

文章编号: 1000-8055(2006)01-0056-05

超燃冲压发动机缩比燃烧室 流场数值模拟

王元光, 徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 为了采用二维N-S方程来研究带有垂直喷射的三维问题, 即拓展二维模型的适用范围, 提出了一种针对喷射的简化模型, 即采用源项加质来近似模拟喷射的质量添加。为了验证这种简化的可行性, 针对文献中的实验条件进行了对比计算。结果表明, 数值模拟与实验点符合得较好。运用以上简化模型, 对放置在自由射流实验台上的缩比超燃冲压发动机燃烧室流场, 采用五组元单步反应模型进行了数值模拟, 得到了各主要气动参数及组分质量分数的分布, 表明, 根据数值模拟所得到的壁面静压值与实验壁面压力符合得较好。

关键词: 航空、航天推进系统; 超燃冲压发动机; 源项; 化学反应; 燃烧室; 数值仿真

中图分类号: V 235. 21

文献标识码: A

Numerical Simulation of the Flowfield in a Scaled down Scram jet Combustor

WANG Yuan-guang, XU Xu, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A new concept was raised and adopted to enlarge the scope of two-dimensional model particularly in dealing with three dimensional normal injection cases. Meanwhile, the method has a very good performance in terms of time consuming. The new idea was realized through special disposal with the continuity equations, i.e., mass flow are added in the source term of the continuity equation. To prove the robustness of this simplified method, in accordance with the test condition published in the literature, calculation was carried out. Calculating results compared with three dimensional programs prove to be satisfactory. A model scram jet combustor tested on the free-jet scram jet test facility was demonstrated and undergone numerical calculation with the two-dimensional program adopted the above injecting simplification. To simulate the chemical reaction process in the scram jet tunnel, a 5-species, single step reaction model was introduced. The major aerodynamic parameters and components mass fraction distribution within the model combustor channel were presented. This makes it easy to observe and analyze the flow field. Comparisons of wall pressure between the numerical and experimental results prove the adequate accuracy of the calculation model.

Key words: aerospace propulsion system; scram jet; source term; chemical reaction; combustion chamber; numerical simulation

收稿日期: 2005- 08- 17; **修订日期:** 2005- 11- 30

基金项目: 国家“863”基金资助

作者简介: 王元光(1979-), 男, 内蒙古通辽人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事冲压发动机及相关技术的研究

针对超声速流动中垂直喷射的研究是进行超燃冲压发动机设计的重要内容, 在国内外的许多文献[1~4]对此都进行了大量的实验研究。为了更加深入地了解喷射过程的机理, 采用计算流体力学工具是十分必要的, 这将获得较为细致的流场结构信息, 从而有助于最终提高燃料与空气的掺混与燃烧效果。

针对这种垂直喷射现象的研究, 目前通行的做法是求解三维N-S方程^[5]来进行的。虽然模拟的精度较高, 但是运算量大, 计算的周期也较长, 尤其不适合于在设计流动通道时使用。另外, 求解二维N-S方程虽然计算时间较短以及计算精度可以得到保证, 但是却无法直接模拟垂直喷射这种三维问题。

考虑到上面所提到的因素, 本文采用源项上加质近似模拟喷射质量添加的方式来模拟实际的喷射情况, 从而可以将这种垂直喷射的现象简化为二维问题。因此, 一方面可以大大节省计算时间, 同时还可以扩展二维方法的适用范畴。为了验证这种简化的可行性, 本文针对文献[6]中的实验条件进行了对比计算。

自由射流式实验是开展超燃冲压发动机研制工作的有力手段, 也是最接近超燃冲压发动机实际飞行状态的一种地面实验。本文采用上面所提出的考虑源项加质的二维模型, 开展了自由射流实验台上缩比发动机燃烧室内通道的数值模拟, 获得了各主要气动参数及组分质量分数分布图等流场详细信息, 并且进行了数值模拟与实验壁面压强的对比。

1 实验简介

开展自由射流实验的缩比发动机燃烧室段的

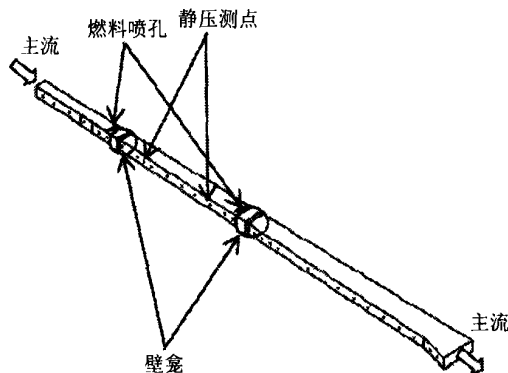


图1 模型燃烧室构型图

Fig 1 Configuration of the model combustor

构型如图1所示。如图1中箭头所示, 主流空气从左侧流入, 从右侧流出。在燃烧室通道内前后共布置了2个凹腔形状的壁龛稳定器来进行火焰稳定。同时, 在缩比发动机的上壁面布置了24个静压测点而在下壁面布置了31个静压测点, 静压测点的位置如图1所示。

喷射的燃料是煤油。模型燃烧室采用2处供油, 第1处为壁龛1的前面, 在上壁面和下壁面上各布置了4个喷孔, 且采用垂直喷射的方式。第2处为壁龛2的前面, 在上壁面和下壁面上也各布置了4个喷孔, 采用垂直喷射的方式。另外, 在进气道中还通过测压点引入了一部分引导油。

2 控制方程及质量添加源项处理

二维带化学源项添加的Navier-Stokes方程的形式如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + S \quad (1)$$

式中:

$$S = [\dot{\omega}_1, \dot{\omega}_2, \dots, \dot{\omega}_s, 0, 0, 0]^T$$

其中: $S = [\dot{\omega}_1, \dot{\omega}_2, \dots, \dot{\omega}_s]$ 是在化学反应生成的各组分的质量生成率。在不考虑化学反应的时候, 可将其定义为各组分质量添加率。以添加第一种组分为例, 如图2所示, 假定 $\dot{m}_1$ 是添加在网格单元

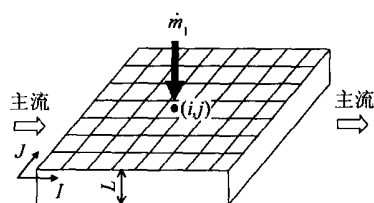


图2 二维模型中喷射示意图

Fig 2 Illustration of injectors in two-dimensional model

(i, j) 上对应于第一种组分的质量流量。 L 是垂直于计算平面的高度, 则有: $\dot{\omega}_1 = \frac{\dot{m}_1}{J(i, j)L}$, 其中, $J(i, j)$ 是点 (i, j) 处的网格面积。由此, 便可以将喷射的质量采用源项上的处理, 添加到组分连续方程中, 从而可以采用二维模型来模拟这种三维情况下垂直喷射的问题。

3 算例及结果分析

3.1 超声速垂直喷射数值模拟

本算例模拟文献[6]中的实验工况: 均匀空气

来流在超声速的状态中通过矩形截面管道,而加碘空气则从管道上壁面垂直于主流向下喷入。文献[6]利用激光诱导荧光技术测量了加碘空气在 XY 平面内的扩散边界,边界所对应的喷入的加碘空气的摩尔分数是0.01。

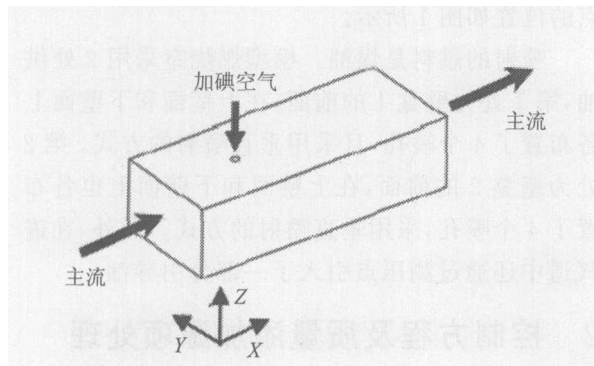


图3 垂直喷射示意图

Fig 3 Illustration of normal injection from Ref [6]

3.1.1 计算条件

空气来流静压是: 36 600 Pa, 静温 161.9 K, 马赫数2.05。喷射动压比是0.73, 加碘空气总温是192.8 K, 喷射马赫数是1.0, 喷孔直径是2 mm。根据文献[6], 在动压比为0.73时的穿透深度为8 mm。根据流量公式, 可以得到喷射质量流量约为1.95 g/s。

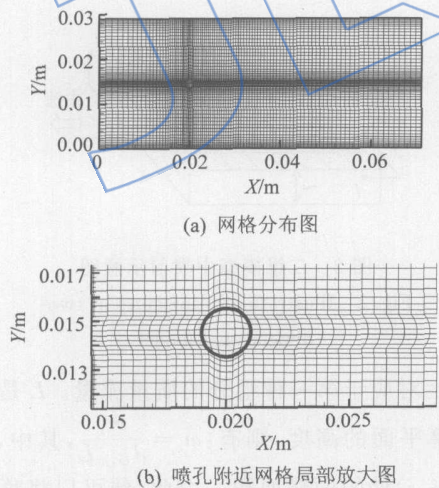


图4 垂直喷射算例网格分布图

Fig 4 Grids employed in the normal injection calculation case

3.1.2 网格划分

计算域及计算网格如图4所示, 网格点数为 100×60 。图4(b)中的黑色圆圈代表实际的喷射区域。

3.1.3 结果与分析

图5给出了垂直喷射空气的横向扩散边界的实验结果与计算结果相比较的对照图。在实验中, 激光束的发射平面与所计算的通道的上表面即喷孔所在平面平行, 且相距为2 mm。图中所显示出来的圆形离散点代表实验点, 也就是实验中喷射空气摩尔质量分数为1%的点, 而等值线则是通过数值模拟所得到的喷射的加碘空气的摩尔分数分布图。从图中可以看出, 在 $X < 0.04$ m 的区域,

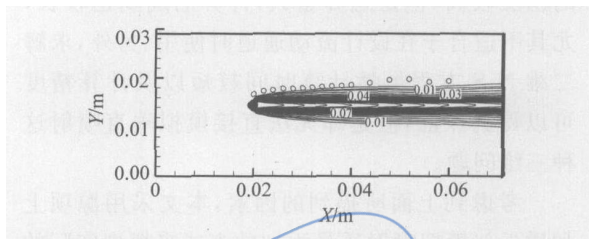


图5 加碘空气摩尔分数分布数值计算结果与实验对照图

Fig 5 The mole fraction of the iodine-seeded air (Numerical results vs Experiments)

采用二维模型获得的摩尔分数为1%所组成的等值线与实验点符合得较好, 而在 $X > 0.04$ m 的区域, 所得到的结果在这一区域与实验点的误差较大, 这是由于实际的在 XY 平面内的横向扩散过程还会受到 Z 方向上的穿透作用的影响, 而在二维模型中还无法考虑在 Z 方向上的穿透作用, 因此与实际情况还有一定差距。

3.2 缩比发动机燃烧室数值模拟

3.2.1 数值方法

求解了二维 $N-S$ 方程和组分连续方程, 为处理垂直喷射的问题, 采用了上面所提出的源项加质近似代替喷射的处理方法。计算采用LU 时间隐式格式进行求解, 对其进行时间空间离散, 并且对反应源项进行隐式处理。根据文献[7], 采用5种组元, 单步反应的模型来描述燃烧室内的化学反应。5种组元分别为: $C_{12}H_{24}$, O_2 , CO_2 , H_2O , N_2 。该单步反应式为: $C_{12}H_{24} + 18O_2 \rightarrow 12CO_2 + 12H_2O$

3.2.2 网格划分

在计算过程中, 将整个通道划分成了5个区域, 并且针对壁面和喷嘴附近进行了局部加密。计算的总网格数共计10 989。

3.2.3 边界条件

入口边界条件: 实验所模拟的自由流马赫数是5.8, 总压是3.2 MPa, 总温是1 686.15 K。由于

所计算的缩比发动机燃烧室段前面还有进气道段, 因此目前根据三维NS 方程针对该缩比发动机在进气道段内进行数值模拟结果, 得到了缩比发动机燃烧室段入口处的各主要气动参数: 主流区的马赫数是3.3, 经面积平均后得到的入口静压是36 499.4 Pa, 经质量平均后得到的入口静温是625.3 K。为模拟缩比发动机进气道段的喷油, 入口处各组分质量分数如下: $C_{12}H_{24}$ 质量分数为0.02, O_2 质量分数为0.228 3, N_2 质量分数为0.751 7, CO_2 和 H_2O 质量分数均为0。

出口边界条件: 出口静压、静温及速度均采用一阶外推来获得。

壁面条件: 采用无滑移、绝热以及法向压力梯度为零的条件。

3 2 3 结果与分析

从图 6(a) 中可以看出, 通道内的主流区马赫数皆高于1.0, 表明通道内主流为超声速流态。同时, 在 $X = 0.28\text{ m}$ 和 $X = 0.78\text{ m}$ 这两个位置处的马赫数降低, 这是由于上述两处皆为燃料喷孔所在位置, 伴随着加质以及由此产生的燃烧作用, 使得马赫数在此区域明显下降, 同时, 静压则明显上升。

而从图 6(b) 和图 7 中可以看出, 实验和数值模拟结果都已经捕捉到了压强峰的位置。因为超声速气流在面积逐渐增大的通道内, 其主流马赫数呈现逐渐上升的现象, 而目前所研究的缩比发动机燃烧室段的通道总体上呈现逐渐扩张的趋势, 因此, 从图 6(a) 中可以看出, 在加质和燃烧并不集中的区域, 受面积增大的驱动, 流动马赫数也不断上升。

根据文献[8]的阐述, 在超燃冲压发动机燃烧室内进行等静压燃烧是比较理想而典型的, 而采用分级喷射燃料的方式则有助于使得燃烧室内的静压控制在一定范围内, 即不致于由于燃料喷射的过于集中而导致燃烧进行得过于集中, 从而造成局部静压过高, 以至于堵塞通道。目前所模拟的采用上下两级燃料喷射的方式, 则考虑到了上面的观点, 而且从图 7 中可以看出, 流场中的壁面静压值的最大值与最小值的差别并不很大, 静压的分布被控制在一个合理的范围之内。

从图 6(c) 中可以看出, 伴随着反应的发生, 静温不断上升, 且其分布规律与 CO_2 质量分数的分布规律相似。这说明, 在放热反应中, 流场温度的增加有助于推动反应向正向进行, 从而使得生成物的浓度增加。同时, 在 $X > 1.525\text{ m}$ 处的尾喷管

处, 伴随着流动的不断加速, 此区域内的主流静温呈现下降的趋势。从图 6(c) 和图 6(e) 可以看出, 壁龛稳定器附近的温度和 CO_2 较高, 显示出壁龛产生了稳定火焰的作用。

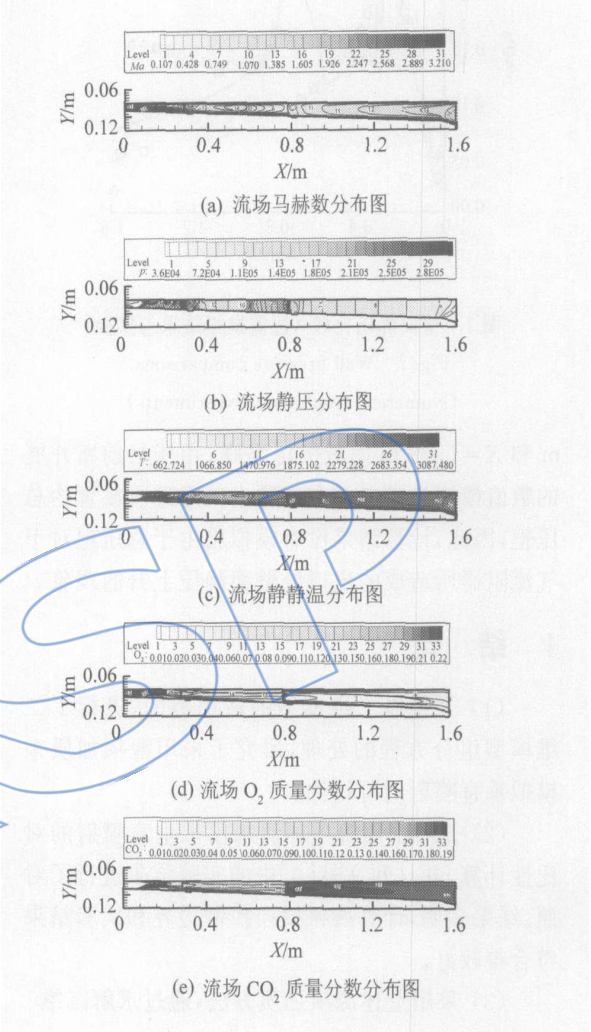


图6 通道内各主要参数分布图

Fig 6 Major parameter distribution in the scram jet tunnel

图 6(d) 和图 6(e) 分别给出了 O_2 和 CO_2 质量分数在通道内的分布图。从这两幅图中可以看出, 伴随着两级燃料喷射, O_2 质量分数呈现分级下降的趋势, 在 $X = 0.78\text{ m}$ 附近即第二级喷射结束后, O_2 质量分数质量分数降低到最小值。而相对应地, CO_2 质量分数则逐渐上升, 并且在第二级喷射之后, 基本达到最高值。

图 7 是数值模拟以及实验所分别给出的上下壁面压强的对照图。从该图中可以看出, 采用源项加质的二维方法所得到的壁面压强分布与实验数据总体上符合得比较理想。数值模拟的结果捕捉到了由于两级喷射作用而造成的位于 $X = 0.28\text{ m}$

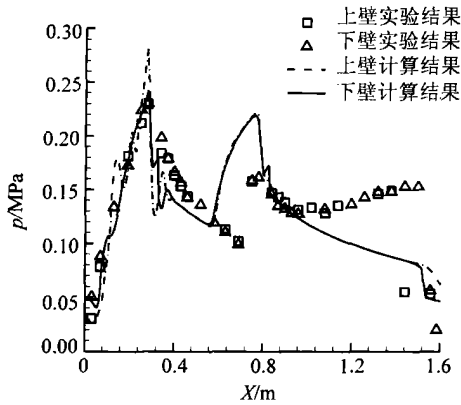


图7 壁面静压比较 (数值模拟结果与实验)

Fig. 7 Wall pressure comparisons

(Numerical results vs experiments)

和 $X = 0.78 \text{ m}$ 附近的压强峰。由于目前所开展的数值模拟没有考虑在通道出口附近所放置的总压耙,因此,计算结果没有模拟出由于总压耙对于气流阻碍所造成的出口处壁面静压上升的现象。

4 结 论

(1) 为拓展二维模型的适用范围,进行了二维模型组分方程的处理,研究了采用源项加质来模拟垂直喷射的可行性。

(2) 开展采用源项加质来模拟垂直喷射的对比性计算,并且和文献[6]中的实验结果进行了对照。结果表明,计算所得横向扩散边界和实验结果符合得较好。

(3) 采用上述源项加质方法,通过求解二维

N-S 方程和组分连续方程,进行了针对某缩比发动机燃烧室段的数值模拟,并且获得了通道内较为细致的流场结构信息以及各组分分布的信息。

(4) 通过二维模型所得到的壁面压强分布与实验数据总体上符合得较好,说明,二维模型能够较好地模拟超燃冲压发动机内流场。

参考文献

- [1] Schetz J A. Injection and Mixing in Turbulent Flow [J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1980, 68: 145~164
- [2] Clayton R Rogers A Study of the Mixing of Hydrogen Injected Normal to a Supersonic Airstream [R]. *NASA TN D-6114*, March 1971.
- [3] Torrence M G Effect of Injectant Molecular Weight on Mixing of a Normal Jet in a Mach 4 Airstream [R]. *NASA TN D-6061*, January 1971.
- [4] 胡欲立, 钱志博, 刘敬华, 等. 超音速燃烧的喷嘴模型研究[J]. *燃烧科学与技术*, 1998, 4(3): 301~306
Hu Yuli, Qian Zhibo, Liu Jinghua, et al A Study of injector Model of Hydrogen-Fueled Supersonic Combustion [J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 1998, 4(3): 301~306
- [5] 马朝恺. 超声速补燃的实验及数值模拟研究[D]. 北京航空航天大学, 2003
- [6] McDaniel J C, Graves J Jr. A Laser-Induced-Fluorescence Visualization Study of Transverse, Sonic Fuel Injection in a Nonreacting Supersonic Combustor [R]. *AIAA Paper 86-0507*.
- [7] Wang T S. Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion [R]. *AIAA Paper 2000-2511*.
- [8] 朱也夫 B C 著. 冲压和火箭-冲压发动机原理[M]. 刘兴洲译. 北京: 国防工业出版社, 1975