

高马赫数飞行条件下超燃冲压发动机燃烧 组织方案数值模拟

李嘉航¹, 石保禄^{1,2}, 赵马杰^{1,2}, 王宁飞¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 北京理工大学 重庆创新中心, 重庆 401120)

摘要 针对高马赫数飞行条件下($Ma=8$, 其中燃烧室内流马赫数为 3.88)超燃冲压发动机燃烧组织方案的优化问题, 采用三维可压缩雷诺平均(RANS)数值模拟方法对采用不同燃料喷射角度和凹腔后倾角的燃烧方案进行了数值模拟研究。结果表明: 高马赫数下燃烧主要集中在凹腔和燃烧室近壁区, 随着燃料喷射角度的增大, 燃烧反应更加剧烈; 增大燃料喷射角度和减小凹腔后倾角能提高混合效率, 从而提高燃烧效率, 燃烧也更充分, 但是燃烧引起的总压损失也会相应地提高; 高马赫数条件下发动机内流阻力很大, 大约是发动机净推力的 7~8 倍, 而增大喷射角度和减小凹腔后倾角有利于提高发动机的推力性能, 其中采用 135° 的逆向燃料喷入方案获得的正推力最大, 此时燃烧位置相对靠前, 有利于燃烧室设计尺寸的小型化。

关键词 高马赫数; 超燃冲压发动机; 燃烧组织; 总压损失; 内流阻力

中图分类号 V231.2 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)05-0001-12

Numerical simulation on combustion organization scheme of scramjet at high Mach number

LI Jiahang¹, SHI Baolu^{1,2}, ZHAO Majie^{1,2}, WANG Ningfei¹

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Chongqing Innovation Center, Beijing Institute of Technology, Chongqing 401120, China)

Abstract Aiming at the optimization problem of combustion organization scheme for the scramjet engine under high Mach number conditions ($Ma=8$, where the Mach number in the combustor is 3.88), a numerical simulation method with three-dimensional steady compressible RANS was used to study the combustion scheme with different injection angles and cavity angles. The results indicate that the combustion at high Mach numbers occurs mainly in the cavity and near-wall area of the combustor, and the combustion reaction becomes more intense with the increase of injection angle. Greater injection angles and smaller cavity angles not only lead to higher mixing efficiency and more efficient combustion, but also increase the total pressure loss due to combustion. Under high Mach number conditions, the engine flow resistance

收稿日期: 2023-04-28; 修回日期: 2023-05-23

基金项目: 国家自然科学基金(52006012, 91641204, 51676016)

作者简介: 李嘉航(1999—), 男, 硕士, 研究领域为超声速燃烧。

通信作者: 赵马杰(1990—), 男, 博士, 教授, 研究领域为超声速燃烧、爆轰与旋转爆轰推进。

is high, which is 7-8 times of the total thrust, and increasing the injection angle and reducing the cavity angle are beneficial for improving the engine performance. Among them, the positive thrust achieved by using a 135° reverse fuel injection is the highest, and the combustion position is relatively forward, which is conducive to the miniaturization of combustor design size.

Key words high Mach number; scramjet; combustion organization; total pressure loss; internal flow resistance

0 引言

超燃冲压发动机是一种适用于飞行马赫数 5 ~ 10 以上的吸气式发动机,相比于火箭推进具有不需要携带氧化剂、产生推力大等优势^[1],主要用于高超声速飞行器在大气层内的高速推进,是实现空天飞行器、临近空间飞行器和高超声速巡航导弹最有效的动力装置之一^[2]。其最显著的特征包括强压缩效应、自点火现象以及流动和燃烧动力学的紧密耦合^[3]。由于超燃冲压发动机工作时飞行速度非常快,因此燃料在燃烧室中的停留时间非常短,仅有毫秒量级。在这么短的时间内,燃料必须完成喷射、混合、点火、火焰传播和稳定燃烧等复杂的子过程,具有极高的难度。

为了实现更高速度的高超声速飞行,近年来超燃冲压发动机的研究越来越专注于高马赫数。岳连捷等调研了现有飞行马赫数在 8 ~ 10 范围内的超燃冲压发动机,并总结了高马赫数条件下 6 个亟需解决的关键问题^[4]。国际上,美国、澳大利亚、英国和日本等国家都在开展高马赫数超燃冲压发动机的相关研究^[5-9]。在国内,中国空气动力研究与发展中心、中科院力学所、国防科大、北航和西工大等许多研究单位和高校针对高马赫数超燃冲压发动机在地面试验和数值模拟方面开展了大量研究工作^[10-17],目前已建立了 JF-12、JF-24、FD-14A 和 FD-21 等激波风洞。

然而,在高马赫数条件下,过高的来流速度会导致燃烧室内的燃烧困难,并且燃烧室内的总压损失较高,从而影响发动机的性能。此外,更高的马赫数还会导致飞行器的内外阻力大幅增加,在马赫数为 8 的条件下,大约 85 % 的推力用来平衡阻力^[18]。总的来说,当超燃冲压发动机的飞行马赫数

超过 7.5 时,发动机的气动物理现象、流动特征、热力环境等都会出现“量变到质变”的过程^[19]。因此,目前迫切需要开展超声速燃烧室的燃料喷注、掺混等方案优化,以应对高马赫数来流条件下燃烧速度快、总温高、总压高等工作特点,并提出高效的燃烧组织方案。

目前,国内外对于高马赫数($Ma > 7.5$)超燃冲压发动机的研究依然相对较少,同时低马赫数条件下的燃烧组织规律可能不再适用。高马赫数的飞行条件对超燃冲压发动机的燃料掺混和火焰稳定等提出了更高的技术要求。因此,为实现高马赫数超燃冲压发动机速度更快的目标,需要揭示高马赫数条件下燃料的喷注、混合与燃烧机理和规律,同时进行超声速燃烧室的燃烧组织方案优化探索。这些研究对未来高马赫数超燃冲压发动机的实际应用具有重要意义。

本文基于三维可压缩的雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 数值模拟方法,选用 $k-\omega$ SST 湍流模型。本文研究对象为文献[20]中的高马赫数超燃冲压发动机试验模型,在验证数值模拟方法的准确性后,在飞行马赫数为 8 的条件下进行三维数值模拟。本文通过对比研究不同燃料喷射角度和凹腔后倾角对流场结构、掺混燃烧和推力特性等的影响,为高马赫数条件下超燃冲压发动机的燃烧组织方案优化设计提供参考。

1 计算方法与验证

1.1 控制方程与计算方法

本文采用三维可压缩的雷诺平均 Navier-Stokes 方程描述多组分气相可压缩湍流反应流,控制方程包括质量方程、动量方程、能量方程和组分方程,具体表达式为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{d(\rho u_i)}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho u'_i u'_j) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i(\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_i} \times \left[\left(\alpha + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_j(\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho w_i) + \nabla \cdot [\rho w_i(v + v_{i,\text{diff}})] = \dot{m}_i''' \quad (4)$$

式中: ρ 为密度; u_i ($i=1,2,3$) 为速度; p 为压力; μ_{eff} 为有效黏度; α 为导热系数; E 和 T 分别为总能和温度; τ_{ij} 为应力张量; v 为流体速度; w_i 、 $v_{i,\text{diff}}$ 、 \dot{m}_i''' ($i=1,2,\dots,N$) 分别为组分 i 的质量分数、组分扩散速度和组分净生成率。

在计算中假定燃料和空气反应流均为理想气体,补充理想气体状态方程使控制方程组封闭,即

$$p = \rho RT \quad (5)$$

式中 R 为气体常数。

在高马赫数超燃冲压发动机中,超高声速流动的气流具有较强的可压缩性和黏性,并考虑数值模拟的计算速度和计算精度,选择剪切应力传输(shear

stress transport) $k-\omega$ SST 湍流模型。湍动能 k 和湍流耗散率 ω 由相应的输运方程得到,分别为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (7)$$

式中: Γ 为有效扩散率; G 、 Y 、 D_ω 分别为生成项、扩散项、交错扩散项。

湍流黏性系数 μ_t 为湍动能 k 和湍流耗散率 ω 的函数,其表达式为

$$\mu_t = \frac{a_1 k \rho}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (8)$$

$$S \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (9)$$

$$F_2 = \tanh \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega}, \frac{500v}{\omega y^2} \right) \right]^2 \quad (10)$$

式中: a_1 为可调系数; S_{ij} 为旋率; y 为到壁面的距离。

本文通过有限体积法求解控制方程,对流项采用三阶 MUSCL 离散格式,黏性项采用中心差分离散格式。

1.2 物理模型与数值验证

本文所模拟的超燃冲压发动机参照澳大利亚昆士兰大学的地面试验模型^[20],如图1所示。

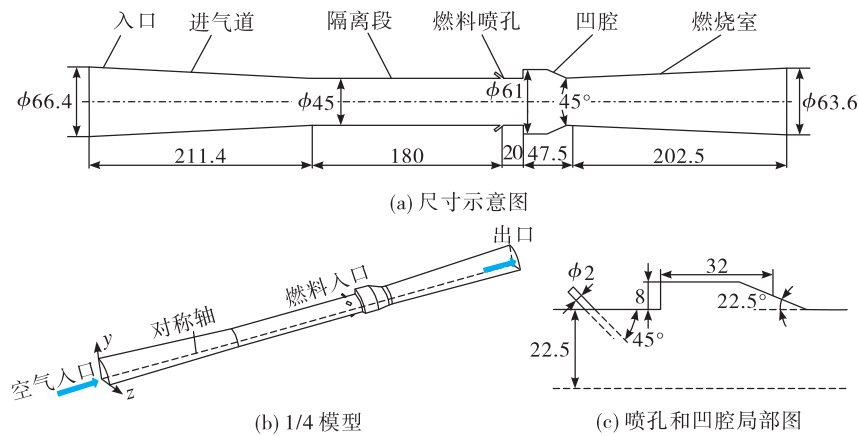


图1 轴对称超燃冲压发动机物理模型(单位:mm)

Fig.1 Structure diagram of axisymmetric scramjet (unit:mm)

该发动机为一个圆截面轴对称超燃冲压发动机,包括进气道、隔离段、凹腔火焰稳定器和扩张型

燃烧室。其中,凹腔结构的设计可以诱发大尺度涡结构,从而延长可燃混合物在燃烧室内停留时间,

并促进燃料与空气的混合^[21]。该凹腔的中心长度为 32 mm,深度为 8 mm,斜坡倾角为 22.5°。燃料乙烯通过凹腔上游 20 mm 处的 8 个环形等间距阵列的喷孔喷入燃烧室,每个喷孔的直径为 2 mm,燃料与空气来流成 45°角喷射[如图 1(c)所示]。鉴于该发动机模型为轴对称模型,本文选取包括 2 个燃料喷孔的 1/4 模型作为计算域,以节省计算资源并提高计算速度。

为研究物理模型的网格划分对数值计算的影响,将超燃冲压发动机计算域划分为粗、中、细 3 种网格尺寸,网格数量分别为 280 万、850 万、1 500 万。在飞行马赫数为 8、燃料当量比为 0.42 的条件下,针对 3 种网格进行数值模拟,并参考地面试验流动条件设置边界条件,具体参数设置如表 1 所示。采用压力入口、压力出口和黏性无滑移的绝热壁面边界条件,1/4 模型的两个对称面设置为周期性边界条件。本文采用 Zettervall 等提出的 23 组分 66 步反应机理对乙烯燃烧反应进行模拟^[22]。

表 1 数值模拟边界条件

Tab. 1 Boundary conditions of numerical simulation

参数	空气入口	燃料入口
压力/kPa	25.30	229.54
温度/K	868	300
马赫数	3.88	1.00
质量流率/(g·s ⁻¹)	197.03	5.669

根据数值模拟得到沿程壁面压力结果与试验结果的对比(如图 2 所示,其中沿程壁面压力基于 P5 点进行归一化处理)。本文方法得到的数值模拟结果在数值大小和变化趋势上与试验结果显著吻合,其中中网格的计算精度已经能够满足计算要求。因此,在后续计算中将采用中网格进行数值模拟。另外,由壁面静压的变化趋势可以看出,在高马赫数来流条件下,整个流道内明显存在激波。需要指出的是,在数值模拟过程中尽量贴近试验,但并不能完全与试验设置一致,这也导致了数值模拟与试验结果有一定的误差。总的来说,与试验对比可以看出数值模拟得到的激波位置准确,能够精准

捕捉发动机内的流场特性。这为对模拟结果的进一步分析提供了可行性和必要性。

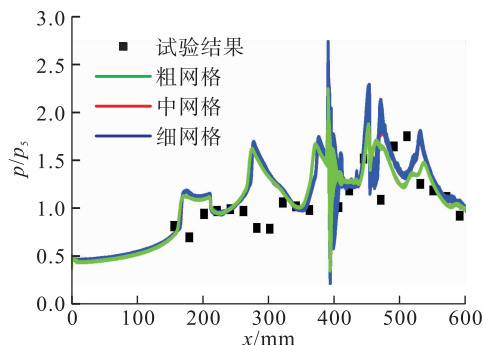


图 2 数值方法验证与网格无关性验证

Fig. 2 Validation of numerical method and grid-independent

2 计算结果与分析

针对高马赫数条件下超燃冲压发动机的燃烧组织方案优化问题,本文考虑不同的燃料喷射角度与凹腔后倾角方案,根据数值计算结果从流场特性、掺混与燃烧特性、推阻力特性等方面对比分析其对高马赫数超燃冲压发动机燃烧特性和推力性能的影响。

2.1 燃料喷射角度的影响

为了研究高马赫数条件下燃料喷射角度对超燃冲压发动机的内流场结构和燃烧性能的影响,考虑喷射角度分别为 30°、45°、60°、90°、135°(见图 3),包括正向入射(30°、45°、60°)、垂直入射(90°)和逆向入射(135°)3 种情况,在飞行马赫数 8、当量比为 0.42 的条件下(见表 1)进行数值模拟研究。

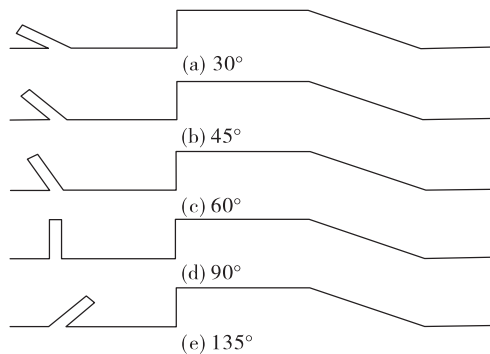


图 3 不同燃料喷射角度构型

Fig. 3 Configurations of different injection angles

2.1.1 流场结构与混合特性

图4为射流中心截面上不同燃料喷射角度下冷流工况的发动机流道压力分布云图。从图4中可以看到明显的激波结构贯穿整个燃烧室。在发动机圆截面半径改变处产生了进气口的附体激波、隔离段入口的膨胀波和凹腔前壁面的膨胀波,超声速气流撞击凹腔斜坡产生撞击斜激波。喷入的燃料射流与超声速来流相互作用,在燃料射流前形成一道较强的弓形激波,同时燃料射流压缩主流形成一道压缩激波。尽管随着燃料喷射角度的增大,流道内的激波结构没有明显变化,但燃料射流与空气来流形成的弓形激波强度增大,导致在圆截面轴心处的压力数值明显升高。

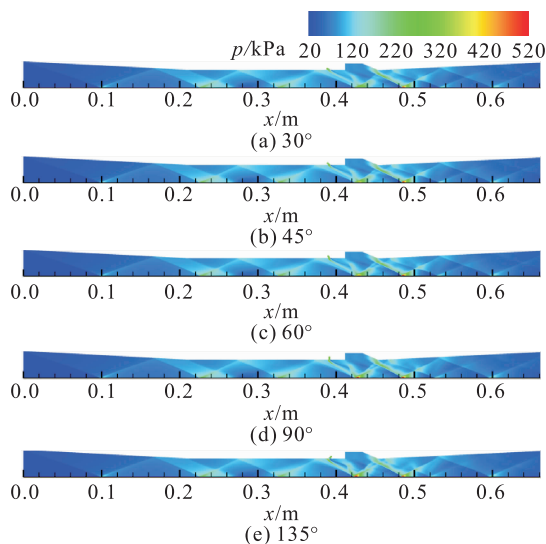


图4 不同喷射角度下冷态流场压力分布

Fig. 4 Pressure distribution under cold condition for different injection angles

加入燃烧反应后,超燃冲压发动机内的流场结构发生了显著变化。图5以燃料喷射角度45°的发动机构型为例给出了燃烧工况下燃烧室下游不同截面上的参数分布,整体呈现轴对称分布,且喷孔处和非喷孔处下游的参数分布有明显区分。整体来看,在凹腔和燃烧室上游的激波较明显,随着向下游的流动激波强度逐渐减弱。与核心主流相比,湍流边界层内的流动温度更高、马赫数更低,且随着向下游的流动,燃烧室内的温度逐渐降低,马赫数逐渐升高。

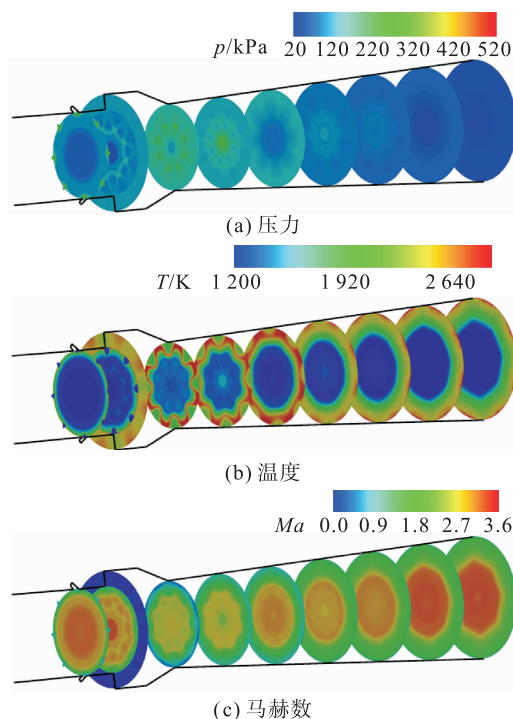


图5 燃烧室下游不同截面上的参数分布(以喷射角度45°为例)

Fig. 5 Parameters distribution of different cross-sections downstream of the combustor (with an injection angle of 45°)

图6和图7分别为不同喷射角度下燃烧工况的压力和温度分布。

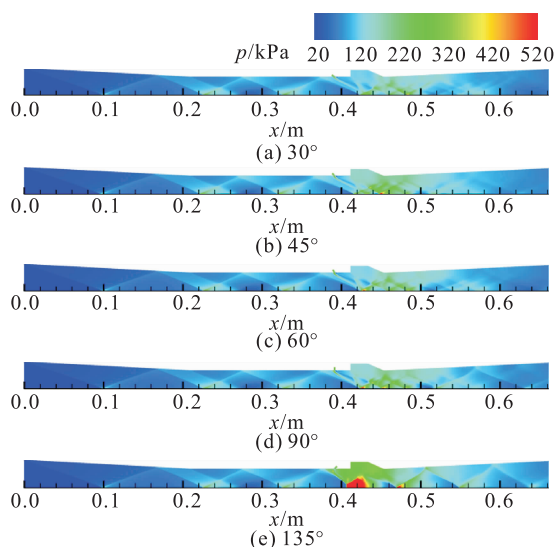


图6 不同喷射角度下燃烧流场压力分布

Fig. 6 Pressure distribution under combustion condition for different injection angles

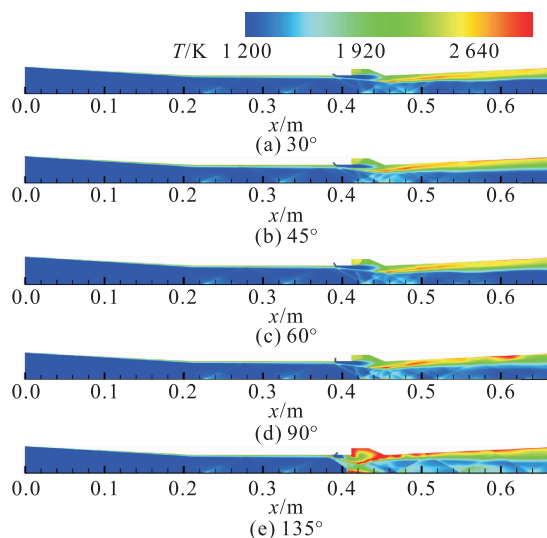


图 7 不同喷射角度下燃烧流场温度分布

Fig. 7 Temperature distribution under combustion condition for different injection angles

当燃料逆向喷射时,燃烧室内的燃烧最为剧烈,同时由于燃料向前喷射,燃料喷孔上游出现了燃烧火焰。这导致燃料喷孔和凹腔段形成了高温高压的反应区。释放的热量主要集中在凹腔和燃烧室壁面附近,随着喷射角度的增加,燃烧反应变得更加剧烈,凹腔内和燃烧室近壁区的温度也升高。

为了衡量高马赫数条件下燃烧室内乙烯燃料的混合特性,图 8 展示了冷流条件下射流中心截面上的局部当量比分布。由图 8 可以看出燃烧室内的富燃区域、化学当量燃料区域和贫燃区域。燃料射流被高焓来流快速改变流动方向,因此富燃区域主要集中在发动机近壁区,并且整个凹腔内全部为富燃区域,因为燃料被涡流卷吸进入凹腔中停留。贫燃和当量燃料区域主要分布在射流迎风侧剪切层区域。随着流动沿着燃烧室向下游方向发展,燃烧室壁面附近的富燃区域逐渐减小,并且随着喷射角度的增大,富燃区域占比逐渐减小。

穿透深度是评估超声速气流中燃料射流喷射混合特性的重要参数,图 9 为不同喷射角度下燃料最大穿透深度的变化(以乙烯质量分数 1% 为标准)。当燃料进入流道并在空气的作用下向外扩散时,其最大穿透深度沿燃烧室方向逐渐增加。与

Gruber 等的经验公式^[23]相比,穿透深度存在多个局部减小的区域,这是燃烧室内强激波在壁面上反射作用的结果。总的来说,随着喷射角度的增大,燃料的最大穿透深度也增大。

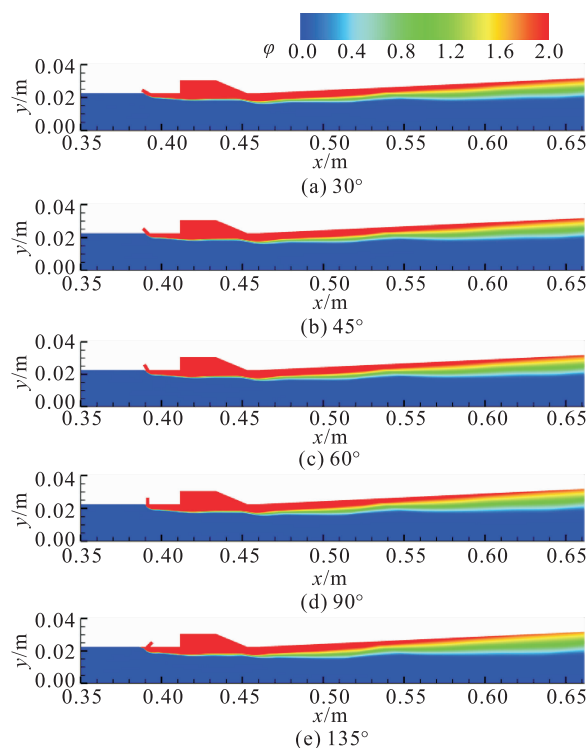


图 8 不同喷射角度下冷态流场局部当量比分布

Fig. 8 Distribution of local equivalence ratio under cold flow condition for different injection angles

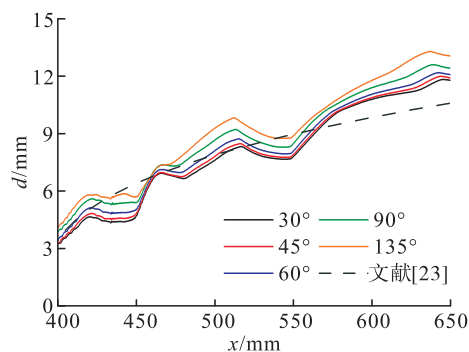


图 9 不同燃料喷射角度的穿透深度

Fig. 9 Penetration depth of different injection angles

燃料的混合效率很大程度上受穿透深度的影响,穿透深度越大,燃料与空气的接触面积也越大,从而更有利于混合。进一步地,将燃烧室横向截面

上完全混合的燃料质量流量与通过该截面的燃料总质量流量之比定义为燃料的混合效率,数学表达式为

$$\eta_m = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, mixed}}}{\dot{m}_{\text{fuel, total}}} = \frac{\int w'_R \rho u dA}{\int w'_s \rho u dA} \quad (11)$$

其中

$$w'_R = \begin{cases} w' & w \leq w'_s \\ \frac{w'_s(1-w')}{1-w'_s} & w > w'_s \end{cases} \quad (12)$$

式中: w' 为燃料的质量分数; w'_s 为化学当量比条件下的燃料质量分数。

从图 10 的混合效率可以看出,随着喷射角度的增大,燃料的穿透深度增大,燃料与空气的混合效率也提高。在燃烧室出口处,喷射角度为 135° 的混合效率比 30° 的提高了 5.0% 。

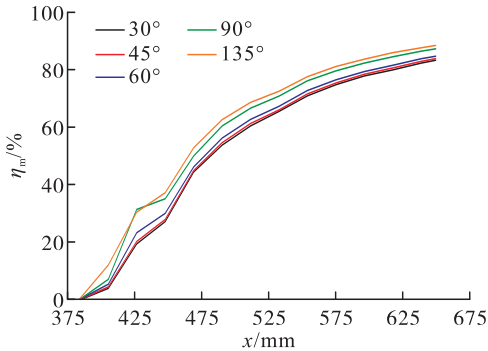


图 10 不同燃料喷射角度的混合效率

Fig. 10 Mixing efficiency of different injection angles

2.1.2 燃烧与推阻力特性

燃料发动机的燃烧效率定义为燃烧消耗的乙烯质量与喷入的乙烯总质量之比,表达式为

$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4, \text{reaction}}}{\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4, \text{total}}} = 1 - \frac{\int w_{\text{C}_2\text{H}_4} \rho u dA}{\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4, \text{total}}} \quad (13)$$

式中 $w_{\text{C}_2\text{H}_4}$ 表示 C_2H_4 的质量分数。

图 11 为从燃料喷孔到凹腔斜坡局部区域的乙烯燃烧效率。乙烯被喷入流道内后立即发生点火并快速燃烧,在凹腔区域内完全燃烧。更大的喷射角度会带来更大的穿透深度和更高的混合效率,因

此乙烯的燃烧效率更高,特别是在逆向喷射的情况下,乙烯在燃料喷孔附近就完成了全部消耗过程。

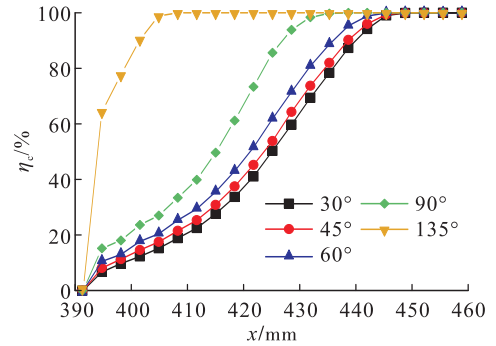


图 11 不同燃料喷射角度的乙烯燃烧效率

Fig. 11 C_2H_4 combustion efficiency of different injection angles

对于燃烧室内的详细燃烧过程,图 12 和图 13 分别为燃烧流场中 CO 和 CO_2 的分布情况,这反映了乙烯燃料中 C 元素的反应变化情况。

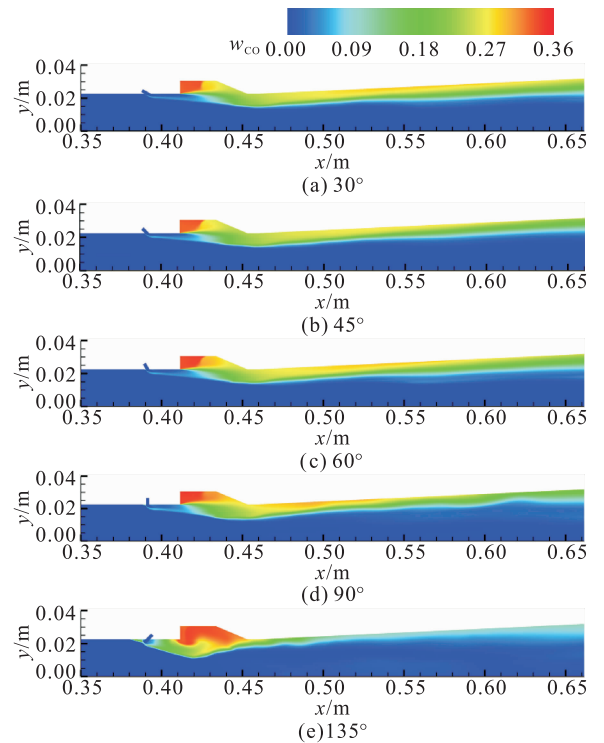


图 12 不同喷射角度下燃烧流场 CO 分布

Fig. 12 Mass fraction of CO for different injection angles

总体来看, CO 的分布与富燃区域(见图 8)高度

重合,这表明富燃区域没有足够的氧气与燃料进行完全燃烧,因此主要生成 CO,并且在凹腔内分布更为集中。而在燃烧室下游,燃料的混合效率更高,并且贫燃区域所占比例更高,因此主要生成 CO₂。随着喷射角度的增加,凹腔区域 CO 和燃烧室内 CO₂ 的生成量明显增加,这表明燃烧进行得更加充分。在喷射角度较小时,射流迎风侧的剪切层由于较强的剪切作用会出现明显的熄火现象,只有当喷射角度增加至 135°时,熄火现象才会消失。

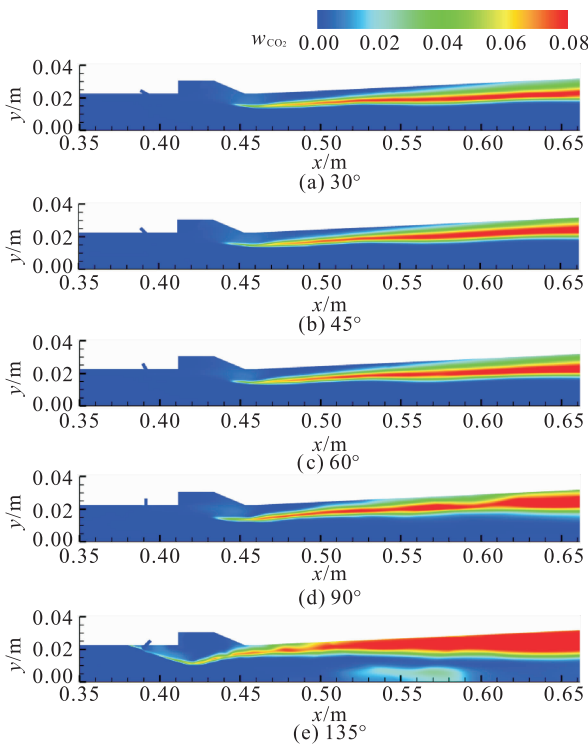


图 13 不同喷射角度下燃烧流场 CO₂ 分布

Fig. 13 Mass fraction of CO₂ for different injection angles

总压恢复系数定义为垂直于发动机轴线的任意截面与发动机入口的质量加权平均总压的比值,其表达式为

$$\eta_{p_t} = \frac{\int_{A(x)} p_t \rho u dA}{\int_{A_\infty} p_t \rho u dA} \quad (14)$$

式中: η_{p_t} 为总压恢复系数; p_t 为总压; A_∞ 为发动机入口截面; $A(x)$ 为距离发动机入口 x 处的截面。

图 14 给出了不同喷射角度下发动机燃烧室的沿程总压恢复系数,其中在燃料喷孔截面处的总压

已经损失至发动机入口总压的 81%。从燃料喷孔到燃烧室出口,沿程总压一直在下降,这是壁面边界层的分离损失、激波结构的激波损失和燃烧产生的耗散损失共同作用的结果^[24]。在 135°喷射条件下,凹腔处产生了较高的总压损失。该处的压力和温度分布(见图 6、图 7)表明燃料在此处进行了剧烈的燃烧并释放了大量热量。总的来说,喷射角度越大,发动机的总压损失越大,这表明燃烧效率更高的工况也伴随着更高的总压损失,说明燃烧流场内的总压损失主要来源于燃烧带来的耗散损失。

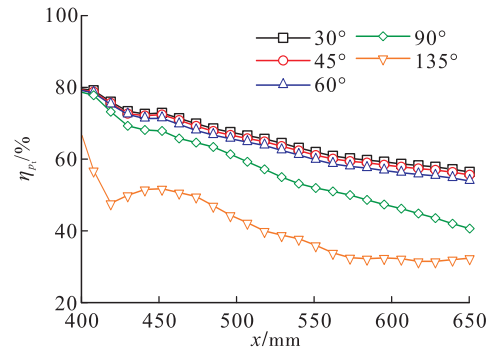


图 14 不同燃料喷射角度的沿程总压损失

Fig. 14 Total pressure loss of different injection angles

发动机的壁面力包括压差力和黏性力,分别以正压力和切应力的形式作用在发动机壁面上^[25],其表达式分别为

$$F_p = - \sum_{k=1}^N \left(\int_{A_k} p dA \right) \mathbf{n} \cdot \mathbf{i} \quad (15)$$

$$F_v = - \sum_{k=1}^N \left(\int_{A_k} \tau_w dA \right) \cdot \mathbf{i} \quad (16)$$

式中: F_p 和 F_v 分别为压差力和黏性力; N 为发动机壁面的数量; A 为各壁面的面积; \mathbf{n} 为垂直壁面方向的单位法向量; \mathbf{i} 为沿 x 正方向的单位法向量。

不同燃料喷射角度下发动机的壁面力见表 2。压差力为正值,表现为发动机提供有效的正推力;黏性力为负值,表现为阻力。

定量分析表明,高马赫数条件下的超燃冲压发动机内阻力数值较高,导致燃料正向入射时试验发动机无法获得有效的推力。压差力的主要来源是扩张型燃烧室,随着喷射角度的增加,垂直入射和逆向入射的乙烯燃烧更充分,获得更大的压差力,

从而使试验发动机获得有效的正推力。其中,135° 逆向入射条件下燃烧效率最高,获得的有效正推力也最大。

表 2 不同燃料喷射角度下的推阻力特性

Tab. 2 Thrust and resistance of different injection angles

喷射角度/(°)	压差力/N	黏性力/N	净推力/N
30	56.64	-62.14	-5.50
45	53.77	-62.20	-8.43
60	59.74	-62.31	-2.58
90	64.89	-63.01	1.88
135	76.31	-68.49	7.82

2.2 凹腔后倾角的影响

为了研究高马赫数条件下凹腔斜坡的倾角对超燃冲压发动机掺混和燃烧的影响,本文选取了凹腔斜坡倾角为 15.0°、22.5°、45.0°、60.0°这 4 种不同倾角情况,并保持凹腔的长深比不变,其构型如图 15 所示。通过表 1 所列相同的边界条件进行数值计算。

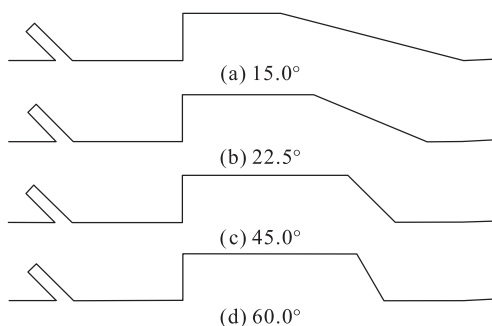


图 15 不同凹腔后倾角构型

Fig. 15 Configurations of different cavity angles

2.2.1 流场结构与混合特性

图 16 为不同凹腔后倾角构型的超燃冲压发动机在冷流条件下的压力分布,整个流场中明显存在着激波结构。在超高速气流与凹腔后斜坡相互作用的过程中会产生撞击斜激波,而不同凹腔后倾角下斜激波的强度存在显著差异。随着凹腔后倾角减小,斜激波的强度逐渐增大,但斜激波的位置并没有明显变化。

针对不同凹腔内的流动结构,图 17 显示了燃烧流场中不同凹腔后倾角构型的凹腔局部马赫数云图,其中白色线段表示流场内的流线,红色线段表

示马赫数为 1 的等值线。

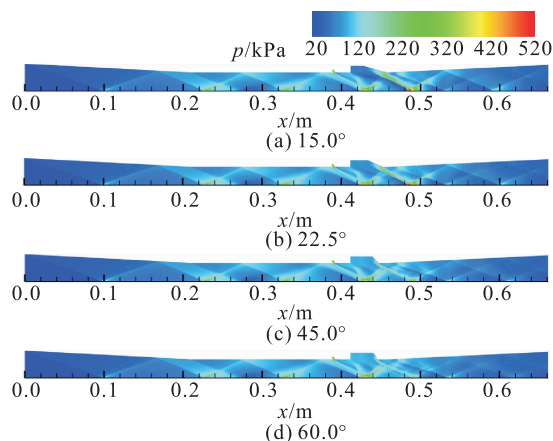


图 16 不同凹腔后倾角下冷态流场压力分布

Fig. 16 Pressure distribution under cold conditions for different cavity angles

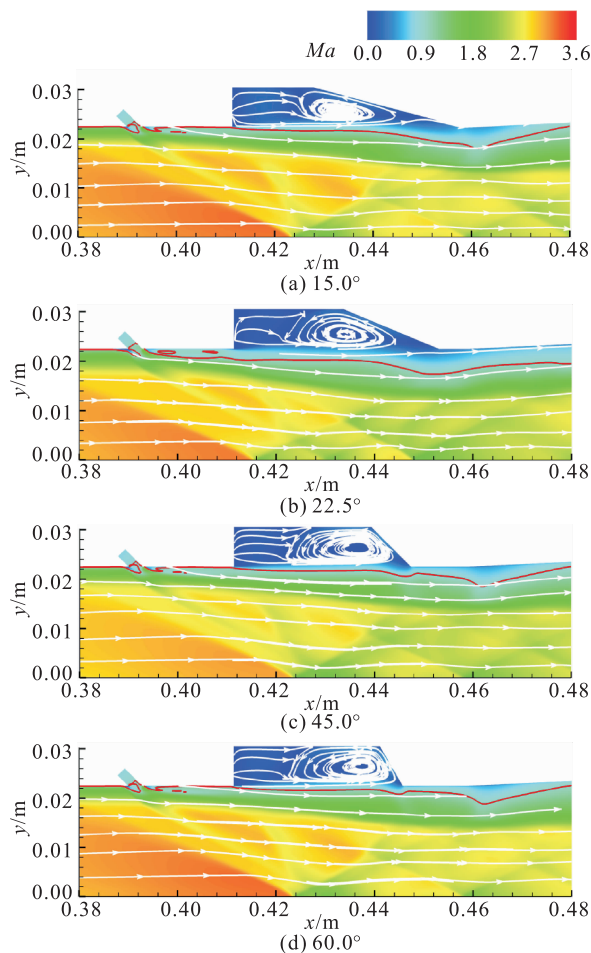


图 17 不同凹腔后倾角下燃烧流场凹腔局部马赫数分布

Fig. 17 Mach number distribution under combustion condition for different cavity angles

燃料喷入发动机流道内与来流空气迅速混合,并在流经凹腔斜坡时被凹腔内的涡旋结构卷吸进入凹腔内驻留、掺混并发生点火燃烧,凹腔结构的存在有效促进了燃料混合和火焰的稳定。对于不同的凹腔后倾角,虽然可燃混合气被卷吸进入凹腔的位置略有不同,但最终凹腔内涡旋结构的大小几乎相同。

在冷流条件下,可燃混合气被吸入凹腔中停留和混合,这对流道内燃料与空气的混合起着重要作用。图 18 为不同凹腔后倾角下进入凹腔的可燃混合气质量流量速率,进入凹腔的可燃混合气越多,凹腔增强混合的作用就越显著。在空气来流和喷入燃料的质量都完全相同的情况下,随着凹腔后倾角的增大,凹腔质量流率迅速减小。例如,后倾角为 60.0° 的构型下,凹腔质量流率仅为 15.0° 构型下的 15%。

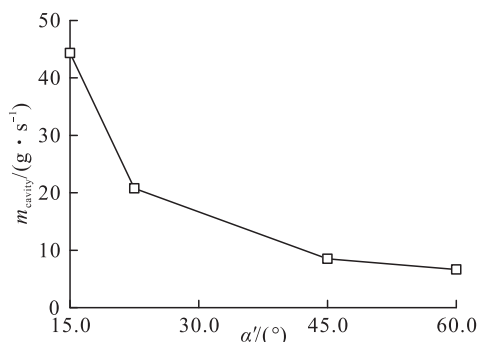


图 18 不同凹腔后倾角下的凹腔质量流率

Fig. 18 Cavity mass flow rate of different cavity angles

图 19 进一步给出了不同凹腔后倾角构型发动机的沿程混合效率。

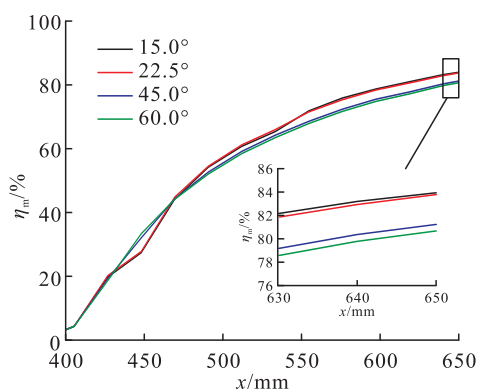


图 19 不同凹腔后倾角下的燃料混合效率

Fig. 19 Mixing efficiency of different cavity angles

燃料喷入流道后立即与来流空气快速混合,在向下游流动的过程中混合速度逐渐减弱,最终混合效率达到约 80%。虽然凹腔后倾角对发动机的混合效率影响较小,但总体而言,较小的凹腔后倾角在燃料混合方面更具优势。

2.2.2 燃烧与推阻力特性

图 20 为不同凹腔后倾角构型下,从燃料喷孔到凹腔斜坡局部的乙烯燃烧效率。由于乙烯被喷入流道内后立即发生点火燃烧,并且快速燃烧主要集中在凹腔上游区域,因此凹腔后倾角对乙烯的燃烧效率几乎没有影响。

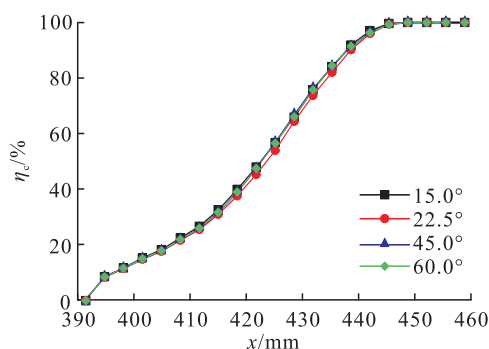


图 20 不同凹腔后倾角下 C_2H_4 燃烧效率

Fig. 20 Combustion efficiency of C_2H_4 for different cavity angles

进一步地,由于乙烯燃烧的中间组分很多,难以体现消耗的乙烯是否完全燃烧,因此,本文利用发动机出口的完全燃烧产物 CO_2 和 H_2O 反演表征乙烯的完全燃烧效率,即

$$\eta_{c1} = \frac{\dot{m}_{C_2H_4, reaction}}{\dot{m}_{C_2H_4, total}} = \frac{\int w_{H_2O} \rho u dA / W_{H_2O}}{2 \dot{m}_{C_2H_4, total} / W_{C_2H_4}} \quad (17)$$

$$\eta_{c2} = \frac{\dot{m}_{C_2H_4, reaction}}{\dot{m}_{C_2H_4, total}} = \frac{\int w_{CO_2} \rho u dA / W_{CO_2}}{2 \dot{m}_{C_2H_4, total} / W_{C_2H_4}} \quad (18)$$

式中: w_{H_2O} 和 w_{CO_2} 分别为 H_2O 和 CO_2 的质量分数; $W_{C_2H_4}$ 、 W_{H_2O} 、 W_{CO_2} 分别为对应组分的相对分子质量。

不同凹腔后倾角下乙烯的完全燃烧效率如图 21 所示。由于超燃冲压发动机燃烧流场内存在高温化学非平衡效应和混合不均匀性,相当数量的 C 以 CO 的形式存在。因此,基于 H_2O 表征的燃烧

效率要比基于 CO_2 的燃烧效率高得多。总的来看,采用更小的凹腔后倾角构型的发动机,其燃烧流场内的燃烧过程更加充分。

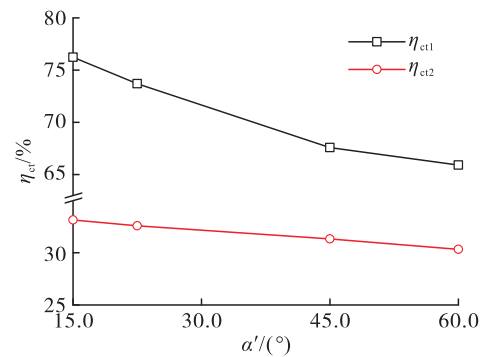


图 21 不同凹腔后倾角下 C_2H_4 完全燃烧效率

Fig. 21 Total combustion efficiency of C_2H_4 for different cavity angles

图 22 为不同凹腔后倾角构型下,从燃料喷口到发动机出口的沿程总压损失。根据 2.1.2 节的讨论,剧烈燃烧带来的耗散损失是燃烧流场中总压损失的主要来源。在更小的凹腔后倾角下,燃料更充分地燃烧,也因此带来更大的总压损失。

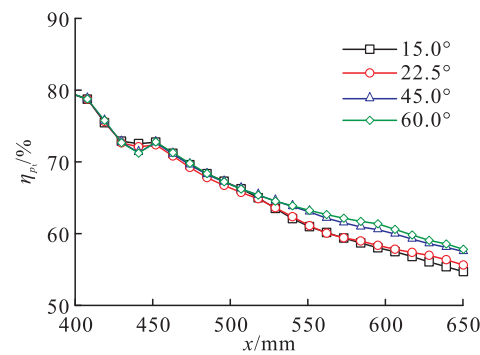


图 22 不同凹腔后倾角下的沿程总压损失

Fig. 22 Total pressure loss of different angle angles

表 3 为本文所采用的高马赫数飞行条件 ($Ma = 8$)、低当量比 (0.42) 和燃料喷射角度为 30° 的情况下,不同大小凹腔后倾角构型的发动机内壁面力。然而,无论是哪种凹腔后倾角构型,发动机均不能产生有效的正向推力。总的来说,凹腔后倾角对发动机内流道阻力影响较小,但更小的凹腔后倾角可以产生更大的正向压差力。

表 3 不同凹腔后倾角下的推阻力特性

Tab. 3 Thrust and resistance of different cavity angles

凹腔后倾角/(°)	压差力/N	黏性力/N	净推力/N
15.0	56.86	-61.96	-5.10
22.5	53.77	-62.20	-8.43
45.0	53.77	-62.10	-8.33
60.0	53.29	-62.20	-8.91

3 结论

本文针对高马赫数飞行条件下 ($Ma = 8$) 超燃冲压发动机燃烧组织方案优化问题,采用三维 RANS 数值模拟方法,对不同燃料喷射角度和凹腔后倾角构型的超燃冲压发动机模型进行了数值模拟研究,主要结论如下。

- 1) 对于高马赫数下的超燃冲压发动机燃烧过程,数值模拟的结果中观察到明显的激波结构贯穿整个超燃冲压发动机流道。随着燃料喷射角度的增大,燃烧反应变得剧烈,燃烧主要集中在凹腔和燃烧室近壁区。
- 2) 在相同来流条件下,增大燃料喷射角度可以增大穿透深度,减小凹腔后倾角可以提高凹腔质量流量,二者均能够提高混合效率,从而促使燃烧更充分。
- 3) 超燃冲压发动机的总压损失主要由燃烧引起的耗散损失贡献。燃料喷射角度越大,凹腔后倾角越小,燃烧效率越高,总压损失也相应地越高。在高马赫数条件下发动机内流道的阻力很大,增大喷射角度和减小凹腔后倾角都有利于提高发动机的推力性能。逆向喷入方案获得的正推力最大,并且燃烧位置相对靠前,这有利于燃烧室设计尺寸的小型化。

参考文献

[1] 杨佳宁,沈赤兵,杜兆波. 激波干扰支板射流混合增强规律[J]. 火箭推进,2023,49(3):34-47.
YANG J N, SHEN C B, DU Z B. Mixing enhancement law of shock wave interfering struct jet[J]. Journal of Rocket Propulsion,2023,49(3):34-47.

[2] 张时空,李江,黄志伟,等. 高马赫数来流超燃冲压发动机燃烧流场分析[J]. 宇航学报,2017,38(1):80-88.

[3] TANG T, WANG Z G, HUANG Y H, et al. Correction;

- Investigation of combustion structure and flame stabilization in an axisymmetric scramjet [J]. AIAA Journal, 2023, 61(6):2.
- [4] 岳连捷,张旭,张启帆,等. 高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展[J]. 力学学报,2022,54(2):263-288.
- [5] HACK F, MECKLEM S, LANDSBERG W, et al. Dividing and conquering: Supersonic combustion of ethylene with varied tandem cavities [C]//Brisbane: The University of Queensland,2020.
- [6] MOURA A F, GIBBONS N, WHEATLEY V, et al. Effects of oxygen enrichment on supersonic combustion in a Mach 10 scramjet[J]. AIAA Journal,2021,59(11):4556-4568.
- [7] ROGERS R, SHIH A, HASS N. Scramjet development tests supporting the Mach 10 flight of the X-43[C]//AIAA/CI-RA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [8] JACKSON K R, GRUBER M R, BUCCELLATO S. Mach 6-8 + hydrocarbon-fueled scramjet flight experiment: The Hi-FiRE flight 2 project[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014,31(1):36-53.
- [9] STEELANT J, VARVILL R, WALTON C, et al. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT-II project [C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA,2015.
- [10] 张蒙正,李斌,李光熙. 组合动力:现状、问题与对策[J]. 火箭推进,2021,47(6):1-10.
- ZHANG M Z, LI B, LI G X. Combined cycle propulsion: Current status, problems and solutions [J]. Journal of Rocket Propulsion,2021,47(6):1-10.
- [11] 吴里银,孔小平,李贤,等. 马赫数 10 超燃冲压发动机激波风洞实验研究[J]. 推进技术,2021,42(12):2818-2825.
- [12] 张冬青,邓维鑫,邢建文,等. $Ma10$ 条件超燃冲压发动机自由射流试验过程[J]. 航空动力学报,2023,38(3):735-742.
- [13] 何桢,邢建文,欧阳浩,等. 飞行 $Ma12$ 条件超燃发动机流场及燃烧特征分析[J]. 力学学报,2022,54(3):622-632.
- [14] 卢洪波,陈星,曾宪政,等. FD-21 风洞 $Ma=10$ 高超声速推进试验技术探索[J]. 气体物理,2022,7(2):1-12.
- [15] 姚轩宇,王春,喻江,等. JF12 激波风洞高 Mach 数超燃冲压发动机实验研究[J]. 气体物理,2019,4(5):25-31.
- [16] 张启帆,岳连捷,贾轶楠,等. 真实气体效应对 $Ma10$ 级进气道流动的影响[J]. 推进技术,2019,40(5):1042-1050.
- [17] 张锦成,王振国,孙明波,等. 高马赫数下超声速燃烧的自点火查表方法[J]. 力学学报,2022,54(6):1548-1556.
- [18] FALEMPIN F, SERRE L. LEA flight test program: First step to an operational application of high-speed airbreathing propulsion [C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, Virginia: AIAA,2003.
- [19] 李资聪. 压缩-加热一体化的高马赫数超燃冲压发动机性能研究[D]. 武汉:华中科技大学,2021.
- [20] LANDSBERG W O, VANYAI T, MCINTYRE T J, et al. Experimental scramjet combustion modes of hydrocarbon mixtures at Mach 8 flight conditions [J]. AIAA Journal, 2020,58(12):5117-5122.
- [21] 朱美军,辜天来,张帅,等. 三维超声速燃烧室凹腔构型的优化设计及参数分析[J]. 推进技术,2018,39(8):1780-1789.
- [22] ZETTERVALL N, FUREBY C, NILSSON E J K. Small skeletal kinetic reaction mechanism for ethylene-air combustion[J]. Energy & Fuels,2017,31(12):14138-14149.
- [23] GRUBER M R, NEJAD A S, CHEN T H, et al. Transverse injection from circular and elliptic nozzles into a supersonic crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power,2000,16(3):449-457.
- [24] 贾真. 超声速燃烧室中壁面凹腔结构的稳焰机理[J]. 航空动力学报,2013,28(6):1392-1401.
- [25] 邓诗雨,金志光,柯玉祥. 宽域组合发动机低速段冲压通道阻力特性[J]. 火箭推进,2022,48(6):44-51.
- DENG S Y, JIN Z G, KE Y X. Drag characteristics of ramjet chanel of combined cycle engine at low speeds [J]. Journal of Rocket Propulsion,2022,48(6):44-51.