地面点火试验数据和 MIT/LL 发射观测数据, 通过引

收稿日期: 2012-04-24; 修回日期: 2012-11-09

基金项目: 国防科工局空间碎片专题项目 (编号: KJSP08202、K020410-1/2); 哈尔滨工业大学微小型航天器技术国防重点学科实验室开放基金 (项目编号: HIT.KLOF.2009098)

作者简介: 彭科科 (1984—), 男, 博士研究生, 从事空间碎片环境工程建模研究工作; E-mail: pengkeke2000@163.com。
庞宝君 (1963—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为空间碎片超高速撞击、航天器防护技术、航天器空间环境效应及其对策等。

入限制性假设条件而得到固体火箭发动机喷射物熔渣模型。

1.1 NASA 熔渣模型

为了建立熔渣模型所需, NASA 进行了两组固体火箭发动机地面点火试验, 相关参数如表 1 所示。利用 1 000 帧/s 的高速摄像机记录熔渣喷射过程, 其最高分辨率为 1 cm。由于燃气亮度的影响, 高速摄像机只能观测得到位于燃气上方和下方的熔渣碎片, 而无法区分得到燃气前方和后方的熔渣碎片。Ojakangas 等^[3]认为固体火箭发动机燃烧过程中喷出约 400 个平均直径为 1.5 cm 的球形熔渣。熔渣的速度 (75 m/s) 远低于燃气的排出速度, 其径向速度可忽略。

表 1 固体火箭发动机地面点火试验

Table 1 Ground ignition experiments of SRMs

发动机类型	推进剂质量/kg	燃烧时间/s	旋转速度/(r·min ⁻¹)
STAR-63	3 700	97	33
STAR-48	2 000	30	固定

通过对收集到的熔渣进行分析, 发现 Al₂O₃ 熔渣和衬垫材料熔渣数量各占 50%。Al₂O₃ 熔渣平均密度为 3 500 kg/m³, 衬垫熔渣平均密度为 1 800 kg/m³。熔渣喷射速度与其尺寸无关, 均为 75 m/s。

NASA 以试验数据为基础, 得到熔渣数分布为

$$N_{sl}(d) = (N_s^* + N_1^*) \frac{m_{prop}}{m_{prop}^*} \left(\frac{d^*}{d}\right)^3, \quad (1)$$

式中: d 为熔渣直径; $d^*=1$ cm 为熔渣参考直径; $N_{sl}(d)$ 为直径大于 d 的熔渣数量; m_{prop} 为推进剂的总质量; $N_s^*=200$ 为直径大于 d^* 的 Al₂O₃ 熔渣参考数量; $N_1^*=200$ 为直径大于 d^* 的衬垫熔渣参考数量; $m_{prop}^*=700$ kg 为推进剂参考质量。

假设熔渣为球形, 则有

$$d = \sqrt[3]{m / \left(\frac{\pi}{6} \rho\right)}. \quad (2)$$

式(1)可转化为

$$N_{sl}(m) = (\rho_s N_s^* + \rho_1 N_1^*) \frac{m_{prop}}{m_{prop}^*} \frac{\pi d^{*3}}{6m}, \quad (3)$$

式中: m 为熔渣质量; $N_{sl}(m)$ 为质量大于 m 的熔渣数量; ρ_s 为 Al₂O₃ 熔渣的平均密度; ρ_1 为衬垫熔渣的平均密度。进一步整理为

$$N_{sl}(m) = (366.5 + 188.5) \frac{m_{prop}}{m_{prop}^*} \frac{1}{\hat{m}}, \quad \hat{m} = \frac{m}{1g}. \quad (4)$$

1.2 MIT/LL 熔渣模型

麻省理工大学林肯实验室利用地面雷达和红外望远镜观测了 27 个亚轨道固体火箭发动机飞行过程, 对观测数据进行分析整理并建立了 MIT/LL 熔渣模型。观测结果显示: 除了 4 个旋转速率为 1~2 r/s 的固体火箭发动机以外, 其他发动机在燃烧结束后数十 s 到数百 s 均有粒度较大的熔渣喷出, 但是在燃烧过程中并没有观测到熔渣排出。

Bernstein 等^[13]详细介绍了“干草堆”雷达对固体火箭发动机点火观测的结果。发动机有 4 个喷嘴, 每个喷嘴喉部直径均为 9 cm, 其携带的推进剂质量为 1 680 kg。观测时间从发动机关闭后 80 s 到 390 s, 共记录了熔渣碎片数约 700 个。熔渣碎片的最小直径为 0.5 cm, 最大直径为 3 cm, 相对飞行器的速度大约为 10~15 m/s。由于观测记录时间是从发动机关闭后 80 s 开始, 考虑到在关机至 80 s 之间所产生的熔渣, 推测在发动机关闭后的所有时间中共喷出的熔渣碎片数约 900~1 000 个。

由于在 4 个旋转速率为 1~2 r/s 的固体火箭发动机燃烧结束后没有观测到任何熔渣, 因此 MIT/LL 熔渣模型认为: 旋转速率比较高的发动机 (旋转速率超过 1 r/s 的发动机能完全抑制熔渣喷出) 很少或者几乎不会喷出熔渣; 而其他发动机所产生的所有熔渣碎片均是在燃烧结束后喷出。

1.3 MASTER 熔渣模型

根据 M. Salita^[15]的研究, MASTER 模型忽略发动机旋转对熔渣喷出的影响, 将发动机工作时间平均分为 4 段, 认为熔渣总量的 5% 是在第 4 段内均匀喷出, 剩下 95% 的熔渣在发动机燃烧结束后一次性喷出。对于尺寸大于 5 mm 的熔渣, 其数量分布可以借用 NASA 模型或 MIT/LL 模型的公式; 对于尺寸 ≤ 5 mm 的熔渣, 为了确定其数量, 作了如下 3 个条件的假设:

1) 尺寸 < 5 mm 的熔渣数量与 > 5 mm 的熔渣数量保持连续性;

2) 熔渣碎片总质量与 NASA 模型熔渣总质量大体一致;

3) 熔渣最多的尺寸区间与航天飞机舷窗上撞击坑粒子尺寸保持一致。

基于上述 3 个限制条件, MASTER 模型熔渣

的尺寸-数量分布为

$$N_{sl}(d) = \begin{cases} \frac{m_{prop}}{m_{prop}^*} N_{sl}^* \left(\frac{d_p^3 + d^{*3}}{d_p^3 + d^{*3}} \right), & d \leq d^* \\ \frac{m_{prop}}{m_{prop}^*} \left[(N_{sl}^* + \Delta N) \left(\frac{d^*}{d} \right)^3 - \Delta N \right], & d > d^* \end{cases}, \quad (5)$$

$$\text{其中: } d_p^3 = \frac{N_{sl}^* d^{*3} - N_{osl} d_{lw}^3}{N_{osl} - N_{sl}^*}; \quad \Delta N = \frac{N_{sl}^*}{\left(\frac{d_{up}}{d^*} \right)^3 - 1}; \quad N_{osl} =$$

$$\frac{m_{prop}}{m_{prop}^*} N_{osl}^*; \quad d_p \text{ 为虚拟直径; } d^* = 5 \text{ mm 为参考直径;}$$

N_{osl} 为固体火箭发动机产生的熔渣总数; $N_{sl}^* = 1800$, 为实验观测到的参考熔渣数量; $N_{osl}^* = 3 \times 10^8$, 为熔渣参考总数量; $d_{lw} = 10 \mu\text{m}$, 为熔渣直径下限值; d_{up} 为熔渣直径上限值。

产生的熔渣都必须经过发动机喷管喉部, 因此熔渣直径上限 d_{up} 应小于喷管喉部直径。MASTER 模型认为熔渣直径上限与喷管喉部直径存在如下关系式: $d_{up} = f_{th} \times d_{th}$, d_{th} 是喷管喉部直径, f_{th} 是比例系数。根据“干草堆”雷达观测结果, 对于喉部直径为 9 cm 的发动机, 其喷出熔渣最大尺寸为 3 cm, 即取 $f_{th} = 1/3$ 。喷管喉部直径 d_{th} 与推进剂质量的关系为

$$d_{th} = 4.142 \times 10^{-3} m_{prop}^{0.436}. \quad (6)$$

MASTER 模型认为一半熔渣为 Al_2O_3 熔渣, 另一半为衬垫材料熔渣。熔渣喷射速度与熔渣尺寸无关, 均为 75 m/s, 且熔渣速度方向与发动机主轴成 20° 锥形角。

2 熔渣产物的特性分析

国外公开的固体火箭发动机喷射物熔渣模型建模理论各有特点, 建模数据源也不一致。为进一步分析熔渣产物的特性, 本文利用 NASA 模型和 MASTER 模型讨论喷射物熔渣数量和质量分布规律。为了便于比较, 首先给出如下两个限定条件:

- 1) 推进剂质量取 700 kg;
- 2) 熔渣尺寸下限为 $10 \mu\text{m}$ 。

2.1 熔渣数量比较

熔渣尺寸-数量分布关系是熔渣模型的核心。

图 1 描述了 NASA 模型和 MASTER 模型熔渣累积数量的差异。从图中可以看出 MASTER 模型所反

映的数量要少于 NASA 模型的, 尤其对于尺寸小于 $100 \mu\text{m}$ 的熔渣数量, MASTER 模型与 NASA 模型的计算结果存在数量级的差别。

图 2 描述的是两个模型熔渣数量的对比关系, 图 3 描述的是每个尺寸区间的熔渣数量占熔渣总数的百分数。图 1 和图 2 显示 MASTER 模型给出的熔渣累积数量和熔渣数量均小于 NASA 模型计算结果; 图 3 表明当尺寸大于 $25 \mu\text{m}$ 以后, MASTER 模型给出的每个尺寸区间的熔渣数量占其总数的百分数要高于 NASA 模型结果, 当熔渣尺寸大于 $100 \mu\text{m}$ 时, MASTER 模型结果比 NASA 模型结果约高 3 个数量级, MASTER 模型认为约 91.8% 的熔渣集中在 $25 \sim 200 \mu\text{m}$ 。

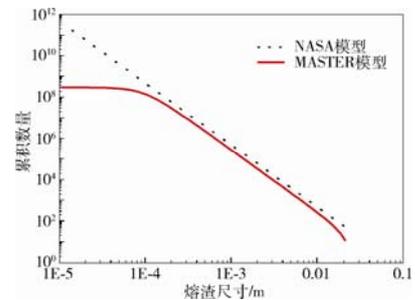


图 1 NASA 模型和 MASTER 模型熔渣累积数量分布
Fig. 1 Cumulative slag size distributions for the NASA and MASTER slag models

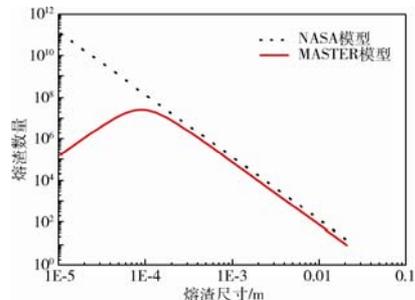


图 2 NASA 模型和 MASTER 模型熔渣数量对比
Fig. 2 Slag particle numbers for the NASA and MASTER slag models

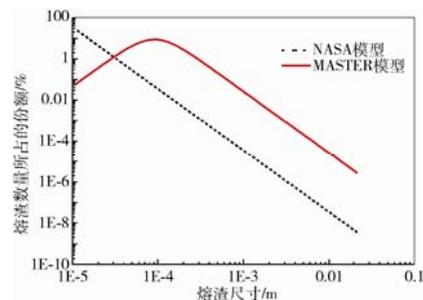


图 3 尺寸区间的熔渣数量占熔渣总数的百分数
Fig. 3 Slag particle number percentages for the NASA and MASTER slag models

2.2 熔渣质量比较

为了描述熔渣的质量, 需要进一步确定熔渣的密度和形状。就密度而言, NASA 地面试验回收的熔渣是唯一可靠的数据源, 地面雷达和红外望远镜均无法给出熔渣的材料特性。对于熔渣形状, 已知的熔渣模型均未给出具体结论, 本文假设熔渣是均匀的球体。

图4给出了NASA模型和MASTER模型计算的熔渣质量比较曲线。NASA模型中每个尺寸区间熔渣质量大体一致。对于大于 $250\ \mu\text{m}$ 的熔渣, MASTER模型结果与NASA模型结果在变化趋势上保持一致, 但MASTER模型认为尺寸小于 $250\ \mu\text{m}$ 的熔渣质量要小得多。图5是每个尺寸区间熔渣质量占其总质量的百分数, 可以看出: 当尺寸小于 $150\ \mu\text{m}$ 时, MASTER模型计算出的质量要低于NASA模型; 而当尺寸大于 $150\ \mu\text{m}$ 后, NASA模型的计算结果比MASTER模型的要小。NASA模型认为所有尺寸的熔渣质量大体是一致的, 而MASTER模型则强调大于 $250\ \mu\text{m}$ 熔渣的质量约占总质量的88%, 但这部分熔渣的数量却只占熔渣总数量的6.3%。

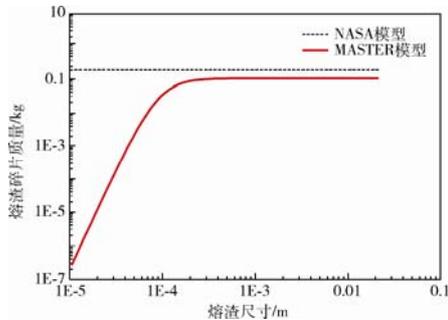


图4 NASA模型和MASTER模型熔渣质量对比
Fig. 4 Slag particle masses for the NASA and MASTER slag models

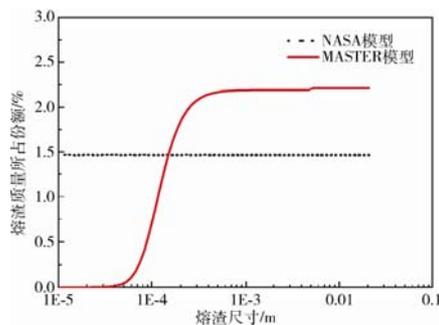


图5 尺寸区间的熔渣质量占熔渣总质量的百分数
Fig. 5 Slag particle mass percentages for the NASA and MASTER slag models

3 结束语

固体火箭发动机喷射物是空间碎片的重要来源。本文以喷射物中尺寸比较大的熔渣碎片作为研究对象, 首先介绍了国外在熔渣模型研究方面的成果, 然后利用NASA模型和MASTER模型进一步分析熔渣喷射物数量和质量特性, 结果表明:

1) MASTER模型给出的熔渣数量和质量均小于NASA模型;

2) 两个模型均认为熔渣数量随尺寸增加而逐渐减少, 且MASTER模型认为约91.8%的熔渣集中在 $25\sim 200\ \mu\text{m}$;

3) NASA模型认为每个尺寸区间的熔渣质量是均匀分布的, 而MASTER模型计算结果显示约88%的熔渣质量集中在尺寸大于 $250\ \mu\text{m}$ 的部分, 但这部分熔渣数量只占熔渣总数量的6.3%。

上述差异产生的主要原因是NASA模型和MASTER模型建模数据源和建模理论不一致: 在对数坐标系下, NASA模型认为熔渣累积数量满足线性分布, 而MASTER模型则认为航天飞机舷窗上 Al_2O_3 撞击坑粒子尺寸范围是产生熔渣最多的尺寸区间。

本文研究结果为进一步评估熔渣碎片对空间碎片环境的影响奠定了基础, 对我国开展熔渣模型研究具有一定的参考价值。

参考文献 (References)

- 都亨, 刘静. 载人航天和空间碎片[J]. 中国航天, 2002(2): 18
Du Heng, Liu Jing. Manned space flight and space debris[J]. Aerospace China, 2002(2): 18
- 李春来, 欧阳自远, 都亨. 空间碎片与空间环境[J]. 第四纪研究, 2002(6): 543
Li Chunlai, Ouyang Ziyuan, Du Heng. Space debris and environment[J]. Quaternary Sciences, 2002(6): 543
- Ojakangas G W, Anderson B J, Anz-Meador P D. Solid-rocket-motor contribution to large-particle orbital debris population[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(4): 513-518
- Mueller A C, Kessler D J. The effect of particulates from solid rocket motors fired in space[J]. Advances in Space Research, 1985, 5(2): 77-86
- 朱毅麟. 空间碎片环境近况[J]. 中国空间科学技术, 1996(6): 27-28
Zhu Yilin. Recent developments of space debris

- environment[J]. Chinese Space Science and Technology, 1996(6): 27-28
- [6] Stabroth S, Wegener P, Oswald M, et al. Introduction of a nozzle throat diameter dependency into the SRM dust size distribution[J]. Advances in Space Research, 2006, 38(9): 2117-2121
- [7] Stabroth S, Oswald M, Wiedemann C, et al. Improvements in modelling of solid rocket motor particle release events[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Providence, Rhode Island, USA, 2004
- [8] Jackson A, Bernhard R. Large solid rocket motor particle impact on shuttle window[J]. The Orbital Debris Quarterly News, 1997, 2(2): 3-4
- [9] Stabroth S, Homeister Maren, Oswald M, et al. The influence of solid rocket motor retro-burns on the space debris environment[J]. Advances in Space Research, 2008, 41(7): 1054-1062
- [10] 都亨, 张文祥, 庞宝君, 等. 空间碎片[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007: 26
- [11] 许彤. 空间环境让人忧[J]. 中国航天, 1999(2): 14
Xu Tong. Attention on space debris environment[J]. Aerospace China, 1999(2): 14
- [12] 王若璞. 空间碎片环境模型研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学博士学位论文, 2010
- [13] Berntein M D, Sheeks B J. Field observation of medium-sized debris from post-burnout solid-fuel rocket motors[C]//International Symposium on Optical Science, Engineering, and Instrumentation (SPIE). San Diego: Proceedings of SPIE, 1997, 3116: 253-264
- [14] Oswald M, Stabroth S, Wiedemann C, et al. Upgrade of the MASTER model[®][G], 2006: 54-90
- [15] Salita M. Deficiencies and requirements in modeling of slag generation in solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 10-23

Characteristic analysis of slags based on different solid rocket motor firing models

Peng Keke, Pang Baojun, Xiao Weike, Han Zhiyang, Ju Fangfei
(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: Ejected particles, especially slags, from solid rocket motors (SRMs) are an important issue in the risk assessment and the structural protection design of spacecraft. This paper reviews the development of SRM slag models: NASA Approach, MIT/LL Laboratory Approach, and MASTER2005 Slag Model. The number and the mass of slags obtained by the MASTER model are both lower than those of the NASA model, and according to the MASTER model, about 91.8% of the slags have a diameter in the range of 25~200 μm , but those with diameter larger than 250 μm account for 88% of the total mass and only 6.3% of the total number. According to these models, the number and mass distributions of slag debris can be analyzed to serve as a technical basis for further research on the space debris environment.

Key words: solid rocket motors; ejected particles; slag; space debris; numerical analysis

权威发布

“嫦娥三号”计划 2013 年下半年发射

党的十八大代表、中国航天科技集团公司总经理、党组书记马兴瑞在回答记者提问时透露,“嫦娥三号”预计 2013 年下半年发射和落月,中国“长征五号”运载火箭预计在 2014 年年底左右实现首飞。

“中国的探月工程目前分为绕、落、回 3 个阶段。‘嫦娥三号’执行的是落月的一个任务。”马兴瑞介绍说。“嫦娥三号”也是中国第一个能够软着陆在地外天体上的飞行器。它主要的任务是实施落月巡视勘察勘测,包括对月球土壤和月球环境的勘察、勘测,也包括要突破一些新的航天技术,将为中国的深空探测奠定好基础。

谈到中国航天工程下一步的任务,马兴瑞说,中国将在 2020 年前后,建立自己独立自主的空间站,此外还要建成全球北斗导航卫星系统。“我们还要建立一个全球的对地观测系统。这些航天任务,都将为国民经济和国家可持续发展做出重大贡献。”

(摘自 2012-11-12 中国科技网)