

关于低热值煤气在航机改型中的应用问题

清华大学 焦树建

摘 要

目前,我国已经面临了航机改烧低热值煤气的现实条件。本文概述了航机在改烧低热值煤气时会遇到的各种问题及其对策,力图为航机的改型工作提供参考素材。

一、引 言

随着我国国民经济的发展,能源合理利用的工作日趋重要。如何利用燃气轮机来改造我国现有企业中某些落后的工艺流程,以求提高能源的利用程度,已经成为节能工作中的一个很有发展前途的方向。例如:按三联供(同时供电、供应蒸汽和城市煤气)的原则,来改造我国为数众多的小化肥工艺流程的工作,已经提到日程上来了。它既能节约能源,降低小化肥的生产成本,还能为中小县城的煤气化和供应更多的电能创造条件。又如:燃气轮机改烧钢铁厂的高炉煤气,则为钢铁企业中能源系统的综合改造工作提供了可能。更值得注意的是:这些工作的开展还为今后发展煤的气化燃气-蒸汽轮机联合循环工作奠定了基础。

所有这些问题的解决,都仰仗于燃气轮机的燃烧室必须改烧低热值煤气。显然,这也为航机陆用工作开辟了一个新的领域。为此,作为我国燃气轮机工业的主力军——航空涡轮发动机工业,应该立即着手研究在航机改型中应用低热值煤气的问题。

二、低热值煤气的燃烧问题

众所周知,任何气体燃料都是由几种简单的气体掺混在一起而组成的一种可燃混气,其中一部分是可燃的气体,如: H_2 、 CO 、 CH_4 、 H_2S 以及各种碳氢化合物等;另一些则是不可燃的惰性气体,如 CO_2 、 N_2 和水蒸汽等;此外,还可能混杂一些悬浮的水滴,或呈汽化状、滴状和固体状的物质,如煤焦油、苯、石蜡、煤粉和矿物质微粒等。一般称热值低于1500大卡/标米³的煤气为“低热值煤气”,煤和渣油的气化煤气以及高炉煤气等均属此范畴。表1中给出了某些低热值煤气的组成成份和燃烧属性。

由表1可知,煤气的成份和燃烧属性因煤种和气化过程的不同而异。用鲁奇炉生产的煤气中,主要可燃物质是 H_2 和 CO 。一般含 H_2 量大于10%,含 CO 量则低于10%,但水蒸汽的含量则往往超过30%。这是由于上述煤气在供燃气轮机使用之前必须水洗净化的缘故。高炉煤气中主要的可燃物质是 CO ,含 H_2 量较少,一般只有2~3%,热值则很低,因而更加难于燃烧。

在我国某些小化肥厂的技术改造中,倘若能采用燃气轮机来实现富氧造气的话,则能提供热值大约为1800大卡/标米³的煤气,其含 H_2 量和含 CO 量都在30%以上,因而是一种比较容易燃烧的气体燃料。

那么,在燃气轮机的燃烧室中燃烧上述性质的低热值煤气时,究竟会遇到哪些困难和需要解决哪些问题呢?

1. **燃烧稳定性差的问题。**当燃气轮机燃烧室改烧低热值煤气时,很容易在怠速工况附近发生熄火。产生这个问题的主要原因是:低热值煤气中含有大量的惰性气体,致使理论燃烧温升要比天然气和液体燃料燃烧时低 $300\sim 700^{\circ}\text{C}$,而煤气中主燃物质CO的着火下限又比较高。当低热值煤气中的含 H_2 量较少时,这个问题就会更加突出。表2中给出了某些燃料的着火极限数据,可资比较。

当然,在燃气轮机燃烧室中,熄火特性还与燃烧区内气流的速度场、温度场以及燃料的浓度场等因素密切相关。但是相对于燃烧天然气的燃烧室来说,由于燃料流量大幅度增加,煤气的喷射速度以及燃烧区段的燃气平均流速都有一定程度的增高,再加上燃烧区的燃气平均温度又相当低,这些因素的综合结果将使低热值煤气燃烧室在低负荷工况下容易熄火。一般来说,在相同的燃烧条件下,低热值煤气燃烧室的贫态熄火余气系数 α_{ext} 将比燃烧柴油时者降低一半左右。因而,解决低热值煤气的燃烧稳定性问题是设计和调试这种燃烧室的首要任务。我们要求所设计的燃烧室在任何负荷工况下以及在负荷变化的过程中,在煤气发生炉所发生的煤气成份和热值的允许变化范围内,都能稳定地燃烧,而且能够顺利地实现燃烧气体燃料与液体燃料工况的相互转换。

2. **在低负荷工况下容易发生CO和碳氢化合物燃烧不完全,致使燃烧效率 η_r 明显下降,甚至在怠速工况下 η_r 难于达到90%的问题。**在这种情况下,CO的排放量将大大超过环境污染标准的规定。通常,为了使低负荷工况下的CO排放量降低到1000ppm以下,人们必须作出很大的努力。产生这个问题的主要原因是:低热值煤气的理论燃烧温升低,而火焰传播速度又比较小。

试验表明:低热值煤气燃烧时,CO的排放量与一次燃烧区的温度、燃料中的CO/ H_2 比值和惰性气体的性质,以及燃料的热值有密切关系。只有当一次燃烧区的温度超过 1100°C 后,CO的排放量才能控制在比较低的水平。当一次燃烧区的温度低于 1000°C 后,CO/ H_2 含量越高,热值越低的煤气燃烧时,CO的排放量就越大,而且将随着一次燃烧区温度的下降而急剧增多,相应地熄火极限也越益恶化。试验还表明,煤气中所含的惰性气体的性质对燃烧后CO的排放量和熄火极限有严重影响。在CO/ H_2 的比值和热值彼此相同的前提下,惰性气体为 N_2 气的低热值煤气的燃烧性能(CO的排放量和熄火特性)就要比含 CO_2 和水蒸汽者好。当低热值煤气中含有大量水蒸汽时,其燃烧性能将最坏。这是由于惰性气体的导热特性和比热都会严重影响低热值煤气的火焰传播速度和理论燃烧温升,从而影响其燃烧性能。

总之,合理地控制一次燃烧区的温度水平,是改善低负荷工况下低热值煤气的燃烧效率和CO排放量的重要手段之一。

3. **兼烧柴油时的排气冒黑烟和 NO_x 的排放量超过环境污染标准的问题。**由于在机组启动时,或者当煤气发生炉供气不足或故障时,需要用柴油来维持机组的运行,对于一次燃烧区的空气量供应很少的低热值煤气燃烧室来说,在高负荷工况下兼烧柴油时,就会发生因局部缺氧而造成的排气冒黑烟,以及因燃烧区温度过高而造成的 NO_x 排放量超标的现象。

4. **燃烧低热值煤气时,火焰管壁的温度甚至会比燃烧柴油时高的问题。**产生这个问题的原因有三:(1)在火焰管的头部,煤气中所含的 H_2 气会以较高的速度燃烧放热,致使火焰管的锥顶壁温有过热的可能;(2)为了把相对燃料流量增大很多的低热值煤气完全燃烧掉,就要向燃烧区供应更多的空气量份额,致使冷却和掺混空气量被减少了;(3)当燃气轮机作为煤气发生炉的空气供应源时,需要从压气机中抽取 $10\sim 15\%$ 的空气流量供煤气发

表1 某些低热值煤气的成份与属性

项 目	“3BR”鲁奇 炉煤气	“6BR”鲁奇 炉煤气	窑 炉 气	国产鲁奇 炉 煤 气	某 高 炉 煤 气
容积组成: $N_2\%$	31.7	34.5	45.73	23.88	52.8
$H_2O\%$	32.8	33.7	1.59	35.0	4.0
$CO_2\%$	7.5	11.0	9.92	10.93	22.1
$CO\%$	9.24	5.14	19.77	9.89	19.2
$H_2\%$	16.27	12.13	20.82	17.23	1.9
$CH_4\%$	1.71	2.90	1.58	2.83	
$C_2H_6\%$	0.78	0.63	0.46	0.14	
$H_2S\%$			0.01	0.13	
低热值: 大卡/标米 ³	960	809	1290.25		630
大卡/公斤	1000.19	1113.63		1034	
着火浓度					
上限%					70.34
下限%	18.8	24.0			60.15
理论燃烧温升 $^{\circ}C$	1305	1153			

表2 某些燃料的着火极限 x_L ($t = 20^{\circ}C$, $p = 101325p_a$)

燃 料 名 称	煤气在混合物中的含量 $X_L\%$		燃 料 名 称	煤气在混合物中的含量 $X_L\%$	
	下 限	上 限		下 限	上 限
汽油	1.41	6.75	焦炉煤气	5.60	31.00
H_2	4.00	74.20	发生炉煤气	20.70	73.70
CO	12.50	74.20	3BR煤气	18.80	
CH_4	5.00	15.00	6BR煤气	24.00	
C_2H_6	2.37	9.50	某高炉煤气	60.15	70.34

生炉使用,致使供火焰管冷却用的空气流量被减少了。随着透平前燃气初温的提高以及煤气中含 H_2 量的增多,这个问题就更加突出。

综上所述,在设计和调试低热值煤气燃烧室时,一般会遇到以上四方面问题,需要采取相应的措施加以解决。

三、燃烧室的结构与解决低热值煤气燃烧问题的对策

众所周知,燃烧室的工作性能是通过燃烧室的结构、设计参数和运行参数来保证和体现的。目前,在发展低热值煤气燃烧室的结构方面,有两种方案可循,即采用单个大管径的圆筒型燃烧室和采用多个小管径的分管型或环管型的燃烧室。显然,前一种结构更容易解决低热值煤气燃烧时的困难。现在人们已经能够成功地在这种类型的燃烧室中,燃烧热值只有600大卡/标米³的高炉煤气。后一种结构则适宜于与结构比较紧凑的燃气轮机相匹配,但是它只能燃烧热值不低于1000大卡/标米³的低热值煤气。

显然,利用航空涡轮发动机上原配的燃烧室来直接改烧低热值煤气是不现实的。当航机改烧低热值煤气时,就必须对燃烧室进行彻底改造。为了减少整台航机改型设计的工作量,应力求使压气机与涡轮之间的轴向尺寸保持不变。为此,在航机上无论采用单个大管径的圆

筒型燃烧室或是采用多个小管径的分管型或环管型燃烧室来改烧低热值煤气,都只能把燃烧室设计成为回流型式的。那时,压气机的出口机匣与透平的进气机匣就必须作相应的改型设计。

解决低负荷工况下熄火特性差的主要对策是:(1)增大燃烧室的断面尺寸,降低气流的平均流速。在单个大管径的圆筒型燃烧室中,气流的参考速度一般选为10~15米/秒;在小管径的分管型或环管型燃烧室中,参考速度大约为25~35米/秒。(2)适当减少一次燃烧区内的余气系数 α_1 ,以提高燃烧区的平均温度。通常,在满负荷工况下燃烧低热值煤气时,有必要把 α_1 控制在0.85~0.9。(3)采用合适的空气和煤气的配气机构(其中包括一次射流孔的布局关系),力求在燃烧区形成一个适宜于稳定火焰的气动结构。美国GE公司的试验表明^[1],采用变截面式的火焰管结构型式,藉以造成二次回流效应,对于改善低热值煤气的熄火特性是大有好处的。(4)在煤气喷嘴的尺寸允许的前提下,尽可能地减小煤气的喷射速度。通常,应把煤气的喷射压比 π_g 控制在1.03~1.3范围内变化为宜,以防在 $\pi_g < 1.03$ 时产生低频的振荡燃烧,在 $\pi_g > 1.3$ 时因煤气被喷射到火焰管壁附近的冷却空气层中,不能起燃而造成损失。(5)尽可能避免煤气在进入燃烧区之前与空气的预混。(6)必要时可考虑在燃烧室中加装燃烧高热值煤气的值班喷嘴,以稳定低热值煤气的燃烧火焰。高热值煤气的消耗量大约为低热值煤气总流量的1%左右。

通常,低热值煤气燃烧室在趋近于熄火时,排气中的CO与碳氢化合物的含量必定会有急剧增大的趋势,因而解决低负荷工况下熄火特性差的那些措施,对于提高低负荷工况下的燃烧效率、减少CO与碳氢化合物的排放量都是有好处的。特别是提高一次燃烧区的平均温度和增长煤气在燃烧室内逗留时间的措施更为有效。在燃烧室的断面尺寸不允许增大很多的情况下,适当后移掺混孔的开启位置,也能收到同样的效果。此外,还应控制煤气的喷射锥角,以防把煤气喷入火焰管壁附近的冷却气层中去。

解决兼烧柴油时排气冒黑烟问题的主要措施是:合理地组织由旋流器流出的空气与燃料喷雾炬根部之间的配合关系,防止两者之间相距过远而发生局部缺氧现象。采用高压比的空气雾化喷嘴,既有改善柴油雾化细度的作用,又能向燃料喷雾炬根部供应适量的空气,有助于减轻排气冒黑烟的程度,甚至有使之完全解决的可能。在高负荷工况下,向燃烧区适当喷入一定数量的水或水蒸汽,使燃烧火焰的温度不至于超过1650℃,则是解决兼烧柴油时排气中NO_x排放量超标问题的主要对策。

精心地设计高冷却效率的气膜冷却方案,适当增加火焰管头部的冷却空气量,是解决低热值煤气燃烧室在高燃气初温和煤气中含H₂量较多的情况下火焰管壁温度较高的途径。当然,适当减小煤气的喷射锥角,防止燃烧火焰贴近火焰管壁,以及采用回流型式的燃烧室结构,在一定程度上都能使这个问题得以缓和。

图1上给出了一种能够成功地燃烧热值为600大卡/标米³的高炉煤气的单个喷燃器的结构示意图。其中,煤气与空气旋流器的设计速度均为30~40米/秒。为了充分利用燃烧空间,缩短火焰的长度,在一个大尺寸的圆筒型燃烧室中可以按装多个这样的喷燃器。

图2上给出了一种能够成功地燃烧热值为1000大卡/标米³的鲁奇炉煤气的喷燃器,它适用于小尺寸的分管型或环管型燃烧室中。其中煤气与空气是彼此反向旋转的。空气的旋流速度为70~90米/秒,煤气的旋流速度为150~270米/秒。为了使煤气能够很好地掺混到空气旋流中去,就应使煤气旋流器的叶片安装角选得比空气旋流器者略大一些。

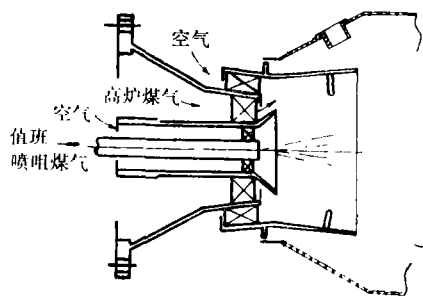


图1 单个高炉煤气的喷燃器

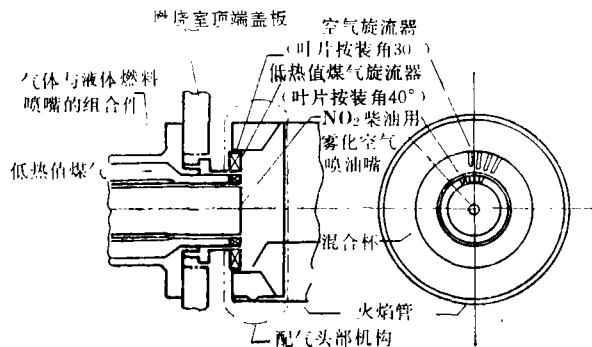


图2 旋流式煤气喷燃器

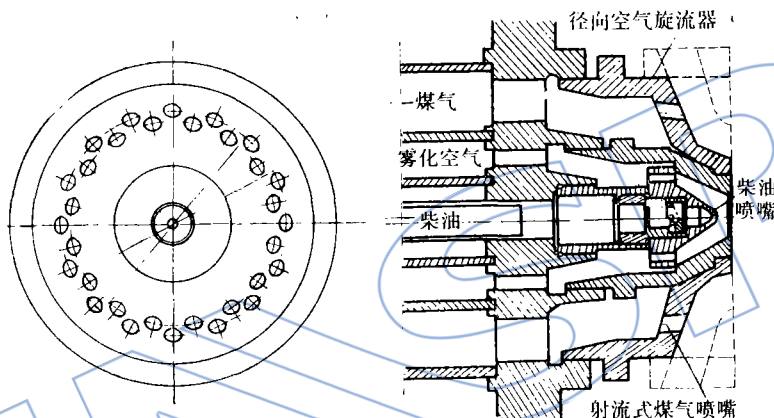


图3 射流式煤气喷燃器

图3上给出了一种能够成功地燃烧热值为1200大卡/标米³的鲁奇炉煤气的喷燃器，它也适用于小尺寸的分管型或环管型燃烧室中。其中煤气喷嘴是射流式的，射流速度为110~275米/秒。空气的旋流速度为50~70米/秒。为了减小在进入燃烧空间前煤气与空气旋流的预混程度，以利于改善煤气的燃烧稳定性，煤气射流孔的轴线应向喷燃器的中心线方向偏转若干角度。在这种喷燃器中，由于空气旋流与柴油喷雾炬的根部比较接近，因而在采用高压比的空气雾化喷嘴时，兼烧柴油时的排气冒黑烟问题是能够完全解决好的。

上述煤气喷燃器的结构可供航机改型设计时参考。

此外，目前人们还在研究一种变几何的新型燃烧室，利用一次燃烧空气量可调的特殊措施，来解决低热值煤气燃烧时所遇到的困难。这个动向是值得注意的。

根据以上讨论可知：当航机改烧低热值煤气时，燃烧室必须作彻底改造。通常，燃烧室的直径和长度都应该相应地增大，以求煤气具有较长的逗留时间；燃烧区的配气机构和方式也应改变，以保证在低负荷工况下一次燃烧区也能具有相当高的温度水平。

四、航机的其他部件和系统的改造问题

应该指出：在改烧低热值煤气时，除了燃烧室外，航机的其他部件和系统也必须进行相当大的改造。为了说明问题，我们拟以用航空涡桨发动机改装成的、燃烧天然气的发电机组为

例,来分析当该机组改烧高炉煤气时,必须进行的技术改造的内容。图 4 中给出了这两种机组设备的对比关系。

机组的其他部件和系统的改造内容有以下几个方面:

1. 由于高炉煤气的热值低 ($600 \sim 800$ 大卡/标米³),在涡轮前燃气初温不变的前提下,相对于天然气而言,高炉煤气的流量需要增加近 20 倍,因而要求: a) 大大增大煤气供给系统的尺寸; b) 调节系统必须彻底改造; c) 在压气机尺寸不变的条件下,涡轮的通流能力就不够了,压气机就会喘振。为此,需要加大涡轮的尺寸; d) 需要设计高效率的高炉煤气增压器; e) 假如高炉煤气增压器是由燃气轮机自身带动的话,就需改型设计齿轮箱的传动系统,相应地需要增大启动马达。f) 在煤气增压器与高炉煤气母管之间,需要加装煤气的减压装置,以便于机组的启动和煤气增压器负荷工况的调节。

2. 由于高炉煤气中含有许多脏的灰尘和微粒,会污染和磨损煤气增压器和燃气涡轮,使机组的功率和效率逐渐恶化并影响使用寿命。为此,在煤气增压前,必须采用高效率的湿式除尘器,以除去煤气中的灰尘。通常要求把高炉煤气中的含尘量降低到 1 毫克/标米³。此外,在机组的运行过程中,还得定期地清洗增压器叶片上的积灰。

3. 由于高炉煤气有毒,必须严防泄漏。为此,在高炉煤气的增压器上应采用先进的轴封方案;在调节系统的阀体上也要采取气密性措施。通常可以选用 N₂ 气作为密封介质。

4. 必须采取全面性措施以提高航机陆用后的整机使用寿命。

最后应该指出:经这样改型设计后,相对于燃烧天然气的机组来说,机组的热效率是会降低的,它大约是前者热效率的 80% 左右。当机组燃烧鲁奇炉煤气时,也必须对煤气进行清洗,以确保在燃气涡轮前燃气中颗粒尺寸大于 2 微米的含尘量能低于 $2 \sim 2.5$ 毫克/标米³。

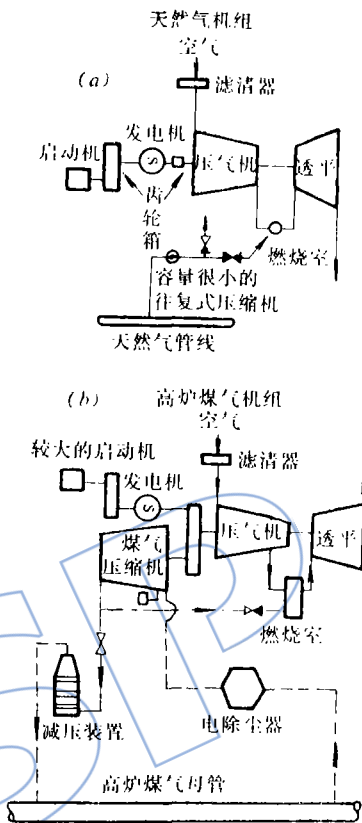


图 4 两种机组设备的对比关系

参 考 文 献

- [1] Battista, R.S., Farrell, R.A., "Development of an Industrial Gas Turbine Combustor Burning a Variety of Coal-Derived Low BTU Fuels and Distillate," ASME paper 79-GT-172.
- [2] Hilt, M., Beebe, K., Popa, D., Maxwell, G., "Low BTU combustion test program," Final Report, Oct. 1984, G.E. Company.
- [3] Mitsubishi, "BFG Firing Gas Turbine and combined Cycle Power Plant," July, 1985, Mitsubishi Heavy Industries, LTD.
- [4] 焦树建, "关于 PG5000 系列燃气轮机燃烧室改烧低热值煤气问题的探讨," 清华大学热能系, 燃 82-006, 1982, 7.
- [5] 焦树建, "关于燃气轮机燃烧室改烧低热值煤气的若干问题," 高等学校第一届全国工程热物理学术会议论文集, 1983, 南京.

A set of empirical formulas which describe the distribution of the local heat transfer coefficients by impingement cooling have been obtained from the experimental data by means of least square approach.

APPLICATION OF SHOCK TUNNEL TO HEAT TRANSFER EXPERIMENTS ON TURBINE BLADE

Li Jingmei, Zhao Runming, Wang Jinan

(*Institute of Mechanics, Academia sinica*)

Abstract

Transient wind tunnels and their supplementary instrumentation have been used to examine the flow and heat transfer around hypersonic vehicles. The purpose of this paper is to describe their application to turbine cascade testing and refinements of its heat transfer measurement techniques.

The shock cascade tunnel was reconstructed, and the surface pressure distribution and the surface heat flux of blades were measured at stream free conditions of $Ma_\infty = 0.15$ and 0.21 , $Re_\infty/L = 1 \times 10^7$, $T_O/T_W = 2.2$, in the shock cascade tunnel. The results of the experiments show that this experimental scheme is feasible.

APPLICATION OF LOW BTU GASES TO AEROENGINE MODIFIED FOR INDUSTRIAL USE

Jiao Shujian

(*Tsinghua University*)

Abstract

At present, we are confronted with the realistic conditions to modify aero-engines for burning low BTU gases. The combustion characteristics of these gases are presented in this paper. Some difficulties encountered in burning of these gases in gas turbine combustors are considered and their solutions are proposed through several typical examples of combustor configuration. In addition, the necessary modifications for other components and their operating systems in the aeroengine are also presented in order to provide some guidelines for future work in aeroengine modification for industrial utilization.