气体二次喷射推力向量控制数值仿真

吴 雄 张为华 王中伟

(国防科学与技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 采用基于 Favre平均的三维 N-S方程和 k-ε湍流模型对固体火箭发动机气体二次喷射推力向量喷管复杂干扰内流场进行数值模拟;采用三阶精度空间差分格式和隐式 Jacobi时间点迭代方法进行求解;借助数值模拟技术对气体二次喷射推力向量喷管方案进行了初步探索,研究了不同喷射条件对气体二次喷射流场特征及侧向控制力的影响作用;研究表明,二次喷射气体喷射孔位置、总温及总压等因素对侧向力影响具有耦合作用,合适的喷射孔位置和高温燃气以及较大喷射总压都能有效增加侧向力及向量角;燃气二次喷射系统具有较高的效率;侧向力随二次喷射流总压增加而线性增大.

关 键 词: 气体二次喷射; 推力向量控制; 数值模拟

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2007) 01-0042-04

Numerical simulation of secondary gas injecting for thrust-vector-control

Wu Xiong Zhang Weihua Wang Zhongwei

(Institute of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The complex inner flow-field of secondary gas injection for solid rocket motor were numerically investigated using three-dimensional average Favre N-S equations and the k-ε turbulent models. Three-order spatial scheme and implicit point Jacobi algorithm were used to solve these equations. The basal explore of the integrant scheme for secondary gas injection vector nozzle was done by dint of the numerical simulation technology. The influences of the flow-field of secondary gas injection and the side force by different injection parameters were studied and investigated. The results show that the position of the injection hole, the injection total temperature and total pressure that affected the side force of the nozzle are coupling. Moderate position of the injection hole, hot gas and biggish injection total pressure increases the side force and vector angle of the nozzle effectively. The hot gas injection system has higher efficiency. The side force increases linearly with the augmentation of the secondary injection total pressure.

Key words: secondary gas injection; thrust vector control; numerical simulation

二次喷射推力向量控制方案首先由 A. E. Wetherbee, Jr. 提出. 二次喷射推力向量控制具有频率响应快、效率高、主喷管稳定、发动机比冲损失小等一系列优点. 但由于这种控制方案理论性强,技术复杂,只有少数国家掌握了该项技术. 到目前为止,俄罗斯和乌克兰燃气二次喷射推力向量控制技术研究最为成熟[1].

二次喷射推力向量控制国外起步较早,研究持续时间长,实验研究、理论分析和数值模拟等方面研究经验十分丰富. 国内相关研究结果则不多. 综合国内外数值模拟研究,国内主要以二维定常数值模拟为主,较少涉及三维流场模拟,国外则相对成熟. 目前国外在二次喷射推力向量喷管流场模拟中大多使用两方程湍流模型[2-3],国内在二次喷射推力向量喷管流场模拟中主要使用 B-L模型[4-5].

收稿日期: 2006-02-22

基金项目: 国家 863基金资助项目 (2005AA765030)

作者简介: 吴 雄 (1977-), 男, 湖南岳阳人, 博士生, wu_xiong@163.com.

目前, 国内外对该技术开展了大量试验研究和数值模拟研究[1], 但其控制机理以及控制规律还需进一步研究, 气体二次喷射技术在流动控制领域的应用还处于探索和研究阶段. 本文针对固体火箭发动机二次喷射复杂干扰内流场进行三维数值模拟. 对气体二次喷射推力向量喷管方案进行初步探索, 研究不同喷射参数对二次喷射流场特征及侧向控制力的影响规律并试图寻找各喷射参数影响侧向力的规律.

1　物理模型和数学模型

计算中假设主 /次流均为均匀来流, 入口处各流动参数为常数; 气体为完全气体, 不考虑燃气中铝粉及氧化物等固体颗粒影响. 主流与二次流为均相流, 不考虑 2股气流间的化学反应; 忽略质量力. 主 /次流气体比热容比均为 1. 15, 定压比热容 1811 J/(kg• K); 主流总压 10MPa, 总温 3000K; 二次喷射流流量根据二次喷射流喷射孔处流场参数计算; 外界环境压强为标准大气压, 环境温度 300K.

计算中采用基于 Favre平均的三维 N-S方程, 采用 Launder和 Spalding(1974)提出的标准 k-ε模型, 近壁面区域采用壁面函数处理. 空间差分采用基于 Van-Leer (H irsch, 1990)格式的矢通量方法. 为提高差分精度, 加入 Osher-Chakrarthy (H irsch, 1990)限制器, 该限制器为

$$\phi(r) = 0.5[(1-\kappa)\mathrm{minmod}(\beta, r) + (1+\kappa)\mathrm{minmod}(1, \beta r)] \quad (1)$$

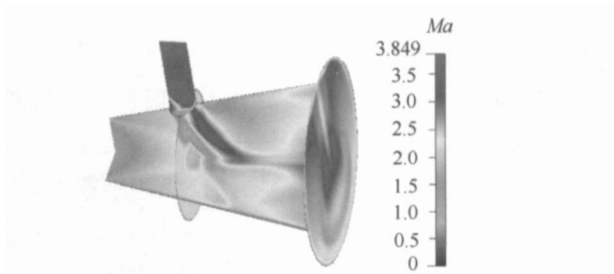
式中, $\beta = \min\left(\frac{3-\kappa}{1-\kappa}, \frac{3+\kappa}{1+\kappa}\right)$; κ值决定格式精度. 本文取 $\kappa = 1/3$, 此时 Osher-Chakrarthy限制器为三阶空间精度.

2　仿真结果及分析

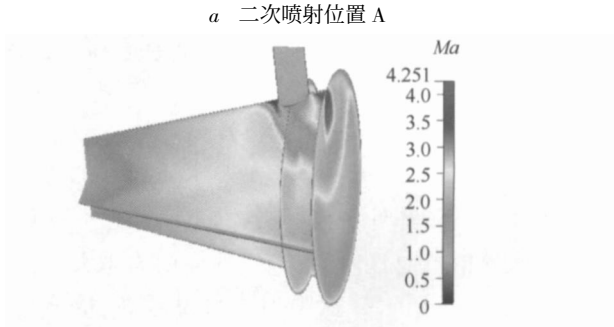
理论分析和试验研究表明, 气体二次喷射侧向力是主流与二次流参数以及喷管几何形状的函数. 影响侧向力的因素很多, 且不独立, 很难找到某一参数对侧向力影响的简单函数关系. 但一些主要参数对侧向力影响的趋势却基本相同. 为分析二次喷射气体对喷管内流场及发动机侧向控制力的影响, 分别考虑轴向喷射位置、喷射气体总压及总温等喷射参数的影响. 喷射位置距喉部距离与扩张段全长之比为 0. 4、0. 5、0. 65和 0. 87记为 *A*, *B*, *C*, *D*. 二次喷射流总温为 300K和 3000K. 二次喷射流总压 4~ 10MPa之间. 用 F_s表示侧向力, F_m 表示轴向力; m_s表示二次喷射流质量流率, m_0表示无二次喷射流时发动机质量流率; P_{0s}表示二次喷射流总压, P_{0m}表示发动机主流总压. 为显示流场流动特征, 选取某些剖面进行流场流动参数显示. 文中所示均为二次喷射导管剖平面、二次流喷射处横截面以及喷管出口平面等四个剖面内流场等值线分布.

2. 1　二次喷射孔位置

不同喷射位置, 二次流喷射环境条件不同, 对激波强度及波后压强产生影响; 另一方面, 它也直接影响压力扰动区域大小. 图 1表明, 喷射位置 *A* 比 *D* 靠近主喷管扩散段上游, 虽然扩大了压力扰动区域, 但在喷射口下游一定距离后, 扰动区压力已恢复到主气流当地压力, 难以提高侧向力. 实验表明, 无限制扩大扰动区域并不能提高侧向力. 与喷射位置 *A* 相比, 喷射位置 *D* 距离主喷管扩散段上游远一些, 虽然压力扰动区域没有喷射位置 *A* 大, 但是从喷射孔一直到喷管出口, 扰动区压力一直与主气流当地压力相差较大. 图 2表明, 在相同二次喷射流总压条件下, 二次喷射流从喷射位置 *D* 喷入比从喷射位置 *A* 喷入所得侧向力大. 但是, 喷射口太靠近下游, 虽然主气流马赫数较大, 当地未扰动气流静压却很小, 压力增量反而降低. 这些因素都会降低侧向力. 图 2中, 喷射位置 *B* 比 *C* 处的侧向力要大一些, 原因即在于此. 总之喷射位置太靠近上游或者下游, 都不利于提高侧向力, 所以存在一个最佳喷射位置, 该位置与发动机燃烧室参数、喷管几何形状和喷射总压有关, 亦即不同



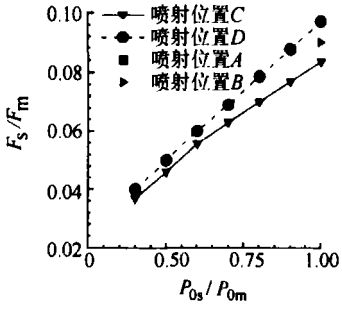
a　二次喷射位置 A



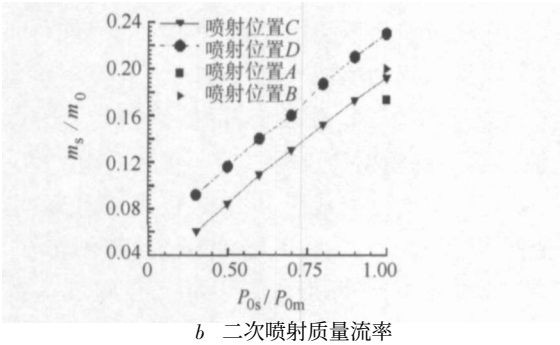
b　二次喷射位置 D

图 1　气体二次喷射内流场等马赫数分布

(二次喷射流总压 10*MPa*, 总温 300*K*)



a 二次喷射侧向力



b 二次喷射质量流率

图 2 二次喷射流质量流率及侧向力随二次喷射总压变化

发动机有不同最佳喷射位置.

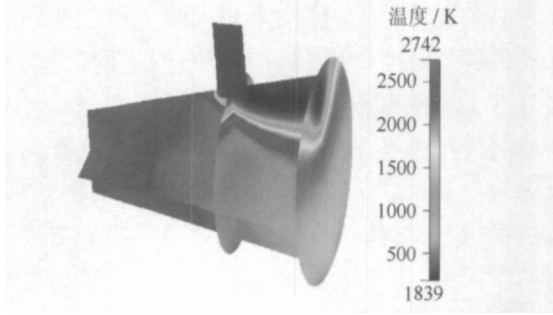
2.2 二次喷射流总温

若二次喷射流采用高温燃气, 射流出口附近壁面及其下游喷管壁面处温度相当高, 见图 3, 图 4. 实际应用中要特别重视二次喷射孔附近以及喷射孔下游喷管壁面的热烧蚀, 采取相应热防护措施. 反之, 若采用冷流喷射, 则二次冷射流对喷管扩散段出口附近壁面有非常明显冷却作用.

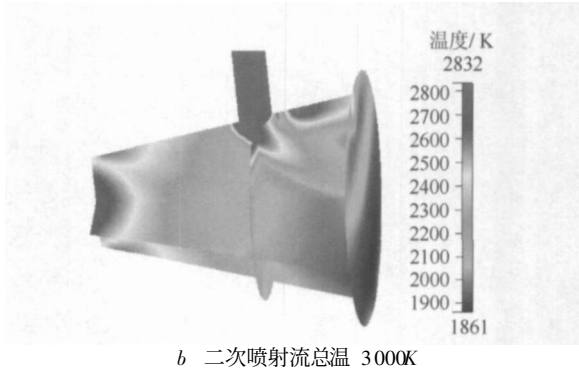
表 1中, T_{0j}为二次喷射流总温; T_0 为主流总温. 由表 1可知, 在相同的二次喷射总压条件下, 在不同喷射位置喷入冷流或者高温燃气流所产生的侧向控制力基本上一样, 但是所需二次喷射流质量流率则相差很大. 产生同样侧向控制力时, 所需高温燃气二次喷射流质量流率比二次冷射流小很多. 在相同二次喷射流质量流率条件下, 高温燃气二次喷射流能获得比二次冷射流大得多的侧向力, 高温燃气二次喷射流效率要远远高于二次冷射流. 这一点可以用式(2)进行说明[6]:

$$\frac{F_s}{F_m} \propto \frac{m_s}{m_0}\left(\frac{T_{0j}}{T_0}\right)^{1/2} \qquad (2)$$

式(2)表明在相同二次喷射流流量条件下, 二次喷射流总温越高, 产生的侧向力越大. 从热力学观点来分析, 二次喷射流总温越高, 焓值越大, 当射流出口温度大于当地主气流温度时, 二次喷射流对主气流加热, 提高了混合气流内能, 影响区内压力增加, 从而使侧向力增加.

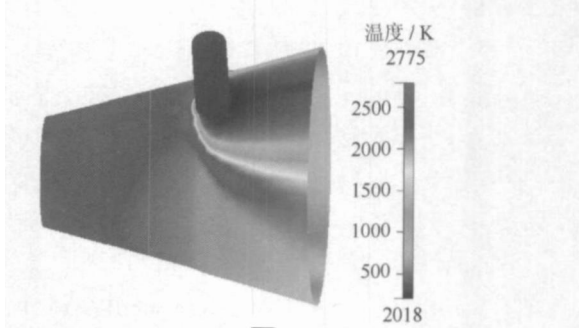


a 二次喷射流总温 300K

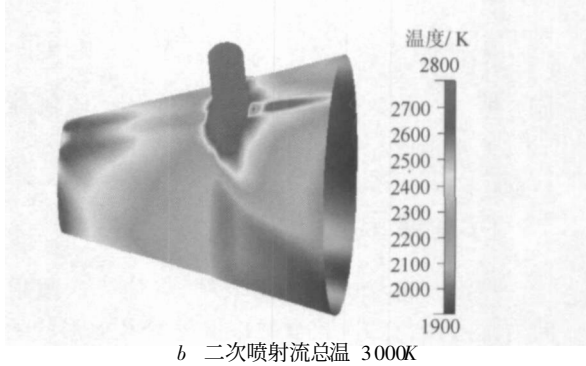


b 二次喷射流总温 3000K

图 3 气体二次喷射内流场温度等值线分布(喷射位置 C, 二次喷射流总压 6MPa)



a 二次喷射流总温 300K



b 二次喷射流总温 3000K

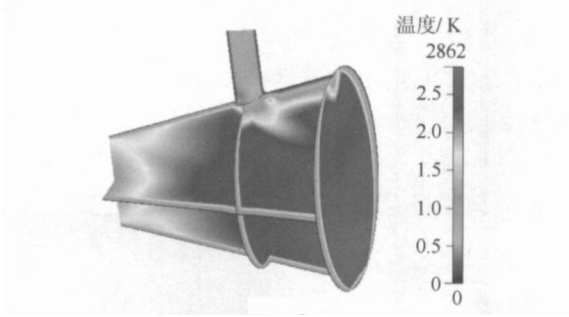
图 4 发动机喷管扩张段壁面等温度分布(二次喷射位置 C, 二次喷射总压 6MPa)

表 1 不同喷射条件下二次喷射质量流率及产生的侧向力

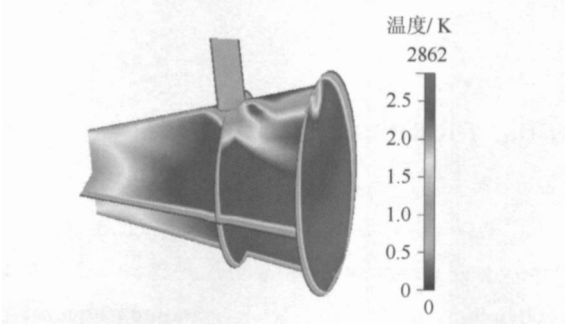
喷射位置	P_{0s}/P_{0m}	T_{0j}/T_0	m_s/m_0	F_s/F_m
C	0.6	0.1	0.109	0.0555
C	0.6	1.0	0.034	0.0520
D	0.6	0.1	0.140	0.0600
D	0.6	1.0	0.044	0.0540

2 3　二次喷射流总压

射流喷射位置 A 远离喷管出口, 射流对主流影响十分强烈, 激波影响区域很大. 参见图 5, 随着二次喷射流总压的升高, 射流扰动越来越强烈, 激波影响范围增大, 射流穿透深度也随之增加, 导致侧向力增大. 由图 6可知, 随着二次喷射流总压的增加, 分离区域变大, 二次涡的存在使紧靠射流的上游壁面压强出现压强峰值. 在射流下游, 壁面压强没有形成明显超过未受扰动时压强的现象 (上、下壁面位置设为 x, m). 参见图 2, 随着二次喷射流总压的提高, 侧向力增大, 相应的二次喷射流质量流率也随之增大. 由以上分析, 侧向力的升高一方面是因为射流流量随着射流总压的增加而增大, 增加了喷射动量, 使出口动量增加, 另一方面, 主流分离区域增大, 射流上游壁面压强升高形成的附加侧向力增大. 总之, 随着二次喷射流总压的提高, 侧向力基本上呈线性增加.

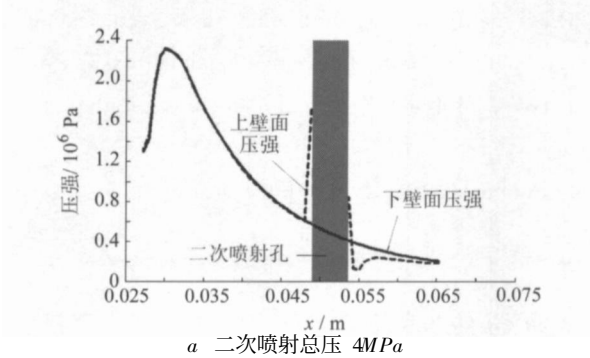


a　二次喷射总压 4*MPa*

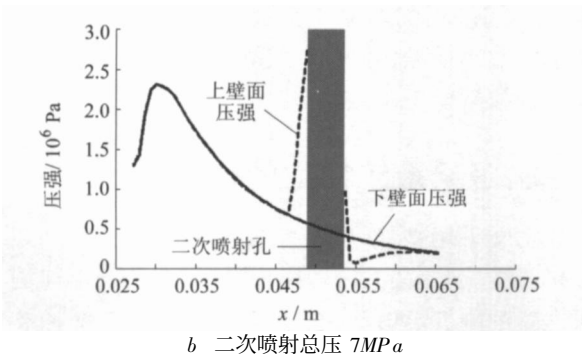


b　二次喷射总压 7*MPa*

图 5　气体二次喷射内流场温度等马赫数分布
(喷射位置 C, 二次喷射流总温 300*K*)



a　二次喷射总压 4*MPa*



b　二次喷射总压 7*MPa*

图 6　喷管扩散段上、下壁面压强分布
(二次喷射位置 C, 二次喷射总温 300*K*)

3 结　论

1) 喷射口位置太靠近上游或者下游, 对提高侧向力都不利. 最佳喷射位置与发动机几何和物性参数都有关系, 不同的发动机有不同最佳喷射位置.

2) 燃气二次喷射流效率远高于二次冷射流.

3) 侧向力随二次喷射流总压增加而线性增大.

参考文献 (**References**)

[1] 何大军. 固体发动机燃气二次喷射推力向量控制技术[C]//第 21届固体火箭推进技术学术会议论文集(发动机分册). 杭州: 中国宇航学会固体火箭推进委员会, 2004: 274 – 278
HeDajun. Secondary hot gas injection thrust vector control technology for solid motor[C]//Symposiums of 21th Annual Conference of Solid Rocket Propulsion (fascicule of motor). Hang Zhou: Solid Rocket Propulsion Committee of Chinese Society of Astronautics, 2004: 274 – 278(in Chinese)

[2] Abdol-Hamid K S, Lakshmanan B, Carlson J R. Application of Navier-Stokes code PAB3D with k-ε turbulence model to attached and separated flows[R]. NASA TP3480, 1995

[3] Deere K A. Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-2000-3598, 2000

[4] 乔渭阳, 蔡元虎, 齐少军, 等. 次流喷射控制推力向量喷管的流场数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(6): 18 – 20, 35
QiaoWeiyang, CaiYuanhu, QiShaojun, et al. Flow field numerical modeling of the thrust vector control nozzle based on secondary flow injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(6): 18 – 20, 35(in Chinese)

[5] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于次流喷射控制推力向量喷管的实验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 273 – 278
QiaoWeiyang, CaiYuanhu. A study on the two-dimensional thrust vectoring nozzle with secondary flow injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 273 – 278(in Chinese)

[6] ZukoshiE E, Spaid F W. Second injection of gas into a supersonic flow[R]. AIAA 64 – 110, 1964

(责任编辑: 张　嵘)