

用导弹模拟器诱喘的飞行试验

试飞研究中心 李树人

本试验是研究双轴涡喷发动机工作稳定性的飞行试验的一部分。在飞行试验台上,采用击发导弹模拟器的方法,造成发动机进口温度畸变,并通过动态测量参数,研究发动机不稳定工作。试验是在不同的飞行和发动机状态,以及模拟器装药不同的条件下进行的。全部试验,发动机均经受了喘振,除四次因喘振过程瞬时降油退喘外,其余均因喘振停车。

试验机为飞行试验台,被试发动机装于飞行台吊舱中。在试验机上,加装了参考美国航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机军用规范设计的两套导弹模拟器,及相应的输烟、喷烟装置。在前机身还加装一台秒速2000张的MS-16A高速照相机。

测试仪器采用125mm/s运动速度的光学示波器。发动机进口和压气机典型剖面,采用稳态和动态(温度/压力)两套测量系统。

一、试验结果及分析

1. 喘振性态

击发导弹模拟器吞烟诱喘,其喘振为突变型。喘振性态为深喘振和古典喘振。

(1) 深喘振^[1]图1的实验条件为 $H=11.5\text{km}$ 、 $Ma=0.85$,发动机最大状态,导弹模拟器装药 0.2kg 。当进口温升达到 165°C 时,发生突变型喘振。图中喘前高、低压级出口压力 P_{2x}^* 、 P_{12x}^* 均突增,并于a、b峰值间歇后,压力突降大约50%。高压级于 1.358s 进喘,低压级喘前发生渐进失速,于 1.361s 进喘,高压级领先进喘 3ms 。分析喘因与燃油阶跃逼喘相似,当模拟器高比容燃气在涡轮导向器被突然阻塞,前传压力波首先使高压级进喘,喘振形成的负质量流又导致低压级进喘。全机喘振,使发动机熄火停车。

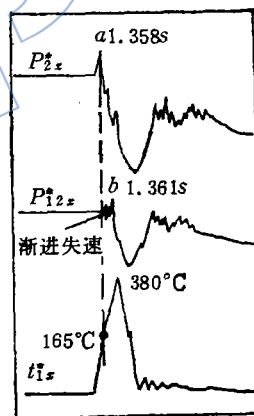


图1 击发导弹模拟器诱喘的时间历程

图2的实验条件是 $H=6\text{km}$ 、 $Ma=0.78$,发动机最大状态,模拟器装药 0.6kg 。喘前, P_{2x}^* 无突增, P_{12x}^* 有突增,表明高比容燃气阻塞发生在高压级, P_{2x}^* 突降点领先低压 5ms 。高压级喘振的负质量流,使低压级叶栅绕流迅速从附着状态变为大面积分离。 P_{12x}^* 的e-f突降段说明了喘前发生突变失速^[2],随后于b点间歇进入突变喘振,接着周期性振荡12次,频率为 8.6Hz 。各次振荡,高压级均领先低压级,高、低压级喘点又均领先进口压力 P_{1c} 峰值,为a、b与c点时间差为 11ms 和 6ms ,a'、b'与c'点时间差为 10ms 和 5ms ,a''、b''与c''点时间差为 11ms 和 6ms 。其余各次相应参数的响应时间基本为同量级。

图3的实验条件是 $H=11.2\text{km}$ 、 $Ma=0.85$,发动机加力状态,模拟器装药 0.2kg 。首

次喘前, P_{2x}^* 、 P_{12x}^* 均无突增,表明高比容燃气阻塞发生在低压级。低压级进喘时间为 0.722s, 高压级为 0.724s, 低压级领先 2ms。

发动机额定状态, 试正高度 6~11km, $Ma = 0.77 \sim 0.83$, 模拟器装药 0.2~0.4kg。多次试验, 低压级均提前进喘, 提前时间为 2~4ms。提前进喘之原因, 在于发动机转速 $n_1 = 93\%$ 。计算上述飞行状态, 低压级换算转速 $\bar{n}_{1h} = 0.83 \sim 0.87$ 。在发动机的低压级特性线上, 当 $\bar{n}_{1h} = 0.80 \sim 0.85$ 时, 喘振裕度只有 1.7%。可见, 在额定状态吞烟, 只要进口有一定的温升, 即会造成低压级喘振。

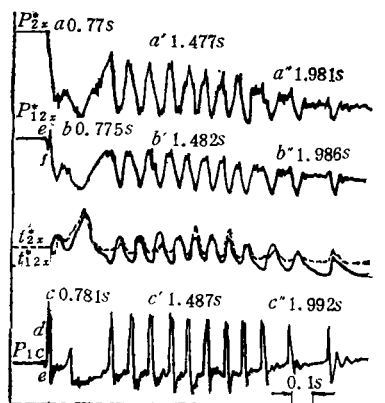


图 2 击发导弹模拟器喘振的振荡过程

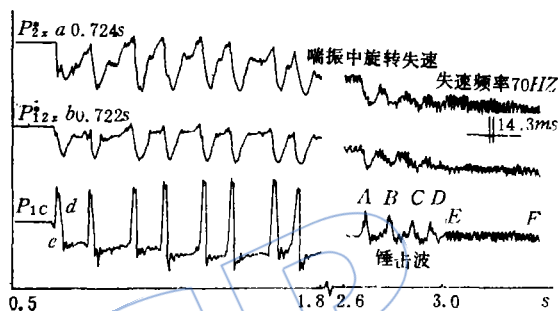


图 3 击发导弹模拟器诱喘及旋转失速

(2) 古典喘振^[1]图 3 从 0.5s~1.8s 为周期性喘振, 从 1.8s~2.6s 喘振已消失, 叶栅绕流趋于稳定。当 2.6s 发动机转速下降到 77% 时, 绕流结构又丧失稳定, 出现了旋转失速。由 P_{2x}^* 、 P_{12x}^* 可见, 失速波峰由宽变窄, 波谷由窄变宽, 表明压气机通道内高压区比例逐渐缩小, 低压分离区比例逐渐扩大, 全台失速终于导致压气机再次进喘。负质量流使压气机通道温度和进口压力发生剧烈变化。进口压力出现四个波峰 (A、B、C、D), 证明了喘振确实发生。

本喘振特点之一, 是喘振振荡过程或喘振后, 伴随着失速团以 70Hz 的高频脉动。另一特点是单纯的旋转失速不产生负质量流 (为 E-F 段无压力阶跃。) 旋转失速的原因, 是发动机加力状态, 喷口面积最大, 在转速较小时, 喘振线上出现的喘振强度已大为减弱。当喘振尚未结束, 旋转失速便接踵而来。鉴于 P_{2x}^* 、 P_{12x}^* 脉动频率相同, 断定全台压气机内只有一个失速团。它沿转子旋转方向运动, 其运动的相对速度远低于转子的绝对速度。试验测得失速团旋转一周的时间为 14.3ms。此时, 低压转子 $n_1 = 68\%$, 转子转一周需 7.94ms, 高压转子 $n_2 = 70\%$, 转子转一周需 7.52ms, 那么失速团比 n_1 低 47.8%, 比 n_2 低 48.7%。以上数据与文献^[1]报道的相一致。

2. 喘振的其它特点

(1) 试验多次获得周期性的喘振振荡, 说明压气机工作点已大大深入喘振边界^[2]。对涡喷—7 乙燃烧室的容积而言, 测得喘振频率为 7~10Hz。

(2) 如图 2, 在圆截面相邻位置的 P_{2x}^*/t_{2x}^* 、 P_{12x}^*/t_{12x}^* , 在变化的同一时刻, 压力与温度相位相反, 说明喘振低压区气流温度较高。

(3) 如图2.3, 高压级 p_{2x}^* 峰值区较窄, 低压级 p_{12x}^* 峰值区较宽, 随时间增加, 高、低压级的高压区逐渐变宽, 振幅逐渐减小。

3. 喘振锤击波

喘振锤击波是在进口由电容式动态压力传感器测得, 其变化过程为图4。 p_{1c} 压力信号d-e表示导弹模拟器高温喷流的影响, e为脉冲始点, c为锤击波压力峰值, f-c-g表示锤击波通过压气机传到进气道唇口, 并开始推出(推出点g), g-m为推出后的膨胀过程, m-n为恢复过程。压力恢复取决于压气机流程的温度, 如图中 t_{2x}^* 、 t_{12x}^* 温度较高, 且温降缓慢, p_{1c} 的恢复亦缓慢, 时间大约为400ms。然而, 文献[3]和净流场燃油阶跃喘振[4]给出, 锤击波压力恢复大约为50ms。这是因为压气通道温度不同, 前者温度较高, 容积流量较大, 使进气流量受到影响的缘故。图中e-g点的时间差为16ms, 吊舱进气道长2.433m, 那么锤击波在进气道内前传速度为0.152m/ms。锤击波强度随喘前进气道的马赫数成线性增加。试验获得进气道最大超压达到自由流总压的2-3倍, 并使进气道“环散”通风网格遭到破坏。

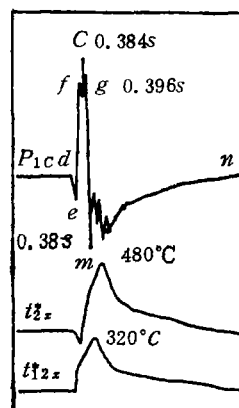


图4 喘振锤击波的变化过程

二、结 论

1. 该发动机空中吞烟引起突变型喘振, 其性态为深喘振和古典喘振, 频率为7~10Hz。振荡过程流程压力与温度变化相位相反。喘振必然形成锤击波和向下游传播的膨胀波, 旋转失速不产生锤击波。
2. 喘振发生的空间与发动机转速有关, 额定状态, 低压级100%先进喘。喘振响应时间, 高压级领先低压级3~5ms, 低压级领先高压级2~4ms, 高、低压级喘点领先锤击波峰值分别为10~11ms和5~6ms。
3. 旋转失速发生在中等转速, 失速团周向脉动频率为70Hz。全台压气机只有一个失速团, 其旋转转速接近于发动机转速的50%。
4. 喘振锤击波使进气道最大超压为自由流总压的2~3倍。并损坏了进气道环形散热器通风网格。

参 考 文 献

- [1] 陈辅群、李文兰、王宗源、丛孟滋“涡轮喷发动机对湍流型动态畸变响应的试验研究”西北工业大学1983.9。
- [2] 试飞研究中心, “混合压缩进气道/TF30-P-3发动机试验畸变数据分析,” 国外飞行研究第4期1982。
- [3] Jack Nuget and Jonk • Holzman “Flight-Measured Inlet Pressure Transients Accompanying Engine Compressor Surge on the F-111A Airplane” NASA TECHNICAL NOTE D-7696 June 1974
- [4] 左汉中, “双转子涡轮发动机净流场喘振边界试飞研究”1983.7。

A JET THRUST MEASUREMENT METHOD WITH GAS COMPOSITION ANALYSIS

Peng Shiyi

(Nanhua Powerplant Research Institute)

Abstract

A new method is proposed which uses composition analysis of gas from engine for determining jet thrust at a given fuel consumption. This method has been verified in JT15D engine testing, and the thrust error is about 6.9%.

FLIGHT TEST ON ENGINE SURGE INDUCED BY SIMULATED MISSILE FIRING

Li Shuren

(Flight-Test Research Centre)

Abstract

Based on flight test data of the engine surge induced by simulated missile firing, the behaviors of the surge are analyzed. The space and time response to the surge, the features of the surge course, and the formation and movement of the hammer shock are considered.

EFFECTS OF INLET-GUIDE-VANE WITH VORTEX GENERATOR ON PERFORMANCE OF AIR-INTAKE

Wang Xiaowen and Zhang Shiyong

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

An experimental investigation has been made on improvement of flow field in an air-intake with inlet-guide-vanes by the aid of vortex generators. Emphasis is placed on the effects of the vortex generator configuration and location on the performance of the air-intake.