

空气加热器喷雾燃烧流场仿真模拟

范 博, 沈赤兵, 王 科

(国防科技大学 高超声速技术实验室, 长沙 410073)

摘要 为研究喷注压降对空气加热器喷雾燃烧流场的影响规律, 采用 DPM 离散相模型, 结合考虑湍流燃烧效应的涡耗散模型对酒精/液氧/空气三组元加热器进行仿真计算, 并与理论计算及试验结果进行对比, 验证模型的准确性。仿真结果表明: 在保持三组元流量恒定的条件下, 提高空气喷注压降能够缩短酒精喷雾的雾化距离与火焰长度, 当空气喷注压降提高后, 能使喷雾距离缩短 50%, 火焰长度缩短 40%, 燃烧室内温度分布更加均匀, 有利于提供满足试验需求的均匀热气流; 同时, 降低酒精喷注压降能够减小酒精喷雾的穿透距离, 使火焰更加集中于燃烧室轴线处; 当空气喷注压降超出工作范围时, 火焰无法附着在喷嘴出口, 容易造成加热器熄火; 过高的酒精喷注压降会使燃烧火焰周期性摆动, 不利于燃烧室热防护。

关键词 空气加热器; 喷雾燃烧; 火焰稳定性; 喷注压降; 离散相模型

中图分类号 V411.7 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)05-0013-10

Simulation on spray combustion flow field of the air heater

FAN Bo, SHEN Chibing, WANG Ke

(Hypersonic Technology Laboratory, National University of Defense
Technology, Changsha 410073, China)

Abstract In order to study the influence of injection pressure drop on the spray combustion flow field and combustion stability of the air heater. Discrete phase model(DPM) and eddy dissipation model considering the turbulent combustion effect were used to simulate the $C_2H_5OH/LOx/Air$ tripropellant air heater, the simulation results were in good agreement with theoretical calculation and experiment, thereby the accuracy of the numerical models was verified. As the results shown, under the condition of maintaining a constant mass flow of the three-component propellant, increasing the air injection pressure drop could shorten the alcohol spray atomization distance and flame length, when the air injection pressure drop is increased to the critical pressure, the spray distance is shortened by 50% and the flame length is shortened by 40%. And the temperature distribution in the combustion chamber was more uniform, which could provide a uniform hot air flow to meet the test needs; reducing the alcohol injection pressure drop could reduce the alcohol spray penetration distance, and the flame was more concentrated on the ax-

收稿日期:2022-08-30;修回日期:2022-09-15

基金项目:国家自然科学基金(12072367);湖南省自然科学基金(2020JJ4666)

作者简介:范博(1998—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机燃烧稳定性。

通信作者:沈赤兵(1968—),男,研究员,研究领域为液体火箭发动机燃烧稳定性。

is of the combustion chamber. In addition, when the air injection pressure drop exceeded the working range, the flame would not be anchored to the injector outlet, which could cause the heater to shut down. Excessively high alcohol injection pressure drop would cause the combustion flame to oscillate periodically, which was not conducive to the thermal protection of the combustion chamber.

Key words air combustor; spary combustion; flame stability; injection pressure drop; DPM

0 引言

在高超声速飞行器及其推进系统的研制过程中,需要对其气动力参数、燃烧效率等参数进行试验研究,因此需要建造地面试验系统以提供与其实际飞行时相同来流条件的均匀热气流。现有的高超声速飞行器地面试验系统中,空气加热器是关键设备之一^[1-3]。空气加热器按工作方式可分为蓄热式与燃烧式,其中蓄热式加热器通过电弧预热、燃烧预热等方式将空气加热至设定温度,但试验准备周期长、设备成本高、空气中氮氧分子电离化等问题难以满足长程试验的要求。而燃烧式空气加热器通过燃烧一定量的燃料提供热量并补氧与常温空气掺混,经过拉瓦尔喷管加速后得到与空气中氧含量相同、流场品质均匀的高速热气流。与蓄热式加热器相比,燃烧式空气加热器具有运行效率高、适用范围宽等优点,在国内外的高超声速风洞中得到了广泛应用^[4-7]。

燃烧式空气加热器的燃烧组织方式与液体火箭发动机类似,可类比为使用空气、液氧、醇类或烃类燃料的三组元液体火箭发动机。但三组元空气加热器的喷雾燃烧过程涉及点火困难、火焰难以维持及燃烧不稳定问题。针对上述问题,国内外对空气加热器燃烧稳定性问题展开了试验和理论研究。Hashimoto 在研制采用同轴直流式喷嘴的空气/氧气/氢气空气加热器时,发现仅在当量比大于 0.35,且空气与燃料喷注速度保持在一定范围时,才能成功点火并维持稳定燃烧^[8]。王壮等对双组元同轴直流式喷注器的结构参数进行了数值仿真,对比分析了不同结构参数对火焰长度、混合效果的影响^[9]。中国空气动力研究与发展中心研制了采用空气/液氧/异丁烷的空气加热器,并设计新型液氧/异丁烷火炬点火器,能够实现快速点火并维持火焰稳定燃烧^[10]。西安航天动力研究所进行了一系列试验研究,分析了空气流量对加热器燃烧稳定

性与燃烧效率的影响,并通过采用等离子体点火技术,验证了等离子体射流对加热器点火可靠性的作用^[11-13]。文献[14-15]对多喷嘴构型的轴对称氢氧加热器进行了数值仿真研究,分析了中心喷嘴和外围喷嘴距离与喷注面板半径的比值对燃烧效率的影响。

目前针对空气加热器进行了大量试验研究,仿真计算研究较少,且在喷雾燃烧的仿真中未能考虑液滴的运动、蒸发等过程。本文在空气加热器试验工况的基础上,采用离散相模型(discrete phase model, DPM)进行三维仿真计算,研究空气喷注压降与酒精喷注压降对燃烧流场的影响,分析空气加热器稳定工作的边界及不稳定燃烧时的火焰动态变化过程。

1 计算模型

1.1 物理模型

空气加热器计算模型如图 1 所示,计算域包含空气入口环缝、酒精与液氧入口、燃烧室与喷管,燃烧室内长 398 mm、宽 45 mm、高 141 mm,设计室压为 1.2 MPa。

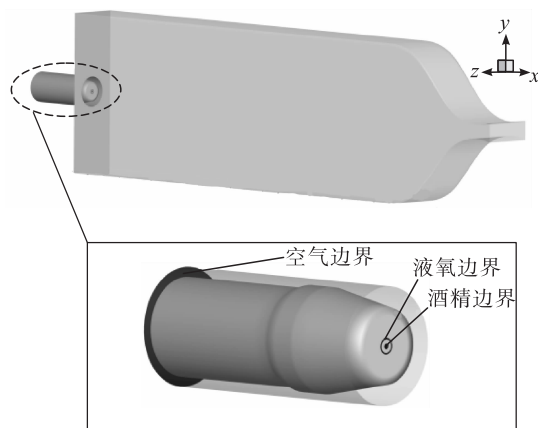


图 1 空气加热器计算域

Fig. 1 Computing domain of combustion heater

坐标原点在酒精喷嘴与 z 向对称面交点处,沿燃烧室轴线方向为 x ,高度方向为 y ,展向方向(宽度方向)为 z 。空气质量流量为 0.502 kg/s ,液氧流量为 0.117 kg/s ,酒精流量为 0.039 kg/s 。本文保持三组元的流量不变,通过改变喷嘴尺寸以改变喷注压降,工况参数设置见表1。空气、酒精速度为喷嘴节流处的喷注速度,液氧喷注压降为 0.87 MPa ,喷注速度为 41.2 m/s 。

表1 仿真工况设置

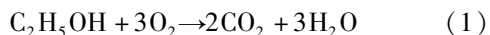
Tab. 1 Simulation condition settings

工况	空气压降/ MPa	酒精压降/ MPa	空气速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	酒精速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	0.67	1.15	266.8	54.4
2	0.81	1.15	286.6	54.4
3	1.26	1.15	315.4	54.4
4	0.67	0.75	266.8	43.7
5	0.67	0.48	266.8	35.0

1.2 控制方程

本文采用离散相模型对空气加热器的喷雾燃烧过程进行仿真,离散相模型通过在欧拉体系中描述气相流场,在拉格朗日体系中描述液滴的运动、蒸发过程,并通过将液滴蒸发后的质量、动量与能量添加到气相控制方程中的源项以实现对液体喷雾燃烧过程的模拟。由于喷雾过程中射流的破碎与雾化涉及的机理众多且较为复杂,本文主要针对燃烧流场进行仿真,因此仅通过给定喷注流量、初始粒径代替复杂的雾化过程,喷注速度根据流量与喷注面积计算得到。控制方程的求解采用基于压力的耦合算法,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型。

计算中采用涡耗散(eddy dissipation)模型模拟燃烧过程,涡耗散模型通过求解大涡的混合时间尺度以控制化学反应速率,对燃烧过程的模拟较为准确。由于酒精燃烧的化学反应机理十分复杂,为简化反应过程,本文仿真采用总包反应,反应方程式为



控制方程的推导过程和求解方法见文献[16-18]。

1.3 网格划分与边界条件

为保证计算精度,计算域采用六面体结构化网

格进行划分。液氧与酒精采用喷注面释放液滴颗粒的类型,且由于空气喷注速度较大,因此在喷注面、混合区域及空气喷嘴出口处的网格进行适当加密,如图2所示,网格数在50万以上。

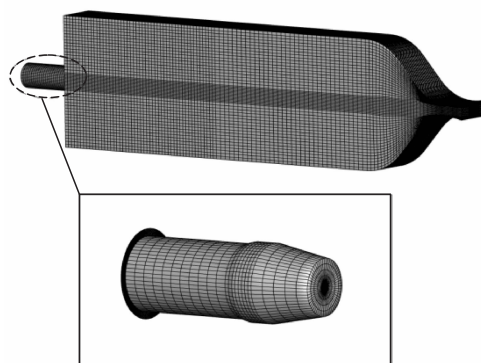


图2 网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid

空气入口采用质量流量入口,入口温度为 300 K ;液氧、酒精给定质量流量、喷注温度(分别为 90 K 和 300 K),喷注速度由质量流量、喷注面积与液体密度计算得到。离散相采用二次破碎模型。喷管出口处设置为大气压力。近壁面采用标准壁面函数,均为绝热无滑移壁面。

1.4 网格无关性验证

为了检验网格分辨率对喷雾燃烧流场的计算准确性,针对表1的工况1划分了3套网格,网格数分别为20万、50万、100万,分别命名为网格1、2、3,每套网格在空气入口、液氧、酒精喷注面及反应混合层处布置了较密的网格点。

燃烧室轴线处的温度分布如图3所示。

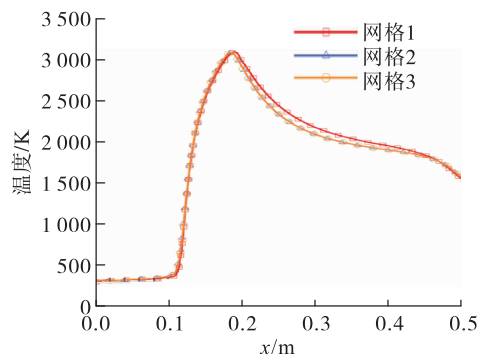


图3 温度沿燃烧室轴线的定量分布

Fig. 3 Quantitative distribution of temperature along the combustion chamber axis

由图 3 可知:20 万网格下的燃烧室温度略高于 50 万和 120 万网格,当网格数达到 50 万后,进一步加密网格无法对仿真结果产生显著影响,故本文采用 50 万网格数的网格进行仿真。

2 模型验证

根据热力学计算 (CEA) 得到空气加热器喷管出口处燃气总温为 1 551 K,数值计算得到的出口处燃气质量流量加权平均总温见表 2^[19],数值仿真结果与理论计算相对偏差在 1 %以内。

表 2 喷管出口燃气质量流量加权平均总温
Tab. 2 Weighted average total temperature of nozzle outlet gas mass flow

网格编号	喷管出口燃气总温/K	偏差/%
网格 1	1 558. 24	0. 5
网格 2	1 557. 96	0. 4
网格 3	1 557. 96	0. 4

对工况 1 的喷雾燃烧流场与前期空气加热器试验结果进行对比验证。图 4 对比了冷试工况下液氧射流进入燃烧室后的试验与仿真分布,冷试条件下燃烧室压力较低,空气进入燃烧室后会形成强回流区,使得液氧喷雾在出口端面形成较大的喷雾锥角,仿真结果能够表现出冷流条件下液氧喷雾在喷注面的分布情况。

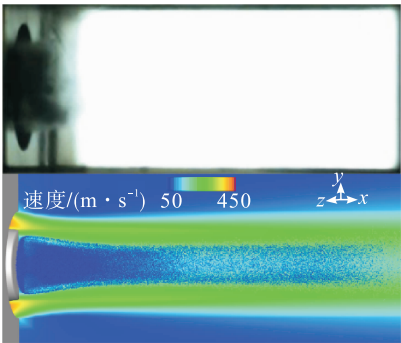


图 4 冷试情况下液氧喷雾试验与仿真结果

Fig. 4 Liquid oxygen spray test and simulation results under cold test conditions

图 5 对比了空气加热器成功点火后的火焰图像

与仿真结果,此时火焰附着在喷嘴出口处,酒精射流沿轴线向燃烧室下游运动,仿真与试验均观察到液氧喷雾呈小角度锥角。由于数值仿真采用时间平均的方法,故未能捕捉到射流失稳的过程。综合考虑,本文采用的方法能够仿真空气加热器喷雾燃烧过程。

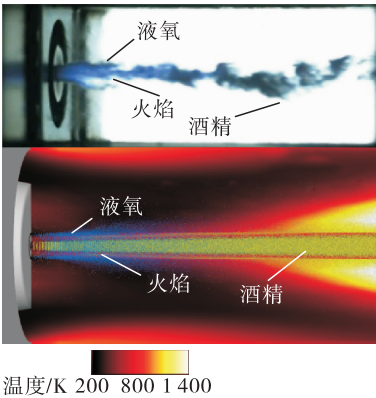


图 5 喷雾燃烧场计算与试验结果对比

Fig. 5 Spray combustion flow field calculation compared with experimental results

3 喷注压降对喷雾燃烧流场影响

3.1 空气喷注压降对喷雾燃烧流场的影响

空气加热器中空气喷注质量流量占总流量的 76. 29 %,且喷注速度大,液氧、酒精射流在空气的作用下发生破碎与雾化,通过调整空气喷注压降能够改变喷注速度,进而影响雾化效果与喷雾燃烧流场。本节保持三组元质量流量不变,通过改变空气节流处环缝面积研究空气喷注压降影响,工况参数设置见表 1 的工况 1 ~ 工况 3。

图 6 给出了工况 1、2、3 的喷雾流场示意图。其中蓝色颗粒代表液氧喷雾,黄色颗粒代表酒精喷雾。液氧喷雾在进入燃烧室后迅速雾化蒸发为气态,提高空气喷注压降能够促进液氧喷雾的雾化、蒸发过程,与工况 1 相比,工况 3 的液氧更快蒸发。且受到空气包裹作用的影响,液氧雾化喷雾锥角呈现减小的趋势。空气加热器酒精射流在空气流场的作用下发生失稳破碎,图 7 给出了工况 1 和工况 3 在不同流向截面处酒精液滴的粒径分布,射流核心区粒径最大,沿着射流核心区向外围扩展,与

空气的剪切作用更强,粒径较小的液滴逐渐剥离脱落。随着射流与喷注面距离的增加,雾化效果更加明显,液滴伴随流场运动向外扩散,在距喷注面 140 mm 时,粒径分布趋于平均。当提高空气喷注压降时,空气与酒精射流的速度比增大,改善了雾化效果。由图 7 可以发现,当空气喷注速度较低时,射流完全雾化需要的距离更长,粒径较大的液滴聚集在燃烧室轴线处,在 140 mm 处依然存在大于 200 μm 的液滴,随着空气喷注速度的提高,大液滴在气动力的

剪切作用下更易剥离形成更小的液滴,雾化距离明显减短,结合射流穿透深度与酒精质量分数分布(见图 8)可以得到,在 140 mm 处完全雾化并均匀分布在燃烧室轴线处,而低压降时在 280 mm 处才能雾化为均匀的小液滴。因此,提高空气压降能够改善雾化效果,雾化距离显著变短。此外,提高空气喷注压降,空气卷吸能力增强,能够卷吸更多蒸发后的酒精蒸气进入喷注面与上、下壁面之间的回流区,有助于酒精、氧气的混合。

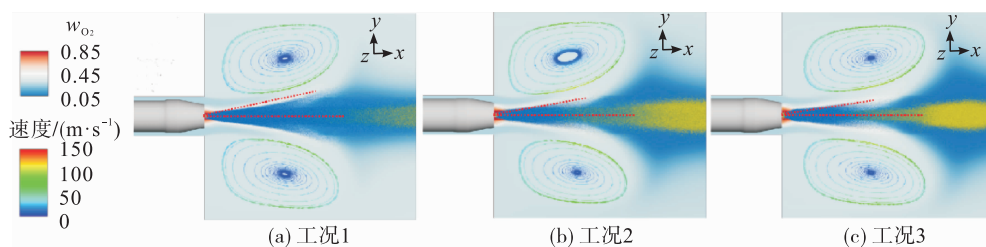


图6 喷雾流场分布

Fig. 6 Spray flow field distribution

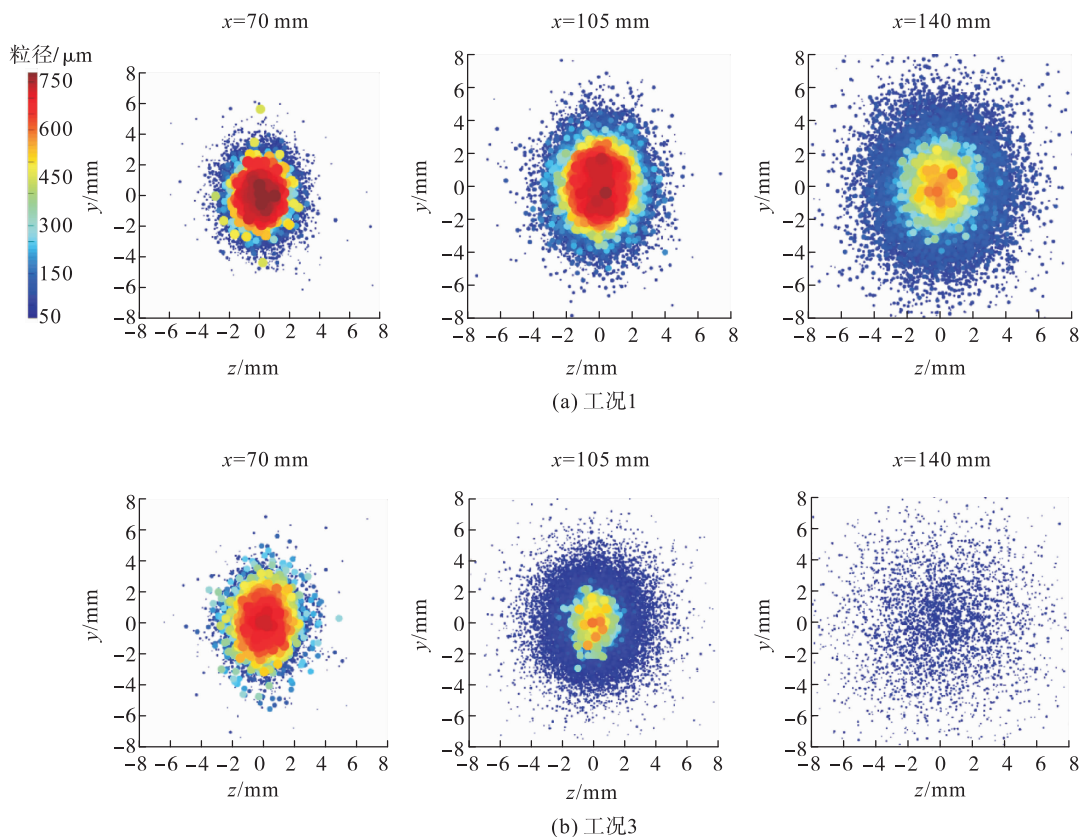


图7 酒精液滴粒径分布

Fig. 7 Alcohol droplet size distribution

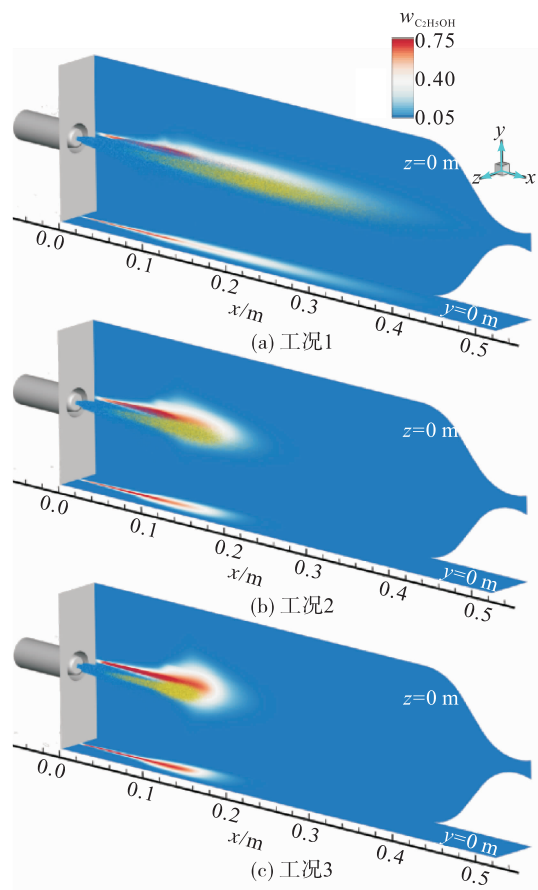
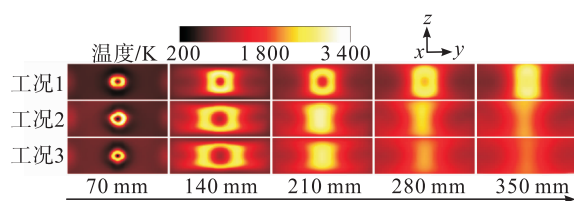


图 8 对称面射流穿透深度与酒精质量分数分布

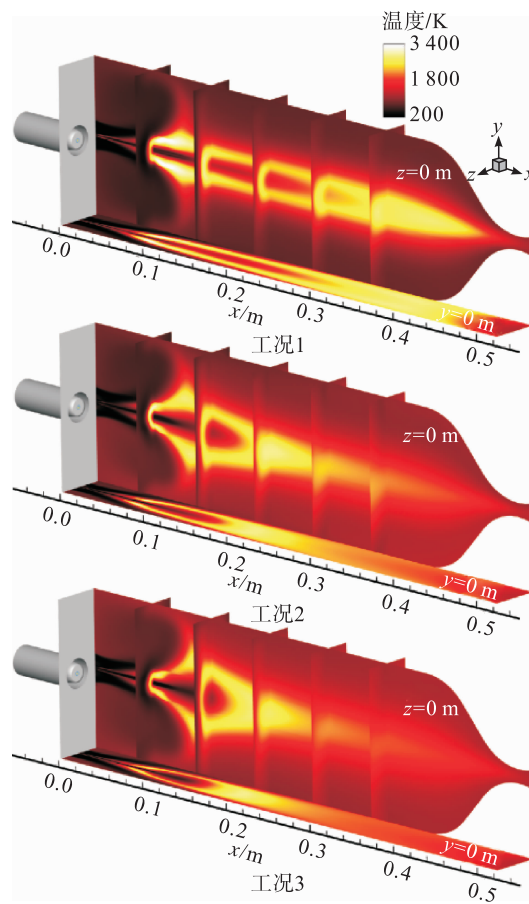
Fig.8 Symmetrical surface jet penetration depth and alcohol mass fraction distribution

图 9 是燃烧室对称面和流向截面上的温度分布云图。根据温度云图可以发现,空气喷注压降对火焰结构有显著的影响,主要体现在火焰展向高度与燃烧释热区离喷注面的距离。提高喷注压降后,进入燃烧室后喷注面板处的回流区域变大,能卷吸更多的热燃气进入上下壁面之内的回流区域,火焰沿 y 方向扩散效果明显,靠近喷注面处的平均温度更高。同时由于酒精射流的穿透距离变短,酒精燃烧释热区提前,酒精蒸气能够在燃烧室中部完全燃烧,火焰结构更加紧凑。根据火焰沿流向截面的分布图可以得到,由于低空气喷注压降时,酒精分布集中在燃烧室轴线处,在靠近喷注面处氧气对酒精蒸气包裹效果更强,因此局部发生富氧预混燃烧,此时温度过高,达到 3 400 K 以上,不利于燃烧室的热防护。沿流向方向的火焰在方形燃烧室的约束下呈现规则均匀的方形形状,且随着与喷注面距离

的增加变化并不明显。而提高喷注压降后,火焰在燃烧室中部后失去规则的形状,逐渐扩散至整个截面,而通过不同流向截面火焰温度定量分布(见图 10)可知,高空气喷注压降下,酒精的燃烧释热区提前后,能够更有效地对空气进行加热,在相同截面处,烧室温度分布更加均匀,由于低空气喷注压降酒精燃烧释热区靠后且火焰稳定在流向轴线处,因此燃烧室平均温度上升平缓,沿 y 方向温度梯度较大。与工况 1 相比,工况 3 的火焰长度缩短了 40%,对空气的加热效果有明显提升。



(a) 流向截面温度分布云图



(b) 对称面温度分布云图

图 9 燃烧室温度分布云图(工况 1、工况 2、工况 3)

Fig.9 Combustion chamber temperature distribution (case 1, case 2, case 3)

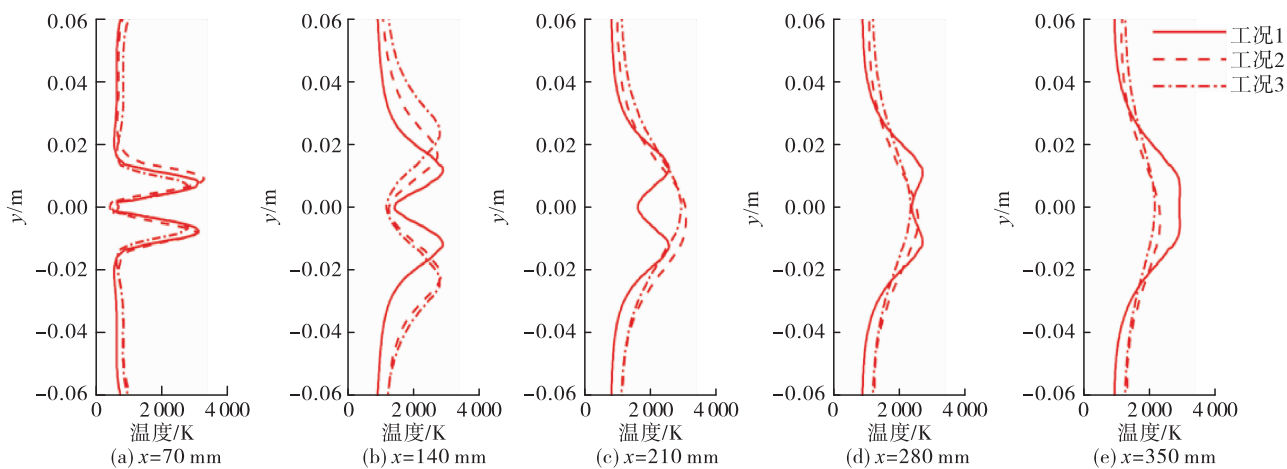


图10 流向截面温度定量分布图

Fig. 10 Quantitative distribution of flow direction cross-section temperature

3.2 酒精喷注压降对喷雾燃烧流场的影响

空气加热器通过燃烧一定量的燃料并补氧释热以加热气流,本文研究的空气加热器采用液氧酒精组合,而试验过程中,液氧进入燃烧室内迅速汽化蒸发,酒精的沸点较高,蒸发距离更长,更易对燃烧室燃烧流场产生影响,因此酒精喷注压降对喷雾燃烧的影响需要进一步研究。本文通过保持流量恒定,改变酒精喷注面积调整喷注压降,工况参数见表1的工况1、4、5。

酒精射流进入燃烧室后,与空气的速度差产生了剪切作用,射流表面失稳后破碎形成液滴。图11对比了不同酒精喷注压降下喷雾沿燃烧室流向方向的分布。可以看到随着酒精喷注压降的降低,喷雾锥角变大,液滴的穿透深度逐渐减小,当酒精喷注压降降低58%时,液滴穿透深度减小了29%。喷注压降较低时,液滴沿燃烧室展向方向(z 方向)扩散明显,并且低喷注压降时酒精射流的雾化效果变差,在距喷注面200 mm处,工况4、5射流核心区依然聚集了较多粒径大于250 μm 的液滴。高速射流在喷嘴出口时受气动力减速的作用及出口扰动情况较为显著,能够促进射流的破碎雾化过程,而低速射流受气动力减速效果不明显,并且射流出口稳定性更好,因此破碎雾化过程更依赖与空气的剪切作用,此时在与高速气流接触的射流边缘处小粒径液滴剥离脱落,伴随流场运动,而在射流核心区始终存在较大直径的液滴。综上所述,提高酒精喷注压降会增强射流的不稳定性,改善雾化效果。

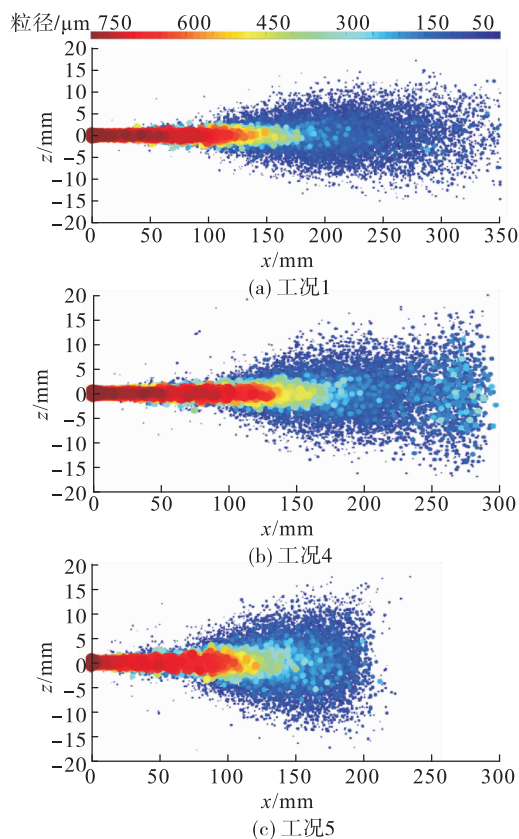
图11 酒精喷雾沿流向方向($y=0$ mm)分布Fig. 11 Alcohol spray distribution along the direction of flow ($y=0$ mm)

图12给出了工况4、工况5对称面与流向截面上的温度分布云图(工况1的温度分布云图见图9)。当酒精喷雾的穿透距离缩短后,火焰长度随之减小。前文提到,进入燃烧室的空气会卷吸酒精蒸气与热燃气进入回流区,当酒精喷注动量减小后,使

得酒精蒸气更易随流场运动,喷注面板附近的氧气与酒精蒸气混合效果更好,火焰温度较高。由图 12 可以看到,降低酒精喷注压降会使空气卷起更多的热燃气进入近壁面处的回流区,具体表现为火焰沿 y 方向的扩散更为明显。在燃烧室后部,主要为酒精蒸气与空气的扩散燃烧,燃烧释热区域会随着酒精喷注压降的降低而减小,整体分析不同酒精喷注压降下的火焰结构,发现随喷注压降的降低,火焰结构呈现扁平短的特征。

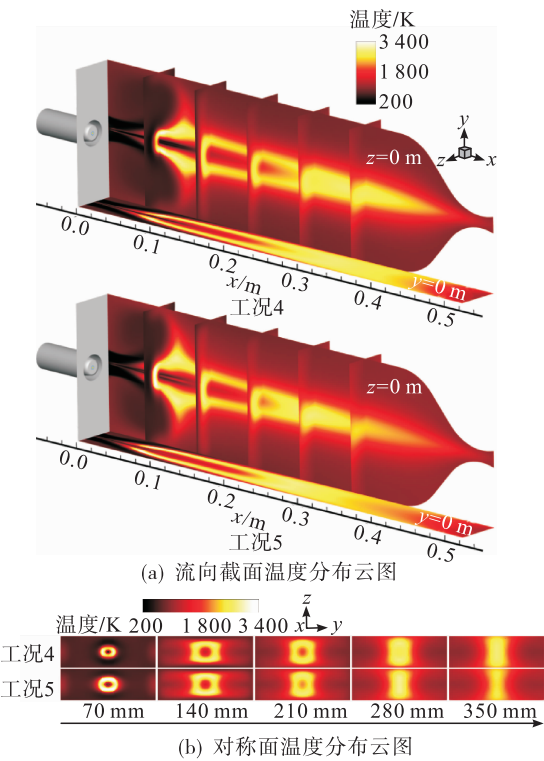


图 12 燃烧室温度分布云图(工况 4、工况 5)

Fig. 12 Combustion chamber temperature distribution (case 4, case 5)

3.3 火焰稳定性研究

为进一步研究空气、酒精喷注压降对空气加热器点火与火焰维持的影响,在前文的基础上对燃烧稳定性进行仿真研究,工况设置见表 3。

表 3 燃烧不稳定仿真工况设置

工况	空气压降/ MPa	酒精压降/ MPa	空气速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	酒精速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
6	0.49	1.15	235.7	54.4
7	1.45	1.15	330.0	54.4
8	1.26	2.03	315.4	60.2

空气加热器的破碎、雾化、掺混过程主要靠空气对射流作用完成,保持其他参数不变,改变空气喷注压降时,会导致空气喷注速度与进入燃烧室的空气动量变化,进而影响酒精、液氧的雾化与掺混效果,不利于空气加热器的点火与火焰维持。如图 13 所示,当空气喷注压降过低时,酒精喷雾雾化效果变差,酒精蒸气随流场被吹向燃烧室下游,且空气无法卷吸足够的热燃气进入回流区,空气加热器燃烧火焰无法维持,容易发生熄火。而空气喷注压降过高时,火焰被吹离喷嘴出口,酒精在燃烧室前部剧烈燃烧,此时空气卷吸高温热燃气进入在上下壁面间摆动,不利于燃烧室壁面的热防护。因此空气喷注压降的变化会导致加热器的点火困难及火焰无法维持。结合前文的研究,发现当空气喷注压降与酒精喷注压降之比小于 0.58 时,酒精雾化效果差,空气卷吸能力变差,加热器点火困难且容易熄火;当压降之比大于 1.1 时,加热器成功点火后剧烈燃烧,温度过高,容易烧蚀壁面。

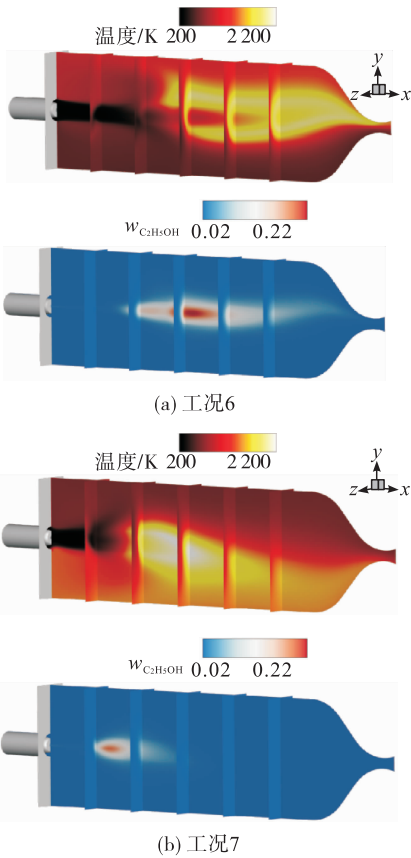


图 13 燃烧室温度与酒精分布云图

Fig. 13 Combustion chamber temperature and alcohol distribution

工况8研究了酒精喷注压降对燃烧稳定性的影响,当提高喷注压降时,喷雾出口速度快,穿透深度大,在大尺度表面波的作用下发生失稳,逐渐偏离流向轴线,导致酒精蒸气随流场沿 y 方向上下摆动。此时燃烧室压力出现周期性振荡,数值计算得到的压力振荡如图14所示(监测点布置见图15),结合图15喷雾燃烧火焰在半个振荡周期内的动态变化(蓝色颗粒表示液氧射流,红色颗粒表示酒精射流)可以看到,酒精与液氧掺混燃烧的扩散火焰稳定在喷嘴出口处,火焰随酒精蒸气的分布逐渐偏离燃烧室轴线,当火焰向上壁面偏离时,空气能够卷吸更多的热燃气和易燃混合物进入上壁面与喷注面板间的回流区,下壁面与喷注面板间的回流区由于易燃混合物的减少而难以维持,上部回流区内酒精与液氧迅速燃烧释热,而下部主要为酒精射流前端蒸发后的蒸气与空气掺混燃烧,此时火焰完全偏向燃烧室上部,室压达到峰值。

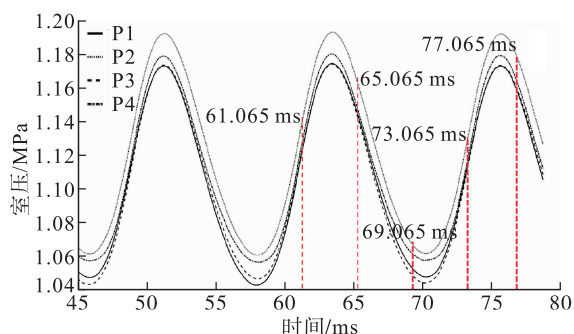


图14 燃烧室压力振荡

Fig. 14 Combustion chamber pressure oscillation

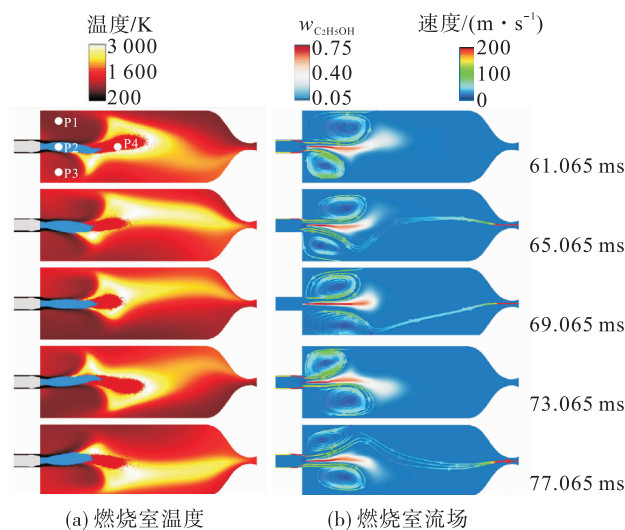


图15 半个振荡周期内的喷雾燃烧流场

Fig. 15 Spray combustion flow field for half an oscillation cycle

待聚集在上半区域的酒精蒸气充分燃烧后,火焰逐渐收缩,酒精喷雾穿透距离减小并在轴线处均匀分布,燃烧室压力在这一过程中逐渐降低。但喷雾难以维持在轴线处,上壁面回流区进一步缩小后,无法卷吸足够的酒精蒸气,因此喷雾开始向燃烧室下半部偏离,酒精蒸气进入下壁面与喷注面板间的回流区域并进行燃烧释热,室压再次开始攀升,直到火焰完全偏向燃烧室下部后,火焰重复上述过程向燃烧室上部摆动,如此往复维持了喷雾燃烧流场的不稳定变化。

4 结论

本文采用离散相模型对空气加热器喷雾燃烧流场进行了数值仿真研究,通过与加热器试验图像进行对比,验证了仿真方法的准确性,并研究了空气喷注压降与酒精喷注压降对加热器射流穿透深度、雾化效果、火焰结构及燃烧稳定性的影响,得到以下结论。

1) 增加空气喷注压降能够改善雾化效果,液氧喷雾锥角减小,酒精射流的穿透深度降低,雾化距离缩短了50%,增强了氧气与酒精蒸气的掺混,火焰结构更加紧凑,酒精能够在更短的距离内完成燃烧释热,释热区长度缩短了40%,随着空气喷注压降的增加,燃烧室内温度分布趋于均匀,有利于得到流场均匀的热气流。

2) 降低酒精喷注压降,喷雾锥角增大,酒精射流的穿透深度减小,酒精喷注压降降低58%,射流穿透深度能够减小29%,但低速射流较为稳定,射流核心区不易发生雾化,因此降低喷注压降不利于酒精的雾化。低喷注压降时,近喷注面附近酒精更易随回流区运动,与氧气的混合燃烧更加剧烈,空气卷吸的热燃气更靠近喷注面,但在燃烧室下游,火焰结构呈现扁平特征。

3) 当空气喷注压降超出稳定工作范围时,火焰会被吹离喷嘴出口,过低的喷注压降会使雾化效果变差,酒精无法在燃烧室内完成雾化蒸发,燃烧火焰难以维持,容易发生熄火。而当喷注压降超过临界压降时,会使酒精与氧气在燃烧室前部剧烈混合,释热区温度达到3400 K以上,不利于燃烧室热防护。

4) 当酒精喷注压降过高时,喷雾流场无法维持稳定,此时火焰虽然能够稳定在喷嘴出口,但会随

喷雾上下摆动,并且燃烧室压力会出现周期性振荡。

5) 基于本文研究,对三元同轴直流式喷嘴的设计提出以下改进建议:确定空气流量后,可根据气体流量计算公式将空气喷注压降设定在临界值附近,此时能够改善酒精雾化效果并促进掺混燃烧。同时酒精喷注压降不应过高,否则会导致喷雾燃烧火焰上下摆动,在确定空气喷注压降的基础上,可保持空气喷注压降与酒精喷注压降之比在 1 附近。

参考文献

- [1] LU F K, MARREN D E. Advanced hypersonic test facilities[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [2] SAARI D, CHU P, JAUCH C. Clean air regenerative storage heater technology for propulsion test facilities [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [3] SMITH C, GARRARD D, JACKSON F. The future and way forward for the aerodynamic and propulsion test unit [C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [4] HODGE J, HARVIN S. Test capabilities and recent experiences in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel [C]//21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [5] GARRARD D, SEELY J, ABEL L. An analysis of alternatives to provide a varying Mach number test capability at APTU [C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [6] ALEKSANDROV V Y, AREF'EV K Y, IL'CHENKO M A. Numerical and experimental study of oscillatory processes in small-size combustion heaters of air [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2016, 52(4): 439-445.
- [7] 史超. 冲压发动机地面试验技术及试验能力述评[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 1-12.
- SHI C. Review of ramjet ground-test facilities and relevant technology development [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 1-12.
- [8] HASHIMOTO T. Combustion stability of a vitiated-air heater using coaxial injectors [J]. Energy Conversion and Management, 1997, 38(10/11/12/13): 1083-1092.
- [9] 王壮, 胡锦涛, 杨建文, 等. 气-气同轴直流式喷注器结构参数对燃烧性能的影响 [J]. 火箭推进, 2022, 48(3): 32-39.
- WANG Z, HU J H, YANG J W, et al. Effect of structural parameters of gas-gas coaxial direct-flow injector on combustion performance [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(3): 32-39.
- [10] 杨样, 晏至辉, 蒲旭阳, 等. 新型液氧/空气/异丁烷燃烧加热器研制及流场校测 [J]. 推进技术, 2017, 38(12): 2830-2835.
- [11] 熊剑, 肖虹, 李小平, 等. 宽范围变流量空气/液氧/酒精燃烧加热器试验 [J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 56-61.
- XIONG J, XIAO H, LI X P, et al. Experimental study on air/LOx/alcohol combustion heater with variable flow rate in large range [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(3): 56-61.
- [12] 姜一通, 田宁, 肖虹, 等. 高温风洞气氧/煤油燃烧加热装置设计与试验 [J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1210-1216.
- [13] 林榕, 魏建国, 韩先伟. 液氧酒精加热器等离子体点火试验及理论计算 [C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议论文集——S03 吸气式与组合推进技术. 洛阳: 中国航天第三专业信息网, 2018.
- [14] 田亮, 陈超群, 徐旭, 等. 多喷嘴氢氧燃烧二元加热器设计与仿真 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1475-1481.
- [15] 李轩, 徐旭. 多喷嘴构型的轴对称氢氧加热器设计与仿真 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(6): 1511-1520.
- [16] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [17] 聂万胜, 丰松江. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [18] 王振国. 液体火箭发动机燃烧过程建模与数值仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [19] 袁磊. 空气加热器高频燃烧不稳定维持机理研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.