

Al_2O_3 沉积对发动机推力的影响

国防科技大学 方丁酉

含铝推进剂固体火箭发动机试验后,在喷管的内壁面经常发现一层沉积物。经成分分析,这层沉积物中95%以上是 Al_2O_3 ,下面简称为 Al_2O_3 沉积。 Al_2O_3 沉积对发动机内弹道性能、喷管烧蚀等带来多方面的影响。

一、实验研究

影响沉积的因素很多,文献^[1]和^[2]给出了喷管结构因素和发动机工作参数对 Al_2O_3 沉积的影响。但这些实验只对沉积的厚度感兴趣,未分析沉积的量及其对发动机性能的影响。

喷管内壁面的沉积物是 Al_2O_3 液滴碰到收敛段上游,在气动力带动下向喷管下游流动而形成。当沉积层表面温度低于 Al_2O_3 熔点时,沉积层由于 Al_2O_3 冷凝而逐渐变厚;当达到 Al_2O_3 熔点后,沉积层由于消融而逐渐变薄,以至消失。因此,从喷管内壁面收集到的沉积物的量与发动机的工作时间长短有关。另一方面, Al_2O_3 液滴碰到壁面时,由于飞溅和气流卷吸等原因,总有一部分颗粒被气流带走。因此,实验收集到的沉积物并不是碰到壁上的全部 Al_2O_3 颗粒。下面介绍收集到的沉积物的质量分数。

1. 对于钢喉衬和石墨喉衬,收集到沉积物的质量分数分别为0.014和0.013,图1示出了用这两种喉衬时沉积层的厚度分布。钢喉衬沉积物质量分数较大,可能是由于它的导热率较大,内壁面温度升高较慢,有较多的 Al_2O_3 冷凝粘附于壁面,被气流吹走的较少。

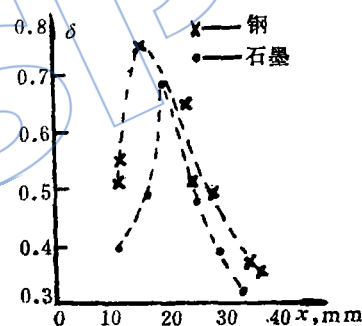


图1 钢和石墨喉衬的沉积物厚度分布

率较大,内壁面温度升高较慢,有较多的 Al_2O_3 冷凝粘附于壁面,被气流吹走的较少。

2. 燃烧室压力为7.85、5.89和3.73MPa时,收集到沉积物的质量分数分别为0.005、0.013和0.016。显见,压力越高,收集到的沉积物的质量分数越低。这是由于压力越高,燃气对壁传热越多,壁温升高较快,碰到壁上因冷凝而粘附于壁上的颗粒较少。

3. 铝粉含量为10%、16%和25%时,收集的沉积物质量分数分别为0.0042、0.013和0.019。推进剂中铝粉含量增多时, NH_4ClO_4 含量减少,推进剂燃速降低,燃烧室压力也降低。因此,实验结果包含了铝粉含量和燃烧室压力的共同影响。铝粉含量越多、燃烧室压力越低,收集到的沉积物越多。

4. 喷管用不同收敛段型面(图2a)而燃烧室条件完全相同时,收集到沉积物的质量分数分别为0.0053(1型)和0.0064(2型)。图2b示出了沉积厚度的分布。实验表明,喷管收敛段型面越陡,沉积层厚度越薄,沉积的量越小。这是因为收敛段型面越陡,气相的径向速度越

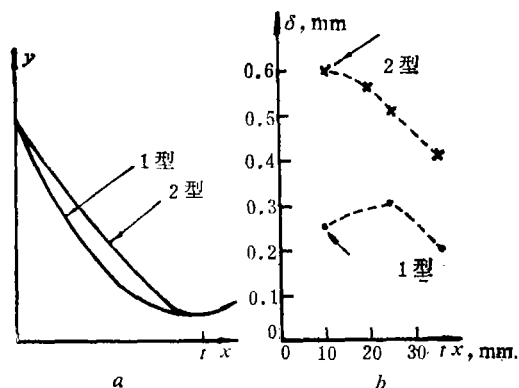


图2 两个喷管的收敛段型面(a)和沉积物厚度分布(b)

但目前的发动机性能预估技术中,还没有计及 Al_2O_3 沉积所造成的损失(简称沉积损失)。 Al_2O_3 沉积对发动机推力的影响表现为五个方面:一是沉积物不再流出喷管,损失了这部分颗粒的动量所产生的推力;二是颗粒碰壁给壁面一个与推力方向相反的力;三是沉积层改变了喷管原来的型面;四是改变了喷管的喉径和面积比;五是改变了喷管中的气相流场。要精确计及这些因素,特别是计及碰壁后又被气流带走的颗粒是困难的,下面只讨论第一和第五个因素的影响。

颗粒碰壁的沉积速率(单位时间内沉积于单位面积上的颗粒质量),可用短时间工作的发动机实验来得到,也可用二维两相跨音速喷管流程序来计算。跨音速计算时假设碰壁的颗粒都沉积于壁上。图3示出了计算得到的颗粒沉积速率沿喷管收敛段的分布,曲线下的面积就是碰壁颗粒的质量流率。

大,颗粒在气相径向速度的带动下碰到壁上的越少。

5. 对于贴壁装药和管状装药,收集到沉积物的质量分数分别为0.013和0.030。贴壁装药内孔燃烧时, Al_2O_3 主要沉积在喷管收敛段型面上,而且中部较厚,入口附近几乎没有。但管状装药燃烧时,沉积物布满整个收敛段,且入口附近沉积最多。

二、沉积量对发动机推力的影响

从上面的实验可以得出,对于典型的固体火箭发动机, Al_2O_3 沉积的质量分数可达1%。

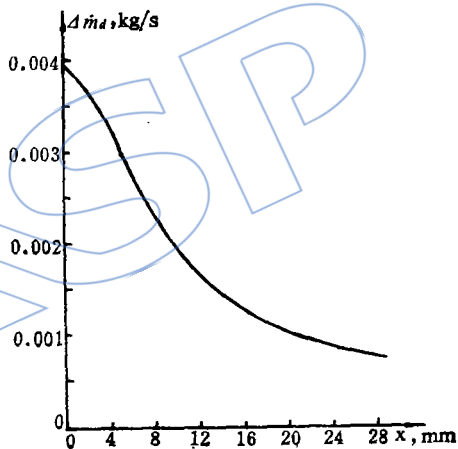


图3 颗粒的沉积速率分布

对于性能预估可用二维两相喷管流程序来计算沉积损失、扩散损失和两相流损失,下面用一维两相喷管流程序来估算 Al_2O_3 沉积对发动机推力的影响。发动机的真空推力 F 为:

$$F = \dot{m}_g V_g + \dot{m}_p V_p + A_e p_e$$

式中 $\dot{m}_g$ 和 V_g 是气相质量流量和速度; $\dot{m}_p$ 和 V_p 是颗粒质量流量和速度; A_e 和 p_e 是喷管出口面积和压力。假设颗粒沉积不改变燃烧室工作条件($\dot{m}_g = \text{常数}$),但改变颗粒的质量流量和质量流量分数,从而改变喷管出口处气相和颗粒的速度及出口压力。

设 ϵ_0 是没有沉积时的颗粒质量流量分数, $\Delta\epsilon$ 是沉积物的质量流量分数(单位时间内沉积的量与总质量流量之比),则沉积后两相流动中颗粒的质量流量分数 ϵ_d 为:

$$\epsilon_d = (\epsilon_0 - \Delta\epsilon) / (1 - \Delta\epsilon)$$

表1列出了典型固体火箭发动机一维两相喷管流动的计算结果。表中 F_p 、 F_g 和 F_{Ap} 分别是颗粒动量、气相动量和出口压力所贡献的推力分数, D_F 是真空推力相对损失。由表可见,

气相速度和颗粒速度随颗粒沉积质量流量增加而增加。因此,气相所贡献的推力随 $\Delta\epsilon$ 增加而增加,但由于颗粒质量流量的减少,颗粒动量所贡献的推力随 $\Delta\epsilon$ 增加而减小。总的结果,发动机的推力随沉积的增加而减小,真空推力的相对损失与 $\Delta\epsilon$ 的关系为:

表 1 典型固体火箭发动机一维两相喷管流动的计算结果

ϵ_d (%)	$\Delta\epsilon$ (%)	V_g (m/s)	V_p (m/s)	F_p (%)	F_g (%)	F_{Ap} (%)	D_F (%)
29.8	0.00	2597.2	1633.9	19.4	72.0	8.6	0.00
28.8	1.40	2589.8	1640.0	18.6	72.7	8.7	0.55
27.8	2.77	2600.1	1646.0	17.9	73.4	8.7	1.10
26.8	4.10	2610.3	1652.0	17.2	74.1	8.7	1.64
25.8	5.39	2620.3	1657.8	16.5	74.8	8.7	2.16

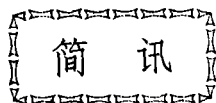
$$D_F = (F_0 - F)/F_0 = 0.4 \times \Delta\epsilon$$

式中 F_0 是没有沉积时的推力。前面的实验指出,收集到的 $\Delta\epsilon$ 约1%,沉积引起的真空推力相对损失约0.4%,这个数量级与化学动力学损失、边界层损失相当,是一个不可忽略的量级。文献2的流场计算表明,碰到收敛段壁上的Al₂O₃液滴的 $\Delta\epsilon$ 可达5%,如果这些Al₂O₃全部沿壁面缓慢流出,则真空推力相对损失可达2%。

参 考 文 献

1. 张唯等,“喷管结构因素对喉部沉积的实验研究”,《船工学报》,1983年第一期。
2. 赵湘恒,“三氧化二铝颗粒在喷管内的沉积”,国防科学技术大学硕士论文,1985年11月。

(责任编辑 王慧玉)



1988年航空动力学术会议计划

会议名称
 第三届推进系统气动热力学
 第四届动力装置自动控制
 第五届燃烧传热
 第四届叶轮机机械
 航天与导弹推进联合学术会议
 第六届航空减速器设计工艺方法
 航空发动机结构可靠性

时间
 一季度
 二季度
 三季度
 三季度
 四季度
 三季度
 三季度

EFFECTS OF Al_2O_3 DEPOSIT ON PERFORMANCE OF SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Fang Dingyou

(National University of Defence Technology)

Abstract

The Al_2O_3 mass fraction collected from the interior surface of nozzle is correlated with the material of throat insert, combustion pressure and Al content in the propellant. The thrust loss resulted from Al_2O_3 deposition should be considered in performance prediction and has been calculated in this paper.

ESTABLISHMENT OF VARIABLE VANE REGULATION LAW

Wang Zhengmu

(Shenyang Aeroengine Company)

Abstract

An approach to establish optimum regulation law of the variable vane for a turbojet engine is presented. The stable operating boundary of the engine can be determined according to matching with effective flight conditions.

THE 3-D BOUNDARY LAYER ON ROTATING BLADE

Zu Guojun and Chen Maozhang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The 3-D boundary layer equations with rotation terms are presented in oblique curvilinear coordinates. After treatment of the governing equations, the basic equations are discretized by backwind difference scheme, and the two parts of them are solved by cross iteration.