

喷嘴结构对非壅塞式固冲发动机结构匹配性的影响*

刘佩进¹, 吕翔¹, 何国强¹, 田维平^{1, 2}

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072 2. 航天科技集团公司第四研究院, 陕西 西安 710025)

摘要: 采用雷诺平均 N-S 方程和 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型, 研究了燃气发生器喷嘴构形对补燃效率的影响。通过一次流、二次流流线和燃烧效率分析, 提出了一次流切入点的概念。结果表明: 按照良好的燃气切入点设计燃气发生器喷嘴, 不仅可以获得较高的燃烧效率, 而且可以获得对补燃室热结构有利的温度场分布, 实现固冲发动机的结构匹配性。

关键词: 冲压火箭发动机; 喷嘴; 燃烧效率; 数值仿真

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 05-0398-04

Influence of injection nozzle configuration on configuration matching of unchoked ducted rocket

LU Pei-jin¹, LÜ Xiang¹, HE Guo-qiang¹, TIAN Wei-ping^{1, 2}

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

2. The 4th Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract Using RANS and $k-\epsilon$ turbulence model, the influence of fuel-rich injection nozzle configuration on the combustion efficiency of unchoked ducted rocket was studied. Based on the analysis of the stream line of primary and secondary flow in secondary combustion chamber, flow-in position concept was put forward. The results indicate that higher combustion efficiency was obtained if the primary injection nozzle was designed by the flow-in position method. Meanwhile, temperature field in this situation is in favor of thermal structure of secondary combustion chamber. Configuration matching of ducted rocket engine will be achieved.

Key words Ducted rocket; Injector; Combustion efficiency; Numerical simulation

1 引言

整体式固体火箭冲压发动机由于其比冲高、工作时间长, 能使导弹在全程处于有动力飞行, 成为新一代空空导弹的首选动力方案。冲压补燃室掺混燃烧组织技术是关键技术之一, 通过结构设计实现高的燃烧效率是目前国内外重点研究对象。美国 Argonne 国家重点实验室的 Vanka S P 与 Wright 航空动力实验室的 Craig R R 和 Stull F D 对管道火箭内三维化学反应进行的计算得到了研究者的一致认可^[1, 2]; 在国内, 马智博, 李强等对切向旋流喷嘴对补燃室内气流

的掺混开展了研究^[3~6]。尽管这些研究中都提及喷嘴构形对补燃室掺混和燃烧效率的影响, 但并没有开展本质分析。本文对几种非壅塞式的燃气发生器喷嘴开展纯气相数值模拟, 通过对流动结构的细致分析, 提出了一次流切入点的概念, 分析了切入点对补燃室混合和燃烧效率的影响。

2 模型方程

考虑湍流、燃烧反应的三维雷诺平均 N-S 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \mathbf{w} d\mathbf{v} + \int_{\partial\Omega} (\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W})) \cdot \mathbf{n} d\mathbf{s} = \int_{\Omega} \mathbf{f} d\mathbf{v}$$

* 收稿日期: 2004-11-21; 修订日期: 2005-03-30。

作者简介: 刘佩进 (1971—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为火箭发动机及燃烧。Email: Lup@nwpu.edu.cn

式中 Ω 为控制体, $\vec{n}$ 为控制体表面的法向量, W 为守恒型向量, 向量 $F(W)$, $G(W)$ 分别为无粘和粘性通量, H 是化学反应的源项。详细数学模型见文献 [6]。

3 边界条件

本文计算涉及的边界条件有以下四类: 进气道入口边界、燃气发生器入口边界、固体壁面边界和出口边界。其中进气道入口和燃气发生器入口为质量流率边界; 固体壁面边界采用无滑移边界; 出口边界为超声速出口, 不需要给定任何边界, 全部由气流参数二阶外推即可。

4 计算方案

4.1 发动机结构

图 1 给出了计算用整体式固体火箭冲压发动机的整体结构示意图, 采用跨度为 90° 的二元双下侧进气道。图 2 给出了三种典型的喷嘴结构示意图。

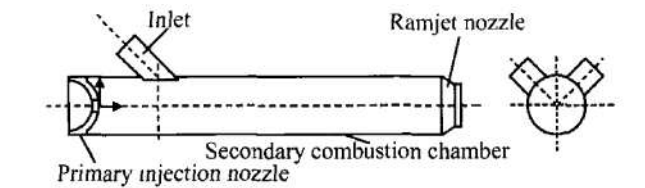


Fig 1 Unchoked ducted rocket configuration

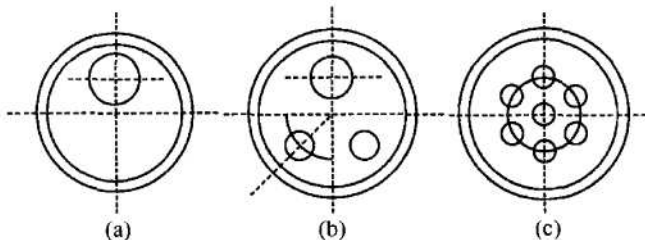


Fig 2 Injection nozzle configuration

4.2 计算方案

本文模拟了发动机在高空 $H = 10\text{km}$, 以 $Ma = 2.8$ 速度飞行时的状态。进气道入口参数为: 总压 $p_{t,a} = 0.43\text{MPa}$ 总温 $T_{t,a} = 573.3\text{K}$, 质量流率 $\dot{m}_a = 5\text{kg/s}$ 燃气发生器入口参数为: 总压 $p_{t,f} = 0.47\text{MPa}$ 总温 $T_{t,f} = 2220\text{K}$, 质量流率 $\dot{m}_f = 0.5\text{kg/s}$ 其他参数的选取如表 1 所示。

5 计算结果及分析

5.1 燃烧效率

从图 3 所示的燃烧效率沿轴向的分布可以看出燃烧效率的变化特征。图中显示的对应于 Case1,

Table 1 Simulation condition and combustion efficiency results

Case	Dome height/mm	Inlet angle/ $^\circ$	O/F ratio	Nozzle configuration	Combustion efficiency/%
1	50	60	10	(a)	86.4
2	50	60	10	(b)	80.9
3	50	60	10	(c)	70.0

Case2 和 Case3 工况, 这三种工况的差别仅在于喷嘴构形不同, 进气角度和头部距离都是相同的。从图中可以看出, 在不同的轴向距离范围燃烧效率的变化不同, 这种变化趋势与喷嘴的结构也有关系。单孔结构和三孔结构在 100mm 处和 200mm 以后的变化趋势基本一致, 但在 100mm 和 200mm 之间的区别较为明显, 其燃烧效率的区别主要由这一阶段决定, 这种燃烧趋势的变化可以反映出补燃室中的混合情况。

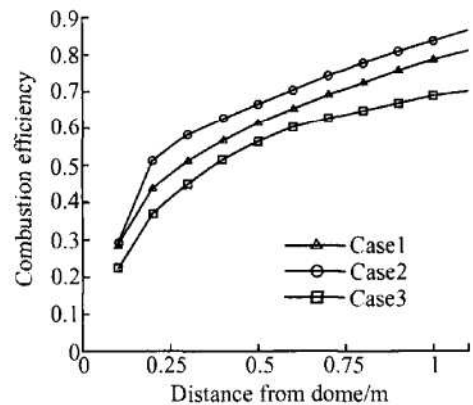


Fig 3 Combustion efficiency distribution along axis direction

图 4 显示的是三种工况的流线分布, 其中浅色的为二次流, 深色的为一次流。结合图 4 可以做出如下的分析: 在 100mm 和 200mm 之间, 单孔结构相对于三孔结构而言, 一次流与二次流有更多的接触机会。单孔结构的一次流与二次流相遇之后, 在二次流的作用下沿对称面方向展开, 同时由于受二次流流动所产生的压力梯度作用, 在局部呈腰鼓形, 这样使两股流体的接触面积扩大, 有利于混合和扩散。在 200mm 以后扩散速率基本相等。七孔喷嘴在 100mm 处的混合效果要明显较前两者差, 在 200mm 以后的燃烧效率走势也较前两者差。

5.2 切入点

通过对大量的不同结构的燃气发生器喷嘴进行计算分析, 发现一次流的切入点对于补燃室内的混合状况和燃烧效率非常关键。图 5 为进气道跨度为 90° 时典型截面的速度矢量分布。区域 1 是两股空气交汇的上方, 为理想的切入点, 一次流从此处进入补燃室时不会被二次流挤压到底部 (图 4), 在补燃室的流动过程

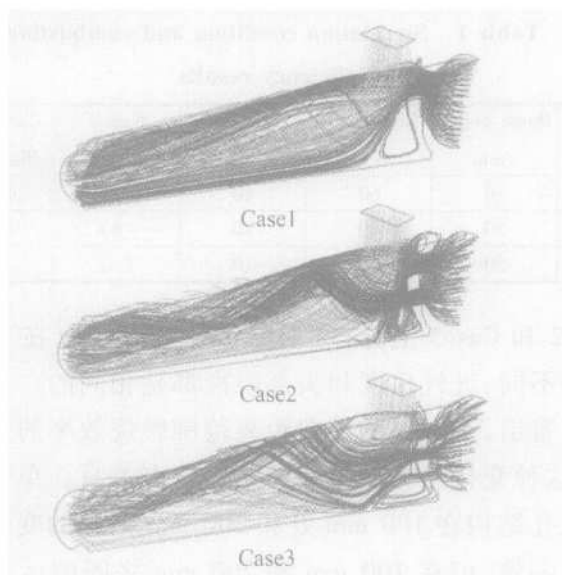


Fig 4 Stream lines of primary flow under different injection nozzle configuration

中可以增强与二次流混合的机会。考虑到一次流的喷射效率问题,区域3和区域4可以少量进入一次流。从混合的角度讲,区域2切入一次流混合效果最差,考虑到喷射效率和此区域较高的氧含量,可以少量切入一次流。因此,在设计喷嘴构形时,在区域1设置大的喷口,其他区域喷口可以设计得较小,这样的一次喷嘴设计可以和跨度为 90° 的进气道相匹配。

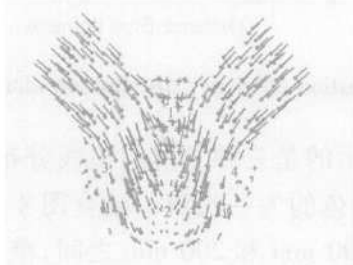


Fig 5 Flow-in position of primary nozzle

图4所示的流线图可以清楚地显示由于喷嘴结构不同所带来的混合效果的差异。由于一次流切入点的不同,一次流在补燃室中的流动有较大的不同。采用等直径的7孔结构时(图2(c)),大部分气流在与二次流接触时被二次流压在补燃室的底部,对进气道下游的掺混产生不利的影响。而3孔结构(图2(b))由于一次流的切入点较好没有出现相应的现象。在设计一次喷嘴时,切入点的选择非常关键。

5.3 流场结构

图6为三种工况下不同轴向位置(依次分别距头部0.4m, 0.7m和1.0m)横截面上温度分布,不同的燃气发生器喷嘴结构下温度场分布有较大区别,这种分布的不同是由不同流动模式决定的。

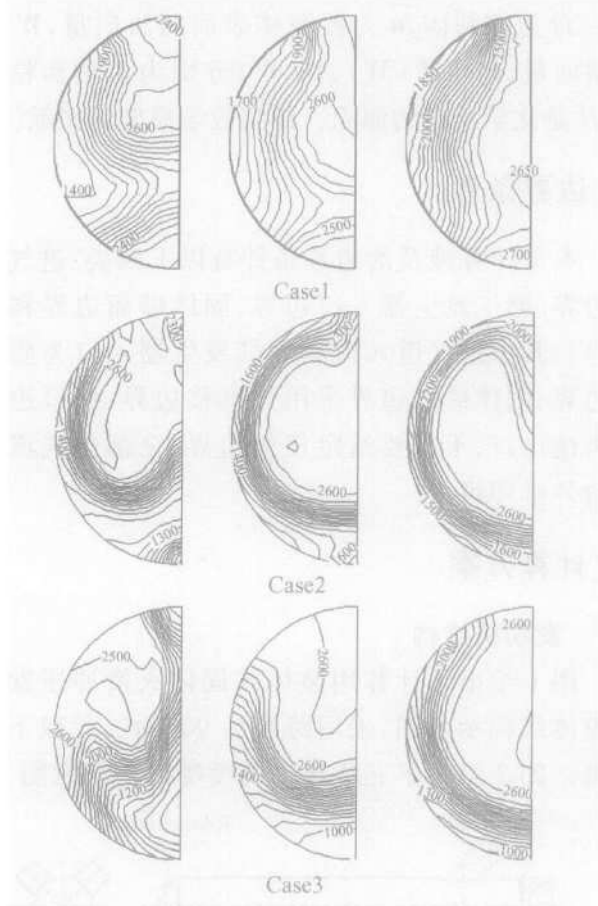


Fig 6 Isoline graph of static temperature of cross section (0.4m, 0.7m and 1.0m from dome respectively)

Case2在补燃室的后段沿壁面温度较低,中心区的温度较高; Case3壁面上方温度较高,下方温度较低。从补燃室的热结构考虑, Case2的温度分布更合理一些,由于二次流的流动模式不同,在补燃室的后段对壁面形成了“保护层”,而补燃室后段的温度往往较高。Case3的温度分布则没有这种特点,在后段,高温燃气直接作用在壁面上,对热结构设计提出了更高的要求。由于目前整体式固体火箭冲压发动机的工作时间较长,而热结构又是一个尚未完全解决的问题。从补燃室结构设计入手,使流动模式向有利于热结构的方向设计,不失为解决热结构问题的另一种手段。

6 结 论

对单次进气结构的非壅塞式固体火箭冲压发动机开展了纯气相数值模拟,通过对不同燃气发生器喷嘴条件下计算结果的深入分析,提出了燃气切入点的概念,作为燃气发生器喷嘴结构的设计依据。合适的燃气发生器喷嘴结构不仅可以提高燃烧效率,而且可以实现对补燃室热结构有利的温度场分布。本文研究结果可为非壅塞式固冲发动机的设计提供参考。

(下转第403页)

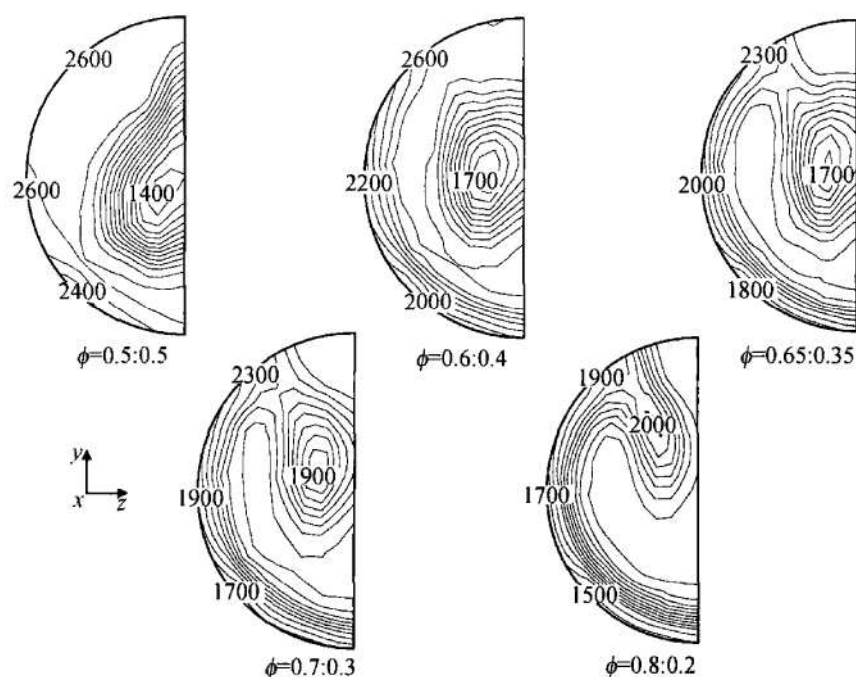


Fig 3 Isotherm graph on section $x = 700\text{mm}$

温度场分布也有利于热防护;随二次进气流量比的增加,壁面低温区域的厚度不断增加,温度不断下降。

参考文献:

- [1] 马智博. 固体火箭冲压发动机补燃室流场数值计算方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 1998
- [2] Stowe R A. Performance prediction of a ducted rocket combustor [D]. *University of Laval*, 2001.
- [3] 董岩, 余为众, 吕希诚. 固体火箭冲压发动机二次燃烧室流场数值计算和试验研究 [J]. 推进技术, 1995, 16 (1). (DONG Yan, YU Weizhong, LÜ Xicheng Numerical

simulation and experimental investigation on the airbreathing combustor of a solid propellant ram rocket [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, 16(1).)

- [4] Vanka S P. Analytical characterization of flow fields in side inlet dump combustors [R]. *AAIA* 83-1399
- [5] Hu Jian-xin, Xia Zhixun, Wang Zhirji et al. Experimental investigation and numerical simulation of secondary chamber flow in SDR [R]. *AAIA* 2004-3306
- [6] 李强, 胡春波, 刘佩进, 等. 喷孔切向转角对固体火箭冲压发动机补燃效率的影响 [J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(6). (编辑: 崔永刚)

(上接第 400 页)

参考文献:

- [1] Vanka S P, Craig R R, Stull F D. Mixing chemical reaction and flow field development in ducted rockets [R]. *AAIA* 85-1291
- [2] Stowe R A. Performance prediction of a ducted rocket combustor [D]. *University of Laval*, 2001.
- [3] 马智博, 张振鹏, 蔡选义. 火箭冲压发动机掺混流场数值方法研究 [J]. 推进技术, 1998, 19(4). (MA Zhibo, ZHANG Zhen-peng, CAI Xuan-yi Numerical study of mixing flows in a ducted rocket combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(4).)
- [4] 李强, 胡春波, 何洪庆, 等. 切向旋流对 SRR 补燃室内气流掺混的影响 [J]. 推进技术, 2003, 24(4). (LI

Qiang, HU Chun-bo, HE Hong-qing et al. Influence of tangential rotational jet on the mixing effect in additional chamber of solid ram rocket [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4).)

- [5] 胡建新, 夏志勋, 刘君, 等. 非壅塞火箭冲压发动机补燃室两相流数值模拟 [J]. 推进技术, 2004, 25(3). (HU Jian-xin, XIA Zhixun, LIU Jun et al. Two phase flow combustion modeling of secondary combustion chamber in a unchoked ducted rocket [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(3).)
- [6] 李强, 胡春波, 刘佩进, 等. 喷孔切向转角对固体火箭冲压发动机补燃效率的影响 [J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(6).

(编辑: 郭振伶)