

斜坡增强混合的数值研究^{*}

梁剑寒 王正华 王承尧

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 采用隐式方法求解三维可压 N-S 方程及组分方程, 数值模拟了后掠、无后掠斜坡的混合增强流场。比较了两种斜坡的混合增强效果及产生的流向涡量的强度。计算结果表明后掠斜坡产生流向涡的强度明显高于无后掠斜坡, 其混合增强效果也更好。

主题词: 超音速燃烧, 湍流混合, 斜面, 斜激波, 数值仿真

分类号: V235.213

NUMERICAL SIMULATIONS OF MIXING ENHANCEMENT OF RAMP INJECTORS IN SCRAMJET COMBUSTOR

Liang Jianhan Wang Zhenghua Wang Chengyao

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Numerical simulations were conducted to study the H_2 /Air mixing enhancement flowfield of ramp injectors. An implicit finite volume method was used to solve the 3D compressible Navier-Stokes equations and chemical species continuity equations. The stream vorticity generated by swept and unswept ramps was compared as well as the mixing efficiency on the cross-stream planes. The results show the superiority of swept ramp to unswept ramp.

Subject terms: Supersonic combustion, Turbulent mixing, Ramp, Oblique blast, Numerical simulation

1 引 言

在超燃发动机中, 利用燃料喷注器及燃烧室壁面的特殊形状对来流产生扰动, 可以增强燃料与空气的混合。给壁面以不同的外形, 可以在流场中产生激波、膨胀波、流向旋涡等现象, 以增强流场中的流向涡量, 达到混合增强的目的。超声速气流流过斜坡受到压缩产生一道斜激波, 波后压力升高, 而流经斜坡侧面的气流未经过激波因而压力较低。因此在斜坡的尖锐边缘处上表面的气流发生膨胀, 在侧壁产生流向旋涡。流向旋涡在向下游传播过程中会卷吸燃料与空气, 增大了燃料与空气的接触面积, 加大了局部的浓度梯度, 从而增强了混合。由于后掠斜坡之间的区域是扩张的, 气流在此膨胀、加速, 压力降低, 与上表面的压差更大, 流向涡的强度较大、卷吸作用更强, 因而混合增强效果比无后掠情况更好。当然斜坡这种侵入式结构, 会造成不小的总压损失, 而且斜坡上壁面的热负荷较大, 为了减小总压损失和减轻热负荷, 斜坡的角度一般较小, 为 10° 左右。

^{*} 收稿日期: 1998-05-01, 修回日期: 1998-09-01

2 控制方程及边界条件

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:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

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 [1, 2]。

由于斜坡本身关于自身中部的 X-Y 面具有对称性, 在不考虑斜坡底部流场的非定常性情况下, 可以认为流场具有对称性。因此计算域仅取了一半的物理区域。计算中斜坡壁面激波上、下、右壁面均取粘性无滑移条件并认为是绝热壁, 左边界为对称面取无气流穿越条件。入口边界给定来流体条件, 出口边界采用超声速出口条件, 变量一阶外推。

3 数值方法

采用有限体积法离散控制方程, 物理量分布在网格单元的中心。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 LUSGS 方法。数值方法的详细说明可见文献 [1, 2]。

4 计算结果与分析

选取与文献 [3] 相同的计算外形, 如图 1 所示, 图中的 O 点为坐标原点。在计算条件上采用了与实际飞行条件相近的来流条件: $Ma_\infty = 2.0, p_\infty = 0.1 \text{ MPa}, T_\infty = 100.0 \text{ K}$ 。计算的喷流条件为 $Ma_j = 1.7, p_j = 0.2 \text{ MPa}, T_j = 250 \text{ K}$ 。计算采用代数网格, 网格数为 $118 \times 76 \times 61$ 。

图 2a, 2b 分别给出了两种斜坡靠近斜坡尾部的 ($X/L_0 = 0.4$) 横截面的速矢图及流线图(以下图中 Y, Z 均为无量纲量, 参考长度为 L_0), 从中可见后掠斜坡产生的流向涡明显强于无后掠斜坡。

图 3 给出了后掠斜坡喷口下游不同流向截面上的 H_2 组分等值线, 从中可以清楚地看到沿流向氢气喷流横截面的变化过程, 氢气喷流首先扩张, 然后开始变形并逐渐分离为两部分, 主体部分逐渐向上运动且继续变形, 核心区变小, 这说明喷流与空气的混合程序逐渐提高。继续向下游发展, 上面的核心区演变为对称的勺状, 下面的核心区变为卵形。进而上面的核心区分离且氢气浓度越来越小, 趋向消失。图 4 给出了 $\Delta X/H = 5$ (ΔX 为距喷口的流向距离, H 为斜坡高度, 横轴为 Z , 纵轴为 Y) 截面上的氢气组分分布, 从中可见后掠斜坡氢气喷流的抬升很明显, 且横向扩展是无后掠情况的两倍。同时后掠情况的氢气浓度低得多, 说明混合比无后掠情况好。

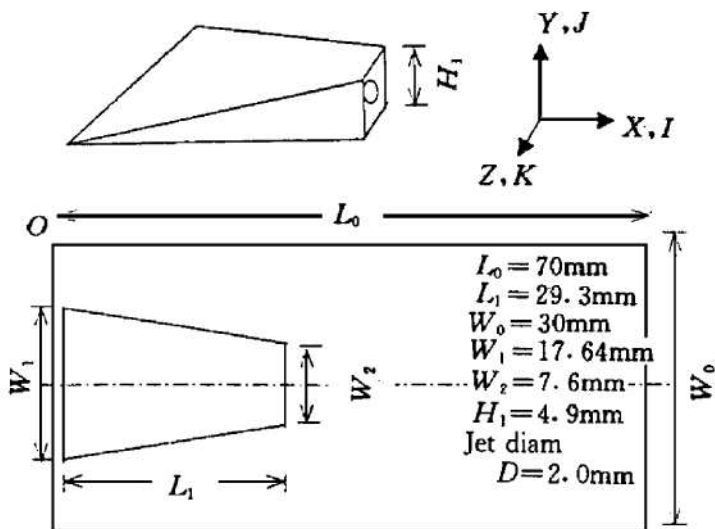


Fig. 1 Swept ramp geometry

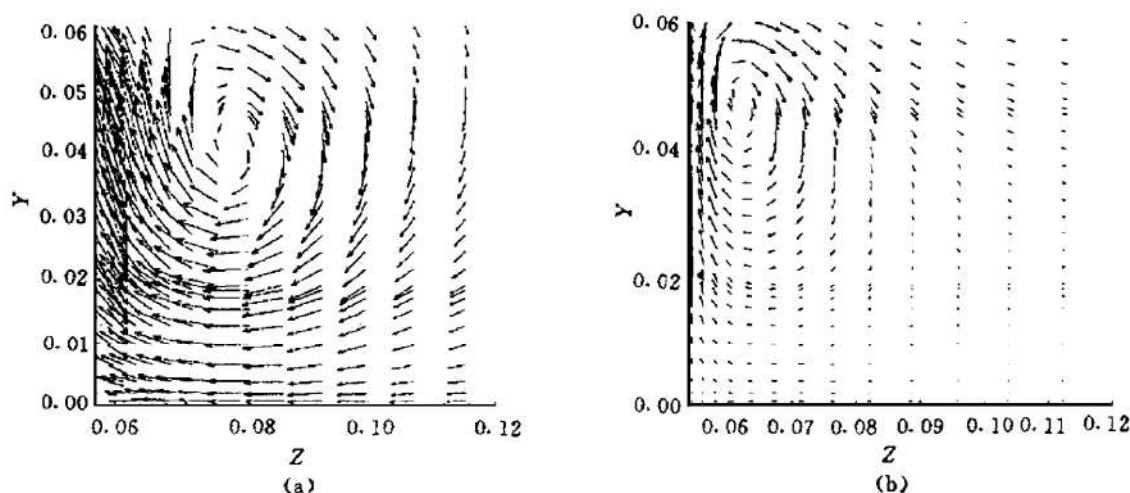


Fig. 2 Velocity vector at YZ plane near the bottom of ramp ($X/L_0=0.4$)

(a) swept (b) unswept

图 5 给出了流向截面上的氢气混合效率曲线。此处混合效率的定义为：

$$\eta_{\text{mix}} = \frac{\text{达到理想化学当量比的氢气流量}}{\text{氢气的总流量}}$$

图中可见后掠斜坡的混合效率明显高于无后掠斜坡，流场出口处后掠斜坡的混合效率达 0.35，而无后掠的混合效率仅有 0.14。

图 5 中可见后掠斜坡喷流马赫数为 1.0 时的混合效率高于马赫数为 1.7 的情况，这是因为两种马赫数喷流速度分别为 1 019 m/s 和 1 732 m/s，而主流速度为 1 267 m/s，因此 $Ma_j=1.0$ 时混合层的对流马赫数小。可压混合层的扩展率

随对流马赫数的增加而减小^[5]，因此 $Ma_j=1.7$ 时混合要慢一些，故而混合效率较低。



Fig. 3 H_2 mass fraction contour at different cross-stream planes of swept ramp

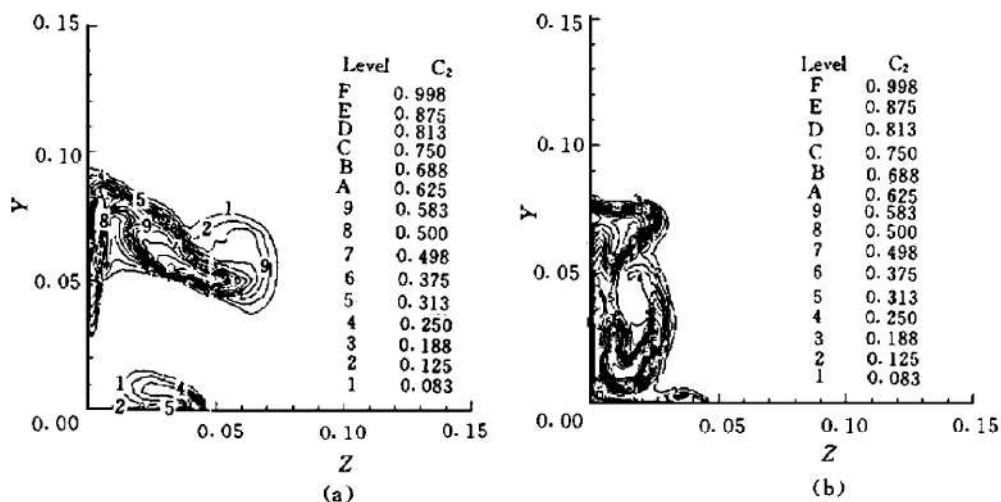


Fig. 4 H_2 mass fraction contour at $\Delta X/H=5$ plane

(a) swept (b) unswept

图 6 给出了旋涡搅拌长度 L_{vs} 曲线, L_{vs} 是一个流体质点在流过一定流向距离时在横截面上累计移动的距离, 反映了旋涡对混合的影响。其表达式如下^[4]:

$$L_{vs} = \int \frac{|q_{cross}|}{U_{avg}} dx$$

其中 q_{cross} 是速度的横流分量, U_{avg} 是一个给定横截面上的等效流向速度, 它们都是截面上的面积平均值。图中可见后掠斜坡的 L_{vs} 明显大于无后掠斜坡, 这说明了它产生的流向涡对流场的搅动更大, 因而燃料混合得更好。

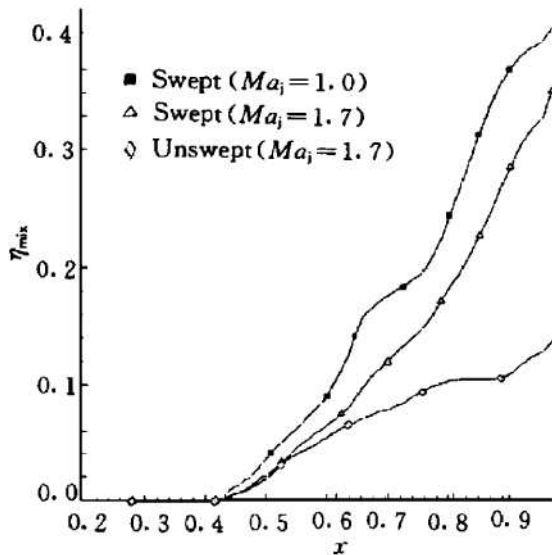


Fig. 5 Mixing efficiency at cross-stream planes

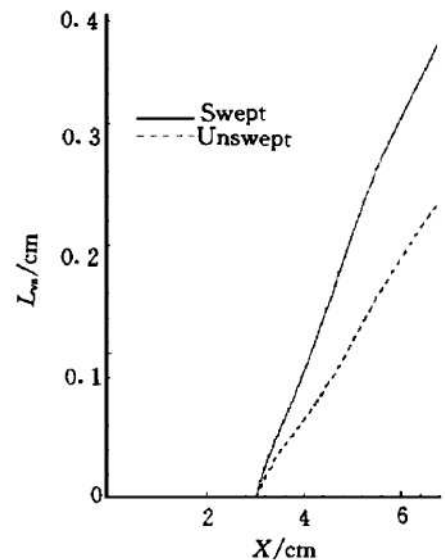


Fig. 6 Vortex stirring length

5 结 论

本文的研究表明后掠斜坡产生的流向涡量明显大于无后掠斜坡, 因而其混合增强效果更好。另外喷流速度与主流速度相近时混合得更快。

参 考 文 献

- 1 梁剑寒, 王承尧. 超燃冲压发动机燃烧室三维化学反应流场的数值模拟. 推进技术, 1997, 18 (4)
- 2 Imaly S T, Roberts D W. Nonequilibrium thermo-chemical calculations using a diagonal implicit scheme. AIAA 91-0468
- 3 Lee J. A numerical study of mixing in supersonic combustors with hypermixing injectors. N 93-17884
- 4 Riggins D W, Vitt P H. Vortex generation and mixing in three-dimensional supersonic combustors. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11 (3)
- 5 Papamoschou D, Roshko. The compressible turbulent shear layer an experimental study. Journal Fluid Mechanics, 1998, 197: 453~477