

压缩系统跨音进口级弯掠叶片 空气动力学概述

北京航空航天大学 桂幸民**
航空总公司六二四所 周拜豪

【摘要】 转子叶片与静子叶片形状与80年代前的通用形状已有所变化,三维弯、掠组合设计已成为重要的发展趋势。与之对应的当代气动设计理论被称之为跨音风扇弯掠叶片空气动力学。在简要回顾后掠风扇和后掠桨扇的发展背景前提下,对此分支的内涵进行了分析与讨论。初步提出进行跨音风扇弯掠叶片气动设计所应追加的工程准则。

主题词: 风扇 压缩机 设计 叶片 三维 激波结构

分类号: V 211. 24 O 354. 2

1 前言

“Sweep- Blade Aerodynamics”或“Sweep Aerodynamics”一词连续6年在美国国防部送交美国国会的“关键技术计划”中被提到^[1],并做为 Integrated High Performance Turbine Engine Technology (IHPTET) 计划的关键内容。该词在国内文献较多地译为“跨音风扇/压气机后掠空气动力学”^[2]。笔者们结合气动与气动弹性进行综合考虑^[3],认为对于三维叶片造型说来,积叠轴的周向弯曲与轴向弯曲同为影响压缩系统气动定常与非定常特性的重要因素,在高负荷设计中均需兼顾,故本文权且称之为“弯掠叶片空气动力学”。“后掠”广义上源于40年代三维后掠机翼,后掠转、静子叶片风扇在随后不久开展了概念研究。比较二者,尽管同为跨音流动,但转子叶片内的流动复杂得多。首先是叶轮机械复杂边界所致;其次是非对称远场条件导致了转子叶片排内部流场的复杂性^[4]。对跨音风扇转子来说,通道激波既是叶尖部气流加功增压的关键,也是激波/边界层干扰导致大尺度分离的主要起因。因此,通过对确定叶片三维形状基本特征的关键参数精心设计,使其在充分发挥激波对气流加功增压有利作用的同时,也能防止或缩减三维激波/边界层干扰所诱发的大尺度分离,减小损失,避免流场气动分布失调,这是当代跨音风扇进一步发展在气动设计方面所面临的主要问题。跨音风扇弯掠空气动力学就是针对此问题的工程设计理论。

2 后掠风扇与后掠桨扇

压气机领域内的后掠叶片探索始于50年代。如NACA曾进行过45°后掠角叶栅实验,以探讨后掠效应对于压气机叶栅气动性能的影响,并建立了后掠效应模型^[5]。首次采用后掠转子叶片的涡扇发动机是原苏联的NK-8-4。该风扇采用“马刀型”后掠转子叶片。

2.1 低噪声风扇系列中的后掠转子

NA SA LeRC 在 70 年代着重研究了高速风扇的降噪问题。该计划设计实验的多个高速风扇中, QF-12^[6-9] 是一个转子叶片前缘叶尖高度后掠的风扇。该风扇与该系列中其它未使用后掠转子的低噪声风扇相比, 特点如下: (1) 其设计准则是转子叶尖区高度后掠, 以实现前缘流速法向分量亚音, 从而消除多重纯音(MPT) 噪声发生, 并提高效率; (2) 气动性能未达到设计指标, 气动参数径向分布规律与设计分布颇不相同, 实测得到的 MPT 噪声分量表明了激波的存在。

2.2 后掠桨扇叶片

美国后掠桨扇研究^[10-13] 的总体目标是提高桨扇飞机的巡航 $M_{a\infty}$ 到 0.8 或更高, 并要求巡航状态下, 螺旋桨效率高于 0.8, 近场噪声减少 6 dB 以增加飞机舒适性。此项研究中, 桨尖后掠角已成为桨扇的关键几何参数。经过风洞旋转吹风实验表明, 在巡航速度为 0.8 的条件下, 桨叶后掠可得到 2% - 3% 的效率增益, 并可降噪 6 dB 左右^[12]。从气动性能角度来看, 桨叶后掠与三维后掠机翼相似, 都是通过后掠来减少垂直于桨叶前缘的法向 M_{ach} 数, 以削弱桨尖区的激波并降低损失。但随着后掠角超过 30° , 展向分速增加, 对流场有不利影响, 阻碍了效率进一步增加。此外, 桨叶后掠对于颤振边界具有强烈的不稳定化效应。SR-5 是唯一出现气动弹性失稳的一个试件, 其桨尖后掠角达 48° , 尽管该桨尖速度最低。由于桨尖后掠角并非越大越有利, SR 系列的最后一个模型 SR-7 又回到基本上与 SR-3 类似的几何特征。

2.3 小展弦比无后掠转子跨音级

80 年代初, 跨音风扇的研究工作者们在非后掠的常规跨音风扇中发现了另一类对跨音风扇弯掠空气动力学颇有影响的机理, 即小展弦比风扇三维通道激波的后掠特性^[14-16]。从跨音风扇级的增压加功及损失机理来看, 一个起着关键性作用的因素就是跨音速转子内部的三维激波结构。由于风扇转子中跨音流场三维激波结构的复杂性, 无论是从实验观测还是从数值模拟角度来看, 70 年代中期之前还是人类未能解决的问题。文献^[14] 发现了跨音转子通道激波一些规律性的特征, 明确了高 M_a 数转子中, 三维通道激波曲面的展向后掠对于激波损失影响的重要性, 更好地解释了某些跨音级的性能, 以及长期以来激波后静压升的实测值低于二维理论模型计算结果的本质原因。以文献^[14] 的观测为基础, W ennerstrom 等建立了三维激波损失模型^[17]。

2.4 两个风格不同的当代后掠转子

据了解, 目前美国已进行了 6 个后掠转子的试验研究, 从设计思路和技术途径上有两类不同的风格。混合后掠转子风扇(Compound Swept Blading)^[18,19] 是 QF-12 的进一步发展, 在设计准则上力图通过前缘高度后掠消除激波。同时, 为抵消由此高度后掠引起的结构问题, 形成了混合后掠叶型(文献^[18] Fig. 14)。第二种设计思想源于小展弦比无后掠跨音转子, 其设计准则是通过由于小展弦比及适度后掠的影响造成激波面后掠, 并通过型面关键几何参数的合理组织, 控制激波结构和强度, 改善二次流动分布^[20-22]。

3 激波与叶片对气流的加功增压

迄今, 在叶轮机内开展亚音前缘概念的尝试尚未获得明显成功。70 年代虽然出现了有关转子前缘高度后掠的专利^[6], 并设计与制造了 QF-12 风扇^[7-9], 但气动性能远低于设计指标。

文献[18]认为其未成功的原因在于因前缘高度后掠诱导而产生进口气流径向分布所致。在此基础上,沿用 QF-12 风扇的气动设计准则,并进一步降低转子前缘相对 Ma 数的法向分量,试图完全消除激波,提高绝热效率。同时,三维 Euler 方程组数值模拟表明在各叶展基元处等 Ma 数分布线都分布得很分散,激波已消除^[18]。但实验结果表明,此混合后掠转子跨音级的压比、空气流量与失速裕度均低于设计指标^[19],而且也低于作为对照基准的非后掠转子跨音级^[20]的实测值。

上述矛盾表明,压气机内部流动尚不能用三维后掠机翼流动机理简单地移植,其中一个主要原因就是跨音风扇转子需要通过激波实现加功增压。从损失特性看,来流 Ma 数在 1.4 左右时,激波本身的损失尚可接受,但关键在于激波导致边界层分离的损失特性如何。正如文献[22]指出,在叶片造型时通过剪裁叶型吸力面形状来控制激波强度颇为重要,并在此基础上设计了高通流跨音级(即 HTFC^[24]系列中的 No. 4 转子。文献[21, 23]对后掠转子的流场特性进行了进一步的分析和计算,这里不做详述。

近年来,静子叶片可控扩压叶型(CDA)叶栅由于可实现无激波或基本无激波的高亚音超临界流动而在国内外均获得广泛应用。但其具体情况与转子上半部诸相对来流跨超音的基元不同,静叶基元只承担使流过的气流折转与减速扩压,而不对气流加功。所以在两类不同的流场中是否都应以实现跨音无激波流动为目标,看来还需具体分析。

4 跨音转子激波强度的工程控制准则

除开一些从亚音加功、扩压、减速角度提出的气动极限负荷准则之外,在工程上也常把叶尖相对 Ma 数 M_{w1t} 甚至转子叶尖切线速度 u_t 也视为一类与转子激波强度相关联的工程控制准则。随着跨音进口级级压比 M_{w1t} 与 u_t 的提高,如何提出控制激波强度的工程准则,防止由于激波/边界层干扰所诱发的大尺度分离的不利影响,看来已成为急需解决的问题。混合后掠转子的亚音前缘控制准则尚没有可借鉴的成功经验;文献[21]所述的 AFWAL 跨音后掠转子效率比两个常规转子高出 2% - 3%,但发表的数据太少,没有明确指出针对激波强度采用什么样的工程控制准则。为控制转子中激波的副作用,有必要提出工程控制准则,但这需要对转子内部跨音流场有更多的了解。近年来随着测试技术与计算流体力学的发展,人们对跨音转子流场的细节有了进一步的认识。在此基础上,研究跨音后掠小展弦比转子激波/边界层干扰导致气流分离机理的工作正在开始。

跨音转子激波结构本质是可压流与复杂边界的综合属性,大致简化为外伸波、通道激波及后通道激波。考虑三维干扰机理时,主要是针对通道激波。因为发自相邻叶片前缘之通道激波将与转子吸力面相交,不仅对于转子对气流增压加功影响最大,而且对于气流分离与损失也影响最大。

除叶尖区通道激波/叶尖漏流涡交互作用而使其机理更为复杂之外,在叶片吸力面上大部份区域内,可按照类似于三维干扰的物理图来进行分析,也就是影响激波/边界层干扰导致大尺度分离的第一位因素当然还是通道激波的强度,具体体现为三维激波的波前法向 Ma 数 M_{wn} 。影响 M_{wn} 的因素除 M_{w1} 与切线速度 u 之外,还受到转子叶片后掠角、展弦比、稠度、安装角等一系列几何参数的影响。除三维通道激波的强度之外,另一个影响三维分离的因素是叶片吸力面上压力梯度 ΔP 。包括三维通道激波与边界层干扰产生的逆压梯度及叶片边界层内平衡径向向潜移的压力梯度等等。如何对上述压力梯度与大尺度分离流进行关联,还有很多潜

力可以挖掘。

在考虑转子叶片通道激波存在前提下,各基元对气流加功量和转子压比沿流向分布可表达为^[24, 25]

$$L = L_{\text{front}} + L_{\text{sh}} + L_{\text{rear}}, \quad \pi_R^* = \pi_{\text{front}}^* \cdot \pi_{\text{sh}}^* \cdot \pi_{\text{rear}}^*$$

即基元对气流加功量可分为激波前(加下标 front)、激波处(加下标 sh)与激波后(加下标 rear)三部份之和。与之对应,该基元处之转子压比则表达为上述之组成部分之积。 L_{sh} 与 π_{sh}^* 既体现通道激波对于增压与加功的有益贡献,同时也是通道激波强度大小的标志,而且能综合各种参数(包括气动与几何参数)对于激波强度的影响。为了控制由于通道激波过强而导致大尺度分离的有害作用,可使用

$$L_{\text{sh}} < K_L \cdot L, \quad \pi_{\text{sh}}^* < K_\pi \cdot \pi_R^*$$

作为工程控制准则。式中 K_L 与 K_π 为与一系列参数有关之经验系数。尽管上面诸式反映的工程控制准则并不是直接由激波/边界层干扰机理出发推出来,但由于 L_{sh} 、 π_{sh}^* 与该基元处气动参数具体数值结合在一起反映了通道激波的强度,而且结合现有跨音转子来分析,多数叶尖基元效率过低也与不满足准则上面诸式密切相关。

总之,无论是使用何种工程准则,只要是想进一步由三维激波/边界层干扰机理出发,来对于三维干扰可能导致的大尺度分离进行控制的话,就需要对于通道激波的形状、位置与强度有工程意义上的定量了解。诚然,可以在完成全部气动设计与几何造型之后使用三维粘性数值模拟来获取,也就是使用正问题方法。然而面对着多个关键几何的多种可能组合,单独使用正问题的数值模拟工作量难以想象的。因此,当代跨音转子的完整设计过程应是反问题与正问题二者交互使用的过程。在反问题范围畴之内研究几何形状改变对于激波和分离的影响,在某种意义上很可能对于工程应用是更为迫切的事。

5 总 结

低噪声风扇与桨扇两个研究计划的简短回顾表明,转子叶片后掠概念都占有重要位置,且在气动机理探索方面都既有所前进又还存在着不少困惑。从设计角度看,“后掠”一词的提法存在局限性,转子叶片的弯、掠均与削弱激波系有关,这在叶轮机气动力学的进一步发展已成为研究工作的一个热点。

尽管转子叶片前缘后掠在设计过程中是控制流场的重要几何手段,但有关“跨音风扇弯掠空气动力学”的内涵则绝非仅仅针对这一个几何参数。因为其它一些几何参数(例如展弦比 AR ,叶片周向弯曲角 ϵ 展向流面角 χ 稠度、安装角、基元叶型重心位置以及这些参数沿展向之分布规律等等)对于三维激波结构均有明显影响。

在设计阶段,对激波强度进行合理地设计,将进一步提高跨音弯掠风扇的性能。为了实现上述目标,在确定几何形状的气动设计初始阶段,就应该能考虑到:(1)如何定量地计算三维叶片形状对于三维弯掠激波强度的影响;(2)机匣内壁、轮毂形状及转子叶尖间隙对于三维激波结构及损失的影响。根据上述标准来衡量,现在工程上应用的气动体系中尚未能实现。尽管从直观上理解,弯掠空气动力学主要应着眼于叶片的弯掠。但从机理角度来看,则核心问题是如何合理地利用与控制三维激波。

“弯掠空气动力学”的内涵恐怕主要应该是对于跨音转子内激波对增压加功之有利作用与导致大尺度分离有害影响之权衡,也就是从如何在设计阶段解决控制激波的问题。

参 考 文 献

- 1 美国国防部送交美国国会的 关键技术计划 1989- 1994, 航天科技信息研究所译
- 2 方昌德 推重比 15- 20 的航空发动机技术的发展途径和对策 CSAA PS- 91- 009, 1991
- 3 周盛等 跨音后掠风扇的气动与气动弹性综合剪裁 94107494 3, 1994
- 4 沈孟育, 周盛, 林保真 叶轮机械中的跨音流动 力学丛书, 科学出版社, 1988
- 5 Smith L H. Sweep and Dihedral Effects in Axial Flow Compressors Trans ASME, Ser D, 1963, 85: 401
- 6 Bliss D B, Method of, and Apparatus for, Preventing Leading- Edge Shocks and Shock- Related Noise in Transonic and Supersonic Blades and the Like, U. S. Patent 3989406, 1976
- 7 Bliss D B, Haydon R E, Murray B S et al Design Considerations for a Novel Low Source Noise Transonic Fan Stage AIAA, 1976: 76- 577
- 8 Hayden R E, Bliss D B, Murray B S, et al Analysis and Design of a High Speed Low Noise Aircraft Fan Incorporating Swept Leading Edge Rotor and Stator Blades NASA CR 135092, 1978
- 9 Lucas J G, Woodward R P, Mackinnon M J. Acoustic Evaluation of a Novel Swept- Rotor Fan AIAA, 1978: 78- 1121
- 10 Mikelson, D. C., Mitchell, G. A., Bober, L. J. Summary of Recent NASA Propeller Research NASA TM 83733, 1984
- 11 Magliozzi, B. Advanced Turboprop Noise: A Historical Review. AIAA 84- 2261, 1984
- 12 Metzger F B, Rohrbach C. Blade Sweep for Advanced Turboprops AIAA 85- 1260, 1985
- 13 周盛, 顾高墀, 潘杰元, 李其汉 航空螺旋桨与桨扇 国防工业出版社, 1994 年
- 14 Prince Jr, D C. 3- D Shock Structures for Transonic/Supersonic Compressor Rotors J. of Aircraft, 1980, 17(1): 28- 37
- 15 Wennerstrom, A. J. Low Aspect Ratio Axial Flow Compressors: Why and What It Means SAE SP- 683, 1986
- 16 Wennerstrom, A. J. Highly Loaded Axial Flow Compressors: History and Current Developments ISABE Paper 89- 7002, 1989
- 17 Wennerstrom A J and Puterbaugh S L. A 3D Model for the Prediction of Shock Losses in Compressor Blade Rows ASME J. of Eng. for Gas Turbines Power, 1984, 106(2): 295- 299
- 18 Neubert R J, Hobbs D E, Weingold H D. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan, Part I Design AIAA 90- 1915 1990
- 19 Rabe D C, Hoying D A, Koff S G. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan: Part II Performance Laser Test Results AIAA 91- 2544 1991
- 20 Creason T L, Baghdadi S. Design and Test of Low Aspect Ratio Fan Stage AIAA Paper 88- 2816, 1988
- 21 Hah C. Wennerstrom A J. 3- D Flowfields inside a Transonic Compressor with Swept Blades ASME 90- GT- 359, 1990
- 22 Low C H, and Wadia A R. Low Aspect Ratio Transonic Rotors: Part I Baseline Design Performance ASME Paper 92 - GT- 185, 1992
- 23 Hah C and Reid L. A Viscous Flow Study of Shock/Boundary Layer Interaction, Radial Transport, and Wake Development in a Transonic Compressor ASME 91- GT- 69, 1991
- 24 张杨军 跨音风扇气动力学与气动弹性模型的某些探讨: [博士论文] 北京航空航天大学, 1994
- 25 桂幸民 轴流风扇/压气机可控激波跨音级设计模型研究: [博士论文] 北京航空航天大学, 1993

(责任编辑 魏星禄)