

文章编号: 1000-8055(2003)05-0608-07

叶轮机非定常气动设计的缘线匹配技术

陈 江¹, 季路成², 杨春信³

(1 北京全三维动力工程有限公司, 北京 100080;

2 中国科学院 工程热物理所, 北京 100080;

3 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 本文提出一种新的叶轮机气动设计自由度——缘线匹配技术。缘线匹配是指相邻两叶排中前排叶片后缘线与后排叶片前缘线的空间关系, 更准确地说, 是其相位角关系。叶片尾缘线表征了叶片出口气流的分布型, 它囊括了尾迹、激波、二次流等所有影响, 另一方面, 叶片前缘线代表了其对上游流场的势干扰。定常气动设计体系只能部分考虑叶片缘线的相互影响, 大部分则被忽略了, 然而在非定常框架下, 相邻叶排缘线所代表的相互影响是显著的。本文首次提出了叶轮机非定常设计的缘线匹配技术, 并通过理论分析及直列涡轮叶栅的非定常数值模拟结果展示了缘线匹配技术在未来提高叶轮机气动性能、气弹性能、气动噪声和热传导性能上的潜在能力。作者认为, 缘线匹配技术将使叶轮机的非定常气动设计具有真实而可操作的内容, 是叶轮机非定常气动设计的核心技术之一。

关键词: 航空、航天推进系统; 缘线匹配; 叶轮机非定常设计; 非定常流动; 叶轮机械; 计算流体力学
中图分类号: V 231.3 **文献标识码:** A

Edge-Matching Technique for Unsteady Aerodynamic Design of Turbomachinery

CHEN Jiang¹, JILU-cheng², YANG Chun-xin³

(1. Beijing Full Three Dimension Power Engineering Co. Ltd., Beijing 100080, China;

2. Chinese Academy of Sciences, Institute of Engineering Thermophysics, Beijing 100080, China;

3. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A new degree of freedom for turbomachinery design—Edge-Matching (EM) technique is presented in this paper. The so-called EM is named from spatial relationship (more precisely, phase angle relationship) between trailing edge and leading edge curves of two neighboring blade rows. In fact, the blade trailing edge denotes the profile of outflow, in which the wake, the shock wave and other secondary flow phenomena are involved, while the blade leading edge presents potential interference on the former blade. When the steady flow design method is used, these effects related to the blade edges are considered partly. This means that the relative position between neighboring edges only has little influences on the turbomachinery performance. However, in the frame of unsteady flow, this influence is evident and great. The theoretical analysis about EM technique is introduced first. The potential usage of EM technique is clearly pointed out. Then unsteady simulations about a turbine cascade and a linear cascade are conducted. The results

收稿日期: 2002-12-24; **修订日期:** 2003-04-26

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 59906012); 中国科学院知识创新工程资助项目 (No. KGCX2-301)

作者简介: 陈江(1963-), 男, 四川开江人, 北京全三维动力工程有限公司高级工程师, 在职博士生, 主要从事叶轮机械气动设计与研究

show that the EM technique may be widely used in improving the aerodynamic, aeroelastic, aeroacoustic and heat transfer performance of turbomachinery. It is believed that the EM technique will advance the unsteady design of turbomachinery.

Key words aerospace propulsion system; edge-matching technique; unsteady aerodynamic design of turbomachinery; unsteady flow; turbomachinery; computational fluid dynamics

1 引言

叶轮机内部流动具有固有非定常属性。为研究此复杂流动, 计算流体力学(CFD)方法迅速发展并广泛应用。十多年来, 有关非定常粘性流动数值模拟技术得到长足发展, 如 Rai^[1]、Giles^[2]、Armone^[3]和 He^[4]的工作。与此同时, 对叶轮机非定常流结构和机理的认识得到持续丰富与深入, 如 Adamczyk^[5]、Hodson^[6]、Dorney^[7]、Huber^[8]、Shang^[9]的工作。即便如此, 人们仍不能使叶轮机非定常属性在高性能叶轮机设计中得到体现, 叶轮机非定常设计似乎离实际应用还比较遥远。

事实上始终存在利用非定常影响来改进叶轮机性能的机会。“时序”^[10]和“沉寂”效应^[11]便是两个令人振奋的实例。为了逐步建立并应用叶轮机非定常气动设计, 有必要研究能更好利用非定常影响的新设计策略和技术, 缘线匹配技术就是有益尝试。

本文将对所提出的叶轮机气动设计新自由度—缘线匹配技术展开研究。通过理论分析与初步的数值验证力图揭示缘线匹配技术在气动、气弹、气动噪声及热传导性能方面所具有的潜力, 尝试使未来叶轮机非定常设计内容具体化。

2 缘线匹配技术理论

缘线匹配即相邻两叶排中前排叶片后缘线与后排叶片前缘线的空间匹配关系, 更准确地说是其相位角匹配关系。缘线匹配技术就是以调协叶轮机相邻叶片前、尾缘线空间相对位置为手段, 以气动性能、气弹性能、气动噪声及热传导性能全方位优化为特征, 其终极目标是实现具有最优气动性能、工作稳定性、工作可靠性、最优热负荷分布和最低气动噪声折衷的最佳叶轮机设计。

缘线匹配技术由两部分组成, 其一是如何选取叶片缘线形状以减少叶型损失(单一叶排的缘线选取); 其二是通过调试相邻叶排空间相对位置以获取叶轮机性能收益(叶排间的缘线匹配)。

2.1 缘线形状选取

缘线包括叶片前缘线和叶片尾缘线, 缘线形状选取直接与叶片性能相关, 如掠型风扇转子前缘与激波损失和裕度相关。下面以叶片尾缘线选取为例说明缘线形状与叶片性能的关系。

众所周知, 单叶排的总损失 L_T 包括三个主要损失源: 叶片表面和端壁型面损失 $L_{Profile}$; 二次流损失 $L_{Secondary}$ 和激波损失 $L_{shockwave}$ 。即:

$$L_T = L_{Profile} + L_{Secondary} + L_{shockwave} \quad (1)$$

对上式右端第一项展开分析, 叶片尾缘线长度表征了型面损失的主要部分。对于给定叶片, 当径向任一基元的周向位置发生变化, 当然这一过程中叶片槽道内通流面积保持不变, 那么型面损失将与尾缘线长度成正比, 即在上述条件下, 由于叶片表面附面层的存在而引起的叶片损失强度保持不变, 若以 θ 定义叶片基元尾缘处附面层动量损失厚度, 那么总型面损失可表示如下:

$$L_{Profile} = \theta \times l_{edge} + L_{Endwall} \quad (2)$$

这里: l_{edge} 是叶片尾缘线长度, $L_{Endwall}$ 表示叶片端壁处型面损失。因此, 叶片尾缘线越短, 叶片型面损失将越小, 即叶片尾缘线为径向直线时型面损失最小。

然而, 由于端壁附面层的存在, 实际情况并非直径向尾缘最好。修改端壁附近尾缘线的形状是进一步降低型面损失的关键。图1(a)~(b)显示了叶片表面和端壁形成的附面层角区。当叶片表面与端壁相交成锐角时, 由于附面层的影响而把角区低能流体往外推, 使附面层低能流体的堆积较相交成钝角时严重得多。进一步分析认为, 锐角情况更容易引发流动分离。具体, 由下列公式:

$$\frac{dp}{dx} = \mu \left[\frac{\partial u}{\partial y^2} + \frac{\partial u}{\partial z^2} \right] \quad (3)$$

其中: u 是自由流速度, 其方向垂直纸面。根据该式, 在相交成锐角时, 因为其附面层比只有单个壁面或相交成钝角的壁面附面层更厚, $\partial u / \partial y^2$ 或 $\partial u / \partial z^2$ 更快地趋于零, 即越容易更早发生流动分离, 因而由分离产生的损失也更多。

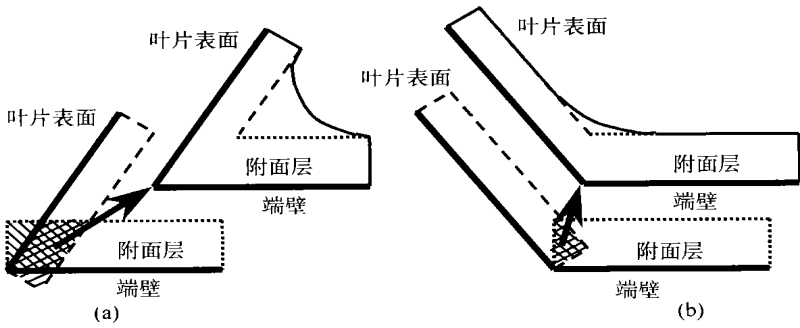


图1 叶片端壁角区附面层

Fig 1 Sketch explanation about corner boundary layer

实际轮机中,叶片与端壁相交,叶片吸力面与压力面形成一对背靠背的角区附面层,如果其一是锐角,则另一必为钝角。通常叶片吸力面附面层厚于压力面,因此吸力面侧附面层角区产生的损失占端壁损失的主要部分,让吸力面侧与端壁形成钝角则是自然选择,如图2所示,叶片尾缘线形成所谓的“C”型分布将能使总的型线损失下降。

线空间相对位置,注重叶片基元叶栅非定常流动相位的展向匹配,以气动性能、气弹性能、气动噪声及热传导性能全方位优化为特征,最终实现具有最优气动性能、工作稳定性、工作可靠性、最优热负荷分布和最低气动噪声折衷的最佳轮机设计。

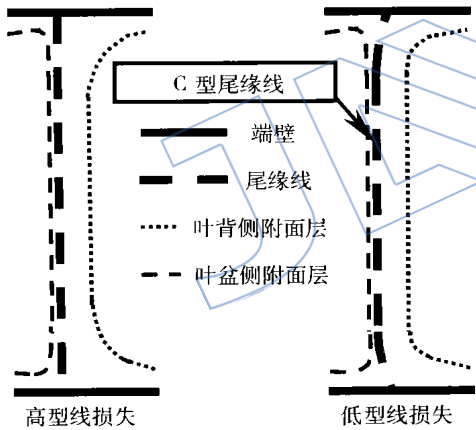


图2 “C”型尾缘线减损机理示意

Fig 2 Sketch plot of loss reduction mechanism of "C" type trailing edge

上述关于尾缘型线及其影响损失的理论是缘线匹配技术的第一步,即缘线的选取。在工程实际应用中还需结合许多其它因素来优化缘线选取,就单一叶排而言,弯、掠技术就直接影响叶片缘线型状。弯叶片旨在改善槽道内流体流动结构,减少二次流损失。掠叶片旨在减少激波损失,多种因素的综合权衡最终确定缘线型状,其目标是使叶片总损失最小。随后再考虑相邻叶排缘线匹配问题。

2 2 相邻叶排的缘线匹配

相邻叶排缘线匹配是调协相邻叶片前、尾缘

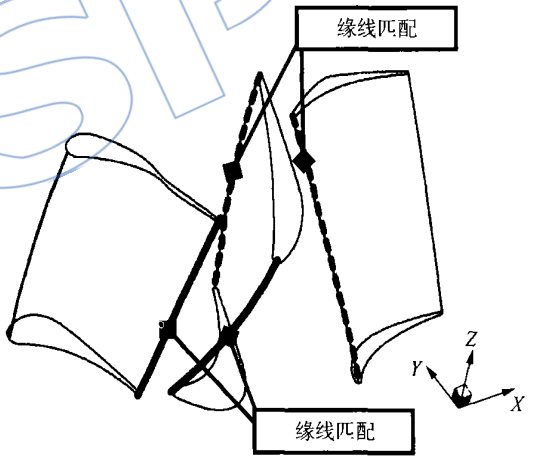


图3 缘线匹配技术示意

Fig 3 Sketch plot about edgeline matching technique

图3是三排叶片形成两组缘线匹配的示意。轮机性能参数的变化如流量、效率(或总压恢复系数)、叶片升力、阻力和力矩脉动主要依赖于沿展向相位角变化,如图4所示。由于叶片尾缘线能代表叶排出口流动周向非均匀性,继而产生轮机流动非定常性,因而前排叶片尾缘的空间位置表征了其下游叶排非定常流动相位角,而后排叶片前缘线则表征了其上游叶排非定常势干扰的相位。如果前排叶片径向各截面尾缘相位角布置得当,即前排叶片尾缘与后排叶片前缘相位匹配合适,则整个叶排的流量、效率、升力、阻力及力矩等关键性能参数脉动将较平缓。这就是缘线匹配

技术, 它为叶轮机提供了一个新的设计自由度, 对改进叶轮机气动性能、气弹性能、降噪效果及传热性能将展现巨大的潜在优势。

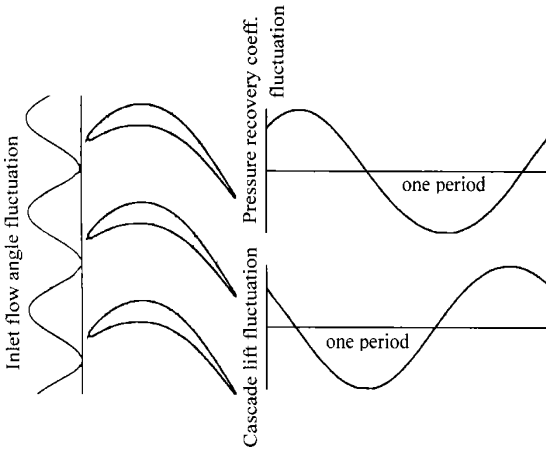


图4 叶片升力与总压恢复系数 (进口气流角正弦脉动时由Hodson叶栅数值模拟结果)

Fig 4 Lift and pressure recovery coefficient (Simulation result of Hodson cascade with inlet harmonic flow angle)

首先, 缘线匹配技术能提升多叶排叶轮机的气动性能。基于非定常流动边界条件和参数性能可以通过傅里叶级数分解表达这一点, 对叶轮机非定常流动分解研究将是可行而有意义的。一般, 在傅里叶分解表达式中基频分量是主导量。由此, 对叶片径向 r 截面处定义总压、总温和进口气流角脉动如下式:

$$P'(r) = P_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \quad (4a)$$

$$T'(r) = T_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \quad (4b)$$

$$\alpha'(r) = \alpha_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \quad (4c)$$

其中, $P_{AM}(r)$, $T_{AM}(r)$ 和 $\alpha_{AM}(r)$ 是脉动幅值, $P'(r)$, $T'(r)$ 和 $\alpha'(r)$ 是 t 时脉动值。如果定义流量、效率和总压比脉动如下式:

$$m'(r) = m_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \quad (5a)$$

$$\eta'(r) = \eta_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \quad (5b)$$

$$PR'(r) = PR_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \quad (5c)$$

那么叶轮机总的流量、效率和压比脉动可沿叶片径向进行积分:

$$m' = \int_{R_h}^{R_t} m_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \cdot dr \quad (6a)$$

$$\eta' = \int_{R_h}^{R_t} \eta_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \cdot dr \quad (6b)$$

$$PR' = \int_{R_h}^{R_t} PR_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \cdot dr \quad (6c)$$

当调整相邻叶排两缘线相对位置时, 其相位差即: $\varphi(r) - \varphi(r)$, $\varphi(r) - \varphi(r)$, $\varphi(r) - \varphi(r)$, ... 等因而发生改变。因此, 通过精细调协缘线位置, 能使性能参数 m' , η' , PR' 的脉动明显减少, 即缘线匹配技术能使叶轮机气动性能得到明显改善。

缘线匹配技术的最大收益将是改善叶轮机的气弹性能。与前面推导相似, 叶片上总升力、阻力及力矩脉动可由下面公式表示:

$$L' = \int_{R_h}^{R_t} L_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \cdot dr \quad (7a)$$

$$D' = \int_{R_h}^{R_t} D_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \cdot dr \quad (7b)$$

$$M' = \int_{R_h}^{R_t} M_{AM}(r) \cdot \sin[\omega t + \varphi(r)] \cdot dr \quad (7c)$$

因此, 通过精细调整相邻叶排缘线空间结构, 相位角差如 $\varphi(r) - \varphi(r)$, $\varphi(r) - \varphi(r)$, $\varphi(r) - \varphi(r)$, ... 等因此而改变, 可使性能参数 L' , D' , M' 的脉动很小, 而根据下述公式:

$$W = \int_{R_h}^{R_t} \left[\oint \gamma(r) dh + \oint \gamma(r) ds + \oint \gamma(r) d\alpha \right] \cdot dr \quad (8)$$

这里: W 是指气流对叶片所做的功, 叶轮机的气弹性能由此得到改善。

缘线匹配技术对改善多排叶轮机的气动噪声性能也显现出其潜在优势。在强调前排叶片尾迹影响的转子/静子干涉噪声声压公式中:

$$P(\chi) = \sum_m \sum_n P_{m,n}(\chi, \dots, \dots) \quad (9)$$

式中: χ 是相邻叶排缘线相交角度。因此, 如能精细调整 χ 角, 多排叶轮机的气动噪声性能也将得到优化。

缘线匹配技术的最后一项潜在用途是改进涡轮的传热性能。对燃烧室出口而言, 其温度场很难达到完全均匀, 如果热痕的空间位置以一空间曲线相对固定, 那么通过缘线匹配技术就可使代表热痕的缘线与导叶前缘线构成错位, 从而改善涡轮导叶的热负荷分布。更进一步, 对于涡轮后面级, 缘线匹配技术将对改善其热传导性能起关键作用。通过精细匹配缘线, 可使涡轮冷却系统布置

更为有效,大大降低热烧蚀风险。

缘线匹配技术是通过沿整个叶展方向匹配相邻叶排前、尾缘线相位角,从而使叶轮机气动、气弹、气动噪声和热传导性能得到优化和折衷,它为叶轮机提供了在定常流框架下不可能实现的一种新的设计自由度,从而使叶轮机非定常设计提升到应用阶段。

3 缘线匹配技术数值研究

3.1 数值模型

为了展示缘线匹配技术的潜在优势,利用直列涡轮叶栅进行数值模拟。采用图5(a)~(c)三种进口总压分布型来模拟上游叶排尾迹,即叶排尾缘线,其中矩形方框是直列叶栅进口槽道,阴影线为前排叶片尾迹亏损,尾迹中心线(指前排叶片尾缘线)与直列叶栅的空间相交角分别为 0° 、 20.4° 和 26.5° ;情形C上游叶排尾迹正好位于直列叶栅进口槽道对角线上,尾迹与叶片数比为 $1:1$ 。在任一展向位置,进口总压由公式(10)来模拟上游尾迹变化,与文献Liu & Sockol^[12]一致。

$$P_t = \begin{cases} P_o - P_{amp} \left[1 - \left(\frac{|y - y_w|}{W_b} \right)^{1.5} \right]^2 & \text{if } |y - y_w| \leq W_b \\ P_o & \text{otherwise} \end{cases} \quad (10)$$

这里: P_o 是总压常数, P_{amp} 是最大总压损失值, y 是叶片槽道内沿栅向距离 ($0 \leq y \leq 1$)。 y_w 是尾迹中心线位置, W_b 是一半尾迹宽度。

研究是基于CFD商业软件—Fluent 6.0上进行,进口边界条件是由用户定义函数(UDF)给出。软件控制方程是非定常Renolds平均N-S方

程,湍流模型采取S-A模型,不考虑附面层转捩。计算用非结构化网格,见图6。叶片表面取O型附体网格,计算域中其余部分用四面体网格(3D),网格节点数约30万,三种情形下的计算网格数相同, y^+ 上网格点在2~30范围。

控制方程由时间二阶隐式格式进行迭代,非定常流一个周期内取40个物理步,频率为26087 Hz。

3.2 结果与讨论

表1列出了三种情形下时间平均质量流量(相对流量)与总压恢复系数值。

表1 三种情形下的时间平均性能

Table 1	Time-averaged performance of three cases		
	情形A	情形B	情形C
质量流量	1.0000	1.0004	1.0005
总压恢复系数	0.9611	0.9627	0.9636

可以确认,三种情形都在同一工况下运行。图7~图10显示了三种情形下质量流量、总压恢复系数、升力和力矩随时间变化情况。显然,正如前面理论分析的那样,情形C的脉动幅值最小,情形A的脉动幅值最大。在情形A中,流量脉动幅值达到平均流量的5.7%,总压恢复系数脉动幅值是其平均值的1.3%,总升力变化幅值超过了升力平均值的46%。这些非定常脉动量也许就是高负荷叶轮机设计成功的关键因素。

从上述数值计算中分析,通过缘线匹配技术优化涡轮叶排缘线相位,则可使通过涡轮槽道流量脉动明显下降,从而使位于涡轮前面的燃烧室燃烧稳定,同理使风扇、压气机运行趋于平稳,这

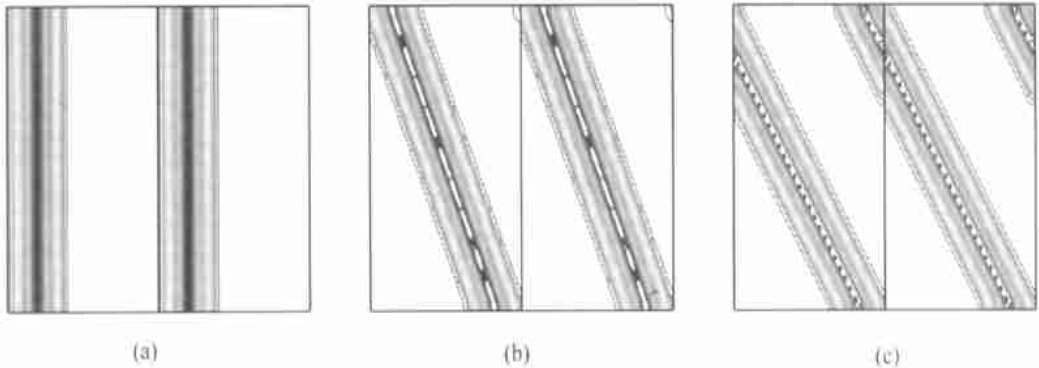


图5 研究缘线匹配技术的直列叶栅进口总压亏损展向分布

Fig 5 Inlet profiles of total pressure for investigations of edge matching technique

只是缘线匹配技术的一项收益。针对不同的优化目标,如效率、升力或力矩,缘线匹配技术可带来气动、气弹、降噪及热传导不同程度的性能提升。

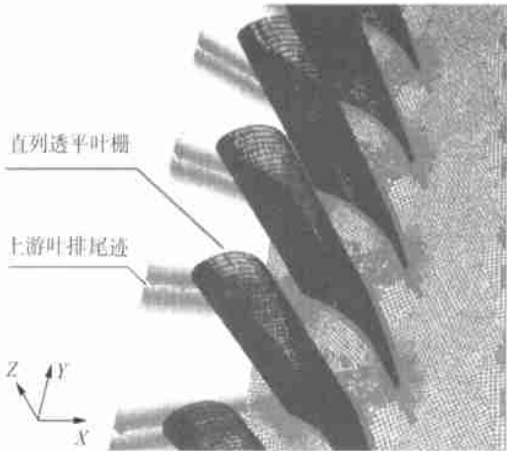


图6 直列透平叶栅计算网格图

Fig 6 Computational mesh of linear turbine cascade

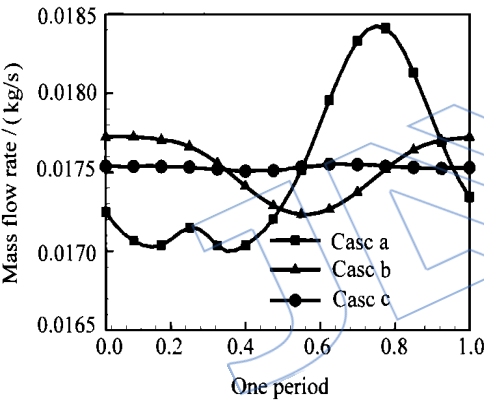


图7 一个周期内的流量变化

Fig 7 Mass flow variations in one period

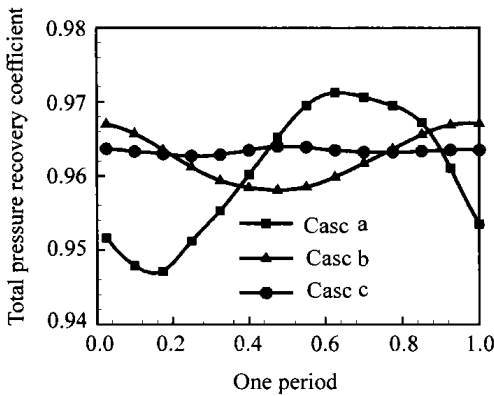


图8 一个周期内的总压恢复系数变化

Fig 8 Total pressure recovery coefficient variations in one period

当然,应用缘线匹配技术的终极目标是达到上述

四方面综合性能提升和折衷的最佳叶轮机设计。

可以认为,如果非定常流动时间精确求解度允许,缘线匹配技术将使叶轮机非定常设计走向实用。它为叶轮机提供了一个新的设计自由度,这在定常流框架下是不能实现的,因为定常流假设无法利用叶轮机固有的非定常缘线相位影响。从另一角度考虑,利用叶轮机非定常属性的其它技术,如转子/转子、静子/静子的时序效应,热痕/叶片的排布,甚至沉寂效应都可归结于缘线匹配技术。

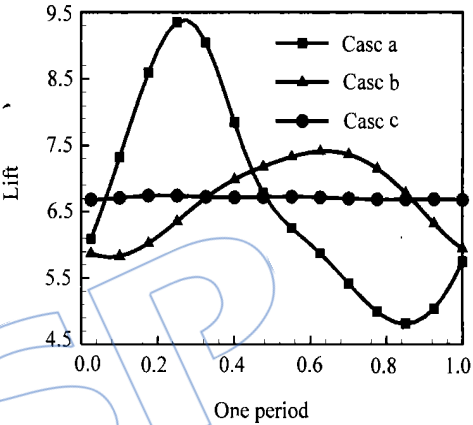


图9 一个周期内的叶片升力变化

Fig 9 Lift variations in one period

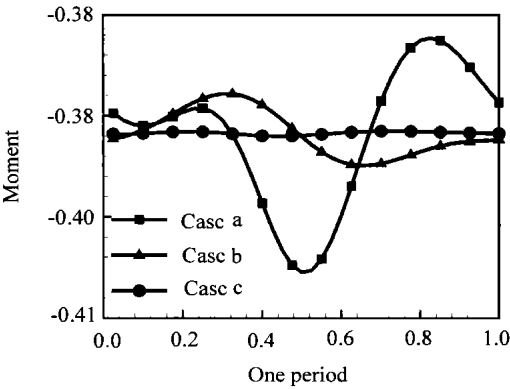


图10 一个周期内的叶片力矩变化

Fig 10 Moment variations in one period

叶轮机非定常设计对现阶段正在大量应用的定常设计体系并不排斥,相反,在定常流理论框架下所开发的工具与积累的经验都是非定常设计的根本,非定常设计技术应用是在合理的定常设计基础上进行的。对于现阶段研发的高负荷叶轮机而言,不仅要求高压比、高效率,而且要求有大的稳定工作范围,高可靠性,设计风险最低,对此,非定常设计将起关键作用。分析定常设计过程知,叶片基元性能,叶片积叠方式和叶片排间匹配是其

设计的三段主要任务,其中叶片排间匹配的好坏直接决定了叶轮机的整体性能,尤其对于高负荷多级叶轮机更是如此,“匹配”是叶轮机设计的关键。而在定常设计体系中,叶片排间匹配目前仍落在准三维通流设计(S2)层面,即使利用全三维分析手段仍不能完满解决叶片排间匹配问题,因为过排间界面数值处理技术已抹去了排间需匹配的许多参数信息,解决叶轮机叶排匹配必须在非定常设计体系下进行。非定常设计同样包含前述三部分内容。截止目前,对于叶轮机非定常研究主要集中于前两部分,缘线匹配技术就是通过非定常数值模拟手段解决叶轮机排间匹配难题。因此,缘线匹配技术使叶轮机非定常设计直接走向现实应用,将是叶轮机非定常设计体系的标志性技术和核心内容之一。

4 结 论

理论分析与数值计算结果显示缘线匹配技术为叶轮机提供了一个新的设计自由度。它是基于叶排间缘线沿展向相位角的匹配以获取叶轮机气动、气弹、气动噪声与热传导综合性能优化与折衷。对直列涡轮叶栅非定常数值模拟显示,通过缘线匹配能使叶轮机流量、压比、力矩等气动参数的脉动减小或趋于平缓,为进一步提升叶轮机性能开辟了有待深挖的颇具潜能的新领域。基于缘线匹配的叶轮机非定常设计,将使高负荷叶轮机各项性能得到统筹优化,大大降低研发风险。可以发现,热痕/叶排干涉、时序效应乃至沉寂效应都隐含于缘线匹配技术框架下,缘线匹配技术将使叶轮机的非定常气动设计具有真实而可操作的内容,是叶轮机非定常气动设计的核心技术之一。

参考文献

- [1] Rai, M. M. Navier-Stokes Simulations of Rotor-Stator Interactions Using Patched and Overlaid Grids[R]. 1985, AIAA Paper 85-1519.
- [2] Giles M. B. UNSFLO: A Numerical Method for Unsteady Inviscid Flow in Turbomachinery[R]. Technical Report 195, MIT Gas Turbine Laboratory, 1988.
- [3] Arnone A., Liu M. S., Povinelli L. A. Multigrid Time Accurate Integration of Navier-Stokes Equations[R]. AIAA 93-3361-CP, 1993.
- [4] He L., Ning W. Efficient Approach for Analysis of Unsteady Viscous Flows in Turbomachines[J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2005-2012.
- [5] Adamczyk J. J. Model Equation for Simulating Flows in Multistage Turbomachinery[R]. NASA TM-88669, 1984.
- [6] Hodson H. P. An Inviscid Blade-to-Blade Prediction of a Wake-Generated Unsteady Flow[R]. ASME Paper 84-GT-43, 1984.
- [7] Dorney D. J., Davis R. L., Edwards D. E., and van N. K. Unsteady Analysis of Hot Streak Migration in a Turbine Stage[R]. AIAA Paper AIAA-90-2354, 1990.
- [8] Huber F. W., Johnson P. D., Shama O. P., Staubach J. B., Gaddis S. W. Performance Improvement Through Indexing of Turbine Airfoils: Part I- Experimental Investigation[R]. ASME Paper 95-GT-27, 1995.
- [9] Shang T. H., Epstein A. H. Analysis of Hot Streak Effects on Turbine Rotor Heat Load[R]. ASME Paper 96-GT-118, 1996.
- [10] He L., Chen T., et al. Analysis of Rotor-Rotor and Stator-Stator Interferences in Multi-Stage Turbomachines[R]. ASME Paper GT-2002-30355.
- [11] Curtis E. M., Hodson H. P., et al. Development of Blade Profiles for Low Pressure Turbine Applications[J]. ASME J. of Turbomachinery, 1997, 119: 531-538.
- [12] Liu J. S., Sockol P. M. Unsteady Euler Cascade Analysis[R]. AIAA Paper 89-0322, 1989.