

文章编号: 1000-8055(2026)10-20250286-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250286

非均匀来流下喷注方案对超声速燃烧室 燃烧特性影响研究

张冬青^{1,2}, 裴崇志^{1,2}, 时文^{1,2}, 杨志伟², 李季^{1,2}

(1. 冲压发动机技术全国重点实验室, 四川 绵阳 621000;
2. 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)

摘 要: 针对一种 S 形隔离段-超声速燃烧室构型开展了不同喷注方案下的燃烧流场数值模拟研究, 并与作为基准的等直隔离段-超声速燃烧室进行了对比, 分析了 S 形隔离段对燃烧特性影响及隔离段内的反压前传过程, 比较了不同构型和喷注方案的燃烧室冷态流场, 燃烧流场与燃烧性能。研究结果表明: 冷态条件下, S 形隔离段对燃料的混合特性影响不大; 但在燃烧条件下, 强耦合的非线性系统会放大来流的非对称程度, 进而造成燃烧场非均匀程度极具变化, 同时降低了燃烧效率, 由 82% 下降到 65%。针对燃烧条件下的非均匀来流, 优化了喷注方案, 结合支板喷注, 在燃烧室壁面增加了额外的喷注位置, 提高了燃烧场的均匀性与燃烧效率。燃烧室的出口燃烧效率由 65% 达到了 85%, 总温分布系数由 64% 下降到 26%, 达到了均匀来流下的燃烧效率和燃烧场均匀程度。

关 键 词: S 形隔离段; 超声速燃烧; 非均匀来流; 燃烧流场; 燃烧性能

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Impact of fuel injection schemes on combustion characteristics in supersonic combustors with non-symmetric inflow

Zhang Dongqing^{1,2}, Pei Chongzhi^{1,2}, Shi Wen^{1,2}, Yang Zhiwei², Li Ji^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Ramjet, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Aerospace Technology Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A numerical simulation study of combustion flow fields under different fuel injection schemes was conducted for an S-shaped isolator-supersonic combustor configuration. The results were compared with those of a baseline straight isolator-supersonic combustor to analyze the effects of the S-shaped isolator on combustion characteristics and the backpressure transmission process within the isolator. Additionally, the cold flow fields, combustion flow fields, and combustion performance of different configurations and injection schemes were compared. The study revealed the following: Under cold conditions, the S-shaped isolator had little impact on fuel mixing characteristics; however, under combustion conditions, the strongly coupled nonlinear system amplified the asymmetry of the inflow, leading to significant non-uniformity in the combustion field. At the same time, it reduced the combustion efficiency from 82% to 65%. To address the non-uniform inflow under combustion conditions, the

收稿日期: 2025-06-15

基金项目: 冲压发动机技术全国重点实验室资助项目(WDZC6142703202404)

作者简介: 张冬青(1989—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事高超声速推进技术研究。E-mail: dongqing202203@163.com

通信作者: 裴崇志(1992—), 男, 助理研究员, 硕士, 主要从事高超声速推进技术研究。E-mail: 1641066180@qq.com

引用格式: 张冬青, 裴崇志, 时文, 等. 非均匀来流下喷注方案对超声速燃烧室燃烧特性影响研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(10): 20250286.

Zhang Dongqing, Pei Chongzhi, Shi Wen, et al. Impact of fuel injection schemes on combustion characteristics in supersonic combustors with non-symmetric inflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(10): 20250286.

injection scheme was optimized by combining rail injection and adding additional injection positions on the combustor wall. This improved both the uniformity and efficiency of the combustion field. The combustion efficiency at the combustor exit increased from 65% to 85%, and the total temperature distribution coefficient decreased from 64% to 26%, achieving nearly the same combustion efficiency and uniformity as under uniform inflow conditions.

Keywords: S-shaped isolator; supersonic combustion; non-symmetric inflow; combustion flow field; combustion performance

当前超声速燃烧室地面直连式试验中,大多采用均匀来流研究燃烧室燃烧特性,而在发动机真实使用环境下,燃烧室进口来流往往是非均匀的^[1-2]。少数试验采用在等直隔离段中放置一个楔面来模拟进气道出口流场。Gruber、Ombrello、Etheridge、McGann 等^[3-6]在 $Ma=3.0$ 的直连试验台喷管出口上壁面放置一个 6° 楔角来模拟进气道出口流场,使用纳秒级激光诱导击穿光谱(n-LIBS)研究了进气道压缩所引起的气流畸变和背景波系对燃烧室内燃料分布及点火的影响。当楔角产生的斜激波打在燃料喷注前端时,燃料喷注所形成的弓形激波角明显降低,在凹腔斜坡处的压缩更强,入射激波提高了凹腔内燃料质量分数和横向燃料掺混,可实现低当量比凹腔稳定点火。当楔角产生的斜激波打在剪切层时,剪切层被抬起且凹腔斜坡处压缩明显减弱,此时燃料掺混效率及燃烧效率均大幅度提升。隔离段出口不均匀气动参数会加大燃烧点火难度、燃烧不稳定性^[7],隔离段内背景波系会降低抗反压能力^[8]。Mai 等^[9]开展了自由射流试验,设备马赫数为 2.5、总压为 0.5 MPa、总温为 567~756 K,研究发现在无入射激波情况下,在回流区内燃料浓度较低,当入射激波打在喷注位置后方,在回流区内燃料浓度提高,入射激波所产生的回流区增强了燃料与主流的掺混。国防科技大学开展了飞行马赫数为 6 的自由射流试验^[10],若隔离段出口畸变率增大,隔离段抗反压能力和总加热比皆降低,发动机推力显著下降甚至熄火。汤涛、Yan 等针对圆截面燃烧室开展了燃烧流场结构和火焰稳定特性的数值模拟和地面试验光学测量研究,获得了非均匀来流和均匀来流条件下燃烧室流场特征^[11-14]。Bartt 等^[15]为提升飞行马赫数 12 的超燃冲压发动机燃烧性能,基于进气道/隔离段内流场结构特征优化设计了燃油喷注方式,在燃烧室进口非均匀来流条件下,采用合理的燃料喷注方案提升了燃料的燃烧效率、提升发动机性能甚是有望缩短燃烧室尺寸。

潘余等^[16]研究了入射激波对气体横向射流和液体横向射流的影响。综上,进气道/隔离段内复杂的激波/边界层干扰及复杂背景波系对燃料/空气掺混效率分布、燃料点火、隔离段抗反压能力、燃烧室总加热比、燃烧模态及发动机推力都有较大影响。均匀来流下燃烧组织方案可能不再适用于非均匀来流条件。

为了进一步研究非均匀来流下的超声速燃烧室燃烧流场特性及燃烧性能,本文采用 S 形隔离段提供燃烧室的非均匀来流条件,针对两种 S 形隔离段-燃烧室喷注方案开展了数值模拟研究,并与等直隔离段-燃烧室进行了对比,分析了 S 形隔离段对燃烧特性影响及隔离段内的反压前传过程,比较了燃烧流场与燃烧性能。

1 计算模型与计算方法

1.1 计算模型

计算对象采用两种构型,如图 1 和图 2 所示,其中图 1 为基准燃烧室内流道(下文中记为“方案 1”),采用轴对称结构,主要由等直隔离段,凹槽和扩张段组成。在基准构型上,将等直隔离段替换为 S 型弯曲隔离段(下文中记为“方案 2”),其余不变,如图 2 所示。两种构型的燃烧室几何特征如表 1 所示,主要的几何尺寸以隔离段进口直径 D_1 进行了无量纲化,其中 L_1 、 L_2 和 L_3 分别为隔离段、凹槽段和扩张段的长度; D_1 和 D_2 分别为隔离段的进口和出口直径, D_3 为凹槽的最大直径, D_4 和 D_5 分别为扩张段的进口和出口直径。 H 为 S 形弯曲隔离段的进出口高度差。

燃料喷注采用两种方案,如图 3 所示。喷注方案 1 采用支板喷注,喷注的支板共 6 个,沿周向均布在靠近隔离段出口位置。喷注方案 2 采用支板与壁面结合的喷注方案,壁面喷注仅在燃烧室下半部位置。对于构型 1,采用喷注方案 1,对于构型 2,采用喷注方案 1 和方案 2 进行对比研究,将采用喷注方案 2 的构型 2 记为方案 3。

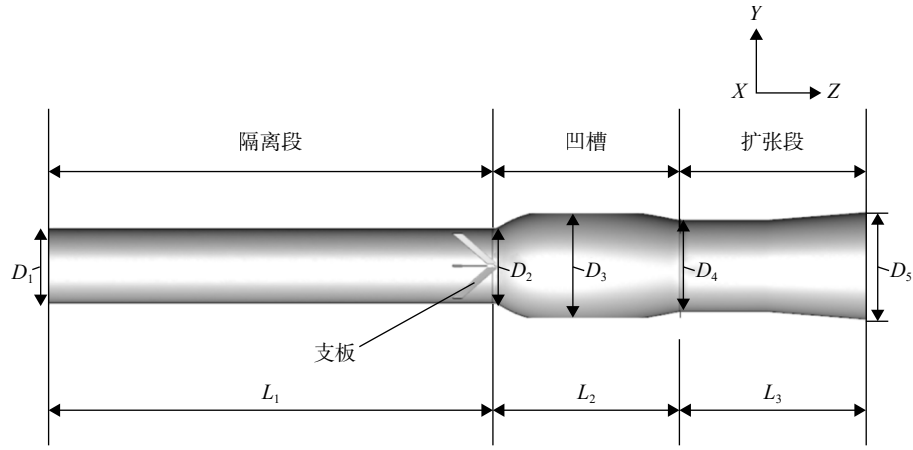


图 1 方案 1 构型示意图

Fig. 1 Configuration diagram of Case 1

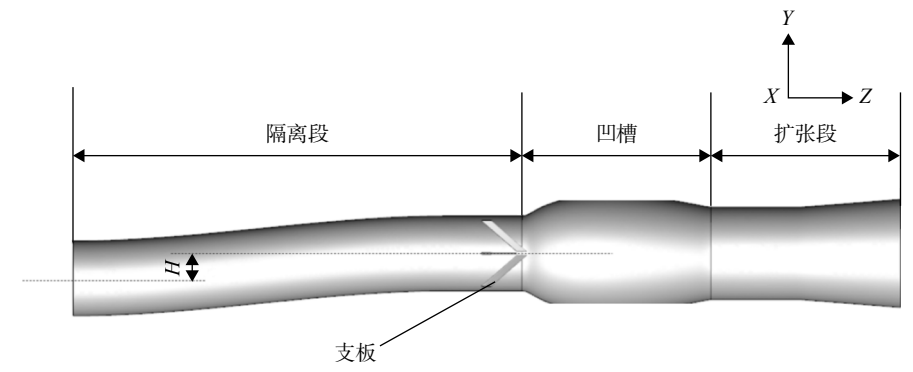


图 2 方案 2 构型示意图

Fig. 2 Configuration diagram of Case 2

表 1 燃烧室构型几何特征

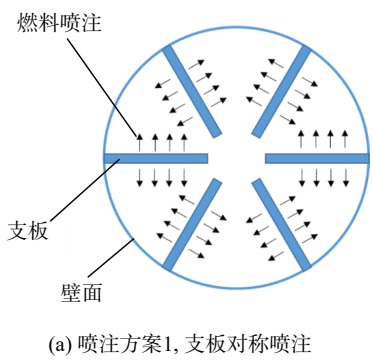
Table 1 Geometric characteristics of combustion chamber configuration

几何参数	方案 1	方案 2
L_1/D_1	6.0	6.0
L_2/D_1	2.0	2.0
L_3/D_1	2.0	2.0
D_1/D_1	1.0	1.0
D_2/D_1	1.0	1.0
D_3/D_1	1.7	1.7
D_4/D_1	1.3	1.3
D_5/D_1	1.7	1.7
H/D_1		0.3

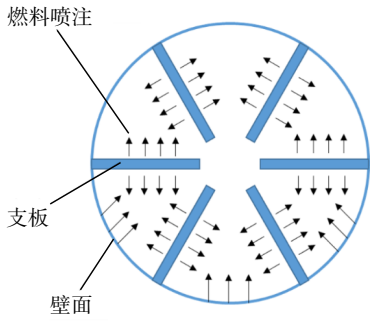
计算模拟飞行马赫数为 6 下的来流条件, 对应的隔离段进口的来流参数如表 2 所示。其中燃料采用煤油, 计算中用 $C_{10}H_{22}$ 表示, 当量比为 0.649, 油温 T_f 为 300 K。

1.2 计算方法

控制方程采用三维可压缩雷诺平均 NS 方程形式^[17], 湍流模型采用双方程 $k-\epsilon$ 模型及增强壁



(a) 喷注方案1, 隔板对称喷注



(b) 喷注方案2, 隔板与壁面结合的非对称喷注

图 3 两种喷注方案示意图

Fig. 3 Schematic diagram of two injection schemes

表 2 飞行马赫数 6 对应的隔离段进口参数
Table 2 Isolation section inlet parameters corresponding to flight Mach 6

隔离段进口参数	数值
Ma_i	2.8
T/K	700
p/kPa	51
T_t/K	1 600
p_t/MPa	1.49
T_f/K	300

面处理,该方法对于壁面 y^+ 不敏感。燃料采用液态煤油燃料,采用两相模型模拟燃料的雾化与蒸发过程,化学动力学采用 6 组分 2 方程^[18],求解器采用 ANSYS FLUENT 软件。收敛条件是燃烧室进出口流量差小于 1%,燃烧室流场基本不再变化,壁面压力稳定。采用该数值计算方法对某燃烧室^[19]进行了计算,计算结果与试验结果对比如图 4 所示,两种吻合良好。本研究的计算条件与验证的算例基本一致,计算方法可行。

本文方案 1 的计算网格如图 5 所示,网格量约为 100 万左右,在边界层和喷油支板附近进行了网格加密。方案 2 与方案 1 的网格量基本一致,不再赘述。对网格无关性进行了验证,网格量分别为 50 万、100 万和 200 万,计算结果如图 6 所示,图中横坐标为无量纲的燃烧室长度,纵坐标为对称面上表面无量纲壁面压力分布,可以看到不同网格量的计算结果相差较小,折中考虑计算精度与计算效率,计算的网格量为 100 万。

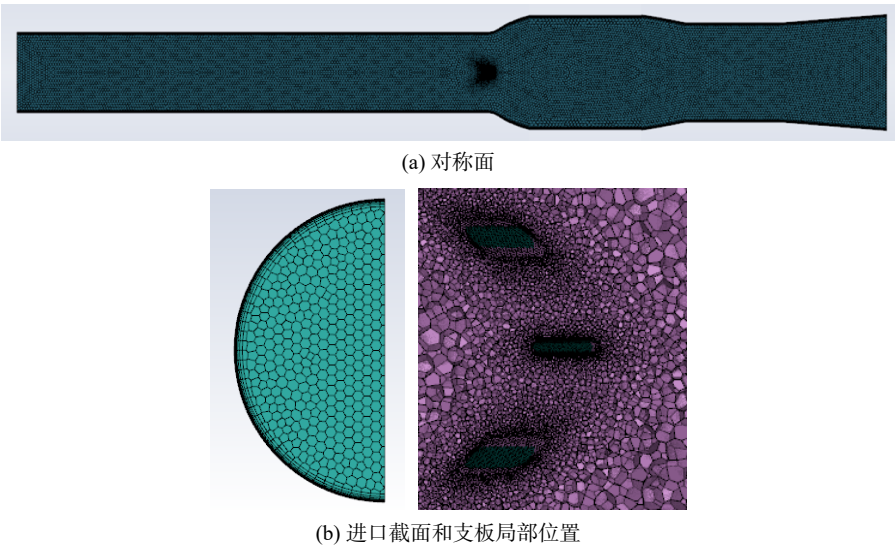


图 5 计算网格
Fig. 5 Computational mesh

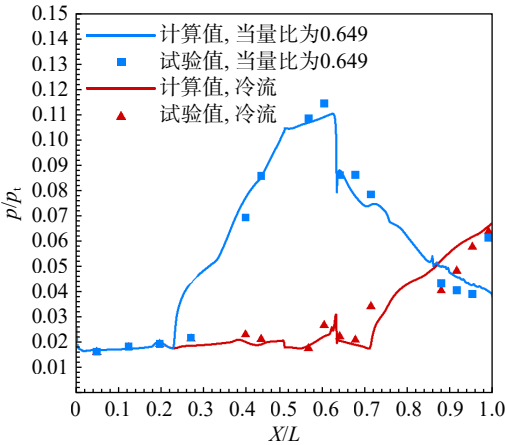


图 4 计算的壁面压力与试验结果对比^[19]
Fig. 4 Comparison between calculated wall pressure and experimental results^[19]

本文采用混合效率表征燃烧室冷态流场的燃料掺混性能,采用燃烧效率和总温分布系数 F_{OTD} 表征燃烧室燃烧性能。混合效率采用以下公式进行计算

$$\eta_m = \frac{\int Y_r \rho v dA}{\int Y \rho v dA} \tag{1}$$

其中 Y 为每一个面积微元 dA 上的燃料质量分数, ρ 为当地的密度, v 为当地的速度, Y_r 为有效质量分数,其定义为

$$Y_r = \begin{cases} Y & Y \leq Y_s \\ Y_s \left(\frac{1-Y}{1-Y_s} \right) & Y > Y_s \end{cases} \tag{2}$$

其中 Y_s 为化学恰当比下的燃料质量分数。

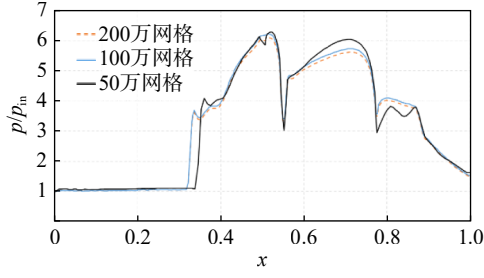


图 6 网格无关性验证

Fig. 6 Mesh independence verification

燃烧效率 η_c 为进出口的总显焓差 $H_{\text{sen,tot}}$ 与燃料热值 H_{fuel} 的比值, 如式(3)所示。总温分布系数 F_{OTD} 定义如式(4)所示, 其中 $T_{\text{t,out,max}}$ 为燃烧室出口截面的最大总温, $T_{\text{t,out,avg}}$ 为燃烧室出口截面的平均总温, $T_{\text{t,in,avg}}$ 为燃烧室进口的平均总温。 F_{OTD} 值越高, 表征燃烧室的出口总温分布越不均匀。

$$\eta_c = \frac{H_{\text{e, sen, tot}} - H_{\text{i, sen, tot}}}{H_{\text{fuel}}} \quad (3)$$

$$F_{\text{OTD}} = \frac{T_{\text{t, out, max}} - T_{\text{t, out, avg}}}{T_{\text{t, out, avg}} - T_{\text{t, in, avg}}} \quad (4)$$

2 计算结果与讨论

2.1 冷态流场

在飞行马赫数为 6 对应的隔离段进口条件下 ($Ma=2.8$) 计算了两种燃烧室构型的冷态流场和燃料掺混特性。图 7~图 11 给出了基准构型的冷态流场, 由于喷注支板的阻塞作用, 在隔离段出口处产生斜激波, 斜激波在燃烧室中心聚焦, 形成了较强的正激波, 压力和温度显著增加。气流经过曲壁凹槽, 先膨胀后压缩, 压缩面产生了较强的“ λ ”激波, 即燃烧室中心为正激波, 靠近壁面为斜激波, 正激波后产生了较大的回流区(如图 7 中流线所示), 温度和压力也显著增加。图 10 和图 11 给出了煤油燃料的质量分数云图, 燃料通过支板两侧喷注后, 逐渐向燃烧室外扩散, 两支板间隔处越靠近燃料壁面处, 燃料相对较少。靠近燃烧室中心区域, 燃料分布相对集中。燃料与主

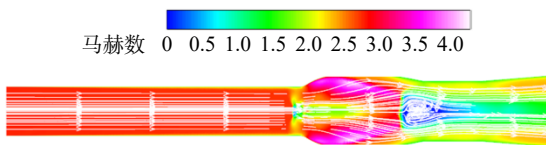


图 7 方案 1 马赫数云图及流线图(对称面)

Fig. 7 Mach number map and streamline diagram (symmetry plane) of Case 1

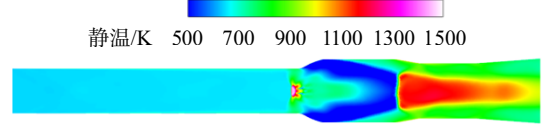


图 8 方案 1 静温云图(对称面)

Fig. 8 Static temperature map (symmetry plane) of Case 1

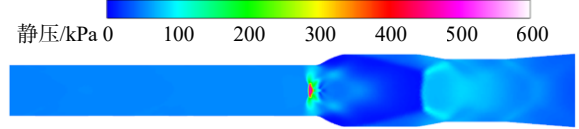


图 9 方案 1 静压云图(对称面)

Fig. 9 Static pressure map (symmetry plane) of Case 1

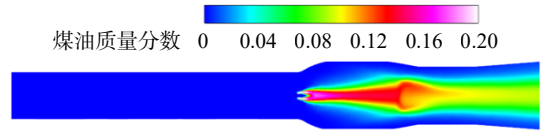


图 10 方案 1 煤油质量分数云图(对称面)

Fig. 10 Kerosene mass fraction map (symmetry plane) of Case 1

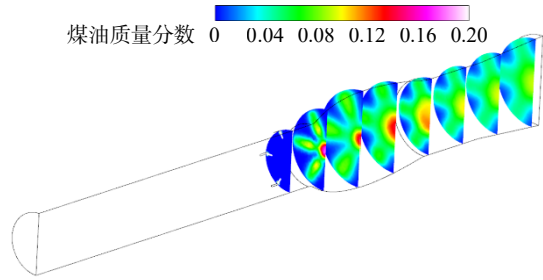


图 11 方案 1 煤油质量分数云图(不同轴向位置)

Fig. 11 Kerosene mass fraction map (different axial positions) of Case 1

流掺混后, 流动到正激波后的高温高压滞止区域, 可形成最初的点火区域。

图 12~图 16 给出了方案 2 的冷态流场, 气流经过弯曲的隔离段, 在燃烧室出口形成非均匀的来流条件, 隔离段出口截面的静温、静压和速度分布如图 17~图 19 所示, 气流经过 S 型弯曲隔离后, 在上表面先膨胀后压缩, 在下表面先压缩后膨胀, 在隔离出口截面形成上半截面的温度和压力较高, 速度较低的流场分布形式。

在非均匀来流下, 燃烧室下游流场也发生了一定变化, 燃烧室曲壁凹槽后缘产生的“ λ ”激波发生了一定偏转, 但对流场的主要结构未产生较大影响。该流场结构与等直隔离段的流场结构基本一致, 燃料的分布形态也基本一致。

对两种构型的燃料的混合效率沿轴向的变化

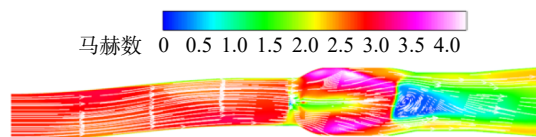


图 12 方案 2 马赫数云图及流线图(对称面)
Fig. 12 Mach number map and streamline diagram (symmetry plane) of Case 2

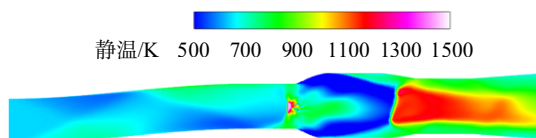


图 13 方案 2 静温云图(对称面)
Fig. 13 Static temperature map (symmetry plane) of Case 2

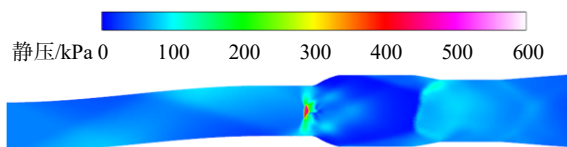


图 14 方案 2 静压云图(对称面)
Fig. 14 Static temperature map (symmetry plane) of Case 2

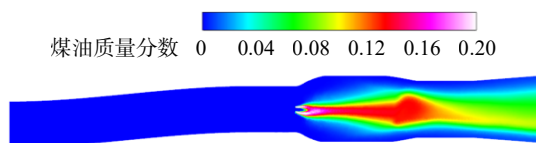


图 15 方案 2 煤油质量分数云图(对称面)
Fig. 15 Kerosene mass fraction map (symmetry plane) of Case 2

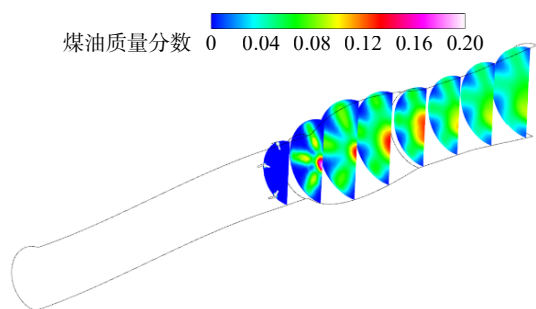


图 16 方案 2 煤油质量分数云图(不同轴向位置)
Fig. 16 Kerosene mass fraction map (different axial positions) of Case 2

进行了对比。沿程的变化如图 20 所示, x 为无量纲燃烧室长度。可以看到, 两种构型的混合效率基本一致, 在燃烧室出口的混合效率均超过 95%。该非均匀来流条件对燃烧室的混合效率影响不大。

2.2 燃烧状态流场

图 21~图 24 给出了基准构型(方案 1)在燃

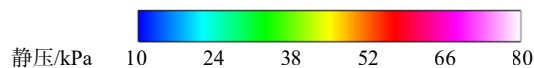


图 17 弯曲隔离段出口静压云图
Fig. 17 Static pressure map at the outlet of the curved isolation section

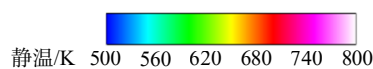


图 18 弯曲隔离段出口静温云图
Fig. 18 Static temperature map at the outlet of the curved isolation section

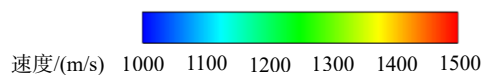


图 19 弯曲隔离段出口轴向速度云图
Fig. 19 Axial velocity map at the outlet of the curved isolation section

烧状态下的对称面流场, 分别为静压、静温和马赫数云图, 燃烧状态下, 燃烧室释热引起压力上升, 燃烧反压沿附面层向上游传播, 在隔离段内, 激波边界层相互作用, 引起附面层分离, 流道中心形成若干“ λ ”型的激波串结构。基准构型下, 来流是对称的, 燃烧室的流场结构也基本对称。该喷注方案下, 靠近燃烧室中心的静温和总温相对两侧更高, 形成“中心燃烧”。

图 25~图 28 给出了 S 形隔离段下的曲壁凹槽燃烧室(方案 2)的燃烧流场, 在燃烧状态下, 弯曲隔离段使得流场结构发生了很大的变化。隔离

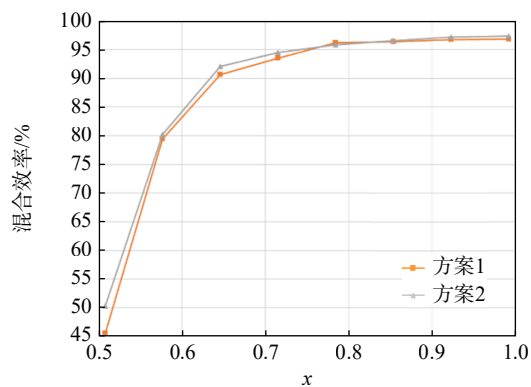


图 20 两种方案混合效率对比

Fig. 20 Comparison of mixing efficiency between two configurations

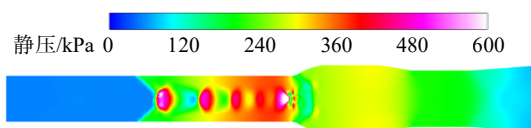


图 21 方案 1 燃烧状态静压云图(对称面)

Fig. 21 Static pressure map of combustion state (symmetry plane) of Case 1

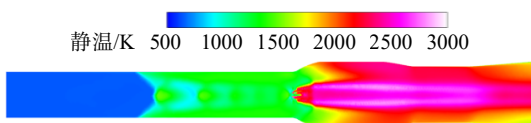


图 22 方案 1 燃烧状态静温云图(对称面)

Fig. 22 Static temperature map of combustion state (symmetry plane) of Case 1

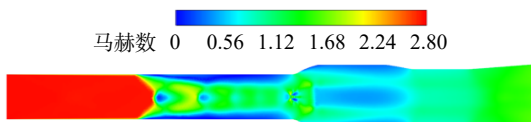


图 23 方案 1 燃烧状态马赫数云图(对称面)

Fig. 23 Mach number map of combustion state (symmetry plane) of Case 1

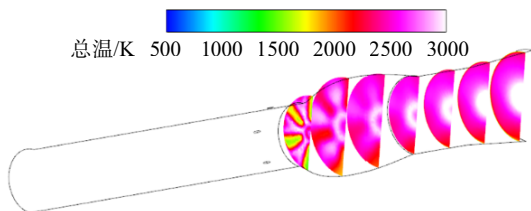


图 24 方案 1 燃烧状态不同轴向位置截面总温云图

Fig. 24 Total temperature map at different axial positions of combustion state of Case 1

段内的激波串不再是对称结构, 附面层的流动分离仅靠近燃烧室的上壁面, 分离区前产生了一道斜激波。隔离段上壁面的分离区与壁面凹

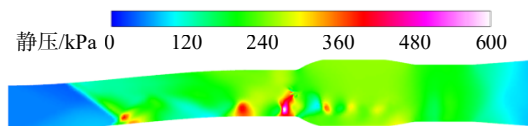


图 25 方案 2 燃烧状态静压云图(对称面)

Fig. 25 Static pressure map of combustion state (symmetry plane) of Case 2

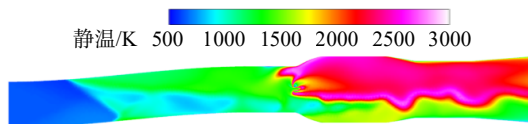


图 26 方案 2 燃烧状态静温云图(对称面)

Fig. 26 Static temperature map of combustion state (symmetry plane) of Case 2

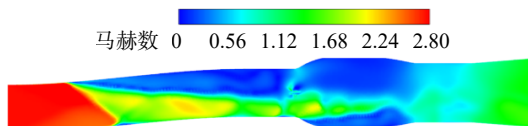


图 27 方案 2 燃烧状态马赫数云图(对称面)

Fig. 27 Mach number map of combustion state (symmetry plane) of Case 2

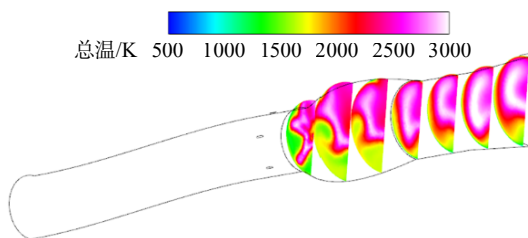


图 28 方案 2 燃烧状态不同轴向位置截面总温云图

Fig. 28 Total temperature map at different axial positions of combustion state of Case 2

槽形成了更大分离区域, 核心流被压缩偏转到燃烧室的下半边。燃烧释热偏向一边, 主要集中在分离更大的燃烧室上半边区域, “中心燃烧”的对称流场结构被破坏, 燃烧室场的非均匀性能显著增加。同时, 弯曲隔离段的抗反压能力下降, 其激波串更长。

为了进一步优化燃烧室的均匀性, 降低燃烧室出口的 OTDF, 首先对非均匀流场的特性进一步进行分析。将弯曲隔离段简化成两个相反的单边膨胀的流道。对于单边膨胀流道而言, 在反压的作用下, 会形成非对称的大分离^[20-21], 其主要机制: 为当气流经过扩张拐角时, 边界层厚度会增加, 湍流边界层强度也会下降, 当反压前推时, 膨胀面侧的分离区由于边界层会比等直壁发展更快, 最终形成膨胀面大分离, 激波串偏斜于另一侧。

对于 S 型隔离段, 根据反压大小, 其流动状态如图 29 所示。当反压较低时(图 29(a)), 优先诱导隔离段下表面的膨胀面产生附面层流动分离, 核心流向上表面偏转; 随着反压逐步升高, 上表面开始分离(图 29(b)); 当反压进一步升高(图 29(c)), 激波串继续前推到上表面的膨胀面, 上表面分离区逐渐扩大, 核心流向下表面偏转, 原本下表面的分离区受到核心流冲击而逐步消失。本研究中的当量比较高, 燃烧反压较高, 诱导的隔离段内的流动分离均为图 29(c)的情况。计算的 S 型隔离段反压前推过程如图 30 所示。马赫数云图进一步解释了不同反压下, S 型隔离段分离区出现在上下表面不同的区域。反压造成了边界层分离区总是易于出现在膨胀的一侧。

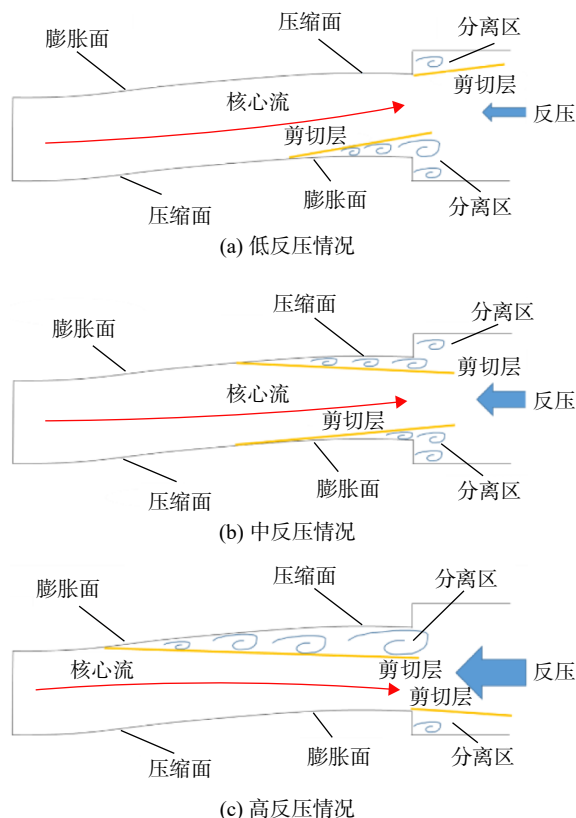


图 29 S 型隔离段在不同反压作用下的流动分离情况
Fig. 29 Flow separation of S-shaped isolation section under different back pressures

另一方面, 非对称的流动分离对燃料的空间分布也有一定影响, 如图 31 所示, 靠近上表面的分离区内, 燃料的动量与气流的动量比值更高, 燃料的穿透深度更高, 燃料与主流混合更强, 燃烧也更加剧烈。隔离段下表面侧, 由于高速核心流的冲击, 燃料的动量与气流的动量比值较小, 下支板的燃料几乎无法穿透的中对称面, 紧靠燃

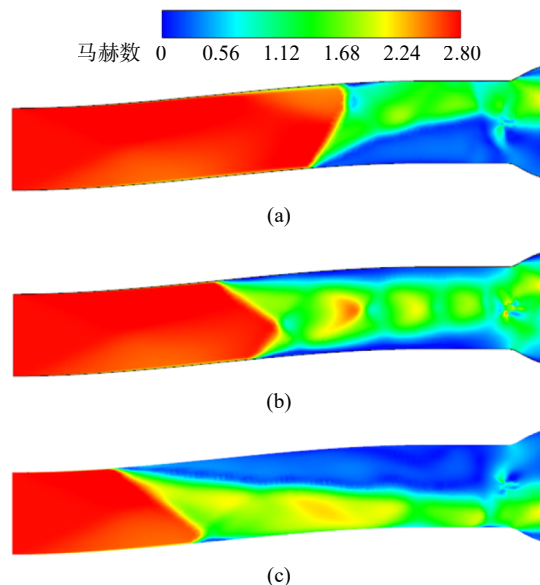


图 30 S 型隔离段在不同反压作用下马赫数云图
Fig. 30 Mach number map of S-shaped isolation section under different back pressures

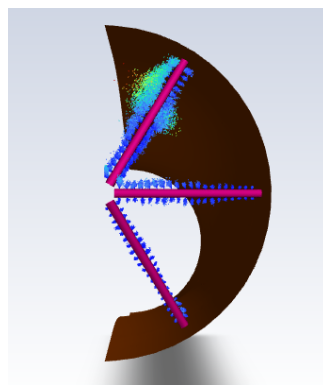


图 31 喷注支板附近燃料穿透情况
Fig. 31 Fuel penetration near the injection support plate

料扩散无法形成高效的混合, 燃烧也相对更弱。

综上, 弯曲隔离段下燃烧流场非均匀性是流动分离、燃料穿透和燃烧过程的强耦合结果。通过与冷态条件下的流场对比发现, 尽管冷态条件下, 弯曲隔离段对燃料掺混特性影响较小, 但在燃烧条件下, 强耦合的非线性系统会放大来流的非对称程度, 进而造成燃烧场非均匀程度极具变化。

针对非均匀来流下与燃烧反压共同作用下, 导致燃料在未分离的区域穿透能力不足, 混合较差的情况, 方案 3 采用额外的壁面喷注弥补燃料空间分布的不均匀性, 具体喷注方案如图 3(b)所示, 在支板喷注的基础上, 在 4 点钟、6 点钟和 8 点钟 3 个方向额外补充壁面喷注。支板和壁面喷注的总当量比维持 0.65 不变。该喷注方案的计算结果如图 32~图 35 所示, 可以看到, 与方案 2

对比发现, 方案 3 在 S 型隔离段中的流动分离基本一致, 在较高燃烧反压下, 边界层分离在隔离段上表面一侧。方案 3 结合壁面与支板喷注, 在总当量比相同条件下, 其燃料点位更多, 燃料在空间分布更加均匀, 使得燃烧室内燃烧产生的高温区域分布更加均匀, 流场中的温度峰值大幅度降低, 随着燃烧向下游扩散, 到燃烧室出口, 燃烧流场均匀程度更高, 燃烧室的出口总温均匀性显著提高。

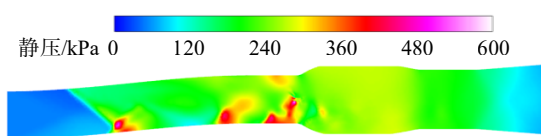


图 32 方案 3 燃烧状态静压云图(对称面)

Fig. 32 Static pressure map of combustion state (symmetry plane) of Case 3

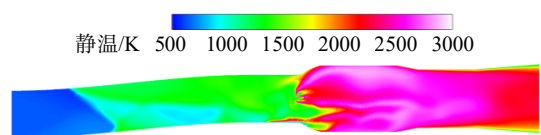


图 33 方案 3 燃烧状态静温云图(对称面)

Fig. 33 Static temperature map of combustion state (symmetry plane) of Case 3

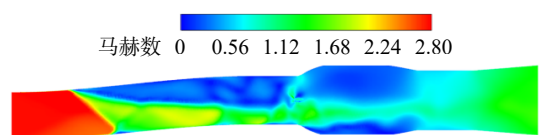


图 34 方案 3 燃烧状态马赫数云图(对称面)

Fig. 34 Mach number map of combustion state (symmetry plane) of Case 3

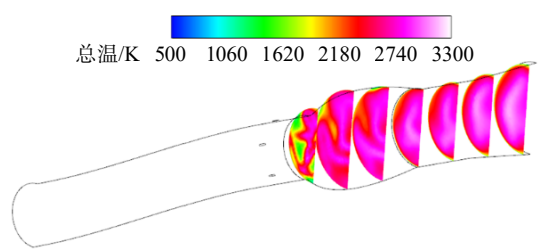


图 35 方案 3 燃烧状态不同轴向位置截面总温云图

Fig. 35 Total temperature map at different axial positions of combustion state of Case 3

2.3 燃烧性能

对方案 1~方案 3 的燃烧室出口截面的燃烧效率 η_c 和总温分布系数 F_{OTD} 进行了计算。表 3 给出了方案 1~方案 3 的燃烧性能参数, 其中方案 1 在均匀来流下的燃烧效率和总温分布系数分

表 3 燃烧室出口燃烧效率和总温分布系数

Table 3 Combustion efficiency and total temperature distribution coefficient at the outlet of the combustion chamber

方案	η_c	F_{OTD}
1	82	31
2	65	64
3	85	26

别为 82% 和 31%。方案 2 在非对称来流条件下, 燃烧不均匀导致燃烧效率也相对较低, 燃烧效率和总温分布系数分别为 65% 和 64%。方案 3 通过优化喷注方案, 在非均匀来流条件下, 燃料在空间的分布更加均匀, 充分利用了空气中的氧气, 燃烧效率也相应提高, 其燃烧效率和总温分布系数达到了均匀来流下的水平。

3 结 论

针对等直隔离段和 S 形隔离段的两种燃烧室构型, 进行了冷态流场和燃烧流场的数值模拟研究, 分析了非对称来流对燃烧场均匀性的影响, 针对非均匀来流下的燃烧场特点, 优化了喷注方案, 使燃料在非均匀来流下的空间分布更加均匀, 燃烧效率和燃烧均匀性均得到改善。主要结论如下:

1) 冷态条件下, 两种构型的混合效率基本一致, 在燃烧室出口的混合效率均超过 95%。该非均匀来流条件对燃烧室的混合效率影响不大。

2) 在燃烧条件下, 一方面, 燃烧反压前传在弯曲隔离段中会造成非对称的分离, 另一方面, 非对称的流动分离对燃料的空间分布也有一定影响, 分离一侧的燃料穿透更高, 从而造成非对称的释热, 两者相互促进, 使得燃烧流场的非均匀程度增加。同时相比均匀来流, 非均匀来流下的燃烧效率由 82% 下降到 65%。

3) 针对非均匀来流燃烧流场的特点, 采用额外的壁面喷注提高燃料空间分布的均匀性, 燃烧性能和流场均匀性显著增加, 燃烧室的出口燃烧效率由 65% 提高到了 85%, 总温分布系数由 64% 下降到 26%, 达到了均匀来流下的燃烧效率和燃烧场均匀程度。

参考文献:

- [1] Gusev V, Blagoveshchenskij N, Zadonskij S. The integration of a hypersonic vehicle airframe with an airbreathing engine[R]. AIAA 1993-5034, 1993.

- [2] Lockwood M K, Petley D H, Hunt J L, et al. Airbreathing hypersonic vehicle design and analysis methods[J]. *Progress in Aerospace Science*, 1999(35): 1-32.
- [3] Gruber M, Hagenmaier M, Mathur T. Simulating inlet distortion effects in a direct-connect scramjet combustor[R]. AIAA 2006-4680, 2006.
- [4] Ombrello T, Peltier S, Carter C D. Effects of inlet distortion on cavity ignition in supersonic flow[R]. AIAA-2015-0882, 2015.
- [5] Etheridge S, Lee J G, Carter C, et al. Effect of flow distortion on fuel/air mixing and combustion in an upstream-fueled cavity flameholder for a supersonic combustor[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2017, 88: 461-471.
- [6] McGann B, Lee T, Ombrello T, et al. Inlet distortion effects on fuel distribution and ignition in scramjet cavity flameholder[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(3): 601-613.
- [7] Choi J Y, Ma Fuhua, Yang V. Combustion oscillations in a scramjet engine combustor with transverse fuel injection[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 2851-2858.
- [8] Jin Liang, Lei Jing, Huang Wei, et al. Numerical investigation on hydrogen combustion in a scramjet with 3D sidewall compression inlet[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 105(1): 298-310.
- [9] Mai T, Sakimitsu Y, Nakamura H, et al. Effect of the incident shock wave interacting with transversal jet flow on the mixing and combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 2335-2342.
- [10] 丁猛, 梁剑寒, 刘卫东, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机进气道与燃烧室匹配性能试验研究[J]. *航空学报*, 2005, 26(1): 27-31.
- Ding Meng, Liang Jianhan, Liu Weidong, et al. Experimental study on the interaction between inlet and combustor of hydrocarbon fueled scramjet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(1): 27-31. (in Chinese)
- [11] 汤涛, 于江飞, 黄玉辉, 等. 圆截面超声速燃烧室乙烯燃料喷注火焰结构和模式分析[J]. *航空学报*, 2024, 45(11): 528880.
- Tang Tao, Yu Jiangfei, Huang Yuhui, et al. Analysis of structure and regime of ethylene fuel injection flame in circular-section supersonic combustor [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(11): 528880. (in Chinese)
- [12] Tang Tao, Wang Zhenguo, Yu Jiangfei, et al. Investigation of multi-scale flow structures and combustion characteristics in a cavity-enhanced circular scramjet[J]. *Combustion and Flame*, 2024, 264: 113431.
- [13] Tang Tao, Sun Mingbo, Yan Bo, et al. Flow structures and combustion regimes in an axisymmetric scramjet combustor with high Reynolds number[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2024, 1000: A3.
- [14] Yan Bo, Sun Mingbo, Tang Tao, et al. Flameholding characteristics of a circular scramjet combustor with an asymmetric supersonic inflow[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2024, 40(1/2/3/4): 105306.
- [15] Barth J E, Wise D J, Wheatley V, et al. Tailored fuel injection for performance enhancement in a Mach 12 scramjet engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(1): 72-86.
- [16] 潘余, 王振国. 激波对超声速流中横向射流的影响[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
- Pan Yu, Wang Zhenguo. The effects of shock waves on transverse jets in supersonic flows [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)
- [17] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. 2nd ed. Amsterdam; Oxford: Elsevier Science, 2005.
- [18] Franzelli B, Riber E, Sanjosé M, et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(7): 1364-1373.
- [19] Zhang Dongqing, Song Wenyan. Experimental study of cone-struts and cavity flameholders in a kerosene-fueled round scramjet combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 139: 24-33.
- [20] 高桂云. 并联凹腔超声速燃烧室中的火焰不稳定机理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- Gao Jiayun. Study on mechanism of flame instability in supersonic combustor with parallel cavities [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [21] 高天运. 超声速扩张流道内分离区不稳定问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- Gao Tianyun. Study on instability of separation region in supersonic diverging channel [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)