

文章编号: CSTAM2014-P19-0079

双模态燃烧室构型对性能影响的实验研究

王知溥, 李 飞, 顾洪斌, 余西龙, 张新宇

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘 要: 本文针对不同燃烧室构型与燃料喷射方式对发动机燃烧组织及效率的影响开展了实验研究。实验在直连式实验台上进行, 模拟了乙烯燃料在马赫数 2.5 的来流中, 不同扩张角和凹腔组合以多孔喷射方式进行的燃烧反应情况。实验中采用了基于可调谐二极管激光器吸收光谱技术 (TDLAS), 定量测量了燃烧室出口段截面的气流温度和水蒸气分压的纵向分布, 并配合传统的压力测量, 能够对燃烧性能与燃烧室效率进行准确的分析判断。结果表明, 不同扩张角的选取对燃烧室性能有显著影响, 燃烧效率随扩张角升高而降低, 过大的扩张角令气流迅速膨胀, 降低了发动机效率; 凹腔组合和扩张角的配合非常关键, 紧凑的凹腔布局适用于较大扩张角的燃烧室, 出口截面的温度分布表明这样的布局能够取得较大的穿透深度, 提高燃烧效率。

关键词: 双模态燃烧室; 扩张角; 凹腔; 燃烧效率; 吸收光谱

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

0 引言

超燃冲压发动机包含进气道、燃烧室和尾喷管三个主要部分, 其中燃烧室的设计作为发动机研制的关键技术, 性能主要受燃料的混合、燃烧和熵增影响^[1]。因其复杂的工作过程和恶劣的工作环境, 已经引起各个国家的重视并陆续开展了大量研究。燃烧室构型的设计需要考虑多种因素的影响: 1. 由于超燃燃烧室入口气流速度达到超声速, 燃料难以点燃, 所以需要在构型上考虑加入凹腔等稳焰装置形成低速的回流区; 2. 发动机燃烧室的性能对不同构型, 如燃烧室的扩张角、凹腔和燃料喷注方式的变化非常敏感, 需合理组合。T.Mathur^[2]在实验中发现壁面燃料喷射和下游凹腔的组合是简单高效地在超声速流中保持稳定火焰的方法。A. Ben. Yakar^[3]系统地总结了燃烧室壁面凹腔结构对燃料空气混合的促进与维持燃烧的稳态作用, 给出了凹腔在不同

深度长度比的实验结果。Rasmussen^[4]对在凹腔内进行燃料喷射的方式进行了实验研究, 研究了火焰位置随燃料流量和喷孔位置的变化, 发现了凹腔剪切层和后缘回流区稳定火焰的机制。Yu.G^[5]认为在较大当量比的情况下, 增加燃烧室的扩张角能够减缓热壅塞, 但是会一定程度上影响点火性能。J. Chun^[6]同样认为较大扩张角能够极大地分散释热, 并由此研究了扩张角对不同燃烧模式范围的影响。

现阶段对燃烧室构型影响的认识仍然不足, 其优化设计需要大量的工作。相对于以往一维模型分析和尾部取样分析的方法, 本文在已有直连式实验台上采用先进的激光测量手段得到出口截面参数, 以达到直观准确评价总体燃烧效率的目的, 结合传统的沿程壁面静压分布的分析, 着重考虑三种扩张角、两种凹腔组合方式在多路燃料喷射条件下的相互作用对燃烧室性能的影响。

作者简介: 王知溥 (1988-), 男, 黑龙江省哈尔滨市, 博士研究生, 超声速燃烧, wangzhipu@imech.ac.cn

1 实验设备

1.1 直连式实验台

实验是在中科院力学所高超推进实验室的超燃直连式实验台中进行，其燃烧室的结构为双模态燃烧室结构，示意图见图1，主要有超声速喷管后等截

面积隔离段和三段不同扩张角度的单边膨胀段构成，前后两个凹腔分为A+C和B+C两种组合安装于膨胀壁面(下壁面)，两个凹腔底部均安装有电火花点火器。三种模型的扩张角数据由表1给出。

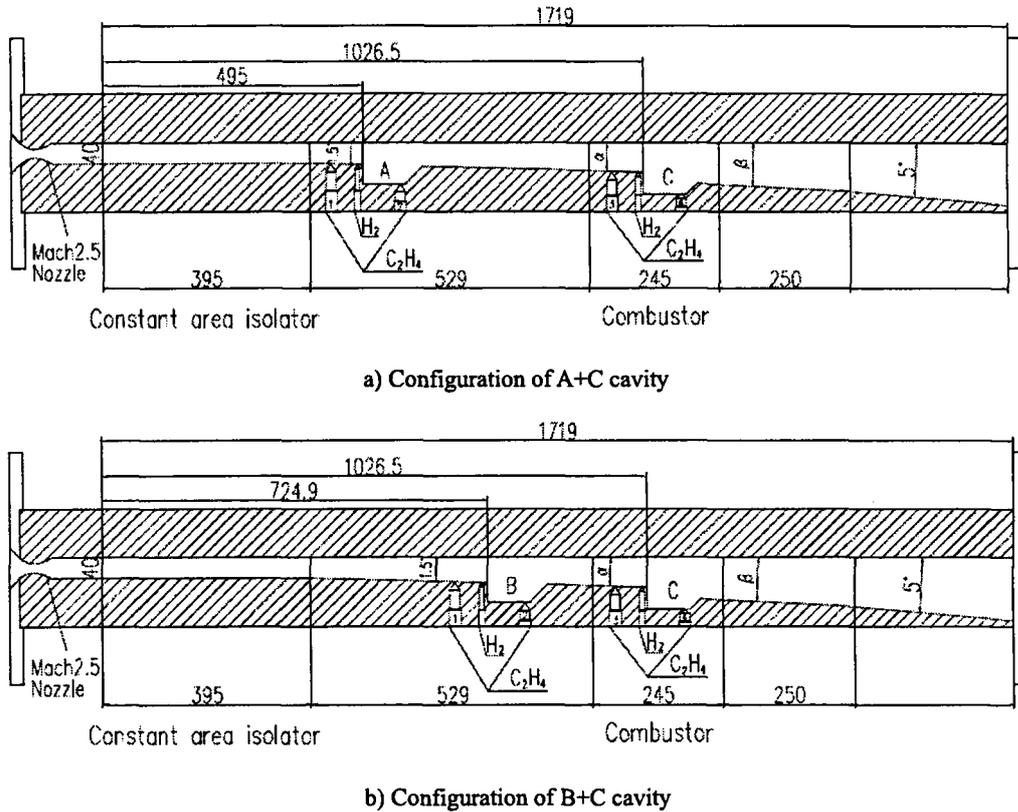


图1 燃烧室模型示意图

Fig.1 Scheme of combustor model

表1 模型扩张角

Table 1 Divergence angle of combustor

Model	α	β
1	1.5	2
2	2	3
3	3	3

燃烧室入口处的内流道横截面 $40 \times 85 \text{ mm}^2$ ，直联合工作设计工况：喷管马赫数 $Ma=2.5$ ，气流总温 1650K 、总压 1.0MPa 、流量 1.0kg/s 。燃料为多孔喷注、四个喷孔在图1中分别标注为1、2、3、4，喷注常温气态 C_2H_4 ，凹腔1和2前喷射少量 H_2 作为引导气。

1.2 测量手段

燃烧室上壁面沿程布有30个壁面压力传感器，用于稳态燃烧时的燃烧室内压力沿程分布。本实验室发展的多通道TDLAS(可调谐二极管吸收光谱技术)已成功应用于超燃直连台，可同时得到多个截面的气流静温、组分分压的分布^[7]。文中的TDLAS数据均为文献中的燃烧室出口截面测量结果，测量截面距离燃烧室出口约 100mm ，距离尾喷管出口约 200mm 位置。图2为吸收光谱测量光路的示意图。

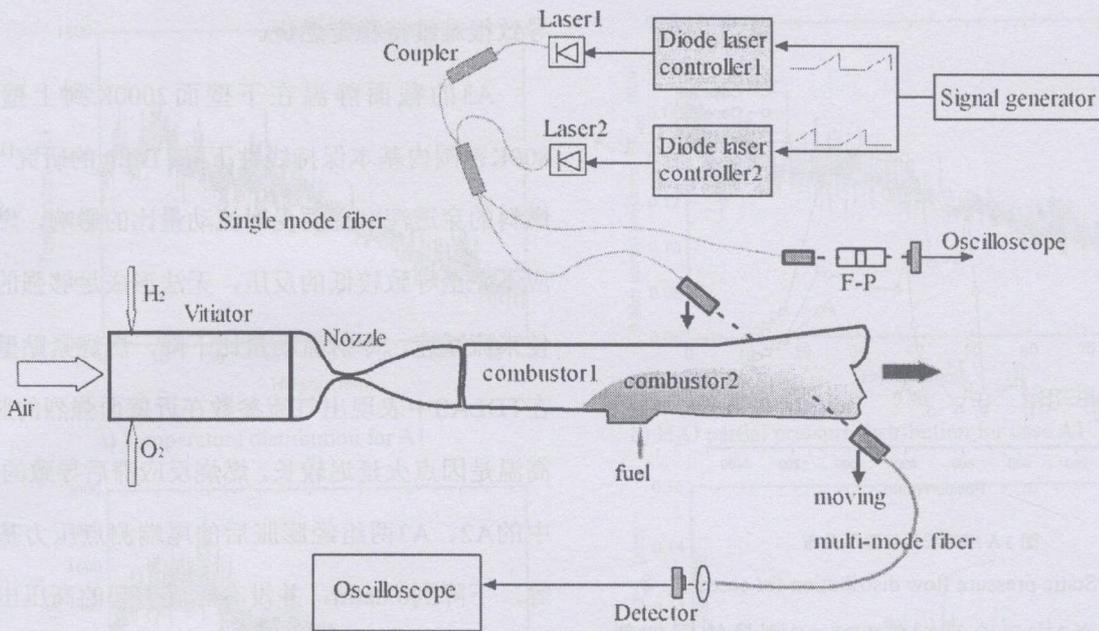


图2 吸收光谱测量光路示意图

Fig.2 Scheme of TDLAS measurement device

表2 A组工况实验参数

Table 2 Experimental condition for case A

Case	Model	Cavity	Injector	φ	T_{exit}	P_{exit}	η
A1	1	B+C	2,3	0.42	1225	0.12509	70.51
A2	2	B+C	2,3	0.44	1095	0.10197	43.97
A3	3	B+C	2,3	0.38	1295	0.11071	35.04

3 结果分析

3.1 实验段扩张角度

为对比三种不同扩张角燃烧室模型的影响,首先开展了相同凹腔的两路喷注燃料实验。表2给出了的实验条件和部分测量结果。这组工况的凹腔与喷孔组合不变,由于各工况喷口位置处背压不同,燃料喷射量稍有差异。表2同样对比了尾段TDLAS的测量结果和燃烧效率。图3给出了A1、A2、A3工况稳定燃烧下的静压沿轴向距离的分布。在这组工况当中燃料在806和966 mm位置喷射,从趋势上可以明显看出随着扩张角的增大,沿程静压有大幅度的降低。A1的压力最高达到了1.9 atm,并且在燃料喷射之前就达到了1.6 atm,说明较小的扩张角导致的

燃烧释热集中导致热壅塞,产生的较大反压将预燃激波串前推至约580 mm位置,该工况的当量比较低,激波串还未达到隔离段尾端,因此不会影响发动机的启动性能。文献^[8]中认为燃烧室内压力分布的梯形物理过程可以看作是绝热压缩、常压释热和膨胀释热过程,因此A2的幅值低表示预燃激波串压缩后的气流速度要高于A1,稳定燃烧的释热区域也相对较小。对比发现,A3工况燃料在第一个凹腔800 mm左右处的压力的小幅升高是燃料喷射与来流作用而非燃烧导致的,而在第二个凹腔处才开始燃烧,未穿过强激波的气流很可能在燃烧室中始终是超声速的,此工况说明过大的扩张段角度导致气流迅速膨胀,在这样的高速气流中燃料需要很长的点火距

离。

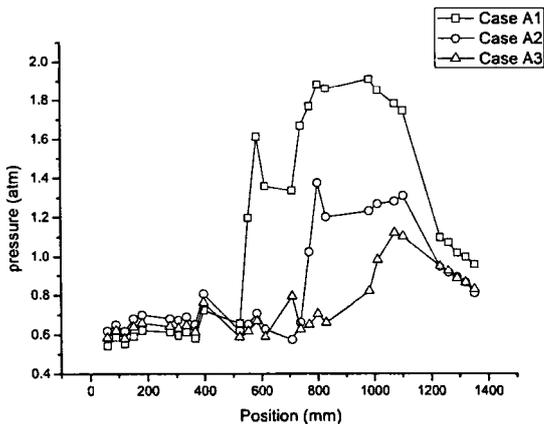


图3 A组工况沿程静压分布

Fig.3 Static pressure flow distribution for case A

图4为表2中三个工况中TDLAS测量的尾部截面上静温和 H_2O 分压分布曲线。尾部参数的截面分布能够定性判断燃烧发生的大致位置、燃料的穿透深度并能定量地计算燃烧效率。文献[9]中区分了凹腔稳焰的火焰模式，认为射流稳焰模式形成的是推举的扩散火焰，不完全依赖凹腔组织燃烧反应。并且认为超声速燃烧仅存在凹腔稳焰模式，无法形成射流稳焰。在该组工况中，A1和A2更趋向于射流稳焰模式，倾向于扩散控制的火焰，而A3则需要更依赖凹腔结构，也说明模型3的扩张角构型中稳焰结构在主流部分形成的低速区不足以形成相对稳定的燃烧。

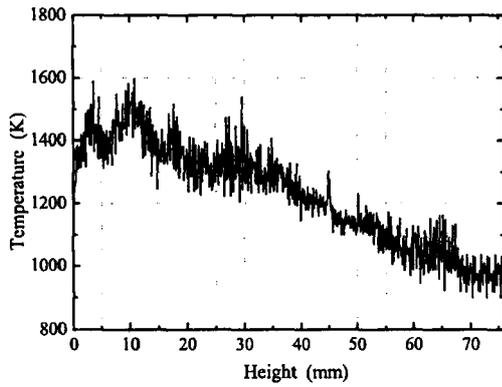
A1和A2的静温及水蒸气分布趋势比较接近，结合温度和水蒸气分压沿高度的变化趋势，A1的截面温度从35mm开始下降，相比于A2工况20mm的燃烧范围，A1燃料形成了很好的穿透深度，并且A2的水蒸气分压在截面上半部分经计算基本接近来流值。A1释热影响到了接近整个截面的范围，在顶部的950K远高于A2的600K，在燃烧效率的分析中A1的70.51%也优于A2的43.97%，说明过大扩张角的构型

导致很难维持稳定燃烧。

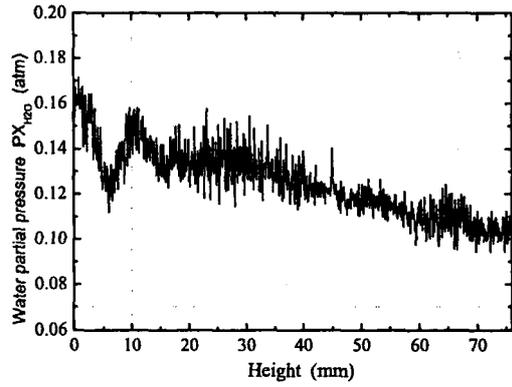
A3的截面静温在下壁面2000K到上壁面的800K范围内基本保持线性下降。Billig的研究^[1]认为燃料的穿透深度主要受射流动量比的影响，燃烧反应不完全导致较低的反压，无法形成足够强的激波使来流减速，令射流动量比下降，燃烧紧贴壁面，在TDLAS中表现出气流参数在近壁面强烈的脉动。高温是因点火延迟较长，燃烧反应滞后导致的。图1中的A2、A3两组经膨胀后的尾端测点压力基本相等，下降到0.8atm，并没有燃烧引起的高压出现，而且最后五个测点的压力均匀下降没有出现脉动，可以推断在A3情况下该位置燃烧已经结束。该当量比条件下，模型3的燃烧效率仅为35.04%，应进一步利用稳焰结构形成低速区，组织稳定燃烧克服膨胀过快的问题。

3.2 凹腔组合

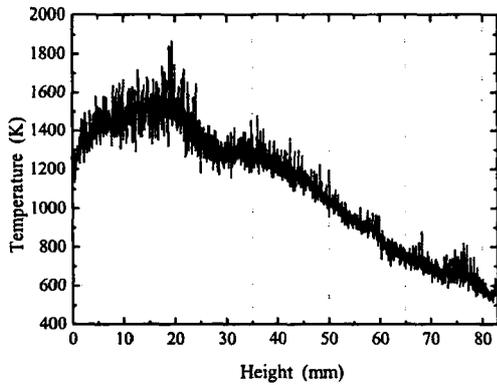
由表3可知，B组工况对比了小扩张角构型下两种凹腔对燃烧状态的影响，乙烯在三个位置进行喷射，化学当量比均控制在0.57，表2同样对比了尾段TDLAS的测量结果和燃烧效率。图5为B1和B2的工况稳定燃烧下的静压沿轴向距离的分布，应该注意的是B1的燃料喷射位置为664、806和966mm，而B2的燃料喷射位置为485、566和966mm，但是在B2的第一路燃料位置的壁面静压约为1.8atm，略低于B1工况，壅塞导致燃烧反压传递到了该位置并且达到了2.0atm。这是由于模型1的扩张角偏小，燃烧容易引起释热增加，超声速气流中气流的Ma数随之降低。于是可以预期当乙烯的流量超过某一临界当量比时，气流的Ma数降至1，引起热壅塞。



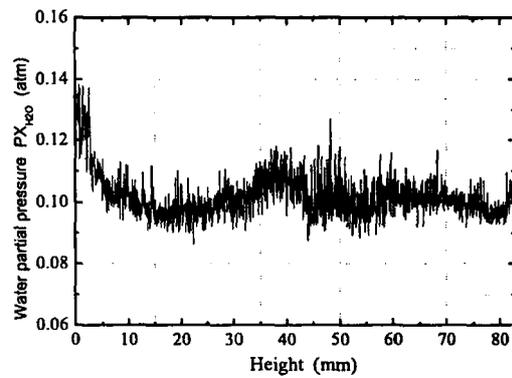
a) Temperature distribution for A1



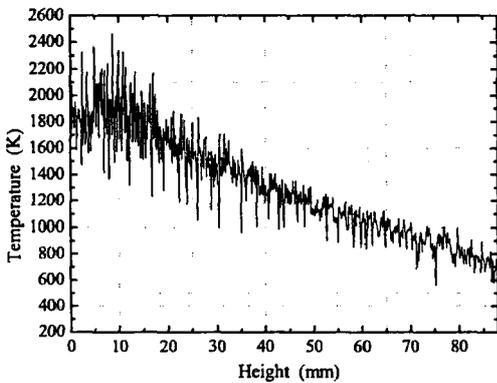
b) H₂O partial pressure distribution for case A1



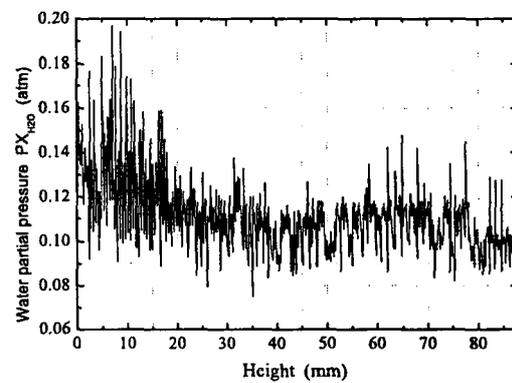
c) Temperature distribution for A2



d) H₂O partial pressure distribution for case A2



e) Temperature distribution for A3



f) H₂O partial pressure distribution for case A3

图 4 A 组工况截面纵向温度和水蒸气分压分布

Fig.4 Vertical temperature and H₂O partial pressure distribution for case A

表 3 B 组工况实验参数

Table 3 Experimental condition for case B

Case	Model	Cavity	Injector	φ	T_{exit}	P_{exit}	η
B1	1	B+C	1,2,3	0.57	1382	0.13422	24.1
B2	1	A+C	1,2,3	0.57	1191	0.13207	57.9

对比静压和效率数据，这一组实验非常典型：
工况B1的沿程静压趋势和B2相近并且始终高于B2，
但是通过尾部气流参数的测量得到的燃烧效率却低

于B2。原因是C+D的凹腔布置更为紧凑，燃烧反应
集中在750到950 mm区域内发生，使燃烧室局部的
释热集中在一定范围内，产生的较强的热壅塞，最

高峰值位于800 mm的凹腔位置。而B+D的凹腔结构的燃烧更加分散，可以看到沿程压力在1100 mm处仍有上升，可能仍处于类似常压释热的燃烧过程。另一个值得注意的是B2的最高压力位于第一个凹腔处，下游压力逐渐下降，该位置的压力升高并不是波系的向前传播而是燃烧造成的。也就是说在B2工况中第一个凹腔处的燃烧降低了气流速度，并且在600到1000 mm的范围内稳定燃烧，取得了较高的效率。

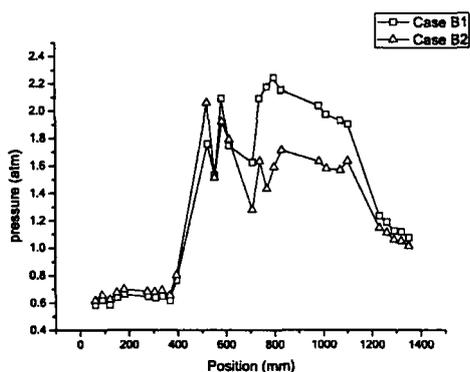
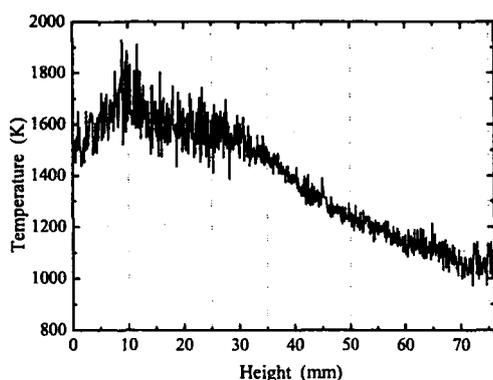


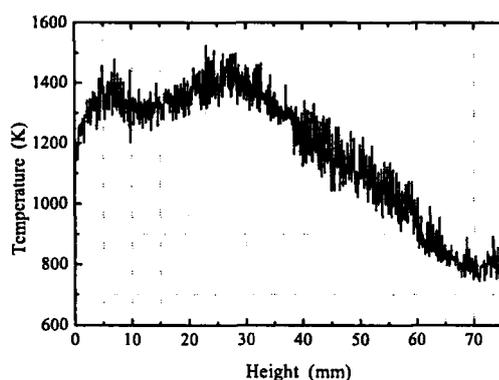
图 5 B 组工况沿程静压分布

Fig.5 Static pressure flow distribution for case B

图6为B组工况TDLAS出口截面温度的对比，由表3可知B1的截面平均温度比B2高了约200K，达到



a) Temperature distribution for B1



b) Temperature distribution for B2

图 6 B 组工况截面纵向温度分布

Fig.6 Vertical temperature for case B

为了进一步研究凹腔组合对不同构型燃烧室性能影响的规律，本文给出了四路燃料喷射当量比为0.69的实验结果，此次实验应用了扩张角较大的第

1381K，符合上文地分析。B1工况尾部加速后的压力仍然要高于B2，B1燃烧反应位置距离出口截面距离很近，这种膨胀不足的现象从B1工况尾部加速后的压力仍然要高于B2的数据也可以看出来，并且B1燃烧反应在较宽的范围内发生，整个流道的温度都比较高。此外，B2的温度曲线可以看出近壁处有两个峰值，即为核心燃烧区域发生的位置。B2工况在燃烧稳定后至少有两路乙烯均形成了射流火焰，这是由于多路喷射受燃烧的背压影响而形成不同的射流深度决定的。两个工况的温度分布均类似射流稳焰模式，而B1的全流道燃烧效率反而低于B2，两个凹腔的间距和喷射燃料位置起到非常重要的作用，从该组工况可以看出，在小扩张角的燃烧室构型中极易发生热壅塞，B+D凹腔组合的效率达到了57.9%，而C+D凹腔组合的效率仅为24.1%，说明此工况应布置较宽范围的稳焰装置，更有利于组织燃烧。

三种模型，详细实验参数由表4给出。

图7是C组工况的沿程静压的对比图。对比发现，C1工况形成了压力梯形分布，在第一个凹腔后

约700 mm才开始升高, 燃烧反应也是在第二凹腔处 得更好的效果。

才开始, 如果能够将两个凹腔位置前移应该能够取

表 4 C 组工况实验参数

Table 4 Experimental condition for case C

Case	Model	Cavity	Injector	φ	T_{exit}	P_{exit}	η
C1	3	B+C	1,2,3,4	0.69	1164	0.13941	44.1
C2	3	A+C	1,2,3,4	0.69	1098	0.10572	30.3

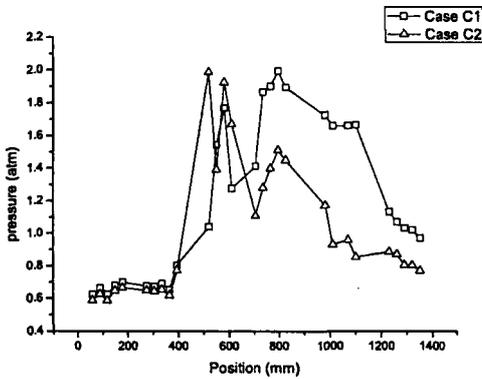


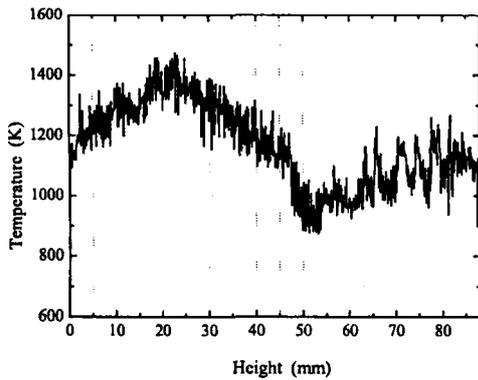
图 7 C 组工况沿程静压分布

Fig.7 Static pressure flow distribution for case C

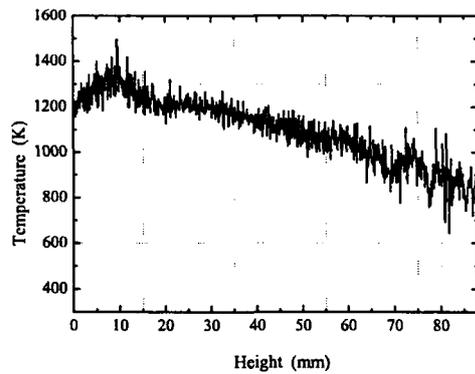
C2在第二个凹腔处已经开始较快的气流膨胀, 在第二个凹腔尾部已经下降到了一个大气压以下。有意思的是C1在第一个凹腔处的静压却仍小于C2, 这可能是由于C2在前两路的燃烧效率较高, 两凹腔

之间距离较大, 气流到达第二凹腔处一方面燃烧室面积扩张加速气流, 一方面局部当量比偏低, 导致燃料无法点燃, 降低了燃烧效率。

图8给出了C组工况的尾部截面静温分布。C1的后两路乙烯达到极大的穿透深度, 形成了全流道的燃烧。压力曲线表明气流加速后C2的尾部压力0.8 atm已经远小于C1的1.0 atm, 气流速度很快, 但是温度仍然达到1400K, 并且1000mm位置压力升高, 说明仍有少量乙烯在近壁处燃烧, 但两个燃烧区域已经被隔断, 应调整凹腔D的位置, 配合燃烧。由表3可知C1凹腔组合的燃烧效率为44.1%高于C2的30.3%。



a) Temperature distribution for C1



b) Temperature distribution for C2

图 8 C 组工况截面纵向温度分布

Fig.8 Vertical temperature for case C

4 结论

(1)对燃烧室三种不同扩张角和两种不同凹腔组合进行了研究, 实验中采用乙烯作为燃料, 利用

Ma数2.5喷管获得来流, 总温保持在1650K, 总压保持在1.0Mpa, 多路喷射燃料取得了0.38到0.7的化学当量比。结合沿程壁面静压和尾部TDLAS测量截面温度和水蒸气分压结果对燃烧室性能进行分析和评

价。

(2) 分析发现, 随扩张角增加, 热壅塞现象减弱, 但是气流过快导致燃烧反应不完全。

(3) 三种扩张角在两路燃料喷射的情况下燃烧效率随扩张角升高逐渐降低并且差异较大, 模型1的效率达到70.5%, 模型3仅有35.0%。

(4) 凹腔A和C的组合适用于小扩张角模型较高当量比的工况, 压力分布均匀, 能取得高效燃烧。而模型1由于扩张角过小, 应避免应用凹腔B、C的, 易引起局部强烈壅塞。

多路喷射和凹腔的配合能够使燃料穿透深度增加, 强化和来流的掺混, 从尾部截面分布趋势来看, 深度较大的射流均取得了更高的燃烧效率。

参 考 文 献

[1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. AIAA, 1994..
[2] Mathur T, Gruber M, Jackson K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1305-1312.

[3] Ben-Yakar A, Kamel M R, Morris C I, et al. Hypersonic combustion and mixing studies using simultaneous OH-PLIF and schlieren imaging[J]. AIAA Paper, 1998, 980940.
[4] Rasmussen C C, Dhanuka S K, Driscoll J F. Visualization of flameholding mechanisms in a supersonic combustor using PLIF[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2505-2512.
[5] Yu G, Li J G, Zhang X Y, et al. Experimental investigation on flameholding mechanism and combustion performance in hydrogen-fueled supersonic combustors[J]. Combustion science and technology, 2002, 174(3): 1-27.
[6] Chun J, Scheuermann T, von Wolfersdorf J, et al. Experimental study on combustion mode transition in a scramjet with parallel injection[J]. AIAA Paper, 2006, 8063: 2006.
[7] Li F, Yu X L, Gu H, et al. Simultaneous measurements of multiple flow parameters for scramjet characterization using tunable diode-laser sensors[J]. Applied optics, 2011, 50(36): 6697-6707.
[8] 俞刚, 李建国. 氢/空气超声速燃烧研究. 流体力学实验与测量, vol.13, No.1, 1999, 13(1):1~12.
[9] Micka D J, Driscoll J F. Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2397-2404.

Experimental study on the effect of combustor configuration on performance of dual-mode combustor

Wang Zhipu¹, Li Fei¹, Gu Hongbin¹, Yu Xilong¹, Zhang Xinyu¹

(1. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Experiments were undertaken to investigate the variation in combustion efficiency of a three dimensional direct-connected scramjet model. The vitiated air was produced by burning H₂, O₂ before an isolator entrance with Mach number of 2.5. Three configurations of divergence angle and two methods of arranging cavities were studied. Tunable Diode laser absorption sensors (TDLAS) was applied to measure the gas at the end of the combustor. Combined with traditional wall static pressure measurement. Data was used to analyses combustion efficiency accurately. It was found that combustion efficiency decreased apparently with smaller divergence angle. Large divergence angle accelerated the gas flow. Compact form of cavities was proved to be efficient with large divergence angle due to deeper fuel penetration.

Key words: dual-mode combustor; divergence angle; cavity location; combustion efficiency; TDLAS