

二 院



目 录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	周正贵 吴国钊 马若龙	副高 正高 中级	021 021 021	压气机通道端壁附面层叶片载荷分布研究	航空动力学报	011603	H
2	胡 骏	正高	021	进气畸变对轴流压气机性能影响实验研究	航空动力学报	011602	H
3	胡 骏	正高	021	先进航空发动机总体性能计算分析软件	航空发动机数值仿真战略研讨会	2001	
4	李 博 梁德旺	初级 正高	021 021	混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟	中国航空学会第八届推进系统气动热力学学术会议	2001	
5	王国庆 梁德旺	博士 正高	021 021	数值模拟二维喷管激波/湍流附面层干扰流动	航空动力学报	011601	H
6	钟易成 余少志 陈 晓		021 021 021	低速来流大攻角大侧滑角状态下尖脊进气道气动特性试验研究	航空动力学报	011601	H
7	钟易成		021	对我院非主机专业流体力学教学的几点思考	江苏航空	010004	
8	韩 东 郭荣伟 万大为	中级 正高	021 021 021	Characteristics of flow in a partially dynamic Helicopter inlet	南京航空航天大学学报(英文版)	011802	J
9	韩 东 郭荣伟 万大为	中级 正高	021 021 021	一种带前输出轴的直升机进气道性能试验研究	工程热物理学报	012206	H
10	韩 东	中级	021	集散式物料发放计量系统的数据采集与网络通讯	计算机自动测量与控制	010904	J
11	韩 东 郭荣伟	中级 正高	021 021	带前输出轴直升机进气道侧滑特性	航空动力学报	011602	H
12	徐惊雷	博士后	021	Numerical study of turbulent impinging jet with refined K-E model	Journal of Hydrodynamics	011204	J
13	徐惊雷 张坤元	博士后 正高	021 021	侧压式高超声速进气道及等直隔离段三维内流场的数值分析	弹用吸气式发动机技术交流会	2001	
14	徐惊雷 张坤元	博士后 正高	021 021	唇口位置对侧压式高超声速进气道及等直隔离段三维内流场影响的数值分析	弹用吸气式发动机技术交流会	2001	
15	徐惊雷 张坤元 杨进军	博士后 正高 硕士	021 021 021	应用 FLUENT 软件模拟高超音速流动	江苏(苏鲁皖)航空航天学会动力装置专业委员会会议	2001	
16	徐惊雷	博士后	021	Effect of wall function in numerical study on turbulent impinging jet	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	011801	J
17	徐惊雷 徐 忠 张坤元	博士后 外聘 正高	021 021 021	雷诺数对半封闭紊流冲击射流流场影响的实验研究	南京航空航天大学学报	013302	J
18	杨进军 张坤元 徐 辉	硕士 正高 中级	021 021 021	双模态冲压发动机高超进气道的实验研究	推进技术	012206	J

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
19	张坤元 张荣学 徐辉	正高 副高 中级	021 021 021	非对称大膨胀化喷管研究	推进技术	012205	J
20	张坤元 杨进军 徐辉	正高 硕士 中级	021 021 021	带隔离段的高超侧压式进气道研究	航空学会分会火箭发动机专业委员会等9个委员会联合会议	2001	
21	罗贵火 卜继兴	硕士 副高	021 021	CFM56-3 发动机 MEC 可靠性分析	南京航空航天大学学报	013301	J
22	宋迎东	副高	021	“航空发动机构造”教学方法初探	南京航空航天大学学报(社会科学版)	0103 增刊	
23	宋迎东 张勇 温卫东	副高 副高 正高	021 外单位 021	多参数载荷组合的概率分布研究	航空动力学报	011604	H
24	陈杰	博士后	021	考虑层间接触变形时叠层梁层间接触压力分析	力学与实践	012304	H
25	陈杰	博士后	021	轧机辊间压力与压扁之间线性关系的解析研究	钢铁研究	010003	J
26	漆文凯 徐志怀 卢振球	中级 正高 副高	021 021 021	叶片振动疲劳试验中的机电耦合闭环控制技术研究	理化检验《物理分册》	013704	H
27	齐红宇 温卫东	博士 正高	021 021	航空发动机复合材料机匣屈曲特性的有限元分析	航空动力学报	011604	H
28	齐红宇 温卫东	博士 正高	021 021	现代纤维增强复合材料疲劳理论进展	材料导报	011501	H
29	齐红宇 温卫东	博士 正高	021 021	先进纤维增强复合材料疲劳寿命的预测	纤维复合材料	011802	
30	邱浩 温卫东 梁大开	博士 正高 正高	021 021 013	一种用于复合材料固化监测的传感器的研究	光纤与电缆及其应用技术	000006	J
31	马海全 温卫东 崔海涛	博士 正高 副高	021 021 021	面向对象的随机有限元程序设计	计算机工程与应用	013716	J
32	马海全 温卫东	博士 正高	021 021	含连续离散变量结构优化的神经网络与变尺度模拟退火方法	南京航空航天大学学报	013303	J
33	张天宏 左洪福	副高 正高	021 071	民航发动机远程故障诊断若干关键技术研究	4 th 全国交通运输领域青年学术会议	2001	
34	张天宏	副高	021	NI 若干技术在设备远程故障诊断中的应用	仪表技术	010005	
35	张天宏 黄向华	副高 副高	021 021	经济实用的小型动力装置试验台测试系统	测控技术	012006	J
36	张天宏 左洪福 黄向华	副高 正高 副高	021 071 021	基于 AduC812 和 Webchip/PS2000 的远程数据采集终端	单片机与输入式系统应用	010003	
37	张天宏 黄向华	副高 副高	021 021	航空小型动力装置试验台测试系统	航空动力学报	011602	H
38	孙健国	正高	021	面向 21 世纪航空动力控制展望	航空动力学报	011602	H
39	冯卫平 孙健国	博士 正高	外校 021	航空发动机小偏差状态变量模型的建立方法	推进技术	012201	J*
40	冯卫平 孙健国	博士 正高	外校 021	航空发动机的低阶 ZP/LTR 控制	南京航空航天大学学报	013302	J*

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
41	徐亮 黄金泉	硕士 正高	021 021	适用于全包线的航空发动机BP网络模型的动态辨识	南京航空航天大学学报	013304	J
42	黄金泉 徐亮	正高 硕士	021 021	Neural network smith predictive control for telerobots with time delay	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	011801	J
43	叶志锋 孙健国	副高 正高	021 021	Simulation investigation of aeroengine fault diagnosis with neural networks	Transactions of Nanjing University of Aero. & Astro.	011802	J
44	叶志锋 孙健国	副高 正高	021 021	BPNN 与 PNN 在发动机故障诊断中的性能比较	动力与控制	010002	
45	叶志锋 吉洪湖	副高 正高	021 021	俄罗斯航空高等教育一瞥	航空科学与技术	010003	
46	巢益强 叶志锋 吉洪湖	硕士 副高 正高	021 021 021	发动机涡轮叶尖间隙主动控制	动力与控制	010004	
47	韩启祥 王家骅	中级 正高	023 023	沙丘驻涡蒸发式稳定器低压性能的试验研究	推进技术	012201	J
48	赵坚行 张亿力 陈小雄	正高 本科 本科	023 023 023	燃烧室火焰筒壁温计算	(苏鲁皖)航空航天学会动力装置专业会议	2001	
49	赵坚行 雷雨冰 周峰轮	正高 博士 硕士	023 023 023	环形燃烧室性能计算	中国工程热物理学会第十届年会	2001	
50	谭辉平 赵坚行	硕士 正高	023 023	煤粉锅炉旋流燃烧器的气动热力性能数值分析	南京航空航天大学学报	013301	J
51	赵坚行 周琳	正高 硕士	023 023	数值分析带二次流跨音速尾喷管流场	工程热物理学报	0122 增刊	H
52	赵坚行 周琳	正高 硕士	023 023	尾喷管内外超声速流数值模拟	推进技术	012204	J
53	雷雨冰 胡好生 赵坚行	博士 硕士 正高	023 023 023	环形回流燃烧室两相反应流场数值研究	航空动力学报	011604	H
54	王锁芳 李立国	副高 正高	023 023	带有双层壁扩压器的波瓣喷管混合流场的数值计算	航空学报	012206	H
55	张勃 王锁芳 高潮	硕士 副高 副高	023 023 023	一种应用于旋转部件温度测试的无线传送和接收系统	江苏航空航天学会动力装置专业委员会学术交流会	2001	
56	何小民 谈浩元	中级 正高	023 023	短突扩压器与火焰筒匹配试验研究	航空动力学报	011602	H
57	张净玉 常海萍	硕士 正高	023 023	冲击粗糙壁面复合冷却实验研究	航空动力学报	011604	H
58	杨旭 夏焕明 刘德彰	硕士 硕士 正高	023 023 023	超音尾喷流流场的自动测试系统	南京航空航天大学学报	013303	J

文章编号: 1000-8055(2001)03-0256-07

压气机通道端壁附面层区叶片载荷分布研究

周正贵, 吴国钊, 马若龙

(南京航空航天大学 动力工程系, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了探索叶片载荷分布对端壁附面层区流动的影响, 设计出3套平面叶栅, 叶片载荷分别趋前、居中和靠后。对于低速流动, 采用实验和三维 Navier-Stokes 方程方法对叶片表面、叶栅出口流场进行了研究。研究表明: 叶片载荷靠后叶片(No. 3)性能较叶片载荷趋前(No. 1)和居中(No. 2)叶片差; No. 2叶片与No. 1叶片比较, 出口损失小, 但落后角较大, 扩压能力较小; 在进口端壁附面层一定时, 叶片前缘附近的端壁附面层区叶片力亏损变化与叶片力变化呈正相关; 端壁面与叶片吸力面之间构成的角区内角涡, 没有造成靠近后缘端壁附面层区吸力面静压明显下降。

关键词: 端壁附面层; 压气机叶片; 平面叶栅; 流场
中图分类号: V231.3; **文献标识码:** A

1 引言

在压气机叶片通道内, 端壁附面层内的二次损失(通道涡, 角涡, 分离等)以及端壁面的摩擦损失, 使得此区域为高损失区。因而改善端壁区流动可有效提高压气机效率。对端壁区内叶型的改进是改善端区流动的可能途径之一, 目前国内外在端弯, 前掠等叶型改进方面做了大量研究工作, 如文献[1~3]。本文尝试改变叶型中弧线弯度沿弦向分布以改变叶片载荷分布, 改善端区流动。

2 实验模型设备和测量手段

在来流条件和叶型厚度分布一定的情况下, 叶片载荷沿叶弦方向分布取决于叶型中弧线的弯度分布。设计出3套叶栅, 中弧线最大挠度在叶弦上所处的位置分别靠近前缘、居中和靠近后缘。这样所构造的叶片前部、中间和后部压力面与吸力面压差(即叶片载荷或叶片力)较大, 图1~图3的实验结果也验证了这一点。3种叶型采用相同的厚度分布和中弧线最大挠度数值, 以确保结果的可比较性。叶型中弧线由多圆弧加三次多项式方法生成; 叶型厚度分布由二维反问题叶型优化

设计程序给出, 详见文献[5]。3套叶栅叶片的叶型中弧线具体参数见表1, 表1中百分数为与弦长比。

表1 3种叶型中弧线参数表

叶栅 编号	最大挠度点距 前缘距离/(%)	最大 挠度	前缘角 (°)	后缘角 (°)
No. 1	35	8.6	20	10
No. 2	50	8.6	15	15
No. 3	60	8.6	10	20

每套叶栅由7个叶片组成。叶片弦长150 mm, 叶栅稠度1.60; 展弦比1.03。叶栅进口 Ma 数为0.07, 雷诺数为 2.64×10^5 。进口气流角为 37.7° (与轴向夹角), 攻角为 0° 。叶栅进口截面端壁附面层位移厚度为1.94 mm, 动量损失厚度为1.62 mm, 形状因子为1.2。

为了测量端壁附面层区叶片表面静压分布, 在距叶片一端距离为 $Z = 3, 6.5, 11.7, 19.7, 31.5, 49.2, 75.8$ (mm) 7个径向截面分布叶片表面静压孔。每个径向截面32个孔, 叶盆叶背各16个。叶片表面静压由压力扫描阀和倾斜式压力计

收稿日期: 2000-09-05; 修订日期: 2000-11-13

基金项目: 航空科学基金资助项目(96C52032)

作者简介: 周正贵(1962-), 男, 南京航空航天大学动力工程系副教授, 博士

测量,测量精度为 0.25 mm H₂O。栅后势流区总压及气流转角采用三孔探针测量,探针位移用微机控制。

3 测量和计算结果分析

图 1~图 3 为 3 套叶栅叶片表面中径和叶根截面压力系数 c_p 计算与测量值。图中每套叶栅叶片叶中和叶尖截面压力系数分布形状大致相同,但叶根截面相对于叶中截面要“削瘦”一些,这是因为端壁附面层、通道涡及角涡等造成叶根截面扩压能力下降,即在端壁附面层区叶片载荷下降产生了叶片力亏损。比较 3 组图形可看出:随着最大挠度点向后缘移动,叶片载荷也向后缘移动;由图 3, No. 3 叶栅在靠近前缘叶根和叶中吸力面压力大于压力面压力,因而此叶型压力分布不好。比较图 1~图 3,在前缘附近,随着前缘角减小

(No. 1 叶栅为 20°, No. 2 叶栅为 15°, No. 3 叶栅为 10°, 见表 1), 叶片压力面与吸力面压差下降,当前缘角为 10° 时,呈负值。前缘角越小,中弧线在前缘附近曲率越小(极限情况,前缘角为 0° 曲率为 0), 这时吸力面和压力面型线差异越小。在攻角为 0° 时,前缘附近压力面和吸力面压差越小。上述分析针对孤立叶型,由于叶栅通道相邻叶片之间流动的相互影响, No. 3 叶栅叶片前缘区出现吸力面与压力面压差局部为负。此外, No. 3 叶栅在叶根截面处, $X/B > 0.8$ 时,压力测量值近似不变,因此叶背表面可能发生分离,但 N-S 方程计算未能准确预测。

图 4~图 6 为叶片表面压力系数分布,图中给出端壁面至半叶高处的等值线计算与测量值。从上述各图可看出叶片表面压力系数计算与测量值吻合较好。由图 4(a) 靠近叶片前缘的吸力面存

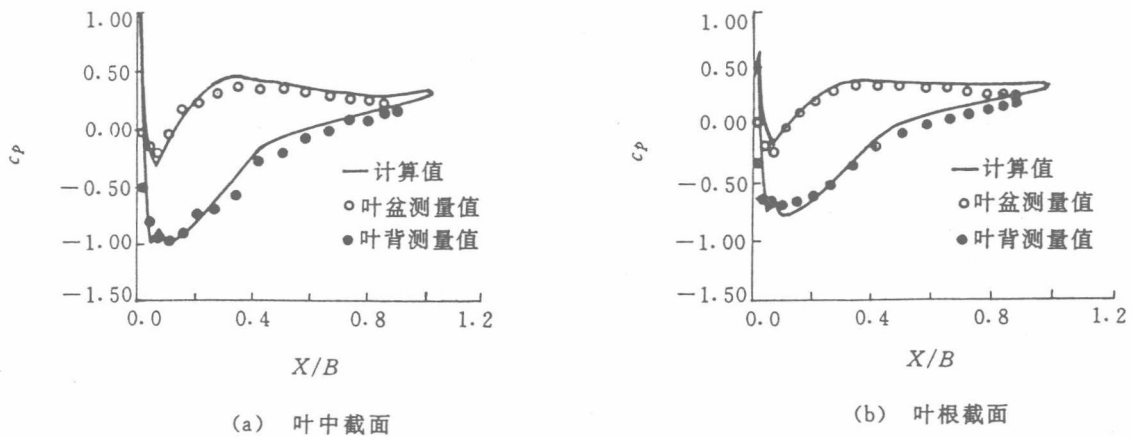


图 1 No. 1 叶片表面压力分布
Fig. 1 No. 1 Blade surface pressure distribution

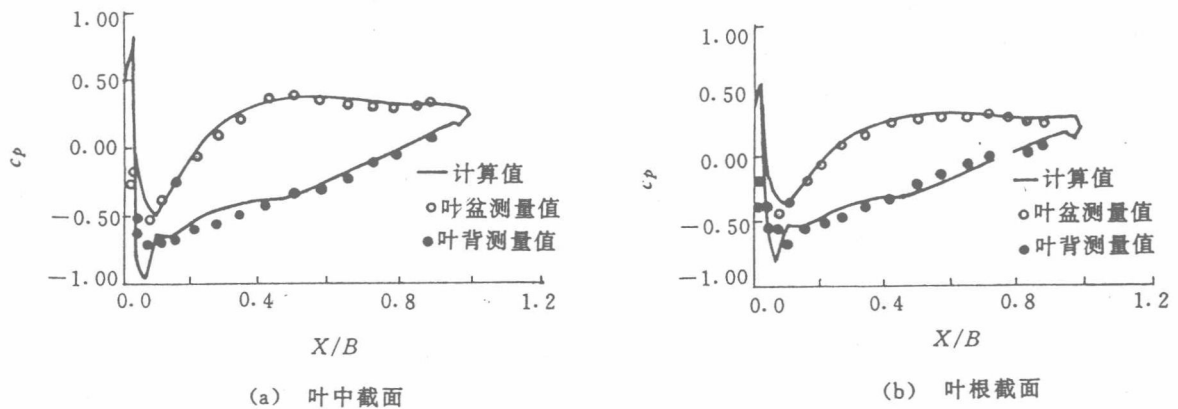


图 2 No. 2 叶片表面压力分布
Fig. 2 No. 2 Blade surface pressure distribution

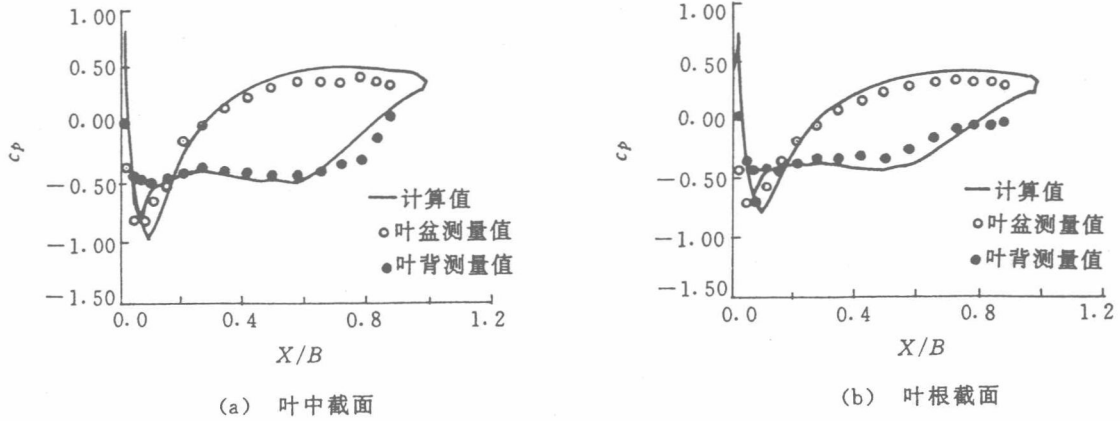


图 3 No. 3 叶片表面压力分布
 Fig. 3 No. 3 Blade surface pressure distribution

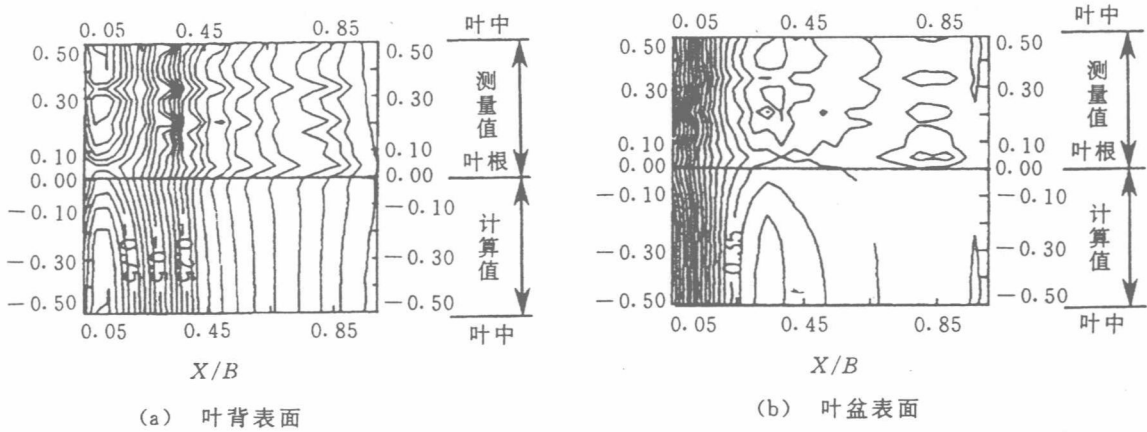


图 4 No. 1 叶栅叶片表面压力等值线
 Fig. 4 Pressure contours of No. 1 blade

在一由叶根沿径向叶中静压逐渐减小的低压区。由于叶栅进口端壁附面层区速度较势流区低，因而相应的加速减压能力也较势流区低，而叶栅进口截面静压沿径向不变，这样在同一弦向位置，端壁附面层区叶片表面静压大于势流区叶片表面静压，即由叶根沿径向静压逐渐减小，这一区域大约在弦向 $X/B=0.05\sim 0.25$ 范围内。而由图 4(b)，此弦向范围所对应的压力面静压沿径基本不变，因此叶片力由叶中向叶根逐渐减小，即产生了叶片力亏损。图 5(a)和(b)也反映出在靠近叶片前缘存在类似叶片力亏损区。图 6(a)和(b)显示在靠近叶片前缘压力面和吸力面都存在一由叶根沿径向叶中静压逐渐减小的低压区，这是因为对于 No. 3 叶栅，在前缘附近压力面型线与吸力面型线差异较小；并且由图 3(a)和(b)看出在叶根和叶中截面压力面压力小于吸力面压力，在前缘附近

叶片力为负值，因而前缘附近的叶型超出了实用范围。由上分析可以得出：在实用范围内，叶片前缘附近的端壁附面层区叶片力亏损源于端壁附面层区吸力面局部加速减压能力下降和压力面静压沿径近于不变。可以推测：如果进口端壁附面层一定，在叶片前缘附近吸力面局部加速越大(比如来流攻角加大)，则叶片力亏损越大；而此时叶片力自然也会增大。因此，在进口端壁附面层一定时，叶片力增大叶片力亏损增大，反之亦然(即叶片力亏损变化与叶片力变化呈正相关)。

端壁面与叶片吸力面之间构成的角区靠近后缘存在角涡(系)，通常涡流区的静压较低，如文献 [6]。而本文 3 组实验在叶片吸力面靠近后缘部份(对于 No. 1 叶栅在弦向 $X/B=0.25\sim 1.0$ ，No. 2 叶栅 $X/B=0.5\sim 1.0$ ，No. 3 叶栅 $X/B=0.65\sim 1.0$ 范围内)，叶根至中径沿径向压力近似不变。

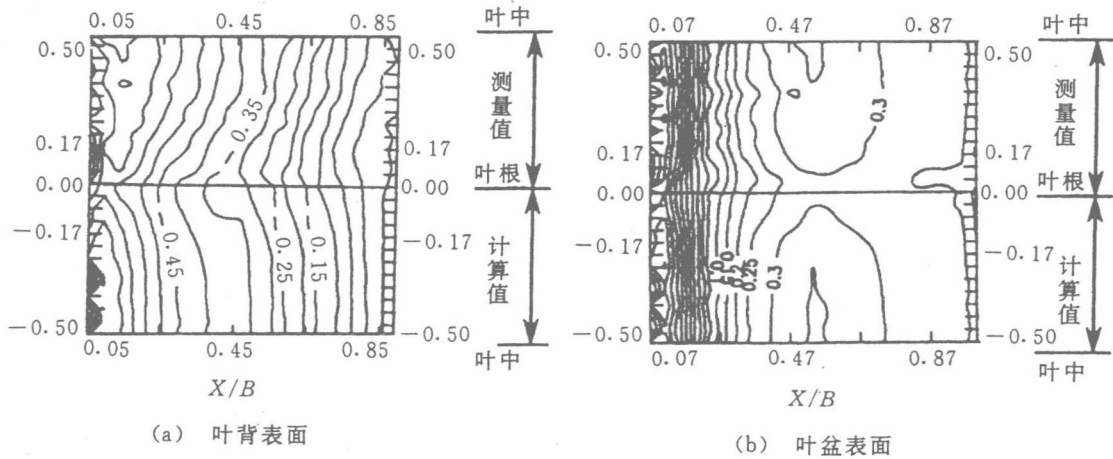


图 5 No. 2 叶栅叶片表面压力等值线
Fig. 5 Pressure contours of No. 2 blade

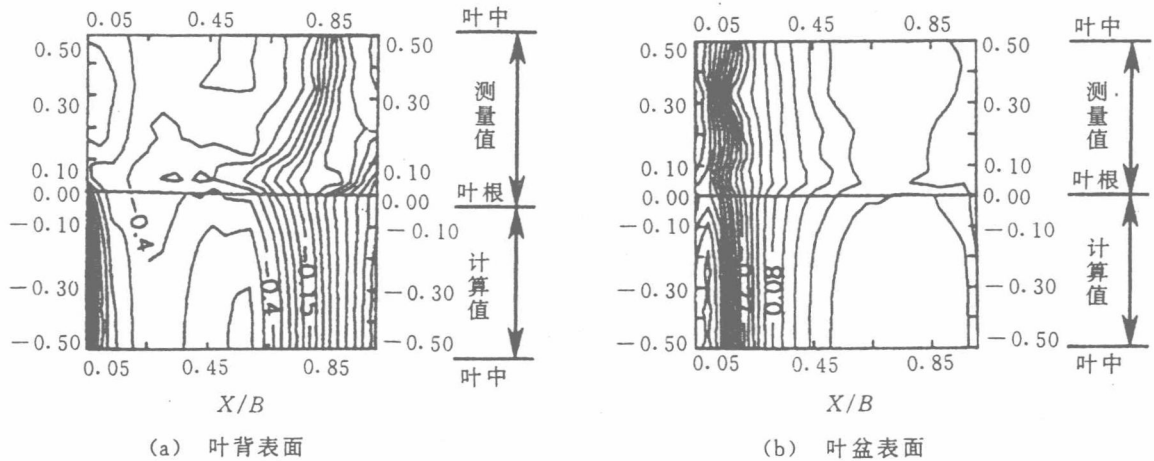


图 6 No. 3 叶栅叶片表面压力等值线
Fig. 6 Pressure contours of No. 3 blade

因此表明角涡没有造成端壁附面层区吸力面静压明显下降。原因可能是本文叶栅叶片弯角较小，形成的角涡强度较弱或角涡远离吸力面。

图 7~图 9 为叶栅出口截面总压损失系数 ω 计算值等值线图，图中 $2Z/H$ 为距端壁面垂直距离/半叶高， Y/T 为距叶片叶背后缘点切向距离/栅距。由图，3 套叶栅叶片通道出口总压损失分布形状大致相同；吸力面由于承受较大的逆压梯度，出口截面总压损失比压力面大；吸力面与端壁面构成的角区为总压损失最高区，损失来源于端壁面与吸力面附面层交汇、通道涡输运的低能量流体、及二次流等。下列表 2 中给出 3 套叶栅出口截面流动参数值。表中质量平均总压损失系数 ω_t 和

二次流能量 θ_x 可用于衡量叶栅出口总体损失情况； δ 为落后角； $H_s, \delta_s^*, \theta_s$ 分别为主流方向形状参数、位移厚度和动量损失厚度； ω_m 为叶中截面总压损失系数值； p_{out}/p_{in} 为出口与进口截面压比。 $H_s, \delta_s^*, \theta_s, \omega_t, \theta_x$ 具体定义式如下：

$$\delta_s^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{\rho V_s}{\rho_e V_{se}} \right) dz \quad (1)$$

$$\theta_s = \int_0^\delta \left(1 - \frac{V_s}{V_{se}} \right) \frac{\rho V_s}{\rho_e V_{se}} dz \quad (2)$$

$$H_s = \frac{\delta_s^*}{\theta_s} \quad (3)$$

$$\theta_x = \frac{\frac{1}{2} \int_0^{h/2} \int_{y_s}^{y_p} \rho u_x (u_n^2 + u_z^2) dy dz}{\int_0^{h/2} \int_{y_s}^{y_p} \rho u_x dy dz} \quad (4)$$

$$\omega_i = \frac{\frac{1}{2} \int_0^{h/2} \int_{y_s}^{y_p} u_x \frac{p_{in}^* - p_{out}^*}{0.5 \rho v_m^2} dy dz}{\int_0^{h/2} \int_{y_s}^{y_p} u_x dy dz} \quad (5)$$

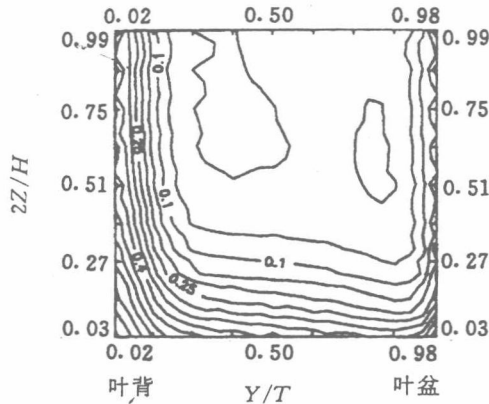


图 7 No. 1 叶栅出口总压损失系数等值线
Fig. 7 Total pressure loss contours at No. 1 cascade outlet

由表 2, 叶栅扩压比、叶栅出口势流区落后角、总压损失系数计算与实测值吻合较好。由此表 No. 3 叶栅损失最大, 落后角 δ 最大, 而扩压度最小。由此结合前面叶片表面压力分布, 可认为 No. 3 叶型性能最差。No. 1 和 No. 2 叶型性能各有利弊。No. 1 叶栅出口截面总压损失, 二次流动能 θ_x , 流向位移厚度 δ_s^* , 动量损失厚度 θ_i 都比 No. 2 叶栅大, 但落后角比 No. 2 小, 且扩压度比 No. 2 大。No. 1 和 No. 2 叶栅数据反映落后角变化与损失变化的不一致性, 即落后角增大损失并不一定也增大。落后角不仅与叶片表面附面层流

动有关, 而且与势流区流动有关。表 2 数据表明, 叶片载荷后移, 落后角增大。因为叶片载荷后移, 意味着流经叶片通道的气流发生较大转折的位置后移, 这样转折后气流经过比较短的流程流出叶片通道, 由于流体(尤其是势流区流体)的惯性而

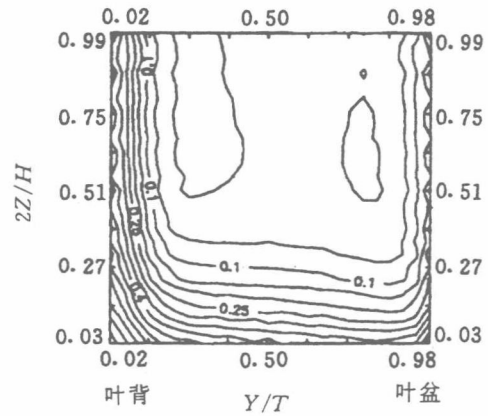


图 8 No. 2 叶栅出口总压损失系数等值线
Fig. 8 Total pressure loss contours at No. 2 cascade outlet

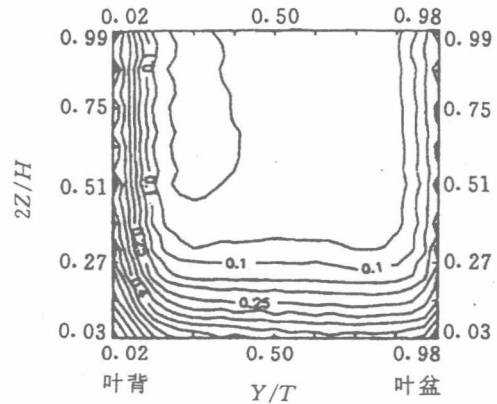


图 9 No. 3 叶栅出口总压损失系数等值线
Fig. 9 Total pressure loss contours at No. 3 cascade outlet

表 2 3 套叶栅出口截面计算和测量流动参数值

叶栅序号	数值	ω_i	$\theta_x / (\text{kg} \cdot \text{m/s}^2)$	$\delta / (^\circ)$	H_i	δ_s^* / mm	θ_i / mm	ω_m	p_{out} / p_{in}
No. 1	计算值	0.208	47.97	1.94	1.34	0.92	0.68	0.047	1.0068
	测量值			2.50				0.045	1.0069
No. 2	计算值	0.197	43.36	4.13	1.36	0.82	0.66	0.040	1.0061
	测量值			4.32				0.039	1.0061
No. 3	计算值	0.210	52.79	6.96	1.40	0.91	0.65	0.045	1.0056
	测量值			6.66				0.041	1.0054

使落后角增大。载荷居中(No. 2 叶栅)总压损失比载荷趋前(No. 1 叶栅)和载荷靠后(No. 3 叶栅)小。总压损失主要取决于叶背附面层。当载荷趋前时,附面层在叶片前部迅速增厚,再经历较长流程进一步发展;当载荷靠后时,附面层经历较长流程的发展,这时附面层内动量较低,再进行减速增压。二种情况在叶栅出口可能都会产生较厚的叶背附面层,进而产生较大的损失。

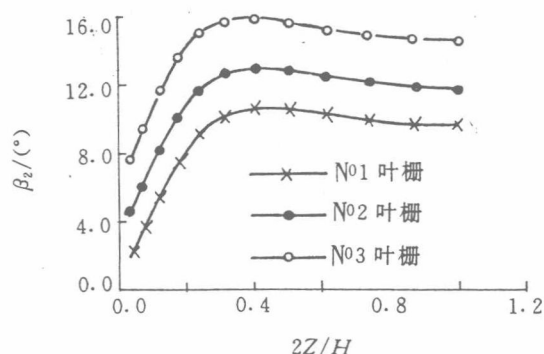


图 10 3 套叶栅出口气流角

Fig. 10 Flow angles at the three cascade outlets

图 10 为 3 套叶栅出口截面栅距方向平均气流角(与轴向夹角)沿叶高分布。由图可看出,由于通道二次涡在 Z/H (距端壁面距离/半叶高)为 $0.3 \sim 0.4$ 范围内气流发生亏转,即此范围出口气流角大于势流区出口气流角;而 $Z/H < 0.3$ 时,出口气流角过转。

4 结论

根据低速流实验和计算分析可得:(1) 计算

预测比较可靠,计算结果可用于对端壁区流动的分析;(2) 叶片载荷靠后叶片(No. 3)性能较叶片载荷趋前(No. 1)和居中(No. 2)叶片差,不宜选用;No. 2 叶片与 No. 1 叶片比较,出口损失小,但落后角较大,扩压能力较小;(3) 在进口端壁附面层一定时,叶片前缘附近的端壁附面层区叶片力亏损变化与叶片力变化呈相正关;端壁面与叶片吸力面之间构成的角区内角涡没有造成靠近后缘端壁附面层区吸力面静压明显下降;(4) 叶型中弧线最大挠度点在叶中附近涡强度为最小。

参考文献:

- [1] Weiss A P, Footner L. The Influence of Load Distribution on Secondary Flow in Straight Turbine Cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1):.
- [2] 胡兵. 压气机端弯叶片研究[D]. 南京航空航天大学, 1991.
- [3] Wright T. Blade Sweep for Low-Speed Axial Fans[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(2):.
- [4] 陶德平等. 压气机二次流及其控制[J]. 航空学报, 1990, 5(3):.
- [5] 周正贵. 压气机叶片端壁附面层区叶型优化设计[D]. 南京航空航天大学, 2000.
- [6] Storer J A, Cumpsty N A. Tip Leakage Flow in Axial Compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113:.
- [7] Liamis N, Couaillier V. Unsteady Euler and Navier-Stokes Flow Simulation with an Implicit Runge-Kutta Method[C]. 2th European Conference-ECCOMAS 94, Stuttgart, 1994.
- [8] Couaillier V. CFD in Turbomachinery for Compressible Flows, A State of the Art Review[C]. VDI/GET 1st European Conference Turbomachinery-Fluid Dynamic and Thermodynamic Aspects, Nuremberg, 1995.

(责任编辑 杨再荣)

Investigation on Compressor Blade Load Distribution in Endwall Regions

ZHOU Zheng-gui, WU Guo-chuan

(Power Engineering Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to find out the effects of blade load distribution on the flow in endwall boundary layers, three sets of planar cascades were designed, in which the blade loads tending to blade front, middle and rear parts, are numbered as No. 1, No. 2 and No. 3 respectively. The static pressure on the blades and the cascade outlet flow fields are investigated by experiments and three dimensional Navier-Stokes equation methods. The following conclusions were drawn: The performance of the No. cascade # 3 is inferior to that of 2 cascades # 1 and # 2; In the endwall region of cascade # 2, the flow outlet loss is smaller but the deviation angles are larger and the pressure elevating ability is weaker than those of cascade # 1; In a given inlet endwall boundary layer, the variation of the blade force defect is positively correlative to the blade force variation; In the corner region formed by the blade suction surface and the endwall, corner vortex does not induce obvious decrease of pressure on the suction surface of blade rear part in the endwall region; The outlet vortex strength of cascade # 2 is smallest.

Key words: end-wall boundary; layer; compressor blades; planar cascade; flow fields

文章编号: 1000-8055(2001)02-0142-05

进气畸变对轴流压气机性能影响实验研究

胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 本文针对RB-199 五级高压压气机, 实验研究了进口周向总压畸变和旋流畸变对其性能和失速边界的影响, 获得了进口总压畸变度和周向畸变角变化, 以及进气气流方向角不均匀时, RB-199 五级高压压气机性能变化的详细实验数据, 该实验数据对于型号研制中多级轴流压气机进气畸变影响和发动机的稳定性评估都有重要的参考价值。

关键词: 压气机; 稳定性; 畸变; 性能

中图分类号: V231.3; O357.5

文献标识码: A

1 前言

在航空发动机的稳定性评估中, 一个影响其稳定性的极其重要的因子就是进口流场畸变, 而进气畸变对发动机稳定性影响最直接、最重要的表现就是对压气机性能和稳定性的影响。因而加强进气畸变对压气机性能和稳定性影响的研究, 尤其是从对型号压气机的研究中获得详细的实验数据就显得非常重要^[1~5]。本文作者作为“洪堡”学者在德国慕尼黑国防大学与 Fottner 教授合作期间, 参加了有关“进气畸变对 RB-199 五级高压压气机性能和稳定性影响”的实验工作, 本文主要分析讨论有关进气总压畸变和旋流畸变对该压气机性能和稳定性影响的实验结果。

2 实验设备及仪器

该实验压气机为 RB-199 发动机的五级高压压气机, 其设计流量、设计转速和设计压比分别为 4.68 kg/s, 13860 r/min 和 2.87。有关该实验设备和测量仪器的详细说明请见文献[6], 而图 1 给出了实验系统和各测量截面简图。图中各测量截面的标注为 $I-J$, 其中 J 表示级数, 而 $I=1, 2, 3$ 分别代表该级的转子进口、转子出口和静子出口。

该实验采用 3 种结构不同的畸变网以获得 3 种不同畸变度的进口总压畸变, 并在本文中分别用 $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 代表此 3 种结构, 如图 2 所示。此外, 还通过在一定的环形通道范围内安装进口导向叶片造成进气旋流畸变(图 3)。

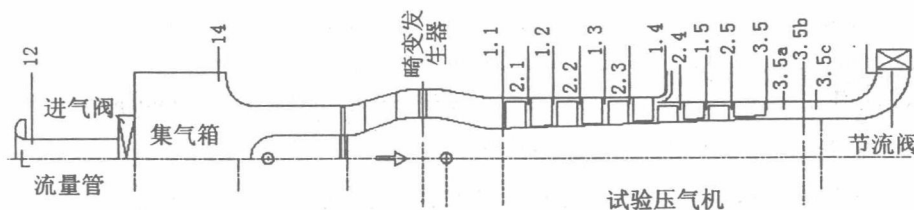


图 1 实验系统及测量截面简图

收稿日期: 2000-08-25; 修订日期: 2000-10-30

作者简介: 胡骏(1959-), 男, 南京航空航天大学能源与动力学院教授

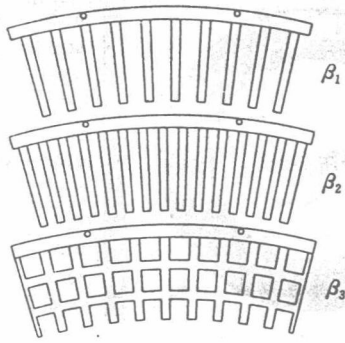


图 2 进口总压畸变网

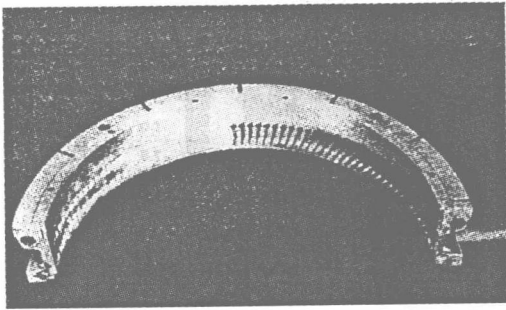


图 3 进口旋流畸变发生器

3 实验结果及其分析

上述进气畸变发生器均可在 $0^\circ \rightarrow 128^\circ$ 的范围内旋转,并且在压气机进口截面 1.1 处沿周向均匀布置 3 个测量点,采用 3 孔探针和热电耦测量各测点处的温度、压力、速度和气流方向角等。实验时转动畸变发生器并沿径向移动 3 个测点处的探头即可测得整个环形通道内的畸变流场参数分布。图 4 给出了扇形角为 60° 时 β_3 结构畸变网(在本文中用 $60^\circ - \beta_3$ 表示)后 1.1 截面的实测畸变流场。显然低总压区的静压和 Mach 数也较低,而气流角 α (绝对速度与轴线方向的夹角)较大,亦即畸变区内有较大的切向分速。

图 5 给出了在 90° 局部周向扇形区内安装导向叶片产生压气机进口旋流畸变时,1.1 截面的畸变流场。由图 5 中实测结果可见,畸变区内的方向角 α 较大, Mach 数较高,而静压较低。同时由于导向叶片引起总压损失,使得畸变区内的气流总压也较低。

图 6 所示是周向畸变角分别为 $30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 和 120° 时 β_3 总压畸变对压气机稳态特性及其失速边界的影响。该结果表明,存在周向总压畸变时,压气机的压比 π_k^* 和效率 η_k^* 特性均有所下

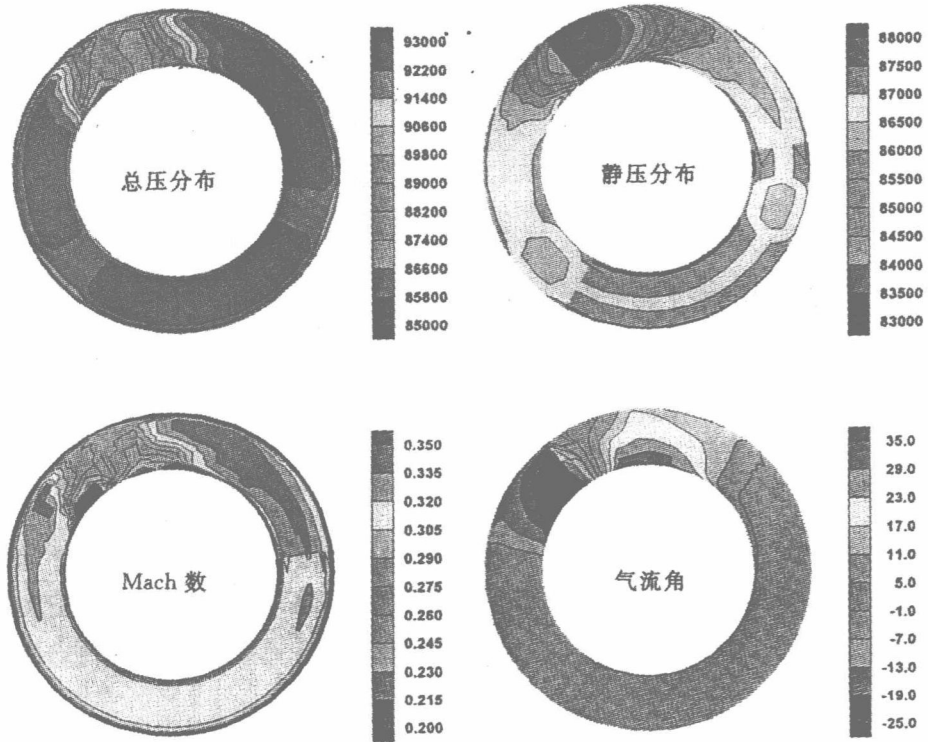


图 4 $60^\circ - \beta_3$ 畸变网后压气机进口流场

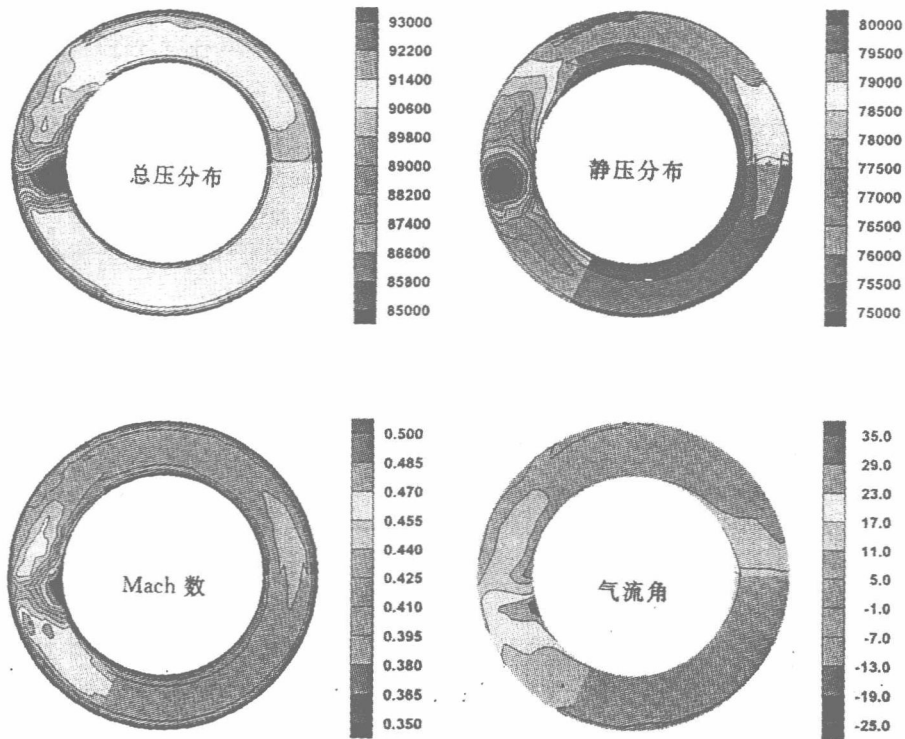


图 5 90°扇形区旋流畸变时压气机进口流场

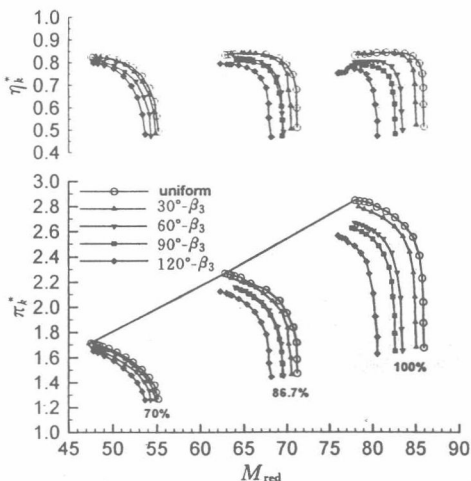


图 6 周向畸变角对压气机特性的影响

降,等转速线向左下方移动,而且随着周向畸变角 θ 和压气机工作转速的增大,这种影响不断增强。

根据下式定义等流量喘振压比损失:

$$\Delta PRS_M = \frac{PRS_C - PRS_D}{PRS_C} \times 100\%$$

其中 PRS_C 和 PRS_D 分别表示对应相同折合流量 M_{red} 而进气均匀和具有进气畸变时的压气机失速压比。图 7 给出的则是周向畸变角变化对该压气

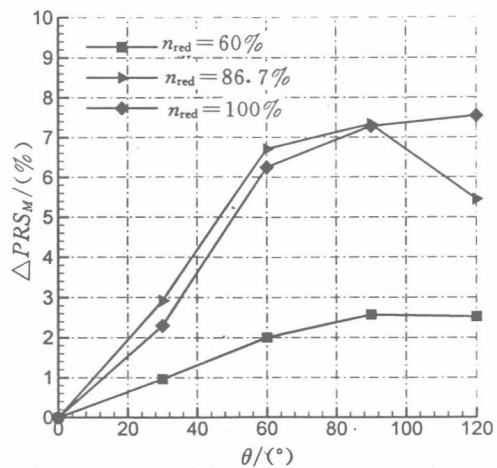


图 7 周向畸变角对压气机喘振压比损失的影响

机喘振压比损失的影响。图 7 中结果表明:当 $\theta < 60^\circ$ 时,喘振压比损失随周向畸变角的增大而增大,增速较快;当 $\theta > 60^\circ$ 后,喘振压比损失随周向畸变角的变化非常缓慢。此结果预示着该压气机的临界畸变角应大约为 60° 。图 7 中结果还表明,折合转速 $n_{red} = 60\%$ 时对应各周向畸变角的喘振压比损失均要小于较高折合转速时的损失。图 8

中喘振压比损失随折合转速变化的结果进一步说明了这一点。当周向畸变角 $\theta \geq 60^\circ$ 时，折合转速的影响强烈，而且在折合转速 $n_{red} = 93.3\%$ 处喘振压

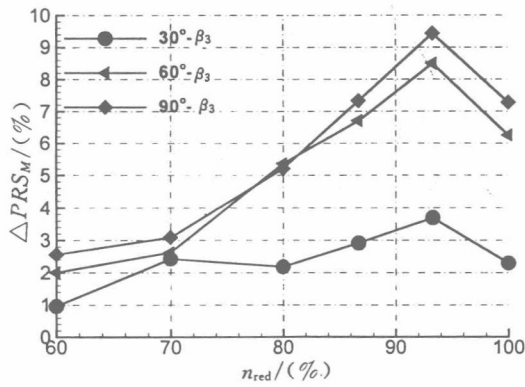


图 8 折合转速对压气机喘振压比损失的影响

比损失达到最大。作者认为低转速时，流入压气机的流量小，使得通过同样结构畸变网的总压畸变度低是小转速时喘振压比损失较小的一个重要原因。

图 9 所示为 $60^\circ - \beta_1$ 和 $60^\circ - \beta_3$ 进气畸变流场下，压气机特性变化的实验结果。该结果表明，由于 β_3 结构进气畸变的畸变强度较 β_1 结构的要大，从而使得其对压气机性能和喘振压比损失的影响均比 β_1 结构的大。

图 10 为 60° 和 90° 旋流畸变对压气机特性的影响。由于旋流畸变发生器(图 3)后局部环形通道内气流具有较大的负预旋，使得对应该扇形区的子压气机处于较大的攻角下工作，其加功量和增压比均较大，故而此时整台压气机的等转速线均向大流量的右上方移动，失速流量也明显提前。图 11 中的结果显示其对喘振压比损失的影响比

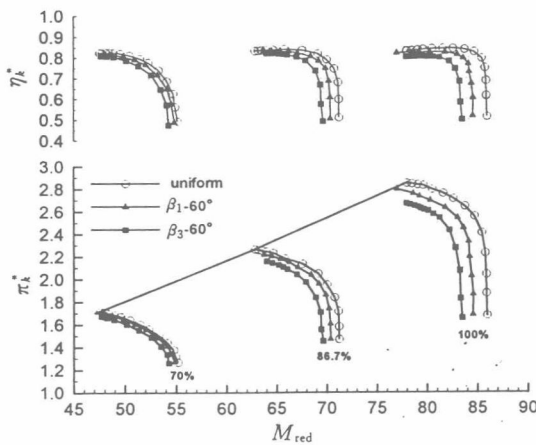


图 9 $60^\circ - \beta_1$ 和 $60^\circ - \beta_3$ 畸变对压气机特性影响的比较

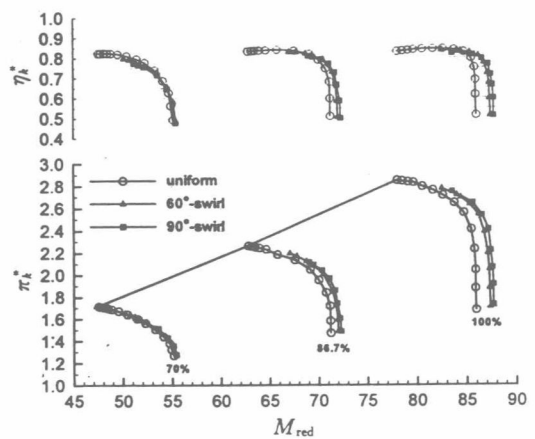


图 10 60° 和 90° 环形区旋流畸变对压气机特性的影响
速区内尤其如此。

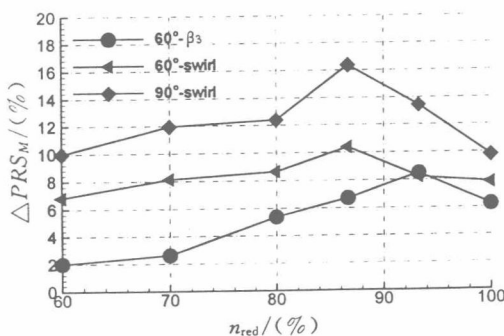


图 11 60° 和 90° 环形区旋流畸变对压气机喘振压比损失的影响

上述总压畸变的影响要大。在 $n_{red} \leq 93.3\%$ 的低转

4 结 论

本文结果直接由 RB-199 五级高压压气机的实验获得，因而对于型号研制中分析进气畸变对多级压气机性能和喘振裕度损失的影响有着重要的参考价值。本文实验结果表明：

(1) 周向总压畸变将使得压气机的压比和效率特性下降，等转速线向左下方移动，而且随着周向畸变角和压气机工作转速的增大，这种影响不断增强。

(2) 当周向畸变角 $\theta < 60^\circ$ 时，喘振压比损失随周向畸变角的增大而增大，增速较快；而当 $\theta > 60^\circ$ 后，喘振压比损失随周向畸变角的变化非常缓

慢。

(3) 压气机转速对其喘振压比损失的影响强烈。随着折合转速的增加,喘振压比损失不断增大,并在折合转速 $n_{red} = 93.3\%$ 处达到最大。

(4) 旋流畸变使得压气机等转速线向大流量的右上方移动,失速流量明显提前,而且对喘振压比损失的影响比上述总压畸变的影响要大。

参考文献:

- [1] Calogeras J E, Mehalic C M, Burstadt P L. Experimental Investigation of the Effect of Screen-Induced Total-Pressure Distortion on Turbojet Stall Margin [R]. NASA Technical Memorandum, TM X-223, 1971.
- [2] Calogeras J E, Johnson R L, Burstadt P L. Effect of Screen-Induced Total-Pressure Distortion on Compressor Stability [R]. NASA Technical Memorandum, TM X-30, 1974.
- [3] Longley J P. Measured and Predicted Effects of Inlet Distortion on Axial Compressors [R]. ASME Paper 90-GT-214.
- [4] Reid C. The Response of Axial Flow Compressors to Intake Flow Distortion [R]. ASME Paper 69-GT-29.
- [5] Williams D D. Review of Current Knowledge on Engine Response to Distortion Inflow [R]. AGARD-CP-400, 1986.
- [6] Jahnen W. Untersuchung von Stroemungs-Instabilitaeten in Einem Mehrstufigen Axialverdichter unter den Einfluss von Eintrittsstoerungen [D]. Universitaet der Bundeswehr Muenchen, Doctor Dissertation, 1998.

(责任编辑 杨再荣)

Inlet Distortion Effects in a Five-Stage Compressor

HU Jun

(2nd Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The inlet flow distortion effects in a five-stage compressor have been investigated experimentally. The inlet total pressure distortion and swirl distortion have been generated by inserting perforated screens and guide vanes respectively into the compressor inlet duct. It has been found that both inlet total pressure distortion and swirl distortion have strong effects on the performance and stability of the compressor. With the increase in the angular width of the low inlet total pressure, both the pressure ratio and efficiency of the compressor decrease, and the loss of surge pressure ratio of the compressor increases when the distorted sector angle less than 60° . The inlet swirl distortion has a stronger effect on the loss of surge pressure ratio than the influence of inlet total pressure distortion.

Key words: compressors; stability; distortion; performance

先进航空发动机总体性能计算分析软件

南京航空航天大学 胡 骏

摘要:本文详细介绍一种针对复杂技术对象的数学模化的通用计算机环境设计系统CAMCTO, 以及利用该环境设计系统生成的计算航空发动机总体性能的专用子系统CAE11。CAMCTO 环境设计系统的模型是研究对象的主要组成单元并经综合后的产物, 而 CAE11 正是针对航空发动机这一研究对象, 将其单元化后, 再用于计算分析由这些单元构成的各种航空发动机总体性能的子系统。

1. 引言

图 1 给出了航空发动机的典型设计过程, 同时也指明了其热力分析、气动计算, 以及机械和控制系统设计之间的内在关系。应当清楚的是在初步的热力和气动设计完成之前, 不能开始机械设计; 热力设计给出最恰当的发动机循环条件, 并确定所需要的空气流量、循环压比以及涡轮前的燃气温度等。有了这些参数后, 即可开展气动设计, 以确定压气机和涡轮级数、通道尺寸和转速等。随后方能开展机械设计工作。

在发动机设计的早期即关注其非设计点性能是与上述设计点参数分析同样重要的工作。非设计性能必须考虑在可能的功率变化以及大气和飞行条件变化的宽广范围内发动机性能的变化。制造商需要具有精确预测关键飞行状态下发动机性能的能力, 例如, 在设计阶段即需要应客户的要求提供客户所需要的资料或数据等。此外, 精确的非设计点性能预测对于控制系统设计者也是非常重要的, 如为控制系统设计者提供最大燃油流量、加速和减速燃油供应规律等。

在航空发动机设计过程中, 设计点参数选择和优化分析以及非设计点性能的计算分析已得到发动机设计者的高度重视。航空发动机设计技术先进的国家, 在方案设计阶段, 对总体性能参数进行大量的优化分析, 详细地讨论部件参数对发动机总体性能和非设计点性能的影响, 以实现发动机各部件的一体化设计, 无疑是他们少走弯路、少反工、缩短研制周期、减少研制费用的一条重要的成功经验。尤其是在各部件的设计水平和设计经验都已得到了较好发展, 而追求发动机一体化设计以获得发动机总体性能(包括非设计点性能)最优的今天, 加强发动机总体性能的研究, 揭示发动机总体性能与各部件性能和参数的关系以及各部件之间的匹配关系, 开发相应的计算分析软件就显得格外重要。

本文详细介绍一种针对复杂技术对象的数学模化的通用计算机环境设计系统CAMCTO, 以及利用该环境设计系统生成的计算航空发动机总体性能的专用子系统CAE11。

2. CAMCTO 系统

CAMCTO 系统是一种针对复杂技术对象的数学模化的通用计算机环境设计系统。该环境设计系统的模型是研究对象的主要组成单元并经综合后的产物。该系统具有若干个相互有关联的环境:

- 对象模型化的的结构形式;
- 记录物理过程计算程序的环境;
- 显示模化结果的环境;
- 储存信息的多层次基本数据的环境。

CAMCTO 系统允许在设计语言下工作而不需要编写程序的语言, 也不需要特殊的指南之类的东西。具有技术系统的模型设计经验、系统的数学说明以及用户的实物准备, 就可以利用 CAMCTO 系统来有效地决定解决任务。针对复杂技术对象的数学模化的环境设计系统的建立, 必须满足下列要求:

2.1 环境系统的建立