

超燃发动机垂直燃料喷射的数值研究*

梁剑寒, 王正华, 王承尧

(国防科技大学 航天技术系, 湖南 长沙 410073)

摘要: 采用隐式有限体积法求解可压 N-S 方程及组分方程, 对超燃发动机内的垂直燃料喷射的三维混合流场进行了数值研究。计算结果表明, 采用小角度的楔形喷口, 可以基本消除喷口上游的分离区, 而且其燃料贯穿性能更好。

关键词: 超音速燃烧; 燃料喷射; 喷射混合流; 数值仿真

中图分类号: V 235.213 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2000) 01-0012-03

Numerical study on normal fuel injection in scramjet

Liang Jianhan, Wang Zhenghua, Wang Chengyao

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410003, China)

Abstract: Numerical simulations were conducted to study 3D mixing flow field of the normal fuel injection from different orifice. An implicit finite volume method was used to solve the compressible Navier-Stokes equations.

Subject terms: Supersonic combustion; Fuel injection; Jet mixing flow; Numerical simulation

1 引言

垂直喷射是超燃发动机内燃料喷射的一种重要方式, 其燃料的贯穿深度大, 燃料与空气的混合较快, 而且喷流产生的回流区还能起到稳定火焰的作用。但是垂直喷射的燃料对超声速主流产生的干扰较大, 流场中产生较强的激波, 打到边界层会使喷口前的边界层发生分离, 导致较大的总压损失。同时喷口前回流区的温升较大, 壁面的热负荷较高。

Barber^[1]等对楔形 (Wedge-Shaped) 喷口垂直喷射氢气的流场进行了实验研究, 发现当楔形喷口的半顶角小于 12°时, 喷口上游就没有分离区。本文对圆形及楔形喷口湍流垂直喷氢三维流场进行了数值模拟, 计算结果表明采用小角度的楔形喷口可以基本消除喷口上游的分离区, 而且喷流的贯穿深度比传统的圆形喷口大, 是一种值得研究的新型喷射方案。

2 控制方程与数值方法

(1) 控制方程

采用可压的 N-S 方程组及组分方程作为控制方程, 在三维笛卡尔坐标系下其无量纲形式为:

$$\frac{\partial Q}{\partial \alpha} + \frac{(E - E_v)}{\partial X} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial Z} = 0 \quad (1)$$

其中 Q 为守恒变量, E, F, G 为无粘通量, E_v, F_v, G_v 为粘性通量, 表达式可见文献 [2, 3]。本文采用了对分离流进行了修正的 Baldwin-Lomax 代数湍流模型来模拟湍流效应, 详情可见文献 [4]。

(2) 数值方法

采用有限体积法离散控制方程, 物理量布置在网格单元的中心。无粘通量采用 AUSM+ 通量分裂格式计算, 粘性通量采用二阶中心差分离散, 隐式部分采用 LU-SGS 方法。见文献 [2, 5]。

(3) 边界条件

由于计算域本身关于喷口中心线的 $X-Y$ 面具有对称性, 如果忽略非定常效应, 流场可以认为是对称的, 因此计算域在横向取了一半的区域。计算的边界条件为: 所有壁面均采用粘性无滑移条件并认为是绝

* 收稿日期: 1999-01-08; 修订日期: 1999-07-22。

作者简介: 梁剑寒, 男 (1972-), 讲师, 工学博士, 研究领域: 计算流体力学。

热壁；入口为超声速来流条件，给定物理量；出口也采用超声速条件，变量一阶外推；在对称面采用无气流穿越条件。

3 计算结果与分析

参照文献 [5] 的实验条件，对三维矩形方腔内楔形喷口的垂直喷氢流场进行了模拟并与传统的圆形喷口进行了对比。计算外形如图 1 所示。

计算来流条件： $Ma_\infty = 3.0$, $p_\infty = 101 \text{ kPa}$, $T_\infty = 1\ 000 \text{ K}$ 。

喷流条件为： $Ma_j = 1.0$, $p_j = 380 \text{ kPa}$, $T_j = 1\ 000 \text{ K}$ 。

由于圆形喷口的网格生成较困难，计算中采用边长为 $2 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$ 的方形喷口来模拟圆形喷口，喷口网格为 20×20 。由于圆形与方形喷口的流动规律比较接近，所以这种近似是可行的。楔形喷口的外形如图 2 所示，网格为 40×20 ，这两种喷口的面积相同。计算网格采用代数网格法生成，网格为 $133 \times 80 \times 60$ 。

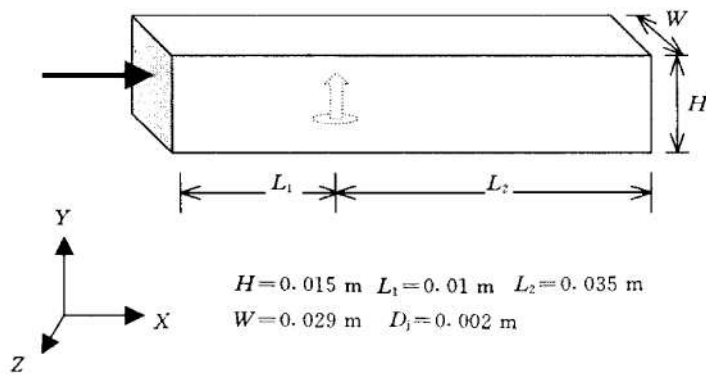


Fig. 1 Computational configuration

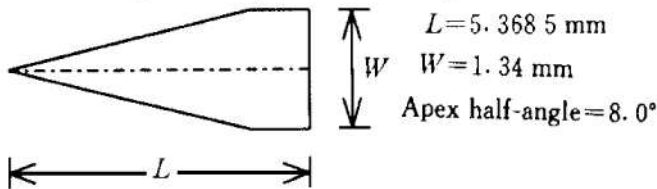


Fig. 2 Configuration of the wedge-shaped orifice

图 3 则给出了对称面上喷口附近的流线图(以下图中的纵横坐标均为无量纲的长度,参考长度为计算域长度 L)。图 3 (a) 中可见方形喷口前气流发生了分离,并形成一个大回流区。其中有旋转方向相反的一大一小两个涡结构。二者都是三维涡的二维截面,前面的是分离涡,后面的是马蹄涡。图 3 (b) 楔形喷口前则看不出气流有明显分离的迹象。两种喷口后都

存在回流区,不过其中的流动状态不完全一样,楔形喷口的回流区显得较复杂一些。为了更全面地了解两种喷口前后的流态,图 4 给出了方腔底面的表面流线图。由图 4 (a) 可见方形喷口前有两条极限流线,前面一条是主分离线,后面的是二次分离线,这与图 3 (a) 中的两个涡结构对应。而图 4 (b) 则显示楔形喷

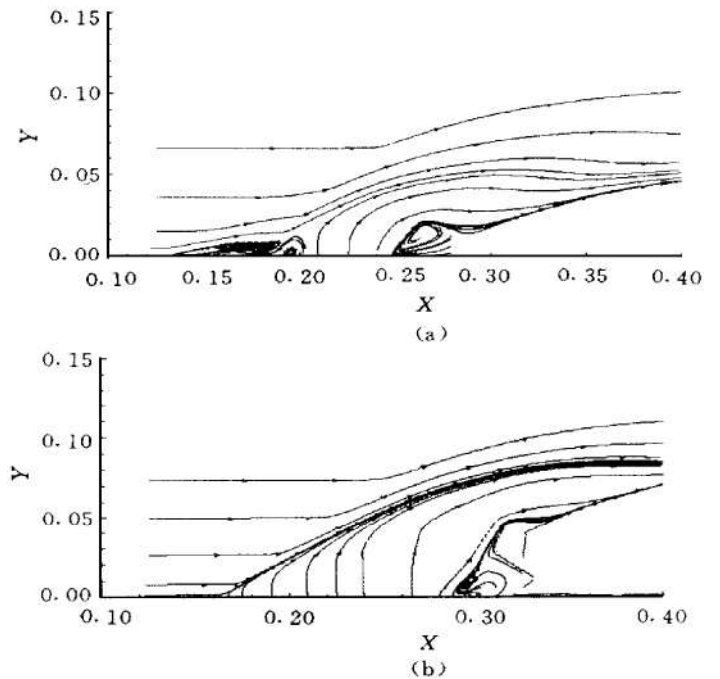


Fig. 3 Streamline on the symmetric plane

(a) Rectangular orifice (b) Wedge-shaped orifice

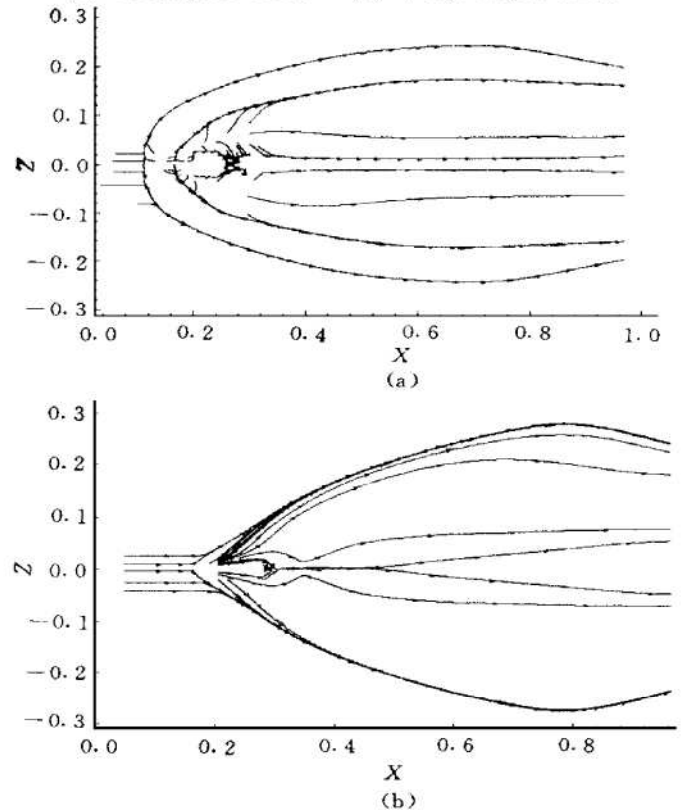


Fig. 4 Surface streamline of the bottom

(a) Rectangular orifice (b) Wedge-shaped orifice

口前没有分离线存在。两种喷口后都存在回流区及尾流区,不过具体形状不同,楔形喷口的尾流颈状结构更明显。以上结果与文献[5]中的喷口壁面的阴影照片基本一致。

为了比较两种喷口的燃料贯穿能力,图5给出了在距喷口中心16倍直径处流向截面的氢气组分等值线。图中等值线包围的空白部分是氢气浓度高的燃料核心区。

图5(a)中可见方形喷口的燃料截面明显被分为两部分,上面部分也分为两个核心。这是因为流向涡对的作用,使得空气从燃料区的中间进入,不仅将燃料区一分为二,大部分向主流抬升,小部分则驻留在底面附近,而且空气已进入上面的核心区将它分为对称的两部分。

图5(b)中燃料截面的演化基本遵循相同的规

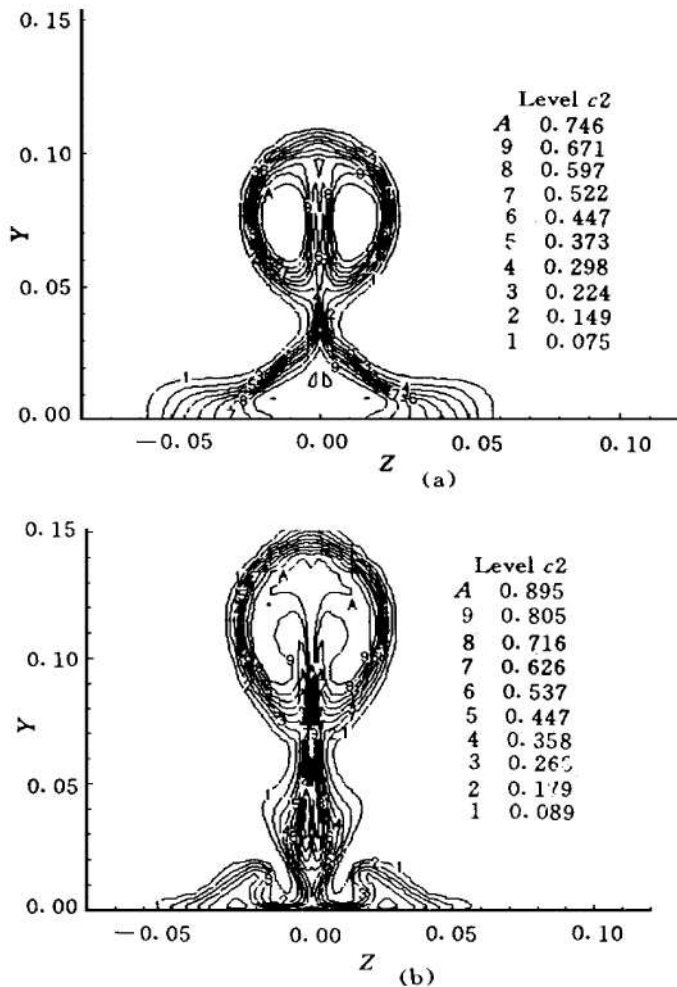


Fig. 5 H₂ mass fraction contour on the section plane 16D downstream the jet

(a) Rectangular orifice (b) Wedge-shaped orifice

律,故二者的轮廓基本相同。不过从核心区抬升的高度来看,楔形喷口的燃料核心的中心已至 $Y/L = 0.12$,

而方形喷口仅至 $Y/L = 0.08$,前者要高50%。另外从燃料的贯穿深度看,楔形喷口燃料的贯穿深度已达0.16,而方形喷口的不到0.11,前者高45%以上。以上结果说明无论从燃料核心的抬升,还是从燃料所到达的最大高度看,楔形喷口的燃料贯穿性能大大优于方形喷口。

应该指出,如果考虑燃烧,由于方形喷口前的分离区中已卷入大量氢气,则分离区中会发生燃烧而使温度大大升高。这一方面会导致分离区扩大,进而分离激波增强,弓形激波增强,总压损失增大;另一方面分离区的温升引起的壁面热通量也很大。而楔形喷口基本消除了喷口前的分离区,因此不仅激波会减弱,总压损失减少,而且喷口前不会燃烧,热负荷大大降低,其优越性是很明显的。

4 结论

由以上的分析可知在小角度的楔形喷口上游无明显分离区存在,且楔形喷口燃料的贯穿深度比方形(圆)形喷口大45%以上,这与文献[5]中通过实验研究得到的结论基本一致。本文的研究表明采用小角度的楔形喷口的垂直喷射是一种值得研究的新型燃料喷射方式。

参 考 文 献

- 1 Barber M J, Noraml A S. Sonic helium injection through a wedge-shaped orifice supersonic flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1997, 13 (2).
- 2 梁剑寒,王承尧. 超燃发动机燃烧室三维化学反应流场的数值模拟 [J]. *推进技术*, 1997, 18 (4).
- 3 梁剑寒,王正华,王承尧. 斜坡增强混合的数值研究[J]. *推进技术*, 1999, 20 (2).
- 4 Danberg J E, Patel N R. An algebraic turbulent model for flow separation caused by forward and backward facing steps [R]. AD-A213800.
- 5 Imaly S T. Nonequilibrium thermo-chemical calculations using a diagonal implicit scheme [R]. AIAA 91-0468.

(责任编辑:盛汉泉)