

突变型进气畸变对某型发动机稳定性的影响

飞行试验研究院 王小峰 西北工业大学 王乃行

本文研究了突变型进气畸变对某型发动机稳定性的影响。已有文献认为发射武器对发动机稳定性的影响主要是温度突升引起的。本文研究表明, 发射武器时进口压力突变的影响不容忽视。当温度突升与压力突降组合作用时, 增大压气机不稳定的可能性, 这一结论也为试验所证实。

一、计算模型

试验表明, 武器发射时压气机的稳定性决定着发动机的稳定性^[1]。文献 [2] 利用二阶滞后加“激盘—容积”模型来研究突变型进气畸变对压气机稳定性的影响。整个压缩系统的物理模型见图 1。计算中, 认为压气机激盘按准稳态级的流量压比特性对气流加功; 燃烧室激盘用来体现热量的加入及燃烧室中各种损失。其中级的流量压比特性是通过计算得出的^[3]。控制容积主要用来考虑气流参数的动态变化。由于喘振表现为气流的轴向大幅度振荡, 故气体在控制容积内的流动一般按一维流处理。根据质量、动量及能量守恒定律, 可推导出控制容积中的动态方程:

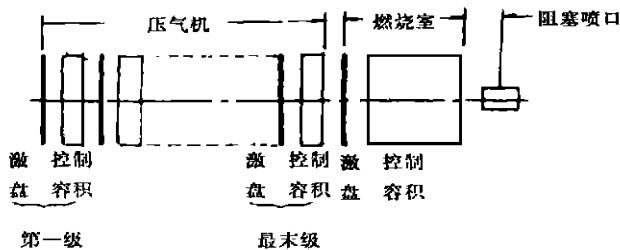


图 1 压缩系统物理模型

$$dp_2^*/dt = kRT_2^*(\dot{m}_1 - \dot{m}_2)/V \quad (1)$$

$$d\dot{m}_1/dt = A(p_1^* - p_2^*)/L \quad (2)$$

$$dT_2^*/dt = (RT_2^*/Vp_2^*)[\dot{m}_1(kT_1^* - T_2^*) - \dot{m}_2(k-1)T_2^*] \quad (3)$$

式中: L 、 V 、 A 分别为控制容积的长度、容积和横截面积, 下标 1、2 分别代表控制容积的进、出口截面。计算中采用半经验公式来描述压气机对非定常流的滞后响应。

$$\frac{d^2\Delta x_{eff}}{dt^2} + \left[\frac{1}{\tau_1} + \frac{1}{\tau_2} \right] \frac{d\Delta x_{eff}}{dt} + \frac{1}{\tau_1\tau_2}\Delta x_{eff} = \frac{1}{\tau_1\tau_2}\Delta x_{ins} \quad (4)$$

式中 Δx_{eff} 和 Δx_{ins} 分别表示进口温度或压力变化的有效值和瞬时值, τ_1 和 τ_2 为压缩系统的时间常数。本文用经验方法选定时间常数, 即根据 $\tau \approx 2.5b/u$ (其中 b 为叶片弦长, u 为气流轴向

速度) 来确定叶排的时间常数, 最后确定压缩系统的时间常数。选取时考虑三个方面的影响: ①要扣除各级控制容积固有的时间常数; ②按全台压气机平均弦长和平均气流轴向速度来定 b/u ; ③静子叶排也要产生滞后响应。

二、计算方法

计算时, 首先根据进口温度或压力瞬时值 Δx_{ins} , 利用 (4) 式求出 Δx_{eff} , 然后利用数值积分法求解压气机的动态微分方程, 确定压气机性能的变化。发射武器时发动机进口的温度或压力在很短的时间内发生很大的变化, 近似的认为是直线变化。图 2 所示的是假设的具有 n 个脉冲时的温度或压力变化的时间历程, 这样可用分段函数表示:

$$\Delta x_{ins} = \begin{cases} a_1 + b_1 t & 0 \leq t < t_1/2 \\ c_1 + d_1 t & t_1/2 \leq t < t_1 \\ \vdots & \vdots \\ a_n + b_n t & t_{n-1} \leq t < (t_{n-1} + t_n)/2 \\ c_n + d_n t & (t_{n-1} + t_n) \leq t \leq t_n \end{cases} \quad (5)$$

为了从 (4) 式中解出 Δx_{eff} , 把 (5) 式展成傅立叶级数:

$$\Delta x_{ins, F}(t) = \sum_{n=1}^{\infty} b_n \sin(\omega t) \quad (6)$$

其中 $b_n = \frac{2}{l} \int_0^l \Delta x_{ins} \sin(\omega t) dt$, $\omega = n\pi/l$

在实际计算中, 只要取前 14 项就足以保证工程精度的要求。

把 (6) 式代入 (4) 中, 利用拉氏变换, 可得:

$$\Delta x_{eff}(t) = \sum_{n=1}^{14} b_n \left\{ \frac{\omega_n}{\pi \tau_2} \cdot \frac{1}{(1/\tau_2 - 1/\tau_1)(1/\tau_1^2 + \omega_n^2)} e^{-(t/\tau_1)} + \frac{\omega_n}{\pi \tau_2} \cdot \frac{1}{(1/\tau_1 - 1/\tau_2)(1/\tau_2^2 + \omega_n^2)} e^{-(t/\tau_2)} + \frac{\sin(\omega t - \varphi)}{(1 + \tau_1^2 \omega_n^2)(1 + \tau_2^2 \omega_n^2)} \right\} \quad (7)$$

其中: $\varphi = \arctg(\pi \omega) + \arctg(\tau_2 \omega)$

从 (7) 式中就可以得到有效温升及压力变化, 结合压气机数学模型, 就可以解决进口参数突变时压气机稳定性的问题。

三、计算结果及分析

利用上面的方法, 计算了温度突升及压力突变对某型发动机稳定性的影响。

1. 温度突升对压气机稳定性的影响 在研究温度突升对压气机稳定性影响问题时, 一般采用瞬态稳定工作边界来描述压气机的稳定性。本文首先计算了单个温度脉冲的压气机瞬态稳定工作边界, 在此基础上计算了多个脉冲对压气机瞬态稳定工作边界的影响。计算表明, 在温升率较低时, 多脉冲与单脉冲温度变化对压气机稳定性的影响基本相同。只有当温升率较高时, 多脉冲对压气机稳定性的影响才显著起来, 图 3 表示计算的某型发动机的瞬态稳定工作边界, 图中离散点是某型飞机定型中所得出的试验结果。从图中可以看出, 计算结果与试验结果比较吻合。

2. 压力突变对压气机稳定性的影响 国内外研究人员在研究武器发射对发动机稳定性影响

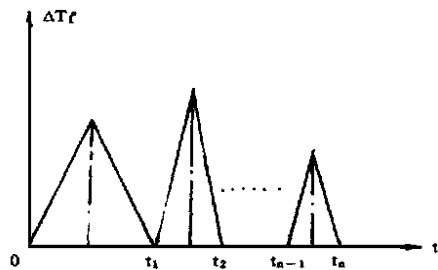


图 2 模拟的进口参数变化时间历程

时, 一般将重点放在温度突升上, 很少有人从理论方面对武器发射时压力突变对发动机稳定性影响进行定量的研究。但目前试验表明, 压气机进口压力突变对压气机工作稳定性的影响不容忽视。特别是当进口温度突升与压力突降同时作用时, 对压气机的稳定性影响很大。图 4 给出计算的压力突变对某型发动机瞬态稳定工作边界的影响。从图中可以看出, 当压气机进口压力突降时, 使瞬态稳定工作边界下移, 增大压气机喘振的可能性, 而当压力突升时减小压气机喘振的可能性, 这与试验结果是一致的。为了使计算结果具有代表性, 计算时假设压力变化的时间历程与温度变化一致, 但幅值不变。为了更进一步定量地了解压力突降对压气机稳定性的影响, 本文计算了压气机进口不存在

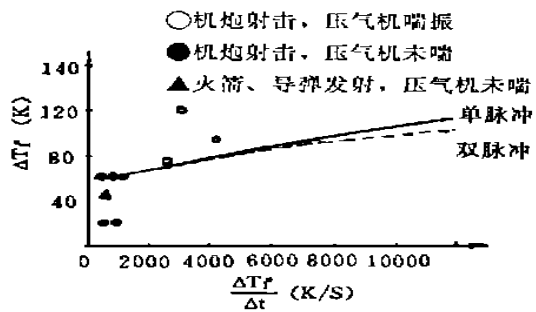


图 3 某型发动机瞬态稳定工作边界

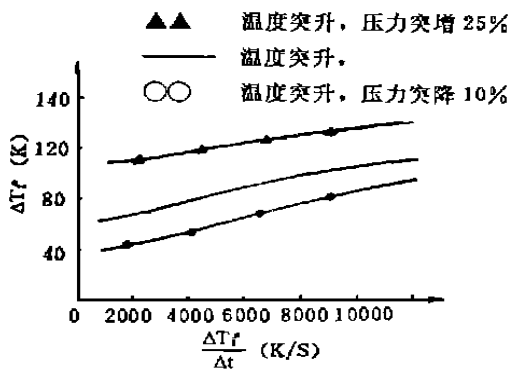


图 4 压力突变对瞬态稳定工作边界的影响

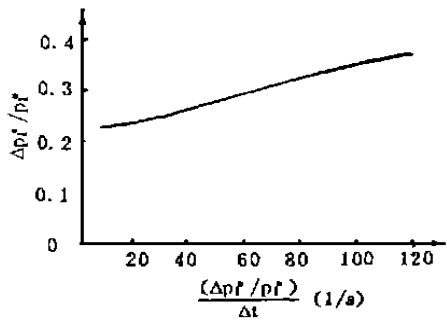


图 5 压力突降时压气机瞬态稳定工作边界

温度变化, 只有压力突降时的某型发动机瞬态稳定工作边界, 如图 5 所示。从图中可以看出, 在设计状态下, 当压降相对值达到 20%~30% 时就足以造成压气机不稳定工作。

参 考 文 献

[1] 左汉中、陈占平、李树人、杨红正、刘志彬, “双转子涡喷发动机稳定性飞行试验研究”, 机载武器发射对发动机工作影响研究文集, 飞行力学编辑部, 1988 年 5 月。

[2] 蔡元虎, “机载武器发射对发动机稳定性影响的研究”, 西北工业大学博士论文, 1985 年 4 月。

[3] 王小峰, “燃气涡轮发动机气动稳定性研究”, 西北工业大学硕士论文, 1990 年 4 月。

Fang Jinyan, Yan Chuanjun and Wang Hongji (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

An approach, known as Edge Tracking Method, has been developed in particular, which searches out the outer edge and the central spot edge of the coherent image of a particle. The processing procedure of the digital images and its program have been worked out in detail. Finally, the outer size and the central size a particle image are determined by means of the presented technique, then the particle size and its position are calculated by means of the Three-Dimensional Judgement Technique. The results obtained are reasonable.

A DISTRIBUTED FIVE-HOLE PROBE RAKE ON STATOR BLADES FOR ROTOR EXIT MEASUREMENT OF A COMPRESSOR

Lin Qixun, Shi Chunying, Pan Gengsen (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

Each tube of five-holes probe will be placed at the same radius on five different blades of stator. The diameter of the probe and the wall proximity effect are decreased. The distributed five-hole probe rake has been verified experimentally. Its dynamical frequency response is enhanced seven times. Its characteristics are improved. The parameter measurement of each rotor exit in a multistage compressor becomes practicable.

EFFECTS OF ASPECT RATIO ON CASCADE PERFORMANCES

Li Ly and Yan Ruqun (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

An experimental research of compressor cascade performances has been completed in the conditions of varying aspect ratios (AR). The results show that AR has a significant influence on cascade losses, pressure ratios and blade loads. Furthermore, the correlations of cascade performance parameters with AR, cascade geometric and aerodynamic parameters are derived. The comparative analysis between the calculated results and the experimental data show that the correlation reveals the rules of variation of cascade performance parameters with the aspect ratio.

EFFECT OF ABRUPT INLET DISTORTION ON ENGINE STABILITY

Wang Xiaofeng (*Chinese Flight Test Establishment*)

Wang Naixing (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

The unsteady response of a compressor to abrupt change of inlet temperature has been calculated by numerical integration with the "actuator-volume" and the second order delay models. The calculated results are compared with flight test data favourably. The unsteady response of the compressor to abrupt change of inlet pressure (or combined with inlet temperature) has also been calculated in the same manner. The calculated results show that the effects of the abrupt inlet pressure on compressor stability cannot be ignored.