

文章编号: 1000-8055(2005)01-0033-05

后掠角度对超声速混合的影响

金哲岩, 王 强, 额日其太

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 通过采用隐式方法求解三维、粘性、湍流 Navier-Stokes 方程及组分方程, 对以氢气为燃料的超燃冲压发动机燃烧室模型进行了数值模拟, 分析了不同后掠角度对于超声速混合的影响。计算结果表明后掠斜坡产生的流向涡的强度以及混合增强效果优于无后掠斜坡, 并随着后掠角度的增加而增强, 但总压恢复系数随后掠角度的增加逐渐降低。

关键词: 航空、航天推进系统; 超音速燃烧冲压发动机; 超音速燃烧; 斜面; 数值模拟

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A

Effects of Swept Angle on Supersonic Mixing

JIN Zhe-yan, WANG Qiang, Eriqitai

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: Numerical simulations were conducted to study the fluid dynamic mechanisms of a scramjet combustor with H_2 as the fuel. An implicit finite volume method was used to solve the 3-D, viscous, turbulent Navier-Stokes equations and chemical species continuity equations. The effects of ramp swept angle on supersonic mixing were analyzed. The results show that swept ramps give better mixing results and stronger stream vorticity than unswept ramp and that mixing is strengthened with the increase of swept angle, but a total pressure recovery coefficient drop is accompanied.

Key words: aerospace propulsion system; scramjet engine; supersonic combustion; ramp; numerical simulation

在超燃冲压发动机的研究过程中, 由于气流在发动机燃烧室内的驻留时间较短, 因此如何使燃料的化学能在有限的时间和空间内转换为热能是发动机燃烧室研究中的一个关键技术。为增强燃料与空气的混合, 延长混气在燃烧室内的驻留时间、提高燃烧效率及缩短燃烧室长度, 国内外在超燃冲压发动机燃烧室的构型设计、喷嘴结构及燃料的引射方式等方面进行了大量的研究^[1]。研究表明: 在超燃冲压发动机中, 利用燃料喷注

器及燃烧室斜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。采用有后掠斜坡引射器, 可以在流场中产生激波、膨胀波、流向涡旋等现象, 以增强流场中的流向涡量, 达到混合增强的目的^[2]。

本文中, 对于三维超燃冲压发动机燃烧室在不同后掠角度时的内流场进行了数值模拟, 所得到的计算结果揭示了燃烧室内部的流场结构, 并且表明后掠斜坡产生的流向涡的强度高于无后掠

收稿日期: 2004-01-16; 修订日期: 2004-03-19

联系人: 王强

作者简介: 金哲岩(1978-), 男, 辽宁朝阳人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 硕士, 主要从事工程热物理冲压发动机燃烧室流场计算研究

斜坡,其混合增强效果也更好,但总压恢复系数有所降低。

1 数值计算方法

1.1 计算格式与湍流模型

CFD 算法为时间推进的有限体积法,控制方程选用一般曲线坐标系下的三维强守恒形式的 N-S 方程,为提高收敛速度和求解精度,离散格式选用隐式二阶迎风格式^[3]。

湍流模型选用广泛使用的重组化群(RNG) $k-\epsilon$ 二方程模型^[4]。

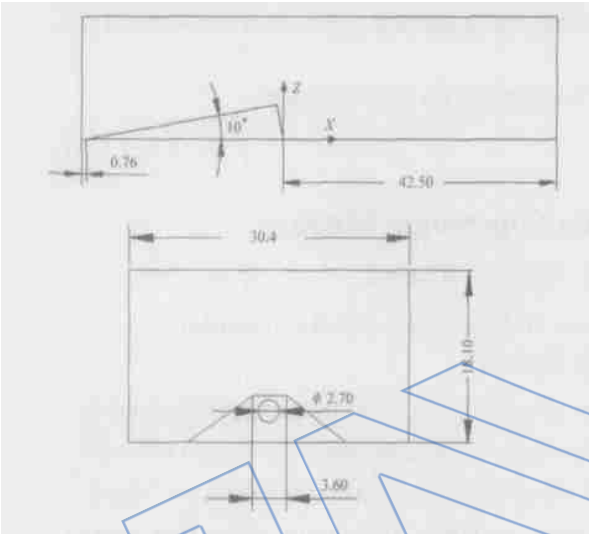


图 1 燃烧室结构简图
Fig 1 Sketch of the Combustor

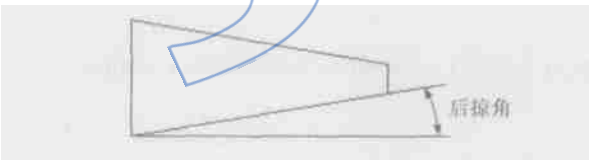


图 2 后掠斜坡结构简图
Fig 2 Sketch of the swept ramp

1.2 基本几何图形

超燃冲压发动机燃烧室的结构示意图如图 1 所示,燃烧室长 73.26 mm,高 18.10 mm,宽 30.40 mm,斜坡距离燃烧室入口 0.76 mm,斜坡的角度为 $0^{\circ} \sim 20^{\circ}$;长为 30.00 mm,末端的宽度为 3.60 mm,喷嘴的直径为 2.7 mm,喷嘴出口所在平面与斜坡垂直,燃料平行于斜坡进入燃烧室,该燃烧室左右结构对称^[5-8]。后掠斜坡的简图如图 2 所示。

1.3 计算网格与边界条件

因为燃烧室结构对称,故划分的网格仅为 1/

2 域,采用的是非结构化三角形网格,大约有 320 000 个网格,对称面上的网格见图 3, $y^+ \approx 60$ 。

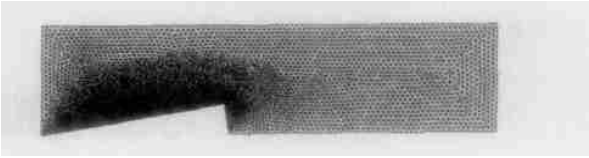


图 3 对称面上的网格图
Fig 3 Grid of the Center plane

燃烧室的出流边界处,气流为超声速,对原始变量采用一阶精度外推。燃烧室的壁面边界为无滑移、绝热边界条件。空气进口和燃料入口边界条件如表 1 所示。

表 1 入口条件
Table 1 Inlet Conditions

参 数	空气入口	氢气入口
总压/kPa	62	248
总温/K	300	300
静压/kPa	33.484	50.24
静温/K	163.165	189.22
马赫数	2.0	1.7
湍流强度/%	1.6	5

2 计算结果与分析

2.1 后掠角度对流向涡强度的影响

坐标系的原点选择在对称面上后掠斜坡末端

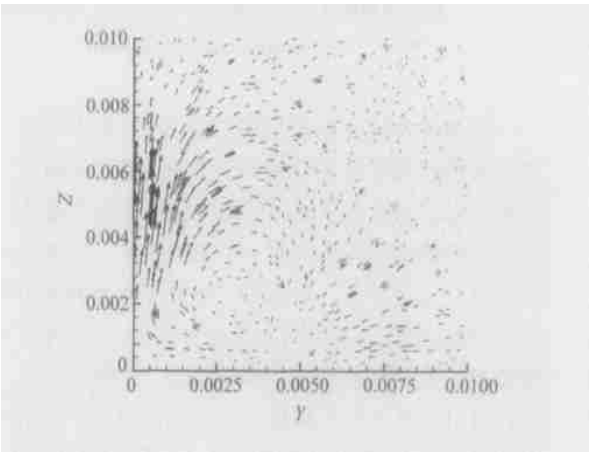


图 4 当后掠角为 0 时, $x = 10$ mm 截面上的速度矢量图

Fig 4 Crossflow Plane Velocity at $X = 10$ mm when Swept Angle is 0°

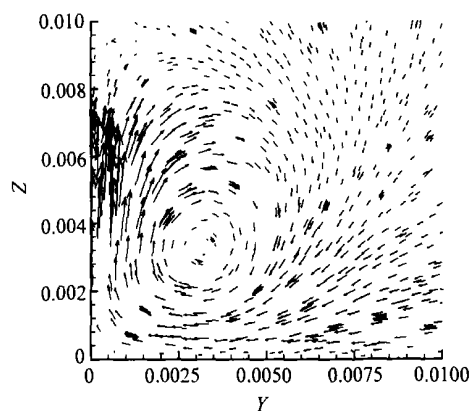


图 5 当后掠角为 5° 时, $X = 10 \text{ mm}$ 截面上的速度矢量图

Fig 5 Crossflow Plane Velocity at $X = 10 \text{ mm}$
when Swept Angle is 5°

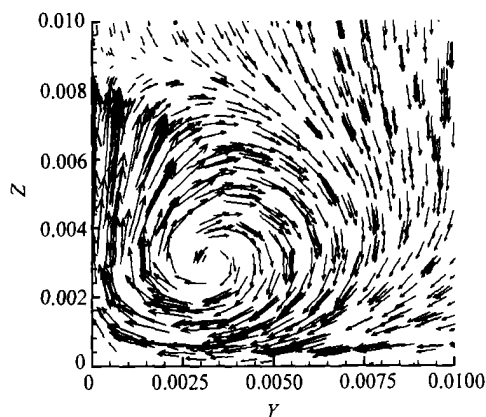


图8 当后掠角为 20° 时, $X = 10 \text{ mm}$ 截面上的速度矢量图

Fig 8 Crossflow Plane Velocity at $X = 10 \text{ mm}$
when Swept Angle is 20°

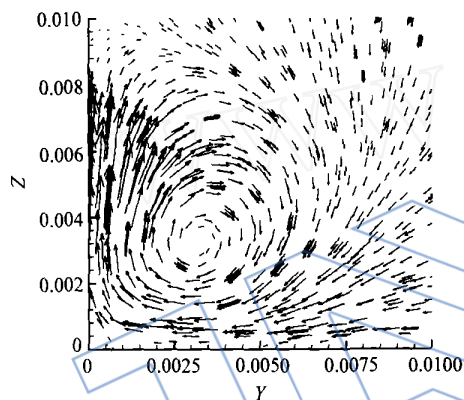


图 6 当后掠角为 10° 时, $X = 10 \text{ mm}$ 截面上的速度矢量图

Fig 6 Crossflow Plane Velocity at $X = 10 \text{ mm}$
when Swept Angle is 10°

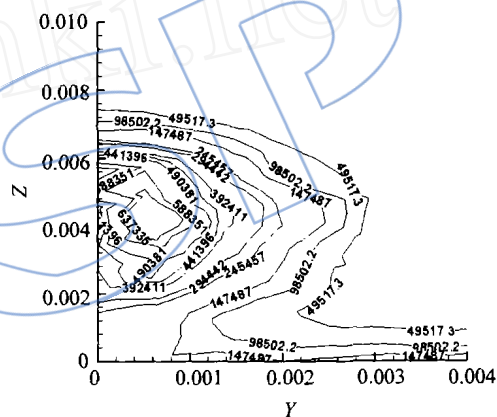


图9 当后掠角为0时, $X = 10 \text{ mm}$ 截面上的涡量图

Fig 9 Crossflow Plane Vorticity at $X = 10$ mm
when Swept Angle is 0°

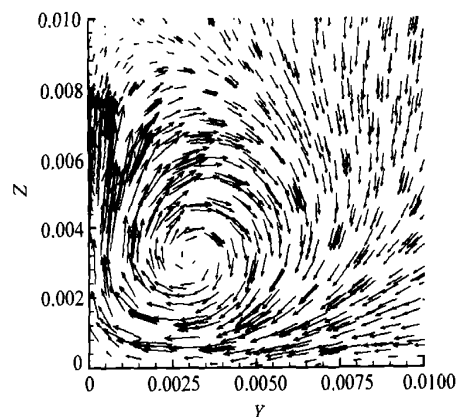


图 7 当后掠角 15° 为时, $X = 10 \text{ mm}$ 截面上的速度矢量图

Fig 7 Crossflow Plane Velocity at $X = 10 \text{ mm}$
when Swept Angle is 15°

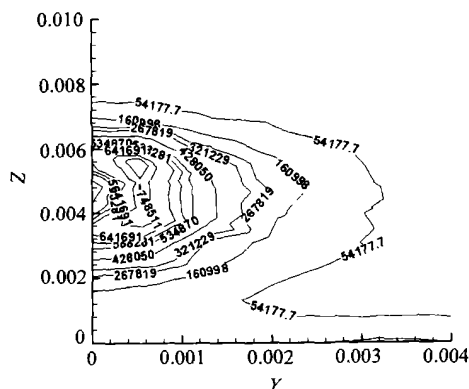


图 10 当后掠角为 5 时, $X = 10 \text{ mm}$ 截面上的涡量图

Fig 10 Crossflow Plane Vorticity at $X = 10$ mm
when Swept Angle is 5°

2.3 后掠角度对总压恢复系数的影响

图 16 所示为不同后掠角度时燃烧室的总压恢复系数图, 可见, 斜坡这种侵入式结构会造成较

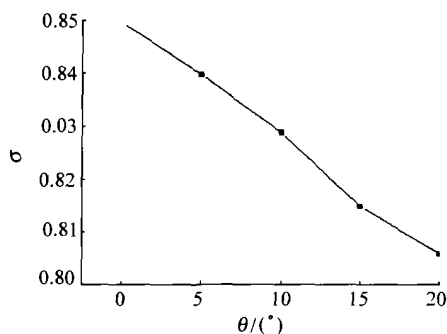


图 16 不同后掠角时燃烧室的总压恢复系数图

Fig. 16 Total Pressure Recovery Coefficient with Different Sweep Angles

大的总压损失, 使得燃烧室的总压恢复系数(C_p)有所降低, 因此为了在增强混合的同时保证较高的总压恢复, 后掠角度一般较小, 为 10° 左右^[2]。

3 结 论

(1) 后掠斜坡产生的混合增强效果优于无后掠斜坡, 流向涡的强度也较大, 并随着后掠角度的增加而增强。

(2) 后掠斜坡燃烧室的总压恢复系数低于无后掠斜坡燃烧室, 并随着后掠角度的增加而变得更低。

(3) 为了使燃烧室在增强混合的同时保证较高的总压恢复, 后掠角度不宜取得太大。

(4) 本文采用的计算方法在对以氢气为燃料

的超燃冲压发动机燃烧室冷态内流场进行了数值模拟之后, 其计算结果定性来看与国内外类似研究的计算结果是一致的。

参考文献

- [1] 王晓栋. 超声速燃烧冲压发动机内部流场的数值模拟[D]. 四川, 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2001.
- [2] 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): 49~52.
LIANG Jian-han, WANG Zheng-hua, WANG Cheng-yao. Numerical Simulations of Mixing Enhancement of Ramp Injectors in Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(2): 49~52.
- [3] Barth T J, Jespersen D. The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes [R]. AIAA Paper 89~0366.
- [4] Choudhury D. Introduction to the Renormalization Group Method and Turbulence Modeling [R]. *Fluent Inc Technical Memorandum TM - 107*, 1993.
- [5] Mohieldin T O, Abdel-Salam T M, Tiwari S N. Numerical Study of Supersonic Mixing and Combustion Using Unstructured Grid [R]. AIAA Paper 00~0439.
- [6] Abdel-Salam T M, Tiwari S N, Mohieldin T O. Effects of Ramp Sweep Angle in Supersonic Mixing [R]. AIAA Paper 00~2377.
- [7] Abdel-Salam T M, Tiwari S N, Chaturvedi S K, Mohieldin T O. Mixing and Combustion in Scramjet Combustor with Raised and Relieved Ramp [R]. AIAA Paper 00~3709.
- [8] James M Donohue, James C M Daniel Jr, Hossein Haj-Hariri. Experimental and Numerical Study of Swept Ramp Injection into a Supersonic Flow field [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(9): 1860~1867.
- [9] Aso S, Yamane Y, Umii K, Tokunaga K, Ando Y, Sakata K. A Study on Supersonic Mixing Flow field with Swept Ramp Injectors [R]. AIAA Paper 97~0397.