

WZ5发动机改用中热值气体燃料

北京航空学院 刘高恩 王华芳

摘 要

为了WZ5航空发动机改用小化肥厂的废气(含氢约50%、甲烷约20%,其余为氮气,热值约3000kcal/m³),重新设计了燃烧室喷咀。试验证明,改型后的燃烧室点火、火焰稳定性、燃烧效率、燃烧室总压损失、出口温度分布、冒烟和壁温等均达到发动机基本指标要求。

60年代开始,航空发动机改陆用燃气轮机在工业上作为泵,压缩机,发电等的动力已在国内外广泛的应用,但改用中、低热值气体燃料还在研究中,燃料的热值低使绝热当量火焰温度低,燃烧速度低,喷咀出口燃烧喷射速度高,韦勃数(Wobbe Index)W.I低,因此可能引起点火,起动,燃烧效率,稳定范围及出口温度分布等方面的问题。根据美国Solar公司的经验^[1],按照燃料气的W.I值和 R_v ,可以预估对发动机修改的范围。本试验采用的燃料气的W.I.为4590kcal/m³, $R_v=1.9$,按其经验,发动机需修改设计,但该经验是根据不含H₂的燃料气得出的。据G.E.公司的经验^[2],氢的含量对燃烧性能产生明显的有利影响,当氢的含量 $\geq 10\%$,热值低到890kcal/m³的燃料都能燃烧。基于以上两方面的经验,首先考虑只对喷咀进行重新设计,如不满足要求,再进一步修改涡流器的通孔直径。

一、喷咀设计和实验设备

WZ5是小型航空发动机,以航空煤油为燃料,空气流量 $G_B=11.35\text{kg/s}$ 压缩比 $\pi_K=5.52$, $T_3=988\text{K}$,功率 $N=1166\text{kW}$,全环形燃烧室外径 $D_{\text{外}}=498\text{mm}$,内径 $D_{\text{内}}=244\text{mm}$,长度 $L=388\text{mm}$,8个喷咀,二个点火器。见图1。

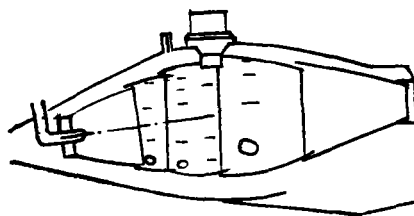


图1 WZ5发动机燃烧室简图

中热值燃料气体喷咀设计应考虑:(1)一般要求发动机全功率时燃料喷咀出口处压降 Δp

不大于10%^[3],以避免燃烧脉动和保证较长的燃烧室寿命。(2)设计喷射燃料气的喷射角比喷油时的喷射角略小。喷射角为105°,现改成90°,以防头部偏富和壁温过高。按计算,如设计喷咀为六孔,则每孔的 $d=4.8\text{mm}$,4孔则 $d=6\text{mm}$ 。共设计了四种型式的喷咀见图2,研究其对温度分布的影响。

实验设备是在现场建立一套常温、常压全环形燃烧实验台,流路见图3。

用可转动的热电偶耙测量出口温度分布,在排气截面圆周相隔60°安装6支测温耙,每支上有四点热电偶等距分布,移位机构每6°转动一次,每次试验可测240点的温度分布。燃烧效率采用燃气分析方法测量,测出排气中CO,未燃碳氢化合物(UHC),和O₂的体积含量

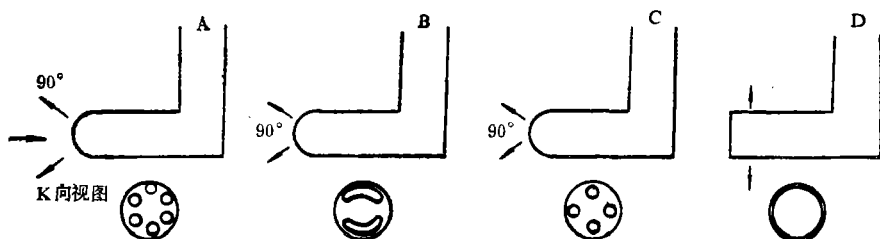


图 2 四种形式喷嘴

(ppm) 来计算。四支取样感头按周向均布固定在排气通道内, 每支感头上有 4 个取样孔, 平均取样, 燃烧室内总压恢复系数由进出口处总压靶测量, 火焰筒壁温由示温漆显示。

试验状态是模拟实验设备中燃烧室进口 λ 数和实际工况下发动机燃烧室进口 λ 数相同, 实验燃烧室温升和实际工况下发动机燃烧室温升相等, 并且试验时燃烧室的 Re 大于临界 Re 。

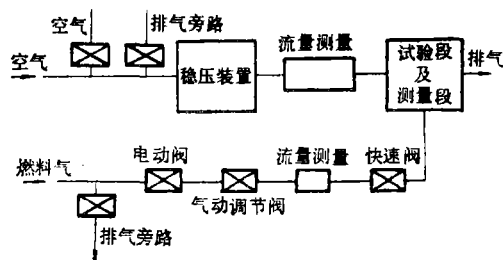


图 3 实验设备流程图

二、试验结果

1 点火范围 当空气流量由 0.6 到 1.0 kg/s, 温升范围 $\Delta T = 573\text{K}$ 到 1023K 之间, 所设计的四组喷嘴都能可靠的点燃, 试验所得的曲线见图 1, 点火时所需的燃料气重量流量比煤油少, 由于试验的燃料气含氢量很高, 很易点燃, 而煤油在点火时只有部分蒸发, 所以图 4 中点燃极限不易测出, 上限受到 $\Delta T_{\max} = 750\text{K}$ 的限制, 下限受燃料调节系统的限制,

2 燃烧效率 效率公式: $\eta = 1 - (3020\text{CO} + 8659\text{UHC}) / (G_f / \gamma_f) [\gamma_a / (G_a + G_f)] Hu_f$ 式中 G_f 和 G_a 为燃料和空气流量, γ_f 和 γ_a 为燃料和空气重度, Hu_f 为燃料热值, Co 为排气中所含一氧化碳的容积含量 (ppm), UHC 为未燃碳氢化合物的容积含量 (ppm)。

试验所得各组喷嘴在各工况下的燃烧效率均高于 0.96 (见图 5), 符合原设计要求。

由于燃烧室试验是在常温常压下进行, 而在实际发动机中有压气机, 燃烧室进口气流的压力, 温度均有提高, 对实际的燃烧效率会有利。

3 出口温度分布 品质一般用二个参数来表示, 温度不均匀系数 $P \cdot F$ (Pattern Factor) 及某叶高下周向平均温度不均匀系数 $R \cdot P \cdot F$ (Radial Profile Factor) 定义如下:

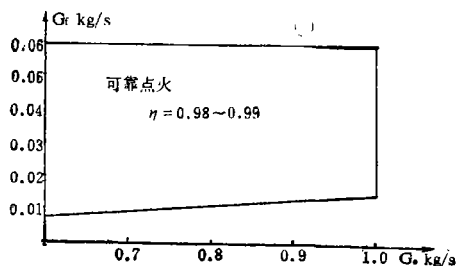
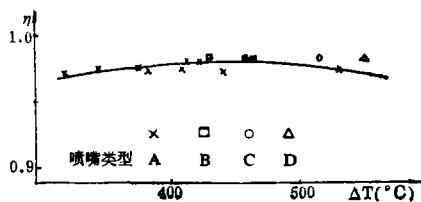


图 4 试验的点火范围

图 5 效率 η 随 ΔT 的变化曲线

$$P \cdot F = (T_{1\max} - T_4) / (T_4 - T_3) \quad (2)$$

$$R \cdot P \cdot F = (T_{1v} - T_4) / (T_4 - T_3) \quad (3)$$

式中 T_4 为出口 240 点算术平均温度, T_3 为进口温度, $T_{1\max}$ 为某叶高下沿周向最大温度, T_{1v} 为某叶高下沿周向平均出口温度。

WZ5 发动机设计指标为: 最大 $P \cdot F < 0.2 \sim 0.25$, 最大 $R \cdot P \cdot F < 0.06$, $l_{t\max} = 0.5 \sim 0.6$, $l_{t\max}$ 为最大 $R \cdot P \cdot F$ 处的相对叶高 ($\bar{l} = l/l$, l 为全叶高)。

根据温度系数数据可以画出各组喷嘴燃烧室的 $R \cdot P \cdot F$ 沿叶高的分布, 示于图 6

表 1 各工况下各组喷嘴下的 $P \cdot F$ 和最大 $R \cdot P \cdot F$ 值

	A 组						B 组			C 组	D 组
$\bar{n}$	0.60	0.70	0.85	0.90	0.95	0.982	0.90	0.982	0.982	0.982	0.982
H_u kcal/m ³	3394	2829	2829	2914	2914	2914	3079	2906	2702	3128	2778
ΔT K	321	388	417	409	443	537	432	463	462	515	551
G_a kg/s	2.66	2.95	2.82	2.79	2.81	2.73	2.91	2.91	2.93	2.90	2.91
G_f kg/s	0.026	0.049	0.052	0.044	0.048	0.060	0.047	0.047	0.049	0.057	0.065
$P \cdot F_{\max}$	0.178	0.178	0.191	0.14	0.194	0.178	0.455	0.425	0.26	0.26	0.20
$R \cdot P \cdot F_{\max}$	0.055	0.053	0.052	0.049	0.040	0.050	0.044	0.044	0.050	0.050	0.055

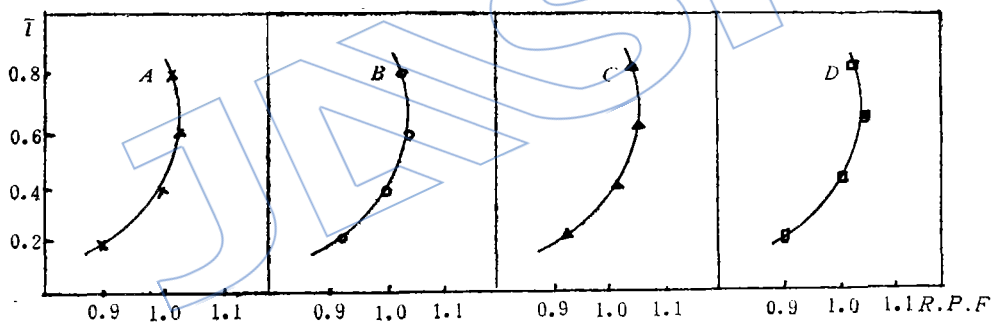


图 6 $R \cdot P \cdot F$ 沿叶高分布

试验结果表明, A, C, D 三组喷嘴的燃烧室出口温度场基本符合要求, 其中 A 组较好, B 组不符合要求, 可能由于喷嘴出口处喷射燃料气浓度不均匀造成。A 组由于喷嘴开孔数多使浓度分布均匀。C 组与 D 组对比, 虽然 D 组喷射角为 180° , 原设想头部会过富和温度分布不均匀, 实际上由于燃料气与涡流器中空气能较早地掺混使温度分布较好, 看来在 WZ5 发动机上气体喷射角在 $90^\circ \sim 180^\circ$ 范围内对温度场影响不大。

据文献[4], 进口温度对温度不均匀系数有影响, 进口温度较低时的 $P \cdot F$ 略高于较高进口温度时的 $P \cdot F$, 因此本试验在常温下所得出的 $P \cdot F$ 值是偏保守的。

从试验所得的出口温度分布等值线上可见, 点火器附近温度偏高, 这是由于结构造成的, 因为点火器下游没有相应的掺混孔。一种可能改进的办法是只装一个点火器, 可以稍微改善

出口温度分布。

由表 1 中可见燃料热值由 2800kcal/m^3 到 3400kcal/m^3 对温度场品质的影响不大, 这和 Solar 公司的经验相一致^[3]。

4 燃烧室总压恢复系数, 冒烟及火焰筒壁温 WZ5 发动机在 $\bar{n} = 0.985$ $G_a = 2.91\text{kg/s}$ $G_f = 0.0567\text{kg/s}$, $\Delta T = 530\text{K}$ 时, 测出总压恢复系数 $\sigma = 0.936$, 合乎规定指标。

壁温试验采用 A 组及 D 组喷咀的燃烧室, 模拟 $\bar{n} = 0.982$, A 组喷咀温升为 721K , 连续工作 8 分钟, D 组喷咀温升为 711K 工作 5 分钟, 二种喷咀的燃烧室示温漆显示最高壁面温度均在环内, 显示温度均为 873K 左右, 照理试验壁温应模拟压气机出口处温度 519K , 现在常温下试验壁温会偏低, 虽然试验时模拟温升比实际发动机的温升 465K 要高出 250K 左右, 但试验所得壁温还是比实际发动机的壁温低, 根据文献[6], 进口温度对壁温的影响可按下列经验公式确定。

$$T_w = T_{w0} + kT_2 \quad (4)$$

式中 T_w 为实际壁温, T_{w0} 为进口温度为常温时的壁温, T_2 为进口温度, k 为系数取 $0.7 \sim 0.8$

如果按 T_{w0} 为 873K , T_2 为 519K $k = 0.7 \sim 0.8$ 估算得 $T_w = 1045 \sim 1069\text{K}$ 由于壁温 873K 是在温升 711K 时所得, 实际发动机温升仅为 465K 因而 T_w 要低些, WZ5 发动机要求壁温不超过 1033K , 可以预计该燃料气的燃烧室壁温完全能满足要求。其原因主要燃烧气体燃料时基本上没有碳粒子存在, 因此火焰幅射热减少, 致使壁温降低, 试验中在排气出口曾进行了排气冒烟的测量, 测出冒烟度为 0。

三、结 论

1. WZ5 航空发动机燃烧室, 改用含 H_2 高的中热值燃料气时, 只要修改喷咀, 其燃烧性能能就完全满足要求。

2. 燃料中含氢重 51.2% , 这对点火和火焰稳定极为有利。

3. 设计的四组喷咀中, 以 A 组性能为最好, 燃烧效率比烧煤油时有所提高, 出口温度分布略有改善, 壁温亦低, 其中 C, D 二组喷咀可以接受, B 组稍差。

4. 试验证明燃料热值由 2800kcal/m^3 到 3400kcal/m^3 范围内变化对温度场品质影响不大。

5. 试验中喷咀喷射速度由 175m/s 到 300m/s 范围内变化对稳定燃烧没有影响。

参 考 文 献

- [1] Hung, W.S. Y., "Gaseous Fuels Capability of Industrial Gas Turbine", ASME 85-IGT-129.
- [2] Bahr, D. W., "Small Industrial Gas Turbine Combustor Performance with Low BTU Gas Fuels", ASME 85-IGT-125.
- [3] Meier, J. G., "Development and Application of Industrial Gas Turbine for Medium-BTU Gaseous Fuels", ASME 85-GT-28.
- [4] Sabla, P. E., "Combustion Characteristics of the G.E. LM2500 Combustor with Hydrogen-Carbon Monoxide-Based Low BTU Fuels", ASME 85-GT-179.
- [5] 胡逸安、曾妙兰, "WZ-6 发动机改用天然气的结构方案试验研究", 航空动力学报, 第 1 卷, 第 2 期, 1986.
- [6] Lefebvre, A. H., "Gas Turbine Combustion", MC. Graw-Hill Book Company.

A CIRCULAR CONE SURFACE SHAPING METHOD FOR FAN BLADE

Han Minghui and Lu Yajun

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

A new method, circular surface shaping method, has been developed to shape the sheet metal twisted blade. By changing the conical point angle and the location of the blade on the conic surface, this method can satisfy the various radial law and make the shaped blade meet the specifications of its aerodynamic design much better. The shortcoming of the existing cylinder shaping method that leads the inlet flow incidence to deviate from its permitted range can be overcome. In addition, the forwardswept blade shape can be obtained by controlling the blade location on the circular cone surface. As a result, a new design and manufacturing method is provided for sheet metal twisted blade shaping. The method is of great practical and economic value.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON INDUSTRIAL MODIFICATION OF WZ-5 AEROENGINE TO RUN ON MEDIUM BTU GAS FUEL

Liu Gaoun and wang Huafang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The present work aims at industrial modification of WZ-5 aeroengine to run on medium BTU gas fuel which is a typical waste gas come from chemical fertilizer production. The medium BTU gas fuel contains 50% of H_2 , 20% of CH_4 and H_2 , and its low heating value is 3000 kcal/Nm^3 . Four injectors have been designed and tested in the combustor of the engine. Three of them have quite good performance, the injector with slat-shape opening at its end is unsuitable because of unacceptable temperature distribution at the exit of the combustor. It is also shown that there is the potentiality for the modified combustor to be improved as the medium BTU gas fuel contains a certain amount of H_2 .