

高过载条件下绝热层烧蚀实验方法研究 (iv) 方案论证及数值模拟*

李 江, 何国强, 秦 飞, 刘佩进, 陈 剑

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 分析了高过载对固体火箭发动机流场和绝热层烧蚀的影响规律, 提出一种新的研究思路: 采用数值模拟方法来预示发动机三维两相流场, 建立高过载流场模拟实验装置, 开展绝热层烧蚀实验, 建立高过载条件下的绝热层烧蚀模型, 在此基础上发展高过载发动机绝热层设计和烧蚀预示方法。其中关键技术是高过载流场的模拟, 对粒子加入法和弯管分离法两种方案进行了论证, 认为弯管分离法原理上是可行的。为了验证这种方案的可行性, 开展了弯管通道两相流的数值模拟研究, 计算结果表明弯管装置具有使凝相粒子聚集形成高浓度粒子流的功能。

关键词: 高加速度; 固体推进剂火箭发动机; 二相流; 数值仿真; 方案论证

中图分类号: V435.14 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2003) 04-0315-04

Study of experimental method for ablation of insulator of SRM with high acceleration (iv)

LI Jiang, HE Guo-qiang, QIN Fei, LIU Pei-jin, CHEN Jian

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: The mechanism was analyzed for the influences of high acceleration on the internal flow field and the ablation of insulator of SRM. A new method was developed which includes two parts. The first part is to solve the three-dimension two phase flow field of SRM under high acceleration condition by numerical simulation method and the second is to establish the ablation model of insulator by ablation experiment using flow field simulation equipment. Based on these studies the technique of insulator design and ablation prediction for SRM under high acceleration condition can be developed. The key technique is to develop a flow field simulation experimental method. Several projects were discussed and the siphon device seemed to be more feasible. To demonstrate the feasibility of this method, two phase flow field in siphon was analyzed by using numerical simulation method. The results showed that the siphon device can congregate particles to generate two phase flow with high density particles.

Key words: High acceleration; Solid propellant rocket engine; Two phase flow; Numerical simulation; Proposal research

1 引 言

第三代防空导弹在高速机动过程中要承受很高的过载, 尤其是高速地空反导导弹, 侧向过载非常高。较高的侧向过载会严重影响固体火箭发动机中凝相粒子运动规律, 导致粒子局部高浓度聚集, 这对发动机装药、燃烧和流动会产生非常大的影响, 并恶化了发动机绝热层的工作环境, 严重时会导致绝热防护失效, 甚至发动机被烧穿而爆炸。因此, 掌握高过载对

发动机性能, 尤其是对绝热层烧蚀的影响规律, 对新型高机动防空导弹的研制具有很重要的意义。

在纵横向加速度对发动机性能影响方面虽然作了一些研究工作^[1~5], 但还不够全面, 实验验证手段较少, 尤其在三维两相流场与绝热层热结构耦合分析, 流场与装药结构匹配性, 及地面高过载试验等方面存在不足。地面模拟实验是高过载研究的重要手段, 传统的实验方法为离心式旋转试验台, 其主要缺点是:

* 收稿日期: 2002-07-05; 修订日期: 2002-11-26。

作者简介: 李 江 (1971—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

- (1) 文献[1]表明采用旋转试车台模拟横向加速度时哥氏加速度的影响很大,难以克服;
- (2) 一般都是进行缩比发动机试验,但高过载对发动机影响的尺寸效应很大,很难建立大小发动机的相关性,试验结果很难直接推到真实发动机上去;
- (3) 试验得到的是试车结束后绝热层最终的烧蚀状态,对于工作过程中出现的现象很难进行观察和测量,无法进行绝热层冲蚀过程的动态测量。

2 高过载流场模拟实验方案

表1为对某种固体火箭发动机开展的高过载条件下三维两相流场及绝热层烧蚀数值模拟的典型计

算结果^[6~8]。可以看出纵向和横向加速度为35g,推进剂含铝为17%的条件下绝热层烧蚀率最大,这种状态下粒子最大聚集密度为22.5 kg/m³,冲蚀速度为43m/s,开展高过载条件下绝热层烧蚀试验就要能模拟这种冲蚀状态,事实上22.5kg/m³的粒子密度是极高的,要模拟如此高的粒子聚集密度难度很大。因此整个研究中如何模拟高过载条件下的高浓度粒子流场是关键技术,下面对两种方案进行分析和论证。

2.1 粒子加入方案

Al₂O₃ 粒子直接加入到燃气中提高粒子浓度,表1列出了计算结果,混合后的燃气速度取50m/s,粒子密度取25kg/m³,计算采用的原始参数见表2。

Table 1 Results of numerical simulation

Acceleration/g		Percent of Al/(%)	Maximum density of particles/(kg/m ³)	Erosion velocity/(m/s)	Rate of ablation/(mm/s)	Work time/s
Axial	Lateral					
10	10	17.5	10.5	30	0.71	14
20	20	17.5	16.0	33	0.72	13
30	30	17	21.4	35.0	0.94	13
35	35	17	22.5	43.0	1.18	13
35	35	10	16.0	42.5	0.74	13

Table 2 Computational parameters

Temperature of gas: T _g /K	3000
Pressure of gas: p _g /MPa	5
Density of gas: ρ _g /(kg/m ³)	4.39
Specific heat of gas: C _{pg} /(J/(kg·K))	2012
Physical density of particles: ρ _{mp} /(kg/m ³)	3960
Specific heat of particles: C _p /(J/(kg·K))	1437
Density of particles after mixing: ρ _p /(kg/m ³)	25
Velocity of mixed flow: V/(kg/m ³)	50

(1) 混合后平衡温度

粒子所占的体积百分比为

$$n = \rho_p / \rho_{mp} = 0.6\%$$

因此可以忽略粒子所占的体积,假设经过足够长时间的热量交换,气相和粒子相的温度达到相同,则有

$$C_{pg}(T_g - T) \rho_g V_g = C(T - T_p) \rho_p V_p \quad (1)$$

T是混合后的平衡温度,则有

$$T = \frac{C_{pg} \rho_g T_g + C \rho_p T_p}{C \rho_p + C_{pg} \rho_g} = 832.8K$$

可见对于这么大的粒子密度,混合后温度下降很严重。

(2) 粒子消耗量

假设试验段的通道为50×50mm²的正方形,侧粒子的质量流率为

$$m\dot{p} = \rho_p VA = 3.1kg/s$$

粒子的质量流率非常大,要保证粒子与燃气混合均匀比较困难。如果工作时间取5s,则粒子总的消耗量为M_p=15.5kg,可见粒子的总消耗量也相当大。

通过计算和分析,粒子加入法的缺陷主要有:

(1) 将粒子加入到高温燃气中与真实发动机中的凝相粒子会有比较大的差别,这种差别对烧蚀过程的影响程度不容易估计。

(2) 由于要模拟的粒子分密度极高,需要加入的粒子量很大,这样混合后燃气的总温下降比较严重,无法满足模拟烧蚀实验的要求。

(3) 粒子加入量很大,与燃气均匀混合很困难。

2.2 弯管分离方案

两相流经过弯管通道,粒子由于惯性会向弯管通道的外壁面聚集,利用这种原理可以产生高密度粒子。整个实验装置包括燃气发生器、弯管通道、实验段、喷管,推进剂选用发动机上使用的含铝量比较高的复合推进剂,燃气发生器产生高温两相流燃气经过弯管通道,粒子由于惯性会向弯管通道外壁面聚集,在弯管通道出口靠近外壁面区域会形成高浓度粒子流,在实验段以一定角度和速度冲刷绝热层试件,就能模拟高过载条件开展绝热层烧蚀实验。

3 弯管通道数值模拟

采用数值模拟方法对弯管通道两相流场进行计算,来验证弯管分离方案的可行性,同时为实验装置的设计提供依据。

3.1 数值方法

计算模型使用颗粒轨道模型,气相控制方程为可压缩流 N-S 方程,采用时间相关的有限体积法求解气相方程,对流项采用二阶迎风格式离散,粘性项采用中心差分格式离散,时间项采用一阶后差格式离散,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型。粒子在拉格朗日坐标下进行跟踪计算,粒子相与气相耦合求解,详细的数值方法参见文献[6]。

凝相粒子的速度和温度认为与气相来流相同,物性按 Al_2O_3 给出,粒子直径为 $0.045\text{mm} \sim 0.055\text{mm}$,均值为 0.05mm 的正态分布,粒子入口质量流率为气相的 15%,并假设粒子沿入口均匀分布。壁面对粒子为反射边界,并取速度恢复系数为 0.7。

3.2 流场计算分析

本文计算的弯管通道为圆周的 1/4,中心轴半径 140mm ,通道截面为 $50 \times 50\text{mm}^2$ 的正方形,弯管进口和出口外各有 30mm 直管,通道内的流动可以简化为平面二维流动。

图 1 为入口速度 12m/s 的粒子束轨迹,(a) 是入口靠近内壁面的粒子束轨迹,(b) 是入口位于中间的粒子束轨迹,(c) 是入口靠近外壁面的粒子束轨迹。从图中可以看出,入口靠近内壁面的粒子与外壁面碰撞次数较少;入口位于通道中间的粒子束粒子与外壁面碰撞次数较多,有部分粒子开始在壁面上滑移;入口靠近外壁面的粒子与外壁面碰撞更多,轨迹基本上

沿壁面滑移。其他两种入口速度的规律也基本一样。

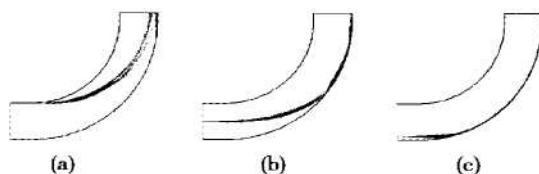


Fig. 1 Trajectories of particles ($v = 12\text{m/s}$)

(a) Initial position near inner wall; (b) Initial position at center; (c) Initial position near outer wall

图 2 为粒子密度沿外壁面分布,可看出,外壁面粒子的聚集密度比较高,入口速度为 12m/s 的情况,粒子密度沿外壁面增大比较明显,在接近出口达到最大值。入口速度为 50m/s 和 95m/s 的情况,虽然在壁面粒子聚集密度也很高,但明显低于速度为 12m/s 的情况,而且沿壁面粒子密度增加的趋势不明显。

图 3 为弯管出口截面粒子密度分布,从图中可看到,在弯管出口截面上粒子聚集在外壁面很薄区域,其他区域粒子浓度接近于零。另外随着入口速度的增加粒子分布的区域有所扩大,粒子最大密度降低。

表 3 是对计算结果整理后得到的数据。可以看出,入口速度为 12m/s 的情况,粒子最大密度达到 5.78kg/m^3 ,虽然比 25kg/m^3 的期望值偏小,但已是相当可观了,通过改变弯管通道参数有可能提高粒子最大聚集密度。另外还可以看出随着入口速度增加,粒子最大聚集密度值降低。分析表中粒子出口速度的规律,可以看出越靠近外壁面粒子出口速度衰减越严重,例如入口速度 12m/s 初始位置位于外壁面的粒子出口速度衰减达到 72%,这主要是由于靠近外壁面粒子与壁面碰撞的次数多,速度衰减比较厉害。这种速度衰减在绝热层烧蚀实验设计中应该加以考虑。

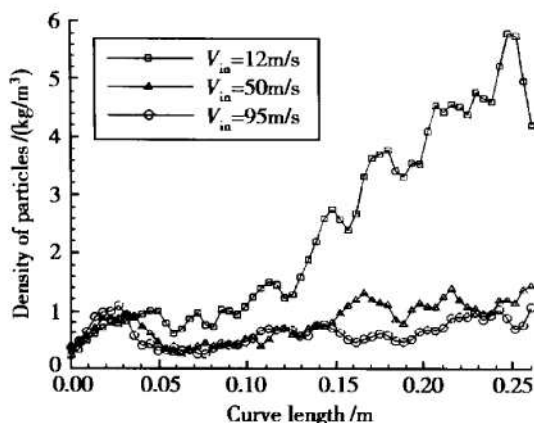


Fig. 2 Density distributions of particles along outer wall

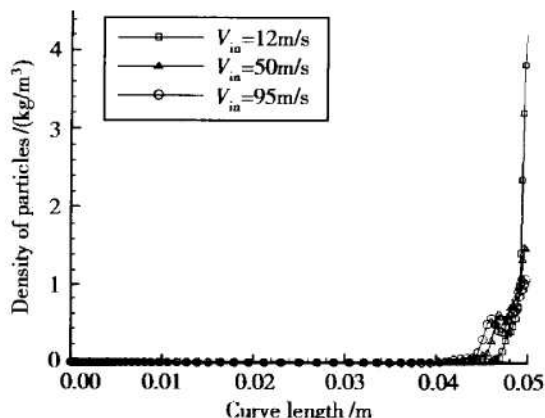


Fig. 3 Density distributions of particles at outlet

Table 3 Results of numerical simulation

Initial velocity/(m/s)	Maximum density of particles/(kg/m ³)	Initial position of particles	Velocity of particles at outlet/(m/s)	Velocity attenuation of particles/(%)
12	5.78	Near inner wall	10	16.7
		At center	6.3	47.5
		Near outer wall	3.4	71.7
50	1.56	Near inner wall	43	14.0
		At center	35	30.0
		Near outer wall	18	64.0
95	1.13	Near inner wall	81	14.7
		At center	75	21.0
		Near outer wall	46	51.6

4 结 论

(1) 对两种实验方案开展的论证表明: 粒子加入方案可行性差, 弯管分离法原理上是可行的。

(2) 对弯管通道两相流数值模拟表明: 弯管通道确实具有使凝相粒子向外壁面聚集, 从而局部形成高浓度粒子流的功能, 说明用弯管装置模拟高过载条件下的两相流场开展绝热层烧蚀实验是可行的。

(3) 计算表明: 入口速度增大, 粒子聚集程度降低, 最大聚集密度减小; 弯管通道中粒子入口位置越靠近外壁面, 与壁面碰撞的次数越多, 出口速度衰减也越严重。这些结果为实验方案设计提供了依据。

参考文献:

[1] Sabnis J S. Calculation of particle trajectories in solid rocket motors with arbitrary acceleration[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(5).

[2] Langhenry M T. Acceleration effects in solid propellant rocket motors[R]. *AIAA* 86-1577.

[3] Derbidge C. Acceleration effects on internal insulation erosion [R]. *AIAA* 93-1858.

[4] 田维平, 余贞勇, 孟庆富, 等. 飞行加速度对固体火箭发动机前封头绝热层烧蚀特性影响研究[J]. *推进技术*, 1998, 19(2).

[5] 张明信, 南宝江, 刘海波, 等. 轴向过载对固体火箭发动机前封头绝热层烧蚀的影响[J]. *推进技术*, 2000, 21(2).

[6] 王国辉. 过载状态下固体火箭发动机燃烧室内两相流动数值模拟[J]. *固体火箭技术*, 2001, 22(2).

[7] 何国强. 高过载条件下固体发动机内流场及绝热层冲蚀研究[J]. *固体火箭技术*, 2001, 22(4).

[8] 何国强, 王国辉, 蔡体敏, 等. 过载条件下固体火箭发动机内流场数值模拟[J]. *推进技术*, 2002, 23(3).

(编辑: 王居信)

(上接第 291 页)

[4] 周源泉, 朱新伟. 论加速可靠性增长试验(Ⅱ)分组数据的数值方法[J]. *推进技术*, 2001, 22(3).

[5] 周源泉, 朱新伟. 论加速可靠性增长试验(Ⅲ)单独故障时间数据的统计方法[J]. *推进技术*, 2001, 22(4).

[6] 茆诗松, 王玲玲. 加速寿命试验[M]. 北京: 科学出版社, 1997.

[7] Deppe R W, Minor E O. Reliability enhancement testing (RET) [A]. *Proc. of Annual Reliability & Maintainability symp* [C]. 1994, 91~ 98.

[8] 周源泉, 翁朝曦. 可靠性增长[M]. 北京: 科学出版社, 1992.

[9] Condra L W. Accelerated life testing[R]. *Hanse Environmental test Report Series No. HETR 94-002*, Hanse Environmental Inc., Hopkins, MI, 1994.

[10] Condra L W. Reliability Enhancement Testing[R]. *Hanse Environmental Test Report Series No. HETR 94-003*, Hanse Environmental Inc., Hopkins, MI, 1994.

(编辑: 王居信)