

文章编号: 1000-8055(2003)04-0554-04

某型飞机进气道 与发动机地面匹配实验研究

江 勇, 陶增元, 张发启, 桑增产, 孔卫东, 张百灵
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 通过某型飞机进气道与某型涡喷发动机匹配的地面台架试验, 用40点总压和20支周向安装的三孔针组成的测量环获得了进气道出口截面总压的分布和周向气流速度分布。计算了稳态压力周向与径向畸变, 获得了它们随发动机进气流量的变化规律。发现了进气道出口的旋流与对涡, 并对其形成的原因做了初步分析。测量了发动机主要性能参数如推力、排气温度等在安装飞机进气道后的变化, 并分析了引起变化的原因。

关键词: 航空、航天推进系统; 飞机进气道/发动机匹配; 压力畸变; 发动机

中图分类号: 231.3

文献标识码: A

Matching Test of an Aircraft Inlet and Engine on the Ground

J I A N G Yong, T A O Zeng-yuan, Z H A N G Fa-qi,

S A N G Zeng-chan, K O N G Wei-dong

(A i r F o r c e E n g i n e e r i n g U n i v e r s i t y, X i ' a n 710038, C h i n a)

Abstract: Matching tests of an aircraft inlet and engine on the ground in our test cell have been performed. By means of the measuring rake/ring device which consists of 40 total pressure probes and 20 circumferentially located bundles of three-tube probes, the total pressure distribution and the airflow speed distribution at the exit plane of the inlet were obtained. On the basis of the test data, we computed the stable pressure distortions in circumferential and diametric directions. The regular changing patterns of these distortions with the variations of the airflow rate into the engine were thus obtained. The circumferential rotational flow and pair whirls at the exit of the inlet were also found, and subsequently, the causes were analyzed. In addition, main performance parameters of the engine were measured, such as thrust, exhaust gas temperature and their changes after the inlet of the aircraft was installed. The causes of the changes were also analyzed.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft inlet/engine matching; pressure distortion; engine

1 引 言

某型飞机是目前使用较多的机种, 其机身进气道与发动机匹配后, 进行地面开车时发生推力下降、排气温度升高、稳定裕度下降和发动机在出

厂已调整好的状态变化等现象。其原因是飞机进气道出口存在因流动损失而造成气流平均总压 P_0^* 下降和进气道型面造成流场畸变。 P_0^* 下降导致发动机推力下降, 流场畸变导致压气机效率降低, 同样使推力降低并使排气温度升高。搞清 P_0^*

收稿日期: 2002- 08- 18; 修订日期: 2002- 12- 28

作者简介: 江勇(1956-), 男, 河北临西人, 空军工程大学工程学院一系飞机推进系统实验室高级实验师, 博士在读

下降的程度及其分布以及进气畸变的形态以及二者对发动机性能的影响的程度,是设计、使用、维护、修理和改进飞机起飞性能等重要问题的前提。由于理论计算难度较大且仍需实验验证,故实验是搞清该问题的主要途径^[1~3]。但是,多年来一直未能得到该项试验的结果。

2 实验方案

2.1 布局

使用某型歼击机进气道与一台双转子涡喷发动机匹配,实验系统布置见图1。该进气道为头部进气的带整流锥的轴对称超音速进气道,气流在进入进气道后分成对称的两路,先经一段逐渐增大的扩张段,然后因需避开座舱向外偏转,最后在发动机前汇合。图2示出了进气道的水平剖视图

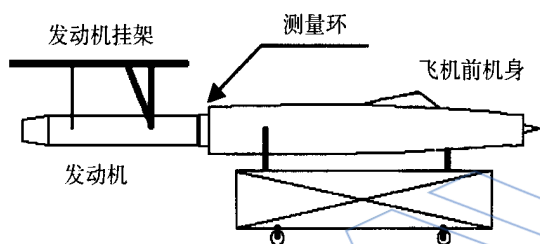


图1 飞机进气道与发动机匹配试验系统布置图

Fig 1 The aircraft inlet and engine match test system layout

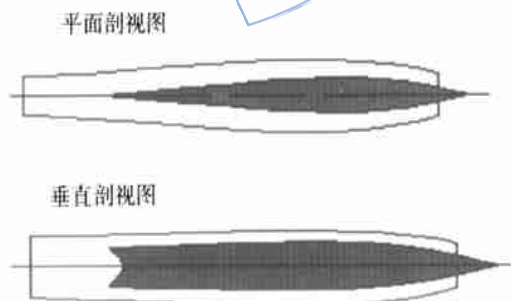


图2 飞机进气道剖视图

Fig 2 Taircraft inlet cutaway view

和垂直剖视图。在距离进气道进口1米处两侧开,有面积约为 0.2×0.25 平方米的辅助进气门。实验中,进气道与发动机采用软连接方式以便能够准确测量发动机推力。发动机安装在室内悬挂式试车台上。在进气道出口距发动机进口截面250毫米处按“米”字型布局,安装了8个测压耙。每个耙上按等环面沿径向布置了5个测头,共计40个总压测

头。在其中第1, 3, 5, 7号测耙上共计20个测头为沿周向安装的三孔针。用引压管将压力信号接入DSY-128电子扫描测压仪,该测压仪可在测量前进行实时校准,综合精度达到0.1%。经处理后的压力信号通过串行口输入计算机。同时计算机采集发动机推力、转速、排气温度以及大气条件等相关参数^[4]。

2.2 实验

首先安装带有双扭线形喇叭口和流量测量段的工艺进气道进行发动机试车。在“慢车”、“0.8额定”、“额定”、“最大”、“小加力”、“全加力”等状态下录取性能参数并同时测量发动机进口压力场。然后换装飞机进气道,同样录取发动机各状态下的性能参数和进口截面上的压力场。最后将试车结果换算到标准状态进行比较和分析。

3 实验结果及其分析

3.1 进口流场

安装工艺进气道进行常规试车的发动机进口气流流场分布均匀,由附面层引起的总压损失 $\leq 1\%$,可认为是基本理想的。安装飞机进气道的发动机进口流场则出现压力畸变。图3(a)示出了安装飞机进气道,发动机在“最大”工作状态下的进气总压畸变等高线。由图中可见总压分布由外向内逐渐变小,最小值在中心附近偏右约100 mm处,达到 -22 kPa(与大气压比较)。实验表明,发动机处于“小加力”、“全加力”状态时,由于空气流量基本不变,压力畸变分布与“最大”状态一致。而在进气流量减少时(小状态),压力畸变分布形态不变,仅数值减小。图3(b)示出了安装工艺进气道时发动机的进气总压分布,其分布基本均匀,总压降小于 0.2 kPa。

发动机进口流场畸变可用综合畸变指数 w 来描述。 w 由稳态周向不均匀度 $\Delta\bar{\alpha}$ 和紊流度 ϵ 两部分组成(见参考文献[5])。由于气流主要是在变截面且光滑的进气道中流动,产生的畸变主要是稳态的周向畸变和径向畸变,根据在与飞机进气道长度基本相同的加长的工艺进气道出口测到的气流在 λ 数 < 0.4 时 $\epsilon < 0.8\%$ (参考文献[6]),并且数值相对稳定。因此,以下主要分析稳态压力畸变的特征。由于进气道型面和附面层对总压径向不均匀度 $\Delta\bar{\alpha}$ 的影响较大,对 $\Delta\bar{\alpha}$ 也一并加以讨论。在试验中,安装工艺进气道的发动机进口流场,在不同工作状态下,其周向和径向畸变指数均

小于1%。安装飞机进气道的发动机在其进口截面有明显的周向和径向畸变。如图4所示,其中“M, 0.8N, N, Max, La, Fa”分别表示发动机“慢车, 0.8额定, 额定, 最大, 小加力, 全加力”状态。随发动机转速增大, 畸变增加。 $\Delta\overline{C}_p$ 较 $\Delta\overline{\alpha}$ 要大一些, 这反应了畸变较多的是因进气道沿径向型面变化较大和较长的壁面与气流的摩擦产生的沿径向的较大的压力分布。沿周向的畸变主要是由于气流在弯曲的进气道中, 特别是座舱附近的型面造成气流弯曲流动带来沿周向的速度和总压的不均匀。

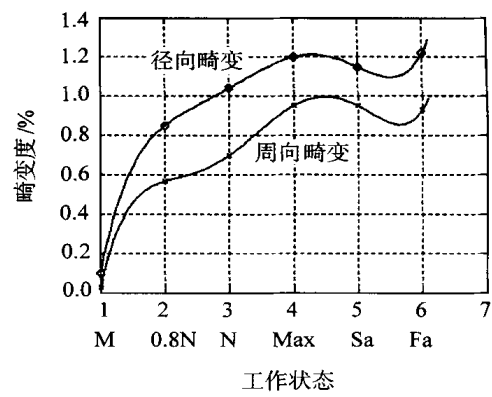


图4 周向畸变与径向畸变随发动机工作状态的变化
Fig 4 The circumferential and diametrical distortion change with the engine operation states

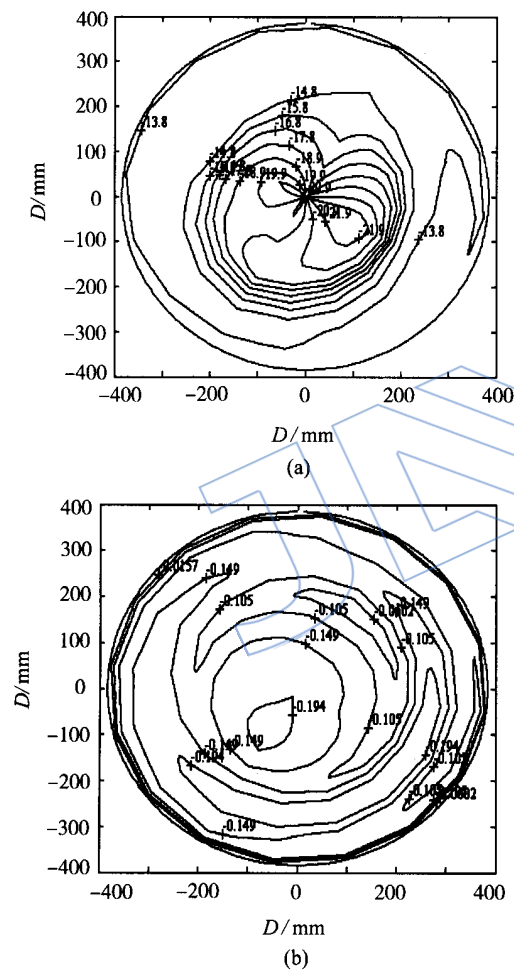


图3 安装飞机进气道和安装工艺进气道发动机进气总压分布
Fig 3 The aircraft and technical inlet exit's section total pressure distribution

发动机在“最大”、“小加力”、“全加力”状态工作时, 进气畸变基本不变。表明: 畸变度与发动机空气流量成正比。同时, 由图5可以看出: 发动机进口气体平均总压随转速的增加而下降, 在“最大”状态时达到最小, 之后趋于不变。

图5 发动机进口相对平均总压随工作状态的变化
Fig 5 The engine inlet exit's relatively average total pressure changes with the engine operation states

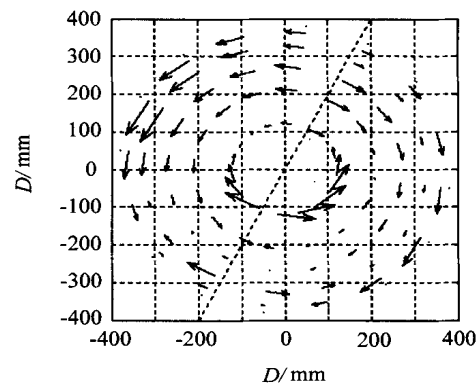


图6 进气道出口气流周向偏转矢量图
Fig 6 The airflow circumferential gauche vector at the aircraft inlet exit's section

由三孔针测量得到进气道出口气流沿周向的偏转矢量图如图6所示。可以较明显地看出, 在上半边靠近壁面处有较强的左右周向分流, 中心附近有与其相反的流动。可以看出形成了外侧向下,

内侧向上的一对反向旋转的对涡。其沿周向的偏转角度在靠近壁面处在“最大”状态约为 19° 。当进气流量减小时,周向流动也相应减小。其对称轴向右偏转了大约 25° ;这表明气流总体有顺时针旋转现象。形成的原因可能是进气道内的气流在座舱附近向侧面和下面分成两路,在发动机前汇合,由于流管的螺旋作用和内侧型面因座舱位置影响而变化的综合影响。而对涡的对称轴顺时针偏转的原因是压气机转子旋转带动气流周向运动向上游传播的结果。

3.2 发动机性能

与安装工艺进气道比较,安装了飞机进气道后,由于进口气流平均总压下降,畸变和涡流的影响,发动机的性能有明显的变化。如图7所示(图

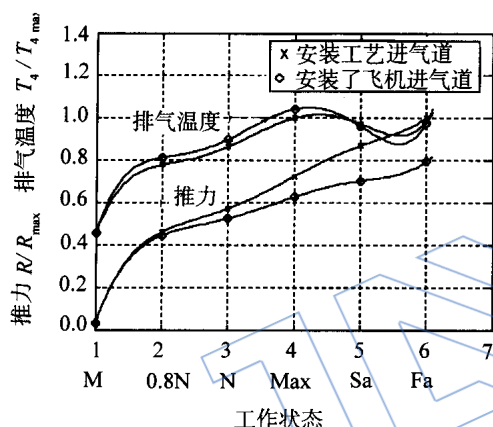


图7 安装与不安装飞机进气道时推力和排气温度对比

Fig 7 Fixing technical and aircraft inlet, the engine's propulsion and exhaust temperature changes

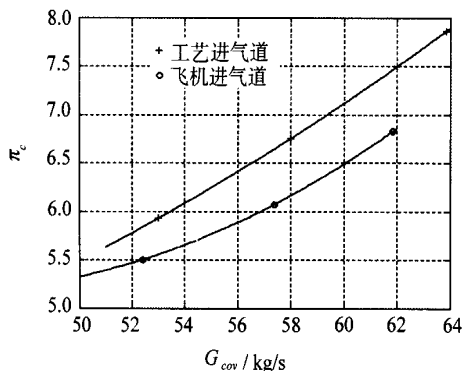


图8 安装工艺进气道与安装飞机进气道 π_c 随 G_{cov} 的变化

Fig 8 The engine's π_c VS G_{cov} with the technical inlet and the aircraft inlet

中 T_{max} 为“最大”状态安装工艺进气道的发动机排气温度; R_{max} 为“全加力”状态安装工艺进气道的推力。随转速的上升,推力的下降幅度亦增加,且在转速达到“最大”状态时下降达17.53%。进入“加力”后推力下降幅度继续增大,“全加力”时达到22.1%。而此时进气平均总压下降16%。表明推力的损失主要是进气流量的减少所致。部分是由于进气畸变所致。排气温度相对变化在“最大”时达到最高,约提高了4.3%。而在“加力”状态,排气温度变化较小。

图8示出了发动机总增压比 π_c 随换算空气流量 G_{cov} 的变化。可以看出安装了飞机进气道的发动机总增压比 π_c 明显低于安装工艺进气道的发动机,且随流量增大而差值增大,与进口平均总压和进气畸变的变化规律一致。说明发动机一方面因进气平均总压降低而使工作状态发生变化。同时,进气畸变降低了压气机效率,改变了发动机共同工作线。

4 结论

(1) 安装了某型飞机进气道的某型发动机地面开车时,进气道出口总压有径向畸变和周向畸变。且随进气流量增加而增大,在“最大”状态时达到最大。此时总压平均下降达到16%。

(2) 进气道出口不但有整体顺时针旋流,而且还有一对对涡。它们对发动机产生的影响还有待进一步的试验研究。

(3) 得到了发动机在安装与不安装飞机进气道,增压比、推力、排气温度的变化曲线。并讨论了该变化的影响因素。

参考文献

- [1] Stevens C H, Spong E D, Hammock M S. F-15 Inlet/Engine Test Techniques and Distortion Methodologies Studies[R]. NASA CR-144866, June 1978
- [2] Braithwaite W M, Soeder R H. Combined Pressure and Temperature Distortion Effects on Internal Flow of a Turbofan Engine[R]. AIAA 79-1309
- [3] 陈邦勤. 涡喷、涡扇发动机气动稳定性评定试验研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2000
- [4] 江勇, 李军, 桑增产, 等. 发动机进气畸变流场测量系统分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(1): 53-56
- [5] 刘大响, 叶培梁. 俄罗斯发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994, 7(3): 5-9
- [6] 桑增产, 江勇, 李军, 等. 某型涡喷发动机进气总压畸变的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 423-426