

飞机进气道 / 发动机台架联合试验及匹配特性研究

高为民,任智博,王 勤,王晓良
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了确定发动机地面装机条件下的进气畸变大小,对 1 种全尺寸进气道与发动机地面台架开展进发联合试验研究。试验速度条件为飞机静止状态,对应飞机迎角为 0° ,马赫数为 0。参试进气道为 2 元外压式超声速进气道,参试发动机为大推力双转子带加力涡轮风扇发动机。采用地面台架联合试车的方法,获得了不同进气道条件下的进发匹配特性数据,包括在发动机不同工作转速下进气道出口流场的稳态总压特性、动态畸变特性等参数,并与进气道缩比模型风洞试验结果进行了对比分析。结果表明:全尺寸进气道的出口畸变随发动机空气流量增加而增大,与风洞试验结果一致,但防护网对于畸变的影响效果相反。

关键词:进发匹配;进气道试验;流动畸变;发动机台架

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.013

Combination Test and Match Characteristics Research of an Aircraft Inlet / Engine Testbed

GAO Wei-min, REN Zhi-bo, WANG Qin, WANG Xiao-liang

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to determine the distortion under the engine installed conditions, a combination test were studied on a full scale inlet and an engine ground testbed. The speed condition of the test was simulated at the aircraft stationary state, the corresponding angle of attack was 0° and mach was 0. The tested inlet was a two-dimensional external-compression supersonic inlet, the tested engine was a large thrust double spool turbofan with afterburner. Using the ground testbed combined test method, the test got the inlet characteristic parameters including steady-state pressure distortion, time-variant distortion at the Aerodynamic Interface Plane (AIP) in various engine rotating speed, and test results were compared with the wind-tunnel. Results show that the distortion of full scale inlet increases with the engine air flow increases, which is consistent with the results of scale model test in the wind-tunnel, but the effect of the protective net on the distortion is opposite against the wind-tunnel.

Key words: inlet engine matching; inlet test; flow distortion; engine testbed

0 引言

进气道和发动机是飞机推进系统的 2 大主要部件。进气道的作用是捕获外部空气,为发动机提供与工作状态匹配的空气质量,并要保证具有足够好的流动品质。衡量进气道性能和进发匹配特性的空气动力学参数包括:进气道的流量、总压恢复系数、总压畸变指数、紊流度等。

随着中国《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南》^[1]的颁布,进气道与发动机的相容性研究基本分为相对独立的 2 个部分。一部分

是在飞机设计单位,采用缩比模型进行风洞试验给出进气道出口流场的特性(包括进气道工作流量、总压恢复、畸变指数等);另一部分是在发动机设计单位,采用发动机整机(包括压气机)地面台架性能试验、插板试验、高空台试验,给出发动机的工作特性(包括性能、稳定性裕度等)。通常通过对相关数据进行对比分析评价进发匹配特性(或者是发动机安装特性)。采用真实飞机进气道与发动机联合试验进行进发匹配特性检查的工作开展较少^[2-5],其部分原因是,中国的高空台试验设备能力尚无法支持大推力级发动机的相关研究。

收稿日期: 2016-04-11 **基金项目:** 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 高为民(1964),男,自然科学研究员,从事飞机发动机一体化设计、进发匹配设计工作;E-mail: Gao_weimin@hotmail.com。

引用格式: 高为民,任智博,王勤,等. 某型飞机进气道 / 发动机台架联合试验及匹配特性研究[J]. 航空发动机, 2017, 43(3): 74-78. GAO Weimin, REN Zhibo, WANG Qin, et al. Combination test and match characteristics research of an aircraft inlet / engine testbed [J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 74-78.

为了准确模拟发动机在飞行条件下的性能和工作稳定性,美、英、俄等国都建设有大型自由射流试验舱并有完善的测试与评估准则^[6-9]。如美国的航空推进系统试验设备(ASTF)可以模拟飞行条件:最大飞机高度 30 km、最大飞行马赫数 3.8、迎角和侧滑角基本覆盖飞机的机动飞行范围。目前,中国的这些试验设备和技术还不成熟,飞行条件下的大尺寸进气道/大推力发动机匹配工作情况还不能采用地面设备进行模拟和评判。通过分析进发匹配试飞和风洞试验的数据发现,在地面起飞状态下进气道出口流场的畸变指数很大,接近飞机亚声速大迎角机动飞行时的畸变指数。从而提出了采用地面台架进行进气道/发动机联合试验,用以分析亚声速条件下的进发匹配特性^[10-15]。

本文描述 1 种全尺寸进气道与发动机地面台架联合试验情况。试验速度条件针对飞机静止状态,参试进气道为 2 元外压式超声速进气道,参试发动机为大推力双转子带加力涡轮风扇发动机。试验中测量了发动机不同工作转速下的进气道出口流场的稳态总压特性、动态畸变特性等参数;同时,录取了在飞机进气道进气条件下的发动机工作特性。对进气道的出口流场参数与进气道缩比模型风洞试验结果进行了对比分析。

1 试验设备与试验安排

1.1 试验装置简介

参试的飞机进气道为 1 种 2 元外压式可调节超声速进气道,进气道下部前缘后设置有百叶窗式辅助进气门,进气道内部安装有金属防护网。参试的发动机为 1 种大推力带加力的双转子涡轮风扇发动机。

试验台架为具备 6 分量测力系统并可监控发动机多项参数的室内整机试车台。试验装置的安装情况如图 1 所示。

1.2 测试系统简介

1.2.1 测试点布置

进气道流动参数的测量点布置在发动机进口前的 AIP 截面和 1-1 截面处,如图 2 所示。在 AIP 截面处布置有空间 6×5 支总压受感部,每支受感部位于每个等环面的质量中心,壁面周向布置 6 支静压测点,如图 3 所示。在 1-1 截面处,6 支周向均匀

布置的动态压力测量点位于相对半径 $0.9R_{out}$ 处,如图 4 所示。



图 1 进气道/发动机台架联合试验设备安装情况

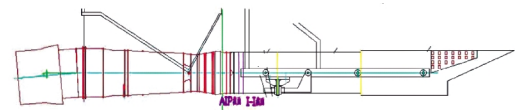


图 2 进气道/发动机台架联合试验测点布置

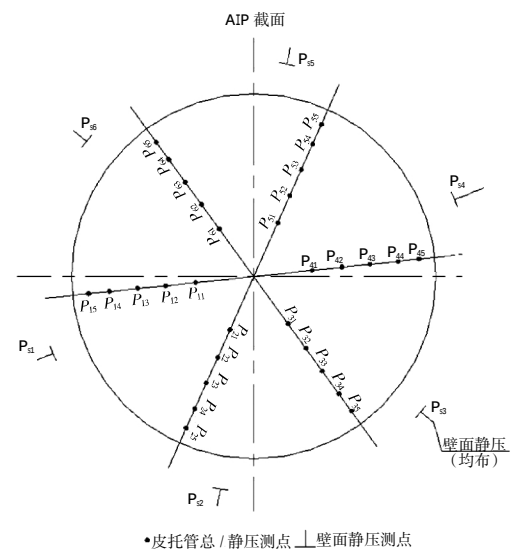


图 3 AIP 截面稳态总压、静压测点布置(逆航向)

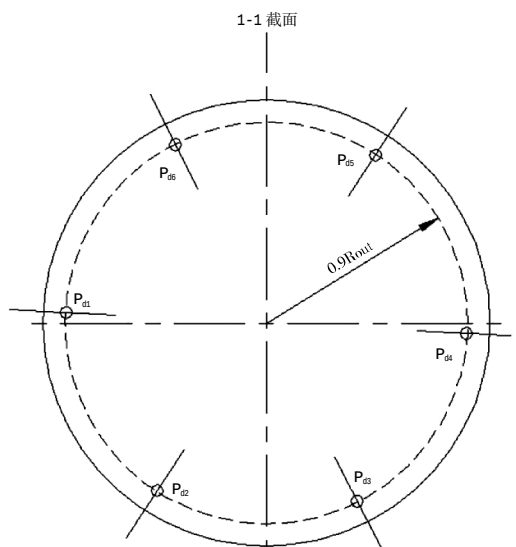


图 4 1-1 截面紊流度测点布置(逆航向)

1.2.2 测试系统

稳态压力测试由 1 次仪表(总压受感部)、连接气路、2 次仪表(压力扫描单元)及计算机构成。总压受感部的测试精度达到 0.3%; 2 次仪表选用压力扫描单元, 精度为 0.05%FS; 压力扫描单元将采集到的压力信号转换为电信号, 利用计算机进行数据处理, 压力信号采样频率为 10~15 Hz。

动态压力测试分析系统由动态压力受感部、直流信号调理器、高速数据采集及计算机实时处理分析系统组成。动态流场测试采用动态压力受感部将压力转变为电信号, 经信号调理器放大后, 进入实时处理分析系统, 进口流场数据滤波截止频率为 1k Hz, 采样频率为 5 k 点 /s, 试验时实时计算 $T=5$ s 内的流场面平均紊流度、各测点的紊流度及涡旋尺度。整个系统的动态测试精度为 10%。

1.2.3 测试参数计算

总压恢复系数 σ

$$\sigma = P_{02} / P_{0\infty} \quad (1)$$

式中: $P_{0\infty}$ 为进气道前未扰动气流总压; P_{02} 为 AIP 截

面测得的 30 点总压, $\bar{P}_{02} = 1/30 \sum_{i=1}^{30} P_{02i}$

综合压力畸变指数 W 为稳态周向压力畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_\theta$ 和平均紊流度 ε_{av} 相加

$$W = \Delta\bar{\sigma}_\theta + \varepsilon_{av} \quad (2)$$

稳态周向压力畸变指数

$$\Delta\bar{\sigma}_\theta = 1 - \frac{\sigma_\theta}{\sigma_{av}} \quad (3)$$

式中: σ_{av} 为 AIP 截面的平均总压恢复系数; σ_θ 为低压区内平均总压恢复系数, 计算方法为 $\sigma_\theta = \frac{1}{\theta_2 - \theta_1}$

$$\int_{\theta_1}^{\theta_2} \bar{\sigma}_r(\theta) d\theta。$$

面平均紊流度 ε_{av}

$$\varepsilon_{av} = \frac{1}{6} \sum_{i=1}^6 \varepsilon_i \quad (4)$$

各测点的紊流度 ε_i

$$\varepsilon_i = \Delta P_{iRMS} / p_{icp}$$

各测点的脉动总压的均方根值 ΔP_{iRMS}

$$\Delta P_{iRMS} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (p_{ij} - p_{icp})^2} \quad (5)$$

式中: p_{icp} 为第 i 测点脉动总压平均值; n 为采样点

数; p_{ij} 为第 i 测点脉动总压。

1.3 试验计划安排

参试发动机在完成暖机程序后, 进行进气道 / 发动机匹配特性试验, 录取发动机在不同转速下的进气道出口流场参数。进气道调节板固定, 防护网分为打开和关闭 2 种工作状态。

2 试验结果与分析

2.1 进气道出口流场特征

在进气道出口截面, 稳态总压显示出明显的不均匀特征, 如图 5 所示。高压区位于进气道的顶部, 低压区位于进气道的底部, 这一流场特征在全尺寸进 / 发联试与进气道缩比模型风洞试验中的结果一致。随着发动机低压换算转速的增加(在风洞试验中, 表现为进气道流量系数增加), 这种高压区在上、低压区在下的流场特征基本不变, 但高、低压差不断增大, 表现为总压恢复系数会下降, 畸变指数会增加。

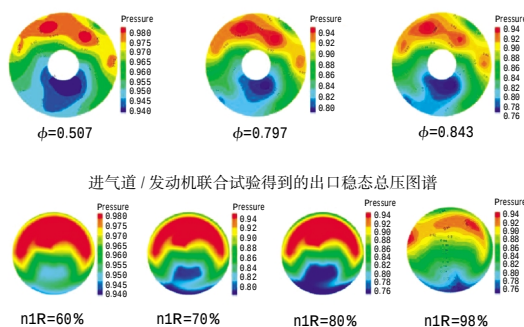


图 5 进气道出口流场稳态总压图谱比较

进气道出口的这种流场特征与进气道的结构组成密切相关, 在进气道正下方的辅助进气门上方, 安装有孔径较小的防护网, 气流通过防护网后总压会明显降低。防护网放下时, 只有通过辅助进气门进气才通过防护网, 导致进气道下半部分气流压力降低, 上半部分气流损失较小。

2.2 进气道出口总压恢复特性

进气道出口的总压恢复系数随着发动机进气流量的增加而下降(如图 6 所示), 在流量比较大的区域几乎呈线性下降。进气道防护网打开也会明显降低进气道总压恢复系数。对比风洞试验结果, 全尺寸进气道 / 发动机联试测得的总压恢复系数更低, 在大流量条件下差值接近 5%。

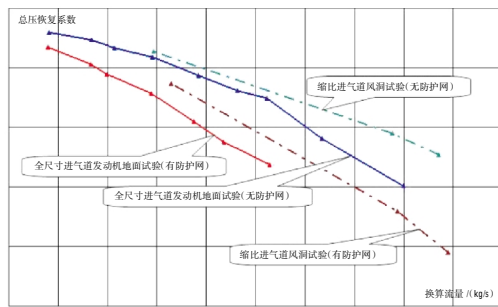


图6 进气道出口总压恢复系数比较

2.3 进气道出口流场畸变特性

2.3.1 综合压力畸变特性

与第2.1节分析的进气道出口流场特征结论一致,进气道出口的综合压力畸变指数随着发动机进气流量的增加而增加(如图7所示),在流量比较大的区域呈非线性增加趋势。在全尺寸进气道/发动机联试的测量结果中,防护网明显降低了进气道出口流场的综合压力畸变指数,这一点与风洞试验的结论不一致(原因分析另文论述)。从进气道防护网的工作原理上看,其作用可以减小进气道流动中的分离涡尺度,对降低进气道出口流场的综合畸变指数有利。

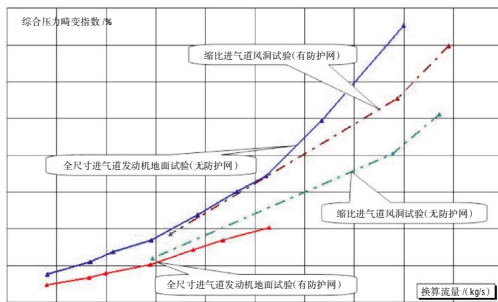


图7 进气道出口综合畸变指数比较

2.3.2 稳态周向畸变特性

进气道出口的稳态周向畸变指数与综合压力畸变指数的变化规律一致,均随发动机进气流量的增加而增加,如图8所示。在流量比较大的区域呈非线性增加趋势。同样,在全尺寸进气道/发动机联试的测量结果中,防护网明显降低了进气道出口流场的稳态周向畸变指数,这一点与风洞试验的结论不一致。

进气道出口的稳态周向畸变指数占综合压力畸变指数的比例,随着发动机进气流量的增加几乎呈线性规律增加,如图9所示。在流量比较大的区域,

这个比例在全尺寸进气道/发动机联试测量结果中达到75%以上,在进气道缩比模型风洞试验中也达到70%以上。这个比例值远高于发动机插板试验(用于发动机稳定性研究)的结果。即插板试验得到发动机进口流场中的动态畸变占的比例更大,可以达到综合压力畸变指数的50%左右。

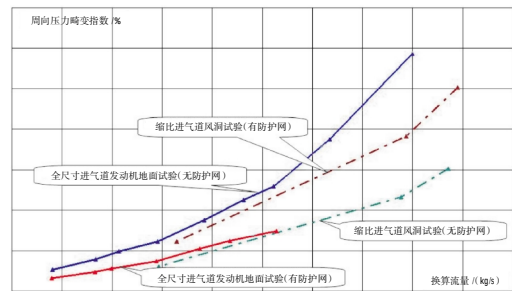


图8 进气道出口稳态周向畸变指数比较

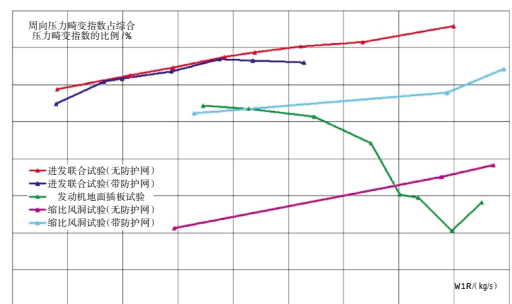


图9 进气道出口周向压力畸变指数占综合压力畸变指数的比例

2.3.3 动态畸变特性

进气道出口的动态畸变指数随着发动机进气流量增加呈线性规律增加,如图10所示。当动态畸变指数大于某一值时,这个线性斜率会扩大。全尺寸进气道/发动机联试结果中的面平均紊流度要比风洞试验结果小,且进气道防护网又明显降低流场紊流度的作用,这一点在风洞试验结果中并不明显。

详细分析每个动态压力受感部测得的紊流度分布可以发现,随发动机低压换算转速增加,相应的发动机流量增大,紊流度在不断上升,如图11所示;对应发动机低压换算转速比较小的状态,各测点的紊流度差别并不大;当达到80%以上,第2测点 P_{d2} (如图4中的紊流度测点布置)和第4测点 P_{d4} 测得的紊流度明显大于其它测点的。这说明在进气道出口截面,这2个测点所在的区域气流分离程度要大于其它区域的。

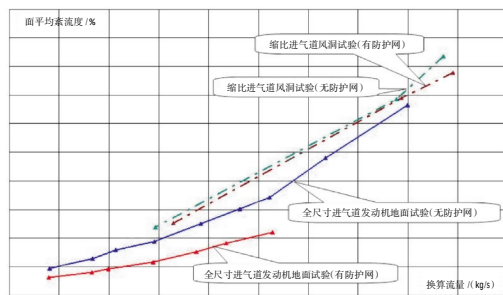


图 10 进气道出口动态畸变指数(面平均素流度)比较

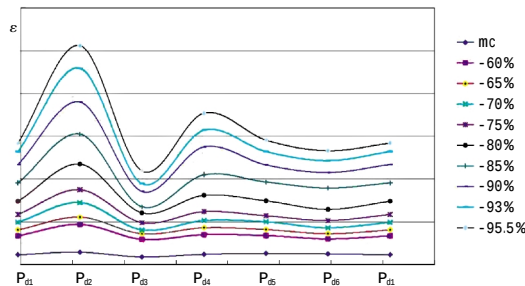


图 11 进气道出口截面各测点素流度分布

3 结论

全尺寸进气道 / 发动机联合试验实现了在发动机真实工况下对进气道出口流场特性的测量,得到以下结论:

(1)全尺寸进气道 / 发动机联合试验得到的进气道出口截面稳态总压图谱与风洞试验了流场结构一致,均为高压区在上部,低压区在下部;

(2)进气道总压恢复系数随发动机流量的增加而下降,全尺寸进气道 / 发动机联合试验得到的总压恢复系数下降量值大于风洞试验结果;

(3)综合压力畸变指数随发动机流量的增加而上升,全尺寸进气道 / 发动机联合试验得到的综合压力畸变指数上升的量值大于风洞试验结果;

(4)表征动态压力畸变特性的进气道出口截面平均素流度随发动机流量增加呈线性规律上升,全尺寸进气道 / 发动机联合试验得到的面平均素流度要小于风洞试验结果。

参考文献:

- [1] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 64-2004 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南[S]. 北京:中航一集团, 2004. National Defense Science and Technology Industry Committee. GJB/Z 64-2004 Standard Guide for evaluating the total pressure distortion of aircraft turbine jet and turbine fan engine [S]. Beijing: AVIC I : 1-15.
- [2] 江勇,陶增元,张发启,等.某型飞机进气道与发动机地面匹配实验研究.航空动力学报,2003,18(4):554-557.

- JIANG Yong, TAO Zengyuan, ZHANG Faqi, et al. Matching test of an aircraft inlet and engine on the ground [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 554-557.(in Chinese)
- [3] 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,1998,18(5):11-13. WANG Rugen, JIANG Yong, SANG Zengchan, et al. Test and analysis of the flow field on air inlet/engine matching operation[J]. Aviation Metrology and Measurement Technology, 1998, 18(5): 11-13.(in Chinese)
- [4] 张发启,江勇,桑增产,等.某型飞机进气道对发动机性能和台架点的影响[J].推进技术,2001,22(2):137-138. ZHANG Faqi, JIANG Yong, SANG Zengchan, et al. Effect of inlet on the engine performance and platform point for aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 137-138.(in Chinese)
- [5] 汪涛,江健,史建邦.进气道 / 发动机相容性试飞中总压畸变数据的采集与处理[J].燃气涡轮试验与研究,2012,25(2):54-58. WANG Tao, JIANG Jian, SHI Jianbang. Acquisition and processing of total pressure distortion data in inlet/engine compatibility flight test [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(2): 54-58. (in Chinese)
- [6] The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space. SAE ARP 1420B. Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion Guidelines[S]. US: SAE Technical Standards Board, 2002.
- [7] The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space. SAE AIR 5687. Inlet / Engine Compatibility-From Model to Full Scale Development [S]. US: SAE Technical Standards Board, 2011:1-94.
- [8] The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space. SAE AIR 1419A. Inlet Total-Pressure-Distortion Considerations for Gas Turbine Engines [S]. US: SAE Technical Standards Board,2011:10-279.
- [9] Norby W P. Small scale inlet testing for low cost screening applications[R]. AIAA-90-1926,1990.
- [10] 惠增宏,张理,竹朝霞,等.进气道实验中动态数据采集及处理方法研究[J].实验力学,2002,17(1):48-54. HUI Zenghong, ZHANG Li, ZHU Zhaoxia, et al. A research on the dynamic data sampling and processing in air-inlet duct test[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2002, 17(1): 48-54.(in Chinese)
- [11] 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. YE Wei, QIAO Weiyang, HOU Minjie. Design and calibration of a certain aircraft/engine's simulation board [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 641-646.(in Chinese)
- [12] Stevens C H, Spong E D, Hammock M S. F-15 in-let/engine test techniques and distortion methodologies studies [R]. NASA-CR-1978-1444866.
- [13] Bowditch D N, Coltrin R E. A Survey of inlet/engine distortion capability[R]. AIAA-1983-1166.
- [14] Andrew J Y, Ronald J R, Richard R B, et al. Design and development of an F/A-18 inlet distortion rake: a cost and time saving solution [R]. AIAA-1994-2132.
- [15] William T C. History, philosophy, and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration[R]. ASME 2004-GT-54210.

(编辑:赵明菁)