

超声速补燃的三维数值模拟和实验研究*

马朝恺, 徐 旭, 刘明昊, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 利用贫氧固体推进剂燃烧产生的高温燃气与侧喷空气混合进行了超声速补燃实验。运用有限体积法求解三维 N-S 方程和组分连续方程组, 对实验所涉及的化学反应流场进行了数值模拟。通过考察两种掺混器的穿透深度、流向涡强度等参数, 比较了二者的混合及燃烧增强效果, 分析了原因。结果表明在所研究的工况下, 桶型掺混器性能更优。

关键词: 冲压火箭发动机; 超音速燃烧; 化学反应; 流动分布; 实验; 数值仿真

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0289-05

Three-dimensional numerical and experimental investigation on supersonic secondary combustion

MA Zhao-kai, XU Xu, LIU Ming-hao, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Supersonic secondary combustion of fuel-rich gases enhanced by air injection was experimentally investigated. Numerical solutions of the finite volume discretized full Navier-Stokes equations, coupled with chemical reaction species continuum equations, were obtained for the experimental flow fields. By examining the injection boundary, streamwise vortex etc., the mixing and combustion efficiencies of two mixers were compared, and the results show that the performance of the barrel mixer is predominated over that of the cone mixer.

Key words: Ducted rocket engine; Supersonic combustion; Chemical reaction; Flow distribution; Experimentation; Numerical simulation

1 引 言

有效的混合和快速的燃烧对超燃冲压发动机的研制来说,是非常重要的。通常采用不同的壁面喷注手段和各种辅助装置,来获得比较好的混合效果。

本文在文献[1]的基础上,对超声速补燃在实验和数值模拟方面进行了更深一步的研究,实验设备中更换了新型掺混器。由于新掺混器的喷嘴喷气方式发生了变化,相比二维方法而言,三维数值模拟能够更好的反映流场的截面变化情况。本文还对三维的计算结果和新型掺混器的实验数据进行了对比、分析和研究,并与桶型掺混器的研究结果进行了对比。

2 实 验

本文实验研究的装置和设备与文献[1]相比发生了一些变化:用锥型掺混器替代了桶型掺混器;同时采用文献[2]中的总温热电偶进行测量,其温度恢复系数在0.95以上,测量值能较好的反映流场温度。

图1和图2分别是桶型掺混器和锥形掺混器的三维造型图。锥型掺混器采用了渐扩的形式,同时高压空气的喷注方向也不完全垂直于主流。第一排喷嘴的喷注方向处于锥型掺混器的轴截面内,与壁面法向有 10° 的夹角;第二排喷嘴的喷注方向也处于锥型

* 收稿日期: 2003-08-05; 修订日期: 2004-01-08。

基金项目: 国家自然科学基金 (10072010); 航空基金 (00A51070)。

作者简介: 马朝恺 (1979—), 男, 硕士, 研究领域为航天推进理论与工程。

掺混器的轴截面内,但与壁面法向有 -8° 的夹角;第三排喷嘴的喷注方向沿壁面法向。这样空气在进入

掺混器后会形成更强的周向旋涡,需要注意的是强的流向涡并不一定意味着混合效果的提高^[3]。

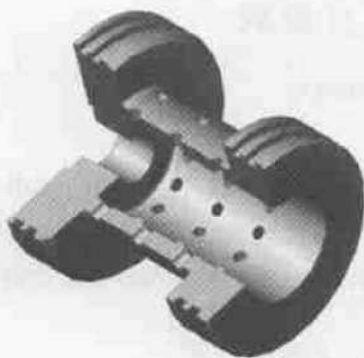


Fig.1 Barrel mixer model

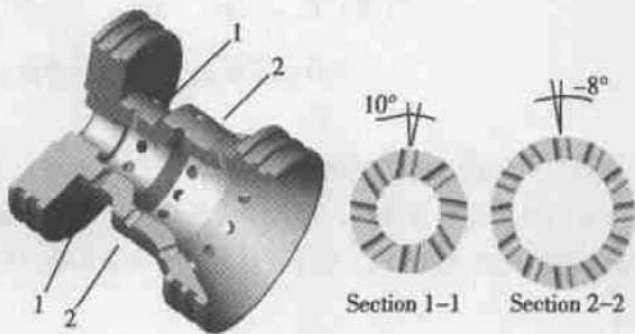


Fig.2 Cone mixer model

3 数值计算

3.1 计算方法

本文计算求解了三维 Navier-Stokes 方程和组分连续方程,且仅考虑层流情况。计算方法的具体描述见文献[1,4,5]。

3.2 网格生成

网格质量是影响数值精度的重要因素。本文计算采用直角坐标系,对圆柱、半圆柱等、叶片间隙等,采用常规拓扑结构的网格很难保证在局部区域的网格质量。比如在扇形区域的轴线附近,如果采用通常的扇形网格方式划分网格,由于不同的网格线在轴线相交,会导致局部网格质量下降。而采用蝶型网格法则可很大程度上改善该处网格的质量,从而避免局部区域产生过大的数值误差。图3比较了利用常规的扇形网格法和利用蝶形网格法对一个扇形区域进行划分的结果。从图中可看出,采用蝶形网格时网格分

布更为合理,同时网格节点较少,减小了计算量。

因实验装置为轴对称形式,本文的计算网格仅取周向 30° 角范围为计算域,并采用了蝶形计算网格。

3.3 边界条件

入口根据燃气发生器热力计算结果赋值,如表1所示。掺混室喷嘴排入口,总压 $p_{ta}=5.0\text{MPa}$,总温 $T_{ta}=293\text{K}$,采用声速喷嘴。固体壁面采用无滑移、绝热、完全无催化条件以及法向压力梯度为零的条件。

Table 1 Molar fraction of products in the gas generator

Species	Molar fractions
CO ₂	5.61
N ₂	11.02
H ₂ O	11.59
CO	49.90
H ₂	21.86
O ₂	0.00

3.4 化学反应模型

实验中所选用的固体推进剂为“双石-2”,燃烧产物成分比较复杂。由文献[1]可知,含氮元素的组分对化学反应的贡献很小,同时,NO,NO₂,N的质量分数在 10^{-4} 量级以下。简单起见,本文提出一种8组元,10反应的模型来描述补燃反应。8种组元分别为: H₂O, OH, H₂, O₂, H, O, CO₂, CO, 10个基元反应为:

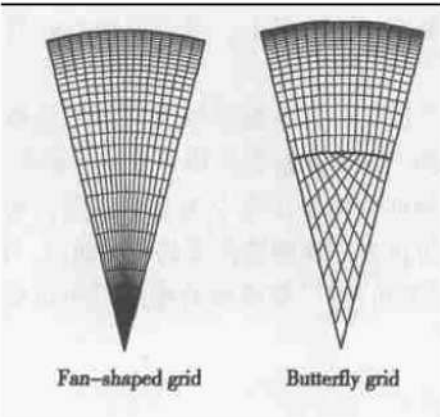
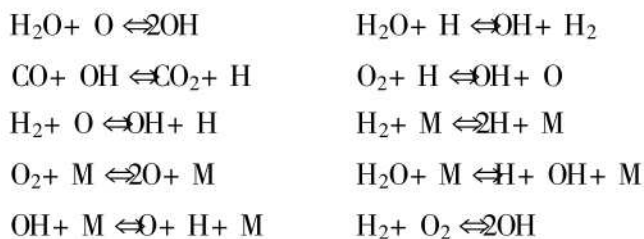


Fig.3 Comparison of fan-shaped grids and butterfly grids



式中 M 为三体。各反应的正、逆反应速度常数见文献[6]。

4 结果与分析

由轴对称的计算结果^[1]可知,在 β 值等于 2 的情况下混合及燃烧效率较高,因此本文主要对 β 值等于 2 的工况进行三维流场的数值模拟。

4.1 流场结构概述

图 4 为采用不同掺混器得到的流场中 CO_2 质量分数的分布,以此来说明混合、燃烧过程的整体情况。图中可以看出,无论采用哪种掺混器在集气室中都得到了相似的 CO_2 分布,燃气与空气混合的剪切层形成了反应带,在反应带中 CO_2 浓度较高。而且沿流动方向,随着掺混的不断进行,反应带逐渐扩大。

两者不同的是,桶型掺混器在喷注点上游以及下游台阶处形成了明显的回流区,局部化学反应充分,温度较高。另外锥型掺混器采用了渐扩的形式,这样有利于增加后面喷孔的穿透深度,同时由于喷注方向不完全与壁面垂直(见图 2),流场中有明显的周向不均现象,表明有更强烈的流向涡(见图 5)。

图 6 是分别采用两种掺混器所得到的流场中马赫数沿轴向的变化情况。从图中可以看出,无论采用何种掺混器,流场都基本处于超声速状态,而且采用桶型掺混器时流场中的马赫数高于采用锥型掺混器时流场中的马赫数。

4.2 混合性能比较

比较在不考虑化学反应时两种掺混器的混合增强效果。考察了穿透深度、流向涡强度和掺混效率。

(1) 穿透深度

向流场中喷注的高压空气必须有足够大的穿透深度,这样才有利于和燃气的混合同时避免过高的壁面温度。定义氧气的质量分数为 5% 处到壁面的垂直距离为穿透深度。由图 7 可以看出,由于桶型掺混器的回流效应,在喷注点的前端也有部分氧气被卷吸到回流区内,因此在喷注点前也有一定的穿透深度,穿透深度沿轴向变化不大;而对于锥型掺混器来说,图 8 反映出在喷注点前无回流区,因而穿透深度很小,而且穿透深度沿轴向变化幅度较大。

(2) 流向涡强度

在高速气流中,流向涡对混合过程有很大的影响^[7]。由于流向涡的作用,在与流向垂直的平面内可以产生大尺度的对流现象,从而增强空气和燃气的掺混。对于垂直喷射的情况,由于燃气在喷注点后发生分离,产生一对反向的流向涡,这有利于燃气和空气的混合,但同时也带来了较大的总压损失。与桶型掺混器不同的是,锥型掺混器流场中的流向涡一方面由主流流经侧喷空气形成的分离产生,另一方面喷注空气本身的周向偏角也会直接形成流向涡。图 9, 10 分别显示了在桶型和锥型掺混器中流向涡的发展情况。

定义流向涡强度如下:

$$\Gamma(z) = \iint_{xy} \left| \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right| \rho v \, dx \, dy / \iint_{xy} \rho \alpha \, dx \, dy \quad (1)$$

从图 11 可以看出,锥型掺混器所导致的流向涡强度大于桶型掺混器的流向涡强度,这一方面是因为锥型掺混器的喷射方向与桶型掺混器不同,另一方面是由于锥型掺混器第二排喷注点处的穿透深度更大,产生了更大范围的分离所致。

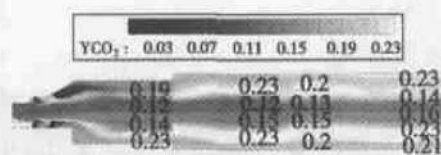


Fig.4 Comparison of CO_2 distribution using different mixers

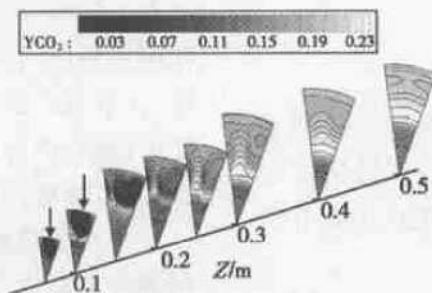


Fig.5 CO_2 distribution in the cone mixer flowfield

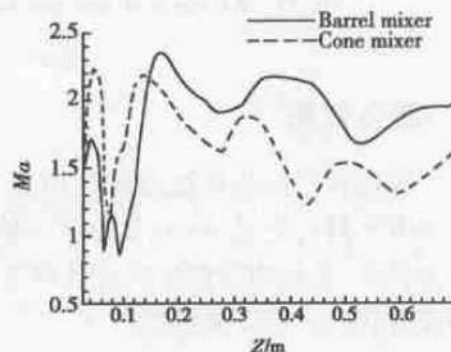


Fig.6 Comparison of mass averaged machnumber variation with Z



Fig. 7 Perspective view of the injection boundary of barrel mixer

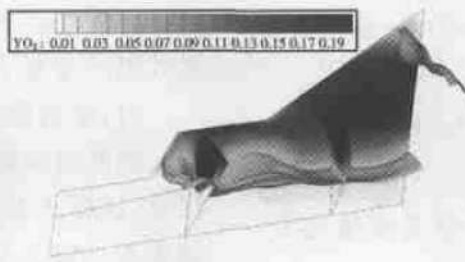


Fig. 8 Perspective view of the injection boundary of cone mixer

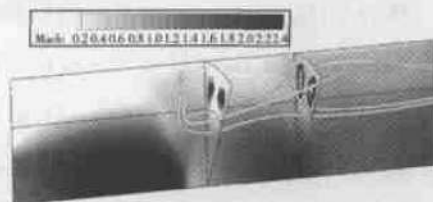


Fig. 9 Perspective view of the streamwise vortex of barrel mixer

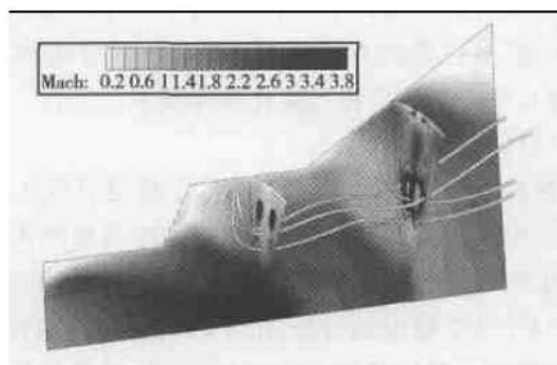


Fig. 10 Perspective view of the streamwise vortex of cone mixer

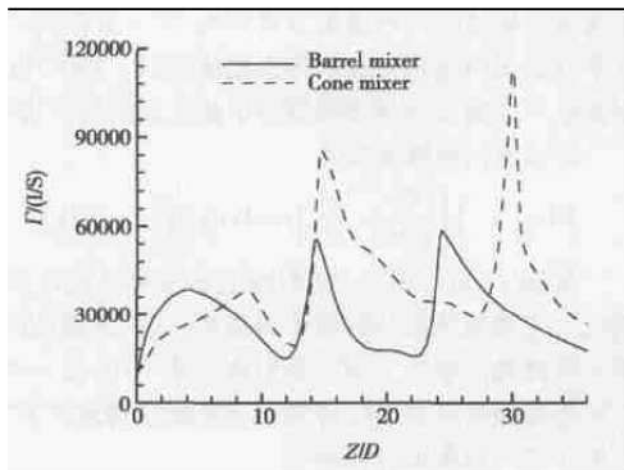


Fig. 11 Averaged streamwise vorticities

3 混合效率

掺混效率是描述混合特性的重要参数。对混合效率有不同的定义,较为常用的一种是:在完全反应条件下,流场中所能反应的燃料量与流场中所有燃料量之比^[8]。可以表示为:

$$\eta_M = \frac{\dot{m}_{F, \max}}{\dot{m}_F} = \frac{\int \rho Y_M (\bar{V} \cdot \bar{n}) dA}{\int \rho Y_F (\bar{V} \cdot \bar{n}) dA} \quad (2)$$

式中,

$$Y_M = \begin{cases} Y_F & \text{if } Y_F \leq Y_T \\ Y_T & \text{if } Y_F > Y_T \end{cases}, Y_T = Y_A (Y_F / Y_A)_{ST}$$

Y_F 为燃料的质量分数, Y_A 为氧化剂的质量分数, $(Y_F / Y_A)_{ST}$ 为燃料与氧化剂的质量化学当量比。

图 12 比较了两种掺混器的掺混效率,可看出,在掺混器的近端 ($X/D < 60$) 掺混效率沿轴向以非线性的方式变化,而在掺混器的远端 ($X/D \geq 60$) 掺混效率沿轴向以线性方式变化。这是因为,在掺混器的近端,燃气与空气的掺混主要依赖于气体对流作用,而在掺混器的远端则主要依赖于气体之间的扩散。

图中另一个很重要的信息是,尽管采用锥型掺混器会产生更强的流向涡,但其掺混效率值却明显低于桶型掺混器的值。

4.3 燃烧性能比较

根据高温燃气的燃烧完全程度定义燃烧效率为

$$\eta(z) = \frac{\left| \sum_{i=1}^{ns} I_i \right|_z - \left| \sum_{i=1}^{ns} I_i \right|_{\text{Inlet}}}{\Delta I} \quad (3)$$

式中 ΔI 代表贫氧燃气充分反应情况下系统的总焓变化,分子为当地总焓(各组分总焓之和)与入口总焓之差。不同情况下计算得到的燃烧效率如图 13 所示。与掺混效率的趋势一致,桶型掺混器的燃烧效率高于锥型掺混器的燃烧效率。尤其在近端,即对流作用控制区内,两者的差别比较明显,随着流动的进行,在掺混器的远端,混合燃烧过程主要由气体扩散作用控制,两者的差别不大。

4.4 实验与计算结果比较

三维数值计算结果主要与 $\beta = 2$ 工况下实验数据进行了对比。实验与计算条件一致^[1]。从图 14 中可以看出,实验得到的结果与计算值趋势一致,锥型掺混器的静压要明显高于桶型掺混器的值。另外,在

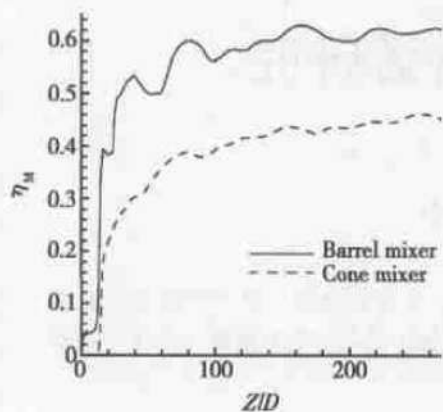


Fig. 12 Comparison of mixing efficiency of different mixers

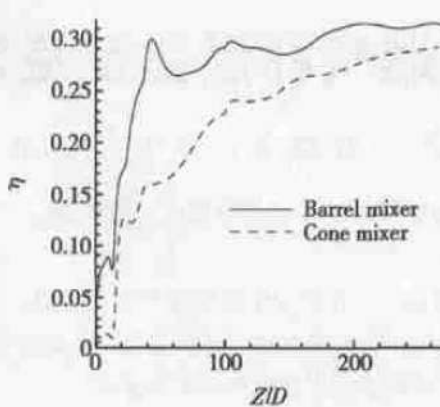


Fig. 13 Comparison of combustion efficiency of different mixers

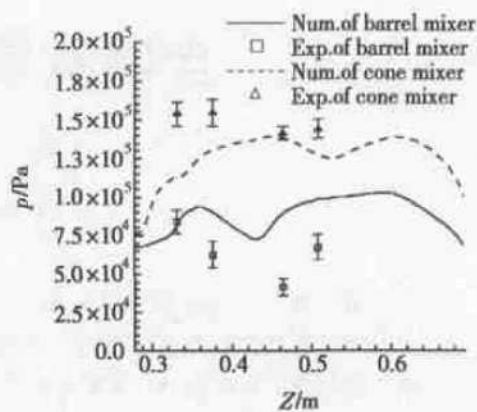


Fig. 14 Comparison of calculated wall pressure and measured wall pressure

测量段,锥型掺混器的实测压强变化比较平缓。由于固体推进剂燃烧不稳定,采集数据存在一定的偏差,因此,图中的实验点标出多次实验值范围。

从计算得到的总温值与实验测量总温值的比较中也可以得到类似的结论:在使用桶型掺混器的情况下,测量点处的总温较高(计算约 2495K,实验约 2480K),高于锥型掺混器的值(计算约 2140K,实验约 2180K),从一定程度上反映出桶型掺混器燃烧效率较高,这与前面的计算结果相一致。

5 结 论

(1) 通过三维数值模拟和实验,对两种掺混器的混合、燃烧性能进行了研究。研究表明:计算结果基本正确,反映了掺混器内气流参数变化。

(2) 通过以上的研究可以看出:桶型掺混器混合、燃烧效率均高于锥型掺混器。由于流向涡只是反映宏观掺混情况的量,只有这种大尺度的涡结构得到破坏,使燃料与氧化剂之间的混和达到分子级,才能使混和和燃烧效率得到提高。因此,在本文研究的工况下,锥型掺混器中流向涡的形成对混合、燃烧效率的提高没有起到明显作用。另外,桶型掺混器在喷孔上游的回流区和下游台阶处的低速流动区有利于混合与燃烧(见图 4),在超声速流场中起到很重要的火焰稳定器的作用,所以对燃烧效率影响很大,从而导致了桶型掺混器的掺混和燃烧效率均高于锥型掺混器。

(3) 本项研究进一步的工作包括湍流模型的引

入,以提高计算解与实验结果的符合程度,更好地为掺混器的设计提供指导。

参考文献:

- [1] 马朝恺,徐旭,蔡国飏.超声速补燃的数值模拟和实验研究[J].推进技术,2002,23(5). (MA Zhao kai, XU Xu, CAI Guo biao. Numerical and experimental investigation on supersonic secondary combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5).)
- [2] 张立儒.特殊条件下的温度测量[M].北京:中国计量出版社,1987.
- [3] William H Heiser, David T Pratt. Hypersonic airbreathing propulsion[R]. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.*, 1994.
- [4] Jiann-shun Shuen. Upwind differencing and LU factorization for chemical nonequilibrium Navier-Stokes equation[J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, 99: 233~ 250.
- [5] Yiguang Ju. Lower-upper scheme for chemically reacting flow with finite rate chemistry[J]. *AIAA Journal*, 1995, 33(8).
- [6] John S Evans, Charles J, Schexnayder Jr. Influence of chemical kinetics and unmixedness on burning in supersonic hydrogen flames[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(2).
- [7] Lee S-H, Mitani T. Mixing augmentation of transverse injection in scramjet combustor[R]. *AIAA Paper* 2000-0090.
- [8] Eklund D R, Gruber M R. Study of a supersonic combustor employing an aerodynamic ramp pilot injector[R]. *AIAA Paper* 99-2249.

(编辑:梅 瑛)