

# 涡桨发动机消喘设计及试验研究

## Design and Experimental Study for the Surge Recovery of Turboprop Engine

■ 徐艳冰 周二 郑益民 张光宇 / 中国航发湖南动力机械研究所

随着装机对象、飞行任务和工作环境等的变化，航空发动机使用过程中在内部或外部干扰下（部件老化、雷雨天气、导弹武器的使用和舰面起降等）无法实现正常工作的自我保持时，极易发生喘振。为保证飞行安全，确保发动机的气动稳定性已成为发动机设计的硬性要求。

在航空发动机发展早期，主要追求高推力、低油耗等性能指标，喘振问题并未引起足够重视，也没有开展针对性研究。随着航空技术的发展，飞机的飞行速度和高度不断增加，对飞机的机动性要求也越来越高，发动机在使用过程中暴露出来的气动失稳喘振现象越来越多，而且现有的理论和试验研究结果以及发动机使用过程中发生的事故均表明，当发动机进入喘振时，会出现进气道/尾喷管喷火、燃烧不稳定、发动机性能指标降低、转子叶片强迫振动、发动机结构完整性破坏甚至熄火停车等情况，严重威胁飞行安全。因此，在飞机飞行过程中，绝不允许发动机在喘振状态下工作。

在发动机试车台上，喘振通常是容易被发现的，因为喘振时伴随压缩气流冲击波带来的巨大的“砰”的声音，而且可在发动机进气道/尾喷管观察到火焰，试验操作员可及时迅速下拉油门杆来避免危险后果发生。但对于飞行过程中正在驾驶飞机的飞行员，不一定能及时发现喘振，尤其是对涡桨发动机，螺旋桨高速运转带来的气流声音传入飞机座舱，可能会覆盖喘振发生时

的声音，那么当试验结果显示发动机常规控制器设计不足以使压气机自动从喘振中立即恢复时，特别设计喘振检测和消喘功能就变得必不可少。

### 喘振检测和消喘控制设计

为了全面反映发动机工作中压气机喘振信息，喘振识别特征参数可以选择某个单独参数或某些参数的组合。涡桨发动机为实现工作状态的良好控制，装有获取压气机出口压力的信号传感器，而发动机工作中的压气机喘振也是以压力脉动的形式出现。通过对不同结构尺寸的发动机喘振统计特征参数分析，喘振时的压气机出口压力脉动通常具有相对固定的频率，因此选择压气机后的压力作为喘振的特征参数可全面反映压气机喘振信息。同时利用参与发动机控制的压气机出口压力作为喘振检测特征参数，不需要增加额外的测试设备，相应的喘振检测和消喘控制的逻辑和功能通过软件就可实现，简单易行，工作可靠。

基于压气机出口压力的喘振检测和消喘设计在工作中根据压气机出口压力进行喘振实时检测，当压气机出口压力变化率与出口压力的

比值  $\theta$  满足发动机喘振检测阈值，且压气机出口压力脉动频率也满足检测阈值时，判断发动机喘振，并同步执行消喘。措施主要包括自动点火、自动增加放气阀开度和自动减油。其中自动点火是控制发动机点火系统工作，使点火电嘴持续点火，最大程度确保燃烧室燃烧稳定，预防熄火；自动增加放气阀开度是控制压气机级间放气阀开度在原基础上增加，以缓解压气机流路堵塞，使压气机快速恢复稳定；自动减油是以发动机正常燃油控制回路中燃油流量为基础，进行燃油增长步长系数的调整，降低燃油供应以减少发动机能量输入，从而降低发动机喘振强度和喘振造成的危害，同时保证恢复供油时不致引起二次喘振。

### 试验设备与测试系统

在发动机台架试验上诱发整机喘振的方法主要有调节几何面积、高压压气机后注气/喷水和燃油阶跃脉冲等。其中喷水需要庞大的净水系统，调节几何面积需要多次装拆调试，燃油阶跃脉冲需要专用的辅助供水系统和改造的燃油喷嘴，上述方式需要的试验平台适应性改造成本和周期均相对较长，而高压压气机后注气

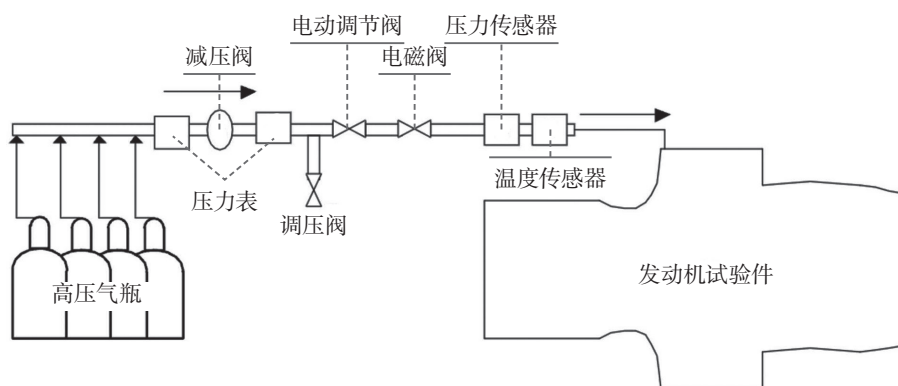


图1 喘振检测与消喘试验装置

的方式在涡轴发动机上已得到广泛应用，试验成本低，试验效果良好。

根据涡桨发动机的结构特征，借鉴涡轴发动机整机逼喘试验相关经验，通过燃烧室机匣的飞机引气口接入外部高压气源进行发动机喘振检测与消喘验证试验。考虑到涡桨发动机在带螺旋桨的发动机试车台（桨台）固定于安装架后，发动机中心距离地面高度约8m，使得在发动机运行条件下无法布置高压气源管道；而发动机喘振是压气机中压缩气流沿轴线方向发生的低频、周期性、高振幅气流振荡，涡桨发动机在轴功率试车台（轴台）试验和桨台试验中的压气机特性一致。因此，为满足接入高压气逼喘试车台适应性改造条件，在涡桨发动机轴台开展试验。喘振检测与消喘试验装置如图1所示，主要由高压气瓶、压力表、减压阀、电动调节阀、电磁阀、电气与控制系统、测试系统、燃油系统和滑油系统等组成。

高压气瓶组的高压气瓶充气压力最高可达14MPa，试验中高压气瓶中流出的压缩空气汇入集气管后，通过减压阀和电动调节阀送至与燃烧室机匣上飞机引气口相连的金属软管内，最后经燃烧室机匣上的飞

机引气口进入发动机。其中电磁阀控制高压气是否进入发动机，压力传感器用于测量管道中高压气压力，温度传感器用于监测关闭外部高压气源时从飞机引气口流出的压气机出口气流温度，确保发动机正常工作状态下外部高压气源管路上连接的电气和测试设备处于安全的工作温度。

试验中为了能够及时判断发动机是否发生喘振现象，以及获取发动机喘振发展过程各截面压力、温度和转速等参数的变化特征，除了需要对常规的发动机性能参数和安全监控参数进行测试外，还需对发动机压气机进出口截面的压力参数、发动机转速等进行动态测试。采用动态数据记录仪，全部动态测试数据同步采集并实时存储，试验中设置的动态参数采样频率为10kHz。同时，为防止喘振瞬时气动冲击力突然增加造成测试探针断裂，测试探针均采用支杆加内嵌整流罩一体化结构设计，并在试验前对测试探针进行强度校核和动强度破坏试验，确保试验期间测试探针安全可靠地工作。

## 试验过程

试验中调节发动机至规定状态稳定

工作后，缓慢打开高压气瓶进行喘振检测与消喘验证试验。如果发动机出现高压压气机出口总压 ( $P_{t3}$ )、高压压气机出口静压 ( $P_{s3}$ ) 突然下降，同时伴有“砰”的声音，表明发动机出现了喘振，喘振后要求试车台操作人员立即关闭引气电磁阀。此时如果发动机自动消喘，则保持油门杆不变，发动机恢复稳定工作后按发动机停车程序正常停车；如果发动机未能自动消喘，则下拉油门杆调节发动机至空中慢车状态后按发动机停车程序正常停车。试验程序如图2所示。试验中为充分验证压气机级间放气阀不同开度条件下，发动机喘振发生及消喘过程主要性能参数变化，选择在压气机级间放气阀关闭（最大巡航状态）和放气阀开启（0.5倍最大巡航状态）的两个工作状态进行验证试验。

## 试验结果及特性分析

最大巡航状态喘振检测与消喘试验过程中发动机主要性能参数实时曲线如图3、图4和图5所示。可以看出，接入高压气后约15.8s时发动机高压压气机出口总压出现明显下降，高压压气机进口温度出现明显上升，

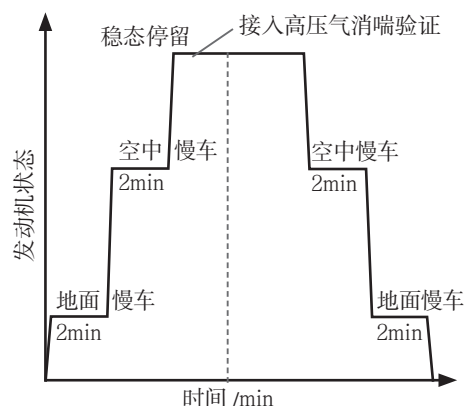


图2 试验程序示意

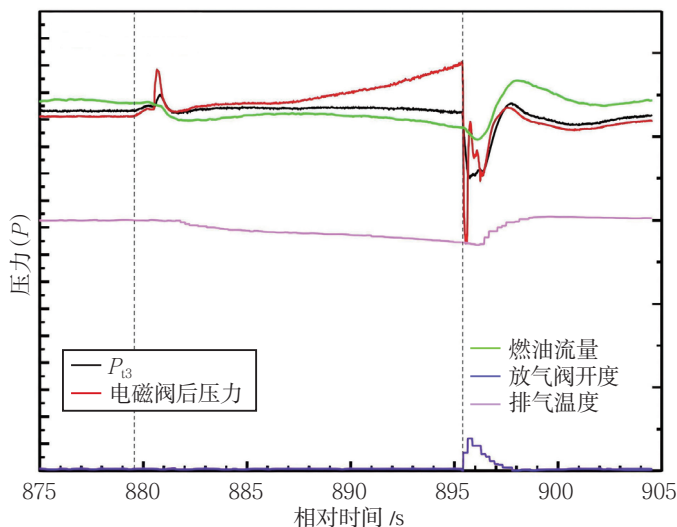


图3 最大巡航状态接入高压气后主要参数变化特性 (数采采集)

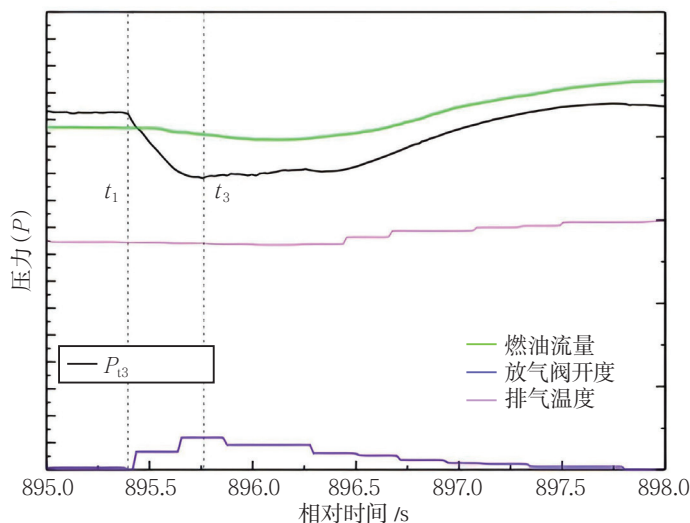


图4 最大巡航状态喘振发生和恢复过程主要参数变化特性 (数采采集)

这是由于高温燃气在发动机中出现了向前回流，试验中也听到了明显“砰”的声音，监控画面观察到发动机进气道有火焰喷出，同时伴随进气道剧烈抖动，即发动机发生喘振，说明接入高压气可实现发动机大工作状态逼喘。喘振发生后采集数据从喘振发生 $t_1$ 至消喘恢复 $t_3$ （压气机出口压力开始呈稳步上升趋势）的时间约0.365s，喘振发生后动态数据从喘振发生 $t_1$ 至消喘恢复 $t_3$ 时间

约0.192s，数采和动态频率特性差异分析是由于数采引压管路长度明显大于动态引压管路，使得其容腔效应明显，采集的喘振过程信号发生失真，因此使用动态采集数据分析喘振发生后主要性能参数变化情况。喘振发生时刻动态数据得到的 $\theta$ 约为18.5/s，喘振 $t_1$ 至 $t_2$ 时间段高压压气机出口压力变化频率约为5.9Hz，喘振 $t_2$ 至 $t_3$ 时间段压力脉动幅度明显降低，高压压气机出口压力变化频

率也有显著增加，约为23Hz。判断喘振发生后控制点火系统自动持续点火，数据显示发动机排气温度在喘振发生后维持良好，说明点火电嘴点火可维持燃烧室稳定工作，防止熄火。判断喘振发生后，控制压气机级间放气阀从关闭状态切换至开启状态，开度瞬时增加约50%，发动机燃油增长步长系数设定为较低的系数值，减少了燃油供应，上述措施有效缓解了压气机中的气流堵塞和喘振发生后能量的输入，数据显示 $t_2$ 时刻后喘振幅度明显降低，且发动机在 $t_3$ 时刻高压压气机出口压力逐渐恢复，即发动机已安全快速地退出喘振，多轮次逼喘试验后对发动机分解检查结果也表明发动机状态良好，说明采取的消喘措施及时降低了压气机工作线，使其较快地从喘振中恢复，压气机未进入持续喘振循环，逼喘未对发动机产生影响功能性能的破坏性损害。喘振消除后控制系统控制发动机按喘振前的油门杆位置恢复发动机工作状态，数据显示发动机转速、温度

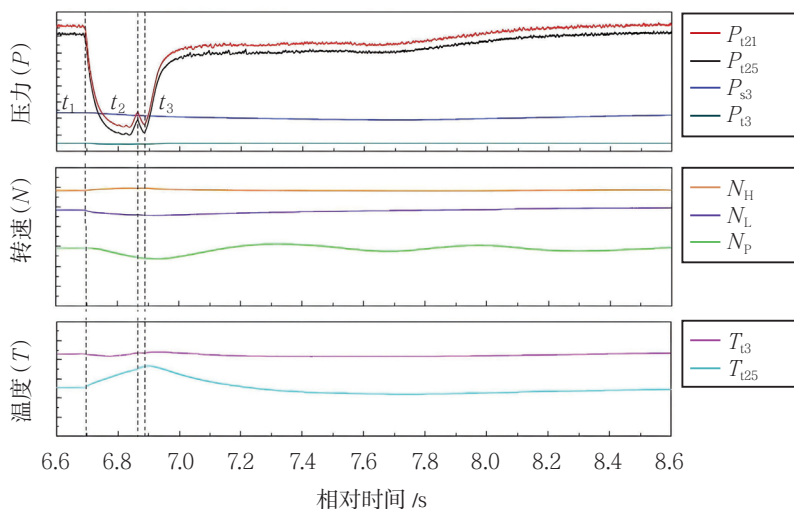


图5 最大巡航状态喘振发生和恢复过程主要参数变化特性 (动态)



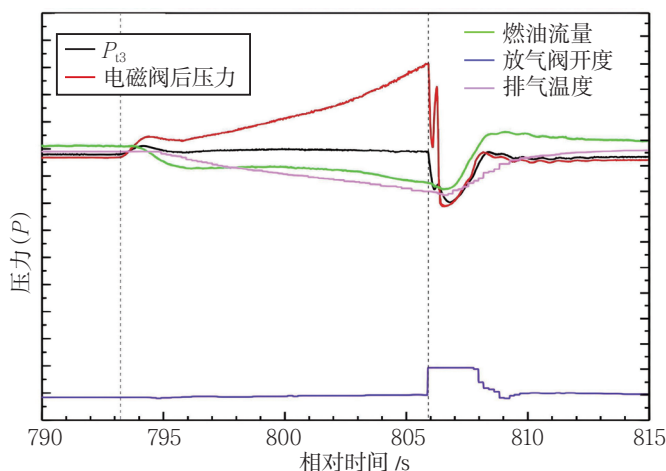


图6 0.5倍最大巡航状态接入高压气后主要参数变化特性 (数采采集)

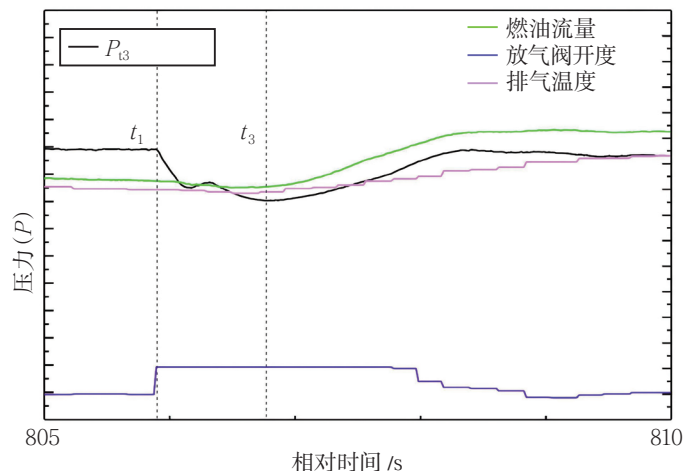


图7 0.5倍最大巡航状态喘振发生和恢复过程主要参数变化特性 (数采采集)

与喘振发生前基本相当。

0.5倍最大巡航状态喘振检测与消喘试验过程发动机主要性能参数实时曲线如图6、图7和图8所示，发动机主要性能参数变化特征与最大巡航状态一致。可以看出，接入高压气后约12.7s时发动机发生喘振，进入喘振需要时间较最大巡航状态短，这是由于此时发动机状态低于最大巡航状态，工作中压气机出口压力更低，因此更低的外部高压气压力即可实现压气机逼喘。喘

振发生时刻动态数据得到的  $\theta$  约为19.4/s，喘振  $t_1$  至  $t_2$  时间段高压压气机出口压力变化频率约为5.3Hz，从喘振发生  $t_1$  至消喘恢复  $t_3$  时间约0.142s；喘振发生后采取控制点火系统工作、放气阀从非全开状态切换至全开状态、发动机燃油增长步长系数设定为较低的系数值后，发动机燃烧室未熄火可维持稳定工作，压气机也在极短时间内安全消喘，并在消喘后按喘振前的油门杆位置恢复发动机工作状态，数据显示发

动机转速、温度与喘振发生前基本相当。

### 结束语

通过开展涡桨发动机喘振检测与消喘设计及试验可知，接入高压气能够实现发动机大工作状态的整机逼喘，发动机不同工作状态喘振压气机出口压力脉动幅频特性具有一致性，采用压气机出口压力作为喘振检测特征参数可及时有效地识别发动机喘振，喘振发生后执行点火电嘴点火、压气机级间放气阀开度增加和降低燃油流量等消喘措施可以较快地将发动机从喘振中恢复，避免压气机进入喘振循环，从而最大程度降低喘振对发动机的破坏性损坏，保证发动机气动稳定性和安全性。消喘设计在一定程度上增强了发动机在复杂进气条件下工作的能力，对需要执行特殊飞行任务和复杂进气环境工作的发动机气动稳定性设计具有借鉴意义。 **航空动力**

(徐艳冰，中国航发湖南动力机械研究所，高级工程师，主要从事航空发动机总体性能设计)

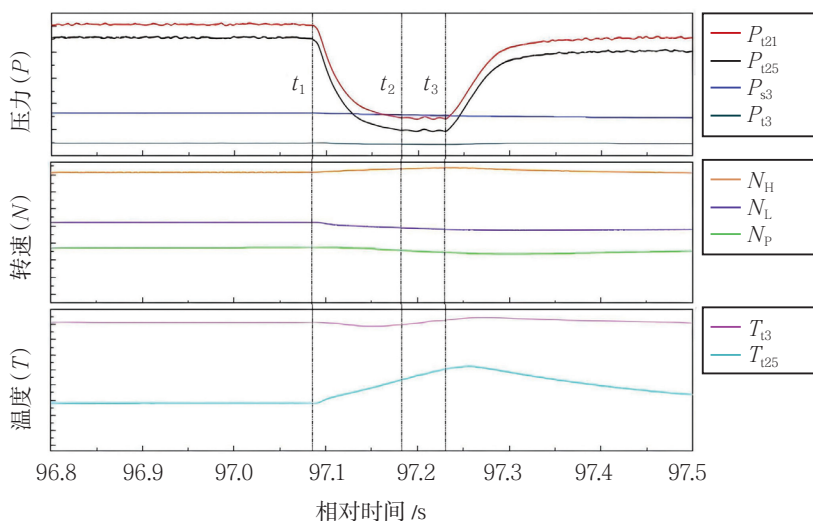


图8 0.5倍最大巡航状态喘振发生和恢复过程主要参数变化特性 (动态)