

WZ-6发动机改用天然 气的结构方案试验研究

江西乐河机械厂 胡逸安 曾妙兰

摘 要

本文介绍了 WZ-6 发动机燃烧室由烧液体燃料改烧天然气燃料的结构设计方案、部件调试过程和试验结论, 以及整机调试和试运转情况。实践证明, WZ-6 发动机改烧气体燃料的结构设计方案是成功的。

一、前 言

WZ-6 发动机改成我国一种地面用工业型燃气轮机 (WZ-6G), 目前已用于油田作动力, 改烧天然气燃料是用户的要求。航空燃气轮机由烧液体燃料改为烧天然气燃料, 关键问题是如何将天然气输入发动机内部, 并在其燃烧室主燃区形成和烧油时那样相同或相当的燃料浓度场, 以保证燃烧室出口温度场和火焰筒壁温与烧油时相同或大致相当; 燃烧稳定性好及燃烧效率高。只有这些问题解决好了, 发动机改烧天然气才有可能。研究的方法是用燃烧室部件试验来验证向燃烧室供给天然气的设计方案, 最后找出合适的结构形式和参数, 再用于整机上验证。

二、天然气的引入和喷气环

WZ-6 发动机的燃烧室是带甩油盘式的环形燃烧室, 燃油从前传机匣的静止油管输入, 经与燃气发生器转子同步旋转的中心油管, 进入甩油盘, 高速旋转的甩油盘将燃油非常均匀地甩入燃烧区。天然气很难按此方式喷入燃烧区。

因此, 让天然气经轴向扩压器叶片前端径向插入的三根管子, 沿离心叶轮后盖, 引入套在原甩油盘外边的一个不旋转的喷气环中, 由喷气环向主燃区喷天然气 (图 1)。试验表明, 用这种引入法对气流流场的影响不很明显。

喷气环向燃烧区喷出的天然气周向是否均匀是关键问题, 前后试验了三种基本结构方案。

最先用单环室喷气环, 用槽道式通道联通环室, 由环室的喷口喷出天然气 (图 2a)。喷口有径向和与径向成 45° 角的二种形式。试验表明, 燃烧室出口燃气温度场 T_3^* 都很不均匀, 形成非常明显的三个高温区, 高温区基本上对应着三个接天然气管子的区域。将该喷气环接上压力水, 观察喷出水面形状如图 2b 阴影所示, 显然对着接天然气管的区域喷出的水量多。试验

中出现的三个高温区,就是因喷出的天然气量周向不均匀所致。分析认为这种喷气环环室各喷口处的气流流场不可能均匀。

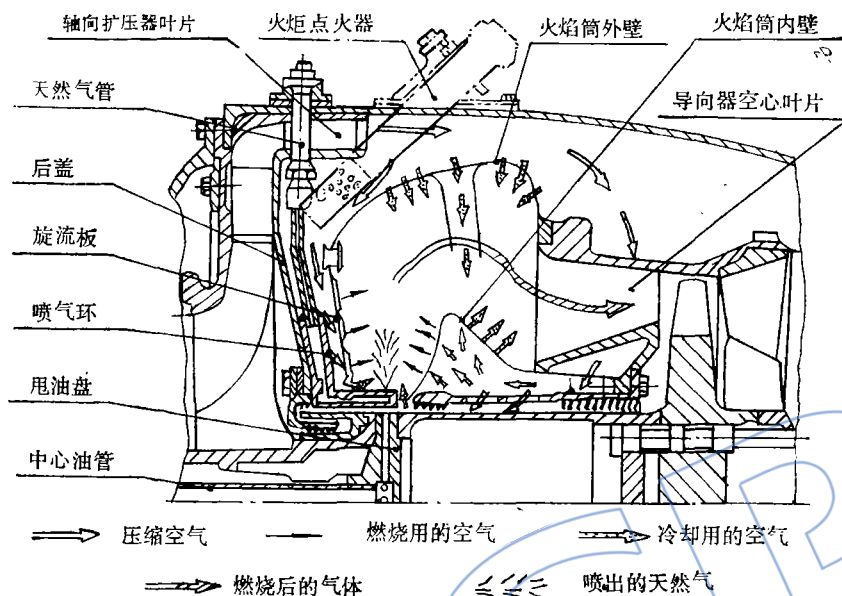


图 1 带喷天然气环的燃烧室

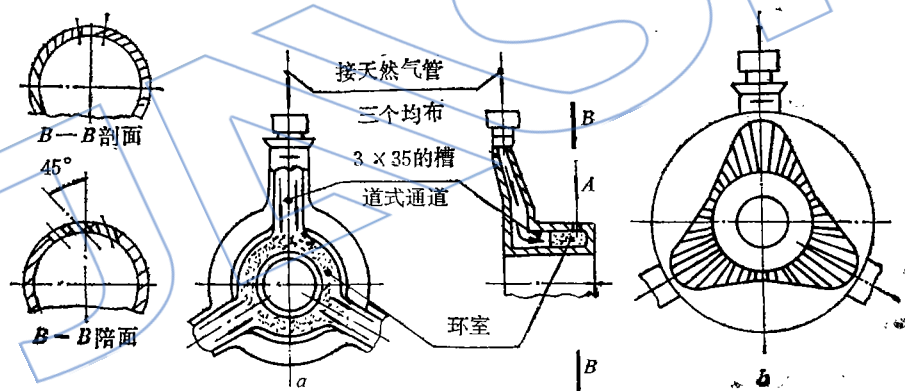


图 2 单环室喷气环(a)及喷出水面形状

后改用双环室喷气环(图 3),是利用轴向节流缝 c 形成两个环腔室,向燃烧区喷射均匀的天然气燃料场,想保证燃烧室出口温度场均匀。经试验表明,在燃烧室的上方仍然存在一个明显的高温区,另外还存在两个不很明显的高温区。分析认为,前者是因燃烧室进口上方两侧安置了两个火炬点火器,火焰筒上的一个掺混进气口正好在右边(逆气流看)那个火炬点火器扰动了气流的尾迹,使该处进入的掺混空气量减少。后者仍然是喷气环周向喷出的天然气量不均匀引起的。故又研制了图 4 所示的三环室喷气环。

对喷口直径也试验了多种尺寸(1.2~1.8mm)和三种布置形式——单排孔、双排孔和三排孔, A 向处轴线垂直平面内圆周均布 96 个相同孔径的孔为单排孔,左、右各加一排为三排孔, A 向处左、右安置两排为双排孔。试验结果是双排孔的 T_{3^*} 的均匀性比单排的好,三排

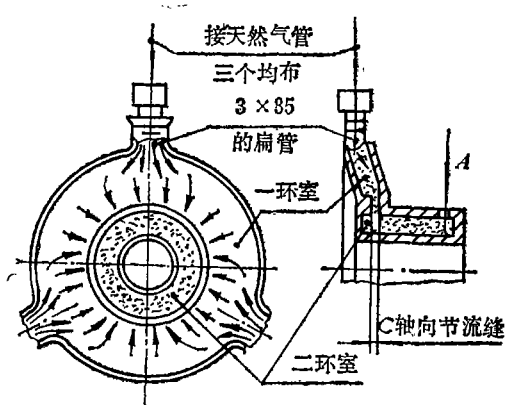


图8 双环室喷气环

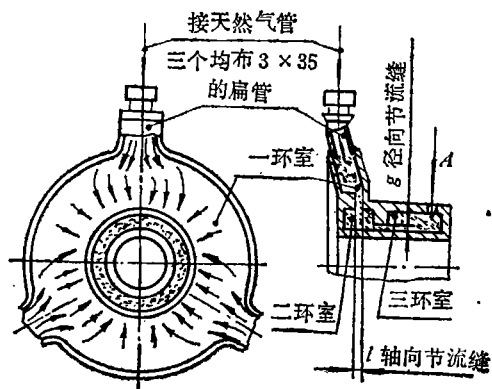


图4 三环室喷气环

孔的最佳。可见，喷气环的喷口直径小些、数量多些好。但孔径太小会被天然气中带的固体杂质堵死，而造成温度场更不均匀。喷出的天然气速度以 $50\sim 80\text{m/s}$ 为宜。

三、燃烧室出口燃气温度(T_3^*)场

在第一级涡轮导向器后圆周上均匀布置10支梳状热电偶，用来测量 T_3^* ，每支热电偶沿径向插入，大致对准导向器叶片间的气流通道(导向器有20个叶片，叶片尾缘高27mm)。每支热电偶有4个测量点，共测量40点的温度。以温度场的过热系数 δ_z 来衡量温度场的均匀程度， $\delta_z = (T_{3\max}^* - T_{3pj}^*) / (T_{3pj}^* - T_{2pj}^*)$ (式中： $T_{3\max}^*$ 为40点温度最高值， T_{3pj}^* 为40点温度的平均值， T_{2pj}^* 为燃烧室进口气流平均温度)。

在拆除右边的一个火炬点火器后，用三环室三排孔喷气环进行试验，进口气流参数和测得出口的 T_{3pj}^* 及 δ_z 都列入表1，认为 δ_z 在0.21~0.23范围是满意的。

表 1

		I ⊙	II △	III ×	IV ✕
进	总压 P_1^* (MPa)	0.442	0.441	0.456	0.468
口	平均温度 T_{2pj}^* (K)	302.5	302.5	302.2	301.9
出	平均温度 T_{3pj}^* (K)	927.6	970.1	992	1027.8
口	过热系数 δ_z	0.23	0.22	0.22	0.21

按同样的方法得到的叶片不同高度上沿圆周的温度过热系数 δ_{rz} 表示在图5上，图6示出了沿叶高平均温度分布情况。

从图6可见，沿叶高燃气温度分布是符合一般规律的，但靠叶根的温度稍高了点，最高温度的区域再稍靠叶尖方向一些就更为理想。从图5看，靠叶片根部区域的温度过热系数变化大，其绝对值也稍大点。但从测量的 T_3^* 温度场数据看，仍然能满足发动机的安全工作要求，故将三环室三排孔喷气环方案用于WZ-6G机上。

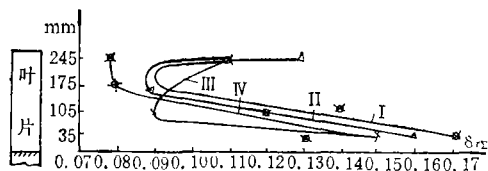


图 5 沿叶高温度过热系数分布

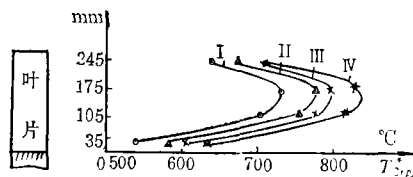


图 6 沿叶高温分布

四、火焰筒壁温

测量火焰筒壁温的试验条件见右表(其中 G_K 为空气流量),用示温漆测得的壁温如下:

表 2

	P_2^* (MPa)	T_2^* (°C)	G_K (kg/s)	$T_{3,p1}^*$ (°C)
提前试验参数	0.503	74.9	5.43	705.7
额定功率点参数	0.504	229	5.46	837

火焰筒外壁的旋流板部位(见图 1),除最外10毫米宽的一个环带上温度为400°C到620°C外,其余均未达到350°C;外壁上20个切口处有的温度到550°C,进气斗附近的地方或稍后的区域有的也到550°C,有一处1.5cm²面积上到650°C,其余的地方均为350°C到400°C。

火焰筒内壁前段的中部为500°C到550°C,有一处约2.5cm²面积上温度为550°C到600°C,其余约在450°C以内;后段壁温均在350°C以内。

原型火焰筒外壁的旋流板和内壁的前段为GH128材料,其余部分为GH44、GH30材料,从试验了数十小时的火焰筒外观,没有发现任何损伤之处。

发动机在额定功率点工作时(见表 2) T_2 是229°C,试验时只有74.9°C; T_3^* 应到837°C,试验时只到705.7°C。就加热比看,基本上是相当的,或稍高点,但测试时火焰筒内单位时间内热能低,火焰筒测得的温度偏低。为便于比较,认为火焰筒壁温的绝对升温相同,据此,试验时壁温最高处650°C,升温650°C - 74.9°C = 575.1°C,在额定功率状态时,壁温为575.1°C + 229°C = 804.1°C,就火焰筒现用材料看,安全工作是不成问题的。

五、燃烧室的启动点火及燃烧稳定性

WZ-6 机燃烧室用两个火炬式点火器点火。在燃烧室改烧天然气时,也将原火炬式点火器进行了改装,方法是拆除了原离心式喷油咀,尽可能的加大通道面积,天然气由通气管直射式喷出,通过电火花点燃,形成一支炽热的火炬,去点燃主燃烧室。

试验时燃烧室的空气压力为0.002~0.025MP_a(表压),气流速度 $Ma_2 < 0.08$,余气系数在3~7的范围内,只要供给火炬点火器的天然气压力比燃烧室进口空气压力不高出0.01MP_a,就能很可靠地点燃炽热的火炬,并立刻可靠地点燃主燃烧室。

试验时用一个火炬点火器点火和用两个火炬点火器点火同样可靠。由于火炬点火器的存在,扰动了燃烧室进口的空气流场,从而恶化了燃烧室出口的 T_3^* 温度场。所以,完全可以

拆除右边的那个火炬点火器, 只用一个火炬点火器点火, 可改善原发动机的温度场, 对提高涡轮的疲劳寿命是十分有利的。

燃烧室试验烧天然气的过程中, 没有发现振荡和脉动燃烧。余气系数在 9 (不是熄火边界) 以内能稳定燃烧, 火焰为透明的淡兰色, 没有发现任何积炭的现象, 燃烧良好。

六、全台发动机调试和试运转情况

在整机调试中, 发动机在电调计算机的程序控制下实现了自动启动、自动控制进入各工作状态下工作。测取了各工作状态下的输出功率(见图 7)和燃气发生器涡轮后的 T_4^* 温度场。将测取了烧油型的 WZ-6 机的输出功率也表示在图 7 上。从图 7 看到烧天然气型的 WZ-6G 机与烧油型的 WZ-6 机的输出功率基本上相同。

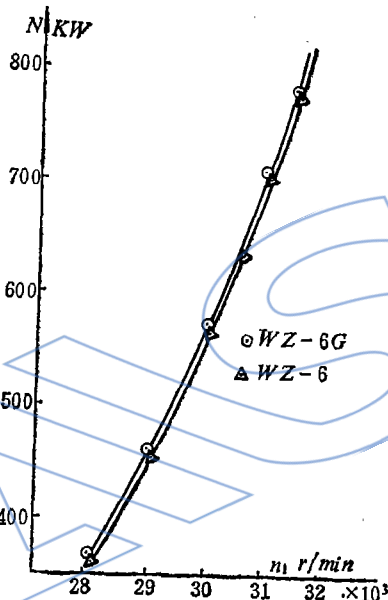


图 7 WZ-6G、WZ-6机输出功率测量

比较一下测取的WZ-6G机和WZ-6机的 T_4^* 温度沿叶高的分布: 各工作状态下靠叶根的燃气温度WZ-6G机要高些, 随着功率状态的提高而减少, 到额定功率状态约高 9°C ; 低功率状态下 T_4^* 温度沿整个叶片高度都比 WZ-6机高些, 但到了高些功率状态时, 除靠叶根区域外, T_4^* 温度比WZ-6机低些。对发动机的安全工作还是不成问题的。

调试之后, 机组运转到1500小时后, 分解发动机检查, 其燃烧室及涡轮等高温零、部件的工作都很正常。发动机现行的烧天然气燃料的结构方案是可行的。

试验虽然取得了初步成功, 但是还应进一步完善。前面已谈到靠叶片根部区域的燃气温度稍高, 沿叶高的高温区域应稍向叶尖方向偏一点为好; 从火焰筒内、外壁的温度看, 内壁前段比较高些, 说明火焰稍偏后。外壁上的旋流板温度外沿比较高, 但就其整个的温度来看是低的, 喷射天然气的速度高了些。改进的方案是适当加大喷口尺寸, 前、中两排孔适当向前倾斜, 使天然气稍向前喷, 这样可使火焰稍靠前、靠中心点。作者认为这样改一改喷口会使 T_3^* 温度场更合理, 同时会改善燃烧效率。

(责任编辑 王华芳)

DYNAMIC SIMULATION RESEARCH ON DIGITAL SPEED CONTROL SYSTEM OF AEROENGINE

Tian Min and Wu Chihua

(Northwestern polytechnical University)

Abstract

This paper describes the real time dynamic simulation research on the digital speed control system of an aeroengine under small perturbation conditions. The control calculation approach has been programmed for a microcomputer. The proportional derivative control is applied to the large error region and the proportional control to the small error region. Furthermore, in the small error region, the large proportional constant control is adopted if the error increment tends to increase, and the small proportional constant control is employed when it tends to decrease. For the sake of normal operation in the digital speed control system, the influence of the high frequency disturbance, the overspeed and spillover in the microcomputer have been eliminated. Finally, the flow chart of the program and the real time simulation tests are demonstrated. The test results and some useful conclusions are also presented.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON MODIFICATION OF THE WZ-6 AEROENGINE TO USE NATURAL GAS AS FUEL

Hu Yian and Zeng Miaolan

(Lehe Machinery Factory)

Abstract

This paper describes the experimental investigation on modification of the WZ-6 aeroengine into an industrial turbomachine (WZ-6G) which has been run for 1500 hours continuously as a powerplant in oil field. The fuel supply system of the engine has been reconstructed so that the natural gas is introduced through the three tubes radially inserted in the axial diffuser into a stationary jet ring, and therefrom injected into the main combustion zone. The ejection of the natural gas from three rows of holes on the jet ring is peripherally uniform.

Testing shows that the reasonable injection speed of the natural gas is 50 to 80m/s, nonuniformity coefficient of the gas temperature field at the outlet of the combustion chamber is about 0.22, Under the above conditions, the distribution

of the temperature field in the combustion chamber meets the essential requirements and provides smooth combustion with the transparent light blue flame. The temperature of the flame tube wall is permissible. The main combustion chamber is actuated and ignited by the torch ignitors with natural gas as fuel.

TECHNICAL NOTES

RANDOM VERTEX METHOD AND SIMULATION OF VORTEX STRUCTURE BEHIND A TRIANGULAR PRISM

Xu Chenggang, Yan Chuanjun, Wang Hongji,
Zhu Huiling, Tang Ming

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

In this paper, the flow passing a triangular prism has been calculated by random vertex method. In order to eliminate the oscillation of the tangential velocity at the prism surface, a coefficient K_w is introduced, which is used to consider the interaction of newly generated vortex blobs at the surface. The idea of so called "gravity blob" is proposed to save the CPU time in running the program for simulation of vortex structure behind the triangular prism. The essential features of the large-scale vortex structure in the recirculation region and Karman vortex street downstream are clearly shown in the figures of vortex blob distribution obtained from calculations.

A FLIGHT-TEST STUDY ON THE TOTAL PRESSURE RECOVERY AND EXIT FLOW FIELD IN AN INLET

Miao Liang

(Flight-Test Research Centre)

Abstract

A flight-test study on the total pressure recovery and the exit flow field in an inlet of a supersonic jet aircraft is presented. The total pressure recovery characteristics and the exit total pressure distortion patterns in the transonic flight are given. The variation of the total pressure recovery coefficient and the distortion factor with Mach number during inlet-engine matching is illustrated.