

力学参考资料(十五)

高负荷跨音速涡轮气动设计 计算与试验研究

(下 集)

科学技术文献出版社重庆分社

高负荷跨音速涡轮气动设计 计算与试验研究(下集)

(力学参考资料十五)

中国科学院力学研究所	编辑
中国科学技术情报研究所重庆分所	
科学技术文献出版社重庆分社	出版
重庆市市中区胜利路91号	
四川省新华书店重庆发行所	发行
科学技术文献出版社重庆分社印刷厂	印刷

开本: 787×1092毫米1/16	印张: 13.25	字数: 33万
1981年2月第1版	1981年2月第1次印刷	
科技新书目 185-132	印数: 1400	

书号: 13176·87	定价: 1.40元
--------------	-----------

前 言

《高负荷跨音速涡轮气动设计计算与试验研究》译文集上集出版后，受到了各方面的欢迎和重视。在这段时间里，国外又在此领域内取得了一些新的成果，国内不少单位也已经开始在理论分析和试验验证方面做了若干有意义的工作。在同行专业工作者的殷切期望和热情支持下，我们进行了下集的编译工作。

与上集比较，下集的特点是不仅有译文，而且还有一部份是专题介绍或综述性文章。此外，下集还在一定程度上补充了上集的不足，例如关于叶栅数值计算分析，二次流损失研究和新测试技术…等。由于高负荷、跨音速涡轮(透平)的工作，从理论到试验，从设计到应用，内容广泛，发展迅速，整个文集显然不可能包括所有重要的内容。我们希望它的出版能有助于读者了解情况、看准方向。

参加本集的选题、编校工作的主要有凌志光、强国芳、黄忠湖、李昌俊等同志。在编选工作中，吴仲华教授和其他一些同志给予了不少的指导和帮助，在此谨表谢意。限于时间和水平，缺点和错误在所难免，请读者批评指正。

编 者

1980年4月。

目 录

先进涡轮气动力设计、研究的现状和发展

ASA和NGTE高负荷涡轮气动设计和研究

的若干问题和结果..... (1)

音速涡轮叶片的研究..... (12)

涡轮级的基本分析

应用相似参数研究高膨胀比轴流式透平的几何特性..... (18)

轴流式涡轮初步设计分析的计算机程序..... (31)

高负荷、跨音速涡轮气动分析的基本理论和方法

叶栅通道中激波与附面层的相互作用..... (38)

速相似律在平面叶栅流动方面的应用..... (46)

通道中跨音速流动的计算..... (61)

燃气涡轮二元叶栅跨音速绕流计算..... (64)

不稳定叶栅流动的进出口边界条件的数值计算表达式..... (69)

二维及三维叶间流动的时间推进法..... (75)

用时间相关特征线法分析轴流式叶轮机机械叶栅的跨声速流动..... (84)

轴流叶片机跨音流的时间相关解..... (95)

涡轮叶栅的造型设计

关于反应式跨音速涡轮叶片叶型的造型问题..... (106)

叶栅造型参数的计算..... (108)

涡轮损失模型及附面层与二次流的研究

涡轮叶栅中损失及二次流的分析..... (127)

轴流透平机械中附面层的作用和对附面层影响的估算.....	(149)
环形壁面附面层的计算.....	(160)
减少轴流式透平级二次损失的方法.....	(165)
大转折角涡轮叶栅中二次流现象以及相应损失的研究.....	(173)

先 进 测 试 技 术

一种用于透平机械流动测量的激光双光束法.....	(182)
应用光学技术在轴流式跨音速压气机转子中测量 流速以及同 S_1 流面计算的比较.....	(187)

不 稳 定 流 动 及 其 他

船用涡轮增压器轴流涡轮的脉冲流动特性.....	(194)
高负荷超音速涡轮的研究和试验.....	(202)

先进涡轮气动力设计、 研究的现状和发展

NASA和NGTE 高负荷涡轮气动 设计和研究的若干问题和结果

一、NASA

(1) 50年代初期

鉴于高飞行M数对喷气发动机改进性能的要求——实现高的比功和高的单位面积流量，NACA的Lewis飞行推进实验室曾对跨音速涡轮进行过一系列的分析、研究和试验工作。所试验的跨音速涡轮级的特点是：静子出口为超音速，转子根部相对进口M数接近1，而相对出口M数不超过1。几年期间曾先后专门设计试验了约5台跨音速涡轮级，以进行损失分析和效率改进，积累了相当丰富的资料。下面予以分类概述。

a) 特性分析比较

第一台的吸力面扩散因子为 $D_{\text{吸I}} = 0.15$ ，根部取负反力度，并按[1]进行性能分析。试验和分析指出：除了在低速时静子出口激波损失较大外，其他方面如转子进口冲角，相对M数和反动度还比较符合。与普通涡轮相比，跨音速涡轮能运行的冲角范围较小，相对进口M数变化较大，反力度较低。此后又设计试验了吸力面 $D_{\text{吸II}} = 0.15$ ， $D_{\text{吸III}} \cong 0.0$

早在1949年即发表了有关涡轮性能估算方法的研究[1]，并用来分析随后设计的跨音速涡轮特性[2]。以后也相应进行过变工况下涡轮损失的测定研究，并以试验结果对性能分析方法进行补充。

b) 跨音速涡轮设计扩散因子的选取和实物试验对比

NACA在1953年发表第一台跨音速涡轮设计研究报告[5]。在气动设计方面应用了吴仲华教授三元流动理论中的简单径向平衡[3,4]，并采用了自由旋涡设计规律。叶型设计是采用基本翼型加中弧线弯曲的方法。认为涡轮叶型扩散因子是影响涡轮级效率的重要因素。吸力面或压力面的扩散因子D定义为：

$$D = \frac{\text{叶片表面最大相对速度} - \text{叶片出口相对速度}}{\text{叶片表面最大相对速度}}$$

[6,7]，以及 $D_{\text{吸IV}} = 0.24$ [8]三个试验涡轮级，后者吸力面上最大M数为1.57。几台跨音速涡轮的设计参数和主要结果见表1：

表中 σ = 弦长/节距， $\Delta h'$ 为输出功 Btu/磅；W 为流量磅/秒； δ = 进口总压/NACA标准海平面压力 = P_0'/P^* ； $Q_{cv} = (V_{cv,0}/V^*_{cv})^2$ ；而 $V_{cv,0}$ 为涡轮进口临界速度， V^*_{cv} 为NACA标准海平面临界速度；又

表 1

名 称	符 号	级 号 单 位	I	II	III	IV
折合比功	$\Delta h' / \delta_{cr}$	Btu/磅	22.6	20.2	22.6	22.6
折合流量	$e \frac{w \sqrt{\delta_{cr}}}{\delta}$	磅/秒	11.95	11.95	11.95	11.95
折合圆周速度	$U_T / \sqrt{\delta_{cr}}$	呎/秒	597	597	597	597
最大叶面M数	M		1.33	1.33	1.10	1.57
相对速度比	W / W_{cr}		1.25	1.25	1.08	1.41
扩散因子	$D_{\text{吸}}$		0.15	0.30	~0.0	0.24
叶片稠度	σ_m		2.81	2.16	2.86 (Z=37)	2.36
效率 $\eta_{T\text{吸}}$	$\eta_{T\text{吸}}$		0.845—0.855	0.805—0.815	0.86—0.87	0.85—0.86
比 损 失	$(1-\eta_T) / \sigma_m$		0.053	0.088	0.047	0.062

$$e = f(Y) = \frac{Y^*}{Y} \left\{ \frac{\left(\frac{(Y+1)}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\left(\frac{(Y^*+1)}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma^*-1}}} \right\},$$

其中 $Y = c_p / c_r$, 而角注* 代表 NACA 标准条件。

图1—4为 $D_{\text{吸m}} \cong 0$ 跨音速涡轮动叶片型线速度三角形图、叶面速度分布及总性能试验结果。图5为几台涡轮的沿叶高局部绝热效率比较。图6为扩散因子对比叶片损失关系, 看来 $D_{\text{吸}}$ 以小于0.2为宜。

在此基础上曾又研究了提高压力面扩散

因子的效果[9], 并且又通过试验研究了高亚音速涡轮降低和提高吸力面扩散因子的影响[10] [11]。这二台涡轮的转子进口 $W/M_{cr} = 0.82$ 。通过改变叶片数目使吸力面 D 值不同(见表2)。

c) 叶片几何形状对效率的影响

这方面研究了动叶前缘后掠[12]、静叶尾缘厚度[13]及静子稠度[14]对性能的影响。由于比流量的提高, 离心力成为强度上的一个难题。叶片前缘改成后掠可以改善强度。由于跨音速涡轮叶片喉部、尾部和根部是较敏感的关键地区, 只有前缘可加改变使之后掠。前缘园心沿中弧线后延。当静叶不变时, 就产生一定的冲角(图7), 中部截面为 $+13^\circ$, 顶部截面达 $+35^\circ$ 。试验结果表明, 效率由原 $\eta_t = 0.85$ 下降到约0.84, 影响不大。

与此同时, 也研究了减薄静子尾缘厚度对性能的影响。压力面型线不变, 吸力面型线后部曲度稍加改变, 将尾缘厚度由原0.03吋改成0.01吋, 额定点效率 η_t 由0.872上升0.006。在变工况范围内, 某些运行点效率改善达0.024。

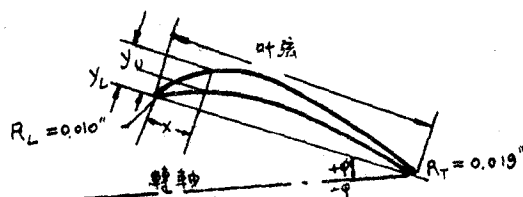
d) 气冷对涡轮性能的影响

对气冷叶片设计, 其外部形状要求与内

表 2

	$Z_{\text{静}}$	η_T		$D_{\text{吸}}$	$D_{\text{压}}$	$D_{\text{总}}$
转子 I [10]	58	0.871	根	0.00	0.27	0.27
			中	0.06	0.12	0.18
			顶	0.12	0.06	0.18
转子 II [11]	40	0.867	根	0.31	0.25	0.56
			中	0.27	0.07	0.34
			顶	0.15	0.13	0.28

* 试验结果表明, 不同 $D_{\text{吸}}$ 对效率影响不大。



	根		中		顶	
φ , 度	-3.25		7.93		19.87	
r/rt	0.70		0.85		1.00	
x , 吋	y_U , 吋	y_L , 吋	y_U , 吋	y_L , 吋	y_U , 吋	y_L , 吋
0	0.010	0.010	0.010	0.010	0.010	0.010
0.100	0.142	0.088	0.138	0.081	0.116	0.061
0.200	0.257	0.182	0.255	0.167	0.213	0.123
0.300	0.365	0.264	0.357	0.240	0.297	0.176
0.400	0.465	0.337	0.449	0.304	0.371	0.223
0.500	0.555	0.400	0.534	0.359	0.435	0.264
0.600	0.637	0.455	0.606	0.405	0.487	0.299
0.700	0.710	0.504	0.666	0.443	0.531	0.330
0.800	0.770	0.546	0.715	0.474	0.566	0.357
0.900	0.819	0.581	0.752	0.498	0.593	0.379
1.000	0.857	0.609	0.777	0.518	0.612	0.397
1.100	0.884	0.632	0.792	0.533	0.623	0.412
1.200	0.901	0.651	0.798	0.543	0.630	0.423
1.300	0.908	0.666	0.795	0.547	0.631	0.430
1.400	0.904	0.675	0.784	0.547	0.625	0.433
1.500	0.892	0.676	0.765	0.543	0.613	0.430
1.600	0.870	0.669	0.738	0.533	0.595	0.423
1.700	0.839	0.653	0.703	0.517	0.571	0.412
1.800	0.800	0.630	0.663	0.496	0.541	0.396
1.900	0.753	0.599	0.617	0.469	0.507	0.376
2.000	0.696	0.560	0.565	0.438	0.470	0.353
2.100	0.632	0.513	0.510	0.403	0.431	0.327
2.200	0.561	0.459	0.452	0.362	0.389	0.298
2.300	0.486	0.398	0.391	0.316	0.346	0.267
2.400	0.406	0.330	0.329	0.266	0.303	0.234
2.500	0.325	0.258	0.267	0.213	0.260	0.199
2.600	0.242	0.182	0.205	0.156	0.217	0.163
2.700	0.159	0.104	0.143	0.096	0.174	0.126
2.800	0.076	0.025	0.081	0.035	0.131	0.087
2.858	0.019	0.019				
2.885				0.019		
2.900					0.088	0.046
3.000					0.045	0.004
3.032					0.019	0.019

图 1 转子叶片截面型线坐标

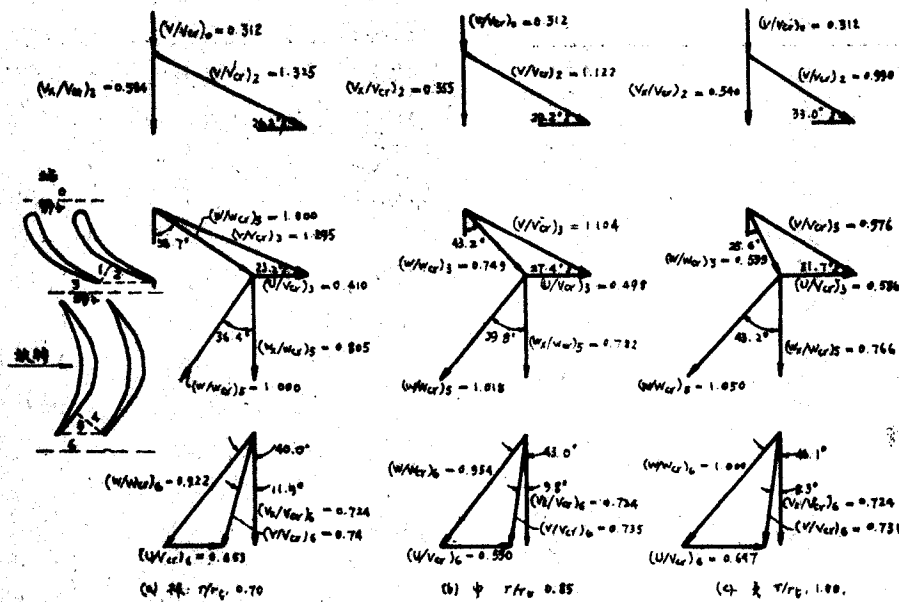


图2 跨音速涡轮速度三角形图

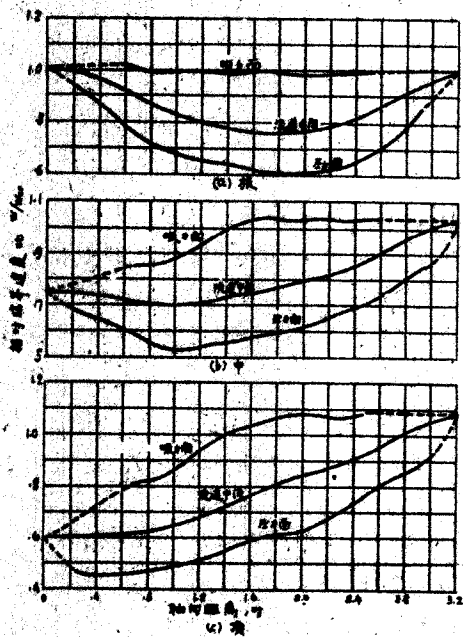


图3 转子根、中、顶截面叶型通道中心及型面速度分布图

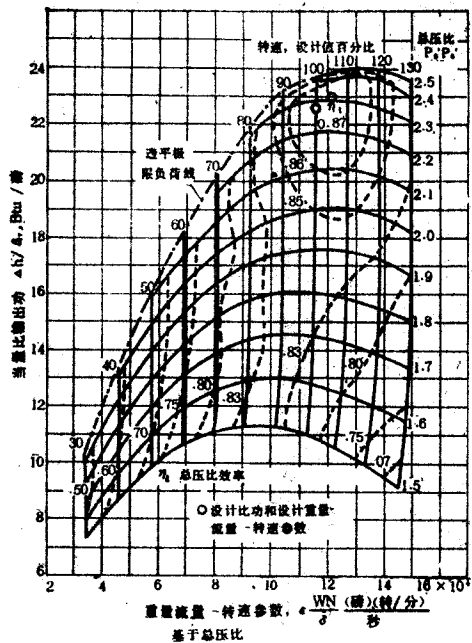


图4 涡轮总特性

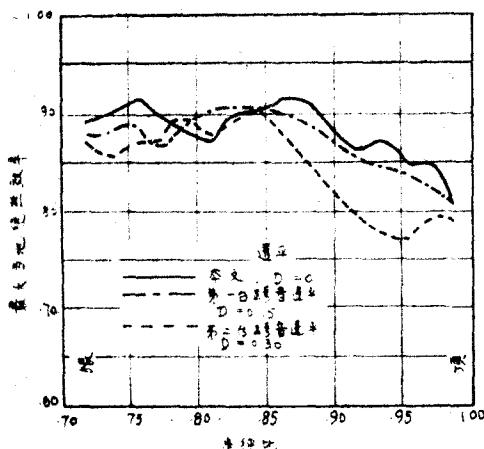


图5 三种跨音速涡轮最大局部绝热效率随半径比的变化

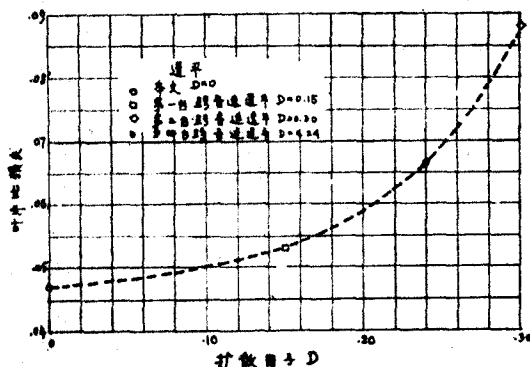


图6 三种跨音速涡轮扩散因子对比叶片损失的影响

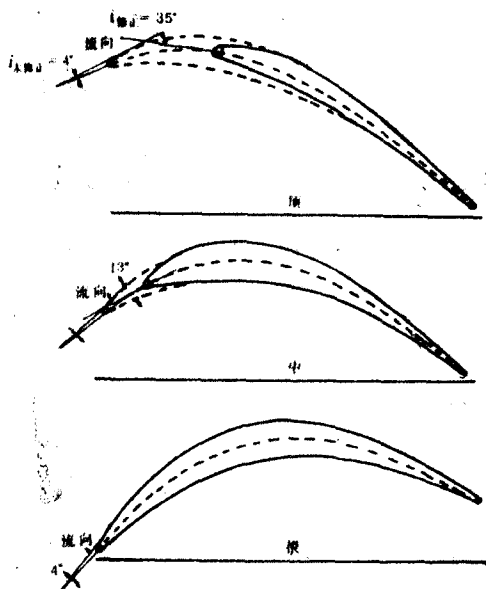


图7 根、中、顶部叶型修改图

部冷却结构配合，内部通道要求有足够面积通过冷却流量，使压比损失不致太大。为此要求通道平直。叶片形状设计采用了修正的三元设计方法，先设计计算两个截面叶型，然后用直线母线构成其他叶型[15]。冷却空气从动叶顶部喷出，当冷却流量为主流量的3%时，对效率影响不大。例如当比例为4%时，效率下降0.5%[17]。(实际效益尚需扣去压缩喷射冷却空气之功)。

c) 静子可变面积的影响

可变静子面积与转速控制相结合，可以在不同飞行条件下使涡轮与压气机更好配合工作，改善非设计工况下油耗（加上可变面积尾喷管），增加超音速喷气发动机推力，故NACA在50年代已进行了可变静子面积对通流量及性能影响的研究。试验件是两级涡轮[18]，在高空试车台上进行试验。结果证明机械结构可靠，泄漏损失不大。例如当导叶按装角转 7.5° ，静子喉部面积由1.15增加到1.67呎²，流量上升10%，效率下降5~6%。而当喉部面积从1.30增加到1.67呎²时，效率下降3~4%。

分析指出：由于所试验涡轮的其余各列叶轮是按第一列静子固定面积设计的，故所得性能尚未达到最佳。

此后又设计试验了一个可变静子面积的单级涡轮[19]，仍在高空试车台上试验。静子面积可从设计值的86%变到181%，流量变化范围可达设计值的59%。实际工况要求能变动32%已可，而在此范围内效率仅下降5%。还研究了可变面积与发动机加速特性的关系。

f) 动叶后增设静子及流道最佳形状的影响[20.21]

这方面工作在50年代已开了头，近来得到进一步的应用与发展。

g) 涡轮通道中边界层与二次流损失的研究

研究试验内容包括①高M数下静子叶片出口边界层和尾迹特性[22]；②测定涡轮导

叶环形叶栅的二次流及损失分布[23, 24];
③在专门设计的跨音速涡轮级中(轂轮比0.6)研究其二次流特性,适当改变静子形状以研究并设法减少和消除尾迹的影响等[25-29]。

专门设计的跨音速涡轮 $\Delta h'/\theta_{cr} = 21.70 \text{ Btu/磅}$,设计中取静子总压损失 $P_3'/P_0' = 0.97$ 。静子叶片在喉部下游用直线段,薄尾缘。这是为了减少损失并使叶片出口低速度头气体不致过分集结。根、顶部稠度分别为2.28和1.46。由吸力面 $D_{max} = 0.10$ 选定转子叶片数 Z 为23片。转子根、顶部稠度为2.07和1.58。顶、中、根三截面平均后(用Simpson公式) $D_{吸平均} = 0.58$, $D_{压平均} = 0.506$ 。动叶进出口部份均为直线段。

测量结果,设计点效率0.863。(最高效率在120% η 或90%比功处达0.886)。静子出口总压损失0.025。由外向内的径向流动很小。从静子出口处测到的局部效率值可差达14%。同时也测量了各种工况下损失及流动图谱。但对二次流机理未作更深入分析。

由上可见,NACA对跨音速涡轮的研究、试验和分析工作起步很早,资料较多。尽管效率水平不十分高,但是这些课题和早期的数据资料对当前发展高负荷跨音速涡轮还是很有参考价值的。

(2)60年代末到70年代初期

经过一个阶段的“沉寂”之后,NASA在60年代末期开始又恢复并加强了高负荷先进涡轮的气动研究。总的目的是希望在不提高高级负荷的前提下尽可能保持高的效率。研究工作以试验为主,着重围绕以下几个方面进行[30][31]:

a)冷却涡轮的气动研究

由于材料和冷却技术的进展,涡轮前温度不断提高,冷却流量不断加大。冷却剂对涡轮性能的影响与冷却方式、冷却剂注入主流的方向和位置以及冷却剂的温度和流量有

关。曾分别用平面叶栅、环形叶栅和动态旋转试验台做了试验研究。

这里着重介绍单级涡轮的试验结果。在外径为30吋的动态试验台上,第一步先研究静叶冷却结构方式的影响,冷却剂温度令等于主流温度,试验了尾缘开槽叶片(从槽中喷出流与主流同向)及二种多孔壁面叶片(喷出流垂直主流)。在转子移去的情况下测量周向与径向总压损失与尾迹情况。当冷却流量增加,损失也增加,当冷却量大时,需增加其初压,从而使尾迹恶化。第二步加上实心动叶进行级试验。第三步应用空心冷却动叶进行试验。试验结果表明,静叶尾缘开槽对效率影响很小,而用多孔壁面喷射,级效率随冷却剂流量的加大而降低。

相应也进行了介析研究,计及冷却剂喷入相对流速与出气动能的影响,与试验结果比较一致。同时还在叶栅试验台上进行了不同开口位置 and 不同 $\frac{T_{冷却}}{T_{主流}}$ 比的影响的研究。

b)提高涡轮功率系数的研究

功率系数定义为输出功与叶片上输入能量之比。随着发动机涵道比的增加,驱动风扇涡轮的相对直径减小,顶部圆周速度下降,为了不致增加级数需提高功率系数。目前高涵道比发动机要求功率系数达5。按计划研究了功率系数为3、4、5的设计,用先进的设计方法并采用了串列叶片以减少分离。末级出口添加导叶,这样做可使级间功分配更均匀,降低末级转子负荷。

c)研究用于设计和预测涡轮性能的计算方法

几年内,研究发展了一系列设计计算程序,包括①设计点几何尺寸选择及特性分析程序。②轴流涡轮设计分析程序,计算叶片扭曲,气流角,自动计算损失。③非设计点性能计算程序,可用于算轴流和径流涡轮,认为准确度可到1%。④叶片流动分析计算程序等(详见[30,31]参考文献),其中流函数法对整个叶片通道给出较好结果,而速度

梯度法适于间隙站的计算, 结合后可用于跨音速计算包括阻塞流动。所编制的程序也可用于串列、喷气襟翼叶片的计算分析。⑤鉴于叶片端壁边界层引起损失是高负荷涡轮损失的主要组成部份, 此外叶片尾迹混合损失也不能忽视, 发展了估算边界层发展及位移和动量积分厚度的计算方法和程序, 藉此可计算二元、可压、层流或紊流、任意压力梯度的边界层, 包括确定转捩和分离。

d) 气动可变面积方案的研究

在喷气襟翼叶片中, 当喷气喷入时, 叶片出口气流要比不喷时更多地转向切线方向, 从而使垂直于流动方向的面积减小, 降低主气流流量。因此利用原来用以防止分离流动的襟翼喷气, 再附加喷气即可控制减少主气量, 达到可变面积的效果。这一方案已进行了研究试验。

NACA在近年来高负荷涡轮方面又集中探索了四种新式叶片, 即: 串列式叶片、喷气襟翼叶片、切向缝隙吹风叶片及带旋涡发生器叶片, 并发表了大量设计分析与试验研究报告。由于国内已有专题介绍的译著, 本文从略不赘。

二、NGTE

NGTE很早就大量开展了涡轮的动态试验研究工作。在40年代末到50年初即已根据试验结果总结出采用常规叶片的涡轮特性计算方法[32][33]。对于负荷较高的跨音速涡轮, [34]提出了改进计算公式。此外, 也做了一些与动叶冷却有关的试验工作[35], R-R公司做了大量的涡轮试验, S. F. Smith对69台涡轮试验结果作了总结, 提出了效率计算曲线[36]。据公开文献报道, 50年代末期即开始了高负荷、跨音速涡轮的研究工作[37][38][39]。下面扼要介绍关于高负荷涡轮的较近期的研究工作:

a) 设计试验了一台高效率的单级涡轮

根据NGTE总结的效率图线(图8—其中虚线为S. F. Smith曲线, 实线为 I. H.

Johnston 根据Ainley和Mathieson方法[33]的计算结果[40]), 选定级参数为

$$\text{级负荷 } \Delta H/U^2 = 1.15$$

$$\text{流量系数 } V_a/U = 0.65$$

$$\text{出口旋角 } \alpha = 10^\circ$$

按此参数可达图上最佳效率, 且流动马赫数与高负荷级的相差不远, 静子榫轮比为0.8, 然后线性变化到转子出口的榫轮比0.73。

叶型设计的主要参数是这样选定的: 节弦比按Zweifel气动负荷参数选定(总结参考已有叶栅试验数据。该系数对静叶取0.76, 动叶根部为0.885, 顶部为0.815)。展弦比根据NGTE试验结果, 当 $\frac{\text{叶高}}{\text{喉宽}} > 6$ 后, 对效率改进不显著, 即依此定出叶片数目。

叶型形状用“气动翼型/中弧线”方法成型, 即对顶、中、根叶型用抛物线中弧线形状, 加上标准翼型厚度分布。最大厚度在离前缘弦长40%处。(以后根据 $D=0.2$, 又改成37%)。有了形状以后再计算速度分布, 由计算结果, 为了减少叶片负荷, 叶顶负荷准则系数由0.815改为0.678。

在试验台上冷吹试验结果, 其叶片等熵效率达92.5%。(此处等熵效率定义为气流流经级的实际温降除以等熵温降, 后者由进口总温等熵膨胀到出口总压)。与计算基本接近, 效率差 $\pm 0.5\%$ 。

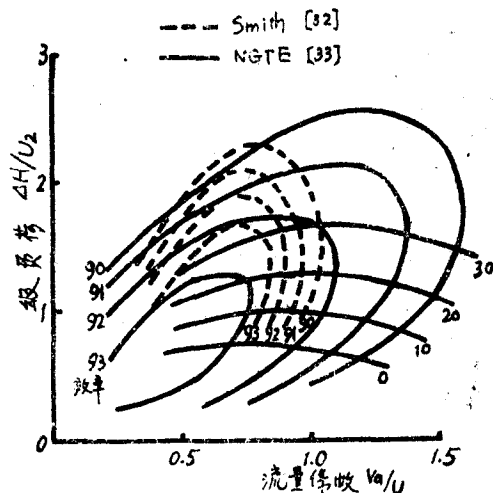


图8 效率图线

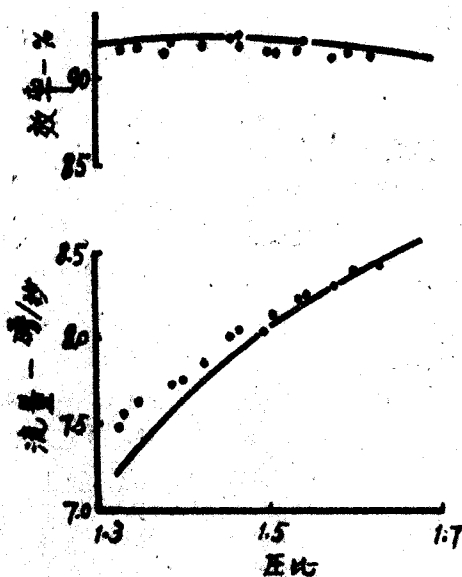


图9 单级涡轮效率与流量特性

b) 叶型的气动分析

NGTE十分重视叶片的三元流动设计并围绕这一台先进单级涡轮进行了这方面的尝试。原先按照[16]用准二元方法计算了叶型表面速度分布并对级设计用近似三元方法进行校核。由图10可看出,三元流效果是使内径处最大速度增加,外径处减少。

考虑到级负荷的进一步提高,NGTE进一步推进了三元流计算。一方面在吴仲华三元流动理论上[41]编排发展有关计算程序[42],另一方面除了沿用NACA早期采用的扩散因子D判别粘性流动损失情况外(认为应取 ≤ 0.2),又总结研究了现有边界层理论[43]。此外,在叶栅的用源、汇和涡分布的位势流计算方法方面也作了改进发展[44, 45]。

c) 可调导叶涡轮

NGTE也试验研究了一台可调导叶涡轮。其结构同[46]中Chrysler发动机所用,导叶二端用球面形壁,使二端间隙保持为内径处为0.6%,外径处为0.5%叶高。试验结果表明,当导叶转动10度,流量减少33%。由于转子先阻塞,故转大导叶面积,流量增长不大。试验结果也表明,当流量变化范围

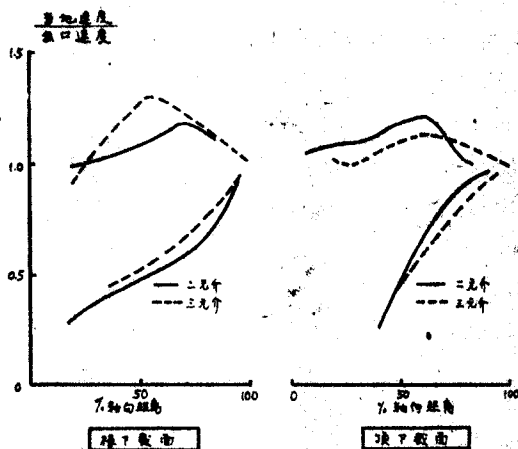


图10 转子叶片表面速度分布(三元)

在 $\pm 10\%$ 以内,效率降低较小,约1.5%,超过此值,效率变化就大了。由于导叶间隙造成的漏气使效率下降达3.5%,显然比用

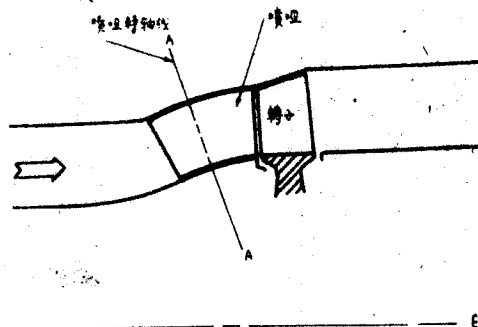


图11 可调导叶涡轮简图

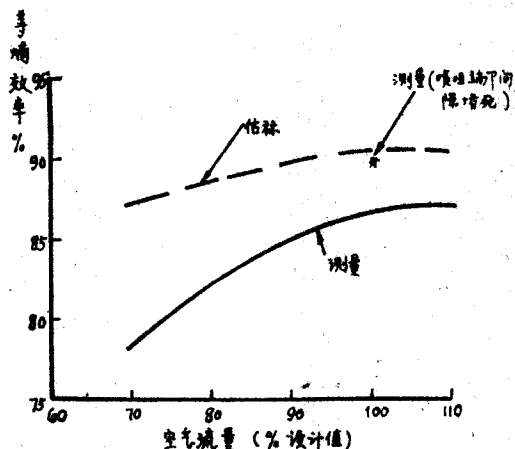


图12 效率曲线

Ainley和 Mathieson 方法计算的下降 0.8% 要高。结论是用可调导叶可以在很大范围内变化流量,但是效率上有一定的降低。由于所试验的涡轮均是按固定面积设计的,故而除了结构上尽可能减小转动间隙外,如能进一步探讨大范围流量变化下的有利设计将会改善效率上的损失。

参 考 文 献

- [1] Kochendorfer, F.D., and Nettles, J.C.: An analytical Method of estimating turbine performance, NACA Rep.930, 1949.
- [2] Whitney, W.J., and Stewart, W. L.: Analytical investigation of off-design performance of a transonic turbine. NACA RM E54D05 1954
- [3] 吴仲华: Application of radial-equilibrium condition to axial-flow compressor and turbine design. NACA Rep.955, 1950.
- [4] 吴仲华: Application of radial-equilibrium condition to axial-flow turbomachine design including consideration of change of entropy with radius downstream of blade row. NACA QM E54A20, 1954.
- [5] Stewart, W.L., Wong, R.Y., and Evans, D.G.: Design and experimental investigation of transonic turbines with slight negative reaction across rotor hub. NACA RM E53L29a, 1954.
- [6] Wong, R.Y., Monroe, D.E., and Wintucky, W.T.: Investigation of effect of increased diffusion of rotor-blade suction surface velocity on performance of transonic turbine. NACA RM E54F03, 1954,
- [7] Whitney, W. J., Monroe, D. E., and Wong, R. Y., : Investigation of transonic turbine designed for zero diffusion of suction-surface velocity. NACA RM E54F23, 1954.
- [8] Whitney, W. J., Wong, R. Y., and Monroe, D.E.: Investigation of transonic turbine for maximum rotor blade suction surface relative Mach number of 1.57. NACA RM E54G27, 1954.
- [9] Miser, J.W., Stewart, W.L., and Monroe, D. E.: Effect of high rotor pressure-surface diffusion on performance of a transonic turbine. NACA RM E55H29a, 1955.
- [10] Hauser, C. H., and Nusbaum, W. J.: Experimental investigation of a high subsonic Mach number turbine having low rotor suction surface diffusion. NACA RM E56 G25, 1956.
- [11] Nusbaum, W. J. and Hauser, C. H.: Experimental investigation of high subsonic Mach number turbine having high rotor suction surface diffusion. NACA RM E56 I18, 1956.
- [12] Stewart, W. L., and Wong, R. Y.: Effect of rotor leading-edge sweepback on performance of a transonic turbine. NACA RM E55 C04, 1955.
- [13] Stewart, W. L., and Wong, R. Y.: Effect of reduced stator-blade trailing-edge thickness on overall performance of transonic turbine. NACA RM E55H17, 1955.
- [14] Miser, J. W., Stewart, W. L., and Wong, R. Y.: Effect of a reduction in stator solidity on performance of a transonic turbine. NACA RM E55L09a, 1956.
- [15] Miser, J. W., and Stewart, W. L.: Investigation of two-stage air-cooled turbine suitable for flight at Mach number of 2.5, 1. velocity diagram study. NACA RM E56 H 14.
- [16] 同上. 2. blade design. NACA RM E56 K06.
- [17] Smith, G.T., Freche, J.C., and Cochran, R.P.: Experimental in-

- vestigation of the effect of cooling air on turbine performance of 2 turbojet engines modified for air-cooling. NACA RM E55J19, 1956.
- [18] Campbell, C.E., and Welna, H. J., Preliminary evaluation of turbine performance with variable-area turbine nozzles in turbojet engine. NACA E52J20, 1953.
- [19] Walker, C.L., and James, E. T., Performance investigation and high flight speed application of turbine with variable area stator. E54G26a, 1954.
- [20] Cavicchi, R.H., and Constantin, A. B., Analysis and construction of design charts for turbines with down-stream stators. NACA RM E54G23a, 1954
- [21] Yohner, P. L., and English R. E., Method for rapid selection of design characteristics of 1, $1\frac{1}{2}$, and 2 stage turbines with optimum annulus taper. NACA RM E57J09, 1957.
- [22] Hauser, C.H., and Nusbaum, W. J., Comparison of results of experimental and theoretical studies of blade outlet boundary layer characteristics of stator blade for high suction-surface Mach number turbine. NACA RM E56 K29a, 1956.
- [23] Rohlik, H. E., Study of the secondary flow patterns in an annular cascades of turbine nozzle blades with vortex design. NACA TN 2909, 1953.
- [24] Allen, M.W., Experimental investigation of loss in annular cascades of turbine nozzle blades of free vortex design. NACA TN 2871, 1953.
- [25] Rohlik, H.E., Wintucky, W.T., and Subbe, H. W., Investigation of 0.6 hub-tip radius-ratio transonic turbine designed for secondary flow study, 1. Design and experimental performance of standard turbine. NACA RM E56 J16, 1956.
- [26] 同上: 2. Design and experimental performance of turbine with low-velocity turning stator and standard rotor. NACA RM E57 E09, 1957.
- [27] Rohlik, H.E., Wintucky, W.T., and Moffit, T.P., 同上: 3. Experimental performance with two stator configuration designed to eliminate blade wakes and secondary flow effects and conclusions from entire stator investigations. NACA RM E57 G08, 1957.
- [28] Kofsky, M.G., and Allen, H.W., 同上: 4. Rotor loss patterns as determined by hot wire anemometers with rotors operating in circumferentially uniform inlet flow. NACA RM E58 B27, 1958.
- [29] Whitney, W. J., and Wintucky, W.T., Experimental investigation of 7 inch-tip diameter transonic turbine. NACA RM E57 J29, 1957.
- [30] Stewart W. L., Glassman A. J., Research Trends in Turbine aerodynamics, NASA TMX-68016, 1972.
- [31] Glassman A. J., Moffit, T. P., New Technology in Turbine aerodynamics, NASA TMX-68115, 1972.
- [32] D. G. Ainley, The Performance of axial Flow Turbines, PIME Vol. 159 1948.
- [33] D.G. Ainley, G.C.R. Mathieson, A method of Performance Estimation of axial-Flow Turbines ARC R&M 2974 1951.
- [34] Dunham J., Came P. M., Improvements to the Ainley-Mathieson method of Turbine Performance Prediction, ASME Paper, 70-GT-2, 1970.

- [35] I.H. Johnston, L.R. Knight, Tests on a Single-stage Turbine Comparing the Performance of Twisted with untwisted Rotor Blades, ARC R&M 2927 1953.
- [36] S.F. Smith, A Simple Correlation of Turbine Efficiency, JRAS 1965 July.
- [37] I. H. Johnston, G. E. Sansone, Tests on an Experimental Three-Stage Turbine Fitted with Low Reaction Blading of Unconventional Form, ARC R&M 3220, 1958.
- [38] I. H. Johnston, D. C. Dransfield, The Test Performance of Highly Loaded Turbine Stages Designed for High Pressure Ratio, ARC R&M 3242, 1959.
- [39] L.J. Williams, Aerodynamic Design of Turbines for aircraft gas Turbine Engines, R-R公司 1973.
- [40] Smith, D.J.L., Johnston, I.H., and Fullbrook, D.J.; Investigation on an experimental single-stage turbine of conservative design, pt. I-A rational aerodynamic design procedure, pt II-Test performance of design configuration, ARC R&M 3541, 1968
- [41] 吴仲华, A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial, radial and mixed flow types. NACA TN 2604, 1952.
- [42] Marsh, H.; A digital computer program for the through-flow fluid mechanics in an arbitrary turbomachine using a matrix method, ARC R&M 3509, 1966.
- [43] Smith, D.J. L., Turbulent boundary layer theory and its application to blade profile design, ARC CP №868, 1966.
- [44] Wilkinson, O. H., A numerical solution of the analysis and design problem for flow past one or more aerofoils or cascades. pt I - Analysis problem, pt II - Design problem, ARC R&M 3545, 1967.
- [45] Horlock, J. H., Some recent research in turbomachinery. PIME, 1967-68, vol. 182(pt I), 571.
- [46] G.de Claire, Bell, A. H., Chrysler's gas turbine car. Laboratory procedures and development methods, S.A.E. preprint 777D, 1964.
(凌志光综述 强国芳校节)

跨音速涡轮叶片的研究

(比) C. Sieverding

1. 引言

当涡轮级叶片某些截面处于超临界压比, 也即具有亚音进口速度和超音出口速度时, 可泛称为“跨音”涡轮级。超临界压比大都在静叶根部区和动叶顶部区出现。

由于热降和转速的限制, 蒸汽轮机要提高级输出功只能通过提高蒸汽流量来实现, 使得低压透平末级在很高的比容和速度下工作。当今蒸汽轮机叶片长度已达1.30~1.40米, 叶尖圆周速度~600米/秒, 此时声速约370米/秒。若轴向绝对出口马赫数需接近1, 则动叶相对出口马赫数将为 $M_2 = 1.7$ 左右[1]。

跨音燃气涡轮级在喷气发动机第一级上已获得应用, 为了尽快降低燃气温度, 静子在超临界压比下工作。在1952—1953期间NACA发表的一系列报告中指出: 为了实现更高的比功、每单位迎风面积流量和更少的级数, 需要重视航空发动机中跨音速涡轮的研究。这类涡轮的导叶有较高的超临界压比, 而转子叶尖部份相对出口马赫数限制在1以下。对于垂直起落飞机推进系统中燃气发生轴涡轮的进一步发展可考虑采用静子和转子均为超临界压比的跨音速涡轮。当涡轮进气温度为1500°K, 压比16, 流量为5公斤/秒时, 若限于亚音速, 必须设计成2级。图1表示了在这种参数下用一级涡轮从而转子和静子出口均为超音速时的速度三角形图。尽管强度方面会存在一些困难, 但从跨音速蒸汽透平叶片设计中所取得的结果和进展来看, 可以说这样的跨音速涡轮也将会在气动上达

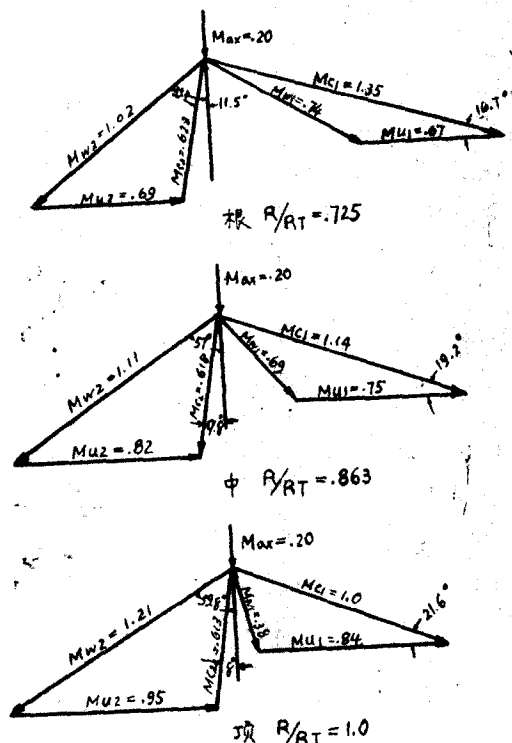


图1 跨音速涡轮级的速度三角形图

到满意的效果。

2. 跨音速涡轮叶片流动研究的一些课题

常用导叶在高于临界压比下即得超音出口流。Todd[2]、Deich[3]和Hauser, Plohr及Sonder[4]根据各自的研究得出结论: 在音速以上工况下工作时, 收敛式的涡轮叶片应使用薄直背叶片。我们所要处理的是亚音-超音流动, 会出现激波和膨胀波、它们之间相互作用以及激波和边界层之间相互作用。跨音速叶片中流动的复杂性使得正确计算出