

某型飞机进气道对发动机性能和台架点的影响^{*}

张发启¹, 江 勇², 桑增产², 孔卫东²

(1. 西安交通大学 机械工程学院, 陕西 西安 710049; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 对某双转子涡喷发动机装与不装飞机进气道进行了台架对比实验, 测量了发动机的状态参数和进口压力场。根据实验结果, 分析了飞机进气道引起发动机的进气畸变和对发动机台架性能及台架点的影响, 并讨论了造成变化的原因。实验结果对于正确使用该类型双转子涡喷发动机具有重要的现实意义。

关键词: 进气道; 进气道-发动机匹配; 进气道畸变; 进气道试验; 台架试验

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 02-0137-03

Effect of inlet on the engine performance and platform point for aircraft

ZHANG Fa-qi¹, JIANG Yong², SANG Zeng-chan², KONG Wei-dong²

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049, China;

2. Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

Abstract: In the experimental research, a twin rotor turbojet with aircraft's inlet was contrasted with the case without aircraft's inlet, and the state parameter and inlet's pressure field of the engine were measured. Based on the experimental result, the inlet distortion caused by aircraft's inlet, the effect of aircraft's inlet on the performance and platform point of the engine was analyzed as well as the relevant causes. The experimental result has practical significance for correctly using the twin rotor turbojet.

Key words: Inlet; Inlet-engine matching; Inlet distortion; Inlet test; Bed test

1 引 言

进气道与发动机匹配是否良好, 对发动机的使用性能和飞机性能有重要影响^[1]。进气道的供气能力与出口气流的流动情况会影响发动机的工作。同样, 发动机的吸气能力与工作状态也会影响进气道的工作。发动机装上进气道后, 进气道压力畸变和压力损失的存在会导致进入发动机的空气流量减少, 发动机共同工作点变化和沿发动机流程压力下降, 导致发动机的台架性能发生变化^[2~4]。如果台架点增大, 飞机在高空飞行时, 发动机容易超温和高压转子提前限速。如果台架点减小, 则不能充分发挥发动机的性能。

文献[4, 5]中介绍了在扰流网作用下, 单转子涡喷发动机和涡扇发动机台架性能的变化。为了分析双转子涡喷发动机进/发匹配时台架性能和台架点的变化, 在地面台架作了某双转子涡喷发动机装有实际

使用的飞机进气道和装有试车用工艺进气道的对比实验, 本文对实验结果进行了分析, 得到了台架性能和台架点的变化规律。

2 对比实验

2.1 实验装置

实验使用军用双转子涡喷发动机一台; 飞机用超声速进气道; “米”字型测压耙; 录取发动机性能的 486 计算机和电子扫描测压仪各一台。

实验采用同一台发动机, 分别装飞机进气道和试车用工艺进气道进行地面台架试车, 并分别录取发动机的状态参数和测量进口压力畸变。实验过程及数据处理均按文献[6]的要求进行。

另外在发动机与飞机进气道连接时, 进气道固定在台架前, 为避免发动机向进气道传力, 使测量发动机的推力减小, 进气道与发动机之间应有一定的间隙, 为 0.3 cm 左右, 间隙间用充气橡胶胎密封, 从而

* 收稿日期: 2000-03-26; 修订日期: 2000-06-16。

作者简介: 张发启 (1968—), 男, 博士生, 讲师, 研究领域为数据采集与处理。

保证了发动机前流场的真实性。

3 实验结果及分析

测得装有飞机进气道和装有试车用工艺进气道时发动机进口处的最大总压 ($p_{1,max}^*$) 和最小总压 ($p_{1,min}^*$), 利用公式 $D_p = (p_{1,max}^* - p_{1,min}^*) / p_{1,max}^*$, 求出各状态的畸变度 (D_p)^[6,7]。测量值和计算结果列于表 1。

测得装有飞机进气道和装有试车用工艺进气道时发动机的状态参数, 利用下列公式:

$$n_{1,cor} = n_1 \sqrt{288 / (273 + t_0)}, n_{2,cor} =$$
$$n_2 \sqrt{288 / (273 + t_0)}, C_{R,cor} = G_{T,cor} / F_{cor}, T_{4,cor} = (T_4$$
$$+ 273) \cdot 288 / (273 + t_0) - 273, F_{cor} = F \cdot 1013 / p_0, G_{T,cor} =$$
$$G_T \cdot 1013 / p_0 \sqrt{288 / (273 + t_0)}, m_{a,cor} = m_a \cdot 1013 / p_0$$

$\sqrt{288 / (273 + t_0)}$ 。把各性能参数换算到标准大气条件下的性能参数, 并利用发动机的台架点公式:

$$n_{20} = 74.545 + n_{2,cor} - 0.7454 n_{1,cor},$$

求出发动机的台架点同时列于表 1, 并分别计算了它们的百分比变化量列于表 2。式中 p_0 为大气压力, 单位为 hPa。表 1 和表 2 中状态符号 ED, ZD, XJ, QJ 分别表示额定、最大、小加力和全加力状态。各状态后标注的“with”, “unused” 分别代表装有飞机进气道和未装飞机进气道。

由表 1 可以看出: 未装飞机进气道时, 发动机前气流压力畸变度比较小, 在 0.27% 左右; 装有飞机进气道时压力畸变度较大, 高达 12% 左右, 可见飞机进气道对发动机进口气流压力畸变度有很大影响。

Table 1 Parametric values of engine state

Parameter	ED(unused)	ED(with)	ZD(unused)	ZD(with)	XJ(unused)	XJ(with)	QJ(unused)	QJ(with)
$p_{1,max}^* / \text{kPa}$			96.496	83.720	95.797	83.458	95.837	83.648
$p_{1,min}^* / \text{kPa}$			96.231	73.594	95.601	73.565	95.562	73.611
$D_p / \%$			0.275	12.095	0.205	11.854	0.287	11.999
$m_{a,cor} / (\text{kg} / \text{s})$	57.99	56.79	63.84	59.36	63.95	59.06	63.95	59.23
F_{cor} / kN	31.644	29.067	40.160	34.672	48.118	38.955	55.350	44.002
$C_{R,cor} / (\text{kN} \cdot \text{h}) \cdot 10^2$	1.006 1	1.031 6	1.021 4	1.063 3	1.542 8	1.621 4	1.931 6	1.998 0
$T_{4,cor} / ^\circ\text{C}$	627.4	660.1	726.5	765.4	706.5	705.9	716.8	717.4
$N_{20} / \%$			99.69	100.34	98.5	98.39	98.8	98.7

Table 2 Variational values of engine parameter

Parameter	$\Delta m_{a,cor}$	ΔF_{cor}	$\Delta C_{R,cor}$	$\Delta T_{4,cor}$	ΔN_{20}
$E_d / \%$	- 2.07	- 8.14	+ 2.54	+ 5.21	
$Z_d / \%$	- 7.02	- 13.48	+ 4.10	+ 5.35	+ 0.65
$X_j / \%$	- 7.64	- 19.04	+ 5.13	- 0.083	- 0.11
$Q_j / \%$	- 7.38	- 20.50	+ 3.43	+ 0.081	- 0.10

由表 2 可见: 空气流量在发动机各工作状态都下降了 7% 以上, 这是由于飞机进气道的进气畸变引起进气道压力损失大大增加; 另外飞机进气道较长, 附面层的影响增大, 使得进气道进气有效面积减小。

推力在各状态都有不同程度下降, 在加力状态时下降 20% 左右。其原因是空气流量减少, 飞机进气道导致的进气畸变引起进气道压力损失增加, 沿发动

机流程压力下降, 使得发动机排气速度减小, 进而使得单位推力降低。耗油率的增加, 主要是由于推力的减小造成的。

在加力状态之前, 排气温度和台架点增加, 这是由于畸变使进气气流迎角增大, 叶片上的气流分流区扩大导致压气机效率降低, 另外是空气流量的减少。两者使加力量增大, 供油量增加, 涡轮后排气温度增加, 高压转子转速增加。
(下转第 146 页)

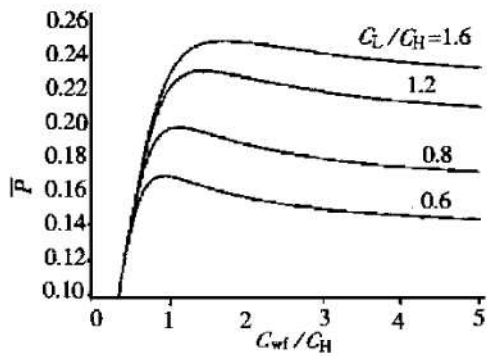


Fig. 8 Power density vs C_1/C_H and C_{wt}/C_H

器尺寸最小化, 因此本文的工作对整个动力装置性能的提高有重要意义。另外, 由于最大功率密度时的效率、循环压比、热源温比、工质热容率和总热导率等参数是设计和评估热机性能时必须考虑的重要因素, 因此优化结果还可为压气机压比和工质的选择, 以及对热导率总量的控制提供理论指导。

参考文献:

- [1] 陈林根, 孙丰瑞, Wu Chih. 有限时间热力学理论和应用的发展现状[J]. 物理学进展, 1998, 18(4): 395~422.

- [2] Chen L, Wu C, Sun F. Finite time thermodynamic optimization or entropy generation minimization of energy systems[J]. J. Non-Equilibrium Thermodynamics, 1999, 24(4): 327~359.
- [3] 陈文振, 孙丰瑞, 陈林根. 热源间定常态能量转换热机面积特性[J]. 工程热物理学报, 1990, 11(4): 365~368.
- [4] 陈林根, 孙丰瑞, 陈文振. 卡诺热机的最佳利润率与效率间的关系[J]. 热能动力工程, 1991, 6(4): 237~240.
- [5] 孙亦定, 王存诚. 喷气推进系统的用能分析[J]. 推进技术, 1997, 18(4).
- [6] Sahin B, Kodal A and Yavuz H. Efficiency of a Joule-Brayton engine at maximum power density[J]. J. Phys. D: Appl. Phys., 1995, 28(7): 1309~1313.
- [7] Sahin B, Kodal A, Yilmaz T, et al. Maximum power density analysis of an irreversible Joule-Brayton engine[J]. J. Phys. D: Appl. Phys., 1996, 29(6): 1162~1167.
- [8] Medina A, Roco J M M and Hernandez C. Regenerative gas turbines at maximum power density conditions[J]. J. Phys. D: Appl. Phys. 1996, 29(11): 2802~2805.

(编辑: 盛汉泉)

(上接第 138 页)

排气温度的变化有特殊的规律, 在额定和最大状态, 涡轮后排气温度明显增加, 而到了加力状态基本不变。同样, 发动机台架点具有相同的特点, 这都是由发动机本身的调节规律所决定的。此外, 进口气流畸变不仅使发动机的台架性能发生变化, 还会使压气机出口温度场不均匀, 这种不均匀度在燃烧室内将被放大。这会使局部温度过高, 而可能烧坏涡轮导向器叶片。为此, 在使用时必须降低涡轮前的平均温度, 使性能更加下降, 影响飞行。

4 结束语

实验研究获得了飞机进气道对发动机台架性能影响量的大小, 对于正确使用该型双转子涡喷发动机具有重要的现实意义。在地面台架, 装有飞机进气道后已经使推力下降了 19% 左右, 排气温度上升了 5% 左右。当飞机进入高空或作机动飞行时, 畸变度的增加和空气流量的进一步的减少, 将会使排气温度进一步提高, 甚至会危及安全。如果不充分考虑飞机进气道对发动机台架性能的影响, 地面台架点调整不恰

当, 会使发动机超温或者高压转子转速提前限速, 影响使用和飞行。

参考文献:

- [1] Willians D D. Some aspects of inlet/engine compatibility[R]. ICAS paper 72-19.
- [2] 刘大响. 进口流场畸变对发动机性能的影响及其研究方法[J]. 国外航空技术, 1981(1).
- [3] 杨国才. S 形进气道和发动机相容性[J]. 推进技术, 1995, 16(6).
- [4] 陈辅群. 进气道/发动机流场匹配研究[R]. 西安: 西北工业大学, 1982.
- [5] 刘大响. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南技术说明[R]. 北京: 航空工业总公司第三 0 一研究所, 1995.
- [6] 肖为国. 燃气涡轮发动机进口流场畸变评定方法[R]. 北京: 航空航天工业部第三 0 一研究所, 1989.
- [7] 姜正行. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.

(编辑: 盛汉泉)