

氨/氢混合燃料超燃冲压发动机模拟仿真研究

林泽峰¹, 姜雪¹, 张天琦¹, 张英佳¹, 黄佐华¹, 颜应文²

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 南京航空航天大学能源与动力工程学院, 210016, 南京)

摘要: 为推进飞行器燃料向无碳、可持续化转型, 针对氨/氢混合燃料在超燃冲压发动机中的应用开展了燃烧数值模拟研究。首先, 采用德国航空航天中心(DLR)燃烧室结构, 建立超燃冲压发动机燃烧室模型, 并对该模型在冷态和热态工况下的可靠性进行验证; 接着, 开展了不同比例氨燃料掺混工况下的数值计算和燃烧特性分析。研究发现: 随着整体燃料中氨燃料质量分数的增加, 燃烧室内反应温度有所降低, 燃料型 NO_x 的产量显著增加; 由于氨燃料化学反应活性低, 在高速流场中难以充分燃尽, 掺混燃料后, 燃烧效率相较纯氢气工况有明显下降; 当氨燃料质量分数为 30% 时无法稳定燃烧, 提高进气来流压力、进气温度和燃料温度均能够达到稳定燃烧边界拓展的效果。该研究为认识超声速燃烧中湍流与燃烧化学相互作用的规律提供了参考, 同时为氨燃料超声发动机的设计与优化提供了性能预测依据。

关键词: 超燃冲压发动机; 氨燃料; 混合燃料

中图分类号: TK40 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202506001 **文章编号:** 0253-987X(2025)06-0001-10

Numerical Simulation Study of Ammonia and Hydrogen Blends Fueled Scramjet Combustion

LIN Zefeng¹, JIANG Xue¹, ZHANG Tianqi¹, ZHANG Yingjia¹,

HUANG Zuohua¹, YAN Yingwen²

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To support the carbon-neutral and sustainable transition to alternative aircraft fuels, numerical simulations of the combustion of ammonia and hydrogen fuel blends in scramjet engines was conducted in this study. A scramjet engine model was developed based on the combustion chamber structure from the German Aerospace Center (DLR). The model was validated against experimental data under both cold and hot operating conditions. Numerical calculations and combustion characteristic analyses were conducted with varying ammonia blending ratios. The results indicated that an increase in the ammonia mass fraction led to a lower temperature in the reaction field temperature and higher fuel NO_x emissions. The low chemical reactivity of ammonia resulted in insufficient combustion in high-speed flow fields, leading to a significant reduction in

收稿日期: 2024-11-21。 作者简介: 林泽峰(2000—), 男, 硕士生; 姜雪(通信作者), 女, 副教授, 博士生导师。 基金

项目: 国家自然科学基金资助项目(52376124); 航空航天结构力学及控制国家重点实验室开放课题资助项目(MCMS-E0323K01); 中国内燃机学会京博吉大专用油品研发联合实验室课题资助项目(CSICE-K202204)。

网络出版时间: 2025-02-20

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250219.1541.002>

combustion efficiency compared with pure hydrogen. Simulation results indicated that stable combustion could not be achieved when the ammonia mass fraction increased to 30% under the current conditions. However, the stable combustion boundary can be effectively expanded by increasing the intake pressure, intake temperature, or fuel temperature. This study reveals the combustion characteristics of ammonia and hydrogen fuel blends under supersonic flow conditions, providing insights into the interaction between chemistry and turbulence in supersonic combustion. Additionally, it offers considerations regarding performance prediction for the design and optimization of ammonia-fueled scramjet engines.

Keywords: supersonic scramjet; ammonia fuel; mixed blends

全球气候和环境变化给经济和社会发展带来了严峻挑战,低碳化已成为必然趋势。航空航天作为战略性产业,当前主要依赖化石燃料^[1]。使用低碳、无碳燃料被认为是推进航空航天领域绿色转型的重要方向^[2-4]。在众多替代燃料中,氨作为一种清洁氢载体燃料和储氢介质,具有无碳排放的优势,完全燃烧后的产物仅为水和氮气^[3-4]。然而,现有研究多聚焦于传统碳氢燃料以及氢燃料,对氨燃料在冲压发动机的适应性研究仍存在显著空白。多家国际航空公司和研究机构提出将氨作为空天发动机燃料的战略,例如澳大利亚 Aviation H₂ 公司、美国航空航天局(NASA)和英国 Reaction Engines 公司等均已启动相关研发项目^[5],认为使用氨燃料后原发动机不需要进行大幅改装。氨燃料推进剂具有广阔的应用前景。

高超声速飞行器在空间运输和空天安全领域具有重要作用^[6],而其广泛使用的煤油类碳氢燃料存在热解结焦堵塞冷却通道的问题^[7],因此最高工作马赫数范围受限。相比之下,氨燃料具备优异的冷却能力^[8-9],在发动机高热流密度工况下不发生结焦,并且氨高温热解可产生氢气,改善氨燃烧性能^[10-11]。此外,氨储存运输方便,具有较高的当量热沉和当量燃烧热值^[12],有研究认为氨燃料可胜任飞行马赫数 0~10 的宽范围需求^[13]。

由于超声速燃烧实验测量困难,获取信息有限,因此数值仿真成为研究超声速燃烧室内湍流与燃烧耦合过程的有效工具。氨是非常有前景的无碳替代燃料^[14],目前针对氨燃料发动机的研究还处于起步阶段,实际应用中仍存在关键瓶颈,如氨/氢的最佳掺混比尚未明确,超燃状态下稳燃机制不明以及在 CFD 仿真方面验证方法不足等。对此,本文利用 FLUENT 软件开展了氨/氢气燃料超声速燃烧的模拟仿真,以德国航空航天中心(DLR)的超声速发动机燃烧室为主体构型。首先,建立了超燃冲压发动机燃烧室模型,并利用文献中实验数据进行了模型

验证。接着,开展了不同氨/氢气掺混比例下的模拟仿真,分析了燃烧室内流场特征和燃烧性能。最后,开展了氨燃料超声速发动机稳燃边界拓展的模拟仿真,揭示了压力、温度等边界条件对发动机燃烧状态的影响。本研究为氨燃料超声速燃烧技术发展提供了一定参考和支持。

1 数值模拟方法及模型验证

1.1 超声速燃烧室几何构型

本研究基于德国航空航天中心的 DLR 超声速发动机燃烧室构型^[15]开展模拟仿真,燃烧室结构尺寸如图 1 所示。

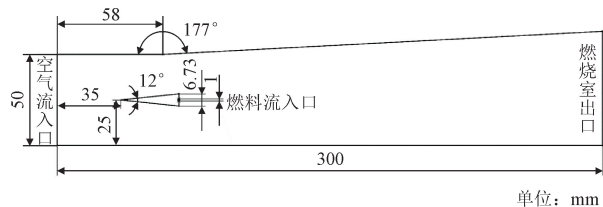


图 1 DLR 燃烧室结构^[15]

Fig. 1 Structure of DLR scramjet^[15]

燃烧室前段的截面积不变,燃烧室宽度为 40 mm,高度为 50 mm。从距燃烧室入口 58 mm 处开始,燃烧室顶部壁面以 3°的角度向外扩张,一直延伸到燃烧室出口。燃烧室内布置有楔形支板,支板底部设有直径为 1 mm 的燃料喷孔,支板长度为 32 mm,扩张角为 12°。整个燃烧室计算区域总长度为 300 mm,由于燃烧室后段为扩张段,计算区域约为 300 mm×60 mm。

1.2 湍流及燃烧模型选取

本研究采用计算流体学软件 ANSYS FLUENT 进行数值仿真。基于稳态压力基求解器,假设气体是可压缩的,并符合理想气体定律,采用有限体积法求解可压缩流 Navier-Stokes(N-S)方程,以获得超声速燃烧室内的速度、温度、压力等信息。模拟中选取的守恒方程、湍流模型及燃烧模型等详述如下。

1.2.1 守恒方程

本文的控制方程包括连续性方程、动量方程和能量及组分方程^[16]如下

连续方程为

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

动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\tau_{ij}) \quad (2)$$

能量及组分方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e_t) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho h_t u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i}(\tau_{ij} - u_i - q_i) \quad (3)$$

式中:变量 ρ 、 u 、 τ 、 p 、 e 、 q 和 h 分别定义为密度、速度、雷诺应力、压力、总能量、比热通量和比焓; x_i 表示笛卡尔坐标系中的第 i 个方向的坐标; u_i 、 u_j 分别表示流体在第 i 、 j 个方向上的速度分量; τ_{ij} 表示黏性应力张量的 i 、 j 分量; e_t 表示单位质量总能量; h_t 表示单位质量总焓; q_i 表示第 i 个方向分量的热通量。

1.2.2 湍流模型

湍流模型的选择是影响计算结果的重要因素之一^[17]。直接数值模拟(DNS)、大涡模拟(LES)方法具有较高的计算精度,但是在流动与燃烧耦合条件下计算量及时间成本较高,因此工程应用中广泛采用雷诺平均法模拟(RANS)方法进行仿真。由于超声速发动机流场中存在分离流动,RANS方法中的常规 $k-\epsilon$ 与 $k-\omega$ 湍流模型具有局限性,难以获得精确的流场计算结果^[18]。本研究采用了Menter等^[19]提出了SST $k-\omega$ 湍流模型,该方法通过混合函数将 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 模型相结合,有效解决了湍流模型中需要添加壁函数和对来流参数过敏感的问题,可以提高超声速流场的计算精度,适用于航天领域仿真。

1.2.3 燃烧模型

湍流与化学反应间存在相互作用,本研究采用部分搅拌反应器(partially stirred reactor, PaSR)模型进行燃烧计算,将每一块计算单元分为完全反应区和非反应区^[4,20],引入体积反应分数 κ 对化学反应特征时间尺度(τ_c)和混合时间尺度(τ_{mix})进行定义。体积反应分数和混合时间尺度定义如下

$$\kappa = \frac{\tau_c}{\tau_c + \tau_{\text{mix}}} \quad (4)$$

$$\tau_{\text{mix}} = C_{\text{mix}} \sqrt{\frac{\mu_{\text{eff}}}{\rho \epsilon}} \quad (5)$$

式中: μ_{eff} 为有效动力黏度,通过 $\mu + \mu_t$ 计算,其中 μ 为动力黏度, μ_t 为湍流动力黏度; ρ 为流体密度; ϵ 为

湍流耗散率; C_{mix} 为混合常数,根据网格的分辨率以及数量,使用 C_{mix} 对湍流混合时间长度进行缩放, C_{mix} 通常取值为1.0。

1.2.4 化学反应动力学模型

化学反应动力学模型对燃烧仿真结果有着重要影响。采用单步或几步总包反应描述燃烧特性,往往会导致释热量、燃烧总温、静压等计算结果存在偏差,无法准确描述发动机从点火到燃烧的全过程^[21]。

本文采用Liu等^[22]基于遗传算法开发的氨燃料骨架模型开展燃料超声速燃烧仿真计算,该模型包含29个物种和63个基元反应。在初始温度 $T_0 = 340$ K、初始压力 $p_0 = 1.2$ bar、当量比 $\varphi = 1$ 时,采用文献^[22]化学反应动力学模型对氢气掺混不同质量分数氨条件下点火延迟时间和层流燃烧速度进行预测,并与实验数据^[23-24]进行对比,结果如图2、图3,可见该模型对点火延迟时间和层流燃烧速度实验结果均能够给出较好的预测。

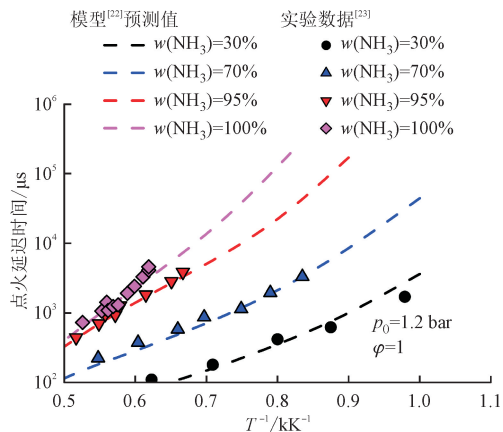


图2 点火延迟时间验证

Fig. 2 Ignition delay time validation

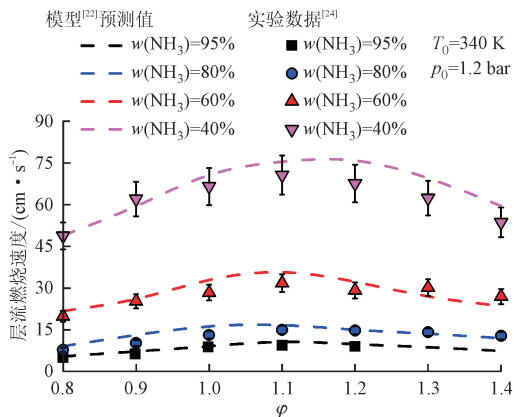


图3 层流燃烧速度验证

Fig. 3 Laminar flame speed validation

1.3 网格设置及无关性验证

本研究采用 Ansys ICEM 软件对二维模型进行结构化四边形网格划分,将燃烧室上下壁面和支板壁面均视为绝热壁面。对整体计算区域进行了分块网格划分如图 4(a)所示,在支板壁面以及燃烧室上下壁面生成了边界层网格,如图 4(b)所示。边界层网格的第一层厚度设置为 $1\text{ }\mu\text{m}$,网格增长率为 1.1。应确保壁面附近的无量纲壁面距离 $y^+ \leq 1$,从而满足所使用 SST $k-\omega$ 湍流模型的计算精度需求。

本文采用 3 种不同方案开展网格无关性验证:初始网格方案 A(29 144 单元)、局部细化加密方案 B(108 834 单元)和方案 C(150 829 单元)进行冷态流场仿真计算。图 4(c)对比了 3 种方案壁面压力分布与文献[15] 实验数据,可见各方案压力分布趋势与实验值基本一致,方案 A 对峰值压力预测存在显著偏差,而方案 B 和 C 的预测结果与实验值基本一致,综合考虑计算资源及精度需求,最终选取方案 B 作为后续仿真的网格方案。

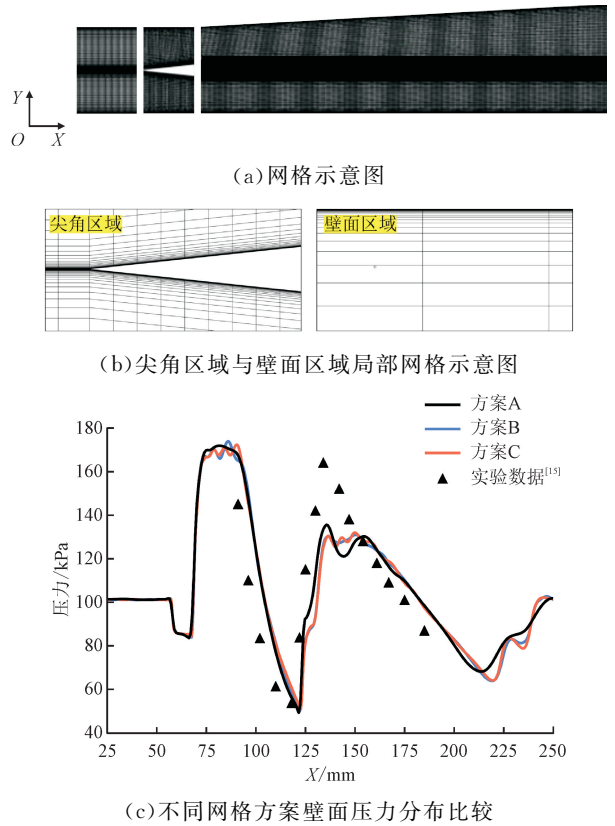


图 4 压力分布与网格示意图
Fig. 4 Axial pressure distribution and grid diagram

1.4 模型验证

本文基于 Waidmann 等^[15] 的 DLR 超声速燃烧室实验数据及 Oevermann 等^[25] 的数值计算边界条

件进行了模型设定,模型边界的条件如表 1 所示。

表 1 模型验证边界条件

参数	数值	
	入口空气流	入口燃料流
Ma	2	1
静温/K	340	250
静压/kPa	100	100
$w(\text{N}_2)/\%$	73.6	0
$w(\text{O}_2)/\%$	23.2	0
$w(\text{H}_2\text{O})/\%$	3.2	0
$w(\text{H}_2)/\%$	0	100

1.4.1 冷态流场验证

图 5 所示为实验测量的流场结构与冷态模拟中数值计算获得的密度分布对比。可以看出,仿真计算结果能够很好地捕捉到流场中的复杂流动以及激波结构。

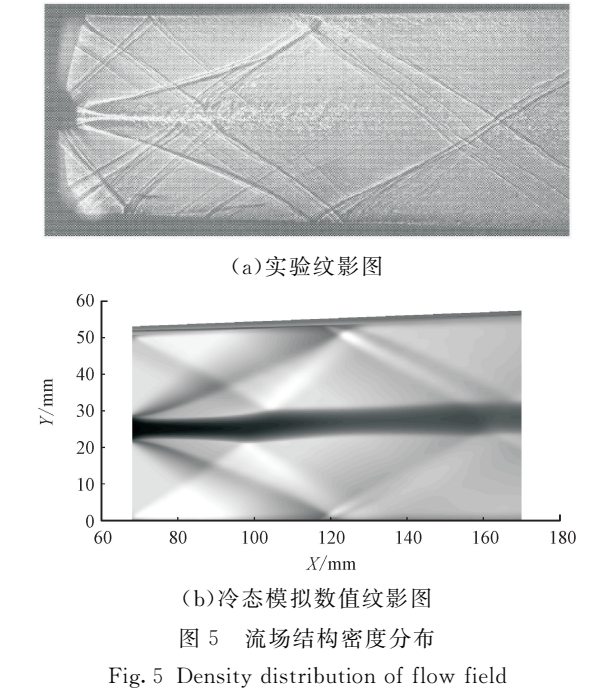


Fig. 5 Density distribution of flow field

图 6 所示为燃烧室内不同截面位置的压强实验数据与仿真计算结果对比。总的来说,在 $Y=0\text{ mm}$ 和 25 mm 截面处,计算压强与实验数据有着较好的一致性,其中 $Y=0\text{ mm}$ 、 $X \approx 130\text{ mm}$ 位置和 $Y=25\text{ mm}$ 、 $X \approx 110\text{ mm}$ 位置的仿真结果与实验数据存在一定偏差。这主要是因为实验过程为三维流场,而二维仿真计算结果无法完全展现三维效应;其次,边界层与冲击波的相互作用在算例中被简化为滑移边界条件,因此未将其影响纳入考虑。

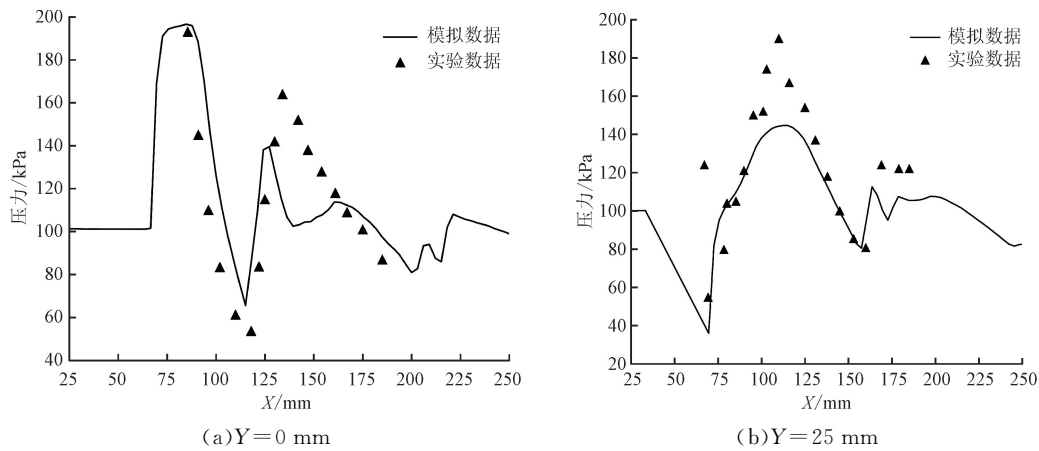


图 6 燃烧室不同截面上的压力分布

Fig. 6 Pressure distribution at different sections of the combustion chamber

图 7 所示为燃烧室内 4 个不同位置的速度分布实验结果与仿真结果对比,也具有较好的一致性。在 $X=78\text{ mm}$ 处,流场中间位置出现速度分量逆向,这是因为湍流计算设置导致燃料流穿透性较高,仿真结果高估了此处的速度^[26]。

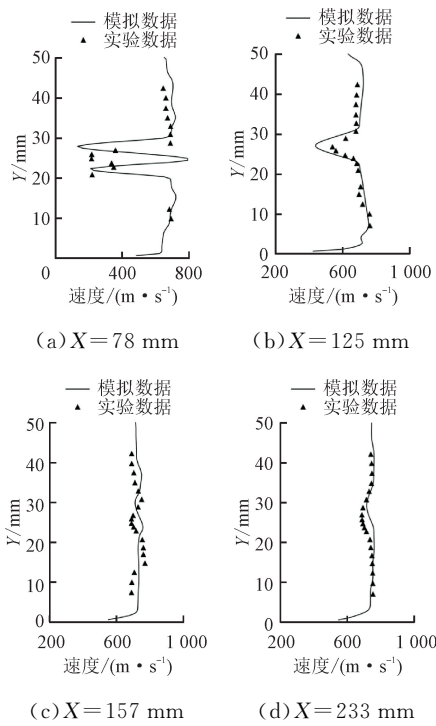


图 7 冷态 4 种流向位置的速度分量分布

Fig. 7 Velocity distribution of at different X sectors

1. 4. 2 热态流场验证

实际发动机中的燃烧过程是高速流动和化学反应的耦合,本文还开展了热态仿真,验证了文献中氢气超声速燃烧的实验结果。图 8 所示为热态仿真获

得的燃烧室密度分布与实验结果对比,数值计算结果很好地捕捉到了支板后反应区域和激波形状。

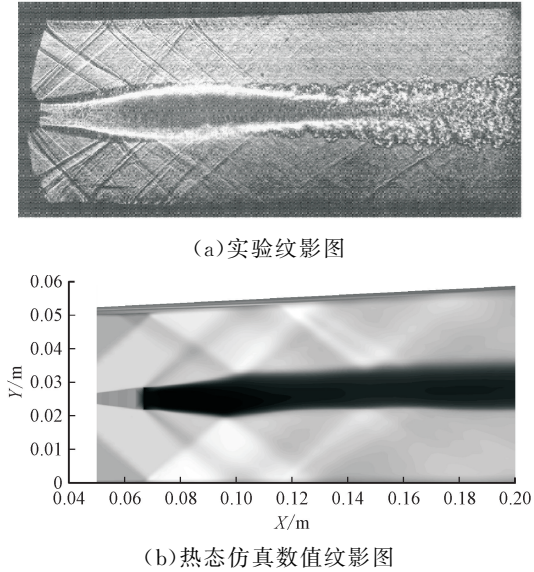


图 8 燃烧结构密度分布

Fig. 8 Combustion density distribution of scramjet

图 9 所示为不同流向位置的速度分量分布的实验值与模拟值对比。本文热态流场模拟结果与实验数据趋势吻合,但在 $Y=25\text{ mm}$ 、 $X=78\text{ mm}$ 和 $X=125\text{ mm}$ 处,速度分布峰值预测结果与实验结果存在一定偏差,文献研究中^[26-29]也发现了类似问题,这是由于高湍流区域模型预测精度下降所致。并且,湍流燃烧中火焰与流动之间存在相互作用,火焰难以维持稳定的形状和传播速度,因此在时空分布上呈现随机波动^[30],导致热态工况下的仿真结果和实验值之间的偏差变大。另外,在 $X=207\text{ mm}$ 处,轴线位置的速度分布与实验数据呈现了相反趋势,

文献中也报道了类似现象^[31-33],这主要是由于仿真计算燃烧区域设置较宽,收缩后对火焰产生了加速。

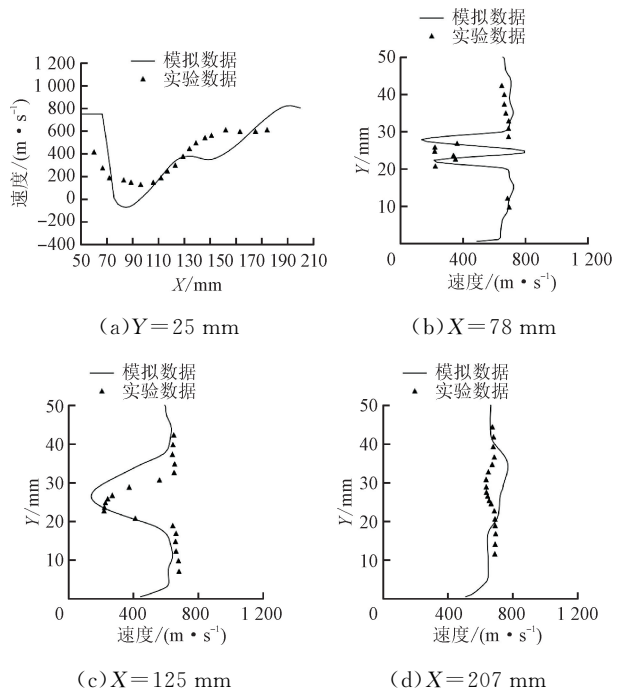


图 9 Y 为 25 mm、X 分别为 78、125、207 mm 时的速度分量分布
Fig. 9 Distribution of velocity at different locations

总的来说,本文构建的超声速燃烧模型在冷态和热态模拟中获得的流场密度分布、压强和速度都与实验结果有较好的一致性。后续将采用该模型开展相关氨燃料超声速燃烧过程分析。

2 结果与讨论

2.1 不同掺混比氨/氢气超声速燃烧特性

本文基于多步骨架化学动力学模型,开展了不同氨/氢气掺混比工况下的模拟仿真,揭示氨燃料在超声速燃烧发动机中的燃烧特性。模拟仿真中,燃料在支板后喷注,模拟边界条件设定如表 2 所示。

表 2 模拟仿真边界条件

参数	数值	
	入口空气流	入口燃料流
Ma	2	1
静温/K	340	340
静压/kPa	100	100
$w(N_2)/\%$	73.6	0
$w(O_2)/\%$	23.2	0
$w(H_2O)/\%$	3.2	0
$w(H_2)/\%$	0	0, 10, 20, 30

模拟结果表明,在当前工况下,纯氨和高氨掺混比工况下均无法实现可靠点火及稳定燃烧。其中,氢气质量分数为 70%、氨质量分数为 30% 的工况为无法实现稳定燃烧的临界工况。

图 10 所示为不同掺混比下的稳态工况温度分布云图。可以看出,支板尾部区域的温度较低,这是因为燃料在支板后喷注尚未充分混合,处于富油状态,未能充分燃烧。随着燃料与高速空气流的不断掺混,在支板后部 $X \approx 90$ mm 处,温度逐渐增加,这表明燃料开始氧化放热。在燃烧室下游区域,燃料与空气充分混合,此时燃烧释热显著增加。

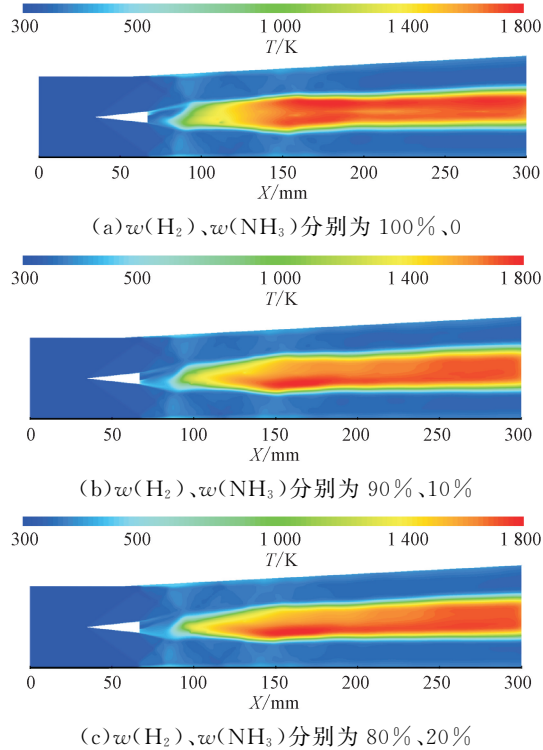
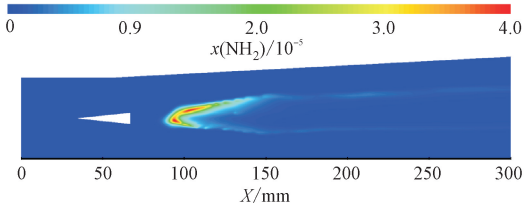


图 10 氨、氢气不同掺混比例工况下的温度分布
Fig. 10 Temperature distribution of different mix ratios

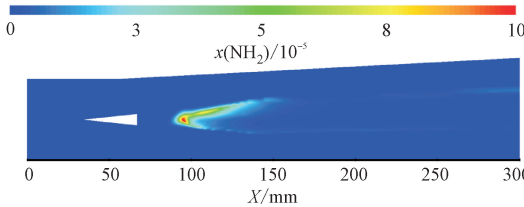
当氨燃料掺混后,燃烧温度较纯氢气工况有所下降。氢气的绝热火焰温度高于氨^[34]。并且,理论上每摩尔氨气完全燃烧需要的氧气量为氢气完全燃烧时的 1.5 倍,燃烧需要的氧气量高。此外,氨燃料化学反应活性低,燃烧速度慢,反应时间长,在高速流场中难以充分燃尽,这导致反应场燃烧温度降低。

图 11 为不同掺混比工况下燃烧室内 NH_2 自由基分布,其中 $x(NH_2)$ 为 NH_2 自由基的摩尔分数。在氨燃料初期氧化过程中, NH_3 首先通过热解或氢提取反应生成 NH_2 ^[23],由于氨的化学反应活性较低, NH_2 的生成速率对温度有着较强的依赖性^[35]。在燃烧室 $X \approx 90$ mm 处,此时温度大于 1 200 K,

NH_2 的产率增加,表明氨燃料开始氧化消耗。



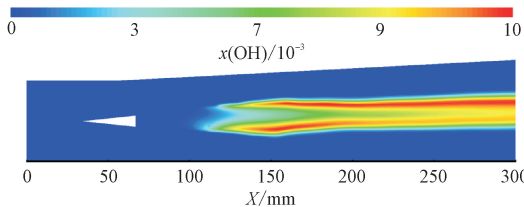
(a) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 90%、10%



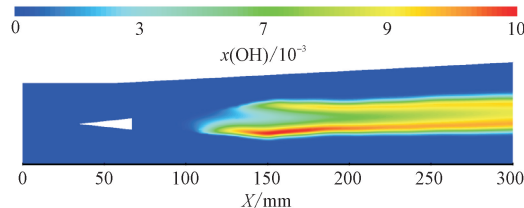
(b) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 80%、20%

图 11 氨、氢气不同混合比例工况下的 NH_2 自由基分布
Fig. 11 NH_2 distribution of different mix ratios

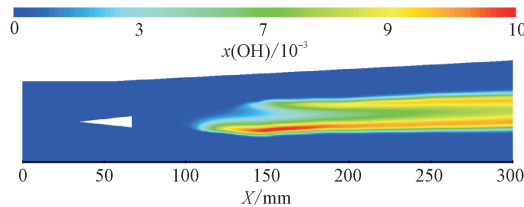
图 12 为不同掺混比工况下燃烧室内 OH 自由基分布, OH 为燃烧高温反应快速生成的中间物种,通常被用于表征火焰位置及反应区范围。可以看出,3 种工况下 OH 自由基均出现于燃烧室下游区域,位于 NH_2 自由基浓度峰值之后。并且,相较于燃烧室中轴位置,在靠近上下壁面附近 OH 自由基浓度更高。这是由于在扩散燃烧过程中,燃料与空气来流在壁面附近混合更加充分。



(a) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 100%、0



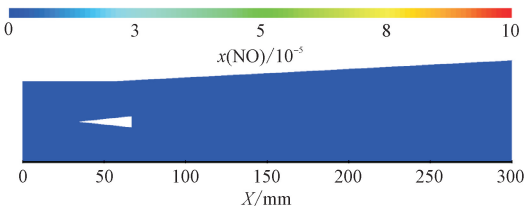
(b) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 90%、10%



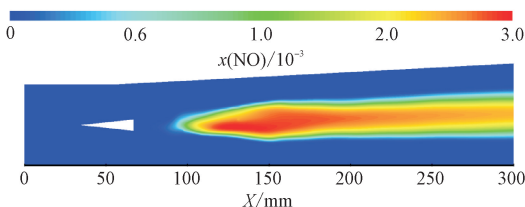
(c) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 80%、20%

图 12 氨、氢气不同混合比例工况下的 OH 自由基分布
Fig. 12 OH distribution of different mix ratios

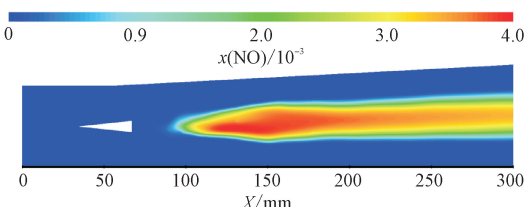
另外,由于氨燃料自身含氮,其燃烧氮氧化物(NO_x)排放问题受到广泛关注。如图 13 所示,燃烧产物中 NO 浓度随着氨燃料掺混比例的增加而增大。对于纯氢气工况, NO 的主要生成区域位于燃烧室出口附近的高温富氧区域,这表明此时主要生成热力型 NO_x 。然而,在质量分数分别为 10% 和 20% 氨燃料掺混工况下, NO 在支板后部沿燃烧室中轴线附近大量生成,这表明氨燃料掺混后燃料型 NO_x 的产量显著增加。



(a) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 100%、0



(b) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 90%、10%



(c) $w(\text{H}_2)$ 、 $w(\text{NH}_3)$ 分别为 80%、20%

图 13 氨、氢气不同混合比例的 NO_x 自由基分布
Fig. 13 NO_x distribution of different mix ratios

图 14 所示为不同掺混比工况下燃烧室上壁面压力分布。总体来说,3 种工况下的压力沿程分布趋势相似。在上壁面压力爬升段($X < 95 \text{ mm}$),3 种燃料来流诱导的压升曲线略有差异。在 $X \approx 100 \text{ mm}$ 处 3 种燃料工况均出现压力峰值,相对于纯氢气工况,在 10% 和 20% 氨燃料掺混工况下,压力峰值分别下

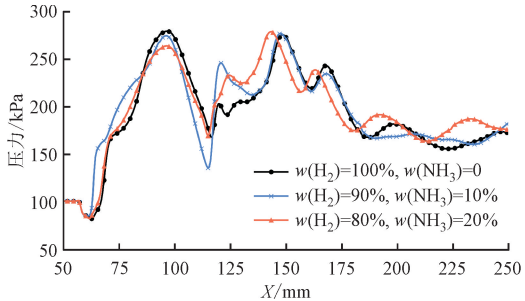


图 14 不同燃料掺混比工况下上壁面压力
Fig. 14 Upper pressure distribution of different mix ratios

降了 1.9% 和 3.7%，这表明氨燃料掺混对于对燃烧诱导的压升具有一定抑制作用。

图 15 所示为不同掺混比工况下燃烧效率沿程分布。总的来说,纯氢气工况下的燃烧效率最高,随着氨燃料掺混比例增加燃烧效率依次降低。可以看出,支板尾部附近的燃烧效率最低,此时 3 种燃料的燃烧效率差异也最大。例如,在 $X=137\text{mm}$ 处,10% 和 20% 氨燃料掺混工况下的燃烧速率分别较纯氢气工况低 14.9% 和 33.1%。支板尾部区域温度较低,燃料喷注后与氧气混合不充分。由于氨反应活化能高,在中低温下反应速率慢^[23],因此在支板后区域难以充分氧化,导致氨掺混后支板尾部附近的燃烧效率明显降低。在燃烧室中后部区域,燃料与空气的混合更加完全,并且随着燃烧室内温度的升高,氨燃料化学反应速率提升使得燃烧更加充分,此时掺氨工况与纯氢气工况下燃烧效率的差距缩小。总的来说,氨燃料掺混对于中低温区域的燃烧效率的影响较大,温度升高可以使燃烧效率有所回升。

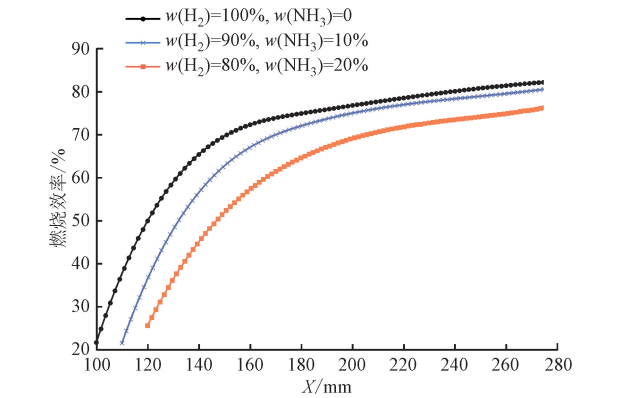


图 15 不同燃料掺混比工况下的燃烧效率
Fig. 15 Combustion efficiency of different mix ratios

2.2 氨/氢气超声速稳定燃烧边界及拓展

模拟结果表明,当氨质量分数掺混比增加到 30% 时无法稳定燃烧。本文针对质量分数为 30% 氨燃料掺混工况开展了稳定燃烧边界拓展研究。采用提高进气来流温度、提高燃料来流温度和提高空气来流压力 3 种方法对比稳燃效果,模拟工况如表 3 所示。

表 3 模拟工况边界条件

Table 3 Boundary condition

模拟 工况	入口空气流 静温/K	入口燃料流 静温/K	入口空气流 静压/kPa	$w(\text{NH}_3)/\%$
原始工况	340	340	100	30
案例 1	340	340	200	30
案例 2	340	473	100	30
案例 3	1 173	340	100	30

如图 16(a) 所示,在 30% 氨掺混工况下,即使在模拟中引入了辅助点火措施依旧无法实现稳定燃烧,火焰最终吹熄。熄火边界体现了化学反应时间尺度与流动时间尺度的竞争关系^[36],在超声速稳燃问题研究中可以表示为湍流火焰传播速度与流动速度之比^[37],火焰传播速度越低,流速越高,则熄火越容易发生。氨燃料的层流火焰传播速度约为氢气的 1/5^[38],因此氨燃料掺混后燃烧室更易熄火。如图 16(b) 所示,当将空气来流压力由 100 kPa 增加到 200 kPa 后,燃烧室内出现了稳定火焰结构,说明提高空气来流压力可以达到稳燃效果。压力升高后,高压条件下激波对燃料的混合作用加强^[39],提高了燃烧稳定性。图 16(c) 和 (d) 所示分别为提高燃料流温度和提高空气来流温度的影响,可以看出增加燃料和空气来流的温度都可以实现稳燃。预热燃料流可以加速氨的分解,提高化学反应速率和火焰传播速度。空气来流温度的提高提升了燃烧室内整体温度,加速了流场内的化学反应速率和火焰传播。因此,提高温度也是拓展氨燃料超声速燃烧边界的有效手段。

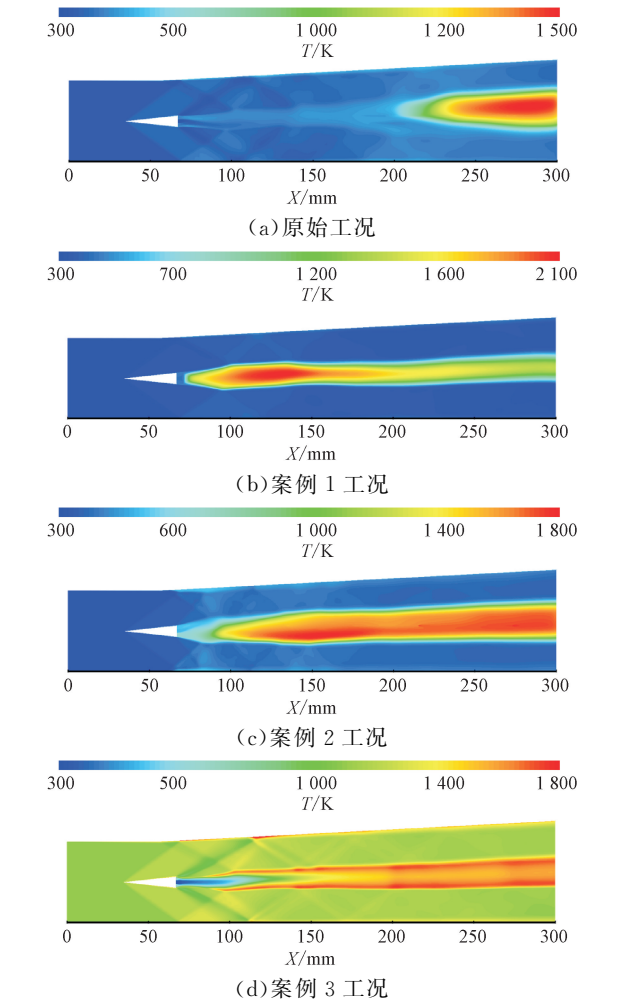


图 16 不同拓展工况下的温度分布
Fig. 16 Temperature distribution of different conditions

3 结 论

本文开展了入口空气流马赫数为 2、入口燃料流马赫数为 1、静温为 340 K、静压为 100 kPa 工况下氨氢气燃料超声速燃烧的模拟仿真研究,建立了超声速发动机燃烧室模型,分析了不同氨/氢气比例下的燃烧室内流场特征和燃烧性能,以及压力、温度等边界条件对发动机稳燃边界的拓展效果,得到以下结论。

(1)研究发现,当掺混氨燃料质量分数从 0 增加到 10% 及 20% 时,燃烧室内反应场温度逐渐降低,燃料型 NO_x 的产量显著增加。

(2)掺混氨燃料后,发动机燃烧效率相较于纯氢气工况有所下降,这主要由于氨燃料化学反应活性低,反应时间长,在高速流场中难以充分燃尽。

(3)由于氨燃料的火焰传播速度慢,当掺混氨燃料的质量分数大于等于 30% 时,将无法稳定燃烧。提高进气来流压力、提高进气温度和燃料温度均能够拓展发动机的稳定燃烧边界。

本文研究结果为揭示氨/氢气混合燃料在超声速流动条件下的燃烧特性提供了重要依据,为氨燃料超声发动机的设计与优化提供了理论支撑。

参考文献:

[1] LEE J J. Can we accelerate the improvement of energy efficiency in aircraft systems? [J]. Energy Conversion and Management, 2010, 51(1): 189-196.

[2] BHATT A H, ZHANG Yimin, MILBRANDT A, et al. Evaluation of performance variables to accelerate the deployment of sustainable aviation fuels at a regional scale [J]. Energy Conversion and Management, 2023, 275: 116441.

[3] CAI Tao, ZHAO Dan. Overview of autoignition and flame propagation properties for ammonia combustion [J]. AIAA Journal, 2023, 61(7): 2754-2778.

[4] MARZOUK O A, HUCKABY E D. A comparative study of eight finite-rate chemistry kinetics for Co/H₂ combustion [J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2010, 4(3): 331-356.

[5] BROWN T. Zero emission aircraft: ammonia for aviation [EB/OL]. (2020-08-20) [2024-11-18]. <https://ammoniaenergy.org/articles/zero-emission-aircraft-ammonia-for-aviation/>.

[6] URZAY J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2018, 50: 593-627.

[7] MOSES P L. X-43C plans and status [C]//12th

AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, VA, USA: AIAA, 2003: AIAA 2003-7084.

[8] 许海琦,吕钺坤,姜渭宇,等.考虑进气道反压不启动的冲压级数学建模及再起启动路径研究[J].推进技术,2023,44(12): 61-71.

XU Haiqi, LÜ Chengkun, JIANG Weiyu, et al. Mathematical modeling and restart path of ramjet stage considering inlet unstart caused by back pressure [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(12): 61-71.

[9] NONWEILER T R F. The effect of airflow cooling on a scramjet: a preliminary assessment [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London: Series A Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1999, 357(1759): 2335-2356.

[10] LIU Zongkuan, ZHOU Lei, ZHONG Lijia, et al. Enhanced combustion of ammonia engine based on novel air-assisted pre-chamber turbulent jet ignition [J]. Energy Conversion and Management, 2023, 276: 116526.

[11] CHIONG M C, CHONG C T, NG J H, et al. Advancements of combustion technologies in the ammonia-fuelled engines [J]. Energy Conversion and Management, 2021, 244: 114460.

[12] 王哲,唐浩博,张丁海,等.氨燃料固体氧化物燃料电池低温化性能分析[J].中国电机工程学报,2024,44(21): 8544-8553.

WANG Zhe, TANG Haobo, ZHANG Dinghai, et al. Low temperature performance analysis of ammonia fuel solid oxide fuel cell [J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(21): 8544-8553.

[13] 张鑫,陆阳,程迪,等.氨燃料吸气式变循环发动机性能分析[J].力学学报,2022,54(11): 3223-3237.

ZHANG Xin, LU Yang, CHENG Di, et al. Analysis of performance of ammonia air-breathing variable cycle engine [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(11): 3223-3237.

[14] 郭朋彦,申方,王丽君,等.氨燃料发动机研究现状及发展趋势[J].车用发动机,2016(3): 1-5.

GUO Pengyan, SHEN Fang, WANG Lijun, et al. Research status and development trend for ammonia-fueled engines [J]. Vehicle Engine, 2016(3): 1-5.

[15] ALFF F, BRUMMUND U, CLAUSS W, et al. Experimental investigation of the combustion process in a supersonic combustion ramjet (SCRAMJET) combustion chamber [EB/OL]. (1994-06-18) [2024-11-21]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Experimental-Investigation-of-the-Combustion-in-a-Alff-Brummund/>

- 3a29b5f9030dff3ebfaf51c5c04d10ba9183be8.
- [16] POINSOT T, VEYNANTE D. Theoretical and Numerical Combustion [M]. 2nd ed. Philadelphia, PA, USA: R. T. Edwards, Inc., 2005.
 - [17] YANG Xiaoyu, TUCKER P G. Assessment of turbulence model performance: severe acceleration with large integral length scales [J]. Computers & Fluids, 2016, 126: 181-191.
 - [18] JOHANSSON S H, DAVIDSON L, OLSSON E. Numerical simulation of vortex shedding past triangular cylinders at high Reynolds number using a $k-\epsilon$ turbulence model [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1993, 16(10): 859-878.
 - [19] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
 - [20] GUTIÉRREZ L F, TAMAGNO J P, ELASKAR S A. RANS simulation of turbulent diffusive combustion using open foam [J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2016, 9(2): 669-682.
 - [21] 仲峰泉, 范学军, 俞刚, 等. 采用简化机理模拟乙烯在超声速气流中自点火燃烧过程 [C]//第三届全国高超声速科技学术会议论文集. 无锡: 中国力学学会, 2010: 1-10.
 - [22] LIU Xing, WANG Ying, BAI Yuanqi, et al. Development of reduced and optimized mechanism for ammonia/hydrogen mixture based on genetic algorithm [J]. Energy, 2023, 270: 126927.
 - [23] CHEN Jundie, JIANG Xue, QIN Xiaokang, et al. Effect of hydrogen blending on the high temperature auto-ignition of ammonia at elevated pressure [J]. Fuel, 2021, 287: 119563.
 - [24] LHUILLIER C, BREQUIGNY P, LAMOUREUX N, et al. Experimental investigation on laminar burning velocities of ammonia/hydrogen/air mixtures at elevated temperatures [J]. Fuel, 2020, 263: 116653.
 - [25] OEVERMANN M. Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling [J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(7): 463-480.
 - [26] POTTURI A S, EDWARDS J R. LES/RANS simulation of a supersonic combustion experiment [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2012: AIAA 2012-611.
 - [27] 王浩苏, 单繁立, 牛健, 等. 基于火焰面/进度变量模型的超声速燃烧 IDDES 模拟 [J]. 推进技术, 2015, 36(3): 321-327.
 - WANG Haosu, SHAN Fanli, NIU Jian, et al. IDDES simulation of supersonic combustion based on flamelet/progress variable model [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(3): 321-327.
 - [28] KUMMITHA O R, PANDEY K M, GUPTA R. Optimization of scramjet performance with different fuel injection techniques and flame holder cavities [J]. Acta Astronautica, 2018, 152: 908-919.
 - [29] LI Zhongwen, WANG Jingbo, LI Xiangyuan. Application of hydrogen mechanisms in combustion simulation of DLR scramjet combustor and their effect on combustion performance [J]. Fuel, 2023, 349: 128659.
 - [30] DRISCOLL J F. Turbulent premixed combustion: Flamelet structure and its effect on turbulent burning velocities [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2008, 34(1): 91-134.
 - [31] CHOUBEY G, PANDEY K M. Effect of variation of angle of attack on the performance of two-strut scramjet combustor [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(26): 11455-11470.
 - [32] LIU Bing, HE Guoqiang, QIN Fei, et al. Investigation of influence of detailed chemical kinetics mechanisms for hydrogen on supersonic combustion using large eddy simulation [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(10): 5007-5019.
 - [33] FUREBY C, FEDINA E, TEGNÉR J. A computational study of supersonic combustion behind a wedge-shaped flameholder [J]. Shock Waves, 2014, 24(1): 41-50.
 - [34] VALERA-MEDINA A, XIAO H, OWEN-JONES M, et al. Ammonia for power [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2018, 69: 63-102.
 - [35] BENÉS M, POZO G, ABIÁN M, et al. Experimental study of the pyrolysis of NH_3 under flow reactor conditions [J]. Energy & Fuels, 2021, 35(9): 7193-7200.
 - [36] BROADWELL J E, DAHM W J A, MUNGAL M G. Blowout of turbulent diffusion flames [J]. Symposium (International) on Combustion, 1985, 20(1): 303-310.
 - [37] 杨美辰. 基于支板稳燃的超声速燃烧稳定性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
 - [38] TAKIZAWA K, TAKAHASHI A, TOKUHASHI K, et al. Burning velocity measurements of nitrogen-containing compounds [J]. Journal of Hazardous Materials, 2008, 155(1/2): 144-152.
 - [39] WANG Zhe, ZHANG Tianyue, WANG Du, et al. Effects of initial pressure and temperature on the ignition and combustion characteristics of ammonia/hydrogen/air adopting turbulent jet ignition [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2024, 78: 1382-1390.

(编辑 刘杨 陶晴)