

航空衍生工业燃气轮机双燃料贫燃预混 低污染燃烧技术

尉曙明, 索建秦

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 论述了航空衍生燃气轮机双燃料低污染燃烧技术的研发过程,总结了所采用的促使该技术成功发展的重要技术要点,对双燃料燃烧室可以工作的燃料-空气比的范围、燃料-空气比对CO和NO_x排放的影响及过渡工况设计给予了论述,并全面总结了双燃料低污染燃烧室设计上的考虑因素.通过对多种贫燃预混的双燃料-空气模的研究设计以及长期地、持续地进行研发及燃烧试验,结果表明:设计的双燃料燃烧室在50%~100%工况范围每一点都可满足低污染要求.所研发的低污染燃烧技术以及过渡工况的设计都切实可行,可以直接用于航空发动机型号产品.

关 键 词: 航空衍生; 燃气轮机; 双燃料; 低污染燃烧; 燃料-空气模; 设计研发

中图分类号: V231

文献标志码: A

Aero-derivative industrial gas turbine dual fuel lean premixed low emission combustion technology

WEI Shu-ming, SUO Jian-qin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Development of aero-derivative gas turbine dual fuel low emission combustion technology was studied, and major technical approaches to the success of the development were summarized. Range of fuel-air ratio of dual fuel combustor, effect of fuel-air ratio on CO and NO_x emission, and design of transition operation were discussed; considerations in designing dual fuel low emission combustion were summarized comprehensively. By study of a variety of dual fuel lean premixed fuel-air modules, as well as long-term and lasting research and development on combustion test, the result shows that, the designed dual fuel combustion can meet the requirements of low pollution in the range of 50%—100% operation, and such low emission combustion technology and design of transient operation are practicable and can be directly used into the typical product of aero-engine.

Key words: aero-derivative; gas turbine; dual fuel; low emission combustion; fuel-air module; design-development

燃气轮机可分航空燃气轮机及非航空燃气轮机两大类^[1],后者通常统称为工业燃气轮机,而其中一部分是由航空燃气轮机衍生而来(常简称为航机陆用),用于包括发电、机械驱动、船用、坦克

用等^[2].

由航空燃气轮机改型为工业燃气轮机有一系列特点如下:

1) 气体燃料以天然气为主;液体燃油主要是

2号柴油(DF-2)也有家用取暖油(home heating oil).有单一燃料的,即以100%天然气工作,或以100%燃油工作.还有一部分要求双燃料工作,即同一台机组既可以完全以天然气工作,也可以不作任何更改(例如去除气体燃料喷嘴,换上液体燃油喷嘴),换成完全以燃油工作,而且可以混合工作(例如60%燃油加40%天然气组合).

2) 没有高空巡航工况,没有高空点火要求,没有起飞降落问题(但有起动点火).一般最大工况比航空机组要低一些.

3) 质量、尺寸上的限制有所放宽.

4) 同样有低污染的要求,但具体要求不同.这些对技术发展都有很大影响.

基于上述,笔者认为对工业燃气轮机低污染燃烧技术的研发应该从双燃料开始.

航空衍生工业燃气轮机低污染燃烧技术的研发相对于航空发动机的低污染燃烧技术的研发^[3-8]容易一些(正是这一点使很多航空发动机公司在研发低污染燃烧技术时,从工业低污染燃烧技术研发开始).但在工业燃气轮机低污染燃烧技术中,双燃料的低污染燃烧技术是比较困难的.文献[9]中作如下评述:“Dual fuel option is delivered by only a few manufacturers and still remains a challenge for the future. (双燃料的机组仅由少数发动机制造厂提供,仍为今后的挑战).”前一阶段的航空衍生工业燃气轮机低污染燃烧技术研发都从单燃料天然气的低污染燃烧着手.典型的如General Electric(GE)公司的LM-6000,见文献[10].但单燃料天然气的LM-6000低污染燃烧系统投入服务后,再要研发双燃料的低污染燃烧系统,即在已有的基础上把燃油的燃烧系统加上去,就十分困难.所以笔者的研发工作就是从双燃料的低污染燃烧技术开始进行.这种技术可以多方使用,甚至一机多用.例如有的用户只要单燃料天然气,该机组就不装液体燃油喷嘴、燃油供应系统及控制系统.如果只要液体燃油工作(例如舰船上使用),该机组就不装气体燃料喷嘴、气体燃料供应系统及控制系统.本文是笔者十几年来从事研发先进燃烧技术的经验总结的一部分.

1 工业双燃料低污染燃烧的特点

1) 工业低污染的要求与航空低污染不同.航空发动机低污染用 E_{NOx} , E_{CO} , E_{IHC} (emission index, EI)来表达^[11],而工业燃气轮机的污染排放用体积换算成氧体积分数为15%(15%

O_2)条件下的体积分数 φ 来表示,现在大多数场工业低污染要求如下:

对天然气燃料(不论功率大小), $\varphi_{\text{NOx}} < 25 \times 10^{-6}$, $\varphi_{\text{CO}} < 50 \times 10^{-6}$ (均已换算成15% O_2 条件下).

对液体燃油DF-2(不论功率大小), $\varphi_{\text{NOx}} < 65 \times 10^{-6}$, $\varphi_{\text{CO}} < 100 \times 10^{-6}$ (均已换算成15% O_2 条件下).

其换算关系为

$$I_e = I_{e,a} \times \frac{21 - 15}{21 - \varphi_{\text{O}_2}}$$

式中 I_e 为换算为15% O_2 条件下的污染排放值, $I_{e,a}$ 为实测的污染排放值, φ_{O_2} 为实测的氧体积分分数.

这意味着要同时满足 NOx 及 CO 的排放要求.这对工业燃气轮机低污染燃烧技术的研发有决定性的影响.

2) 对航空发动机污染排放,国际民航组织规定对航空发动机4个工况(慢车工况、30%工况、85%工况、100%工况)考察其污染排放^[12].而对工业燃气轮机通常是要求在50%~100%工况的范围内都达到要求.这意味着在50%~100%工况之间任何一个工况点, NOx 及 CO 的排放都要同时满足上述要求.这对工业燃气轮机低污染燃烧技术的研发也有决定性的影响.

3) 在双燃料工业燃机低污染技术的设计研发时,上述要求意味着在气体燃料工作时,要满足气体燃料的要求;在液体燃油工作时,要达到对液体燃油的要求.但是通常不会长时间的混合燃料工作,因此对气体燃料及液体燃油组合工作时,不提低污染的要求.无论是气体燃料工作,或是液体燃油工作,都是在同一个燃烧室,在同一个火焰筒.在火焰筒头部都有 N 个喷嘴-空气模.每一个预混的喷嘴-空气模中同时有气体燃料喷嘴,有液体燃油喷嘴.这样无论是气体燃料或是液体燃油工作,燃烧室空气动力学设计是一个,火焰筒冷却设计是一个,喷嘴-空气模的气动设计是一个.这就是说一种设计要适合于两种不同燃料的燃烧.这对双燃料工业燃气轮机低污染燃烧设计研发是第3个决定性影响的因素.

4) 在工业燃气轮机低污染燃烧技术设计研发中,现在占主导地位是贫燃、预混的低污染燃烧技术.贫燃、预混的燃烧要做到没有自燃,没有回火,没有严重的振荡燃烧.对双燃料的低污染燃烧,这意味着既确保气体燃烧工作时,没有自燃和

回火(这在近期研发的工业燃气轮机的低污染燃烧室中仍有出现),同时确保在液体燃油工作时也没有自燃及回火,做到这一点还不是最困难,难点在于保证一种燃料工作时,没有严重的燃烧不稳定,另一种燃料工作时,也不出现严重的振荡燃烧.这是双燃料工业燃气轮机低污染燃烧技术的第4个特点,同样对设计研发有决定性影响.

5) 工业燃气轮机对质量、尺寸、装配、点火上的要求比航空燃气轮机有所放宽,这使工业燃气轮机低污染燃烧室设计研发相对比较容易一些.

2 工业燃气轮机双燃料低污染燃烧室设计研发特点

以下针对工业燃气轮机双燃料低污染燃烧室特点来总结其设计研发规律.

2.1 燃料-空气比对 NO_x 及 CO 排放的影响

首先必须在某一工况下至少有一个燃料-空气比(FAR,量符号记为 R_{fa} ,由于本文论述双燃料燃烧室,所以文中的燃料即指液体燃油,也指气体燃料)可以同时满足 NO_x 及 CO 的排放要求.

由于前述对 NO_x 及 CO 的排放要求,必须采取预混的低污染燃烧技术(对液体燃油是预蒸发、预混合的燃烧技术).笔者在开始时将原来一个针对中等推力航空发动机低污染预混模改为航机陆用双燃料预混模.其单个预混模的有效空气流动面积 A_{cd} 比 LM6000 的单个预混模大(见文献[10]).燃料(气体燃料及液体燃油)从预混模外壁径向向里喷.对液体燃油是同轴顺喷空气雾化,对天然气是同轴顺喷混合.结果对天然气来说,无论哪一个工况,无论哪一个 FAR 都不可能同时满足 $\varphi_{NO_x} < 25 \times 10^{-6}$, $\varphi_{CO} < 50 \times 10^{-6}$ (15% O₂).同样对 DF-2 也是无论哪一个工况,无论哪一个 FAR,都不可能同时满足 $\varphi_{NO_x} < 65 \times 10^{-6}$, $\varphi_{CO} < 100 \times 10^{-6}$ (15% O₂).这是第一步难题.

对此,专门进行了燃料-空气混合分布的研究试验,修改了燃料的喷射,随后做燃烧试验,试验结果如图1示.试验采用天然气为燃料,试验压力为 1114.3 kPa;火焰筒压降($\Delta p/p$)为 4%.从图1可以看出:保留原来的外壁喷射,同时再加中心喷射,变成外壁喷射和中心喷射组合.在组合式燃料喷射(为简单并联的燃料供应,结构上并不复杂)下,NO_x 体积分数曲线下移,CO 体积分数曲线左移,表明组合式燃料喷射明显降低了污染,在不同工况下都可以使 FAR 能够同时满足 NO_x 及 CO

的排放要求.图1中横坐标以计算的燃烧温度表示,纵坐标 $\varphi_{NO_x,c}$, $\varphi_{CO,c}$ 表示修正的 NO_x, CO 体积分数.在燃烧温度为 1900 K 时,NO_x 排放恰好达到要求,而这时 CO 排放已经为零,所以可以同时满足要求.图1所示曲线是以天然气为燃料的试验结果,在其他工况下显现同样的情况,只是曲线可能左移或者右移,总有 FAR 可同时达到要求.在燃油 DF-2 工作时也是有 FAR 同时满足要求.由燃料分布研究试验表明在外壁喷射与中心喷射组合下,当喷射压力降增大时,外壁喷射的燃料分布峰值由外向里移,而中心喷射的燃料分布峰值由里向外移.这样在适当的中心喷射与外壁喷射分配比例下,燃料体积分数沿径向分布都比较均匀.这是成功的原因.

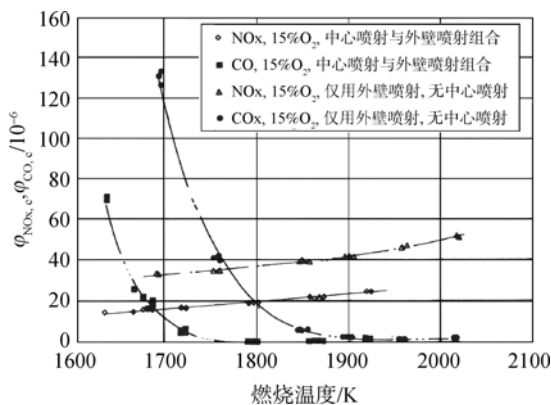


图1 中心喷射与外壁喷射组合和仅用外壁喷射时的 NO_x, CO 体积分数曲线的比较

Fig. 1 Comparison of volume fraction of NO_x and CO calculated combustion temperature for two different module designs, one uses outer wall injection alone, the other uses a combination of outer wall injection and central injection

图2表示用液体燃料 DF-2 的燃烧试验结果.试验压力为 1904.4 kPa,空气温度为 733 K; $\Delta p/p = 3.61\%$;中心燃油质量分数为 34.09%.图中曲线表明火焰筒 FAR 在 0.019 ~ 0.021 28 之间都可以满足 $\varphi_{NO_x} < 65 \times 10^{-6}$, $\varphi_{CO} < 100 \times 10^{-6}$ (15% O₂) 的要求.即火焰筒 FAR 为 0.0195 时,是在该工况(压力、温度)下可以满足 CO 排放要求的最低 FAR;而火焰筒 FAR 为 0.021 28 时,是在该工况(压力、温度)下可以满足 NO_x 排放要求的最高 FAR.

注意到图1是用燃烧温度表示的,可以同时满足 NO_x 及 CO 排放要求的范围,大致在 1640 ~ 1900 K 之间燃烧温度的上限(NO_x 限制)及下限

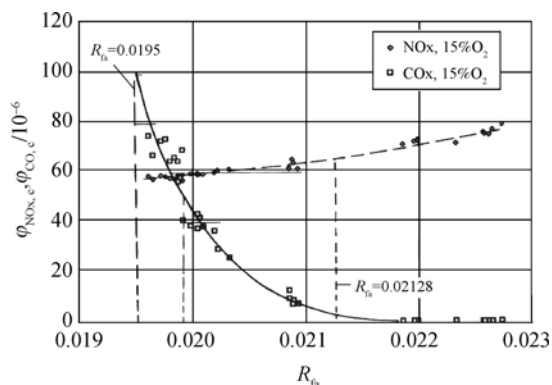


图2 双燃料-空气模,液体燃油 DF-2 燃烧试验结果
Fig. 2 Test result of dual fuel-air module, liquid fuel DF-2 combustion

(CO 限制)范围越宽表示燃烧组织的越好.但在燃烧室设计时用燃烧温度并不方便,图2中以火焰筒 FAR 的上限(NOx 限制)及下限(CO 限制)来表示其可工作范围.通过单独的空气流量分配试验,确定燃烧空气流量百分数(即占总的空气流量的百分数)及冷却空气流量百分数,可以将图2中的横坐标转换为预混模 FAR(简称模 FAR,量符号记为 $R_{fa,m}$)为今后设计所用.

2.2 燃料-空气比的范围

在某个工况上可以同时满足 NOx 及 CO 排放要求的 FAR 范围要越宽越好.文献[10]中 LM6000 燃烧室一共用了 75 个预混模.这表示当时设计者还没掌握更大一些预混模的设计特点.笔者的预混模更大,这样可以使总的预混模的数目减少,使燃烧室简单,成本降低. LM6000 燃烧室一共分 15 级,这表示其预混模可以同时满足 NOx 及 CO 排放要求的范围比较窄(下文将专门讨论分级的级数及可以满足低污染要求的 FAR 范围的关系).笔者所进行研究的第二步要扩大可以同时满足 NOx 及 CO 排放要求的 FAR 范围,如图3所示,图中横坐标表示火焰筒的 FAR.

图3为双燃料模,液体燃油 DF-2 燃烧试验的结果.试验压力为 1 153.8 kPa,空气温度为 765 K; $\Delta p/p = 4.07\%$; 中心燃油质量分数为 31.8%.与图2比较表明:进口温度提高可以降低满足 CO 排放要求的最低 FAR.图3表明可以满足排放要求的 FAR 相当宽,接近于平均 FAR 的 20%.

试验表明,已经达到如图3所示的情况后,要进一步扩大可工作的 FAR 范围,主要应从如何降低 CO 排放着手,进一步降低 NOx 排放的潜力并不很大,这并不是说不可再降低 NOx,而是要

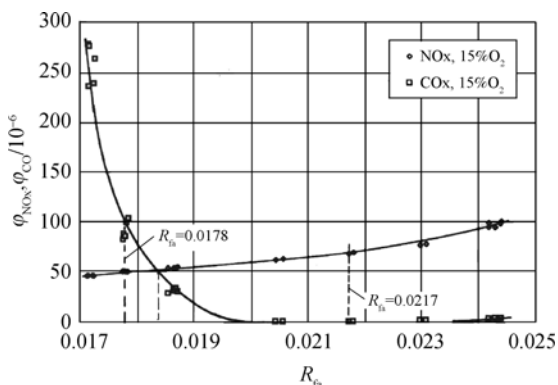


图3 NOx,CO 体积分数(15% O₂)随火焰筒 FAR 变化的试验结果(液体燃油 DF-2)
Fig. 3 Test results of variation of volume fraction of NOx, CO (15% O₂) with liner FAR (liquid fuel DF-2)

给防止振荡燃烧留有余地.这样研发重点放在如何降低 CO 排放,这不仅与预混模的设计和工作状况有关,也与燃料在燃烧室的停留时间有很大关系.图4示出有大、小两种预混模(同样的设计)和大、小两种火焰筒(单管燃烧室),其中大的预混模配大的火焰筒,停留时间为 15.29 ms,小的预混模配小的火焰筒,停留时间为 11.13 ms,如果大的预混模配小的火焰筒,停留时间只有 6.25 ms.这3种组合的试验结果如图4所示.

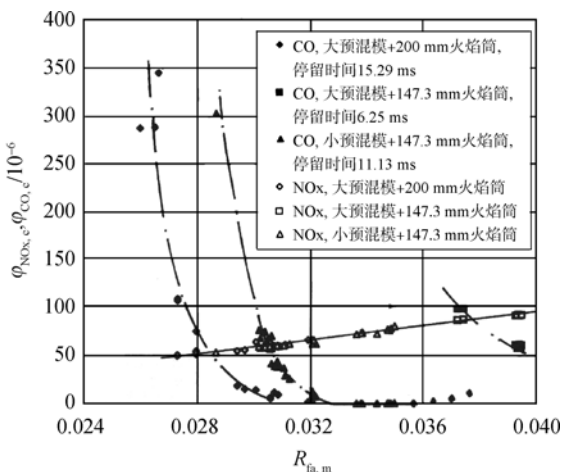


图4 不同尺寸的燃料-空气模和不同尺寸的火焰筒组合下燃烧试验结果

Fig. 4 Combustion test results on combinations of different size fuel-air modules and different size liners

由图4的分析可以得出

1) 大预混模配大火焰筒,燃料停留时间最长,冷却空气流量百分数低,在燃烧区与火焰筒之间有“缓冲”设计,其 CO 体积分数的曲线在最

左边。

2) 小预混模配小火焰筒的组合,燃料停留时间居中,CO 体积分数曲线也居中。

3) 大预混模配小火焰筒,燃料停留时间最短,尽管冷却空气流量百分数低,其 CO 排放最差,体积分数曲线在最右边。在试验范围内 CO 排放不到零。

注意到这 3 种组合其燃烧空气(或冷却空气)流量百分数不一样,所以横坐标用模 FAR 表示。其 NO_x 体积分数的试验点都落在一条曲线上。这只是对很好的预蒸发、预混合模才会如此。图 4 说明在高的模 FAR 一边,CO 排放常常低于要求值。要允许的模 FAR 范围加宽,这里是 NO_x 限制。所以要采取措施降低高的模 FAR 一边的 NO_x 排放。但这里很大程度受到振荡燃烧的限制。在低的模 FAR 一边,完全由 CO 体积分数上升到要求值的那一点决定。由于 CO 体积分数随模 FAR 的降低而上升的非常快,因而对 CO 体积分数要求是 100×10^{-6} , 70×10^{-6} 或 50×10^{-6} , 影响不大。可见最实质性的是要将 CO 体积分数对模 FAR 的曲线左移。这里再一次证实了工业燃气轮机低污染燃烧技术研发的总策略:用贫燃、非常好的预混合(或加预蒸发)而不带振荡燃烧来降低 NO_x 排放;用增大停留时间以降低 CO 排放。

由以上的试验结果可以得出图 5 所示的重要设计概念。如图 5 所示,对一定的发动机循环工况点(例如 100% 工况),一定的燃料-空气模设计,一定的燃料(例如 DF-2),对一定的 NO_x 与 CO 要求(例如 $\varphi_{\text{NO}_x} < 65 \times 10^{-6}$, $\varphi_{\text{CO}} < 100 \times 10^{-6}$) 由 NO_x 限制的燃烧温度上限和由 CO 限制的燃烧

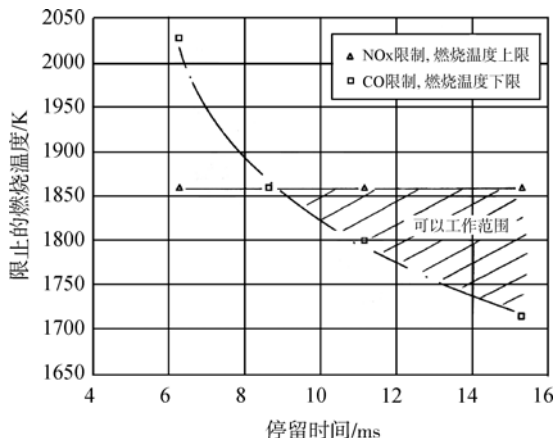


图 5 由 NO_x, CO 限制的燃烧温度随停留时间的变化
Fig. 5 Variation of sNO_x, CO limited combustion temperature with residence time

温度下限随燃料停留时间的变化。图中斜线的范围是可以工作的区域(仅就燃烧而言,尚未涉及整个发动机工作原理)。由图 5 可知,停留时间至少要在 8.7 ms,增大停留时间就可以扩展工作燃烧温度范围。

图 6 为由大量研发试验得出的修正的 CO 体积分数经验曲线,其中横坐标为组合参数。

组合参数为

$$\exp(-12000/T_{\text{com}})tp^{0.2}T^{0.9} \cdot \exp\{-5/[(\Delta p/p)^3 - 7]\}$$

其中 T_{com} 为燃烧温度, K; t 为停留时间, ms; p 为燃烧室压力(psia 或 6.895 kPa); T 为空气进气温度(单位: $^{\circ}\text{F}$)。

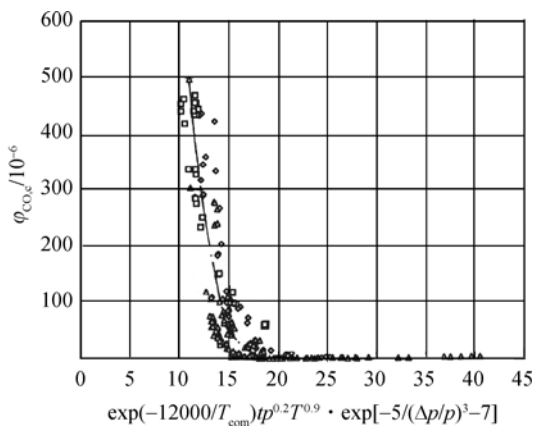


图 6 CO 体积分数与组合参数的关系

Fig. 6 Relationship correctional of volume fraction of CO and combined parameter

从图 6 可以看出,影响最大的是燃烧温度和停留时间。进口温度除了影响到燃烧温度之外,还有单独的影响。空气温度高,满足 CO 排放的燃烧温度可降低。其中 $\Delta p/p$ 的影响很小,只在 $\Delta p/p < 3\%$ 时有影响,当 $\Delta p/p \geq 3\%$ 时没影响,在上述组合参数中 $\Delta p/p$ 就取为 3(这时 $\Delta p/p$ 取不带百分号的值)。图 6 说明几项因素的影响,这是对液体燃油 DF-2 燃烧试验数据的概括。在 CO 体积分数为 100×10^{-6} ($15\% \text{ O}_2$) 时,组合参数为 14.3。由此可以估计如果一个参数改变(例如停留时间减少),那么燃烧温度要提高多少才能仍然达到 CO 排放要求。这里燃烧温度、进气温度、进气压力以及 $\Delta p/p$ 都不是设计者所决定。

综上所述,降低 CO 排放可以用的设计措施为:① 增大停留时间;② 减少冷却空气,燃烧室壁温不要太低;③ 在燃烧区及火焰筒之间有“缓冲”,减少部分燃烧物落入冷却空气层而被淬熄;

工况/%	控制操作	工作模数	工作模空气质量分数/%	压气机放气质量分数/%	不放气条件下火焰筒 FAR	工作模 FAR	低污染限制的模 FAR		说明
							下限	上限	
50		6	45	0	0.016 4	0.036 44	0.032 8	0.037 1	尚未达到限制
50~51.5	加油	6	45	0					CO 不会有问题
51.5		6	45	0	0.016 56	0.036 8		0.036 9	NO _x 限制要开一级
51.5	打开一级	7	52.5	0	0.016 56	0.031 54	0.032 58		CO 超标, 必须压气机放气
51.5	压气机放气	7	52.5	6	0.016 56	0.033 56	0.032 58		放气与打开一级同步
51.5~58.3	加油	7	52.5	6					CO 不会有问题
58.3		7	52.5	6	0.017 75	0.035 97		0.036	NO _x 限制, 要关闭放气
58.3	关闭放气	7	52.5	0	0.017 75	0.033 8	0.031 6		CO 可以, 还有余地
58.3~63	加油	7	52.5	0					
63		7	52.5	0	0.018 51	0.035 26		0.035 32	NO _x 限制, 要开一级
63	打开一级	8	60	0	0.018 51	0.030 85	0.031 1		CO 超标, 必须压气机放气

续表									
工况/%	控制操作	工作模数	工作模	压气机	不放气 条件下火 焰筒 FAR	工作模 FAR	低污染限制的模 FAR		说明
			空气质 量分 数/%	放气质 量分 数/%			下限	上限	
63	压气机放气	8	60	6	0.01851	0.0328	0.0311		CO 有余地,放气与 打开一级同步
63~68.5	加油	8	60	6					
68.5		8	60	6	0.0194	0.0344		0.0346	NO 限制,要关闭放气
68.5	关闭放气	8	60	0	0.0194	0.03233	0.0305		CO 有余地
68.5~72	加油	8	60	0					
72		8	60	0	0.01996	0.03277		0.03416	NO _x 尚有余地,但开 一级
72	打开一级	9	67.5	0	0.01996	0.0296	0.0301		CO 超标,要压气机 放气
72	压气机放气	9	67.5	6	0.01996	0.03146	0.0301		CO 有余地
72~78	加油	9	67.5	6					
78		9	67.5	6	0.02094	0.033		0.0334	NO _x 限制,要关放气
78	关闭放气	9	67.5	0	0.02094	0.031	0.02947		CO 有余地
78~83.3	加油	9	67.5	0					
83.3		9	67.5	0	0.0218	0.0323		0.0326	NO _x 限制,要开一级
83.3	打开一级	10	75	0	0.0218	0.029	0.029		CO 限制
83.3~91.6	加油	10	75	0					
91.6		10	75	0	0.02315	0.03086		0.0316	NO _x 尚有余地,但开 一级
91.6	打开一级	11	82.5	0	0.02315	0.02806	0.028		CO 限制
91.6~100	加油	11	82.5	0					
100		11	82.5	0	0.0245	0.0297		0.0306	NO _x 尚有余地,但开 一级
100	打开一级	12	90	0	0.0245	0.0272	0.0272		CO 限制

表 1 所列是液体燃油工业低污染发动机从 50%~100%工况过渡的初步设计实例。

该燃烧室一共有 12 个预混模(与 LM6000 的 75 个预混模相比,大大减少预混模的总数)。在 50%工况以下,打开一半的预混模(6 个)工作。这时工作模空气质量分数为 45%,压气机不放气,火焰筒 FAR 为 0.0164,每个工作的模 FAR 为 0.03644,这时由图 7 确定的模 FAR 的上限为 0.0371,下限为 0.0328。所以在允许范围内,随后加大油门,加到 51.5%工况,这个过程 CO 排放不会出现问题,但火焰筒 FAR 变到 0.01656,工作模 FAR 变到 0.0368。注意到这时允许的 NO_x 排放的模 FAR 已经变到 0.0369。所以 NO_x 限制

了要开一级,即原来 6 个预混模变成 7 个预混模工作(在这打开的瞬间假设供油量不变)。打开一级后工作模空气质量分数增到 52.5%,工作模 FAR 变成 0.03154,这时 NO_x 排放不成问题了,但这时 CO 的模 FAR 下限是 0.03258,CO 排放超标了,必须压气机放气。

本设计采用每次压气机放气放出 6%(液油和天然气工作时都是放出 6%),这使操纵控制设计容易些。压气机放气放出 6%,进入燃烧室的空气只是原来的 94%。这时虽然在不放气下火焰筒 FAR 是 0.01656,在放气下火焰筒 FAR 变成 0.01762。这时工作模 FAR 是 0.01762/0.525=0.03356,这样 CO 排放就不会有问题。

看出整个过渡过程的设计如下:

1) 在压气机不放气情况下加油增大工况,一直到 NO_x 限制为止. 注意到工况增大了, NO_x 限制的模 FAR 的上限也在变小.

2) 到 NO_x 限制时,就必须打开新的一级(不可能打开“半”级),把工作模的 FAR 调低,但可能 CO 排放会超标.

3) 这就需要压气机放出一部分空气,让工作模 FAR 在 CO 限制之上. 由此可见,必须要有如图 7 所示的 NO_x 限制的模 FAR 上限以及 CO 限制的模 FAR 下限的准备试验数据. 这是整个设计的基础,工作量很大,但非做不可. 特别注意随工况增大, NO_x 上限以及 CO 下限的模 FAR 值都在往下走.

4) 在压气机放气质量分数为 6% 情况下加油增大工况达到 NO_x 上限时,这时并不需要打开新的一级. 可以把压气机放气关闭,使模 FAR 调下来. 如表 1 所示到 58.3% 工况时,到 NO_x 限制,关闭放气. 使工作模 FAR 在 NO_x 限制以下,而 CO 排放没有问题.

5) 往下就如表 1 所示一步一步走下去,结果如图 8 所示,在 50%~100% 工况中的任何一个工况时,工作模 FAR 始终在 NO_x 上限和 CO 下限之间. 在上述设计中包含了一个假设:涡轮与压气机的共同工作线不会因为压气机放气或关闭放气而有所改变,实际上会有一点不同. 需要说明表 1 所示只是初步设计,还有待以后逐步完善.

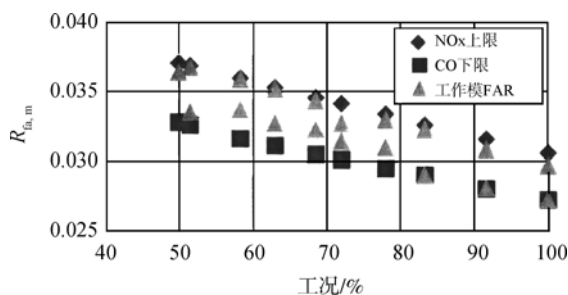


图8 工作模 FAR 随工况的变化

Fig. 8 Variation of operational module FAR with operational condition

总的说,从 50%~100% 工况的过渡过程的设计研发分为 3 步,如下:

1) 在单模单管燃烧室试验研发基础上的初步设计(如表 1).

2) 在全环形燃烧室试验台上由试验台模拟的过渡过程(例如由试验台放气模拟压气机放气

或关闭放气;由试验台燃料系统的操纵模拟打开分级工作等等).

3) 在发动机台架上由燃料分级系统及压气机放气操纵联动试验.

2.4 重要结论

航空衍生工业燃气轮机双燃料低污染燃烧室设计研发有几点重要考虑

以上所述只是解决了工业燃气轮机双燃料低污染燃烧技术的核心问题,真正将这种燃烧室研发成功,还有待以下的措施:

1) 不宜采用外部燃烧室. 由航空衍生的燃烧室最好仍置于压气机和涡轮之间. 最主要的还不在于其复杂,关键是如工业 Trent 的设计,用 8 个外部的大单管燃烧室,进入到头部预混模之前的空气道路曲折不均匀,这是导致可能出现自燃的重要因素. 直流的流路最大的好处为流动比较均匀(与外部燃烧室相比较). 对非常大流量的发动机采用环管燃烧室也是可以考虑的(但会带来研发上方便).

2) 不宜将火焰筒冷却空气完全取消. 前文已述,从减少 NO_x 和 CO 排放考虑,减少冷却空气是必须的. 但不宜如文献[8]所示的 LM6000 上完全取消火焰筒内的冷却空气. 最大毛病来自取消了冷却空气对抑制振荡燃烧不利. LM6000 就有振荡燃烧问题,采用了 23 根装在燃烧室前方的直径为 2.54 cm 的长短不一的 Helmholtz 1/4 波长管,这个办法不但外观难看,以后还有维修问题. 况且在冷却空气流量百分数减至 10% 以下再减少就没有多大减少污染的作用了. 火焰筒冷却采用先进的切向进气散发小孔冷却.

3) 整个燃烧室的气动设计是低旋设计,这是防止激烈的振荡燃烧的关键性措施. 本设计采取的是预混模中旋流和非旋流的组合.

4) 预混模的气动设计上除了旋流与非旋流组合之外,重要一点是预混模出口的有效空气流动面积小于进口的有效空气流动面积,这是防止回火的设计措施,预混模长度不超过 50 mm,壁面可以采用切向小孔进气组成壁面的隔离空气层以防止自燃.

5) 预混模采用中心喷射与外壁喷射组合. 外壁上有对两种燃料同等数目的空气进口(非旋流),使得在气体燃料工作时或液体燃油工作时,预混模内的空气流动是一样的.

6) 中心燃油喷嘴采用简单离心压力雾化喷嘴,雾化锥角为 90° (半角为 45°). 中心气体燃料

喷射采用小孔直射,喷射角与中心线成 45° ,也就是形成气体喷射与燃油喷射很类似的散布,外壁燃油喷射采用同轴顺喷空气雾化,气体燃料是同轴顺喷混合,形成相类似的散布。

7) 由于工业燃气涡轮燃烧室在尺寸、质量上可以放宽,因而可以在燃烧室前都设置分离面,不必像航空燃烧室那样喷嘴必须由机匣上开口安装及取出,这类燃烧室的喷嘴容易安装。

8) 由于低污染的要求,冷却空气减少(例如冷却空气流量减少到10%)没有掺混空气,因而出口温度径向分布(指100%工况)只能靠头部少量冷却空气的分布以及内、外火焰筒上冷却空气的分配来解决。对工业燃气轮机贫燃预混的低污染燃烧室出口温度的热点指标不是问题。

3 结束语

1) 研发航机陆用燃气轮机低污染燃烧技术宜从双燃料低污染燃烧着手;

2) 双燃料低污染燃烧技术的关键在于双燃料的燃料-空气模的设计研发;

3) 其技术的核心是如何在50%~100%工况范围内每一个工况点,以气体燃料工作,或以液体燃油工作都可同时满足 NO_x 以及CO排放的要求;

4) 燃料-空气模宜采用组合式燃料喷射,使燃料分布均匀以达到 NO_x 的低排放;

5) 宜加大火焰筒的停留时间并减弱冷却空气对燃烧产物的淬熄作用以减少CO排放;

6) 在正确的设计措施下,尽可能扩大同时满足 NO_x 及CO排放要求的FAR范围以减少过渡工况分级的级数,结合压气机放气实现简便而可靠的过渡工况工作。

参考文献:

- [1] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [2] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion[M]. Boca Raton, Florida: The Chemical Rubber Company, 1999.
- [3] 金如山, 索建秦. 民用飞机低污染发动机研发策略[R]. 贵阳: 中国航空学会第七届动力年会, 2010.
- [4] 金如山. 某国航空发动机研发体系[R]. 贵阳: 中国航空学会第七届动力年会, 2010.
- [5] 金如山. 发动机独立自主研发体系的建设[R]. 贵阳: 中国航空学会第七届动力年会, 2010.
- [6] 张川, 索建秦, 金如山. 民用飞机低污染燃烧室的技术成熟度划分[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 85-89.
ZHANG Chuan, SUO Jianqin, JIN Rushan. Technology readiness level scale for low emission combustor of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 85-89. (in Chinese)
- [7] Klein S, Austrem I, Mowill J. The development of an ultra low emissions liquid fuel combustor for the OPRA OP16 gas turbine[R]. ASME Paper GT-2002-30107, 2002.
- [8] Ichira F. Development of a gas turbine lean-premixed low- NO_x combustor for cogeneration systems with variable heat-powerratio[R]. London, UK: Energy Technology Research Institute Annual Technical Report Digest No. 8, 1998.
- [9] Røkke P E, Hustad J E, Røkke N A. Technology update on gas turbine dual fuel dry low emission combustion systems[R]. ASME Paper GT2003-38112, 2003.
- [10] Stegmair L J. Development of an aero-derivative gas turbine dry low emissions combustion system trans. of the ASME[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1994, 116(3): 542-546.
- [11] International Civil Aviation Organization. International standards and recommended practices[M]. Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2013.
- [12] 中国民用航空管理局. CCAR-34 涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2002.

(编辑: 王碧珺)