

# 带燃气舵的固体火箭发动机尾流仿真\*

莫展,白涛涛,郭颜红

(中国空空导弹研究院,河南洛阳 471009)

**摘要:**燃气舵的扰动使得固体火箭发动机高度欠膨胀的尾流场显得更加复杂。文中采用数值仿真计算的方法对比研究了不同高度下相同自由来流马赫数时的带燃气舵发动机尾流场的特性。得到存在燃气舵扰动时固体火箭发动机高度欠膨胀尾流场的轴向截面呈十字状;并且随着高度的增加尾流场膨胀程度增加,温度边界向外扩展;同时得到尾流场的长度约为200倍的发动机喷管出口直径。

**关键词:**固体火箭发动机;燃气舵;尾流场;数值仿真

**中图分类号:**V435 **文献标志码:**A

## Numerical Analysis of Plume Field for SRM with Gas Vane

MO Zhan, BAI Taotao, GUO Yanhong

(China Airborne Missile Academy, Henan Luoyang 471009, China)

**Abstract:** The plume field of solid rocket motor (SRM) with gas vane is much more complex than the one without the gas vane. The plume fields at the different altitude with the same free stream Mach number were compared by numerical simulation. The axis section of the SRM's plume field with gas vane is cross-shaped. The plume field and temperature boundary expands with the altitude increase. The length of the plume field is about 200 fold of nozzle's outlet diameter.

**Keywords:** SRM; gas vane; plume field; numerical simulation

### 0 引言

目前采用火箭发动机的导弹在初始工作阶段进行姿态和稳定控制时,多采用矢量控制的手段,阻流致偏式的矢量控制装置是其中最为常见的一种,也是当前研究较多的内容之一。特别是燃气舵装置由于其控制力矩低、空间占用率小、反应速度快已经在多种导弹中有所应用,并且倍受关注。但当前研究主要集中在燃气舵的受力分析、烧蚀以及燃烧颗粒对燃气舵性能的影响方面。文中则通过对不同高度下带燃气舵的高度欠膨胀射流流场进行仿真研究,揭示带燃气舵的固体火箭发动机尾流的特性,以期对相关工作人员提供参考。具体计算工况如表1所示。

表1 计算工况表

工况	高度/km	来流马赫数
1	5	1.2
2	9	1.2
3	15	1.2

### 1 数值模型

考虑到固体火箭发动机燃气尾流的性质(高温高

压、高马赫数、流场中有激波和膨胀波组成的复杂波系),选择三维粘性 N-S 方程及 k-ε 湍流模型来描述燃气以及燃气与舵片之间的相互作用,模型中忽略多组分、化学反应以及发动机中产生的凝相组分对对流场的影响。气相控制方程组为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \int_{\partial\Omega} F_c \cdot n ds + \int_{\partial\Omega} F_v \cdot n ds = 0$$

式中:  $Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$  为守恒向量,  $\rho$ 、 $(u, v, w)$  和  $e$  分别为密度、直角坐标系下的速度分量和单位质量气体的总能量;  $\partial\Omega$  为某一固定区域  $\Omega$  的边界;  $n$  为边界的外法向量;  $F_c$  和  $F_v$  分别为矢量通量分解后的对流矢量通量和粘性矢量通量。状态方程为  $p = \rho RT$ ,  $R$  为气体常数。并且文中计算选用一阶差分格式。

### 2 计算域与边界条件

喷管与燃气舵结构如图1所示。固体火箭发动机推进剂在燃烧室内经点火燃烧,在喷管出口处形成高温、高压、欠膨胀的射流燃气<sup>[1-3]</sup>,射流燃气流经喷管后流经燃气舵进一步向外部膨胀,形成受燃气舵影响的尾流区域。为通过数值试验清晰描述该尾流

\* 收稿日期:2010-05-29

作者简介:莫展(1982-),男,河南洛阳人,硕士研究生,研究方向:导弹推进系统。

场, 确定如图 1 所示计算域和边界条件。

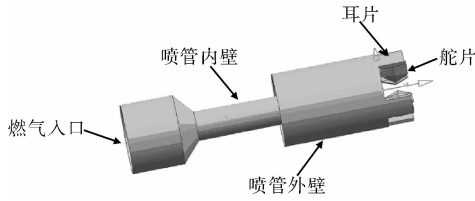


图 1 喷管及燃气舵结构

### 2.1 计算域

#### 计算域

包括发动机喷管本体部分、耳片和燃气舵舵片以及外部流场区域。由于流动为高温高压下的欠膨胀射流, 射流掺混区域较大, 为研究该区域内速度与温度特性: 计算域长度取 258D, 直径取 29D(文中以喷管出口直径 D 为基准长度对所有长度进行无量纲处理)。由于计算域为面对称区域, 为节省计算资源取流场的一半为计算域。最终划分六面体网格约 260 万。

### 2.2 边界条件

1) 入流边界: 适用于图 1 中的左侧开口区域。可以使用压力入流边界和质量流率入流边界两种, 前者注重总压; 后者则强调边界上的质量流率(相当于发动机装药的质量生成率)。

2) 出流边界: 根据文中仿真的流动状态, 采用压力出流的条件可以满足计算的需要。

表 2 计算边界条件与物性参数

参数	工作状态
燃烧室压力 $P_c$ / MPa	11
燃烧室温度 / K	3200
燃烧室燃气密度 / $(\text{kg}/\text{m}^3)$	13.60
比热比	1.20
气体常数 / $\text{J}(\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$	287.00

3) 固体壁面边界: 壁面边界条件用于确定流体与固体边界的分界。在文中不考虑传热、摩擦等因素, 认为发动机本体固壁与燃气舵等均是无摩擦绝热的。

4) 压力远场条件: 适用于外边界。对于文中计算模型, 认为相对远的区域, 此处的压力与环境压力相同。采用标准大气相应高度下的参数。

## 3 计算结果分析

对于高度欠膨胀射流而言, 射流出喷口后, 绕喷管壁面有一个快速膨胀过程, 压力降低、密度减小, 在很短的距离上分别达到环境参数值。从马赫数或温度图上可以看到明显的包络线。由包络面组成

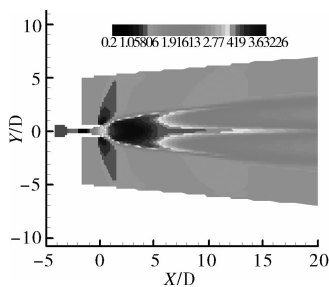


图 2 工况 1 对称面上的马赫数分布图

的区域通常称之为尾流区, 包络面是区分环境与燃气的分界面。由于燃气舵的干扰, 尾流区不再是传统的锥状羽流区, 在对称面上呈明显的三峰状(如图 2、图 3 所示), 在轴向截面上则呈现十字状(如图 5、图 6 所示)。并且由图 4 可以看到此时马赫盘的位置在距喷管出口约 6D 处。

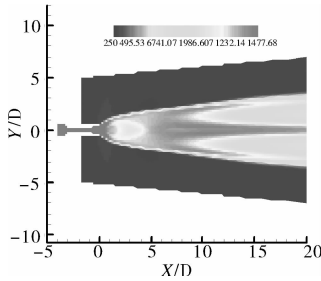


图 3 工况 1 对称面上的温度分布图

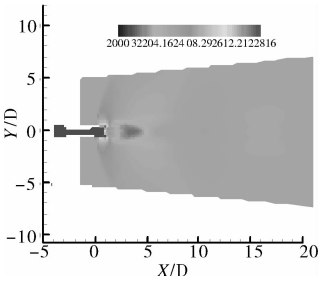


图 4 工况 1 对称面上的压力分布图

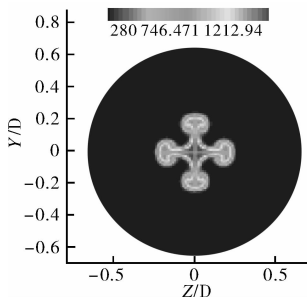


图 5 工况 1 6D 截面上的温度分布图

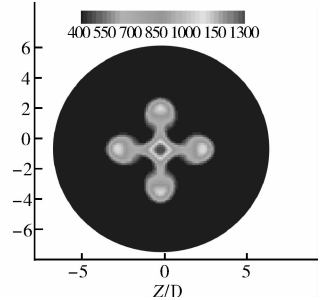


图 6 工况 1 20D 截面上的温度分布图

文中选择固定温度 350K 作为温度边界考察射流温度边界随高度的变化情况。由图 7 可以得到随着高度的升

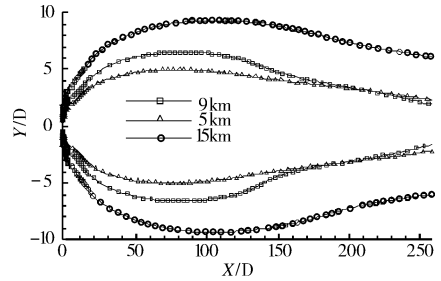


图 7 三个工况的温度边界

高温度边界的范围不断的扩大; 5km 高空时温度边界最大直径约 10D; 9km 高空时温

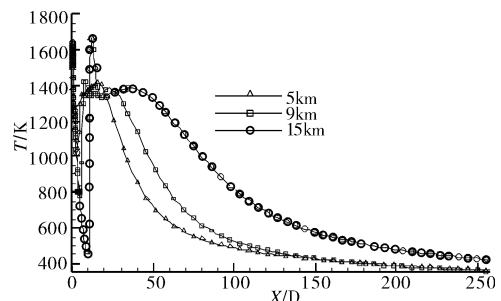


图 8 三个工况轴线上温度变化

度边界最大直径约 13D; 15km 高空时温度边界最大直径约 18.6D。同时温度边界最大直径也随着高度

的增加而后移,但在 5~15km 高空内基本上处在 50~150D 的范围内。而出现这种现象的主要原因是由于随着高度的增加环境的压力逐渐降低,尾流的膨胀程度加强特别是在马赫盘内(0~6D):由图 8 和图 9 可以看到 0~6D 范围内随着高度增加尾流轴线上的温度和马赫数的变化范围也在增加。而在此后的范围内尾流轴线上的温度和马赫数变化变得比较平稳。

特别是到了距发动机出口约 200D 处时温度变化缓慢,基本上接近环境温度,马赫数与环境马赫数相同。

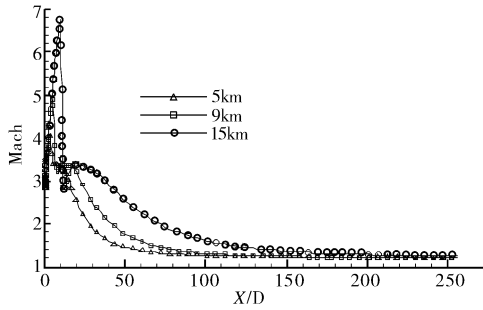


图 9 三个工况轴线上马赫数变化

### 4 结论

1)高度欠膨胀射流流场在燃气舵干扰下不再呈

传统的锥体形,其轴向截面呈明显的十字状;

2)随着射流高度及尾流膨胀程度的增加,温度边界的区域逐渐增大,可以看到 5km 高空射流区域包括在直径为 10D 的主体内,而到了 15km 高空射流范围达到了 18.6D;

3)“马赫盘”在本模型下表现为反射激波,但是其位置仍然与文献[1]、[4]中叙述的相吻合,基本上距喷管出口约 6D;

4)尾流场的长度大约为 200D,此时温度接近环境大气的温度值,压力也与环境压力相当,同时马赫数与环境的马赫数接近。这点与没有燃气舵干扰的情况相同(参见文献[1])。

#### 参考文献:

[1] 李军,曹从咏,徐强. 固体火箭发动机羽流场特性的数值研究[J]. 弹箭与制导学报,2003,23(2):307-312.  
 [2] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1988.  
 [3] 赵承庆. 气体射流动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,1998.  
 [4] 李军,李献伟. 推力矢量发动机射流流场的数值分析[J]. 弹箭与制导学报,2005,25(4):80-82.

(上接第 119 页)

非致命火箭防暴弹发动机总冲<sup>[5]</sup>为:

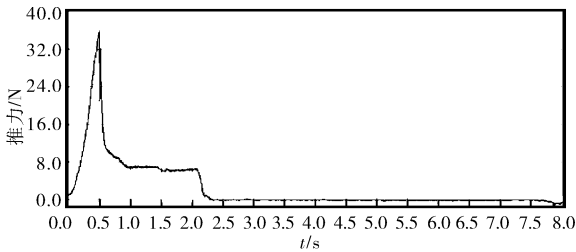


图 5 推力-时间图

$$I = F_t \cdot t = \frac{F_{t_a} + F_{t_b}}{2} \times \frac{t_a + t_b}{2} \quad (4)$$

由图 5 可知:工作时间  $t_a = 2.2s$ ;燃烧时间  $t_b = 2.0s$ ;对应的平均推力  $F_{t_a} = 6.2N$ ,  $F_{t_b} = 6N$ ,代入数值计算得  $I = 12.81N \cdot s$ 。

非致命火箭防暴弹发动机比冲为:

$$I_{sp} = \frac{F \cdot t}{m_p} = \frac{I}{m_p} \quad (5)$$

式中: $m_p = 15g$  为发动机推进剂质量,计算得比冲  $I_{sp} = 854N \cdot s/kg$ 。

### 7 结论

1)选用电力电缆纸作为发动机壳体材料,抗爆抗燃,性价比高,工艺性好,弹体爆炸后不产生杀伤性破片。

2)发动机推进剂以黑火药混合剂为原料,燃烧快,弹体加速迅速,且易于压铸成型。

3)喷管选用成型性和抗烧蚀性好的陶土制成,内型面设计成锥形结构。喷管被一次性压制在发动机壳体内,压完后钻孔成型。

4)发动机采用电点火方式。通过性能参数测试,发动机推力稳定,续航时间短,满足非致命火箭防暴弹的设计要求。

5)此发动机研制成功,为设计作用距离更远的非致命防暴弹发动机奠定了技术基础。

#### 参考文献:

[1] 全国造纸工业标准化技术委员会. GB7969-2003 电力电缆纸[S]. 北京:中国标准出版社,2003-10-20.  
 [2] 黄华梁,彭文生. 机械设计基础[M]. 北京:高等教育出版社,2001.  
 [3] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2004.  
 [4] Akhavan J. The chemistry of explosives[M]. 2nd ed. Cambridge (UK): The Royal Society of Chemistry, 2004.  
 [5] 周长省,鞠玉涛,朱福亚,等. 火箭弹设计理论[M]. 北京:北京理工大学出版社,2005.