

文章编号:1000-8055(2013)05-1142-08

声能喷嘴供油级间驻涡燃烧室的性能试验

谭 米¹, 樊未军¹, 张荣春¹, 宋双文², 邢 菲³

(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. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 厦门大学 物理与机电工程学院, 福建 厦门 361005)

摘 要: 对一种采用声能喷嘴供油方式的级间燃烧室进行了性能试验研究. 试验结果表明:当进口马赫数为 0.20~0.40, 燃烧室的熄火余气系数为 25~35, 燃烧室的稳定工作范围较宽;随余气系数增大, 出口温度分布均匀性提高;燃烧效率为 96%~98%, 随余气系数减小, 燃烧效率降低;进口马赫数对点火性能、熄火性能、出口温度分布和燃烧效率的影响较小;壁面热点温度出现在凹腔的后壁面;总压损失系数为 0.03~0.11, 热态时比冷态时高 0.015 左右;CO 和 NO_x 的排放指数分别为 20~46 和 0.9~2.1, 进口马赫数、余气系数均对污染物排放有较大影响.

关 键 词: 级间燃烧室; 驻涡燃烧室; 声能喷嘴; 燃烧性能; 性能试验

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment on performance of interstage turbine trapped vortex combustor with acoustic energy nozzle

TAN Mi¹, FAN Wei-jun¹, ZHANG Rong-chun¹,SONG Shuang-wen², XING Fei³(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. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. School of Physics and Mechanical and Electrical Engineering,

Xiamen University, Xiamen Fujian 361005, China)

Abstract: Performance of an interstage turbine burner with an acoustic energy nozzle was investigated experimentally. The experimental result shows that the air excess coefficient of lean blowout is in the range of 25~35 under the condition of Mach number being 0.20~0.40, and the range of stable combustion is relatively wide. The uniformity of outlet temperature distribution is improved with the increase of air excess coefficient. The combustion efficiency is in the range of 96%~98%, and it decreases as the air excess coefficient decreases. Inlet Mach number has little effect on ignition performance, lean blowout perform-

收稿日期: 2012-06-05

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1142_025.html

作者简介: 谭米(1989—),女,湖南郴州人,硕士生,主要从事级间燃烧室结构研究.

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.

ance, outlet temperature distribution and combustion efficiency. The maximum wall temperature locates on the after-wall of the cavity. The total pressure loss coefficient is in the range of 0.03~0.11, and it is about 0.015 higher in hot state than in cold state. The emission index of CO is in the range of 20~46 and that of NO_x is in the range of 0.9~2.1. The inlet Mach number and air excess coefficient both have significant effect on the pollutant emission.

Key words: interstage turbine burner; trapped vortex combustor; acoustic energy nozzle; combustion performance; performance experiment

在航空发动机的燃气涡轮和动力涡轮之间加入级间燃烧室,可以补充燃气经过涡轮膨胀的做功损失,在低氧、低压等不利条件下提高发动机的功率,可增强发动机,特别是涡轮轴发动机的适用性^[1-4].

相对于主燃烧室,级间燃烧室进口马赫数高,达到了0.4~0.5,同时燃烧室升温很小,通常为100~300 K.高进口马赫数、微小温升会给燃烧室的结构设计带来很大的挑战,比如燃烧稳定性难以保证、出口温度分布调整困难^[5-7].

20世纪90年代,国外提出了驻涡燃烧室结构形式,其以凹腔结构为主,通过在凹腔中产生旋涡来稳定火焰.由于凹腔区可以提供稳焰所需的回流区,同时凹腔内流场与主流流场相对独立,从而即使主流进口速度很高,燃烧室也能稳定工作^[8-9].

由于级间燃烧室结构设计面临的主要挑战是燃烧稳定性方面的问题,而驻涡燃烧室的稳定燃烧范围很宽,本文以本课题组以往开展的蒸发管供油方式级间驻涡燃烧室研究为基础^[4,10-11],设计了一种以凹腔结构为主体,采用声能喷嘴供油方式的级间驻涡燃烧室,并详细研究了燃烧室的燃烧性能.本文对声能喷嘴供油方式级间燃烧室进行性能研究,研究中采用航空煤油燃料,研究结果可用于级间燃烧室的结构设计、性能预测、结构优化研究.

1 级间燃烧室及试验系统

1.1 级间燃烧室整体结构

燃烧室的结构如图1所示,为矩形结构.燃烧室主要由壳体、凹腔、供油装置、点火装置组成.燃烧室的进气采用两股通道进气方式,空气进入燃烧室后,一部分进入主流通路,另外一部分进入外腔通道.在凹腔的壁面上开有多排进气孔,从凹腔区壁面进入的空气使凹腔内形成单个驻涡,涡的

旋向为逆时针方向.在掺混段壁面上开多排掺混孔和冷却孔,可以改善燃烧室的出口温度分布特性,同时起到冷却壁面的作用.在凹腔的右下部分布置有冷却孔,进气形成的气膜可以对凹腔壁面和掺混段壁面进行有效冷却.

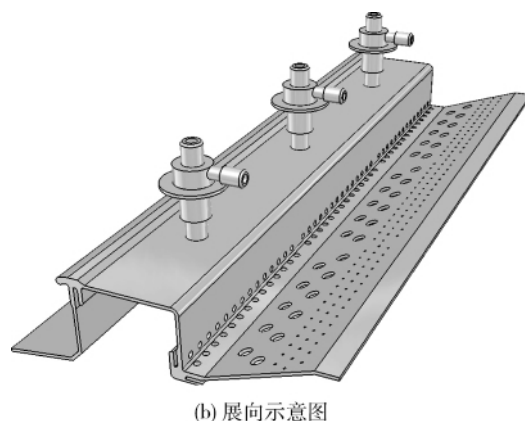
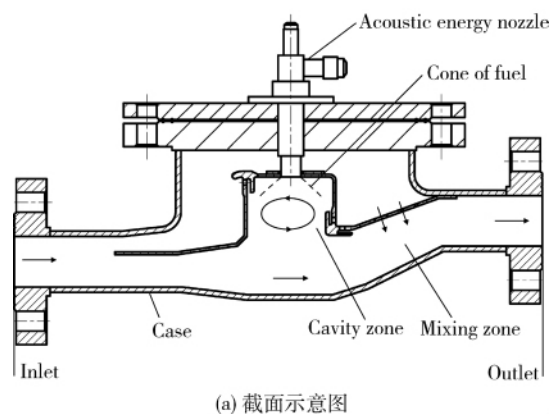


图1 燃烧室结构示意图

Fig. 1 Structural diagram of combustor

1.2 供油装置

采用的喷嘴为超声波雾化喷嘴,其利用空气流在谐振腔内产生的高频剧烈振动来强化燃油的雾化,这种强化作用主要包括两个方面,一是高频的超声波对燃油有很强的声波压力作用和空化作用,二是高频振动气流具有的剧烈紊流脉动可以

强化雾化^[12-13]。超声波雾化喷嘴按产生声波的方式分为电动式和流体动力式,图 2 为流体动力式喷嘴的结构示意图,其利用高速气体或液体激发共振腔产生声波,雾化质量与共振腔的结构有关,该类型喷嘴具有结构简单、工作可靠、成本较低等优点^[12,14-15],本文的研究采用流体动力式喷嘴。

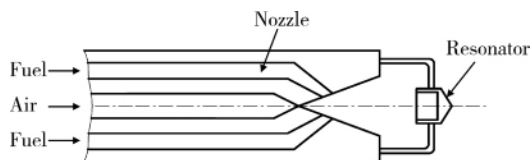


图 2 流体动力式超声波雾化喷嘴结构示意图^[15]

Fig. 2 Structural diagram of fluid dynamic ultrasonic atomization nozzle^[15]

燃烧室采用 3 个声能喷嘴进行供油,喷嘴在展向方向上均布。由于燃烧室的两侧壁上装有石英观察窗,在喷嘴装入燃烧室后,在其中一侧用光源照射,在另一侧用相机对凹腔内的液雾进行拍摄。当燃烧室主流有进气时,雾化试验的照片如图 3 所示,在凹腔区内形成了圆形的液雾区,液滴的大小均匀,雾化质量很高,有利于获得理想的燃烧室燃烧性能。

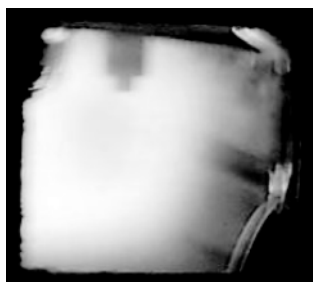


图 3 雾化试验照片

Fig. 3 Picture of atomization experiment

在冷态条件下对声能喷嘴进行雾化性能研究,选择的状态为本文燃烧性能试验所对应的供油状态。研究表明:在这些供油状态下,燃油雾化液滴的索太尔平均直径(SMD)都较为接近 $20\mu\text{m}$,并且 SMD 和喷雾锥角受供油压差的影响很小。与类似试验条件下的蒸发管研究结果对比可发现,蒸发管的液滴 SMD 分布在 $39\sim 130\mu\text{m}$ ^[16],在相同的试验状态下,采用声能喷嘴时燃油雾化质量更高。

1.3 试验系统及测点布置

试验系统主要由级间燃烧室试验件、主流供气系统、凹腔供油系统、主流空气加热系统、测量

控制系统组成。通过孔板质量流量计测量主流进口空气质量流量,通过科里奥利质量流量计测量燃油质量流量。试验系统照片如图 4 所示。

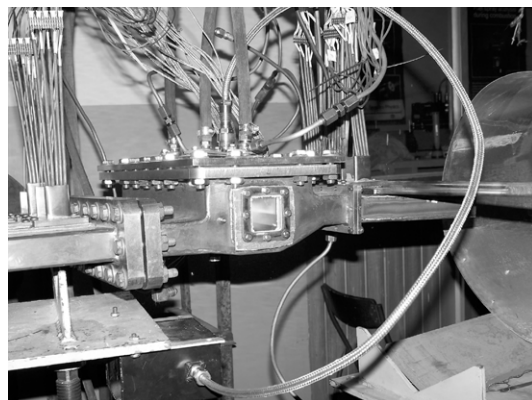


图 4 试验系统照片

Fig. 4 Picture of experimental system

在燃烧室的进口测量段和出口测量段内布置有 3 个 5 点总温耙和 2 个 5 点总压耙,其中出口测量耙的位置可以通过位移机构进行连续调节。每种试验状态下,在不同的 3 个位置处进行测量,可得到 45 个温度值和 30 个压力值,其中,温度测点集中在中心燃油喷嘴所对应的出口区域内,温度的测点密度达到 $1\text{点}/\text{cm}^2$,可以满足出口温度分布测量要求。

研究中采用 Testo 360 烟气成分分析仪测量燃烧室的污染物排放性能,此设备可测量燃气中的 O_2 , CO , CO_2 , NO , NO_2 , 未燃碳氢等的体积分数。采样管的取样位置可通过位移机构进行调节,每个试验状态下,在不同的 3 个位置处进行采样。

在中心位置喷嘴所处的截面内进行壁面温度测量,测点位置如图 5 所示,采用套有陶瓷管的 K 型热电偶进行测量,测点都布置在凹腔和掺混段的外侧壁面上,共有 14 个测点。

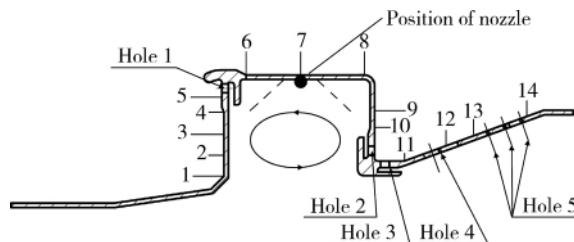


图 5 壁面温度测点位置示意图

Fig. 5 Sketch map of measurement positions of wall temperature

各测量装置的具体精度如表 1 所示。

表 1 测量装置的精度
Table 1 Precision of measuring devices

设备	精度/%
孔板质量流量计	0.5
科里奥利质量流量计	0.2
压力传感器	0.2
热电偶	1
燃气分析仪	<2.8

2 试验结果及分析

本文的试验都是在燃烧室进口温度 (T_{inlet}) 为 600 K 的条件下开展的, 试验状态的马赫数 (Ma) 范围为 0.20~0.40。

2.1 点火和熄火性能

如图 6 所示, 燃烧室点火的余气系数 α 为 5~10, 且随主流马赫数的变化较小。这表明本次选取的点火位置较为合适, 该位置位于凹腔区的上部, 此处的气流流速相对较低, 随主流速度的变化也较小, 且与燃油喷嘴喷射点的位置较近, 局部的余气系数相对较小, 从而获得了较为理想的点火性能。

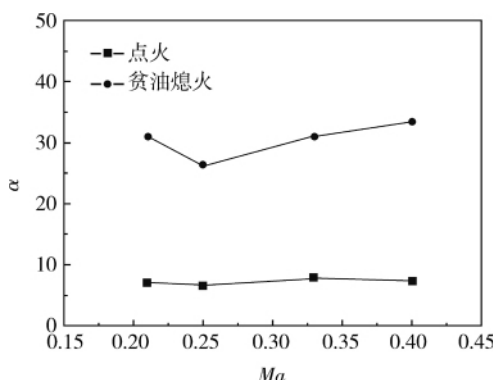


图 6 点火和贫油熄火性能

Fig. 6 Performances of ignition and lean blowout

燃烧室熄火的余气系数 α 为 25~35, 熄火性能较好, 且受主流马赫数影响也很小。这表明在燃烧室的凹腔区内形成了稳定的驻涡, 主流速度对凹腔区流场的影响较小。后续分析中的一个状态点 ($Ma=0.25, \alpha=28$) 余气系数大于熄火余气系数, 出现的原因是此状态点燃烧不稳定, 但依然进行了性能分析。

2.2 出口温度分布性能

对于燃烧室, 通常用出口温度分布系数 (OTDF) 来描述出口温度场的分布均匀性, 其定义为出口最高温度和出口平均温度的差值与燃烧室进出口温升之比, 而对于级间燃烧室, 由于进出口温升很小, 为微小温升燃烧室, 为更好地描述温度分布的均匀性, 将 OTDF 定义为出口最高温度和出口平均温度的差值与燃烧室出口温度之比。

结果如图 7 所示, 图中 ΔT 表示燃烧室的进出口温升, 可看出, 燃烧室的 OTDF 小于 0.2, 出口温度分布较为均匀; 马赫数变化时, OTDF 的变化较小。这表明掺混段的掺混效果较好, 在不同的燃烧室进气速度条件下, 掺混段进入的空气都能够使凹腔区的燃烧产物和未燃气体进行充分的掺混。

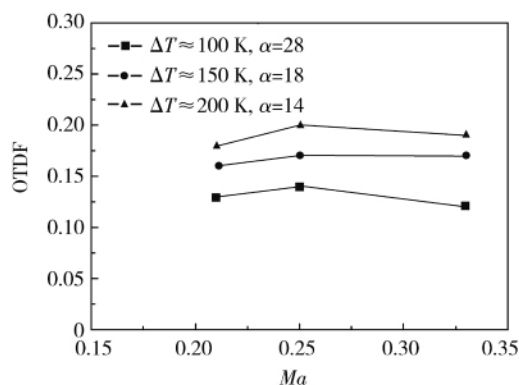


图 7 出口温度分布特性

Fig. 7 Temperature distribution characteristic at outlet

另外可看出, 在相同马赫数条件下, 随余气系数的增大, OTDF 值逐渐减小。由于凹腔区内是贫油燃烧, OTDF 的变化规律表明, 余气系数相对较高时, 凹腔区的燃烧产物温度较低, 更容易被掺混区进气掺混均匀。

以下选取几个典型状态分析燃烧室的出口温度分布特性, 分析的区域主要是中心燃油喷嘴所对应的出口区域, 所有的温度分布云图都是从燃烧室进口向出口方向看, 即顺气流方向。

当马赫数较低时, 如图 8 所示 ($Ma=0.21, \alpha=14, T_{\text{inlet}}=600$ K), 在声能喷嘴供油孔对应的出口测量区域, 温度最高, 其左右两侧的温度逐渐降低。在通道高度方向上, 高温区出现在通道的下方区域。这表明在掺混区内, 在远离掺混孔的位置, 由于掺混气流的射流速度降低, 这个区域的高温燃烧产物未能与未燃空气较好掺混, 出现了局

部的高温区。

在与图8相同的燃烧室进口参数条件下,减小燃烧室的供油量,结果如图9所示($Ma=0.21$, $\alpha=18$, $T_{\text{inlet}}=600\text{ K}$),可看出,高温区向出口截面的右侧偏,在通道高度方向上,位于通道的中部。与图8对比可看出,余气系数增大后,高温区的温度明显降低,温度分布的均匀性提高。这表明,随着余气系数的增大,凹腔区燃烧产物的温度降低,在掺混孔射流的末端,燃烧产物也能够和未燃气体进行较好的掺混。

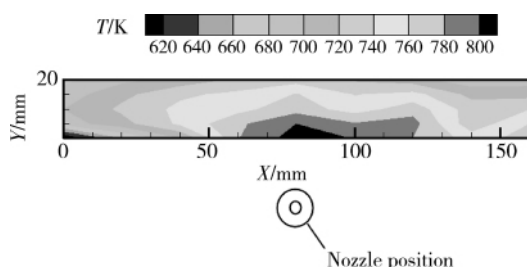


图8 低进口马赫数、小余气系数时的出口温度分布

Fig. 8 Outlet temperature distribution of low Mach number at inlet, low air excess coefficient

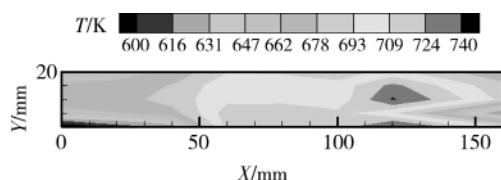


图9 低进口马赫数、大余气系数时的出口温度分布

Fig. 9 Outlet temperature distribution of low Mach number at inlet, high air excess coefficient

在与图8相同的余气系数条件下,将进口马赫数增大,结果如图10所示($Ma=0.25$, $\alpha=14$, $T_{\text{inlet}}=600\text{ K}$),测量区域的最高温度仍是出现在声能喷嘴供油孔对应测量区域,且位于通道的下方,出口温度分布的趋势与图8所示的非常接近,表明马赫数对温度分布趋势的影响很小。

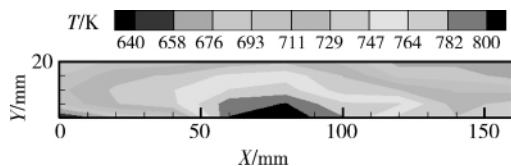


图10 高进口马赫数、小余气系数时的出口温度分布

Fig. 10 Outlet temperature distribution of high Mach number at inlet, low air excess coefficient

从上面的比较可看出,在各试验状态条件下,声能喷嘴供油孔对应测量区域温度偏高;余气系数增大,有利于改善出口温度分布;进口马赫数增大,出口温度分布的整体趋势不变。

2.3 燃烧效率

采用燃气成分法计算燃烧室的燃烧效率,计算采用《燃烧室性能试验》所介绍的方法进行,计算过程中考虑了直接加热器的影响^[17]。

结果如图11所示,燃烧效率 η 为96%~98%。由于试验是在常压条件下开展的,此燃烧效率已较为理想。与前面类似,燃烧室进口马赫数对燃烧效率的影响很小,这也是由于其对凹腔区流场的影响较小。

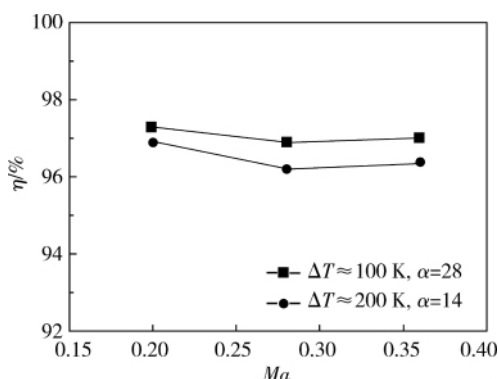


图11 燃烧效率

Fig. 11 Combustion efficiency

还可看出,温升较高时的燃烧效率低于温升较低时的,这是由于随着余气系数的减小,凹腔区的火焰会有一部分延伸到凹腔区外的主流区域,在这个区域内,空气的流速较高,且有大量的未燃低温空气,从而导致燃烧效率降低。

2.4 壁面温度分布特性

壁面温度测量的结果如图12所示($T_{\text{inlet}}=600\text{ K}$, $Ma=0.21$),在不同余气系数条件下,燃烧室的壁面温度分布趋势相同,在其他马赫数条件下,分布趋势均与此类似,在此不一一列出。当余气系数改变时,凹腔前壁面和上壁面的温度变化较小,且温度值均很低;而后壁面温度和掺混段壁面温度则随余气系数的减小而迅速增大;不同试验状态下,燃烧室的热点温度均出现在凹腔的后壁面。这表明凹腔燃烧区的高温区主要位于凹腔的右侧区域,且远离凹腔的上侧和左侧区域。同时也表明,余气系数减小后,燃烧产物温度增加,且有火焰延伸到掺混区,从而导致掺混区所受的热

负荷增加。

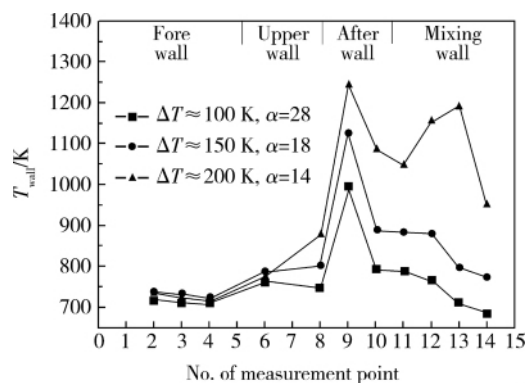


图 12 壁面温度分布特性

Fig. 12 Temperature distribution characteristic on wall

2.5 总压损失及压力分布特性

总压损失是燃烧室的一个重要性能指标,总压损失包括流阻和热阻两类损失.对于燃烧室,马赫数是影响其总压损失的最主要因素,总压损失通常与马赫数的平方成正比例关系.

总压损失特性如图 13 所示,燃烧室的总压损失系数 σ 在 0.03~0.11,随着马赫数的增加,总压损失系数 σ 增大,这是由于流阻增加;温升 200 K 时的 σ 比冷态时的大 0.015 左右,这是由于热阻增加.由于是级间燃烧室,其进口马赫数比常规航空发动机主燃烧室高很多,而总压损失与进口马赫数的平方成正比,从而导致总压损失高于常规主燃烧室.

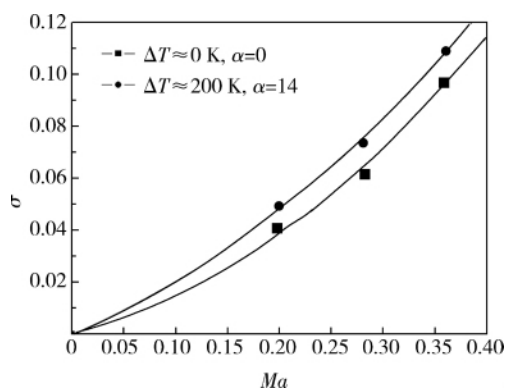


图 13 总压损失特性

Fig. 13 Characteristic of total pressure loss

出口通道高度方向上的总压分布如图 14 所示($T_{inlet} = 600$ K, $\alpha = 14$),热态条件下,通道上方的总压大于下方的总压,这是由于燃烧室掺混段与出口平直段连接处为拐角,存在流动分离,导致

通道下方的总压损失大于上方的,同时这也是 40% 通道高度处测点的总压值明显有别于其他测点的原因;马赫数增大时,总压增大,而总压的分布趋势基本相同;冷态与热态的结果非常接近,故在图 14 中只列出了热态的试验结果.

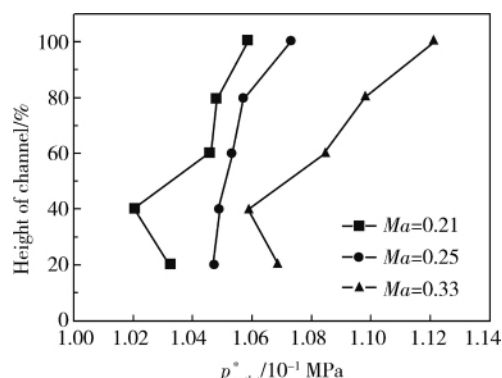


图 14 出口通道高度方向上的总压分布

Fig. 14 Total pressure distribution along height of channel in vertical direction at outlet

2.6 污染物排放特性

采用《航空燃气涡轮发动机气态污染物的连续取样及测量程序规范》介绍的方法进行测量,并计算得到 CO 和 NO_x 的排放指数(EI),此方法可以排除直接加热器的影响^[18].

CO 的测量结果如图 15 所示,CO 的排放指数(EICO)为 20~46.随着马赫数的增加,EICO 增大,这一方面是由于燃烧主要是在凹腔区内进行,马赫数增大后,从凹腔区进入主流的油气混合气更容易发生淬熄,导致 CO 氧化为 CO₂ 的反应中断,另一方面,燃料在凹腔内的停留时间变短,从而 CO 的生成量增加.而随着温升的增加,EICO 减小,这是由于温升增加,燃烧区的反应温

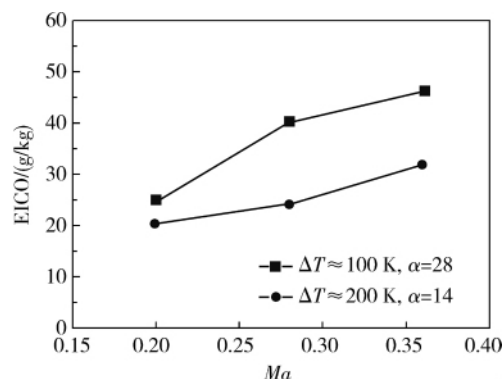


图 15 CO 排放指数

Fig. 15 Emission index of CO

度增加,燃烧速度变快,有更多的CO转化为CO₂。

NO_x的测量结果如图16所示,NO_x的排放指数(EINO_x)为0.9~2.1。随着进口马赫数增加,EINO_x增大,对于常规燃烧室,进口速度增加后,燃料的停留时间变短,EINO_x会减小,而此燃烧室相反,这是由于燃烧室进口速度增大后,喷嘴喷出的油气混合气与空气在凹腔区内进行掺混的时间变短,凹腔内出现了局部的富油区,导致NO_x生成量增加。

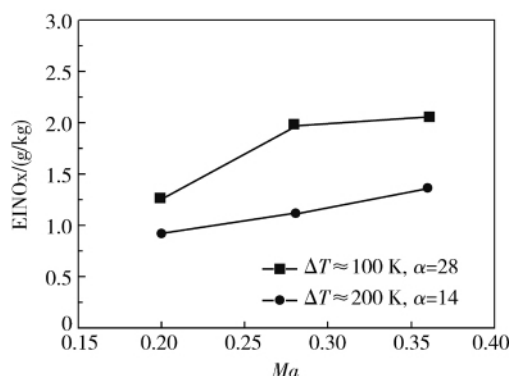


图16 NO_x排放指数

Fig. 16 Emission index of NO_x

随着温升的增加,EINO_x反而减小,这是由于温升增加后,有部分火焰延伸到凹腔燃烧区外部,这个区域的环境温度低于凹腔区内的温度,从而NO_x的生成量减小。

2.7 两种供油方式燃烧室的试验结果对比

将声能喷嘴驻涡燃烧室的试验结果与蒸发管供油方式驻涡燃烧室的进行对比^[4,10,16],可以看出,两种类型燃烧室的燃烧性能(如点火性能、熄火性能、燃烧效率、出口温度分布特性等)均较为接近。采用声能喷嘴供油的主要优势在于进口马赫数对燃烧室整体燃烧性能的影响相对较小,另外声能喷嘴所需的雾化用气量也小于蒸发管供油装置的。

3 结 论

1) 在进口马赫数为0.20~0.40时,燃烧室的点火余气系数为5~10,熄火余气系数为25~35,燃烧室的稳定工作范围非常宽。

2) 声能喷嘴供油孔所对应出口测量区域的温度偏高;随余气系数增大,出口温度分布均匀性提高。

3) 燃烧效率为96%~98%,随余气系数减小,燃烧室的燃烧效率降低。

4) 进口马赫数对点火性能、熄火性能、出口温度分布和燃烧效率的影响较小。

5) 壁温随余气系数的减小而增大,壁面热点温度出现在凹腔的后壁面。

6) 总压损失系数为0.03~0.11,热态时比冷态时高0.015左右。

7) CO的排放指数为20~46,随进口马赫数增加或余气系数增大,CO排放指数增大。

8) NO_x的排放指数为0.9~2.1,随进口马赫数增加或余气系数增大,NO_x排放指数增大。

参考文献:

- [1] Sirignano W A, Liu F. Performance increases gas-turbine engines through combustion inside the turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 111-118.
- [2] Chen G, Myron A H, Roger L D. Gas-turbine performance improvements through the use of multiple turbine interstage burners[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(5): 828-834.
- [3] Liew K H, Urip E, Yang S L. Parametric cycle analysis of a turbofan engine with an interstage turbine burner[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(3): 546-551.
- [4] 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)
- [5] Liew K H, Urip E, Yang S L. Performance cycle analysis of turbofan engine with interstage turbine burner[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 411-416.
- [6] Siow Y K, Yang S L. Numerical study and of interstage turbine burner[R]. AIAA 2002-3727, 2002.
- [7] Lee A S, Singh R, Probert S D. Two-combustor engines performances under design and off-design conditions[R]. AIAA 2009-4838, 2009.
- [8] Hsu K Y, Goss L P. Performance of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA-95-0810, 1995.
- [9] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [10] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 涡轮级间单涡燃烧室壁温研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1512-1517.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Study of wall temperature on the interstage turbine single vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1512-1517. (in Chinese)
- [11] 张韬, 宋双文, 樊未军. 双涡/贫油驻涡燃烧室的贫油熄火特性试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1328-1333.

- ZHANG Tao, SONG Shuangwen, FAN Weijun. Experimental study on lean-blow-out of double/ fuel-lean trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6):1328-1333. (in Chinese)
- [12] 孙晓霞. 超声波雾化喷嘴的研究进展[J]. 工业炉, 2004, 26(1):19-23.
- SUN Xiaoxia. Recent research advances of ultrasonic atomizer[J]. Industrial Furnace, 2004, 26(1):19-23. (in Chinese)
- [13] 侯凌云, 侯晓春. 喷嘴技术手册[M]. 北京: 中国石化出版社, 2002.
- [14] 金义, 何小民, 吴泽俊, 等. 超声波/离心组合喷嘴性能研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2):335-342.
- JIN Yi, HE Xiaomin, WU Zhejun, et al. Investigation on the performance of an ultrasonic/pressure-swirl hybrid injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2):335-342. (in Chinese)
- [15] 梁荣, 党新安, 赵小娟. 超声波雾化喷嘴的设计[J]. 上海有色金属, 2006, 27(4):14-17.
- LIANG Rong, DANG Xinan, ZHAO Xiaojuan. Research on design of ultrasonic atomizer[J]. Shanghai Nonferrous Metals, 2006, 27(4):14-17. (in Chinese)
- [16] 张荣春, 樊未军, 宋双文. 驻涡燃烧室蒸发管供油装置的雾化蒸发性能试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11):2495-2502.
- ZHANG Rongchun, FAN Weijun, SONG Shuangwen. Atomization and evaporation performance experiment of evaporating tube for trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11):2495-2502. (in Chinese)
- [17] 中国航空工业总公司. HB 7485—97 燃烧室性能试验[S]. 北京: 中国航空工业总公司, 1997.
- [18] 中华人民共和国航空工业部. HB 6117-87 航空燃气涡轮发动机气态污染物的连续取样及测量程序规范[S]. 北京: 中华人民共和国航空工业部, 1987.