

涡喷发动机过渡态工作线显示仪及其应用

王宗源 方金焰

(西北工业大学)

摘 要

本文提出了一种测量涡喷发动机过渡过程的专用仪器——涡喷发动机过渡工作线显示仪。它可以根据发动机进气的总压和静压以及出口的总压信号实时计算出发动机的瞬时换算空气流量及压气机增压比,因而将发动机的瞬时工作线自动显示出来。文章给出了仪器的原理,线路和性能。利用此仪器对发动机的各种过渡过程进行了分析研究。测定了发动机在加速、减速过程和失速喘振过程中工作点移动的轨迹,分析了其工作特征。

一、引 言

飞机在起飞,爬升,加速和其他飞行动作中其动力装置的工作稳定性直接影响着飞机的机动性能。在上述飞行状态发动机的共同工作线可能偏离稳态工作线而趋向稳定工作边界,严重时产生失速或喘振。因此,在发动机的试验研究及实际工作中,为能将发动机的瞬时工作点或过渡态工作线显示在压气机特性图上,对发动机过渡过程的分析或发动机的稳定性研究显然具有重要意义。因此我们决定设计一简单的仪器装置来实现这一要求。

二、涡喷发动机过渡工作线显示仪

1. 工作原理

发动机在过渡过程瞬时工作点可由该点的空气流量和压比确定。根据气体动力学公式,流过发动机的空气流量可以表示为压力和温度的关系:

$$G = \sqrt{\frac{2kF^2 p_1^{*2}}{(k-1)RT^*} \left[\left(\frac{p_1}{p_1^*} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_1}{p_1^*} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (1)$$

式中 p_1^* , p_1 分别代表进气面的总压和静压; F 为进气面的面积; T^* 为气流总温; k 为空气的绝热比 $k=7/5$; R 是通用气体常数。

为简化电路同时又保证足够精度,将(1)式中括号内两项用二项式展开,仅取其第三项可得

$$G = \sqrt{\frac{2F^2}{R_1 T^*} \Delta p \left(p^* - \frac{15}{14} \Delta p \right)} \quad (2)$$

式中 $\Delta p = p^* - p_i$; T^* 可用大气温度 T_a 代替; (2) 式在气流 $Ma \leq 0.57$ 时相对误差小于 0.02%, $Ma \leq 1.0$ 时, 误差小于 0.47%。因为发动机进口流速 Ma 数一般较低, 故用 (2) 式代替 (1) 式误差相当小。再将 (2) 式乘以 $\sqrt{T_a/T_0} p_0/p_i^*$, 得换算空气流量

$$G_{cor} = \sqrt{\frac{2F^2 p_0^2}{RT_0 p_i^{*2}}} \cdot \sqrt{\Delta p (p_i^* - \frac{15}{14} \Delta p)} \quad (3)$$

式中 p_0 为标准大气压力, 而 T_0 为 273K。

压气机增压比用压气机出口总压的表压 p_2^* 加当地大气压 p_a 表示

$$\pi_k^* = (p_2^* + p_a) / p_1^* \quad (4)$$

根据实验测定, 在换算转速 $\bar{n} = 0.7 \sim 1.0$ 范围内, 进气面恢复系数 σ 大于 0.9978, 且随发动机状态变化很小, 故 $p_1^* = \sigma p_a$ 可作常数处理, 由大气压力 p_a 修正后给定。因此 (3), (4) 两式的运算可由图 1 所示电路实现。

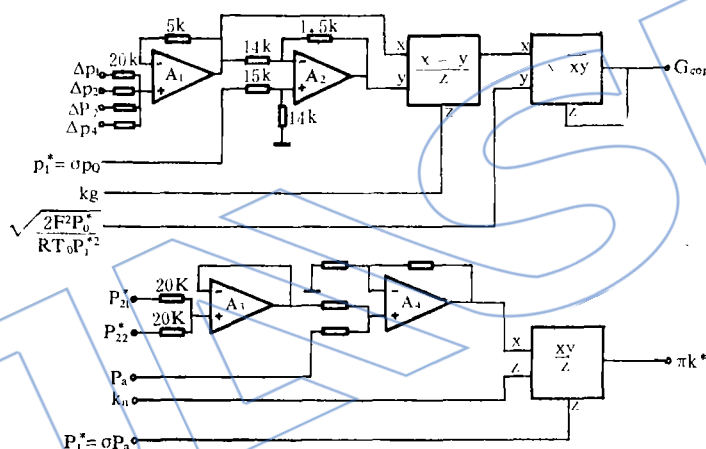


图 1 过渡工作线显示仪电路示意图

图中 Δp , p_2^* 是进口静压及出口总压测量传感器输出的表压力信号经过放大器放大适当倍数后的电压值。考虑到测量截面流场不均匀, 分别用周向 4 点和 2 点的测量值通过平均电路 A_1 和 A_3 进行平均。而 T_a , $\sqrt{\frac{2F^2 p_0^2}{RT_0 p_i^{*2}}}$, p_1^* , p_a 在地面试车上一次试验中均为常数, 这些常数可由可调直流信号源给定。

2. 仪器的静态精确度和动态频率响应

影响过渡态工作线显示仪性能的因素很多, 如元件质量, 线路结构及其调整等。整个仪器电路的运算误差难以用理论分析方法给出, 为此采用实验校准的办法估计仪器的性能。

确定仪器的静态精确度时采用图 2 所示方案。仪器输入信号的量程范围按实际使用情况确定, 压气机进口压力 p_1^* 与 p_a 接近, 按 1 kg/cm^2 计算。 p_2^* 最大为 8 kg/cm^2 , Δp 变化范围为

注 $1 \text{ kg/cm}^2 = 9.80665 \text{ Pa}$

$0 \sim 0.1 \text{ kg/cm}^2$ 。按此条件将相当大小的输入电压输到压比及空气流量运算电路。试验结果和理论计算值相差甚小。流量运算在 $\Delta p = 0 \sim 0.1 \text{ kg/cm}^2$ 范围内误差最大值为 0.133 kg/s ，相当于满量程（按 40 kg/s 计）的 0.33% ，压比运算在 $p_2^* = 0 \sim 8 \text{ kg/cm}^2$ 范围内误差最大值为 0.007 相当于满量程（按 8 kg/cm^2 计）的 0.1% 。

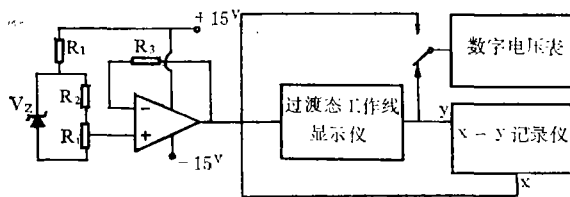


图2 仪器静态精确度试验框图

仪器的动态频率响应采用图3所示线路方案确定。因输入信号不能为负值，故正弦信号发生器先加以正向偏移电压，保证最小值不小于零。对数反对数乘除法器的频响与工作信号大小有关，试验时，根据仪器实际使用中的最大和最小工作信号确定其可用频率范围，而选择较低者作为仪器的可用频率上限。在幅值误差小于1%的条件下，工作于小信号(50 mV)时，

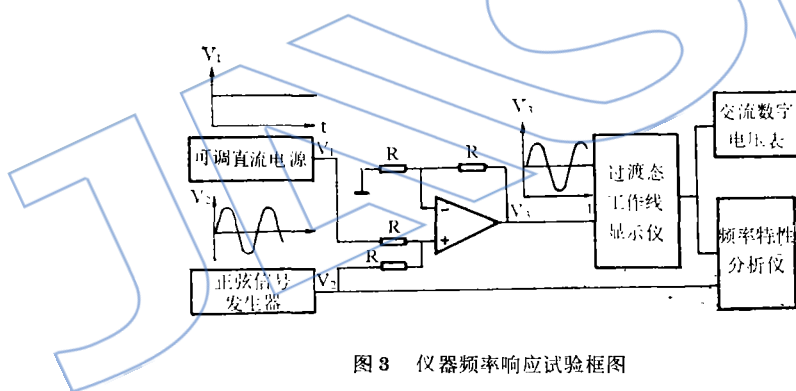


图3 仪器频率响应试验框图

流量运算的可用频率为 1 KHz ，压比的为 10 KHz 以上；工作于大信号(1.5 V)时，流量运算的可用频率为 3 KHz ，压比的为 10 KHz 以上。在发动机的过渡过程中，流量和压比的变化频率范围远小于以上各值，因此利用该仪器进行瞬态过程的研究，其频率响应是足够的。

三、涡喷发动机过渡工作线显示仪在试验中的应用

为了检验仪器的使用效果，在地面试车台上对一台涡喷发动机的过渡过程进行了测量，其试验设备，测量系统及试验结果如下：

1. **试验设备：**试验是在一台涡喷发动机上进行的。发动机的压气机第五、六级之间有放气窗口，以防止起动，加速时工作不稳定。

因为压气机进口截面的流场不均匀度较大，故进口压力在压气机前面的流量测量段测量。在流量测量面上周向均匀开有四个静压孔以测量静压。

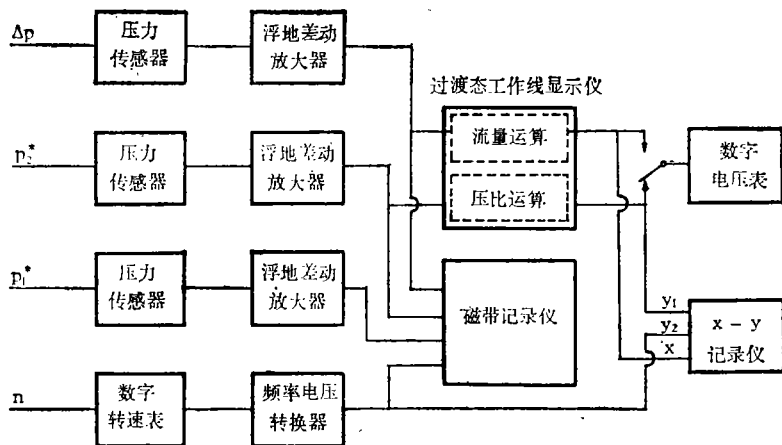


图4 动态测量系统图

2. 测量系统：确定发动机状态及瞬时工作点，需要测量的参数有压气机进气面总压 p_{1}^* 、静压 p_1 、总温 T_{1}^* 、出口总压 p_2^* 以及发动机转速 n 。由于 $p_{1}^* = \sigma p_a$ ，而 $\sigma = 0.9978$ 故 p_{1}^* 可由大气压力 P_a 通过修正得出， T_{1}^* 即等于大气温度 T_a ，所以需要测量的参数只有 p_a 、 T_a 、 Δp 、 p_2^* 及 n 。

在进行过渡过程研究时，测量系统采用具有一定频响的动态测量系统连续记录。但为了检查动态测量系统的精度，同时还用稳态系统测量记录。

稳态系统包括测量大气温度的 4 支铂电阻温度计，测量大气压力的大气压力计，测量进气流量段壁面静压的水排以及测量压气机出口压力 p_2^* 的 SYD-1 压力传感器和 XJ-100 压力巡检仪。因为出口截面上流场很不均匀，故用一支可作径向移动的九点总压耙测取两叶片间的总压场，作周向修正后，求出该截面的平均总压，与同时单点测量的结果比较，得出单点测量值相对于截面平均值修正系数，以便对单点测量值进行修正，得到该截面的平均总压。发动机转速用数字转速表测量。

动态测量系统(图 4)进气总压 p_{1}^* 通过 p_a 修正得出，进气壁面静压则由壁面静压孔接一三通管，一端接水排，另一端接动态压力传感器。传感器采用 Kulite 半导体制品公司 VQH-500-10 型高精度传感器。压气机出口装有两只动态总压测针，测针出口分别接 SYD-1 稳态压力传感器和国产 CYG-01 型动态压力传感器。发动机瞬时转速是通过频率电压转换器将数字转速表中的脉冲频率转换为电压信号。

为了检验动态测量系统和过渡工作线显示仪的可靠性，将发动机在稳定状态时动态系统测量结果和稳态数据计算结果进行对比较验。测量数据表明流量偏差小于 1%，压比偏差小于 2%，证明动态系统可达到一定的准确度。

3. 涡喷发动机过渡态工作过程的测量与分析

(1) 加减速过程：

为了便于观察过渡过程工作线在压气机特性图上的相对位置，先将压气机的等转速线和根据不同转速的稳定状态测出稳态工作线，按适当比例绘在记录纸上。发动机启动前工作点

调至记录纸坐标的零点位置。在发动机稳定于慢车状态时,迅速推动油门杆,使发动机快速加速到额定转速,而后快速拉下油门杆,使发动机快速减速到慢车转速。在慢车转速与额定转速之间再用慢推油门杆的方式进行慢加速和慢减速两个过程。利用过渡工作线显示仪将其流量和压比信号分别输至X-Y记录仪的X和Y输入端,即可将加减速过程的过渡工作线直接绘在带有稳态工作线的压气机特性图上,如图5所示。

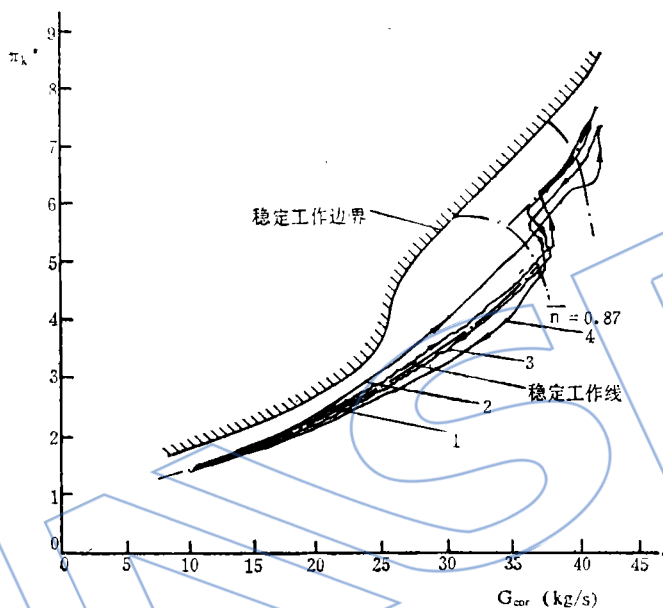


图5 发动机加减速工作线

由图5可以看出,慢加速线“1”及快加速线“2”在发动机转速 $\bar{n} = 0.87$ 以下范围内都在稳态工作线的上方而趋向稳定工作边界的,但慢加速线偏离稳态工作线很小,而快加速过程偏离较大。慢加速线在换算转速 $\bar{n} = 0.89$ 处,压比有一明显的突升,这是级间放气带关闭的结果,而快速线直到 $\bar{n} = 1.0$ 时才出现压比突升,这说明快加速过程中,放气带关闭滞后。与加速过程相反,慢减速线“3”和快减速线“4”是在稳态工作线下方,而且在 $\bar{n} = 0.89$ 附近都有一突降,这是级间放气带在减速过程中自动打开的结果。

(2) 不稳定过程

利用过渡态工作线显示仪可以测定发动机在不稳定过程中工作点移动的轨迹,以便对不稳定过程进行分析。

发动机稳定在转速 $\bar{n} = 0.87$,用堵锥逐渐减小喷口面积以减小发动机空气流量,结果发动机喘振。图6是仪器显示的喘振时工作点移动轨迹。在 $\bar{n} = 0.87$ 时,发动机从稳定工作点逐渐减小流量而趋近稳定工作边界。到达“0”点后突然出现喘振,流量和压比下降到“1”点,流量达最小值,压比仍继续下降,在“2”点压比达到最小,流量接近最大值。然后流量再减小时,压比又明显提高,这是喘振过程中工作点移动轨迹的典型情况。

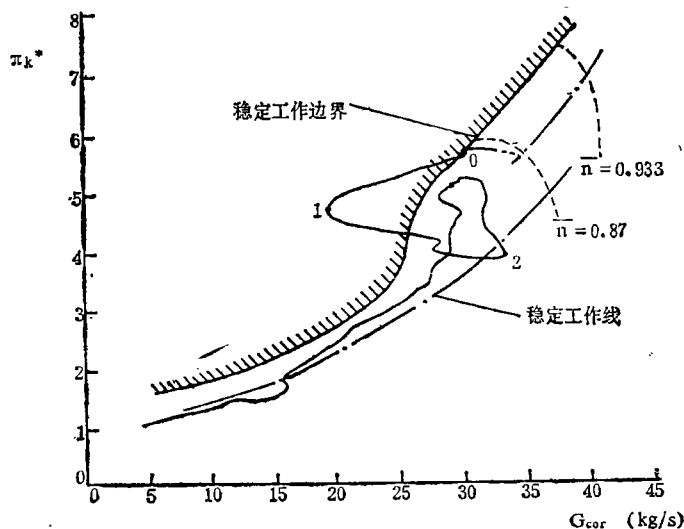


图 6 喘振时工作点移动轨迹

发动机中存在畸变时会使发动机稳定工作边界下移。因此在发动机进气道装有 180° 周向网造成进气畸变而进行快加速时即出现喘振。图 7 是快慢加减速过程工作点移动的轨迹。慢加减速工作正常，但在快加速时却出现喘振。出现喘振时工作点位于 $\bar{n} = 0.87$ 附近，可能是由于快加速时 T_3 比慢加速高引起的。

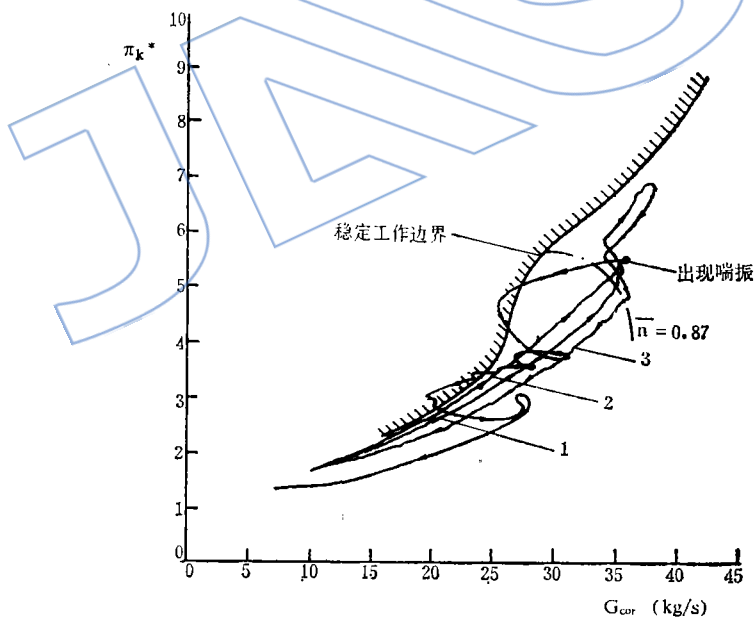


图 7 畸变进气时，发动机加速出现喘振

1.慢加速 2.快加速 3.慢减速

显示器在室温为 $5 \sim 25^\circ\text{C}$ 范围内静态精确度为：流量运算误差小于 $0.33\% \text{ F.S.}$ ，压比误差小于 $0.1\% \text{ F.S.}$ 。显示器的动态频率响应与输入信号的大小有关。输入信号在正常工作的幅值范围内频率在 1 KHz 以下幅频特性降低小于 1% 。

(责任编辑 冯毓斌)

In the present work a small Kiel probe closely connected to a small pressure transducer was used. The probe was controlled by a computer to traverse rapidly across the exit flow in order to determine the variation in pitch-averaged total pressure loss coefficient along the span and with distance downstream.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPRESSOR STATOR TANDEM CASCADES AT HIGH SUBSONIC SPEED

Zhuang Biaonan and Guo Bingheng

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The experimental results of a certain compressor stator tandem cascade (abbreviated as C-cascade) which profile is approximate to C-4, and a double circular are tandem cascade at high subsonic speed are presented in this paper. These two types of cascade were tested in a cascade wind tunnel at free stream Mach number $Ma_1 = 0.55$ to 0.75 and incidence angles $I = -5$ to $+7.5$. The experimental results are illustrated as plots of the variations of air-turning angle $\Delta\beta$, static pressure rise coefficient c_p and total pressure loss coefficient $\bar{\omega}$ against incidence angle I . The optimum values obtained for both tandem cascades are as follows (for $Ma_1 = 0.7$):

	I	$\Delta\beta$	$\bar{\omega}$	c_p
C-cascade	0°	57.7°	0.106	0.31
double circular	0°	54°	0.136	0.35

TRANSIENT OPERATING LINE INDICATOR AND ITS APPLICATION

Wang Zongyuan and Fang Jinyan

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A special instrument is presented for monitoring the transient process in a turbojet engine, which is called "transient operating line indicator". The instrument consists of analog computing circuits. It demonstrates the real-time flow

rate and the pressure ratio of the engine which are calculated from the total pressure and the static pressure at the inlet and the total pressure at the exit of the compressor. By means of this instrument the transient operating line of the engine can be plotted with an x-y recorder. The description, the circuits and the performance of this instrument are given in this paper. The various transient processes of turbojet engine, such as acceleration, deceleration and surge, have been studied with this instrument.

A THEORY OF COMBUSTION EFFICIENCY COMPUTATION FOR LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTOR

Chen Xinhua and Zhuang Fengchen

(National University of Defense Technology)

Abstract

A mathematical model describing combustion in a high pressure liquid hypergolic bipropellant(UDMH/ H_2O_4) rocket engine combustor has been developed. In this model, the droplet evaporation process at high ambient pressure has been considered, which takes into account the droplet surface regression, the transient heating, the effects of ambient pressure on vapor-liquid equilibrium, the effects of nonideal gas behaviour, the dissociation of N_2O_4 and the decomposition of UDMH. The gas temperature variation has also been considered which is dependent on the local mixture ratio, the drop-size distributions and the effects of the convergent section of nozzle on the vaporization rates.

Since the mechanism of the droplet secondary breakup process is different under a large flow flux, a new secondary breakup critical condition is proposed.

The application of this mathematical model to different operating conditions of a specific rocket combustor is provided. The calculated results are in good agreement with experimental data. This model correlates the combustion process with the engine structure parameters, the operating parameters and the properties of the propellant. Therefore, it may be used as a guideline and a theoretical prediction for designing rocket engine combustor.