

煤油燃料超燃发动机燃烧室 温度测量与计算分析

晏至辉¹, 肖保国¹, 何 燊¹, 刘 彧¹, 李国华², 叶景峰²

(1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 西北核技术研究所 激光与物质相互作用国家重点实验室, 西安 710024)

摘 要: 为获得超燃冲压发动机燃烧室流场温度分布特性,深入分析发动机工作特性,对马赫数为2.0,总温为1100 K,总压为1.0 MPa的来流,利用可调谐的相干反斯托克斯拉曼散射(CARS)技术完成了直连式燃烧室流场温度测量;同时对实验状态进行了三维并行数值模拟,对比分析了计算和实验结果的差异。结果表明,隔离段温度的实验测量值与计算结果的最大相对误差约为0.8%;在燃烧室核心流区域,当量比为0.6和0.8两个状态下,实验测量值分别比计算值偏低约40 K和150 K,相对差异为4.2%和13%;在凹槽回流区内,当量比为0.6和0.8时实验值则分别比计算值偏低约140 K和170 K,相对差异为11.7%和7.5%。主燃油位置喷入当量比为0.2的燃料对燃烧室区域的温度和压力分布会产生较大影响,但对扩张段及后部区域的推力性能不会产生显著的改变。

关 键 词: 超燃发动机; 温度测量; 相干反斯托克斯拉曼散射; 并行计算; 煤油燃料

中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

Temperature measurement and calculation analysis in a kerosene-fueled scramjet combustor

YAN Zhihui¹, XIAO Baoguo¹, HE Can¹,
LIU Yu¹, LI Guohua², YE Jingfeng²

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

Hypervelocity Aerodynamics Institute,

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

2. State Key Laboratory of Laser Interaction with Matter,

Northwest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, China)

Abstract: In order to obtain temperature distribution of the scramjet combustor and analyze working characteristics of the engine, temperature measurement was conducted via tunable coherent anti-Stokes Raman scattering (CARS) technique in a direct-connect combustor at the inflow Mach number 2.0, stagnation temperature 1100 K and stagnation pressure 1.0 MPa. Three-dimensional parallel numerical simulation on the experimental condition was carried out to compare the difference between the experimental and numerical results. Re-

收稿日期: 2018-05-25

基金项目: 国家自然科学基金(91641126, 91441204)

作者简介: 晏至辉(1982—),男,助理研究员,博士,主要从事超声速燃烧实验技术研究。

通讯作者: 肖保国(1980—),男,副研究员,博士,主要从事超声速燃烧技术研究。E-mail: xbgxl@163.com

引用格式: 晏至辉,肖保国,何燊,等. 煤油燃料超燃发动机燃烧室温度测量与计算分析[J]. 航空动力学报,2019,34(3):521-528.

YAN Zhihui, XIAO Baoguo, HE Can, et al. Temperature measurement and calculation analysis in a kerosene-fueled scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 521-528.

sults showed that the temperatures of the incoming flow in the isolator obtained in experiment and numerical simulation had a maximum relative error of 0.8%. In the core flow of the combustor, at equivalence ratios of 0.6 and 0.8, the measured temperatures were 40 K and 150 K below the simulated values, respectively and the relative errors were 4.2% and 13%, respectively. In the recirculation flow of the cavity, the measured temperature was 140 K below the simulated value at equivalence ratio of 0.6, with a relative error of 11.7% and 170 K below at equivalence of 0.8, with a relative error of 7.5%. Both the numerical simulation and the experiment show that temperature and pressure distributions in the combustor are significantly influenced when the fuel of equivalence ratio of 0.2 is injected at the main fuel injector, but thrust performance of the expansion section and downstream region will not make much difference.

Key words: scramjet; temperature measurement; coherent anti-Stokes Raman scattering; parallel computation; kerosene fuel

随着超燃冲压发动机技术研究的深入,通过非接触测量手段获得燃烧流场准确的温度分布对分析发动机燃烧工作过程,评估发动机燃烧效率以及为燃烧室设计提供基础数据具有重要支撑作用;同时,利用非接触测量结果校验数值计算的准确性,形成验证数据库,进一步改进与完善数值计算软件中的物理化学模型,对于开发工程可用的超燃冲压发动机设计与评估软件系统具有重要实用价值;另外,数值计算能够提供全面丰富的流场信息、精细的流场结构,可以为参数测量实验提供指导,实现发动机燃烧流场的高精度重构。因此,有必要开展发动机燃烧室温度测量与计算分析研究。

流场参数的定量获取早期主要以接触式测量为主,但超燃发动机燃烧室内高速、高温、非稳态工作环境,以及传统的接触式测量技术对流场的干扰等因素使得以激光光谱为基础的多种燃烧诊断技术得到了快速发展^[1]。激光燃烧诊断技术具有非接触、响应速度快、对测量对象干扰小的优势,已经成为当前的研究热点。对于超声速燃烧流场温度测量,目前应用比较成功的主要有可调谐二极管激光吸收光谱(tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS)技术^[2-4]和相干反斯托克斯拉曼散射(coherent anti-Stokes Raman scattering, CARS)技术^[5-8]。TDLAS技术主要优点是测量重复频率(约 10^3 Hz)远高于CARS技术(约为10 Hz),但TDLAS技术主要还是路径积分测量,虽然目前CARS大部分采用单点测量,但具有信号方向性好、不易受强光背景干扰、测温精度高等优点^[2]。对于超燃发动机燃烧室而言,较高精度的单点温度,对于燃烧室工作性能的分析与评估以及CFD计算结果的校验更有

实用价值。与此同时,随着技术研究的深入和发展,类似线(甚至平面)的CARS测量方法^[9]完全能够弥补一次测量数据偏少的问题。

目前来看,CARS温度测量技术的理论比较成熟^[10]。CARS技术是依据探测介质的拉曼位移选定窄带泵浦光束和宽带斯托克斯光束,并以相位匹配方式聚焦到燃烧火焰区与探测介质相互作用,由3阶非线性效应产生共振CARS信号。因为CARS信号的光谱线型轮廓依赖于温度,采用CARS实验光谱与理论光谱线型拟合的方法可实现温度的反演,其测温范围在300~3 000 K^[11]。该方法的基本原理已经被大量文献所阐述^[5-15],本文不再赘述。

在实际发动机应用中,CARS技术也取得了明显的进展^[7-8,12-13],克服了环境适应性问题的,具有较高时空分辨率^[14]。Cutler等^[7]针对来流马赫数 Ma 为2.0的直连式燃烧室,利用CARS技术测量了超燃模态下隔离段来流、燃烧室不同位置的温度分布,并与计算结果进行了对比,验证了LES/RANS方法可以较好模拟发动机内部流动特性。在前期工作基础上^[15],张立荣等^[5]针对发动机测试现场强振动、高噪声的恶劣条件,研制了一台集成化CARS诊断系统,分别针对超燃发动机不稳定燃烧状态和稳定燃烧状态进行了燃烧室出口流场的温度测量。测量结果显示发动机稳定燃烧状态的温度和燃烧效率均高于不稳定燃烧状态,研制的集成化CARS诊断系统具有较好的抗振性能,能够适应发动机测试现场条件,可应用于发动机燃烧室流场参数测量。另外,CARS技术在航空发动机燃烧室温度测量中也得到了一定应用^[16]。

上述测量应用主要针对气体燃料,针对液态

煤油燃料的燃烧流场应用不多。陈敏等^[17]针对煤油燃料的斜切径向旋流环形燃烧室模型,采用 TDLAS 和 CARS 技术对燃烧室主燃区进行温度测量,分别得到了主燃区内 12 个点的温度和沿两条路径的积分温度,并和计算结果进行了对比,校验了不同燃烧模型的准确性。陶波等^[6]采用 TDLAS 和 CARS 共线方法实现了煤油燃料超燃发动机燃烧室的温度测量,获得了较为精细的流场温度信息。两种技术测量的温度变化趋势一致,在氢气燃烧时两者测量结果差别不大,但在液态煤油燃烧时,TDLAS 获得了比 CARS 略高的燃烧温度。

国内外利用 CARS 技术,在超声速燃烧、航空发动机燃烧室燃烧火焰温度测量等应用方面取得了实质性的进步,具有较高水平。由于本文发动机燃烧流场中氮气含量丰富且氮气的 CARS 理论谱计算已十分成熟,因此本文利用新型可调谐 CARS 技术,针对煤油燃料超燃发动机直连式实验,选取氮气作为探测介质,测量了隔离段来流温度,获得了不同当量比下燃烧室温度分布的定

量测量结果,并与三维数值模拟结果进行对比分析,利用计算和实验结果分析了发动机工作特性。

1 实验和数值研究方法

1.1 实验模型和实验条件

本文将对如图 1 所示直连式超燃冲压发动机燃烧室模型进行研究,图中构型为宽度方向的中间对称面。模型总长约为 1 200 mm,隔离段高度为 30 mm,长度 L 约为 350 mm,具体尺寸参考前期文献^[18]。液态煤油燃料共有 3 个喷注位置,分别为图 1 中的 K_1 、 K_2 和 K_3 。煤油喷注位置 K_1 上游留有先锋氢气喷注孔,燃烧室点火成功后关闭先锋氢气。地面实验在直连式燃烧加热设备进行,实验模拟了飞行马赫数为 4.5 条件下的隔离段入口参数(马赫数 $Ma=2.0$,总温 $T_t=1100\text{ K}$,总压 $p_t=1.0\text{ MPa}$),来流气体为氢气和空气加热的高焓气体,确保氧气体积比例为 21%。实验中总燃油当量比分别为 0.8 和 0.6,有两种喷注方案,分别记为“233”和“033”,具体实验参数见表 1。实验同时测量了发动机上壁面中心线上的压强分布。

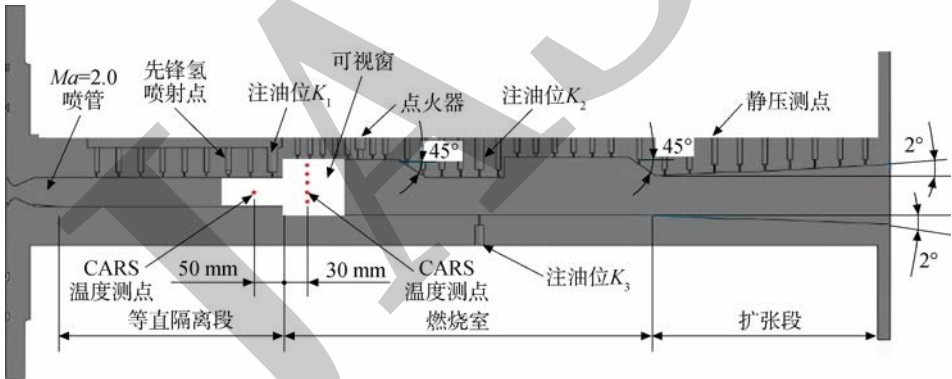


图 1 燃烧室模型示意图

Fig. 1 Configuration sketch of the combustor model

表 1 来流及燃料参数
Table 1 Parameters of inflow and fuel

Ma	T_t/K	p_t/MPa	体积分数			当量比 ϕ			喷注方案
			H_2O	O_2	N_2	K_1	K_2	K_3	
2.0	1100	1.0	0.13	0.21	0.66	0.2	0.3	0.3	233
						0	0.3	0.3	033

1.2 可调谐 CARS 温度测量系统

本文流场温度测量由西北核技术研究所激光与物质相互作用国家重点实验室提供技术支持。针对发动机测试现场存在的强振动、高噪声等干

扰条件,通过模块化设计和有针对性的抗振动设计,研制了一台可用于发动机现场测试、体积相对较小、结构紧凑的集成化 CARS 诊断系统^[5],在前期煤油燃料超燃冲压发动机燃烧室温度测量中

得到了应用,获得了初步的流场温度信息^[6]。该诊断系统由激光发射模块、信号接收模块、光谱成像模块和数据采集控制模块等组成^[5,11]。其中,发射模块主要包括 YAG 激光器、宽带染料激光器、光路系统等,信号接收模块主要包括透镜组、滤光片、精密位移台等,光谱成像模块主要由摄谱仪和 ICCD 相机等组成,数据采集控制模块主要包括同步装置、计算机和光谱分析软件等。本文实验中测量了隔离段来流和燃烧室流场温度分布(图 1 所示),激光发射模块和信号接收模块分置于发动机模型燃烧室两侧,如图 2 所示。

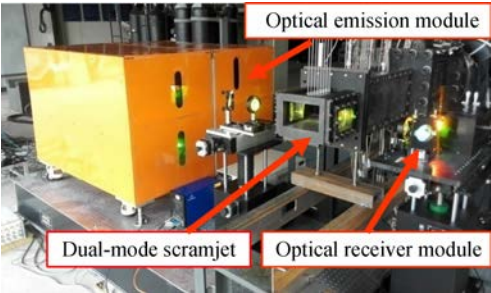


图 2 温度测量的光学系统
Fig. 2 Optical system of temperature measurement

传统 CARS 技术中,入射激光 ω_1 、 ω_2 、 ω_s 波长固定,通常采用 Nd:YAG 激光器输出 2 倍频 532 nm 激光作为泵浦光,宽带染料激光器产生的 607 nm 激光作为探测光,返回的 CARS 信号 ω_{CARS} 光谱固定,波长一般约为 473 nm 波段(图 3 所示),这与 C_2 受激发射谱会部分重合。对于本文超燃发动机复杂流场,除了液态煤油燃料雾化、蒸发可能会对光谱信号产生干扰外,燃烧过程产生的宽范围光谱信号会严重影响返回的 ω_{CARS} 光谱—主要是高压、复杂碳氢燃料高碳烟环境下 C_2 发射谱会导致 CARS 光谱信号畸变,影响测温精度。因此,本文采用了波长可调谐 CARS 技术,泵浦光使用染料激光器的窄带输出,可以方便改变入射激光波长到 550 nm,相应的改变探测光波长为 635 nm,最终使返回 CARS 信号光谱位置改变,波长约为 490 nm,避开高压煤油燃烧带来的 C_2 发射谱干扰(图 4 所示),提高测温精度。

决定 CARS 测温精度的因素主要有两个:一是 CARS 理论谱的计算精度,二是 CARS 实验谱的噪声。本文采用的 CARS 理论谱计算软件为国际通用软件,该软件已得到实验的充分验证,并被广泛应用,其计算的理论与实验谱拟合测温精度可以达到 1%。因此,本文 CARS 谱测温不

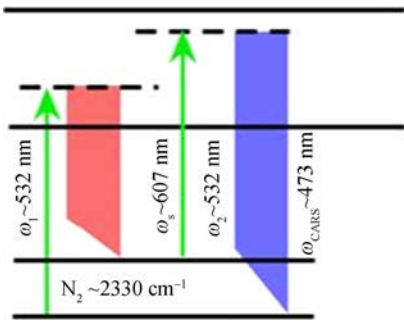


图 3 传统 CARS 原理示意图
Fig. 3 Traditional CARS mechanism

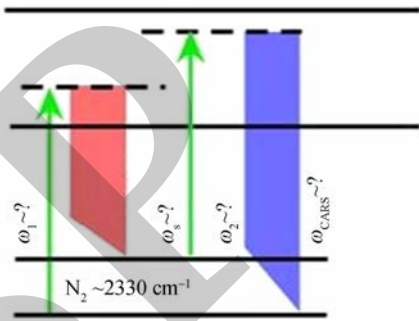


图 4 波长可调谐 CARS 原理示意图
Fig. 4 Tunable laser CARS mechanism

确定度的主要因素来自于 CARS 谱噪声。
在煤油复杂燃烧场中,激光作用下产生的随机噪声谱会叠加在单脉冲 CARS 谱上,使得单脉冲 CARS 谱信噪比变差,对 CARS 谱进行脉冲平均是能够有效消除随机噪声谱的影响。在前期工作中^[11],已经对发动机测量的典型 CARS 谱进行了标定,脉冲平均 CARS 实验谱的信噪比可达到 CH_4/air 预混火焰脉冲平均 CARS 谱^[10]的水平,图 5 是典型的高信噪比单脉冲 CARS 实验谱与理论谱拟合温度结果,根据标定结果,本文的发动

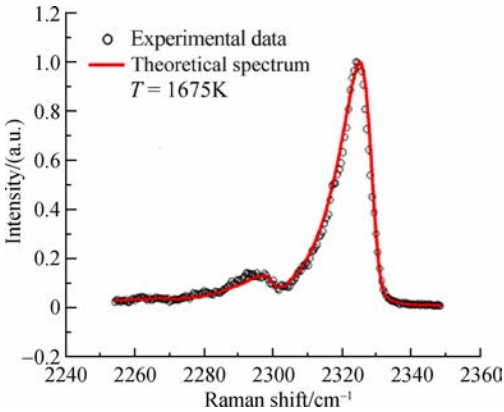


图 5 典型单脉冲 CARS 实验谱与理论谱拟合结果
Fig. 5 Typical single-shot CARS spectrum and its theoretic fitting result

机实验 CARS 测温结果总的不确定度约为 5 %。

1.3 数值计算方法

为了和实验测量结果相互比较,本文采用三维大规模并行数值计算软件对实验状态进行了模拟,给出了燃烧室中心线上壁面压力分布和燃烧流场温度分布等,并与实验结果进行了对比。

计算采用具有自主知识产权的大规模并行软件 AHL3D,可以模拟二维或三维、定常或非定常、完全气体或化学非平衡流动,具有多种湍流模型,该软件针对超燃冲压发动机开展了非常广泛的研究,其可靠性得到了普遍验证^[18-22]。本文采用三维化学反应控制方程,采用隐式有限体积法离散,湍流模型采用 $k-\omega$ TNT (turbulent/non-turbulent) 双方程模型,时间推进方法为 LU-SGS 方法,无黏通量采用 Steger-Warming 分裂格式,出口为超声速出流,采用外推。计算采用结构网格,总的网格量为 21,315,630,为了能够准确模拟边界层流动,壁面法向第一层网格的高度为 1.0×10^{-3} mm,以确保 $y^+\leq1$ 。计算来流条件和燃油参数如表 1 所示,固壁采用无滑移的绝热壁面条件,来流为超声速边界条件,煤油化学反应动力学模型采用自主开发的 10 组分 12 步反应动力学模型^[23]。为减少计算量,根据前期研究结果^[20,24],计算中对煤油做气态假设,喷孔处煤油的速度为声速,温度与实验一致为常温。

2 结果及分析

在对比验证燃烧室温度测量结果之前,首先对比了发动机上壁面压力计算和测量结果的差异。图 6 给出了不同燃烧状态下本文计算(记为“Cal.”)和实验测量结果(记为“Exp.”)的对比,其中 p_∞ 为隔离段入口来流静压。从图示结果来看,两种燃烧状态下实验测量得到的隔离段壁面压力几乎一致,充分表明风洞实验来流条件重复性较好,不同实验车次来流差异对发动机燃烧过程的影响可以忽略。从计算和实验结果对比来看,两个状态计算获得的壁面压力分布趋势、压力升高位置和峰值大小等与实验测量值吻合较好。单纯从壁面压力分布来看,计算结果能够准确反映发动机燃烧室流场特征和工作特性。

图 7 中对比了没有燃料燃烧情况下,隔离段中心对称面上高度方向中心位置、距出口约 50 mm 处流场静温计算结果和 CARS 测量值的差异,测量位置见图 1。

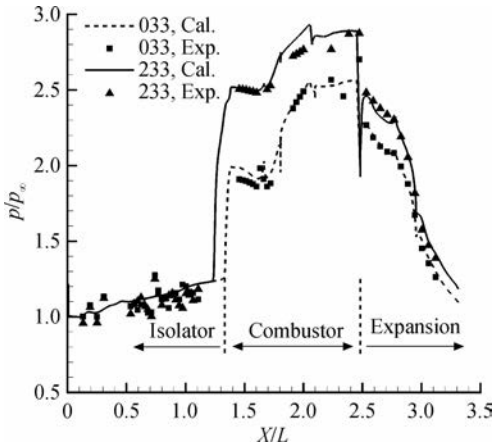


图 6 计算与实验所得上壁面压强对比
Fig. 6 Pressure comparison between calculation and experiment on the upper wall

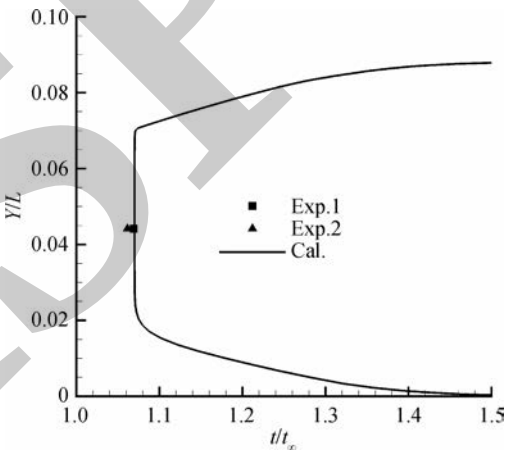


图 7 计算与实验所得隔离段静温对比
Fig. 7 Temperature comparison between calculation and experiment in the isolator

图 7 中 t 为测量位置处静温, t_∞ 为隔离段入口来流静温, t_∞ 的大小根据加热器设计参数和流场校核数据是能够准确获得的。相比于燃烧室,隔离段流场没有复杂的激波结构,测量位置处静温与入口来流静温相差不大,计算结果为 1.07,两次测量结果分别为 1.068 和 1.06,相对差异约 0.75%,不同实验车次下来流温度重复性较好。考虑到隔离段入口边界层和斜激波影响,此处温度比入口处略有上升属于正常现象,测量结果具有较高精度。实验测量值与计算结果的最大差异不到 6 K,相对误差约为 0.8%,计算结果和实验值吻合较好。

不同当量比状态下,燃烧室第一凹槽区域 5 个 CARS 测量点位于发动机中心对称面、流动方向距隔离段出口约 30 mm 处不同高度位置(图 1

所示)。温度的计算结果和实验测量值的对比如图 8 所示,图中 Y 方向坐标零点和图 7 中一致,为隔离段下壁面处。从图 8 中温度分布趋势结果来看,计算结果和测量值整体吻合较好;在主燃烧区 ($Y/L \approx 0 \sim 0.1$) 内,计算得到的温度值与实验测量结果基本一致,两者最大差异都在同一个测量位置 ($Y/L \approx 0.007$, 到隔离段下壁面垂直距离 $Y \approx 28\text{mm}$)。当量比为 0.6 和 0.8 两个状态下,与计算结果相比,该点测量值分别偏低约 40 K 和 150 K,相对差异为 4.2% 和 13%。对于本文的超燃发动机构型,由于凹槽几何特征和超声速流场相互耦合作用,凹槽回流区会产生周期性振荡。图 9 给出了实验中当量比为 0.8 时所拍摄的燃烧火焰自发光图像。从图中可以看出,上述差异最大测点正好位于凹槽稳定燃烧区和核心超声速流之间的剪切流动区域,也正是凹槽周期性振荡区域的边缘。因此,测点区域流动的复杂性和火焰锋面的影响,一方面会导致 CARS 信号的剧烈脉动,影响测量的精度,另一方面也给数值模拟带来了困难,导致两者结果差异较大。在凹槽回流区

内 ($Y/L \approx 0.09$ 以上区域),计算结果明显高于实验测量值。差异最大测量位置为接近上壁面处 ($Y/L \approx 0.13$),相比计算结果,当量比为 0.6 时测量值偏低约 140 K,相对差异为 11.7%,当量比为 0.8 状态下偏低了约 170 K,差异为 7.5%。此处温度值相差较大的原因,初步分析认为一是由于测量点接近壁面,凹槽区域回流涡与壁面剪切层边缘相互作用,导致流动不稳定会对 CARS 光谱信号有一定影响,二是计算中采用了绝热壁面边界条件,可能会导致壁面附近温度计算值比实际值偏高。

从图 8 中两个当量比燃烧状态的结果来看,随着 K_1 位置煤油的喷入,总当量比增加,燃烧室凹槽区域的温度升高了约一倍,而在主燃烧区 ($Y/L \approx 0 \sim 0.1$) 内,温度变化不明显。从图 10 中发动机对称面温度云图也可以明显看出, K_1 位置燃料喷入后第一凹槽区域温度大幅升高,变化量约为 1100 K;同时,上下游两个凹槽之间的过渡区温度也略有上升,但第二凹槽区域及核心流温度变化不大。

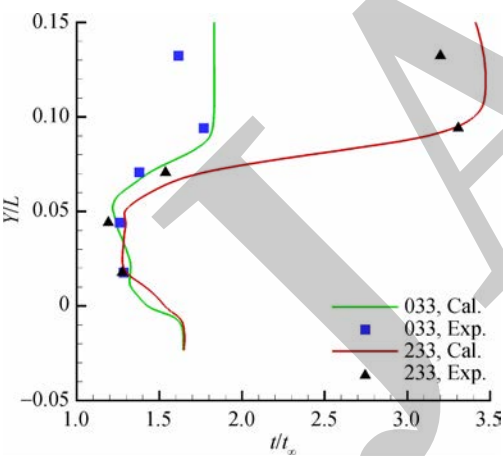


图 8 计算与实验所得燃烧室温度对比
Fig. 8 Temperature comparison between calculation and experiment in the combustor

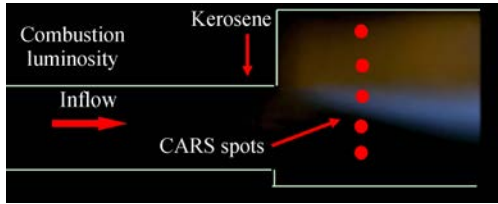


图 9 当量比为 0.8, 方案 233 状态下燃烧火焰自发光图像
Fig. 9 Combustion luminosity image for equivalence ratio of 0.8 at case 233

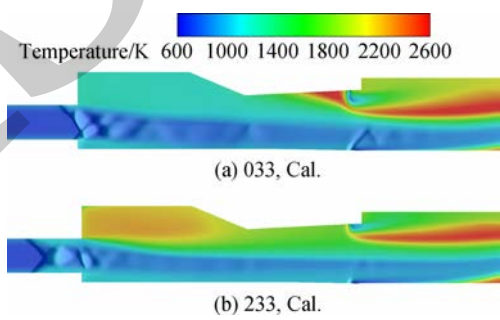


图 10 不同当量比条件下的温度云图
Fig. 10 Temperature contours for different equivalence ratios

图 10 中也清楚展示了不同当量比下隔离段出口流场结构的差异。在低当量比下,燃烧室激波串处在燃烧室入口附近,燃烧室背压没有对上游隔离段流场产生明显影响,燃烧释热主要导致了燃烧室后半段及下游扩张段的压力升高。当燃料从 K_1 喷入后,在第一凹槽区域迅速燃烧,大量的热量在在燃烧室上游释放,燃烧室压力大幅升高,较高的背压使得燃烧室入口边界层发生分离。同时,压力沿着边界层向上游传播,导致在隔离段产生激波串,超声速来流被减速,使得在燃烧室入口处气流变成亚声速流,流入燃烧室前段。对于超燃冲压发动机而言,在较高飞行马赫数下,燃烧室入口的低速气流对于点火和稳定燃烧是有利

的。另外,从图6和图10结果来看, K_1 位置喷入的燃料燃烧后,主要对燃烧室区域的温度和压力分布产生较大影响。对于扩张段部分,随着当量比增加,壁面压力变化不大,特别是在出口附近,两个燃烧状态下压力基本一致。可以预见,在扩张段下游的尾喷管内两个状态下的壁面压力差异会很小,可以推断 K_1 位置喷入的当量比为0.2的煤油燃料对发动机尾喷管推力性能不会产生显著的改变。

从上述结果来看,一方面, K_1 位置燃料喷入后在第一凹槽点火燃烧,维持适当的背压,导致隔离段激波串产生,降低超声速来流速度,同时在凹槽区域燃烧释热后获得高温区,两者共同作用利于燃料点火并保持稳定燃烧;另一方面,大量燃料燃烧产生过高的背压会使得隔离段激波串向上游移动,甚至进一步导致进气道不启动,而同时对扩张段和尾喷管壁面压力提高作用不明显,发动机推力性能提升有限。因此,如果发动机的总当量比进一步提高,需要综合考虑 K_1 位置喷入燃料的影响,合理设计燃烧室燃料分布,优化燃烧室释热和几何构型的匹配,在获得燃烧室稳定燃烧状态的同时获得较好的推力性能。

3 结 论

本文通过实验和数值研究,得到如下结论:

1) 利用可调谐CARS技术获得了隔离段来流和不同当量比条件下燃烧室流场温度分布,隔离段两次测量获得的无量纲温度分别为1.068和1.06,相对差异约为0.75%,不同实验车次下来流温度重复性较好,测量结果具有较高精度;

2) 本文计算获得燃烧室壁面压力分布趋势、压力升高位置和峰值大小等与实验测量值吻合较好;隔离段来流温度实验测量值与计算结果的最大差异不到6K,相对误差约为0.8%;燃烧室主燃烧区内,当量比为0.6和0.8两个状态下,与计算结果相比,测量值分别偏低约40K和150K,相对差异为4.2%和13%;在凹槽回流区内,计算结果明显高于实验测量值,相比计算结果,当量比为0.6时测量值偏低约140K,相对差异为11.7%,当量比为0.8状态下偏低了约170K,差异为7.5%;综合壁面压力和燃烧流场温度对比结果来看,测量结果充分验证了数值计算结果的准确性,计算结果能够准确反映发动机燃烧室流动特征和工作特性;

3) 本文研究条件下,如果发动机的总当量比

进一步提高,需要综合考虑 K_1 位置喷入燃料的影响,合理设计燃烧室燃料分布,优化燃烧室释热和几何构型的匹配,在获得燃烧室稳定燃烧状态的同时获得较好的推力性能。

参考文献:

- [1] ALEXANDER V M, ALIREZA R B. A review of exhaust gas temperature sensing techniques for modern turbine engine controls[R]. AIAA-2014-3977, 2014.
- [2] 陶波,胡志云,王晟,等. TDLAS技术测量燃烧流场温度研究[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(2): 401-404.
TAO Bo, HU Zhiyun, WANG Sheng, et al. Study on the measurement of combustion temperature based on TDLAS Technique[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(2): 401-404. (in Chinese)
- [3] 李飞,余西龙,顾洪斌,等. 超燃燃烧室气流参数诊断[J]. 力学学报, 2011, 43(6): 1061-1067.
LI Fei, YU Xilong, GU Hongbin, et al. Measurement of flow parameters in a scramjet combustor based on near-infrared absorption[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(6): 1061-1067. (in Chinese)
- [4] 屈东胜,洪延姬,王广宇,等. 基于激光吸收光谱技术的超声速气流测量研究[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 852-857.
QU Dongsheng, HONG Yanji, WANG Guangyu, et al. Measurements of supersonic gas flow based on laser absorption spectroscopy[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 852-857. (in Chinese)
- [5] 张立荣,胡志云,叶景峰,等. 移动式CARS系统测量超声速燃烧室出口温度[J]. 中国激光, 2013, 40(4): 0408007. 1-0408007. 5.
ZHANG Lirong, HU Zhiyun, YE Jingfeng, et al. Mobile CARS temperature measurements at exhaust of supersonic combustor[J]. Chinese Journal of Lasers, 2013, 40(4): 0408007. 1-0408007. 5. (in Chinese)
- [6] 陶波,王晟,胡志云,等. TDLAS与CARS共线测量发动机温度[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(10): 2282-2286.
TAO Bo, WANG Sheng, HU Zhiyun, et al. Measurements of engine combustion temperature by using coaxial TDLAS and CARS technique[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(10): 2282-2286. (in Chinese)
- [7] CUTLER A D, MAGNOTTI G, CANTU L, et al. Dual-pump coherent anti-stokes raman spectroscopy measurements in a dual-mode scramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(3): 539-549.
- [8] 赵建荣,杨仕润,俞刚. CARS在超音速燃烧研究中的应用[J]. 激光技术, 2000, 24(4): 207-212.
ZHAO Jianrong, YANG Shirun, YU Gang. Study of supersonic combustion by CARS measurement technique[J]. Laser Technology, 2000, 24(4): 207-212. (in Chinese)
- [9] 李仁兵,苏铁,张龙,等. 燃烧流场线CARS测温技术研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2016, 36(12): 3968-3972.
LI Renbing, SU Tie, ZHANG Long, et al. Study on line

- CARS for temperature measurement in combustion flow field[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2016, 36 (12):3968-3972. (in Chinese)
- [10] 胡志云,张振荣,刘晶儒,等. 用单次脉冲非稳腔空间增强探测 CARS 技术测量火焰温度[J]. 中国激光, 2004, 31 (5):610-612.
HU Zhiyun, ZHANG Zhenrong, LIU Jingru, et al. Temperature measurement in CH₄/air flame by single pulse USED CARS[J]. Chinese Journal of Lasers, 2004, 31 (5): 610-612. (in Chinese)
- [11] 胡志云,叶景峰,张振荣,等. 航空发动机地面试验激光燃烧诊断技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2018, 32 (1): 33-42.
HU Zhiyun, YE Jingfeng, ZHANG Zhenrong, et al. Development of laser combustion diagnostic techniques for ground aero-engine testing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32 (1): 33-42. (in Chinese)
- [12] MAGNOTTI G, CUTLER A D, DANEHY P. Development of a dual-pump CARS system for measurements in a supersonic combustor freejet[R]. AIAA-2012-1193, 2012.
- [13] CUTLER A D, MAGNOTTI G, CANTU L, et al. Dual-pump CARS measurements in the university of virginia's dual-mode scramjet; configuration "A" [R]. AIAA-2012-0114, 2012.
- [14] 赵俭. 基于 CARS 的高温燃气温度测量技术[J]. 计测技术, 2015, 35 (2): 1-5.
ZHAO Jian. High gas temperature measuring technology based on CARS[J]. Metrology & Measurement Technology, 2015, 35 (2): 1-5. (in Chinese)
- [15] 李国华,胡志云,王晟,等. 基于相干反斯托克斯拉曼散射的二维温度场扫描测量[J]. 光学精密工程, 2016, 24 (2): 14-19.
LI Guohua, HU Zhiyun, WANG Shen, et al. 2D scanning CARS for temperature distribution measurement[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24 (2): 14-19. (in Chinese)
- [16] 王明瑞,王振华,韩冰,等. 航空发动机主燃烧室高温测试技术[J]. 航空发动机, 2016, 42 (5): 87-93.
WANG Mingrui, WANG Zhenhua, HAN Bing, et al. High temperature measurement technology for main combustion chamber of aeroengine[J]. Aeroengine, 2016, 42 (5): 87-93. (in Chinese)
- [17] 陈敏,宋文艳,肖恩利. 斜切径向旋流燃烧室主燃区光学测量与特性分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28 (8): 1727-1735.
CHEN Min, SONG Wenyan, XIAO Yinli, et al. Optical measurement and characteristic analysis of aeroengine combustor primary zone with counter-rotating swirler[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (8): 1727-1735. (in Chinese)
- [18] 肖保国,田野,张顺平,等. 亚燃模态下释热分布对发动机性能的影响[J]. 推进技术, 2016, 37 (11): 2017-2022.
XIAO Baoguo, TIAN Ye, ZHANG Shunping, et al. Effects of heat release distribution on scramjet performance under ramjet mode conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37 (11): 2017-2022. (in Chinese)
- [19] 肖保国,晏至辉,田野,等. 超燃发动机燃烧模态判别准则初步研究[J]. 推进技术, 2015, 36 (8): 1121-1126.
XIAO Baoguo, YAN Zhihui, TIAN Ye, et al. Preliminary study on distinguish criterion of combustion mode for scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36 (8): 1121-1126. (in Chinese)
- [20] XIAO Baoguo, XING Jianwen, TIAN Ye, et al. Experimental and numerical investigations of combustion mode transition in a direct-connect scramjet combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46: 331-338.
- [21] 田野,肖保国,张顺平,等. 双模态冲压发动机燃烧性能初步研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31 (12): 2921-2927.
TIAN Ye, XIAO Baoguo, ZHANG Shunping, et al. Preliminary study on combustion performance of dual-mode scramjet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31 (12): 2921-2927. (in Chinese)
- [22] 邓维鑫,乐嘉陵,王西耀. 空气节流对超燃发动机燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28 (2): 316-323.
DENG Weixin, LE Jialing, WANG Xiyao, et al. Air-throttling effect of scramjet combustion characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (2): 316-323. (in Chinese)
- [23] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究[D]. 四川绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2006.
YANG Shunhua. Numerical study of hydrocarbon fueled scramjets[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
- [24] LE Jialing, YANG Shunhua, WANG Xiyao. Numerical investigations of unsteady spray combustion in a liquid kerosene fueled scramjet[R]. ISABE-2011-1524, 2011.

(编辑:李岩梅)