

文章编号: 1000-8055(2007)12-2012-06

马赫数 2.5 超/亚声流流向涡掺混 超燃室冷态实验

介克, 杨占宇, 赵吕顺, 刘建, 王洪铭, 黄勇, 单鹏
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 结合对应的数值计算, 对一种带亚声速预燃室和流向涡掺混器的超声速燃烧模型燃烧室实验台, 在其进口马赫数为 2.5 的来流条件下, 进行了冷态流场的实验研究. 实验测得其壁面静压分布和激波系结构与流场的 CFD 计算结果基本一致. 实验结果表明, 模型燃烧室全流场超声速, 达到设计状态. 马赫数 2.5 下的冷态实验数据和 CFD 计算数据为进行点火实验提供了依据.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速燃烧; 预燃室; 波瓣掺混器; 流向涡掺混

中图分类号: V235.2

文献标识码: A

Cold flowfield experiment study of an inlet Mach number 2.5 scramjet combustor with a stream wise vortices mixer between supersonic/ subsonic pilot combustion flow

JIE Ke, YANG Zhan-yu, ZHAO Lu-shun, LIU Jian,
WANG Hong-ming, HUANG Yong, SHAN Peng

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

Abstract: An experimental study of cold flow field was conducted under entrance Mach number 2.5 on a supersonic combustor experiment rig with subsonic pilot combustor and stream-wise vortices mixer. The experiment result suggests that the up-wall static pressure distribution of wall surface and shock wave structure coincide with the CFD calculation results, and the full flow field supersonic combustor reaches the design state. The cold test data and CFD calculation data under 2.5 Mach provide a basis for ignition test.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic combustion; pilot-combustor; lobed mixer; stream-wise vortices mixing

实现碳氢燃料高超声速飞行的困难在于, 需要实现液体燃料与燃烧室内每秒 1 200 多米的超声速空气流的有效掺混, 以及燃料在燃烧室内的高效燃烧, 并且超燃火焰稳定不熄. 因此, 增强燃料在高超声速流中的掺混效果一直是超声速燃烧室流场组织和结构设计的关键技术难题之一. 近来国内外逐渐探知, 流向涡掺混技术在超声速流

与低速流的掺混中, 具有优异的掺混能力和较低的总压损失, 因此该技术受到了越来越多的重视^[1-2]. Campuzano M F 和 Dang T Q 等人(1995)的计算研究表明, 波瓣式流向涡掺混器可以实现有效的掺混, 同时产生较小的流量堵塞和气动损失^[3]. Sunami T 等人(1998)的计算和实验研究也得到了在全超声速流中有效的流向涡掺混^[4]. 预

收稿日期: 2006-11-07; 修订日期: 2007-03-20

基金项目: 国家自然科学基金(50076003); 国家自然科学基金重大研究计划子课题(90305010)

作者简介: 介克(1982), 男, 河南漯河人, 硕士生, 研究方向: 航空宇航推进理论与工程

燃烧模式(或发展成双燃烧室冲压技术,DCR)同样也受到人们的重视.国内的司徒明等进行了以煤油火焰为引导焰,进口马赫数为 2.15 的双燃烧室超燃试验,取得了初步成功^[5].

本实验方案取少量的冲压空气在由壁龛发展变化而成的预燃室中,先低速稳定地雾化掺混并亚声速燃烧,以保证燃焰的存在;其产生的高温富油预燃气,通过本文设计的一种城墙式波瓣掺混器喷射,与超声速主流在下游的曲面激波系、膨胀波系和流向涡中深入掺混,二次燃烧并扩大燃区厚度而预期能够实现稳定的超燃.本组先期进行的超燃室低进口马赫数实验和计算表明,城墙式波瓣掺混器在较低的总压损失下,可以明显地增强亚/超声流的掺混^[6].

采用这种亚燃预燃/主流超燃和波瓣掺混器流向涡掺混的方案,建成了直连式碳氢燃料超燃模型燃烧室实验台.本文主要进行本方案的第一步实验研究—冷态超声速流场验证,及在超/亚声速流掺混中流向涡掺混的可行性.对于超燃冲压发动机的研究,其冷态流场的实验探查有着根本的、不可逾越的重要性.因为,超声速流动方案的确实实现与否,流场质量的高低,未燃区的流场参数条件等,都是实现超燃的基础条件和不能实现时的基本原因.流动不详时的点火,将使得或者无法纠查现象的机理原因,或者参数改进没有方向,或者根本上点着的就是常规亚声速燃烧,而在高速飞行时失去推力.

1 实验设计

1.1 实验装置

本文的小型碳氢燃料超燃冲压高空实验装置

由供气系统,直连式模型燃烧室系统,煤油油路和点火控制台系统,32 路压力、温度传感器和微计算机采集系统,纹影仪观察记录系统 5 部分组成.在直连式模型燃烧室系统(参见图 1)中,高压常温空气通过以煤油加热的预热段首先来加热,之后高温气体进入整流段,加速拉瓦尔喷管段,超声速观察段,然后同时分别进入亚燃预燃室和微扩隔离段,又合流而进入超燃室掺混段和超燃室燃烧段,最后入排气管,经消声塔后入大气.

根据本实验的设计,热态实验时提供到加速拉瓦尔喷管进口处的是 1 300 K 温度和 1.2 MPa 压力的预热空气,喷管出口马赫数为 2.5.亚声速燃烧室入口面积为 3 mm×30 mm.等直隔离段入口截面积为 27 mm×30 mm,隔离段下表面具有 0.5°的扩张角以修正位移厚度.拉瓦尔喷管出口至超燃室出口的实验段总长为 583 mm.实验段两侧壁上装有石英玻璃加有机玻璃观察窗,以便通光和观测.纹影仪观察记录系统与实验段垂直安装,可以水平双向移动.图 2 为实验段照片.

1.2 预燃/超燃模型燃烧室

本文的亚声速预燃/超燃模型燃烧室的结构见图 1,图 3.其中,亚声速预燃室由进气道,超燃供油用的预热油管,预燃点火喷嘴、预燃燃烧喷嘴和超燃喷嘴等处喷嘴,预燃高能点火电嘴,横截面为矩形通道的“城墙式”波瓣掺混器 7 部分组成.波瓣掺混器处于亚燃预燃室的出口与超声速燃烧室的进口之间,波瓣掺混器的出流口的流向长度范围被称为掺混段.波瓣掺混器在垂直纸面方向被设计为并列三通道式,通道与水平面成 10°俯仰角.超声速燃烧室的下壁面有 3°的扩张角.

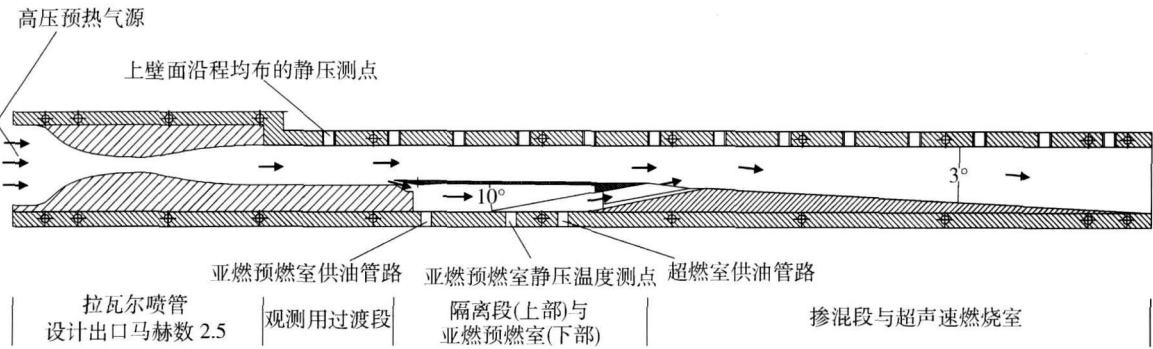


图 1 直连式超燃模型燃烧室系统示意

Fig.1 Sketch of the experiment model combustor

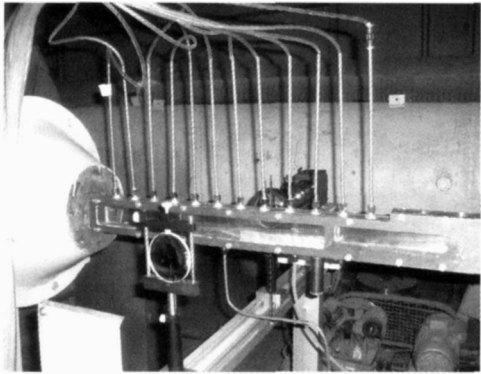
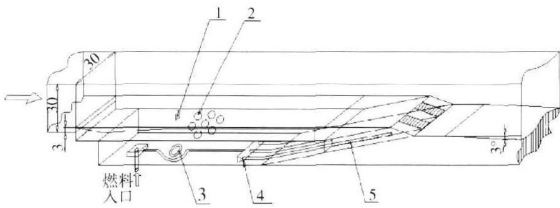


图 2 马赫数 2.5 实验段
Fig. 2 $Ma=2.5$ test section



1 离心喷嘴; 2 气流隔板通气孔; 3 高能点火电嘴;
4 供油管; 5 供油管出油孔

图 3 模型燃烧室试验段示意图

Fig. 3 Sketch map of the model combustor

拉瓦尔喷管出口的超声速气流被分为上下两股, 超声速主流经隔离段以缓冲后方的扰动; 另外 10% 的气流经亚燃预燃室进气道滞止为亚声速流以后, 进入突扩型预燃室, 并形成回流区. 预燃喷嘴喷出的油雾在回流区内与空气混合, 燃烧生成的高温燃气使超燃供油预热油管内的燃油蒸发, 并混合形成高温富油热燃气, 经预燃室出口的波瓣掺混器喷出. 射流在掺混器钝形尾缘形成的流向涡束中加强与超声速主流的掺混并引燃主流.

2 实验结果与分析

2.1 实验总体参数

表 1 为模型燃烧室马赫数 2.5 冷态实验的工况与其数值计算解的参数对比.

表 1 实验和计算的工况参数

Table 1 Cold test parameters of the model combustor

	实验参数	计算参数
来流总压/MPa	0.8, 0.87, 0.95, 1.0	0.70
来流总温/K	283	283
燃烧室入口 Ma	2.5	2.46
空气流量/(kg/s)		0.386

2.2 壁面静压分布

超燃室中虽是非常复杂的三维流动, 但其沿程静压分布仍然可以有效揭示燃烧进程的主要特征. 在直连式实验方式中, 可以得到较为准确的超燃室壁面静压. 在模型燃烧室上壁面中心线上布置了静压测点, 测量了冷态 $Ma=2.5$ 工况下的壁面静压. 与本实验同步进行的 CFD 流场模拟也提供了计算静压, 其计算域始于加速拉瓦尔喷管进口, 终于超燃室出口. 图 4 示出了在 4 种实验总压下的静压分布曲线, 和一种数值计算总压下的静压分布曲线. 可见, 数值计算揭示的高速冷流场全程压力分布曲线, 与实验测得的很好地吻合; 同时, 由于隔离段中的激波系和亚燃室通过玻璃观察窗表面向超燃室的泄漏二次流, 导致图 4 中隔离段的实验压强曲线比数值解曲线高出了约 0.5 个大气压, 热态实验时将不存在玻璃泄漏二次流. 在超燃室的超/亚声流掺混段进口处产生的斜激波系使得壁面静压回升, 之后又因为膨胀波系而使静压迅速下降, 在此之后, 曲面膨胀波系和反射激波系交替出现, 继而, 超声速流在超燃室的燃烧段内降压加速, 压力曲线保持平稳的下降.

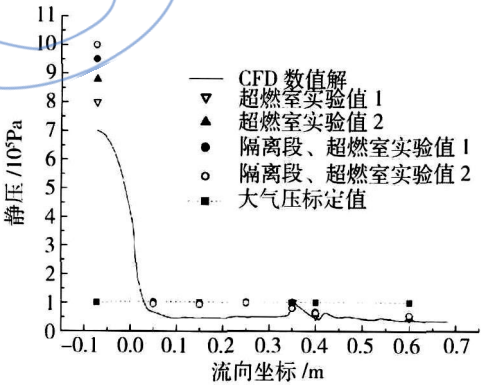


图 4 超燃室上壁面中心线上静压分布的实验值与三维粘性计算流体力学数值解的对比
(-0.08 m, 0.093 m, 0.288 m, 分别是拉瓦尔喷管进口, 出口(即隔离段进口), 波瓣流向涡发生器出口)

Fig. 4 Comparison of the the up wall static pressure between numerical and experimental results

关于超燃室实测为超声速流还可有两个基本的证明. 首先隔离段和超燃室内全程均为负压表, 在实验中也每次都观察到了超燃室激波推出压强陡降的启动过程; 其次注意到 $p/p^* = \pi(Ma)$ 函数中的 p 与 p^* 在确定的马赫数下按确定的比例变化, 导致本实验在高马赫数 2.5 下不同来流总压所对应的下游压强 p 的变化量很小, 这些都说明了超燃室内确实实现了所设计的超声速流动.

2.3 纹影分析

本文波瓣掺混器的设计思想是,掺混器设有注入超燃室的若干股射流及其 10° 冲角的构造,使亚燃室的喷射火炬压缩超声速主流,在超燃室掺混段进口处产生第一道曲面斜激波.同时,喷射火炬在超声速主流下方产生若干对流向涡,与主流卷吸并掺混.图 5 是本实验所采用的预燃/波瓣结构产生的激波-膨胀波模型的示意图.

实验中沿模型燃烧室全程拍摄的 10 个位置的纹影照片中的流场主要激波结构,与上述设计

意图以及 CFD 计算所揭示的激波结构是基本吻合的,见图 6,图中数字为马赫数.该图所表现的亚声速/超声速流之间波瓣掺混器流向涡掺混方法的流场特点是,波瓣掺混器喷射的火炬前后,生成明显的两组反射激波(位置 6),和相应的四个很强的激波附面层干扰点(位置 7);而在此处的上游和下游(位置 5,位置 8,位置 9,位置 10),激波系很弱;并且,由于波瓣器件的扰流必然会造成下游的激波系是曲面形式的,这就使得用纹影法不易拍摄到清晰的激波线.

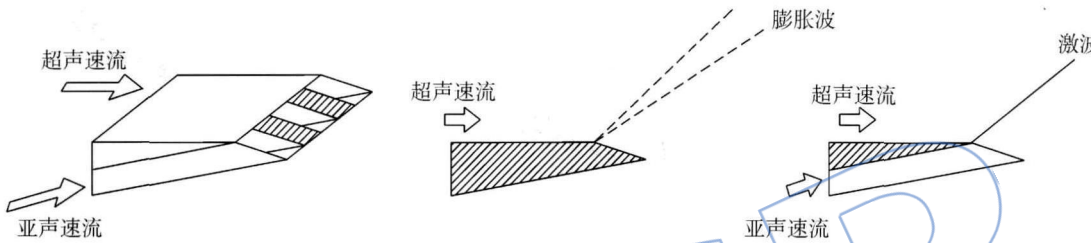
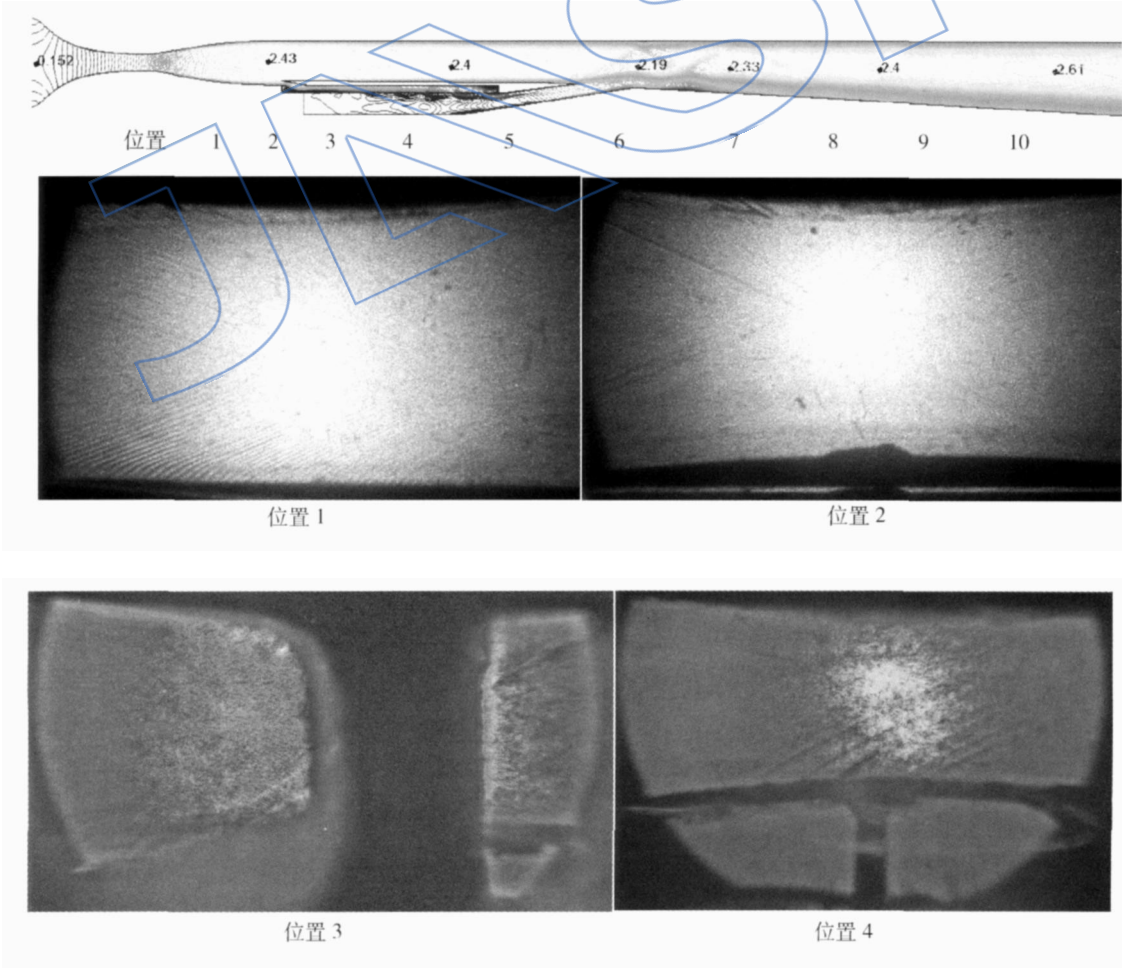


图 5 预燃/波瓣结构产生激波-膨胀波的模型示意图
Fig. 5 Shock expansion wave pattern around the wedge strut, 2-dimensional flow



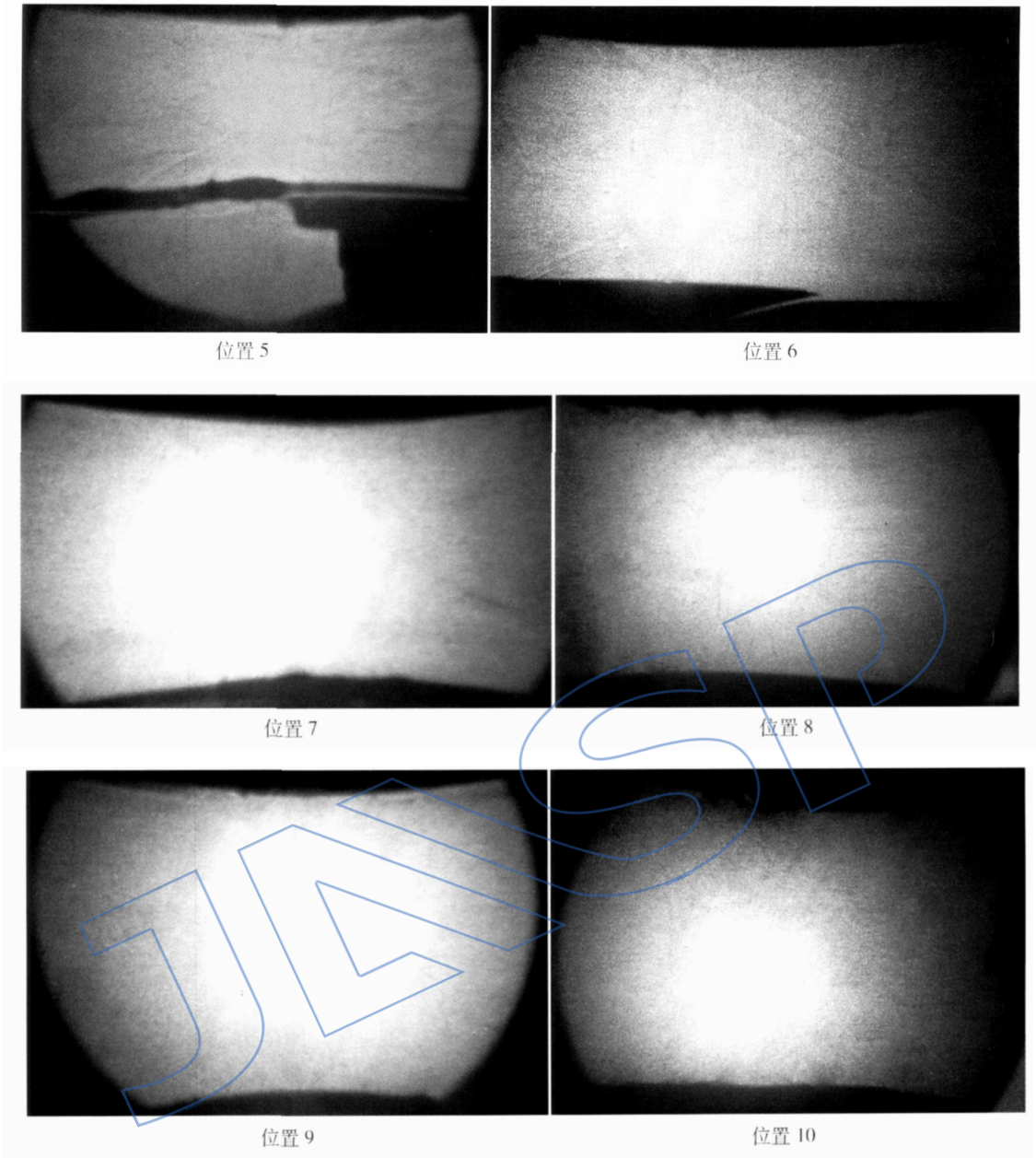


图 6 模型燃烧室系统全流场实验纹影记录与流场对称子午面上数值解的对比
(进口 $Ma=2.5$)

Fig.6 Comparison of CFD Mach contours on symmetric plane of the model combustor
and the same flow field's schlieren photographs
(Inlet $Ma=2.5$)

实验照片中比计算结果多出现的隔离段中的激波(位置 2),是由于实验台架的气流通道在隔离段之前接入了一个等直观察段,从而存在一结构接缝.这事实使实验台下游的各个激波前的气流马赫数应该略低于数值解的马赫数,但不影响设计激波系的存在.

在以上实验结果与数值计算结果基本吻合这一事实的基础上,进一步借助三维计算流体力学

得到了超/亚声速掺混流向涡流场的细节.同时计算结果还提供了有、无波瓣掺混器时的三维流场的对比图片,说明了波瓣掺混器流场的有效性^[7].图 7 是掺混器示意图(a)和掺混段下游两个流向横截面处的流迹线和马赫数(b, c),从图中可以清晰地看出流向涡的演化过程,展示了流向涡的掺混能力.

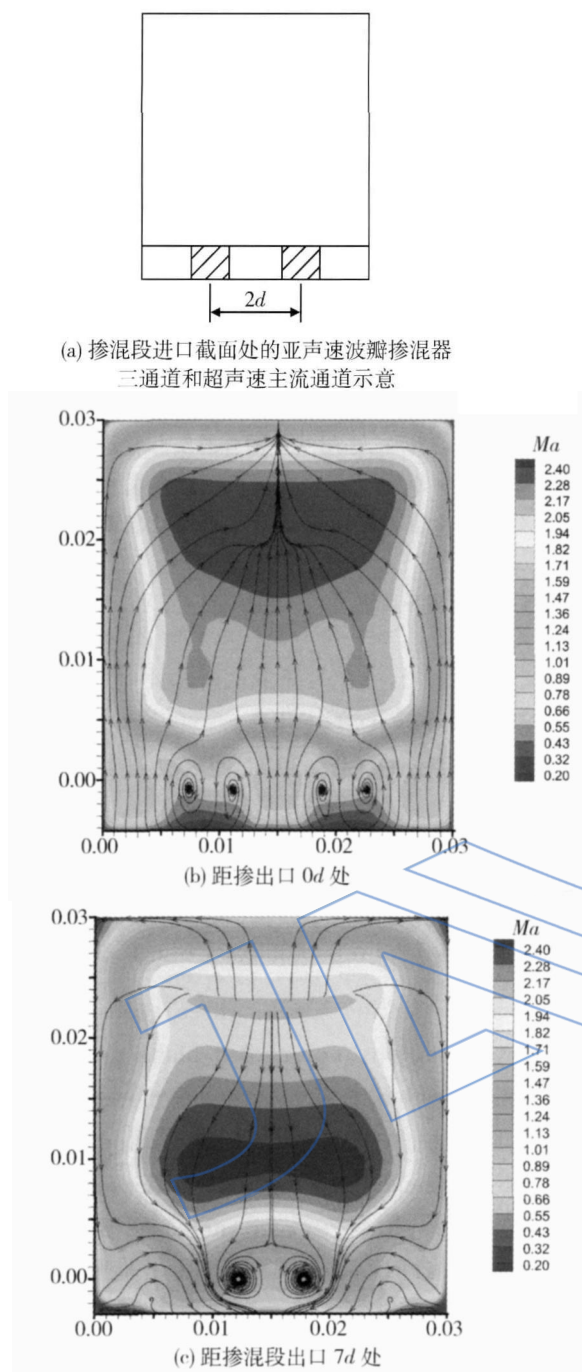


图 7 带城墙波瓣掺混器的超燃室段流向两个横截面上的计算马赫数和流迹线

Fig.7 CFD Mach contours and streamlines on the cross sectional planes of the supersonic combustor with the rectangular lobed mixer

3 结 论

综合本文的实验分析可有: 在来流马赫数为 2.5 的设计工况下, 在超燃室进口处的掺混段观察到了设计的斜激波系和膨胀波系; 实验台实现了全程超声速流动, 实现了在超声速主流横截面上的变速流动, 产生超/亚声速流流向涡掺混的设想可以成立; 以上结果为热态实验提供了依据. 由于测量手段有限, 尚不能在实验中直接观察到三维激波系的曲面性, 以及流向涡.

参考文献:

[1] Ferri A, Mixing controlled supersonic combustion [J]. Ann. Rev. Fluid Mech. , 1973, 5: 301-338.

[2] Gutmark E J, Schadow K C, Yu K H. Mixing enhancement in supersonic free shear flow [J]. Ann. Rev. Fluid Mech. , 1995, 27: 375-417.

[3] Campuzano M F, Dang T Q. Numerical study of lobed mixer fuel injection strut in scramjet engine [R]. AIAA 95-2449.

[4] Sunami T, Wendt M N, Nishioka M. Supersonic mixing and combustion control using streamwise vortices [R]. AIAA 98-3271.

[5] Situ M, Wang C, Lu H P, et al. Basic design of two combustion ramjet [R]. AIAA 2002-3764.

[6] 赵吕顺, 单鹏, 刘建, 等. 碳氢燃料流向涡掺混超燃模型燃烧室冷态流场数值研究 [J]. 空气动力学学报, 2006, 24 (3): 340-345.

ZHAO Lushun, SHAN Peng, LIU Jian, et al. Numerical study of the cold flowfield of a hydrocarbon fueled model scramjet combustor with a streamwise vortices mixer [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(3): 340-345.

[7] 赵吕顺. 碳氢燃料流向涡掺混超燃冲压模型发动机冷态流场数值研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.

ZHAO Lushun. Numerical study of the cold flowfield of a hydrocarbon fueled model scramjet engine with a streamwise vortices mixer [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.