

喷管喉部沉积层的初始沉积速度预估

王 松 柏

(哈尔滨船舶工程学院)

摘要: 本文以两种理论分析方法分析了固体火箭发动机喷管喉部沉积层的形成规律。

其一, 针对喉部沉积层是喉部上游沉积物流动的结果的论点, 以粘性层流理论分析了液体薄层的流动性质, 并对此论点提出了不同看法。

其二, 以粒子的宏观运动规律出发, 推导粒子的初始沉积速度公式, 并取得成功。从而弥补了在沉积问题的理论分析中必须借助于实验资料的不足。

主题词: 喷管喉部, 喷管气流, 氧化铝, 沉积, 固体火箭发动机

一、前 言

固体火箭发动机的沉积问题已引起了不少科技人员的注意, 并对此进行了大量的理论与实验研究^[1-11], 但对喷管喉部沉积层的形成原因尚有争议。

一种理论是以两相流、粒子流线的数值计算与粒子流动的冷试实验为基础, 认为在喷管喉部过渡圆弧区存在“粒子真空”, 因而粒子不可能撞击与沉积在喉部表面上, 而观测到的喉部沉积层是喉部上游沉积物往喉部流动形成的^[8-10]。

针对这一论点, 本文以粘性层流理论来分析液态层的流动特性, 并对此论点提出了不同看法。

另一种理论是基于大量的发动机试车资料的研究, 认为喉部沉积层是粒子碰壁的结果, 并以传热学的理论来分析沉积层的形成与发展规律^[1, 7]。但涉及粒子的初始沉积速度(有的采用平均沉积速度^[3, 7]), 则必须借助于试车资料, 因而难以对尚未试车的新型发动机的沉积问题提出准确的判断。

为此, 本文以粒子的宏观运动规律推导粒子在喉部的初始沉积速度, 并获得成功。

最后, 对喷管喉部沉积层的形成与发展提出了自己的新见解。

二、沉积层的流动分析

先假设在喷管喉部存在一稳定流动的液体沉积层, 并且在液体层的表面上没有粒子的加入, 这样, 用垂直于喷管轴线的二个平面截取任一液体层单元来分析, 为了使液体层一直保持到试车结束, 则必须满足流出的流量必须小于、等于流入的流量。

为了简化所研究的问题, 把流动视为定常的, 且把喷管简化为不同直径的同心圆管, 取

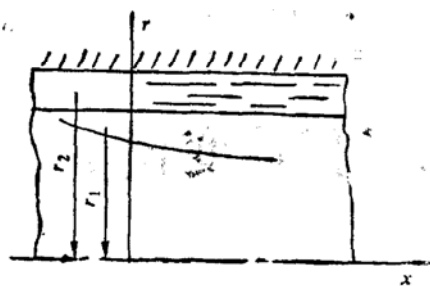


图1 液体薄层流动模型

出其中一个如图1所示。

即，在壁面上是一层沉积物的层流液体薄层，往外是高温燃气的紊流附面层，再往外是高温、高速的燃气流。

在这样的假设下，液体层的流动应满足方程[12, 13]：

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (ru_r) + \frac{\partial u_x}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\zeta \left[u_r \frac{\partial u_r}{\partial r} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} \right] = F_r - \frac{\partial p}{\partial r} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_r}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_r}{\partial r} - \frac{u_r}{r^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} \right) \quad (2)$$

$$\zeta \left[u_r \frac{\partial u_r}{\partial r} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} \right] = F_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_x}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_x}{\partial r} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} \right) \quad (3)$$

边界条件为：

$$\left. \begin{aligned} r=r_1, u_x=u_b, \tau=\tau_b \\ r=r_2, u_r=0, u_x=0 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中， u_r 为径向速度， u_x 为轴向速度， u_b 为液、气交界处的速度， τ_b 为此界面上的剪切应力， ζ 为液体的密度， F_r 、 F_x 为质量力。

由于此液体层是高粘流体，与粘性力比较可以略去质量力的作用[12,13]。另外，液体层很薄并且在表面上没有外来质量的加入，因而可以认为径向速度 $u_r=0$ ，这样方程(1) - (3)简化为：

$$\frac{\partial u_x}{\partial x} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{dp}{dx} = \mu \left(\frac{d^2 u_x}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{du_x}{dr} \right) \quad (6)$$

$$\left. \begin{aligned} r=r_1, u_x=u_b, \tau=\tau_b \\ r=r_2, u_x=0 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

令 $u_x=u$ ，解方程(6)可得：

$$u = \frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx} r^2 + c_1 \ln r + c_2 \quad (8)$$

代入边界条件(7)得：

$$u = -\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx} (r_2^2 - r^2) + \left[\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx} (r_2^2 - r_1^2) + u_b \right] \frac{\ln r_2 - \ln r}{\ln r_2 - \ln r_1} \quad (9)$$

流量为:

$$Q = \int_{r_1}^{r_2} u 2\pi r dr = -\frac{\pi}{8\mu} \frac{dp}{dx} \left[(r_2^4 - r_1^4) - \frac{(r_2^2 - r_1^2)^2}{\ln r_2 - \ln r_1} \right] + u_b \left[\frac{\pi(r_2^2 - r_1^2)}{\alpha(\ln r_2 - \ln r_1)} - \pi r_1^2 \right] \quad (10)$$

式中速度 u_b 应利用液气交界面上的边界条件来确定,但对于紊流来说,其剪应力很难用理论公式描述。考虑到对于内边界以速度 u 运动的层流的流速分布如图2所示^[12,13],做为一种近似,令速度 u_b 为平均流速的 K 倍,即

$$u_b = \frac{Q}{\pi(r_2^2 - r_1^2)} K \quad (11)$$

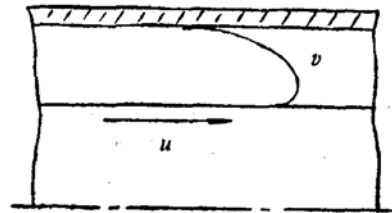


图2 内边界以速 u 运动的层流速度分布

这样,由(10)、(11)式可得液体层的流量公式为:

$$Q = -\frac{\pi}{8\mu} \frac{dp}{dx} \left[(r_2^4 - r_1^4) - \frac{(r_2^2 - r_1^2)^2}{\ln r_2 - \ln r_1} \right] \left(1 - \frac{K}{\pi(r_2^2 - r_1^2)} \left[\frac{\pi(r_2^2 - r_1^2)}{2(\ln r_2 - \ln r_1)} - \pi r_1^2 \right] \right) \quad (12)$$

用(12)式来计算具有沉积物的某一端面燃烧固体火箭发动机沿喷管轴向的流量见表1所示,计算中假设液体层的厚度为1mm。

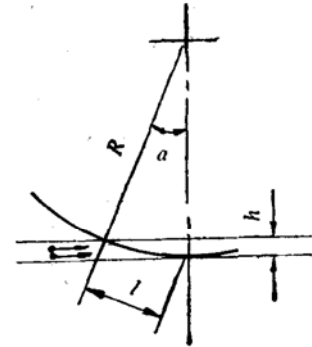


图3 粒子在喉面的碰撞

表1 液体沉积层沿喷管轴向的流量

序号	x (cm)	r (cm)	dp/dx (kg/cm ² /mm)	Q		
				$K = 0.5$	$K = 1.0$	$K = 1.5$
1	0.086	0.03447	0.08287	$0.001982\mu^{-1}$	$0.002959\mu^{-1}$	$0.005792\mu^{-1}$
2	0.088	0.03082	0.1265	$0.003925\mu^{-1}$	$0.005827\mu^{-1}$	$0.01136\mu^{-1}$
3	0.090	0.02803	0.1911	$0.004060\mu^{-1}$	$0.006026\mu^{-1}$	$0.01191\mu^{-1}$
4	0.092	0.02595	0.2764	$0.005100\mu^{-1}$	$0.007893\mu^{-1}$	$0.01449\mu^{-1}$
5	0.094	0.02385	0.3841	$0.005499\mu^{-1}$	$0.008170\mu^{-1}$	$0.01588\mu^{-1}$
6	0.096	0.2225	0.4728	$0.007117\mu^{-1}$	$0.01057\mu^{-1}$	$0.02052\mu^{-1}$
7	0.098	0.02089	0.6221	$0.008182\mu^{-1}$	$0.01277\mu^{-1}$	$0.02305\mu^{-1}$
8	0.100	0.01973	0.7864	$0.009645\mu^{-1}$	$0.01431\mu^{-1}$	$0.02776\mu^{-1}$
9	0.102	0.01876	0.8595	$0.01084\mu^{-1}$	$0.01606\mu^{-1}$	$0.03102\mu^{-1}$
10	0.104	0.01795	1.2107	$0.01457\mu^{-1}$	$0.02158\mu^{-1}$	$0.04160\mu^{-1}$

由表 1 的计算结果来看, 后一截面的流量总是大于前一截面的流量。这说明在壁面上一经形成液体层立即就会被吹掉。因此, 在喷管临界截面之前的过渡圆弧面上不可能停留液体沉积物。即, 观测到的喉面沉积层不可能是上游沉积物流动的结果。

三、初始沉积速度

由沉积问题的理论研究知道^[4,6], 在沉积层表面温度达到熔点前后, 其沉积速度的表现是不一样的。在熔点前的沉积速度(初始沉积速度), 主要取决于粒子的含量与其运动规律, 它对沉积层的形成与发展起着十分重要的作用。在以前的理论分析中, 当涉及这个速度时, 往往取自试车资料。这对尚未试车的新型发动机的沉积预估显然是力所不及的, 为此, 本文专门研究了初始沉积速度问题。

由前面的分析已知, 喉部沉积层不可能是液态沉积物流动的结果, 那么这沉积层的形成, 唯一的可能是粒子直接撞击的结果。

取喷管临界截面单位长度环面, 参看图 3。

由图 3 可以看出, 能撞击并沉积在这单位长度环面上的粒子数目应是那些能通过面积为 $\pi d_t h$ 的环平面的那些粒子, 这些粒子形成了敷在喉面上的沉积层, 由质量守恒, 它应满足

$$\pi d_t h \xi v_p n (4/3) \pi r_p^3 = \pi d_t u l \quad (13)$$

式中 l ——单位长度

d_t ——喉部直径

r_p ——粒子半径

u ——粒子沉积速度

ξ ——在环平面 $\pi d_t h$ 中通过的粒子所占总的横截面积与环平面面积的百分比

v_p ——粒子运动速度

n ——单位体积所含的粒子数目, 可由下式推得

$$(\pi/4) d_t^2 v_p n (4/3) \pi r_p^3 \xi = \dot{m}_p$$

$$n = \frac{3 \dot{m}_p}{\pi^2 d_t^2 v_p r_p^3 \xi} \quad (14)$$

把 n 代入 (13) 式可得沉积速度 u 为:

$$u = \frac{4 h \dot{m}_p}{\pi d_t^2 \xi r_p l} \quad (15)$$

$$\text{式中 } h = R (1 - \cos \alpha), \quad \alpha = 1/R \quad (16)$$

这里还要说明另一种情况, 当 R (过渡圆弧半径) 较大时, 对应单位长度 l 的高度 h 将十分小, 可能小到小于粒子的直径 D_p 。在这种情况下, 粒子沉积在喉面的部分应为削下的球冠体积 (参看图 4 阴影部分), 其体积 V_p 为:

$$V_p = \pi h^2 (r_p - h/3) \quad (17)$$

用同样的方法处理, 可得在这种情况下的沉积速度为:

$$u = 6 \dot{m}_p V_p / \pi^2 d_t^2 r_p^3 \xi l \quad (18)$$

可见对于大喷管, 在喉面上的沉积物将少得多。

设喷管的流量为 $\dot{m}$ ，凝相百分比含量为 ε ，那么总的粒子流量为 $\dot{m}\varepsilon$ 。但在公式中粒子的流量 $\dot{m}_p$ 应主要是靠近壁面处那部分燃气中的粒子流量，它主要受如下三个因素的影响。

(1) 在收敛段与过渡圆弧的切点之前的那部分燃气中的粒子，由文献〔9〕的计算表明，大部分直径较大的粒子已经碰在收敛段的壁上，只有那些粒径较小的粒子随燃气流向下游。因此，只有这部分粒子才有可能与壁面相撞。

按粒径大小可划分为大、中、小三级，并认为小的那一级粒子可能碰壁。这一段所占的百分比，由文献〔11〕的实验表明为29.8%，由文献〔15〕的实验表明为23.3%，因此在估算时取一个平均值25%，那么碰撞的粒子流量为：

$$\dot{m}_p = 0.25\dot{m}\varepsilon$$

(2) 在过渡圆弧的切点附近，粒子的轴向分速为 $v_p \cos \beta$ (参看图5)。因此，在靠近壁面处的粒子轴向流量为：

$$\dot{m}_p = 0.25\dot{m}\varepsilon \cos \beta \quad (19)$$

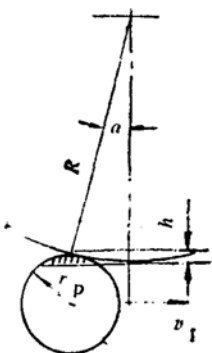


图4 $D_p > h$ 时的沉积

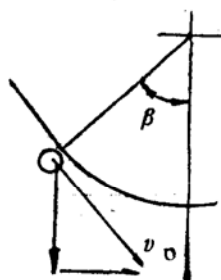


图5 过渡圆弧切点位置的速度分布

(3) 过渡圆弧半径的大小也会影响到粒子的含量。半径越小，气体转折越激烈，粒子也就越向轴线集中，从而降低了可能沉积的那部分粒子的含量。这个因素的影响在设计上常用比值 R/d_t 来加以调节〔14〕，因此可能产生沉积的粒子流量最后为：

$$\dot{m}_p = 0.25\dot{m}\varepsilon \cos \beta R/d_t \quad (20)$$

把 $\dot{m}_p$ 代入(15)式 ($h < D_p$ 时，代入(18)式) 最后可得沉积速度公式为：

$$u = \frac{h}{\pi d_t^2 \zeta_p l} \dot{m}\varepsilon \cos \beta \frac{R}{d_t} \quad (21)$$

用(21)式分别计算结构不同的端面燃烧固体火箭发动机03和08、星形恒面燃烧沉积试验发动机01与02的初始沉积速度如表2所示。上述发动机的 $p-t$ 曲线如图6、图7所示，从 $p-t$ 曲线可以求得每一时刻的沉积速度为：

$$u = \frac{0.5(1 - (p_i/p_{i+1})^{\frac{1-n}{2}}) d_t}{\tau_{i+1} - \tau_i} \quad (22)$$

试车结果的初始沉积速度也列在表中

表2 喉部的初始沉积速度

发动机	$R(\text{mm})$	$\beta(^{\circ})$	$\varepsilon(\%)$	$\dot{m}(\text{kg/s})$	$d_t(\text{mm})$	$h(\text{mm})$	理论沉积速度	试车沉积速度
03	45	60	14.42	3.2	32	0.01112	0.2833	0.3255
08	45	45	14.42	3.2	32	0.01112	0.4006	0.4697
01	14	60	12.21	0.71	14.5	0.03573	0.5924	0.5773
02	7	45	12.21	0.71	14.5	0.07137	0.8367	0.7711

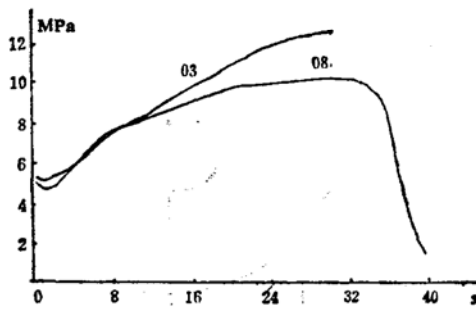


图6 端面燃烧发动机 $p-t$ 曲线

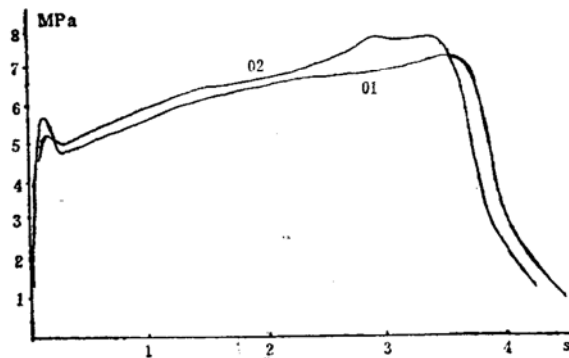


图7 星形恒面燃烧沉积试验发动机 $p-t$ 曲线

四、结 论

1. 喷管喉部的沉积层是小颗粒直径的凝相粒子对喉壁的碰撞并沉积的结果，它的初始沉积速度可用公式(21)进行计算，计算结果与实验数据吻合得很好。
2. 由初始沉积速度公式可以推论，克服沉积的具体措施是加大收敛半角和减少过渡圆弧半径。

参 考 文 献

- (1) 张唯：固体火箭发动机喷管喉部沉积问题的探讨，船工科技1979年第二期。
- (2) 张唯，高连泽等：喷管结构因素对喉部沉积影响的实验研究，《哈尔滨船舶工程学院学报》，1983年第一期。
- (3) 张唯：固体火箭发动机喷管喉部沉积过程的传热分析，《哈尔滨船舶工程学院学报》，1984年第二期。
- (4) 王松柏，梅其志：三氧化二铝在喷管喉部沉积变化规律的理论分析，《哈尔滨船舶工程学院学报》，1980年第二期。

(下接第18页)

五、结 论

现已完成的工作表明,对于复杂非规则边界的计算区域,采用分段算法可以提高网格利用率,缩短机时,消除虚假扩散,进而提高计算准确度;四侧 30° 进气突扩燃烧室冷态气流场是一个复杂的三维流场,既有进气射流撞击后向下游传播的螺旋状湍流,又有头部、下游近壁涡旋回流以及大面积回流。本文计算结果为水模试验所证实。

参 考 文 献

- (1) Spalding, D.B., The Prediction of Three-Dimensional Steady Turbulent Flows, Imperial College Heat Transfer Report, EF/TN/A16(1969).
- (2) Launder, B.E., Spalding, D.B.: The Numerical Computation of Turbulent Flows, N74-12066.
- (3) S.V.帕坦卡著: 传热和流体流动的数值方法, 安徽科学出版社, 1984年.
- (4) Spalding, D.B.: A General-Purpose Computer Program for Multi-Dimensional One-and-Two Phase Flow, Imperial College, London, 1981.

(上接第30页)

- (5) 王松柏: 喷管喉部沉积层温度场与沉积速度分析, 《推进技术》, 1986年第二期.
- (6) 王松柏: 凝相粒子在喷管喉部沉积规律的理论预示, 《宇航学报》, 1987年第四期.
- (7) 贾林群: 固体火箭发动机喷管沉积传热分析的积分法, 《哈尔滨船舶工程学院学报》1985年第二期.
- (8) 孙敏, 方丁酉等: 二维喷管两相流流动的实验研究, 中国宇航学会学术交流会, 1987年宁波, CSA PR-87-FC01.
- (9) 赵湘恒, 方丁酉: 颗粒碰壁的喷管两相流场的计算, 航天部第三情报网第八次交流会7032-055, 1987年10月.
- (10) 赵湘恒, 方丁酉: 三氧化二铝颗粒在喷管内的沉积研究, 航天部第三情报网第七次交流会论文汇编, 1986年10月.
- (11) AIAA 74-199.
- (12) 伊增欣译: 粘性流体力学, 海洋出版社, 1984年北京.
- (13) 赵学瑞, 廖其冀: 粘性流体力学, 机械工业出版社, 1983年北京.
- (14) 王元有: 固体火箭发动机设计, 国防工业出版社, 1984年11月.
- (15) 方丁酉, 常青等: 含铝推进剂在收集杯中的燃烧效率和凝相的尺寸分布, 中国宇航学会学术交流会, 1987年宁波, CSA PR-87-RP01.