

型精度有关外,还与系统及观测噪声模型紧密相关;(4)文中提及的两种检测方法均受到故障传感器的影响,参考模型结构可弥补这一缺陷。

参 考 文 献

- [1] Wells W. R., "Detection of Sensor Failure and Output Reconstruction for Aircraft Engine Controls", AIAA 16TH, Aerospace Sciences Meeting, 1978. 6.

技术通讯

一种气动控制式防喘装置通过初步试飞

飞行试验研究院 李树人 辛晓文

防喘装置是预防导弹发射造成发动机空中停车的一种安全措施。在现代战斗机上,有无高性能的防喘装置已成为评定飞机先进性的重要指标。对防喘装置的基本要求应是不失时机地有效防喘(或退喘);对发动机和进气系统的动态扰动和性能损失要小,推力恢复要快;不因防喘装置工作而影响飞机的有利作战姿态等。

经过六年研制的气动控制式防喘装置,于1990年在飞行试验台上以发射导弹燃气模拟器为试验手段,进行了吞烟试飞。初步试飞结果表明,该防喘装置基本满足了上述要求。该装置的基本原理仍是以脉冲方式向主燃烧室供油,但在供油机构和供油途径的设计等方面具有许多新的特点。(1)脉冲供油原理,按脉冲供油的时间程序控制通往主燃油泵上某一附件的气路,造成气压脉冲并以此控制主泵的燃油调节,形成向主燃烧室脉冲供油。(2)不需专门设计和附加防喘降油执行机构,本装置充分利用了主泵燃油附件的潜力,开发出该附件具有防喘降油的新功能。(3)结构简单、体积小重量轻、维护方便、经济成本低。该装置只需在某附件的外部气路上略加改装即可,全套组件只有一个控制盒和两个电磁开关,总重大约2~3kg。(4)试飞状况及参数变化的特点:在飞行试验台上共发射5枚装药0.6kg、发烟量每秒3kg的导弹燃气模拟器。为检查该装置防喘(或退喘)和防停车效果,采取了对比试飞。高度7.2km、马赫数0.76,不接通防喘装置发动机喘振停车。高度10~11.5km/马赫数0.7,接通防喘装置发射4枚,测得发动机进口燃气温升为450~640,最大温升率为每秒6500。试飞数据表明,发动机100%进入突变型喘振,经0.35秒防喘装置投入工作(滞后0.35秒是发射线路设计延时)使喘振立即消除而未停车。防喘装置工作引起发动机参数变化是:副油路压力降为0.4~0.8MPa、低压转子转速降为4.8~10%、排气温度降为30~67,发动机工作状态恢复时间为4.5~7秒。