

# Research on Joint Test Technology for Engine Development Matching

Zhishuai Yu Zheng Tang Jiachao Sun Da Man Yong Zhao

AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, Liaoning, 110015, China

## Abstract

In order to verify the influence of aircraft inlet on the stability and performance of engine, and to evaluate the stability and working characteristics of engine, it is necessary to carry out the joint test of aircraft inlet and engine. Based on the design input structure and working condition requirements, the overall structure of the advanced matching test platform was designed, and a finite element model of the test platform was established. The strength of the spring plates of the advanced matching test platform was verified, and the results of stress, strain, displacement and other parameters of the advanced matching test platform under working conditions were applied. The advanced joint test was conducted, and the core aircraft performance was recorded under the condition of an imported comprehensive distortion index of 8%. The optimal improvement plan was verified, providing support for the comprehensive improvement work of the advanced matching test platform for aircraft.

## Keywords

advance matching; structural optimization; strength verification; experimental analysis

## 发动机进发匹配联合试验技术研究

于之帅 唐震 孙家超 满达 赵永

中国航发沈阳发动机研究所, 中国 · 辽宁 沈阳 110015

## 摘 要

为验证飞机进气道对发动机稳定性和性能的影响, 评估发动机的稳定性和工作特性, 需开展飞机进气道和发动机的进发地面联合试验。论文根据设计输入结构及工况要求, 对进发匹配装试平台总体结构进行了结构设计, 建立了装试平台有限元模型, 并对进发匹配装试平台弹簧片进行强度校核, 实现了进发匹配装试平台在工况条件下的应力、应变、位移等参数的结果应用, 进行进发联合试验, 进口综合畸变指数8%条件下录取了核心机性能, 验证了最优改进方案, 为飞机进发匹配综合改进工作提供支撑。

## 关键词

进发匹配; 结构优化; 强度校核; 试验分析

## 1 引言

飞机进气道/发动机相容性技术作为飞发一体化技术领域的一项关键技术<sup>[1,2]</sup>, 自从涡喷发动机出现以来, 就一直受到国外的高度重视, 几十年以来, 进行了大量的进气道/发动机相容性方面的研究, 确立了一些基本的评估程序、测量仪器和试验方法等等, 而我国在这方面起步较晚。中国科研单位对进气道/发动机匹配方面的研究与国外还是相差甚远, 该领域一些先进技术的研究主要停留在技术预研阶段, 设计阶段。

自从具有轴向式压气机的涡轮喷气发动机问世以来, 便出现了进气道/发动机相容性问题。但是, 由于早期的喷气式飞机飞行速度较低, 一般都采用亚声速的机头进气道或

翼下短舱进气道, 总压恢复系数较高, 工作比较稳定, 对各种飞行状态和发动机工作状态适应能力强<sup>[3-5]</sup>。因而, 进气道/发动机相容性问题不大。随着航空技术的发展, 飞机飞行速度不断提高, 超声速进气道应运而生, 进气道/发动机相容性问题开始引起人们的关注。

从 20 世纪 50 年代至今, 进气道/发动机相容性共经历了 3 个研究阶段, 分别为理论研究阶段、试验技术研究阶段、CFD 模拟和试验验证相结合。

现代战斗机进气道/发动机相容性匹配技术仍有不少需要解决的问题, 这些问题必须在进发相容性匹配任务中进行评估, 并得到有效的解决。相容性是一个需要兼顾发动机性能与使用环境的综合问题<sup>[6-9]</sup>, 实现稳定性指标要通过整机、部件多轮次的迭代设计, 综合考虑气动性能和稳定性的折中关系, 才能满足设计指标。此次进发匹配台架改造设计, 对发动机而言, 设计的关键是降低对进气畸变的敏感性;

【作者简介】于之帅(1992-), 男, 硕士, 工程师, 从事航空发动机整机试验设计研究。

而对飞机而言,是最大程度地设计出满足性能要求,具有较小的进气畸变强度的进气道。

## 2 发动机进发匹配装试平台

### 2.1 进发匹配装试平台总体结构

试车台为卧式台架,台架前端安装有工艺进气道及支架,进气防护网及支架安装于固定平台前端地面。

进发匹配地面联合试验时,发动机配装飞机进气道,台原有工艺进气道及支架、防护网及支架需拆除。

应按试车台台架结构设计飞机进气道安装结构,完成

进气道支架在台架的安装,满足飞机进气道安装要求。完成配装飞机进气道时适应性改装工作。

飞机进气道在试车台的安装采用与基地台类似的安装形式。借用飞机进气道原配装的进气道支架。飞机进气道通过进气道支架安装在动架上,进气道支架与台架间采用螺栓连接。总体结构如图1所示。

安装架与进气道支架安装接口与基地台现有接口一致,安装架安装于动架前端处,设计辅助支撑拉杆以提高安装架整体刚度。

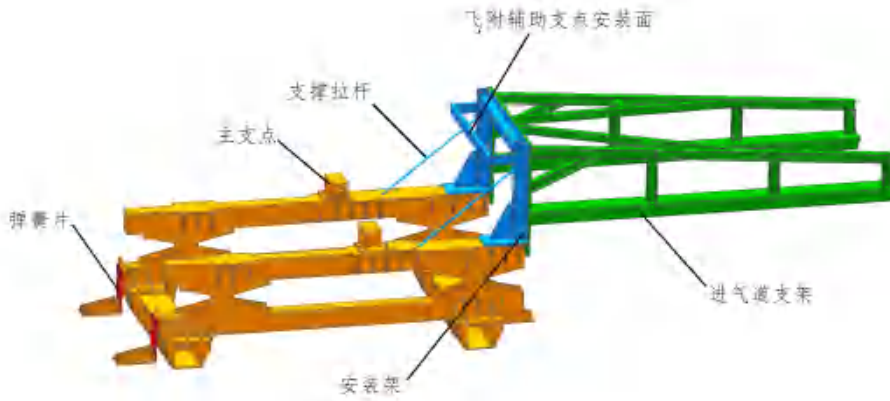


图1 进发匹配装试平台总体结构图

### 2.2 装试平台安装架结构

安装架连接动架与飞机进气道支架,实现飞机进气道的台架安装,设计时需满足以下条件:

- ①安装架连接动架与进气道支架,满足飞机进气道安装要求。
- ②安装架要有足够的刚性。
- ③进气道支架安装接口与基地台现有接口一致。
- ④不影响现有测试设备等安装。
- ⑤安装架方便安装拆卸,完成进发匹配实验后,试车台可恢复至原有状态,不影响正常试车。

安装架采用焊接结构,用矩形钢管作为主框架,焊接钢板作为安装架与进气道支架安装面。安装架中心跨距1600mm,高1105mm。为提高安装架整体刚度,矩形钢管采用20钢,截面尺寸120×120×8mm,与进气道支架连接安装钢板20钢,厚25mm。

由于在动架上固定安装架时需拆除原动架上的飞附辅助支点安装横梁,在安装架设计时设计槽钢框架以实现飞附辅助支点安装。槽钢采用20钢,截面尺寸100×48×5.3mm。

### 2.3 装试平台支撑拉杆结构

支撑拉杆两端由拉杆配装球头,以销轴与安装座固定,两端拉杆由正反螺纹配合,方便调整整体长度。为降低加工难度,将正反螺套与钢管焊接。

## 3 进发匹配装试平台弹簧片强度校核

动架由4个弹簧片支撑,新安装的飞机进气道总重2t,安装在动架上改变了弹簧片受力,需对弹簧片进行受力分析。

对整体进行受力分析时,坐标系选择与发动机坐标系选择一致,原点选定为主支点中心,顺航向为x轴正向,竖直向上为z轴正向。考虑到台架设备主体结构为对称,而发动机重心偏心亦不大,此处仅进行重心在x轴上的分析。

经计算,动架前端的弹簧片每个受拉28.7kN,动架后端的弹簧片每个受力6.8kN。

对前、后弹簧片进行分别建模,利用Ansys进行分析。对前弹簧片分析时,对A面施加全约束,下端面施加28.7kN拉力。由于试车时发动机推力主要由推力测量装置承受,弹簧片发生形变。根据其他非矢量台试验数据,发动机最大推力时台架位移约为0.3mm,此处对弹簧片施加0.3mm位移量。经计算,前弹簧片受力云。可知前弹簧片最大应力发生在弹簧片与固定端连接根部,最大应力为51.46MPa。对后弹簧片的分析与前弹簧片分析一致,对A面施加全约束,上端面施加6.8kN压力,对弹簧片施加0.3mm位移量。

经计算,后弹簧片受力。可知后弹簧片最大应力同样发生在弹簧片与固定端连接根部,最大应力为20.15MPa。

弹簧片选用材料为弹簧钢,60Si2MnA,常温时(20℃)材料弹性模量206GPa,泊松比0.29, $\sigma_s=1375\text{MPa}$ ,

$\sigma_b=1570\text{MPa}$ 。

由有限元分析结果可知，弹簧片完全满足使用要求。

#### 4 试验情况

为验证飞机进气道对发动机稳定性和性能的影响，评估发动机的稳定性和工作特性，需开展飞机进气道和某型发动机的进发地面联合试验。经综合分析，决定对试车台进行改造开展试验。需对台进行适应性改装以实现飞机进气道在台的安装，满足进发地面联合试验需求。

已在基地台进行过飞机进气道与发动机的进发地面联合试验。全尺寸进气道在基地台架的安装结构包含进气道支架、锁紧装置、滚动轮组件等。

发动机按照大纲要求进行进发联合试验，防护格栅为50度孔格栅，达到稳态畸变指数4.65，动态畸变指数3.42，综合畸变指数8.07。得到的压力畸变云图如图2所示。

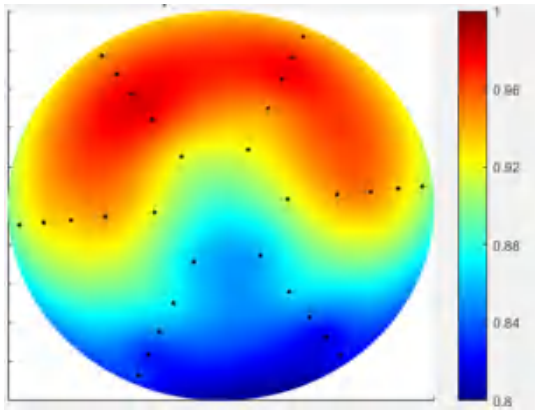


图2 进气道试验压力云图

完成进气道大改方案改进效果验证，获取了进气道出口畸变指数及总压恢复系数，验证了最优改进方案。为飞机进发匹配综合改进工作提供支撑。

#### 5 结论

①按试车台台架结构设计飞机进气道安装结构，完成

进气道支架在台架的安装，满足飞机进气道安装要求，完成配装飞机进气道时适应性改装工作。安装架与进气道支架安装接口与基地台现有接口一致，安装架安装于动架前端处，设计辅助支撑拉杆以提高安装架整体刚度。

②对进发匹配装试平台前、后弹簧片进行分别建模，利用 Ansys 进行静力学结构分析，可知前弹簧片最大应力发生在弹簧片与固定端连接根部，最大应力为 51.46MPa；后弹簧片最大应力同样发生在弹簧片与固定端连接根部，最大应力为 20.15MPa。

③进行进发联合试验，防护格栅为 50 度孔格栅，达到综合畸变指数 8.07，完成进气道大改方案改进效果验证，获取了进气道出口畸变指数及总压恢复系数，验证了最优改进方案，为飞机进发匹配综合改进工作提供支撑。

#### 参考文献

- [1] 高为民,任智博,王勤,等.飞机进气道/发动机台架联合试验及匹配特性研究[J].航空发动机,2017,43(4):74-78.
- [2] 王如根,江勇,桑增产,等.飞机进气道/发动机匹配工作流场测试和分析[J].航空计测技术,1998(5):11-13.
- [3] 叶巍,乔渭阳,侯敏杰.某型飞机/发动机模拟板设计与校准[J].航空动力学报,2010,25(3):641-646.
- [4] 邱启艳,程文礼,徐洪波,等.航空复合材料结构件的激光超声检测技术研究[J].航空制造技术,2018(15):77-81.
- [5] 叶永伟,叶连强,任设东,等.基于多自由度的桥起吊具设计及有限元分析[J].机械设计与制造工程,2014,43(12):6.
- [6] Karaoglu C, Kuralay N S. Stress analysis of a truck chassis with riveted joints[J]. Finite elements in analysis & design, 2002(12):38.
- [7] 张跃学,李斌,张军峰,等.高推重比航空发动机部件匹配研究[J].航空发动机,2012,38(1):13-20.
- [8] 宋江涛,邓小宝,魏海涛.航空发动机试车台推力仿真技术研究[J].计算机仿真,2012,29(1):67-70.
- [9] 苟学中,周文祥,黄金泉.变循环发动机部件级建模技术[J].航空动力学报,2013,28(1):104-111.