

某型涡扇发动机稳定性试验

张百灵, 李军, 李晓勇

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:对某涡扇发动机进气流场畸变试验以及气动稳定性新的试验技术和方法进行了实验研究,并建立了合理的稳定性检查方法。实验结果已作为发动机稳定性评定的依据。

关键词:航空发动机;总压畸变;稳定性

中图分类号:V23 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)06-0014-03

进气道与发动机相容性及发动机稳定性研究无论是对于新机研制、现役机种使用以及发动机生产与修理的质量控制都具有重要的意义^[1]。

对于先进的战斗机来说,对其机动飞行性能的要求已经成为必然,尤其是以推力矢量技术渐成为高性能战斗机的基本要求和标准技术为标志,诸如过失速机动、非常规机动等大机动飞行状态都将成为各型战斗机的正常飞行状态,并且成为作战飞行的主要状态^[2]。在大机动飞行状态下,飞机的姿态变化剧烈,发动机的工作条件也随之恶劣,因此如何保证发动机能安全正常工作是一个关键问题,而在影响发动机稳定工作的诸多因素之中,进气道与发动机的相容性又是一个首当其冲的重要问题,历史已经证明,在军用飞机推进系统的发展中,解决好进气道与发动机的相容性问题一直是提高动力装置性能的关键,而进气道与发动机相容性问题研究的基准平台则是以发动机进气流场畸变试验为中心的稳定性试验研究。

据有关资料介绍,欧美已在进气道与发动机相容性试验和理论研究的基础上,总结出了一套用于评定涡喷、涡扇发动机对稳态和动态进气畸变响应的方法。并明确要求在飞机推进系统寿命期内的6个阶段(包括:方案研究、初步设计、工程发展、发动机鉴定、飞行试验和使用等阶段)都必须对发动机进行稳定性评定检查,以确保发动机安全工作。同样,俄罗斯在总结前苏联几代发动机设计经验的基础上编制了“航空动力装置稳定裕度的检查与选择指南”,并于1976年颁布执行。把对发动机气动稳定性的要求和检查贯彻到发动机的草图设计阶段、工程设计(验证机)阶段、试制(原型机)阶段、飞行试验阶段、批生产阶段和使用阶段。苏二七飞机的“布加乔夫眼镜蛇”高难度机动飞行说明,俄罗斯在开展飞机推进系统相容性研究及其在第三代战斗机上应用方面已处于世界领先水平。

1 实验设备及测量系统

实验主要由插板式畸变发生器(及其系统)和流场测量与分析系统两大部分组成^[3]。

插板式畸变发生器及其系统:主要由工艺进气道(包括流量测量段)、等直径进气导流筒体、测量靶安装环、插板及插板箱、液压作动筒及管道、位移指示器及传感器、安装支架等部分组成,见图1。

1.1 利用插板产生所需要的畸变流场

气流在导流管内高速流动过程中一旦遇到扰流平板的阻滞,流线发生激烈变化,并在扰流平板后形成一个涡流区,在其后的管道流动中产生畸变流场,并且此流场中的气流有一定的紊流度。试验结果表明,利用该原理产生的动态紊流度量值与稳态不均度相当,有利于对发动机稳定性的评定。通过控制插板的高度和

收稿日期:2002-10-23

基金项目:军队科研基金资助项目(2000-105)

作者简介:张百灵(1966-),男,陕西乾县人,副教授,主要从事航空推进系统研究;

李军(1962-),男,河南郑州人,教授,博士后,主要从事航空推进系统研究。

扰流截面与发动机进口截面之间的距离,可得到不同畸变强度和气流紊流度的畸变流场。

1.2 多段组合式导流筒体

导流筒体设计为9段,插板距发动机进口截面的长度(L1)和测量截面与发动机进口的距离(L2)这两个最重要的几何参数可以根据试验要求而改变,中间可以实现多种相对长度组合。

1.3 插板运动采用液压驱动

液压驱动具有三个突出的优点,一是液压作动不会产生电磁干扰,因而不会对测试系统造成影响;二是运动速度调节方便,可以通过调整供油压力非常方便地调整运动速度;三是由于液压驱动力大,因而插板运动平稳,没有卡滞现象。

1.4 流场测量与分析系统

流场测量与分析系统主要由总压测量耙、传感器、VXI 数采系统、畸变流场分析与处理软件等组成。总压测量耙由周向均匀分布的“米”字型的8支测量耙组成,每支测量耙上包括稳态和动态总压测量点,见图2。稳态总压测点共5个,按等环面布置;动态总压测点1个,布置在距离壁面十分之一半径处,其测压管长度稍长于稳态。为提高测试精度,稳态和动态压力均采用压差式压力传感器,所以采用BQY 数字式无汞气压计测量环境压力。

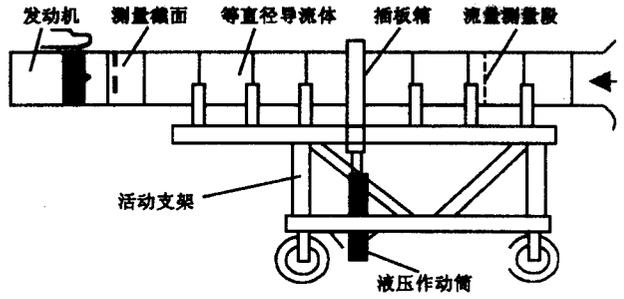


图1 发动机稳定性试验装置

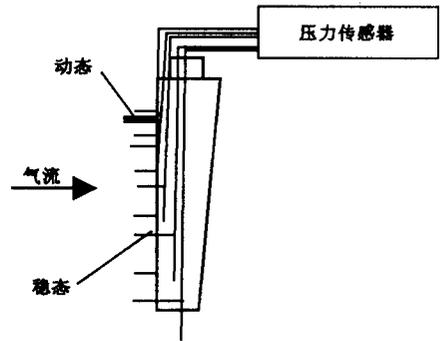


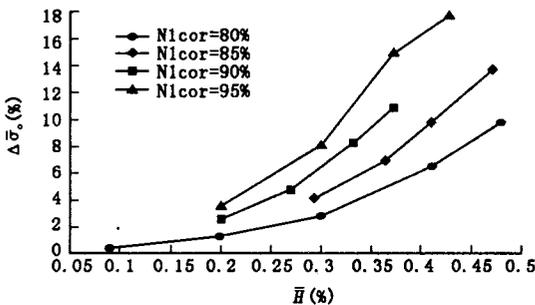
图2 测量耙测点示意图

2 数据处理及结果分析

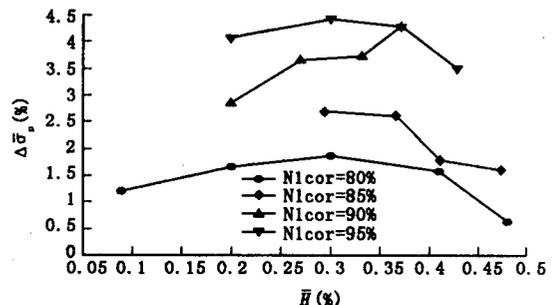
发动机(压气机)进口流场的畸变程度用综合畸变指数“W”来度量。它定义为 $W = \Delta\bar{\sigma}_0 \varepsilon$, $\Delta\bar{\sigma}_0$ 是总压的周向不均匀度, ε 是在进口相对直径0.9处沿周向平均的总压脉动强度。由于径向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 的影响是次要的,所以不计入“W”中。气流的周向不均匀度的定义为 $\Delta\bar{\sigma}_0 = (1 - \sigma_{LP,AV} / \sigma_{AV}) \times 100\%$;气流在进口截面上的脉动强度定义为 $\varepsilon = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \sqrt{(\Delta P_i^*)^2 / P_{AV}^*}$ 。

2.1 稳态总压场不均匀度分析

稳态总压场的周向不均匀度、径向不均匀度在各状态下随插板深度的变化见图3(a)、(b)。随着插板深度的增大,周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 是增加的,径向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 较特别,当插板深度 $\bar{H} > 30\%$ 后,除了 $n_{L,cor} = 90\%$ 状态 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 随 \bar{H} 增大而增大外,其余 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 均随 \bar{H} 增大而减小,而在此之前基本上是随 \bar{H} 的增加而增大的。发动机转速对不均匀性指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 的影响很明显,转速增大使得 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 增大。



(a) 周向不均匀度



(b) 径向不均匀度

图3 总压场不均匀性随插板深度的变化

2.2 综合畸变指数的变化规律

发动机试验的综合畸变指数与插板位置和发动机转速的关系见图4。可见,插板深度越大,发动机进口的W也越高。由于 $\Delta\bar{\sigma}_r$ 与W值相比较小,并且在一定转速后随着插板深度的增加而减小,又因为径向畸变在压气机中衰减较快,因此在总压畸变评定指数中不加考虑,这与俄罗斯的方法相一致。

发动机在各状态下临界点的畸变参数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 、 $\overline{\Delta\sigma_p}$ 、 W_{CR} 列于表 1 中。其最大综合畸变指数 W_{CR} (临界畸变指数) 随发动机转速的变化见图 5。可见, 该发动机在中转速范围对进气压力畸变的承受能力比较弱, 这与该发动机在中转速范围稳定裕度偏小有关, 进气压力畸变最低容忍能力发生在 $\bar{n}_{L,cor} = 89\%$ 左右, 最低的最大综合畸变指数约为 16.3%。

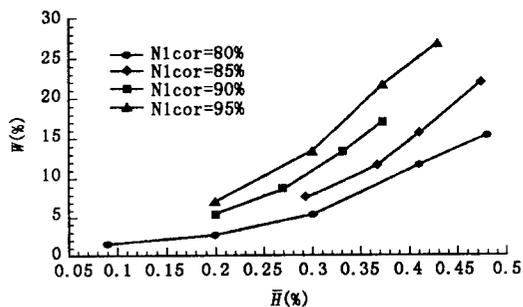


图 4 W 随插板深度 \bar{H} 的变化

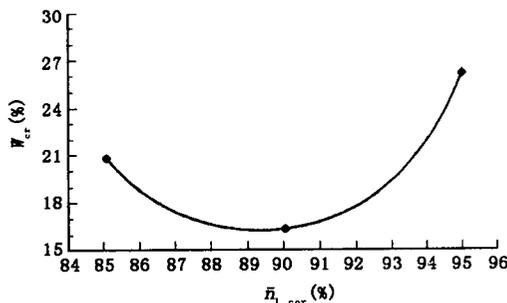


图 5 最大综合畸变指数随转速的变化

3 结论

1) 本实验采用的可移动插板式畸变发生器, 具有结构相对简单、设备成本较低、畸变强度易于控制、可产生较大紊流度、工程实用性强等优点。

2) 实验发现该发动机在中转速范围对进气压力畸变的承受能力较弱, 进气压力畸变最低容忍能力发生在 $\bar{n}_{L,cor} = 89\%$ 左右。

3) 试验设备与试验技术经专家鉴定可用于我国某些涡喷系列、涡扇系列发动机, 以及在研新发动机的进气总压畸变与稳定性评定试验。

4) 应用本试验的研究成果, 对我国现役飞机进/发匹配飞行试验的数据进行了处理分析, 结果证明, 发动机试验设备和数据采集技术能满足进气道与发动机匹配试验的要求。

5) 实验存在的主要问题是动态数据处理尚不够完善, 产生问题的原因是动态压力的滤波频率选择范围过宽, 在某些状态可能使紊流度计算值稍偏大。

参考文献:

[1] 王 进, 赵晓斌, 陶增元. 基于稳定性考虑战斗机进气装置一体化设计分析 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4(1): 4-7.
 [2] 卢传义. AEDC 的航空推进试验设备和试验能力 [J]. 北京: 国际航空. 2001, 1: 52-54.
 [3] 桑增产, 江 勇. 某型涡喷发动机进气总压畸变的试验研究 [J]. 北京: 航空动力学报. 2000, 15(4): 423-426.

(编辑: 姚树峰)

A Study on Stability of Turbofan Engine

ZHANG Bai - ling, LI Jun, LI Xiao - yong

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: An experimental study of atmospheric pressure aberrance on the turbofan engine is presented, then a new rational method is proposed to test the engine stability which is influenced by atmospheric aberrance. The experimentation result has been taken as the basis of evaluating the engine stability and is of significance to the development and application of engines in our country.

Key words: aircraft engine; pressure aberrance; stability