

## 热阻塞与燃烧不稳定性问题的试验研究

沈阳航空发动机研究所 季鹤鸣 张孝先 刘凤翔 王洪卓

在某型涡扇发动机加力燃烧室试验过程中,曾出现过一种燃烧不稳定性,频率为106Hz,其声振频率与一阶纵向振频计算值基本相符。经分析计算表明这是一种气柱振荡不稳定性。原来,在等截面通道中加热时,总压因热阻增大而下降,静压则由于总压下降和比容的增加而急剧降低。在 $\pi_c$ 远小于1.35或喷口处于远亚临界时,且进口速度系数又比较高的条件下,加热前的静压本来就低,加热引起的热阻又高,这样将会由于加热造成排气静压过低出现阻塞。空气喷气发动机必须满足的排气边界条件为:  $p_c = p_H$ 。所以,如果再继续加油燃烧给气流增温,这时加热系统已不具备给与气流继续膨胀的条件,处于加热阻塞状态下的喷口产生的压力扰动,将成为激振源,从而造成整个加热系统的振荡,即出现气柱振荡燃烧不稳定性,这是很危险的,对发动机或试验装置都会造成破坏。本文介绍的就是这种不稳定性的理论分析模型及其计算和试验验证。

### 一、分析计算和试验结果

在等截面条件下加热,根据流量方程,动量方程、状态方程和能量守恒方程,经过推导,即可得到加力室进口参数与加热量、进出口相对静压降的关系,得到加热的必要条件,即进口总压必须满足如下不等式:

$$P_{c,u}^* \geq \frac{P_\phi}{1 - \Delta p} \left( 1 + \frac{k+1}{2} Ma_{c,u}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

其中 $\Delta p$ 为气流增温时的相对静压降:

$$\Delta p = \frac{k}{k+1} (1 - Ma_{c,u}^2) - \left\{ \left[ \frac{k}{k+1} (1 - Ma_{c,u}^2) \right]^2 - 2 \frac{k^2}{k+1} Ma_{c,u}^2 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{c,u}^2 \right) \frac{Q}{C_p T_{c,u}^*} \right\}^{\frac{1}{2}}$$

上述关系式说明在加力燃烧室进口条件(即 $P_{c,u}^*$ 、 $Ma_{c,u}^*$ 、 $T_{c,u}^*$ )一定时,加给气流的热量 $Q$ 与相对静压降成单值关系。由于加力出口即大气,只要进口条件一定,可利用的静压降就是个定值,即可加进去的热量是个定值,或加力比存在着限制值。特别说明这点是很有意义的:当在 $P_{c,m}^*$ 低 $Ma_{c,m}$ 较高条件下,加热限制值就低,要想得到较高加力比就没有可能。

实际加力燃烧室都带有一个可改变排气面积的收敛或其他型式的喷口,加热增温后的燃气还要在收敛通道中继续加速、静压要进一步降低。即从稳定器前截面到喷口总的静压降包

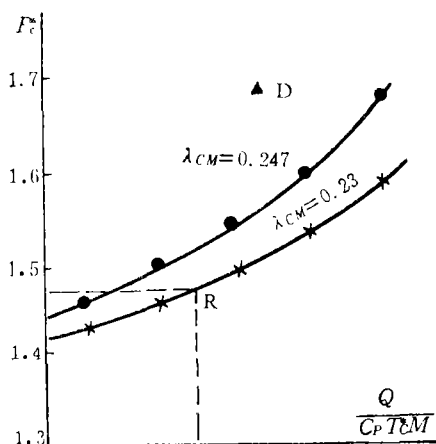


图 1 进口参数与加热比限制关系

括两部分:  $\Delta p = \Delta p_1 + \Delta p_2$ , 其中  $\Delta p_1$  是加热引起的,  $\Delta p_2$  是收敛通道引起的。在已知进口参数情况下, 假设收敛段是等熵过程, 则利用流量连续方程很容易求出  $\Delta p_2$  和 喷口截面参数。排气截面是可测取的。

通过上述公式可以算出给定参数条件下的加热量限制值或加力比限制值。为了简要说明问题, 可计算出如图 1 那样的一组曲线。在不同  $Ma_{cm}$  或  $\lambda_{cm}$  下, 当给气流加热时, 都有一个确定的最小进口总压与其相对应。因此要想有预定的大加力比, 必须让系统有较高的  $P_{cm}^*$  和较低的  $Ma_{cm}$ 。这对于温升比或加力比很高的涡扇加力燃烧室来说是尤为重要的。

加力燃烧室是个圆柱空腔, 有其固有的声学特性或声频特性。由于燃烧系统有很多部件, 各有其时间特性和频率特性, 如此系统任一点开始有一压力变化, 最后会影响发热率, 发热率变化又影响到那一点的压力, 如果相位角合适, 变化会越来越大, 形成系统的不稳定性。

圆柱空腔的纵向振动频率计算公式为:

$$f = n \frac{C_m}{2L} \quad n = 1, 2, 3, \dots$$

其中  $L$  为圆柱空腔长度,  $C_m$  为圆柱空腔内气流的平均音速。

加力燃烧室内存在着热源、当气流加温增速, 静压不断下降, 最后等于外界大气压时, 则在喷口。截面出现“阻塞”。当再增加油量时, 气流已不具备膨胀加速的条件, 来流则因主机按规定的调节规律严格运行, 不允许自动减速升压, 以致在喷口截面出现了严重的压力不平衡。这种不平衡压力作用在众多调节片和密封片组成的喷口上, 产生了严重的扰动源。这对于一个带有固有声频特性的圆筒来说, 则提供了一个很好的激振源, 当两者耦合时, 就产生了强烈振荡。这种振荡使得喷油系统产生脉动, 反馈加剧, 最终造成整个加力系统的燃烧不稳定性。该不稳定性是一种自激振荡, 但它与通常的由于热释放率变化所引起的自激振荡不同, 采用改变燃油分布、改变组织燃烧机构和改变系统声吸收率(如修改防振屏)时它是无效的。排除这种不稳定性, 必须改变气动参数。

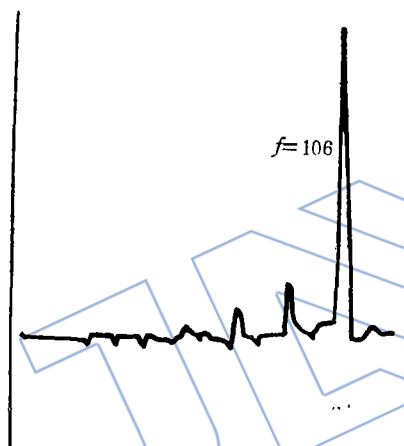
曾经采用两台涡扇发动机作为加力室的燃气发生器, 进行了两种不同结构的加力试验, 选用了四种不同工况, 其试验结果列于表 1 上。在状态 A 和 B, 分别采用甲型和乙型结构的加力室, 均出现不稳定性, 在 A 状态时, 加力比为 1.522~1.536 时燃烧稳定, 当继续加油时即出现振荡现象, 供油愈多, 振得愈厉害, 振荡频率为 106 Hz。在 B 状态时, 加力比在 1.467 时稳定, 超过此值时即出现振荡现象, 频率为 100 Hz。这些测量出来的振荡频率与计算出来的系统一阶纵向振频基本相符。

从表 1 上可以看出: 对于同一台加力室而言, 在状态 A 和 C、D 相比, 仅不过改变一下进口总压, 加力比就有很大差别: 在 A 状态不能稳定, 在 C 和 D 就能以很高加力比稳定工作, 而且还可继续加油。这说明是进口总压低引起。

表 1 稳定性对比试验

| 加力结构 | 工作状态 | $P_{CM}^*$ | $T_{CM}^*$ | $\lambda_{CM}^*$ | $\bar{R}\phi$ | 防振屏  | 燃 烧 情 况       | 计算值         |
|------|------|------------|------------|------------------|---------------|------|---------------|-------------|
| 甲    | A    | 1.47       | 630        | 0.23             | 1.54          | I 型  | 不稳定 $f = 106$ | $f = 103.2$ |
| 乙    | B    | 1.38       | 599.5      | 0.234            | 1.47          | II 型 | 不稳定 $f = 100$ | $f = 100.6$ |
| 甲    | C    | 2.0        | 560        | 0.2376           | 1.688         | I 型  | 稳定            |             |
| 甲    | D    | 1.68       | 566        | 0.247            | 1.625         | I 型  | 稳定            |             |

在 A 状态下曾变换过八种加力结构（喷油系统和稳定器），都能达到大体相同水平的加力比。试验中各个供油区的油量都曾作过大幅度的调整，包括一百多组的不同供油比例，为的是确定局部油气比对燃烧稳定性的影响，均未见效。试验中发现：这种不稳定性与局部油气比无关，只与加力总油气比（或加力比）有关。它与各个油区的加油次序无关，只要加力总油气比到一定数值即出现振荡。图 2 是振荡时  $P_{cm}$  功谱图，可见振荡时的幅值很大。

图 2  $P_{cm}$  振荡时的功谱分析

由于调试阶段大气温度变化很大，由  $-19^{\circ}\text{C}$  到  $31^{\circ}\text{C}$ ，上述这种不稳定性都出现。但当喷口临界时即使  $-26^{\circ}\text{C}$ ，加力比高达 1.688 仍能稳定工作并可继续加油。可见该不稳定性与温度无关。

调试中曾更换过防振屏，同样无效。

调试中也曾做过收放喷口试验。在 A 状态，如出现振荡，只要收喷口使  $P_{CM}^*$  提高并降低  $\lambda_{CM}$ ，系统即能稳定。在 D 状态本来是稳定的，但当把喷口放得过大时， $\lambda_{CM}$  增大而  $P_{CM}^*$  降低，即使不加油，这时也发生振荡出现不稳定性。

试验中还对火焰作了观察。当近振时火焰喷流表面有闪动并出现发散，再供油则有剧烈振荡，焰柱弯曲并有径向方向窜动，调节片则有颤振现象。在 C、D 状态焰柱平直光溜。

## 二、结 论

1. 全尺寸加力燃烧室台架试验证明：由于气动参数不合理引起排气阻塞造成的燃烧不稳定性，理论分析与试验结果相符。

2. 加力室中的自激振荡振源不具备唯一性。在  $P_{cm}^*$  低  $\lambda_{cm}$  大，要求的加力比又很高时，容易出现本文所说的振荡。恶劣的燃油分布可使振荡提早发生。两者区别在于前者与总油气比有关，后者则与局部油气比有关。

3. 在高空飞行发动机在低转速运转时，接通加力时也可能遇到文中的振荡。因此要规定不得接通加力或限制进入全加力。在操纵控制系统中则应设置联锁机构。

4. 采用一元管流导出的方程，误差是难免的，但作为近似估算，具有一定的实用价值。

（责任编辑 王华芳）

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON HEATING CHOKE AND COMBUSTION INSTABILITY

Ji Heming, Zhang Xiaoxian, Liu Fengxian, Wang Hungzhao

*(Shenyang Aeroengine Research Institute)*

### Abstract

A phenomenon of combustion instability with frequency 106Hz was found in afterburner of a turbofan engine at testbed. The traditional approaches for excluding combustion instability, such as resigning damping inner liner, changing fuel concentration distribution, appeared ineffective. Theoretical analysis and experimental investigation show that this combustion instability is a kind of heating choke due to aerodynamics of internal flow. This heating choke leads up to unstable burning in overall afterburner. The conditions of emergence of this combustion instability and approaches to eliminate it are elaborated in accordance with various test results.

## NUMERICAL METHOD FOR CALCULATING WALL TEMPERATURE OF FLAME TUBE WITH FILM COOLING

Zhu Changqing and Dong Zhirui

*(Northwestern Polytechnical University)*

### Abstract

This paper deals with a numerical method for calculating the wall temperature profile of turbo-jet flame tube with film cooling. The following factors affecting the accuracy of the calculation are considered: the longitudinal heat conduction in flame tube wall; the heat conduction at the interface of the film-cooled section with the corrugated strap; the convective heat transfer on two end surfaces of the film-cooled section; the temperature rise of cooling air in the annular cooling passage; the effects of temperature on physical properties. A sample computation using this numerical technique is performed for calculating the temperature profile of the corrugated film-cooled sections of spey-25 flametubes. Owing to improvement of the calculation method, the obtained temperature profile agrees quite well with the experimental one.