



NUAA2011039764

Z427
1033 (2010)-G1

能源与动力学院

201



2011039764

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	曾庆林 姚尚宏 蔡文哲 马辉 雷雨冰	硕士生 硕士生 硕士生 硕士生 副高	021 021 021 021 021	直径12厘米的蒸发管式微型燃烧室的性能试验研究	2010年中国航空学会第十届发动机试验与测试技术学术会议	2010年西安
2	谢庆 蒋海明 曾庆林 马辉 雷雨冰	硕士生 硕士生 硕士生 硕士生 副高	021 021 021 021 021	蒸发管式微型驻涡燃烧性能试验研究	2010年中国航空学会第十届发动机试验与测试技术学术会议	2010年西安
3	曹传军 黄国平	博士生 正高	021 021	压敏涂料测压技术在毫米尺度流场的应用研究	2010年中国工程热物理学会热力学学术会议	2010年南京
4	徐惊雷 刘凯礼 张堃元	正高 博士生 正高	021 021 021	过膨胀冲击射流中非定常现象的实验与计算	气体物理-理论与应用	2010年5卷3期
5	徐惊雷 马静 沙江 林春峰 张堃元	正高 硕士生 硕士生 硕士生 正高	021 021 021 021 021	超声速复杂内、外流场的PIV实验研究	第三届高超声速科技学术会议	2010年无锡
6	徐惊雷 林春峰 刘凯礼 张堃元	正高 硕士生 博士生 正高	021 021 021 021	PIV study and numerical simulation of the unsteady flowfield of overexpanded supersonic impinging jet at Ma=3	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2010美国-Nashville, TN
7	徐惊雷 沙江 莫建伟 于洋 张堃元	正高 硕士生 博士生 硕士生 正高	021 021 021 021 021	The numerical study of improving the performance of the overexpanded SERN by using SJA	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2010美国-Nashville, TN
8	郭瑞 徐惊雷 张堃元	硕士生 正高 正高	021 021 021	风力机二维翼型的PIV 实验研究与数值仿真	太阳能学报	2010年31卷8期
9	莫建伟 徐惊雷 马钊 张堃元	博士生 正高 硕士生 正高	021 021 021 021	严重过膨胀到欠膨胀状态下的SERN喷管试验和数值模拟研究	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
10	顾瑞 徐惊雷 莫建伟 张堃元	本科生 正高 博士生 正高	021 021 021 021	超声速燃烧室内流场的Fluent软件模拟校核	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
11	顾瑞 徐惊雷 莫建伟 张堃元	本科生 正高 博士生 正高	021 021 021 021	Simulation of the concordant control of inlet/SERN of the hypersonic airbreathing vehicle under off-design point	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 会议	2010美国-Nashville, TN
12	马静 徐惊雷 莫建伟 顾瑞 张堃元	硕士生 正高 博士生 本科生 正高	021 021 021 021 021	超燃冲压发动机等直隔离段内复杂流场的PIV实验研究	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
13	马静 徐惊雷 郭瑞 张堃元	硕士生 正高 硕士生 正高	021 021 021 021	PIV experimental study of a 2-D wind turbine airfoil under different re number	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2010美国-Nashville, TN
14	马静 徐惊雷 莫建伟 顾瑞 张堃元	硕士生 正高 博士生 本科生 正高	021 021 021 021 021	PIV experimental and numerical investigation of supersonic inlet and isolator	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2010美国-Nashville, TN
15	苏伟仪 张新宇 张堃元	博士后 正高 正高	021 中科院 021	Effects of magnetohydrodynamic interaction-zone position on shock-wave/boundary-layer interaction	JOURNAL OF PROPULSION AND POWER	2010年26卷5期
16	苏伟仪 张堃元 金志光	博士后 正高 副高	021 021 021	一种抑制激波-边界层相互作用的新型无源被动控制研究	第三届高超声速科技学术会议	2010年无锡
17	苏伟仪 张堃元	博士后 正高	021 021	背压作用下高超声速进气道-隔离段复杂流场演化机制的非定常数值模拟	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
18	苏伟仪 张堃元 金志光	博士后 正高 副高	021 021 021	高超声速进气道附面层分离自适应无源被动控制的数值研究	中国航空学会火箭发动机专业委员会2010年推进技术学术年会	2010年海拉尔
19	金志光 张堃元	副高 正高	021 021	宽马赫数范围高超声速进气道转动唇口变几何方案研究	航空动力学报	2010年25卷7期

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
20	金志光 张堃元	副高 正高	021 021	宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式变几何方案	宇航学报	2010年31卷5期
21	李永洲 金志光 张龙冬	博士生 副高 硕士生	021 021 021	高超进气道有限总压测点对测量精度的影响和修正方法探讨	中国航空学会火箭发动机专业委员会2010年推进技术学术年会	2010年海拉尔
22	金志光 张堃元	副高 正高	021 021	Ma=4-7的高潮侧压式进气道气动设计与性能研究	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
23	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	倒置梯形涡流发生器与非对称超声速来流相互作用的短隔离段流动数值研究	航空学报	2010年31卷3期
24	刘凯礼 张堃元	博士生 正高	021 021	迎角动态变化对二元高超声速进气道气动特性的影响	航空学报	2010年31卷4期
25	卫永斌 张堃元 骆晓臣	硕士生 正高 博士生	021 021 021	二元高超声速进气道内部阻力特性分析与研究	空气动力学学报	2010年28卷1期
26	张龙冬 张堃元 南向军	硕士生 正高 博士生	021 021 021	无侧滑二元超声速进气道侧板遮挡度对其性能影响	航空动力学报	2010年25卷7期
27	周宏奎 张堃元	硕士生 正高	021 021	二元高超声速进气道外压段阻力的理论分析及初步减阻研究	长春理工大学学报(自然科学版)	2010年33卷3期
28	向有志 张堃元	硕士生 正高	021 021	壁面压升规律可控的轴对称高超曲面压缩系统初步研究	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
29	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	超燃冲压发动机大宽高比矩形隔离段流动实验	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波
30	王磊 张堃元 苏伟仪 向有志 周宏奎	博士生 正高 博士后 硕士生 硕士生	021 021 021 021 021	几何可变弯曲激波压缩型面设计概念	第十届全国激波与激波管学术会议	2010年黄山
31	张林 张堃元 金志光 向南军	博士生 正高 副高 博士生	021 021 021 021	采用节流装置测量高超声速进气道流量的方案研究	中国航空学会火箭发动机专业委员会2010年推进技术学术年会	2010年海拉尔
32	范进之 张堃元 向南军	硕士生 正高 博士生	021 021 021	隔板构型对双模块二元进气道流场及性能影响研究	中国航空学会火箭发动机专业委员会2010年推进技术学术年会	2010年海拉尔
33	刘凯礼 张堃元	博士生 正高	021 021	Numerical investigation of 2-D hypersonic inlet starting characteristic caused by dynamic angle-of-attack	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2010美国-Nashville, TN
34	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	Experimental investigation of the short isolator with the ramp under asymmetric incoming flow	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2010美国-Nashville, TN
35	潘瑾 张堃元	博士生 正高	021 021	Design method and performance of constant surface pressure gradient compression system	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
36	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	Experimental study of forced shock train in an isolator under asymmetric incoming flow	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
37	向南军 张堃元 孙波 潘瑾	博士生 正高 博士生 博士生	021 021 021 021	矩形进口转圆形出口进气道起动特性研究	2010年第三届全国冲压发动机学术会议	2010年宁波

直径 12 厘米的蒸发管式微型燃烧室的性能试验研究

曾庆林, 姚尚宏, 蔡文哲, 马辉, 雷雨冰

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京, 210016)

摘要: 本文开展了常温常压下直径 12cm 蒸发管式微型燃烧室的部件特性试验研究, 获得了该型燃烧室的主要性能参数。研究表明燃烧室的空气流量在 110g/s 以内时, 总压恢复系数在 95%以上, 余气系数在 2.6 至 6.0 的范围内时, 大多数状态的燃烧效率达到 90%以上, 最高为 99%, 在余气系数 3.4 时, 燃烧室温升达到 680K 左右, 初步满足发动机整机应用的要求。

关键词: 微型燃烧室; 蒸发管; 试验研究

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

1、引言

近年来, 随着微小型动力装置、分布式能源等多个学科领域的迅速发展, 微型涡轮发动机 (Micro Turbine Engine, MTE) 受到了很多国家的高度重视^[1]。作为微型发动机的核心组件之一, 微型燃烧室的发展也得到了广泛的关注, 燃烧室性能的优越性在一定程度上体现了微型发动机的技术先进性。但是相比于常规发动机燃烧室, 微型燃烧室的设计中又面临着较大的挑战^[2-4]。目前, 国内外已有不少科研院所展开了微型燃烧室的研究^[3-6], 在国外方面以美国、日本及部分欧洲国家的技术较为领先, 国内方面也有一些研究单位和高校开展了相关研究, 取得了一些研究成果, 南京航空航天大学微型发动机研究团队在相继研制了直径 60cm^[4]、11cm^[5]等尺寸的微型燃烧室之后, 本文开展了直径 12cm 的蒸发管式微型燃烧室的性能试验研究。

2. 试验系统与试验件简介

2.1 试验系统简介

如图 1 是微型燃烧室试验系统示意图。本试验系统采用螺杆式空气压缩机作为气源, 气源提供的空气首先经过干燥设备, 稳压罐和减压阀等仪器进行干燥及稳定, 而后经过流量控制阀门和压差槽道式流量计进入微型燃烧室试验件。燃油通过 PW-200 型微型齿轮泵作为动力为燃烧室供油。本微型燃烧室试验测试系统根据所测量的参数不同, 共包括四个重要组成部分, 分别是空气流量测量系统、温度测量系统、压力测量系统和燃油供给及测量系统。

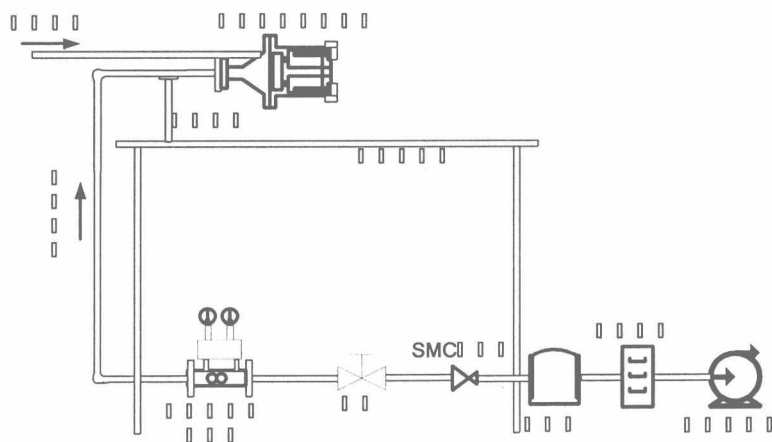


图 1 微型燃烧室试验系统示意图

空气流量的测量采用了槽道式压差流量计, 该流量计采用纺锤体对气流进行整流, 通过测量管道内上下游流体的压差, 获得其体积流量, 通过进一步的压力和温度补偿来计算流经管道内流体的质量流量。本文采用的槽道式压差流量计传感器由美国 ROSEMOUNT 公司生产,

其传感器采集频率高（每秒约 1000 次）、精度高（万分之五），输出的信号经 D/A 和 A/D 转换，得到某一时段内各时刻的流量值，并且通过在自编的数据采集记录软件中对采集到的流量值进行平均以减小空气流量采集带来的误差。

燃烧室出口温度测量采用可旋转式的测温耙进行测量，如图 2 所示，该测温耙上装有 12 支热电偶，周向上均布 6 组，每组径向方向上装有两支热电偶进行径向温度的测量（本文研究的燃烧室出口通道径向高度是 7.5mm）。热电偶采用直径 1mm 的 K 分度铠装热电偶，其最大测量温度为 1000℃，燃烧室出口温度在量程范围之内，该型热电偶的精度等级为 2 级；温度采集模块采用专业 ADAM-4118 温度采集卡进行采集。试验中每隔 9 度转动一次测温盘，共转动 7 次，每次共记录 12 点测点的温度，由此，燃烧室出口平面共测量 84 个点的温度数据。

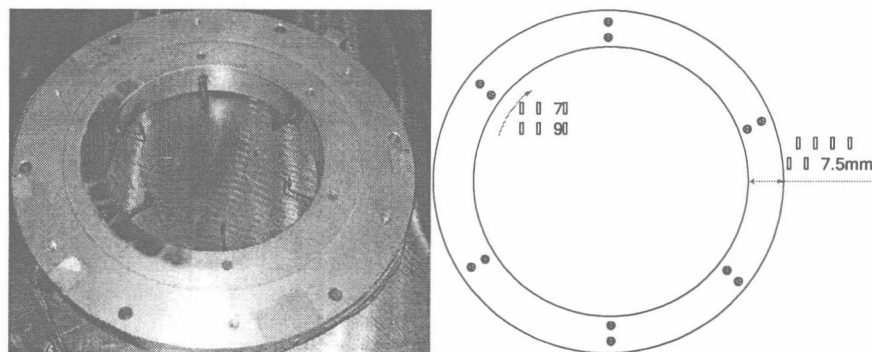


图 2 探针固定测量盘（测温耙）

2.2 试验件简介

直径 12cm 蒸发管式微型燃烧室主要包括火焰筒内外壁、前端面和蒸发管，如图 3。其燃烧室直径是 120mm，火焰筒内外壁直径分别是 48mm 和 109.2mm，长度是 90mm，出口通道高度是 7.5mm，火焰筒头部周向均匀分布 6 支 U 型蒸发管，每支蒸发管内装有一支直射式喷嘴供油。在开孔面积方面，火焰筒外壁开有 6 排射流孔，开孔面积占总开孔面积的 59.6%；火焰筒内壁开有 5 排射流孔，开孔面积占总开孔面积的 35.2%。气流流经火焰筒时，分别由内外壁和蒸发管的射流孔形成射流。

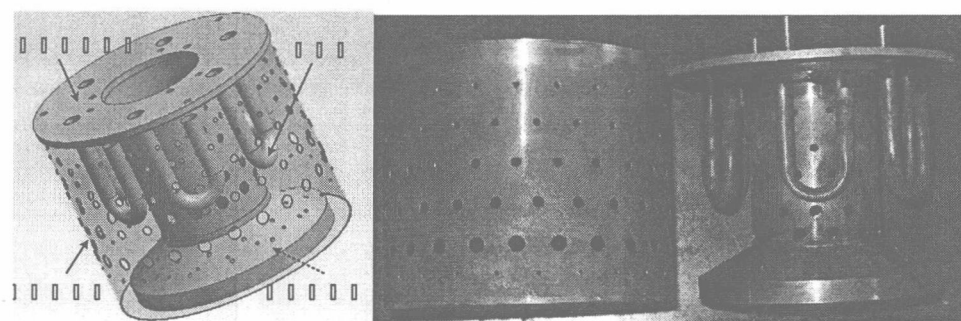


图 3 微型燃烧室 UG 图（左）及实物照片（右）

3. 试验结果及分析

本文在常温常压下开展了燃烧室的部件试验^[7-8]。其中包括冷吹风试验和燃烧试验，前者获得了总压恢复系数；后者获得了燃烧室的燃烧效率特性、温升特性、出口温度分布和贫油熄火特性，燃烧试验中通过调节进口空气流量和燃油流量（如表 1）来获得不同进口空气流量（40g/s 至 110g/s）和不同余气系数（2.6 至 6.0）下的燃烧室部件特性。

3.1 总压恢复系数

总压恢复系数 σ 表示空气在流经燃烧室时机械能损失的指标，本文中用式（1）代

表燃烧室的总压恢复系数。

$$\sigma = \frac{p_4^*}{p_3^*} \dots\dots\dots (1)$$

式中, p_4^* 是燃烧室出口平均总压; p_3^* 是燃烧室进口平均总压。

如图 4 是该燃烧室总压恢复系数随进口空气流量的变化曲线, 从中可以看出, 燃烧室的总压恢复系数随空气流量的增加而减小, 当燃烧室进口空气流量小于 110g/s 时, 其总压恢复系数大于 95%。

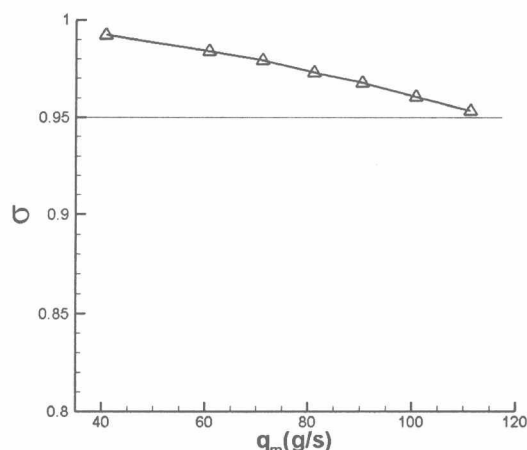


图 4 总压恢复系数与进口空气流量的规律曲线

3.2 燃烧效率特性

燃烧效率是是燃烧室设计中一项重要的性能参数, 本文采用温升法计算燃烧效率, 温升燃烧效率 η 是燃烧室指由燃料燃烧引起的实际温升与理论计算的理论温升的比值, 如式(2):

$$\eta = \frac{\text{实际温升}}{\text{理论温升}} = \frac{\overline{T_4^*} - \overline{T_3^*}}{T_{4th}^* - \overline{T_3^*}} \dots\dots\dots (2)$$

式中: $\overline{T_3^*}$ 是燃烧室进口平均温度, T_{4th}^* 是燃烧室的理论燃烧温度, $\overline{T_4^*}$ 是燃烧室出口平均温度。

如图 5 是燃烧室在不同空气流量条件下燃烧效率与余气系数的规律曲线。从中可以看出, 在同一流量的条件下, 在所研究的余气系数范围内 (2.6-6.0), 燃烧效率随余气系数的增加而增大, 大部分状态下的燃烧效率均超过了 90%, 最高燃烧室效率达到 99%, 在较为关注的余气系数为 3.4 的条件下, 燃烧效率介于 89%至 92%之间。燃烧效率呈这一趋势的主要原因在于当燃烧室处于相对富油的状态时, 过富的燃油吸热蒸发, 使得头部混气温度降低, 燃烧速度下降, 由此导致过富的燃油没有完全燃烧就排出了燃烧室, 燃烧效率较低。

此外, 从空气流量对燃烧效率的影响来看, 较高的空气流量和较低的空气流量带来不利于燃烧的因素。当空气流量较高时, 燃烧室内的平均气流速度加快, 燃料的平均驻留时间减短, 不利于燃烧的充分燃烧; 当空气流量较低时, 燃烧室内的雾化性能较差, 较大的燃油颗粒没有足够的驻留时间完全燃烧就排出了燃烧室, 从而燃烧效率较低。

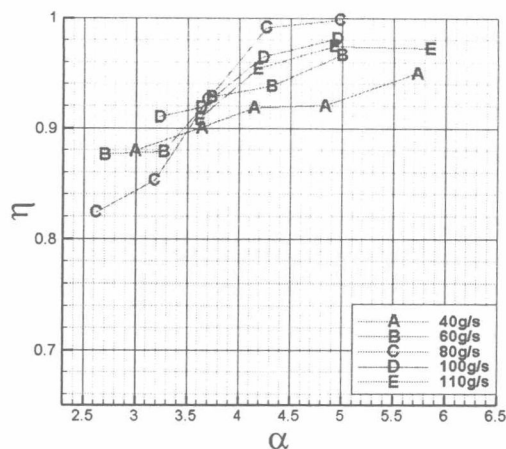


图 5 不同空气流量下燃烧效率与余气系数的规律曲线

3.3 温升特性

本文采用燃烧室出口平均温度与进口温度之差作为燃烧室的温升，如式 (3)：

$$\Delta T = \overline{T_4^*} - \overline{T_3^*} \dots\dots\dots (3)$$

式中： $\overline{T_4^*}$ 是燃烧室出口的平均温度， $\overline{T_3^*}$ 是燃烧室进口平均温度。

如图 6 是燃烧室在不同空气流量条件下实际温升与余气系数的规律曲线。从图中可以看出，随着余气系数的增加，实际温升呈下降的趋势，在本文所研究的余气系数范围内 (2.6 至 6.0)，实际温升对应的变化范围是 820K 至 450K。在余气系数为 3.4 的条件下，燃烧室实际温升达到 680K 左右，初步满足发动机整机应用的要求。

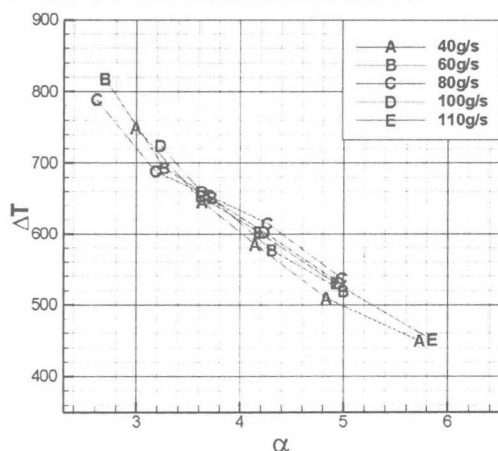


图 6 不同空气流量下燃烧室温升与余气系数的规律曲线

3.4 出口温度分布

本文采用出口温度分布系数 (又称热点指标) 是衡量微型燃烧室出口温度分布品质的参数，出口温度分布系数 δ_h 为燃烧室出口温度分布中最高温度 $T_{4\max}$ 超出平均值的量 $\overline{T_4}$ 与实际温升之比，如式 (4)：

$$\delta_h = \frac{T_{4\max}^* - \overline{T_4^*}}{\overline{T_4^*} - \overline{T_3^*}} \dots\dots\dots (4)$$

式中： $T_{4\max}^*$ 是燃烧室出口温度的最高温度， $\overline{T_4^*}$ 是燃烧室出口的实际平均温度， $\overline{T_3^*}$ 是燃烧

室进口平均温度。

表 1 是燃烧室在试验中各状态下的出口温度分布系数，其中最小值是 0.252，最大值是 0.639，从出口温度分布系数来看，该燃烧室的出口温度分布较不均匀，大部分状态处于 0.35 至 0.5 左右，大于常规发动机对燃烧室出口温度分布要求 ($\delta_h < 0.3$)。当燃烧室进口空气流量较小时，燃油雾化效果较差，受重力的影响作用明显，此时出口高温区主要集中在燃烧室出口正下方；而在进口空气流量较大时，出口高温区与蒸发管出口的位置及外壁最后一排射流大孔的位置存在一定的对应关系，不过具体的影响仍需进一步的研究与分析。

表 1 各状态下的出口温度分布系数统计表

空气流量 余气系数	40g/s	60g/s	80g/s	100g/s	110g/s
2.5	0.563	0.548	0.380	—	—
3	0.516	0.500	0.252	0.341	—
3.4	0.387	0.340	0.404	0.395	0.418
3.9	0.396	0.274	0.404	0.506	0.519
4.5	0.3676	0.307	0.424	0.565	0.639

3.5 贫油熄火特性

熄火特性包括富油熄火特性和贫油熄火特性。其中富油熄火特性较难做出，因为富油时燃烧激烈、温度较高，而且往往伴随着振荡，以致燃烧室承受不了，往往会损坏试验件。因此，本文工作中，只测量了贫油熄火特性。测量方法是：在某一特定状态下，先点燃燃烧室内的可燃混气使得燃烧室处于正常工作状态，逐渐缓慢的减小燃油流量直至燃烧室内有半数（3 支）以上的蒸发管处于熄火状态（如图 7），记录此时的燃油流量和空气流量，从而得到不同空气流量下的最大余气系数作为该状态下的 LBO 特性。

如图 8 是本燃烧室的贫油熄火特性曲线，在流量较大（110g/s）时，贫油熄火余气系数大致为 12 左右，随着流量的减小，贫油熄火边界向更宽的范围发展，当空气流量为 40g/s 时，贫油熄火极限的余气系数达到 59.3。

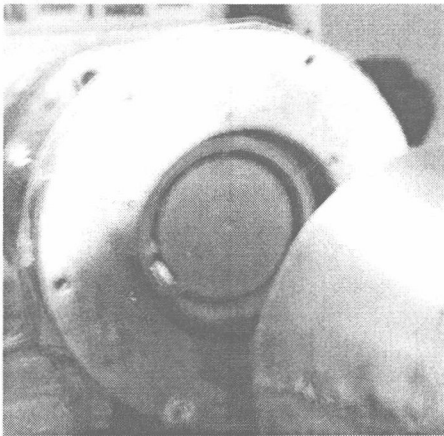


图 7 熄火状态试验照片

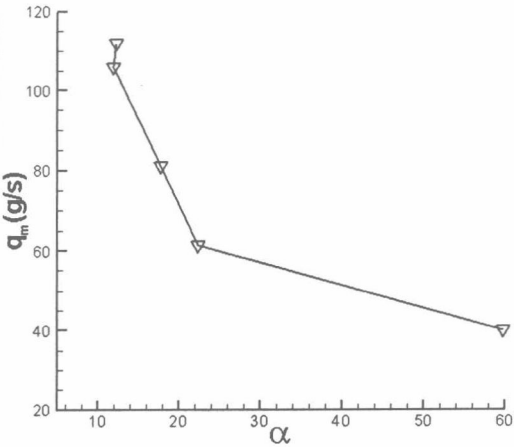


图 8 贫油熄火特性曲线

4. 结论

本文工作中开展了直径 12cm 蒸发管式微型燃烧室在常温常压条件下的试验研究，主要获得了以下结论：

1) 总压恢复系数随进口空气流量的增加而减小，在本文试验的最大空气流量（110g/s）的条件下，总压恢复系数在 95% 以上。

- 2) 在余气系数为 3.4 的条件下, 燃烧效率在 89%至 92%之间, 温升达到 680K 左右。
- 3) 本燃烧室的出口温度分布较不均匀, 贫油熄火极限较宽。

参考文献

- [1] 梁德旺,黄国平.厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展[J].燃气涡轮试验与研究, 2004,17(2): 9-13.
- [2] C.A. Gonzalez, K.C. Wong and S. Armfield. A computational study of the influence of the injection characteristics on micro-turbine combustion[C]. 16th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2007,12:2-7.
- [3] M. M. Harris, A. C. Jones, E. J. Alexander. Miniature Turbojet Development at Hamilton Sundstrand – The TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets[C]. AIAA-2003-6568
- [4] 姚尚宏,雷雨冰,朱岩.头部旋涡蒸发管式直径 6cm 环形燃烧室设计与试验[J].航空动力学报, 2009,24(12): 2671-2677.
- [5] 熊庆荣,雷雨冰,黄国平,梁德旺.厘米级微型蒸发管式燃烧室性能实验研究[J].航空动力学报, 2007,22(5): 733-738.
- [6] 袁有志,王立平,关立文.微型环形燃烧室数值模拟及优化设计[J].清华大学学报,2007,47(2): 198-209
- [7] 侯晓春,季鹤鸣等.高性能航空燃气轮机燃烧技术[M].北京: 国防工业出版社,2002.
- [8] 金如山.航空燃气轮机燃烧室[M].北京: 宇航出版社,1988.

曾庆林 (1984—), 性别: 男, 学历: 硕士。主要研究方向: 燃烧学。

Tel: 025-84896887-8021

E-mail: elliottzeng@qq.com

邮政地址: 江苏省南京市御道街 29 号南京航空航天大学能源与动力学院

邮编: 210016

导师: 雷雨冰

Tel: 025-84892201-2319

E-mail: leiyb@nuaa.edu.cn

邮政地址: 江苏省南京市御道街 29 号南京航空航天大学能源与动力学院

邮编: 210016

蒸发管式微型驻涡燃烧性能试验研究

谢庆, 蒋海明, 曾庆林, 马辉, 雷雨冰

(南京航空航天大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京, 210016)

摘 要 本文开展了在常温常压下空气进口流量和总余气系数影响蒸发管式微型驻涡燃烧室燃烧性能的试验研究, 获得了燃烧性能参数的变化规律: 总压损失在 1%~4%之间, 流阻系数变化不大; 贫油熄火特性主要受次流流量的影响, 研究中最小贫油熄火总油气比为 0.005; 凹腔当量比为 1.2~2.2, 总余气系数在 2.5~8, 燃烧效率为 85%~100%; 出口温度分布系数随着凹腔当量比增加而减小。

关键词: 驻涡燃烧室; 总压损失; 贫油熄火; 燃烧效率; 试验研究

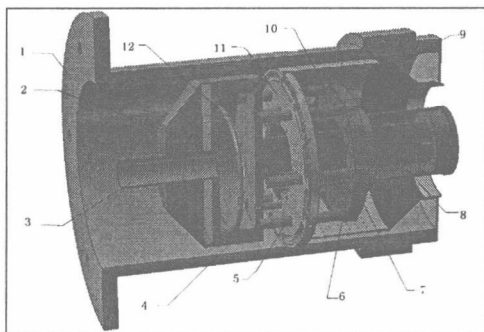
中图分类号: V231.2

文献标识码: A

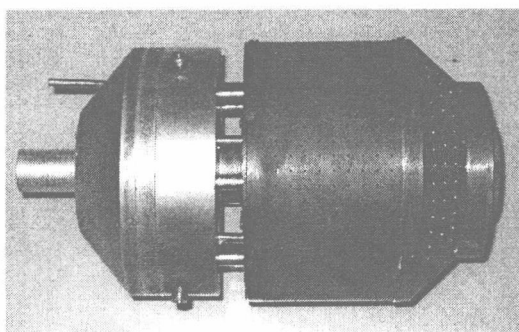
驻涡燃烧室最初作为高性能、低排放燃烧室提出。由于其具有缩短燃烧室长度的巨大潜力, 有效减轻发动机重量, 因而针对高性能军用发动机应用进行了大量研究^[1]。驻涡燃烧技术与常规传统技术相比, 在点火、贫油熄火、高空点火性能方面提高了 50%; 氮氧化物排放量比 1996 年 ICAO 标准降低了 40%~60%; 燃烧效率达到或超过 99%的工作范围宽了 40%以上^[2]。因此驻涡技术作为一种前沿技术将改变传统的燃烧技术。随着巡航导弹、靶机等微型飞行器微型化的要求, 因此需要体积更小、性能更好的航空动力装置。针对国内外微型发动机发展的迫切需求是燃烧室的微型化。因此微型燃烧室迫切需要采用新技术以满足微型动力装置的发展要求, 驻涡燃烧技术就是一项非常有效减小燃烧室尺寸的新技术。南京航空航天大学微型发动机项目组一直致力于微型发动机领域的研究, 目前正在开展直径为 6cm, 11cm, 12cm, 16cm 发动机的研究工作^[3]。本文根据项目组开发的燃烧室直径为 11cm^[4], 采用驻涡燃烧新技术进一步改进该燃烧室的性能。本文的模型尺寸借鉴国外凹腔尺寸比例关系对燃烧室的总压恢复系数, 贫油熄火特性以及燃烧效率等燃烧性能进行了试验研究。

1 驻涡燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 驻涡燃烧室模型及其原理



(1)



(2)

1. 机匣 2. 导气腔端面 3. 次流进气管 4. 次流进气腔 5. 蒸发管 6. 后体前挡板 7. 后体后挡板 8. 火焰筒内壁 9. 火焰筒后端面 10. 火焰筒外壁 11. 前体 12. 导油环

图 1 驻涡燃烧室 UG 图 (1) 和实物图 (2)

试验件尺寸分别为：前体直径为 88mm，后体直径为 76mm，凹腔长度为 29mm，对应凹腔长度与前体直径的比例关系为：0.6。空气从外环进入，并通过前体进气孔形成主流气流。次流空气通过次流导气管、导气腔进入蒸发管，并与从喷油环进入蒸发管燃油进行混合，混合气通过蒸发管进入后体腔内，在后体腔内进一步掺混，燃油得到进一步雾化和蒸发，然后通过后体前挡板上的射流孔喷射入凹腔内。由于凹腔内的主流和射流的相对运动，在凹腔内形成回流区，也就是驻涡区。次流的注入加强了凹腔内回流强度，燃油与空气混合气在回流区外剪切层进行质量与能量交换，最终汇入主流，从燃烧室出口流出。后挡板上的射流孔位于其净高度的一半。图 1（1）为驻涡燃烧室整体 UG 图，其中部分试验件做半剖面处理，图 1（2）为驻涡燃烧室实物图。[5]

1.2 驻涡燃烧室试验系统

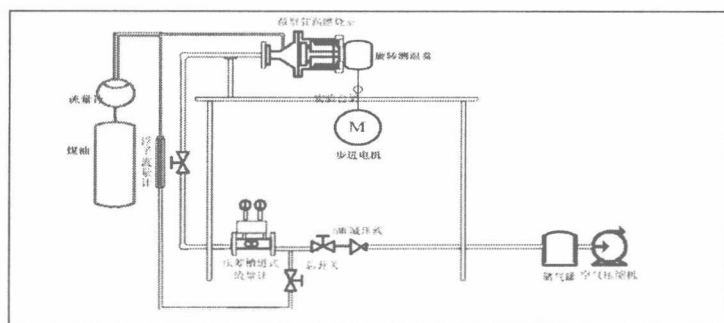


图 2 试验台总体结构示意图

图 2 为驻涡燃烧室试验系统的总体结构示意图，微型燃烧室试验系统由供气、供油和参数测量系统三部分组成。从空气压缩机中出来的高压空气，通过储气罐和 SMC 减压阀后形成相对稳定压力和空气流量。气流经过总开关后分成两路：一路经过主流管路上的压差槽道式流量计后，进入燃烧室试验件，作为燃烧室的主流气流；另一路经过浮子流量计后，进入燃烧室试验件，作为燃烧室的次流气流。燃油通过齿轮泵，再经由喷油环进入燃烧室，为燃烧室提供燃油。与试验设备配套的数据采集系统，如下图 3，面板的中间上半部分为空气流量、燃油流量和进口温度的显示界面。其中数值的采集分为两种模式：自动采集和手工输入。这里的空气流量显示的是试验台中压差槽式流量计的流量，也就是本试验中的主流流量。下半部分为出口温度测量系统界面，通过该界面可以控制出口温度测量盘的采集位置、采集间隔角度、测量点数等等。面板的右侧为测量结果显示界面，这里显示了测量得到的温度、燃烧效率和大气压力等。最后，通过面板的最右下角可以进行数据采集、系统设置以及测量数据的保存。

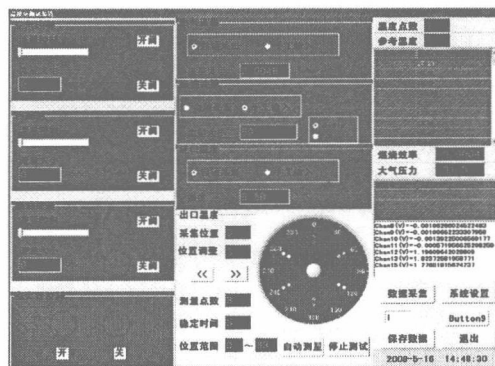


图 3 试验测量软件操作面板

燃油流量计采用型号为 LZB-4 浮子流量计和 LZB-3 浮子流量计，测量范围为 1~10L/H 和 10~100ml/min。主流流量由压差槽道式流量计测量，传感器的精度为万分之五。次流流

量采用燕山仪表总厂生产的浮子流量，型号为 LZB-40、量程为 6~60m³/h，精度等级 1.5。由于空气压缩机的波动，为了稳定气源提高精度，在储气罐出口安装一个带溢流型的 SMC 减压阀，型号为 AR825-14，调压范围为 0.05~0.85MP，环境温度为 -5℃~60℃，精度为 5%，从而使空气量在 2% 以内波动。

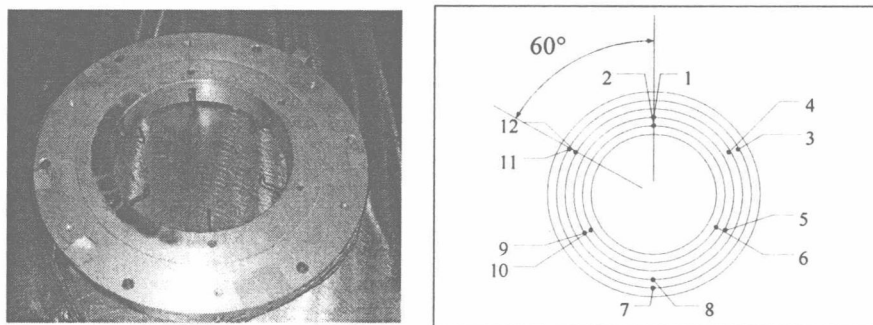


图 4 温度测量盘(左)和 温度测量探针分布位置(右)

出口温度测量设备采用中间空心的旋转圆盘，出口共有 12 支热电偶探针，并通过步进电机的转动带动皮带轮来控制其测温盘，从而控制探针的转动角度。在周向上每隔 60° 布置一对热电偶，相邻两组热电偶探针的径向高度相差 2.8mm。试验时，测量盘每次转动 12°，转动 10 次，总共转动 120°，这样就可以在每个测量位置上对径向测量 4 个点，那么每次测量的位置为 120 个，图 4 所示的是温度测量盘实物图和温度测量探针的位置分布图。

1.3 研究参数

研究中开展了不同主、次流量和燃烧室余气系数下的燃烧室总压损失、温度分布系数、贫油熄火特性和燃烧效率等试验，掌握了其中的变化规律。试验中的主要参数如下：大气压力：100.2KPa，大气温度：31℃，主流进口流量分别为 40 g/s，60 g/s，80g/s；次流空气流量分别为：5.75g/s，8.62g/s，11.5g/s，14.37g/s，17.25g/s。并通过增减燃油量来改变燃烧室驻涡区凹腔当量比和总余气系数。

2 试验结果及其分析

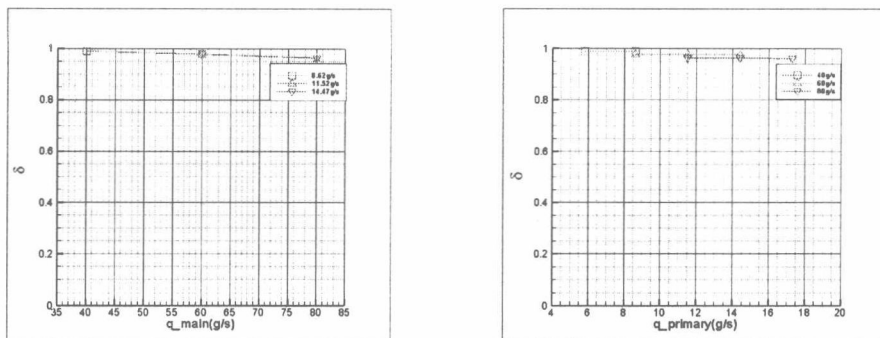
2.1 总压恢复系数及流动阻力特性分析

流阻损失参数是一种表示空气工质在流经燃烧室时，压力势能损失程度的经济性指标。总压恢复系数 δ 为燃烧室出口平均总压 p_3^* 和燃烧室进口平均总压 p_2^* 的比值^[6]。

$$\delta = \frac{p_3^*}{p_2^*}$$

流阻损失系数为燃烧室总压损失值与燃烧室某一参考截面平均动压的比值，选取最大流通截面作为速度参考截面，式中 ρ ， v 为参考截面的密度和速度^[6]。本文选取火焰筒最大流通截面处。

$$\varphi = \frac{p_2^* - p_3^*}{\frac{\rho v^2}{2}}$$

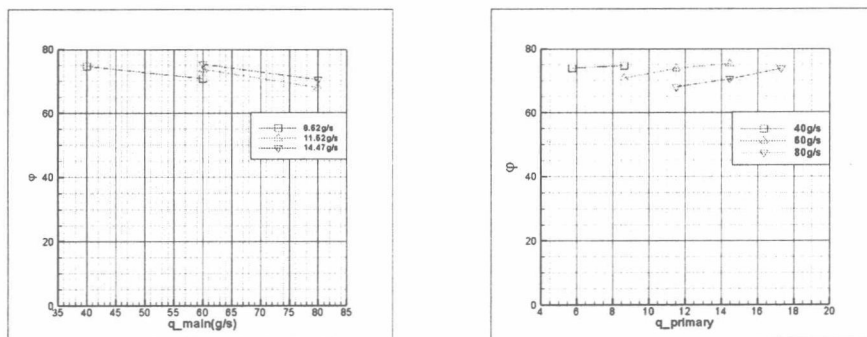


(1) 同一次流量，总压恢复系数随主流量的变化 (2) 同一主流量，总压恢复系数随次流量的变化

图 5 总压恢复系数特性曲线

图 5 为总压恢复系数特性曲线，其中， q_{main} 表示主流空气流量， $q_{primary}$ 表示次流空气流量， δ 表示总压恢复系数。从图中发现：在同一主流流量条件下，总压恢复系数基本不受次流流量的影响。随着主流流量的增加，总压恢复系数逐渐降低。这是由于主流速度增加，流动损失变大。在主流流量为 40g/s 时，不同次流空气流量，总压恢复系数达到了近 99%，在主流流量为 80g/s，不同次流空气流量，总压恢复系数为 96% 左右。这说明随着主流流量的增加，流动损失变大，因此主流是产生损失的主要原因。在次流为 11.52g/s 和 14.47g/s 时，在同一主流流量时，总压恢复系数几乎相等。这也说明了次流空气的流动损失对总压恢复系数的影响较小。

在进行流阻特性分析，选择燃烧室某一参考截面作为平均动压时，选择最大流通截面作为速度参考截面。因此选择火焰筒中部截面。



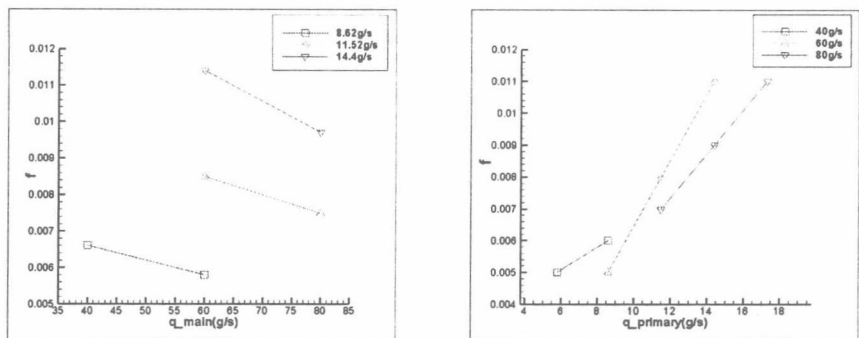
(1) 同一次流量，流阻系数随主流量的变化 (2) 同一主流量，流阻系数随次流量的变化

图 6 流阻系数特性曲线

图中 ϕ 表示阻力系数。从图 6 中可以看出：对于同一次流流量，流阻系数随着主流流量的增加而减小。这说明次流与主流相比，产生流动损失的主要是主流引起的。对于同一主流流量，流阻系数随着次流流量的增加而增加。这说明次流的增加，燃烧室流量增加，损失越大。

2.2 贫油熄火 (LBO) 特性分析

判断该燃烧室的贫油熄火标准为：进出口温升为 80℃，此时确定为该燃烧室 LBO 的值。^[7]



(1) 同一次流量，油气比随主流量的变化 (2) 同一主流流量，油气比随次流量的变化

图 7 LBO 特性曲线

图 7 为贫油熄火特性，其中， f 表示燃烧室总油气比。从图中得到：在同一主流流量条件下，贫油熄火油气比随着次流流量的增加而单调增加。这是由于凹腔内的空气流量增加，需要较多燃油保证燃烧室驻涡不会熄火，因此总油气比增加。在同一次流流量条件下，贫油熄火油气比随着主流流量的增加而变化较小。这说明该燃烧室有较低的贫油熄火特性，随着主流空气流量的增加，对该燃烧室的油气比影响变化较小。

2.4 燃烧效率分析

采用温升法来计算燃烧效率，燃烧效率 η 是燃烧室指由燃料燃烧引起的实际温升与理论计算的理论温升的比值^[8]，即：

$$\eta = \frac{T_4 - T_3}{T_{4th} - T_3} \quad \text{式中：} T_{4th} \text{ 为燃烧室出口的理论燃烧温度。图中符号 } \alpha \text{ 表示总余气系数，}$$

η 表示燃烧效率。

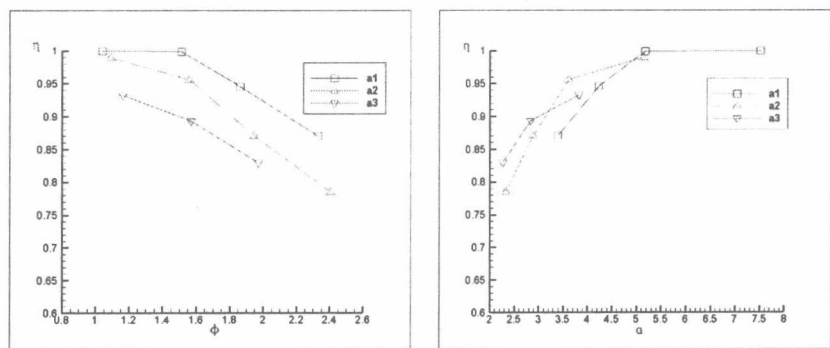


图 8 主流为 40g/s， η 与 ϕ ， α 的关系

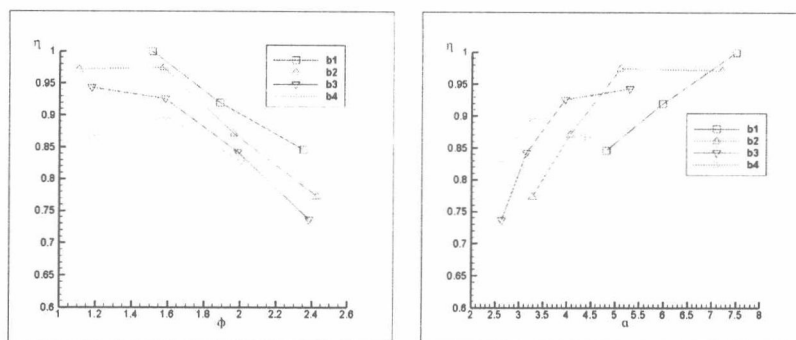


图9 主流为 60g/s, η 与 ϕ , α 的关系

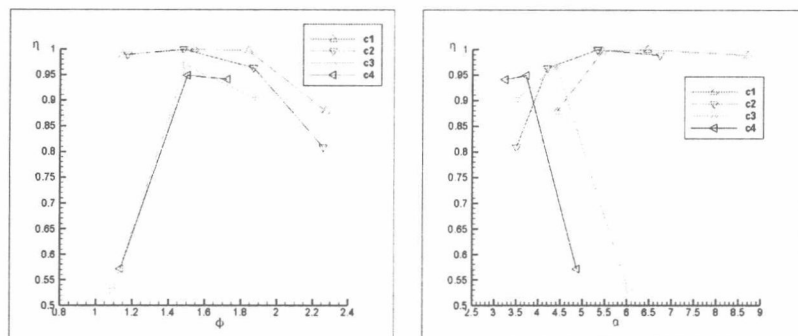


图10 主流为 80g/s, η 与 ϕ , α 的关系

从图 8~10 中发现:在同一主流流量下,不同次流空气流量颜色为:红色,绿色,深蓝色,浅绿色,黑色;对应的次流空气流量分别为:5.75g/s, 8.62g/s, 11.5g/s, 14.37g/s, 17.25g/s;;对应的蒸发管进口空气速度分别为:40m/s, 60m/s, 80m/s, 100m/s, 120m/s, 燃烧效率相对较高,且燃烧效率随着凹腔当量比与总余气系数的变化趋势较为平稳,说明燃烧较为稳定。在凹腔当量比为 1.2~2.2, 总余气系数在 2.5~8, 燃烧效率能达到 85%以上。同一主流流量,次流空气速度为 40 m/s, 60m/s, 80m/s, 燃烧效率较高;次流空气速度为 100m/s, 120m/s, 燃烧效率相对较低。该微型驻涡燃烧室采用液体燃料(JP-8),且燃烧室长度较短,次流空气的速度大小直接影响燃油的雾化与蒸发,对燃烧性能产生重要的影响。提高空气速度虽然能提高燃油的雾化效果,但是减少了燃油的蒸发。因此对于本文所研究的微型燃烧室性能参数,可以得到在同一主流空气流量条件下,在同样的凹腔当量比,燃烧效率较高对应着次流空气流量较小,可以初步判断,影响该燃烧性能主要是燃油的蒸发效果。

3 结论

研究中设计了两股气流单独控制驻涡燃烧室空气流量分配,在进口条件为常温常压下,开展了不同进口空气流量和总余气系数下燃烧试验研究,获得了如下结果:

- 1) 在总压恢复系数方面:同一主流空气流量条件下,总压恢复系数基本不受次流空气流量的影响。总压恢复系数随着主流空气流量的增加而减小。
- 2) 在贫油熄火特性方面:同一主流流量条件下,贫油熄火油气比随着次流流量的增加而单调增加;同一次流流量条件下,贫油熄火油气比随着主流流量的增加而变化较小。这说明影响贫油熄火特性主要因素是次流空气流量。
- 3) 凹腔当量比为 1.2~2.2, 总余气系数在 2.5~8, 燃烧效率能达到 85%以上。同一主流流量,次流空气流量较少,燃烧效率较高,次流空气流量较大,燃烧效率相对较低。

参考文献

- [1] Dale T. Shouse. Trapped Vortex Combustion Technology [C]. Presented on MITE Workshop, 4-5 Dec 2000.
- [2] W.M. Roquemore, Dale Shouse, Dave Burrus, et al. Trapped Vortex Combustor concept for gas turbine engines. AIAA 2001-0483.
- [3] 梁德旺, 黄国平. 厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 9-1
- [4] 熊庆荣, 雷雨冰, 黄国平, 等. 厘米级微型蒸发管式燃烧室性能实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(5): 733-738
- [5] 蒋海明. 蒸发管式微型驻涡燃烧室的设计和性能试验研究. [硕士学位论文], 南京: 南京航空航天大学, 2007
- [6] 彭泽琰, 刘刚. 航空燃气轮机原理(上) [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [7] NASA, TND-6041, Test of a Full-scale Annular Raminduction Combustor for a March 3 Cruise Turbojet Engine. 1970
- [8] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.

谢庆(1982—) 性别: 男, 学历: 硕士. 主要研究方向: 燃烧室性能设计。

Tel: 025-84896887-8016

E-mail: xieqing136@163.com

邮政地址: 江苏省南京市御道街 29 号南京航空航天大学能源与动力工程学院 422 教研室

邮编: 210016

导师: 雷雨冰

Tel: 025-84892201-2319

E-mail: leiyb@nuaa.edu.cn

邮政地址: 江苏省南京市御道街 29 号南京航空航天大学能源与动力工程学院

邮编: 210016