

固体火箭发动机喷管烧穿 故障的试验分析*

吕振中 王秉勋 蔡国飙 金 蓉

(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 100083)

摘 要: 根据某大型固体火箭发动机在地面试车喷管扩散段前部的烧穿故障的诊断, 认为喷管的内型面半径对轴线的导函数在型面衔接点处不连续是导致烧穿故障的直接原因, 通过对比模拟试验得到证实。又通过对原型喷管的 N-S 方程计算, 发现在型面衔接处有漩涡存在, 与最初分析的速度转折点的道理相一致, 从而确诊故障。最后, 提出型面设计的改进建议, 即以余弦曲线代替圆弧曲线, 使衔接点处导函数连续, 可大大减弱冲刷烧蚀作用, 从而避免烧穿。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 喷管烧蚀, 故障分析

分类号: V435.23

THE ANALYSIS OF FAILURE OF NOZZLE BURNED-THROUGH IN SOLID ROCKET MOTOR TEST

Lü Zhengzhong Wang Bingxun Cai Guobiao Jin Rong

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Abstract: According to the failure of nozzle burned-through in a large solid rocket motor during ground tests, a series of diagnostic investigation has been carried out. Firstly, the derivative of radius of the nozzle contour along the axis of nozzle is analysed. It is found that, the discontinuity of exists at the joint point of contour curve. Secondly, a set of comparative simulation tests for nozzle contour is carried out. It is demonstrated that serious burning erosion occurs behind discontinuous point of contour profile in the divergent section. However, burning erosion do not occurs completely in the divergent section without discontinuous point. By using the aerodynamic computation of prototype nozzle, the eddy system is found in the area near the discontinuous point of derivative of contour profile in the divergent section. A modified contour design of nozzle contour is suggested in the paper. That is, the circular arc is replaced by a cosine curve, the derivation of which is continuous at the joint point of nozzle contour. Thus the nozzle burning-through can be avoided.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Nozzle ablation, Fault analysis

1 引 言

某大型固体火箭发动机在地面试车时, 在燃烧的中、后期, 数次在喷管扩散段的前部发生烧穿故障。现以一次试车为例, 在该次试验的燃烧后期, 扩散段前部外壁测温点和应变测

* 收稿日期: 19961127, 修回日期: 19970410, 本课题为航空基金资助项目

点首先出现不正常,随后,在扩散段前部,有三股燃气流出现,推力曲线开始波动,并出现两个脉冲,继而发生喷管的扩散段脱落、飞出,随之燃烧结束。观察历次试车后的喷管烧蚀情况,这种型面喷管最先烧穿是在一个特定的截面上。本文对此进行了诊断研究与试验分析,探求了这种现象产生的原因及其机理。

2 故障的初步分析

该喷管扩散段的前部数次烧穿都最先发生在一个特定的截面上,看来有一定的必然性。

(1) 喷管型面基本是由两段曲线绕喷管轴线旋转而成的,这两段曲线分别是:在喉部前后为圆;此后,在扩散段,与圆弧衔接的是一段三次抛物线。设喷管的纵轴坐标为 x , 曲线的半径为 y , 在喉面前后 $-L_1 \leq x \leq L_1$ 时,圆的方程为: $y = A - \sqrt{B^2 - X^2}$ 。当 $L_1 < x \leq L_2$ 时,与圆弧衔接的三次抛物线的方程为: $y = C + Dx - Ex^2 - Fx^3$ 。其中: A, B, C, D, E, F 均为常数。这种喷管型面使得燃气的各种参数在喷喉前后变化十分剧烈,特别是型面曲线衔接处。

(2) 分析研究型面半径的相对于喷管轴线的变化率。对轮廓曲线 $y = f(x)$, 用数值法求导数 $dy/dx = Fd(x)$, 可得到如图 1 的导函数曲线。由该图可以看出导数曲线在 $x = L_1$ 处不连续,该点左端值为 $Fd(x) = 0.8538$, 右端值为 $Fd(x) = 0.4368$, 间断点即为造成喷管被严重烧蚀的原因。

(3) 把喷管看成是一个在 y 方向有上述曲线 $y = f(x)$ 轮廓的二维喷管,也就是原来径向对应于二维喷管的横向,而在两侧方向(即 z 方向)上尺寸不变的矩形截面的喷管。重点研究这个具有 $y = f(x)$ 轮廓的喷管壁。

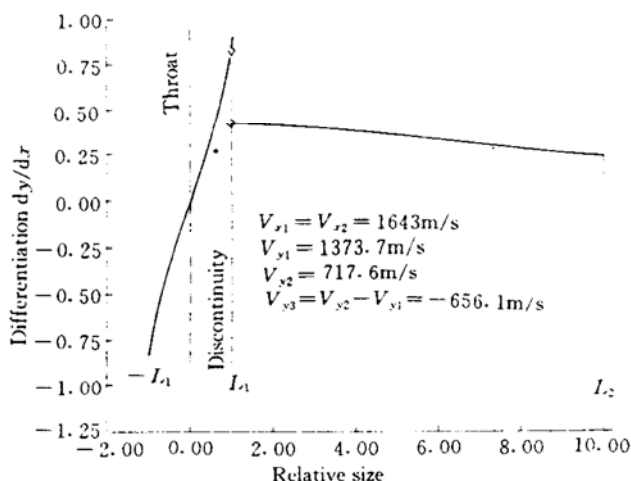


Fig. 1 Derivative function of nozzle contour

为了简单,把燃气流先看做无粘的,邻近喷管壁的一层气流,贴附于管壁流动,其流速可分解成:横向流速 U_y 和轴向流速 U_x 。在某一轴向位置 x 处的导数值 $Fd(x)$ 就是在坐标 (x, y) 处的横向流速 U_y 与轴向流速 U_x 之比,即 $Fd(x) = U_y/U_x$ 。

导函数曲线 $Fd(x)$ 在 $x = L_1$ 处不连续,即气流在跨越该点时流速的横向分量有突变。设轴向流速不变 $U_x = 1643 \text{ m/s}$, 则该点左侧的横向流速 $U_{y1} = 1373.7 \text{ m/s}$, 该点右侧横向流速 $U_{y2} = 717.6 \text{ m/s}$, 如图 2 所示。可见,燃气在由该点左侧跨到该点右侧时,将以 656.1 m/s 的速度冲击壁面,以便使其横向流速完成突变。

(4) 对于轴对称的三维喷管,因其连续方程只是多了一项径向扩张因子,不影响上述关系的存在。局部的气流冲击,加剧了燃气对壁面的局部传热和燃气对壁面的机械冲刷作用,使

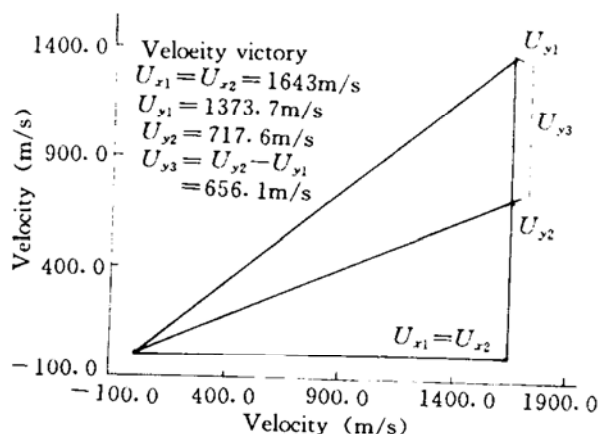


Fig. 2 Velocity relation at discontinuity point

得该处壁面首先被烧蚀, 烧出凹坑后使气流进一步紊乱, 从而进一步加剧烧蚀作用, 直到喷管烧穿、甚至烧毁。

(5) 若要减轻这种烧蚀作用, 就必须消除该导函数的间断点。而该间断点是出现在圆和三次抛物线的衔接点处, 对于此处的圆曲线来说, 在喉面处导数值为零, 此后导数值急剧变大, 在衔接点发生间断, 是必然的。

3 模拟试验

3.1 模拟试验的喷管结构

设计了一组简单小发动机模拟对比试验。一种喷管扩散段前部的型面具有转折点, 喷管扩张角由 60° 变到 10° ; 另一种喷管扩散段前部的型面没有转折点, 喷管扩张角全为 60° , 一直到末端。喷管的本体包括收敛段、喉部及扩散段前部一小段, 用钢制成, 为了考察气流的冲刷作用, 两种喷管扩散段的中后段都用铝合金制造。燃烧室和装药完全相同, 采用燃烧温度较低的推进剂, 以便更好地观察铝合金扩散段的烧蚀情况。

3.2 模拟试验结果

从对模拟发动机点火试验后观察铝合金扩散段的烧蚀情况看, 试验结果与预计十分符合。

扩散段前部型面带有转折点的喷管, 在型面的转折点后, 即铝合金扩散段的前半部, 有严重的冲刷痕迹, 由于冲刷而烧蚀后的内径分布如图 3 所示。图中的虚线为试验前的未烧蚀内径, 由虚、实线对比可以看出, 铝合金扩散段的进口稍后部位, 烧蚀最严重; 而在铝合金扩散段的中部, 形成负的烧蚀现象, 即有铝合金堆积; 在铝合金扩散段的后部, 则没有发现烧蚀。对于没有转折点的喷管结构来说, 试验后的铝合金扩散段的内型面, 未发生烧蚀现象, 除了在铝合金扩散段的后端处略有积碳痕迹外, 铝合金扩散段的内型面, 光洁如同试验前。后端转折处, 经过擦拭后, 整个铝合金扩散段的型面光洁如初。这就说明, 喷管扩散段型面没有转折点, 即导函数 dy/dx 各处均连续的喷管扩散段, 则不发生冲刷烧蚀现象。

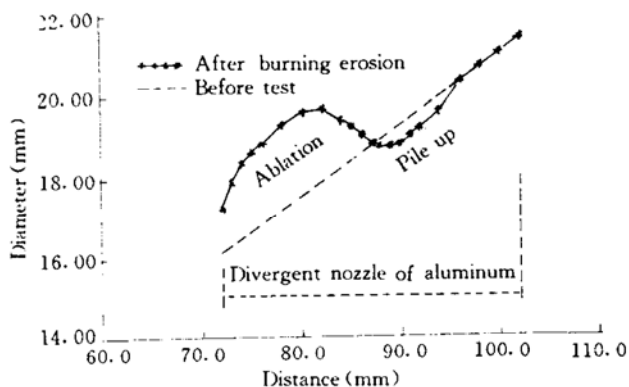


Fig. 3 Profile of diameter of divergent nozzle of aluminum

模拟试验证实了对原型发动机的喷管烧穿故障原因与机理的分析。当然, 如果采用十分耐烧蚀的材料, 能够抵御这种气流的冲击与烧蚀, 也可使其喷管扩散段不发生烧蚀, 但是其型面设计究竟是不合理的。

4 喷管流动计算的结果分析

为了进一步由计算上分析原型喷管在型面衔接点附近处的流场情况, 按照 N-S 方程对原型喷管进行了流场计算。图 4 示出喷管半剖面的静压分布图, 图中的等压线的单位为 MPa。由图 4 看出, 在型面衔接点附近的静压变化十分剧烈。

N-S 方程考虑到燃气的粘性, 贴邻管壁有一边界层存在, 使问题变得复杂, 但前边分析的道理依然是正确的, 图 5 示出在型面衔接点附近的局部速度向量分布。由图 5 可以看出, 在

型面衔接点附近有漩涡存在, 与前边分析的流速转折的道理一致。

综合流速转折的道理分析, 模拟试验结果的观察, 以及流动计算结果, 充分说明了喷管扩散段前部烧蚀的原因, 是由于型面方程的导函数 dy/dx 在型面衔接处不连续所造成的。

5 改进建议

为了避免在型面衔接处的导函数不连续, 我们研究了各种改进方案。认为比较现实的方法是用一条余弦曲线代替圆曲线, 例如余弦曲线为: 当 $0 \leq x \leq L_1$ 时, $y = B_1 - A_1 \cdot \cos(X_a)$ 。其中: $B_1 = R_1 + A_1$, 此处的 R_1 为喷喉处的轮廓曲线半径, 角度 X_a 用弧度表示, 即 $X_a = 2x/L_1$ 。

后段的三次抛物线不变, 经过这样代换后, 轮廓曲线的导函数在衔接点处可以连续, 也就可以大大减轻上述的烧蚀作用。

用数值法求出改进后的型面曲线的导函数, 该曲线在 $X = L_1$ 处是连续的, 也就消除了前面所说的局部气流冲击壁面的现象。利用这种改进后的型面曲线, 一定会大大减轻燃气对喷管的烧蚀作用。

在型面设计中, 可调整 R_1 , A_1 , f_a 等参数的数值, 以便得到更适合需要的型面曲线。

6 结 论

(1) 通过对喷管型面轮廓曲线的分析, 证明曲线的导函数在衔接点处不连续, 造成该处气流对壁面的局部冲击是引起点严重烧蚀的原因。

(2) 对喷管扩散段前部型面带有转折点的模拟试验, 观察到在转折点处气流的冲刷、烧蚀效应, 证实了对原型发动机的喷管烧穿故障原因的分析。

(3) 按照 N-S, 对原型喷管进行的流场计算, 说明在型面衔接点附近有漩涡存在, 与上述流速转折的道理相一致。

(4) 为了改善喷管型面轮廓曲线的导函数在衔接点的不连续性, 用余弦曲线代替圆曲线, 缓和气流对管壁的局部冲击, 从而避免燃气对该处管壁的烧蚀作用。

致谢: 本研究得到航天总公司第四研究院和陕西动力机械研究所的领导和有关同志的关心和大力支持。感谢叶定友、邢球痕、孙凤州、蹇泽群、王德升、李岐海等同志的关心与支持。王秉勋同志对本课题作了多方面的工作, 钟瑞昌、顾雪林等同志也给予了许多帮助, 一并表示感谢。

(下转第 54 页)

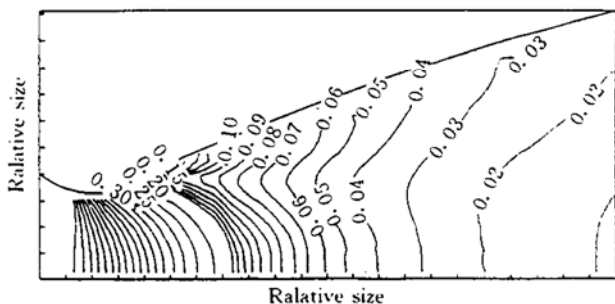


Fig. 4 Distribution of static pressure within the nozzle

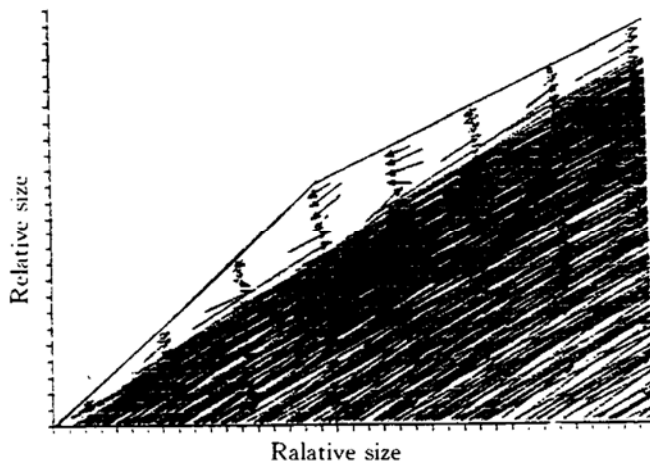


Fig. 5 Velocity vector profile around the turning point

参 考 文 献

- 3 Jameson A. Solution of the Euler equations for two dimensional transonic flow by a multigrid method. Applied Mathematics and Computation, 1983, 13: 327~356
 - 1 Cambier L, Escande B. Calculation of a three-dimensional shock wave-turbulent boundary-layer interaction. AIAA Journal, 1990, 28(11): 1901~1908
 - 2 Denton J D. The Calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachines. Transactions of the ASME Journal of Turbomachinery, JANUARY 1992, 114
 - 4 Zhou Xinhai, Liu Songling, Fan Feida. Numerical modeling of transonic flows over airfoils and cascades. Flow Dynamics and Frictional Behavior Encyclopedia of Fluid Mechanics Gulf Publishing, 1986: 533~559.
-

(上接第 48 页)

参 考 文 献

- 1 Tong H, Hartman G J. AFRPL graphite performance prediction program. Improved capability for the design and ablation performance prediction of advanced airforce propellant rocket nozzles. AD-A035 575/0SL
- 2 Chauhan R S. Verification of fantastic integrated code. N88-15613/S/XAD