

涡桨发动机整机逼喘试验测试方案

Surge Test Scheme of Turboprop Engine

■ 高倩 吴军 赵伟光 / 中国航发动研所

发动机喘振是指气流沿压缩系统轴线方向发生的低频率、高振幅振荡的不稳定工作状态，会造成发动机失控、推力突然下降、进气道和发动机机械损坏、熄火停车等，严重危及飞行安全。在研制过程中，须通过分析或试验方法确定发动机喘振裕度，及时发现存在的风险并加以改进。

发 动机逼喘试验一般有外部扰动法和内部扰动法两种。

外部扰动法主要包括：一是采用发射模拟导弹或氢燃烧器造成发动机进口温度畸变，使发动机喘振；二是在发动机进口处安装模拟网、模拟板、扰流板、唇口装置、旋流发生器等试验装置，使发动机进口产生压力畸变，进而使发动机喘振。使发动机进口产生温度畸变和压力畸变均需要配置专用的试验装置，也需要对试车台进行适应性改造，这种方法成本较高、周期较长。

内部扰动法包括以燃烧室燃油阶跃、改变发动机内部几何形状（如改变喷口面积、叶片导向器角度等）、从飞机引气口接入高压气源等方案致使发动机喘振。燃烧室燃油阶跃法主要是在短时间内向燃烧室瞬间喷入较大流量的额外燃油，使得供油量远大于发动机维持当前状态所需的燃油流量，导致燃烧室中严重富油，高压燃气在燃烧室淤积堵塞了来流，从而引起发动机喘振。

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的相关经验，可采取从飞机引气口接入高压气源的方法对发动机进行逼喘试验。

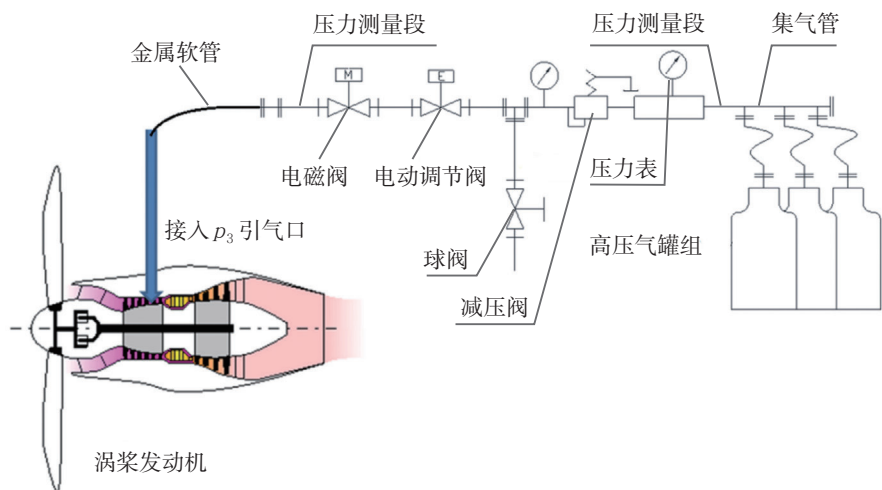


图1 涡桨发动机逼喘试验装置

逼喘试验测试方案

涡桨发动机逼喘试验装置框图如图1所示。高压气罐组的高压气瓶充气压力最高可达13MPa，高压气罐组的高压气汇入集气管后，经过减压阀进行减压，再经过电动调节阀进行调节，最后灌入发动机 p_3 引气口，高压气流入发动机内部后，会造成流路堵塞，压气机流量下降，进而出现喘振。

逼喘试验中，除了需要对常规的发动机性能参数、安全监控参数进行测量外，还需要对发动机压气机各截面的压力参数、发动机转速进行动态测试。当发动机发生喘振时，会造成气流摆动，气路堵塞，流道内

压力脉动，出口温度急升和气流倒流等现象。为了能够及时判断发动机是否发生喘振现象，需采用动态测试系统实时监测低压压气机和高压压气机进出口的压力及温度等参数变化情况。此外，还需要测量逼喘试验装置管路上的压力参数。

发动机逼喘试验时，在发动机低压压气机进口截面、高压压气机进口截面和高压压气机出口截面，以及逼喘试验设备上测点布局，如图2所示。

测试系统及设备选型

发动机轴功率试车台测试系统主要

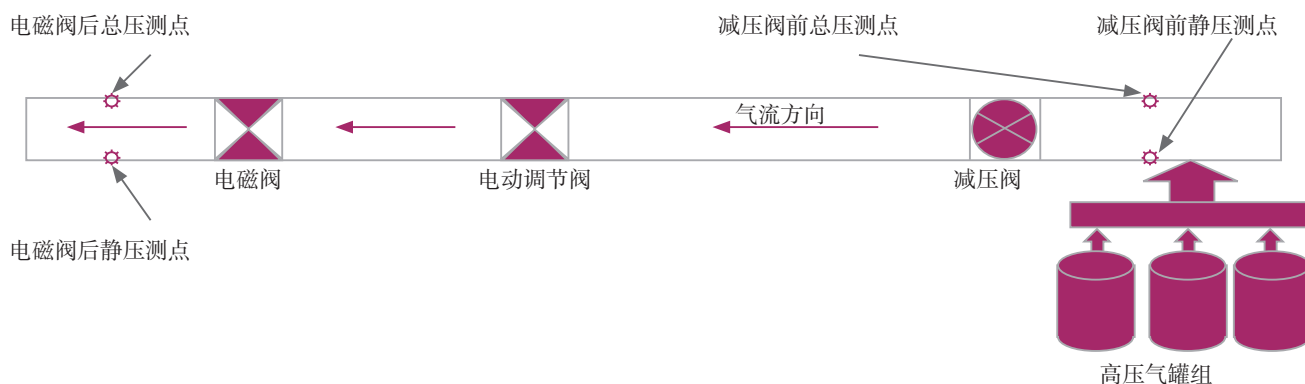


图2 逼喘试验设备上测点布局

由稳态测试系统和动态参数测试系统组成，可以进行气压、液压、流量、温度、转速、扭矩、功率、振动等各类参数的测量。对于发动机总体测量参数、振动测量参数、滑油系统测量参数、燃油与控制系统测量参数等，均采用原有的测试系统进行测量。

对于逼喘试验，原动态参数测试系统的采集通道有限，需要进行扩展设计。动态测试系统主要由高频响压阻传感器、测试线缆和多通道动态数据记录仪组成。为了能够实时采集快速变化的压力脉动，试验时选择的动态数据记录仪为德维创（Dewetron）公司的动态数据记录仪，所有通道数据完全同步采集并实时存储，并可以根据试验要求设置采样率。由于喘振在压气机各部位发生的先后时差极小，因此需要采用高频响的动态压力传感器进行测量，以获得更高的延时分辨率。为减小管腔效应，在安装传感器时，使各个测点的引压管路尽可能短，同时为使各截面各测点之间动态压力数据具有可比性，应使引压管路尽可能一样长，以实现准确判断发动机各部位喘振发生的先后顺序。

试车台配置的逼喘试验设备主要包含高压气罐组、集气管、压力

测量段、减压阀、电动调节阀、电磁阀和管路等。该套逼喘试验设备主要是为涡桨发动机提供高压气源，因此需要实时测量高压气罐组出口的压力（减压阀前的压力）和灌入发动机 p_3 引气口的压力（电磁阀后的压力）。高压气罐组的高压气瓶实际充气压力为13MPa，因此减压阀前的压力最高可达13 MPa。经过减压阀减压后，再经过电动阀调节后最后灌入发动机 p_3 引气口的压力不超过2 MPa。考虑到这两处压力较大，而且对压力测量精度要求不高，因此采用压力变送器进行测量，压力变送器的测量精度是 $\pm 0.25\%$ 。

测试探针设计及安全性评估

由于发动机的低压压气机进口和高压压气机进口均没有静压测点，为了实时监测喘振变化情况，从低压压气机进口五点梳状总压探针的5个

总压测点中选取3个测点接入动态采集系统；从高压压气机进口两支四点梳状总压探针的4个测点中各取2个测点接入动态采集系统。

为了评估发动机的喘振裕度，需要了解发动机喘振时低压压气机和高压压气机的压比和流量，因此，需要对低压压气机进口、高压压气机进口和高压压气机出口的总压和总温进行测量。总压和总温均需通过测试探针进行测量，高压压气机进口和出口总压探针如图3所示。

在逼喘试验期间，考虑到喘振发生的瞬间，气动力会突然增大数倍，同时会伴有非常强烈的机械振动；为了防止测试探针在喘振期间出现断裂现象，各级测试探针均采取支杆加内嵌整流罩的结构，同时支杆与整流罩采用一体式结构设计。此外，在对每个测试截面的测试探针开展强度校核时，对各截面的总

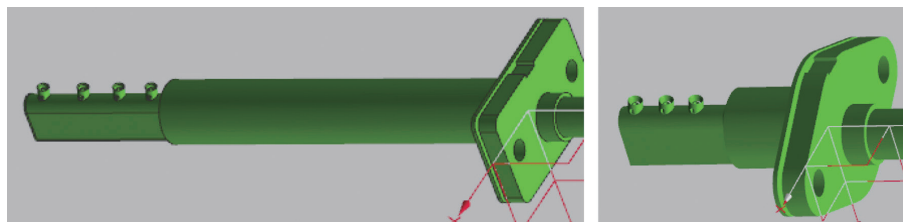


图3 高压压气机进口总压探针（左）和出口总压探针（右）

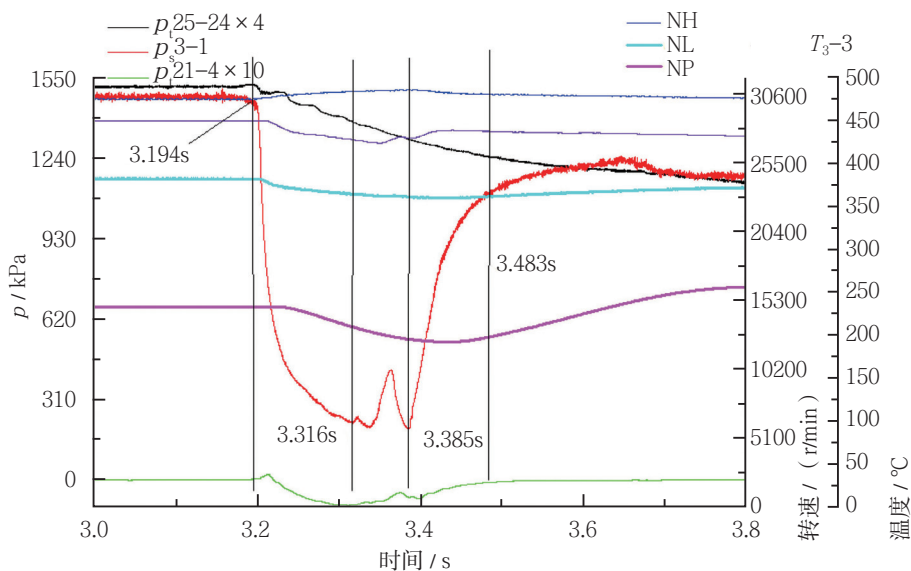


图4 逼喘试验动态测量参数曲线

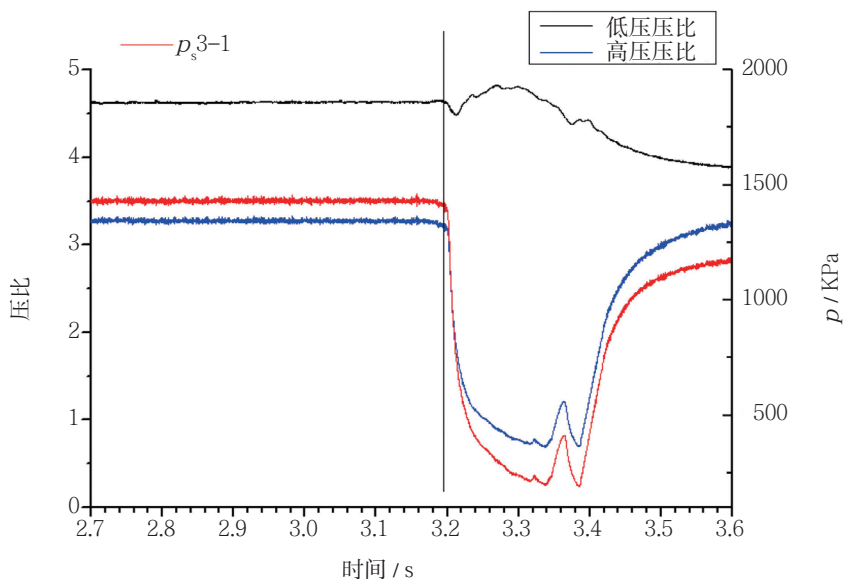


图5 逼喘期间动态参数压比变化

最大巡航状态下，试车台逼喘试验设备提供的高压气成功灌入发动机 p_3 引气口，几秒钟后，动态采集系统显示 p_{12} 、 p_{125} 、 p_{33} 等参数均出现异常波动，同时发动机伴有放炮声，表明发动机出现了喘振。

从逼喘试验动态测量数据和曲线（如图4、图5所示）可以得到以下结论：发动机喘振持续时间0.29s时，振幅最高约1200kPa；发动机喘振时，发动机进口静压、低压压气机进口总压、高压压气机进口总压和出口静压均出现了大幅的压力脉动，高压压气机出口总压及静压突降，高压压气机进口总压先突升，然后下降；发动机喘振时刻，高压压比出现了明显降低，低压压比先降低后升高，之后再降低；喘振持续时间0.122s时， p_{33} 出现维持2个峰值的小幅高频变化，这主要是由于放气阀开度改变引起的变化，2个峰值后 p_{33} 开始恢复，这主要是由于试车台关闭高压气源，发动机开始恢复； T_3 温度响应较 p_{33} 响应滞后约0.01s，接入高压气后 T_3 温度从稳态时的450℃降至425℃后又上升至438℃；逼喘期间，发动机振动量级与逼喘试验前相当，未发生明显变化。

结束语

涡桨发动机整机逼喘试验为验证发动机的气动稳定性设计和后续的改进改型提供了较好的技术保障，为发动机的气动稳定性研究工作提供了有力的测试技术支持，对涡桨发动机的气动稳定性评估具有借鉴意义。

航空动力

（高倩，中国航发研研所，高级工程师，主要从事航空发动机试验与测试）

压和总温都进行了适当的提高，使测试探针的强度校核条件更加苛刻。经过强度校核，各截面的测试探针均满足使用要求。

为了进一步保证测试探针的安全性，对每一种测试探针多加工了一支用于动强度破坏试验，并对测试探针分别进行了耐久振动试验，每个方向分别振动3h。振动试验结

束后，对测试探针进行无损检测，未发现裂纹，表明测试探针通过了振动试验考核。综上所述，测试探针的安全性能够满足逼喘试验的要求。

逼喘试验测试结果及分析

发动机在轴功率试车台分多次开展了不同工作状态下的逼喘试验，各次试验均出现了明显的喘振放炮声。