

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220823-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220823

单头部燃烧室中超临界煤油燃烧特性

郑榆山¹, 王世伟¹, 肖保国², 周 瑜¹, 李天宇¹

(1. 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;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为深入了解超临界煤油在航空发动机中的燃烧特性, 基于某型航空发动机双旋流燃烧室单头部模型, 开展了不同环境压力及当量比下超临界煤油燃烧直连式试验及数值模拟研究, 获得了煤油喷注状态对燃烧室燃烧特性的影响规律。结果表明: 相同试验条件下, 煤油由亚临界转变为超临界状态对于出口中心点温度值未产生明显影响, 但在一定程度上提高了燃烧室出口温度均匀性, 出口温度分布系数由最大 0.315 下降至 0.294。煤油以超临界态喷注时, 出口温度均匀性随着当量比增加而提高, 出口温度分布系数在 380 kPa 条件下由 0.294 降低至 0.195, 580 kPa 时由 0.398 降低至 0.210。基于自有 CFD 软件针对各工况开展了燃烧室流场数值模拟, 获得的温度分布变化规律与试验一致。研究结果表明, 煤油以超临界状态喷注可增强油气掺混, 着火燃烧提前, 主燃区向上游迁移, 出口温度分布均匀性提高。

关 键 词: 单头部燃烧室; 超临界煤油; 直连式试验; 燃烧特性; 出口温度分布

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Supercritical kerosene combustion characteristics of single-head combustor

ZHENG Yushan¹, WANG Shiwei¹, XIAO Baoguo², ZHOU Yu¹, LI Tianyu¹

(1. Aerospace Technology Institute,

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

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

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

Abstract: In order to deeply understand the combustion characteristics of supercritical kerosene in aeroengine, a series of direct-connect experiments and numerical simulations were carried out under different ambient pressures and equivalent ratios based on a single-head model of an aeroengine dual-swirl combustion chamber. The influence of kerosene injection condition on combustion characteristics was obtained. The results showed that, under the same experimental conditions, the transition of kerosene from subcritical to supercritical condition had no obvious effect on the outlet center temperature, but it improved the outlet temperature uniformity to a certain extent, as the outlet temperature distribution coefficient decreased from 0.315 to 0.294. When kerosene was injected in supercritical condition, the uniformity of outlet temperature increased with the increase of equivalent ratio, as the outlet temperature distribution coefficient decreased from 0.294 to 0.195 at 380 kPa, and from 0.398 to 0.210 at 580 kPa. Numerical simulations of combustor flow field under various conditions were carried out based on our own CFD

收稿日期: 2022-10-29

基金项目: 国家自然科学基金(51976233); 国家科技重大专项(2017-III-0005-0030)

作者简介: 郑榆山(1993—), 男, 助理研究员, 硕士, 主要从事航空宇航推进研究。E-mail: zhengyushan93@126.com

通信作者: 肖保国(1980—), 男, 研究员, 博士, 主要从事航空宇航推进研究。E-mail: xbgxl@163.com

引用格式: 郑榆山, 王世伟, 肖保国, 等. 单头部燃烧室中超临界煤油燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220823. ZHENG Yushan, WANG Shiwei, XIAO Baoguo, et al. Supercritical kerosene combustion characteristics of single-head combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220823.

software, and the temperature distribution trend obtained was consistent with the experiments. The results showed that kerosene injected in supercritical condition can enhance fuel and air mixing, advance combustion, migrate the main combustion zone upstream and improve the uniformity of outlet temperature distribution.

Keywords: single-head combustor; supercritical kerosene; direct-connect experiments; combustion characteristics; outlet temperature distribution

随着航空发动机性能要求的不断提高,将不可避免地大幅提升航空发动机涡轮前温度,从而使航空发动机热端部件面临严峻的热防护挑战,这对航空发动机的冷却提出了极高的技术要求。为满足未来先进航空发动机高温升燃烧室热防护需求,出现了基于飞机/发动机一体化热管理思想的冷却系统设计方案^[1-2],如图 1 所示。该方案中,低温燃油对压气机中引出的气体进行降温,用于冷却涡轮等热端部件,使得热端部件在不额外增加冷气量的前提下能够承受更高的燃烧室出口温度;同时,燃油吸收热量后,温度、压力升高,在喷注进入燃烧室前达到超临界状态,有助于获得更好的燃烧效果。

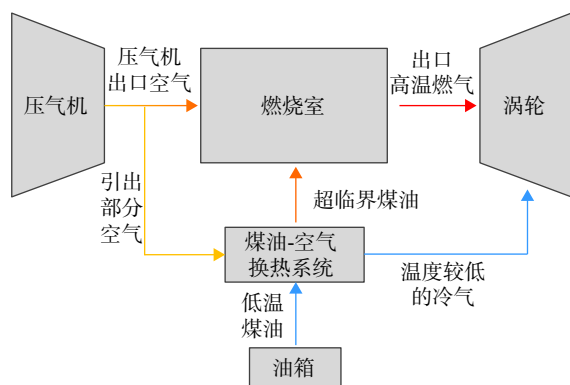


图 1 基于飞机/发动机一体化热管理思想的系统设计示意图

Fig. 1 Schematic diagram of aircraft/engine integrated thermal management system

在超临界态下,航空煤油兼具气体的低黏度和液体的高密度以及介于两者之间的较高扩散系数等特征,同时还具有较大的压缩性、零表面张力、零汽化潜热、比热大幅变化等特征^[3-5]。与常规液态煤油相比,这些特征将导致燃料的喷注及燃烧特性完全不同,并给燃烧室设计及燃烧控制提出了新要求。

20 世纪 90 年代以来,众多研究机构针对小分子纯净物^[6-8]及 LOX/H₂、LOX/CH₄等低温推进剂^[9]开展了大量超临界喷射及燃烧特性研究工作,

而在超临界燃油方面,相关研究开展得相对较少。在超临界燃油喷射研究方面,Doungthip 等^[10]试验研究了 JP-8 以及 Jet-A 燃油的超临界喷射特性,发现喷射温度对超临界喷射特征量影响较大。梁获胜等^[11]采用纹影系统研究了超临界燃油喷射到静止大气中的特性,发现随喷射压力升高,马赫盘距离、直径和射流长度均增大,当喷射温度升高时,马赫盘直径和射流长度均减小而马赫盘距离基本保持不变。申帅等^[12]采用阴影显微成像系统对超临界 RP-3 煤油喷射到大气环境中的射流特征进行了试验研究,发现随喷嘴长径比增大,喷射扩张角增大,而冷凝长度、马赫盘直径及距离均减小。肖靖源等^[13]测量了自主设计的收缩喷嘴内超临界 RP-3 煤油的压力分布并进行了数值模拟,获得了超临界 RP-3 煤油在喷嘴内的流动及相变特性。

在超临界燃油燃烧方面,张蒙正等^[14]对煤油同轴离心喷嘴的超临界燃烧特性与火焰形态进行了试验研究,发现煤油同轴离心喷嘴的超临界燃烧火焰呈圆柱射流状,火焰的锥角与喷雾锥角基本相等,燃烧稳定性受到喷嘴缩进比的影响。范学军等^[15-16]通过直连式试验台对比了燃烧室中液态煤油、液态雾化煤油和超临界煤油的燃烧性能,发现超临界煤油喷注由于省略了雾化与气化过程,其燃烧效率有了显著提高,但燃烧室内绝对温度提升有限。在对部分裂解煤油的对比试验中,他们发现部分裂解态煤油可以有效提升燃烧室内火焰温度,这主要得益于裂解形成的小分子碳氢化合物缩短了点火延迟。Wang 等^[17]和 Zhang 等^[18]对带凹腔燃烧室内的超临界煤油火焰吹熄极限进行了试验研究,发现富燃吹熄极限主要受来流总温影响,而贫燃吹熄极限则主要受喷注位置影响。孙明波等^[19]对超燃冲压发动机内超临界煤油的喷注燃烧进行了试验研究,对多种凹腔布置方式和喷注方式进行了组合对比,结果表明喷注位置对燃烧室的性能影响很大,靠近隔离段处喷注燃油会提高燃烧效率,但会影响隔离段的稳定性。

靳乐^[20]研究了超临界 RP-3 燃料下的脉冲爆震火箭发动机工作性能,发现能够显著提高其工作稳定性,缩短其爆燃转爆轰(deflagration to detonation transition, DDT)距离及时间,并有效提升了发动机比冲。

总的来看,主要针对超燃冲压发动机及爆震发动机开展了一些超临界煤油燃烧特性的研究,对航空发动机中超临界煤油燃烧过程的研究相对缺乏,相关报道仍不多见。本文基于中国空气动力研究与发展中心直连式试验台,以某型航空发动机燃烧室双旋流单头部燃烧室模型为研究对象,开展了超临界煤油燃烧特性试验,并同步开展了数值模拟研究,为后续超临界煤油在航空发动机中应用提供基础支撑。

1 试验系统介绍

图 2 给出了超临界煤油燃烧特性直连式试验系统示意图,主要包括加热器、单头部燃烧室、背压调节段、煤油加热系统及数据采集系统。其中,加热器气源采用连续式气源系统,以保证气源供应稳定。

图 3 给出了试验采用的双旋流单头部燃烧室模型示意图。该模型燃烧室为矩形流道,带有径向两级旋流器,上下火焰筒壁设计有开缝式气膜冷却孔阵列及相应的主燃孔/掺混孔。火焰筒头

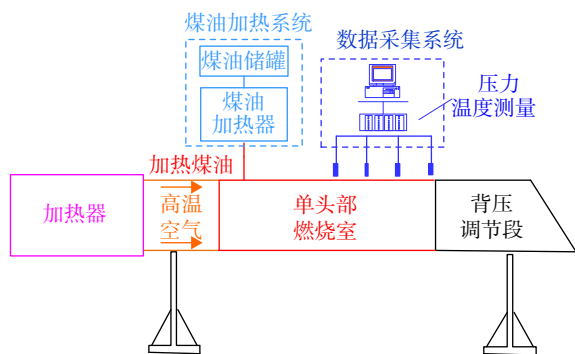


图 2 直连式试验系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of direct-connect experimental system

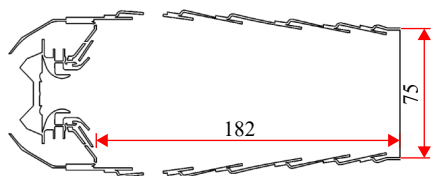


图 3 双旋流单头部燃烧室结构示意图(单位: mm)

Fig. 3 Schematic diagram of dual-swirler single-head combustor (unit: mm)

部中心安装有燃油喷嘴,喷嘴直径 $D=0.8$ mm,喷嘴内置于旋流器中,旋流器后火焰筒长度为 182 mm,火焰筒出口高度为 75 mm,流道宽度为 90 mm。

图 4 给出了煤油加热系统示意图。试验采用高压氮气挤压供油,并采用限流喉道控制煤油流量,采用直流电源对加热盘管中的煤油进行加热。直流电源最大输出功率为 50 kW,可通过控制输出功率来调节煤油的加热温度。在煤油加热至超临界态前,高温煤油通过旁路经冷却装置冷却后进入回收罐,待煤油加热至指定状态后,燃烧室前高温阀打开,超临界煤油喷注进入燃烧室并按时序开展试验。为监控煤油加热及喷注状态,在煤油加热系统沿程布置有压力传感器及温度热电偶。

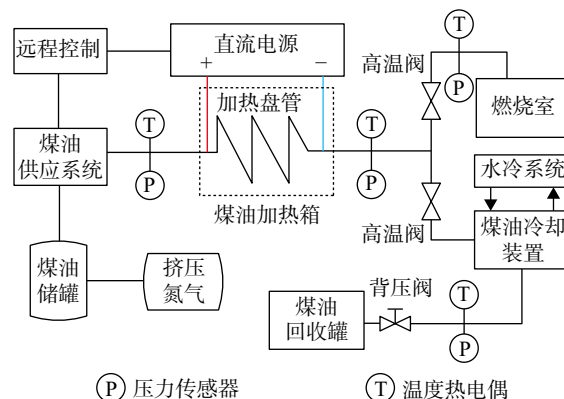


图 4 煤油加热系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of kerosene heating system

1.1 测量方法

为获得燃烧室出口温度分布,在出口截面布置有 K 型热电偶,出口截面位于火焰筒出口下游 60 mm 处。测量时, K 型热电偶测温端头内伸至流场,测温端头内伸位置如图 5 所示,该截面共布

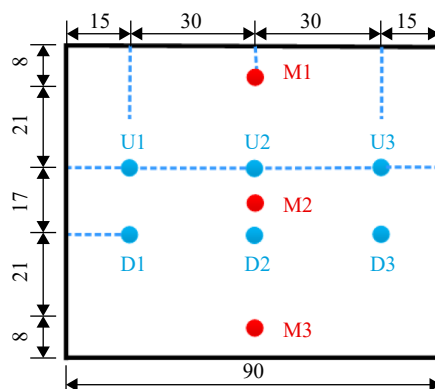


图 5 火焰筒出口下游 K 型热电偶测温端头布置示意图(单位: mm)

Fig. 5 Schematic diagram of measurement position of K-type thermocouples (unit: mm)

置有 9 路测温热电偶,其中水平方向上共布置 6 路热电偶,分别为 U1~U3、D1~D3,该 6 路热电偶呈 3×2 布局,垂直方向上居中布置 3 路热电偶,分别为 M1~M3。

1.2 试验工况

表 1 给出了不同工况下煤油喷注参数及燃烧室室压,试验来流空气流量为 0.55 kg/s,燃烧室入口温度为 780 K。表中参数包括:喷前煤油平均压力 p_{avg} 、喷前煤油平均温度 T_{avg} 、煤油流量 $\dot{m}_f$ 及燃烧室压力 p_c ,其中 p_{avg} 及 T_{avg} 取试验结束前最后 5 s 的平均结果。由表 1 可知,工况 1~工况 3 下煤油喷注状态不同,工况 3~工况 5 下室压为 0.58 MPa,当量比 Φ 范围为 0.30~0.39,工况 6~工况 8 下室压为 0.38 MPa,当量比 Φ 范围为 0.30~0.39。

表 1 试验工况
Table 1 Experimental conditions of different cases

工况	$p_{\text{avg}}/\text{MPa}$	T_{avg}/K	Φ	$\dot{m}_f/(\text{g/s})$	p_c/MPa
1	1.20	536	0.30	10.85	0.58
2	2.10	561	0.30	11.02	0.58
3	2.50	662	0.30	11.02	0.58
4	2.34	655	0.36	13.26	0.58
5	2.91	671	0.39	14.31	0.58
6	2.56	663	0.30	11.08	0.38
7	2.40	656	0.36	13.36	0.38
8	2.72	665	0.39	14.18	0.38

2 结果讨论

2.1 煤油喷注状态对燃烧特性的影响

首先开展了不同煤油喷注状态下单头部燃烧室燃烧特性试验研究,试验时通过调节煤油加热系统加热功率以实现对煤油喷注状态的调节。

图 6 给出了工况 1~工况 3 下喷前煤油压力 (p) 及温度 (T) 随时间 (t) 变化结果,工况 1~工况 3 下煤油喷注当量比 Φ 均为 0.30,煤油喷注时间为 60 s,燃烧室压力为 580 kPa。由图可知,煤油喷前阀门打开后,经煤油加热系统加热后的高温高压煤油进入喷腔,随后喷腔内煤油压力、温度持续调整。工况 1 时,煤油加热功率较低,工况 2、工况 3 时煤油加热功率逐步提高后,喷前煤油压力、温度进一步提高。最后 5 s 时,工况 1~工况 3 喷前平均压力 p_{avg} 为 1.2、2.1、2.5 MPa,平均温度 T_{avg} 分别为 536、561、662 K,最后 5 s 内工况 1~工况 3 喷前煤油压力变化 Δp 分别为 0.03、

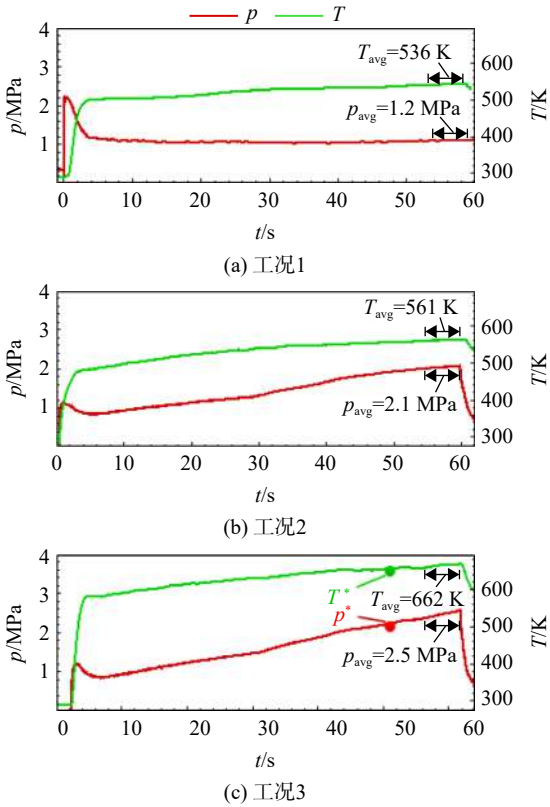


图 6 工况 1~工况 3 下煤油喷注状态对比
Fig. 6 Comparison of kerosene injection conditions of case 1—case 3

0.05 MPa 及 0.12 MPa, 喷前温度变化 ΔT 分别为 1.1、3.3 K 及 7.0 K。随加热功率提高,喷前煤油压力、温度变化虽有所提高,但最后 5 s 时压力及温度最大增长幅值(工况 3)仅为 4.8%、1.1%,煤油喷前状态相对稳定,因此试验中取最后 5 s 为有效试验时间。从平均压力及温度来看,工况 1、工况 2 时煤油状态为亚临界态,工况 3 时煤油喷前压力及温度均已超过临界点 (p^* 、 T^*),煤油进入超临界态。

图 7 给出了工况 1~工况 3 下燃烧室出口 M2 测点温度随时间变化情况。试验时,高温煤油喷注 30 s 后,加热器开始工作,来流空气被加热使得燃烧室出口温度开始上升,5 s 后模型燃烧室点火,燃烧室出口温度进一步上升,最终加热器共计工作 30 s,燃烧室点火燃烧工作 25 s。由图可知,试验最后 5 s 时燃烧室出口温度已基本稳定,工况 1~工况 3 下最后 5 s 时的平均温度 T_{avg} 分别为 1 382.65、1 368.92 K 及 1 360.50 K,燃烧室出口平均温度相差不大,温差仅 20 K 左右。

图 8 进一步给出了有效试验时间内燃烧室出口各测点测得的平均温度值,此时各测点温度均

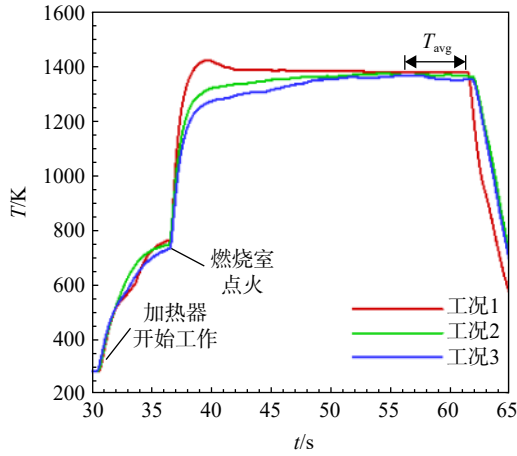


图 7 燃烧室出口 M2 测点温度随时间变化情况

Fig. 7 Temperature variation with time at measuring point M2 at combustor outlet

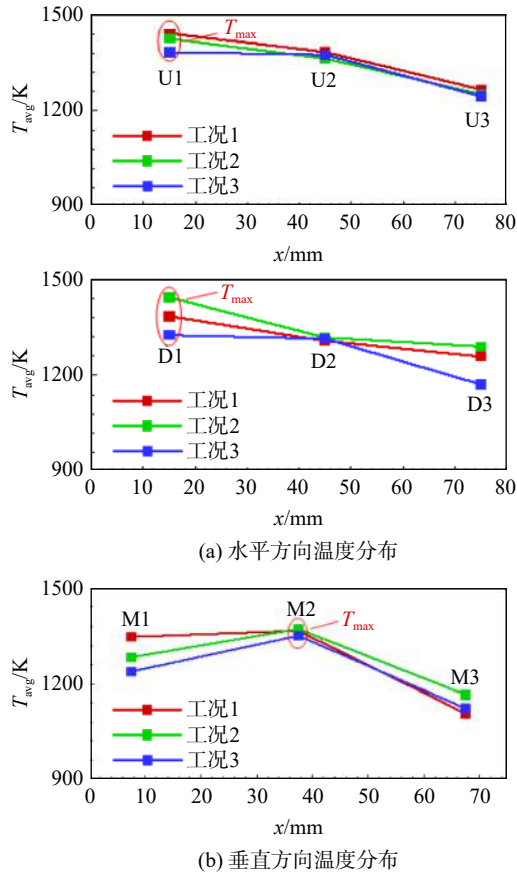


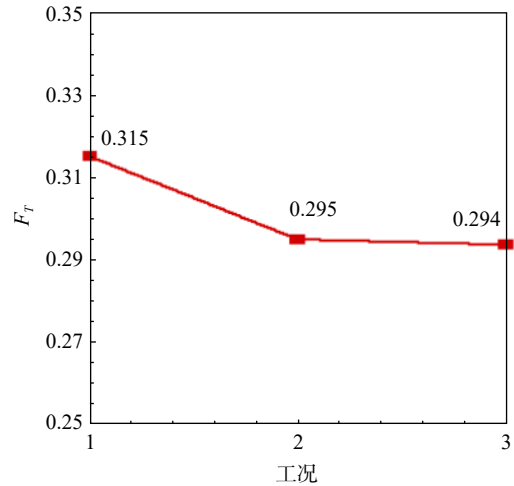
图 8 不同煤油喷注状态下各测点平均温度

Fig. 8 Temperature distributions of each measuring point under different kerosene injection conditions

已稳定。从温度分布上来看,水平方向上工况 1~工况 3 下燃烧室出口温度呈左高右低分布,最高温度($T_{\max}$)位于 U1、D1 测点处, $T_{\max}$ 温度范围分别为 1 426.38~1 474.57 K 及 1 384.65~1 443.54 K,垂直方向上工况 1~工况 3 出口温度呈中间高、

两侧低的分布趋势,最高温度位于 M2 处, $T_{\max}$ 温度范围为 1 360.50~1 382.65 K。从分布趋势来看,煤油喷注状态的改变未对温度分布趋势产生明显影响,导致左右测点温度不对称性的原因主要在于旋流器出口诱导形成的是近似轴对称的旋流,而该燃烧室试验件整体为长宽不等的矩形。受几何约束的影响,流动变量在出口的分布会自然地出现一定程度的对角化。

为评估燃烧室出口温度分布流场品质,参照航空发动机燃烧室出口温度分布系数(OTDF),定义无量纲温度分布系数 $F_T = (T_{4\max} - T_{4\text{ave}}) / (T_{4\text{ave}} - T_{3\text{ave}})$,其中 $T_{4\max}$ 为出口截面最高温度, $T_{3\text{ave}}$ 及 $T_{4\text{ave}}$ 为燃烧室进、出口平均温度。图 9 给出了不同煤油喷注状态下燃烧室出口温度分布系数(F_T)变化情况。如图 9 所示,不同煤油喷注状态下,燃烧室出口 F_T 值介于 0.315~0.294 之间,随煤油喷注温度及压力提高后, F_T 值相应减小,表明提高煤油喷注压力及温度有助于增强煤油雾化及反应活性,使得油气混合物的着火燃烧提前,增加了燃气在火焰筒内的停留与掺混时间,从而在出口形成更加均匀的温度分布。

图 9 F_T 随煤油喷注状态变化情况Fig. 9 F_T variation with kerosene injection conditions

为对比验证测量结果,在自有燃烧室仿真软件 GTCC 上开展了工况 1~工况 3 条件下燃烧室流场定常数值模拟。该软件为课题组针对航空发动机燃烧室自主开发的基于非结构有限体积离散的不可压流动计算程序,已经过大量真实型号燃烧室试验充分验证确认,具备对燃烧室复杂流场的精确模拟能力^[21-24]。计算中采用标准压力耦合方程组的半隐式方法(semi-implicit method for pre-

ssure linked equations, SIMPLE) 算法求解速度-压力场, 时间 2 阶隐式, 空间 2 阶迎风格式。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型, 燃烧模型采用煤油 203 组分 1 592 步反应详细机理建表的火焰面-反应进度变量模型, 以 4 种产物(CO 、 CO_2 、 H_2O 、 H_2) 质量分数之和作为进度变量的取值。燃烧室入口为标准速度入口条件, 出口流动变量设为零梯度条件。为避免几何简化导致的模拟误差, 对燃烧室包括所有气膜孔在内的精细几何结构均作了完全仿真, 最终生成的结构/非结构高保真混合网格总量为 1 692 万, 如图 10 所示。

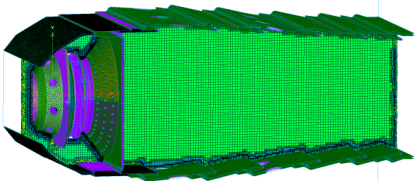
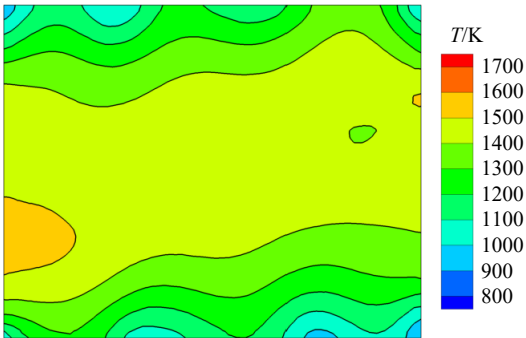


图 10 高保真混合网格示意图
Fig. 10 Schematic of the high fidelity hybrid mesh

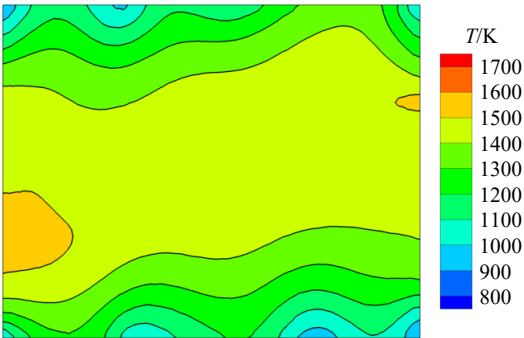
表 2 和图 11 给出了 3 种工况下燃烧室出口下游温度测点所在横截面的温度分布特性, 平均温度范围为 1 369.49~1 385.22 K, 最大温差约为 16 K, 与点 M2 测量结果高度一致。同时, 计算预测的出口温度分布系数也从 0.342 单调递减至 0.278, 变化规律与图 9 定性一致。结合试验测量与数值模拟结果, 进一步确认了出口截面上的温度分布确实因几何约束而存在一定的左右不对称性。

表 2 3 种工况条件下出口温度计算

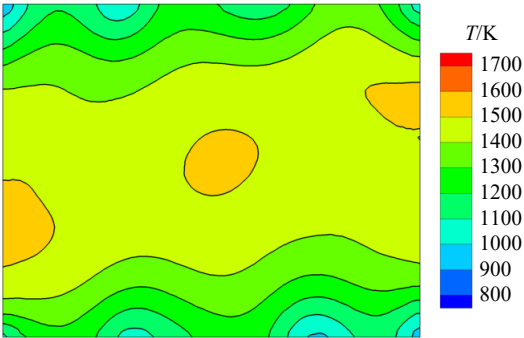
Table 2 Simulation results of outlet temperature under three working conditions			
工况	平均温度/K	最高温度/K	温度分布系数
1	1 369.49	1 571.07	0.342
2	1 371.28	1 571.04	0.338
3	1 385.22	1 550.95	0.278



(a) 工况1



(b) 工况2



(c) 工况3

图 11 工况 1~工况 3 燃烧室出口 60 mm 截面温度分布
Fig. 11 Temperature distributions on cross section at 60 mm outlet of combustor under case 1—case 3

此外, 在其他条件不变时, 煤油由亚临界态转变为超临界态喷注燃烧对于出口温升影响不大, 但较为明显地增强了燃烧性能, 改善了温度分布均匀性。

2.2 不同当量比下超临界煤油燃烧特性

本节进一步开展了不同室压下当量比对单头部燃烧室燃烧特性影响的试验研究。工况 3~工况 8 下, 试验有效时间内喷前煤油压力及温度均已超过临界点, 煤油均进入超临界态, 喷前状态见表 1。其中, 工况 3~工况 5 来流压力为 580 kPa, 工况 6~工况 8 来流压力为 380 kPa。不同压力条件下, 煤油当量比分别为 0.30、0.36 及 0.39。

图 12 给出了来流压力为 580 kPa 时各测点的燃烧室出口平均温度值。总体而言, 不同当量比下燃烧室出口截面温度呈中间高、四周低分布。水平方向上, 当量比 $\Phi=0.30$ 时燃烧室出口温度相对较低, 随当量比提高后, $\Phi=0.36$ 及 $\Phi=0.39$ 下燃烧室出口温度分布基本一致, 与 $\Phi=0.30$ 时相比, 煤油当量比的提高使得出口测点温度普遍更高。垂直方向上, 由图 12(b) 可知, 该方向上当量比对温度分布的影响更为明显, 随当量比的提高, 出口各测点温度依次提高, M2 测点处温度相对更高。图 13 给出了工况 4 和工况 5 下基于数值模

拟预测的出口温度分布, 其分布特性与工况 3 定性一致, 但随着当量比增加, 出口平面中心热斑面积逐渐增大, 高温区域趋向融合, 表征不均匀

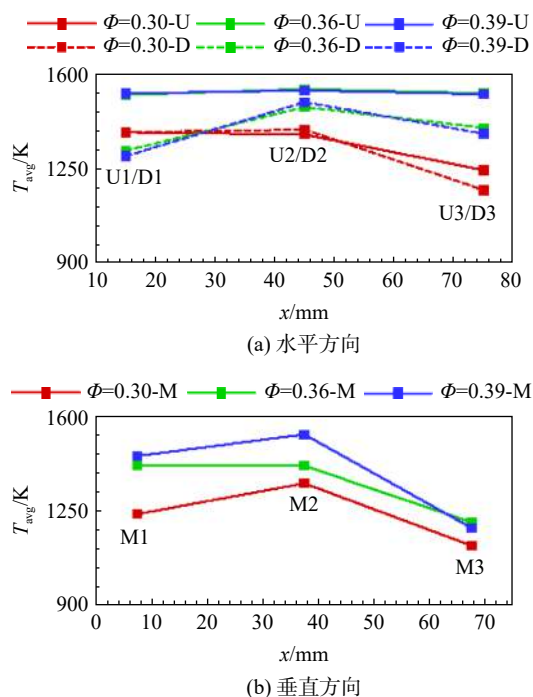


图 12 室压为 580 kPa 时出口各测点温度随当量比变化情况
Fig. 12 Temperature variation with equivalent ratio at combustor pressure of 580 kPa

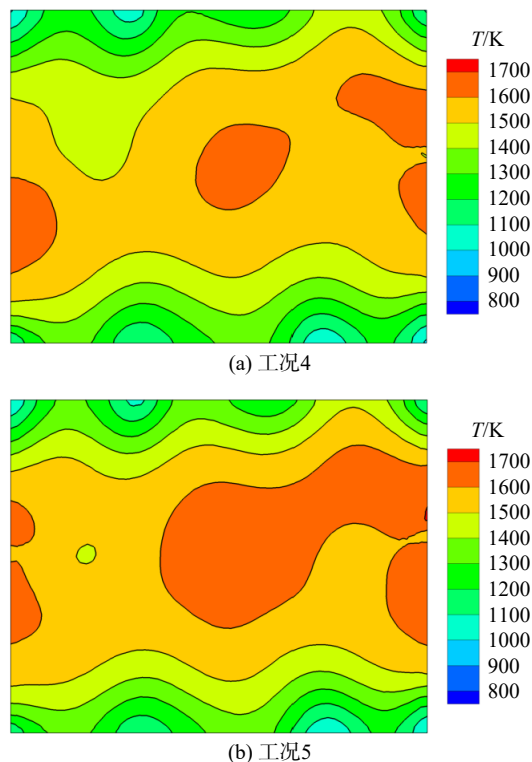


图 13 工况 4~工况 5 燃烧室出口 60 mm 截面温度分布
Fig. 13 Temperature contours of cross section at 60 mm outlet of combustor under case 4—case 5

性的温度分布系数开始降低。

图 14 给出了来流压力为 380 kPa 时不同当量比下燃烧室出口平均温度分布。水平方向上, 出口温度分布趋势与 580 kPa 时类似, 出口高温区基本均集中于 U2、D2 测点, 并沿两侧逐步下降, 随当量比提高, 出口各测点温度有所提高。而在垂直方向上室压 380 kPa 下温度分布有所差异, $\Phi=0.30$ 时出口温度则呈由上到下依次提高, M3 测点处出口温度最高, M1 测得温度最低。随当量比提高, M1 测点处温度提升最为明显, 同时 M2 及 M3 测点温度也有所提高, 使得燃烧室出口整体呈两侧高、中间偏低的温度分布, 高温区靠近出口上下近壁侧附近。图 15 给出了工况 6~工况 8 条件下计算预测的出口温度, 其分布特性及变化趋势与来流压力为 580 kPa 的工况 3~工况 5 定性一致, 但高温区的面积及数值相对更大, 主要原因在于相同空气流量时, 较低的压力下工况 6~工况 8 的来流速度比工况 3~工况 5 高 50% 以上。来流速度的大幅增加导致油气混合物在火焰筒内的流向速度增大, 停留与掺混时间缩短, 而当量比的增大也使得火焰筒中心区域相对富油的混合气还未充分扩散到周向空间就已到达出口。受此影响, 火焰筒内高温主燃区域会向下游产生一定程度的迁移, 同时在出口形成两侧高温、中

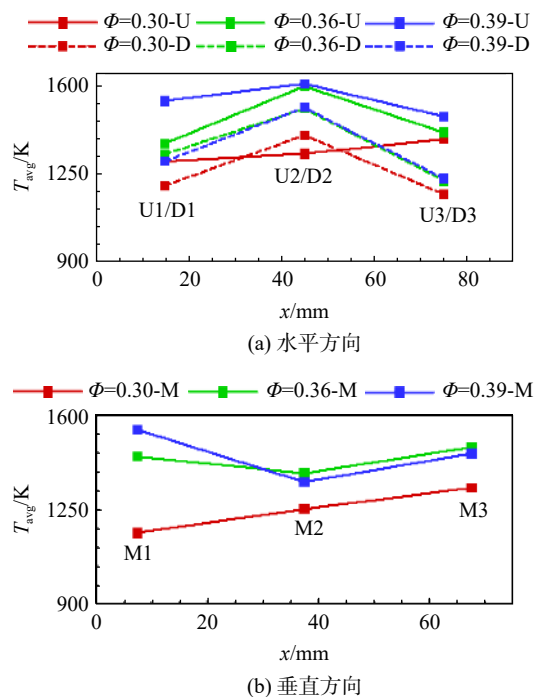


图 14 室压 380 kPa 时不同当量比下出口各测点温度分布
Fig. 14 Temperature variation with equivalent ratio at combustor pressure under combustor pressure 380 kPa

心略低的温度分布,与试验测点结果定性一致。此外,与工况 3~工况 5 相比,工况 6~工况 8 的模拟结果误差相对更大一些,主要原因在于来流压力由 580 kPa 降低至 380 kPa 后燃烧室内环境压力进一步远离了煤油临界状态点,导致针对超临界态煤油所建立的数值模型参数算法等出现更大偏差。

图 16 给出了工况 1~工况 8 出口测点处试验与数值对比结果,图中另给出了各工况下平均温差 ΔT_{avg} 及相对平均误差 δ 。对比来看,各工况下试验与数值计算结果分布趋势基本一致,温度测

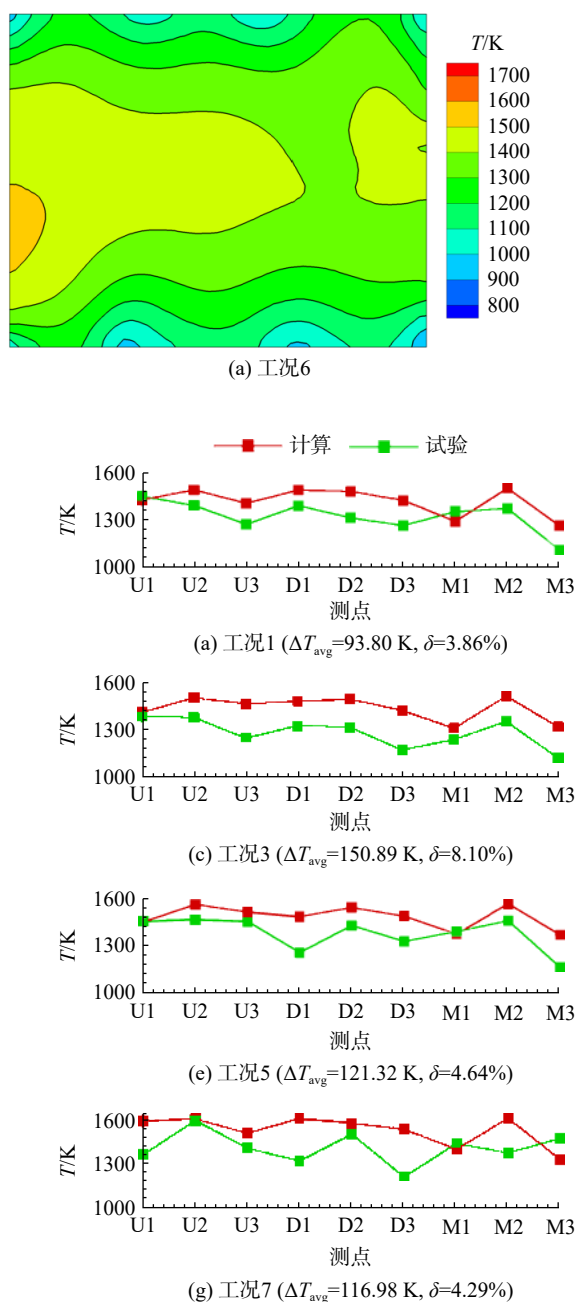


图 16 工况 1~工况 8 出口各测点处试验与数值计算温度对比

Fig. 16 Comparison of experimental and numerical results of temperature at each measuring point of outlet under case 1—case 8

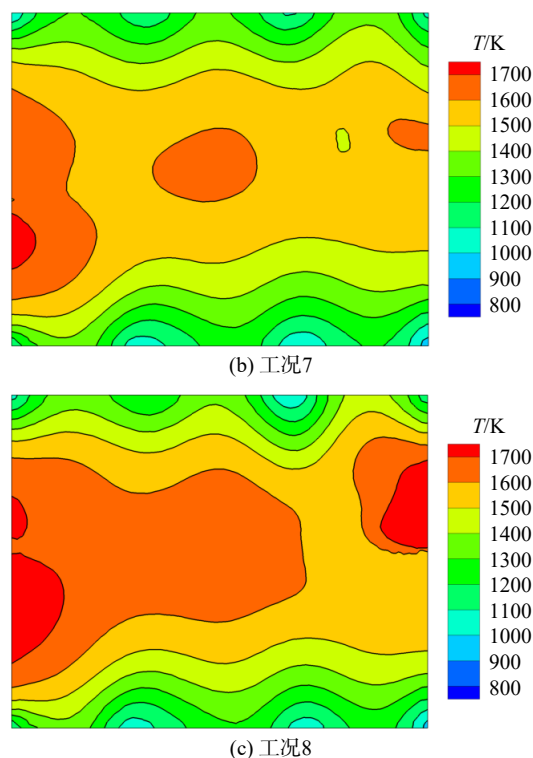


图 15 工况 6~工况 8 燃烧室出口 60 mm 截面温度分布
Fig. 15 Temperature distributions on cross section at 60 mm outlet of combustor under case 6—case 8

点处的计算均值与试验均值存在 90~150 K 的绝对温差, 8 个工况的平均温差为 119.81 K。造成该温度差异的主要原因在于: ①计算方法模型对超临界煤油的理化特性、反应机理等还有待继续精细验证改进; ②试验的测点数量较少, 其均值可能无法完全准确反映整个出口平面上的温度分布特性。采用整个出口截面温度的计算平均与试验测点平均比较, 8 个工况相对误差平均约为 5.09%。

文献 [25] 指出, 燃气轮机燃烧室出口温度分布系数一般在 0.25~0.35 之间, 且数值越低越好。因此本文在此给出了不同来流压力下燃烧室出口温度 F_T 随当量比变化情况, 如图 17 所示。由图可知, 来流压力为 580 kPa 时, 燃烧室出口温度 F_T 值范围为 0.195~0.294。而在 380 kPa 时, 各当量比下 F_T 值均有所增大, 范围为 0.210~0.398。总体来看, 超临界煤油喷注条件下, 增加来流压力及煤油当量比有助于形成更为均匀的燃烧流场, 出口温度分布均匀性随来流压力及当量比的增大而提高。

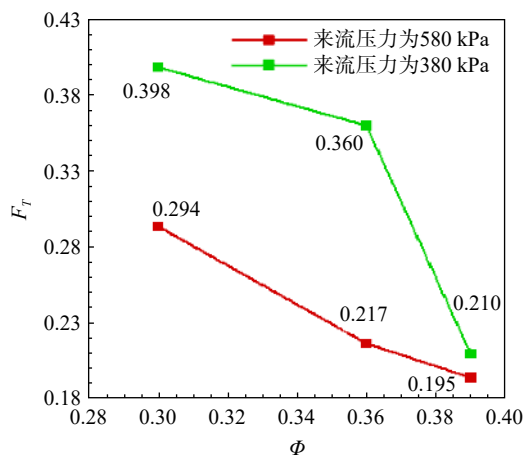


图 17 不同来流压力下 F_T 随当量比变化情况

Fig. 17 F_T variation with equivalent ratio at different combustor pressure

3 结 论

基于中国空气动力研究与发展中心直连式试验台, 本文开展了某型航空发动机单头部燃烧室超临界煤油燃烧特性试验与计算研究, 主要结论如下:

1) 开展了煤油喷注状态对燃烧室燃烧特性影响试验及数值模拟研究。结果表明, 其他条件保持不变时, 煤油由亚临界转换为超临界状态喷注对于出口温升影响不大, 但可促进燃烧反应提

前, 火焰筒内燃气停留与掺混时间相对增加, 出口温度分布均匀性提高。

2) 研究获得了不同来流压力下当量比对燃烧室内超临界煤油燃烧特性的影响。煤油以超临界状态喷注进入亚临界压力环境时, 提高亚临界环境压力可增强油气掺混性能, 燃烧室出口温度均匀性进一步提高。来流压力为 580 kPa 时, 不同当量比下燃烧室出口温度分布均匀性全面优于 380 kPa 工况。

3) 煤油以超临界状态喷注增强了其燃烧性能, 可支撑燃烧室以更高油气比高效运行。两种压力条件下, 随着当量比由相对贫油的 0.3 逐渐增大到 0.39, 出口温度分布系数均显著降低。

参考文献:

- [1] EDWARDS T. USAF supercritical hydrocarbon fuels interests[R]. AIAA 93-0807, 1993.
- [2] HUANG He, SPADACCINI L J, SOBEL D R. Fuel-cooled thermal management for advanced aeroengines[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(2): 284-293.
- [3] HOLLAND P M, EATON B E, HANLEY H J M. A correlation of the viscosity and thermal conductivity data of gaseous and liquid ethylene[J]. *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, 1983, 12(4): 917-932.
- [4] 江晨曦, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油流动与传热特性试验[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 230-234. JIANG Chenxi, ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, et al. Experiment on convective heat transfer of aviation kerosene under supercritical pressures[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(2): 230-234. (in Chinese)
- [5] 靳乐, 范玮, 周舟, 等. RP-3 航空煤油的亚/超临界密度实测和计算方法研究[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 1103-1109. JIN Le, FAN Wei, ZHOU Zhou, et al. Density measurement and calculation of RP-3 aviation kerosene at sub-and supercritical condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1103-1109. (in Chinese)
- [6] MAYER W, SCHIK A, SCHAFFLER M, et al. Injection and mixing processes in high-pressure liquid oxygen/gaseous hydrogen rocket combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(5): 823-828.
- [7] OSCHWALD M, SMITH J J, BRANAM R, et al. Injection of fluids into supercritical environments[J]. *Combustion Science and Technology*, 2006, 178(1/2/3): 49-100.
- [8] WU Peikuan, CHEN T H, NEJAD A S, et al. Injection of supercritical ethylene in nitrogen[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(4): 770-777.
- [9] 丰松江, 王富, 聂万胜. 新型低温火箭发动机超临界燃烧研究进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(6): 23-27. FENG Songjiang, WANG Fu, NIE Wansheng. Research and development of supercritical combustion in cryogenic rocket engines [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2009(6): 23-27. (in Chinese)
- [10] DOUNGTHIP T, ERVIN J S, WILLIAMS T F, et al. Studies of injection of jet fuel at supercritical conditions[J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2002, 41(23): 5856-5866.
- [11] 梁获胜, 高伟, 许全宏, 等. 超临界航空煤油喷射到大气环

- 境的喷射特性[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1258-1263.
- LIANG Huosheng, GAO Wei, XU Quanhong, et al. Injection characteristics of the supercritical jet fuel injected into the atmospheric environment[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6): 1258-1263. (in Chinese)
- [12] 申帅, 范玮, 靳乐, 等. 超临界燃油喷射特性受喷嘴长径比影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 2363-2369.
- SHEN Shuai, FAN Wei, JIN Le, et al. Experimental study on characteristics of supercritical fuel injection affected by nozzle length-diameter ratio[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2363-2369. (in Chinese)
- [13] 肖靖源, 林宇震, 刘桂桂, 等. 超临界 RP-3 航空煤油喷嘴内部流动与相变特性研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(3): 200-208.
- XIAO Jingyuan, LIN Yuzhen, LIU Guigui, et al. Flow and phase transition characteristics of supercritical RP-3 aviation kerosene in injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3): 200-208. (in Chinese)
- [14] 张蒙正, 汪亮, 张志涛, 等. 同轴离心式喷注器火焰特性实验研究[J]. *燃烧科学与技术*, 2008, 14(1): 1-5.
- ZHANG Mengzheng, WANG Liang, ZHANG Zhitao, et al. Flame characteristic test study of CoaxialSwirl injector[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2008, 14(1): 1-5. (in Chinese)
- [15] FAN Xuejun, YU Gong, LI Jianguo, et al. Investigation of vaporized kerosene injection and combustion in a supersonic model combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(1): 103-110.
- [16] 范学军, 俞刚. 超临界煤油超声速燃烧特性实验[J]. *推进技术*, 2006, 27(1): 79-82.
- FAN Xuejun, YU Gang. Experiments on supersonic combustion of supercritical kerosene[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1): 79-82. (in Chinese)
- [17] WANG Jing, FAN Xuejun, ZHANG Taichang, et al. Measurements of the blowout limits of supercritical aviation kerosene in a supersonic combustor[R]. AIAA 2011-6108, 2011.
- [18] ZHANG Taichang, WANG Jing, QI Li, et al. Blowout limits of cavity-stabilized flame of supercritical kerosene in supersonic combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1161-1166.
- [19] SUN Mingbo, ZHONG Zhan, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation of supersonic model combustor with distributed injection of supercritical kerosene[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(6): 1537-1542.
- [20] 靳乐. RP-3 航空煤油的超临界喷射、蒸发和爆震燃烧特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- JIN Le. Investigations on the supercritical injection, evaporation, and detonation characteristics of the RP-3 aviation kerosene[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [21] 周瑜, 乐嘉陵, 陈柳君, 等. 径向双旋流燃烧室流场结构大涡模拟研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(4): 909-917.
- ZHOU Yu, LE Jialing, CHEN LiuJun, et al. Large eddy simulation of aeroengine combustor with counter-rotating swirler[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 909-917. (in Chinese)
- [22] ZHOU Yu, LE Jialing, HUANG Yuan. LES of combustion flow field in a practical aeroengine combustor with two-stage counter-rotating swirler[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(7): 1576-1589.
- [23] 刘日超, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. KH-RT 模型在横向来流作用下射流雾化过程的应用[J]. *推进技术*, 2017, 38(7): 1595-1602.
- LIU Richao, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Application of KH-RT model in process of spray jet breakup in across-flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(7): 1595-1602. (in Chinese)
- [24] 熊模友, 乐嘉陵, 黄渊, 等. 采用基于火焰面的燃烧模型研究部分预混燃烧[J]. *推进技术*, 2017, 38(7): 1459-1467.
- XIONG Moyou, LE Jialing, HUANG Yuan, et al. Study of partially-premixed combustion using combustion models based on flamelet concept[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(7): 1459-1467. (in Chinese)
- [25] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustor [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 11-12. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)