

一种引燃式组合火焰稳定器

沈阳航空发动机研究所 程秋芳^{**}

【摘要】 本文介绍一种涡轮风扇发动机加力燃烧室引燃式组合火焰稳定器的设计与试验研究。带波纹槽的吸入式主稳定器和辐射状带吸入孔的径向稳定器构成了这种引燃式组合稳定器。二元和两股流缩尺水流模拟试验显示了这种稳定器后方的气流结构,说明它能起引燃作用,并使内涵火焰强有力地支援外涵火焰。扇形低压试验和台架全尺寸试验表明,采用这种稳定器的加力燃烧室在常压和低压条件下具有较高的燃烧效率,较好的燃烧稳定性和较低的损失。

一、引燃式组合火焰稳定器的设计简介

涡轮风扇发动机加力燃烧室中,由于外涵部分气流温度相当低,在地面台架点约为 $100^{\circ}\text{C}\sim 130^{\circ}\text{C}$,到高空小马赫数飞行状态不仅气流压力低到 $34.3\sim 39.2\text{kPa}$,而且气流温度只有 $50^{\circ}\sim 100^{\circ}\text{C}$,在这种条件下组织燃烧是很困难的。本设计在内涵气流中设置引燃式主稳定器,其稳定工作范围宽,燃烧效率高,点火性能良好,借助它燃烧产生的高温燃气通过径向稳定器引向外涵,提高外涵部分燃烧的稳定性 and 效率。简单V型槽径向稳定器尚不能完全满足外涵组织燃烧的要求,在径向稳定器上开适量吸入孔,设计成引燃式稳定器,这样的组合稳定器能改善外涵低温条件下燃烧性能,以满足加力燃烧室的使用要求。

加力燃烧室进口两股流通过合流环(即环形混合器)自由混合。图1是全尺寸加力燃烧室试验件在台架试验点测取的稳定器截面的流场,包括温度场、速度场和压力场。主稳定器置于扩散器后部内涵气流中混合边界层的内

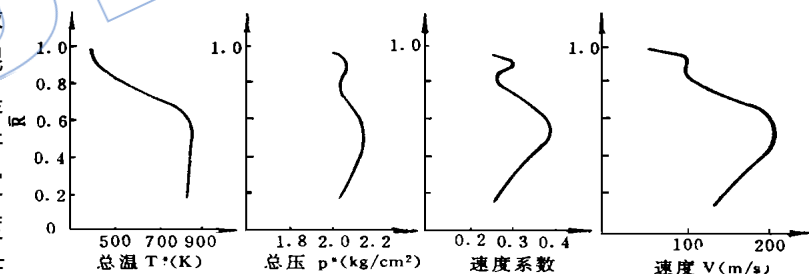


图1 稳定器截面流场

侧,使主稳定器处于温度较高、速度场较稳定的内涵核心流中,保证燃烧稳定性,同时尽可能接近射流边界层,以缩短径向稳定器长度。

主稳定器由外壁、内壁、带波纹的V形槽组成。内含喷油环和雾化槽,头部进气嘴引入气流,进一步雾化蒸发燃油,形成油气混合气,通过波纹槽的空隙进入主稳定器燃烧段,由插入波纹槽外壁的高能点火电嘴直接点火,形成稳定的点火源和引燃火焰。波纹槽可提高主稳定器头部燃烧区的紊流度,以提高燃烧效率。

主稳定器设计的技术要点: (1) 必须形成一定量稳定的引燃火焰, 故进气口引入一定的空气, 本设计取总空气量的 2.5%。(2) 要有足够宽的稳定燃烧范围, 燃烧段的速度应低一些。本设计主稳定器外侧气流速度为 200 m/s 。由于控制主稳定器进口空气流量和增大主稳定器燃烧段的截面积, 其燃烧段的气流速度只有 33.4 m/s , 有利于火焰的稳定和燃烧。(3) 要有良好的点火性能, 兼有直接点火的功能。将半导体高能点火电嘴置于带波纹 V 型槽回流区的边缘处, 此处气流速度低, 并配有合适的油气比, 创造了良好的点火条件。(4) 油气比的选择, 既要考虑燃烧稳定和效率好, 使其在全加力状态接近恰当油气比, 也要考虑点火的需要, 使其略富油, 本设计台架点主稳定器内余气系数为 0.81。

主稳定器外侧连着径向稳定器, 呈辐射状。径向稳定器的顶部处于外涵气流中, 所以加力燃烧室稳定燃烧范围最关键之是在径向稳定器顶部。

众所周知, V 型槽稳定器的稳定性参数为 $S = (PT^* W/V) \cdot K$, 其中: P 为稳定器尾缘处的排气间静压 (kg/cm^2), T^* 为稳定器尾缘处气流总温 (K), V 为稳定器尾缘处的排气间气流速度 (m/s), W 为稳定器槽宽 (cm), K 为单位换算系数。文献 [1] 介绍了稳定器的稳定工作边界试验曲线 (见图 2)。由曲线可见, 简单 V 形槽式稳定器的稳定工作范围较窄, 引燃式稳定器大大加宽了稳定工作范围。在空中最小工作压力点, 其顶部的 $S = 7.34$ 已超出 V 型槽稳定边界, 可能出现局部熄火而导致加力燃烧室不稳定工作。若采用引燃式火焰稳定器尾迹供油加主流供油方案, 则稳定范围加宽, 可望高空工作不熄火。

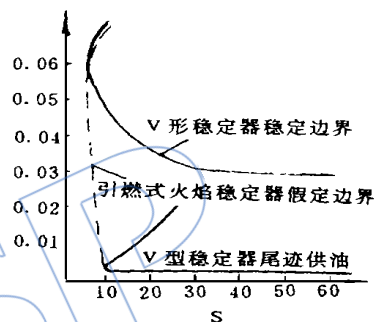


图 2 稳定性比较[1]

本设计中“引燃”有两层含义: (1) 径向稳定器的根部与主稳定器相连, 只要内涵油区工作, 主稳定器产生的高温火焰就沿着径向稳定器往外传播, 起引燃作用。(2) 在径向稳定器壁开吸入孔, 分布在两侧, 并在迎风面设导流片, 将前方新鲜油气混合气吸入径向稳定器的回流区, 进一步起引燃作用, 可以加宽稳定燃烧范围, 可望在 S 值较小时仍能稳定燃烧。

二、引燃式火焰稳定器的气流结构

为了探讨其气流结构和稳定燃烧机理, 做了两项水流模拟试验。

1. 二元试验, 试验段为矩形 $150\text{ mm} \times 185\text{ mm}$, 稳定器为全尺寸, 前方均匀流场。试验显示径向稳定器和主稳定器组合结构后方的流场不同于常规 V 型槽稳定器, 对应径向稳定器后方有一个大回流区, 在径向稳定器顶部有一个小回流区 (见图 3)。大回流区能起到引燃作用, 使主稳定器产生的高温燃气源源不断流向径向稳定器后方回流区中, 扩大稳定燃烧范围。从支援外涵燃烧的角度看, 径向大回流区越大, 上方的小回流区越小, 对外涵部分燃烧越有利。

二元水流模拟试验还表明, 径向稳定器壁面开小孔加导流片的结构, 其后方回流区内紊流度加强, 使回流区轴向长度变长, 周向宽度增大, 这有利于油气混合和内涵燃气热量往外传递, 加强引燃作用, 提高燃烧性能。

2. 为了研究环形混合器加力燃烧室两股流条件下主稳定器和径向稳定器组合结构的前后流场, 做了两股流水流模拟试验。试验件是加力扩散器和稳定器的 1:2.5 缩型。试验清晰显示稳定器前方两股流的流动和混合情况, 及后方气流结构回流区情况 (见图 4)。

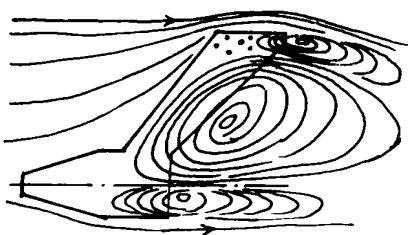


图 3 二元水流模拟试验的流型

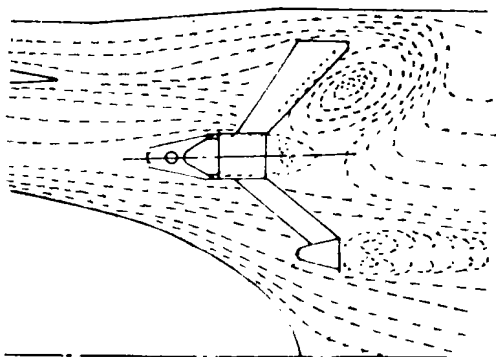


图 4 两股流水流模拟试验的流型

试验结果表明, 由于内外涵气流速度系数分别为 0.329 和 0.23, 稳定器后方气流结构与来流为均匀流场时不同。可将图 3 与图 4 相比, 因前方两股流的影响, 径向大回流区明显加大, 几乎到达径向稳定器的顶部, 而顶部的小回流区几乎看不到了, 这样的流谱很有利于加强引燃作用, 扩大稳定燃烧范围。

三、引燃式组合火焰稳定器扇形试验研究

为了研究火焰稳定器的燃烧性能, 做扇形试验。该扇形试验件包含一段主稳定器和三个径向稳定器, 稳定器是全尺寸的。扇形试验件做了多种稳定器结构, 经试验研究和修改设计, 不断完善。本文仅介绍在主稳定器内设置波纹槽, 前面有带进气口和不带进气口两种, 有一个带逆喷挡板的喷油环对主稳定器内供油, 半导体高能点火电嘴插入波纹槽外壁面处。径向稳定器后缘附近开小孔, 并有导流片。

扇形试验的有关测试手段和计算方法详见文献 [2]。扇形低压试验的典型试验状态加力燃烧室进口气流参数为: 外涵气流总温 389K、总压 47.5kPa、速度系数 0.317, 内涵气流总温 904.5K、总压 48.9kPa、速度系数 0.383。以上述试验状态为例主要试验结果如下:

1. 点火油气比小于 0.003。贫油熄火边界油气比 0.00085。

2. 加力燃烧效率平均值 η_a 是用流量法测出加力出口平均温度算出的。 f_a 为加力燃烧室的实际油气比, 不包括前方加热器所加入的油量。试验得出的图 5 中, 曲线①为引燃式组合稳定器, 曲线②为原组合稳定器。两者相比, 引燃式组合稳定器的燃烧效率有明显提高。

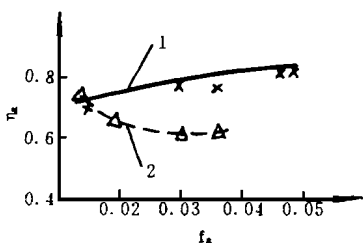


图 5 燃烧效率曲线

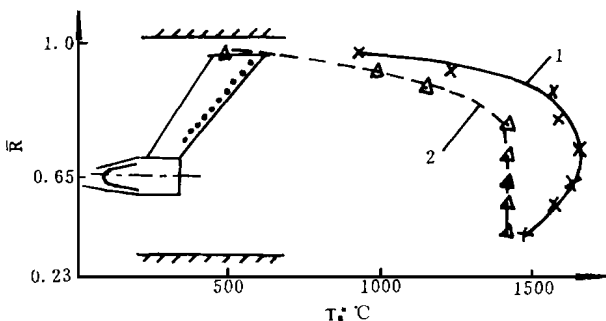


图 6 加力出口截面温度场

3. 扇形试验测定的总压恢复系数, 包含混合损失、扩压损失、稳定器损失、燃烧段损

失等, 是一个综合参数, 不单独测稳定器损失。试验测定装引燃式组合稳定器的试验件不开加力时 (即加温比为 1 时) 的总压恢复系数为 0.932, 稳定器的总压恢复系数约为 0.972。

4. 用动态压力传感器测量燃烧时的压力脉动, 试验表明引燃式组合稳定器燃烧稳定性良好。原组合稳定器的压力脉动为 14~30%, 引燃式组合稳定器的压力脉动只有 3~8%。

5. 扇形试验, 加力工作时在出口截面测量温度场, 测量截面距稳定器约 1.8m。加力油气比 0.0466 时, 测得的径向温度分布 (见图 6)。相对半径 $\bar{r}$ 为测点所在截面半径比加力外壁流路半径, t_a 为对应 $\bar{r}$ 的燃气温度。由图可见引燃式组合稳定器曲线 ①比原组合稳定器曲线 ②的出口截面温度高。其原因为:

- (1) 采用带波纹边的 V 形槽增加了火焰前锋面积, 和紊流度, 提高了出口火焰温度。
- (2) 逆喷挡板的喷油环对主稳定器内部油气比控制得较好, 有利于燃烧稳定。
- (3) 由水流模拟试验结果可见, 稳定的径向大回流区, 使主稳定器产生的高温火焰不断流往径向稳定器顶部, 提高了外涵部分的燃烧效率和稳定性。
- (4) 径向稳定器上开吸入孔将前方新鲜油气混合气引入径向稳定器的尾迹中, 可以明显扩大稳定工作范围。另一方面, 这些吸入孔, 使径向稳定器后方回流区结构变长变宽, 紊流度加强, 有利于油气渗混和热量传递, 使燃烧更充分, 提高外涵部分径向稳定器后方的火焰温度, 因此使燃烧效率和稳定性都有改善。

四、引燃式组合稳定器台架试验

将引燃式组合稳定器用于加力燃烧室做全尺寸台架试验。合流环出口的 $\bar{R} = 0.758$, 稳定器置于扩散器的后半部, 主稳定器在 $\bar{R} = 0.629$ 处, 吸入式主稳定器外侧连接带吸入孔的径向稳定器。加力扩散器进口内涵气流总压为 221.1kPa, 总温 836K, 速度系数 0.335, 外涵气流总压为 211.9kPa, 总温 384.5K, 速度系数 0.195。

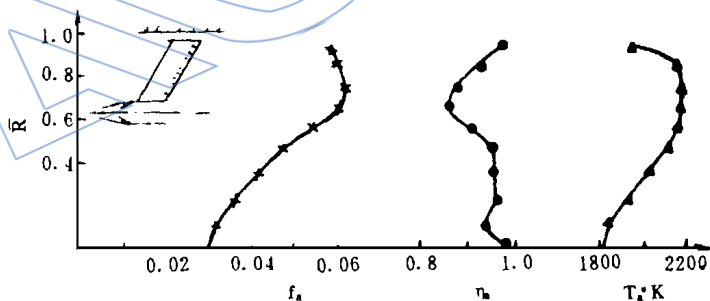


图 7 台架尺寸试验燃气分析测得的曲线

全尺寸加力试验, 由小加力到全加力油气比范围内燃烧稳定, 全加力油气比达 0.0467 (不包括主燃烧室加入的燃油量), 加力燃烧效率平均值 0.89, 加力出口平均温度 1936K, 总压恢复系数 0.88 (其中稳定器总压恢复系数 0.972)。

台架全尺寸试验时, 在稳定器后方燃烧段出口, 用燃气分析方法测取各径向截面的燃气成分, 从而得到油气比、燃烧效率、加力温度沿 $\bar{r}$ 的变化曲线 (见图 7)。

由台架全尺寸试验可见: 对应主稳定器和径向稳定器的 $\bar{R}$ 处, 油气比 ≥ 0.046 , 加力温度 $\geq 2000\text{K}$, 燃烧效率在 0.85 以上。这就验证了引燃式组合火焰稳定器的优点。

参 考 文 献

- [1] “CRR-12079 SPEY MK202 加力燃烧室设计方法述评”, R. R. 公司, 1977 年。
- [2] 周晓青, “风扇加力燃烧室的扇形试验”, 航空发动机, 1979 年第 4 期。

of load point displacement data of sintered nitride silicon beam specimens crept at 900 °C and 1200 °C from three point bend tests. The results show that the conventional method overestimates or underestimates the creep rates in compression or tension, and the more accurate analysis presented here is needed.

CALCULATION OF MODAL CHARACTERISTICS FOR A PROPELLER- GEAR BOX- ENGINE COUPLE SYSTEM

Gu Zhongquan and Wang Yuanda (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT In this paper the calculation problems of modal characteristics are studied for a propeller-gear box-engine system considering the flapwise and lagwise flexibilities, the pitch angle of the blade and the coupling of torsional vibration with longitudinal vibration. The expressions suitable for computer are deduced for calculation of the modal characteristics. An numerical example for a propeller-gear box-engine system demonstrates that the method is reasonable and feasible.

DESIGN AND EXPERIMENTAL STUDY OF A COMBINED PILOT FLAMEHOLDER

Cheng Qiufang (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT The design and experimental study of a combined pilot flameholder is presented for a turbofan engine afterburner with an annular mixer. The combined pilot flameholder is composed of a main ingestion gutter ring with corrugated slots and radial finger gutters with ingestion holes. The two dimensional and double stream flow visualization tests of its reduced scale model demonstrate the flow pattern behind the flameholder, and also reveal the reason, why the annular pilot burner can ignite and support the bypass flow flame. Its sector rig tests and engine bed tests show that the afterburners with this kind of flameholder possess enhanced combustion efficiency, improved combustion stability and reduced pressure loss at both normal and low pressures.

EMPIRIC FORMULAE COMBUSTOR FLOW LOSSES

Gu Mingqi (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT Approaches to calculation of the flow losses in components of the combustor, such as diffuser, swirler and flame tube, and the flow losses in combustor under combustion conditions are investigated. The empiric formulae are derived from tests. They feature simplicity and sufficient accuracy and are applicable to design and redesign of combustor. The tests were conducted on the models of 4 types of diffusers, 10 kinds of swirlers 7 types of flame tubes and, 7 simulators of inlet flow field distortion. In comparison with the existing methods, the presented method considerably improves the calculation of the flow losses in the diffuser. For the swirler the correlation between flow resistance and the discharge coefficient and the formula for heating losses are also found out.