

头部及掺混孔对三级旋流器燃烧室出口 温度分布影响的试验

丁国玉, 何小民, 薛 冲, 洪 亮

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对 4 种不同三级旋流器方案和两种不同掺混孔排布方案的燃烧室在不同进口速度、油气比参数下的出口温度分布进行了常压试验研究, 研究表明: 各方案的出口温度分布系数随进口速度和油气比有所变化, 但变化范围不大; 中间旋流器与外旋流器旋向相反时, 出口温度分布更为均匀; 对于两种不同的旋流数组合 0.7-1-1.5 和 1.5-1-0.8, 前者出口温度分布系数对外旋流器旋向的改变更为敏感; 与方案 B 相比, 方案 A 的掺混孔排布更加适合该三级旋流器燃烧室; 掺混孔排布要与头部结构相匹配, 这样才能优化出口温度分布。

关 键 词: 头部; 掺混孔; 三级旋流器; 燃烧室; 出口温度分布

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on effect of dome and dilution holes on outlet temperature distribution for triple swirler combustor

DING Guo-yu, HE Xiao-min, XUE Chong, HONG Liang

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Experiments were conducted to study the outlet temperature distribution of combustor for four different triple swirler schemes and two different dilution holes arrangement schemes with different inlet velocities and fuel-air ratios at fixed atmospheric pressure. The results show that: the outlet temperature distribution factors of different schemes change little with the inlet velocity and fuel-ratio ratio; when intermediate swirler and outer swirler are counter-rotating, the outlet temperature distribution becomes more uniform; for two kinds of swirl number combination of 0.7-1-1.5 and 1.5-1-0.8, the outlet temperature distribution factor of the former is more sensitive to the change of outer swirler direction than that of the latter; compared with scheme B, the dilution holes arrangement of scheme A is more suitable for the triple swirler combustor; the dome and dilution holes arrangement should be matched properly in order to optimize the outlet temperature distribution.

Key words: dome; dilution holes; triple swirler; combustor;
outlet temperature distribution

对于高性能航空发动机, 燃烧室进、出口温度
均会提高, 这就意味着涡轮部件处于更高的燃烧室

出口温度和更高的冷却气温度条件下工作, 尽管如
此, 所允许的热点最大温度偏差与出口温度分布对

收稿日期: 2013-11-11

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12_0169); 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ14-01)

作者简介: 丁国玉(1985—), 男, 山东潍坊人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究。

理想温度分布的偏离值并没有因此而发生变化,这表明高性能航空发动机燃烧室对出口温度分布的要求就更高.对于高温升燃烧室而言,就需要更加均匀的出口温度分布,只有这样,涡轮才能在更高温度的恶劣环境下正常工作,因此更加均匀的出口温度分布对于高温升燃烧室显得尤为重要^[1-4].

美国在 integrated high performance turbine engine technology (IHPTET) 计划中提出在 15 年内将出口温度分布系数降低 60%. 在该计划中提到了两种调控出口温度分布的方法,第 1 种方法是出口温度分布系数主动控制技术,这项技术已在 IHPTET 计划中的 joint turbine advanced gas generator I (JTAGG I) 燃烧系统中得到初步验证,文献[5-8]都是采用这项技术来达到降低出口温度分布系数的;第 2 种方法是从燃油喷射/火焰稳定组合的角度出发,从根本上调控出口温度场^[9]. 而上述的第 2 种方法与宁梹等在其所著《燃烧室气动力学》中所讲到的不谋而合:“油雾蒸发、扩散掺合的快慢及浓淡,决定于局部流速,故‘速度场’决定‘浓度场’;分子碰撞、燃烧放热的快慢及多少,决定于局部温度、压力及燃料浓度,故‘浓度场’决定‘温度场’”. 按照这个观点,主燃区的速度场决定火焰筒出口温度场,出口温度分布不合格,应改善主燃区的“流场结构”^[10].

本文从燃油喷射/火焰稳定组合的角度来解决高温升燃烧室出口温度分布均匀性的问题. Mongia 在 1979—1993 年研发了 6 个高温升燃烧室,温升从 1100 K 到 1650 K,对于温升超过 1200 K 的燃烧室,均采用了多级旋流这种燃油喷射/火焰稳定组合技术,且燃烧室各性能指标均达到了设计要求(出口温度分布系数均在 0.15 以下)^[11]. 近些年来,世界各大航空发动机科研机构对三级旋流器的研究获得了不少有价值的研究成果:文献[12-15]采用试验的方法研究了三级旋流器结构参数对燃烧室主要污染物 NO_x 和 CO 排放的影响规律;文献[16]应用粒子动态分析仪分别测量了双级旋流器燃烧室和三级旋流器燃烧室的头部速度场和油雾场,研究结果表明三级旋流器燃烧室的头部燃油雾化质量及均匀度均优于双级旋流器燃烧室;文献[9]对三级旋流器燃烧室出口温度分布进行了初步试验研究,研究结果表明:外旋流器与中间旋流器旋向相反时,出口温度分布均匀. 从上述已有的研究结果可以看出:三级旋流器燃烧室较双级旋流器燃烧室具有更宽的燃烧稳定工作范围、更优异的燃油雾化质量、更低的污

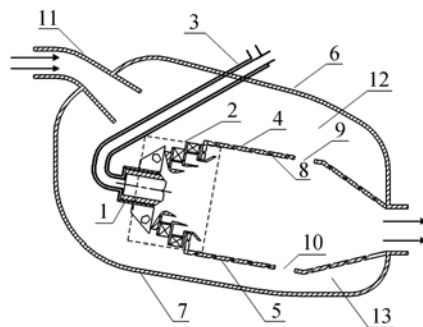
染物排放等优点,这些优点意味着三级旋流器是一种有发展前景的可用作高油气比燃烧室的燃油喷射/火焰稳定组合方案.

本文以三级旋流器燃烧室(以下简称燃烧室)为研究对象,研究 4 种不同的头部三级旋流器组合方案和两种不同的掺混孔排布方案在不同的进口速度和油气比下对出口温度分布的影响.

1 燃烧室模型、试验系统、研究方案和研究参数

1.1 燃烧室模型

研究中首先设计^[17-18]了燃烧室(如图 1 所示),继而加工了燃烧室单头部模型试验件. 该燃烧室为一小流量直流燃烧室,燃烧室进、出口在半径方向有一定的偏差,内环道高度大于外环道高度,从流动上看,燃烧室呈现出较大的不对称性. 在结构组成上,燃烧室主要由机匣、火焰筒、扩压器和头部 4 部分组成,其中头部由三级旋流器和喷嘴组成,三级旋流器(如图 2 所示)为斜切孔-



1 喷嘴; 2 三级旋流器; 3 燃油管路; 4 火焰筒外壁; 5 火焰筒内壁;
6 外机匣; 7 内机匣; 8 冷却孔; 9 外主燃孔; 10 内主燃孔;
11 扩压器; 12 外环道; 13 内环道

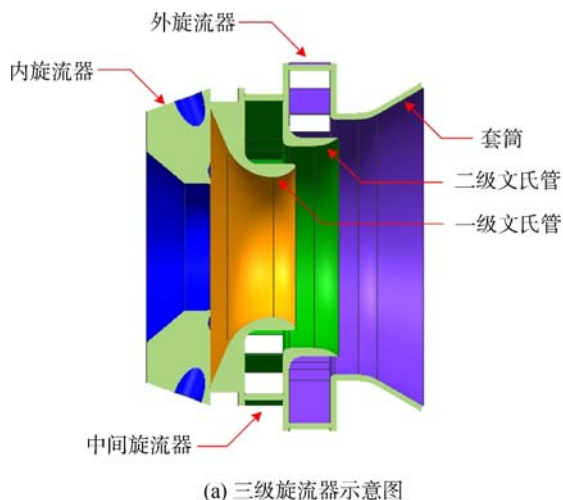
(a) 燃烧室示意图



(b) 燃烧室照片

图 1 燃烧室模型

Fig. 1 Combustor model



(b) 三级旋流器照片

图2 三级旋流器模型

Fig.2 Triple swirler model

径向-径向的组合形式,由内旋流器(斜切孔)、中间旋流器(径向)、外旋流器(径向)、一级文氏管、二级文氏管和套筒组成;试验中所用喷嘴为喷雾全锥角为 80° 的单油路离心喷嘴;所设计的扩压器与水平方向有较大的夹角,扩压器与机匣连成一体,在机匣侧面主燃区位置开有石英玻璃观察窗,便于试验中对火焰筒主燃区内燃烧状况进行直观观察.火焰筒材料为高温合金,厚度为 2 mm ,火焰筒长度与头部高度之比为 1.75 ,头部高度与外旋流器出口直径之比为 1.5 ,火焰筒壁面冷却孔均为孔径为 0.8 mm 的斜切孔,斜切孔轴线与火焰筒平面法线的夹角为 60° .

1.2 试验系统

图3示出的是燃烧室试验系统示意图,该试验系统主要包括气源、电加热器、燃烧室单头部模型试验件、供油系统、点火系统、测试系统及相关管路.试验所需空气由一台单螺杆空气压缩机提供,电加热器可将来流空气最高加热至 523 K ;供油系统主要包括油泵、阀门和喷嘴,试验中所用燃油为 RP-3 航空煤油;点火系统包含高能点火器、电缆和火花塞等;测试系统包括测试装置、补偿导线和数据采集设备等,燃烧室进口温度采用 K 型镍铬-镍硅热电偶测量,空气流量通过涡街流量计测量,喷嘴事前进行标定,试验中实际供油量通过

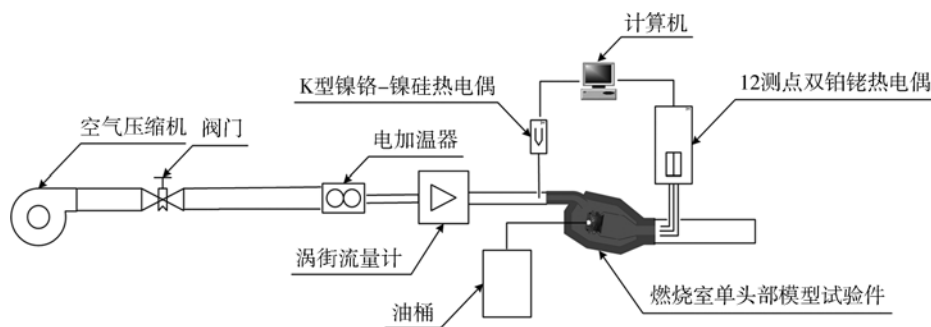


图3 燃烧室试验系统示意图

Fig.3 Schematic diagram of experimental system of combustor

安装在喷嘴前的压力表确定,燃烧室出口温度通过布置在出口的 12 测点双铂铑热电偶测量(测点分布如图4所示,图中圆圈代表热电偶),温度值由 NI(National Instruments)数据采集分析系统采集.

1.3 研究方案和研究参数

三级旋流器有4种方案,如表1所示,4种方案中通过三级旋流器各级旋流器的相对空气流量是一样的,内、中间、外旋流器的相对空气流量依次为 9.85% , 14.67% , 17.49% ,该相对空气流量

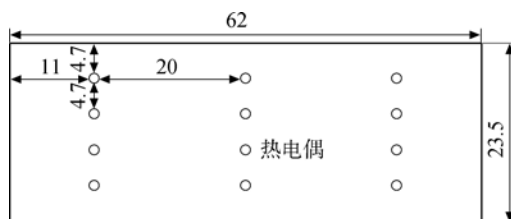


图4 燃烧室出口截面温度测点分布(单位:mm)

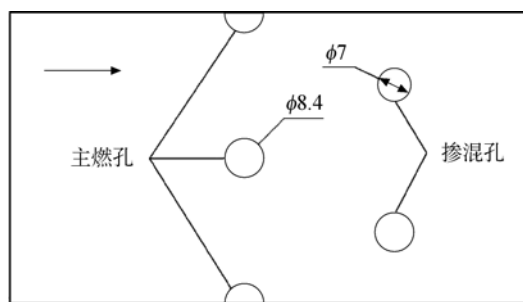
Fig.4 Temperature measuring points distribution of combustor outlet (unit:mm)

表1 三级旋流器方案
Table 1 Schemes of triple swirler

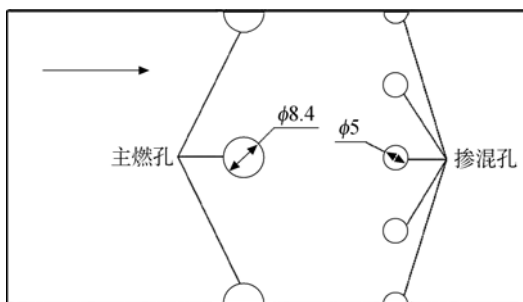
方案	内旋流器		中间旋流器		外旋流器	
	旋流数	旋向	旋流数	旋向	旋流数	旋向
1	0.7	顺时针	1	逆时针	1.5	顺时针
2	0.7	顺时针	1	逆时针	1.5	逆时针
3	1.5	顺时针	1	逆时针	0.8	顺时针
4	1.5	顺时针	1	逆时针	0.8	逆时针

通过数值计算获得;掺混孔的排布有两种方案,如图5所示,两种方案的掺混孔开孔面积和距头部的距离是一样的,这也是为了确保两种方案下燃烧室的流量分配基本不变。

试验中的主要参数如下:环境中大气压力为0.1008 MPa;燃烧室进口空气温度为473 K;燃烧室进口速度为50, 60, 70 m/s;燃烧室油气比为0.025~0.035。



(a) 方案A



(b) 方案B

图5 掺混孔排布方案(单位:mm)

Fig. 5 Schemes of dilution holes arrangement (unit:mm)

2 试验结果及分析

出口温度分布系数 δ_o [1] 定义为燃烧室出口温度分布中任意一点温度最大值超出平均值的量与温升之比,即

$$\delta_o = \frac{T_{4\max} - T_{4\text{ave}}}{T_{4\text{ave}} - T_{3\text{ave}}}$$

其中 $T_{4\max}$, $T_{4\text{ave}}$, $T_{3\text{ave}}$ 分别为燃烧室出口测点最高温度、平均温度和进口测点平均温度。

2.1 三级旋流器对出口温度分布的影响

4种三级旋流器方案的出口温度分布系数随油气比的变化如图6所示。为了便于分析不同三级旋流器方案对出口温度分布的影响,本文采用简化的计算模型(如图7所示)对三级旋流燃烧室下游流场进行了数值模拟研究。在该计算模型中,保持三级旋流器的尺寸、火焰筒高度、主燃孔孔径及位置不变。根据文献[19]中对旋流杯的研究结论,计算中采用标准 $k-\epsilon$ 模型,网格的划分方法也是参考文献[19]中的方法,三级旋流器采用非结构化四面体网格,其他部分采用结构化六面体网格,网格总数约为420万。图8为数值计算得到的常温常压下的4种三级旋流器方案的轴向零速度线。

从图6可以看出:

1) 各方案的 δ_o 随油气比和进口速度有所变化,但变化的范围不大,方案1~方案4的 δ_o 分别在0.12~0.16, 0.24~0.285, 0.15~0.17, 0.18~0.205之间变化。

2) 方案1与方案2、方案3与方案4相比,各级旋流器的旋流数是一样的,只是外旋流器的旋向相反,从旋向组合的角度分析,方案1的 δ_o 小于方案2的 δ_o ,方案3的 δ_o 小于方案4的 δ_o ,可见中间旋流器与外旋流器旋向相反时,出口温度分布更为均匀。这一结论的实质可以从头部燃油雾化和主燃区流场两个层面加以解释:从头部燃油雾化的角度来讲,当外旋流器与中间旋流器的旋向相反时,油膜在二级文氏管尾缘受到两股旋向相反的气流作用,这两股气流的剪切作用要大于旋向相同时油膜受到的剪切作用,燃油液滴在这种气流中运动,其受到的气动力增强,韦伯数增

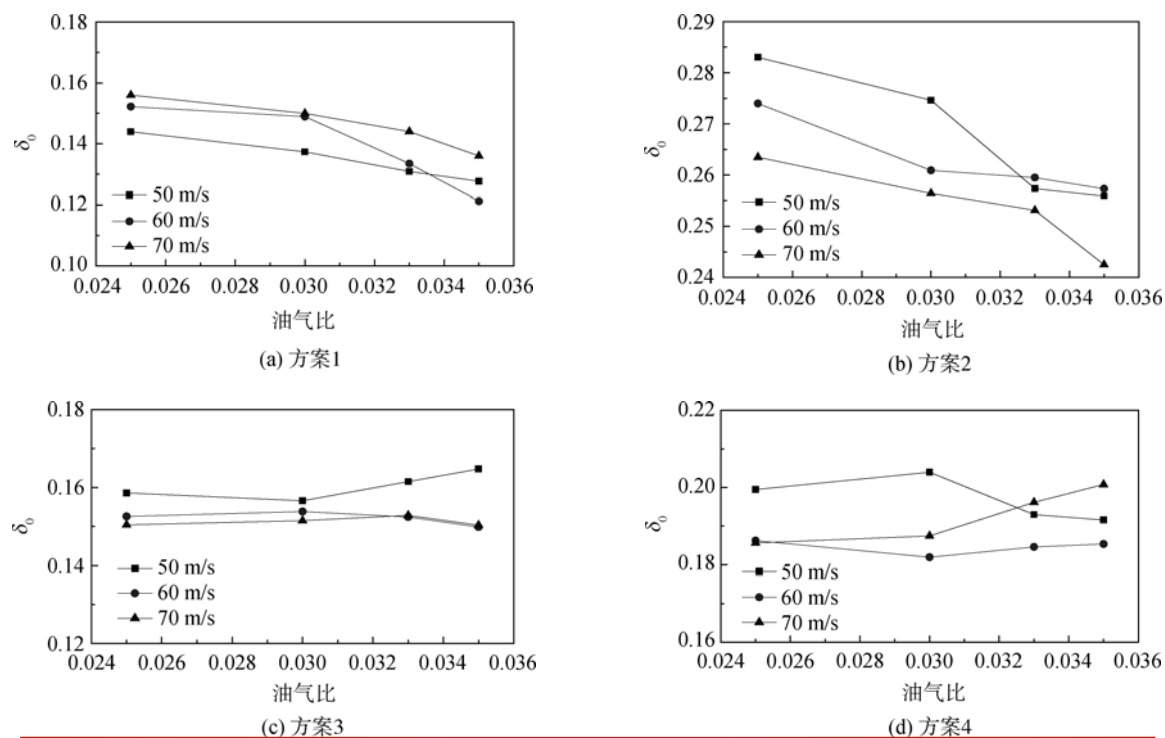


图6 4种三级旋流器方案的出口温度分布系数随油气比的变化

Fig. 6 Outlet temperature distribution factor of four triple swirler schemes varying with fuel-air ratios

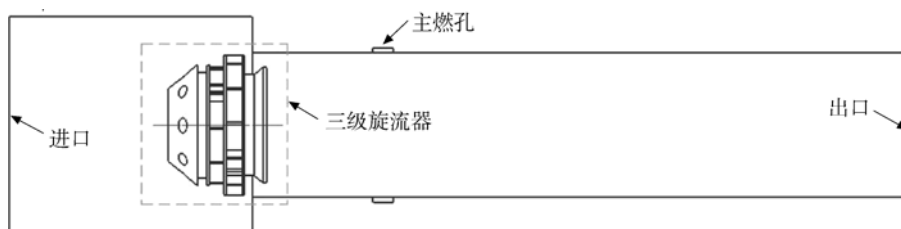


图7 计算模型示意图

Fig. 7 Schematic diagram of calculational model

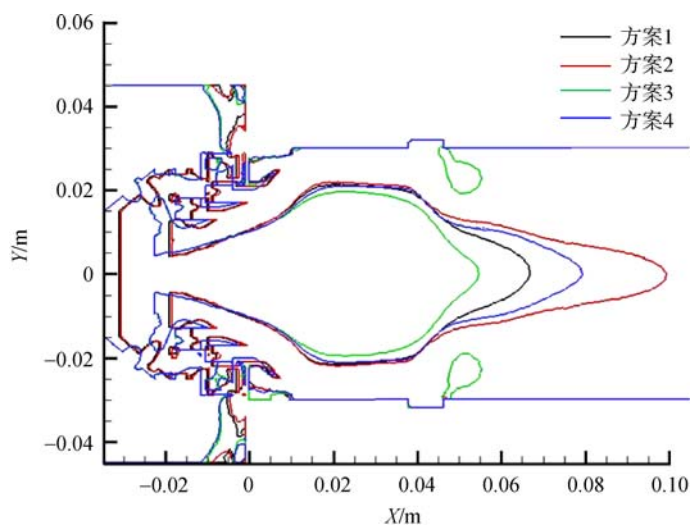


图8 计算得到的4种三级旋流器方案的轴向零速度线

Fig. 8 Zero axial velocity isolines by calculation for four triple swirler schemes

大,雾化效果会变好;从主燃区流场来看,中间旋流器与外旋流器旋向相反时,中心回流区相对较短,主燃孔射流对主燃区内油气混合物的搅拌作用更为强烈,因此可使得主燃区内的油气混合更为均匀;更好的燃油雾化和更为均匀的油气混合无疑会使得出口温度分布变得更为均匀。

3) 方案1的 δ_o 比方案2的 δ_o 小约44%,方案3的 δ_o 比方案4的 δ_o 小约15%,也就是说,对于旋流数组合(按照由内而外的顺序)为0.7-1-1.5的三级旋流器而言,外旋流器旋向的改变对出口温度分布的影响较为明显,而对于旋流数组合为1.5-1-0.8的三级旋流器,外旋流器旋向的改变对出口温度分布的影响不大,也就是说旋流数组合为0.7-1-1.5的三级旋流器与1.5-1-0.8的三级旋流器相比,前者出口温度分布系数对外旋流器旋向的改变更为敏感。这一结论的实质可以归结为内旋流器的旋流数所致,从燃油雾化的角度,较大的内旋流器旋流数对燃油雾化的效果更为明显,对于内旋流器旋流数为1.5的三级旋流器,燃油在二级文氏管的尾缘位置的雾化质量已经比较好,即使外旋流器的旋向与中间旋流器的旋向相反,此时气动力对燃油雾化的促进效果已不再显著;从主燃区的流场来看,方案1与方案2相比,中心回流区在长度方向上相差较大,而方案3与方案4的中心回流区在长度方向相差相对较小,这会使得主燃孔对主燃区内油气混合搅拌作用的强弱程度不同;燃油雾化效果和主燃孔对主燃区内油气混合的搅拌作用的差异使得旋流数组合为1.5-1-0.8的三级旋流器的出口温度分布系数对外旋流器旋向的改变不敏感,而0.7-1-1.5的旋流数组合对外旋流器旋向的改变较为敏感。

4) 方案1与方案3、方案2与方案4相比,各级旋流器的旋向是一样的,只是旋流数组合不同,从旋流数组合的角度分析,方案1的 δ_o 与方案3的 δ_o 相当,相差不大,方案4的 δ_o 比方案2的 δ_o 小约25%,而且从流场结构来看,方案1与方案2相差不大,而方案3与方案4的差别程度相对较大,这可能意味着旋向组合为顺时针-逆时针-逆时针的三级旋流器的出口温度分布对旋流数的变化更加敏感,当然该结论还需要更多的试验结果来支撑和验证。

2.2 掺混孔排布对出口温度分布的影响

在研究掺混孔排布对出口温度分布的试验研究中,三级旋流器为一固定的旋流器,试验中选取了方案3的三级旋流器。图9示出了两种不同的

掺混孔排布方案的出口温度分布系数随油气比的变化。从图9可以看出:两方案的 δ_o 随油气比和进口速度有所变化,但变化的范围不大(方案B中50 m/s时油气比为0.025的状态点除外,下同),方案A的 δ_o 在0.15~0.17之间变化,方案B的 δ_o 在0.23~0.27之间变化;方案A的 δ_o 比方案B的 δ_o 小36%左右,可见方案A的掺混孔排布更加适合该燃烧室。从燃烧室内部的流动来讲,方案A与方案B的开孔面积是相同的,也就意味着通过这两种类型的掺混孔的空气流量基本是一样的,而方案A的掺混孔为 $\phi 7\text{ mm} \times 2$,方案B的掺混孔为 $\phi 5\text{ mm} \times 4$,方案A的掺混孔孔间距为方案B的掺混孔孔间距的两倍,两者的孔径之比为1.4,也就是说方案A的孔间距与孔径之比大于方案B的孔间距与孔径之比,这就意味着方案A掺混孔的穿透深度较方案B的大,也就是说,方案B掺混孔的穿透深度较小,掺混孔与火

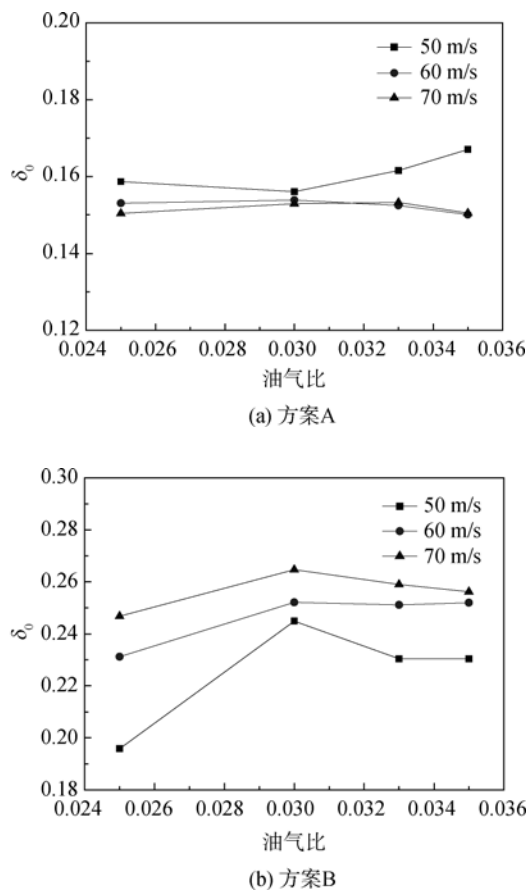


图9 两种掺混孔排布方案的出口温度分布系数随油气比的变化

Fig. 9 Outlet temperature distribution factor of two dilution holes arrangement schemes varying with fuel-air ratios

焰筒内主流的掺混效果不如方案 A 掺混孔与主流的掺混效果好。结合头部结构对出口温度分布的影响,可以看出,掺混孔排布要与头部结构相匹配,这样才能优化出口温度分布。

3 结 论

对所设计的燃烧室进行了常压试验研究,获得了 4 种不同三级旋流器方案和两种不同掺混孔排布方案燃烧室在不同进口速度、油气比参数下的出口温度分布,研究结果表明:

1) 各方案的出口温度分布系数随油气比和进口速度有所变化,但变化范围不大。

2) 中间旋流器与外旋流器旋向相反时,出口温度分布更为均匀。

3) 对于两种不同的旋流数组合:0.7-1-1.5, 1.5-1-0.8,前者出口温度分布系数对外旋流器旋向的改变更为敏感。

4) 旋向组合为顺时针-逆时针-逆时针的三级旋流器的出口温度分布对旋流数的变化更加敏感。

5) 与方案 B 相比,方案 A 的掺混孔排布更加适合该燃烧室。

6) 掺混孔排布要与头部结构相匹配,这样才能优化出口温度分布。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Cox G B. An analytical model for predicting exit temperature profile from gas turbine engine annular combustors[R]. AIAA 75-1307,1975.
- [3] 金如山.航空燃气轮机燃烧室[M].北京:宇航出版社,1988.
- [4] 丁国玉,何小民,金义,等.主燃区出口特征影响出口温度场性能的数值研究[J].航空发动机,2012,38(4):17-21.
DING Guoyu, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Influence of primary zone outlet feature on combustor outlet temperature field[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 17-21. (in Chinese)
- [5] McManus K, Edmond L. Adaptive closed-loop system for control of combustor pattern factor[R]. AIAA 96-0843, 1996.
- [6] Miller M F, McManus K R, Allen M G, et al. An aerodynamic control system for modifying fuel spray distributions[R]. AIAA-2000-0192, 2000.
- [7] Ziraksaz Mohammad H. Approaching the prototype can-combustors by combustion test[R]. AIAA-2002-3869, 2002.
- [8] Chen Y, Scarborough D, Liang S, et al. Manipulating pattern factor using synthetic jet actuators[R]. AIAA-2000-1023, 2000.
- [9] 彭云晖,林宇震,刘高恩.三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J].航空动力学报,2007,22(4):554-558.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [10] 宁槐,高歌.燃烧室气动力学[M].北京:科学出版社,1987.
- [11] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part I high ΔT [R]. AIAA-2011-107, 2011.
- [12] LI Guoqiang, Gutmark E J. Flow field measurement of triple swirler spray combustor[R]. AIAA-2002-4010, 2002.
- [13] LI Guoqiang, Gutmark E J. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor [R]. AIAA-2003-0489, 2003.
- [14] Zheng Q P, Jasuja A K, Lefebvre A H. Structure of air blast sprays under high ambient pressure conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(3): 512-518.
- [15] Jasuja A K, Tam C K. Determination of air blast atomized spray structure using state-of-the-art laser diagnostics [R]. AIAA 92-3232, 1992.
- [16] 袁怡祥,林宇震,刘高恩.旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J].航空动力学报,2004,19(3):332-336.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 332-336. (in Chinese)
- [17] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第9分册 主燃烧室[M].北京:航空工业出版社,2000.
- [18] Mohammad B S, Jeng S M. Design procedures and a developed computer code for preliminary single annular combustor design[R]. AIAA-2009-5208, 2009.
- [19] Hsiao G, Mongia H C. Swirl cup modeling: Part III grid independent solution with different turbulence models[R]. AIAA-2003-1349, 2003.