

压气机文集

YAQIJI WENJI



航空航天工业部航空科技情报研究所

1989. 8

V23-53

1004-12

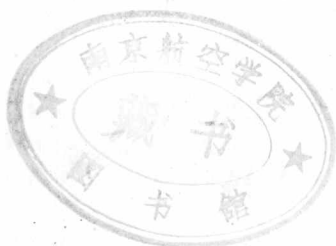
压 气 机 文 集

第一分册 压气机发展、设计和性能

中国航空发动机总公司



30272500



航空航天工业部航空科技情报研究所

1989年8月

674332

编辑委员会

主任：陈 濬

副主任：张汝谋

(以姓氏笔划为序)

委员：王存诚 刘孝安 杜金陵 陈乃兴
周晓青 吴文东 林星山 杨士玮
张 池 徐仲奎 张钟林 唐智明
彭泽琰

第一分册 编辑人员

主 编：詹孟萱

副主编：唐智明

(以姓氏笔划为序)

审 查：王存诚 马恒儒 刘存禄 刘泽钧
吴文东 贾洪德 侯志兴 张 洁
游黄宽

总 审：陈 濬 杨士玮

责任编辑：詹孟萱

出版编辑：王宗郁

封面设计：盛显业

序 言

压气机是航空发动机的重要组成部分，它汇集了多种学科的最新研究成果，包括叶轮机械气体动力学、粘性流体力学、计算流体力学、强度、结构、振动、气动弹性力学，测试技术及试验技术等。当前科学的发展还远不能做到理论设计和工程实践的完美统一，因此压气机的成功发展还必须依靠大量调试、试验工作，耗费大量经费和时间。这里，经验的积累有着特殊重要的意义。

现在，压气机研制技术是我们发展航空发动机中最薄弱的环节之一。航空航天部组建以后，部领导已决定：将高压多级轴流压气机研制技术正式列为部的攻关项目。这是一个非常正确的战略决策，它必将对航空发动机发展产生重大影响。

为了配合压气机攻关工作，航空科技情报研究所组织了有关专家、教授选编了压气机文集，供从事压气机研制的同志们参考，这不仅体现了“情报先行”的原则，也是给航空发动机事业发展做了一件好事，值得大家称道。

压气机文集，计划分三个分册出版。主要包括：总体设计与试验，进口级、中间级和出口级设计与试验，以及测试、试验方法等。

我想，如果从事压气机研究和攻关的同志们能从中了解国外研究现状，得到启发，少走弯路，出版这本文集的目的便达到了。

中国航空发动机总公司总经理

陳 濬

1989年5月10日

前 言

航空航天工业部领导决定将航空发动机高压轴流压气机的研制正式列为部攻关项目后，中国航空发动机总公司为了落实这一重要决定，将有关参考资料的收集、编辑工作交给我所，并要求尽快完成。我所有关专业人员，搜集了544篇国内外资料并组织有关专家、教授对这些资料进行研究、鉴定或翻译、审校。现出版的《压气机文集》分三个分册。第一分册：压气机发展、设计和性能。第二分册：压气机调试和试验。第三分册：压气机流场诊断技术。

第一分册以总压比为9.271的5级压气机设计资料为中心，辅之以压比分别为2.05、1.92、1.82、1.606的单级压气机设计资料以及进口级、中间级、出口级压气机设计资料，以供选定研制方案时参考。该分册包含我国专家发表的一些最新论文，涉及先进的航空发动机最新技术，跨音速压气机的发展，航空叶轮机的气动力等问题。

在本文集编选工作中，得到航空航天工业部计划司及有关科研院所、清华大学、北京航空航天大学、中国科学院工程热物理研究所和其它单位的大力支持和协助，所有参加编写、翻译和审核的人员都付出了辛勤的劳动，仅在此表示衷心的感谢。

航空航天工业部航空科技情报研究所所长

杨士琦

1989年5月29日

目 录

总压比为 9.271 的 5 级核心压气机设计和前 3 级的总性能·····	林星山译 张汝谋校 (1)
一种低展弦比、高叶尖速度多级轴流式压气机的设计和性能·····	唐智明译 陈 濬校 (38)
转子和静子设计压比为 2.05, 展弦比分别为 1.19 和 1.26 的单级轴流跨音速压气机性能·····	崔济亚译 (48)
轮毂比、457.2 米/秒跨音速高流通能力单级轴流压气机 的设计与试验·····	朱守信 游黄宽 詹孟莹编译 (58)
转子和静子展弦比分别为 1.19 和 1.26, 设计压比为 1.82 的单级轴流跨音速压气机的性能·····	葛 毅译 侯志兴校 (84)
高负荷高马赫数压气机级的单级验证研究·····	王存诚编译 (97)
跨音速压气机进口级性能·····	詹孟莹译 张 洁校 (153)
浅析美国大轮毂比、重负荷亚音速压气机设计特征和实验 研究结果·····	彭泽琰编译 (162)
核心压气机出口级的研究·····	蒋滋康 刘起元 王存诚编译 (181)
压气机静子叶片与放气量调整的优化·····	唐智明 刘钧辉译 周晓青校 (201)
轴流压气机的最大承载能力·····	张耀熙译 朱守信校 (216)
轴流压气机级的失速压力升能力·····	张耀熙译 侯志兴校 (233)
美国“高性能涡轮发动机技术”(HPTET)计划介绍·····	蒋洪德编译 (252)
超跨音速压气机级的发展·····	崔济亚 (261)
航空叶轮机的气动力学问题·····	陈矛章 (272)
低展弦比轴流压气机: 为什么和意味着什么? ·····	蒋浩兴译 苗厚武校 (284)

总压比为9.271的5级核心压气机

设计和前3级的总性能

摘 要

本文介绍刘易斯研究中心为设计先进压气机系统所进行的基础研究。主要目的是：用实验的方法评定多级环境下各级的特性，以及确定具有转速高、级负荷高、展弦比低的轴流压气机的各级组所能达到的现有技术水平。作者将前三级称为该压气机的进口级组。

介绍了一台总压比为9.271，流量为29.71公斤/秒的5级核心压气机的气动设计。第一级转子叶片进口叶尖速度为430.291米/秒，进口环形面积流量为193.173公斤/(米²·秒)。完成了该核心压气机的进口级组的补充气动设计，进行了制造和试验鉴定。

对一台先进的高速高压核心压气机来说，这里所谈的进口级组完全能代表它的特性。在设计转速和导向叶片的各种调整角下，作者使用解三维欧拉方程的程序成功地估算了实验测定的流量数值，而这个值比设计值高9.1%。此外，用一优化程序调整可转导向叶片，使所有转速下测得的绝热效率都有所提高。

一、引 言

刘易斯研究中心承担了一项关于喷气发动机风扇和压气机的研制实验计划，目的是评价和改进得到增压比高、效率高、有适当喘振裕度的尽可能少的级数风扇和压气机所需的技术。在一个先进的涡扇发动机中，核心压气机是对发动机性能和效率有极大影响的最重要部件之一，先进发动机的高的涡轮进口温度将形成最佳的热力循环，这就要求发动机的总压比约为40:1，而且核心压气机的增压比必须达到总增压比的80%。

为了评价叶尖速度和反力度等参数的变化对压气机性能的影响，曾设计了几个核心压气机，包括一些基本的核心压气机和更换叶片的核心压气机，后者由现有的核心压气机构件加新的叶片构成。

对于效率高的和工况范围较宽的高速、高压比核心压气机来说，进口级组必须要达到设计要求的压比和以后各级所需要的气流分布，这就需要进口级组的各级之间匹配良好。

文章介绍了74A核心压气机的总体气动设计；由进口导向叶片和前三级组成的进口级组的气动和机械设计细节以及性能试验的数据。核心压气机74A共5级，总压比为9.271，流量达29.71公斤/秒，第一级转子进口叶尖速度为430.291米/秒，进口环形面积流量为193.173公斤/(米²·秒)，轮毂比为0.488，进口级组的设计压比为4.474，设计效率为0.799。

核心压气机74A的进口级组在刘易斯研究中心多级压气机实验室进行了调试。它的进口

导向叶片和静子叶片都是可调的，用一计算机优化程序确定安装角的变化，以获得好的绝热效率。作者报告了进口导向叶片和静子在设计转速的60%~100%的稳定工况范围内最佳安装角和设计安装角的实验结果。

附录A和B中说明了文章所用符号和方程，附录C中定义了压气机设计表常用的缩写字。

二、气动设计

作者用文献1的程序进行了气动设计和确定叶型座标。在稳定、轴对称假设下的气动力学的解提供了位于每排叶片出口处所选流线上的速度图。假定为轴对称定常流并获得子午面的二元流场的气动解。由于忽略了叶片力，用这种计算机程序获得解运动方程的解法仅在计算每排叶片外侧计算节点上成立。流线曲率是根据样条曲线试凑各相应计算节点的流线位置而拟合合成的。

将与各流线对应的叶片基元堆叠，从而确定整个叶片。步骤是根据攻角和落后角的经验调整计算机解得的速度图上的相对气流角，于是求得基元叶片的进口、出口角。基元叶片确定后，进行堆叠，构成整个叶片。然后又反过来求气动解，这样多次迭代后就可最终确定叶片边缘的速度图。

设计程序要求输入：流路几何形状；总压比；质量流量和转速；各级的能量分配；叶片的几何形状及每排叶片在流路中的轴向位置。

输出包括：压气机和每排叶片的设计点性能总览；每排叶片基元参数；及为满足制造要求所需的叶片各截面坐标。

1. 流路

流路几何参数的选择取决于下述考虑：

- (1) 叶片的负荷水平；
- (2) 整个和局部子午面速度的扩散；
- (3) 压气机的质量流量。

图1示出带有叶片的74A压气机流路，它的平均半径随着轴向距离的增加而增大。这样可使处于下游级的转子的轮缘线速度不会下降太低，有利于减小下游叶片的负荷。在压气机

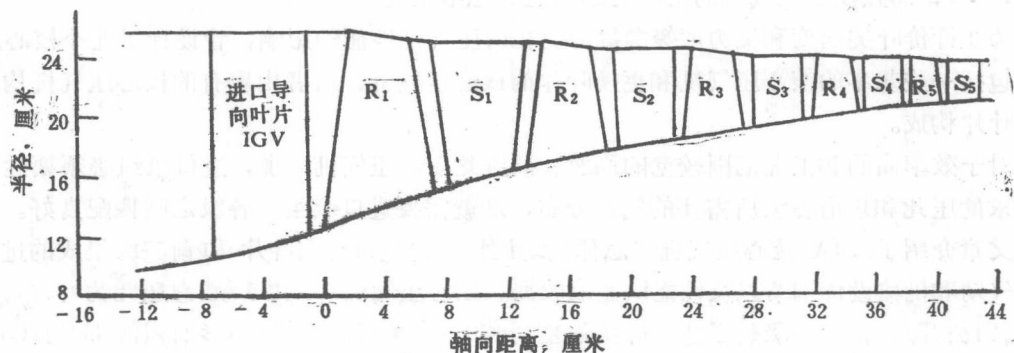


图1 74A压气机的流路

进、出口之间，流路轮毂半径是平滑增加的，而在每个转子的顶部的半径却急剧减少，从轴的方向看，流路的曲率在每级转子的进口是凹陷的，在每级的出口是凸起的。流路顶部的这种轴向曲率分布可减少叶尖区气流速度的扩散，从而减少叶片负荷。

对于74A进口级组的结构来说，在第三级静子叶片之后有些变化，使气流在第三级静子叶片的下游环形通道中保持与设计时的第三级静子叶片出口流动相似(图2)。

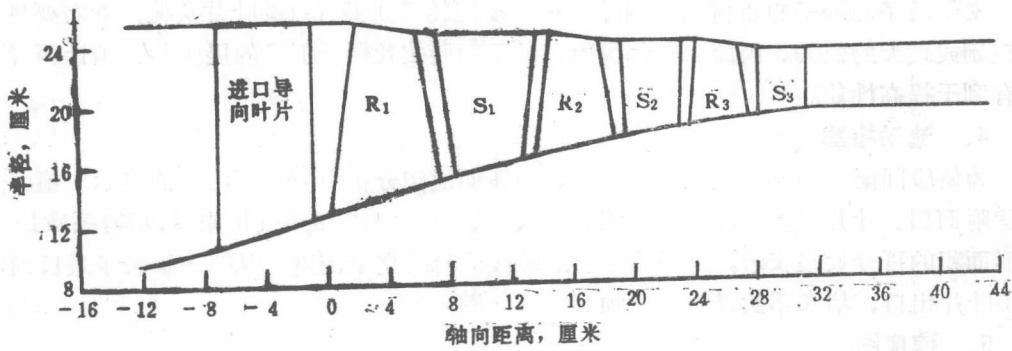


图2 74A压气机进口级组的流路

图3示出进口级组样机和5级结构在第三级静子出口处的设计静压分布，它们的符合程度在实验测量精度范围内。

2. 叶片轴向间隙

研究压气机的轴向间隙常需要在下面的(1)、(2)两个要求之间采取折衷：(1)为测级间流动，放置感头需要较大的轴向间隙；(2)典型的飞机发动机压气机叶片排间需要较小的轴向间隙。因为要获得较高的效率和较宽的工况范围，选用了紧密相连的轴向叶片排，以避免轴向间隙过大造成的损失。

气动力学弦长不变时，两排叶尖区的轴向间隙要大于叶根区的轴向间隙，这是因为转子的叶片安装角随着半径的增大而增大。于是，在轴向长度给定时，为减少叶尖负荷，可增大转子和静子的叶尖处弦长。对于1级和2级静子叶片，由于其叶尖负荷比转子叶片叶尖负荷高得多，并且在转子偏离设计点运行时静子叶片尖部必须在进口角和载荷很大变化范围工作，所以加大了静子叶片尖部弦长。

3. 叶片展弦比

选择叶片展弦比时要考虑以下几点：

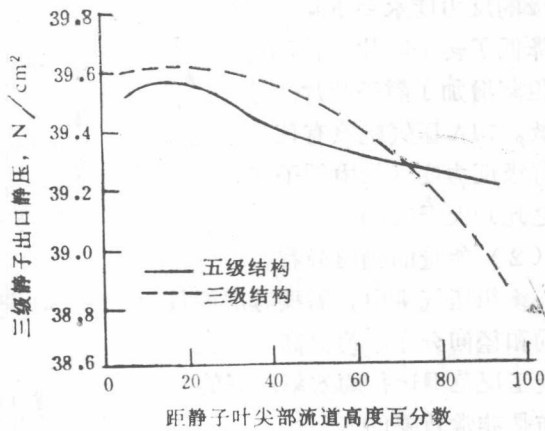


图3 位于第三级静子出口的静压分布

(1) 阻尼器(部分叶展凸肩);

(2) 稠度(足以达到高负荷水平);

(3) 每级转子叶片、静子叶片弦长要求;

(4) 压气机的轴向长度。

针对每排叶片所选定的展弦比,表1中列出稠度和叶片数目。叶片的展弦比选得较低,足以满足取消转子叶片阻尼器的要求,而所选的低展弦比和中等稠度叶片可达到高的叶片承载能力或每级叶片的扩压水平。因此,压气机只需较少级数和较少叶片即可达到同样的总压比。

对于转子和静子的负荷几乎相等的级,要使转子获得有效的叶片负荷,就需要更多的流动控制或较大的弦长。因此,在每级中,转子的展弦比低于静子的展弦比。预计两者不相等更有利于提高性能。

4. 流动堵塞

为使级间配合顺利,在贯穿整个流场的环面通流分析中应用了堵塞的概念。堵塞是由于端壁附面层、叶片厚度、叶片的尾迹和二次流造成的。对74A压气机来说,堵塞系数是用当地环形面积的百分数来表示,并平均分配给轮毂到叶尖整个流道。从第一级转子进口到第五级静子叶片出口,堵塞系数从0.04增加到0.14(图4)。

5. 速度图

(1) 反力度

各级的反力度水平由设计的转子进口绝对气流角来确定,由于预旋,导致级的反力度水平下降。这样做,虽然降低了转子叶片负荷和进口马赫数,但却增加了静子叶片负荷和进口马赫数。74A压气机没有使用预旋,对所有级反力度(级中转子和静子的静压之比)大于0.85。

(2) 能量的轴向分布

在多级压气机中,需要考虑能量的轴向和径向分布。为提高压气机在较宽变工况范围运行的效率,好的能量分布是非常重要的。

沿等转速线运行时,多级压气机趋向于以中间级组为基准而使进口级和出口级偏离设计点。一般来说,一个设计负荷或加功量较低的压气机级高效率运行的范围大于一个设计负荷或加功量较高的压气机级高效率运行的范围。所以对于74A压气机来说,第3级的加功量最大,第1级(进口)和第5级(出口)加功量最小。各级加功量以占总加功量的百分数形式表示在图5中。

(3) 能量的径向分布

每一级径向能量分布是由转子的能量输入确定的。典型的径向能量分布都是为了减轻某排叶片叶高上某部分叶片基元过高的负荷。如果整个叶片的负荷都很高,则需要调整能量的

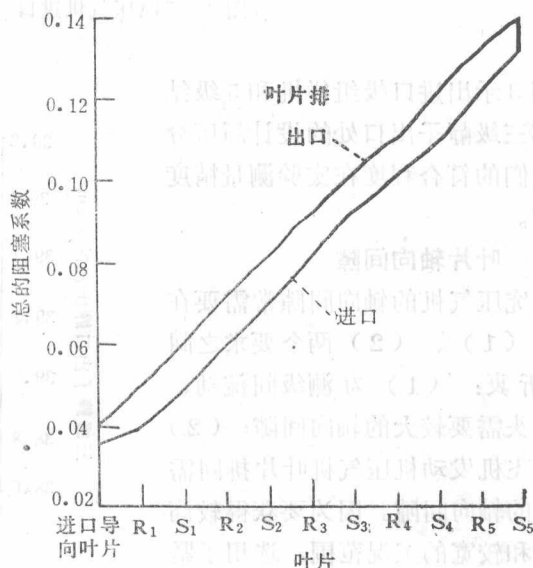


图4 整个流路的堵塞系数

轴向分布来降低负荷。在74A压气机中，能量的径向分布是根据保证出口总压相等这一条件来确定的。因此转子叶片基元的总压比必须能抵消前面静子叶片基元造成的损失。所以转子和静子的径向损失梯度都影响转子的能量输入分布。一般说，叶片的端壁损失越大，在转子的轮毂部和顶部应该加入的能量就越多。

6. 损失模型

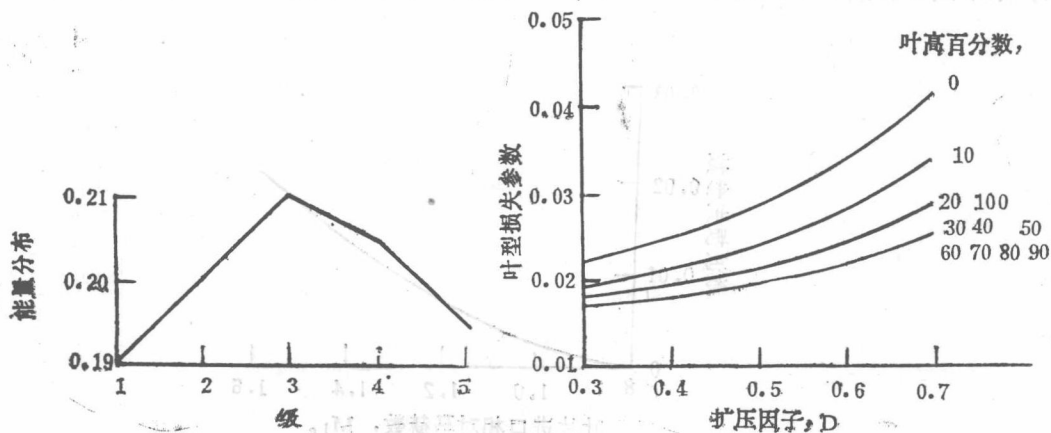


图 5 能量的轴向分布百分比

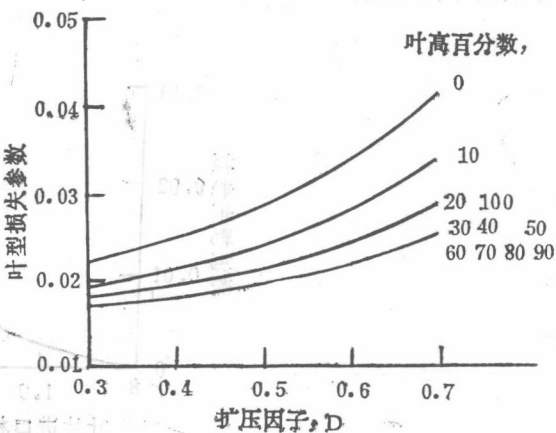


图 6 转子的叶型损失 (方程B13和B21)

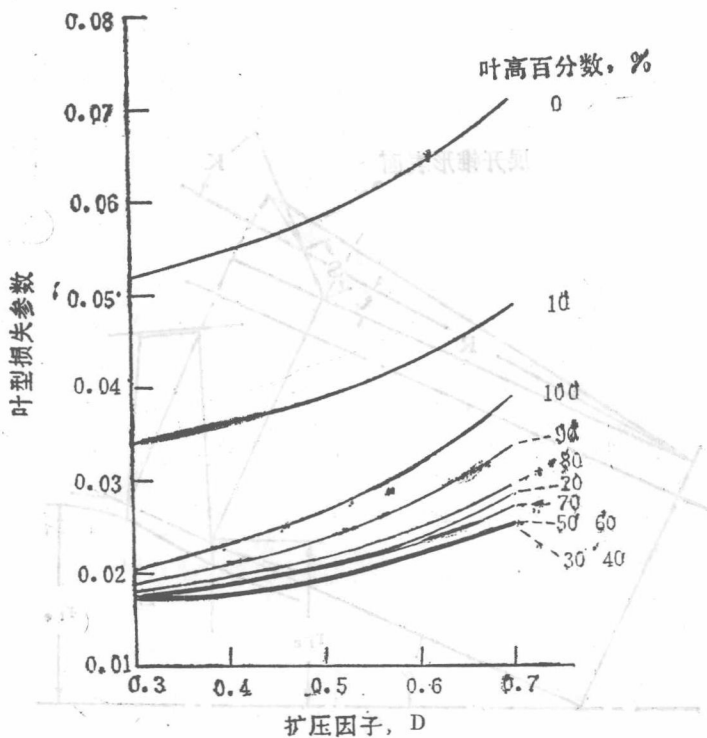


图 7 静子的叶型损失 (方程B13和B21)

根据与74A压气机叶片相似的单级压气机的实验数据相关确定损失模型。有两种损失相关，即叶型损失和激波损失，它们都根据文献2至11的数据确定。这些损失的规律，除进口导向叶片外，可应用于74A的所有叶片。对进口导向叶片采用损失系数沿径向不变，均为总压下降2%的假设。

(1) 叶型损失

把文献2至11的数据作为输入，可将叶型损失作为扩压因子和沿叶片高度的百分比的函数，示于图6和图7中。它说明：①叶型损失随着表示叶片负荷的扩压因子的增加而增大；

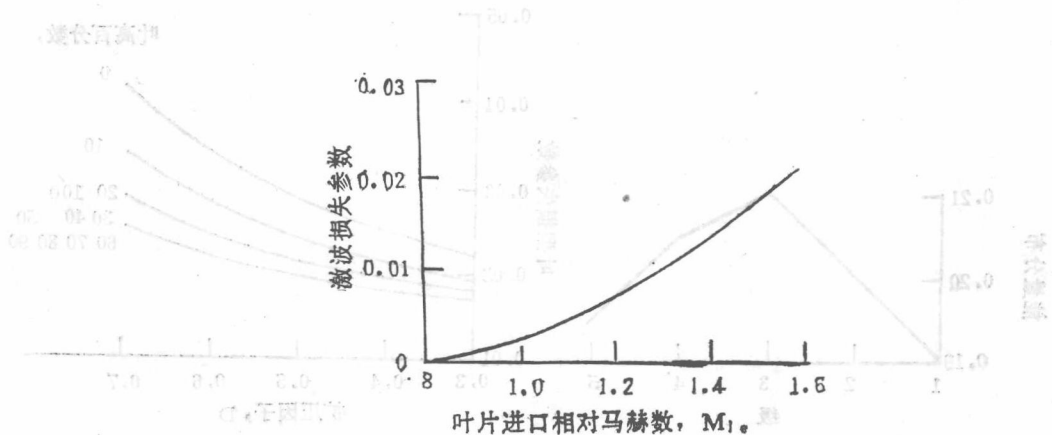


图8 激波损失

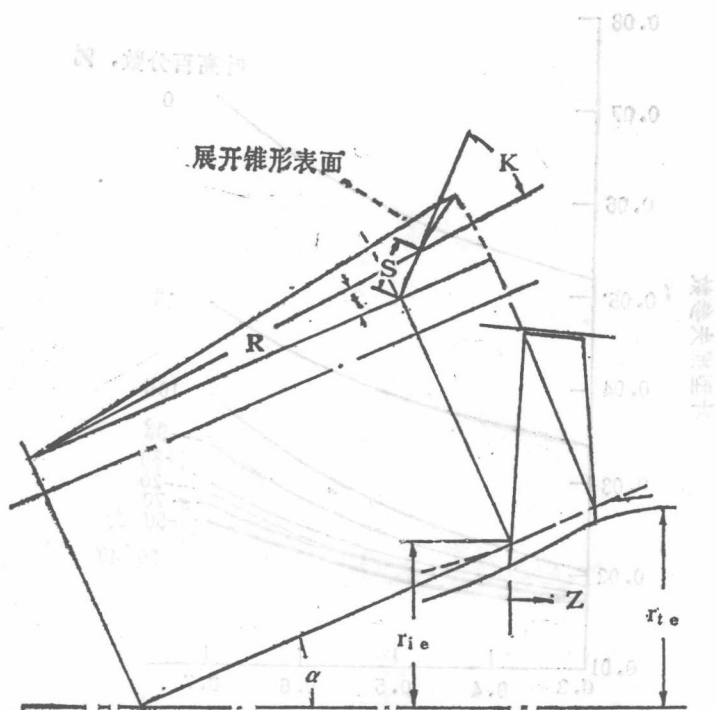


图9 叶片单元设计的锥座标系

②如果沿叶片高度取等扩压因子设计,则一般叶片的根部和顶部损失最大。

(2) 激波损失

激波损失是由于相邻叶片吸力面发出的强激波造成的。激波损失大小可根据叶片基元进口相对马赫数与相对总压损失参数的简单公式求得。图8表示由文献2至11的数据得到的转子和静子通用的激波损失关系。从图上可以看出,进口相对马赫数越大,激波损失越大。

7. 叶片设计

叶片设计的基本目的是为了使叶片形状能有效地在叶片进、出口处产生所需的速度图形。确定叶片基元形状的主要参数有:攻角和落后角;叶片的弯度和厚度沿叶片弦长的分布。

文献1介绍的压气机设计程序可以构成圆弧叶型。叶片基元在(图9所示的)通过叶片流线位置的锥面上确定。每个叶片基元由两段组成。每一段的中弧线和两个表面的角度均沿弧长等速变化(图10)。一个叶片基元可由前缘角 K_1 。(是leading edge的缩写)和后缘角 K_t ;半径 R_1 和 R_t ;最大厚度 T_m ;最大厚度位置 C_m ;转接点位置 C_t ;弯度比 C_1/C_2 来确定。当 $C_1 = C_2$ 时最大弯度在叶片中点,叶片为双圆弧叶型(DCA);当 $C_1 \neq C_2$ 时,叶片为多圆弧叶型(MCA)。

当叶片基元确定后,沿先前规定的堆叠线,将各截面的形心堆叠。为了加工的目的,

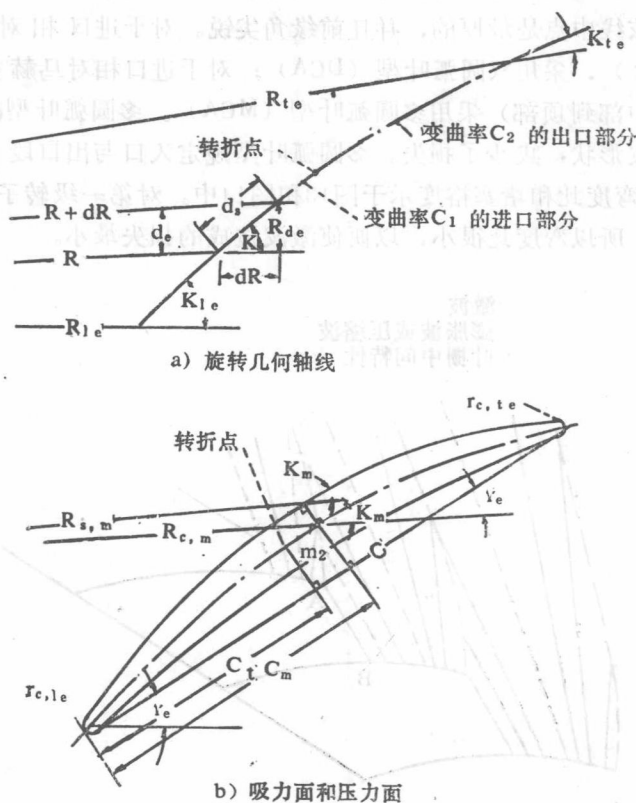


图 10 叶型片基元设计参数

给出了通过轮毂堆叠点的径向线垂直的若干平面上叶片的加工坐标。

(1) 攻角

以在设计状态下损失最小来确定攻角。为作到这点，作者检验了文献2至11中相似的叶片排的最小损失攻角，并应用于74A的设计中。对于进口级组的三个转子的叶片基元。吸力面攻角都设计成零。而对于静子叶片基元的吸力面攻角设计范围是 -1° 至 -3° ；一般说，进口相对马赫数较低的叶片基元，此值也较低。对于进口导向叶片，设计攻角相对于叶片中弧线为 0° 。

所选定的转子叶片攻角与依照文献13介绍的方法计算的结果进行过比较。这种方法在来流马赫数 ≥ 1.0 时成立，它要求在入口至吞入的第一道激波之间距离的一半处，所设定的攻角能使吞入面积比为1。这样作是为了控制激波形状（图11），减少激波损失。所选定的转子叶片攻角与计算的结果差在 1° 之内，吞入面积比与1的差一般也不超过7%。

(2) 落后角

根据文献2至11设计条件附近的实验数据确定转子和静子叶片在设计点的落后角。对于进口导向叶片落后角设计为零。74A中转子和静子叶片的落后角，特别是在叶尖和叶根处用卡特尔准则求得的值要大些。图12示出转子和静子叶片落后角的修正系数，将它们加到用卡特尔准则求得的结果上，就得到设计时选定的落后角。

(3) 叶片造型

为改善气动性能，选用了薄叶片。叶片厚度能充分满足制造公差和结构完整性。74A压气机所有叶片在弦线中点是最厚的，并且前缘角尖锐。对于进口相对马赫数较低的叶片（全部静子和转子3），采用双圆弧叶型（DCA）；对于进口相对马赫数 >1 时，（对转子1和2的叶片从中部到顶部）采用多圆弧叶型（MCA）。多圆弧叶型减少了吸力面的弯度，改善了进口激波形状，减少了损失。多圆弧叶型规定入口与出口段中弧线的弯度比 <1.0 。设计所采用的弯度比和堵塞裕度示于图13和图14中。对第一级转子来说，叶片顶部进口相对马赫数最大，所以弯度比很小，以便使激波造成的损失最小。

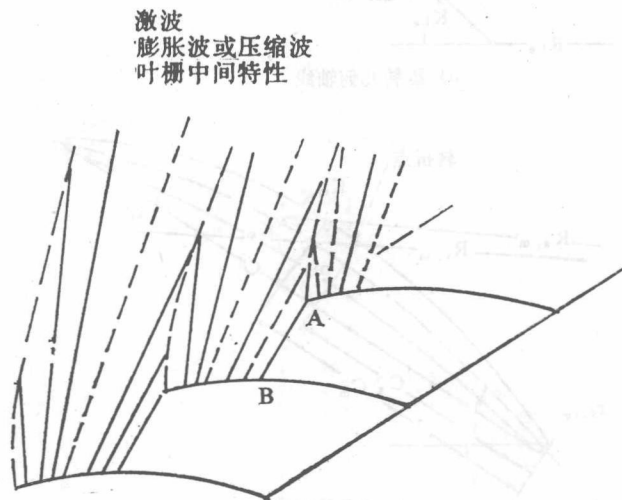


图 11 超音速叶栅进口区AB处的扩展波系

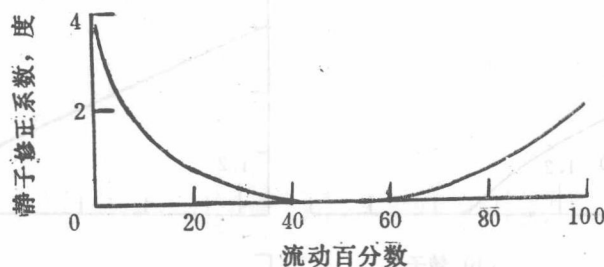
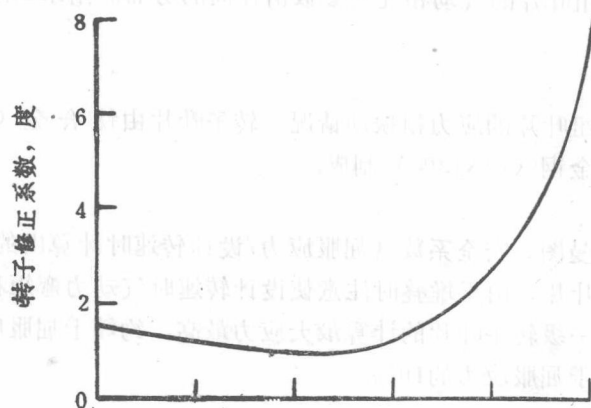


图 12 将落后角的修正系数加到卡特尔准则

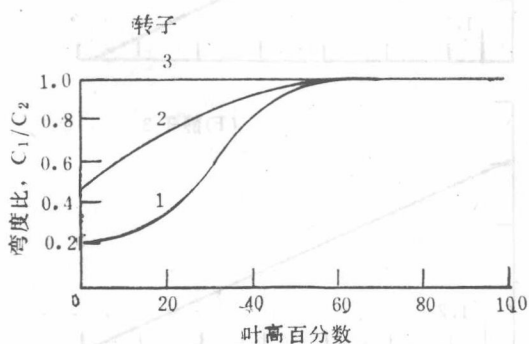


图 13 转子叶片基元的弯度比

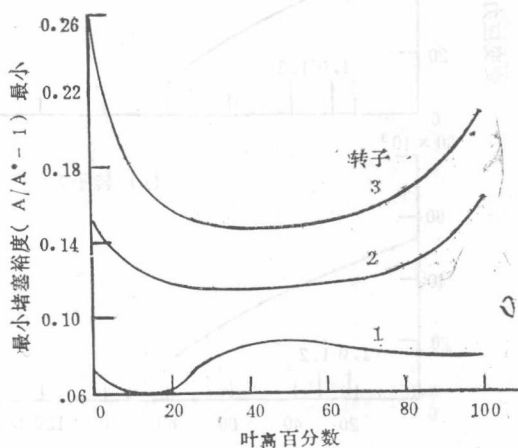


图 14 转子叶片基元阻塞裕度

8. 气动设计表

气动设计表提供了完整的详细的气动设计的数据资料。它们是根据压气机设计程序的输

出格式用电子计算机打的出。表2和表3列出74A压气机的5个级的设计参数，表4和表5列出74A压气机进口级组叶片的气动和几何参数沿径向的分布。附录C给出设计表中所用诸量的定义和单位。

9. 机械设计

文章给出了进口级组叶片的应力和振动情况。转子叶片由钛合金（Ti—6AL—4V）制成，静子叶片由高镍合金钢（18Ni200）制成。

（1）叶片应力

图15是叶片的古德曼图。安全系数（屈服应力/设计转速时计算出的最大合应力）列在表6中。对于所有转子叶片，由于堆叠时注意使设计转速时气动力弯矩和离心力矩相平衡，因而减少了合应力。第一级转子叶片的计算最大应力最高，约等于屈服应力的一半。静子叶片的最大应力几乎都小于屈服应力的10%。

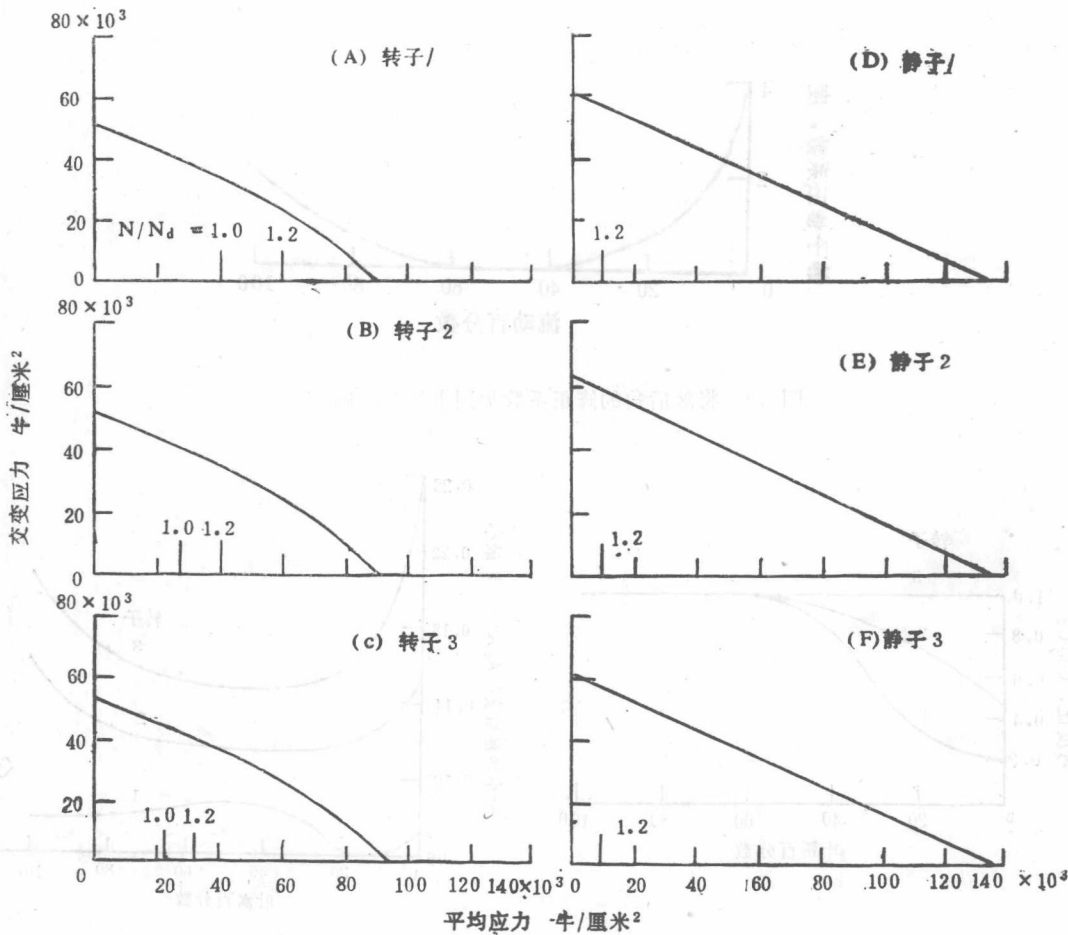


图 15 古德曼图

（2）叶片振动

图16示出的坎拜尔图，说明转子叶片共振曲线与每转激振线的交点所对应的转速可能引

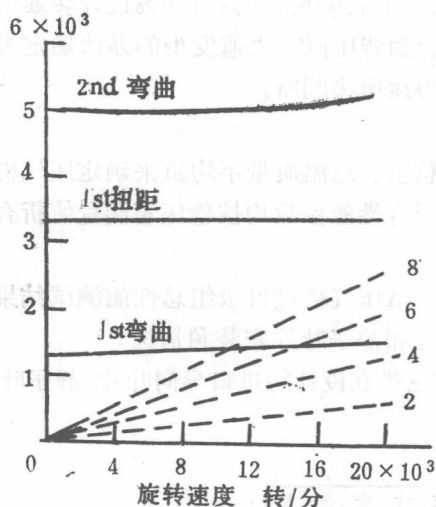
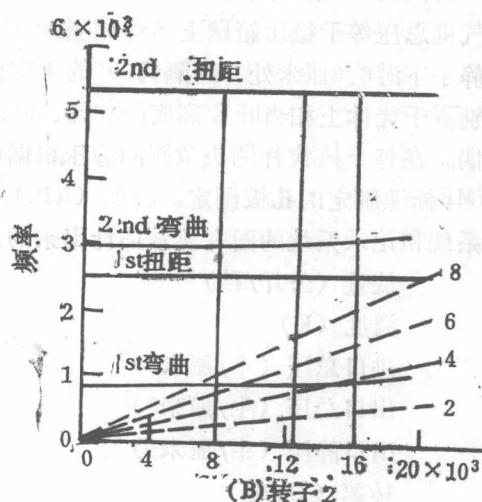
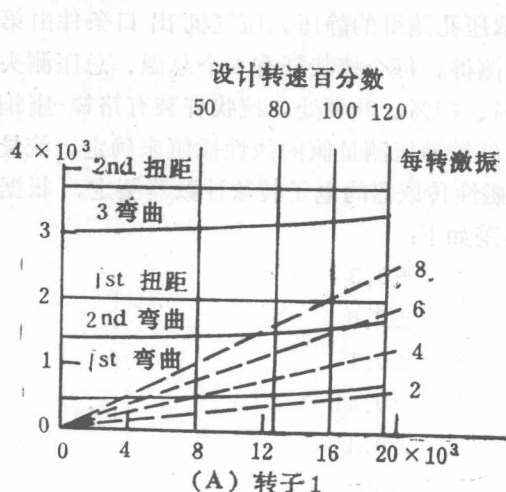


图 16 转子的坎贝尔图

起转子叶片共振。对所有转子叶片来说,第一阶弯曲共振曲线高于每转 2 次的激振线。而第一级转子在 50% 设计转速时,第二级转子在 90% 设计转速时第一弯曲共振线与每转 4 次的激振线相交。第三级转子的一阶弯曲共振线高于每转 4 次的激振线。

10. 设备和方法

(1) 压气机试验设备

文献 14 详细地描述了多级压气机试验设备。空气从屋顶入口进入试验设备的空气流量孔板和两个节流蝶阀进入压气机上游的稳压箱,再流经被试验的压气机,最后通过集气室或进入高空排放系统或直接排入大气。流量由集气室的套筒阀控制。在这个压气机的试验中,进