

涡喷发动机压气机失速、喘振及喘振点参数的测量和分析

西北工业大学 李文兰 陈辅群 王宗源 丛孟滋

摘 要

本文介绍涡喷发动机在“净”和畸变进气下,涡轮一导面积减小12%或标准一导时,进行旋转失速和喘振试验的试验方法、测量方法及其试验的结果和分析。还介绍两种逼喘方法的试验,一种是静态逼喘,另一种是动态逼喘。试验结果表明,逼喘方式与喘振点参数有关联,动态逼喘的喘振点上的压比值与流量值分别比静态逼喘的低2.8%和1.7%。

一、前 言

为保证整个飞行包线内及各种机动飞行时发动机均能稳定工作,发动机必须具有足够的稳定工作余度。但扩大稳定工作余度会损害发动机的性能。为了取得稳定工作余度与性能的最佳折衷,需要知道喘振点参数,了解影响这些参数的因素以及出现的不稳定性态。因此,各种工作条件下发动机喘振点参数的试验测定和预测,对于新机的发展和使用均具有重要意义。

本研究成功地记录了均匀进气,畸变进气下发动机压气机的全台旋转失速、发动机的古典喘振、深喘振、“漂移”喘振等不稳定性态的信号,包括14次失速、25次喘振过程压气机进、出口、级间的脉动压力的时间历程。

1. 试验装置及测试系统

图1表示本研究的试验装置及测点布置。试验发动机为单轴式带九级压气机,第一级为跨音级的涡喷发动机。为了逼喘,在发动机尾喷口外加装可移堵塞锥体,使喷口面积减小;为使涡轮前温度降低,工作点上移,可改装上涡轮一导面积减小12%(后称小一导或 $A_{nb} \downarrow 12\%$)的导向器。采用的高、低响应测量系统见图2。

2. 试验项目及试验方法

本研究进行以下几项试验:1)“净”和畸变进气下涡喷发动机“上、下失速点”试验;2)标准 A_{nb} 和 $A_{nb} \downarrow 12\%$ ，“净”和畸变进气下发动机在 $\bar{n} = 1.0, 0.933, 0.9, 0.87$ 时的喘振试验;3)静态和动态两种逼喘方法的对比试验。

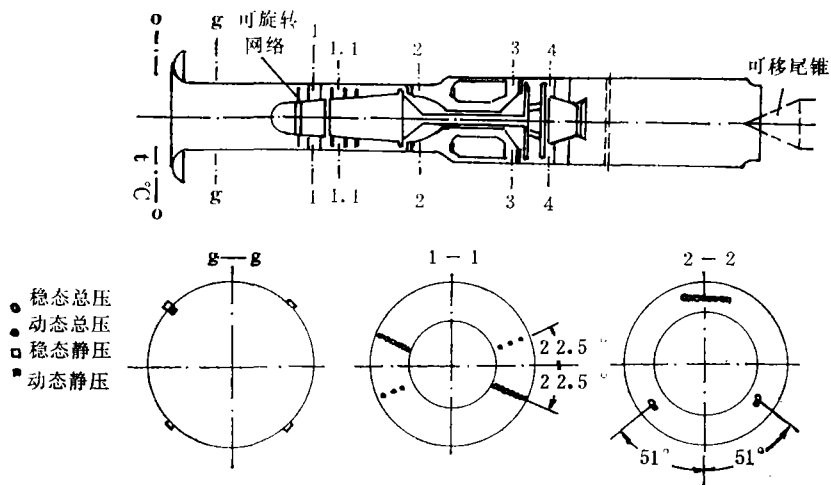


图 1 试验装置和测点布置

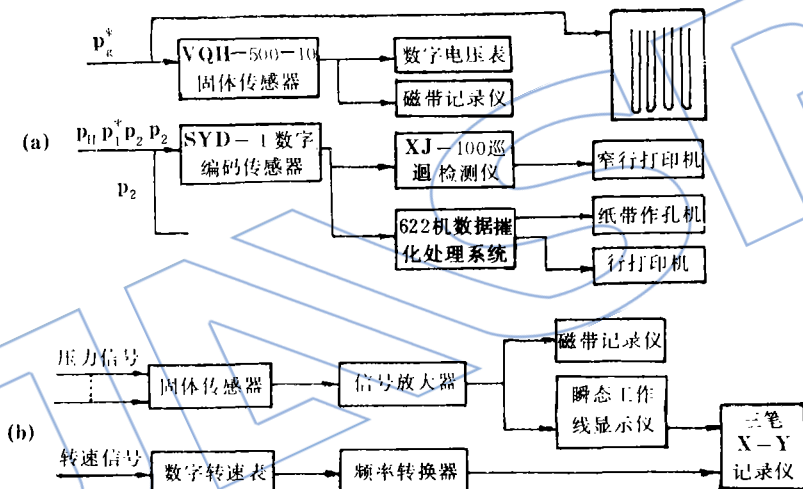


图 2 测量系统 (a) 低响应 (b) 高响应

(1) “上、下失速点”试验 发动机“上、下失速点”是指本试验发动机在手动关闭放气带条件下, 从高速缓慢降低转速, 或以慢车转速缓慢增加转速, 直至压气机出现不稳定。经分析仪分析表明, 上、下两点出现的不稳定均为全台旋转失速, 故称“上、下失速点”。

(2) 静态喘振试验 本研究采用减小涡轮一导排气面积和喷口面积两种喘振手段。静态喘振试验是, 发动机工作于试验转速后, 喷口面积从加力状态缩小到最大状态位置 (面积最小), 然后堵塞后锥非常非常缓慢地伸进喷口内继续减小喷口面积, 直至出现喘振。进锥时高响应测量系统连续记录。

(3) 动态喘振试验 在堵锥伸进55%之前, 试验程序与静态相同。当堵锥伸进55%后, 先把喷口放大到加力状态, 而后将堵锥全部伸进喷口内, 最后, 开动调喷口的液压系统, 将喷口连续地从加力状态收小到最大状态。通常在这动态过程中发动机出现喘振。

二、不稳定性态

1. 全台旋转失速 图3和图4为均匀进气, 转速分别为7800和5400r/min时, 发动机的压气机全台旋转失速过程中压气机出口总压 P_2^* , 流量测量段静压 p_g 的时间历程。图5为小

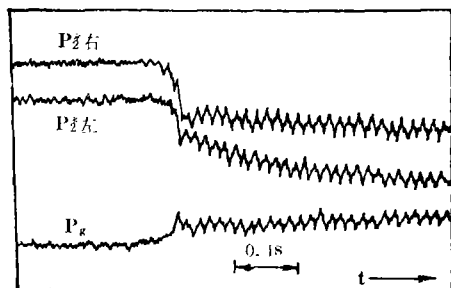


图3 上失速点压力脉动时间历程

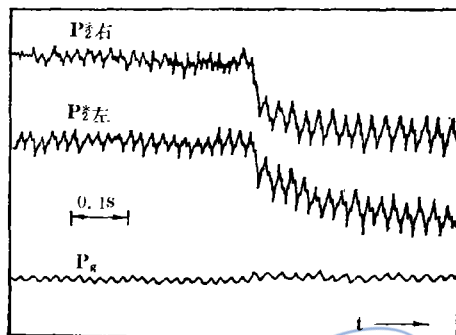


图4 下失速点压力脉动时间历程

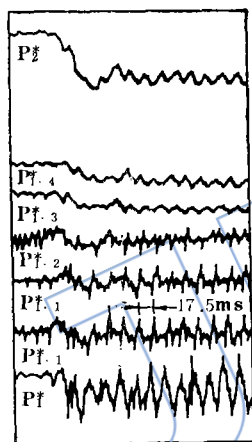


图5 全台失速时压气机主要级后总压脉动时间历程

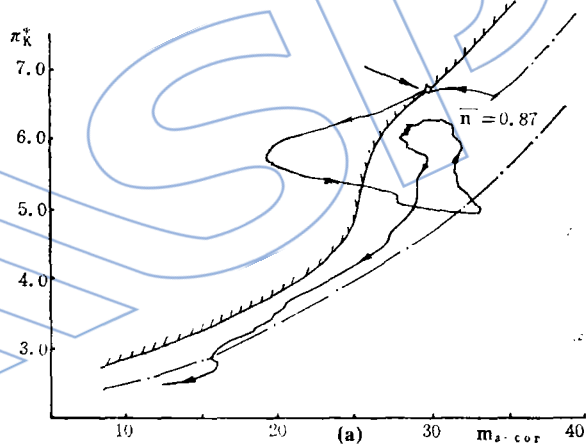


图6 小一导、“净”进气, 深喘振时 P_2^* 、 T_2^* 、 p_g 的时间历程

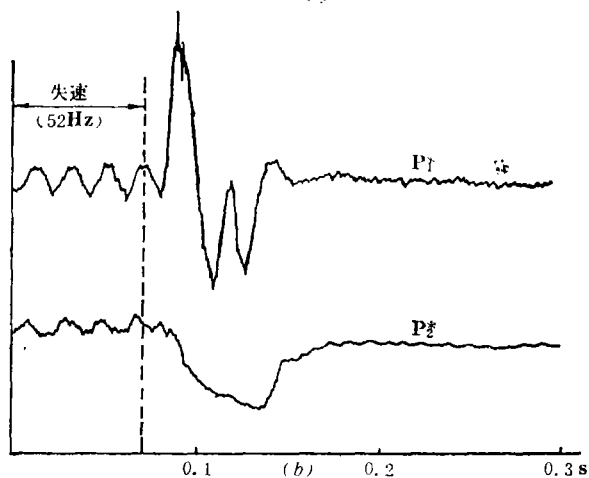


图7 深喘振时(“净”进气 $\bar{n}=0.87$, 动态逼喘)
a) 工作点移动轨迹 b) P_1^* 、 P_2^* 的时间历程

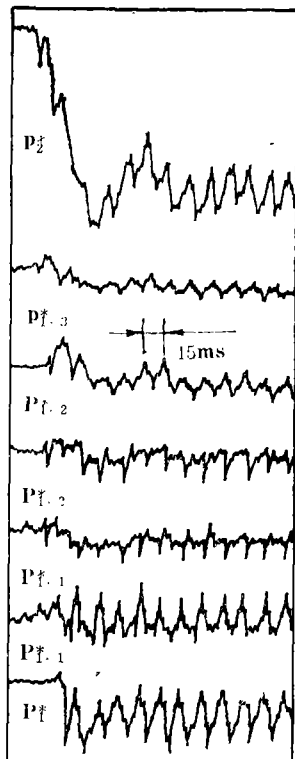


图 8 古典喘振时主要级后总压时间历程

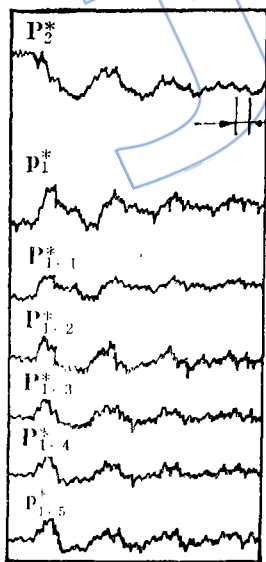


图 9 “漂移”喘振时主要级后总压时间历程

一导, 进气畸变下, 全台旋转失速时压气机各主要截面总压脉动时间历程。本研究压气机全台旋转失速时, 失速团的旋转频率均在转速频率的45%附近。

2. 喘振 根据本研究的25次喘振试验所显示出的不同性态, 喘振可细分为: (1、2)深喘振、古典喘振和“漂移”喘振(定义分别参考文献(1、2))。

(1) 深喘振 图6为小一导, 均匀进气, $\bar{n} = 0.87$ 时, 喘振过程压气机出口总压总温及流量测量段静压的时间历程。图7为同样条件下, 动态逼喘过程工作点在特性图上的轨迹和压气机进、出口总压的时间历程。从图6 p_g 的信号明显看出喘振时出现的强锤击波, 而图7显示出明显的大振荡循环。

(2) 古典喘振 图8为小一导, 进口装36目网, $\bar{n} = 0.87$, 喘振时各压力信号的时间历程。从图可见, 这类喘振特征是, 不仅有低频、大幅度喘振循环振荡, 而且在大的振荡循环中及大振荡后均有明显的旋转失速(深喘振则不存在这种失速信号), 其频率约为转速频率的45%左右。

(3) 漂移喘振 图9为叶尖板造成的随机总压脉动(湍流型动态畸变)下, 发动机喘振过程各主要截面总压脉动的时间历程。本研究发动机在这种湍流型动态畸变下所做的九次喘振试验, 除一次因故未录上外, 全部为漂移喘振(4)。其特征是, 发动机进入试验状态后, 稳定工作若干时间后突然出现喘振。

以上各不稳定性态的细节可参阅文献(3、4)

三、喘振点参数的测量与分析

确定发动机稳定性余度时, 不仅需确定工作点, 更重要的是需要确定喘振点的参数, 因为喘振点容易受外界因素影响, 特别是受进气畸变的影响极大。因此, 准确测定各种工作条件下喘点参数就成为确定稳定性余度的关键。

动态逼喘与静态逼喘对比 图10和图11为 $\bar{n} = 0.87$ “净”和畸变进气下, 静态逼喘和动态逼喘所得的瞬变工作线(沿准等转速线)和喘点。

由图10和11可见, 无论是“净”还是畸变进气, 动态逼喘过程的工作线及喘点压比, 流量均比静态逼喘低。这结果可用来解释长期进行喘振试验所取得的经验, 即动态逼喘容易使发动机进入喘振的主要原因。同时, 它也表明, 在检查发动机稳定性余度上, 逼喘方法的选择是至关重要的。

初看起来, 会怀疑这差异来自动态测量系统响应不够。但对系统各环节的分析, 排除了这种看法。初步分析认为, 造

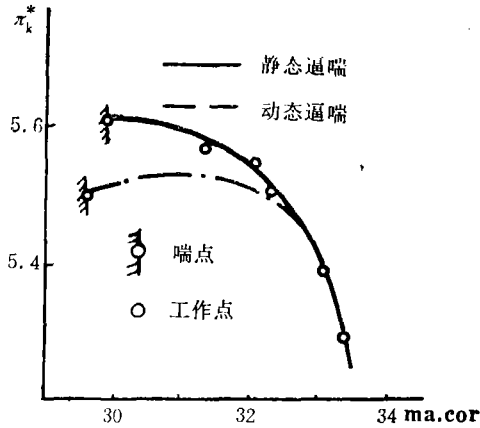


图10 “净”进气，静、动态喘喘对比

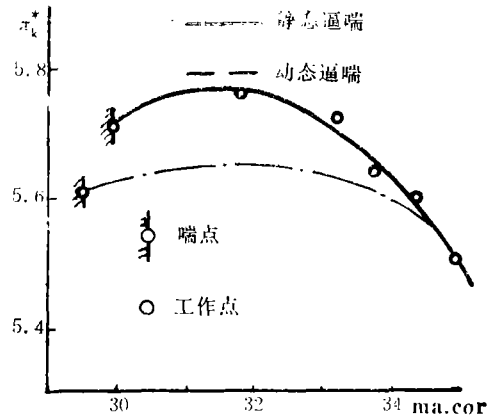


图11 畸变进气(1×36目)，静、动态喘喘对比

成这种差异的原因主要是：1)收油门时(油门杆不动)，转速调节系统响应较慢，供油量没有跟上，掉转速，致使发动机在动态喘喘过程发生喘振时的转速低于试验转速，因而，使喘点参数较低；2)动态喘喘过程，发动机内气流状态变化，存在非定常效应。对前一原因，本研究在进行试验之前已进行多次的转速修正的定量确定，并在正式试验时进行了转速修正，使喘振时的转速为试验转速。图10和图11为经转速修正的试验结果。

由此可见，要准确测定喘点压比和流量应采用静态喘喘(采用喷水喘喘方法，同样也应采用静态喷水喘喘)。采用动态喘喘时，需要准确记录发动机瞬时转速，或在喘喘过程中协调油门杆以保持转速为常数。此外，还应作非定常流效应的修正。但这种修正是非常复杂而艰巨的。

四、喘振点压比、流量的确定

本研究所用的高响应测量系统的压力信号由三条支路同时采集和记录：一是通过 $\pi_k^* \sim ma_{cor}$ (压比-流量)显示仪由数字电压表实时读出(仅稳态工作点和静态喘喘过程读)；二是通过 $\pi_k^* \sim ma_{cor}$ 显示仪在多笔X-Y记录仪上实时记录下 $\pi_k^* \sim ma_{cor}$ ， $n \sim ma_{cor}$ ， $T_4^* \sim ma_{cor}$ 曲线；三是用磁带记录仪的调频方式直接记录传感器输出的模拟信号。实际数据处理时，现场读数和X-Y记录仪实时记录的数据，可以和模拟磁带机回放并经数字化处理的结果互相校对。

1. 传感器的现场校准 长期使用结果表明，宝鸡秦岭晶体管厂CYG-01型和美国Kulite公司XCQ-093-25型，VQH-500-10型固体压阻传感器，就近安装在发动机上使用，在发动机工作环境下线性度仍然良好，但零点漂移较大。

采用现场校准办法，高响应与低响应测量系统所得结果相比，压比和流量的误差均小于1%，其中流量测量直接使用静态校准曲线，误差也在1%以内。

2. 发动机过渡态工作线显示仪测定喘点参数 发动机过渡态工作线显示仪是一台模拟式的压比-流量实时运算仪，从高响应测量系统来的压力信号，通过它，实时地计算出压比和流量^[5]。本文图7-a为该仪器记录的图形。由图可见，在压比-流量特性图上，喘点位置很容易确定，喘点压比和流量可直接读出。当然，在记录纸上直接读出，精度受到记录纸分

度的限制及所选取的比例的影响。但进一步分析比较表明,通过对传感器的现场校准,其测量结果与稳态测量系统的数据相比,误差不大于 1%。表 1 列出此显示仪测定的图 10-11 的喘点参数。

表 1 $\bar{n}=0.87$ 喘振点数据

试验条件	“净”进气静态喘喘	“净”进气动态喘喘	畸变进气静态喘喘	畸变进气动态喘喘
换算流量	30.10	29.605	29.89	29.65
压 比	5.70	5.545	5.615	5.565

五、结 论

1. 进气畸变下,发动机压气机失速和喘振前,压力信号多数出现明显的周期性脉动。这些脉动信号,根据脉动频率分析,有些是早期的旋转失速,有些则可能是其它的气流分离现象,但它们都是固定的脉动频率。进一步深入分析,研究不稳定前的压力信号,有可能对防喘装、安全装置的研制提供有用的信息。

2. 为了准确测定不稳定点的压比、流量,本研究配置的动态参数测量系统,其响应是足够的,但对于现有的微型固体压阻传感器,试验证明,现场校验是必要的。

3. 采用动态喘喘确定发动机不稳定点参数时,发动机瞬时转速的测量是必要的。同时应考虑瞬变过程“非定常流效应”的修正。

4. 为了准确、可靠地测定发动机不稳定点参数,同时采用多种手段测量是可取的。这不仅可避免因个别偶然测量故障造成试验失败,而且在正常情况下,多种途径取得的结果可互相校对,为数据处理提供可靠依据。

参 考 文 献

- 〔1〕 Greitzer, E. M., “Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressor-Part II”, J. of Engineering for Power, Vol. 98, №2, April 1976.
- 〔2〕 King, R. W. et al, “Analysis of Distortion Data from TF30-P-3 Mixed Compression Inlet Test”, NASA CR-2686 June 1976.
- 〔3〕 进气畸变组,“涡喷发动机压气机特性及不稳定性态的初步研究”工程热物理学报,第 2 卷,第 3 期,1981 年。
- 〔4〕 陈辅群、李文兰、王宗源、丛孟滋等“涡喷发动机对湍流型动态畸变响应的试验研究”航空学报,第 5 卷,第 2 期 1984 年。
- 〔5〕 王宗源、方金焰等“涡喷发动机过渡工作线显示仪及其应用”航空动力学报,第 1 卷,第 1 期 1986 年。

(责任编辑 冯毓诚)

MEASUREMENTS AND ANALYSIS OF SURGE, STALL AND SURGE POINT PARAMETERS IN TURBOJET COMPRESSORS

Li Wenlan, Chen Fuqun, Wang Zongyuan, Cong Mengzi

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

This paper presents the testing and measuring method of three kinds of flow instability test (rotating stall and surge), the test results and analysis of them for a turbojet engine with "clean" or distorted inlet flow. The tests have been carried out as follows: (1) testing of the "upper" and "lower" stall-point on the stall line of the engine with and without distorted inlet flow; (2) tests of surge in the engine with "clean" or distorted inlet flow at $\bar{n} = 1.0, 0.933, 0.9, 0.87$ and with rated A_{nb} (area of first-stage turbine nozzle) or A_{nb} decreased by 12%; (3) tests of static-forced surge (decreasing the area of engine nozzle very very slowly) and dynamic-forced surge for an engine with "clean" or distorted inlet flow. The results from the tests comprise: (1) several representative time histories of total pressure fluctuation at inlet and exit of main stages as over-all rotating stall occurs in the compressor, or surge (classic, deep or "drift" surge) occurs in the engine; (2) the speed line with surge point on compressor performance maps obtained by static-forced and dynamic-forced surges at $\bar{n} = 0.87$. All the above information was obtained from 14 tests for rotating stall and 25 for surge. The results from tests show that: (1) with "clean" or distortion by screen, the surge in the engine is a classic or deep surge; (2) with random fluctuation of total pressure in the engine face, the surge that occurs in the engine is always a "drift" surge; (3) value of parameters on surge point is correlated to the method of forced surge; (4) at $\bar{n} = 0.87$, the values of pressure ratio and mass flow by dynamic-forced surge are 2.8% and 1.7% respectively which are smaller than those obtained by static-forced surge.

A PREDICTION METHOD FOR OPTIMUM VELOCITY RATIO OF AIR JET VORTEX GENERATOR

Zhang Fengbei and Sheng Chunhua

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The selection of the velocity ratios for air jet vortex generator is considered. The concept of the optimum velocity ratio with the maximum vortex induced