

固体火箭发动机二次喷射控制矢量喷管流场仿真*

吴 雄 张为华

(国防科技大学 航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073)

摘 要 :采用基于 Favre 平均的三维 N-S 方程和 $k-\epsilon$ 湍流模型对固体火箭发动机二次喷射推力矢量喷管复杂干扰内流场进行数值模拟。空间上采用三阶精度差分格式进行求解,时间上采用隐式 Jacobi 点迭代方法进行迭代推进,直至流场收敛。数值模拟得到矢量喷管二次射流的激波系结构,以及复杂的主/次流干扰流动图像。二次喷射流场包含复杂的涡系结构和波系结构,还存在着边界层与激波的相互干扰、自由剪切层、激波、膨胀波和大尺寸分离。数值模拟还表明,高温燃气射流导致喷射孔附近喷管壁面处的温度相当高,需采取相应的热防护措施。

关键词 :二次喷射;矢量控制喷管;数值模拟

中图分类号 :V231.3 文献标识码 :A

Simulation of the Flowfield in Secondary Injection Vector Control Nozzle for Solid Rocket Motor

WU Xiong, ZHANG Wei-hua

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :The complex inner flow-field of secondary gas injection for Solid Rocket Motor was numerically investigated by using three-dimensional average Favre equations and the turbulent models. Three-order spatial scheme and Implicit point Jacobi algorithm were used to solve these equations. It gained the structures of shockwave series of secondary gas injection vector nozzle and complex main/secondary flow image by numerical simulation. The secondary flow field includes complex vortices and shockwave series. It also has interaction by the boundary layer and shockwave, free shearing layer, shockwave, rarefaction wave and heavy gauge separation. The numerical simulation also indicates that secondary hot gas injection results in high temperature on the surface wall round the injector hole. Corresponding thermal protections should be adopted.

Key words :secondary injection; vector control nozzle; numerical simulation

推力矢量控制技术是飞行器关键技术之一^[1],受到世界各国普遍重视^[2]。

二次喷射推力矢量控制具有一系列优点:频率响应快、效率高、主喷管稳定、发动机比冲损失小等等。但由于这种控制方法的理论性强、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矢量控制技术研究最为成熟^[4]。

二次喷射推力矢量控制的研究在国外起步较早,持续时间长,实验数据、理论分析求解和数值模拟等方面资料非常丰富,国内的有关研究结果则不多见。国内主要是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,大部分以三维定常流场模拟为主。目前在二次喷射推力矢量喷管流场模拟中,国外大多使用两方程湍流模型^[5-6],国内主要使用的还是 B-L 模型^[7-8],两方程湍流模型也开始应用。

1 物理模型和数值方法

对于燃气二次喷射的物理过程,为简化起见,计算中假设主流和二次流均为均匀来流,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,主流与二次流都是均相流,不

* 收稿日期 2005 - 08 - 31

作者简介:吴雄(1977-),男,博士生。

考虑两股气流间化学反应,忽略质量力。主流由固体火箭发动机提供,主流总压 10MPa,总温 3000K,比热比 1.15,定压比热 1811J/(kgK)。二次射流来自燃气引射,二次射流总温 3000K;二次射流压强由二次射流入口边界条件给定;二次射流流量根据二次射流喷射孔处的流场参数计算出来,两者一一对应。外界环境压强为一个标准大气压,环境温度 300K。

计算中采用基于 Favre 平均守恒形式三维 Navier-Stokes 方程。发动机内流场中,流动具有很强的湍流特征,因此对湍流流动的数值模拟极其必要。在动量方程和能量方程中,涉及到湍流粘性系数 μ ,它必须通过湍流模型求得,鉴于 $k-\epsilon$ 模型在工程应用计算中已经广泛使用,本文采用 Launder 和 Spalding 提出的标准模型,并在近壁面区域采用壁面函数处理。空间数值差分采用基于 Van Leer 格式的矢量通量分裂算法。为了提高差分格式的精度,加入了 Osher-Chakrorthy 限制器,该限制器为:

$$\Psi(r) = \frac{1}{2}[(1-\kappa)\min\{\beta, r\} + (1+\kappa)\min\{1, \beta r\}] \quad (1)$$

其中 $\beta = \min\left(\frac{3-\kappa}{1-\kappa}, \frac{3+\kappa}{1+\kappa}\right)$, κ 的值决定了格式的精度。本文取 $\kappa = \frac{1}{3}$,此时 Osher-Chakrorthy 限制器为三阶空间精度。

采用时间步进法求解流场。数值求解时,空间上采用加入了 Osher-Chakrorthy 限制器的 Van Leer 三阶空间精度格式对连续方程、动量方程和能量方程进行求解,接着再求湍流输运方程;时间上采用隐式 Jacobi 点迭代方法进行迭代推进,直至流场收敛。

2 计算结果分析

为了显示流场流动特征,选取了某些剖面进行流场流动参数显示。图 1~图 4 所示为二次喷射矢量喷管内二次流导管剖面、二次流喷射处横截面以及喷管出口平面等三个剖面内流场压强、温度和马赫数的分布。从图中可以看出,二次射流喷入超声速主流后,因为主流当地压强远低于射流出口处的压强,射流迅速膨胀加速并渗透到主流中一定深度,然后转弯附壁流动,在射流出口上方受到桶形激波和马赫盘的压缩。超声速来流在喷口上游受到阻碍,在喷口上方形成弓形激波,由于这道脱体弓形激波的影响使喷口前的压强增加,使扰动通过边界层向上游传播,在喷口上游表面产生回流区和一个类似楔形分离区域,而分离区又会阻碍来流,形成分离激波,并使表面压强增加。边界层分离包含二个相互反向的分离涡,第一个位于喷口前方,尺度小于第二个,逆时针旋转,被喷流加强,第二个位于第一个的前方,以顺时针旋转,并且与外流和第一个分离涡相互干扰。喷口高压气流首先强烈膨胀,然后压缩扰动,在喷管后部可能形成弱的再压缩激波。改变喷流条件,只会影响分离区域的大小和激波的强度和位置,一般不会改变干扰流场的结构。由于边界层与激波的相互干扰,在喷口上游形成一个高压区;由于气体强烈膨胀和喷流引射作用,在喷口下游形成低压区,高压区和低压区的综合作用就是喷流对主流总的干扰影响。

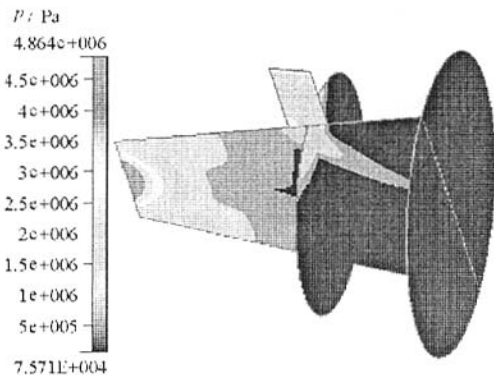


图 1 二次喷射矢量喷管内流场压强分布

Fig.1 Pressure contour in the inner flow field of secondary gas injection

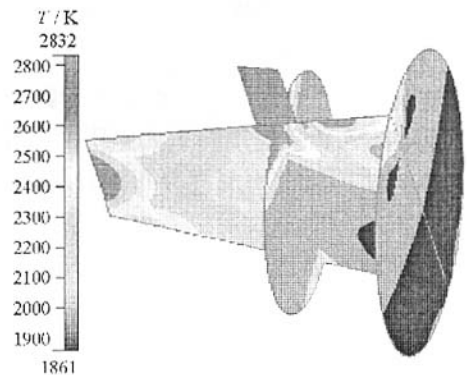


图 2 二次喷射矢量喷管内流场温度分布

Fig.2 Temperature contour in the inner flow field of secondary gas injection

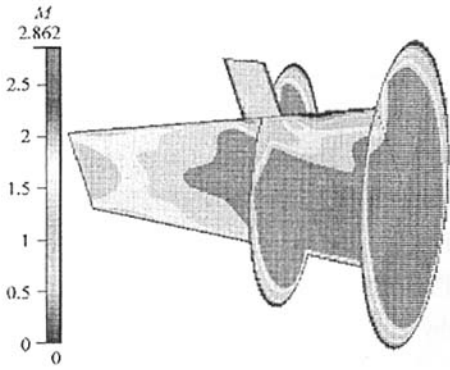


图3 二次喷射矢量喷管内流场马赫数分布
Fig.3 Mach number contour in the inner flow field of secondary gas injection

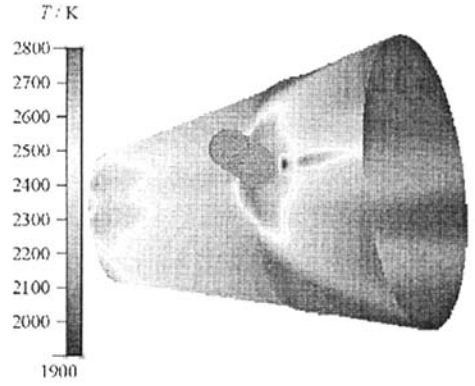


图4 二次喷射矢量喷管扩散段壁面温度分布
Fig.4 Temperature contour in the diffuse wall of secondary gas injection

喷管中的流场参数分布由于射流的干扰作用明显地不对称,但是弓形激波上游的区域以及喷管下壁面都没有受到射流扰动的影响,弓形激波在射流附近很强,随着远离壁面更加倾斜,强度减弱。主流经过弓形激波的压缩后,只是在激波后的扰动范围内使温度、压强升高,马赫数降低,而后继续膨胀。在前后分离区有强烈的边界层分离和回流形成旋涡的现象。

二次射流干扰流场内激波系十分复杂,直接作用在射流前的弓形激波与前分离区的斜激波在一起形成“ λ ”状,分叉点较高,但由于边界层内复杂的流动,弓形激波的前端已经不明显。射流自身存在较强的喷射激波,包括与壁面近似平行的正激波(马赫盘)和正激波斜前侧的桶状激波。正激波后是一系列的膨胀波。

这里对分离区内激波与边界层相互作用,并导致边界层分离的机理进行初步分析。当弓形激波与边界层相交时,气流经过弓形激波后压强增高。增高后的压强能从边界层的亚声速区向上游传递。又由于沿壁面法向激波强度不同,在激波地带,边界层内法向压强梯度不再为零,这种压强不平衡,使得波前波后边界层的厚度增加。增高的压强向上游传递,以及边界层厚度增加,使亚声速层的气流向上游回流。但在边界层外层的超声速气流中,下游参数变化不传递到上游,气流仍然向下游流动,此时边界层中的气流速度沿壁面法向从负到正分布,这就造成了气流旋涡与分离。分离点在激波之前的某一点。弓形激波前的边界层增厚,便压缩原超声速气流使其偏离物面,越靠近波面,边界层越厚,气流偏离壁面越远,压缩越厉害,形成一束斜激波,这就是分离激波。

在图5和图6所示的气体二次喷射矢量喷管扩散段壁面压强和温度分布图中,点状线代表二次喷射端喷管扩散段上壁面压强和温度分布,点状线间断处代表二次喷射孔处,实线代表相应的喷管扩散段下壁面压强和温度分布。可以看到,在主流分离的上游,主流的流动没有受到干扰,上下壁面的压强曲线重合,壁面压强因为气流在收敛段的加速迅速下降,经过喉部时由于喉部区域存在一微弱的压缩波,引起壁面压强的略微上升,随后继续下降。在射流的上下游附近处喷管上壁面有比较大的压强变化,存在逆压梯度,流动产生分离。弓形激波未影响到下壁面,下壁面的压强分布是平坦光滑的,这一点从图7和图8所示的矢量喷管出口截面上压强和温度分布图中也可以看出来。

从图4所示喷管壁面温度分布图和图6所示矢量喷管扩散段壁面温度分布以及图8所示矢量喷管出口截面上温度分布中都可以看出,由于二次射流采用高温燃气,与下壁面相应位置相比,在射流出口上游附近壁面以及射流出口下游喷管壁面处的温度相当高。在实际应用中要重视二次喷射孔附近以及喷射孔下游喷管壁面的热烧蚀,采取相应的热防护措施。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的冷却作用。

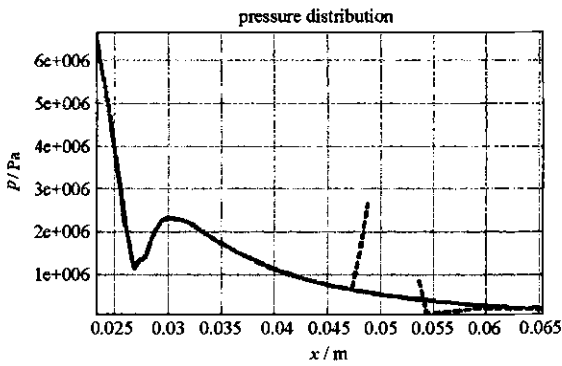


图 5 矢量喷管扩散段壁面压强分布

Fig.5 Distributing of pressure in the diffuse wall

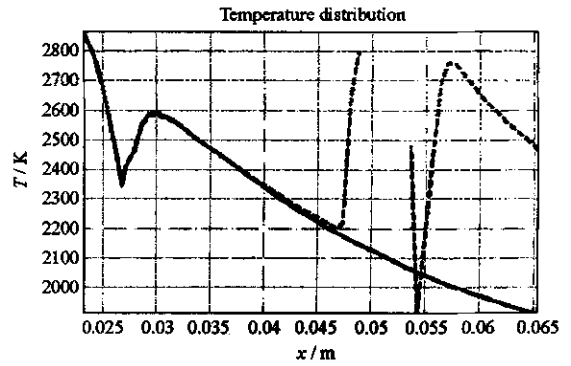


图 6 矢量喷管扩散段壁面温度分布

Fig.6 Distributing of temperature in the diffuse wall

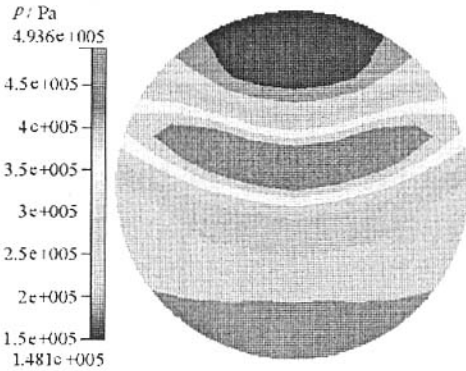


图 7 矢量喷管出口截面压强分布

Fig.7 Pressure contour in the exit section of the nozzle

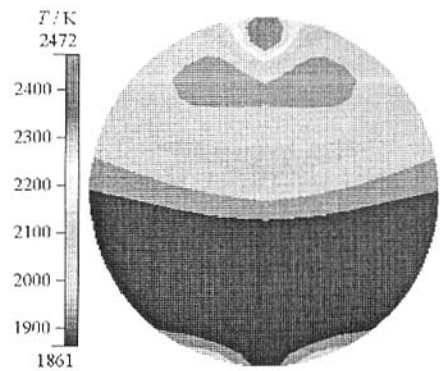


图 8 矢量喷管出口截面温度分布

Fig.8 Temperature contour in the exit section of the nozzle

3 结论

对固体火箭发动机二次喷射矢量喷管三维内流场进行了数值模拟计算,得到了矢量喷管二次射流的激波系结构,以及复杂的主/次流干扰流动图像。二次射流流场包含复杂的涡系结构和波系结构,还存在着边界层与激波的相互干扰、自由剪切层、激波、膨胀波和大尺寸分离。数值模拟还表明,在射流出口上游附近壁面以及射流出口下游喷管壁面处的温度相当高。在实际应用中要重视二次喷射孔附近以及喷射孔下游喷管壁面的热烧蚀,采取相应的热防护措施。

参考文献:

- [1] Kowal H J. Advances in Thrust Vectoring and the Application of Flow-control Technology[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002 (2).
- [2] 梁春华,张仁,等. 国外航空发动机推力矢量喷管技术的发展研究[J]. 航空发动机, 1998 (1):49-55.
- [3] 方昌德. 美国航空推进系统关键技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(3):1-5.
- [4] 何大军. 固体发动机燃气二次喷射推力向量控制技术[A]. 中国宇航学会固体火箭推进委员会第 21 届年会[C], 2004.
- [5] Abdol-Hamid K, Lakshmanan B, Carlson J R. Application of Navier-Stokes Code PAB3D With k-ε Turbulence Model to Attached and Separated Flow[R]. NASA TP 3480, 1995.
- [6] Deere K A. Computational Investigation of the Aerodynamic Effects on Fluidic Thrust Vectoring[A]. 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit[C], 2000.
- [7] 乔渭阳,蔡元虎,等. 次流喷射控制推力矢量喷管的流场数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(6):18-20, 35.
- [8] 乔渭阳,蔡元虎. 基于次流喷射控制推力矢量喷管的实验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3):273-278.

