

二次进气流量比对固冲发动机燃烧效率的影响

田维平, 刘佩进, 何国强

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 采用 $k-\epsilon$ 湍流模型及单步涡扩散化学反应模型, 对二次进气结构的固体冲压发动机补燃室的反应流场进行数值模拟, 分析了二次进气流量比对燃烧效率与温度场分布的影响。结果表明, 在合适流量比下, 采用二次进气后补燃室内燃烧效率明显提高, 且温度场分布有利于内壁面热防护。

关键词: 固体火箭冲压发动机; 二次进气; 燃烧效率; 数值模拟

中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 05-0401-03

Influence of air mass flow rate ratio on combustion efficiency of solid rocket ram jet with two air inlets

TIAN Weiping LU Peirjin HE Guo-qiang

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

Abstract Using $k-\epsilon$ turbulence model and one step eddy-dissipation model, numerical studies on the reacting flow field of solid rocket ram jet with secondary air inlets were carried out. Influence of mass flow ratio on combustion efficiency and temperature field was analyzed. Numerical results show that combustion efficiency increases with a proper mass flow rate ratio and temperature field is of benefit to thermal protection.

Key words Solid rocket ram jet; Secondary air inlets; Combustion efficiency; Numerical simulation

1 引 言

合理组织冲压补燃室的掺混燃烧成为研究固体火箭冲压发动机的一项关键技术, 研究工作^[1-5]集中在单次进气条件下的冲压补燃室燃烧组织技术, 研究结果^[2-3]表明, 采用二次进气技术可以进一步提高补燃效率, 可以有效解决含硼富燃推进剂中硼粒子的点火问题。法国 ONERA 采用二次进气结构研究了含硼富燃推进剂的二次燃烧, 二次进气条件下硼的燃烧效率要高于单次进气条件下的^[2]。董岩等^[3]利用二维数值模拟方法研究了二次进气, 二次进气方案较普通的单次进气方案可使燃烧效率提高 12% 左右, 比冲可提高 15% 左右。但上述文献中均未对如何安排二次进气进行详细说明, 本文针对典型的燃气发生器喷嘴结构, 运用数值模拟技术研究纯气相条件下的二次进气流量比对燃烧效率的影响, 探索二次进气流量

分配对补燃效率和补燃室流场的影响。

2 发动机结构

计算所采用的冲压发动机模型如图 1 所示, 补燃室内径为 185mm, 补燃室长度为 1100mm, 进气道总面积为 $2 \times 78.4\text{mm} \times 52.2\text{mm}$, 一次进气道出口面中心距离头部参考面距离为 50mm, 一次进气道和二次进气道出口面中心之间的距离 (定义作进气间距) 为 250mm。进气角度定义为进气道轴线与发动机轴线之间的夹角, 本文研究的冲压发动机进气角度为 $70^\circ/45^\circ$ 。二次进气流量比定义为一次进气道和二次进气道的空气质量流率比, $\phi = \dot{m}_{a, \text{pri}} / \dot{m}_{a, \text{sec}}$

3 模型方程

计算中采用考虑湍流、燃烧反应的积分形式三维

* 收稿日期: 2005-06-06 修订日期: 2005-09-01。

作者简介: 田维平 (1964—), 男, 博士生, 研究领域为固体火箭发动机总体设计和火箭冲压发动机。

E-mail: xiaoqiangfar@hotmail.com

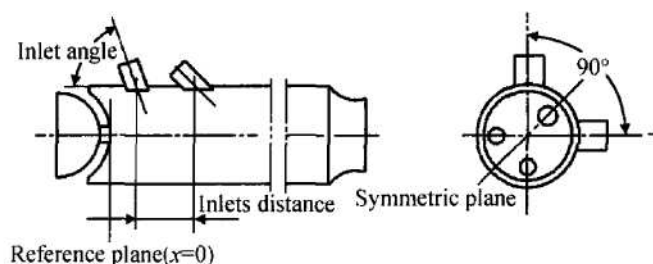


Fig 1 Sketch of solid rocket ram jet with secondary air inlets

雷诺平均的 N-S方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho dV + \int_{\partial\Omega} (\mathbf{F}(\mathbf{W}) - G(\mathbf{W})) \cdot \mathbf{n} dS = \int_{\Omega} \mathbf{F} dV$$

式中 $\mathbf{W}$ 为守恒向量。向量 $\mathbf{F}(\mathbf{W})$, $\mathbf{G}(\mathbf{W})$ 代表无粘或粘性通量。向量 $\mathbf{H}$ 代表体积力或有限化学反应速率模型的源向量。湍流模型采用广泛使用的三维 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 化学反应模型采用单步涡消散化学反应模型。方程离散时采用空间二阶迎风格式, 四步龙格-库塔法时间推进。由于整个结构对称, 因此在计算过程中只取流动区域的一半进行计算, 对称面按照镜面反射方法进行处理。更详细的数学模型见文献 [6]。

4 模型校验

Vanka S P 曾经对单次进气条件下的固冲发动机进行数值分析与试验研究^[4], 本文借用其计算参数对模型进行校验, 燃烧室出口截面上的燃烧效率对比结果如表 1 所示。从对比结果可以看出本文所采用的计算模型、计算方法和网格划分方法可以用于开展二次进气的数值模拟研究。

Table 1 Comparison of combustion efficiency on combustor exit plane

Case	CFD results	Experimental results ^[4]	CFD results ^[4]
1	70.2%	—	70%
2	85.1%	84.5%	84%

5 边界条件及计算参数

本文模拟了发动机在高空 $H = 10\text{km}$, $Ma = 2.8$ 速度飞行时的状态。进气道给出的边界条件为: 总压 $p_{t,a} = 0.43\text{MPa}$, 总温 $T_{t,a} = 573.3\text{K}$, 总质量流率 $\dot{m}_a = 5\text{kg/s}$; 燃气发生器给出的边界条件为: 总压 $p_{t,f} = 0.47\text{MPa}$, 总温 $T_{t,f} = 2200\text{K}$, 质量流率 $\dot{m}_f = 0.5\text{kg/s}$ 。简化假设气体组分为 CH_4 : H_2O : $\text{CO}_2 = 55\%: 25\%: 20\%$; 冲压喷管出口面流动状态为超声速流动, 不需要设定边界, 全部气流参数采用外推即可获得。

6 计算结果及分析

本文对二次进气流量分配比 ϕ 分别为 0.5:0.5, 0.6:0.4, 0.65:0.35, 0.7:0.3, 0.8:0.2 共 5 种工况进行了数值模拟, 主要计算结果见图 2~3。作为对比, 已获得单次进气时同燃气喷嘴构形和等进气道面积条件下的最高补燃效率为 81%, 其壁面区域温度约为 1500K。

从图 2 可以看出燃烧效率随二次进气流量比的变化趋势, 燃烧效率先随流量比的增大而增大, 在达到某一最大值后, 燃烧效率将随流量比的增大而减小, 这表明存在一个最优的二次进气流量比, 使燃烧效率最高。对于本文算例来说, 该最优流量比约为 0.65:0.35, 使补燃室内燃烧效率达到 93.5%, 与单次进气条件下的最高补燃效率 (81%) 相比提高了 12.5%。在允许误差范围内, 可以认为较优流量比为 0.6:0.4~0.7:0.3, 补燃效率约为 93%。

从图 3 中的等温线可以看出壁面低温区域的厚度和温度与二次进气流量比密切相关, 随着流量比的增大, 壁面低温区域的厚度不断增加, 且温度不断下降, 形成利于发动机热防护的低温保护层。从图 3 还可以看出高温区域的面积随二次进气流量比的变化比较明显, 在最优二次进气流量分配比情况下, 高温区域的面积远小于其它情况的, 这表明燃气与空气掺混得更好, 燃烧效率更高, 这与图 2 中计算结果一致。

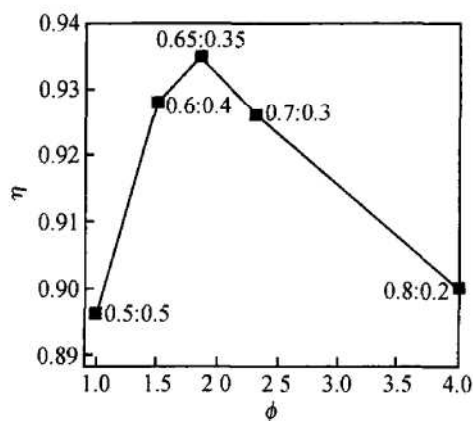


Fig 2 Combustion efficiency under different mass flow ratio

7 结论

本文对使用二次进气道的固体火箭冲压发动机进行了三维内流场数值模拟, 比较分析了二次进气流量比对补燃效率的影响。结果表明, 存在一个最优的二次进气流量比使补燃室内燃烧效率达到最大, 同时

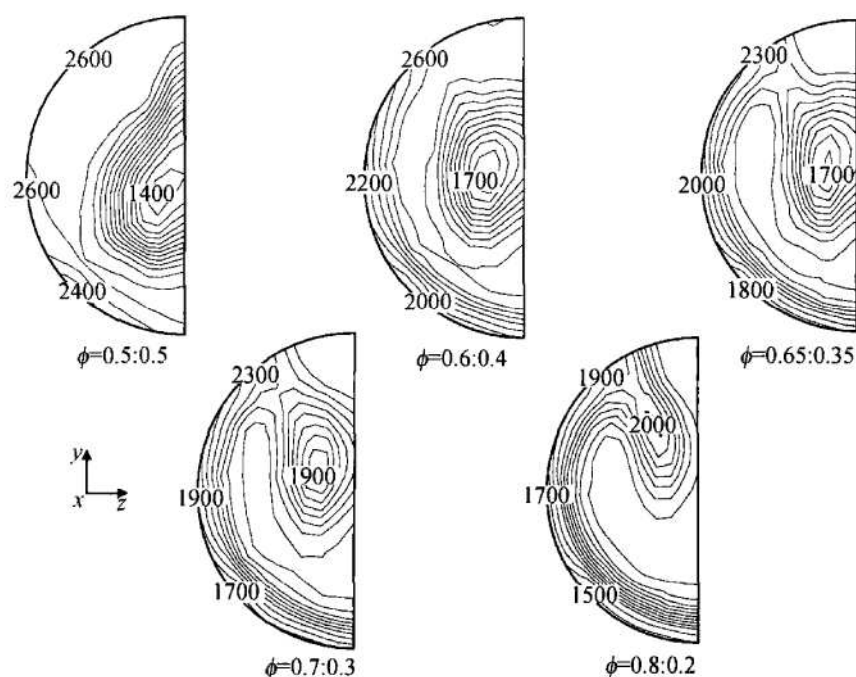


Fig 3 Isotherm graph on section $x = 700\text{mm}$

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 Wei-zhong, 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 Zhirbo, 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)