

文章编号:1000-8055(2021)07-1345-11

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200411

# 大转角涡轮叶栅复合弯曲定性 分析与应用验证

王松涛, 薛兴旭, 周 逊, 罗 磊  
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 通过定性推导分析了复合弯曲对叶栅吸力面静压分布与端部周向迁移流体折转过程的影响,明确了复合弯曲对大转角高负荷平面涡轮叶栅流场的影响机制,并结合已有仿真结果进行了初步验证。复合弯曲是在反弯叶片吸力面端部进行局部正弯,令叶片压力面反弯、吸力面端部正弯结合叶身反弯的造型方式。研究表明,复合弯曲设计通过改变吸力面低能流体的展向迁移趋势与周向迁移流体的折转趋势抑制了叶栅二次流的发展。一方面,复合弯曲设计调节了叶展中部与叶栅端部附近吸力面逆压梯度与展向静压梯度分布,抑制了吸力面低能流体向脱落涡与壁角涡高损失区的迁移与堆积;另一方面,复合弯曲设计影响了周向迁移流体折转过程,抑制了周向迁移流体向叶栅端部的折转及其折转过程中与吸力面附近流体的掺混。因此,复合弯曲设计能够在常规反弯基础上进一步改善叶栅流场。

**关 键 词:** 平面涡轮叶栅; 二次流控制; 复合弯曲设计; 大转角高负荷叶栅; 定性分析; 仿真实验

**中图分类号:** V231.3      **文献标志码:** A

## Qualitative analysis and application validation of compound bowing design in turbine cascade with large turning angle

WANG Songtao, XUE Xingxu, ZHOU Xun, LUO Lei  
(School of Energy Science and Engineering,  
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The influence of the compound bowing design was discussed based on theoretical analysis and verified by numerical simulations based on a highly-loaded linear turbine cascade with a large turning angle. The compound bowing design applied local positive bowing design near the endwall region on the suction surface of a negative bowed blade, so the blade presented negative bowed pressure surface and compound bowed suction surface. Generally, the study showed that the compound bowed suction surface could improve the flow field by adjusting the static pressure distribution on suction surface and the deflection of the cross flow. In detail, the negative bowed suction surface could suppress the development of the boundary layer and the shedding vortex near the mid-span, while the positive bowed suction surface could suppress the development of the boundary layer and the Corner Vortex near the endwall. Moreover, the positive bowed suction surface near the endwall could further suppress the passage vortex and the corner vortex by adjusting the deflection of the

**收稿日期:** 2020-09-26

**作者简介:** 王松涛(1971—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

**引用格式:** 王松涛,薛兴旭,周逊,等.大转角涡轮叶栅复合弯曲定性分析与应用验证[J].航空动力学报,2021,36(7):1345-1355.  
WANG Songtao,XUE Xingxu,ZHOU Xun,et al. Qualitative analysis and application validation of compound bowing design in turbine cascade with large turning angle[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(7):1345-1355.

cross flow and reducing the interaction between the cross flow and boundary layer near the suction surface. As a result, it showed that the compound bowed cascade could lead to a loss coefficient reduction about 65.5% better than the negative bowed one in this study.

**Key words:** linear turbine cascade; secondary flow control method; compound bowing design; highly-loaded cascade with a large turning angle; qualitative analysis; simulation validation

20世纪40年代以来,世界各国对先进航空飞行器的迫切需求,推动了燃气轮机设计制造水平的飞速发展<sup>[1]</sup>。刘大响院士<sup>[2]</sup>指出,世界各国当前已经将航空发动机的推质比由20世纪初的3~4提高到9.5~10,并进一步提出将航空发动机推质比提高到15~20的设计目标。理论上,提高发动机推力与降低发动机自重,是提高发动机推质比的两种主要思路<sup>[3]</sup>。

提高发动机推力的途径主要是提高涡轮前温度。但尽管任加万等<sup>[4]</sup>、张浩等<sup>[5]</sup>与陈仲光等<sup>[6]</sup>的研究表明,当前热防护技术的发展水平限制了涡轮前温度的提高。因此,尽管涡轮前温度在2006年已经能够提高到2500 K附近,但当前已知最先进的F119-PW-100发动机涡轮前温度仍大体被限制在了2000 K附近。

降低发动机自重的途径主要包括开发高性能轻质材料与涡轮气动改进。然而,正如刘大响院士<sup>[7]</sup>所指出,新材料开发是一项系统性、持续性的长期工作,较难在短期内见到成效。因此,叶片高负荷设计作为通过气动改进降低发动机自重的重要手段,成为了近年来颇受关注的研究方向之一<sup>[8]</sup>。但是,Denton<sup>[9]</sup>与Coul<sup>[10]</sup>的研究表明,在通过增大气流折转角的方式提高涡轮叶片负荷时,通常会导致叶栅端区二次流增强、整体效率下降的问题。因此,抑制栅内二次流往往也是涡轮叶栅大转角高负荷改型的重要任务之一。

当前,学者们已经提出多种二次流控制方案。以近年研究成果为例,张晓辉等<sup>[11]</sup>利用叶片弯曲设计改善了涡轮导叶流场;刘鹏飞等<sup>[12]</sup>通过对叶片进行后加载改型抑制了栅内通道涡的发展;黄镜玮等<sup>[13]</sup>与宋立明等<sup>[14]</sup>通过非轴对称端壁设计抑制了栅内二次流的影响;魏佐君等<sup>[15]</sup>通过水滴状前缘改型削弱马蹄涡强度并抑制了栅内二次流的发展;Rubechini等<sup>[16]</sup>与Giovannini等<sup>[17]</sup>探讨了通过端壁翼刀与吸力面翼刀控制二次流发展的可行性。

叶栅弯曲设计是我国哈尔滨工业大学王仲奇

院士<sup>[18]</sup>提出的一种广泛应用于涡轮叶栅端区二次流控制研究中的叶栅三维几何造型方式。王仲奇院士<sup>[18]</sup>的研究结果表明,叶栅弯曲设计可以改变叶栅表面静压分布,进而调节叶片附近低能流体产生与展向迁移趋势、控制栅内二次流的发展。王仲奇、韩万金与谭春青等经过大量研究发现<sup>[19-21]</sup>,涡轮叶片正弯(反弯)设计会增强吸力面低能流体向叶栅中部(端部)附近的迁移趋势,从而在叶栅中部(端部)附近增强二次流动、在叶栅端部(中部)附近削弱二次流动;同时,叶片弯曲程度的提高会同时增强其正面影响与负面影响。因此,安柏涛与顾忠华等<sup>[22-23]</sup>在研究中均指出,在应用叶栅弯曲设计控制栅内二次流时,需要深入分析栅内流场特征的、合理选择弯高与弯角等积迭线控制参数。

但是,增大叶栅折转角会在很大程度上影响流场特征、改变常规叶栅弯曲设计(叶栅正弯/反弯设计)对栅内二次流发展的抑制效果<sup>[24]</sup>。谭春青等<sup>[25-26]</sup>研究发现,在某大转角高负荷涡轮叶栅中,尽管常规叶栅弯曲设计明显了改变栅内流场细节与栅后损失的展向分布规律,但是并未能有效降低栅内二次流强度与叶栅总损失;文献<sup>[27]</sup>的研究结果表明,在通过增大折转角的方式提高叶栅负荷时,会引起涡轮叶栅二次流增强、端区流场复杂程度提高等改变,进而降低常规叶栅弯曲设计对栅内二次流的控制效果。此外,文献<sup>[27]</sup>的研究结果还表明,复合弯曲设计是大转角高负荷平面涡轮叶栅流场的一种有效手段;合理的复合弯曲造型可以在常规弯曲造型的基础上进一步抑制栅内二次流的发展、降低叶栅能量损失。

但是,文献<sup>[27]</sup>并未深入分析复合弯曲设计对大转角高负荷涡轮栅内二次流的控制机理。因此,本文通过定性推导,分析了叶片弯曲造型对涡轮叶栅吸力面静压分布的影响以及对周向迁移流体在吸力面角区折转过程的影响。在此基础上,本文结合文献<sup>[27]</sup>部分算例分析了复合弯曲造型改善大转角高负荷涡轮叶栅流场的内在机理、验证了定性分析的准确性。

同时,全文规定展向静压梯度在由端壁向半叶高截面降低叶片表面静压时为正、周向静压梯度在由压力面向吸力面降低端壁表面静压时为正。

1 数值方法概述

本文在通过定性推导分析复合弯曲设计应用机理的基础上,结合文献[27]分析并验证了定性分析结果的准确性与可用性。以下将着重介绍其几何模型相关内容以辅助理解本文研究,并简述其他信息。

应用验证主要涉及 2 个叶型与 4 个平面涡轮叶栅,即:Turn90 叶型(某低压涡轮静叶根部叶型)与 Turn120 叶型(Turn90 叶型的大转角高负荷改型结果),Basic 叶栅(Turn90 叶型直叶片)、STR 叶栅(Turn120 叶型直叶片)、WN25 叶栅(Turn120 叶型反弯叶片)与 WD25 叶栅(Turn120 叶型复合弯叶片)。

1.1 几何建模信息概述

叶栅几何模型由哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心自编 Blade-Editor 软件生成。各叶栅采用统一的计算域生成方案。

1.1.1 计算域设置

图 1 基于 Basic 叶栅展示了计算域生成方案。其中,坐标系原点位于半叶高处叶栅前缘与额线的切点在下端壁的投影;坐标轴分别平行于叶栅轴向、周向与径向,并基于叶栅轴向弦长( $C_x$ )、节距( $T$ )与叶高( $H$ )得到无量纲化的  $x_{C_x}$ 、 $y_T$  和  $z_H$ ;叶栅主体位于  $0x_{C_x} \sim 1.00x_{C_x}$  区间;计算域入、出口截面分别位于  $-1.00x_{C_x}$  与  $2.00x_{C_x}$  截面; $0.10z_H \sim 0.50z_H$  区间均布 3 个  $x$ - $y$  测量面; $0.10x_{C_x} \sim 1.10x_{C_x}$  区间均布 9 个  $y$ - $z$  测量面。

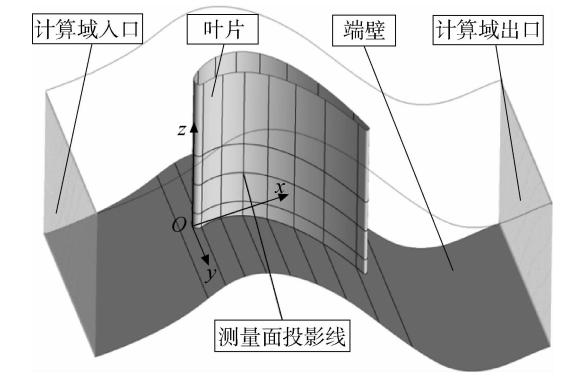


图 1 Basic 叶栅计算域三维模型示意图[27]  
Fig. 1 Computational domain 3D model of the basic cascade[27]

1.1.2 叶型设计参数与调整说明

表 1 与图 2 为 Turn120 叶型与 Turn90 叶型的设计参数与叶型曲线对比结果。由图表可知,高负荷改型主要是将入口气流角  $\beta_1$  增大  $30.20^\circ$ ,同时轻微调整厚度分布与安装角等以保证流场稳定。

表 1 Turn120 叶型与 Turn90 叶型主要设计参数  
Table 1 Key parameters of the Turn120 and Turn 90 profiles

| 叶型      | $T_1/C_x$ | $\beta_1/(^\circ)$ | $\beta_2/(^\circ)$ | $(\beta_1 - \beta_2)/(^\circ)$ |
|---------|-----------|--------------------|--------------------|--------------------------------|
| Turn120 | 1.00      | 60.00              | -62.03             | 122.03                         |
| Turn90  | 1.00      | 29.20              | -62.03             | 91.23                          |

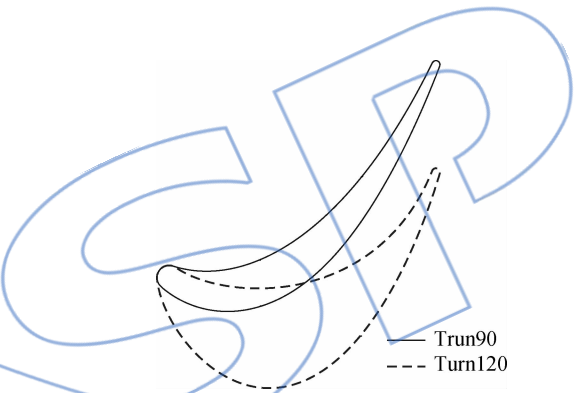


图 2 叶型对比示意图[27]  
Fig. 2 Schematic diagram of blade profiles[27]

此外,出口气流角  $\beta_2$ 、轴向弦长  $C_x$ 、节距  $T$  与叶片高度  $H$  均保持恒定。

1.1.3 积迭线造型方案

图 3 为积迭线造型主要控制参数的定义方案。其中,端部弯高  $l$  与端部弯角  $\epsilon$  主要用于控制端部积迭线造型,叶身弯高  $h$  与叶身弯角  $\theta$  主要用于控制叶身积迭线造型,下标 hub 和 shroud

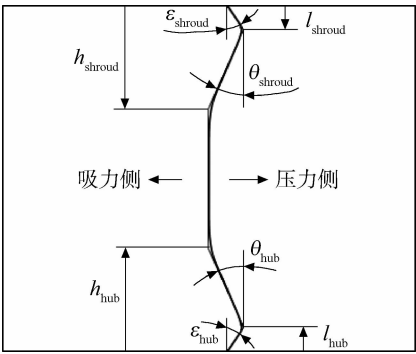


图 3 积迭线造型主要控制参数定义方案[27]  
Fig. 3 Main controlling parameters definition of bowed stacking lines[27]

用于区分位于上、下端壁附近的两组造型参数。

表 2 为各积迭线  $0z_H \sim 0.50z_H$  区间控制参数。其中, Basic 叶栅与 STR 叶栅采用 L\_STR 积迭线, WN25 叶栅采用 L\_WN25 积迭线, WD25 叶栅压力面为 L\_WN25 积迭线、吸力面为 L\_WD25 积迭线。

表 2 积迭线控制参数  
Table 2 Design parameters of stacking line

| 积迭线    | $\theta_{\text{hub}} / (^\circ)$ | $\theta_{\text{hub}} / H$ | $\epsilon_{\text{hub}} / (^\circ)$ | $\epsilon_{\text{hub}} / H$ |
|--------|----------------------------------|---------------------------|------------------------------------|-----------------------------|
| L_STR  | 0                                | 0                         | 0                                  | 0                           |
| L_WN25 | -25                              | 0.30                      | 30                                 | 0.07                        |
| L_WD25 | -25                              | 0.30                      | 30                                 | 0.07                        |

1.2 仿真条件信息简述

计算网格采用 NUMECA Autogird 软件 O4H 六面体网格模板, 并对各流-固交界面附近节点进行了局部加密。图 4 基于 WD25 叶栅展示了复合弯曲造型与网格划分方案: 网格节点总数约为 150 万, 近壁面网格节点加密层数为 12~15、节点放大系数约为 1.2、平均  $y^+$  值均约为 1。

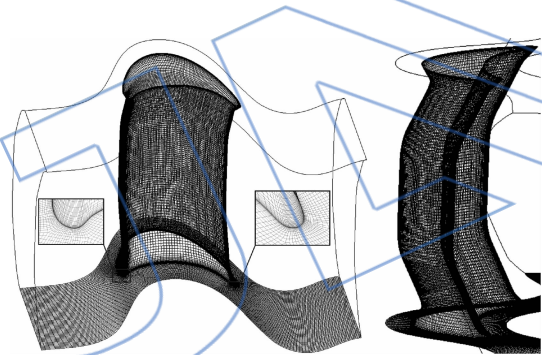


图 4 WD25 叶栅网格生成结果  
Fig. 4 Grid strategy based on the WD25 cascade

数值仿真采用 ANSYS CFX 软件雷诺时均法(RANS)定常模拟叶栅流场细节, 选用 SST  $\gamma-\theta$  湍流模型。通过在计算域入口设置恒定总温与考虑边界层影响的展向非均匀总压分布、在计算域出口设置平均静压的方式控制栅内流动。

其他内容如网格无关性验证、计算准确性验证以及具体边界条件设置等请详见文献[27]。

2 结果与讨论

2.1 复合弯曲设计对涡轮流场的影响分析

定性讨论复合弯曲设计对涡轮叶片表面静压的影响, 是复合弯曲设计应用机制与应用方法研

究的必要的基础与前提。

2.1.1 叶片弯曲设计对吸力面低能流体的影响

a) 叶片弯曲设计对叶片表面静压的影响机理  
王仲奇院士等<sup>[28]</sup>认为, 径向平衡方程是深入理解叶片弯曲设计相关机理的重要工具。涡轮叶栅内某流体微元的径向平衡方程为

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{v_u^2}{r} + \frac{w_m^2}{r_m} \cdot \cos \sigma - \frac{dw_m^2}{dm} \cdot \frac{\sin \sigma}{2} + f_r \tag{1}$$

其中  $\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial r}$  为流体微元所承受的径向静压梯度,  $\rho$  为密度,  $p$  为静压,  $r$  为径向尺寸,  $\frac{v_u^2}{r}$  为回转面内流体微元参与周向运动所产生离心力,  $v_u$  为流体微元迁移速度在回转面内的投影,  $\frac{w_m^2}{r_m} \cos \sigma$  为子午面内流体微元参与轴向运动所产生的离心力,  $w_m$  为流体微元迁移速度在子午面内的投影,  $r_m$  为子午面内微元所在流面母线的曲率半径,  $\sigma$  为子午面内流体微元所处流面母线与轴线的夹角,  $\frac{dw_m^2}{dm} \cdot \frac{\sin \sigma}{2}$  为流体微元速度改变所产生惯性力的径向分量,  $f_r$  为叶片对流体微元作用力的径向分量。

王仲奇院士等<sup>[28]</sup>指出, 叶片弯曲设计影响栅内展向静压梯度分布的根本原因, 是积迭线周向弯曲对  $f_r$  的影响远大于式(1)等号右侧其余三项。

若定义  $\rho = f(p)$ ,  $p' = \int \frac{dp}{f(p)}$  使  $\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{\partial p'}{\partial r}$ , 并规定  $\Delta \frac{\partial p'}{\partial r} \Big|_{\theta=\theta_1}$  为弯角  $\theta$  由 0 变为  $\theta_1$  所引起的径向静压梯度增量、 $\Delta f_r \Big|_{\theta=\theta_1}$  为相应的叶片力径向分量增量, 则由式(1)近似可得

$$\Delta \frac{\partial p'}{\partial r} \Big|_{\theta=\theta_1} = \Delta f_r \Big|_{\theta=\theta_1} \tag{2}$$

其中弯角  $\theta$  定义见文中第 1.1.3 节。式(2)规定远离下端壁时静压提高时展向静压梯度为正值, 与本文定义方式在上端壁附近相同、下端壁附近相反。

罗磊<sup>[29]</sup>的研究结果表明, 弯曲设计对叶片弯曲段展向静压梯度的影响可以通过受力平衡加以分析。即近似存在

$$\Delta f_r \Big|_{\theta=\theta_1} = - \frac{v_s^2}{r_s} \cdot \tan \theta_1 \tag{3}$$

其中  $v_s$  为吸力面附近流体微元沿向下游的迁移速度,  $r_s$  为该流体微元所处流线的曲率半径。

本文定义流线切线位于流线与叶片压力面之

间时  $r_s$  为正。因此对于流动稳定的涡轮叶栅,叶片附近流场中  $r_s$  通常以正值为主,仅在前缘与尾缘附近、在流体将抵达或离开叶片时有可能出现小范围负值。

联立式(2)、式(3),有

$$\Delta \left. \frac{\partial p'}{\partial r} \right|_{\theta=\theta_1} = - \frac{v_s^2}{r_s} \cdot \tan \theta_1 \tag{4}$$

在流动稳定的涡轮叶栅中,  $v_s^2$  通常大于 0;  $r_s$  通常以正值为主、仅在叶片前缘与尾缘附近局部区域可能存在小范围负值;  $-90^\circ < \theta_1 < 90^\circ$  且正负取决于研究人员。

因此,由式(4)可知在流动稳定的涡轮叶栅中,  $\Delta \left. \frac{\partial p'}{\partial r} \right|_{\theta=\theta_1}$  的正负总体上受  $\theta_1$  与  $r_s$  的共同影响,即:  $\theta_1 < 0$  时  $-\tan \theta_1 > 0$ ,反弯造型会在  $r_s > 0$  的大范围区域降低展向静压梯度、在  $r_s < 0$  的小范围区域提高展向静压梯度;正弯造型的影响与之相反。

在讨论  $\left| \Delta \left. \frac{\partial p'}{\partial r} \right|_{\theta=\theta_1} \right|$  大小时,由式(4)可知  $v_s^2$  与  $|\tan \theta_1|$  增大以及  $|r_s|$  减小均会促使  $\left| \Delta \left. \frac{\partial p'}{\partial r} \right|_{\theta=\theta_1} \right|$  增大,即叶片表面某处附近流体折转程度增强、流速增快以及叶片周向弯曲程度增强,均会增强叶片弯曲设计对该处展向静压梯度的影响。

在不改变弯角前提下,基于式(4)对弯曲段内  $h=[h_0, h_1]$  区间进行积分,可得

$$\Delta(p'_{h_1} - p'_{h_0}) = \int_{h_0}^{h_1} \Delta \left. \frac{\partial p'}{\partial r} \right|_{\theta=\theta_1} \cdot dh = - \int_{h_0}^{h_1} \frac{V_s^2}{r_s} \cdot \tan \theta_1 \cdot dh \tag{5}$$

基于式(4)讨论结果,可知式(5)中  $\Delta(p'_{h_1} - p'_{h_0})$  的正负取决于  $\theta_1$  与  $r_s$ ,  $|\Delta(p'_{h_1} - p'_{h_0})|$  的大小取决于  $v_s^2$ 、 $|\tan \theta_1|$ 、 $|r_s|$  与  $h_1 - h_0$ 。

令  $h_0=0$ ,则  $p'_{h_1} - p'_{h_0}$  为  $h_1$  处与端壁的静压差,  $|\Delta(p'_{h_1} - p'_{h_0})|$  为叶片弯曲设计对这一静压差的影响。当  $\theta_1 < 0$  时,反弯设计会在  $r_s > 0$  的大范围区域提高叶展中部静压、降低端部静压,在  $r_s < 0$  的小范围区域降低叶展中部静压、提高端部静压;正弯造型的影响与之相反。此外,  $v_s^2$ 、 $|\tan \theta_1|$  与  $h_1 - h_0$  增大以及  $|r_s|$  减小均会导致  $|\Delta(p'_{h_1} - p'_{h_0})|$  增大。

b) 涡轮叶片周向弯曲对吸力面逆压梯度的影响

为了保证栅内流体稳定折转,大转角高负荷

涡轮叶栅吸力面喉部通常位于叶栅中下游。因此,吸力面上中游附近小范围区域内,往往会存在流体流速高、流线曲率半径小的情况。由式(4)与式(5),可知这将导致叶片弯曲设计对吸力面中上游展向静压梯度与展向静压差的调节幅度明显提高。结合叶栅前缘与尾缘附近区域可能存在  $r_s < 0$ 、导致弯曲设计理论上会对静压造成反向调节的事实,可知在利用叶片弯曲设计调整大转角高负荷涡轮叶栅吸力面展向静压分布的过程中,应同时考虑叶片弯曲设计对吸力面逆压梯度的调节及影响。

同时,叶片中部直叶片段的型面静压分布,在很大程度上取决于其两侧弯曲造型对型面静压的调整结果。因此在大转角高负荷涡轮叶栅中,结合前文讨论结果可以得到以下推断:

- 1) 弯曲设计对吸力面展向静压梯度与展向静压差的调节效果并非均匀分布,这一影响的最大幅值通常位于叶栅吸力面中上游。
- 2) 在叶栅前缘与尾缘附近可能存在  $r_s < 0$  的情况。因此,叶栅前缘与尾缘附近,存在弯曲设计对展向静压梯度的影响与中游相反的可能性。
- 3) 正弯(反弯)设计理论上会以提高叶展中部(根部)吸力面中下游逆压梯度为代价,降低叶栅根部(中部)吸力面中下游逆压梯度。
- 4) 复合弯曲设计在叶栅吸力面结合应用中,因能够以正弯一反弯过渡段吸力面流场恶化为代价,同时改善叶栅根部与叶展中部区域的吸力面流场,从而总体上抑制吸力面边界层与栅内二次流的发展。

2.1.2 涡轮叶片弯曲设计对周向迁移流体的影响

文献[27]的仿真结果表明,叶栅端部弯角会通过影响周向迁移流体在吸力面角区折转过程的方式影响吸力面角区流场细节,进而影响壁角涡与通道涡等旋涡结构的发展。

因此,以下将在以吸力面法线所在展向截面为考察面,基于考察面内的流体动量守恒分两步分析叶栅弯曲设计对周向迁移流体展向折转趋势的影响:首先,假设周向迁移流体绝对水平入射、分析流场细节;然后,结合周向迁移流体通常在抵达吸力面前脱离端壁的事实,讨论周向迁移流体抬升角度对以上分析结果的影响。

以下由图 5 所示壁面 S 点附近水平来流动量的变化,定性分析了吸力面弯曲设计对周向迁移流体的折转过程的影响。图中  $x$  为壁面法向,  $y$  为壁面切向(叶片展向),  $\rho$  为密度,  $p$  为压力,  $V$  为

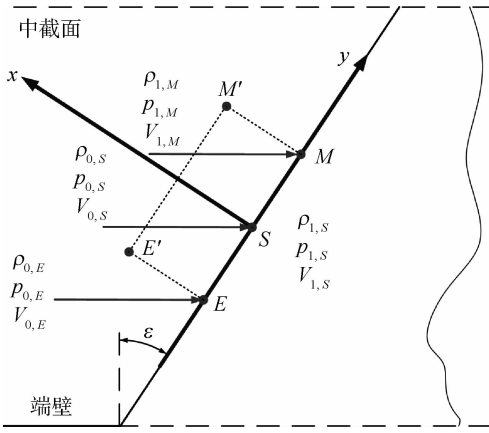


图5 壁面附近水平来流动量分析图

Fig. 5 Momentum analysis of horizontal incoming flow near solid wall

速度,下角标0为远端来流参数,下角标1为壁面附近参数,同时端部弯角 $\epsilon$ 在 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 范围内改变。若在S点附近选取矩形控制体R、将控制面记为A,则依据动量守恒定律可知存在关系

$$\int_R \frac{\partial(\rho V)}{\partial t} dR + \oint_A \rho V(\mathbf{n}) dA = - \oint_A \mathbf{f}_A dA + \int_R \rho \mathbf{f}_R dR \quad (6)$$

式中等号左侧两项衡量了非定常流动与定常流动对控制体内流体动量的改变,右侧两项代表了表面力与质量力对控制体的冲量影响。

对于定常流动的气体工质,非定常影响与质量力影响可以合理忽略。因此,若如图5所示将控制面交点分别记为M点、E点、M'点与E'点,则在近似认为S点附近流体参数在M'E'面附近与无限远处相同、在ME面附近x方向速度为零的前提下,由式(6)可知控制体在x方向上满足

$$(p_{1,S} - p_{0,S})S_{ME} = \rho_{0,S} V_{0,S}^2 \cos \epsilon S_{ME} \quad (7)$$

简化可得

$$p_{1,S} - p_{0,S} = \rho_{0,S} V_{0,S}^2 \cos \epsilon \quad (8)$$

同理,M点与E点存在

$$p_{1,M} - p_{0,M} = \rho_{0,M} V_{0,M}^2 \cos \epsilon \quad (9)$$

$$p_{1,E} - p_{0,E} = \rho_{0,E} V_{0,E}^2 \cos \epsilon \quad (10)$$

因此,控制体内流体折转后y向动量为

$$A'_y = (\rho_{0,S} V_{0,S}^2 \sin \epsilon + p_{1,E} - p_{1,M})S_{EE'} - F'_y \quad (11)$$

其中 $F'_y$ 为流体黏性以及叶片弯曲等因素对控制体内流体y方向动量改变量的影响。

结合式(9)与式(10),式(11)可化为

$$M'_y = (\rho_{0,S} V_{0,S}^2 \sin \epsilon + p_{0,E} - p_{0,M} + \rho_{0,E} V_{0,E}^2 \cos \epsilon - \rho_{0,M} V_{0,M}^2 \cos \epsilon)S_{EE'} - F'_y \quad (12)$$

由于边界层厚度方向上静压梯度为零,而 $M'E'$ 面附近流体参数分布与无限远处相同,所以可以近似认为 $p_{0,M} = p_{0,E} = p_{0,S} = p_0$ 。因此式(8)与式(12)分别可化为

$$p_{1,S} - p_0 = \rho_{0,S} V_{0,S}^2 \cos \epsilon \quad (13)$$

$$M'_y = [\rho_{0,S} V_{0,S}^2 \sin \epsilon - (\rho_{0,M} V_{0,M}^2 - \rho_{0,E} V_{0,E}^2) \cos \epsilon]S_{EE'} - F'_y \quad (14)$$

根据式(14)定义 $M_y$ ,使得 $M_y$ 满足

$$M_y = [\rho_{0,S} V_{0,S}^2 \sin \epsilon - (\rho_{0,M} V_{0,M}^2 - \rho_{0,E} V_{0,E}^2) \cos \epsilon]S_{EE'} \quad (15)$$

由式(13)可知: $-90^\circ < \epsilon < 90^\circ$ 时, $0 < \cos \epsilon < 1$ 且在 $\epsilon = 0^\circ$ 处取得极大值,所以流体折转过程中对壁面附近静压提高幅度在 $\epsilon = 0^\circ$ 处取得极大值、流体折转对吸力面静压的提高幅度会随壁面弯曲程度的增强而降低。结合流体冲击方面的研究<sup>[30]</sup>,可知以上趋势表明正弯或反弯设计均在一定程度上抑制了周向迁移流体与吸力面附近流体的相互作用、削弱了两股流体的相互掺混趋势。

由式(15)可知: $-90^\circ < \epsilon < 90^\circ$ 时, $-1 < \sin \epsilon < 1$ 且单调递增, $0 < \cos \epsilon < 1$ 且在 $\epsilon = 0^\circ$ 处取得极大值,同时 $\rho_{0,S} V_{0,S}^2 \gg \rho_{0,M} V_{0,M}^2 - \rho_{0,E} V_{0,E}^2$ ,因此在不考虑流体黏性以及叶片弯曲等因素对控制体内流体y方向动量的影响时,吸力面端部反弯会增强周向迁移流体向叶栅端部的折转趋势,端部正弯会增强周向迁移流体向叶展中部的折转趋势。

流体黏性仅会影响 $M'_y$ 的大小、不会改变 $M'_y$ 的方向与变化趋势,因此忽略黏性力并不会改变控制体内流体y方向上动量变化趋势的定性分析结果; $-90^\circ < \epsilon < 90^\circ$ 时 $\sin \epsilon$ 与 $\tan \epsilon$ 均单调递增,因此忽略叶片弯曲所引起的展向静压梯度也不会改变控制体内流体y方向上动量变化趋势的定性分析结果。所以,在关于叶片弯曲设计对水平来流折转趋势影响的分析中,基于式(15)与式(14)可以得到相同的定性结论。

由于吸力面低能流体堆积等因素的影响,周向迁移流体通常会在抵达吸力面之前脱离壁面向叶展中部折转,因而会改变自身抵达吸力面时的入射角度。若记为周向来流抬升角度( $\epsilon_1 \geq 0$ ),则式(13)与式(14)化为

$$p_{1,S} - p_0 = \rho_{0,S} V_{0,S}^2 \cos(\epsilon + \epsilon_1) \quad (16)$$

$$M'_y = [-(\rho_{0,M} V_{0,M}^2 - \rho_{0,E} V_{0,E}^2 \cos(\epsilon + \epsilon_1)) + \rho_{0,S} V_{0,S}^2 \sin(\epsilon + \epsilon_1)]S_{EE'} - F'_y \quad (17)$$

因此,结合式(16)、式(17)以及水平入射分析

过程,可知  $\epsilon$  与  $\epsilon_1$  增大对周向迁移流体折转过程的影响趋势。

1) 当吸力面端部采用正弯设计时,  $0^\circ < \epsilon < 90^\circ$ 、 $\epsilon_1 < \epsilon + \epsilon_1 < 90^\circ + \epsilon_1$ 。其中,  $\epsilon_1 \geq 0^\circ$ ,  $90^\circ + \epsilon_1 \geq 90^\circ$ 。

$\epsilon + \epsilon_1 \geq 90^\circ$  时,式(16)失去物理含义。此时周向迁移流体在受到壁面影响之前完成了向叶展中部的折转,理论上继续增大  $\epsilon$  或  $\epsilon_1$  均不会直接影响周向迁移流体的折转过程。

$\epsilon_1 < \epsilon + \epsilon_1 < 90^\circ$  时,  $\epsilon$  与  $\epsilon_1$  增大理论上均会增强周向迁移流体向叶展中部的折转趋势、削弱周向迁移流体折转过程中与吸力面附近流体的相互作用。

2) 当吸力面端部采用反弯设计时,  $-90^\circ < \epsilon < 0^\circ$ ,所以  $-90^\circ + \epsilon_1 < \epsilon + \epsilon_1 < \epsilon_1$ 。其中,  $-90^\circ + \epsilon_1 \geq -90^\circ$ ,  $\epsilon_1 \geq 0^\circ$ 。

$\epsilon + \epsilon_1 \geq 90^\circ$  时,式(16)失去物理含义。此时周向迁移流体在受到壁面影响之前完成了向叶展中部的折转,理论上继续增大  $\epsilon$  或  $\epsilon_1$  均不会直接影响周向迁移流体的折转过程。

$0^\circ \leq \epsilon + \epsilon_1 < 90^\circ$  时,  $\epsilon$  与  $\epsilon_1$  增大理论上均会增强周向迁移流体向叶展中部的折转趋势、削弱周向迁移流体折转过程中与吸力面附近流体的相互作用。

$-90^\circ \leq \epsilon + \epsilon_1 < 0^\circ$  时,  $\epsilon$  与  $\epsilon_1$  增大理论上均会增强周向迁移流体向叶展中部的折转趋势、增强周向迁移流体折转过程中与吸力面附近流体的相互作用。

在大转角高负荷涡轮叶栅中,通常可见吸力面角区的低能流体堆积状况由通道涡生成处向下游逐渐增强,因而周向迁移流体的提前抬升角度也会由通道涡生成处向下游逐渐增大。在近似认为通道涡生成处周向迁移流体的提前抬升幅度不足以引起  $\epsilon + \epsilon_1$  正负值改变的前提下,基于前文讨论结果可知总体上存在以下推论:

1) 端部正弯程度增强会增强周向迁移流体向叶展中部的折转趋势、端部反弯程度增强会增强周向迁移流体向叶栅根部的折转趋势;通道涡生成处下游周向迁移流体提前抬升程度增强,会进一步增强周向迁移流体向叶展中部的折转趋势。

2) 端部正弯设计会削弱周向迁移流体折转期间与吸力面附近流体的相互作用;通道涡生成处下游周向迁移流体提前抬升程度增强,会进一步削弱其折转期间与吸力面附近流体的相互作用。

3) 端部反弯设计会削弱周向迁移流体折转期间与吸力面附近流体的相互作用;通道涡生成处下游周向迁移流体提前抬升程度增强,会在  $\epsilon + \epsilon_1 < 0^\circ$  时增强周向迁移流体折转期间与吸力面附近流体的相互作用,在  $\epsilon + \epsilon_1 > 0^\circ$  时削弱这一作用。

2.2 大转角高负荷涡轮叶栅复合弯曲造型的设计思路与应用验证

2.2.1 大转角高负荷设计对涡轮流场的影响

图 6 为  $-0.10x_{c_x} \sim 1.10x_{c_x}$  区间内 Basic 叶栅与 STR 叶栅各测量面的能量损失系数( $\xi$ )云图<sup>[27]</sup>。由图可见,大转角高负荷设计明显增强了栅内二次流、提高了栅内各高损失区的影响范围与损失峰值。结合文献<sup>[27]</sup>相关讨论,可知大转角高负荷涡轮二次流控制研究需要面对以下几个困难:

1) 大转角高负荷设计促进了叶栅近壁面边界层的发展。大转角高负荷设计会较大幅度地增强涡轮叶栅中下游吸力面逆压梯度与中上游端壁来流逆压梯度、促进边界层发展。如图 6 可见,大转角高负荷设计令  $-0.10x_{c_x}$  截面端壁边界层高损失区与  $0.95x_{c_x}$  截面吸力面边界层高损失区影响范围扩大、损失峰值提高。

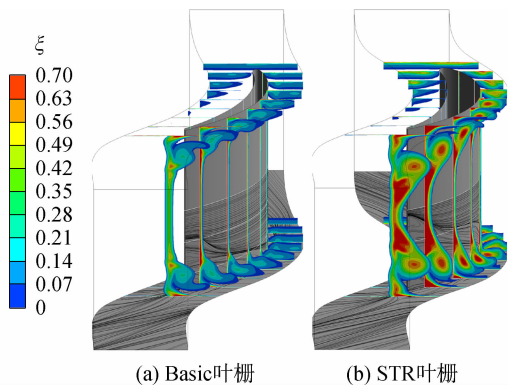


图 6  $-0.10x_{c_x} \sim 1.10x_{c_x}$  测量面能量损失系数云图<sup>[28]</sup>

Fig. 6 Comparison of the energy loss coefficient contours at  $-0.10x_{c_x} \sim 1.10x_{c_x}$  planes<sup>[28]</sup>

2) 大转角高负荷设计增强了马蹄涡周向迁移趋势、促进了通道涡发展。大转角高负荷设计总体上提高了涡轮叶栅端壁周向静压梯度与吸力面展向静压梯度,因此增强了马蹄涡周向迁移趋势与通道涡展向发展趋势、增强通道涡与吸力面低能流体的掺混趋势。如图 6 可见,大转角高负荷设计令通道涡生成位置向上游迁移、通道涡展向位置向叶展中部迁移,同时令脱落涡与通道涡

高损失区影响范围增大、损失峰值提高。

3) 大转角高负荷设计增强了脱落涡与壁角涡高损失区的影响。大转角高负荷设计同时增强了涡轮叶栅的边界层发展趋势与低能流体周向/展向迁移趋势,从而能够增强低能流体向脱落涡高损失区与壁角涡高损失区的迁移与堆积趋势。如图6可见,大转角高负荷设计令叶栅脱落涡与壁角涡高损失区影响范围扩大、损失峰值提高。

## 2.2.2 复合弯曲造型的设计思路

基于文中第2.1节相关讨论,可知复合弯曲设计理论上存在针对性解决大转角高负荷涡轮二次流控制中的几个主要困难问题的可能性。

首先,复合弯曲设计理论上能够以正弯一反弯过渡段附近吸力面中下游逆压梯度增强为代价,同时削弱叶栅端部与叶展中部附近的吸力面中下游逆压梯度。因此,复合弯曲理论上可以抑制大转角高负荷涡轮叶栅吸力面中下游边界层的发展。

其次,复合弯曲设计理论上能够在提高端部正弯段吸力面展向静压梯度的同时,降低叶身反弯段的吸力面展向静压梯度。因此,复合弯曲理论上可以抑制大转角高负荷涡轮叶栅低能流体向壁角涡与脱落涡高损失区附近的堆积。

最后,复合弯曲设计理论上能够抑制周向迁移流体向吸力面端部的折转趋势、削弱折转期间对吸力面附近低能流体的影响。因此,复合弯曲设计理论上可以抑制大转角高负荷涡轮叶栅周向迁移流体折转过程对二次流的进一步增强。

所以,复合弯曲设计理论上能够较为有效地抑制叶栅折转角增大所带来的负面影响,因而存在更为有效地抑制栅内二次流的可能性。

## 2.2.3 复合弯曲造型的应用效果验证与分析

图7为STR叶栅、WN25叶栅与WD25叶栅的各截面能量损失云图以及下半叶高的吸力面静压系数( $C_{ps}$ )与极限流线分布。其中,STR叶栅、WN25叶栅与WD25叶栅计算域出口能量损失系数分别是0.0988、0.0895与0.0798,复合弯曲设计对目标叶栅能量损失系数的降低幅度约为常规反弯设计的2.04倍。

由图7可见,WD25叶栅采用负荷弯曲设计较好地解决了大转角高负荷涡轮二次流控制研究中几大困难问题、较好地印证了定性推导结论。

首先,WD25叶栅叶身反弯设计降低了叶展中部附近吸力面展向静压梯度与吸力面中下游逆

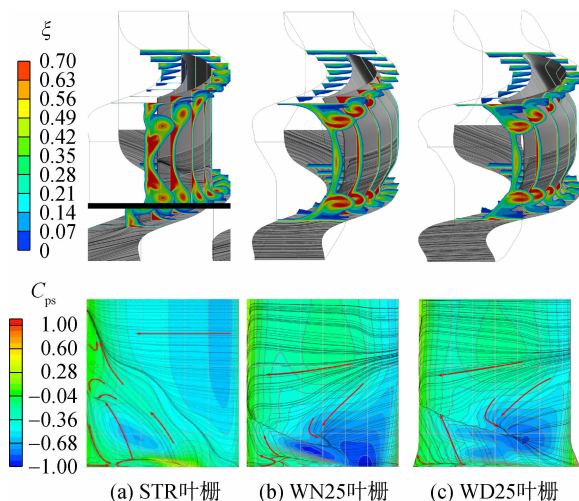


图7  $-0.10x_{Cx} \sim 1.10x_{Cx}$  截面能量损失云图以及  $0z_H \sim 0.50z_H$  区间吸力面静压系数与极限流线分布

Fig.7 Comparisons of energy loss coefficient contour at  $-0.10x_{Cx} \sim 1.10x_{Cx}$  sections and static pressure coefficient and limit streamline distribution at  $0z_H \sim 0.50z_H$  area

压梯度。与STR叶栅相比,WD25叶栅反弯段吸力面极限流线由向叶展中部偏转变为向叶栅端部折转,同时通道涡与脱落涡高损失区的展向位置向叶栅端部迁移,印证了叶身反弯设计会抑制低能流体向叶展中部的迁移的定性推导结果;叶展中部附近尾缘分离线与逆流流线的覆盖面积明显减小,同时边界层、通道涡与脱落涡高损失区影响范围减小,印证了叶身反弯会抑制叶展中部吸力面边界层发展、改善叶展中部附近吸力面流场的定性推导结果。

其次,WD25叶栅端部正弯设计在叶栅端部附近提高了吸力面展向静压梯度、降低了吸力面中下游逆压梯度。与其他两组叶栅相比,WD25叶栅通道涡附着线附近吸力面静压的提高幅度明显降低,印证了吸力面端部正弯设计会抑制通道涡裹挟的周向迁移流体影响吸力面角区流场的定性推导结果;通道涡附着线的展向位置向叶栅端部移动、吸力面角区高损失区影响范围明显减小,印证了吸力面端部正弯设计会抑制周向迁移流体与吸力面低能流体向吸力面角区迁移与堆积、抑制壁角涡发展的定性推导结果;端部附近尾缘分离线与逆流流线基本消失,印证了吸力面端部正弯会改善端壁附近吸力面流场的定性推导结果。此外,WD25叶栅通道涡分离线的展向位置相对于WN25叶栅向叶展中部迁移,也印证了端

部正弯设计会增强周向迁移流体向叶展中部折转趋势的定性推导结果。

最后,WD25 叶栅的复合弯曲设计令其吸力面中上游正弯一反弯过渡段附近形成了较强的局部低静压区域。与 STR 叶栅相比,WD25 叶栅吸力面中上游吸力面极限流线出现向正弯一反弯过渡段附近汇集的趋势、 $0.30x_{Cx} \sim 0.50x_{Cx}$  区间出现覆盖范围较大的分离线与逆流流线、存在较为明显的低能流体堆积与分离特征,同时云图明显可见相应的高损失区。以上现象印证了复合弯曲设计会导致正弯一反弯过渡段附近吸力面二次流增强的推导结果。

此外,图 8 给出了  $0.30z_H$  截面处静压系数分布曲线,以更为直观地展示叶身反弯设计对吸力面静压分布的影响。由图可见与 STR 叶栅相比, $0.30z_H$  截面处 WN25 叶栅与 WD25 叶栅吸力面均在  $0.30x_{Cx} \sim 0.60x_{Cx}$  附近区间存在局部高静压系数区域(至  $-0.25$  附近),最大提高幅度(大于  $0.25$ )处于  $0.40x_{Cx}$  附近。同时,在两叶栅前缘与尾缘附近,均出现局部静压系数改变趋势与中游相反(相对 STR 叶栅降低)的情况。

显然,以上现象表明,数值仿真结果较好地印证了文中第 2.1 节的定性分析结果,验证了定性分析结论的准确性、验证了复合弯曲设计思路在大转角高负荷平面涡轮叶栅中的可用性。即:复合弯曲设计能以正弯一反弯过渡段附近二次流增强为代价,有效抑制吸力面边界层、通道涡、壁角涡与脱落涡的发展,从而在总体上有效抑制栅内二次流的发展。

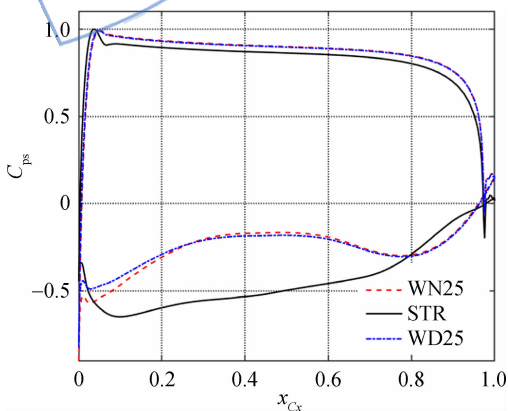


图 8 STR 叶栅、WN25 叶栅与 WD25 叶栅  $0.30z_H$  截面处静压系数分布曲线

Fig. 8 Comparison between the pressure coefficients at  $0.30z_H$  plane between the STR cascade, the WN25 cascade and the WD25 cascade

3 结 论

本文通过定性推导与数值仿真手段,初步分析并验证了复合弯曲设计对大转角高负荷涡轮叶栅端区流场的影响机制。研究表明,通过对吸力面静压分布与周向迁移流体折转过程的合理调节,复合弯曲设计能够有效抑制本文大转角高负荷平面涡轮叶栅吸力面边界层、通道涡、壁角涡与脱落涡的发展,进而在总体上有效抑制栅内二次流的发展。对于本文所涉及的大转角高负荷平面涡轮叶栅,主要研究结论如下:

1) 复合弯曲设计能够调节叶栅吸力面逆压梯度分布,从而在总体上改善吸力面附近流场,抑制吸力面边界层与二次流结构的发展。

大转角涡轮叶栅流线曲率与流体迁移速度的最大值通常出现在吸力面中上游附近,而叶栅前缘与尾缘附近流线曲率大概率与中游相反。因此,周向弯曲对吸力面静压的调节效果沿流向的非均匀分布,会导致正弯一反弯过渡段附近区域以外较大范围内出现吸力面中下游逆压梯度减弱,从而在总体上抑制吸力面边界层的发展与吸力面附近低能流体的二次流动。

2) 复合弯曲设计能够综合调节吸力面展向静压梯度分布,抑制栅内二次流的发展。

叶身反弯会降低叶展中部附近的吸力面展向静压梯度,端部正弯会提高叶栅端部附近的吸力面展向静压梯度。因此,负荷弯曲设计能够同时抑制吸力面低能流体向脱落涡与壁角涡高损失区的迁移与堆积,从而有效降低二次流损失。

3) 复合弯曲设计能够调节周向迁移流体折转过程,从而在较大幅度地削弱壁角涡的同时轻度削弱通道涡与脱落涡。

端部正弯会抑制周向迁移流体向叶栅端部折转、削弱折转期间周向迁移流体与吸力面附近低能流体的相互影响。因此,复合弯曲设计会较大幅度削弱通道涡对壁角涡发展的促进作用。同时,周向迁移流体折转期间与吸力面附近低能流体相互影响程度的减弱,也在一定程度上抑制了通道涡对吸力面低能流体的卷吸,降低了通道涡与脱落涡的掺混损失。

参考文献:

[1] 刘大响,金捷. 21 世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学, 2004, 6(9): 1-8.  
LIU Daxiang, JIN Jie. The development trends and pros-

- pect of world aeropropulsion technology in the 21st century[J]. Engineering Science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
- [2] 刘大响. 航空发动机技术的发展和展望[J]. 中国工程科学, 1999, 1(2): 24-28.
- LIU Daxiang. The development and proposals of aero-engine technology[J]. Engineering Science, 1999, 1(2): 24-28. (in Chinese)
- [3] 张磊. 超高负荷跨音速涡轮气动设计理论及其非定常流动特性研究[D]. 北京: 中国科学院, 2011.
- ZHANG Lei. Investigation of aerodynamic design method and unsteady flow characteristics of ultra-highly loaded turbine[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)
- [4] 任加万, 谭永华. 冲压发动机燃烧室热防护技术[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 38-42.
- REN Jiawan, TAN Yonghua. Thermal protection techniques of ramjet combustor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(4): 38-42. (in Chinese)
- [5] 张浩, 李录平, 唐学智, 等. 重型燃气轮机涡轮叶片冷却技术研究进展[J]. 燃气轮机技术, 2017, 30(2): 1-7.
- ZHANG Hao, LI Luping, TANG Xuezhi, et al. Review of heavy-duty gas turbine blade cooling technology[J]. Gas Turbine Technology, 2017, 30(2): 1-7. (in Chinese)
- [6] 陈仲光, 张志舒, 李德旺, 等. F119 发动机总体性能特点分析与评估[J]. 航空科学技术, 2013(3): 39-42.
- CHEN Zhongguang, ZHANG Zhishu, LI Dewang, et al. Analysis and evaluation of F119 engine overall performance[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(3): 39-42. (in Chinese)
- [7] 刘大响. 一代新材料, 一代新型发动机: 航空发动机的发展趋势及其对材料的需求[J]. 材料工程, 2017, 45(10): 1-5.
- LIU Daxiang. One generation of new material, one generation of new type engine: development trend of aero-engine and its requirements for materials[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(10): 1-5. (in Chinese)
- [8] 张磊, 雒伟伟, 徐静静, 等. 超高负荷跨音速涡轮的设计与性能分析研究[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(10): 1651-1654.
- ZHANG Lei, LUO Weiwei, XU Jingjing, et al. The design and performance analysis of a highly-loaded turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(10): 1651-1654. (in Chinese)
- [9] DENTON J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [10] COULL J D. Endwall loss in turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(8): 081004.
- [11] 张晓辉, 陈绍文, 李燕飞. 基于弯曲叶片的燃气涡轮导叶数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(3): 443-448.
- ZHANG Xiaohui, CHEN Shaowen, LI Yanfei. Numerical investigation for curved guide vane in gas turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(3): 443-448. (in Chinese)
- [12] 刘鹏飞, 高杰, 牛夕莹, 等. 大子午扩张变几何涡轮可调叶片端区设计优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 558-567.
- LIU Pengfei, GAO Jie, NIU Xiyi, et al. Design and optimization of end zone of large meridional expansion adjustable blades on variable geometry turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 558-567. (in Chinese)
- [13] 黄镜玮, 孟福生, 宋义康, 等. 基于压力场分布的大子午扩张涡轮非轴对称端壁造型方法[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 160-174.
- HUANG Jingwei, MENG Fusheng, SONG Yikang, et al. Non-axisymmetric endwall modeling for large meridional expansion turbines based on pressure field distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 160-174. (in Chinese)
- [14] SONG Liming, GUO Zhendong, LI Jun, et al. Optimization and knowledge discovery of a three-dimensional parameterized vane with nonaxisymmetric endwall[J]. Journal of Propulsion and Power, 2018, 34(1): 234-246.
- [15] 魏佐君, 乔渭阳, 赵磊, 等. 基于水滴型带状前缘的涡轮端区损失控制数值研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 473-482.
- WEI Zuojun, QIAO Weiyang, ZHAO Lei, et al. Numerical investigation of endwall losses control in turbine by leading edge fillet based on teardrop curves[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 473-482. (in Chinese)
- [16] RUBECCHINI F, GIOVANNINI M, ARNONE A, et al. Reducing secondary flow losses in low-pressure turbines with blade fences: Part I design in an engine-like environment[R]. ASME Paper GT2019-91280, 2019.
- [17] GIOVANNINI M, RUBECCHINI F, AMATO G, et al. Reducing secondary flow losses in low-pressure turbines with blade fences: Part II experimental validation on linear cascades[R]. ASME Paper GT2019-91284, 2019.
- [18] WANG Zhongqi, LAI ShengKai, XU Wenyuan. Aerodynamic calculation of turbine stator cascades with curvilinear leaned blades and some experimental results[R]. Bangalore, India: ISABE, 1981.
- [19] 王仲奇, 苏杰先, 钟兢军. 弯扭叶片栅内减少能量损失机理研究的新进展[J]. 工程热物理学报, 1994, 15(2): 147-152.
- WANG Zhongqi, SU Jiexian, ZHONG Jinjun. New investigation of the curved and twisted blade in reducing energy loss[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1994, 15(2): 147-152. (in Chinese)
- [20] 韩万金, 吕红卫, 芦文才, 等. 高负荷叶片弯曲对壁面流动的影响[J]. 航空动力学报, 1995, 10(2): 175-178.
- HAN Wanjin, LÜ Weihong, LU Wencai, et al. The influence of bowing design on the wall flow in highly-loaded cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(2): 175-178. (in Chinese)
- [21] TAN Chunqing, ZHANG Hualiang, CHEN Haisheng, et al. Flow fields and losses downstream of an ultra-highly loaded turbine cascade with bowed blades[J]. Journal of Power and Energy, 2011, 225(1): 131-140.
- [22] 安柏涛, 韩万金, 王仲奇. 弯叶片降低损失机理的实验研究

- [J]. 热能动力工程, 2000, 15(5): 498-501.
- AN Baitao, HAN Wanjin, WANG Zhongqi. Experimental study of the mechanism of energy loss reduction for curved blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2000, 15(5): 498-501. (in Chinese)
- [23] 顾忠华, 冯国泰, 王松涛, 等. 涡轮动叶采用弯叶片的数值模拟及流场结构分析[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(5): 572-574.
- GU Zhonghua, FENG Guotai, WANG Songtao, et al. Analysis of bowed rotor in gas turbine with numerical simulation[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(5): 572-574. (in Chinese)
- [24] 谭春青, 张华良, 陈海生, 等. 弯叶片对大转角平面涡轮叶栅气动性能影响的实验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(1): 8-12.
- TAN Chunqing, ZHANG Hualiang, CHEN Haisheng, et al. Experimental investigation of the aerodynamic performance of bowed blades in high-turning linear turbine cascades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(1): 8-12. (in Chinese)
- [25] TAN Chunqing, ZHANG Hualiang, CHEN Haisheng, et al. Blade bowing effect on aerodynamic performance of a highly loaded turbine cascade[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(3): 604-608.
- [26] 谭春青, 张华良, 董学智, 等. 在高负荷涡轮叶栅中应用弯叶片控制流动分离的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(9): 1467-1471.
- TAN Chunqing, ZHANG Hualiang, DONG Xuezhi, et al. A numerical investigation of application of bowed blade to control flow separation on highly loaded turbine cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(9): 1467-1471. (in Chinese)
- [27] XUE Xingxu, WANG Songtao, LUO Lei, et al. The compound bowing design in a highly loaded linear cascade with large turning angle[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(16): 2323-2336.
- [28] 王仲奇, 郑严. 叶轮机械弯扭叶片的研究现状及发展趋势[J]. 中国工程科学, 2000, 2(6): 40-48.
- WNAG Zhongqi, ZHENG Yan. Research status and development of the bowed-twisted blade for turbomachines[J]. Strategic Study of CAE, 2000, 2(6): 40-48. (in Chinese)
- [29] 罗磊. 小流量涡轴发动机涡轮气动及冷却技术研究[D]: 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- LUO Lei. The research of turbine aerodynamic and cooling technology in a small flow turboshaft engine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [30] CHESTER N L, WELLS M A, PRODANOVIC V. Effect of inclination angle and flow rate on the heat transfer during bottom jet cooling of a steel plate[J]. Journal of Heat Transfer, 2012, 134(12): 122201. 1-122201. 9.

(编辑: 叶青、张雪)