

某型固体火箭冲压发动机 补燃室内流场仿真

徐颖军, 高峰, 王 鹏

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 西安 713800)

摘 要: 基于简单反应的漩涡分裂模型, 建立了固体火箭冲压发动机补燃室内的湍流燃烧模型, 并在该模型下对某实验发动机进行了三维数值模拟, 获得了补燃室内的流场结构。分析了补燃室燃烧效率的变化和发动机的性能, 并研究了补燃室设计参数包括进气道出口设计参数对燃烧效率的影响。通过计算与分析, 为固体火箭冲压发动机补燃室设计提供了一些建议。

关键词: 固体火箭冲压发动机; 燃烧模型; 数值模拟; 燃烧效率

中图分类号: V435

文献标识码: A

文章编号: (2007) 04-0023-06

Simulation of the second combustor internal flowfield for a solid-propellant ducted rocket

Xu Yingjun, Gao Feng, Wang Peng

(Missile Institute of Air Force Engineering University, Xi'an 713800, China)

Abstract: A simple reacting flow model in solid-propellant ducted rocket combustor based on Eddy Break-Up model is established. The model is used to simulate the three-dimensional combustion flowfields in an experimental motor. Flowfield of structure was obtained, variation and performance of the combustion efficiency were analyzed. Some factors that affect the combustion efficiency were discussed in the paper, including air intake. Some significative results are offered by computation and analysis.

Key words: solid-propellant ducted rocket; combustion model; numerical simulation; combustion efficiency

收稿日期: 2006-11-20; 修回日期: 2006-12-28。

作者简介: 徐颖军 (1983—), 男, 硕士研究生, 研究领域为固体火箭发动机内流场及仿真研究。

1 引言

固体火箭冲压发动机是超音速导弹动力装置的一个主要发展方向。流场显示证明,在固体火箭冲压发动机补燃室内,存在着复杂的三维流场结构。侧边进入的空气沿轴向形成螺旋流动,在补燃室头部形成回流区。由于流速较高,在各剪切层和掺混区伴随着湍流脉动,空气和燃料在接触的同时进行着复杂的湍流燃烧,燃烧室放出的热能使气体急剧膨胀。并且,贫氧燃料一般含有金属添加剂,从燃气发生器喷出的燃气具有复杂的两相成份,金属颗粒的燃烧在很大程度上影响着火焰的传播及补燃室的燃烧效率。随着现代计算流体力学(CFD)的发展,使得我们可能用计算机对补燃室工作过程进行数值仿真,反映流场的结构和特征。本文采用数值仿真技术,对某型固体火箭冲压发动机补燃室内流场进行仿真,得出补燃室内燃气速度、压力、温度等参数变化的可视结果,为不断改进设计提供依据。

2 模型方法

2.1 湍流流动模型

在固体火箭冲压发动机内,气体以湍流状态在补燃室中流动及燃烧,流场中存在大尺度的回流区及漩涡。湍流使得动量以及其他标量的扩散在整个流场中显著增强,为精确计算扩散通量就必须选择合适的湍流流动模型。

从理论上讲,雷诺应力模型能更好地模拟湍流流动,由于准确考虑了各向异性效应,因而在不少情况下其预报湍流流动的效果优于常用的模型。但有人认为此模型总体上其精确性是否比其它模型高尚待探讨,此外此模型对工程应用而言嫌过繁琐,模型中的多个常数通用性尚待确定,这些缺点限制了雷诺应力模型的普遍应用。

选择 $k-\varepsilon$ 双方程模型。

待 k 和 ε 的整场参数确定以后,雷诺应力由下式给出:

$$\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left[\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right]$$

$$\mu_t = C_\mu \rho k^2 / \varepsilon$$

$$C_\mu = 0.09$$

有效粘性系数为: $\mu_{\text{eff}} = \mu_t + \mu$

2.2 湍流燃烧模型

固体火箭冲压发动机补燃室中的燃烧过程是湍流燃烧过程。虽然湍流流场中反应率的瞬时值是仍服从瞬时浓度和瞬时温度所构成的 Arrhenius 定律,但反应率的时均值和时均浓度及时温度之间的关系并不服从 Arrhenius 定律。湍流反应模拟的困难就在于如何模拟由湍流脉动产生的关联相。D.B.Spalding 于 1971 年提出的漩涡分裂模型(Eddy Break-Up 模型,简称 EBU)提供了一种处理湍流火焰的简单而实用的方法,并已在火箭发动机燃烧稳态数值模拟研究中被广泛应用。

EBU 模型抓住了影响反应率时均值 \bar{w}_i 的主要因素,给出了 \bar{w}_i 的简化表达式。该模型突出了湍流掺混对燃烧速度的控制作用。设想在高 Reynolds 的湍流火焰中尚未燃烧的气体和已经完全燃烧的气体可看作是一些漩涡气团,假设化学动力学过程非常快,反应仅受扩散过程控制,且发生在两种气团的界面上,并认为反应率取决于在湍流作用下这些漩涡气团由大块分裂成小块并愈分愈小的分裂速度,而分裂速率与湍流脉动动能的衰变速率成正比,即:

$$\bar{w}_{i,EBU} \sim \frac{\varepsilon}{k}$$

另外不难想象,燃烧速率一定与浓度脉动有关,这样就归纳出了湍流燃烧速率的计算公式:

$$\bar{w}_{i,EBU} = C_{EBU} \rho g \varepsilon / k$$

式中, C_{EBU} 为经验常数,通常取 $C_{EBU} = 0.35 \sim 0.4$; g 为浓度脉动均方值。 g 的确定可以简单的假定为:

$$g \propto \min \{ \bar{Y}_{fu}, \bar{Y}_{ox}, \bar{Y}_{pr} \}$$

称为 Magnussen 修正的 EBU 模型, $\bar{Y}_{fu}, \bar{Y}_{ox}, \bar{Y}_{pr}$ 分别表示燃料、氧化剂、燃烧产物的浓度。这

样不需要求解微分方程, 就可以得到湍流燃烧速率。

对浓度脉动 g , 也可以由解 g 的输运方程得到。但该微分方程组复杂, 为简单起见, 采用虽很不完善但广泛使用的 Magnusen 修正的 EBU 模型。

从燃气发生器中喷出的贫氧燃料, 成份非常复杂, 既有气相成份, 也有凝相成份。表 1 列出了利用固体火箭冲压发动机热力计算程序计算得出的贫氧燃气成份, 所用的贫氧推进剂成份为 40% 的高氯酸氨、60% 的丁羟, 燃气发生器压强 0.57MPa。由表中可以看出, 使用碳氢贫氧推进

剂时燃气成份就有 11 种之多, 当推进剂中加入了金属添加剂后, 成份就更多。这么多的燃气成份与空气发生化学反应后, 产物就更多, 每个基元反应后又有各自的平衡常数, 因此完全而详细地模拟补燃室内的全部化学反应几乎是不可能的。为此, 对燃气发生器喷出的燃气成份作了简化处理, 假设富燃燃气成份为 CH_4 、 CO_2 、 H_2O 。燃气成份中只有甲烷与氧发生化学反应, 假设反应一步完成没有中间产物, 反应不可逆, 采用一个总的燃烧模型来描述甲烷的燃烧, 则发生的化学反应为:

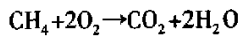


表 1 碳氢贫氧推进剂燃烧产物
Tab.1 Combustion product of C-H poor oxygen propellant

燃气成份	CO	C_2H_4	HCN	H_2O	N_2	CH_4
摩尔分数	0.11050	9.98×10^{-7}	1.49×10^{-6}	0.03802	0.02119	0.04037

燃气成份	CO_2	HCL	H_2	NH_3	C	总合
摩尔分数	0.01257	0.04249	0.34914	0.00009	0.38094	1

2.3 数值模拟方法

Fluent 采用有限体积法对控制方程组进行离散。对于所研究的流场区域, 有限体积方法的基本思想是把计算区域划分为若干个控制体单元, 将微分形式的流体动力学基本方程对每个单元体积分并对空间导数项应用 Gauss 定理, 积分形式可以表示如下:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial Q}{\partial t} dV + \int_{\partial \Omega} f \cdot n ds = 0$$

式中, f 为通量矢量; n 为单元体表面外法向单位矢量, 以下标增加的方向为正; Ω 为控制单元体积; s 为控制单元表面积。然后将积分方程进行离散。对湍流方程采用一阶迎风格式, 对 N-S 方程采用二阶迎风格式进行离散。对于上述离散方程采用相应的数值方法求解, 数值模拟均采用耦合隐式求解算法。

3 算例

3.1 边界计算及网格划分

模拟的三维固体火箭冲压发动机补燃室结构如图 1 所示。空气通过两个周向成 120 度的方形进气道进入补燃室, 进气道进气角度与补燃室轴向成 45 度夹角, 进气道头部高度为 90 毫米。由于进气道的工作过程十分复杂 (产生斜激波和正激波), 并与补燃室工作过程密切相关, 为简化只计算了进气道出口附近的一段。

计算中边界条件是根据发动机实际工作状态确定的。所模拟的发动机工作状态为: 飞行高度一万余米、飞行速度 2.8Ma、空气在进气道中通过三个斜激波和一个正激波进入补燃室, 通过固体火箭冲压发动机热力计算软件就可得到进气道出口处的边界条件。表 2 列出了详细的边界条件。

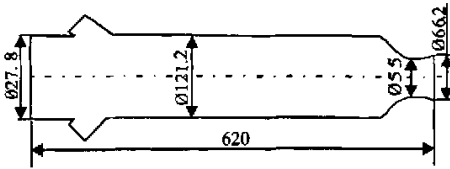


图 1 固体火箭冲压发动机补燃室结构尺寸
Fig.1 Physical dimension of solid-propellant ducted rocket combustor

表 2 固体火箭冲压发动机补燃室边界条件

Tab.2 Boundary condition of solid-propellant ducted rocket combustor

模拟 工况	飞行高度	飞行速度	大气压强	大气密度	大气温度	进气面积		
	10km	2.8Ma	0.027MPa	0.4135kg/m³	223.3K	0.002506m²		
计算 边界	流率		总温	气体成份				
				CH ₄	H ₂ O	CO ₂	O ₂	N ₂
	空气入口	1.0kg/s	573K	0	0	0	0.23	0.77
	燃气入口	0.0833kg/s	1083K	0.6659	0.184	0.1501	0	0

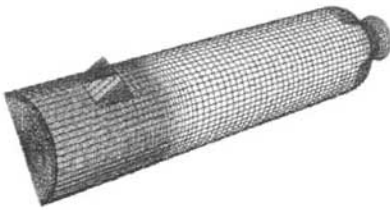


图 2 补燃室壁面网格
Fig.2 Wall mesh of combustor

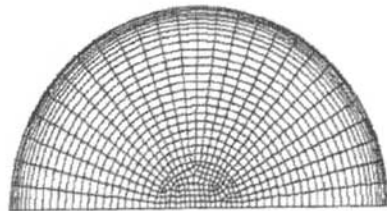


图 3 补燃室断面网格
Fig.3 Cross-section mesh of combustor

3.2 仿真结果分析

图 4 给出了补燃室内的速度矢量分布。由图可以看出，补燃室的流动极为复杂，包括多个漩涡和回流区，并呈现强烈的三维特性。位于进气道之间的漩涡，随着向下游的发展，由于存在轴向速度，形成轻微的螺旋运动，并逐渐减弱，在补燃室出口，此漩涡已经消失。在 $\theta=60^\circ$ 轴向剖面上可以看出，在空气流和燃气流的夹角处由于流体的剪切作用形成两个方向相反的漩涡，两个漩涡的相互作用加强了燃气同空气的相互掺混。补燃室中复杂的漩涡和回流结构对于燃气同空气的掺混有着重要作用，提高了补燃室中的燃烧效率。所得到的流场结构与 Vanka^[9] 等得到的结果相同，只是由于采用的补燃室构型不同，在漩涡

通常在补燃室端面上采用结构化网格，但在补燃室轴线上径向和周向网格汇成一点，给网格处理带来了不便。本例在端面上采用混合格网，即在中心处的燃气入口采用非结构网格，在其余区域采用结构网格，有效解决了这一问题。图 2 和图 3 给出了流场的计算网格划分。

的大小、强度和位置上略有不同。

图 5 给出了补燃室壁面温度分布。从图中可以看出，壁面受热严重且极不均匀，这给室壁的热防护带来了困难。

图 6~8 给出了补燃室内平均温度、平均燃气质量分数和燃烧效率随燃烧室轴线的变化。可以发现，增加空燃比后补燃室内的燃烧温度上升，燃气质量分数下降。在头部温度和燃气质量分数变化得更加明显，平均温度大约升高了 250K。原因是增加了空燃比后进入头部的空气流量增加，同时由于进入补燃室的空气流量增大后空气射流速度增加，增加了空气射入深度，提高了头部回流区涡流强度，加强了燃气同空气的掺混。在补燃室尾部，增加空燃比后平均温度反而比空

燃比小时低, 同通过分析燃烧效率变化可知, 在此处空燃比为 15 时燃料已基本耗完. 燃烧效率达到了 90%左右, 燃气与空气的燃烧程度下降, 温

度降低. 从燃烧效率变化曲线看出, 增加空燃比使燃烧效率升高, 在补燃室出口处燃烧效率升高 20%左右.

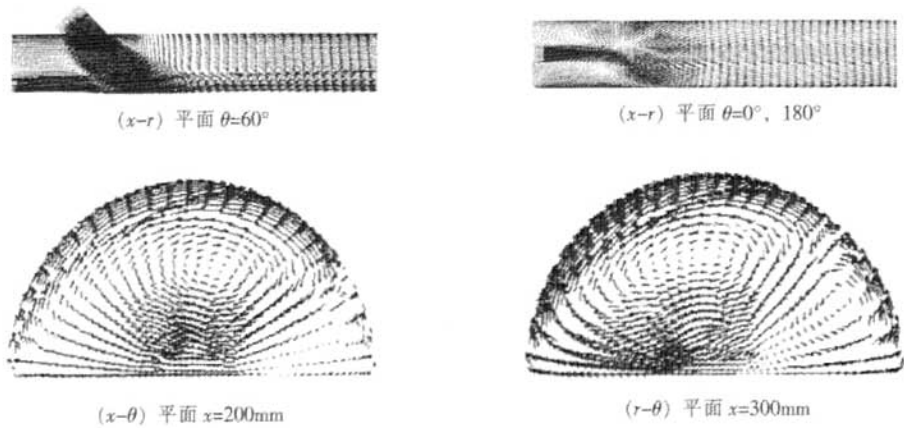


图 4 补燃室内的速度矢量分布
Fig.4 Velocity vector distribution of combustor

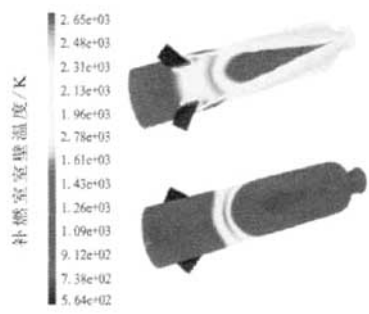


图 5 补燃室室壁温度分布
Fig.5 Wall temperature distribution of combustor

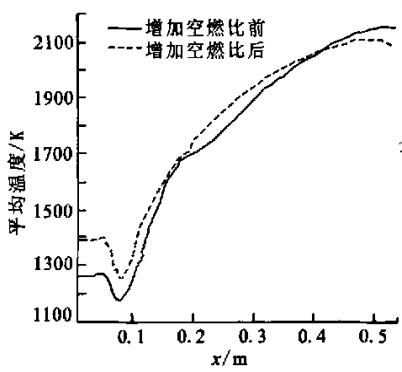


图 6 两种空燃比下补燃室平均温度变化
Fig.6 Average temperature change of combustor

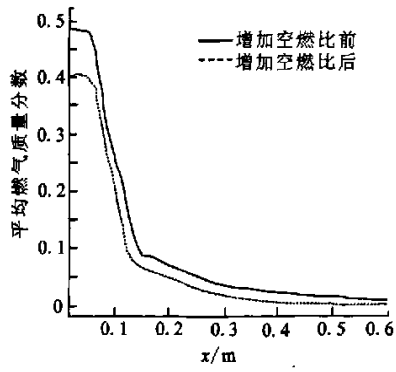


图 7 两种空燃比下补燃室平均燃气质量分数变化
Fig.7 Average mass percent of combustor in two air burning ratio

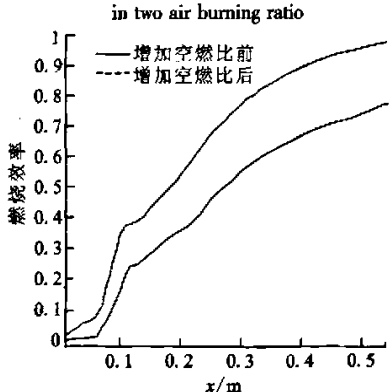
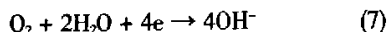


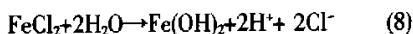
图 8 两种空燃比下燃烧效率的变化
Fig.8 Change of combustion efficiency in two air burning ratio

(下转第 46 页)

缝外大面积金属表面上发生氧化还原反应:



金属溶解的 Fe^{2+} 在缝内积累, 吸引缝外溶液中氯离子大量迁移进缝内以保持电荷平衡, 造成氯离子在缝隙内富集。缝隙内, 由于 Fe^{2+} 的浓缩和氯离子的富集, 生成金属氯化物。随着金属氯化物的水解:



产生没有保护性的 $\text{Fe}(\text{OH})_2$ 膜和氢离子, 使缝内溶液酸化。这种酸性和高浓度氯离子加速了金属阳极溶解, 从而又吸引更多的氯离子迁入, 氯化物的浓度又增加, 氯化物的水解又使介质酸化。如此循环往复, 形成一个自催化酸化过程, 使缝内钝化膜永久破坏, 金属加速溶解。

6 结论

(1) 在四氯化碳、水、乙醇混合溶液存在的条件下, 1J116 材料电磁阀锈蚀的主要形式表现

为缝隙腐蚀, 引起腐蚀的主要介质为含有氯离子的残留清洗液。

(2) 氯离子的产生机理为残留的清洗液(四氯化碳、水、乙醇)混合后发生反应, 生成了一定量的氯离子和氢离子, 从而对金属造成腐蚀。

(3) 纯四氯化碳不会对金属造成腐蚀。实际清洗中如还需采用其他溶剂时, 应使每种溶剂充分干燥后, 再进行下一道清洗, 以避免四氯化碳与其他溶剂形成混合溶液, 产生腐蚀介质。

参考文献:

- [1] 魏竹波, 周继维, 姚瑶. 金属清洗技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2003, 201.
- [2] 桂立丰, 吴民达. 机械工程材料测试手册腐蚀与摩擦学卷[M]. 沈阳: 辽宁科学技术出版社, 2002.
- [3] 梁成浩. 金属腐蚀与防护 [M]. 大连: 大连理工大学, 1992.
- [4] 马丽珍. 阀门台座加工工艺 [J]. 火箭推进, 2005, 31(3): 42-45.

(编辑: 王建喜)

(上接第 27 页)

4 结论

利用 Fluent 软件对某型固体火箭冲压发动机补燃室内的燃烧过程进行了数值模拟研究, 得到了补燃室内的流场结构, 分析了补燃室燃烧效率的变化和发动机性能, 最后研究了空燃比变化对燃烧效率的影响, 得出以下结论:

(1) 补燃室内的流场极为复杂, 存在三个回流区和一个漩涡区。

(2) 补燃室内压力分布较为均衡, 温度分布极不均匀, 燃烧过程受燃气和空气掺混控制, 发动机室壁受热严重。

(3) 在适当范围内增加空燃比能大大提高补

燃室的燃烧效率。

参考文献:

- [1] 方丁酉, 张为华, 杨涛. 固体火箭发动机内弹道学[M]. 长沙: 国防科学技术大学出版社, 1997.
- [2] 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: 北京航空航天大学博士学位论文, 1998.
- [3] 周力行. 湍流两相流动与燃烧的数值模拟 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1991.
- [4] 周力行、陈文芳, 译. 湍流气粒两相流动和燃烧的理论及数值模拟 [M]. 北京: 科学出版社, 1994.
- [5] Vanka S P, Craig R R, Stull F D. Mixing, Chemical Reaction and Flowfield Development in Ducted Rockets [R]. AIAA85-1271.

(编辑: 王建喜)