

纯净空气液态煤油超声速燃烧室性能研究

李卫强, 宋文艳, 罗飞腾

(西北工业大学动力与能源学院, 陕西西安, 710072)

摘要 液态煤油高热值、高密度, 还容易储存、便于携带, 在飞行 Ma 数小于 8 的飞行条件下, 煤油是超燃冲压发动机的理想燃料, 如何实现煤油在超声速燃烧室中稳定燃烧是关键。本文在西北工业大学电阻加热超燃冲压发动机实验台上, 针对给定的燃烧室, 对以航空煤油为燃料的超声速燃烧冲压发动机燃烧室性能进行初步试验研究。实验来流空气总温为 870–930 K, 总压保持在 77 kPa 左右, 燃烧室进口 Ma 数为 2。同时结合 CFD 模拟, 对 3 个不同油气比下燃烧室性能参数进行了对比分析。研究结果认为: 要成功地实验煤油点火并稳定燃烧, 成功设计凹槽及分布位置是关键; 选择合适的油气比, 可在提高燃烧室性能的同时保持隔离段的抗扰动能力。

关键词 液态煤油; 超燃冲压发动机; 电阻加热; 燃烧室性能; 凹槽

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.05.003

中图分类号 V235.211 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)05-0010-04

液态煤油是超声速燃烧冲压发动机在飞行 Ma 数小于 8 情况下较为实用的燃料。V. B. Routovsky 研究表明^[1], 温度 1 000 K、0.1 MPa 下的煤油点火滞后时间为 100 ms。事实上在超燃冲压发动机燃烧室内所允许的空气驻留时间只有不足 1 ms。而同氢燃料相比, 煤油燃料的点火延迟时间相对较长。为了缩短点火延迟时间, 提高煤油反应速度, 通常会在煤油中加入硼烷、烷基铝等添加剂用作助燃剂^[2-7], 这会带来不安全和有毒的问题。因而在燃烧室有限空间内的高速气流中若不能充分有效混合、点火、燃烧, 会严重影响超音速燃烧冲压发动机的工作效率。俞刚等人^[8-10]研究表明, 来流马赫数 2.5, 总温和总压范围分别为 1 700–1 900 K, 1.0–1.3 MPa 条件下, 开闭式凹槽相结合的方式比采用单独凹槽具有更好的燃烧性能。Holmes^[3]对不同长深比的 3 个凹槽组合形式进行了比较, 结果表明双凹槽有利于混合。在实际的燃烧室构型中, 如何有效缩短煤油燃料的点火延迟时间, 提高点火性能, 增强燃烧的稳定性, 对于超声速燃烧冲压发动机设计及提高其技术性能具有重要的意义。

本文结合超燃冲压发动机模型, 在西北工业大学电阻加热超燃冲压发动机实验台上, 采用氢先锋火焰点火, 选用没有添加助燃剂的液态航空煤油为燃料, 对超声速燃烧冲压发动机燃烧室性能进行了初步研究。

1 实验系统及模型

实验是在西北工业大学电阻加热超声速直连式风洞完成。电加热器最大功率 750 kW。对于来流空气加热能力为: 空气出口温度在 600–1 000 K 时, 相应的空气流量最大可达到 0.73–1.5 kg/s。该设备的主要特点是风洞通过电阻加热可获得高温纯净空气。

实验所用超声速燃烧室模型见图 1, 由隔离段、等直段和扩张段 3 个部分组成。燃烧室进口为一段等直截面段的隔离段, 可以有效防止燃烧过程中高压燃气对上游喷管出口气流的扰动。燃烧室全长 770 mm, 宽度保持不变。图 2 给出凹槽部分局部视图。

收稿日期: 2012-04-16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51006084)

作者简介: 李卫强(1977-), 男, 陕西渭南人, 讲师, 博士生, 主要从事高超声速推进与燃烧研究。

E-mail: lwq-npu-hy@qq.com

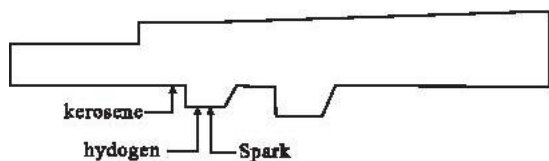


图 1 燃烧室模型

Fig. 1 Configuration of combustor model

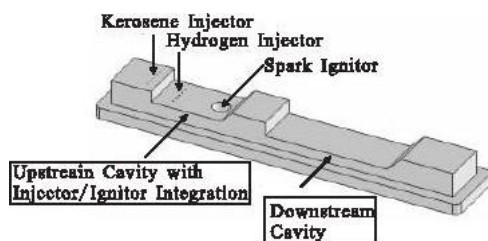


图 2 串联双凹槽构型

Fig. 2 The tandem dual - cavity configuration

2 实验结果分析

煤油点火实验进行了多次,发现实现煤油点火并自主单独燃烧是极具挑战性的。表 1 给出典型成功点火实验状态车次, ER_H 为氢气当量比, ER_K 为煤油当量比。

表 1 实验状态参数及结果

Tab. 1 The test conditions and results

实验车次	总温/K	总压/kPa	当量比		实验结果
			ER_H	ER_K	
Test 0930	817	812	0.32	0.43	
Test 1009	820	824	0.30	0.53	点火成功,煤油实现独立稳定燃烧。
Test 1018	818	824	0.30	0.73	

图 3 和图 4 分别给出了 3 个煤油当量油气比条件下超声速燃烧室构型上、下壁面压力分布,其中包括冷流状态。如图所示,冷流状态下燃烧室壁面压力重复性很好,随着油气比的增加,燃烧室内上下壁面压力明显上升。从隔离段入口压力测点来看,燃烧诱导压升逐渐向上游隔离段内传播,当煤油当量油气比 $ER_K = 0.73$ 时,这种扰动已经开始传播至隔离段入口,进一步提高油气比可能会影响到上游进气道起动性能。在本文试验条件下,下游稳焰凹槽增加,有效增强了煤油燃料超声速燃烧室的火焰稳定性能,同时扩展了火焰稳定的油气比范围,这是因为稳焰凹槽的增加延长了燃料在凹槽内的停留时间,增强了油气混合,同时凹槽内燃料对流输运及其在凹腔内部的分布决定了凹槽内火焰驻留能力,并最终决定燃烧室是否能够稳定燃烧。

图 5 给出煤油点火实验时,不同时间阶段燃烧的情况。由图可以得出,图 5(b)单独喷氢时火焰最弱,图 5(c)氢煤油共喷射时火焰最强,而由图 5(d)可以得出煤油火焰强度适度,同时煤油取得了独立稳定燃烧。

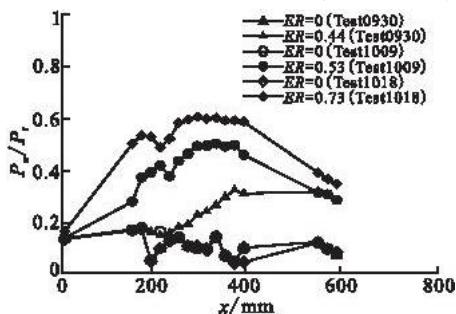


图 3 上壁面压力对比

Fig. 3 Compare pressure of up - wall

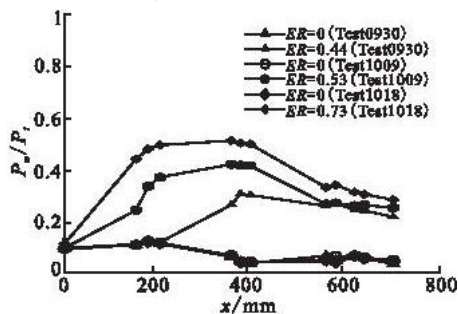


图 4 下壁面压力对比

Fig. 4 Compare pressure of bottom - wall

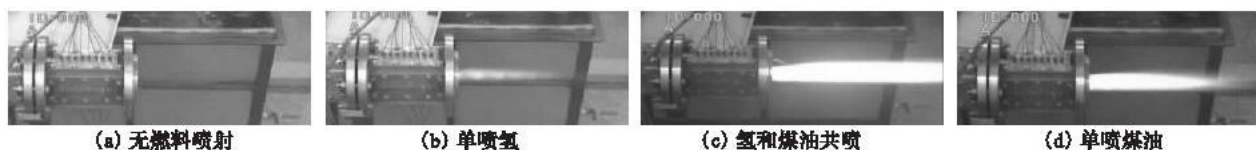


图 5 煤油点火稳定燃烧

Fig. 5 Ignition and stability combustion of kerosene

3 数值计算

在地面进行的超燃冲压发动机实验,通常由于实验条件及测试手段的局限性,不能完全获得燃烧室流场及超燃冲压发动机燃烧室性能的信息,因此还是要借助数值计算手段进行研究。数值计算采用隐式耦合求解二维定常流场;湍流模型选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,二阶迎风离散格式,选用标准壁面函数;在计算时考虑了变比热的影响,3个油气比具体参数见表1中3个实验车次,来流 Ma 数为2。

由图6和图7中3种来流油气比状态下上下壁面压力对比可以得出,随着油气比的增加,燃烧室内压力增加明显,燃烧室中高压燃气向上游扰动能力增强。从压力变化的幅度可得出,燃烧主要区域是燃烧室中双凹槽段。这表明双凹槽的应用对于成功点火和稳定燃烧起到了决定性作用。由图8和图9中轴向静温和静压对比可得出,燃烧室中的静温和静压差异非常大,这表明,油气比的增加对于点火来说有两面性,一方面在提高燃烧室性能的同时,另一方面会由于燃烧室中高压燃气向上游扰动,可能造成进气道的不起动。

由图10和图11曲线对比可以得出,随着油气比的增加,燃烧室中的燃烧效果增强, Ma 数差异最大部分出现在双凹槽段,燃烧室出口 Ma 数有所降低。

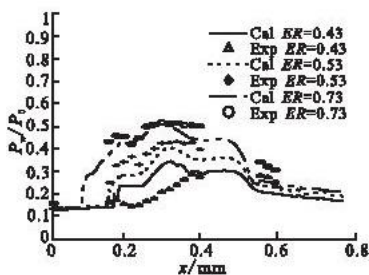


图6 上壁面压力对比

Fig. 6 Up-wall pressure compare

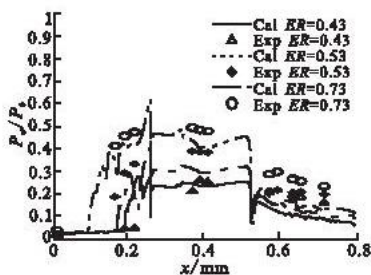


图7 下壁面压力对比

Fig. 7 Bottom-wall pressure compare

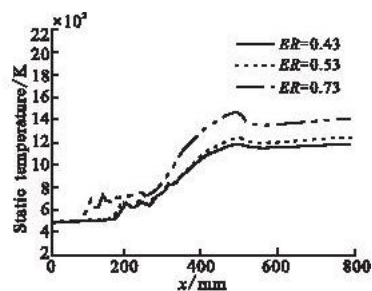


图8 轴向静温

Fig. 8 Axial static temperature

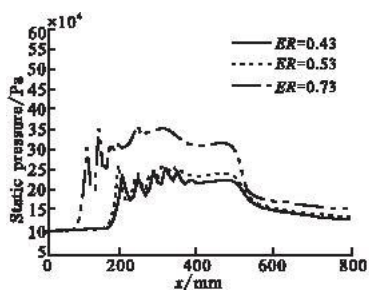


图9 轴向静压

Fig. 9 Axial static pressure

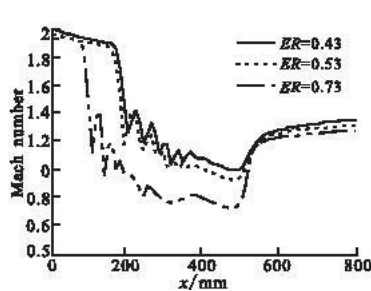


图10 轴向Ma数

Fig. 10 Axial mach number

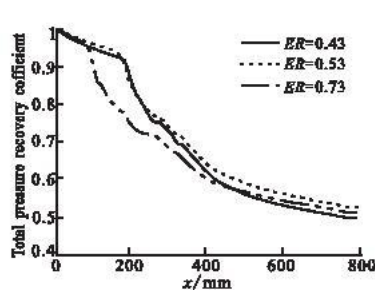


图11 总压恢复系数

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient

4 结束语

本文在西北工业大学电阻加热超燃冲压发动机实验台上,对使用液态航空煤油为燃料的超声速燃烧冲压发动机燃烧室性能进行初步试验研究。实验来流空气总温为870-930 K,总压保持在770 kPa左右,燃烧室进口 Ma 数为2。同时结合CFD模拟,对3个不同油气比下燃烧室性能参数进行了对比。

研究结果说明,要成功实现液态煤油点火并稳定燃烧,设计凹槽及分布位置是关键;对煤油为代表的碳氢燃料,由于其点火延迟时间长,应用双凹槽对于成功点火和稳定燃烧起到了决定性作用;选择合适油气比,可在提高燃烧室性能的同时保持隔离段的抗扰动能力。

参考文献(References):

- [1] Vinogradov V, Kobigsky S, Petrov M. Experimental investigation of liquid carbon hydrogen fuel combustion in channel at supersonic velocities[R]. AIAA 923-429.
- [2] G Yu, J G Li, X Y Chang. Investigation of fuel injection and flame stabilization in liquid hydrocarbon-fueled supersonic com-

- bustors[R]. AIAA 2001-3608.
- [3] Holmes S G, Landrum D B. Experimental investigation of the heat transfer to cavities in tandem [C]//33rd AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. Reno;AIAA,1995.
- [4] Segal C, Owens M G, Tehrani S. Flameholding configurations for kerosene combustion in a Mach 1.8 airflow[R]. AIAA 1997-2888.
- [5] Adam Quick, Paul I King. Upstream mixing cavity coupled with a downstream flameholding cavity behavior in supersonic flow [R]. AIAA 2005-3709.
- [6] 钱炜祺, 杨顺华, 肖保国, 等. 碳氢燃料点火燃烧的简化化学反应动力学模型[J]. 力学学报, 2007, 37(1): 12-18.
QIAN Weiqi, YANG Shunhua, XIAO Baoguo, et al. Development of reduced chemical reaction kinetic model for hydro-carbon fuel combustion[J]. Chinese journal of theoretical and applied mechanics, 2007, 37(1): 12-18. (in Chinese)
- [7] 王辽, 韦宝禧, 章成亮, 等. 基于凹槽火焰稳定器的煤油超声速燃烧试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(2): 907-910.
WANG Liao, WEI Baoxi, ZHANG Chengliang, et al. Experimental investigation of kerosene supersonic combustion based on cavity flameholder[J]. Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics, 2008, 34(2): 907-910. (in Chinese)
- [8] 俞刚, 李建国, 赵震, 等. 超声速模型燃烧室中气化煤油喷注研究[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 97-108.
YU Gang, LI Jianguo, ZHAO Zhen, et al. Investigation of vaporized kerosene injection in a supersonic model combustor[J]. Journal of propulsion technology, 2005, 26(2): 97-108. (in Chinese)
- [9] 俞刚, 李建国, 陈立红, 等. 煤油-氢双燃料超声速燃烧点火特性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1): 63-71.
YU Gang, LI Jianguo, CHEN Lihong, et al. Investigation on selfignition characteristics of kerosene-hydrogen dual fuel in supersonic combustor[J]. Experiments and measurements in fluid mechanics, 2000, 14(1): 63-71. (in Chinese)
- [10] 肖隐利, 宋文艳, 陈亮. 凹槽在超声速燃烧室中的作用研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(2): 224-228.
XIAO Yinli, SONG Wenyan, CHEN Liang. Numerically investigating performance gain in a scramjet combustor through using cavity[J]. Journal of northwestern polytechnical university, 2009, 27(2): 224-228. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

Investigation of Performance of Scramjet Combustion Using Kerosene

LI Wei-qiang, SONG Wen-yan, LUO Fei-teng

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aviation kerosene is a practical candidate fuel for scram-jet engine in the flight regimes of Mach number less than 8, because of the characteristic of high energy, high density, safety and portable. The key is how to achieve shabbily burning in super combustor. In this paper, the ignition characteristics of a scramjet combustor model fueled by aviation kerosene is experimentally investigated by using the resistance heating direct-connected supersonic combustion facility of Northwestern Polytechnical University. The inflow conditions at the direct-connected combustor entrance are specified as: the nominal Mach of 2, the total temperature of 870-930 K and the total pressure of about 770 kPa. Three combustor performances of different ER are compared and analyzed by applying CFD simulation. The experimental results suggest that the cavity design is a key problem for kerosene successful ignition in the combustor. The choice of appropriate gas-oil ratio can increase the performance of combustor and keep the isolator from being interfered by gas.

Key words: liquid kerosene; scramjet; resistance heating; combustor performance; cavity

本刊相关链接文献:

- [1] 骆广琦, 孟龙, 刘琨. 不同叶片径向凹槽结构的超紧凑型涡轮级间燃烧室数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2012, 13(3): 6-10.
- [2] 骆广琦, 胡磊, 李晓勇, 张海明, 孟龙. 常规结构和“腔中腔”结构的涡轮级间燃烧室数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2011, 12(4): 5-9.
- [3] 李卫强, 宋文艳. 水组分对高超声速冲压发动机性能的影响[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(5): 10-12.
- [4] 蒋永健, 何立明, 李名魁, 等. 燃烧室新型迷宫复合冷却结构冷却比较[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(3): 10-12.