

文章编号: 1000-8055(2008)06-1135-06

超燃冲压发动机燃烧室冷态流场研究

王 骥, 宋文艳, 李建平, 蔡元虎
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 利用西北工业大学电阻加热超声速燃烧室直连式实验设备, 针对自行设计的超声速燃烧室模型, 在燃烧室入口马赫数 $Ma=2.0$ 、入口流量 $m=0.73\sim 1.0\text{ kg/s}$ 、入口总压 $p_t\approx(7\sim 8)\times 10^5\text{ Pa}$ 、入口总温 T_t 为室温条件下, 开展了不同燃烧室进口流量、隔离段长高比以及燃烧室出口堵塞比情况下的燃烧室冷流实验; 采用 CFD 商用软件对燃烧室冷流流场进行了数值模拟, 并将计算结果与实验数据进行了对比和分析。研究表明, 增加隔离段的长高比, 可以提高燃烧室抗反压的能力, 燃烧室出口压力场的畸变对燃烧室内流场有较大的影响, 同时通过计算结果与实验数据的对比验证了计算方法的适用性。

关 键 词: 超声速燃烧室; 冷流; 隔离段; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Cold flow research in scramjet combustor

WANG Dian, SONG Weiryan, LI Jianping, CAI Yuanhu

(School of Propulsion and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The scramjet combustor cold flow was researched in Northwestern Polytechnical University direct-connected resistance heated facility. The cold flow experimental was performed, for the designed supersonic combustor model with different isolator length, different combustor inflow and different exit back pressure. The combustor inlet $Ma=2.0$, air flow $m=0.73\sim 1.0\text{ kg/s}$, total pressure $p_t\approx(7\sim 8)\times 10^5\text{ Pa}$, total temperature $T_t=300\text{ K}$. The cold flow field of the supersonic combustor is also simulated with computational fluid dynamics (CFD) software and is analyzed and compared with experimental results. The experimental and computational results show: The length/height ratio of isolator increases, the capacity of resist back pressure for the scramjet combustor increases. The exit pressure distortion of combustor has greater effect on the internal flow field of combustor. The comparison of computational results and experimental results also verify the applicability of numerical simulation method.

Key words: scramjet combustor; cold Flow; isolator; numerical simulation

超声速燃烧室冷流实验主要是利用超声速燃烧室直连式试验设备, 在来流总温为常温下, 对超声速燃烧室的内流场特性进行试验研究。冷态实验未模拟真实飞行状态的来流总温, 仅模拟了来流 Ma 数和总压。通过冷流实验可以研究燃烧室几何参数、出口背压等诸多因素对超声速燃烧室

内流动特性的影响, 有助于揭示超声速燃烧室工作机理, 可为燃烧室设计参数的优化和设计提供数据和技术储备。

由于受实验和测量和手段的局限性, 本文借助目前功能全面、适用性广、使用广泛的 CFD 计算流体力学软件 FLUENT 对燃烧室冷流流场进行了模

收稿日期: 2007-09-13; 修订日期: 2008-03-26

作者简介: 王骥(1979-), 男, 湖南株洲人, 博士生, 主要从事超燃冲压发动机燃烧室研究。

拟, 计算结果与实验结果进行了对比和分析.

1 超燃冲压发动机燃烧室冷流实验

1.1 实验模型

超声速燃烧室冷流实验模型包括设备喷管和直连式超声速燃烧室模型两个部分. 设备喷管为燃烧室入口提供 $Ma=1.8\sim 2.0$ 的气流. 喷管宽度为 40 mm, 入口高度为 50 mm, 喉道高度为 16.38 mm. 设备喷管的超声速扩张段与燃烧室模型入口采用等直段平滑过渡. 消除了连接处由于逆向台阶可能产生的激波, 减小燃烧室入口的初始附面层厚度, 期望提高隔离段的抗反压能力.

超声速燃烧室全长 770 mm, 由隔离段、等值段燃烧室和扩张段构成(图 1). 在隔离段出口处上壁面设有单面背风台阶, 在等值段燃烧室后部的下壁面设有长高比为 3:1 的凹槽火焰稳定器.

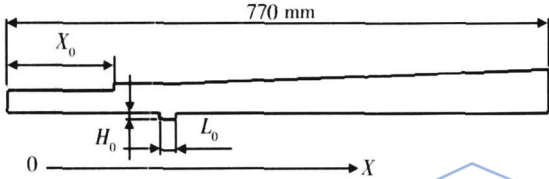


图 1 直连式超声速燃烧室模型结构示意图

Fig. 1 Model sketch of the direct connect scramjet combustor

实验中隔离段的长度 X_0 可以通过更换隔离段填块改变, 使隔离段的长高比分别为 5:1, 6:1, 7:1. 另外在实验中在燃烧室出口处设置了不同堵塞比的挡板(挡板的面积堵塞比为 1:6, 2:6, 3:6, 4:6). 通过换不同堵塞比的挡板来调节燃烧室出口的反压.

1.2 实验设备简介

实验在西工大电阻式加热设备上进行, 设备由气源、配气系统、配电系统、电加热系统、实验模型、排气系统以及数据采集和控制系统等构成(图 2). 该实验设备可以模拟燃烧室入口 $Ma=1.8\sim 2.0$, 总温 $T_t=300\sim 1\,000\text{ K}$, 流量 $m=0.73\sim 1.0\text{ kg/s}$, 总压 $p_t=(6.0\sim 8.0)\times 10^5\text{ Pa}$ 的超燃冲压发动机燃烧室工作状态. 实验段稳定工作时间不小于 20 s. 图 3 给出了主设备的照片.

空气气源压力为 6.0 MPa, 容积 18 m³. 配气系统保证空气以稳定的压力和流量进入加热器, 压力调节范围在 0.4~5.0 MPa 之间. 通过在加热器进口设置的流量计来控制进入实验的气体的流量. 由于实验为燃烧室冷流实验, 因此实验中

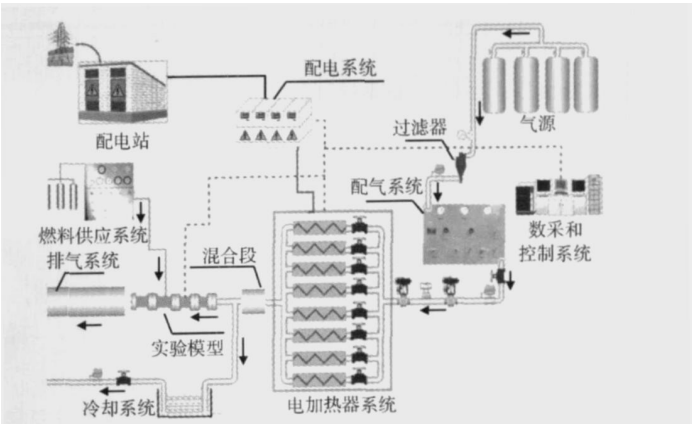


图 2 实验系统示意图

Fig. 2 Schematic of the experiment system

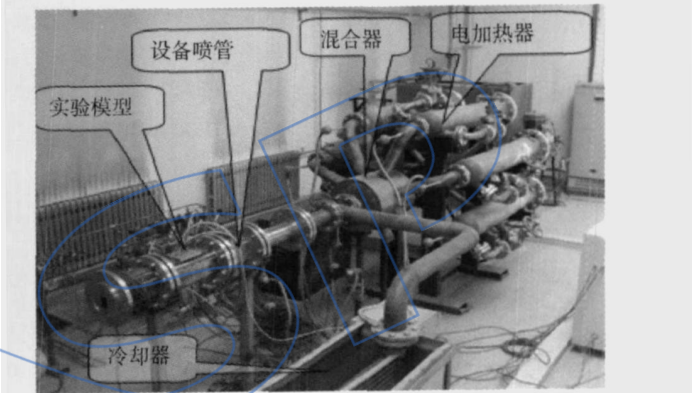


图 3 主设备照片

Fig. 3 Picture of main facility

电加热器系统并未工作.

实验中在超声速燃烧室上壁面布置了 13 个压力测点, 燃烧室下壁面布置了 14 个压力测点上, 压力测点的起点坐标位于设备喷管的出口, 测孔的直径为 1.0 mm.

1.3 实验状态

实验模拟燃烧室入口来流 $Ma=2.0$ 超声速燃烧室的工作状态(对应飞行马赫数 4 左右), 燃烧室入口总温为室温, 质量流量 $m\approx 0.7\sim 1.0\text{ kg/s}$, 分别进行了燃烧室进口流量、隔离段长高比以及出口堵塞比对燃烧室流场影响的实验研究. 表 1 给出了超声速燃烧室冷流实验的各个实验状态.

1.4 实验结果与分析

1.4.1 燃烧室进口流量对燃烧室流场影响的研究

对应实验状态见表 1 中状态 1 和 2. 实验状态 1 燃烧室进口流量 $m=0.706\text{ kg/s}$, 实验状态 2 燃烧室进口流量 $m=0.988\text{ kg/s}$. 图 4 和图 5 分别给出了两个状态下燃烧室上、下壁面相对压力

表 1 燃烧室冷流实验状态表
Table 1 Cold flow experiments condition

编号	隔离段 长高比	出口 堵塞比	流量/ (kg/ s)	进口总压/ kPa	进口 马赫数
1	7	0	0.706	350.3	1.92
2	7	0	0.988	470.9	1.93
3	7	1/6	0.708	325.6	1.93
4	7	2/6	0.714	346.3	1.93
5	7	3/6	0.727	344.4	1.33
6	7	4/6	0.692	339.0	0.77
7	4.7	0	0.716	350.0	1.93

p_w/p_{in} 的分布, 这里 p_w 为测得的壁面压力, p_{in} 为燃烧室进口总压, 图中横坐标 X/L 代表各测点轴向坐标与燃烧室总长度之比, 坐标原点为设备喷管的出口。

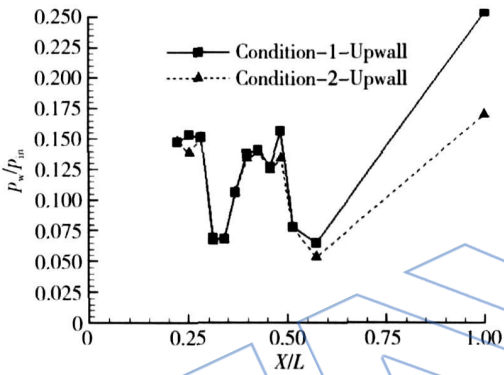


图 4 燃烧室上壁面相对压力的分布(状态 1,2)
Fig. 4 Up-wall relative pressure distribution
along the combustor (Condition 1,2)

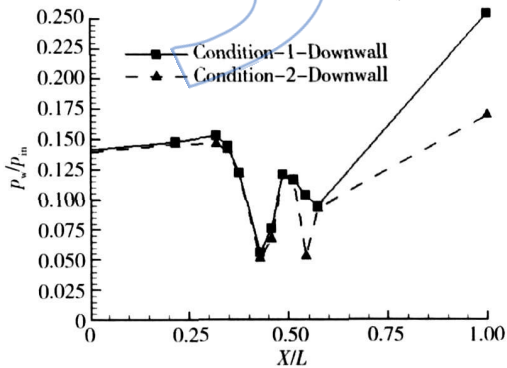


图 5 燃烧室下壁面相对压力的分布(状态 1,2)
Fig. 5 Down-wall relative pressure distribution
along the combustor (Condition 1,2)

状态 2 燃烧室进口的流量高于状态 1, 在进口 Ma 数、总温和进口截面相同的情况下, 状态 2 的燃烧室进口总压是高于状态 1 的。从图上可以看出两个实验状态下的燃烧室相对压力的分布趋势相似, 只是在燃烧室出口处, 状态 2 的相对压力

低于状态 1。这是因为状态 2 的燃烧室进口总压高于状态 1, 而两种状态燃烧室出口反压均是 1 个大气压, 这样相对压力 p_w/p_{in} 状态 2 低于状态 1。从试验结果可以看出, 在较低的出口反压下, 固定几何的燃烧室, 来流流量的变化仅影响燃烧室内各流场参数的大小, 而不影响其流场的变化趋势。

1.4.2 隔离段长高比对燃烧室流场影响的研究
对应实验状态为表 1 中的状态 1 和 7。在两种状态下, 燃烧室进口条件相似, 出口反压均为 1 个大气压。实验中通过更换模型隔离段的填块来改变隔离段的长高比。状态 1 隔离段的长高比为 7, 状态 7 隔离段的长高比为 5。图 6 和图 7 分别给出了两个状态下燃烧室上、下壁面相对压力 p_w/p_{in} 的分布。从图上可以看出, 由于隔离段长度的变化, 反压的扰动位置发生了相应的变化。状态 7 时相对于状态 1 扰动传播靠燃烧室的上游, 压力升高位置由燃烧室的 $3/7 L$ 处推移到燃烧室的 $2/7 L$ 处, 高压区相应靠前。因此从实验结果可以看出, 在相同来流条件和反压下, 隔离段的长高比的增大对于减小反压对

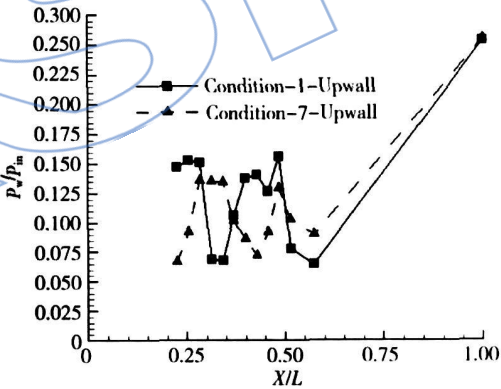


图 6 燃烧室上壁面相对压力的分布(状态 1,7)
Fig. 6 Up-wall relative pressure distribution
along the combustor (Condition 1,7)

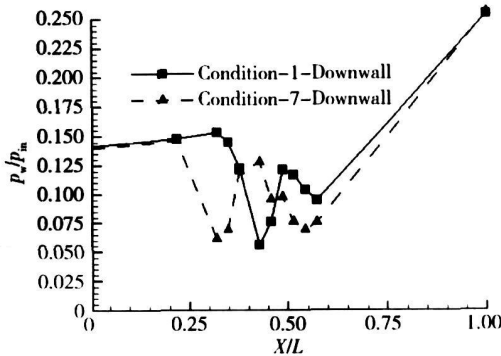


图 7 燃烧室下壁面相对压力的分布(状态 1,7)
Fig. 7 Down-wall relative pressure distribution
along the combustor (Condition 1,7)

燃烧室流场的扰动有一定作用。

1.4.3 出口堵塞比对燃烧室流场影响的研究

对应实验状态为表 1 中的状态 1, 3, 4, 5, 6. 燃烧室进口条件相似, 入口 $Ma=2.0$ 、总温 $T_t=303\text{ K}$ 、流量 0.7 kg/s . 在燃烧室出口处设置了挡板, 挡板的面积堵塞比分别为 $0, 1:6, 2:6, 3:6$ 和 $4:6$. 实验中选取的隔离段长高比为 7.

图 8 和图 9 分别给出了 5 个实验状态燃烧室上、下壁面的压力曲线. 在设备喷管的进口、喉道和出口的上下壁面分别设置了压力测点, 图上横坐标的原点为燃烧室出口. 从图上可以看出, 随着燃烧室出口面积的减小, 燃烧室出口反压依次升高, 反压的扰动逐渐向上游传播. 在燃烧室出口堵塞比 $1:6, 2:6$ 时, 压力扰动大概传到距入口 $1/2 L$ 和 $3/7 L$ 处. 当燃烧室出口堵塞比 $3:6$ 和 $4:6$ 时, 扰动已传到设备喷管扩张段内, 导致喷管出口 Ma 数已小于设计马赫数(见表 1). 由于在喷管扩张段内没有压力测点, 故不能准确确定压力扰动的具体位置. 在燃烧室出口堵塞比为 $4:6$ 时, 燃烧室进口以为亚音速. 由实验结果可知随着燃烧室出口反压的增加, 燃烧室内由于压力扰动形成的激波链结构逐渐向上游传播, 压力扰动范围增加. 当燃烧室出口反压增大到一定的程度, 出口的压力扰动会传播到设备的喷管出口, 使燃烧室的进口状态发生变化.

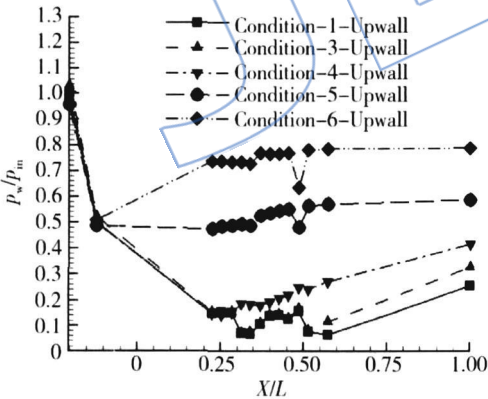


图 8 燃烧室上壁面相对压力分布(状态 1, 3, 4, 5, 6)
Fig. 8 Up wall relatively pressure distribution along the combustor (Condition 1, 3, 4, 5, 6)

2 超声速燃烧室冷流流场数值模拟研究

2.1 简介

由于受实验和测量和手段的局限性, 需要借助数值模拟的方法来进行燃烧室流场特性的详细

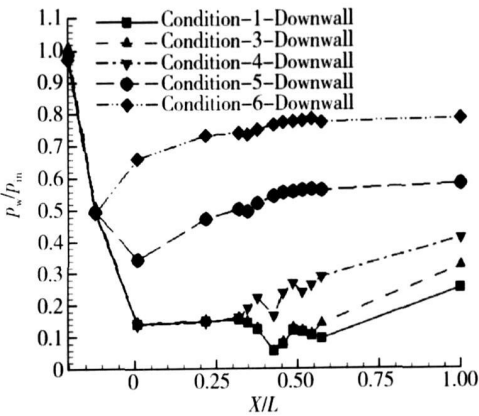


图 9 燃烧室下壁面相对压力分布(状态 1, 3, 4, 5, 6)
Fig. 9 Down wall relatively pressure distribution along the combustor (Condition 1, 3, 4, 5, 6)

研究. 本文采用了 Fluent 对燃烧室的冷流实验的流场进行了数值模拟.

2.2 数学模型

控制方程为包含组分守恒方程在内的二维雷诺平均 Navier-Stokes 方程^[4]. 选用的差分格式为二阶迎风格式, 湍流模型为带修正的 $k-\epsilon$ 的双方程模型. 计算中给定的边界条件为^[5]: ①进口边界给定燃烧室入口总压、静压和总温; ②出口边界给定燃烧室出口反压; ③壁面边界采用无滑移、绝热和零压力梯度条件. 计算网格采用 GAMBIT 生成结构网格, 为了更好地捕捉燃烧室内的激波, 计算过程中采用了自适应网格技术^[6].

2.3 计算方法的实验验证

本文对实验工况 1(见表 1) 燃烧室流场进行了数值模拟. 图 10 给出了计算得到的燃烧室压力等值线图, 图 11 给出了计算和实验得到的燃烧室上下壁面相对压力分布. 从压力等值线图可以看出燃烧室内波系的分布, 在隔离段出口上壁面的突扩台阶处形成膨胀波, 气流通过膨胀波后压力下降, 从相对压力分布图上可以看出燃烧室下壁面压力下降位置稍微靠近燃烧室的下游, 膨胀波反射到燃烧室下壁面后形成压缩波, 气流经过压缩波后, 压力重新上升.

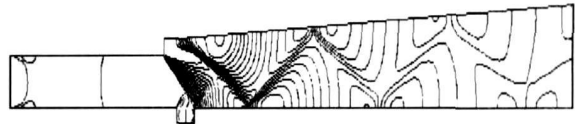


图 10 计算得到的燃烧室压力等值线图(状态 1)
Fig. 10 Iso value of pressure in combustor (Condition 1)

从图 11 可以看出计算的结果和实验数据吻合的较好, 表明本文所采用的计算方法适用于超

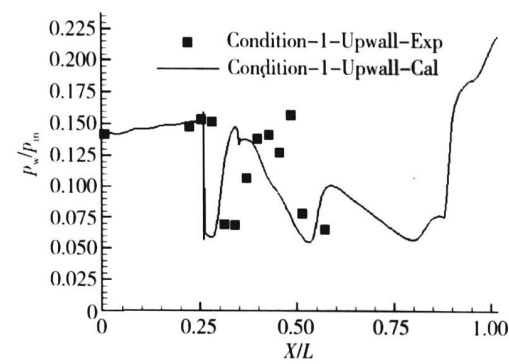


图 11 计算和实验的燃烧室上壁面相对压力分布(状态 1)
Fig. 11 Up-wall relatively pressure distribution along the combustor (Condition 1)

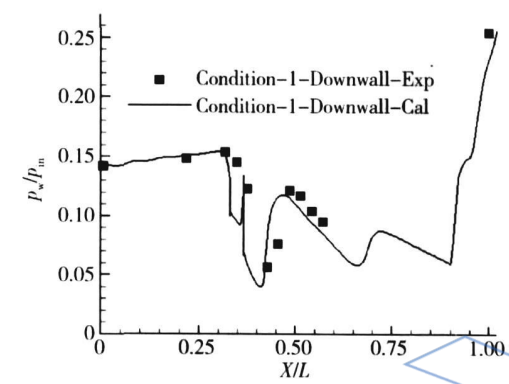


图 12 计算和实验的燃烧室下壁面相对压力分布(状态 1)
Fig. 12 Down-wall relatively pressure distribution along the combustor (Condition 1)

燃燃烧室内冷流流场的计算.

3.3 计算结果与分析

本文利用数值模拟, 选择隔离段长高比为 7 的燃烧室, 来研究出口堵塞比对燃烧室流场的影响. 由于从上面实验的结果可以看出在燃烧室出口堵塞比为 3: 6(状态 5) 和 4: 6(状态 6) 时, 由燃烧室出口反压造成的扰动已经传到设备喷管的扩张段内, 因此本文只针对燃烧室出口堵塞比为 0, 1: 6, 2: 6 三种情况下进行了数值计算, 计算状态下燃烧室入口 $Ma=2.0$, 总温 $T_t=303\text{ K}$, 来流流量为 0.72 kg/s , 出口反压为一个大气压.

图 13 和图 14 给出了三种状态下计算得到的压力等值线图以及 Ma 数等值线图, 图 15 和图 16 给出了三种状态下计算得到的燃烧室上壁面和下壁面的压力分布, 图 17 和图 18 给出了三种状态下计算得到的燃烧室出口马赫数分布和静温的分布.

由计算结果可以看出, 在三种状态下隔离段内的压力基本一致, 气流在隔离段的出口的背风台阶处形成了一道膨胀波, 气流经过膨胀波后压

力下降, 膨胀波反射到燃烧室下壁面形成压缩波, 并沿燃烧室上下壁面不断反射, 压缩波的强度逐渐减弱. 当燃烧室出口堵塞后(状态 3, 4), 由于反压的作用, 在燃烧室扩张段下游形成激波链, 气流经过激波链, 压力出现突跃. 随燃烧室出口反压的升高, 激波链向上游传播, 压力突跃提前. 从马赫数等值线可以看出, 当燃烧室出口没有堵塞时, 燃烧室的主流区均为超声速. 当燃烧室出口堵塞时,

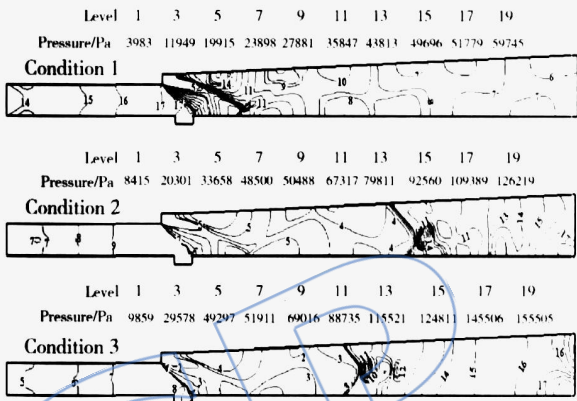


图 13 计算的燃烧室的压力等值线图
Fig. 13 Iso-value of pressure in combustor

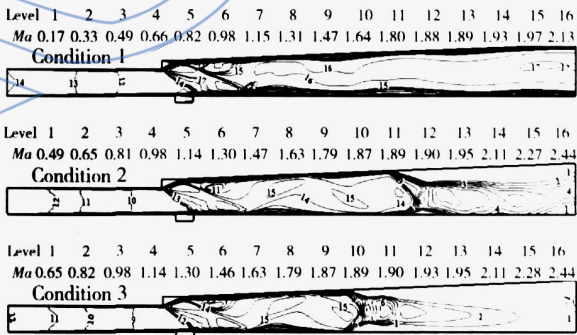


图 14 计算的燃烧室的马赫数等值线图
Fig. 14 Iso-value of Mach number in combustor

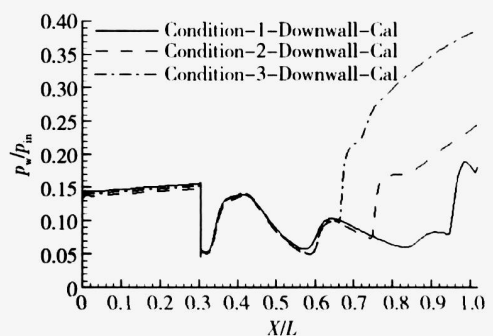


图 15 计算的燃烧室上壁面相对压力沿轴向分布
Fig. 15 Up-wall relatively pressure distribution along the combustor

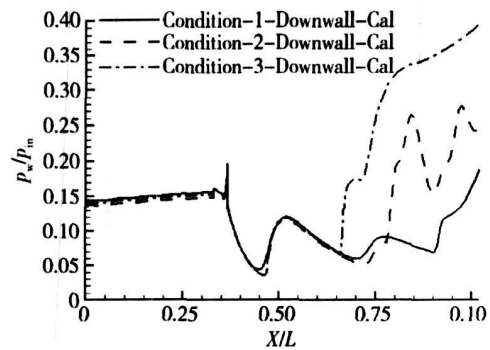


图 16 计算的燃烧室下壁面相对压力沿轴向分布
Fig. 16 Down-wall relative pressure distribution
alone the combustor

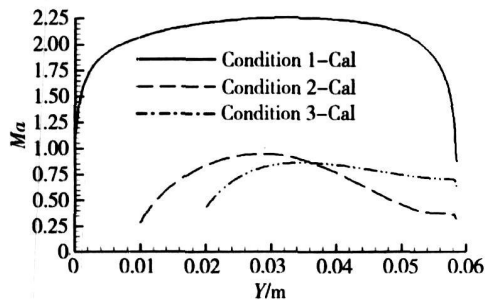


图 17 计算的燃烧室出口马赫数分布
Fig. 17 Mach number distribution at the combustor
exit section

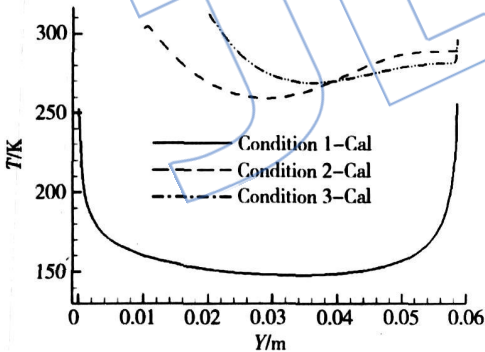


图 18 计算的燃烧室出口静温分布
Fig. 18 Temperature distribution at the combustor
exit section

气流经过燃烧室扩张段内的激波链后 Ma 数减小, 主流为亚声速区。

从燃烧室出口马赫数和静温分布可以看出, 当燃烧室没有堵塞时, 燃烧室出口主流为超声速。当燃烧室堵塞情况下, 在燃烧室出口挡板的上游区域存在回流涡, 燃烧室出口主流为亚声速。随着燃烧室出口反压的升高, 由于激波链强度增大, 燃烧室出口的温度逐渐升高, 马赫数降低。

3 结论与展望

通过上述研究, 本文得出以下结论:

- 1) 当超声速燃烧室出口反压较小时, 燃烧室进口流量对燃烧室内相对压力的分布影响较小;
 - 2) 隔离段可以在一定程度上防止燃烧室出口反压对燃烧室入口影响, 隔离段的长高比增加对于减小反压对燃烧室流场的扰动有一定作用;
 - 3) 燃烧室出口压力场的畸变对燃烧室内部分流场影响较大;
 - 4) 采用本文的数值模拟方法得到的结果和实验结果符合较好, 适用于超燃燃烧室冷流流场。
- 本文只是针对该套设备的冷流实验开展了初步的工作, 接下来将会利用该套设备开展氢气以及碳氢燃料的点火和性能实验研究。

参考文献:

- [1] Curran E T, Murthy S N. Scramjet propulsion[M]// AIAA, Inc. Progress in Astronautics and Aeronautics: Volume 189. USA: AIAA, 2000.
- [2] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. USA: AIAA, 1993.
- [3] 张新宇, 陈立红, 顾洪斌, 等. 超燃冲压模型发动机实验设备与实验技术[J]. 力学进展, 2003, 33(4): 491-498. ZHANG Xinyu, CHEN Lihong, GU Hongbin, et al. Progress in studies on test facility and experimental technique for mode scramjet[J]. Advances in Mechanics, 2003, 33(4): 491-498.
- [4] Mohieldin T O, Coghill S C, Carson R A, et al. Numerical study of 2D dual mode scramjet combustor Part I: Cold flow analysis[R]. AIAA 2003 7036, 2003.
- [5] 刘陵, 刘敬华, 张榛. 超声速燃烧与超声速燃烧冲压发动机[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1993.
- [6] 韩占忠, 王敬, 兰小平. Fluent 流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004.