

双转子涡喷发动机容畸变能力的试验研究

黎阳机械公司 吴岳庚 运启生 葛国璜

【摘要】 本文介绍了某型双转子涡喷发动机在地面试车台上进行的进口流场压力畸变试验。重点分析了进口周向压力畸变和径向压力畸变对某型双转子涡喷发动机性能及可靠性的影响，为发动机/进气道的匹配提供试验依据。

一、前 言

本试验是为了研究某型双转子涡喷发动机的容畸变能力。利用不同角度的周向畸变网格和轮毂、叶尖径向畸变网格模拟各种典型畸变流场，研究其压气机稳定工作裕度的变化。试验中采取了向燃烧室喷水 and 按比例缩小涡轮导向器与尾喷口面积的方法，诱发压气机喘振，以测取均匀流场和各种畸变流场下压气机的稳定工作边界。通过试验测定了该发动机的临界畸变角、确定了适合该发动机的部分敏感系数，并在此基础上分析了对发动机性能及可靠性影响，这对增强发动机的容畸变能力和改善发动机/进气道的匹配关系都是十分有益的。

二、畸变模拟装置及测量系统

试验采用某型双转子涡喷发动机，预先对涡轮导向器按预定比例缩小，发动机机匣增开了水喷嘴和测量用的安装孔座。试验在带有双扭线进气道和压力畸变模拟装置的地面试车台上进行。离发动机进口前 670mm 处装有机匣可旋转的金属支撑网架，畸变扰流网复盖于此支撑架上。旋转机匣通过可控步进电机带动。旋转网前和网后，设置有总、静压测量截面。发动机稳动态测点布局如图 1 所示。

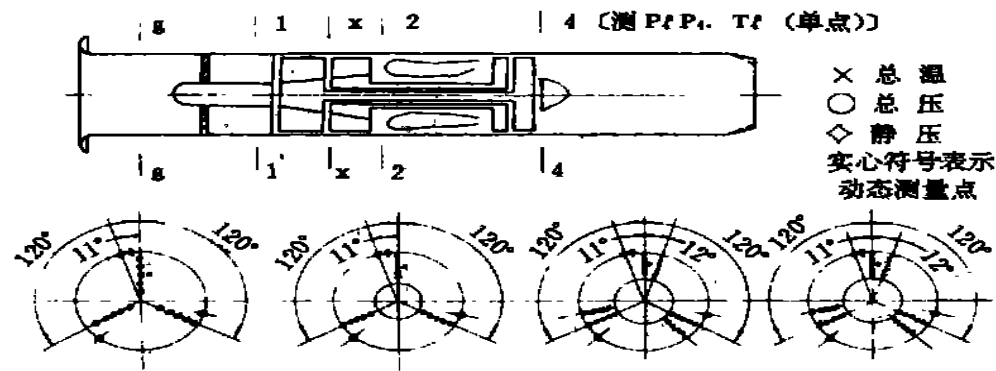


图 1 各截面感头布局示意图

在发动机进口网格前 $g-g$ 截面、网格后 1 级压气机叶片前缘 250mm 处即 1-1 截面、高低压压气机之间 $x-x$ 截面和高压压气机出口 2-2 截面，均在对应的周向位置装有按等环面分布的梳状稳态总压探针。在 $x-x$ 、2-2 截面还分别装有三支五点总温探针、供测取稳态流场用。

在诱使发动机喘振时，为防止稳态梳状探针折断而损坏发动机，故用单点探针代替。总静压单点探针联用了高响应的固态压力传感器，压力探针出口接一个三通管，其一端接固态压力传感器，另一端通过传输管路接往稳态压力传感器，做为动态压力的校准基值。

试验时，首先录取均匀流场，“准”均匀流场低压压气机换算转速 $\bar{n}_1=91\%$ 和 $\bar{n}_1=100.5\%$ 两状态下的性能参数，然后装上不同的周向和径向畸变网格，分别录取 $\bar{n}_1=91\%$ 和 $\bar{n}_1=100.5\%$ 两状态下进口畸变流场参数。畸变网格是可旋转的，每旋转 15 录取一次参数。所选用的畸变网格为 6 目和 12 目，其有效面积（即开孔度）分别为 70.56% 和 60.9%。畸变网格类型及使用状态列于（表 1）。全部试验至喘点。

表 1 畸变网格类型及使用状态

序 号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
畸变范围	“准”均匀流场	120°	180°	90°	60°	45°	叶尖径向	叶尖径向	轮毂径向	轮毂径向
扰动面积比%	0	0.344	0.5	0.25	0.167	0.125	0.2	0.2	0.2	0.2
状态 $\bar{n}_1\%$	91	91	91	91	91	91	100.5	100.5	100.5	100.5
	100.5	100.5	100.5	100.5	100.5	100.5				
网格目数	1	6	6	6	6	6	6	12	6	12
	1	6	6	6	6	6				
网格压降 p_{1min}^*/p_g^*	0.8998	0.8145	0.8145	0.8145	0.8145	0.8145	0.7853	0.6796	0.7853	0.6796
	0.8560	0.7853	0.7853	0.7853	0.7853	0.7853				

三、试验结果与分析

1. 畸变指数 根据试验中测点的布局，对发动机在 $\bar{n}_1=90\%$ 和 $\bar{n}_1=100.5\%$ 状态下，通过不同畸变流场的试验，测定各畸变指数并给出了相应的进口流场压力畸变谱图。畸变指数的选择既考虑了沿叶展的分布，又考虑了沿周向的变化。通过自行设计了一套数据处理程序^[1,2]，获得了较为满意的结果（表 2）。

2. 临界畸变角 θ_{kp} 临界畸变角是表征发动机容畸变能力的重要指标。 θ_{kp} 越大，说明发动机对进气畸变越不敏感，容畸变能力越强。试验结果表明，该发动机在 $\bar{n}_1=100.5\%$ 转速下，临界畸变角 $\theta_p=120^\circ$ 在 $\bar{n}_1=91\%$ 转速下， θ_p 略大于 120° 。说明在不同状态下，发动机的临界畸变角是不相同的，随着发动机转速的增加，其临界畸变角有变小的趋势。“准”均匀流场和畸变流场的喘振压比 $\pi_{1,喘}^*/\pi_{1,准}^*$ 同临界畸变角 θ_{kp} 关系见图 2。

3. 畸变敏感系数 利用飞机进气道出口流场畸变谱图可计算发动机的敏感系数。计

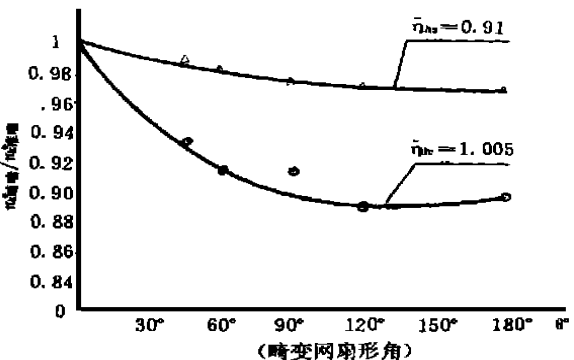


图 2 临界畸变角

算周向畸变敏感系数的分析模型如下：

表 2 畸变指数

畸变类型		6 目 120 ° 周向畸变	20% 叶尖径向畸变		20% 轮毂径向畸变	
畸变指数	$\bar{n}_1$ (%)		6 目	12 目	6 目	12 目
D_1	91	0. 1070	0. 1397	0. 1242	0. 1025	0. 1427
	100. 5	0. 1475	0. 1764	0. 1796	0. 1253	0. 1775
D_2	91	0. 1125	0. 1474	0. 1337	0. 1074	0. 1526
	100. 5	0. 1580	0. 1900	0. 1943	0. 1318	0. 1916
D	91	0. 0616	0. 0922	0. 0573	0. 0554	0. 0828
	100. 5	0. 0869	0. 1127	0. 1121	0. 0803	0. 1119
$K D_2$	91	825. 6212	256. 9130	245. 0232	288. 5189	208. 0311
	100. 5	1107. 0960	280. 1839	294. 0293	373. 3364	336. 9659
$K \theta$	91	0. 4864	0. 0795	0. 0112	0. 1181	0. 1224
	100. 5	0. 4899	0. 0645	0. 0604	0. 0921	0. 0823
IDC_{max}	91	0. 0583	0. 0294	0. 0112	0. 0155	0. 0132
	100. 5	0. 0823	0. 0272	0. 0177	0. 0234	0. 0243
IDR_{max}	91	0. 0017	0. 0670	0. 0541	0. 0322	0. 0804
	100. 5	0. 0062	0. 0678	0. 0972	0. 0679	0. 1081

$$K_c = \frac{\Delta PRS_c}{\left[\sum_{i=1}^5 a_i \left(\frac{\Delta p_c}{p} \right)_i \left(\frac{\theta}{180} \right) \left(\frac{1}{MPR_i} \right) \times 100\% \right]}$$

(1)

式中： K_c 是平均周向敏感系数^[3]， ΔPRS_c 是相对于“准”均匀流场的畸流场下的喘振压比损失。按试验数据计算得： $\Delta PRS_c = \left(1 - \pi_{\text{喘}}^* / \pi_{\text{准}}^* \right) \times 100\%$ ， a_i 是环面积加权系数， $(\Delta p_c / p)_i$ 是某特定环面上的畸变强度； θ 是某特定环中低于平均总压的最大压力下降的周向范围（度）。 MPR_i 是畸变网多块系数。

不同周向畸变流场下的周向敏感系数列于表 3。

表 3 不同周向畸变流场下的周向敏感系数

θ°		60 °		90 °		120 °		180 °	
敏感系数		K_c	K_c'	K_c	K_c'	K_c	K_c'	K_c	K_c'
$n_1\%$	91	0. 5144	0. 3429	0. 7300	0. 4867	0. 7309	0. 4873	0. 7475	0. 5762
	100. 5	0. 6914	0. 4909	0. 6459	0. 4306	1. 0281	0. 6854	0. 8614	0. 5762

表中 K_c' 是 (1) 式中 $(\theta / 180)$ 用 $(\theta' / 120)$ 替换后求出的值。求 K_c' 时，代入了发动机的临界畸变角 $\theta_p = 120^\circ$ 。

由方程 (1) 和表 3 看出，敏感系数 K_c 越小，喘振压比损失 PRS_c 越小，说明当发动机的稳定工作裕度一定，在同样畸变条件下，其稳定工作裕度损失越小。当周向畸变角等于 120°

时, 在 $\bar{n}_1 = 100.5\%$ 状态下, 其敏感系数最大。显然在临界畸变角范围以内, 随着畸变范围的增大, 发动机喘振压比损失也随着增大。超过临界畸变区域以后, 发动机对畸变的敏感性反而不大了。

4. 进气畸变对发动机性能的影响

(1) 周向畸变对发动机稳定工作裕度的影响 试验数据表明, 随着周向畸变角 θ 增加, 稳定工作裕度明显下降, 即稳定工作裕度损失 ΔSM_c 明显增大。但当 $\theta > \theta_p$ 后, 其 ΔSM_c 趋于常数, (见图 3)。

数据分析可知, 由于进口流场畸变, 一方面使发动机共同工作点向左上方移动。另一方面使稳定工作边界向右下方移动, 从而使稳定工作裕度降低。

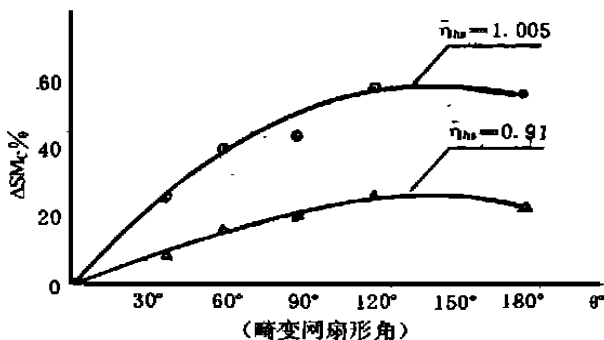


图 3 改变周向扰流扇形角对喘振裕度的影响

(2) 径向畸变对发动机稳定工作裕度的影响 表 4 列出了各类径向畸变流场的稳定工作裕度 ΔK_y 和稳定工作裕度损失 ΔSM_R 。均匀进口流场在 $\bar{n}_1 = 100.5\%$ 状态下, $\Delta K_y = 21.23\%$ 。

表 4 各类径向畸变流场的 ΔK_y 和 ΔSM_R 值 ($\bar{n}_1 = 100.5\%$)

参数	20% 叶尖径向畸变		20% 轮毂径向畸变	
	6 目网格	12 目网格	6 目网格	12 目网格
$\Delta K_y / \%$	27	25.27	15.8	14.57
$\Delta SM_R / \%$	-27.31	-19.03	25.58	31.37

从表 4 发现叶尖径向畸变其稳定工作裕度不仅没有减小, 反而增大了 19~27%。这主要是在该双转子涡喷发动机中, 1 级压气机工作叶片采用了机匣处理, 从而较显著地扩大了压气机的工作范围和叶尖的裕度。至于轮毂径向畸变, 较同样扰动面积和同样畸变强度下的周向畸变对压气机稳定工作裕度的影响要小。

(3) 进口压力畸变对发动机流量的影响 在给定转速下, 由于进口压力畸变, 使发动机进口平均总压下降, 从而减少了发动机的空气流量, 导致发动机推力下降。表 5 分别给出了相对于“准”均匀流场的各种周向和径向畸变流场的流量损失 $\Delta G_{B.hs}$ 。

表 5

参数	$\bar{n}_1$	20% 叶尖径向畸变		20% 轮毂径向畸变		周向畸变 (6 目)			
		6 目	12 目	6 目	12 目	60°	90°	120°	180°
$\Delta G_{B.hs}$	100.5	8.13	8.32	7.82	10.26	6.14	6.63	7.55	8.85

发动机进口畸变流场的流量损失采用下式计算:

$$\Delta G_{B.hs} = \left[1 - G_{B.hs}(\text{畸变流场}) / G_{B.hs}(\text{“准”均匀流场}) \right] \times 100\%$$

随着畸变范围扩大, 发动机流量损失增大。对于同一工况, 同一畸变范围情况下, 其网格密度增加, 即畸变强度加大, 其流量损失也加大。对径向畸变而言, 随着畸变强度加大, 其

轮毂畸变比叶尖畸变的流量损失增加得快, 即在同一工况下, 同样的畸变范围, 轮毂径向畸变比叶尖径向畸变对流量影响更大。

在给定转速下, 进口畸变流场导致发动机进口平均总压的下降, 不仅使空气流量减小, 同时由于进入压气机气流攻角增大, 造成叶片上的分离区扩大, 从而使压气机的效率降低。通过试验测取了 $\bar{\eta}_1 = 91\%$ 状态下, “准”均匀流场和 45° 、 60° 、 90° 周向畸变的总温效率。从图 4 曲线可见, 随着畸变范围的增大, 压气机的效率明显降低, 其效率损失 $\Delta\eta_k$ 近似于成线性增长。

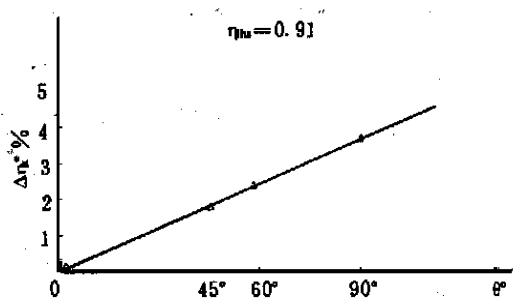


图 4 效率损失曲线

四、结 论

1. 进行发动机进口畸变流场试验研究的中心问题, 是采用何种措施诱发发动机喘振, 本次试验利用喷水诱喘, 平稳准确地测定各种畸变流场的喘点。试验技术是可靠的, 并为诸如稳、动态压力畸变和温度畸变试验研究、确定发动机的各种畸变敏感系数, 提供了切实可行的方法。

2. 在双转子涡喷发动机上测定的临界畸变角, 与部件试验台测定的低压压气机的临界畸变角基本相同。不过在发动机上试验的点比部件试验得出的点更集中, 更符合规律。不同工况下, 临界畸变角不完全相同, 随着转速的增加, 临界畸变角有减小的趋势。

3. 进气压力畸变使发动机稳定工作裕度下降, 且随着畸变强度和畸变范围的增加而增大, 径向畸变比有相当面积和相当畸变强度的周向畸变所引起的喘振压比损失要小。

4. 低压 1 级压气机采用机匣处理, 显著地改善了叶尖径向畸变时的稳定工作裕度。

5. 畸变对发动机的流量和压气机的效率都有明显的影响, 周向畸变的影响更大些。

6. 发动机喘振时出现的垂激波可将畸变网格击破, 从网格 (迎气流) 背面粘有燃气烟迹的痕迹可以断定, 喘振时有气流倒流, 同时有火球从进口喷出。

7. 畸变沿压气机各级往后是逐渐衰减的, 到整个压气机出口截面, 其气流趋于均匀。

参 考 文 献

- [1] “加力涡扇发动机在进口流场有畸变和无畸变的性能及喘振边界”, NASA TMX-1947, 西北工业大学译。
- [2] “Fortran Program to Generate Engine Inlet Flow Contour Maps and Distortion Parameters”, NASA, IMX-2967.
- [3] “Inlet Total-Pressure-Distortion Considerations For Gas-Turbine Engines”, AIR 1419, May, 1983.

THE GOVERNING EQUATIONS AND TURBULENCE MODELS OF COMPRESSIBLE TURBULENT FLOW IN A ROTATING FRAME

Hua Yaonan (*Academia Energetics R & D Center*)

ABSTRACT

The governing of equations compressible turbulent flow in the rotating frame are established by the aid of the mass weighted average method. The transport equations for the turbulent stresses, the turbulent kinetic energy and the dissipation rates are derived from the obtained equations. The form of these equations set up in a rotating frame is different from that in an ordinary inertia reference system. The rotating effects caused by Coriolis and the centrifugal forces result in the appearance of the additional items in these equations. They may not be ignored in solving the Navier-Stokes equations and studying the turbulence models. Five turbulent models and their mathematical expressions are considered, and their revised forms taking account of the rotating effects are discussed.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON DISTORTION TOLERANCE CAPACITY OF A TWIN-SPOOL TURBOJET

Wu Yuegeng, Yun Qisheng, Ge Guohuang

(*Li Yang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

The inlet pressure distortion experiments of a twin-spool turbojet were completed at the ground test-rig. Under a variety of conditions of the inlet circumferential and radial pressure distortion, the distorting flow field, distorting index, critical distorting angle and sensitivity have been measured separately by the steady and dynamic measuring systems. Meanwhile, the emphasis was placed on analysing the effect of inlet circumferential and radial pressure distortions on the performance and reliability of the twin-spool turbojet, the results of the analysis provide the experimental basis for matching between the engine and its intake.

ROTATING STALL AND SURGE IN AXIAL FLOW COMPRESSOR

Tang Diyi, Guo Jie, Li Lijun, Qiao Weiyang

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

Supported by the funds of the national natural science, we have tested and measured the instability behavior of compressors in detail with hot-wire, hot-film probes and transient pressure 3-hole probes on single rotor, single stage and multi-stage compressors respectively. After analyzing signals with the power spectra and correlation analysis, it is found that there are two kinds of disturbances—peripheric oscillation and axial oscillation in the flow. On the basis of this fact, we propose the concept that the flow separation from airfoils results in peripheric oscillation and axial oscillation simultaneously, and provide a new model to describe the flow destabilizing mechanism.

For the stability problem of multistage axial flow compressors, it is of practical value to investigate its stability limits, inclusive of the rotating stall margin. The preliminary results of this investigation show that the stability limit in the high speed region is equivalent to a surge line, that the stability limit in the middle speed region is indeed a stall line, and that the stability limit in the low speed region has two branches, one is the stall line of the whole compressor, the other is the rotating stall inception margin of the first stage. Both are of the same importance from the viewpoint of engine safety. Finally the mathematical methods for predicting the stability limits are discussed.