

跨声速涡轮叶栅激波损失控制方法

董明¹, 葛宁¹, 陈云²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空发动机集团 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了降低高负荷跨声速高压涡轮激波损失, 发展了针对性的涡轮叶栅激波控制方法。针对吸力侧激波, 提出可控膨胀设计概念, 结合基于曲率的叶型设计方法, 通过调整吸力面曲率分布以控制气流膨胀力度, 减小了尾缘激波前马赫数, 有效减弱了吸力侧激波强度和叶栅出口压力不均匀程度。针对压力侧激波, 发展了消波设计方法, 在吸力面的激波作用区域设计一鼓包型线, 利用鼓包迎面压缩波的预增压作用和外凸面膨胀波的消波作用, 有效抑制了激波/边界层相互干扰, 显著削弱了反射激波强度。可控膨胀设计和消波设计对叶栅尾缘两道激波的控制作用相互独立, 可单独采用, 当两种方法相结合时, 吸力侧激波强度降低了 29.66%, 叶栅出口压力不均匀程度减小了 29.28%, 总压损失系数减小了 12.11%。

关键词: 跨声速高压涡轮; 激波控制; 叶型设计; 曲率分布; 可控膨胀; 鼓包; 消波设计
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Shock loss control methods for transonic turbine cascades

DONG Ming¹, GE Ning¹, CHEN Yun²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Two shock control methods were presented in order to reduce the shock loss in highly-loaded transonic high pressure turbines. For the suction side shock, the controlled expansion designed concept, combined with a curvature based blade design method, was brought forward to control the flow expansion by adjusting the curvature distribution on the suction surface. The suction side shock strength and the pressure non-uniformity at the cascade outlet were effectively reduced with the decreased pre-shock Mach number at the trailing edge. The reduced shock method based on a bump designed on the suction surface was developed to control the pressure side shock effects. The shock/boundary-layer interaction and the reflected shock were obviously weakened with the pre-compression effect and the weakening effect as a result of the bump induced compression waves and expansion waves. In addition, analysis of controlled expansion and reduced shock methods indicated that their controlling effects on two shocks were independent, and thus could be used separately. With the combined shock control methods, numerical results showed a 29.66% reduction in the suc-

收稿日期: 2016-11-21

基金项目: 国家先进航空发动机技术研究项目

作者简介: 董明(1991—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机涡轮气动热力学研究。

引用格式: 董明, 葛宁, 陈云. 跨声速涡轮叶栅激波损失控制方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1226-1235. DONG Ming, GE Ning, CHEN Yun. Shock loss control methods for transonic turbine cascades[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1226-1235.

tion side shock strength, a 29.28% reduction in the pressure non-uniformity at the cascade outlet and a 12.11% reduction in the total pressure loss coefficient for the improved profile.

Key words: transonic high pressure turbine; shock control; blade design; curvature distribution; controlled expansion; bump; reduced shock design

对于现代先进航空发动机而言,高负荷单级高压涡轮是重要发展方向。采用单级高压涡轮,一方面可减轻涡轮部件质量,提高发动机推质比;另一方面可使发动机结构更为紧凑,节约运行和维护成本。然而,涡轮级数减少意味着级负荷的提高,涡轮将处于超、跨声速工况范围,由此带来严重的激波损失问题。

激波对涡轮性能的影响主要体现在以下两个方面:其一,压力侧激波穿过通道冲击相邻叶片吸力面,导致激波/边界层相互干扰,使边界层增厚甚至分离,且反射激波会影响下游流场^[1-2]。其二,吸力侧激波向下游发展,与尾迹相互干扰^[3],且激波导致的非均匀压力场使得下游叶片表面产生强烈的非定常气动力,引起叶片振动甚至高周疲劳^[4-8]。此外,激波带来的强逆压力梯度可能会导致下游叶片边界层发生分离^[9]。因此,发展激波控制技术,合理组织波系结构,减少激波带来的损失是提高跨声速涡轮性能的关键。

针对跨声速涡轮吸力侧激波,国外已进行大量研究。Shelton 等^[10]提出 minimized downstream shock(MIDOS)叶片优化设计方法,成功减弱了尾缘吸力侧激波强度,获得均匀的出口流场。但由于 MIDOS 叶型的尾缘厚度高于基准叶型,且尾缘弯折角的减小增大了压力侧激波损失^[11-12],叶型损失增大了 25%。Jennions 和 Adamczyk^[13]将 MIDOS 方法应用于 1.5 级涡轮(高压涡轮级和低压涡轮第一级静子),优化后高压涡轮转子出口周向压力梯度明显减小,涡轮级效率提高了 0.6%。近期,Joly 等^[14-15]采用多目标优化技术对高压涡轮导叶进行了优化设计,有两个目标:一是减小导叶周向压力梯度,使出口压力场均匀,以减小下游转子承受的非定常气动力;二是尽可能不增加导叶损失,保证其自身的高效率。优化后叶型为收缩-扩张通道,喉道后吸力面型线接近直线,吸力侧激波被成功减弱,但同时增大了压力侧激波强度。Puente 等^[5]指出,吸力侧激波强度和效率是两个互相矛盾的目标函数。

NASA/GE 开展了 Highly-Loaded Turbine Research Program(HLTRP)项目,设计膨胀比为 5.5 的单级高压涡轮,设计目标是使涡轮级负荷

提高 33%,效率提高 2%。为解决高负荷涡轮激波损失问题,NASA/GE 提出了 reduced shock(RS)叶片设计方法^[16]。向欢等^[17]以 HLTRP 项目为契机,探讨了跨声速高压涡轮内的波系结构及激波损失机理。Yao 等^[3]采用 RS 叶片设计方法,成功减弱了高压涡轮转子尾缘吸力侧激波强度,减小了低压涡轮承受的非定常气动力。Yao 等^[3]指出,RS 叶片设计主要将负荷向叶片前缘移动,以减弱通道外膨胀区气流加速度,减小尾缘激波前马赫数。此外,NASA 在 2002—2005 年期间进行了 Ultra-Efficient Engine Technology(UREET)计划,提出了试验设计技术和数值模拟相结合的低激波损失叶型优化设计方法^[18]。

然而,针对如何控制压力侧激波这一问题的研究较少。Sonoda 等^[19]采用遗传算法对高负荷跨声速涡轮叶栅进行了优化设计,优化叶型压力面尾缘附近设计了一个小凹坑,形成了双激波结构,减缓了压力面气流的加速,减弱了压力侧激波强度。de Vito 等^[20]提出基于渗透边界条件的黏性反问题设计方法,事先给定理想的目标压力分布(无激波导致的压升),但作者强调,目标压力分布无法预估压力侧激波强度。

国内针对跨声速涡轮尾缘激波控制的研究较为有限,近年来逐渐受到重视。王凯等^[21]和陈四杰等^[22]发现在激波入射点附近喷射冷气能够向边界层内补充能量,减小逆压力梯度,有助于减弱激波强度。杨林等^[23]发现,尾缘全劈缝冷却可提高尾缘基底区压力,尾缘压力面劈缝冷却可将压力侧激波变为两道弱激波。两种尾缘冷气方式均有利于降低激波损失。赵巍等^[24]通过调整吸力面局部型线的曲率,增大了喉道附近吸力面膨胀波的强度,使尾缘吸力侧激波和反射激波的交点移至下游,减小了激波相互干扰损失。余佳等^[25]采用伴随优化方法,针对跨声速涡轮叶栅进行了弱化激波研究。季路成等^[26]认为,激波对叶型几何参数非常敏感,任何细微的变化都可能导致不同的激波结构,优化算法是实现低激波损失叶型设计的最佳方式。

本文旨在通过分析吸力侧激波和压力侧激波对涡轮性能影响的差异,发展针对性的跨声速涡

轮叶栅激波损失控制方案,并验证该方案的有效性,为低激波损失叶型提供新的设计思路。提出可控膨胀设计概念,结合基于曲率的叶型设计方法,通过调整吸力面型线曲率控制气流膨胀力度,以减小尾缘激波前马赫数,从而减弱吸力侧激波强度,以期减少激波/尾迹相互干扰损失,并获得均匀的叶栅出口流场;发展基于鼓包的消波设计方法,利用膨胀波、压缩波和激波的相互作用机理,减小激波入射点逆压力梯度,抑制激波/边界层相互干扰,并削弱反射激波强度。

1 叶型设计方法

1.1 型线曲率的重要性

叶片造型有两个要求,一是保证型线曲率的光滑连续。叶片表面光滑的速度分布需要光滑的曲率分布(曲率连续且可导),曲率的导数连续需要三阶导数连续。叶片表面流体微团满足压力梯度 $\partial p/\partial n$ 和向心力 $C\rho u^2$ 平衡的条件,即

$$\left.\frac{\partial p}{\partial n}\right|^+ = C^+ \rho u^2, \quad \left.\frac{\partial p}{\partial n}\right|^- = C^- \rho u^2 \quad (1)$$

式中 n 表示垂直于叶型的法线方向, C^+ 和 C^- 分别表示型线某一点两侧的曲率,曲率不连续时,两者差别较大,由于自由流压力相同,边界层内压力将急剧变化,通常表现为局部逆压力梯度。因此,曲率的连续性会影响叶片表面边界层的发展。

二是型线曲率可控。对于超声速区域,根据膨胀波小扰动方程推导得出

$$\frac{d\delta}{ds} = - \frac{\sqrt{Ma^2 - 1}}{Ma \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2\right)} \cdot \frac{dMa}{ds} \quad (2)$$

式中 δ 为气流转角, s 为型线弧长, Ma 为气流马赫数, $d\delta/ds$ 为叶片吸力面型线曲率, dMa/ds 表示气流沿吸力面的速度变化量, κ 为导热系数。因此,叶型型线曲率表征气流的速度变化量,即气流的膨胀力度,曲率分布可控意味着叶片负荷分布可控。

1.2 叶型设计数学模型

为控制气流沿叶型型线的膨胀力度,最佳的实现方式是事先给定曲率分布,然后由曲率反求叶型型线。本文借鉴了Korakianitis等^[27-28]提出的CIRCLE叶型设计方法,并在此基础上对前缘设计进行了改进。整个叶型型线分为三个部分:尾缘段、中间段和前缘段,各段型线交点分别为 P_{sf} (P_{pf})、 P_{sm} (P_{pm})和 P_{s2} (P_{p2}),如图1所示。图1中 θ_w 为尾缘楔角, θ_u 为尾缘弯折角, θ_s 为安装角, β 为进口几何角, β_e 为出口几何角, e_t 为尾缘厚度。

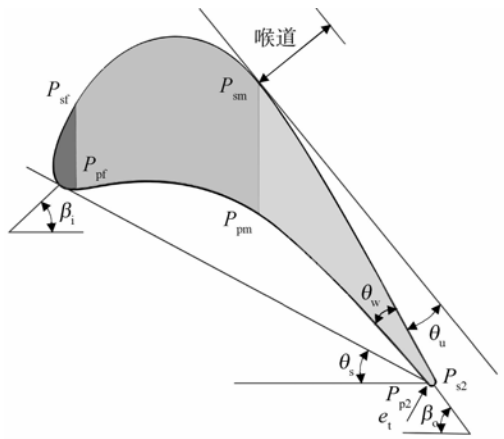


图 1 叶型设计数学模型

Fig. 1 Blade design model

尾缘段型线(P_{sm} 至 P_{s2} ,以吸力面为例)通过变阶多项式描述

$$y = \sum_{i=0}^n c_i x^i + \sum_{i=n+1}^{n_1} \{c_i x^i \exp[k_1(x-x_m)]\} + \sum_{i=N_1+1}^{N_2} \{c_i x^i \exp[k_2(x-x_{s2})]\} \quad (3)$$

其中 $\exp[k_1(x-x_{sm})]$ 和 $\exp[k_2(x-x_{s2})]$ 为指数函数, k_1 和 k_2 为常数。自然数 N 、 N_1 、 N_2 及多项式系数 c_i 由边界条件(零阶、一阶、二阶及三阶导数连续)确定。在尾缘段型线两端点附近,多项式由 N_1 (N_2)阶变为 N 阶。采用变阶多项式:一方面可以避免采用高阶多项式带来的振荡问题;另一方面,指数函数在连接点的修正可以允许增加边界条件,保证连接点处型线的高阶连续。

对于高负荷涡轮叶片,气流在喉道前完成大部分气流转向,因此中间段(P_{sf} 至 P_{sm} , P_{pf} 至 P_{pm})是气流膨胀加速的主要部分,需精确控制曲率分布。曲率分布由Bezier曲线表示,如图2所示,图中 C_x 为轴向弦长。为提高曲率控制的自由度,采用6个曲率控制点坐标 $C_1, \dots, C_6$,即5次Bezier曲线描述,然后通过 (x, C) 平面的曲率分布反求出 (x, y) 平面的叶型型线坐标。任一离散点曲率的中心差分形式为

$$C_i = \frac{(y'')_i}{[1 + (y')_i^2]^{(3/2)}} \quad (4)$$

第 i 点一阶导数为

$$(y')_i = \frac{1}{2} \left(\frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} + \frac{y_i - y_{i-1}}{x_i - x_{i-1}} \right) \quad (5)$$

第 i 点二阶导数为

$$(y'')_i = \frac{2}{x_{i+1} - x_{i-1}} \left(\frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} - \frac{y_i - y_{i-1}}{x_i - x_{i-1}} \right) \quad (6)$$

尾缘段变阶多项式确定以后,可求出点 P_{sm}

的曲率 C_6 。为保证型线曲率的光滑性, C_5 的选取需满足一定约束条件, 即线段 C_5C_6 在 C_6 处与尾缘段的曲率分布相切。其他控制点坐标如 C_2 、 C_3 和 C_4 可自由调整。问题转化为已知 (x_{i-1}, y_{i-1}) 、 (x_i, y_i) 、 x_{i+1} 和 C_i , 求解 y_{i+1} , 采用数值迭代方法即可从点 P_{sm} 依次求解至点 P_{sf} , 从而确定中间段 $P_{sm}P_{sf}$ 叶型型线。

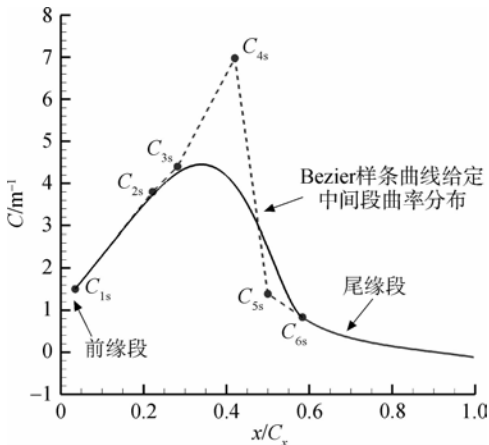


图 2 Bezier 曲线给定吸力面曲率分布
Fig. 2 Suction surface curvature distribution specified by Bezier spline

前缘段通过三次 Bezier 样条曲线描述, 关键技术在于其控制点自动获得, 以满足前缘段和中间段连接点处曲率光滑连续的设计要求。设计过程如图 3 所示, 四个控制点 P_0 (前缘点)、 P_1 、 P_2 和 P_3 (P_{sf} 或 P_{pf}), 过 P_0 和 P_3 的型线切线交于点 P , 控制点 P_1 和 P_2 分别在线段 P_0P 和 P_3P 移动以满足连接点处曲率和曲率的导数相等, 即

$$C^+ = C^- \tag{7}$$

$$\left. \frac{dC}{ds} \right|^+ = \left. \frac{dC}{ds} \right|^- \tag{8}$$

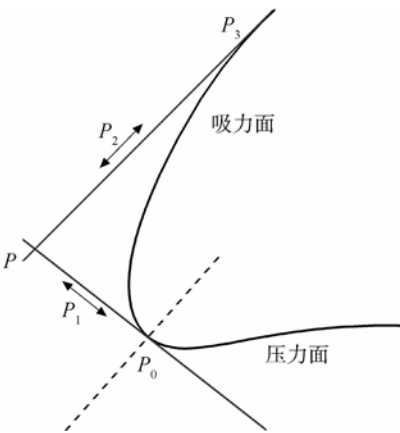


图 3 前缘段设计
Fig. 3 Leading edge segment design

需要说明的是, 吸力面和压力面在前缘点具有相同的切线, 因而可保证整个前缘段型线曲率的光滑连续。

通过该方法设计出的跨声速涡轮叶型, 一方面可保证型线曲率的光滑连续, 尽可能减小边界层摩擦损失; 另一方面可通过合理调整曲率分布来控制型线的变化, 达到由型线曲率控制气流加速度的目的, 从而实现可控膨胀设计。

2 数值模拟方法及算例验证

本项研究中数值模拟采用南京航空航天大学航空发动机叶轮机械 CFD 研究课题组自主开发的 CFD 软件 NUAA-Turbo^[29], 适用于叶轮机械全三维数值计算。采用有限体积法求解雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程, 其中无黏对流通量采用 Roe 格式计算, 黏性扩散通量采用二阶中心差分格式计算。时间推进方面, 采用牛顿隐式迭代法求解关于守恒变量的非线性方程组。湍流模型选用 Spalart-Allmaras 一方程模型。

网格采用 H-O-H 结构化网格, 进出口计算域分别在距前缘和尾缘一倍和两倍轴向弦长 C_x 位置, 如图 4 所示。展向给定周期边界条件, 以保证理想的二维流动。叶片表面离壁距离保证在 $y^+ < 1.0$ 范围内, 且网格无关性已经过验证。

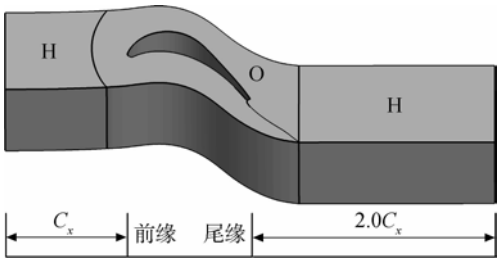


图 4 计算域
Fig. 4 Computational domain

算例验证对象选取加拿大 Pratt & Whitney 设计的单级高压涡轮转子叶中截面, 是典型的跨声速涡轮叶型, 命名为 HS1A^[30]。激波作用区域会导致局部较大的压升, 通过叶片表面等熵马赫数 Ma_{is} 和叶栅出口周向压力分布可以判断吸力侧和压力侧激波的强度以及作用位置, 能够验证 CFD 数值模拟对激波的捕捉精度。图 5 为 HS1A 叶片表面等熵马赫数分布和叶栅尾缘下游 $43\%C_x$ 处的周向压力分布, 图中 p/p_{01} 表示叶栅出口压力, 并以进口总压 p_{01} 为参考值进行无量纲化, x/C_x 和 y/t 分别表示叶栅轴向位置和出口周

向位置, t 为栅距。从图中可以看出, 在亚声速工况下(出口马赫数 $Ma_2 < 1$), CFD 结果与试验数据吻合良好。在超/跨声速工况下($Ma_2 \geq 1$), CFD 较准确地预测了尾缘两道激波的强度及作用位置, 叶片表面等熵马赫数和叶栅出口周向压力的 CFD 和试验结果最大相对误差分别为 3.77% 和 4.83%。整体而言, 本文采用的 CFD 软件 NUAATurbo 能够准确地捕捉跨声速涡轮叶栅尾缘激波等流动细节, 具有较高的可信度。

散, 表现出增强的压力侧激波。增强的压力侧激波作用在相邻叶片吸力面, 带来更大的逆压力梯度, 激波/边界层相互干扰损失增加, 进一步会使得尾迹亏损增大。因此, 增强的压力侧激波带来的不利影响可能会抵消减弱尾缘吸力侧激波带来的性能收益, 这一结论在 Yao 等^[3]、Joly 等^[7]和 Shelton 等^[10]的研究中均有体现。

基于以上分析, 本文提出针对性的激波损失控制方案:

1) 针对吸力侧激波, 采用可控膨胀概念, 通过控制吸力面型线曲率分布, 实现对气流膨胀力度及尾缘激波前马赫数的控制。借鉴 NASA/GE^[16]提出的低激波损失叶型正问题优化设计方法, 目标是寻求减弱吸力侧激波强度的设计理念, 降低激波/尾迹相互干扰损失, 并获得均匀的叶栅出口流场。

2) 针对压力侧激波, 采用消波设计方法, 在叶型吸力面的激波作用区域设计一鼓包型线, 利用膨胀波、压缩波和激波的相互作用机理, 抑制激波/边界层相互干扰, 并削弱反射激波强度。

研究对象选取某典型的跨声速涡轮转子叶中截面, 设计出口马赫数为 1.2。采用上述激波控制方案, 首先对该叶型进行正问题优化设计, 获取减弱吸力侧激波强度的设计原理, 然后采用消波设计方法, 控制激波/边界层相互干扰以及反射激波强度, 并检验两种方法相结合对尾缘激波的控制是否仍然有效。

3.2 可控膨胀设计概念

采用 CFD 和试验设计技术相结合的方法, 寻求最优参数组合, 确定优化设计方案。试验设计以概率论和数理统计为理论基础, 可研究因子和响应之间的关系, 分为四个步骤: ①明确研究问题; ②几何参数化和关键参数筛选; ③试验方案设计; ④结果分析和优化。

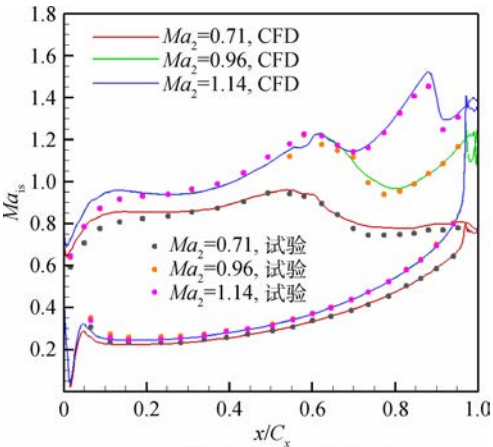
优化目标函数为总压损失系数和吸力侧激波强度。总压损失系数定义为

$$\omega_t = (p_{01} - p_{02}) / (p_{02} - p_2) \tag{9}$$

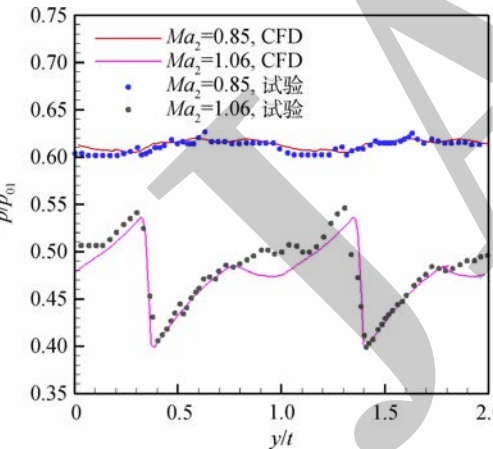
式中 p_{01} 和 p_{02} 分别为进、出口总压; p_2 为出口压力。尾缘吸力侧激波强度定义为

$$R_{\text{shock}} = p_{\text{max}} / p_{\text{min}} - 1 \tag{10}$$

式中 p_{max} 和 p_{min} 分别为叶栅尾缘下游 30% C_x 处吸力侧激波前后的压力值, 无激波时 $R_{\text{shock}} = 0$ 。通过叶栅出口周向压力分布的标准差衡量流场的压力不均匀程度



(a) 叶片表面等熵马赫数分布



(b) 叶栅尾缘下游43% C_x 处周向压力分布

图 5 CFD 和试验结果对比

Fig. 5 Comparison between CFD and experimental results

3 叶栅激波损失控制

3.1 针对性的激波控制方案

减弱吸力侧激波强度通过减小尾缘激波前马赫数来实现, 可有效减少激波对下游叶排的影响。然而, 当尾缘激波前马赫数减小时, 为保证叶片负荷, 负荷前移, 压力侧激波前马赫数将会增大。增大的压力侧激波前马赫数, 以及减小的吸力面尾缘马赫数, 会使喉道后吸力面产生较大的气流扩

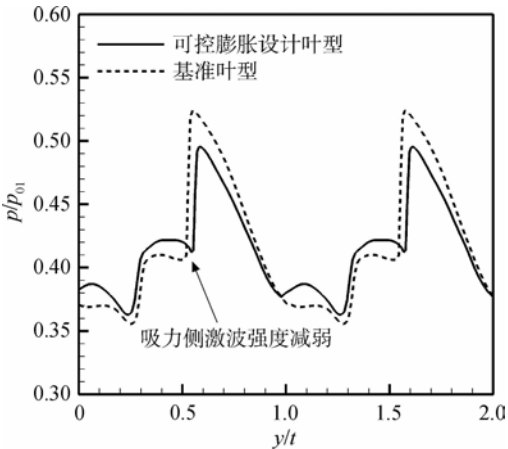
$$\sigma = \sqrt{\int_0^t \frac{[p(1.3C_x, y) - p]^2}{t} dy} \quad (11)$$

式中 p 为叶栅出口周向位置各点的压力。

尾缘厚度(e_t)、尾缘楔角(θ_w)、尾缘弯折角(θ_u)以及安装角(θ_s)对尾缘激波强度影响较大,设为关键参数,采用 4 因子、3 水平的中心复合试验设计方案,各参数取值范围分别为 $\pm 2^\circ$ 、 $\pm 2^\circ$ 、 $\pm 2^\circ$ 以及 $\pm 15\%$ 。通过叶片造型程序实现叶型设计,保证叶栅喉部宽度在 $\pm 0.5\%$ 变化范围内。采用响应面模型寻求最优参数组合,优化目标总压损失系数和吸力侧激波强度的权重系数比值取 1:2,以重点获取叶型设计参数对吸力侧激波强度的影响规律。

试验设计结果表明,尾缘弯折角和安装角对尾缘吸力侧激波强度的影响最为显著,其次是尾缘楔角,尾缘厚度的影响较小。为了减弱尾缘吸力侧激波强度,均需要增大安装角,减小尾缘弯折角,这些叶型的曲率分布均有共同点:喉道前叶型吸力面曲率较高,喉道附近曲率快速减小,之后曲率逐渐减小并趋于零,如图 6(a)所示。

基准叶型和优化叶型设计参数见表 1。优化叶型喉道前的膨胀力度增强,叶型的负荷前移。由于喉道后的吸力面曲率减小,该位置的气流膨胀力度减弱,降低了吸力面尾缘气流马赫数水平。图 6(b)表示了优化前后叶栅尾缘下游 30% C_x 处的周向压力分布,吸力面激波作用导致的压升明显减小,且作用位置发生偏移,表明吸力面激波强度被成功减弱 30.90%。此外,叶栅出口压力不均匀程度显著减小 29.10%。Yao 等^[3]指出,激波/尾迹相互干扰损失与激波强度、尾迹亏损程度以及两者的夹角有关,激波/尾迹垂直时损失最大。当吸力侧激波强度减弱时,激波更加倾斜,与



(b) 叶栅尾缘下游30% C_x 处周向压力分布

图 6 优化叶型与基准叶型参数分布对比

Fig. 6 Comparison of parameter distribution between baseline and optimized profiles

表 1 优化前后叶型几何参数对比

Table 1 Baseline and optimized blade design parameters

叶型	e_t/mm	$\theta_s/(^\circ)$	$\theta_u/(^\circ)$	$\theta_w/(^\circ)$
基准	0.91	29.02	8.5	15.0
优化	0.86	30.02	6.9	15.0

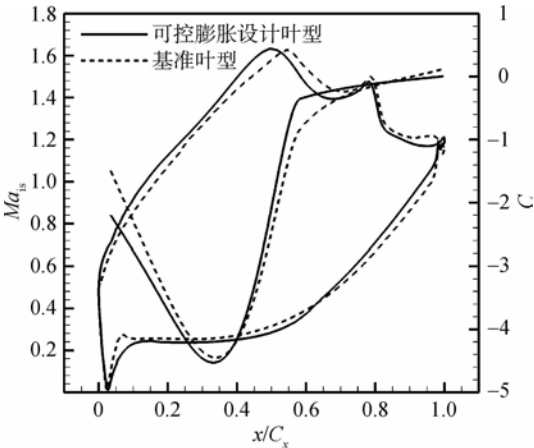
尾迹的夹角变小,且交点移至下游,激波强度和尾迹亏损进一步减弱,此时激波/尾迹相互干扰损失将明显减小。CFD 数值模拟表明,叶栅总压损失系数减小了 6.95%。

综上所述,吸力面型线曲率分布对尾缘激波有至关重要的影响,增大喉道前型线曲率,喉道处曲率快速减小,喉道后曲率逐渐减小趋于零,该曲率分布设计可有效降低吸力侧激波强度。经大量低激波损失叶型设计总结提出可控膨胀叶型设计概念,结合基于曲率的叶型设计数学模型,通过合理调整吸力面型线曲率分布,实现对气流膨胀力度的控制,可更为有效地控制尾缘吸力侧激波强度,减少激波/尾迹相互干扰损失,减小叶栅出口流场压力不均匀程度。

3.3 消波设计方法

同侧的激波和膨胀波相互作用,会使激波强度减弱,其减弱幅度与膨胀波强度和激波强度有关,因此可通过局部型线控制获取合适的膨胀波用以减弱激波强度,该方法可称为消波设计。消波设计思想已成功应用于高超声速进气道内的激波/边界层相互干扰控制^[31]。

本文采用消波设计方法,在基准叶型吸力面的压力侧激波入射点附近设计一鼓包型面(如图



(a) 叶片曲率分布和表面等熵马赫数分布

7 所示),利用鼓包迎风面弱压缩波的预增压作用,鼓包外凸型线膨胀波束对反射激波的消波作用,来减小激波入射点附近的逆压力梯度,并削弱反射激波强度。

3.3.1 鼓包型线描述

采用四次多项式曲线^[31]对鼓包型线进行数学描述,可保证鼓包型线、鼓包和叶型型线连接点处光滑过渡。

$$f(x) =$$

$$\begin{cases} h_b \left[A \left(\frac{x}{Rl_b} \right)^4 - 2(A+1) \left(\frac{x}{Rl_b} \right)^3 + (A+3) \left(\frac{x}{Rl_b} \right)^2 \right] & 0 \leq x \leq Rl_b \\ h_b \left\{ B \left[\frac{x-Rl_b}{(1-R)l_b} \right]^4 - 2(B-1) \left[\frac{x-Rl_b}{(1-R)l_b} \right]^3 + (B-3) \left[\frac{x-Rl_b}{(1-R)l_b} \right]^2 + 1 \right\} & Rl_b \leq x \leq l_b \end{cases} \quad (12)$$

其中 h_b 为鼓包高度, l_b 为鼓包长度, R 为鼓包迎风面型线占鼓包总长度的比例, A 、 B 分别为鼓包迎风面与背风面型线控制参数。在确定鼓包型线的数学表达式之后,根据鼓包起始位置、鼓包长度来确定叠加到叶型吸力面型线所需的旋转角度,即可获得具有鼓包设计的叶型型线。本项研究中各参数取值分别为: $h_b = 0.90\% C_x$, $l_b = 33.26\% C_x$, $R = 0.5$, $A = B = 1.0$, 且激波作用点位于鼓包起点下游 $0.6l_b$ 处。

3.3.2 鼓包对激波的控制效果及内在机理

在此引入一个流场显示参数,激波函数

$$S = \frac{\mathbf{V} \cdot \nabla p}{a |\nabla p|} \quad (13)$$

式中 $\mathbf{V}$ 为速度矢量, ∇p 表示压力梯度, a 为当地声速。激波函数 S 是马赫数矢量在压力梯度方向上的投影,表示垂直于激波的法向马赫数。 S 是标量场,压缩区域取值为正,膨胀区域取值为负,其值的大小可以反映出气流压缩或膨胀的程度,可直观地描述激波、膨胀波等流动特征。

图 8 为消波设计前后的激波函数云图,从图中可以看出,与基准叶型相比,消波设计叶型的反射激波强度被有效抑制,压力侧激波入射点附近已几乎观察不到反射激波,取而代之的是鼓包迎风面凹面产生的弱压缩波,以及鼓包背风面凹面型线产生的较弱的再压缩激波。这一现象也体现在叶栅出口周向压力分布中,如图 9(a)所示,反射激波导致的强逆压力梯度消失,由鼓包迎风面和背风面诱导的两个压缩波导致的弱压力梯度代替。

图 9(b)表示了消波设计前后激波入射点处的叶片表面压力分布对比,可以看出激波作用位置的逆压力梯度明显减小,基准叶型的一次强逆

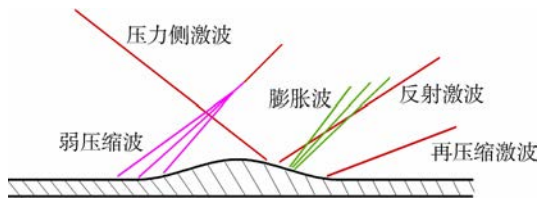
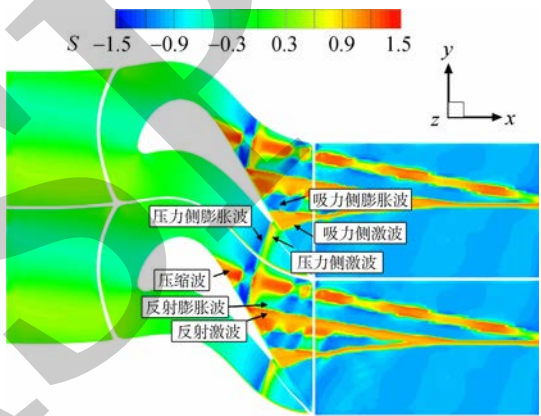
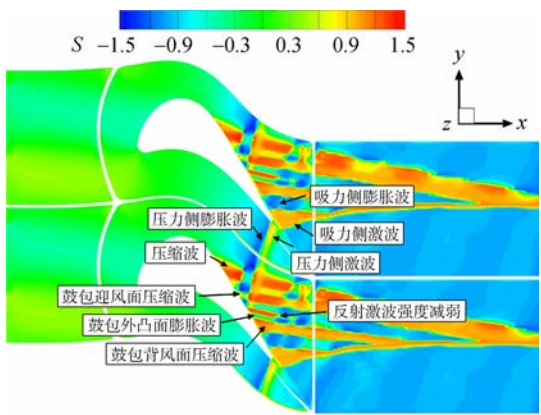


图 7 基于鼓包的消波设计示意图
Fig. 7 Sketch of reduced shock design method based on bump



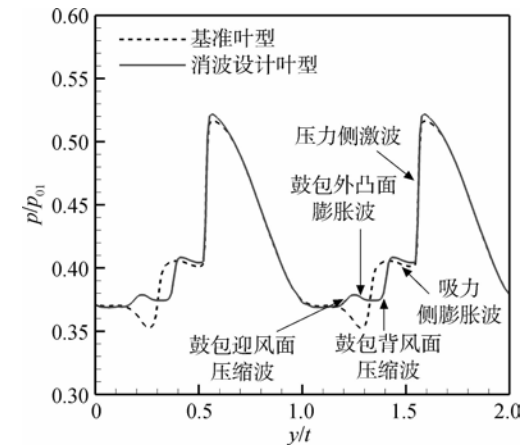
(a) 原始叶型



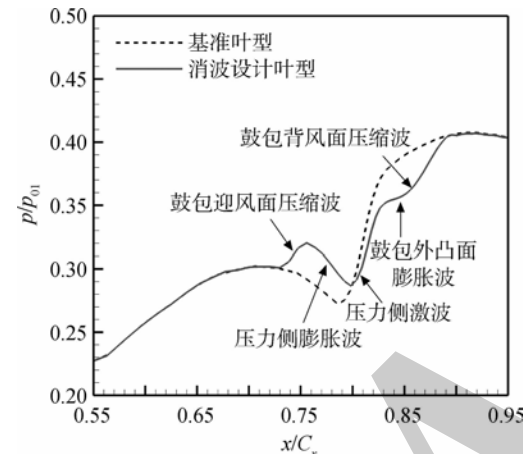
(b) 消波设计后叶型

图 8 消波设计前后叶栅激波函数云图
Fig. 8 Shock function contours with and without reduced shock design method

压力梯度由三次较弱的逆压力梯度取代。此时,吸力面气流经历了“压缩波-膨胀波-激波-膨胀波-压缩波”的干扰形式。在鼓包迎风面,受弱压缩波的影响,压力略有升高;而后在压力侧尾缘膨胀波的作用下,壁面压力开始下降,之后穿过压力面激



(a) 叶栅尾缘下游30% C_x 处周向压力分布



(b) 激波作用区域叶片表面压力分布

图 9 消波设计前后叶栅压力分布对比

Fig. 9 Pressure distributions with and without reduced shock design method

波,壁面压力升高;然后,在鼓包凸面型线诱导的膨胀波的作用下,壁面压升得到缓解;最后,在鼓包背风面凹面型线诱导的压缩波作用下,壁面压力再次上升。相比于基准叶型压力侧激波导致的压升,鼓包控制状态下激波入射点附近的压力梯度显著下降。CFD 数值模拟表明,叶栅总压损失系数减小了 2.69%

因此,采用消波设计方法可有效抑制激波/边界层相互干扰,减弱甚至消除反射激波,能够明显改善激波作用区域流场。

3.4 可控膨胀概念和消波设计相结合

激波控制前后叶型型线对比示于图 10,为直观地观察鼓包型线,鼓包高度设为实际高度的 4 倍。可以看出,消波设计并未明显改变叶型整体型线,但激波作用区域型线的精细设计对激波具有积极的控制效果。图 11 表示了激波控制前后叶片表面压力分布以及叶栅出口 30% C_x 处周向压力分

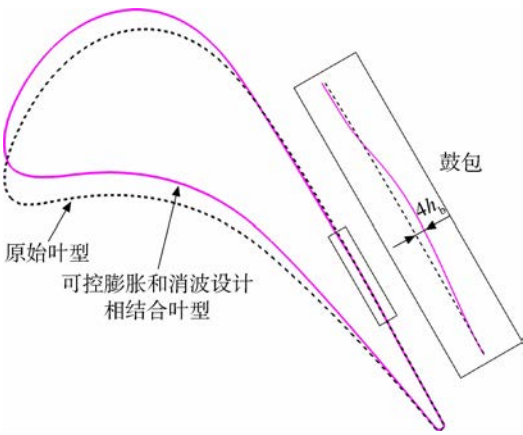
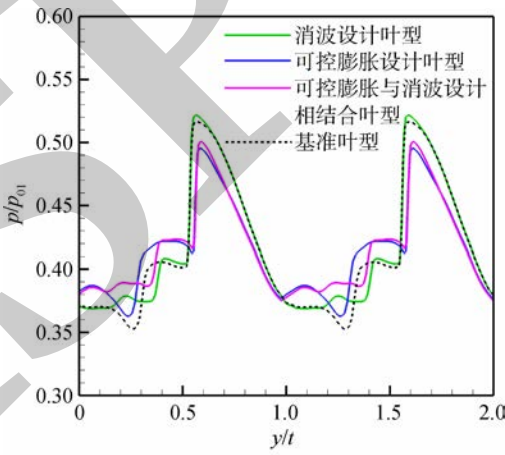
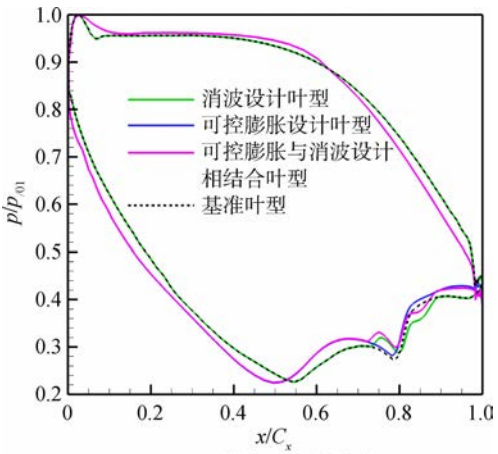


图 10 激波控制叶型与基准叶型型线对比

Fig. 10 Comparison between shock control and baseline blade profiles



(a) 叶栅尾缘下游30% C_x 处周向压力分布



(b) 叶片表面压力分布

图 11 激波控制前后压力分布对比

Fig. 11 Comparison of pressure dsitribution between shock control and baseline profiles

布,通过对比可以看出,可控膨胀设计和消波设计对尾缘两道激波的控制作用相互独立,因而可以单独采用。图 12 表示了激波控制前后的叶栅马赫数

云图,相比于基准叶型,改进叶型尾缘吸力侧激波变得更加倾斜,与尾迹的相交点移至下游。此外,压力侧激波在吸力面的反射波被有效削弱。

表2给出了激波控制前后叶栅总压损失系数、激波强度及叶栅出口压力不均匀程度的对比结果,通过对比可以看出,同时采用可控膨胀设计和消波设计后,在设计出口马赫数为1.2工况下,改进叶型总压损失系数(ω_1)较基准叶型减小了12.11%,尾缘吸力侧激波强度(R_{shock})降低了

29.66%。此外,评估叶栅出口流场压力不均匀程度的压力标准差(σ)减小了29.28%。整体而言,叶栅性能显著提高。

4 结 论

本文根据跨声速涡轮叶栅尾缘激波损失机理,发展了针对性的激波损失控制方法,主要结论如下:

- 1) 建立了基于曲率的叶型设计数学模型,型线曲率光滑连续且可控。
- 2) 针对吸力侧激波,根据试验设计正问题优化结论,提出可控膨胀概念,即通过合理调整吸力面型线曲率分布,控制气流膨胀力度,最终控制尾缘激波前马赫数。可控膨胀设计成功减弱了吸力侧激波强度,减小了激波/尾迹相互干扰损失,改善了叶栅出口流场均匀程度。因此,在设计低激波损失叶型时应更多关注型线曲率分布。
- 3) 针对压力侧激波,发展了消波设计方法,在吸力面的激波作用区域设计一鼓包型线,利用鼓包迎风面弱压缩波的预增压作用,鼓包外凸面膨胀波的消波作用,可降低激波作用点处的局部逆压力梯度,有效抑制激波/边界层相互干扰,显著减弱反射激波强度。
- 4) 可控膨胀设计和消波设计对尾缘吸力侧激波和压力侧激波的控制作用相互独立,可单独采用。两者共同作用时,尾缘两道激波被有效控制,叶栅性能显著提高。

参考文献:

[1] GRAHAM C G, KOST F H. Shock boundary layer interaction on high turning transonic turbine cascades [R]. ASME Paper 79-GT-37, 1979.

[2] HOU W T, QIAO W Y, LUOH L. Shock-wave/boundary-layer interaction in a transonic turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(1): 77-85.

[3] YAO J, CARSON S. HPT/LPT interaction and flow management in the inter-turbine space of a modern axial flow turbine[R]. ASME Paper GT2006-90636, 2006.

[4] DÉNOS R, ARTS T, PANIAGUA G, et al. Investigation of the unsteady rotor aerodynamics in a transonic turbine stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 81-89.

[5] PUENTE R, PANIAGUA G, VERSTRAETE T. Aerodynamic characterization of transonic turbine vanes optimized to attenuate rotor forcing [R]. ASME Paper GT2011-46553, 2011.

[6] 肖大启, 郑赞, 杨慧. 轴向间距对转子叶片气动激励的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2307-2313.

XIAO Daqi, ZHENG Yun, YANG Hui. Effect of axial spacing on aerodynamic excitation of rotor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2307-2313. (in Chinese)

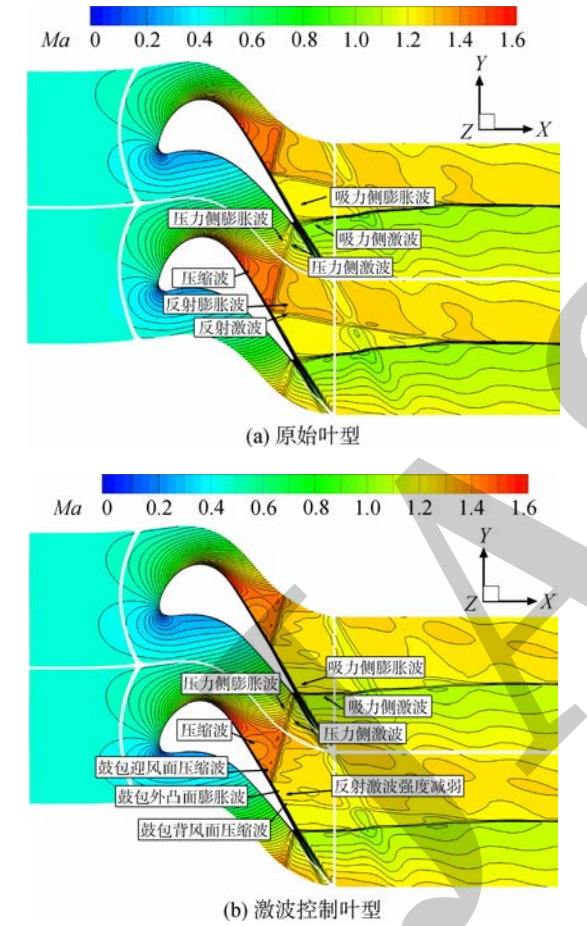


图12 激波控制前后叶栅马赫数云图
Fig.12 Mach number contours with and without shock control methods

表2 激波控制前后叶型性能参数对比
Table 2 Comparison of performance parameters with and without shock control method

叶型	ω_1	R_{shock}	σ
基准	0.0446	0.2906	0.0543
可控膨胀设计	0.0415	0.2008	0.0385
消波设计	0.0434	0.2905	0.0541
两方法相结合	0.0392	0.2044	0.0384

- [7] JOLY M M, VERSTRAETE T, PANIAGUA G. Differential evolution based soft optimization to attenuate vane-rotor shock interaction in high-pressure turbines[J]. *Applied Soft Computing*, 2013, 13(4): 1882-1891.
- [8] PUENTE R, PANIAGUA G, VERSTRAETE T. Design trade-off study between efficiency and rotor forcing attenuation in a transonic turbine stage[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2015, 39(2): 838-850.
- [9] PANIAGUA G, YASA T, LOMA A D L, et al. Unsteady strong shock interactions in a transonic turbine: experimental and numerical analysis[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(4): 722-731.
- [10] SHELTON M L, GREGORY B A, LAMSON S H, et al. Optimization of a transonic turbine airfoil using artificial intelligence, CFD and cascade testing[R]. ASME Paper 93-GT-161, 1993.
- [11] SHELTON M L, GREGORY B A, DOUGHTY R L, et al. A statistical approach to the experimental evaluation of transonic turbine airfoils in a linear cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(3): 366-375.
- [12] DENTON J D, XU L. The trailing edge loss of transonic turbine blades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(2): 277-285.
- [13] JENNIONS I K, ADAMCZYK J J. Evaluation of the interaction losses in a transonic turbine HP rotor/LP vane configuration[R]. ASME Paper 95-GT-299, 1995.
- [14] JOLY M, VERSTRAETE T, PANIAGUA G. Attenuation of vane distortion in a transonic turbine using optimization strategies: Part I methodology[R]. ASME Paper GT2010-22370, 2010.
- [15] JOLY M, PANIAGUA G, VERSTRAETE T. Attenuation of vane distortion in a transonic turbine using optimization strategies: Part II optimization[R]. ASME Paper GT2010-22371, 2010.
- [16] GIELP W. NASA/GE highly-loaded turbine research program[R]. New Orleans, US: NASA Fundamental Aeronautics 2007 Annual Meeting, 2008.
- [17] 向欢, 陈云, 葛宁. 高负荷跨声速涡轮激波损失机理及控制技术[J]. *航空发动机*, 2014, 40(1): 54-59.
XIANG Huan, CHEN Yun, GE Ning. Research of shock loss mechanism and control technology for highly-loaded transonic turbine[J]. *Aeroengine*, 2014, 40(1): 54-59. (in Chinese)
- [18] HURA H S, CARSON S, SAEIDI R, et al. Design and test results of a ultra high loaded single stage high pressure turbine[R]. ASME Paper GT-2013-94055, 2013.
- [19] SONODA T, ARIMA T, OLHOFFER M, et al. A study of advanced high-loaded transonic turbine airfoils[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(4): 650-657.
- [20] DE VITO L, VAN DEN BRAEMBUSSCHE R A, DECONINCK H. A novel two dimensional viscous inverse design method for turbomachinery blading[R]. ASME Paper 2002-GT-30617, 2002.
- [21] 王凯, 王松涛, 王仲奇. 冷气喷射法控制激波强度的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(6): 1374-1380.
- WANG Kai, WANG Songtao, WANG Zhongqi. Numerical study on control method of shock wave intensity based on cool-air injection[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(6): 1374-1380. (in Chinese)
- [22] 陈四杰, 单勇, 张靖周, 等. 涡轮叶栅超声速流场流动特征与气膜冷却特性[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(11): 2448-2454.
- CHEN Sijie, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, et al. Flow field and film cooling characteristics in supersonic turbine cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(11): 2448-2454. (in Chinese)
- [23] 杨林, 曾军, 谭洪川, 等. 大膨胀比跨声速涡轮流动结构及损失的数值研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(5): 632-640.
- YANG Lin, ZENG Jun, TAN Hongchuan, et al. Numerical study on flow structure and loss of large expansion ratio transonic turbine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(5): 632-640. (in Chinese)
- [24] ZHAO W, LUO W, ZHAO Q, et al. Investigation on the reduction of trailing edge shock losses for a highly loaded transonic turbine[R]. ASME Paper GT-2016-56131, 2016.
- [25] 余佳, 马伟涛, 季路成. 弱化激波涡轮叶栅研究[J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(12): 2584-2588.
- YU Jia, MA Weitao, JI Lucheng. Study on optimal transonic turbine cascade of weakening shock[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(12): 2584-2588. (in Chinese)
- [26] JI L C, YU J, LI W, et al. Study on aerodynamic optimal super/transonic turbine cascade and its geometry characteristics[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 231(3): 435-443.
- [27] KORAKIANITIS T, REZAIENIA M A, HAMAKHAN I A, et al. Two-and three-dimensional prescribed surface curvature distribution blade design (CIRCLE) method for the design of high efficiency turbines, compressors, and isolated airfoils[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4): 1445-1458.
- [28] KORAKIANITIS T, REZAIENIA M A, HAMAKHAN I A, et al. Aerodynamic improvements of wind-turbine airfoil geometries with the prescribed surface curvature distribution blade design (CIRCLE) method[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(8): 949-960.
- [29] 葛宁. 涡轮非定常流数值计算方法研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(5): 1066-1070.
- GE Ning. Evaluation of a numerical calculation method for unsteady flow in turbomachinery[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(5): 1066-1070. (in Chinese)
- [30] JOUINI D B M. Experimental investigation of two transonic linear turbine cascades at off-design conditions[D]. Ottawa, Canada: Carleton University, 2000.
- [31] ZHANG Y, TAN H, SUN S, et al. Control of cowl shock/boundary-layer interaction in hypersonic inlets by bump[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 3492-3496.