

文章编号:1000-8055(2013)02-0316-08

空气节流对超燃发动机燃烧性能的影响

邓维鑫^{1,2}, 乐嘉陵², 王西耀², 杨顺华², 张弯洲^{1,2}, 许明恒¹

(1. 西南交通大学 机械工程学院, 成都 610031;

2. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为优化隔离段及燃烧室内的流场结构, 减小流动速度, 提高流道压力, 在凹槽稳焰器下游布置空气节流装置, 向燃烧室内喷入高压空气, 目的是在隔离段建立合适的激波串, 以利于点火和火焰稳定. 采用 CFD 方法, 对比了无/有空气节流时的冷流流场、燃烧流场, 结果表明: 节流激波串扩大了低动量区域, 激波引起的流动扭曲和较长的驻留时间使得分离流内的空气/燃料混合程度得到显著增强, 混合效率由无节流时的 40% 提高到 85%, 燃烧效率由无节流时的 10% 提高到 60%. 对节流位置和节流量进行了参数化研究, 以隔离段入口为坐标原点, 分别考察了 785, 1000, 1100 mm 三个流向节流位置, 以及 10%, 15%, 30% 三种节流量的影响, 结果表明: 距离凹槽较近的节流位置对燃烧的影响更为显著, 所需节流量更少. 30% 的节流量将使燃烧室背压急剧提高, 引起流动壅塞. 研究表明在 785 mm 的流向节流位置采用 15% 的节流量可获得最好的燃烧性能.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 空气节流; 混合效率; 燃烧效率; 节流流量; 节流位置**中图分类号:** V231. 2**文献标志码:** A

Air-throttling effect of scramjet combustion characteristics

DENG Wei-xin^{1,2}, LE Jia-ling², WANG Xi-yao², YANG Shun-hua²,
ZHANG Wan-zhou^{1,2}, XU Ming-heng¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China;

2. Air-breathing Hypersonic Technology Research Center,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 629000, China)

Abstract: Compressed air was introduced into the combustor to establish pre-combustion shock train. The main purpose of air throttling is to optimize flow structure of isolator and combustor to reduce the local flow velocity, increase the pressure and make ignition and combustion easier. Using CFD method, the cold and reactive flow fields with/without air throttling were compared. The results show that the throttling shock enlarges low momentum regions and slows down the air/fuel mixture. The flow distortion caused by the throttling shock and extended residence time enhance air/fuel mixing remarkably. The mixing efficiency increases from 40% to 85%. Also the combustion efficiency increases from 10% to 60%. A parametric research was conducted to investigate the effect of throttling location and throttling mass flow rate on the combustion characteristics. Three throttling locations, $x=785$ mm, $x=1000$ mm and $x=1100$ mm, and three throttling mass flow rates with 10%, 15%, 30% were studied respectively. The results show that the effect of the nearest throt-

收稿日期: 2012-03-14**网络出版地址:** http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.316_011.html**基金项目:** 国家自然科学基金青年科学基金(10902109)**作者简介:** 邓维鑫(1983—), 男, 四川遂宁人, 博士生, 主要从事高超声速推进系统研究.

ling location is most notable, where the least throttling mass is required. 30% throttling mass flow rate increases back pressure sharply and makes the flow choked. In the given condition, throttling with 15% air flow mass at $x=785$ mm obtains the best combustion efficiency.

Key words: scramjet; air-throttling; mixing efficiency; combustion efficiency; throttling mass; throttling location

使用碳氢燃料的超燃冲压发动机在空间飞行、高速巡航导弹等领域有广阔的应用前景。但由于发动机运行在高超声速状态,燃料在燃烧室内的驻留时间仅为毫秒量级,要实现充分混合、有效点火及稳定燃烧十分困难^[1]。尤其是在发动机启动阶段,由于流道内压力很低,并且空气/燃料混合不充分,低温的来流很容易“吹熄”火焰。为解决该问题,可采用在凹槽火焰稳定器下游进行机械或气动节流的方法,以改善隔离段和燃烧室内的流场结构,目的是在隔离段合适的位置建立起预燃激波串,从而降低当地速度,增加燃烧段的压力,促进点火及火焰稳定^[2]。

Hsu 等^[3]在来流马赫数为 2、无化学反应条件下,定量研究了燃料在凹槽内部的分布情况,在试验段出口布置了节流阀进行机械节流,以模拟燃烧释热引起的压力升高。Kanda, Tomioka, Kobayashi 等^[4-6]通过在喷管出口布置喉道的方式进行了机械节流,以产生激波串,使空气/氮气混合来流在激波串中减速、增混,并在喉道处发生壅塞。Mathur 等^[7]对空气节流辅助燃烧进行了实验研究。研究表明,如果燃烧能释放足够的热量,撤去空气节流后,预燃激波串仍能存在,并使燃烧稳定,若燃烧释热不够,则预燃激波串不能稳定,火焰也将熄灭。Donbar 等^[8]对乙烯在超声速流中点火时序进行了研究。当燃料在流场中稳定以后,开始空气节流,待电火花点火成功后,撤去节流,实验观察到了稳定的燃烧。Gruber 等^[9]对超声速燃烧的点火和火焰稳定问题进行了实验研究,利用压缩空气对流场进行改善,从而促使点火成功。Yang 等^[10-11]研究了空气节流对使用乙烯作为燃料的超燃发动机燃烧性能的影响。国内的刘林峰等^[12]针对凹槽超声速气流中的喷射掺混现象开展了实验和数值计算研究,结合高速阴影得到的喷射和掺混随时间的流动变化过程,分析了其流动结构和机理。李大鹏^[13]利用高压气缸、传动杆、节流板等组成机械节流装置,通过改变节流板

的开度实现不同程度的节流。实验采用液态煤油燃料,在有节流的条件下,实现了成功点火。

尽管国内外关于空气节流增混、稳焰的研究已取得大量令人鼓舞的成果,但仍缺乏对空气节流促使火焰稳定这一动态过程的定量描述。本文基于高性能 CFD 平台,系统研究各因素对空气/燃料混合、火焰稳定以及燃烧性能的影响,包括:节流流量、节流位置等,最终实现在较优位置以较小节流量获得最佳的燃烧性能。

1 物理模型及计算方法

1.1 物理模型

本文采用的超燃发动机隔离段/燃烧室模型如图 1 所示,模型共分为 6 段,第 1 段为隔离段,模型原点布置在隔离段入口,流向方向为 x 正方向, y 方向为模型高度方向。隔离段入口高为 50 mm,长为 330 mm,第 2 段为注油段,长为 85 mm,扩张角为 3.6° ,注油口布置在距离隔离段入口 365 mm 处,煤油从壁面垂直注入流场,计算时直接将煤油处理成气态,未考虑液态煤油的雾化、破碎、蒸发等过程。凹槽深度为 18 mm,长深比固定为 5。本文共考察了 3 个节流位置,均布置在模型上壁面,流向坐标分别为 $x=785$ mm, $x=1000$ mm 及 $x=1100$ mm,如图 1 所示。同样考察了 3 种节流量的影响,分别为来流流量的 10%, 15% 和 30%。来流条件如表 1 所示。

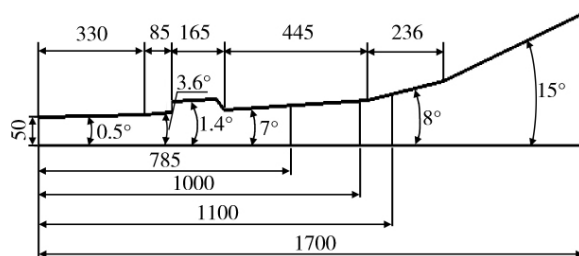


图 1 超燃发动机模型(单位:mm)

Fig. 1 Scheme of scramjet model (unit:mm)

表 1 来流条件

Table 1 Flow conditions of inflow air and fuel

Inflow	Total temperature/K	Total pressure/MPa	Ma	Φ
Air	1500	3	2.5	
Kerosene	300	5	1	1

1.2 计算方法

计算采用中国空气动力研究与发展中心自行研发的 AHL3D 大规模并行软件,该软件可以模拟二维或三维、定常或非定常、完全气体或化学非平衡流动,计算模型的壁面采用无滑移绝热壁边界条件,化学反应模型采用煤油燃烧 10 步 12 方程模型,详细的软件算法可参考文献[14]. 网格总数约为 12.3 万,在凹槽部分进行了加密处理. 计算分两种情况进行,计算流程如图 2 所示.

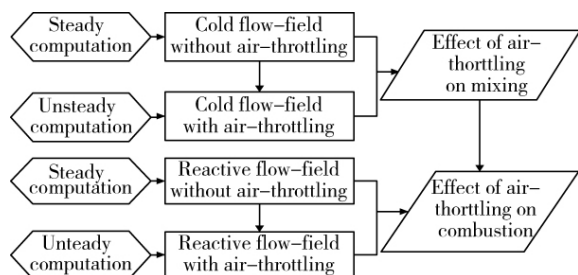


图 2 计算流程

Fig. 2 Flow chart of computation

第 1 种情况计算无反应流场,目的是研究节流对燃料混合的影响. 首先采用定常方法得到节流前的稳定流场,然后在定常流场的基础上打开节流喷射选项,按照非定常方法计算至流场再次稳定. 非定常计算采用 2 阶精度的双时间步方法,子迭代采用 LU-SGS 方法,无黏通量采用最大特征值线性化,黏性通量采用对角黏性特征值线性化,化学反应源项采用 Imlay 对角隐式方法线性化^[15]. 计算中真实时间步长为 1×10^{-7} s,子迭代最大步数 20 步,当子迭代完全收敛后,所有的隐式项将为 0,此时得到的流场具有 2 阶时间精度,从计算结果来看,约 15 步已经可以使子迭代收敛,全局残差至少可以下降 2 个量级,从而保证了计算精度.

第 2 种情况计算燃烧流场,目的是研究节流对燃烧性能的影响. 非定常计算同样采用双时间

步方法. 计算中真实时间步长为 5×10^{-8} s,子迭代最大步数取 15 步,计算结果表明,该步数可以保证子迭代收敛,从而确保时间精度.

2 结果与讨论

2.1 无反应时节流对混合性能的影响

2.1.1 无节流无反应时的流场

首先计算无节流无反应流场,如图 3、图 4 所示,由于注油压力很高,在燃料射流的上游,形成了一道很强的弓形激波,与对面壁面撞击后,反射到凹槽出口处. 同时,由于凹槽段的扩张角 (1.4°) 小于注油段的扩张角 (3.6°),流场在凹槽入口处形成了一道压缩激波,剪切层略微向流场偏转,并再附于凹槽后壁面,与燃料射流激波相互叠加,在凹槽后壁面形成了一个高温高压区域.

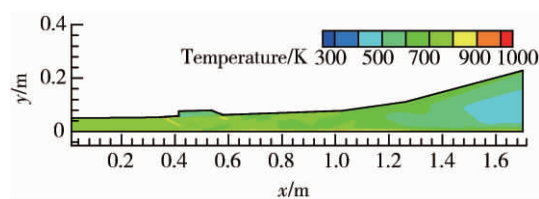


图 3 无反应无节流时的静温分布

Fig. 3 Static temperature contours for non-reaction case without air-throttling

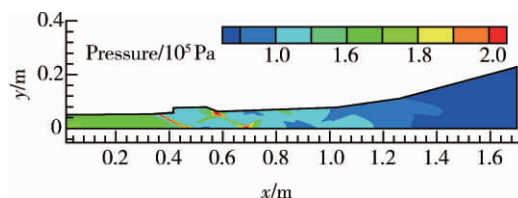


图 4 无反应无节流时的静压分布

Fig. 4 Static pressure contours for non-reaction case without air-throttling

2.1.2 无反应有节流时的流场

待无反应的燃料/空气混合流场稳定后,在 $x=1000$ mm 处,从上壁面节流孔注入高压空气,开始节流. 节流空气质量分数: 氧气为 23.3%, 氮气为 67.7%, 总压 4.3 MPa, 总温为 300 K, 马赫数为 1, 以开始节流的时刻为 $t=0$ ms 时刻, 计算的物理流动时间为 15~20 ms, 已经足够使超声速流动达到稳定.

图 5 给出了节流位置附近流线随时间的演变过程,图 6、图 7 分别给出了无反应有节流时的流

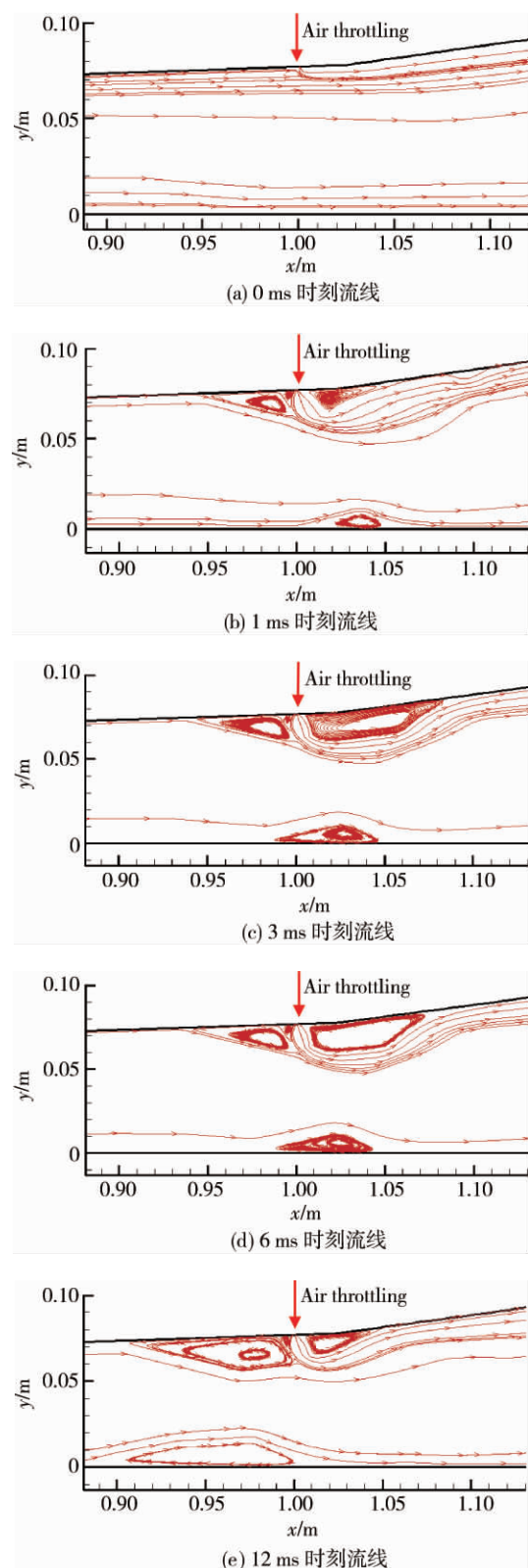


图5 节流点附近流线的时间演变

Fig. 5 Time evolution of streamline at air-throttling location

场温度和煤油质量分数分布的时间演变过程. 节流开始后的很短时刻内($t=1\text{ ms}$), 在节流上游即形成一道强烈的弓形激波, 由于激波/边界层的相

互作用, 原本稳定的流场被破坏, 节流口上游边界层发生分离, 节流口下游出现低压区. 由于激波对流动的减速作用, 燃料在流场中的驻留时间增加, 尤其是在节流口下游, 燃料开始充分混合, 高质量分数区域逐渐减少, 同时燃料的扩散范围增大, 见 $t=1\sim 6\text{ ms}$ 时的流场图像. 待节流口下游流场稳定后, 即下游压力达到平衡匹配后, 弓形波被推向上游, 形成1道斜激波. 该斜激波使节流口上游分离区进一步发展, 在 $t=6\sim 12\text{ ms}$ 时, 分离区的面积变大, 并深入流场中心, 分离区内的温度和压力急剧升高. 经过约 12 ms 的瞬态过程后, 流动达到平衡. 观察燃料的质量分数分布可以发现, 节流极

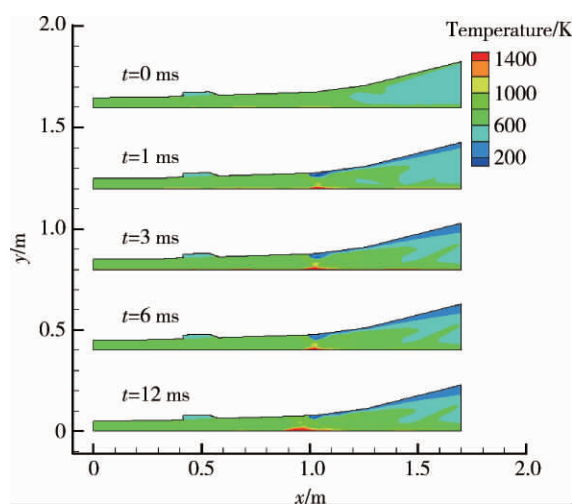


图6 无反应有节流时流场静温的时间演变

Fig. 6 Time evolution of temperature contours for non-reaction case with air-throttling

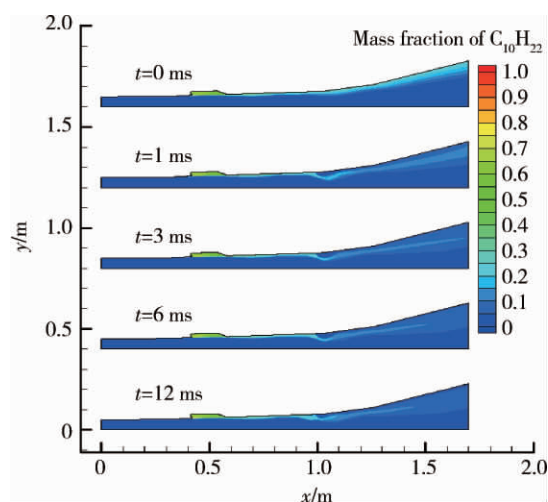


图7 无反应有节流时煤油质量分数的时间演变

Fig. 7 Time evolution of kerosene mass fraction contours for non-reaction case with air-throttling

大地改善了燃料在节流口下游的混合情况,在节流口上游,由于边界层分离出现的回流区域内,燃料的混合也变得更加充分,但在分离区上游区域,节流对混合的影响较小,这一点也可以从图 8 所示的混合效率得到证实.混合效率定义为:可反应的燃料与注入的燃料的比值,计算公式如式(1)所示:

$$\eta_m = \frac{\int \rho v_x C_{C_{10}H_{22}}^r dy dz}{\int \rho v_x C_{C_{10}H_{22}}^s dy dz} \quad (1)$$

其中

$$C_{C_{10}H_{22}}^r = C_{C_{10}H_{22}}^s$$

if

$$C_{C_{10}H_{22}}^r \leq C_{C_{10}H_{22}}^s$$

$$C_{C_{10}H_{22}}^r = C_{C_{10}H_{22}}^s \times \frac{1 - C_{C_{10}H_{22}}^r}{1 - C_{C_{10}H_{22}}^s}, \quad \text{else}$$

$\rho, v_x, C_{C_{10}H_{22}}^r$ 分别为密度、流向速度和煤油的质量分数, $C_{C_{10}H_{22}}^r$ 为可反应的煤油质量分数, $C_{C_{10}H_{22}}^s$ 为化学恰当比条件下的煤油质量分数,可取为 0.068.

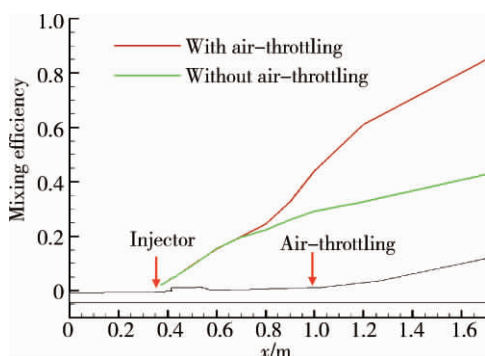


图 8 无反应时有/无节流的混合效率对比

Fig. 8 Comparison of mixing efficiency for non-reaction case with/without air-throttling

由图 8 可以看出:无节流时,该注油条件下,混合效率很低,仅为 40% 左右;增加节流后,混合效率有大幅提升,达到 85% 左右.节流主要的影响区域为节流口上游的边界层分离区,以及节流口下游的低速区.

2.2 有反应时节流对燃烧性能的影响

2.2.1 无节流有反应时的流场

为考察节流对燃烧性能的影响,首先计算了无节流时的燃烧情况.图 9 给出了 CO_2 的质量分数分布图像,图 10 为流场内温度分布图像.无节流时,燃烧主要发生在凹槽内部以及流道上壁面

边界层,高温区及 CO_2 的分布范围很窄,燃料未充分反应,部分燃料直接被空气吹出了燃烧室.

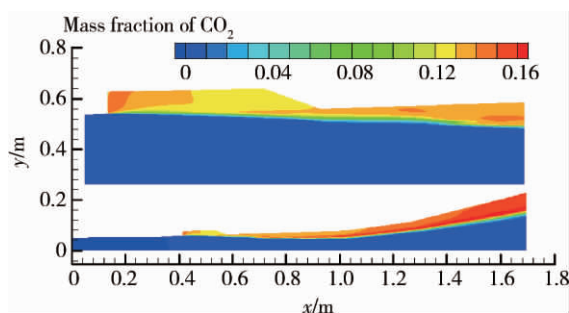


图 9 无节流有反应时的 CO_2 质量分数分布

Fig. 9 Mass fraction of CO_2 contours for reaction case without air-throttling

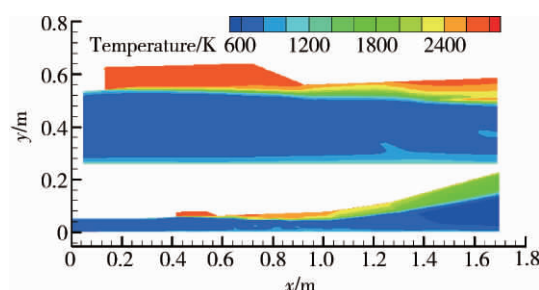


图 10 无节流有反应时的流场静温分布

Fig. 10 Temperature contours for reaction case without air-throttling

为寻求最佳的燃烧效果,必须考虑采用节流的手段,以降低气流速度,使燃料尽可能充分燃烧.节流的主要变量有节流位置、节流流量等.下文分别对上述变量进行了参数化研究.

2.2.2 节流流量对燃烧性能的影响

在节流位置 1 ($x = 785 \text{ mm}$) 处,分别采用了 10%, 15%, 30% 的节流流量,比较了不同节流流量对燃烧性能的影响.图 11~图 16 分别给出了 3 种节流流量下流场内 CO_2 质量分数及静温分布.

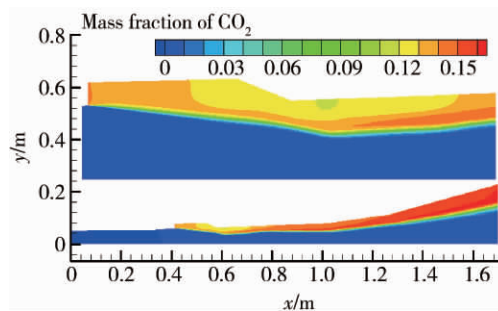


图 11 10% 节流时 CO_2 质量分数分布

Fig. 11 Mass fraction of CO_2 contours for reaction case with 10% air-throttling

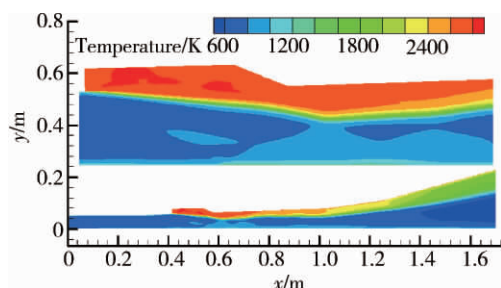


图 12 10%节流时流场静温分布

Fig. 12 Temperature contours for reaction case with 10% air-throttling

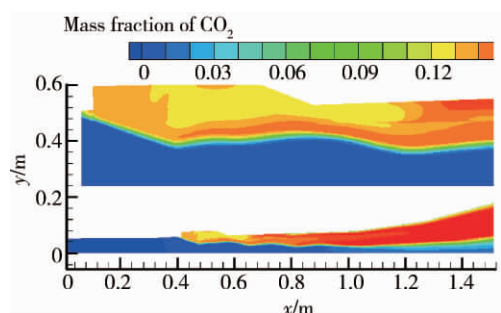
图 13 15%节流时 CO₂ 质量分数分布

Fig. 13 Mass fraction of CO₂ contours for reaction case with 15% air-throttling

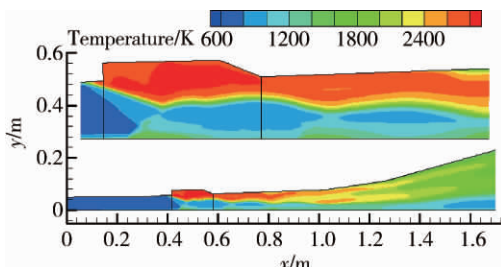


图 14 15%节流时流场静温分布

Fig. 14 Temperature contours for reaction case with 15% air-throttling

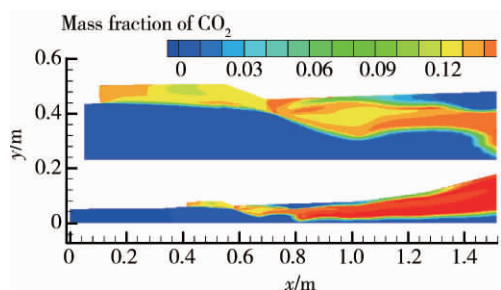
图 15 30%节流时 CO₂ 质量分数分布

Fig. 15 Mass fraction of CO₂ contours for reaction case with 30% air-throttling

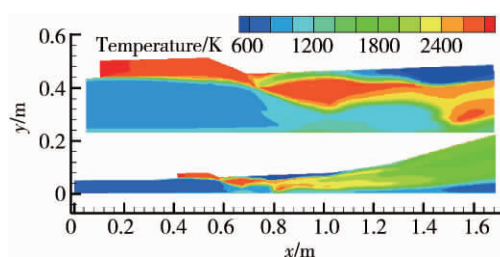


图 16 30%节流时流场静温分布

Fig. 16 Temperature contours for reaction case with 30% air-throttling

对比图 9~图 10 与图 11~图 16 可以看出:随着节流量的增加,燃料与空气的反应进行得更加剧烈,流场内发生燃烧的区域由凹槽内部及凹槽下游的上壁面向主流扩展,30%节流量时反应区域已几乎扩展到凹槽下游的整个流场.反应产物 CO₂ 的分布区域扩大,同时高质量分数区域增加,高温区也随之增加.但 30%的节流量过度地限制了主流流动,流场发生壅塞,整个凹槽及凹槽下游部分区域已成为亚声速流动,此时若继续节流,壅塞将进一步发展,最终使得整个流动变成亚声速,如图 17 所示的流场压力分布.通过生成的 CO₂ 质量可以计算出消耗掉的煤油的质量,消耗掉的煤油与注入的煤油质量之比即为燃烧效率,需要注意的是,该方法未考虑反应中间产物,如 CO, CH 等,因此是对燃烧效率较为保守的计算,实际的燃烧效率将高于此计算值.计算公式如式(2)~式(4)所示:

$$\dot{m}_{\text{CO}_2} = \iint_{x=\text{const}} \rho C_{\text{CO}_2} v_x dy dz \quad (2)$$

$$\dot{m}_{\text{C}_{10}\text{H}_{22}\text{consumed}} = \dot{m}_{\text{CO}_2} / 44 / 10 \times 142 = 0.323 \dot{m}_{\text{CO}_2} \quad (3)$$

$$\eta = \dot{m}_{\text{C}_{10}\text{H}_{22}\text{consumed}} / \dot{m}_{\text{C}_{10}\text{H}_{22}} \quad (4)$$

其中 $\dot{m}_{\text{CO}_2}$ 为燃烧产生的 CO₂ 的质量流量, C_{CO_2} 为各网格内 CO₂ 的质量分数, $\dot{m}_{\text{C}_{10}\text{H}_{22}\text{consumed}}$ 为燃烧消耗的煤油质量流量, $\dot{m}_{\text{C}_{10}\text{H}_{22}}$ 为注入的煤油质量流量,其余符号如前文所述.

从燃烧效率来看,有节流将使燃烧效率大幅提高,如图 18 所示,15%节流量已使燃烧效率提高到 60%左右,由于 30%的节流量使流场发生了壅塞,故未计算该节流量的燃烧效率.

从图 19 所示的壁面压力来看,有节流时压力上升并未向上传播到隔离段,各种节流量的压力上升点基本一致.但节流使凹槽及凹槽下游壁面的压力明显提高,尤其是 15%节流量,压力幅值超过了 5 个大气压(约 0.5 MPa),说明该节流条

件下燃烧十分充分。

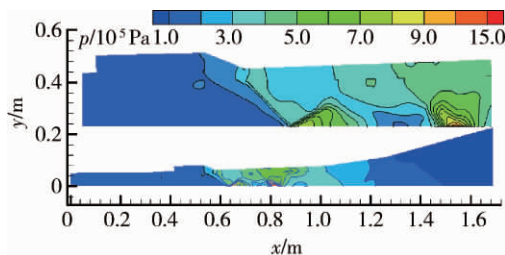


图 17 30%节流时流场压力分布

Fig. 17 Pressure contours for reaction case with 30% air-throttling

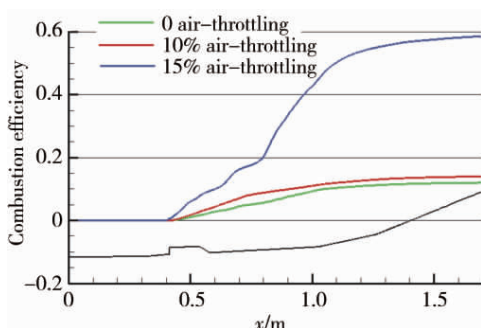


图 18 不同节流量的燃烧效率对比

Fig. 18 Comparison of combustion efficiency between various throttling mass

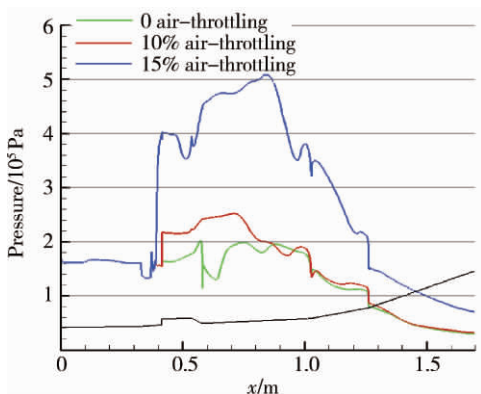


图 19 不同节流量的压力分布对比

Fig. 19 Comparison of pressure distribution between various throttling mass

2.2.3 节流位置对燃烧性能的影响

由于 15% 节流量对燃烧性能的提升作用十分明显, 因此固定采用该节流量, 研究不同节流位置对燃烧性能的影响。分别在 $x = 785 \text{ mm}$, $x = 1000 \text{ mm}$ 以及 $x = 1100 \text{ mm}$ 三个位置进行节流, 三者的燃烧效率及壁面压力对比如图 20、图 21 所示。结果表明: 当固定节流量时, 节流位置越靠

后, 节流效果越不明显, 对燃烧的促进作用越小, 当在 $x = 1100 \text{ mm}$ 处节流时, 燃烧效率仅有 10% 左右的提升。由此说明必须合理地选择节流位置, 以在流道内提供足够的混合、反应距离, 否则节流效果将不明显。

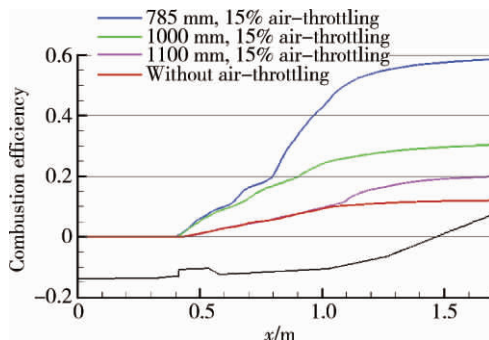


图 20 不同节流位置的燃烧效率对比

Fig. 20 Comparison of combustion efficiency between various throttling locations

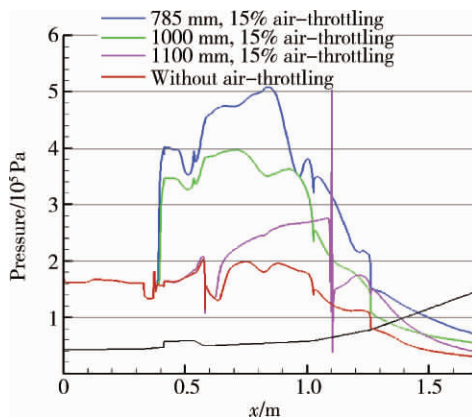


图 21 不同节流位置的压力分布对比

Fig. 21 Comparison of wall pressure distribution between various throttling locations

3 结 论

1) 采用空气节流的手段, 可以产生预燃激波串, 降低流场内气流速度, 提高温度, 延长燃料驻留时间, 促使燃料与空气更加充分混合, 反应更加完全。

2) 节流量对节流效果有明显影响。固定节流位置时, 节流量越大, 节流效果越明显, 但存在一个极限节流量, 超过该节流量, 将使流场发生壅塞, 在本文的研究条件下, 30% 的节流量已使流场发生壅塞。

3) 节流位置对节流效果有显著影响。通过 $x = 785 \text{ mm}$, $x = 1000 \text{ mm}$, $x = 1100 \text{ mm}$ 三个节流

位置的比较,可以认为固定节流量时节流位置越靠后,节流效果越差,对燃烧的促进作用越低。

4)综合节流量和节流位置对节流效果的影响,为达到使用较小节流量取得较好节流效果的目的,节流位置应适当提前,同时节流量需要与节流位置相互匹配,不能超过极限值。

参考文献:

- [1] 刘欧子. 双模态冲压发动机燃烧室碳氢燃料凹槽火焰稳定性研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
LIU Ouzi. The characteristics of the cavity flame holders in the dual-mode scramjet combustor with hydrocarbon fuel [D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [2] Li J, Ma F H, Yang V, et al. Control and optimization of ignition transient in scramjet engine using air throttling [R]. AIAA 2006-1028, 2006.
- [3] Hsu K Y, Carter C, Gruber C J, et al. Fuel distribution about a cavity flameholder in supersonic flow [R]. AIAA-2000-3585, 2000.
- [4] Kanda T, Tani K. Momentum balance model of flow field with pseudo-shock [R]. AIAA 2005-1045, 2005.
- [5] Tomioka S, Izumikawa M, Akuranaka N, et al. Mixing control by wall flush-mount injectors in dual-mode combustor [R]. AIAA 2010-6959, 2010.
- [6] Kobayashi T, Matsuo A, Tomioka S, et al. Numerical study on airflow/jet mixing enhancement by pseudo-shock wave system [R]. AIAA 2010-6961, 2010.
- [7] Mathur T, Lin K C, Kennedy P, et al. Liquid JP-7 combustion in a scramjet combustor [R]. AIAA-2000-3581, 2000.
- [8] Donbar J, Powell O, Gruber M, et al. Post-test analysis of flush-wall fuel injection experiments in a scramjet combustor [R]. AIAA 2001-3197, 2001.
- [9] Gruber M, Donbar J, Jackson K, et al. Newly developed direct-connect high-enthalpy supersonic combustion research facility [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1296-1304.
- [10] Yang V, Li J, Choi J Y, et al. Ignition transient in an ethylene fueled scramjet engine with air throttling: Part I non-reacting flow development and mixing [R]. AIAA 2010-409, 2010.
- [11] Yang V, Li J, Choi J Y, et al. Ignition transient in an ethylene fueled scramjet engine with air throttling: Part II ignition and flame development [R]. AIAA 2010-410, 2010.
- [12] 刘林峰, 徐胜利, 郑日恒, 等. 超声速气流中凹槽结构煤油喷射和掺混研究 [J]. 推进技术, 2010, 31(6): 721-729.
LIU Linfeng, XU Shengli, ZHENG Riheng, et al. Studies on kerosene injection and mixing with cavity in supersonic flow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 721-729. (in Chinese)
- [13] 李大鹏. 煤油双模态冲压发动机燃烧室工作过程研究 [D]. 长沙:国防科学技术大学, 2006.
LI Dapeng. Study of kerosene fueled dual-mode ramjet combustor operation process [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [14] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究 [D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2006.
YANG Shunhua. Numerical study of hydrocarbon fueled Scramjet [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
- [15] Imlay S T, Roberts D W, Soetrismo M, et al. Nonequilibrium thermo-chemical calculations using a diagonal implicit scheme [R]. AIAA-91-0468, 1991.