

文章编号: 1000-8055(2000)04-0423-04

某型涡喷发动机进气总压畸变的试验研究

桑增产¹, 江勇¹, 孔卫东¹, 张百灵¹, 张发启¹, 李军¹, 庄传鑫²

1 空军工程大学 一系, 陕西 西安 710038;
2 中国试飞研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 由可移动插板式畸变发生器产生进气总压畸变流场, 以综合畸变指数评定流场畸变程度, 试验研究了进气总压畸变对某型涡喷发动机气动稳定性的影响。试验确定了发动机的最大(或临界)综合畸变指数和总压畸变敏感系数。

关键词: 航空发动机; 进口流场; 总压畸变; 试验

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 试验设备及试验方法

发动机试车台架为室内悬挂式试车台, 最大推力 15000 kg, 试验发动机为双转子涡喷发动机。发动机前装有可移动插板式畸变发生器, 该畸变发生器由插板箱、插板、等直径管道、步进电机等组成。插板的相对深度 H (即插板插入流道的高度与管道直径之比) 可在 0~60% 之间无级变化。在发动机进口前安装了一个“米”字形测压耙, 每只耙上各有按等环面分布的 5 个动态压力测量点和稳态压力测量点。发动机进口流场压力由一高速并行数据处理系统测量, 该系统稳态通道上限截止频率为 0.25 Hz, 动态通道带通滤波器下限截止频率 0.25 Hz, 上限截止频率可调, 此次试验定为 1000 Hz。各通道并行采样, 每通道采样率 10 千赫, 稳态通道采样压力与动态通道采样压力分别进入并行机。发动机有关常规参数的测量由另一计算机测试系统完成, 发动机的性能参数和其它参数的测量按发动机试车规程进行。

为今后对比分析该发动机与飞机进气道的相容性, 选择了 $n_{1cor} = 96.7\%$, $n_{1cor} = 87.6\%$, $n_{1cor} = 80.7\%$, $n_{1cor} = 73.8\%$ 的试验状态。试验时, 在某一试验状态下, 插板由步进电机驱动, 插入进气流道, 对进气气流产生扰动, 在发动机进口形成总压畸变的流场, 在每一插板位置上稳定 2~3 分钟后

记录所有参数, 逐渐增大插板的深度, 直至发动机不能稳定工作。插板所产生的总压畸变流场如图 1 所示。为监视发动机的不稳定工作状态, 给发动

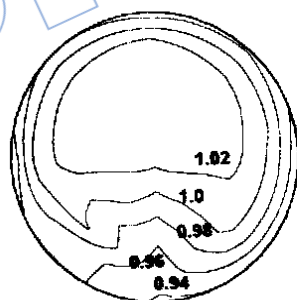


图 1 $n_{1cor} = 87.6\%$ 状态 ($H = 0.28$) 的等压线图谱

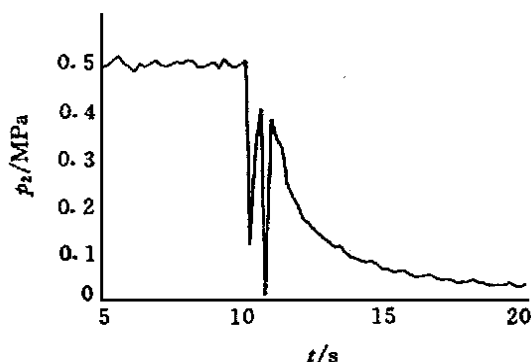


图 2 喘振状态的 p_2 信号 ($n_{1cor} = 96.7\%$)

机保护系统提供输入, 对高压压气机出口压力

收稿日期: 1999-10-15; 修订日期: 1999-12-24

作者简介: 桑增产(1959-), 男, 空军工程大学工程学院发动机教研室高级工程师

(p_2)等参数进行了动态采集并实时显示。图 2 是试验中出现的发动机喘振时的压力信号。

2 综合畸变指数的计算

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。综合畸变指数定义为: $W = \Delta\overline{\alpha} + \epsilon$ 其中: $\Delta\overline{\alpha}$ 是总压的周向不均匀度, ϵ 是(按俄罗斯定义)在进口相对直径 0.9 处沿周向平均的总压脉动强度。由于径向不均匀度的影响是次要的,所以不计入“ W ”之中。

周向不均匀度的定义式为:

$$\Delta\overline{\alpha} = \left[1 - \frac{\alpha_{PAV}}{\alpha_V} \right] \times 100\%$$

其中: $\alpha_{PAV} = p_{LPAV}^*/p_0^*$ 是周向低压区的平均总压恢复系数; $p_{LPAV}^* = \frac{1}{\varphi} \int_H^R p_{RAV}^* (\varphi d\varphi)$ 是周向低压区的平均总压; $\varphi = \varphi_R - \varphi_L$ 是周向低压区的范围; p_0^* 是进气道前未受扰动总压; $\alpha_V = p_{AV}^*/p_0^*$ 是截面平均总压恢复系数; $p_{AV}^* = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} p_{RAV}^* (\varphi d\varphi)$ 是截面的平均总压。

进口截面上总压的脉动强度定义为:

$$\epsilon = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{\sqrt{(\Delta p_i^*)^2}}{p_{AV}^*}$$

其中: $(\Delta p_i^*)^2 = \frac{1}{T} \int_0^T (|p_i^*(t) - p_{TAVi}^*|)^2 dt$

$$p_{TAVi}^* = \frac{1}{T} \int_0^T p_i^*(t) dt$$

是 T 时间内的平均总压; T 为比气流脉动周期长得多的时间间隔,一般 $T = 1 \sim 2$ 秒; N 为测量点的数目。

3 试验结果

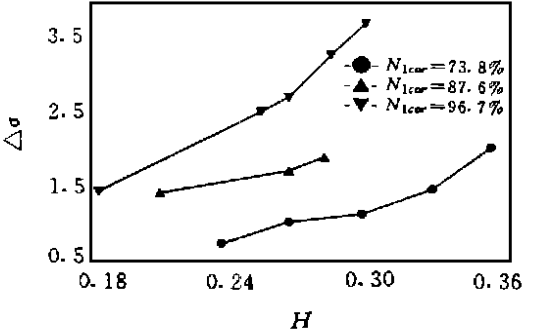
3.1 稳态总压场不均匀度

经试验,该发动机在各试验状态的临界点(即在失速或喘振出现前最近记录的稳定状态)的插板位置 H_{cr} ,周向不均匀度 $\Delta\overline{\alpha}$,周向低压区范围 $\Delta\overline{\varphi}$,径向不均匀度 $\Delta\overline{\rho}$ 的结果如下表。

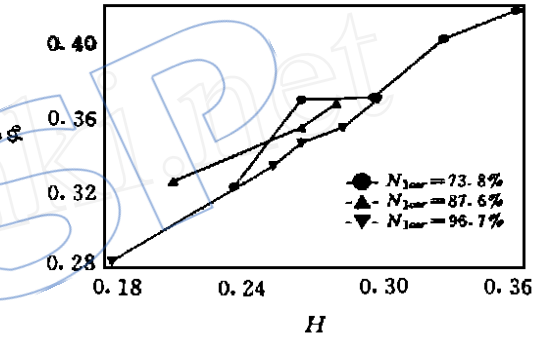
表 1 稳态总压场不均匀度

序号	$n_{1cor}/(\%)$	H_{cr}	$\Delta\overline{\alpha}$	$\overline{\varphi}$	$\Delta\overline{\rho}$
1	73.8	0.350	2.036	0.416	1.087
2	80.7	0.348			
3	87.6	0.280	1.903	0.367	1.310
4	96.7	0.298	3.682	0.370	2.038

稳态总压场的周向不均匀度、低压区范围在各状态下随插板深度的变化如图 3 所示。由图可知,随着插板深度的增大,周向不均匀度 $\Delta\overline{\alpha}$ 、周向低压区范围 $\overline{\varphi}$ 都是增加的。发动机转速对不均



(a) 周向不均匀度



(b) 低压区范围

图 3 总压场不均匀性随插板深度的变化

匀性指数的影响很明显,转速增大也使得其增大,但周向低压区范围 $\overline{\varphi}$ 的变化并不明显,几乎可以将 $\overline{\varphi}$ 只看作是插板深度的函数,且基本上成线性正比关系,这说明低压区的范围主要是取决于插板的位置。

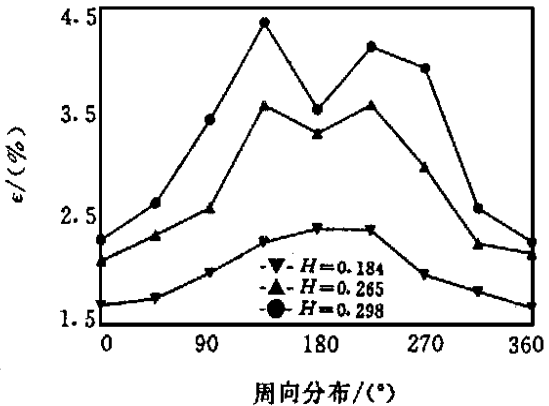


图 4 总压紊流度的周向分布($n_{1cor} = 96.7\%$)

3 2 动态总压测量结果

总压脉动紊流度 ϵ 在周向的分布情形如图 4 所示, 分析该图可知, ϵ 以低压区中心正下方 (180°) 为对称点, 呈对称性分布。当插板深度增大时, 对气流的影响作用增强, 气流的脉动加剧, 可看到所有测点的紊流度都增大, 而且同样是低压区的紊流度较大, 但低压区中心较低, 而插板的交接部区域的气流流动更为复杂, 因而紊流度加大。

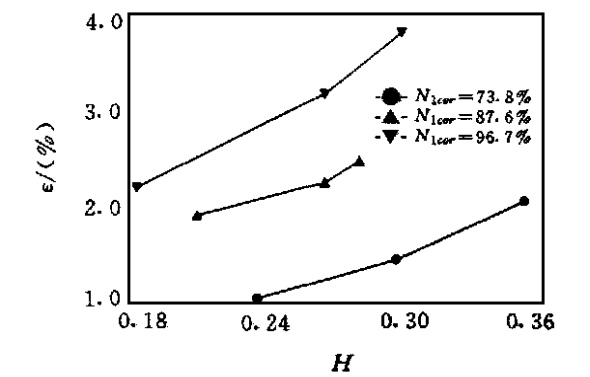


图 5 平均紊流度随插板深度的变化

周向平均紊流度随着插板深度的变化示于图 5 中, 其基本规律是平均紊流度随着插板深度的增加而增大, 而且是 H 越大, 平均紊流度的增加幅度也越大。在同样的插板位置的情况下, 发动机转速增高, 平均紊流度也随着增大。

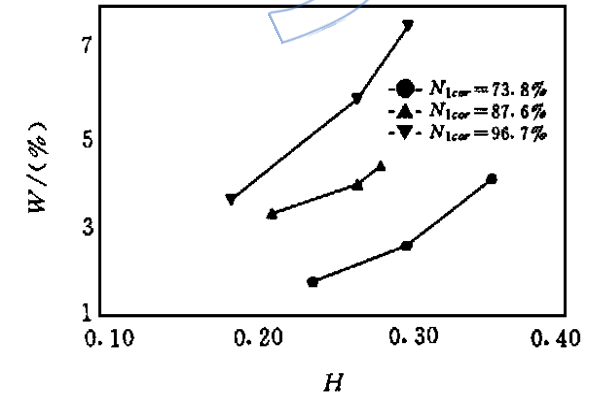


图 6 W 随插板深度的变化

3 3 综合畸变指数 W

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如图 6 所示, 可见, 插板深度越大, 发动机进口的综合畸变指数也越高。

发动机在各状态下的临界点的畸变参数 σ , $\Delta\overline{\alpha_0}$, $\Delta\overline{\alpha_p}$, ϵ , W_{cr} 等综合列于下表中。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如图 7 所示。可见, 该发动机在中低转速范围对进气压力畸变的承受能力是比较弱的, 最低的容进气压力畸变能力可能发生于 $n_{1cor} = 80\%$ 左右, 最低的最大综合畸变指数约为 3.6% 。

3 4 发动机的压力畸变敏感系数

发动机的压力畸变敏感系数反映了发动机的压气机稳定工作裕度对进气压力畸变的敏感程度, 定义为 $\alpha_w = \Delta SM / W_{cr}$; 其中, ΔSM 为均匀流场下同一转速的压气机稳定工作裕度。发动机压力畸变敏感系数随发动机转速的变化如图 7。

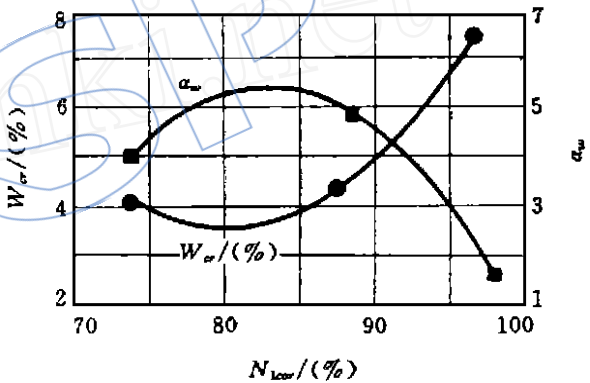


图 7 最大综合畸变指数和压力畸变敏感系数随转速的变化

利用试验得出的发动机的压力畸变敏感系数, 可以在进行稳定性评定时估算压力畸变流场对压气机稳定工作裕度的影响程度, 是一项重要的评定指标。但值得注意的是, 若要在应用时能准确地计算任一综合畸变指数 W 对压气机稳定工作裕度的影响量, 还必须要求得出敏感系数与综合畸变指数 (指在小于最大综合畸变指数的范围内) 的准确关系, 这将是值得深入研究的问题。

表 2 试验结果

n_{1cor}	H_{cr}	σ	$\Delta\overline{\alpha_0}$	$\Delta\overline{\alpha_p}$	ϵ	W_{cr}	$\Delta\overline{\alpha_0}/\epsilon$
73.8%	0.351	0.967	2.036	1.087	2.05	4.086	0.993
87.6%	0.280	0.960	1.903	1.314	2.24	4.375	0.770
96.7%	0.298	0.940	3.682	2.079	3.80	7.482	0.969

参考文献

- [1] 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[S]. 航空工业总公司第三〇一研究所, 1995

- [2] 刘大响, 叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南
[J]. 燃气涡轮与试验研究, 1994, (3):

(责任编辑 王震华)

Experimental Study on the Inlet Total Pressure Distortion of a Turbojet Engine

CAN G Zeng-chan¹, JIAN G Yong¹, KON G Weidong¹, ZHAN G Bai-ling¹

ZHAN G Fa-qi¹, LI Jun¹, ZHUAN G Chuan-xin²

{ 1. 1st Dept Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. China Flying Test Institute, Xi'an 710049, China }

Abstract: The inlet total pressure distortion tests were completed on a dual-spool turbojet engine. A distortion generator with a sliding board generated the distorted flow field. A multiple distortion index "W" equal to the sum of circumferential uneven degree and the turbulence of total pressure was employed to measure the inlet flow distortion. The engine was tested at four rotor speeds, 96.7%, 87.6%, 80.7% and 73.8%. The maximum value of multiple distortion index and the sensibility coefficients of the total pressure distortion of the tested engine were determined.

Key words: aircraft engines; inlet flow field; total pressure distortion; experiments

· 简讯 ·

21 世纪航空动力发展研讨会在北京召开

中国航空学会 21 世纪航空动力发展研讨会于 2000 年 9 月 20~22 日在北京举行。解放军总装备部、国防科工委、航空工业第一、二集团的领导同志和来自 606 所、608 所、614 所、624 所、011 基地二所、中科院工物所、空八所、海航、航天四院、420 厂、哈工大、空工大、西工大、南航、北航的代表出席了会议。解放军总装备部科技委张耀副秘书长、航空二集团梁振河副总经理、航空一集团科技发展部副部长张健研究员、中国航空学会吴松副秘书长、海航后装部范文正主任、北航费斌军副校长等先后讲话。刘大响、徐建中和陈矛章 3 位院士也参加了会议并作了重要报告。

本届学术会议共收到论文 51 篇, 45 篇收入会议论文集, 会议报告了 35 篇。内容涵盖发动机气动热力学、结构强度、叶轮机、燃烧、传热、控制、材料、工艺、试验技术及人才培养等各个方面。代表们相互切磋, 认真讨论, 对处在世纪之交的航空发动机关键技术和重要学术领域的发展交流了各自的研究成果和体会。与会代表十分中肯而深刻地分析和总结了我国发动机发展所走过的曲折道路和目前所面临的问题, 并呼吁一定要抓住现在的机遇, 加强基础性和应用性研究, 打好技术基础, 争取在 21 世纪之初, 中国的航空发动机在扭转落后局面上有一个重要转折, 开始走上高速发展的道路。特别值得一提的是, 国防科工委张洪飏副主任、叶金福司长出席了动力分会委员会扩大会议。在听取会议代表发言后作了总结性发言, 表达了国防科工委对航空动力发展的支持与重视, 带来了国家将在“十五”期间进一步重视航空发动机发展的讯息, 他们的讲话给与会代表极大鼓舞。会议达到了预期目的, 获得圆满成功。

会议上发表的优秀论文将在本学报上发表。