

喷注方案对圆形超燃冲压发动机性能的影响研究^{*}

李季^{1,2}, 田野¹, 蒋劲¹, 邓维鑫¹, 杨顺华²

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 在飞行马赫数 $Ma=6$, 总当量比为1.0条件下, 采用三维数值模拟研究了不同喷注位置煤油当量比分布对双凹腔圆形发动机推力性能和壁面热流的影响。喷注位置包括支板壁面喷注K1, 隔离段出口壁面喷注K2, 第一凹腔尾缘壁面喷注K3以及第一扩张段壁面喷注K4。结果表明, K1注油当量比大小直接影响燃烧室内的燃烧模态和流道中心燃烧。为了保证发动机推力性能, K1注油须达到一定量, 促使流道燃烧处于亚燃模态, 且流道内具有较强的中心燃烧。为优化发动机壁面热流环境, 剩余燃料需要在K2, K3和K4分散注入。K2和K3注油当量比大小同时影响第一凹腔燃烧性能, 其中K2注油当量比降低, 推力性能下降, 但壁面热流性能提高, 而适当增加K3喷注煤油, 有利于提高推力性能。增加K4注油, 第二凹腔及其之后流道区域燃烧增强, 发动机推力性能和热流性能均提高。通过分析各注油位不同当量比分布对发动机热性能的影响规律, 最终获得了力热性能较优的注油当量比分配方案, 此时K1~K4注油当量比大小依次为0.6, 0.1, 0.1, 0.2。

关键词: 喷注方案; 超燃冲压发动机; 圆形燃烧室; 推力性能; 壁面热流

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 06-200955-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200955

Effects of Injection Scheme on Round Scramjet Performance

LI Ji^{1,2}, TIAN Ye¹, JIANG Jin¹, DENG Wei-xin¹, YANG Shun-hua²

(1. Aerospace Technology Institute, CARDC, Mianyang 621000, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, CARDC, Mianyang 621000, China)

Abstract: A three dimensional numerical study was carried out to investigate the effects of injection scheme on the thrust and wall heat flux performance of a round scramjet with dual-cavity configuration. The results were obtained with flight Mach number of 6.0 and the total kerosene equivalence ratio of 1.0. The injectors were located on the wall of four different regions including the strut K1, the isolator outlet K2, the first cavity trailing edge K3 and the first expansion section K4. Results show that the equivalence ratio of K1 directly affects the combustion mode and the center combustion performance. In order to satisfy the scramjet thrust performance, a certain value of fuel mass should be injected from K1 to induce a subsonic combustion mode and strong center combustion. Moreover, in order to optimize the scramjet thermal environment, the excess fuel should be injected from another three injectors K2~K4. It is found that the equivalence ratio of K2 and K3 affect the combustion performance of the first cavity at the same time. With the decreasing of K2 equivalence ratio, the thrust is decreased while the thermal environment is improved, and with some fuel injected from K3, the thrust increases. Also, with

* 收稿日期: 2020-11-30; 修订日期: 2021-03-30。

基金项目: 国家自然科学基金 (11902337)。

通讯作者: 李季, 博士, 助理研究员, 研究领域为超燃冲压发动机性能。

引用格式: 李季, 田野, 蒋劲, 等. 喷注方案对圆形超燃冲压发动机性能的影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(6): 200955. (LI Ji, TIAN Ye, JIANG Jin, et al. Effects of Injection Scheme on Round Scramjet Performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(6):200955.)

the increasing of K4 equivalence ratio, the thrust and wall heat flux performance are improved as the combustion in the second cavity and the area behind it is strengthened. Finally, an injection scheme which can induce a better thrust and thermal environment performance is proposed, and the equivalence ratio of K1~K4 is 0.6, 0.1, 0.1, 0.2, respectively.

Key words: Injection scheme; Scramjet; Round combustor; Thrust performance; Wall heat flux

1 引言

超燃冲压发动机作为高马赫数飞行器的理想动力装置,其工作性能很大程度上决定了高马赫数飞行器的研制进度。因此,针对超燃冲压发动机工作性能的影响规律以及优化设计开展相关研究具有重要意义。

燃料喷注方案设计是超燃冲压发动机燃烧组织优化过程中的关键一环,燃料不仅要在燃烧室非常短的驻留内实现混合点火,还需要在整个燃烧室内能够稳定高效燃烧。对于目前常用的定几何超燃冲压发动机而言,燃料喷注位置不同,燃料在燃烧室内的贫富油分布、混合扩散距离以及点火燃烧区域不同,而各个喷注位置当量比大小分布不同,燃烧室空间各区域释热量也不同,这些差异将不同程度地影响燃烧室内燃烧模态、火焰形态、稳焰模式,最终影响发动机力热性能。为使发动机满足推力和热防护指标,必须对各种注油方案进行深入研究,明确不同注油位置当量比分布对发动机力热性能的影响特性,进而得到发动机性能较优的注油方案。

针对超燃冲压发动机燃料注入方式与燃烧性能之间相互影响关系,国内外已经进行了大量的研究。Li等^[1]针对冲压发动机中液态煤油在壁面和流道中心喷入后的点火和燃烧特性进行了研究,结果表明壁面注油可以轻松实现点火和稳定燃烧,而单独在流道中心注入燃料则点火比较困难。Lin等^[2]研究了不同注油当量比条件下超燃冲压发动机的燃烧流场,给出了当量比大小分布对火焰结构、激波串位置和形态结构的影响规律。Rocci-Denis等^[3]设计了燃烧室入口支板注油位、凹腔底部注油位以及凹腔尾缘注油位,通过试验方法,研究了单个喷注位及多个喷注位组合、不同喷注位置燃料喷注当量比分布以及喷注方向对流场内燃烧特性的影响。Retaureau等^[4],Ghodke等^[5],Sun等^[6]均研究了不同当量比氢气燃料在发动机内的点火、火焰传播过程,通过OH荧光、纹影等光学方法考察了流场内的火焰形态,探索了火焰稳定机理,计算了推力、比冲、燃烧效率等性能指标,考察了燃料当量比对燃烧性能的影响。Mi-

tani等^[7]考察了 $Ma6$ 飞行条件不同注油方式下的火焰结构和燃烧压力,通过积分得到了推力性能,分析了注油方式对火焰稳定和燃烧效率的影响。Li等^[8],Donbar等^[9],Micka等^[10]分别对不同当量比条件下超燃冲压发动机燃烧室内的火焰结构以及压力分布开展了相关研究,分析了射流尾迹稳焰和凹槽稳焰两种稳焰模式的燃烧流场特性。Kanda等^[11]研究了喷注位置的影响,结果表明,在燃烧室入口位置喷注燃料,燃烧室压力峰值较高,反压前传较多,在燃烧室扩张段内喷注燃料,燃烧室压力峰值降低,燃烧反压前传位置向下游移动。王洪亮等^[12]对 $Ma=5$ 来流条件下矩形燃烧室多点喷注方案进行了试验研究,结果表明“值班火焰”引燃其余注油位喷注的煤油时,“值班火焰”在贫油条件下比在富油条件点火性能更好,使用多个油位匹配喷注煤油,可以避免煤油在燃烧室内形成局部富油,煤油更容易点火燃烧。邓维鑫等^[13]基于脉冲燃烧风洞直连式试验平台研究了矩形截面发动机不同油位单点注油时的火焰发展历程和火焰稳定模式,给出了各个注油位的贫富油当量比极限,分析了多个注油位耦合作用时的发动机性能,最后给出了性能较优的燃料注油方式。Driscoll等^[14]和蔡尊等^[15]对燃料在凹腔前后壁喷注的燃烧流场进行研究发现,前壁喷注燃料能够直接进入凹腔反应区,后壁面喷注容易使火焰稳定区向上发展并进入到火焰剪切层当中。O'Byrne等^[16]用OH-PLIF对凹腔后壁面喷注燃料的超声速燃烧流场进行了研究,发现燃烧主要发生在凹腔剪切层内而不是凹腔回流区。Tuttle等^[17]通过PIV测速给出了凹腔后壁面喷注从贫燃到富燃的速度流场,指出贫燃火焰贴在凹腔底部,随着燃料的增加,火焰逐渐向剪切层和凹腔后壁面发展,最终火焰在凹腔后壁面因富燃而被吹熄。席文雄^[18]对凹腔内主动喷注乙烯开展试验研究发现,主动喷注能够改善凹腔内燃料卷吸不足的缺点并可拓宽点火工作范围,单独依靠凹腔主动喷注能够在凹腔局部形成初始火核,但凹腔低速回流区形成的初始火焰难以向燃烧室下游进行扩展传播。Xi等^[19]研究指出凹腔内部燃料当量比分布取决于燃料的喷注方案,并且凹腔内部燃料当

量比分布会影响到点火初始的能量汇聚过程和随后的火焰传播过程。

总体而言,上述关于燃料喷注方式对超燃冲压发动机的影响大多集中于火焰结构和燃烧性能,并没有考虑发动机燃烧室承受的热环境。事实上,超燃冲压发动机燃烧室承受长时间的强加热,热环境非常恶劣,这对发动机的热防护提出了极大的挑战。因此有必要综合考虑发动机推力性能和热载环境,针对燃烧室注油方式对燃烧室的力热特性影响开展相关研究。

本文利用数值计算,针对双凹腔圆形燃烧室超燃冲压发动机,探索不同注油方案对发动机推力性能和燃烧室壁面热流分布的影响。根据以往发动机注油方案设计经验,初步确定注油位个数和注油位置分布,保持注油总当量比为1.0,考察各个注油位置以不同当量比组合注油时发动机推力性能以及壁面热流分布,分析注油方案对发动机力热性能的影响规律。

2 发动机模型及计算方法

2.1 发动机模型

本文研究的超燃冲压发动机为圆形双凹腔燃烧室如图1所示。隔离段入口直径 $\phi_1 = 123\text{mm}$,发动机机构型分为5段,分别为隔离段、第一凹腔、第一扩张段、第二凹腔、第二扩张段,各段长度分别为 $L_1 = 800\text{mm}$, $L_2 = 200\text{mm}$, $L_3 = 150\text{mm}$, $L_4 = 180\text{mm}$, $L_5 = 450\text{mm}$ 。第一凹腔和第二凹腔长深比为 $L_2/H_1 = L_4/H_2 = 10$ 。在隔离段出口附近沿周线均布4个支板,支板之间夹角为 90° ,支板与流向之间夹角为 45° ,支板厚度为 7mm ,支板长度为 90mm ,燃烧室通过支板和凹腔共同稳焰。根据设计需求,共设计了4个注油位K1,K2,K3和K4,其中K1为支板注油,K2为隔离段出口壁面注油,K3为第一凹腔尾缘斜面注油,K4为第一扩张段壁面注油。

2.2 数值方法

本文将求解直角坐标系下带有化学反应的三维

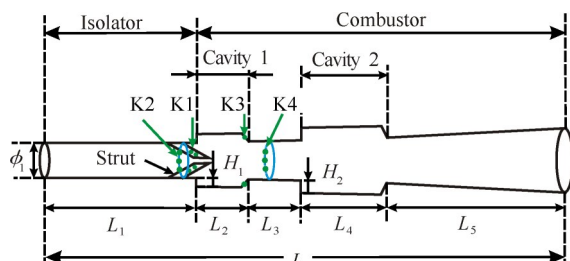


Fig. 1 Schematic illustration of the round combustor

N-S方程,具体形式如方程(1)所示。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} + S(1)$$

式中 $Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E_t, \rho Y_i)^T$ 为守恒量; E, F, G 为无粘通量; E_v, F_v, G_v 为粘性通量; S 为化学反应源项; u, v, w 为 x, y, z 方向的速度; ρ 为气体密度; Y_i 为组分质量分数; $E_t = e + 0.5(u^2 + v^2 + w^2)$ 为气体总内能; e 为热力学内能。

计算模型壁面采用无滑移绝热壁面条件,壁面第一层网格取 $1\mu\text{m}$,保证近壁面网格 $y^+ < 1$ 。采用AHL3D^[20]计算程序求解方程(1),程序采用基于结构网格中心的有限体积方法进行离散,采用Steger-Warming格式求解流场中的无粘通量,并用MUSCL格式在控制体界面重构,采用改进的Gauss定理计算粘性通量。为避免化学反应带来的刚性问题,采用LU-SGS隐式迭代方法。湍流模型采用TNT $k-\omega$ 模型,化学动力学模型采用自主开发的10组分12步简化模型^[21-22]。在计算过程中,煤油燃料采用常温300K气相煤油简化处理,喷注过程采用质量点源喷注模拟,喷注方向与喷孔所在壁面垂直,喷注速度等于气相煤油在温度300K时的声速。本文采用的计算方法、物理模型以及简化策略,在超燃冲压发动机数值模拟中已经进行了大量验证^[21-24],计算得到的壁面压力与相应的试验结果吻合较好。

采用超燃冲压发动机三维热分析软件^[25]计算获得高温燃气传到发动机内壁面的热流。首先通过AHL3D程序计算得到燃烧流场,然后切取燃烧流场边界层外缘的流动参数,并通过边界层外缘流动参数计算得到混合气流物性参数,最后再通过参考焓方法计算得到发动机内壁面热流密度,其中参考温度取值为1000K,即发动机冷却后的壁面温度设定为1000K。

计算中,飞行马赫数 $Ma=6.0$;对应隔离段入口马赫数 $Ma=2.85$;压力 $p=74126.8\text{Pa}$;温度 $T=647\text{K}$; $\text{H}_2\text{O}, \text{O}_2, \text{N}_2$ 质量分数分别为0.0521, 0.2284, 0.7195。

3 结果与分析

本文的发动机机构型设计了四个注油位K1~K4,燃料为煤油,在后续计算分析中,四个注油位总当量比保持=1.0。注油位置分布设计主要考虑了以下因素:(1)对于大尺度燃烧室,由于壁面喷射穿透深度有限,通过壁面喷注很难实现燃料在流道中心的混合扩散,需要通过支板K1喷注来实现燃料在流道中心内的混合扩散;(2)第一凹腔内存在低速高温回流

区,在高马赫数下燃料须要在此区域驻留点火形成初始火焰,然后点燃其他位置的煤油。因此需要在隔离段出口壁面设计注油位 K2,使得燃料通过剪切层进入凹腔内部的低速高温回流区;(3)第一凹腔尾缘底部区域是低速区,且尾缘 K3 喷注方向与来流逆向,此处喷注有利于燃料混合点火燃烧;(4)第一扩张段 K4 注油,可以将流道内煤油分散分布,避免燃料集中释热产生较大的壁面热流峰值,且 K4 注入燃料可以在第二凹腔和第二扩张段长距离流道内充分混合燃烧。下面将分析各个注油位当量比大小对燃烧流场和燃烧性能的影响。

3.1 K1 和 K2 共同注油

首先研究了支板 K1 注油和隔离段出口壁面 K2 注油当量比大小的影响。表 1 给出了 K1 和 K2 共同注油时三种当量比分配方式。

Table 1 Distribution of equivalent ratio of K1 and K2 for case 1~3

Case	K1	K2
1	0.4	0.6
2	0.5	0.5
3	0.6	0.4

图 2 给出了 Case 1~3 对称面以及三维流道马赫数 Ma 分布云图。不同当量比分布情况下,隔离段内激波串起始位置的形态结构基本一致,随着 K1 注油当量比增加,激波串起始位置明显前传,隔离段抗反压性能降低,且第一凹腔内亚声速区域逐渐变大,尤其是当支板当量比由 0.5 增加至 0.6 时,燃烧流场发生质的变化,第一凹腔后缘位置壁面和中心流道之间区域由超声速和亚声速混合流动演变为完全的亚声速流动。

从图 3 给出的沿程质量平均马赫数分布也可以看出,在 Case 1 工况下,流场基本处于超燃模态,当支板喷注 K1 当量比由 0.4 增加至 0.5 时,燃烧室内出现亚燃模态,第一凹腔出口位置产生声速喉道,随着 K1 注油当量比进一步增加,亚燃区域也随之增大,但声速喉道位置保持不变。

图 4 给出了流道 CO_2 分布云图,从中可以看出,随着支板 K1 注油当量比增加,流道中心和第一凹腔壁面处的 CO_2 含量均增大。这种现象主要由两方面原因导致:(1)K1 喷注当量比增加使得流道中心煤油含量增大,增强了流道中心的燃烧。(2)第一凹腔内中心燃烧增强产生的较高释热导致第一凹腔尾缘位置形成了声速喉道,凹腔内形成了更大的低速区,进一

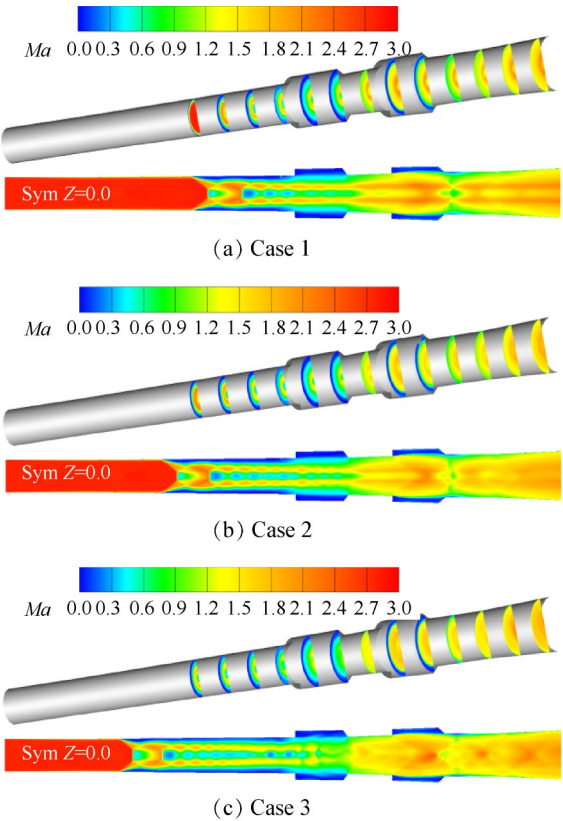


Fig. 2 Contours of Mach number for case 1~3

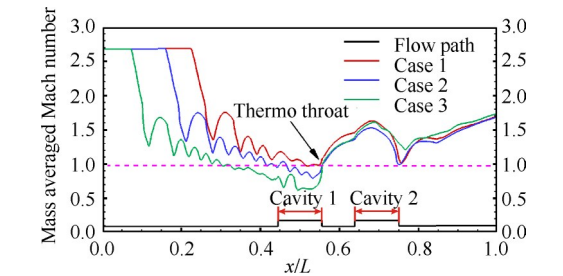


Fig. 3 Distribution of mass averaged Mach number along the flowpath for case 1~3

步促进了燃料在凹腔内的燃烧。

表 2 给出了 Case 1~3 注油情况下的比冲和燃烧效率大小。比冲 $I_{sp} = F/m_f$, 燃烧效率 $\eta = Q/\sum m_f H_{uf}$, 其中 F 为内推力, m_f 为燃料质量, Q 为燃料单位时间内的释热量, H_{uf} 为燃料标准低热值。随着 K1 注油当量比增加,流道内整体燃烧增强,燃烧效率显著提高,发动机推力比冲增加,当 K1 当量比从 0.5 增加至 0.6 时,比冲增大幅度较大,燃烧效率达到了 80% 以上。

图 5 给出了 Case 1~3 发动机流道壁面热流分布云图。发动机流道内热流较大的区域主要分布在第一凹腔后段、第一扩张段以及第二扩展段前段。随着隔离段壁面 K2 喷注当量比减小,第一凹腔内近壁

面区域燃料也会减小,第一凹腔内的热流峰值随之下降。当支板 K1 喷注当量比增加时,第一凹腔后的

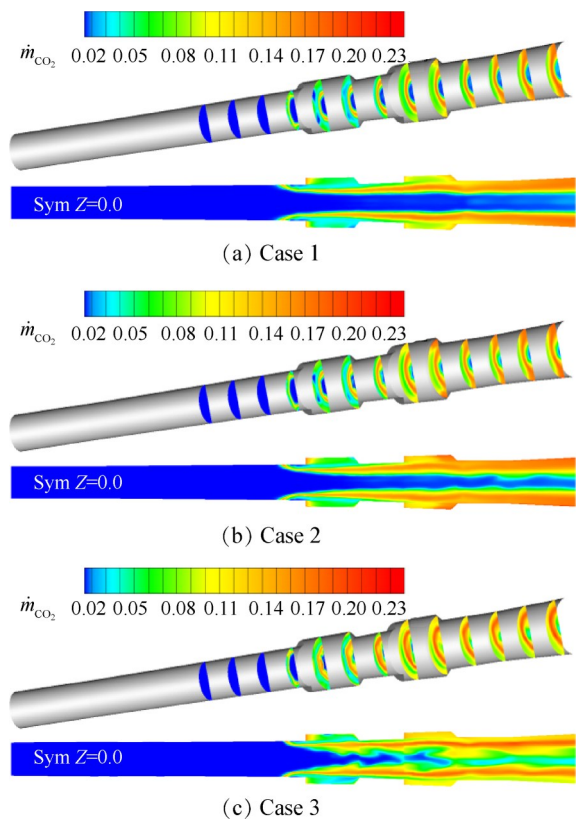


Fig. 4 Mass fraction contours of CO₂ for case 1~3

Table 2 Specific impulse and combustion effect of case 1~3

Case	1	2	3
$I_{sp}/(N \cdot s/kg)$	3814.7	4353.5	5560.4
$\eta/\%$	60.0	68.4	81.3

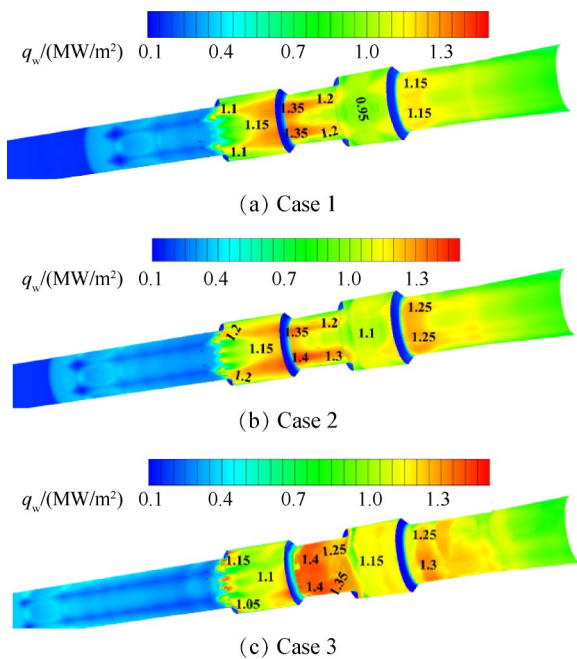


Fig. 5 Wall heat flux of case 1~3

区域燃烧增强,直接导致第一扩张段、第二凹腔以及第二扩张段壁面热流增大,尤其是第一扩张段,壁面热流峰值和高热流区域增大幅度都比较明显。将热流密度沿流道壁面积分,可以得到燃气传递到壁面总热量 Q ,此热量即为维持发动机壁面温度为 1000K 时冷却液所需吸收的热量,如表 3 所示。从中也可以看出,燃烧效率显著提升时,冷却液需要吸收的热量也大幅提升。

Table 3 Quantity of wall heat of case 1~3

Case	1	2	3
Q/MJ	0.321	0.337	0.360

通过以上分析可以得出,K1 和 K2 同时注油时,支板 K1 喷注当量比在一定范围内变化直接影响燃烧模态、燃烧性能、热流环境以及抗反压性能。为了提高发动机推力性能,首先需要保证 K1 注油量,使得发动机流道内具有较强的中心燃烧。为了优化发动机流道热载环境,同时兼顾抗反压性能,发动机需要分散注油,使部分燃料在第一扩张段下游燃烧,防止燃料在第一扩张段集中燃烧释热。下一步将固定支板 K1 注油当量比为 0.6,保证较强的流道中心燃烧,尝试通过减小隔离段出口壁面 K2 喷注当量比并增加第一扩张段壁面 K4 喷注当量比,从而实现较为均匀的热流分布、较低的热流峰值以及较小的传热量。

3.2 K1,K2 和 K4 共同注油

表 4 给出了 K1,K2 和 K4 共同注油时的当量比分配方式。下面继续从流场结构、燃烧性能、力热性能方面考察 K2 和 K4 当量比变化产生的影响。

Table 4 Distribution of equivalent ratio of K1,K2 and K4 for case 4~6

Case	K1	K2	K4
4	0.6	0.3	0.1
5	0.6	0.2	0.2
6	0.6	0.1	0.3

从图 6 给出的 Case 4~6 马赫数分布云图来看,隔离段壁面 K2 注油减少,第一凹腔燃烧释热降低,反压前传位置后移,隔离段激波串长度变短,有利于发动机抗反压性能。

从图 7(a)给出的沿程质量平均马赫数可以看出,虽然 K2 注油当量比降低,扩散至第一凹腔可燃煤油减少,导致此区域燃烧释热减少,但三种注油方式下燃烧均处于亚燃模态。由此进一步说明在点火成功且稳定燃烧状态下,燃烧模态主要由支板喷注当

量比决定。当第一扩张段壁面 K4 开始注油时,第二凹腔尾缘处质量平均马赫数有所减小,表明 K4 注油在第二凹腔内发生了燃烧。从图 7(b) 给出的质量平均压力也可以看出,随着 K2 当量比由 0.2 减小至 0.1 时,第一凹腔内的质量平均压力下降比较明显,当 K4 当量比由 0.1 增加至 0.2 时,第二凹腔尾缘处压力上

升较为明显,继续增加 K4 当量比,此处压力升高幅度变小。

图 8 给出了 Case 4~6 的 CO₂ 分布云图。当 K2 注油当量比由 0.3 减小至 0.2,流道中心二氧化碳含量明显减小。由此说明,虽然流道内形成了声速喉道,但 K2 注油当量比减少导致第一凹腔初始点火火焰不够“强壮”,流道中心燃料并没有完全被引燃。

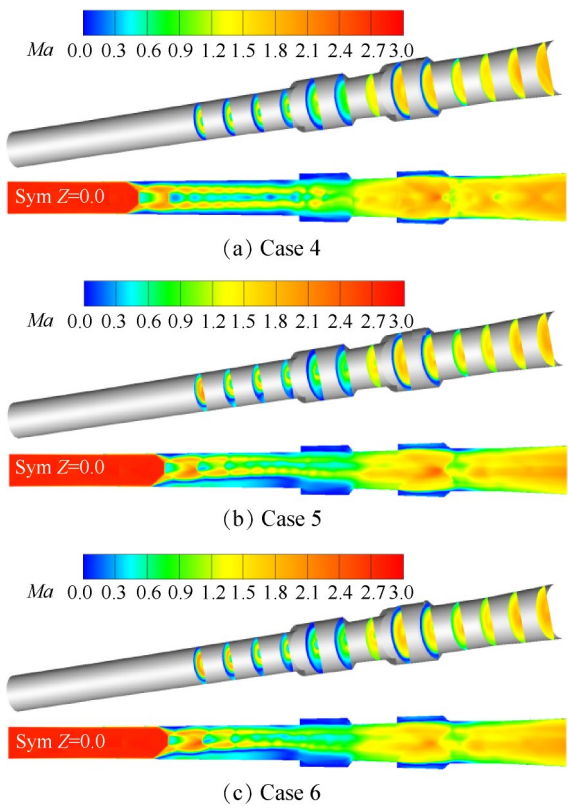


Fig. 6 Contours of Mach number for case 4~6

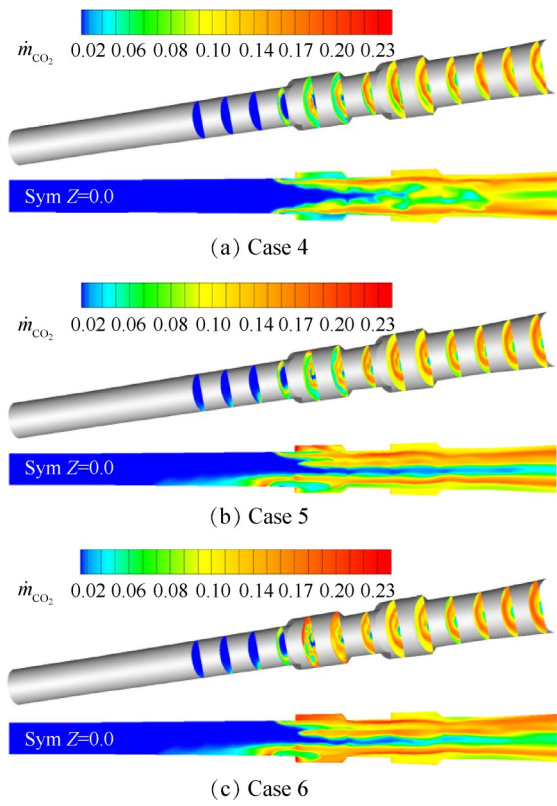


Fig. 8 Mass fraction contours of CO₂ for case 4~6

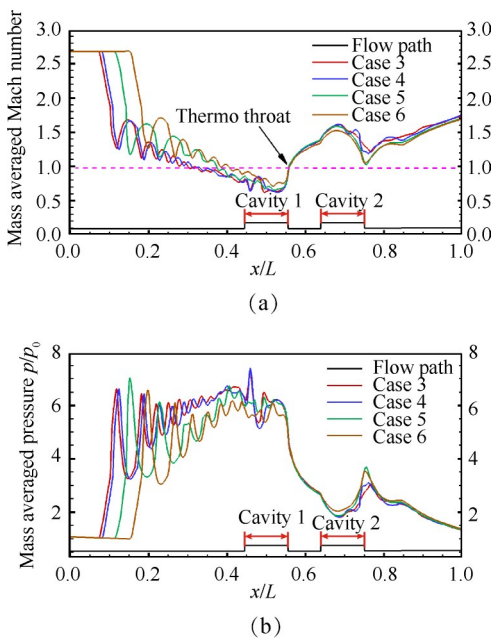


Fig. 7 Distribution of mass averaged Mach number and pressure along the flowpath for case 3~6

表 5 给出了 Case 4~6 比冲大小和燃烧效率。相较于 Case 3,当 K2 注油当量比由 0.4 减小至 0.3,K4 注油当量比由 0 增加至 0.1,发动机推力性能有小幅提升,主要是 K2 注油量小幅减小,第一凹腔燃烧性能变化不大,但 K4 注油促进了第二凹腔和第二扩张段燃烧,提高了燃料在发动机流道内的燃烧效率。但是当 K2 当量比由 0.3 进一步减小时,流道中心燃烧减弱,导致燃料燃烧效率下降,发动机推力性能下降幅度较大。

Table 5 Specific impulse and combustion effect of case 4~6

Case	4	5	6
$I_{sp}/(N \cdot s/kg)$	5603.4	4925.3	4325.1
$\eta/\%$	82.1	77.8	68.0

图 9 给出了 Case 4~6 壁面热流密度分布。随着 K2 注油当量比不断减小,整个燃烧室燃烧逐渐减弱,壁面热流峰值以及较大热流区域也随之减小,流道

热流分布趋向更均匀。表 6 给出了 Case 4~6 壁面传热量 Q 。相较于 Case 3, 4 推力有所增加, 且传热量 Q 有所降低, 由此说明适当降低 K2 注油当量比, 增加 K4 注油当量比, 可以优化改善发动机热性能。

总结以上分析结果得出, 燃烧室沿程分散注油, 发动机流道壁面热流分布逐渐趋于均匀, 但 K2 注油当量比减少过多, 会导致第一凹腔内燃烧不足, 从而影响整个发动机燃烧性能。下一步将降低 K2 注油当量比的同时, 尝试在第一凹腔尾缘 K3 喷注适当燃料, 通过 K3 逆流喷注使得燃料在第一凹腔混合扩散, 保证第一凹腔燃烧火焰强度。

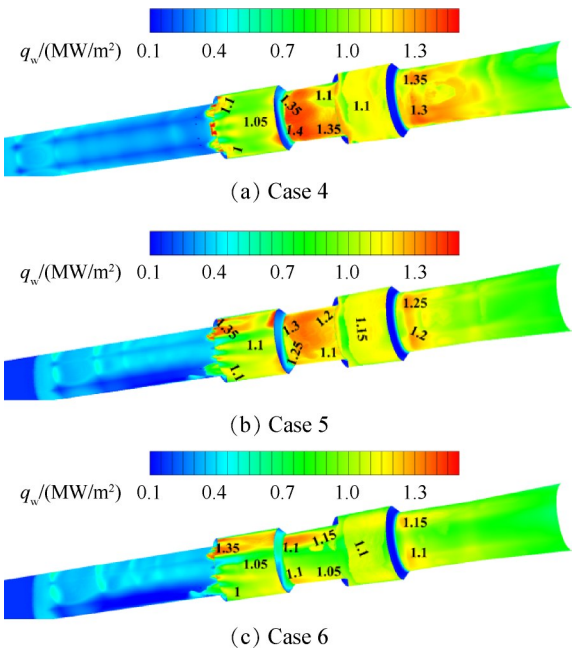


Fig. 9 Wall heat flux of case 4~6

Table 6 Quantity of wall heat of case 4~6

Case	4	5	6
Q/MJ	0.350	0.338	0.311

3.3 K1, K2, K3 和 K4 共同注油

表 7 给出了 K1~K4 共同注油时的两种当量比分配方式, 其中 K3 的注油当量比固定为 0.1, 注油量等于 K2 或者 K4 减少量。

图 10 给出了 Case 7, 8 马赫数分布云图, 两种情况下马赫数分布云图基本一致。通过分析图 11 给出

Table 7 Distribution of equivalent ratio of K1~K4 for case 7, 8

Case	K1	K2	K3	K4
7	0.6	0.2	0.1	0.1
8	0.6	0.1	0.1	0.2

的 Case 3, 7, 8 质量平均马赫数和质量平均压力分布, 可以进一步得出 K2~K4 耦合注油对流道各个区域燃烧的影响程度。当 K2 注油较多时, 第一凹腔前段燃烧较强, 压升较高, 激波串位置靠前, 亚燃区域较大。随着 K2 注油当量比降至 0.2, K3 注油当量比增加至 0.1, 第一凹腔后段燃烧增强, 此处压升相对较高。当 K2 注油当量比进一步降低至 0.1, K3 注油不变, 而 K4 注油当量比增加至 0.2 时, 第二凹腔后段及其后缘之后区域燃烧较强, 此处压力相对较高。

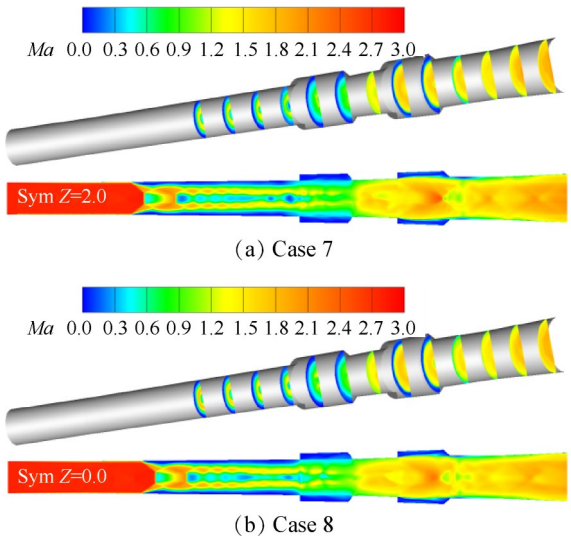


Fig. 10 Contours of Mach number for case 7, 8

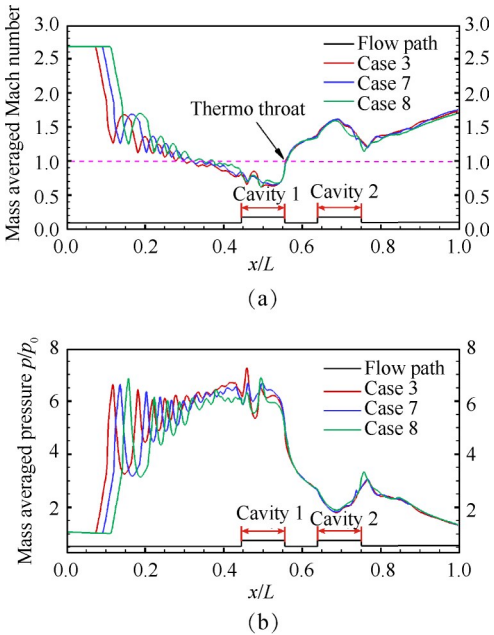


Fig. 11 Distribution of mass averaged Mach number and pressure along the flowpath for case 3, 7, 8

表 8 给出了 Case 7, 8 得到的比冲值和燃烧效率。相较于 Case 5 和 6, 虽然 K2 当量比减少过多, 但 K3 注

油增加保证了第一凹腔内的火焰燃烧强度,因此整个燃烧室内燃烧效率较高,发动机比冲也相对较大,Case 7~8 两种情况下比冲数值基本相等。

Table 8 Specific impulse and combustion effect of case 7,8		
Case	7	8
$I_{sp}/(\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg})$	5474.2	5420.6
$\eta/\%$	80.7	80.3

图 12 给出了 Case 7,8 的壁面热流分布。从中可以看出,在燃烧效率超过 80% 的情况下,Case 8 壁面局部热流峰值低均于 Case 3,4,7,且热流分布相对更均匀。从表 9 给出的壁面热量也可以看出,Case 8 壁面热量较小。因此,相较于以上其他注油方案,从推力性能和热流性能方面来看,Case 8 得到的性能结果更优。但是从流场 CO_2 分布来看,以上所有注油工况下燃烧室扩张段出口截面的 CO_2 分布仍存在不均匀性,这对发动机性能有一定影响。因此,为进一步提高发动机性能,可以在 Case 8 的基础上,调整各个喷注位喷孔个数,优化流道内的燃料分布,使流道内燃烧更均匀。

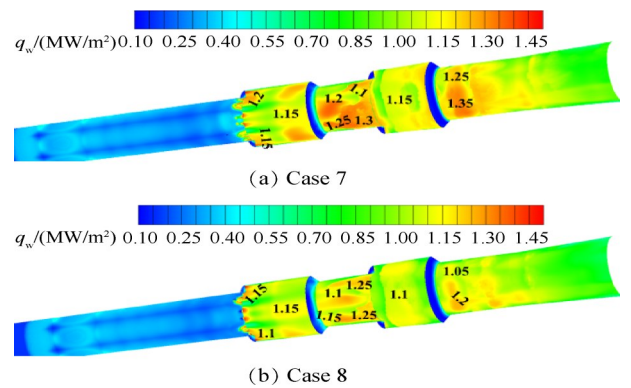


Fig. 12 Wall heat flux of case 7,8

Table 9 Quantity of wall heat of case 7,8		
Case	7	8
Q/MJ	0.345	0.328

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:
(1) 支板 K1 喷注当量比在一定范围内变化直接影响燃烧模态、燃烧性能。为了保证发动机推力性能,首先需要保证 K1 注油量,使燃烧处于亚燃模态,且发动机流道内具有较强的中心燃烧。当 K1 当量比为 0.4 时,燃烧模态为超燃,流动中心燃烧较弱,当 K1 当量比增加至 0.5 时,燃烧由超燃转变为亚燃,流道

中心燃烧有小幅增强,但中心区域燃烧依然较弱;进一步增加 K1 注油当量比至 0.6,流道中心燃烧明显增强,发动机推力性能大幅提升。

(2) 在保证 K1 注油能够实现较强中心燃烧前提下,为了优化发动机流道热载环境,同时兼顾抗反压性能,发动机需要分散注油,使部分燃料在第一扩张段下游燃烧,防止燃料在第一凹腔和第一扩张段集中燃烧释热产生较大热流峰值和大面积高热流区域。

(3) K2 和 K3 注油同时影响第一凹腔内的燃烧强度,在保证第一凹腔燃烧强度前提下,合理分配 K2 和 K3 注油当量比,可以同时优化推力和热环境性能。

(4) 第一扩张段 K4 注油在第二凹腔内和第二扩张段内燃烧。燃料在整个流道内分散燃烧情况下,第一凹腔和第一扩张段的热流密度峰值显著降低,整个流道热流分布趋于均匀。当 K4 注油当量比增加至 0.2 时,第二凹腔后的燃烧性能明显增强,发动机性能显著提升,且壁面热流性能较优。

(5) 通过分析各个注油位不同当量比分配下的发动机力热性能,给出了发动机力热性能较优时的注油当量比分配方案,此时 K1~K4 注油当量比大小依次为 0.6,0.1,0.1,0.2。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

[1] Li Q, Pan Y, Tan J G. Experiment Research of Ramjet with Cavity-Based Flame Holder[R]. AIAA 2009-5049.

[2] Lin K C, Tam C J, Boxx I. Flame Characteristics and Fuel Entrainment Inside a Cavity Flame-Holder in a Scramjet Combustor[R]. AIAA 2007-538.

[3] Rocci-Denis S, Maier D, Kau H P. Stage Injection in a Dual- Mode Combustor for an Air Breathing Engine[R]. AIAA 2008-2632.

[4] Retaureau G J, Menon S. Experiment Studies on Flame Stability of a Fueled Cavity in a Supersonic Crossflow [R]. AIAA 2010-6718.

[5] Ghodke C D, Pranatharthikaran J, Retaureau G J, et al. Numerical and Experimental Studies of Flame Stability in a Cavity Stabilized Hydrocarbon Fueled Scramjet [R]. AIAA 2011-2365.

[6] Sun M, Wang H, Wang Z, et al. Experimental and Numerical Study on Flame Stabilization in a Supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flame-Holders[R]. AIAA 2009-5187.

[7] Mitani T, Kouchi T. Flame Structures and Combustion Efficiency Computed for a Mach 6 Scramjet Engine [J].

- Combustion and Flame*, 2005, 142(1): 187–196.
- [8] Li J H, Shen Q, Cheng X L. Investigation of Equivalence Ratio Effect on Kerosene-Fueled Low Internal Drag Scramjet Combustor Performance[R]. *AIAA* 2011–2246.
- [9] Donbar J M, Linn G J, Srikant S. High-Frequency Pressure Measurements for Unstart Detection in Scramjet Isolators[R]. *AIAA* 2010–6557.
- [10] Micka D J, Driscoll J F. Combustion Characteristics of a Dual-Mode Scramjet Combustor with Cavity Flame-Holder[J]. *Proceeding of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2397–2404.
- [11] Kanda T, Chinzei M, Kudo K. Dual-Mode Operations in a Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(4): 760–763.
- [12] 王洪亮, 卢传喜, 谭宇. 超声速燃烧室煤油多点喷注试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 604–610. (WANG Hong-liang, LU Chuan-xi, TAN Yu. Experimental Study of Kerosene Injection with Multi-Location in a Supersonic Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 604–610.)
- [13] 邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1449–1457.
- [14] Driscoll J F, Rasmussen C C. Correlation and Analysis of Blowout Limits of Flames in High-Speed Airflows [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(6): 1035–1044.
- [15] 蔡尊, 王振国, 孙明波, 等. 超声速气流中凹腔主动喷注的强迫点火过程实验研究[J]. 推进技术, 2014, 32(12): 1662–1668. (CAI Zun, WANG Zhen-guo, SUN Ming-bo, et al. Experimental Study of Forced Ignition Process with Active Cavity Injection in a Supersonic Flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 32(12): 1662–1668.)
- [16] O’Byrne S, Stotz I, Neely A J. OH- PLIF Imaging of Supersonic Combustion Using Cavity Injection [R]. *AIAA* 2005–3357.
- [17] Tuttle S G, Carter C D, Hsu K Y. Particle Image Velocimetry in an Isothermal and Exothermic High-Speed Cavity [R]. *AIAA* 2012–0330.
- [18] 席文雄. 超声速气流中的点火启动及其强化机理研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- [19] Xi W X, Li Q, Li Q L. Spark Ignition and Flame Propagation in a Low Pressure Ramjet Combustor with Cavity [C]. *South Africa: 62st International Astronautical Congress*, 2011.
- [20] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
- [21] 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.
- [22] Tian Y, Yang S H, Le J L. Investigation of the Effects of Fuel Injector Locations on Ignition and Flame Stabilization in a Kerosene Fueled Scramjet Combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 70(1): 310–316.
- [23] Tian Y, Yang S H, Le J L. Investigation of Combustion Process of a Kerosene Fueled Combustor with Air Throttling [J]. *Combustion and Flame*, 2017, 179(5): 74–85.
- [24] 李季, 田野, 钟富宇, 等. 边界层抽吸对超燃冲压发动机流场特性影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(12): 2700–2707. (LI Ji, TIAN Ye, ZHONG Fu-yu, et al. Effects of Boundary-Layer Bleeding on Flow Field in Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(12): 2700–2707.)
- [25] 蒋劲. 再生冷却超燃冲压发动机燃烧室热结构分析与设计研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2011.

(编辑: 张贺)