

地面燃气轮机单管燃烧室流量分配试验

何 敏, 刘云鹏, 颜应文
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对设计的 100 kW 地面燃气轮机单管燃烧室空气流量分配进行了试验研究。在常压环境下采用堵孔法分别得到了旋流器、主燃孔和掺混孔的流量特性曲线, 分析得到燃烧室不同结构的流量系数; 试验研究了不同进口流量条件下燃烧室的流量分配, 测量得到了燃烧室总压损失。研究发现: 随着进口空气流量的增加, 燃烧室的流量分配比例基本保持稳定, 并且与燃烧室的设计空气比例基本吻合; 随着燃烧室进口流量(雷诺数)的增加, 旋流器、主燃孔和掺混孔的流量系数呈线性降低; 随着进口流量(雷诺数)的增加, 燃烧室总压损失逐渐增大; 对主燃孔和掺混孔的流量特性测量中, 两种测量方法得到的试验结果稍有差别, 总体上看两种测量方法的试验结果较为接近。通过对比分析证明两种试验测量方法真实可靠, 该研究结果可为 100 kW 地面燃气轮机燃烧室的设计与优化提供依据。

关 键 词: 地面燃气轮机; 单管燃烧室; 流量分配; 流量系数; 堵孔法
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experiment on mass flow distribution of ground gas turbine single tube combustor

HE Min, LIU Yunpeng, YAN Yingwen
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The air flow distribution in a designed single tube combustor (for 100 kW ground gas turbine) was experimentally investigated. Under the atmospheric pressure condition, the flow distribution characteristics of the swirlers, primary holes and dilution holes were experimentally obtained using hole plugging method separately, and the discharge coefficients for different structures were analyzed based on the experimental data. Then the flow distribution and total pressure loss of the single tube combustor were studied under different inlet air flows. Results showed that the air flow distributions of different structures were stable when the inlet air flow varied, and agreed very well with the designed data. With the increase of the inlet air flow (inlet Reynolds number), the discharge coefficients for swirlers, primary holes and dilution holes decreased slightly, but the total pressure loss increased gradually. The experimental results of primary holes and dilution holes by using two flow distribution experiment methods were slightly different but basically the same for the air distribution, therefore, the two different experiment methods were reliable. The experimental results can provide an optimiza-

收稿日期: 2016-10-09
基金项目: 国家自然科学基金(51676097)
作者简介: 何敏(1976—), 男, 博士生, 主要从事燃烧室试验技术研究。
通讯作者: 颜应文(1978—), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧技术方面的研究。E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

引用格式: 何敏, 刘云鹏, 颜应文. 地面燃气轮机单管燃烧室流量分配试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 919-927. HE Min, LIU Yunpeng, YAN Yingwen. Experiment on mass flow distribution of ground gas turbine single tube combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 919-927.

tion basis for the design of 100kW ground gas turbine single tube combustor.

Key words: ground gas turbine; single tube combustor; mass flow distribution; discharge coefficient; hole plugging method

随着工业的迅速发展,燃气轮机作为最先进的热动力装置之一,在动力和发电等领域有着广阔的市场前景。燃气轮机燃烧室的设计和发展在很大程度上要借鉴以往典型经验和大量试验数据^[1],燃烧室气动设计中要确定各结构的流量分配,并且希望流量分配不应随着燃烧室进口工况的改变而有过大的改变,同时确定燃烧室各结构的流量系数对燃烧室流量分配设计起着至关重要的作用。

由于受到涡轮及燃烧室火焰筒材料和冷却技术的限制,燃烧室总的油气比远远低于化学恰当比,所以在燃烧室流量分配设计中要考虑到头部稳定燃烧、后段掺混冷却以及调节燃烧室出口温度分布等问题^[2]。通过一定的计算方法设计好燃烧室流量分配后,首先使用 CFD 软件对燃烧室冷态流场进行数值模拟,优化设计方案,然后通过试验研究手段对优化后的燃烧室的流量分配进行研究,所有的空气流量分配计算方法都要以试验为基础,受到试验结果的检验^[3]。

国内外学者开展了有关流量分配的数值模拟和试验研究。金如山等^[4]针对某环形燃烧室的45°扇形试验件分别应用了孔的流量特性曲线法和环腔截面流量法对其流量分配进行测量,结果表明两种方法的试验结果基本上接近,但在进口流场不均匀的情况下,孔的流量特性曲线法得出的结果较好。LI Qiong 等^[5]研究了驻涡燃烧室中的空气流量分配问题,系统研究了进口速度和主流通道的高度对空气流量分配的影响。Tacina 等^[6]研究了燃烧室的几何参数和流量变化对燃烧室的总压损失和流量分配的影响。林宇震等^[7]研究了先进燃烧室分级燃烧的空气流量分配问题。对于高温升和低污染燃烧室,分别分析了常规燃烧室中设计的燃烧空气分配极限问题。Martling 等^[8]通过在燃烧室机匣和火焰筒壁面之间焊接若干叶片,解决了一种低污染燃烧室的空气流量分配不均匀的问题。汤彬等^[9]通过数值模拟的方法初步确定了单双驻涡燃烧室各部分的空气流量分配,为燃烧室气流分配的后续优化做好铺垫。莫礼孝^[10]对某环形燃烧室的90°扇形段燃烧室的冷、热态流量分配进行了试验研究,结果表明燃烧热释放对流量分配的影响较小,可以忽略不计。范作民

等^[11]通过理论与试验研究,以水作为工质,给出了一种利用平均流量系数进行计算流量的简化方法,试验结果与一元流两系方程解法相当接近。

在燃气轮机机燃烧室的设计中往往要根据各结构的流量系数来确定开口面积,为了更加准确地设计燃烧室各部分的流量分配,通过试验确定诸如燃烧室旋流器、主燃孔、掺混孔和冷却孔等结构的流量系数对燃烧室的设计具有一定的指导意义。有关燃烧室各种尺寸孔的流量系数国内外学者做了一定的研究,张效伟等^[12]研究了长径比较大的小尺度孔的流量系数,系统研究了孔的倾斜角度、孔径、长径比和孔间距对流量系数的影响。毛军速等^[13]研究了冷流通道高度对气膜孔流量系数的影响。杨卫华等^[14]研究了燃烧室火焰筒壁面冷却小孔在不同几何尺寸和排列结构情况下吹风比对流量系数的影响。张弛等^[15]研究了弯曲壁上冷却孔流量系数随压力参数的变化规律。Gritsch 等^[16]研究了孔径为10mm具有偏角斜孔板的流量系数,研究了主流和次流压力比值和孔的倾斜角度等参数对孔流量系数的影响。大部分文献为了便于研究分析,简化试验结构,要么根据相似理论改为以水为工质,要么将曲面孔简化为平面孔,这些研究忽略了燃烧室的实际工作特性,所以本文考虑到燃气轮机燃烧室的实际工作情况,调节不同燃烧室进口空气流量,研究了所设计的单管燃烧室旋流器、主燃孔和掺混孔的流量系数随进口参数的变化情况。数值研究方面,胡博等^[17]对狭小空间气膜空流量系数进行了数值模拟,同样得到了一系列参数对气膜孔流量系数的影响规律。

通过上述分析表明国内外对燃烧室不同结构的流量分配和流量系数研究的不多,特别是对地面燃气轮机单管燃烧室各个结构(包括旋流器、主燃孔、掺混孔等)的流量分配和流量系数的研究国内外鲜有。纵观一代代燃烧室稳定火焰的发展,现如今主燃烧室广泛采用旋流方式来稳定火焰燃烧^[18],旋流器的流量特性以及流量系数在设计中尤为重要,因此本文对所设计的单管燃烧室不同结构的空气流量分配和流量系数进行研究,采用试验方法获得了单管燃烧室旋流器、主燃孔、掺混孔和气膜冷却小孔的流量分配和流量系数随进口参数的变化情况以及相应的压力损失大小。

1 试验系统

图 1 为试验测量系统实物图,试验的气源由一台螺杆空气压缩机提供,经稳压的空气通过三通系统,一部分空气提供给本试验系统,作为进口空气;另外一部分压缩空气通过排气阀门排入大气,因此本试验通过调节排气阀门来调节进入燃烧室的空气流量。

进口空气流经进气管道后,由安装于燃烧室前测量段的涡街体积流量计测量流经燃烧室的进口空气流量;由安装在燃烧室进口的总压测点测量燃烧室进口总压。由于流量分配试验在常温常压条件下开展,燃烧室进口总压以及燃烧室内各个结构的压力与大气压相比两者相差比较小,因此本试验的压力测量均采用水排方法进行试验测

量,从而保证试验测量精度。燃烧室进口总压由安装在燃烧室两个进口管道内的总压测点来测量,燃烧室出口总压由安装在燃烧室出口管道中的总压测点来测量。总压测量由 L 型总压测管进行测量,保证测量管道正对着来流方向。采用堵孔法分别测量旋流器、主燃孔、掺混孔的流量特性曲线,空气经出口总压测量后排入大气中。

2 试验方案

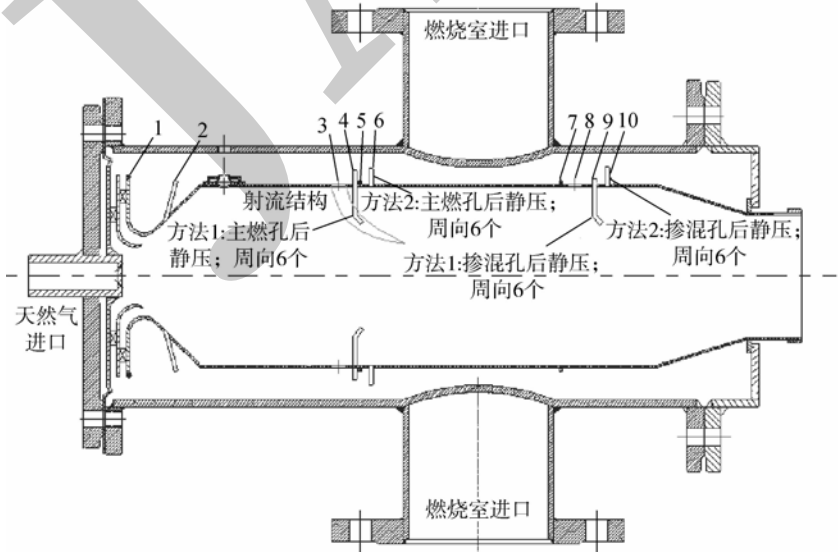
如图 2 所示为燃烧室内部结构二维图。测量管道 1 和管道 2 分别为测量头部两级旋流器的进口压力和出口压力。由于火焰筒内主燃孔和掺混孔射流的压力较难测量,因此主燃孔和掺混孔的出流压力测量均采用两种不同的方法分别进行测量。压力测量管道 5 测量主燃孔进口来流的压力,压力测量管道 4 和 6 分别为两种方法(分别为方法 1 和方法 2)测量主燃孔出口气流的压力;压力测量管道 7 为掺混孔进口来流压力,压力测量管道 9 和管道 10 为两种方法(分别为方法 1 和方法 2)测量掺混孔出流压力。压力测量环即为环状管道,壁面开有若干孔测量来流静压(详见图 3)。

如图 4 所示为主燃孔静压测量方法布置图(掺混孔测量方法相似)。

方法 1 是根据数值模拟计算结果中射流的位置,将压力测量管道放置于射流中,并且测量管道



图 1 流量分配试验系统图
Fig. 1 Scheme of mass flow distribution experiment system



- 1 旋流器来流静压测量环; 2 旋流器出流静压测点(周向均布6个); 3 主燃孔;
- 4 主燃孔射流中心静压(方法1, 周向均布6个); 5 主燃孔前压力测量环;
- 6 主燃孔后内壁面静压测量管道(方法2, 周向均布6个); 7 掺混孔前压力测量环;
- 8 掺混孔; 9 测量掺混孔射流中心静压(方法1, 周向均布9个);
- 10 测量掺混孔后内壁面静压(方法2, 周向均布9个)。

图 2 压力测量取样点示意图
Fig. 2 Scheme of pressure measurement points

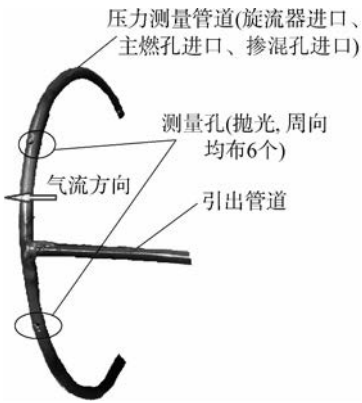


图 3 主燃孔出流静压测量示意图
Fig. 3 Scheme of static pressure measurement of primary holes

末端与射流平行,以保证射流静压测量的准确性;方法 2 是将静压测点放置在火焰筒不同孔的气流流过后的内壁面处,分别测量主燃孔和掺混孔后适当位置的静压,由于主燃孔和掺混孔后的气流有回流,因此该处测量得到的静压(方法 2)与在射流气流中测量得到的静压(方法 1)稍有差异。另外,测量旋流器进口的压力测量管道 1、主燃孔进口来流压力测量管道 5 和掺混孔进口来流压力测量管道 7 开的静压测量孔要与来流气流相切,并且测量环沿圆周方向分别开有 6 个和 9 个小孔(详见图 3,由于主燃孔和掺混孔分别是 6 个和 9 个,因此测量孔数目跟主燃孔和掺混孔的数目相对应)。并且对所有测量小孔进行抛光,保证测量来流静压的准确性。旋流器出口静压测量管道

2、主燃孔出口静压测量管道(方法 2)和掺混孔出口静压测量管道(方法 2)的测点均与火焰筒内壁面相平齐,并且对小孔的边缘去毛刺。本文中设计的单管燃烧室旋流器为径向旋流器,一级旋流器 16 个叶片,二级旋流器 18 个叶片,叶片形状为折线形叶片。单管燃烧室具体的结构参数为:两级旋流器的叶片高度均为 5 mm,两级旋流器总的开口面积为 1 100 mm²。一级旋流器每个叶片通道的面积为 27.8 mm²,共有 16 个叶片,总的开口面积为 444 mm²;二级旋流器每个叶片通道的面积为 36.5 mm²,共有 18 个叶片,总的开口面积为 656.1 mm²。掺混孔设有 9 个,每个掺混孔的直径为 12 mm。主燃孔设有 6 个,正对空气进口方向的上下两个主燃孔直径为 20.4 mm,其他为 15 mm。

图 5 所示为火焰筒压力测量管路实物图,由

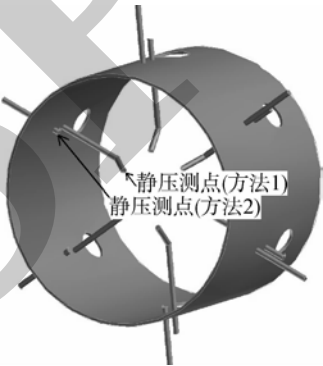


图 4 静压测量管道示意图
Fig. 4 Static pressure measurement pipe of primary holes

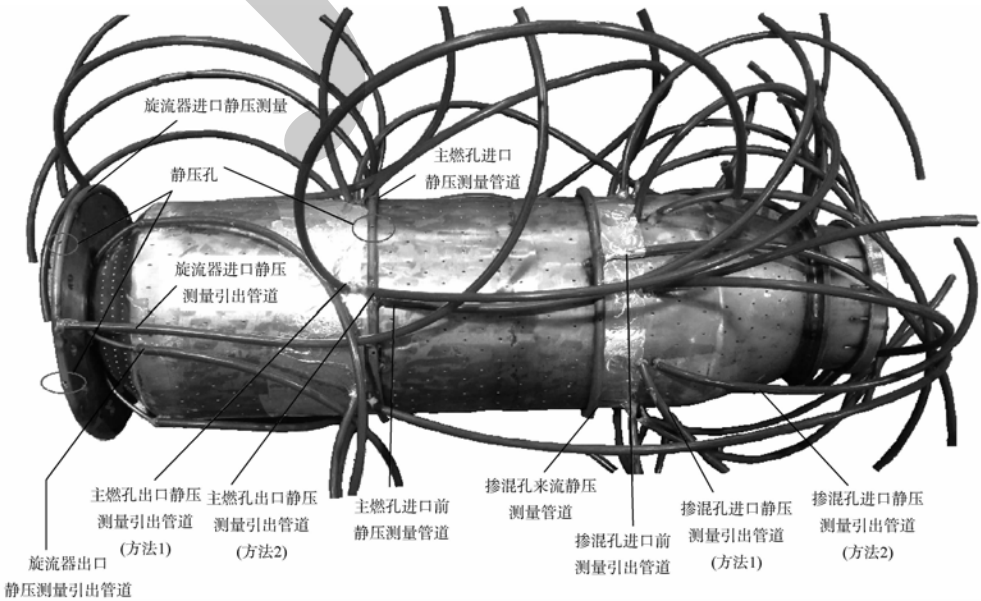


图 5 火焰筒压力测量管路实物图

Fig. 5 Picture of pressure measurement pipes with the combustor liner

于压力测点比较多,同时为了便于安装拆卸,压力测量引出管路采用聚氨酯气动软管,软管与焊接在火焰筒上的不锈钢管连接,并用密封胶密封。

3 试验结果分析

3.1 不同结构空气流量分配曲线

本文采用堵孔法测量燃烧室不同结构的流量分配。当研究某一结构(如旋流器、主燃孔、掺混孔)的流量特性时,把其他结构和全部气膜冷却小孔进行封堵,只让空气流经该结构。通过调节与压气机出口相连的另外一路管路上的放气阀门开度,来调节通过燃烧室进口的空气流量,空气流量由安装在前测量段的涡街流量计来测量,由于试验在常压环境下进行,进出口压力仅比大气压稍高,两者相差较小,因此利用水排分别测量在不同进口空气流量条件下该结构的进口和出口的压力大小。通过调节不同进口空气流量,分别测量该结构在不同进口空气流量下的前后压差,根据试验测量数据可分别绘制旋流器、主燃孔和掺混孔的流量与进出口压差的流量特性曲线,如图 6~图 8 所示,横坐标表示结构前后压差 Δp ,纵坐标表示不同压差下流经该结构的质量流量 $\dot{m}$ 。从旋流器、主燃孔和掺混孔的流量特性曲线中可以看到,随着旋流器、主燃孔和掺混孔前后压差的增大,流经不同结构的流量也逐渐增加,但增加的速度(曲线的斜率)稍有下降。这是因为当压差增大时,流经燃烧室不同结构气流速度增加,流线收缩更严重,导致实际的流通面积比理论流通面积更小。从图 7 和图 8 中可以看到,用两种不同方法测量得到的掺混孔的流量特性曲线差别不大,其

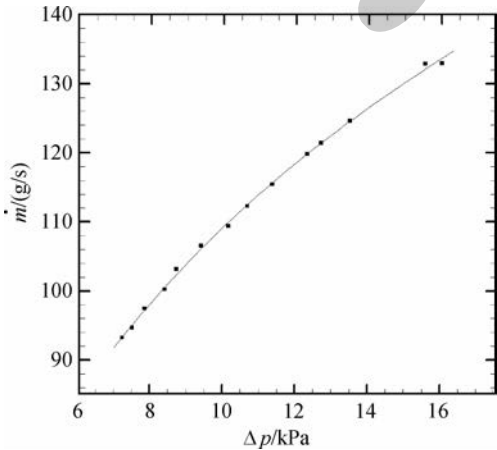


图 6 旋流器流量特性曲线

Fig. 6 Curve of mass flow characteristics of swirler

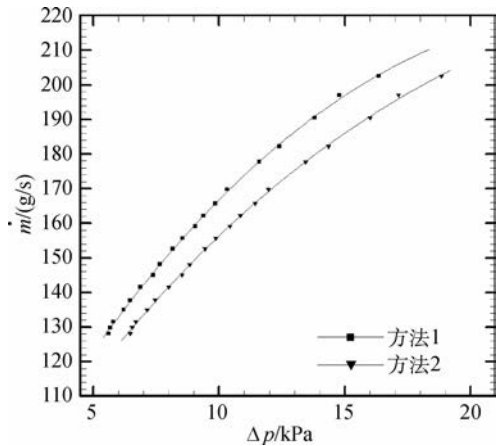


图 7 主燃孔流量特性曲线(两种方法)

Fig. 7 Curve of mass flow characteristics of primary holes (two kinds of method)

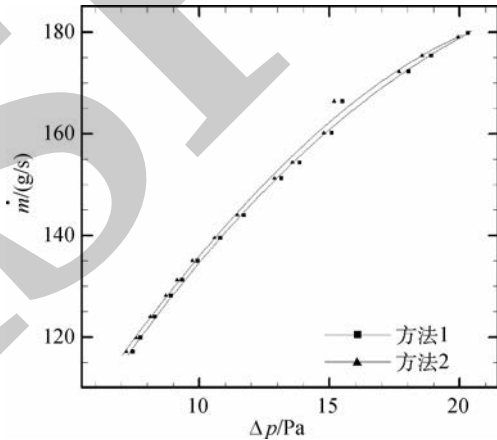


图 8 掺混孔流量特性曲线(两种方法)

Fig. 8 Curve of mass flow characteristics of dilution holes (two kinds of method)

中在相同流量下用方法 1 测量得到的掺混孔的前后压差稍微大一点;但是用两种方法测量的主燃孔流量特性曲线差别较为明显,其中在相同流量的情况下用方法 2 测量得到的主燃孔前后静压差更大一些。这是由于主燃孔在设计的时候,为了避免燃烧室进气不均匀的影响,沿圆周方向 6 个主燃孔直径大小设计不一样,从而导致中心横截面的气流较为不均匀,导致火焰筒内壁面处的静压和火焰筒内主流的静压有较大的差别;而掺混孔沿圆周方向设计的是 6 个大小相同的孔,因此中心横截面火焰筒内主流气流较为均匀,掺混孔射流中的压力和火焰筒内壁面的压力相差不大。

3.2 燃烧室空气流量分配试验结果

将一、二级旋流器、主燃孔、掺混孔和冷却小

孔全部打开,通过调节燃烧室进口的空气流量,分别测量不同进口空气流量条件下旋流器、主燃孔和掺混孔的前后压差,根据测量得到的不同结构的前后压差,再分别查询图 6~图 8 旋流器、主燃孔和掺混孔的流量特性曲线,则可以得到该进口流量下流经不同结构的实际空气流量,而所有的壁面上冷却小孔的总流量由流经涡街流量计的总流量减去旋流器、主燃孔和掺混孔的空气流量来得到。流量分配比例(各结构空气流量占燃烧室总空气流量的百分比)见表 1 和表 2。

在一、二级旋流器、主燃孔、掺混孔和冷却小孔全部打开的条件下,分别测量不同进口空气流量下燃烧室进口和出口的总压,从而计算出总压损失大小,总压损失定义为燃烧室进口与出口的总压压差与进口总压的比值,如表 3 所示。表 1~表 3 的试验结果表明:随着试验进口流量(雷诺数)的变化,一、二级旋流器、主燃孔、掺混孔和气膜冷却小孔的流量分配比例变化很小,基本保持稳定。由此得出结论,燃烧室在不同工况下的空气流量分配近乎不变。并且随着进口流量(雷诺数)的增加,燃烧室的压力损失逐渐增加,这是因为随着进口流量增加,即进口气流速度增加,导致气体流动的流阻损失逐渐增加,因此压力损失逐渐增大。

由表 1 和表 2 可知,两种方法的测量结果从总体上来看相差不大。而用两种方法测量得到的主燃孔和气膜冷却小孔的流量分配有一定的差别,其中气膜冷却小孔的流量是由总流量和其余结构流量计算得到的,因此其差别是由于主燃孔流量的差别而引起的。这是由于方法 1 将主燃孔

表 2 流量分配比例试验结果(方法 2)

Table 2 Experiment result of ratio of mass flow distribution (method 2)

总流量/ (g/s)	流量分配比例/%			
	旋流器	主燃孔	掺混孔	冷却孔
283.82	21.61	30.31	26.84	21.24
409.11	22.10	30.08	26.91	20.91
450.92	22.11	30.32	26.94	20.63
468.60	22.66	30.37	27.34	19.63
491.02	22.65	30.55	27.49	19.31
510.85	22.63	30.64	27.33	19.41
539.73	22.62	30.61	27.29	19.48

表 3 燃烧室压力损失试验结果

Table 3 Experiment result of pressure loss of the combustor

流量/(g/s)	进口雷诺数	压力损失/%
283.8	196918	4.42
409.1	283790	5.94
428.5	297320	6.53
450.9	312863	7.26
468.6	325144	8.08
491.0	340687	8.78
510.8	354425	9.54
539.7	374478	10.67

表 1 流量分配比例试验结果(方法 1)

Table 1 Experiment result of ratio of mass flow distribution (method 1)

总流量/ (g/s)	流量分配比例/%			
	旋流器	主燃孔	掺混孔	冷却孔
283.82	21.61	33.21	26.89	18.29
409.11	22.10	33.49	26.91	17.50
450.92	22.11	33.46	27.21	17.21
468.60	22.66	33.63	27.57	16.13
491.02	22.65	33.75	27.64	15.97
510.85	22.63	33.94	27.60	15.83
539.73	22.62	33.72	27.53	16.12

和掺混孔的出流静压测点设置在射流中,测量结果更能反映主燃孔和掺混孔的实际流量;而方法 2 的出流压力测点放置在火焰筒的内壁面处,会受到射流后回流和火焰筒中主流的共同影响;主燃孔后和掺混孔后主流气流流动的状态(湍流动能和压力等)不同,导致了两种测量方法对主燃孔和掺混孔流量测量的影响不尽相同。

3.3 燃烧室主要结构的流量系数

气流流经燃烧室结构时前后气流总压近似不变,当气流流动速度不高时(马赫数小于 0.3,本试验燃烧室进口小于 0.2)对于孔内射流可以忽略气体的压缩性,可认为经过结构前后的空气密度不变,则伯努利方程表示如式(1)所示。测量气流来流总压和去流静压后即可推算出气流流经该结构的速度进而求得理论空气流量,理论流量

$\dot{m}_{the}$ 计算如下:

$$p_1^* = p_{1s} + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_{2s} + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \tag{1}$$

$$\dot{m}_{the} = A\sqrt{2\rho(p_1^* - p_{2s})} \tag{2}$$

其中 ρ 为空气密度, p_1^* 为结构来流总压, p_{2s} 为出流静压, A 为结构开口面积。由涡街流量计测量得到流经该结构的实际流量 $\dot{m}_{re}$, 则流量系数可由式(3)得到。

$$C_d = \frac{\dot{m}_{re}}{\dot{m}_{the}} \tag{3}$$

由于试验测量结构前后压力为静压, 通过计算燃烧室外环腔速度求得结构前来流的总压。分析表明, 燃烧室结构前动压很小, 小于总压的 6%, 由此产生的流量系数误差小于 3%, 表明进出口压力由于总压测量误差所导致的结构流量系数误差可以保证在 3% 以下。该燃烧室进气结构为两端旁侧进气, 火焰筒壁厚为 1.5 mm, 主燃孔和掺混孔等结构去毛刺。考虑结构来流动压, 通过计算分析得到旋流器、主燃孔和掺混孔的流量系数分别如图 9~图 11 所示。

图 9~图 11 表明, 随着旋流器、主燃孔和掺混孔中流量的增大, 燃烧室不同结构(旋流器、主燃孔和掺混孔)的流量系数均线性减小。这是由于流量增加导致结构前后压差增大, 流经结构的气流速度增加, 流体流动的流线收缩和转折更加严重, 导致流过结构的实际流量比理论流量更加偏小。如图 12 所示, 当气流流经主燃孔和掺混孔

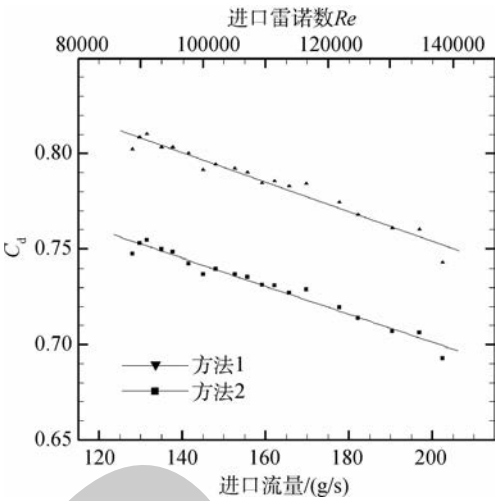


图 10 主燃孔流量系数(两种方法)
Fig. 10 Discharge coefficient of primary holes (two kinds of method)

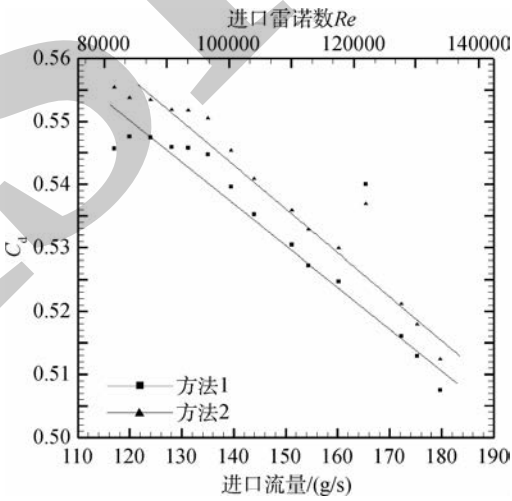


图 11 掺混孔流量系数(两种方法)
Fig. 11 Discharge coefficient of dilution holes (two kinds of method)

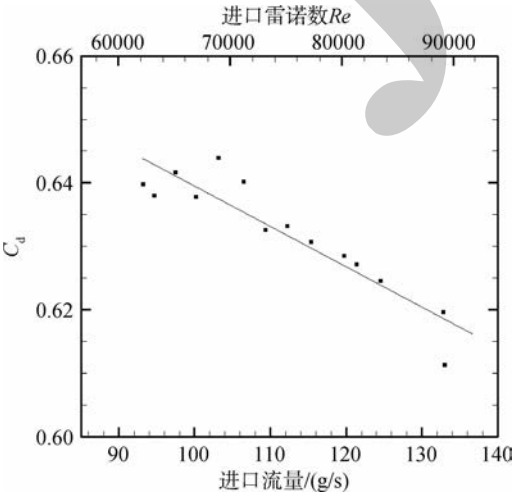


图 9 一、二级旋流器流量系数
Fig. 9 Discharge coefficient of for the first and second stages swirlers

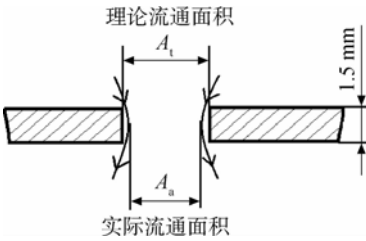


图 12 流线收缩示意图
Fig. 12 Scheme of streamline shrink

等结构时流线收缩, 将导致结构的实际流通面积小于其理论流通面积, 在一定的压差作用下, 流经

该结构的实际空气流量将会小于理论空气流量;流量系数定义为实际空气流量与理论空气流量的比值,当空气流量或者流速增加时,流线收缩更加严重导致实际的流通面积更小,同时由于气流流动分离等因素造成流经结构前后的压力损失增大,因此主燃孔和掺混孔等结构的流量系数降低。对于主燃孔的两种测量方法中,方法 1 测量得到的流量系数较方法 2 大,这是因为主燃孔大小不同导致火焰筒内气流流动不均匀,方法 2 得到的压差偏大,考虑到方法 1 分别测量主燃孔射流静压,所以方法 1 的测量结果更加准确。而掺混孔的两种测量方法流量系数测量结果相差不大,测量的结果均偏小,这是由于掺混孔靠近燃烧室进口处,气流流线收缩曲折严重,导致了掺混孔的流量系数偏小。其中进口流量为 166 g/s 时两种测量方法测量得到的掺混孔流量系数相对于周围结果偏大,这可能是由于测量结构前后压差还没有稳定即读数,导致测量的压差值偏小。

根据文献[3]中有关流量系数的经验数据,当空气流经掺混孔流量为 150 g/s 时,得到流量系数为 0.5,而本文中得到的流量系数为 0.53,相对误差为 6%。

4 结 论

本文研究了所设计的某型地面燃气轮机单管燃烧室主要结构的空气流量分配和流量系数,首先设计了单管燃烧室流量分配试验系统,通过试验获得了单管燃烧室各结构(旋流器、主燃孔、掺混孔和气膜冷却小孔)的流量分配、流量系数和压力损失大小。

试验结果表明随着进口空气流量(雷诺数)的增加,燃烧室的各个结构的流量分配比例基本保持稳定,而旋流器、主燃孔和掺混孔的流量系数则呈线性降低,同时随着进口流量(雷诺数)的增加燃烧室压力损失逐渐变大。对于主燃孔和掺混孔的流量测量,分别采用了两种不同的测量方法,并且测量方法 1 相对测量方法 2 要更准确;但总体上看两种测量方法的测量结果较为接近。试验测量获得的各结构的流量分配比例与燃烧室各结构设计的空气比例基本吻合,因此说明本文采用的流量分配试验测量方法真实可靠。

本文所获得的试验结果可为地面燃气轮机燃烧室的优化与改进提供基本依据,同时所采用的试验测量方法也可用于航空发动机燃烧室流量分配试验测量。

参考文献:

- [1] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors [M]. London: Academic Press, 1990.
- [2] 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.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [4] 金如山, 林正录. 喷气发动机环形燃烧室的空气流量分配试验研究[R]. 北京航空学院科学研究报告, BH-B504-1979, 1979.
- [5] LI Qiong, ZHAO Mengmeng, XING Fei. Experimental investigation of airflow distribution for a novel combustor mode[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 284-287 (1): 743-747.
- [6] TACINA R R, GROBMAN J. Analysis of total-pressure loss and airflow distribution for annular gas turbine combustors[R]. NASA TN D-5385, 1969.
- [7] 林宇震, 林阳, 张弛, 等. 先进燃烧室分级燃烧空气流量分配的探讨[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1923-1930. LIN Yuzhen, LIN Yang, ZHANG Chi, et al. Discussion on combustion airflow distribution of advanced staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1923-1930. (in Chinese)
- [8] MARTLING V C, XIAO Zhenhua. Airflow distribution to a low emissions combustor; US7685823[P]. 2010-03-30.
- [9] 汤彬, 邢非, 邹建锋, 等. 驻涡燃烧室凹腔温度变化规律及气量分配[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 182-187. TANG Bin, XING Fei, ZOU Jianfeng, et al. Experimental and numerical study on temperature variation and air flow distribution in trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 182-187. (in Chinese)
- [10] 莫礼孝. 燃烧室冷、热态流量分配试验研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(2): 170-172, 180-191. MO Lixiao. An experimental study on distribution of cold and hot airflows in combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1986, 1(2): 170-172, 180-191. (in Chinese)
- [11] 范作民, 巢志方. 燃烧室流量分配与总压损失的试验研究[J]. 工程热物理学报, 1980, 1(2): 185-194. FAN Zuomin, CHAO Zhifang. Experimental investigation of total pressure loss and airflow distribution for gas turbine combustors[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1980, 1(2): 185-194. (in Chinese)
- [12] 张效伟, 朱惠人, 张霞, 等. 小尺度孔的流量系数试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2479-2485. ZHANG Xiaowei, ZHU Huiren, ZHANG Xia, et al. Experiment of discharge coefficients for small scale cylindrical holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2479-2485. (in Chinese)
- [13] 毛军逵, 胡博, 苏云亮, 等. 气膜内冷通道高度对气膜孔流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 543-550. MAO Junkui, HU Bo, SU Yunliang, et al. Experimental

study of the discharge coefficient of film outflow varying with the internal cooling channel's height[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(3):543-550. (in Chinese)

[14] 杨卫华,马国锋,张靖周,等. 气膜冷却孔几何结构对流量系数的影响[J]. 推进技术,2005,26(5):413-416.

YANG Weihua,MA Guofeng,ZHANG Jingzhou,et al. Influence of geometrical construction of film cooling hole on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology,2005,26(5):413-416. (in Chinese)

[15] 张弛,赵梦梦,林宇震,等. 弯曲壁上开孔倾角对气膜孔流量系数的影响[J]. 航空动力学报,2007,22(7):1127-1131.

ZHANG Chi,ZHAO Mengmeng,LIN Yuzhen,et al. Effect of inclined angle on discharge coefficient of the discrete holes in curved wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(7):1127-1131. (in Chinese)

[16] GRITSCH M,SCHULZ A,WITTIG S. Effect of cross-flows on the discharge coefficient of file cooling holes with varying angles of inclination and orientation[R]. ASME Paper 2001-GT-0134,2001.

[17] 胡博,毛军逵,刘震雄,等. 狭小空间内气模孔流量系数的数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(9):1981-1988.

HU Bo,MAO Junkui,LIU Zhenxiong,et al. Numerical studies about the discharge coefficient of film cooling hole at narrow space[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(9):1981-1988. (in Chinese)

[18] LEFEBVRE A H,BALLAL D R. GAS turbine combustion (alternatice fuels and emissions)[M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press,2010.

(编辑:王碧琚)