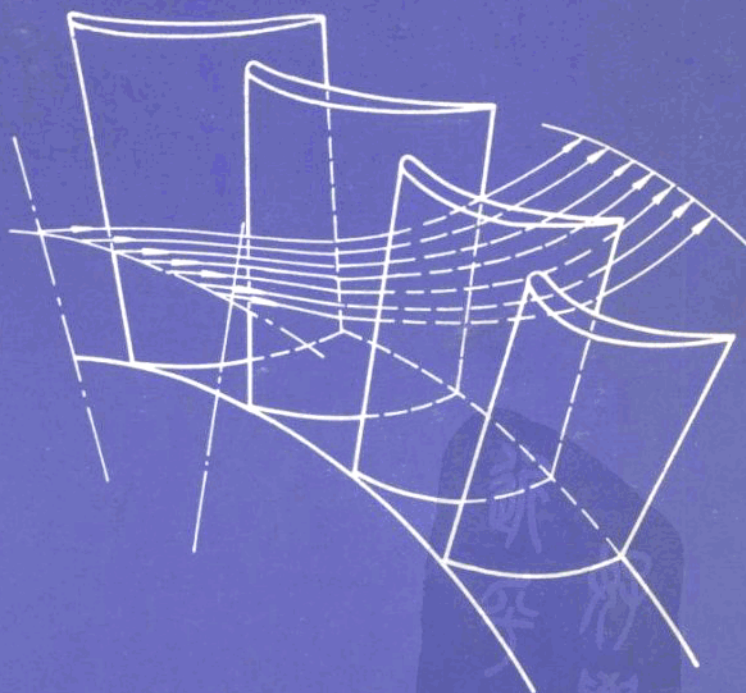


船用燃气轮机轴流式 叶轮机械气动热力学

(原理、设计与试验研究)

下 册

李根深 陈乃兴 强国芳 编著



国防工业出版社

PDG

船用燃气轮机轴流式 叶轮机机械气动热力学

(原理、设计与试验研究)

下 册

李根深 陈乃兴 强国芳 编著



国防工业出版社

内 容 简 介

本书是以船用燃气轮机研制工作中对有关问题所取得的理论与试验研究成果以及所积累的工程实践经验为基础编写而成,全书分上、下两册。上册系统地叙述了轴流式叶轮机(压气机和涡轮)气体流动基本方程及其工作原理、测试方法两个主要方面的内容。本书系下册,书中阐述了有关试验研究结果、气动设计计算和性能调试等方面的内容。

本书适合已经掌握一定的高等数学、流体力学和热力学的基础知识,初步具备叶轮机工作原理等专业知识并需要扩大和加深这方面的知识的读者,对从事轴流式压气机和涡轮的设计计算、试验研究的工作人员以及高等院校等有关专业的师生,也可供自学时参考。

船用燃气轮机轴流式叶轮机气动热力学 (原理、设计与试验研究)

下 册

李根深 陈乃兴 强国芳 编著

责任编辑 方 商

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₁₆ 印张 23¹/₂ 插页 2 545千字

1985年7月第一版 1985年7月第一次印刷 印数: 001—680册

统一书号: 15034·2682 定价: 5.40元

目 录

第八章 压气机平面叶栅的试验结果及其设计应用	1
§ 8.1 引言	1
§ 8.2 压气机平面叶栅的几何参数和气动参数	2
8.2.1 叶型几何参数	2
8.2.2 叶栅几何参数	8
8.2.3 叶栅气动参数	8
8.2.4 叶栅表示方法	9
§ 8.3 压气机平面叶栅的试验结果	9
8.3.1 叶型几何参数的影响	10
8.3.2 叶栅几何参数的影响	15
8.3.3 叶栅工况参数的影响	17
§ 8.4 压气机平面叶栅设计工况的选择	22
8.4.1 “名义工况”关系式	23
8.4.2 “最大升阻比”关系式	27
8.4.3 “最小损失”关系式	32
8.4.4 压气机叶栅的极限负荷问题	36
8.4.5 讨论与比较	39
§ 8.5 几种叶栅试验结果的补充介绍	42
8.5.1 大转折角叶栅	43
8.5.2 串列叶栅	43
8.5.3 大小叶栅	45
8.5.4 变高度叶栅	46
8.5.5 超临界叶栅	48
§ 8.6 压气机平面叶栅中的二次流动	49
8.6.1 二次流动的形成机理	49
8.6.2 二次流动的试验结果	51
8.6.3 降低二次流损失的措施	55
§ 8.7 本章小结	56
参考文献	57
第九章 涡轮平面叶栅的试验结果及其设计应用	60
§ 9.1 引言	60
§ 9.2 涡轮平面叶栅的几何参数和气动参数	61
§ 9.3 涡轮平面叶栅的叶型损失	64
9.3.1 叶型损失与叶栅设计特征的关系	64
9.3.2 叶型损失与叶栅几何参数的关系	70
9.3.3 叶型损失与叶型几何参数的关系	72
9.3.4 叶型损失与叶栅工况参数的关系	76
§ 9.4 涡轮平面叶栅中的二次流动和损失	81
9.4.1 二次流动的形成机理	82
9.4.2 二次流损失的计算公式	83
9.4.3 影响二次流损失的因素	86
9.4.4 降低二次流损失的措施	88
§ 9.5 涡轮平面叶栅的出气角	89

9.5.1	出气角与叶栅设计特征的关系	89
9.5.2	出气角与叶栅几何参数的关系	94
9.5.3	出气角与叶型几何参数的关系	94
9.5.4	出气角与叶栅工况参数的关系	95
9.5.5	二次流对出气角的影响	96
§ 9.6	平面叶栅数据在涡轮设计中的应用	97
9.6.1	关于叶栅数据在设计中的可用性	97
9.6.2	关于相对节距的选择	98
9.6.3	关于叶栅通道的设计和计算	104
§ 9.7	几种叶栅试验结果的补充介绍	107
9.7.1	冷却涡轮叶栅	107
9.7.2	高负荷叶栅	110
§ 9.8	本章小结	118
参考文献		119
第十章 多级压气机的气动设计		123
§ 10.1	引言	123
§ 10.2	压气机基元级主要参数的最佳选择	125
10.2.1	叶栅负荷的选择	125
10.2.2	损失为常数时,最佳级效率与反力度和流量系数的关系	127
10.2.3	损失系数变化时,最佳级效率与反力度和流量系数的关系	129
10.2.4	级参数选择对级稳定工作范围的影响	135
§ 10.3	多级压气机的热力计算(方案设计)	138
10.3.1	多级压缩过程的热力学分析	138
10.3.2	多级压气机主要参数的选择	141
10.3.3	多级压气机子午面通流图的设计	148
§ 10.4	各级气流参数沿径分布的计算	149
10.4.1	“简化径向平衡”计算方法	149
10.4.2	简化径向平衡的各种流型	151
10.4.3	比较和讨论	159
§ 10.5	亚音速压气机的叶型设计	160
§ 10.6	设计方法的试验验证	161
10.6.1	进口导叶环的试验结果	161
10.6.2	单级压气机的试验结果	162
10.6.3	多级压气机的试验结果	165
§ 10.7	设计方法的改进	168
10.7.1	完全径向平衡问题	169
10.7.2	基元级叶栅的负荷极限及级特性计算问题	170
10.7.3	粘性(附面层)影响问题(多级压气机的级间配合)	171
10.7.4	二次流的影响问题	172
10.7.5	修正多级压气机内粘性影响的几种经验方法的讨论	174
§ 10.8	跨音速级的设计	176
10.8.1	超音速叶栅中的流动	177
10.8.2	跨音速级气流参数的选择	182
10.8.3	跨音速级的直径计算	188
10.8.4	跨音速级叶型以及叶栅参数的选择	195
10.8.5	多圆弧叶片造型方法举例	203
§ 10.9	压气机的模化设计	208
§ 10.10	本章小结	212
参考文献		212

第十一章 多级压气机的变工况性能及其试验调整	214
§ 11.1 压气机的变工况性能及其特性	214
§ 11.2 压气机的失速与喘振	218
11.2.1 旋转失速	219
11.2.2 压气机的喘振	221
11.2.3 压气机的防喘措施	223
§ 11.3 多级压气机在简化条件下的级间协调	226
§ 11.4 多级压气机在实际条件下的级间协调	228
11.4.1 最大流量问题	228
11.4.2 压气机效率问题	228
11.4.3 喘振线的形成以及级间影响和干扰对喘振线的影响问题	228
11.4.4 压气机的多重特性问题	230
§ 11.5 多级压气机变工况性能的估算方法	233
11.5.1 基元叶栅法	233
11.5.2 逐级叠加法	234
11.5.3 统计规律法	236
§ 11.6 多级压气机的试验调整	240
11.6.1 多级压气机的试验方法	241
11.6.2 多级压气机试验结果的处理及其初步分析	243
11.6.3 级间协调的标准及“峰值”线在调试中的应用	247
11.6.4 试验结果的其它分析方法	250
11.6.5 多级压气机的调试	251
11.6.6 多级压气机调试中一些实际问题的讨论	253
11.6.7 可转导叶、级间放气及机匣处理在多级压气机中的应用	267
§ 11.7 本章小结	270
参考文献	271
第十二章 多级涡轮的设计计算方法	273
§ 12.1 引言	273
§ 12.2 涡轮级中的流动过程及其影响因素	275
12.2.1 涡轮级的几何参数和气动特性	275
12.2.2 涡轮级流动过程的某些特点	276
12.2.3 设计方法对涡轮级特性的影响	280
12.2.4 几何参数对涡轮级特性的影响	282
12.2.5 工况参数对涡轮级特性的影响	285
§ 12.3 多级涡轮的热力计算	288
12.3.1 子午面通流图的设计	288
12.3.2 焓降分配与级数选择	290
§ 12.4 气流参数的径向平衡计算	292
12.4.1 径向平衡与流型设计	293
12.4.2 简单径向平衡流型	294
12.4.3 控制旋涡流型	298
12.4.4 流线斜率和曲率的计算	304
§ 12.5 涡轮叶片的造型设计	308
12.5.1 平面叶栅的工程造型方法	309
12.5.2 沿叶型表面速度分布的选择	317
12.5.3 各截面叶型的径向叠合问题	318
§ 12.6 涡轮级性能的估算方法	319
12.6.1 变工况时涡轮级特性参数的变化	320
12.6.2 变工况时涡轮流量及级焓降的变化	323

12.6.3 变工况时涡轮特性的计算	326
§12.7 本章小结	335
参考文献	336
附录 任意非正交曲线坐标系在叶轮机械气动计算中的应用	340
A.1 引言	340
A.2 非正交曲线坐标系的某些关系式	340
A.3 非正交曲线坐标系的梯度、散度和旋度	343
A.4 用任意非正交曲线坐标表示的叶轮机械三维流动的基本方程	346
A.5 叶轮机械三维流动的求解	348
A.6 两类相对流面的任意非正交曲线坐标的流函数方程	352
A.7 适用于速度梯度法的 S_1 流面基本方程组	359
A.8 适用于速度梯度法的 S_2 流面基本方程组	363
参考文献	368

第八章 压气机平面叶栅的试验结果 及其设计应用

§ 8.1 引 言

关于压气机基元级和叶片流动计算问题,本书第二、三、四章已经从理论上进行了充分的讨论。在决定了流经压气机级的气流温升及相应的气流速度和角度之后,紧接着便是要设计正确的叶片几何形状。这时,重要的问题是,设计人员如何能使设计规定的气流转折角和温升得以在损失很小的情况下实现。否则,要想得到高性能的压气机是不可能的。

实际上,在压气机设计中,总是以试验结果为基础和依据的。在相当长一段时间内,平面叶栅试验数据对轴流式压气机的设计和发展起着重要的作用。

在燃气轮机发展初期,失败的主要原因是压气机的性能不好;而压气机失败的主要原因则是在于没有掌握压气机叶栅流动过程的特点以及有关极限负荷的知识。

根据压气机平面叶栅试验结果,我们不但可以合理地选择通过叶栅的气流转折角和温升的范围,而且可以近似地估算出在设计和非设计的工况下,压气机级的特性和整台压气机的总的性能。

英国对压气机平面叶栅进行过系统的试验研究,积累了大量的数据。在此基础上,分析了叶栅各种参数之间的相互关系和变化规律,提出了一整套综合设计曲线和近似经验公式⁽¹⁾⁽²⁾⁽⁸⁾。

美国也对压气机叶栅作过系统的研究。早期的试验是在实体壁叶栅风洞上进行的。由于附面层的影响,使叶栅出气角有一定偏差,因而难以建立起气流角度数据间的普遍关系⁽⁴⁾⁽⁶⁾。多孔壁叶栅试验技术的进展使NACA65系列叶栅积累了系统、完整的试验数据,并在此基础上进行了有价值的总结⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

西德对压气机叶栅一直在进行着大量系统的研究工作,其特点是通过系统的实验来验证新的理论方法⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾⁽¹⁸⁾。

苏联和捷克有关单位也曾投入相当的力量从事叶栅试验。结果证明了Howell和Carter的曲线在亚音速条件下是可靠的,能够满足设计的要求⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾。

国内在这方面也曾进行过一些工作。除了多孔壁测试技术的研究以外,还着重对大转折角叶栅作了些系统的补充试验⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾。对超、跨音速压气机叶栅的试验研究工作也在进行中。

平面叶栅试验方法是在轴对称的二维设计方法的基础上提出并发展起来的。当压气机的环形流通面积变化不大,来流附面层较薄,叶尖圆周速度较小,叶片的负荷较低,气流的马赫数较小时,叶栅试验所得出的设计点附近的损失和转折角数据一般可以在设计计算中直接应用。当流动是高度三维的,即环形通道收缩激烈,流片厚度不是常数,且存在着气流参数的径向梯度,叶片表面的附面层发生径向串流等情况时,平面叶栅试验就无法反映种种复杂的影响因素,也难以圆满回答设计中提出的许多问题。因此,对

于压气机平面叶栅试验结果在轴流式压气机，特别是在超、跨音速压气机设计中的可用性，长期来观点不一，争论不休。但是平面叶栅试验方法简单、方便、可以单独地研究各个因素的影响等，优点十分明显突出。所以总的来说，侧重应用研究和研制的工厂和研究所比较强调动态试验，而搞理论和应用基础研究的高等院校和研究机构则仍投入一定力量来做叶栅试验^{[18][19]}。近年来，对于上下端壁呈收缩形的变高度叶栅以及旋转叶栅的试验研究有所发展^{[20][21][22][23][24][25]}。值得注意的是，一直不主张搞叶栅试验的英国 Rolls-Royce 公司于数年前制订了跨音速叶栅的试验计划^[26]，加强了这方面的研究工作。对跨、超音速叶栅的实验技术也作有系统、深入的探讨^[27]。

下面，我们着重讨论亚音速压气机平面叶栅的试验结果及其在压气机设计计算中的应用问题。内容基本上是总结归纳国外的试验研究成果，仅在个别方面补充我们自己的数据和分析应用。

§ 8.2 压气机平面叶栅的几何参数和气动参数

与蒸汽轮机不同，燃气轮机的压气机和涡轮其叶片的设计一开始就是在空气动力学研究成果的基础上发展起来的。由于在亚音速轴流式压气机的同一叶列中相邻叶片的间距较大，早期人们倾向于从单个翼型的绕流出发来处理问题。所以，压气机叶栅的叶型通常是把原始叶型叠加于弯曲的中线之上而构成的。如图 8.1 所示，叶型中线可以如此定义：在中线上任一点的法线与叶型内弧和外弧之间所夹的线段都被中线所等分。近似地，也可把中线看作是一条联接叶型中所有内切圆圆心的轨迹线^[28]。而原始叶型则是指在叠加到弯曲中线上之前，叶型厚度沿弦长的分布。当（直线）中线的上、下厚度相等时称作对称原始叶型。当上、下厚度不等时则叫做不对称原始叶型。

8.2.1 叶型几何参数

叶型几何参数是定义叶型的形状及其特点的参数。它们是

弦长 b —— 叶型中线与叶型前、后缘交点之间的距离叫做内弦（即中线两端点之连线的长度）。但在实际工程设计中常采用外弦，它是指叶型在通过叶型内弧上两最低点的切线上的投影。

中线最大弯度 m —— 叶型中线的最高点到叶片弦长的距离。它表示中线弯曲的程度，也反映了叶型弯曲角的大小。

中线最大弯度相对位置 p —— 叶型中线的最高点到前缘的距离（沿弦长）。它反映了弯曲角在叶型弦长范围内的分配情况。

叶型最大厚度 d —— 叶型内弧和背弧型线之间最大内切圆的直径（当叶型内弧和背弧型线间的距离是沿着垂直于弦长的方向计量时，则叶型最大厚度用 s 表示）。

叶型最大厚度相对位置 a —— 叶型最大厚度到前缘的距离。

叶型弯曲角 θ —— 叶型中线在叶型前缘点（或前缘中心）和后缘点（或后缘中心）的两条切线的夹角。

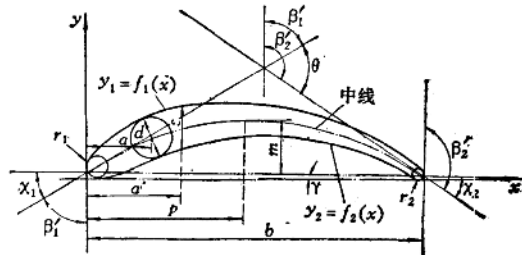


图 8.1 压气机叶栅的叶型几何参数

叶型前缘楔角 α_1 ——叶型中线在前缘点（或前缘中心）的切线与叶片弦线的夹角。

叶型后缘楔角 α_2 ——叶型中线在后缘点（或后缘中心）的切线与叶片弦线的夹角。

由图 8.1 可以看出：
$$0 = \alpha_1 + \alpha_2 \quad (8.1)$$

叶型前缘半径 r_1 ——叶型前缘圆角的半径。

叶型后缘半径 r_2 ——叶型后缘圆角的半径。

上述叶型几何参数中的线性尺寸都可表示成叶片弦长 b 的百分数： $\frac{m}{b}$ ， $\frac{p}{b}$ ， $\frac{d}{b}$ ， $\frac{a}{b}$ ， $\frac{r_1}{b}$ 和 $\frac{r_2}{b}$ 。其中 $\frac{m}{b}$ ， $\frac{p}{b}$ 是由中线决定的， $\frac{d}{b}$ ， $\frac{a}{b}$ ， $\frac{r_1}{b}$ 和 $\frac{r_2}{b}$ 则是由原始叶型决定的。

英国通常采用所谓“C系列”的原始叶型。表 8-1 中示有 C_1 ， C_2 ， C_3 ， C_4 ， C_5 和 C_7 原始叶型的坐标。

表 8-1 英国 C 系列原始叶型的坐标

$\frac{x}{b}$ %	C_1	C_2 ①	C_3 ①	C_4	C_5	C_7
0	0	0	0	0	0	0
1.25	1.375	1.49/1.26	1.42/1.42	1.65	1.65	1.51
2.50	1.94	2.08/2.63	1.84/1.86	2.27	2.27	2.04
5.00	2.675	3.00/3.12	2.31/2.545	3.08	3.08	2.72
7.50	3.225	3.58/3.66	2.72/3.03	3.62	3.62	3.18
10.00	3.6	4.01/4.06	3.04/3.41	4.02	4.02	3.54
15.00	4.175	4.55/4.58	3.60/3.80	4.55	4.55	4.05
20.00	4.55	4.90/4.89	3.83/4.18	4.83	4.83	4.43
30.00	4.95	4.98/5.02	4.35/4.82	5.00	5.00	4.86
40.00	4.81	4.76/4.79	4.76/4.945	4.89	4.89	5.00
50.00	4.37	4.30/4.31	5.00/5.00	4.57	4.58	4.86
60.00	3.75	3.70/3.72	4.73/4.73	4.05	4.09	4.42
70.00	2.93	2.91/3.00	4.00/4.60	3.37	3.48	3.73
80.00	2.05	2.02/2.15	2.93/2.93	2.54	2.75	2.78
90.00	1.12	1.05/1.20	1.62/1.62	1.60	1.95	1.65
95.00	0.65	0.60/0.68	0.92/0.92	1.06	1.52	1.09
100.00	0	0	0	0	0	0
前缘半径 r_1	0.8	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20
尾缘半径 r_2	0.2	0.20	0.20	0.60	1.20	0.60

① 左上角数值指上部型面，右下角数值指下部型面。

美国则采用 NACA 65 系列的原始叶型。65 系列的叶型采用了一系列的中线，每种中线反映了相应的单个叶型的设计升力系数 C_{L_0} 。表 8.2 示出 NACA 65 原始叶型的坐标，其中一组数据属于出气边加厚的 NACA 65 原始叶型。

苏联采用的原始叶型有 BC-6，10-C 和 A-40 三种。捷克则采用所谓的“CT 系列”。表 8.3 中列出了上述原始叶型的坐标。

可以看出：原始叶型最大厚度距前缘的距离 $\frac{a}{b}$ 在 0.3~0.4(0.5) 之间变化。其中 C_1 ， C_2 ， C_4 ， C_5 ，CT 系列和 10-C 的 $\frac{a}{b} = 0.3$ ； C_7 ，NACA 65 系列，BC-6 和 A-40 原

表8-2 美国NACA65系列原始叶型的坐标

$\frac{x}{b}$	%	65-010	65-010加厚	65(216)-010	65(216)-010加厚
0		0	0	0	0
0.50		0.772	0.772	0.752	0.752
0.75		0.932	0.932	0.890	0.890
1.25		1.169	1.169	1.124	1.124
2.50		1.574	1.574	1.571	1.571
5.00		2.177	2.177	2.222	2.222
7.50		2.647	2.647	2.709	2.709
10.00		3.040	3.040	3.111	3.111
15.00		3.666	3.666	3.746	3.746
20.00		4.143	4.143	4.218	4.218
25.00		4.503	4.510	4.570	4.570
30.00		4.760	4.775	4.824	4.824
35.00		4.924	4.945	4.982	4.982
40.00		4.996	5.000	5.057	5.057
45.00		4.963	4.945	5.029	5.029
50.00		4.812	4.732	4.870	4.870
55.00		4.530	4.513	4.570	4.570
60.00		4.146	4.159	4.151	4.175
65.00		3.682	3.754	3.627	3.768
70.00		3.156	3.349	3.038	3.362
75.00		2.84	2.944	2.451	2.955
80.00		1.987	2.539	1.847	2.549
85.00		1.385	2.134	1.251	2.142
90.00		0.810	1.729	0.749	1.735
95.00		0.306	1.324	0.354	1.329
100.00		0	0	0	0
前缘半径 r_1		0.687	0.687	0.666	0.666
尾缘半径 r_2			1.000	0.150	1.000

始叶型的 $\frac{a}{b} = 0.4$; C_s 的 $\frac{a}{b}$ 则为 0.5。

叶型中线常与原始叶型配合使用。NACA 等单位是给出中线的坐标值和斜率数据 (表 8-4), 而其它单位则是用圆弧或抛物线的方程给出。但对于 NACA 65 系列叶型中线, 也可以用通过原叶型中线的进口点, 出口点以及最大弯度点这样三个点的当量圆弧来表示。然后按照这个当量圆弧来计算叶型的有关几何参数 (见 § 8.4.3)。

NACA 65 系列的压气机叶片是由 NACA b 系列机翼改造而来, 其中线沿用 NACA b 系列的中线, 可由解析式把它表示成 C_{L_0} 和 a 的函数

$$\begin{aligned} \frac{y_c}{b} = & \frac{C_{L_0}}{2\pi(a+1)} \left\{ \frac{1}{1-a} \left[\frac{1}{2} \left(a - \frac{x}{b} \right)^2 \ln \left| a - \frac{x}{b} \right| \right. \right. \\ & - \frac{1}{2} \left(1 - \frac{x}{b} \right)^3 \ln \left(1 - \frac{x}{b} \right) + \frac{1}{4} \left(1 - \frac{x}{b} \right)^2 \\ & \left. \left. - \frac{1}{4} \left(a - \frac{x}{b} \right)^2 \right] - \frac{x}{b} \ln \frac{x}{b} + g - h \frac{x}{b} \right\} \end{aligned} \quad (8.2)$$

式中

$$g = \frac{1}{1-a} \left[a^2 \left(-\frac{1}{2} \ln a - \frac{1}{4} \right) + \frac{1}{4} \right]$$

表8-3 苏捷等国采用的原始叶型的坐标

$\frac{x}{b}$	%	BC-6	A-10	CT	10C
0		0	0	0	0
0.25		—	—	—	0.712
0.50		0.80	0.80	—	—
0.75		—	$1.142\left(\frac{x}{b} = 1.0\right)$	—	1.232
1.25		—	$1.430\left(\frac{x}{b} = 1.5\right)$	1.578	1.564
2.50		1.86	$1.653\left(\frac{x}{b} = 2.0\right)$ 1.850	2.179	2.150
5.0		2.59	$2.790\left(\frac{x}{b} = 6.0\right)$ 2.550	2.962	2.935
7.5		3.10	3.090	3.500	3.459
10.0		3.54	3.525	3.902	3.874
15.0		—	4.160	4.454	4.432
20.0		4.56	4.550	4.781	4.761
30.0		4.92	$4.788\left(\frac{x}{b} = 25.0\right)$ 4.927	5.000	5.000
40.0		5.0	$4.986\left(\frac{x}{b} = 35.0\right)$ 5.000	4.844	4.856
50.0		4.86	4.858	4.443	4.445
60.0		4.45	4.442	3.875	3.876
70.0		3.78	3.783	3.182	3.151
80.0		2.86	2.850	2.387	2.316
85.0		—	—	—	1.855
90.0		1.74	1.722	1.496	1.368
95.0		1.15	1.003	1.013	0.8435
99.47		0.63	—	—	—
100.0		0	0	0.500	0.300
前缘半径 r_1		1.04	0.55		1.20
尾缘半径 r_2		0.63	0.50		0.30

$$h = \frac{1}{1-a} \left[\frac{1}{2} (1-a)^2 \ln(1-a) - \frac{1}{4} (1-a)^2 \right] + g$$

而 a 是表示叶片负荷分配的系数，即从叶片进口至 $\frac{x}{b} = a$ 处负荷（叶片内弧与背弧的压力差）是均匀的，在 $\frac{x}{b} = a$ 以后负荷线性地下降到零。对于 NACA-65 系列压气机叶型，取 $a = 1.0$ ，其时 g 和 h 均趋于零。此时，中线解析式 (8.2) 可简化为●

$$\frac{y_c}{b} = \frac{C_{L_0}}{4\pi} \left[\left(1 - \frac{x}{b}\right) \ln\left(1 - \frac{x}{b}\right) + \frac{x}{b} \ln \frac{x}{b} \right] \quad (8.2a)$$

● 当 $a = 1.0$ 时， g ， h 和 $\frac{y_c}{b}$ 均变为 $\frac{0}{0}$ 的不定式。将分子、分母均对 a 求导，并取 $a = 1.0$ 代入，即得式 (8.2a)。

表8-4 NACA 65 系列及BC-6 叶型中线的坐标

		NACA A ₁₀ 中线 ($C_{L_0} = 10$)		ЦАГИ BC-6 中线	
$\frac{x}{b}$	%	$\frac{y}{b}$	% 斜率 $\frac{dy}{dx}$	$\frac{y}{b}$	% 斜率 $\frac{dy}{dx}$
0		0	—	0	—
0.50		0.250	0.421	0.25	0.4994
0.75		0.350	0.388	—	—
1.25		0.535	0.348	—	—
2.50		0.930	0.292	1.22	0.4684
5.00		1.580	0.234	2.34	0.431
7.50		2.120	0.200	3.38	0.3952
10.00		2.585	0.175	4.32	0.3609
15.00		3.365	0.138	—	—
20.00		3.980	0.110	7.29	0.2364
25.00		4.475	0.087	—	—
30.00		4.860	0.067	9.10	0.1294
35.00		5.150	0.049	—	—
40.00		5.355	0.032	9.92	0.0368
45.00		5.475	0.016	—	—
50.00		5.515	0	9.88	-0.0437
55.00		5.475	-0.016	—	—
60.00		5.355	-0.032	9.08	-0.1141
65.00		5.150	-0.049	—	—
70.00		4.860	-0.067	7.62	-0.1762
75.00		4.475	-0.087	—	—
80.00		3.980	-0.110	5.58	-0.2311
85.00		3.365	-0.138	—	—
90.00		2.585	-0.175	3.02	-0.28
95.00		1.580	-0.234	1.566	-0.3026
100.00		0	—	$0.172\left(\frac{x}{b} = 99.47\right)$	$-0.3213\left(\frac{x}{b} = 99.47\right)$

当叶型中线为一段及两段圆弧或抛物线所组成时,具体计算和构作方法可参见〔29〕。A-40 叶型的中线是由一段抛物线给出的⁽³⁰⁾。CT 系列的叶型中线则是由两段抛物线给出,其方程为⁽¹⁵⁾

当 $\frac{x}{b} = 0 \sim \frac{p}{b}$ 时,

$$\frac{y}{b} = \frac{\left(\frac{m}{b}\right)}{\left(\frac{p}{b}\right)^2} \left[2\left(\frac{p}{b}\right)\left(\frac{x}{b}\right) - \left(\frac{x}{b}\right)^2 \right] \quad (8.3a)$$

当 $\frac{x}{b} = \frac{p}{b} \sim 1$ 时,

$$\frac{y}{b} = \frac{\left(\frac{m}{b}\right)}{\left(1 - \frac{p}{b}\right)^2} \left[\left(1 - 2\frac{p}{b}\right) + 2\left(\frac{p}{b}\right)\left(\frac{x}{b}\right) - \left(\frac{x}{b}\right)^2 \right] \quad (8.3b)$$

而

$$\operatorname{tg} \chi_1 = 2 \frac{\left(\frac{m}{b}\right)}{\left(\frac{p}{b}\right)} \quad (8.4 a)$$

$$\operatorname{tg} \chi_2 = 2 \frac{\left(\frac{m}{b}\right)}{1 - \left(\frac{p}{b}\right)} \quad (8.4 b)$$

一般说来,叶型中线最大弯度位置 $\frac{p}{b}$ 是在 0.4~0.5 范围内变化。例如 NACA 65 系列叶型中线 $\frac{p}{b}=0.5$, BC-6 和 A-40 取 $\frac{p}{b}=0.45$ 。

最后,我们把这几种不同的原始叶型的性能简单地比较一下。文献[31]在多孔壁叶栅风洞上对 NGTE 的 10C4/30C50 叶型和 NACA 的 65-(12A₁₀)10 叶型在 $\frac{b}{t}=1.0$ 的条件下进行了低速叶栅试验比较。结果表明,两者在气流转折角、阻力系数和工况范围等方面都差不多。但是 NACA 65-(12A₁₀)10 叶型的临界马赫数要高一些。[16]也介绍了类似的比较结果,把采用 10-C 原始叶型的叶栅与相近的 10C4/25C50 及 10C4/25P40 进行试验比较,发现工况范围基本一致,但 10-C 叶栅的损失略低,气流转折角略大。此外,BC-6 叶型与 10-C 叶型的气动性能也很接近。但在 C 系列的原始叶型中,一般认为 C7 叶型的性能要比 C4 来得好^[32]。但总的来说,在中等的亚音速范围内,各种原始叶型的气动性能差别并不大。

最后,再简单介绍一下压气机进口导叶的具体构造方法。

压气机进口导叶乃是一种加速叶栅,其任务是使气流经济地产生一定的转折。对于低速压气机转折角较小的进口导叶,过去是采用圆弧中线及任意的厚度分布。在[33]中, J. C. Dunavant 介绍了适用于高亚音速条件的导叶叶栅,其特点是厚度小($\frac{d}{b}=6\%$),

表8-5 NACA 63-(C₁A₄K₆)06导叶叶型的坐标

A ₄ K ₆ 中线 (C ₁ =1.0)的坐标				NACA63-006厚度分布 (前缘半径 0.297, 尾缘半径 0.6)			
$\frac{x}{b}$ %	$\frac{y}{b}$ %	$\frac{x}{b}$ %	$\frac{y}{b}$ %	$\frac{x}{b}$ %	$\pm \frac{y}{b}$ %	$\frac{x}{b}$ %	$\pm \frac{y}{b}$ %
0	0	45	5.713	0	0	50	2.723
0.5	0.376	50	5.516	1.25	0.771	55	2.517
1.25	0.792	55	5.239	2.5	1.057	60	2.301
2.5	1.357	60	4.891	5.0	1.462	65	2.085
5.0	2.248	65	4.479	10	2.010	70	1.870
10	3.531	70	4.011	15	2.386	75	1.654
15	4.420	75	3.492	20	2.656	80	1.438
20	5.040	80	2.922	25	2.841	85	1.222
25	5.458	85	2.308	30	2.954	90	1.007
30	5.710	90	1.642	35	3.000	95	0.791
35	5.824	95	0.912	40	2.971	100	0
40	5.820	100	0	45	2.877		

转折角较大（接近 50° ），前缘区气动负荷较大，尾缘则相对比较平直。这种叶栅可以降低动叶叶尖的气流马赫数，提高气流的轴向马赫数，加大压气机每单位迎风面积的空气流量。

NACA 63-(C_L, A_4K_6)06 导叶叶型采用 A_4K_6 中线，厚度分布则选用 NACA 63-006。有关坐标如表 8.5 所示。在报告中给出了稠度为 $\frac{b}{t} = 0.75, 1.0$ 及 1.50 时叶栅的气动特性。

8.2.2 叶栅几何参数

叶栅几何参数是规定叶型在叶栅中的相对位置（角度和距离）关系的参数。它们是（见图 8.2）：

节距 t ——沿叶栅额线方向相邻两叶型对应点之间的距离。它与弦长 b 的比值 $\frac{t}{b}$

叫做相对节距或节弦比。相对节距的倒数称为稠度 $\left(\sigma = \frac{b}{t}\right)$ 。

安装角 $\beta_s(\alpha_s)$ ——叶型弦线（通常用外弦）与叶栅额线之间所夹的锐角。

安装角一旦选定，下面两个几何角度也就同时确定了：

叶栅几何进口角 β'_1 ——叶型中线在前缘的切线与叶栅额线之间的夹角；

叶栅几何出口角 β'_2 ——叶型中线在后缘的切线与叶栅额线之间的夹角。

由图 8.2 可知，

$$\beta'_1 = \beta_s - \alpha_1$$

$$\beta'_2 = \beta_s + \alpha_2$$

故 $\beta'_2 - \beta'_1 = \alpha_1 + \alpha_2 = \theta$ (8.5)

这样，叶栅几何进、出口角便与叶型的前缘楔角、后缘楔角及几何弯曲角联系起来。

在研究叶栅的二次流时，还要用到一个重要的叶栅几何参数。它是叶高 l 与弦长 b 之比 $\bar{l} = \frac{l}{b}$ ，叫做展弦比或相对高度。

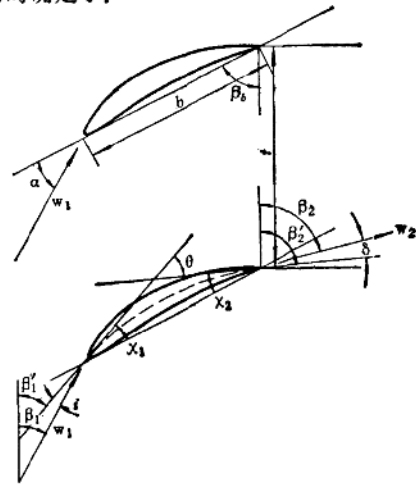


图 8.2 压气机叶栅的几何参数和气动参数

8.2.3 叶栅气动参数

平面叶栅试验研究的基本任务就是研究叶型和叶栅的几何参数与气流的气动和工况参数之间的相互关系。下面先讨论气流的角度（图 8.2）。

进气角 β_1 ——叶栅额线与进口气流相对速度 w_1 之间的夹角；

出气角 β_2 ——叶栅额线与出口气流相对速度 w_2 之间的夹角；

气流转折角 ε ——气流通过叶栅时转过的角度， $\varepsilon = \beta_2 - \beta_1$ ；

冲角 i ——来流方向与叶型中线在前缘点的切线之间的夹角， $i = \beta'_1 - \beta_1$ ；

攻角 α ——来流方向与叶型弦线（外弦）方向之间的夹角；

偏角 δ ——气流出口方向与叶型中线在后缘点的切线之间的夹角， $\delta = \beta'_2 - \beta_2$ 。

由上述定义，可以建立起气流转折角 ε 与几何弯曲角 θ 及冲角 i 、偏角 δ 之间的

关系

$$\varepsilon = \beta_2 - \beta_1 = (\beta_2' - \delta) - (\beta_1' - i) = \theta + i - \delta \quad (8.6)$$

注意对冲角 i 、攻角 α 、偏角 δ 采用如下的符号规定:

对 i 和 α ——使气流转折角 ε 加大时为正, 减小时为负;

对 δ ——使 ε 减小时为正, 加大时为负。

至于压气机叶栅的气流工况参数, 无非就是马赫数和雷诺数等。它们都是以来流的状态表示的。

8.2.4 叶栅表示方法

为了便于进行系统研究, 一般都是采用突出叶栅的主要特性参数的办法来对具体的叶栅进行标记命名。例如英国 NGTE 的 12C4/25C50 叶栅, 表示其原始叶型为 C4, 最大相对厚度为 $\frac{d}{b} = 12\%$, 叶型几何弯曲角 $\theta = 25^\circ$, 中线为圆弧 (C 代表圆弧, P 表示抛物线), 其最大弯度相对位置为 $\frac{p}{b} = 50\%$ 。苏联叶栅采用同样的标记方法。例如 10A40/15П45 叶栅表示: 原始叶型为 A-40, $\frac{d}{b} = 10\%$, $\theta = 15^\circ$, 抛物中线, $\frac{p}{b} = 45\%$ 。捷克 CT 系列叶栅的表示方法略有不同。例如 CT14510 表示: 采用 CT 系列叶型作为厚度分布, 其中线弯度 $\frac{m}{b} = 14\%$, 最大弯度相对位置为 $\frac{p}{b} = 50\%$, 而最大相对厚度 $\frac{d}{b} = 10\%$ 。NACA 65 系列叶型叶栅的表示方法较为特别。例如 NACA 65 (14A₁₀) 08 叶栅是指: 原始叶型为 65 系列, $C_{L_0} = \frac{14}{10} = 1.4$, 即中线从坐标为 $C_L = 1.0$ 时的 1.4 倍 (此处 C_{L_0} 乃是相对于单个叶型的条件而言的, 除了表示中线形状以外, 别无其它特殊的气动涵义)。A₁₀ 表示 $a = \frac{10}{10} = 1.0$, 即沿整个弦长 b 的负荷相同。08 表示 $\frac{d}{b} = 8\%$ 。

§ 8.3 压气机平面叶栅的试验结果

气流在压气机平面叶栅中的流动是扩压性流动。由于叶栅中各叶型的相互影响, 通过叶栅后气流速度的大小和方向都要发生变化, 其变化程度及其损失大小与前面提到的各几何参数和气动参数有关。流动情况可以从沿叶型表面的压力分布来加以分析和判断。在不利的情况下, 甚至还会发生附面层的分离。

为了分析这些因素的影响, 当然也可以进行理论计算。通过计算, 可以得出叶栅性能变化的一般趋势和规律。在设计点附近, 给出的压力分布、损失和出气角的数据也是相当吻合的。

但是长期以来, 主要地还是通过叶栅试验来积累数据, 总结规律, 并在某种程度上为设计提供参考依据。叶栅试验可以考虑理论计算中无法考虑的因素, 可以分析叶栅流动的物理现象, 还可以把各个影响因素区别开来来进行详细研究。

下面我们对压气机叶栅最基本的试验结果进行讨论。为了叙述的方便, 再重复一下上册中提到过的两个常用概念 (参见 § 7.4, 第 316~319 页)。

1) 临界马赫数 M_{1cr} ——这是指当叶型表面某一点上气流的当地速度首先达到音速时的来流马赫数。但在叶栅试验时,常把特定冲角下叶栅的总压损失系数为其最小值的1.5倍或2倍时的来流马赫数定义为临界马赫数。有时则把损失开始急剧加大时的来流马赫数称作临界马赫数。对压气机叶栅,也可定义转折角 ϵ 或静压增达最大值时的来流

马赫数为临界马赫数(例如 $\frac{d\left(\frac{p_2}{p_1}\right)}{dM_1} = 0$)。

2) 最大马赫数 M_{1max} ——这是在特定冲角下,叶栅进口喉部截面上出现音速,使可能通过叶栅的流量达到最大时的来流马赫数,也称阻塞马赫数。当达到这个工况时,通过叶栅气流的静压增以及效率急剧降低。因此在叶栅试验中常把静压增为零或 $\zeta - M_1$ 曲线中损失近乎垂直上升时的来流马赫数定义为最大马赫数。

可见,临界马赫数考虑了叶栅的工作能力和气动损失,而最大马赫数则反映了对叶栅通流能力的限制。这是叶栅设计和试验中的两个重要的性能参数和指标。当 $M_1 \geq M_{1cr}$ 时,在叶栅中已经出现了局部超音速区并且产生了激波与附面层的相互作用。对于 $M_{1max} \geq M_1 \geq M_{1cr}$ 这一高亚音速区域中压气机叶栅的流动特点和性能变化,将在 § 8.3.3 中进一步讨论。

8.3.1 叶型几何参数的影响

1) 中线形状的影响

中线形状基本上是由中线最大弯度位置决定的。当 $\frac{p}{b}$ 被固定之后,中线形状的变化是有限的。

在[34]中,对于 C4 和等厚度这两种叶型,比较了不同中线形状(圆弧和抛物线)对

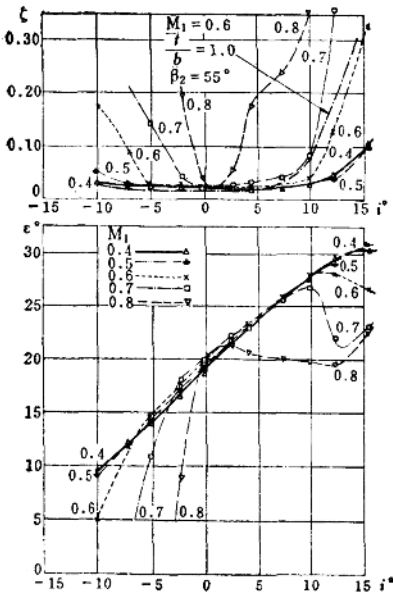


图8.3 10C4/25C 50叶栅的气动特性

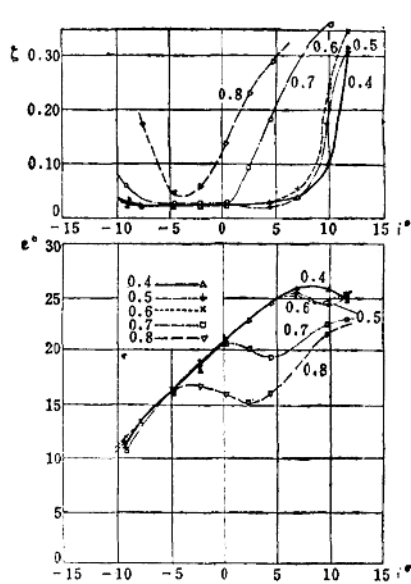


图8.4 10C4/25P 40叶栅的气动特性