

超燃冲压发动机燃烧室的燃烧特性

李俊红, 潘宏禄, 沈 清, 程晓丽

(中国航天科技集团公司 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 以一种低内阻光滑通道煤油超燃冲压发动机燃烧室为应用背景, 采用有限差分法对燃烧室超声速流场进行了数值模拟. 对流项采用 3 阶 WENO(weighted essentially non-oscillatory)格式, 湍流模型为 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型, 煤油($C_{12}H_{23}$)/空气反应模型采用单步化学动力学模型. 将燃烧室中沿侧壁的壁面静压的计算结果与实验结果进行了对比, 结果符合良好, 说明该算法适用于煤油超燃燃烧室计算. 研究了燃烧室来流静温、燃料/空气当量比和射流位置对煤油超声速流动与燃烧的影响. 计算结果表明: 燃烧集中在安装喷嘴一侧的壁面边界层附近, 点火位置对当地静温非常敏感. 随着来流静温降低、燃料/空气当量比减小和燃烧室扩张角增大, 燃烧效率降低, 燃烧性能下降, 点火位置逐渐向燃烧室出口移动, 燃烧放热形成的激波串结构消失. 在燃烧室上、下壁面交错布置燃料喷嘴有利于提高燃烧效率. 基于此, 初步获得了光滑通道燃烧室内煤油点火燃烧的临界条件.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 超声速燃烧; 煤油燃料; 数值模拟; 燃烧特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Combustion characteristics of scramjet combustor

LI Jun-hong, PAN Hong-lu, SHEN Qing, CHENG Xiao-li

(China Academy of Aerospace Aerodynamics,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: Based on a kind of kerosene-fueled scramjet combustor with low internal drag slick configuration, numerical simulation based on finite difference method was performed for its supersonic flowfield. The inviscid flux was discretized by WENO(weighted essentially non-oscillatory) scheme, and the turbulent model was SST(shear stress transport) $k-\omega$ model. The single step chemical reaction mechanism was adopted for kerosene ($C_{12}H_{23}$). Predicted value of the wall static pressure along the side wall of the combustor is consistent with previously reported test data, indicating the present algorithm is applicable for the simulation of supersonic combustion in kerosene-fueled combustor. The effects of inflow static temperature, fuel/air equivalence ratio and jet location on the kerosene supersonic flow and combustion in this combustor were discussed. Results show that combustion is concentrated near the wall boundary layer at the side of the jet nozzle, and the ignition location is very sensitive to the local static temperature. The lower inflow static temperature, fuel/air equivalence ratio and the larger combustor expansion angle mean the less combustion efficiency and combustion performance, and the ignition location moves towards the combustor exit, with the shock cluster inspired by combustion disappearing. Staggered arrangement of the jet nozzles on the upper and lower walls of the combustor can improve the combustion efficiency. Therefore, preliminary critical boundary conditions are obtained to achieve ignition in the

slick kerosene-fueled combustor.

Key words: scramjet; supersonic combustion; kerosene-fueled; numerical simulation; combustion characteristics

超声速燃烧是超燃冲压发动机的核心技术之一,液体碳氢燃料(煤油)在燃烧室内的点火和稳定燃烧是发动机燃烧室设计的关键问题。然而,由于超声速气流在燃烧室停留时间非常短(毫秒量级),液体碳氢燃料点火延迟时间长,反应速率慢,对于液态燃料,还存在蒸发和混合过程,因此,在有限长度的燃烧室里很难充分混合和燃烧。针对这类问题,已经有大量研究^[1-3]。

Gruening 等^[4]通过实验研究了模型燃烧室内煤油/氢气混合物的点火和燃烧机理。研究表明,斜激波明显有助于煤油的点火和燃烧。Yu 等^[5]对来流马赫数 $Ma=2.5$ 的燃烧室内煤油的点火和稳定燃烧进行了实验研究,系统研究了值班氢气喷注方式、凹腔结构和燃烧室模型缩比对所需最小氢气当量比的影响。Rajasekaran 等^[6]利用 FLUENT 软件对以煤油为燃料的双模态超燃冲压发动机燃烧室三维(3-D)反应流场进行了数值模拟,详细讨论了燃烧室流场特征,如压力、温度、组分质量分数和马赫数等值线分布等。

文献^[7]提出了一种新型低内阻光滑通道超燃冲压发动机燃烧室模型,为了降低超燃冲压发动机燃烧室内阻和总压损失,在燃烧室内不采用支板、凹腔等火焰稳定装置,使燃烧室内壁面形成一个光滑的通道;由于在不使用辅助点火机构和火焰稳定装置时,煤油燃料与空气的混合和点火更加困难,基于可压缩湍流混合机理设计了一种新的混合增强型燃料喷射系统。直连实验已经证实了低内阻燃烧室设计原理和光滑通道构型的燃烧室方案这一概念是可行的。

本文以这种燃烧室为应用背景,采用高精度数值模拟方法对低内阻光滑通道煤油超燃冲压发动机燃烧室超声速流场的燃烧特性进行研究,获得对燃烧室内复杂超声速流动与燃烧相互作用机理的认识,为低内阻燃烧室设计提供理论支持。

1 计算方法

1.1 控制方程

假定燃烧室内流动满足化学非平衡和热力学平衡,流动质量扩散采用双组元气体模型假设。在直角坐标系下,带化学非平衡反应的三维 N-S 方

程可以写为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} + \mathbf{S} \quad (1)$$

其中守恒变量 $\mathbf{U}$, 对流量 $\mathbf{E}$, $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$, 耗散通量 $\mathbf{E}_v$, $\mathbf{F}_v$ 和 $\mathbf{G}_v$ 以及化学反应源项 $\mathbf{S}$ 的具体形式见文献^[8-9]。

1.2 燃烧模型和湍流模型

煤油用替代物 $C_{12}H_{23}$ 表示,化学模型为单步化学动力学模型^[10]。燃烧机理中包含 5 个组分 ($C_{12}H_{23}$, O_2 , H_2O , CO_2 , N_2)。湍流模型采用 Mentor 的 SST $k-\omega$ 两方程模型^[11-13],该模型通过混合函数开关,将 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 两方程模型有效地结合起来,能够发挥 $k-\epsilon$ 模型对自由来流的处理优势和 $k-\omega$ 模型对壁面受限流动的处理特长。

超声速燃烧中湍流和化学反应之间的相互作用的研究已经取得很大进展,但和层流化学模型以及现有的实验数据相比改善不是很明显^[14]。本文忽略了湍流对化学反应速率的影响。

1.3 计算方法

采用有限差分方法对控制方程进行空间离散。对流项采用 van Leer 数据重构后利用 3 阶 WENO 方法进行离散^[15]。耗散项采用中心差分进行离散。离散化的方程采用隐式 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)方法进行求解。

2 煤油燃烧室直连实验验证

2.1 燃烧室结构

超燃冲压发动机燃烧室结构如图 1 所示。

燃烧室总长为 2 020 mm。前端隔离段入口高为 50 mm,宽为 110 mm,长为 120 mm。后端燃烧室上壁面有一个 0.5° 的扩张角。燃料喷射分别位于燃烧室下壁面距离入口为 70 mm 和燃烧室上壁面距离入口为 640 mm 的位置。采用气相假设,单个喷管的长度设定为 8 mm,喷管间距为 10 mm,整个喷管呈 W 型分布,距离侧壁的距离为 15 mm。

2.2 计算条件与结果分析

采用三维结构网格,长、宽和高度方向网格数量为 $25 \times 110 \times 1\,103$ 。网格在壁面和喷嘴附近进行加密,壁面最小网格尺寸为 1 mm。

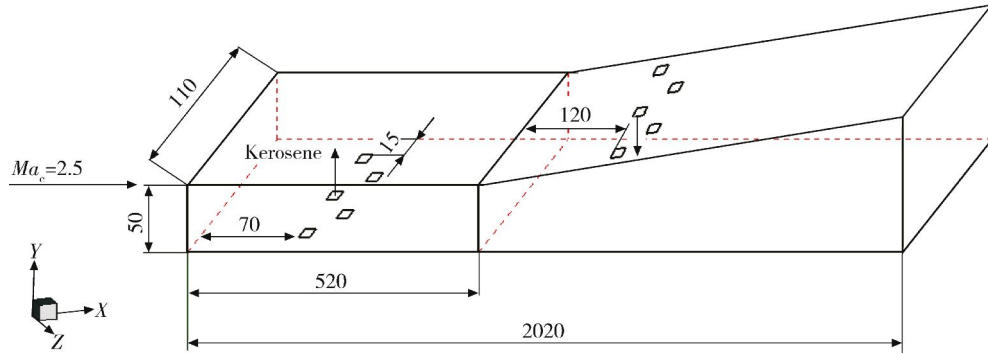


图 1 燃烧室结构示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic of combustor structure (unit:mm)

燃烧室入口马赫数为 2.5, 总温为 2025 K, 压力为 93146 Pa, 与直连实验接近(入口速度均匀分布, 不考虑边界层效应)。壁面为无滑移等温壁(500 K), 入口速度均匀分布, 出口参数外插。喷嘴出口压力为 101325 Pa, 总温为 300 K, 燃料/空气当量比为 0.5。

图 2 给出了燃烧室壁面静压计算结果与实验结果的对比。图中离散的数据点表示实验结果, 连续曲线表示计算结果。

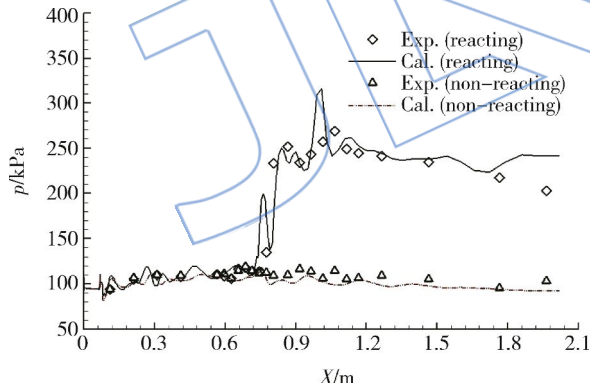


图 2 燃烧室壁面静压计算与实验结果的对比

Fig. 2 Comparison of calculated and experimental wall static pressure of combustor

从图 2 中可以看出, 没有注入燃料时, 壁面静压计算结果与实验结果符合良好。在注入燃料状态下, 计算与实验均成功点火, 且壁面静压计算结果与实验结果整体符合较好, 计算结果捕捉到的静压上升段和下降段位置与实验结果基本吻合, 表明文中计算方法无论定性还是定量分析都与实验结果符合很好, 可用于燃烧室内超燃流场的数值模拟研究。

图 3 为燃烧流场温度等值线三维视图。从图中可以看出, 单步化学动力学模型捕捉到了煤油点火燃烧, 流场参数出现显著变化。由于化学反应导致的燃烧放热, 使流场整体温度水平提高。从图中可以看出, W 型喷嘴结构有效促进燃料与空气混合, 煤油在混合效果较好的区域首先点火燃烧, 尤其是在第 2 个喷嘴下游, 喷嘴带来的扰动使燃烧流场结构非常复杂。

图 4 为马赫数等值线三维视图。从图中可以看到, 燃烧室中部由于燃烧放热形成了激波串结构; 在超声速流动中, 马赫数由于燃烧放热而降低, 但整个通道内始终为超声速流动。在燃烧室中下游, 由于燃烧室上壁面的扩张角影响, 激波串逐渐消失, 燃烧室后端中心流区基本上保持马赫数为 2.0 左右的流动。

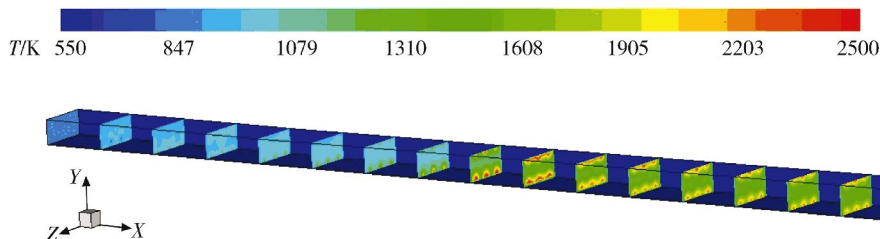


图 3 温度等值线三维视图

Fig. 3 3-D view of temperature contour line

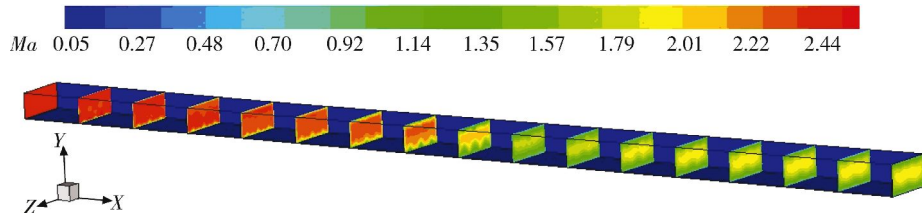


图 4 马赫数等值线三维视图

Fig. 4 3-D view of Mach number contour line

3 燃烧室燃烧特性

采用上述方法,根据等流量原则(燃烧室入口流量为 3.0 kg/s),对比研究了来流静温、燃料/空气当量比、燃料射流位置对燃烧室燃烧特性的影响。

3.1 来流静温对超声速燃烧的影响

燃烧室扩张角 $\theta=0.5^\circ$ 、燃料/空气当量比 $\phi=0.5$,燃料射流位置如图 1 所示,计算条件如表 1 所示,喷嘴条件不变,如前所示,燃料/空气当量比为 0.5。

图 5 为不同来流静温条件下 XY 中心面温度等值线云图。从图中可以看出,来流静温对燃烧流场影响非常大。来流静温升高,燃烧进一步加强,

燃烧流场最高温度升高,着火诱导的压缩波系增强,流动控制的冻结阶段逐渐缩短。除 case 3-D 04 外,其他 case 中燃烧区域都位于燃烧室上、下壁面边界层附近,燃烧区向下游流动的同时向核心区扩展。

表 1 燃烧室入口条件 ($\phi=0.5$)Table 1 Combustor entry conditions ($\phi=0.5$)

状态	总温 T_{0c}/K	静压 p_c/Pa	来流静温 T_c/K
Case 3-D 01	2020	93 146	900
Case 3-D 02	1900	90 663	844
Case 3-D 03	1800	86 735	800
Case 3-D 04	1700	85 386	756

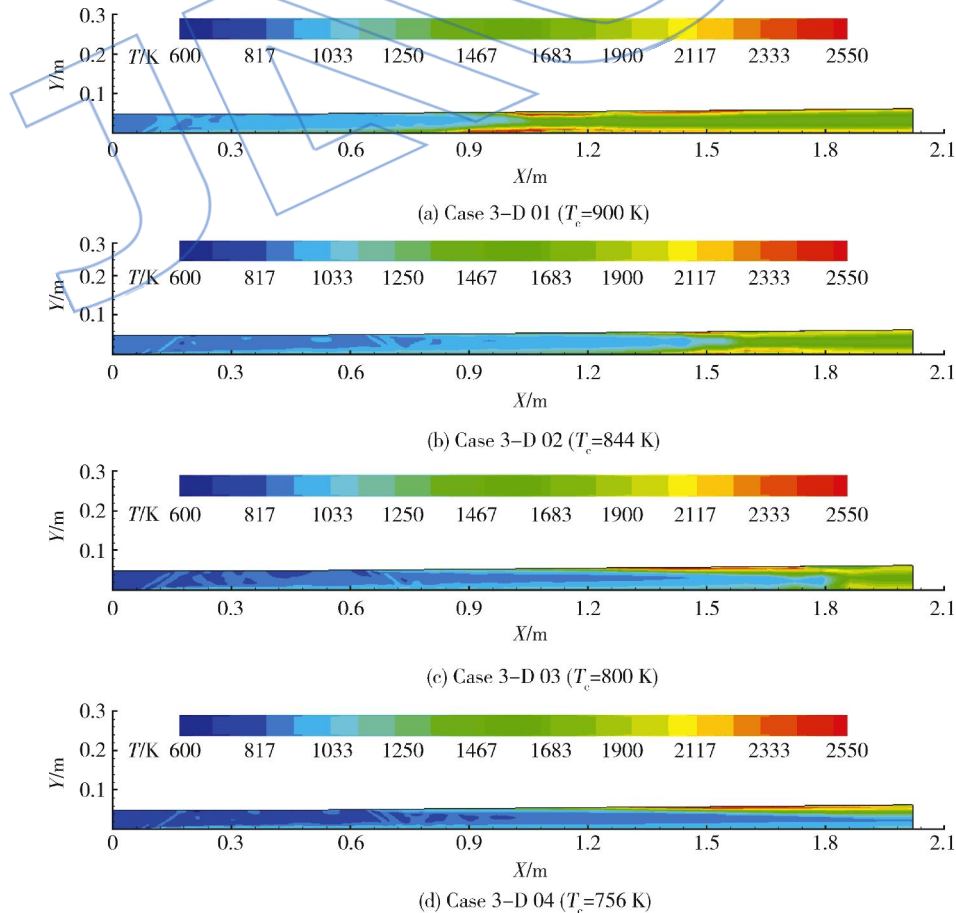


图 5 不同来流静温时 XY 中心面温度等值线

Fig. 5 Temperature contour line on XY central plane at different inflow static temperatures

图 6 为不同来流静温条件下 XY 中心面马赫数等值线云图。从图中可以看出,马赫数随着燃烧放热而逐渐降低,之后由于燃烧室扩张角的影响

又略有升高;随着来流静温的降低,燃烧区逐渐向燃烧室出口移动,燃烧放热产生的反压强度下降,激波串结构逐渐减弱并消失。

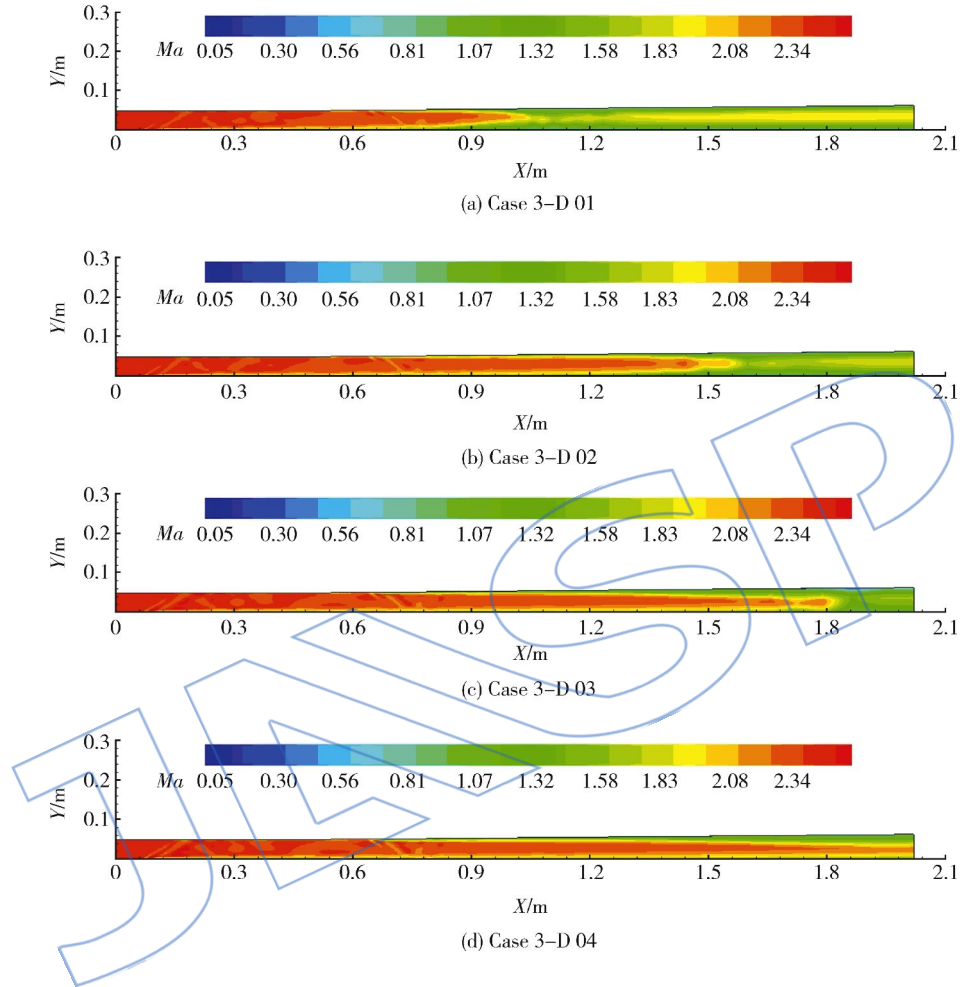


图 6 不同来流静温时 XY 中心面马赫数等值线

Fig. 6 Mach number contour line on XY central plane at different inflow static temperatures

作为定量分析,下面给出燃烧效率的表达式。燃烧效率 η_c 定义为

$$\eta_c = \frac{(\dot{m}_{X, H_2O} - \dot{m}_{i, H_2O}) / M_{H_2O}}{\dot{m}_f / M_{C_m H_n}} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{i, H_2O}$ 和 $\dot{m}_{X, H_2O}$ 分别代表组分 H_2O 在燃烧室入口截面及沿轴向截面 X 处的流量, M 为分子质量。本文中, $m=12, n=23$ 。

图 7 给出了不同来流静温下燃烧效率沿燃烧室长度方向的分布。可以看出,燃烧集中放热区都位于第 2 个喷嘴下游,且随着来流静温降低逐渐向后移动。来流静温降低时, W 型燃料喷嘴扰动大,混合效率增强,因此,在前 3 个 case 中,燃烧的位置逐渐后移,但煤油点火后,燃烧效率非常接近。在 case 3-D 04 中,燃烧室上壁面附近有少许

化学反应发生,但燃烧室内煤油未点火,燃烧强度弱,燃烧效率很低。

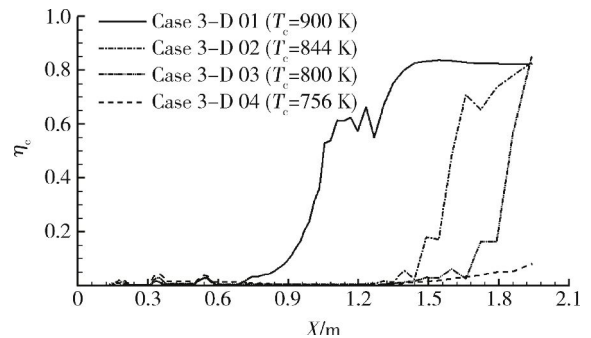


图 7 来流静温对燃烧效率的影响

Fig. 7 Effect of inflow static temperature on combustion efficiency

3.2 当量比对超声速燃烧的影响

燃烧室扩张角 $\theta=0.5^\circ$ 、来流静温 $T_c=844\text{ K}$, 燃料射流位置如图 1 所示, 计算条件如表 2 所示.

图 8 为不同燃料/空气当量比条件下 XY 中心面上温度等值线图. 可以看出, 随着燃料/空气当量比的减小, 燃烧位置后移, 如果燃料/空气当量比太低, 燃烧室内不会发生燃烧. 在 case 3-D 05 中, 燃烧稳定在燃烧室扩张段入口处, 燃烧室内最高温度达到 3000 K ; 在 case 3-D 07 中, 煤油未点火, 流场温度较低.

表 2 燃烧室入口条件 ($T_c=844\text{ K}$)

Table 2 Combustor entry conditions ($T_c=844\text{ K}$)

状态	T_{0c}/K	p_c/Pa	ϕ
Case 3-D 05	2020	93 146	1.0
Case 3-D 06	1900	90 663	0.7
Case 3-D 02	1800	86 735	0.5
Case 3-D 07	1700	85 386	0.2

图 9 是不同燃料/空气当量比条件下燃烧效率沿燃烧室长度方向的分布. 从图中可以看出, 燃料/空气当量比对燃烧效率的影响不是单调变化的. 随着燃料/空气当量比的减小, 燃料混合效率增大, 但在煤油点火燃烧的前 3 个 case 中, 燃烧集中放热区逐渐后移, 在燃烧室出口处, 三者燃烧效率大致相当. 在 case 3-D 05 中, 第 1 个喷口的燃料射流首先与来流空气反应, 消耗了部分氧气, 在一定程度上影响了上壁面第 2 个喷口的煤油与空气的反应, 使燃烧效率降低. 在 case 3-D 07 中, 煤油未点火成功.

3.3 燃料喷射位置对超声速燃烧的影响

燃烧室扩张角 $\theta=0.5^\circ$, 燃料/空气当量比为 0.5, 来流静温 $T_c=900\text{ K}$, 燃料喷射位置共设计了 4 个, 如图 10 所示, 其中, S_1 和 S_4 组合是前文计算中所采用的燃料射流方式 (如图 1 所示). 计算条件如表 3 所示.

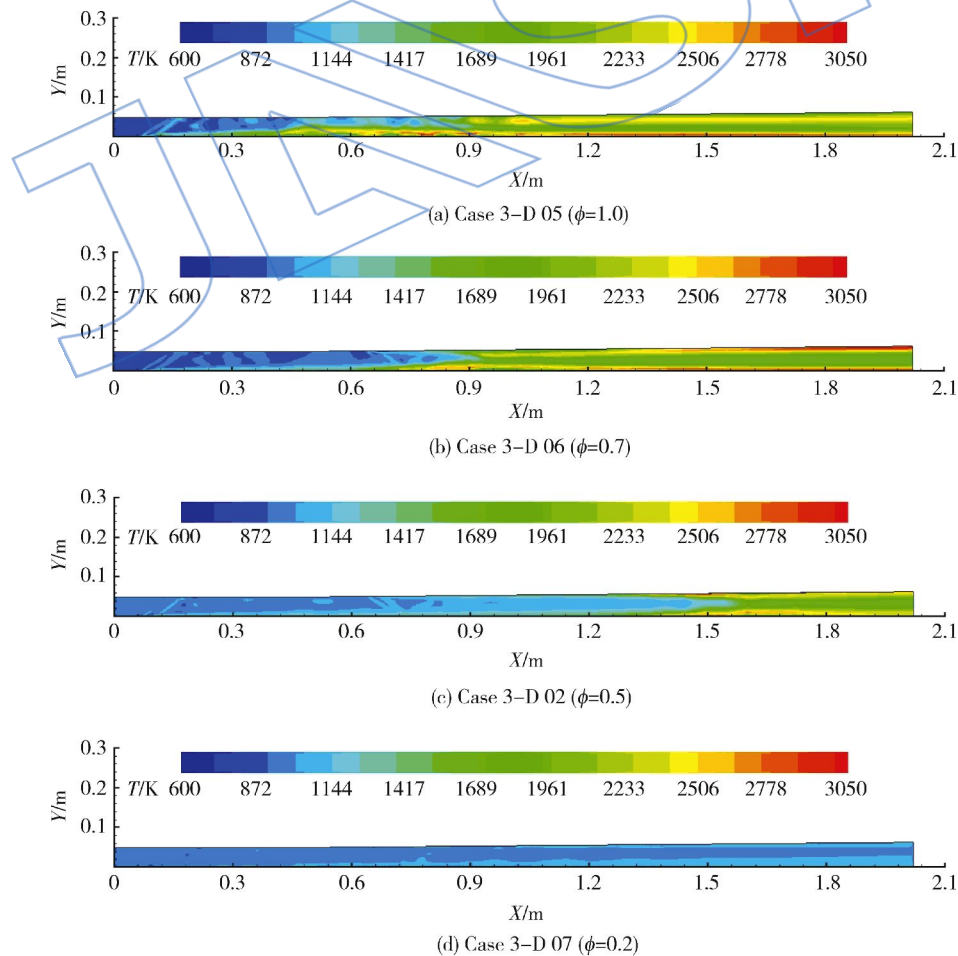


图 8 不同燃料/空气当量比时 XY 中心面温度等值线

Fig. 8 Temperature contour line on XY central plane at different fuel/air equivalence ratios

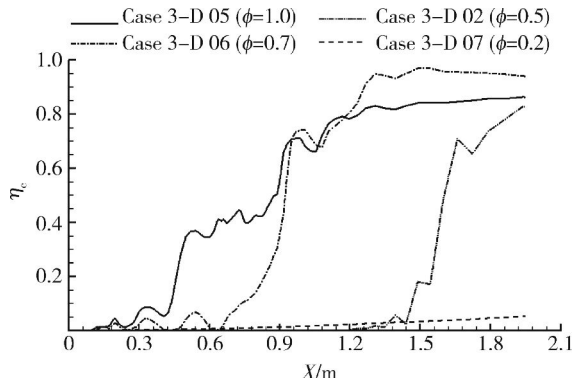


图 9 当量比对燃烧效率的影响

Fig. 9 Effect of equivalence ratio on combustion efficiency

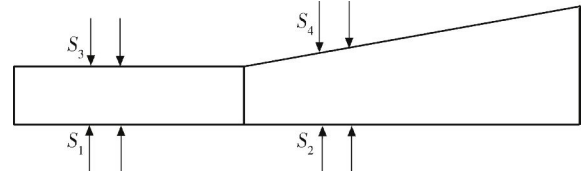


图 10 燃烧室燃料布局示意图

Fig. 10 Layout schematic of combustor fuel

图 11 为不同燃料射流位置时 XY 中心面温度等值线云图. 从图中可以看出, 当两个燃料喷嘴分别交错放置 (S_1/S_4 或者 S_2/S_3 位置) 在燃烧室上、下壁面时, 燃烧集中在上、下壁面附近; 如果只在燃烧室一侧壁面布置喷嘴, 燃烧则集中在该侧

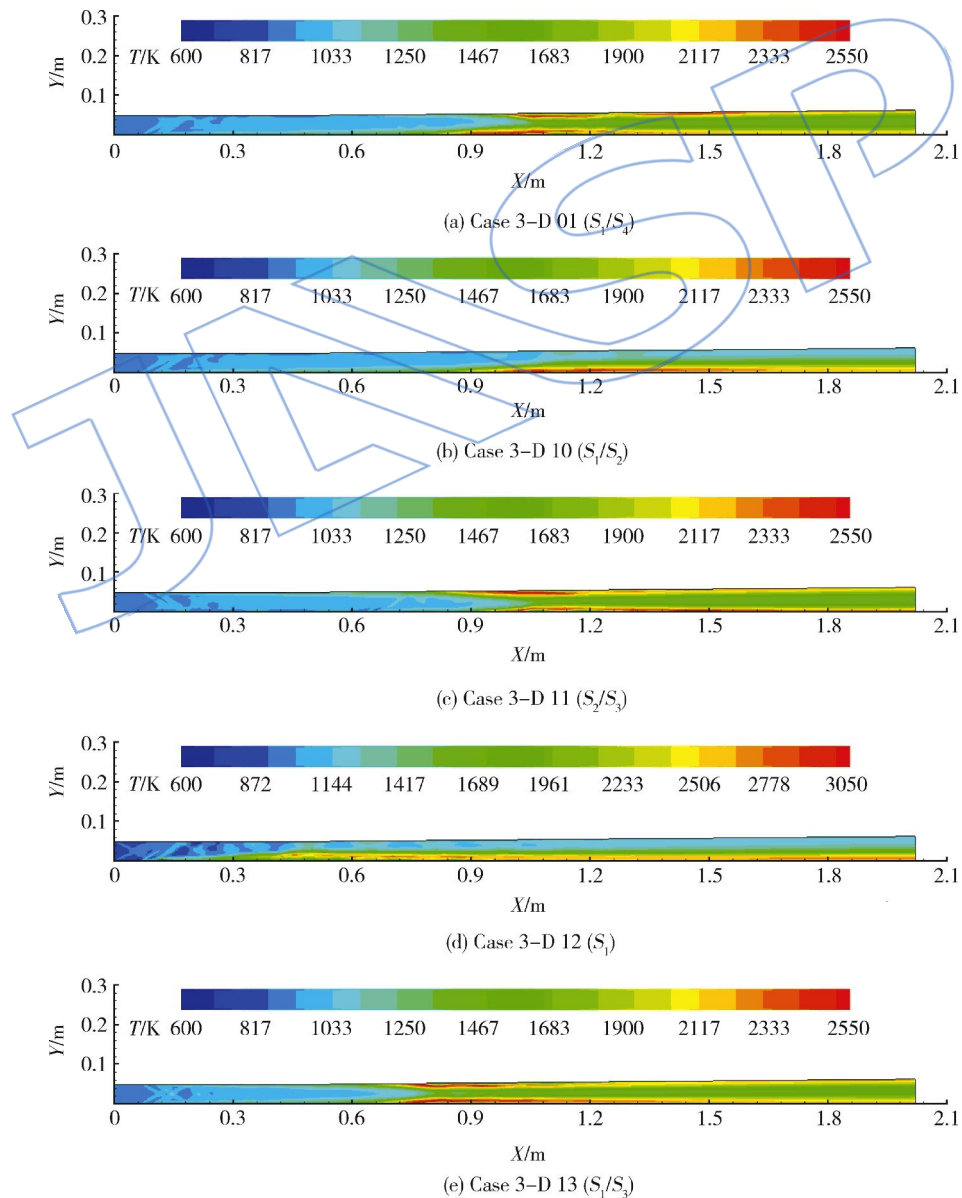


图 11 不同燃料射流位置时 XY 中心面温度等值线

Fig. 11 Temperature contour line on XY central plane at different jet nozzle locations

表 3 燃烧室入口条件 ($\phi=0.5, T_c=900\text{ K}$)Table 3 Combustor entry conditions ($\phi=0.5, T_c=900\text{ K}$)

状态	T_{0c}/K	p_c/Pa	射流位置
Case 3-D 01	2020	93 146	S_1/S_1
Case 3-D 10	2020	93 146	S_1/S_2
Case 3-D 11	2020	93 146	S_2/S_3
Case 3-D 12	2020	93 146	S_1
Case 3-D 13	2020	93 146	S_1/S_3

壁面附近,从而进一步说明了燃料/空气的混合和燃烧过程大都在燃烧室壁面附近完成.对比 S_1/S_4 和 S_2/S_3 射流位置的温度等值线云图可以看出,燃烧火焰在燃烧室内稳定的位置大致相当.在 S_1/S_2 射流位置时,燃烧集中发生在燃烧室中后部.对于 S_1 射流位置,在燃烧室隔离段出口处就已经有剧烈的燃烧发生.在 S_1/S_3 射流位置时,混合效果较好,因此,燃烧室内的火焰燃烧位置相对于其他两喷嘴布置方式比较靠近燃烧室入口.

图 12 给出了不同燃料射流位置时燃烧效率沿燃烧室长度方向的分布.从图中可以看出,在燃烧室内上、下壁面交错布置燃料喷嘴(S_1/S_4 或 S_2/S_3)有利于提高燃料的燃烧效率,当第 2 个喷嘴位于燃烧室有扩张角度的上壁面(S_1/S_4)时,燃烧效率更高一些;两个喷嘴对射喷流(S_1/S_3)时,燃烧效果最好.

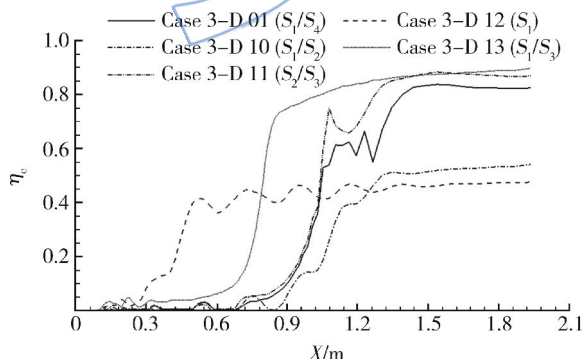


图 12 燃料射流位置对燃烧效率的影响

Fig. 12 Effect of fuel jet location on combustion efficiency

3.4 光滑通道燃烧室稳定燃烧临界条件分析

通过研究燃烧室来流静温 $T_c=756\sim 900\text{ K}$, 当量比 $\phi=0.2\sim 0.7$ 以及燃烧室扩张角 $\theta=0.5^\circ\sim 2.0^\circ$ 条件下的燃烧室流场,来确定不同当量比和燃烧室扩张角时燃烧室内煤油维持稳定燃烧所需

的最低燃烧室来流静温(如果来流静温低于该最低来流静温,燃烧室内燃料则无法实现点火燃烧).燃料喷注方式如图 1 所示,空气流量为 3.0 kg/s ,燃烧室入口条件和燃料喷口参数计算方法如前所述.

计算结果如表 4 所示.其中“ $\checkmark$ ”表示低于该 case 时,燃烧室内没有达到煤油燃料着火温度,其他 case 则表示有不同程度的燃烧发生.从表中可以看出,当量比 $\phi=0.7$ 时,燃烧室扩张角 $\theta=2.0^\circ$ 的计算 case 下所对应的最低来流静温为 756 K ;当量比 $\phi=0.2$ 时,煤油在燃烧室内不易点火燃烧,扩张角 $\theta=0.5^\circ$ 的计算 case 下所对应的最低来流静温为 900 K ,其他 case 下燃烧室内都没有发生化学反应;当量比 $\phi=0.5$ 时,随着扩张角的增大,燃烧室内煤油维持稳定燃烧所需最低来流静温随之升高.

表 4 燃烧室稳定燃烧临界条件

Table 4 Critical conditions to steady combustion in combustor

ϕ	$\theta/^\circ$	T_c/K			
		756	800	844	900
0.7	0.5				
	1.0				
	2.0	$\checkmark$			
0.5	0.5	$\checkmark$			
	1.0			$\checkmark$	
	2.0				$\checkmark$
0.2	0.5				$\checkmark$
	1.0				
	2.0				

4 结 论

通过对低内阻光滑通道煤油超燃冲压发动机燃烧室流场燃烧特性进行数值模拟,得到以下主要结论:

- 1) 煤油燃烧集中在燃烧室安装喷嘴一侧的壁面边界层附近,点火位置对当地静温非常敏感.
- 2) 随着来流静温降低、燃料/空气当量比减小和燃烧室扩张角增大,燃烧效率降低,燃烧性能下降,点火位置逐渐后移,燃烧放热形成的激波串结构消失.
- 3) 在燃烧室上、下壁面交错布置燃料喷嘴有

利于提高燃烧效率,改善燃烧性能。

4) 在本文研究的来流条件和几何参数下,初步得到了光滑通道燃烧室内维持煤油点火燃烧的临界条件。

参考文献:

- [1] Weber R J, MacKay J S. An analysis of ramjet engines using supersonic combustion[R]. NACA Tech Note 4386, 1958.
- [2] Bogdanoff D W. Advanced injection and mixing techniques for scramjet combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(2): 183-190.
- [3] John M S, Dash S M, Kenzakowsbi D C. Historical survey on enhanced mixing in scramjet engine[R]. AIAA 99-4869, 1999.
- [4] Grueing C, Mahinger F. Supersonic combustion of kerosene/ H_2 mixture in a model scramjet combustor[J]. Combustion Science and Technology, 1999, 146 (1/2/3/4/5/6): 1-22.
- [5] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al. Investigation of kerosene combustion characteristics with pilot hydrogen in model supersonic combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1263-1272.
- [6] Rajasekaran A, Satishkumar G, Babu V. Numerical simulation of the supersonic combustion of kerosene in a model combustor[J]. Progress in Computational Fluid Dynamics, 2009, 9(1): 30-42.
- [7] 赵俊波, 沈清, 张红军, 等. 基于 T-S 波谱频共振的超燃进气道边界层转捩[J]. 航空动力学报, 2010, 25 (11): 2420-2424.
- [8] 周松柏. 超声速内外流干扰的数值方法研究及其实验验证与应用[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- [9] ZHOU Songbai. Research on numerical method, experimental verification and application in simulating jet interaction in supersonic external flow[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [10] Gordon S, McBride B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman Jouguet detonations[R]. NASA SP-273, 1971.
- [11] Dufour E, Bouchez M. Computational analysis of a kerosene-fuelled scramjet[R]. AIAA-2001-1817, 2001.
- [12] Menter F R. Improved two-equation $k-\omega$ turbulence model for aerodynamic flows[R]. NASA TM-103975, 1992.
- [13] Menter F R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA 93-2906, 1993.
- [14] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [15] Möbus H, Gerlinger P, Brüggermann D. Scalar and joint scalar-velocity-frequency Monte Carlo PDF simulation of supersonic combustion[J]. Combustion and Flame, 2003, 132(1): 3-24.
- [16] Dehee K, Jand H K. A low dissipative and dispersive scheme with a high order WENO dissipation for unsteady flow analyses[J]. AIAA-2004-2705, 2004.