

DQ-1000型惰气灭火装置补燃室的设计和试验研究

南华动力机械研究所 补燃室课题组 石学清执笔

摘 要

本文介绍了航空发动机用作煤矿灭火装置的研制简况,重点论述了其关键部件——补燃室的试验研究。结果表明,该补燃室采用降低流速、分区供油、旁路火炬点火、燃烧区喷水、多排火焰稳定器以及夹层水冷外套等方案,能够实现“软点火”,燃烧稳定,效率高达0.99,排气成分符合灭火要求,工作安全可靠。

一、引 言

在WZ-5发动机基础上研制的DQ-1000惰气灭火装置,1985年经鉴定试验和井下模拟灭火试验表明:它的性能稳定,排气成分符合灭火要求,在井下具有适应性,受到予会专家和有关部门的好评。这项技术是近年发展起来的。其原理是:利用航空发动机排出的燃气,经补燃室二次喷油燃烧,使其 O_2 含量降到3%以下,成为以 N_2 、 CO_2 、水汽为主要成分的窒息性气体,再喷水降温到363K(90℃)以下,然后通过巷道输入火区,置换火区空气,使环境惰气化,达到熄灭明火、抑制瓦斯爆炸的目的。这种设备在苏联、波兰等国已用于井下灭火数十次,收到了好的效果,现正在国际上传播和发展。我国DQ-1000装置的研制填补了井下大型灭火设备的缺口,为航机陆用开拓了一条新途径。研制该装置的主要技术难点是二次燃烧除氧技术。二次燃烧室设计、调试成败与否,是惰气灭火装置成败的关键。对补燃室的要求是:

- (1) O_2 含量低于3%,补燃室要能在接近化学恰当油气比下工作,而且效率要高;
- (2) CO和 H_2 含量小于0.4%,无甲烷;
- (3) 点火筒易可靠,接通补燃室对发动机不产生大的影响;
- (4) 燃烧稳定,外表温度低于473K(200℃);
- (5) 一次能连续工作2小时和多次使用;
- (6) 装拆、检修、搬运方便。

根据上述要求,无法简单搬用一般航空加力燃烧室,需重新设计、研制。

二、试验件和试验设备

1. 试验件简介

(1) 补燃室结构见图1。其外壳分前后两段,前段内装有点火器、喷油系统、火焰稳定器;后段为4米长燃烧段,夹层结构,中间通水冷却,燃烧段内设有降温、抑制热分解的喷水环。

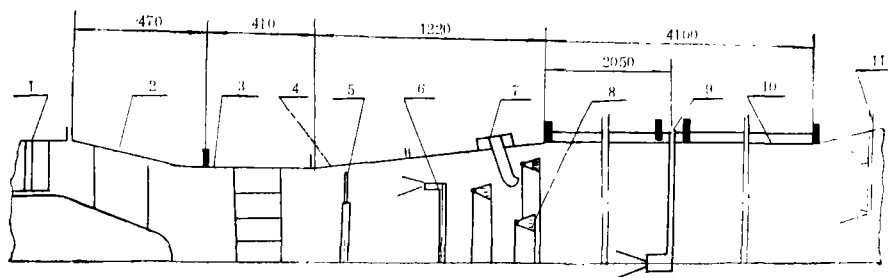


图1 DQ-1000惰气灭火装置补燃室剖面图

- 1.航空发动机 2.全锥转接段 3.直壁方格整流段 4.扩压予混段 5.二路供油系统 6.一路供油系统
7.火炬点火器 8.火焰稳定器 9.抑制热分解喷水环 10.带冷却水套燃烧段 11.燃气喷水冷却排气筒

(2) 为达到 O_2 含量低于 3% 要求,需加大油气比和提高燃烧效率。为此选补燃室直径为 0.7m,流速降至 25—35m/s,全长为六米多,油气停留时间达到 120—150ms,同时还采取了改善燃油雾化和多排火焰稳定器等措施。

(3) 点火系统利用现成的 WJ-6 主燃烧室火炬点火器,旁路安装、维护方便、设计简化。

(4) 为实现“软起动”,采取了分区供油,第一油路保证稳定器附近点火起动要求的燃油浓度。第一路油压到定值后打开主要工作的第二油路。

(5) 扩压器扩张度较大,采用多级直壁形,工艺简单,外表用石棉布等隔热。

2. 主要分组件试验方案

表1 燃油系统方案

方 案	喷咀形式	流量数 $\left(\frac{L \cdot cm}{0.5h \cdot kg}\right)$	离稳定器距离 (mm)	方 案	喷咀形式	流量数 $\left(\frac{L \cdot cm}{0.5h \cdot kg}\right)$	离稳定器距离 (mm)
第一油路	IA 直流喷咀	230—240	100	第二油路	IIA 直流喷咀	430—460	980
	IA 离心喷咀	120—130	300		IIB 直流喷咀	430—460	770
					IIC 直流喷咀	250—300	770

火焰稳定器方案两种,一种是双排 V 形稳定器 (V_A),堵塞比 32.2,另一种是三排 V 形波棱边稳定器 (V_B),堵塞比 34.2。抑制热分解喷水环方案有两种,一种是 24 孔直流喷咀 (H_A) 方案,孔径 $\phi 1$,另一种是单个离心喷咀 (H_B) 方案,喷咀孔 $\phi 9$ 。

3. 试验设备,测量参数

在露天试验台上进行整装置联合试验,补燃室调试就以发动机为气源。测量参数主要有:

- (1) 补燃室进口总温 T_1^* 、总压 p_1^* ;
- (2) 扩压器出口截面压力脉动值 $\Delta p_{径}$ 、 $\Delta p_{轴}$;
- (3) 噪音录音,频谱分析仪 (CF-920) 判读频率值;
- (4) 稳定器壁面电偶测壁温;

- (5) 补燃室出口燃气成分;
- (6) 排气筒出口总温 T_1^* 、总压 p_1^* ;
- (7) 冷却水水量等。

三、试验结果分析

1. 燃气成分和燃烧效率

表 2 列出了各转速下的燃气成分值, 表明完全达到了设计指标要求。

表2 燃气成分值

成份% 转速 $\bar{n}$	CH ₄	H ₂	CO	THC	CO ₂	O ₂
70	0	0.152	0.2673	0.0123	13.0	2.85
73	0	0	0.045	0.0044	13.5	2.65
75	0	0	0.09	0.0030	13.3	3.0
80	0	0	0.106	0.0018	13.5	2.75
85	0	0.132	0.154	0.0030	13.5	2.85

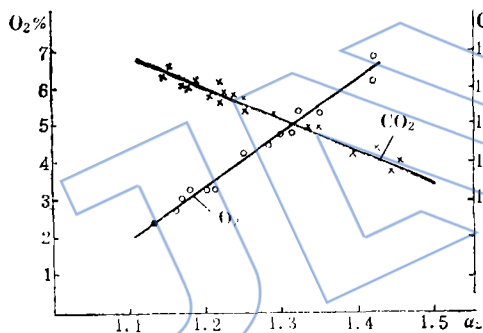


图2 O₂、CO₂含量随总余气系数 α_e 的变化

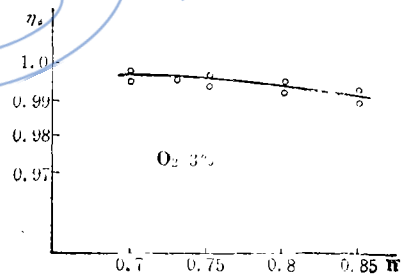


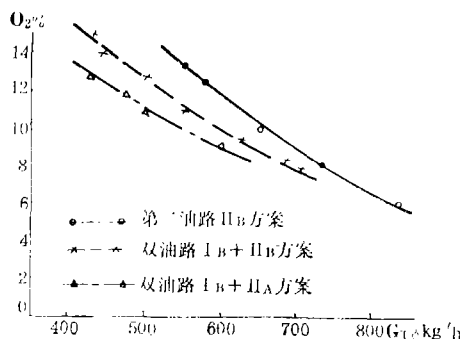
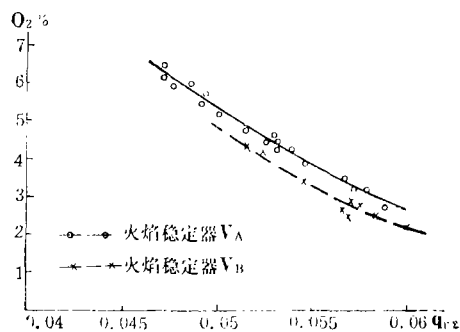
图3 补燃室燃烧效率 η_ϕ 同发动机转速关系

图 2 表示了排气中CO₂、O₂的含量随总余气系数 α_e 的变化趋势。当 α_e 减小时, O₂含量线性减小, CO₂含量线性增大, 当 α_e 在1.17以下时, O₂含量小于3%, CO₂含量超过13%。

图 3 表示了补燃室燃烧效率 η_ϕ 值(依据燃气成分换算的)。在工作转速 $\bar{n}$ 为70%到85%范围内, O₂含量为3%状态下的 η_ϕ 值都在0.99以上, 转速由70%增加到85%时, η_ϕ 降低0.6%左右。

图 4 表示了供油方案对O₂含量的影响。仅从降氧效果看, 单独第二油路(Ⅱ_B方案)供油不如双路工作好, 因第一路是小喷口离心喷咀, 燃油雾化好。在两种双油路中, Ⅱ_B+Ⅰ_A方案效率高些, 这是因为Ⅰ_A方案, 喷油位置距离稳定器更远, 在进口高速气流中, 燃油雾化更好。

图 5 表示了两种不同火焰稳定器情况下O₂含量的差别, 在其他因素相同时, 三排波棱边稳定器(V_B方案)下的 η_ϕ 值比V_A方案高0.6—1.0%, 达到同一O₂含量的油气比较低。

图4 不同供油方案对 O_2 含量的影响图5 火焰稳定器方案对排气 O_2 含量的影响
(q_{r_z} 为总油气比)

抑制热水解的喷水量为 $2t/h$ 就能保证 CO 和 H_2 含量之和不大于 0.4% ,再多喷水没能使 CO 和 H_2 含量进一步降低,而此喷水量下的燃气温度已降到 $1800K$ (计算值),也不宜再多喷水。 H_A 方案因孔小水脏易堵被放弃,而选用了 H_B 方案。

2. 点火起动性能

点火器内余气系数 α 点为 $0.146—0.203$ 时,其本身点火性能是满意的。补燃室起动对比了四种方案。(1)第一路直射式喷咀(I_A 方案)着火浓度要求较高,局部余气系数为 1.3 左右;(2)第一路离心喷咀(I_B 方案),贫油着火极限大些,局部余气系数 α 点为 2.2 左右;(3)第二油路也能单独直接点火,贫油着火极限也较宽,点火瞬时平均余气系数为 2.4 左右,但总供油量很大,对主发动机状态影响大;(4)第一、第二油路分段供油,通过燃油分布器分配燃油,第一油路到一定油压后打开第二油路。最后选定 I_B+I_C 方案, I_B 喷油集中于中心稳定器, I_C 燃油雾化好,且与第一路燃油不重叠,因而使补燃室起动性能最佳,此方案的点火区局部余气系数 α 点可到 2.2 左右,而整个补燃室点火瞬时平均余气系数为 4 左右,这就保证了起动过程稳定,发动机转速漂移小, $\Delta n \approx 2—3\%$,涡轮后温度 T_4^* 仅瞬时上升 $20^\circ C$ 左右。而波兰GAG型灭火装置点火起动时,发动机转速漂移 $3 \sim 6\%$,在验收试验中还多次发生自动熄火现象。

3. 燃烧稳定性

该补燃室由于结构安排困难,没有设置航空加力燃烧室那样的防振屏。调试过程中出现间歇放炮、燃烧振荡等不稳定燃烧现象,主要情况分析如下。

(1)单独第一油路(I_B 方案)供油,能稳定点火起动,但 O_2 含量降到 12% 时(局部余气系数为 $0.8—1.0$)出现啸声,峰值频率为 $572Hz$ 。该路燃油集中在中心稳定器后燃烧,燃油浓度高,放热集中,受外围冷气流压力脉动影响,激发振荡。

(2)单独第二油路供油。不管 I_A 、 I_B 、

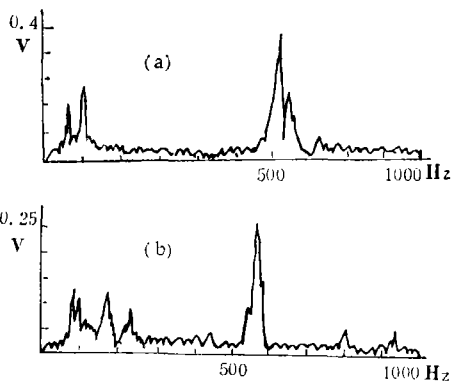


图6 噪音功率谱图

a)第二油路单独供油 b)双油路 I_A+I_B 供油

Ⅰ_C那种方案供油皆存在振荡。一种情况是发生在点火起动过程中, 供油压差不高 ($2-3\text{kg}/\text{cm}^2$), O_2 含量为 $13-11\%$ 。现象是燃烧不稳定, 间歇放炮以至熄火。另一种现象是发生在 O_2 含量稍低 (7% 以下) 时, 此时供油压差在 $5\text{kg}/\text{cm}^2$ 以上, 现象是长时间连续嗡嗡声, 峰值频率有两个, 一为低频 $f = 80-100\text{Hz}$, 一为中频 f 值为 $580-640\text{Hz}$, 如图6a所示。

(3) 双路供油情况。图6b是Ⅰ_B供油点火后接通Ⅰ_A方案供油的情况。当 O_2 含量降到 10% 时发生振荡, 油压、气压急剧波动, 全机抖动, 峰值频率 $f = 565$ 左右。但当第二油路轴向后移 210 毫米为Ⅰ_B和Ⅰ_C后, 燃烧稳定性大为改善。这可以认为是, 油杆后移后, 燃油蒸发程度没有Ⅰ_A方案大, 改变了稳定器附近放热率及其相位差。

(4) 火焰稳定器的影响。在采用Ⅰ_B + Ⅰ_B或Ⅰ_B + Ⅰ_C供油方案时, 当工况处于转速 80% 、 O_2 含量为 4.5% 情况下, 三排 V_B 方案稳定器下仍有燃烧振荡现象, 而双排 V_A 方案稳定器没有出现振荡。

(5) 喷水的影响。在火焰稳定下游 2 米处向燃烧区喷水, 大离心喷嘴的喷雾锥在整个横截面上构成一个大屏障, 改变了出口音频阻抗条件, 对抑制低频纵向振荡起了一定作用。

4. 火焰稳定器壁温

火焰稳定器壁温高达 $1223-1273\text{K}$ ($950-1000^\circ\text{C}$) 是该补燃室调试中遇到的难题之一。

试验表明, 出现局部壁温过高是由于在局部燃油浓度过高的情况下, 支杆、拉杆挂火造成的。如图7上的A、B、C三种情况都是如此。A是第一油路单独供油, 当 O_2 含量在 11% 以下时, 稳定器附近油气比大于化学恰当比, 壁温陡然上升到 1273K (1000°C)。B、C是双油路供油时, 第一、第二路燃油在稳定器附近重叠, 局部富油, 容易挂火, 壁温突升到 1173K (900°C) 以上。

当采取下列措施后, 即图7中D线情况, 基本解决局部超温, 即使在 O_2 含量下降到 3% 工况, 壁温仍不超过 1023K (750°C), 其措施是: (1) 调整一、二路燃油的径向分布, 避免重叠; (2) 将第一路燃油管改为支承在机匣上, 同稳定器脱开; (3) 在调试完成后, 将稳定器可调 (长度) 拉杆换成小直径不可调拉杆。

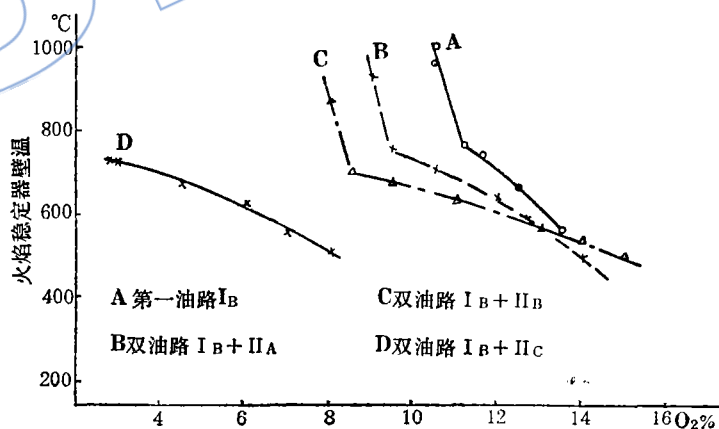


图7 不同供油方案对火焰稳定器壁温的影响

5. 压力损失

根据测量结果, 从补燃室进口至整个灭火装置出口全程压力总损失不超过 5% , 此损失

包括扩压损失、加热损失、喷水掺混损失以及摩擦损失等,扣除排气筒内冷却水掺混损失及摩擦损失,补燃室总压恢复系数大于0.96。

四、结 论

1. DQ-1000装置补燃室,采取加大直径、降低流速,延长油气停留时间,改善燃油雾化,向燃烧区喷水等措施,使燃烧效率比一般航空加力燃烧室的效率(0.9左右)高得多,达到0.99以上,同时比波兰GAG型灭火装置补燃室的效率高1.5—2%,从而使排气成分达到灭火要求的油气比降低,有利于组织燃烧,排气中几乎没余油,避免了“火上加油”。

2. 采用分区分段供油、旁路点火方案,结构简单,维护方便,实现了“软起动”,起动过程发动机转速漂移和温度变化较低,优于GAG型。

3. 该补燃室在没有设置防震屏的情况下,采取调整喷油位置、燃油分布(或稳定器布局)以及向燃烧区喷水等办法可以消除频率不太高的横向振荡及纵向振荡。为防止起动过程间歇放炮,不能单用第二路供油起动,因第二路在起动时油压较低。

4. 为消除挂火造成稳定器高壁温,应尽量避免局部过度富油区及造成局部低速的靠近稳定器前缘的障碍物。

5. DQ-1000装置经受了二小时连续试验,工作稳定可靠,结构无损。双层水冷燃烧段,采用多隔框阶梯形旋转冷却方式,效果很好,外表温度低于200℃,冷却用水量符合设计要求。

6. DQ-1000装置完成了井下模拟灭火试验。由10m³木材、5000kg煤、110kg油构成的大火区,在一小时之内被扑灭。补燃室设计成2米长单元体、快卸环连接方案,适于井下搬运,实现了快速连接。

参加补燃室设计、研制工作的同志主要有肖信群、侯晓春、肖同福、范建衡、尹可道和笔者。五室设计了补燃室燃油调节系统,九室、十室、十一室参加了试验工作,李国安、龚鹏安等同志组织了这项研制工作,在此一并致谢。

参 考 文 献

1. 石学清,航空发动机用煤矿灭火装置的二次燃烧问题,CSAAPC-86-217,1986.6。
2. 肖同福,DQ-1000惰气灭火装置补燃室研制,CSAAPC-86-204。
3. 侯晓春、肖信群,DQ-1000补燃室起动点火性能调试结果分析,CSAAPC-86-209,1986.6。
4. 侯晓春、肖信群,DQ-1000补燃室不稳定燃烧故障排除的初步分析,CSPPAC-86-216,1986.6。
5. 石学清,DQ-1000补燃室总体参数的确定与计算,南华动力机械研究所,1984。
6. GAS EXTINGUISHING SET, GAG-2 Specification, Katowice, March 1979。

PREDICTION OF STALL FLUTTER OF STEAM TURBINE BLADES

Yang Xiaodong, Tang Zhiming, Zhou Sheng

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The failure of the steam turbine last stage blades by abrupt increment of dynamic stress in some conditions has been analyzed, and it is confirmed that the main cause of this breakdown is self-excited vibration (flutter) of blades. The actuator disk method has been transplanted from aeronautics to predict the steam turbine blade flutter. The actuator disk method only deals with the unsteady flow field in front of and behind the cascade. The governing equation of the flow field is the linearized Euler's Equation. To determine the constants of the equation solution, the cascade loss is correlated with the experimental data.

The comparisons between the predictions and experimental results are acceptable. It is demonstrated that the abrupt increment of the blade dynamic stress at small volumetric flow is caused by large negative incidence stall flutter. It is discovered from the computations that at design conditions there may be a kind of high loaded unstall flutter which still hasn't been defined.

DESIGN AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF SECONDARY BURNER IN AN INERT GAS EXTINGUISHING SET MODEL DQ-1000

The Task Force of the Secondary Burner
(Penned by Shi Xueqing)

(Nanhua Powerplant Research Institute)

Abstract

A new secondary burner has been successfully designed and tested for DQ-1000 inert gas extinguishing set which is to put out an underground fire, especially a fire in coal mine tunnel. Its main design features are low gas flow velocity, two-zoned fuel supply, bypass torch ignition, multirow flame holders, injection of water into combustion zone, and water cooling system in both outer casing and exhaust section etc. The test results demonstrate its good performances, such as flexible ignition capacity, stable combustion, high combustion efficiency up to 99%, safety and reliability. Particularly, oxygen content in

volume is lower than 3 % in exhaust gases. The set was certificated in 1985 and passed the test in underground fire zone. The practice has proved that extinguishing a big fire by means of inert gas is an effective method at present.

A METHOD FOR COMPRESSOR AXISYMMETRIC CHARACTERISTICS BY THE AID OF ROTATING STALL PARAMETERS

Tang Guocai and Zhang Huimin

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

A new method is provided to obtain the axisymmetric characteristics of an axial compressor by the aid of its rotating stall parameters. The principal difference of the method from the method of Koff and Greitzer (K.G) is its utilization of non-uniformity along circumferential direction induced by rotating stall with the inertial correction incorporated to gain the axisymmetric characteristics in the flow range, in which the rotating stall usually occurs. The characteristics of a typical example follow quite reasonable trend. This method exhibits a wider applicable range because it is not restrained by the requirements for the three time scales as specified in K. G's method and also due to the fact that the stall parameters are easier to be acquired than the surge parameters.

ENGINEERING EVALUATION OF STEADY OPERATING MARGIN OF A DUAL-ROTOR COMPRESSOR

Jiang Hefu

(*Li Yang Machinery Company*)

Abstract

The characteristics of the steady (surge-free) operating margin of a dual-rotor compressor in a turbojet engine are discussed, and the practical technical requirements are given for engineering evaluation of the steady operating margin. For the dual-rotor compressor, there is a great influence of the ratio n_2/n_1 (H.P. rotor speed to L.P. rotor speed) on the steady operating margin. In order to guarantee the steady operation of the compressor in the whole flight envelope, it is necessary to check the surge-free operating margin not only in a specified range of the L.P. rotor speed but also in a specified range of n_2/n_1 . A numerical example of a turbojet engine is given to illustrate the above requirements.