

# 跨音弯掠风扇转子叶片的气动弹性剪裁

北京航空航天大学 周 盛\*\* 袁 巍 郭恩民

【摘要】 跨音风扇进口级增压比的进一步提高, 主要受两方面的制约, 一是效率, 二是气动弹性失稳。这两个因素与转子流场中的激波和激波诱导的大尺度分离紧密相关。激波结构又和转子叶片前缘空间曲线形状直接联系。因此, 如何精心设计转子叶片前缘空间曲线形状来控制激波结构, 就成了当代风扇气动力学的前沿, 并导致风扇弯掠空气动力学概念的出现。在具体设计中, 此问题可称之为气动与气动弹性综合剪裁。本文简述综合剪裁中的一个组成部分, 即气动弹性剪裁问题, 并对一个单级风扇转子叶片给出实例。

主题词: 风扇 气动弹性 颤振 跨音速空气动力学 激波结构

分类号: V 211. 47

## 1 引 言

增加风扇的级增压比对于提高军用涡扇发动机的推重比有重要意义。级增压比的进一步提高, 主要受到以下两方面制约。一是转子叶尖切线速度提高将导致激波增强, 激波/边界层干扰诱导大尺度分离多为开式分离, 将影响效率。二是转子叶尖切线速度与级压比的提高将会受到气动弹性失稳的制约。对于军用跨音风扇说来, 气动弹性失稳的主要发作形式是失速颤振。例如 F- 100- PW- 100 风扇在研制过程中就出现过失稳颤振故障。级压比为 2.0 量级的高通流跨音进口级(HTFC)在折合转速 0.75~0.85 之间出现失速颤振, 并为此而修改设计<sup>[1]</sup>。从表面上看, 上述两个制约因素分别属于气动性能与结构完整性范畴。事实上却都与转子流场中的 3D 激波和激波导致的大尺度分离密切相关。对于失速颤振发作说来, 激波的存在与强度对转子叶片表面非定常压力分布有重大影响, 并因而影响气动弹性稳定性<sup>[2]</sup>。除上述直接影响之外, 由于激波/边界层干扰诱发大尺度开式分离流。分离区内外流场对于叶片微幅振荡响应不同, 对于诱发失速颤振发作也具有重要影响<sup>[3, 4]</sup>。

针对着转子流场中的激波结构, 为了进一步提高级增压比, 主要存在着两类不同的设计哲理。一类是追求实现转子无激波流动<sup>[5, 6]</sup>。另一类则认为转子流场中的激波与机翼或风扇静子流场中激波所起作用不尽相同, 因为转子流场中的激波对于工质的加功增压起着重要的有利作用, 所以不宜追求转子无激波流动。但与此有利作用的同时, 激波/边界层干涉诱发的开式分离流又对于效率和气动弹性稳定性具有明显不利影响。于是在设计过程中应通过工程准则对于转子流场激波强度进行判别与控制<sup>[7, 8]</sup>。从当前发展趋势来看, 后一类设计哲理看来更为现

1997 年 1 月收稿; 1997 年 4 月收到修改稿。

\* 本文系国家自然科学基金(编号: 19572013)和航空基础科学基金(编号: 95C51028)资助项目

\*\* 男 60 岁 教授、博士生导师 北京航空航天大学航空发动机气动热力重点实验室 100083

实些。事实上,影响转子激波强度的量不仅是波前相对 $Ma$ 数。例如当使用文献[5-7]所建议的3D激波模型时,由于激波曲面的三维形状,波前相对速度矢量在激波曲面法向的投影将直接决定着激波的强度<sup>[9]</sup>。激波曲面的三维形状又和转子叶片前缘空间曲线的形状和位置直接联系在一起。但是,在传统气动设计与造型过程中,转子叶片前缘空间曲线的形状是作为稠度或弦长沿径向分布等几何参数选择,基元造型和沿径向积迭等设计步骤的综合结果而被接受下来的。并没有把它作为影响气动性能的重要设计变量而纳入到设计体系之中。直到90年代公开发表的弯掠转子叶片设计,此种状态仍没有明显变化。

通过一系列研究工作,人们开始认识到转子叶片前缘空间曲线的重要性。因此,如何通过精心设计转子叶片前缘空间曲线的形状以达到控制3D激波结构的目的,就成了当代风扇气动力学的前沿,并导致风扇弯掠空气动力学概念的诞生。看来,这应是风扇弯掠空气动力学内涵的实质<sup>[10]</sup>。在具体气动设计与造型体系中,我们进一步将这一内容命名为气动与气体弹性综合剪裁。由于篇幅所限,本文仅简述综合剪裁中的一个组成部分,即气动弹性剪裁问题。

## 2 弯掠空气动力学对于强度和振动的影响

在美国国防部“关键技术计划”第14项“吸气式推进”中,关于风扇和压气机的气动研究,居首位的就是“后掠空气动力学”。经分析后,在文献[11]中改称为“弯掠空气动力学”。对于空军飞行任务,此项技术可使战斗机起飞重量减轻4.9%。对于海军飞行任务,可使航程增加20.4%<sup>[12]</sup>。由文献[12]表4~6可见,在表上所列出的各项技术中,弯掠空气动力学气动设计技术是收益最高的。

如引言中所述,弯掠空气动力学主要针对风扇流场的激波结构。从数学模型角度来看,这意味着对于形状复杂的三维转子叶片可用一组关键几何参数组合来代表。每一组合与气动参数在一起,也就控制着转子流场中的三维激波结构<sup>[9,10]</sup>。在传统的风扇气动设计与造型体系中,由于未能对于转子叶片前缘空间曲线的形状和位置给予足够重视,也就无法把激波结构与几何参数组合之间的关键充分体现。正由于这一原因,如何将转子3D激波结构与关键几何参数组合相关联,就成了当代跨音风扇所面临的主要改进方向。

从结构动力学角度来看,问题可做如下提法。为使风扇的级压比进一步提高,需要精心设计转子叶片前缘空间曲线的形状。为了有效地控制叶根附近的静强度,需要把着眼点放在基元重心积迭曲线形状上。这就意味着,如何使基元重心积迭曲线在 $r-z$ 平面内的投影呈后掠或前掠,在 $r-\theta$ 平面的投影呈后弯或前弯来获取性能上的增益,但同时又能保证转子的结构完整性?

这一改进将使设计自由度增加,气动性能获得增益是可以预期的。然而,不可避免地导致结构动力学这方面的形势严峻。众所周知,转子叶片形状与诸基元沿叶高积迭方式密切相关。传统上各基元重心是沿

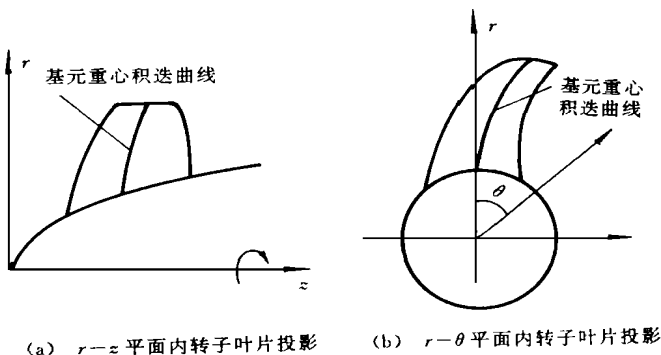


图1 转子基元重心积迭线示意图

偏心径向线来积迭的。加上转子叶尖切线速度与级压比都较低,在静强度和振动方面的形势尚不特别严重。但现在需对于转子叶片前缘空间曲线的形状与位置加以控制,于是转子基元重心积迭线在  $r-z$  平面内具有掠形,在  $r-\theta$  平面内则有弯曲(图 1)。于是基元重心积迭线由偏心径向线变成一条空间曲线。从气动性能角度固然增加了设计自由度,但对于静强度具有的不利影响是明显的。对于失速颤振发作的影响,从非定常气动角度审视是有利的,但从结构动力学角度分析就较复杂,难以得出定性分析结论。总之,在传统气动设计与造型方法中,失速颤振已给级压比在 1.60 量级的风扇带来很多麻烦。当代风扇进口级的级压比在 2.0 以上,而且有更高的叶尖切线速度,失速颤振发作的危险是不能掉以轻心的。

### 3 转子叶片的气动弹性剪裁

对于跨音弯掠风扇,气动与气动弹性综合剪裁的主要目标是实现更高的级增压比而又不致使效率下降,同时又受到不发生失速颤振的气动弹性稳定性制约。其具体含义是对于代表每个具体设计方案的一组关键几何参数组合,都给出与之对应的 3D 激波结构描述,并进而具体计算出 3D 激波强度与损失的数值。当改变设计方案时,3D 激波结构随之改变。这样就把通流气动设计与叶片造型过程和 3D 激波强度直接关联在一起。在规定级压比和叶尖切线速度的前提下,对各种设计方案的反复剪裁将会朝着获取最高的级效率方向逼近。此外,剪裁过程必将导致气动弹性稳定性形势的变化,满足气动弹性稳定性的约束条件是不可缺少的。对于这一约束条件的具体实施过程,称之为气动弹性剪裁。为了实施气动弹性剪裁,必须能够对于风扇失速颤振发作进行预测。

美、俄等国对于跨音风扇失速颤振发作的工程预测都建立在经验法基础之上<sup>[13]</sup>。然而,对于级压比超过 2.0 的单级风扇,我们还缺乏有关经验数据。采用 CFD 方法预测失速颤振发作将是进一步发展的方向。但尚未见用 CFD 方法在风扇级特性图上给出失速颤振预测边界的详细报道。

基于上述,在预测失速颤振发作时,我们选用了变形激盘法。这是一类建立在气动基本方程组基础上的半经验性方法。由于计算时间很短,便于在综合剪裁过程中使用,可以快捷地了解到某一设计方案是否存在失速颤振发作的危险。尽管多年前我们就开展了对于跨音风扇失速颤振发作的预测<sup>[14]</sup>,但当时的工程背景针对设计点级压比在 1.60 上下,叶尖切线速度在 400 m/s 上下的常规跨音级。本文所讨论的当代风扇进口级,其级压比将在 2.0 以上,叶尖切线速度应在 500 m/s 量级,所以需对于文献[14]中介绍的变形激盘法进行如下修改。

在预测失速颤振发作的变形激盘法中,是以气动阻尼  $\delta_{\text{aem}}$  为负值或总阻尼  $\delta_{\text{e}}$  为负值作为气动弹性失稳的标志的。过去国际上一直沿用叶片排中的叶片间相角为常数基本假设。这将意味着同一叶片排中各叶片的气动阻尼数值相等即颤振同时发作,而这是不符合真实情况的。目前我们所用的方法已改为叶片排中的叶片间相角为变量<sup>[15, 16]</sup>。于是在一个叶片排  $N$  个叶片中可以计算出有  $N_f < N$  个叶片具有负气动阻尼值。这样一来,  $(N_f < N) \%$  数值也可对于气动弹性稳定性给出另一个定量指标。特别是在综合剪裁过程中,  $\delta_{\text{aem}}$  数值处于零值附近的临界状态,指标  $(N_f < N) \%$  将是一个更为敏感的判别指标。

前已述及,气动与气动弹性综合剪裁的最为本质特征是通过转子叶片前缘空间曲线的形状和位置来控制 3D 激波曲面的形状和 3D 激波强度。这在气动弹性剪裁中也应当相应地反映出来。具体体现为 3D 激波损失系数随转子叶片前缘空间曲线形状的变化。此外,反映大尺度

分离的指标如转子出口落后角等也在方法中予以反映。图 2(a) 表示一个叶片排全部叶片中的最小气动阻尼随激波损失系数变化。由图可见, 激波强度增加将导致气动弹性失稳的趋势增

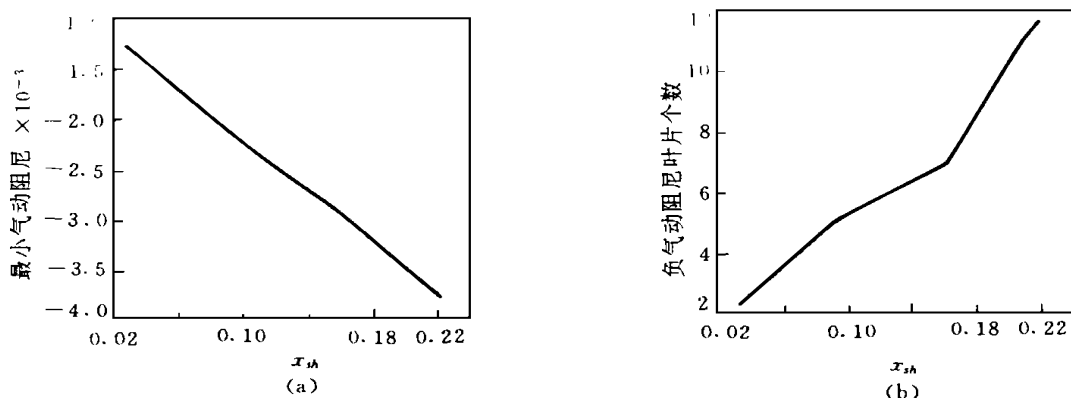


图 2 激波强度对于叶片气动弹性稳定性的影响

强。图 2(b) 表示同一叶片排中叶片具有负气动阻尼的个数  $N_f$  随激波损失的变化。所计算的是 HTFC 转子, 叶片数  $N = 20$ <sup>[17]</sup>。

#### 4 一个单级风扇转子叶片的气动弹性剪裁

算例为本实验室的一个单级风扇实验件。转子外径 440 mm; 进口轮毂比 0.4; 转子叶片数 14 片。设计点处的级增压比超过 2.0; 空气流量 25.0 kg/s。其设计哲理主要是认为转子流场中激波的存在对于加功增压具有有利作用, 因而不追求无激波设计。但必须控制 3D 激波的有害作用, 为此提出了相应的工程控制准则, 即文献[7]中所提的“三分准则”。根据上述哲理, 气动与气动弹性综合剪裁所获得的最终结果是一组小展弦比和适度后掠的转子叶片。转子叶片吸力面和压力面上 3D  $N-S$  数值模拟得到的等  $Ma$  数分布图如图 3 所示。

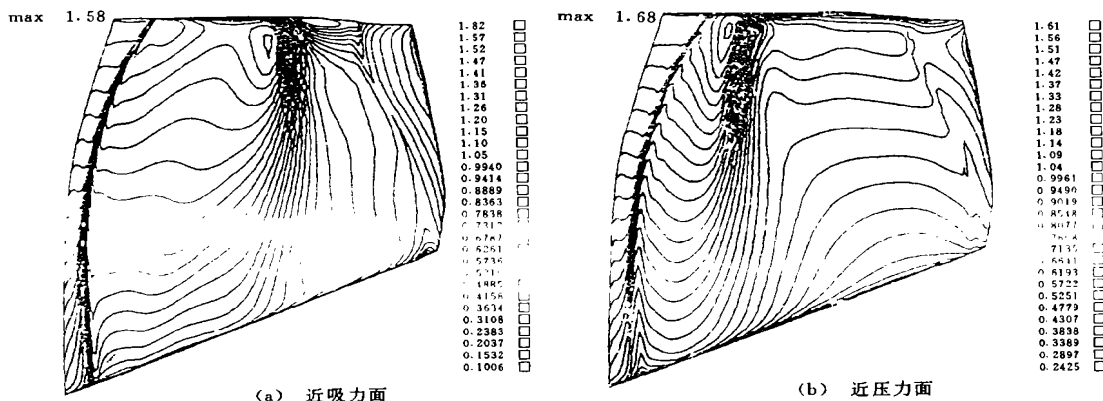


图 3 转子叶片表面数值模拟等  $Ma$  分布图

如前所述, 转子叶片各基元积迭成型时, 由传统的偏心径向线作为基元重心积迭线, 发展成为一条任意空间曲线。通过基元积迭线的掠角和弯角来控制此空间曲线的几何形状, 进而控

表 1 单级风扇转子的折合速度与攻角关系

| 折合速度 | 2.6 °                         | 3.0 °                         | 3.5 °                         | 4.5 °                        | 5.0 °                        | 6.1 °                         | 7.4 °                         |
|------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|------------------------------|------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| 1.85 | 9<br>- $9.1 \times 10^{-4}$   | 9<br>- $9.33 \times 10^{-4}$  | 9<br>- $9.76 \times 10^{-4}$  | 9<br>- $1.06 \times 10^{-3}$ | 9<br>- $1.11 \times 10^{-3}$ | 9<br>- $1.20 \times 10^{-3}$  | 9<br>- $1.32 \times 10^{-3}$  |
| 2.15 | 10<br>- $5.2 \times 10^{-4}$  | 10<br>- $6.13 \times 10^{-4}$ | 10<br>- $7.50 \times 10^{-4}$ | 8<br>- $1.04 \times 10^{-3}$ | 8<br>- $1.13 \times 10^{-3}$ | 8<br>- $1.33 \times 10^{-3}$  | 8<br>- $1.60 \times 10^{-3}$  |
| 2.30 | —<br>> 0                      | 2<br>- $4.65 \times 10^{-6}$  | 2<br>- $3.24 \times 10^{-4}$  | 5<br>- $7.06 \times 10^{-4}$ | 5<br>- $9.37 \times 10^{-4}$ | 8<br>- $1.28 \times 10^{-3}$  | 9<br>- $1.77 \times 10^{-3}$  |
| 2.48 | —<br>> 0                      | —<br>> 0                      | —<br>> 0                      | 3<br>- $4.24 \times 10^{-4}$ | 5<br>- $8.88 \times 10^{-4}$ | 9<br>- $1.73 \times 10^{-3}$  | 11<br>- $2.63 \times 10^{-3}$ |
| 2.65 | —<br>> 0                      | 2<br>- $2.03 \times 10^{-3}$  | 4<br>- $2.17 \times 10^{-3}$  | 6<br>- $2.37 \times 10^{-3}$ | 9<br>- $2.53 \times 10^{-4}$ | 10<br>- $3.94 \times 10^{-3}$ | 11<br>- $7.65 \times 10^{-3}$ |
| 2.82 | 10<br>- $1.93 \times 10^{-3}$ | 10<br>- $2.16 \times 10^{-3}$ | 10<br>- $2.42 \times 10^{-3}$ | 8<br>- $2.91 \times 10^{-3}$ | 8<br>- $3.61 \times 10^{-3}$ | 8<br>- $4.55 \times 10^{-3}$  | 8<br>- $7.62 \times 10^{-3}$  |
| 3.15 | 5<br>- $1.07 \times 10^{-3}$  | 5<br>- $1.19 \times 10^{-3}$  | 5<br>- $1.35 \times 10^{-3}$  | 5<br>- $1.29 \times 10^{-3}$ | 5<br>- $1.89 \times 10^{-3}$ | 7<br>- $2.48 \times 10^{-3}$  | 7<br>- $4.86 \times 10^{-3}$  |

制转子叶片前缘空间曲线的形状, 以达到控制 3D 激波结构之目标。

在气动弹性剪裁的具体实施过程中, 是通过最小气动阻尼数值以及出现负气动阻尼的叶片个数这两个定量指标来反映每一方案气动弹性稳定性的变化。表 1 为此转子最终设计方案的折合速度—攻角关系。表中第 1 行的整数表示负气动阻尼叶片数, 表中第 2 行的数值表示最小负气动阻尼值。该表表明, 该转子将不会出现气动弹性失稳。

图 4 表明此转子最终设计方案在某一工作点处(折合速度 2.31, 攻角 4.5 ° 工况下)转子各叶片的气动阻尼数值。由此图可见, 在该工况处是不会出现失速颤振发作的。

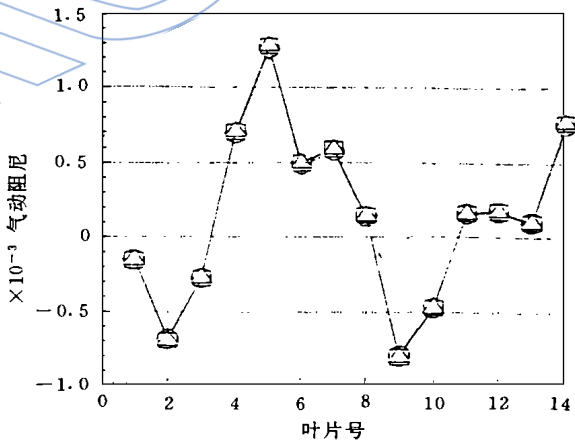


图 4 转子各叶片的气动阻尼估算值

5 小 结

(1) 跨音风扇转子流场中的 3D 激波对于增压加功起着重要作用。与此同时, 激波/边界层干涉诱发的开式大尺度分离流又影响效率和气动弹性稳定性。激波结构与转子叶片前缘空间曲线形状直接关联, 但在传统叶片造型方法中, 转子叶片前缘空间曲线的形成具有任意性。因此, 如何通过精心设计转子叶片前缘空间曲线形状来实现对于激波结构的控制, 是气动与气动

## 弹性综合剪裁的主要任务。

(2) 为了能够通过设计转子叶片前缘空间曲线形状来实现对于激波结构的控制, 转子叶片基元重心积迭曲线将不再是传统的偏心径向线。此时必须通过气动弹性剪裁来保证在预期的工作范围内不会出现失速颤振发作。

(3) 在气动弹性剪裁过程中, 使用变叶片间相角的变形激盘法作为预测失速颤振是否发作的主要手段。由于解除了在一个叶片排中叶片间相角为常数的基本假设的约束, 所以使用最小气动阻尼和对应于负气动阻尼值的叶片数目两个定量指标作为对气动弹性稳定性的判别依据。

(4) 本实验室的一个单级风扇实验件就是根据上述气动与气动弹性综合剪裁而设计出来的。气动弹性剪裁结果表明, 此风扇转子在预定工作内将不会遇到失速颤振发作。

## 参 考 文 献

- 1 Low C H, Wadia A R. Low Aspect Ratio Transonic Rotors: Part I - Baseline Design performance ASME 92- GT-185, 1992
- 2 沈孟育, 周盛, 林保真 叶轮机械中的跨音流动 北京: 科学出版社, 1988: 338- 341
- 3 何力, 周盛 叶片失速颤振发作机理的探讨 航空学报, 1985, 6(5): 411- 416
- 4 张扬军 跨音风扇气动力学与气动弹性力学模型的某些探讨: [博士学位论文] 北京航空航天大学, 1994
- 5 Neuber 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
- 6 Moore R D, Tweedt D L, China R V. NASA Supersonic Through- Flow Fan Program. NASA TM - 103248, 1992
- 7 周盛 当代风扇气动设计的某些进展 第八届叶轮学术讨论会论文集, 珠海: 1996: 1- 9
- 8 周盛 From Flow Fields in Turbomachinery to Their Mathematical Models Invited Lecture in 2nd International Conference on Pumps and Fans, Beijing, 1995
- 9 桂幸民 轴流风扇/压气机可控激波跨音级设计模型研究: [博士学位论文] 北京航空航天大学, 1993
- 10 单鹏 超跨音轴流压气机前缘掠弯的运动学问题: [博士学位论文] 北京航空航天大学, 1996
- 11 桂幸民, 周拜豪 压缩系统跨音进口级弯掠叶片空气动力学概述 航空动力学报, 1995, 10(4): 407- 411
- 12 陈浚, 詹孟莹, 韩明会 加速和改善发动机系统工程管理 未来航空发动机战略研讨会文集, 航空工业总公司 628 所, 1992: 127- 140
- 13 Casey J K. Empirical Flutter Prediction Method AD/A 195699, 1988
- 14 周盛等 叶轮机气动弹性力学引论 北京: 国防工业出版社, 1989
- 15 杨晓东, 陶德平, 周盛 对于叶轮机气动弹性力学一个基本假设的讨论 中国科学A 辑, 1991: 192- 199
- 16 周盛 Some Improvements on the Models Regarding Unsteady Flow in Turbomachinery. Invited Report International Conference on Aero- Hydro Elasticity, Beijing: 1993
- 17 Wennerstrom A J. Experimental Study of a High Throughflow Transonic Axial Compressor Stage J. of Engineering for Gas Turbine and Power, 1984, 106(3): 552- 560
- 18 袁巍 三维设计对于叶片失速颤振发作的影响: [学位论文] 北京航空航天大学, 1996

(责任编辑 魏星禄)

## FULL - LENGTH PAPERS

### AEROELASTIC TAILORING FOR ROTOR BLADES OF TRANSONIC SWEEP FANS

Zhou Sheng, Yuan Wei, Guo Enm in

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**ABSTRACT** In order to raise the fan stage pressure, as an important measure to enhance engines thrust/weight ratio, there are two restrictive factors: First of all, the increase of rotor tip wheel speed will strengthen the shock waves in rotor passages, which decrease the efficiency. Then the strengthened shock waves could induce the onset of stall flutter. For the turbofans with small bypass ratio, the stall flutter is the main type of aeroelastic instabilities in the transonic fans. Both the above-mentioned two restrictive factors for raising the stage pressure ratio are correlated closely with 3D shock wave structure and the largescale separation zone induced mainly by 3D interaction of the shock wave with boundary layer. However, the 3D shock wave structure inside rotor passages is correlated with the spatial curve of rotor blade leading edge closely. So, how to design the spatial curve of blade leading edge becomes an important frontier problem of the turbomachinery aerodynamics. During designing process of some modern transonic swept fans, a kind of integrated aerodynamic/aeroelastic tailoring program has been used. The aeroelastic tailoring, a main part of the integrated tailoring, is described, and an example has been shown in this paper.

**Key Words** Fans Aeroelasticity Flutter Transonic aerodynamics  
Shock wave structure

### A SURVEY ON APPLICATION OF CURVED BLADES TO COMPRESSOR CASCADE

Zhong jingjun, Su Jiexian, Wang Zhongqi

(College of Energy, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

**ABSTRACT** Based on the mechanism of controlling the secondary flow with the help of the curved blades in turbomachinery, the specificities of application of the curved blades to the compressor cascade are considered. A survey on current situation of the research, practical application and prospects of the curved blades for compressor cascades is made according to the works published at home and abroad, as well as the results of our experimental investigations.

**Key Words** Compressors Cascades Curved blades