

涡轴五燃气轮机燃用半水煤气的 的试验研究

无锡航空发动机研究所 周康成**

【摘要】 介绍了涡轴五燃气轮机燃用半水煤气 (热值为 $8900\text{kJ}/\text{Nm}^3$) 的燃气发生器的整机运转性能试验。分析了燃气轮机燃用低热值的气体燃料后对起动点火、起动加速、燃气温度场分布和整机性能的影响。试验结果表明, 燃气轮机燃用半水煤气后, 它的点火可靠性、燃烧稳定性及燃气温度场分布品质均能适应燃气轮机的要求, 与原燃油燃机相比较, 有的性能参数还略胜一筹。

关键词: 燃气轮机 半水煤气 预开度

1 试验机改装及试验、测试设备

试验机采用了涡轴五发动机的燃气发生器, 并经过如下改装: (1) 燃气发生器进口安装一个新设计的带进口空气流量测量段的双扭线的进气道。(2) 燃气涡轮后安装一个燃气温度场测量段, 并设计一个与动力涡轮进口 I 级导向器排气面积等效的收敛形喷口。(3) 重新设计燃料气总管和燃料气喷嘴。(4) 去掉原燃油调节系统, 代之我所研制的数字式电液调节系统。

在湖北省孝感市化肥厂现场建立一座简易的试验台架, 燃料气 (半水煤气) 从该厂生产工艺流程中的压缩工段抽出, 从而省去燃料净化装置和前置增压器。0.7~0.8Mpa 压力的燃料气经气液分离装置后分成两路进入快速截止阀、燃料气调节阀, 然后进入试验机的各个工作燃料喷嘴。

滑油系统采用直六飞机滑油箱和滑油散热器, 并把滑油散热器由气冷改为水冷却。

空气流量是置于试验机进口空气流量测量段进行测量, 其总压、静压测点布置见图 1 (a)。燃料气流量按量程分段测量。起动加速燃料气流量利用量程范围为 $40\sim 1000\text{Nm}^3/\text{h}$ 的旋涡流量计进行测量, 进入慢车状态后利用量程范围为 $800\sim 3000\text{Nm}^3/\text{h}$ 的孔板流量计进行测量。燃气涡轮出口温度场分布测量是利用 9 支 4 点按等环面分布的热电偶进行测量 (图 1 (b))。其它测试仪表和传感器均是通常所

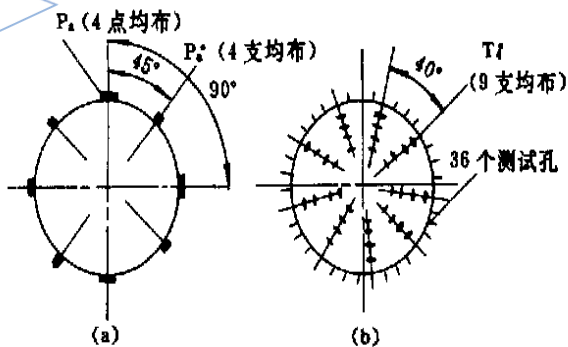


图 1 测点布置

用的标准仪表。

2 试验概况

1988 年 3 月和 7 月在孝感市化肥厂进行了两次涡轴五发动机燃气发生器燃用半水煤气的试验。燃料气—半水煤气 (密度为 $0.817\text{kg}/\text{Nm}^3$; 热值为 $8905\text{kJ}/\text{Nm}^3$), 化学成份见表 1。

表 1 半水煤气化学成份

化学成份	H ₂	CO	CO ₂	CH ₄	N ₂	O ₂
体积百分比	41.2%	27.9%	8.0%	2.6%	19.9%	0.4%

2. 1 燃料气调节阀的冷态起动加速流量试验

试验机起动过程中, 电子调节控制系统呈开环控制, 加速供气规律只给出各百分比转速 ($\bar{n}$) 下的加速燃料气流量 (V_f), 如图 2 所示。调节阀门开放的位移量 L (mm) 信号通过变送器与电子调节系统相连接, 每个转速信号必有一个相对应的调节阀开度的位移量 L , 而调节阀门开放位移量与燃料气流量在一定的进口压力下应有严格的对应关系。

为了保证首次起动安全、可靠, 在试验机起动点火前, 必须进行冷态调节阀的起动加速供气流量试验。这样, 在起动时燃气轮机的转速与加速燃料气量就有了确切的对应关系。

在起动过程中调节阀门的开度是比较小的, 此时燃料气喷嘴反压基本接近大气压, 调节阀出口截面始终处于临界状态, 因此调节阀门开度冷态流量试验与真实的试验机起动过程中调节阀门开度与燃料气流量的关系几乎没有差别。

慢车状态以上工况燃气耗量较大, 喷嘴的反压也增加, 调节阀门开度截面已处于非临界状态, 冷态条件下的调节阀开度流量试验已不能真实地反映试验机实际工作情况下的调节阀开度与燃料气流量的对应关系。事实上慢车状态以上工况电子调节系统已转入闭环控制, 也不需再做调节阀开度流量的冷态试验。调节阀冷态起动加速流量试验时, 燃料气流量采用量程较小的旋涡流量计进行计量, 将孔板流量计上的主管路后动闸关闭, 拆除调节阀到试验机的管路, 将调节阀出口连接一根排气管将燃料气向上排放到大气。为了验证旋涡流量计测量的准确性, 可用小孔板流量进行校核。试验结果见下表 2。

表 2 试验结果

序 号	1	2	3	4	5	6	7	8
位置传感器电压 (V)	0.8	1.69	3.46	5.22	5.79	5.79	8.70	9.76
孔板直径 (mm)	15	15	15	15	15	28.2	28.2	28.2
孔板流量计流量 (Nm^3/h)	109	210	347	476	505	543	883	1162
旋涡流量计流量 (Nm^3/h)	113	188	321	444	506	488	856	977

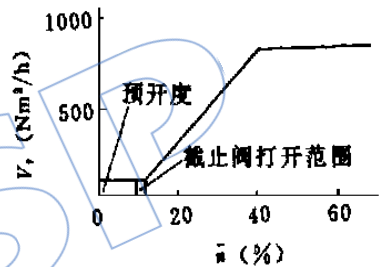


图 2 起动加速供气曲线

由上表可见, 孔板流量计和旋涡流量计所测到的燃料气流量有一定误差, 这是由于燃料气来源压力波动比较大造成的, 燃料气来源压力波动范围在 0.67~0.76MPa 之间。尽管如此, 对试验机的起动已有可靠的燃机转速与燃料气流量的对应关系, 经过修正可以得到燃机在起动过程中的起动加速的燃料气供气曲线。

2. 2 起动点火试验

根据半水煤气的着火极限, 经计算燃机起动点火时的余气系数 $\alpha=1.70\sim38.75$ 范围内, 为了保证起动点火时的安全可靠, 合理选择余气系数 α 是燃气轮机起动点火成功的关键。为了严格控制起动点火时的余气系数 α 的范围, 在快速截止阀打开前设置了调节阀门的预开度(见图 2)。所谓调节阀预开度, 就是当燃气轮机起动时在燃料气快速截止阀打开某一转速范围内, 调节阀门的开度始终保持某一预定值, 燃料气流量也保持恒值。但是燃气轮机随着转速变化其进入燃烧室空气流量也随之变化, 但其余气系数 α 必须控制在要求范围内。

涡轴五燃气轮机在燃用半水煤气进行起动时, 设置的调节阀门预开度的燃料气流量为 60~150Nm³/h, 快速截止阀打开转速为 10%~12%, 此时余气系数 α 控制在 3.50~7.67 范围内。分别采用圆头四孔和六孔喷嘴进行起动点火试验, 其成功率为 100%。

从起动点火试验来看, 半水煤气燃料对燃气轮机来说, 不仅起动容易, 而且起动的排气温度也较低, 约在 550~600℃之间, 喷口外面见不到不完全燃烧的火焰, 起动时间一般均在 60 秒之内, 比涡轴五发动机燃用航空煤油时的起动特性要优越些。

在试验机温度场测量段上沿圆周共设置了 36 个测试孔, 燃气出口温度场是利用 9 支热电偶共进行了 4 次测量(见图 1(b)), 每支测试热电偶按等环面分布径向 4 个测点, 整个排气面积可以测到 144 点温度场分布。但由于测试热电偶有 3 个位置与滑油系统支架相干扰, 实际只测了 33 测试孔, 另外有一支热电偶一个外测点坏了, 最后实测到只有 129 点温度场分布。

温度场分布是否均匀对燃气轮机的寿命有着很大的影响。根据测到的温度

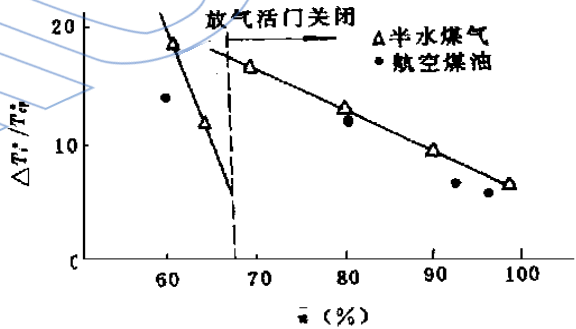


图 3 燃气温度场不均匀度

场分布与原燃油燃机相比较: 转速在 60% 时, 烧半水煤气时的温度场不均匀度要小些; 转速在 80% 时基本相当; 转速在 90% 以上也比燃油燃机要小些(见图 3)。

2. 3 整机性能

将测得的总体性能参数换算到标准大气条件下的折合参数, 并画成图线(见图 4)。由于孝感市化肥厂提供的燃料气流量不足, 燃机的最高转速受到限制, 最高物理转速为 96%, 当时大气温度为 36℃, 其折合转速仅为 92.68%。图 4 中将原燃机燃用航空燃油时的总体性能参数也相应画上来以便比较, 其中原燃机的燃油消耗量是按航空煤油当量热值换算到半水煤气消耗量。从图 4 中可见, 试验机的进口空气流量 m_i 、高压涡轮出口总温 T_4^* 和总压 P_4^* 与原燃油燃机基本相当; 燃料气消耗量 V_f 也与原燃机的燃油热耗当量相当。折合排气功率按原燃

油燃机的相同动力涡轮效率和喷管效率得出的, 因此可与原燃油燃机的轴输出功率 N_{zh} 相比较。

从图 4 可以看到试验机折合排气功率 N_{zh} 从整个转速范围内均比原燃油燃机功率大, 约大 100 kW 左右。这是由于加入试验机的燃料气质量流量比原燃油燃机的燃油质量要大得多。例如以燃机转速 90% 为例, 原燃油燃机的燃油消耗量为 390 kg/h, 燃用半水煤气燃料后, 燃料气消耗量为 1989 Nm^3/h , 折合质量流量约为 1618 kg/h, 是原燃机燃油消耗量的 4 倍多。并且半水煤气从外界也带入了部分压缩功。这就是燃机燃用半水煤气后折合排气功率要比原燃油燃机轴功率要大 100 kW 左右的主要原因。

3 结 论

(1) 涡轴五发动机经过重新设计燃料气总管和喷嘴以及改用新的燃料调节控制系统后, 可直接燃用半水煤气进行起动点火。在合适的余气系数条件下, 起动点火成功率可达 100%。并且起动加速过程平稳, 无任何不稳定燃烧现象。(2) 燃用半水煤气后的 T_4^* 温度场分布与原燃油燃机基本相当, 且在高工况条件下还略优于原燃油燃机。(3) 整机性能参数符合原燃油燃机, 这表明原燃油燃机改烧半水煤气后, 可以达到原燃油燃机的性能参数。

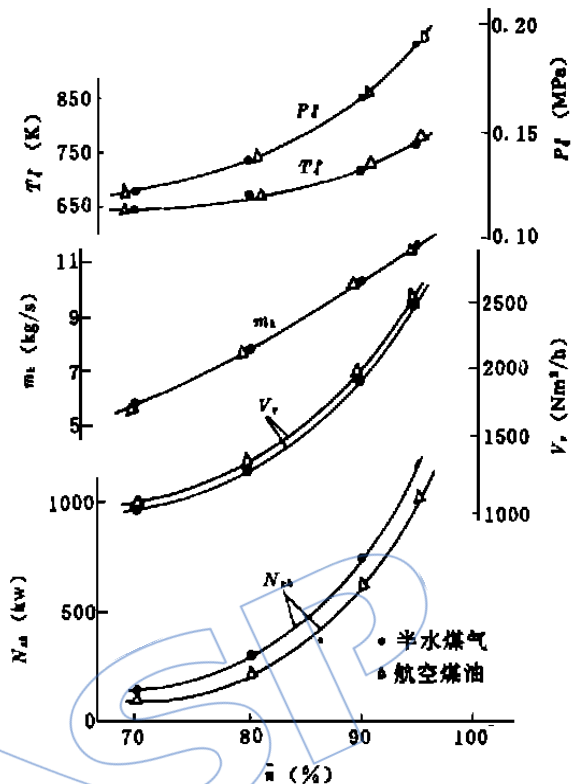


图 4 总体性能

(责任编辑 魏星禄)

EXPERIMENTAL RESEARCH ON A SEMI-WATER-GAS-FIRED GAS-TURBINE

Zhou Kangcheng (*Wuxi Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A turboshaft aeroengine WZ5 was modified into a gas turbine working with semi-water-gas. The features of its modification and its fuel gas supply system are described, testing program and results of its performance tests are discussed. It is shown that its starting reliability, burning stability, acceleration response, distributional quality of the exit temperature field and the operating performance are reasonable, some of them are even better than the original WZ5 engine working with aviation kerosene.

EXHAUST SYSTEM MODEL TEST AND RESEARCH

Chen Lide (*Chengdu Engine Company*)

ABSTRACT

At Mach numbers ranging from 0.2 to 0.35, two schemes 1/5th scale models of exhaust diffusers and elbow-exhausts have been researched. The first scheme was a diffuser with wide cone angle. In order to reduce the separation losses, the concentric splitter cones were set to augment the diffusibility. The splitter cones were made by subdividing the short wide-angle diffuser into a series of smaller, more optimal ones. The second scheme was a diffuser with smaller cone angle, in order to reduce the length, the diffuser ratio was distributed between the linear diffuser and the turning vane to improve the overall performance. The results of the model test show that total pressure recovery coefficient C_p of the second scheme is rather high and the pressure loss coefficient $\Delta P/Q_1$ is reduced. At the same time, the $\Delta P/Q_1$ of different constructions of the first scheme were measured separately, and the measurements were analysed. The function of the splitter cones was demonstrated. Several test curves were used to prove the certain effect of the pre-swirl cascade in some diffuser angle ranging. Therefrom the beneficial design ideas are obtained.