

文章编号:1000-8055(2013)05-1134-08

某驻涡燃烧室性能数值模拟

翟晓磊¹, 彭日亮², 樊未军¹, 张荣春¹, 王伟俭¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 大唐国际发电股份有限公司

山西大唐国际云冈热电有限责任公司, 山西 大同 037039)

摘 要: 设计了适用于某驻涡燃烧室模型的喷油杆, 对该喷油杆进行了冷态雾化试验, 在不同的气液比、不同的气体和液体压力下研究了喷油杆的雾化性能。通过计算流体力学(CFD)方法对驻涡燃烧室进行了冷态和热态的数值模拟, 得到了燃烧室内部的速度场、温度场和质量分数分布。计算结果表明: 该燃烧室设计合理, 结构紧凑, 燃料燃烧充分, 凹腔试验件的壁温分布较为理想。得到了总压损失和出口温度分布的变化规律: 燃烧室的总压损失略偏大, 出口温度分布较为均匀。并对出口温度分布的规律进行了试验验证, 研究结果可以为驻涡燃烧室的工程应用提供参考。

关 键 词: 驻涡燃烧室; 燃烧性能; 出口温度分布; 凹腔; 数值模拟

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical simulation on a certain trapped vortex combustor

ZHAI Xiao-lei¹, PENG Ri-liang², FAN Wei-jun¹,ZHANG Rong-chun¹, WANG Wei-jian¹(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Datang International Yungang Thermal Power Limited Liability Company,

Datang International Power Generation Corporation Limited,

Datong Shanxi 037039, China)

Abstract: A fuel injector was designed for a certain type of trapped vortex combustor. Then, experiments were conducted to check its atomizing performance under various conditions, including different gas to liquid ratios, gas pressures and liquid pressures. The cold and hot simulations of the combustor were conducted to study the performance, and the velocity field, the temperature field and mass fraction distribution of the combustor were obtained. The simulation results show that the combustor is reasonably designed with compact structure and high combustion efficiency. The wall temperature distribution of the cavity is ideal. The changing regularity of the pressure loss and the outlet temperature distribution were obtained by numerical simulation and experimental research. The total pressure loss of the combustor is a bit larger and the temperature distribution of outlet is uniform. The re-

收稿日期: 2012-05-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1134_024.html

作者简介: 翟晓磊(1985—), 男, 天津人, 硕士生, 主要从事驻涡燃烧室结构设计及性能研究。

通讯作者: 张荣春(1983—), 男, 云南宣威人, 博士后, 主要从事低污染燃烧室研究。

sults can provide relevant reference for the engineering application of the trapped vortex combustor.

Key words: trapped vortex combustor; combustion performance; outlet temperature distribution; cavity; numerical simulation

驻涡燃烧室是一种分级燃烧系统,主要由两部分组成,即用来提供动力的主燃烧室和用来稳焰的凹腔结构的预燃室。由于凹腔内流场与主流区域的流场相对独立,当凹腔大小合适,在很高的来流马赫数下,凹腔内也可以形成稳定的回流区。燃料与空气以恰当的方式注入凹腔,达到加强涡的强度和改善燃料质量分数分布的作用^[1]。

驻涡燃烧室具有结构简单紧凑、低成本和低污染排放的巨大潜力,自1995年Hsu等人^[2]提出驻涡燃烧室概念至今,已经研究发展到第4代。美国Glenn研究中心和Wright-Patterson空军基地以及Brankovic和Hendricks, Shouse, Roquemore等人分别对2通道和3通道的第4代驻涡燃烧室燃烧性能和污染排放进行了试验测试和数值模拟^[3-4]。Hendricks等人还运用基于单元体中心的Runge-Kutta时间推进方法和有限体积方法,采用非结构网格并行计算求解^[5]。在国内,北京航空航天大学等单位已逐步开展了关于驻涡燃烧室火焰稳定、点火与熄火性能验证等方面的初步研究工作^[6-7]。研究发现驻涡燃烧室在真实条件下可获得非常好的性能:与传统的旋流稳定燃烧室相比,吹熄和高空再点火边界提高50%;NO_x排放减少40%~60%;燃烧效率在99%以上的工作范围拓宽40%左右^[8]。

本文在国内外研究的基础上,以本课题组正在研究的驻涡燃烧室模型结构为参考^[9-10],根据主流燃烧区供油要求,设计加工了合适的供油装置,进行雾化试验。然后,对图1所示的燃烧室结

构进行研究。根据驻涡燃烧室的结构参数对燃烧室分析并进行建模,对燃烧室内进行网格划分,通过CFD数值研究的方法进行冷态和热态数值模拟,得出燃烧室内部的速度场、温度场、壁温分布、质量分数分布、压力损失、燃烧效率以及出口温度分布系数等,将数值模拟结果进行理论分析,这些研究对评估和改进驻涡燃烧室性能具有参考价值。

1 驻涡燃烧室数值模拟

本文对某驻涡燃烧室模型的典型工况进行冷态和热态数值模拟计算,探索并总结有用的变化规律,评估计算方法的可靠性。

1.1 供油装置的雾化性能测试

为确保所进行的数值模拟接近实际工作环境,以直射式燃油喷嘴结构为基础,设计了类似于射流式气动雾化喷嘴(plain-jet atomization)^[11-12]的装置。图2为喷油杆内部结构示意图。

雾化试验中,用水代替油进行试验,图3为喷油杆雾化试验照片,3个试验状态的气液比依次

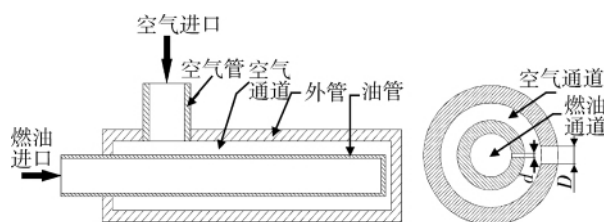


图2 喷油杆内部结构示意图

Fig. 2 Internal structure schematic diagram of fuel injector

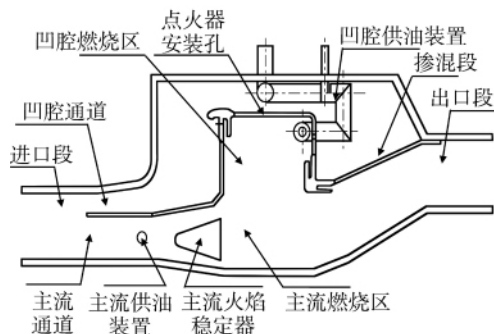


图1 驻涡燃烧室的总体结构方案

Fig. 1 General structural scheme of trapped vortex combustor

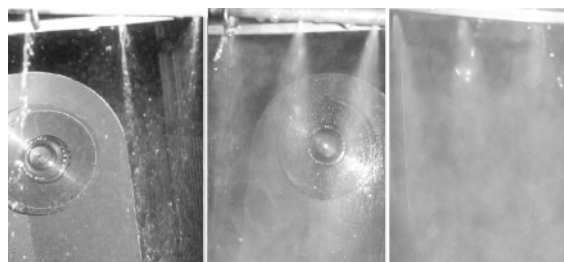


图3 喷油杆雾化试验照片

Fig. 3 Atomization test photos of fuel injector

为 0.3, 0.8, 1.2.

图4是在一定的液体压力条件下,固定喷油杆的气液比,雾化液滴的索太尔平均直径(SMD)沿着 z 轴方向随距离增大的变化情况.总的来说这种喷油杆的雾化SMD均在 $10\sim 60\mu\text{m}$,符合航空燃气轮机燃烧室对雾化粒度大小的要求^[13].

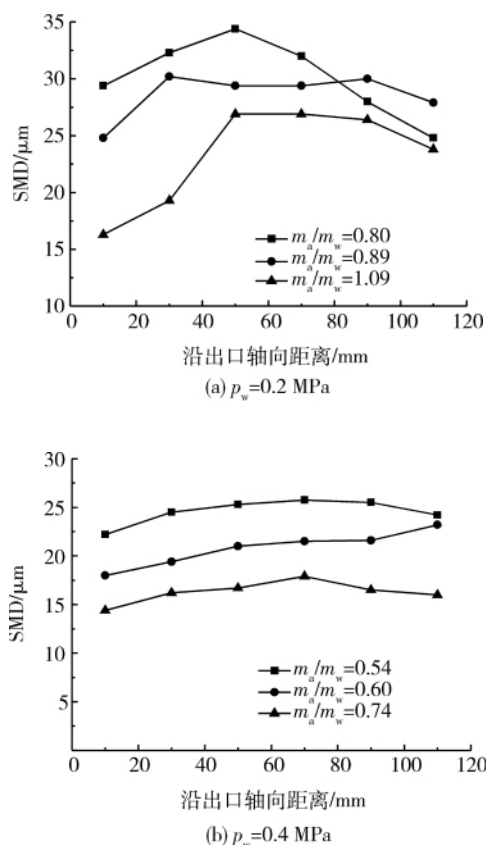


图4 SMD在不同水压下沿出口轴向距离分布

Fig. 4 SMD axial distance distribution along outlet in different water pressures

1.2 模型建立和参数设定

利用三维建模软件 Unigraphics NX 建立驻涡燃烧室的 3-D 实体模型,结构如图 5(a)所示,模型中包括了凹腔结构、主流稳定器结构、掺混段结构等主体部分,也包括了凹腔进气孔、掺混段进气孔、内腔壁面冷却孔等各类进气孔.燃烧室进口为压气机出口,试验件为 120° 扇形结构,凹腔采用 4 个蒸发管供油,沿周向 30° 排列,主流采用喷油杆供油,左右两侧各 1 个,共 6 个喷射点,该燃烧室主要由凹腔、隔板、火焰稳定器、联焰板、机匣、喷油杆和蒸发管组成,其中凹腔底部长 48 mm,凹腔前体壁面高 38 mm,后体壁面高 30 mm,试验件宽 300 mm;主流与冷却腔进气量比例约为 7:3,其中冷却腔内约 50% 的气体通过

进气孔进入凹腔并参与燃烧,其余起冷却掺混作用;蒸发管安装在凹腔后体的底部.

用软件 Gambit 对燃烧室进行非结构体网格的划分,网格以四面体、六面体为主.对小孔单独划分网格,对凹腔区加密,网格数在 220 万左右.截取 30° 扇形计算分析.计算网格如图 5(b)所示.

在热态数值模拟设定边界条件时,把燃烧室出口作为燃烧模拟的边界.燃料预混主要是在蒸发管内进行,但掺混气体从蒸发管喷出后还要进一步和通过凹腔壁面小孔流入的空气相掺混,相当于在凹腔区进行扩散燃烧,而在蒸发管内掺混进来的空气量相对较少,主要用来辅助雾化,而不是参与燃烧.因此这种组织燃烧的形式并不是完全意义上的预混状态,本文考虑到整个凹腔结构的特点,选择非预混燃烧模型,采用 β 形分布的假定概率密度函数(PDF)方法对湍流燃烧作统计描述.计算时,燃料采用航空煤油,简化分子式为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$,根据煤油化学动力学方面的研究成果,设定平衡系统的组分.在软件 FLUENT 中,借助离散相模型(discrete phase model)在 Lagrangian 坐标下模拟流场中离散的第 2 相.FLUENT 可以计算这些颗粒的轨道以及由颗粒引起的热量/质量传递.在计算时,离散相和连续相每 20 步耦合计算一次,液滴尺寸分布采用 R-R 分布,初始雾化场液滴颗粒大小的给定是基于本文的雾化试验和以往经验,最大直径取 $50\mu\text{m}$,最小直径取 $20\mu\text{m}$,SMD 为 $30\mu\text{m}$.计算过程中先计算连续相,等到连续相残差曲线趋于平稳后加入离散相

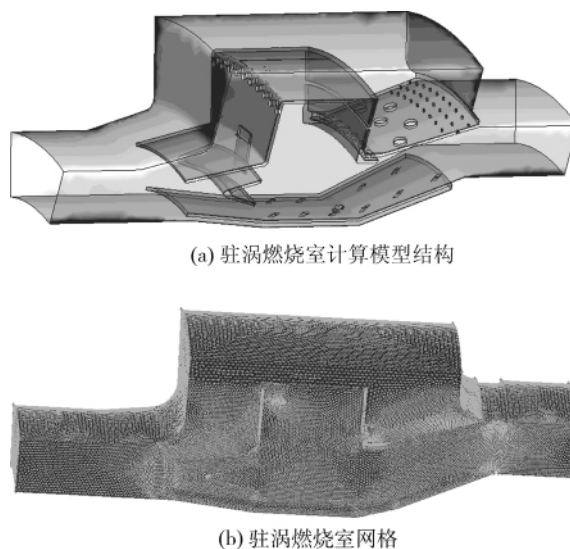


图5 驻涡燃烧室模型

Fig. 5 Model of trapped vortex combustor

进行耦合运算,最后得到燃烧数值模拟结果。

选择速度进口,压力出口的边界条件。进口总温为 $400\sim 620\text{ K}$,来流马赫数为 $0.10\sim 0.25$,出口压力为 $1.013\times 10^5\text{ Pa}$ (标准大气压)。壁面无滑移条件,气体切向速度和固壁面的速度相等,法向速度为 0。计算模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型, SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equation)算法。

2 计算结果分析

2.1 冷态计算结果分析

为方便后续研究,定义 25° 截面为截面 I, 15° 截面为截面 II,其中截面 I 通过联焰板,截面 II 未通过联焰板。

图 6、图 7 分别是进口马赫数 $Ma=0.2$ 时驻涡燃烧室有、无联焰板纵向截面的速度矢量图。比较两张图可发现在凹腔内有旋流产生,有联焰板时为单涡,无联焰板时形成双涡结构。无联焰板时,主流有明显的回流区;有联焰板时,凹腔的气流较容易进入主流,掺混区的射流明显。

图 8 从左至右 3 张图分别为进口来流马赫数 $Ma=0.2$ 时燃烧室轴向 $y=119, 134, 149\text{ mm}$ 处横截面的速度云图,其中 $y=119\text{ mm}$ 处距凹腔前壁面 8 mm 。可以看出,前壁面的射流紧贴上壁面以较高的速度进入凹腔,且随着距离的增大作用逐渐减弱,而后体射流的作用逐渐增强。联焰板后的气体速度较低,由于联焰板阻断了主流的高速

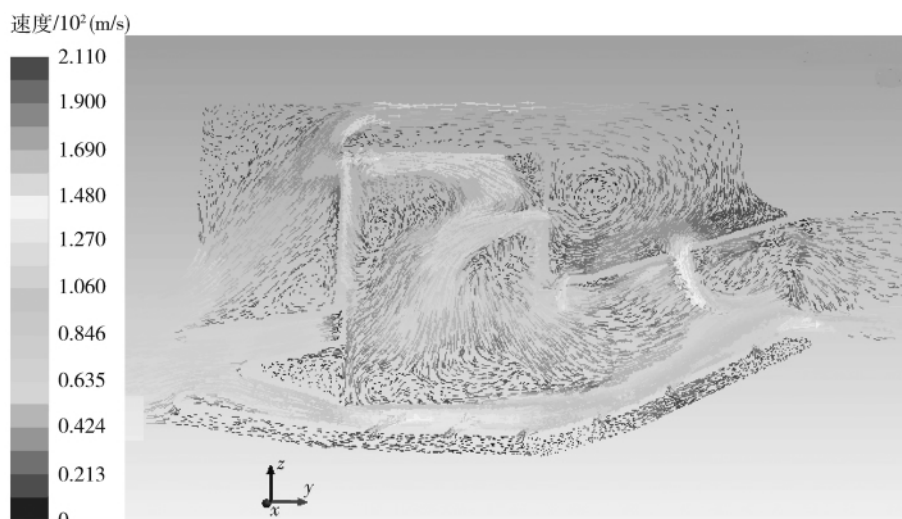


图 6 截面 I 的速度矢量图

Fig. 6 Speed vector chart of section I

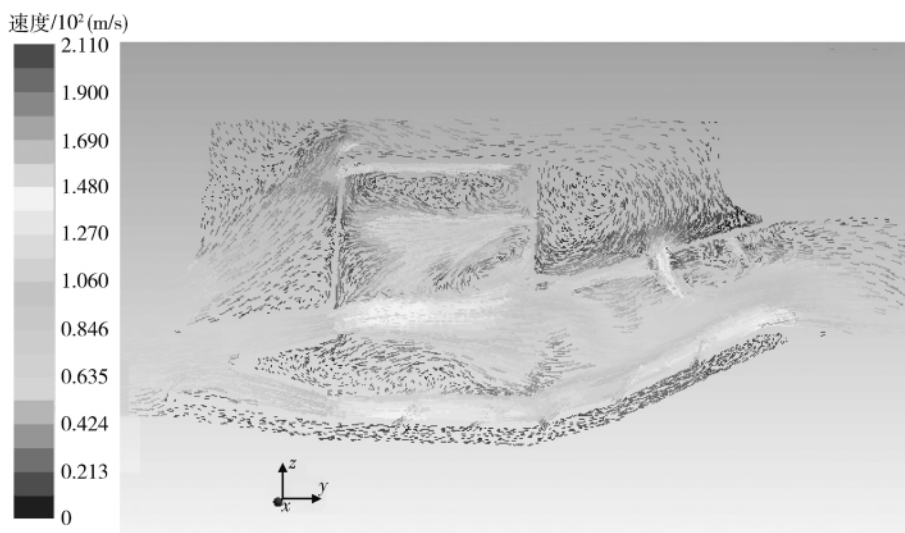
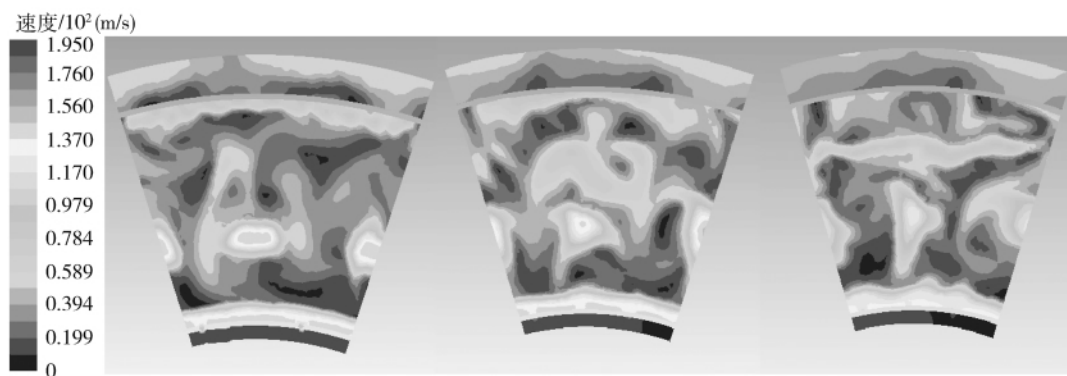


图 7 截面 II 的速度矢量图

Fig. 7 Speed vector chart of section II

图8 主流 $Ma=0.2$ 横向截面流场图Fig. 8 Cross section flow field diagram of mainstream with $Ma=0.2$

气流,凹腔中的气体可以进入主流,而相邻的主流速度较高,随着距离的增加,主流气流与联焰板后气流的速度差逐渐减小.稳定器下方气体速度较高,但随着距离的增加而减小,这是由于这部分气体与稳定器后方的低速气流相互作用的结果.

2.2 热态计算结果分析

参数设定:来流马赫数 $Ma=0.2$,来流温度 $T=400\text{ K}$,主流供油量 3.0 g/s ,凹腔供油量 1.0 g/s .

2.2.1 燃烧室温度场分析

图9、图10分别为驻涡燃烧室有、无联焰板时的温度场.在图9中可以看出,凹腔上半部分温度偏低,高温区主要集中在凹腔的中下部分.这是

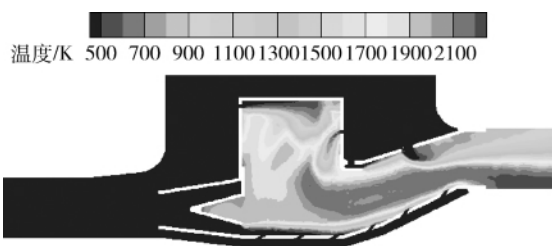


图9 截面I的温度场

Fig. 9 Temperature field of section I

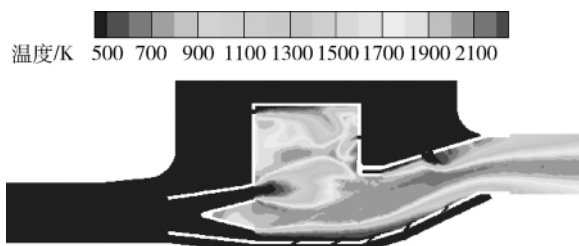


图10 截面II的温度场

Fig. 10 Temperature field of section II

受凹腔前壁面和后体射流的影响.出口处高温区偏下,掺混孔作用明显.

如图10所示,无联焰板时凹腔的高温燃气无法传递到主流.凹腔的前壁面、后壁面下方和凹腔冷却孔处的温度偏高.这分别是由于:前壁面处为凹腔驻涡区;凹腔后体射流不足,涡靠近凹腔后壁面;凹腔中剩余燃料和高温燃气与主流油气混合物在主流燃烧区下游(凹腔冷却孔处)剧烈混合,继续燃烧.凹腔上壁面的温度偏低,是因为前壁面和凹腔后体进气的冷却作用.

掺混段的冷空气对高温燃气作用明显,出口温度降低,出口温度分布更加均匀.在主燃区后段,凹腔中高温燃气和主流油气混合物混合后继续燃烧,温度要比凹腔区偏高一些.

图11从左至右3张图分别为 $y=119, 134, 149\text{ mm}$ 处横向截面的温度云图.在凹腔区可以看出,火焰主要集中在蒸发管四周,这是由于蒸发管的下方为稳定的涡结构,附近的燃油质量分数较大,易形成连续稳定的点火源,燃烧分布比较均匀,火焰通过主流之间的联焰板将主流引燃,主流温度较高.由于射流和冷却孔的冷却作用,凹腔上壁面、燃烧室下壁面壁温较低.

$y=134\text{ mm}$ 处位于凹腔中部,可以看出截面的温度分布较 $y=119\text{ mm}$ 处不均匀,这是由于凹腔高温燃气在联焰板之后的区域快速与主流掺混,燃烧高温区上移.同时也可以看出主流低温区逐渐变小,这是由于高温燃气与主流低温油气混合物进行混合.

$y=149\text{ mm}$ 处位于凹腔的后半段,可以看出凹腔后体射流对该截面温度分布存在影响;主流低温区已经消失,说明随着轴向距离的增加,主流新鲜的空气不断补充到燃烧区,参与燃烧.



图11 横向截面温度云图

Fig. 11 Cross section temperature cloud maps

2.2.2 燃烧效率分析

图12为有联焰板截面CO的质量分数分布,可以看出,凹腔前壁面、联焰板和稳定器之后为CO质量分数较高的区域,这是由于在此处燃油和空气尚未完全掺混,造成该处局部区域处于富油状态,缺氧燃烧;此外,这些区域皆靠近壁面,壁面的热传导作用会冷却正在燃烧的油气混合物。

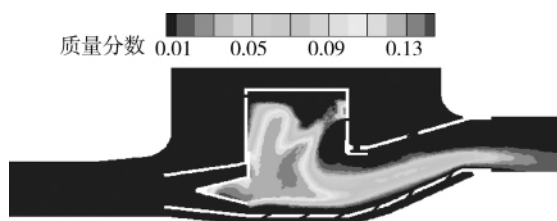


图12 截面I的CO质量分数分布

Fig. 12 CO mass fraction distribution of section I

图13为有联焰板截面CO₂的质量分数分布,可以看出,主流燃烧区后段和出口处为CO₂质量分数较高的区域,这是由于凹腔中的剩余燃料和产生的CO被卷吸到主流燃烧区中,继续参加反应,生成CO₂。此外,还发现CO₂的分布与截面的温度分布基本一致,这是因为随着温度的升高,更多的CO氧化为CO₂。

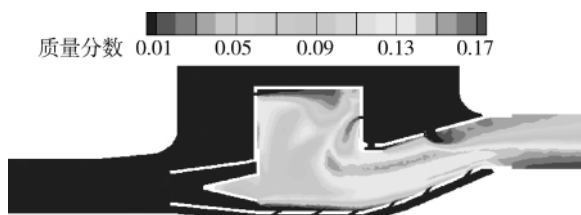
图13 截面I的CO₂质量分数分布Fig. 13 CO₂ mass fraction distribution of section I

图14为无联焰板截面CO的质量分数分布,可以看出,凹腔前壁面和稳定器之后为CO质量分数较高的区域,这是由于这些区域皆靠近壁面,将会冷却正在燃烧的油气混合物导致燃烧不完全。

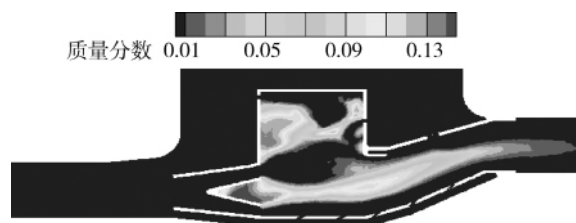
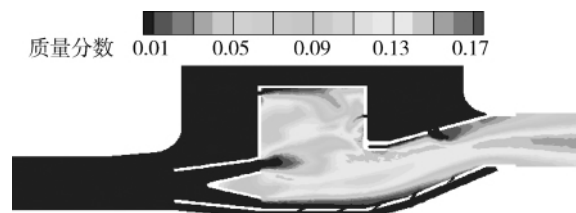


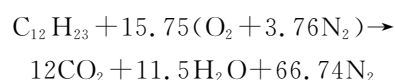
图14 截面II的CO质量分数分布

Fig. 14 CO mass fraction distribution of section II

图15为无联焰板截面CO₂的质量分数分布,从图中可以看出,主流燃烧区后段和出口处为CO₂质量分数较高的区域,主要和温度分布有关。

图15 截面II的CO₂质量分数分布Fig. 15 CO₂ mass fraction distribution of section II

已知航空煤油的理论燃烧反应式为



从公式中可知,若燃料完全燃烧,燃烧产物中

只有 CO_2 和 H_2O 。实际中,燃烧过程十分复杂,以来流马赫数 $Ma=0.2$, $T_{in}=400\text{ K}$ 时为例,此时出口 CO_2 的质量分数为 0.121, CO 的质量分数为 0.00331。根据燃烧室的燃烧效率公式

$$\eta = \frac{\text{CO}_2 + 0.531\text{CO} - 0.397\text{H}_2 - 0.319\text{CH}_4}{\text{CO}_2 + \text{CO} + \text{UHC}}$$

得到该燃烧室的燃烧效率为 0.988^[14]。图 16 为各主流状态下的燃烧效率,从图中可以看出,各个状态下的燃烧效率均在 98% 以上,最高可达 99.6%。在相同的来流马赫数条件下,燃烧效率随着来流温度的增大而增大。

2.2.3 压力损失分析

图 17 是驻涡燃烧室在相同的油气比条件下的总压损失随来流马赫数、进口温度的变化规律。可以看出,总压损失随燃烧室来流马赫数的增大而增大;在相同的来流马赫数条件下,总压损失随燃烧室来流温度的增大而增大。主要原因是在燃烧室工作时,存在扩压损失、掺混损失和摩擦损

失。来流马赫数的增大会造成扩压损失增大,在进气孔处会因为射流速度的增大造成损失增大;来流马赫数的增大同样会造成气流和壁面以及气流相互之间的摩擦增大。来流温度越高,气体的黏性越大,因黏性增大又会引起更大的总压损失。所以来流马赫数和温度的增大都会造成总压损失的增大。总的来看,燃烧室的总压损失偏大,根据流场分析对结构进行优化,有望减小总压损失。

2.2.4 燃烧室出口温度分布分析

出口温度分布系数(OTDF)是衡量出口温度分布好坏的重要标志,对于满足性能要求的燃烧室,OTDF 值应在 0.25~0.35^[15]。

图 18 为出口温度分布图,此时计算的 OTDF 为 0.29。可以看出,燃烧室出口温度右半部分温度偏低。主流在无联焰板的后方与掺混区的掺混气流混合作用较好,温度分布较为均匀,但在联焰板的后方,速度相对较小造成掺混相对不够均匀。

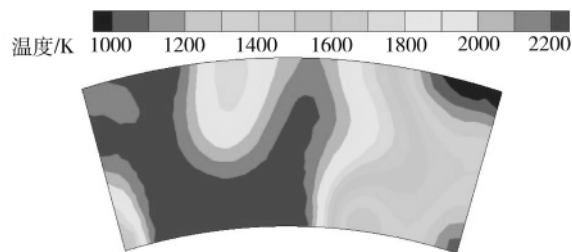


图 18 燃烧室出口温度分布

Fig. 18 Outlet temperature distribution of combustor

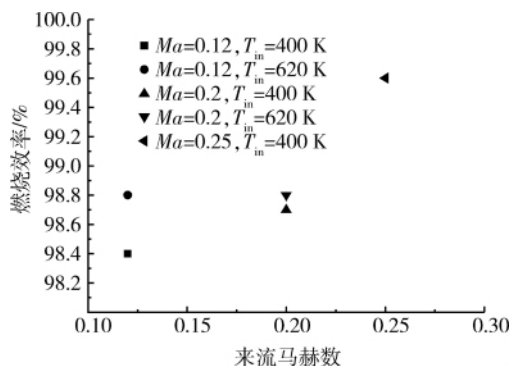


图 16 不同主流状态下的燃烧效率

Fig. 16 Combustion efficiency in different mainstream statuses

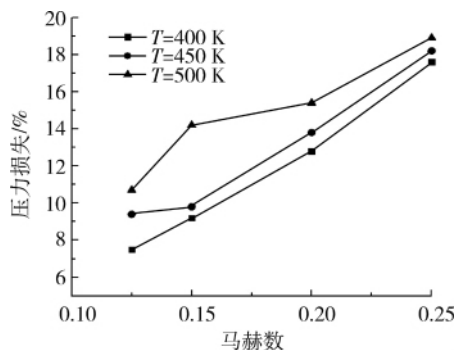


图 17 不同进口马赫数和温度下的压力损失

Fig. 17 Pressure loss with different Mach numbers and temperatures

3 对比验证分析

选取较有代表性的出口温度分布进行试验对比验证。图 19 是实际试验测得的燃烧室出口 OTDF 与理论计算结果的比较。图中表现出来的

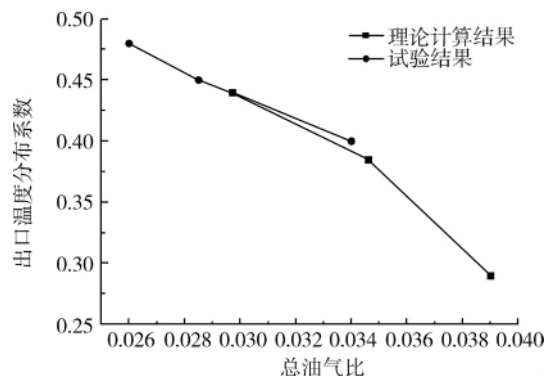


图 19 OTDF 随总油气比变化

Fig. 19 OTDF changing with fuel/air ratio

OTDF 随总油气比的变化规律相似,曲线吻合较好,总体来看 OTDF 都是随着总油气比的增大而减小。

随着总油气比的变化,在常压试验中也表现出燃烧室整体温升的变化。总油气比小的时候,燃烧产物温度降低,造成温升低,这对 OTDF 的减小不利;而总油气比大的时候,温升增大,根据 OTDF 的公式可知随着温升的增加,OTDF 减小。

4 结 论

1) 雾化试验:在相同的液体压力、轴向位置,液滴的 SMD 随气液比的增大而减小;SMD 沿轴向分布呈现先上升后小幅下降的趋势,雾化 SMD 为 $10\sim 60\mu\text{m}$ 。

2) 冷态数值模拟:凹腔内有旋流产生,在有联焰板时凹腔内有单涡,凹腔的气流较易进入主流;在无联焰板时形成双涡结构;主流的回流区、掺混区的射流非常明显;上冷却通道和主流通道处的气流速度大致相等。

3) 热态数值模拟:①凹腔的高温区集中在中下部分,前壁面、后壁面下方和冷却孔处的温度偏高,上壁面温度稍微偏低;②联焰板影响 CO 、 CO_2 的质量分数分布;燃烧效率随着来流温度的增大而增大;③压力损失随来流马赫数和温度的增大而增大;④掺混区截面的高温点和平均温度沿轴向降低,温度场分布渐趋均匀;燃烧室出口温度较为均匀。

4) 热态试验验证:数值模拟的结果与热态试验的结果吻合,OTDF 都随总油气比的增大而减小。

参考文献:

- [1] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [2] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped-vortex combustor[R], AIAA-95-0810, 1995.
- [3] Brankovic A, Ryder R. Emissions prediction and measurement for liquid-fueled TVC combustor with and without water injection[R]. AIAA 2005-0215, 2005.
- [4] Hendricks R C, Shouse D T, Roquemore W M, et al. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser[R]. NASA/TM 2004-212507, 2004.
- [5] Hendricks R C, Shouse D T, Roquemore W M, et al. Computational parametric study of fuel distribution in an experimental trapped vortex combustor sector rig[R]. ASME GT 2004-53225, 2004.
- [6] 易琦. 驻涡燃烧室流动和燃烧特性研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2006.
YI Qi. Trapped vortex combustor flow and combustion characterizes research[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [7] 孔昭健. 驻涡燃烧室燃烧特性及结构优化研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2007.
KONG Zhaojian. Trapped vortex combustor combustion characterizes and structure optimization research[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [8] Burrus D, Johnson A W, Roquemore W M. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application[R]. ASME 2001-GT-0087, 2001.
- [9] 邢菲. 级间驻涡燃烧室燃烧组织及性能优化研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2009.
XING Fei. Research on combustion organization and performance optimization of trapped vortex combustor between blades of turbine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [10] 邢菲, 樊未军, 柳杨, 等. 油气匹配及后体进气量对 TVC 燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 871-876.
XING Fei, FAN Weijun, LIU Yang, et al. Effect of different fuel-air matching forms on combustion performance of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 871-876. (in Chinese)
- [11] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 11 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [12] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. Nashville, Tennessee, US: Vanderbilt University, 1990.
- [13] 顾恒祥. 燃料与燃烧[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1993.
- [14] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 9 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [15] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2007.