

# 尾缘厚度对低压涡轮气动性能影响的数值模拟

李 超, 颜培刚, 韩万金, 王庆超, 韩万龙  
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 采用数值模拟的方法研究了尾缘厚度对 Pak-B 低压涡轮气动性能的影响. 目的是通过增加尾缘厚度来控制边界层分离, 降低损失, 揭示增加尾缘厚度的流动控制机理. 研究发现: 适当增加尾缘厚度能减小低压涡轮损失, 增大折转角. 在雷诺数为 25000, 来流湍流度为 1% 时, 适当增加尾缘厚度能使基于进口速度的能量损失系数降低 10.4%, 折转角增加 1.73%. 适当增加尾缘厚度和栅距同样可以使基于进口速度的能量损失系数减小, 折转角增大. 在雷诺数为 25000, 来流湍流度为 1% 时, 尾缘厚度增加到 4%*s*, 栅距增加了 2.2%, 可以使基于进口速度的能量损失系数减小 7.4%, 折转角增加 1.25%. 通过增加尾缘厚度可以发展低稠度高负荷低压涡轮叶栅.

**关 键 词:** 航空发动机; 低压涡轮; 尾缘厚度; 气动性能; 流动控制

**中图分类号:** V231.3      **文献标志码:** A

## Numerical simulation of the effects of trailing edge thickness on aerodynamic performance of low pressure turbine

LI Chao, YAN Pei-gang, HAN Wan-jin, WANG Qing-chao, HAN Wan-long  
(School of Energy Science and Engineering,  
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** Numerical simulation method was used to study the effects of trailing edge thickness on aerodynamic performance of Pak-B low pressure turbine. The trailing edge thickness was increased to control the boundary layer separation and reduce losses of low pressure turbine, and the flow control mechanism of increasing the trailing edge thickness was also revealed. It was shown that appropriate increasing trailing edge thickness could decrease the energy loss of low pressure turbine and increase the turning angle. Appropriate increasing trailing edge thickness could decrease the energy loss coefficient based on inlet velocity by 10.4%, increase the turning angle by 1.73% for Reynolds number of 25 000 and free stream turbulence intensity of 1%. Appropriate increasing the trailing edge thickness and pitch also could reduce the energy loss coefficient based on inlet velocity, increase the turning angle. When the trailing edge thickness increased to 4%*s* and the pitch increased by 2.2%, the energy loss coefficient based on inlet velocity decreased by 7.4% and the turning angle increased by 1.25% for Reynolds number of 25000 and free stream turbulence intensity of 1%. Increasing the thickness of trailing edge can be used to develop low solidity and highly loaded low pressure turbine cascade.

**Key words:** aero-engine; low pressure turbine; trailing edge thickness; aerodynamic performance; flow control

无人驾驶飞行器(UAV)在巡航(高空、低速)时,航空发动机低压涡轮雷诺数会降低到25 000以下,低压涡轮叶片表面大部分呈现层流状态,容易导致叶片吸力面边界层发生分离,大幅降低航空发动机的整体性能<sup>[1]</sup>.

很多科研工作者通过实验或者数值模拟的方法研究了雷诺数和湍流度对流动分离的影响,并研究了控制叶片吸力面流动分流的方法.在被动控制方面,Lake等<sup>[2]</sup>实验研究了通过表面凹坑、V型槽和拌线方法来控制边界层分离.Rouser<sup>[3]</sup>实验研究了通过两种凹槽来抑制分离流动和减小损失.张波等<sup>[4-5]</sup>用数值模拟方法研究了不同雷诺数和湍流度下,用U型槽等控制低压涡轮边界层分离.杨林等<sup>[6-8]</sup>用实验和数值模拟的方法研究了表面“凹槽”、“陷窝”技术和固体襟翼控制低压涡轮流动分离降低损失.在主动控制方面,LIU Xi-aomin等<sup>[1]</sup>用数值模拟方法研究了通过叶片吸力面喷气控制边界层分离.Huang等<sup>[9]</sup>实验研究了通过等离子体控制边界层分离.罗华玲等<sup>[10-12]</sup>用实验和数值模拟的方法研究了通过尾缘气动襟翼控制低压涡轮流动分离降低损失研究.

在低压涡轮叶型损失中,吸力面边界层损失所占比例最大,很多研究者试图改善吸力面流动.而尾迹损失也是叶型损失的重要来源.有研究者发现改变尾缘厚度或者形状,可以减小尾迹损失<sup>[13-15]</sup>.目前尾缘厚度对低压涡轮影响的研究较少.Zhou等<sup>[16]</sup>用实验和数值计算方法研究了通过改变尾缘厚度提高叶片气动性能.研究了在雷诺数为21 000,出口湍流度为4%,尾缘厚度对T106C和T2叶型的影响.研究发现,对高负荷叶片T2,适当增加尾缘厚度能够减小能量损失系数.详细研究了一种工况下,尾缘厚度对气动性能的影响.但叶片气动性能对雷诺数和湍流度敏感,有必要系统研究不同雷诺数、不同来流湍流度下,尾缘厚度对低压涡轮影响.

本文的目的是研究不同雷诺数、不同湍流度下,尾缘厚度对Pak-B低压涡轮的影响,研究通过改变尾缘厚度控制边界层分离,降低低压涡轮损失,提高叶栅的气动性能.

## 1 研究对象及数值计算方法

本文研究对象是Pratt and Whitney公司设计的典型低压涡轮叶片Pak-B,如图1.叶片的弦长 $C=17.78\text{ cm}$ ,轴向弦长 $C_x=15.95\text{ cm}$ .进口气流角 $\beta_1=35^\circ$ ,设计出口气流角 $\beta_2=60^\circ$ ,栅距 $s=$

14.12 cm.

图2是改变Pak-B的尾缘厚度( $d_t$ )示意图.改变尾缘厚度是通过在尾缘靠近压力面附加嵌入物完成的.通过增加嵌入物厚度来获得不同的尾缘厚度.嵌入物只改变了压力侧的形状,对吸力面形状没有影响.嵌入物的曲线和压力侧曲线相切,尾缘压力侧曲线、吸力侧曲线相切且都和嵌入物曲线相切.Pak-B的标准尾缘厚度是2.4 mm(1.7‰).

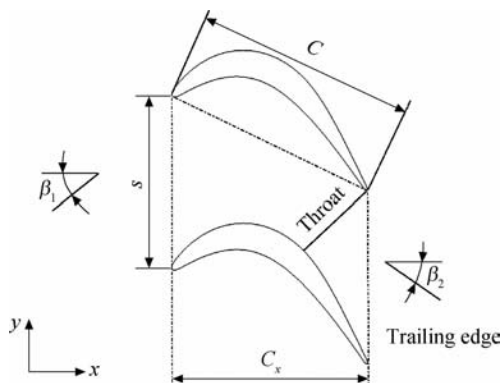


图1 Pak-B示意图

Fig.1 Sketch of Pak-B

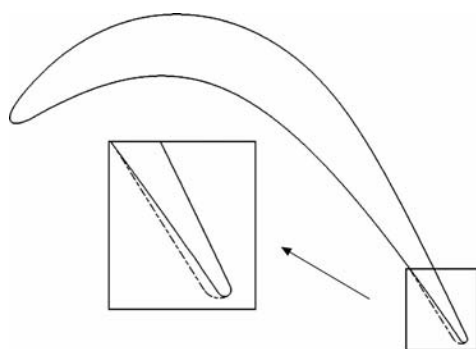


图2 改变Pak-B的尾缘厚度示意图

Fig.2 Sketch of changing the trailing edge thickness of Pak-B

通过求解三维定常雷诺时均Navier-Stokes方程得到叶栅的流动情况.低压涡轮中的分离和转捩是应用SST(shear stress transport)两方程湍流模型耦合Langtry-Menter转捩模型求解.Langtry-Menter转捩模型<sup>[17-18]</sup>是严格建立在当地参数基础上,并且能够和现有的CFD计算耦合,能够准确预测转捩的发生.

数值模拟采用商用CFD软件CFX进行计算.CFX是基于有限体积法,求解三维定常雷诺时均Navier-Stokes方程.空间离散化是2阶精

度,对扩散项和源项采用 2 阶中心差分格式.对流项采用高分辨率格式.湍流采用 SST  $k-\omega$  湍流模型耦合 Langtry-Menter 转捩模型进行计算.

图 3 是 Pak-B 计算网格.数值计算采用多重网格技术,叶片周围使用 O 型网格,叶片上游和下游使用结构化 H 型网格,叶片近壁面垂直于壁面方向有 35 个网格节点,伸缩比为 1.12,沿着径向方向布置了 2 个网格节点,总的网格数为 98 000.网格进口边界和出口边界与叶片分别相距  $0.85C_x$  和  $1.38C_x$ .叶片表面  $y^+$  约等于 0.5.

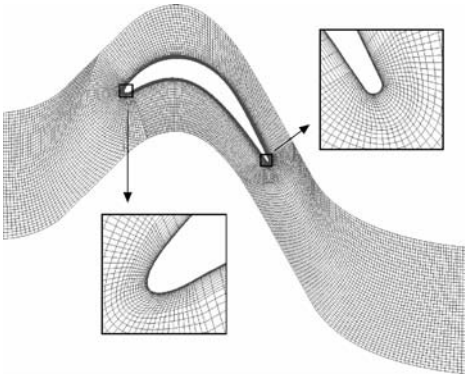


图 3 Pak-B 计算网格  
Fig. 3 Pak-B computational grids

进口给定总压、总温、气流角度(零攻角)、来流湍流度和涡黏比.出口给定平均静压;叶片表面给定壁面无滑移绝热壁面,上下两个面给定对称边界;采用周期性边界条件只求解一个叶栅流道.

2 计算结果及分析

2.1 原型叶栅(标准尾缘厚度)的气动性能

本文参考的实验数据来自 Huang 等<sup>[9]</sup>对 Pak-B 做的系列实验,实验模拟了雷诺数(基于进口速度和轴向弦长)范围为 25 000~100 000,来流湍流度( $I$ )从 0.08%~6.0%的流动.

静压系数  $C_p$

$$C_p = \frac{p - p_{inlet}}{(0.5\rho u^2)_{inlet}} \tag{1}$$

式中  $p$  是静压,  $p_{inlet}$  是进口静压,  $\rho u^2$  是动压头.

尾缘平面基准压力系数  $C_{pb}$

$$C_{pb} = \frac{p - p_{outlet}}{(0.5\rho u^2)_{inlet}} \tag{2}$$

式中  $p_{outlet}$  为出口静压.

基于进口速度的能量损失系数  $\gamma$

$$\gamma = \frac{p_{inlet}^* - p_{outlet}^*}{(0.5\rho u^2)_{inlet}} \tag{3}$$

其中  $p_{inlet}^*$  和  $p_{outlet}^*$  是质量加权平均进口总压和出口总压.

基于出口速度的能量损失系数  $\omega$

$$\omega = \frac{p_{inlet}^* - p_{outlet}^*}{(0.5\rho u^2)_{outlet}} \tag{4}$$

基于进口速度的能量损失系数  $\gamma$  可以拆分成两部分:尾缘平面(plan)上游的能量损失系数  $\gamma_{up}$  和尾缘平面下游的能量损失系数  $\gamma_{down}$

$$\gamma_{up} = \frac{p_{inlet}^* - p_{plan}^*}{(0.5\rho u^2)_{inlet}} \tag{5}$$

$$\gamma_{down} = \frac{p_{plan}^* - p_{outlet}^*}{(0.5\rho u^2)_{inlet}} \tag{6}$$

其中  $p_{plan}^*$  是质量加权平均尾缘平面总压.

图 4 中基于进口速度的能量损失系数  $\gamma$  随着网格数的变化.网格数目改变是通过改变流道网格完成的,壁面第 1 层网格保持不变.  $\gamma$  是主要的关注参数,作为考核网格独立性标准.网格数量分别为 8 000, 27 000, 52 000, 75 000, 98 000, 130 000.从图 4 中可以看出,当网格数大于 75 000 时,  $\gamma$  基本不再变化,网格数为 75 000 时具有网格独立性.本文采用的网格数为 98 000,能够捕捉  $\gamma$  的变化.

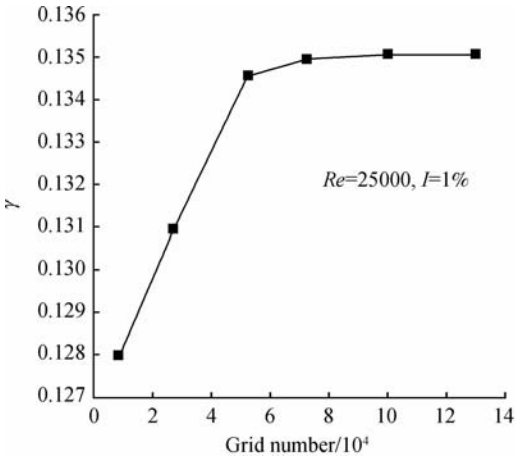


图 4 网格数对  $\gamma$  的影响  
Fig. 4 Effect of grid number on  $\gamma$

图 5 是不同雷诺数和来流湍流度的静压系数分布.在叶片压力面静压系数的数值模拟结果(CFD)和实验数据吻合得很好,但在吸力面分离区两者略微有差别.总体上看本文采用的 CFD 数值模拟方法能够准确地预测雷诺数和来流湍流度对分离流动的影响.来流湍流度和雷诺数对转捩有很大影响.在同一来流湍流度下,随着雷诺数增大,分离点沿流向下移,再附点沿着流向上移.在同一雷诺数下,随着来流湍流度增大,分离点的位置

置沿着流向下移,再附点的位置沿着流向上移.

图 6 是能量损失系数的数值模拟结果(CFD)和实验数据对比.从图 6(a)可以看出,在雷诺数为86 000,172 000,来流湍流度为1%,4%,数值模拟结果和实验数据吻合得很好.对于来流湍流度为0.08%,雷诺数为25 000,50 000时,数值模拟结

果比实验结果略高.从图 6(b)可以看出,对于雷诺数为25 000,来流湍流度为1%时数值和实验结果吻合良好;来流湍流度为4%时,数值模拟结果比实验结果小.对于雷诺数为45 000,来流湍流度为1%时,数值模拟结果和实验结果相差较大,这可能是由于低雷诺数条件下分离流动的不稳定性

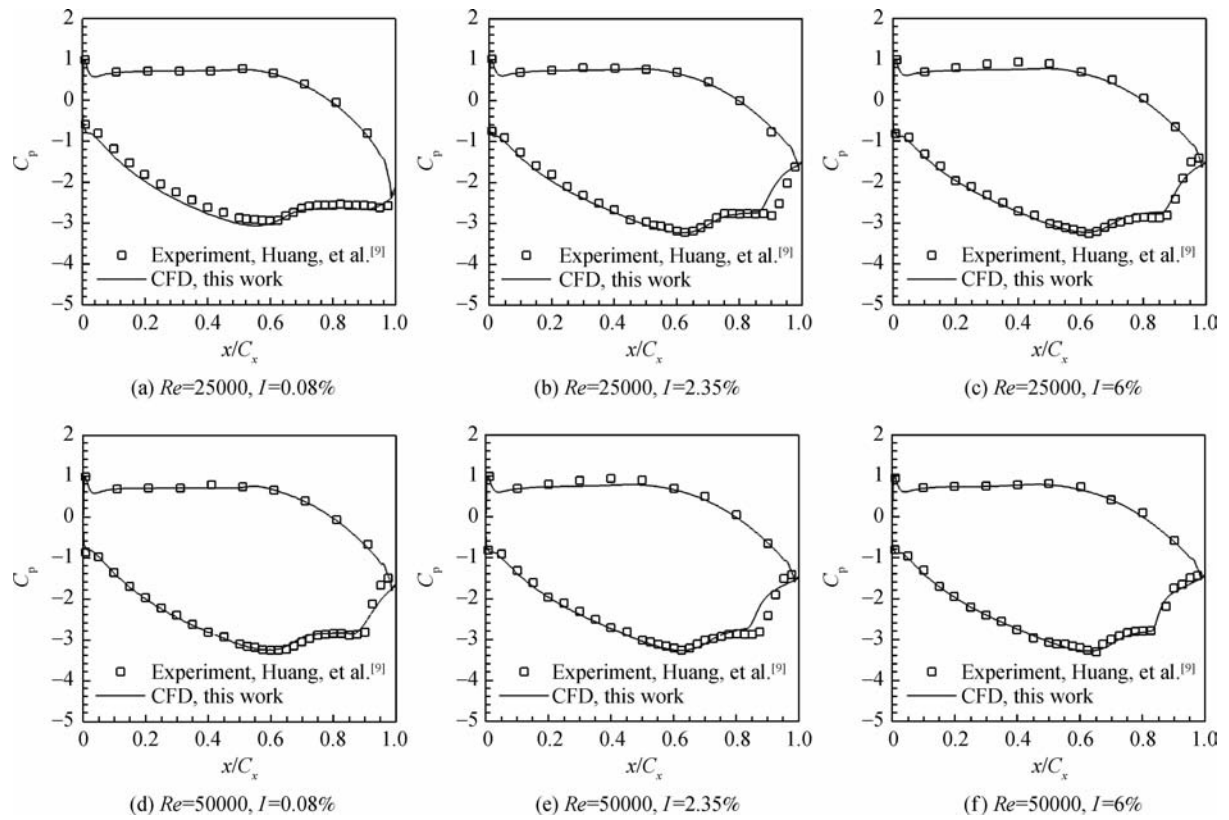


图 5 不同雷诺数和来流湍流度的静压系数分布

Fig. 5 Static pressure coefficient distribution for different Reynolds numbers and free stream turbulence intensities

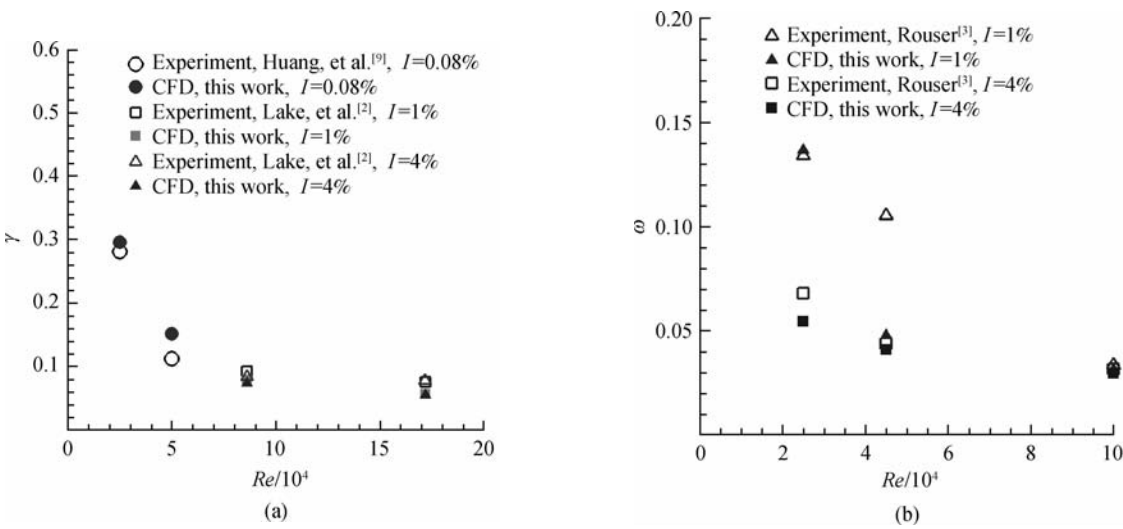


图 6 能量损失系数的数值模拟结果和实验数据的对比

Fig. 6 Comparison between the computational simulation results and experimental data of energy loss coefficient

造成的;来流湍流度为 4% 时,数值模拟结果和实验结果吻合良好.雷诺数为 100 000 时,来流湍流度为 1%,4% 时,数值和实验结果吻合良好.总体上计算结果趋势上和实验相同.

图 7 是尾缘平面的基准压力系数分布.从图 7 可以看出,雷诺数和来流湍流度增大,会增加尾缘平面的基准压力系数  $C_{pb}$  正值区域面积.结合式(2)可知, $C_{pb}$  正值说明尾缘平面静压大于出口静压, $C_{pb}$  正值区域增加有利于加速尾缘低能流体流动,减小尾迹损失.

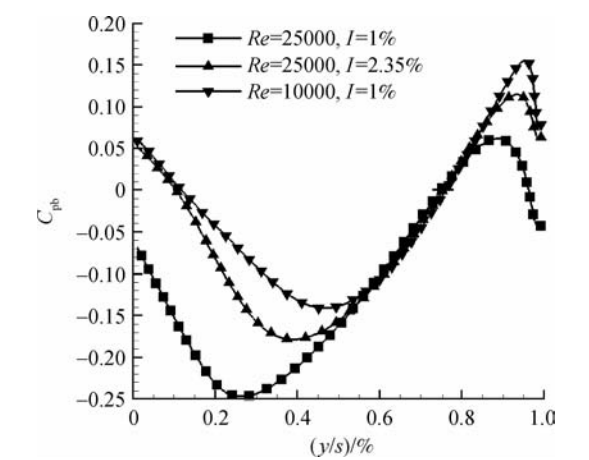


图 7 Pak-B 尾缘平面基准压力系数  
Fig. 7 Trailing edge plane normalized pressure coefficient of Pak-B

2.2 尾缘厚度对叶栅气动性能的影响

从上面的分析知道,在低雷诺数、低来流湍流度时,叶片吸力面上的流动分离严重,能量损失较大.为了控制吸力面的流动分离,改变叶片的尾缘厚度(TET),研究的尾缘厚度分别为 2.4 mm (1.7% $s$ ),4.5 mm (3.2% $s$ ),5.6 mm (4% $s$ ),6.5 mm (4.6% $s$ ),10.6 mm (7.5% $s$ ).计算选取雷诺数为 25 000,50 000,来流湍流度为 0.08%,1%,2.35% 工况进行研究.计算边界条件见表 1,表中  $Ma$  为来流马赫数.

| 表 1 计算边界条件<br>Table 1 Computational boundary conditions |           |        |              |
|---------------------------------------------------------|-----------|--------|--------------|
| 工况                                                      | $Re/10^4$ | $I/\%$ | $Ma/10^{-3}$ |
| 1                                                       | 2.5       | 0.08   | 6.85         |
| 2                                                       | 2.5       | 1      | 6.85         |
| 3                                                       | 2.5       | 2.35   | 6.85         |
| 4                                                       | 5         | 0.08   | 13.7         |
| 5                                                       | 5         | 1      | 13.7         |

图 8 是尾缘厚度对  $\gamma$  的影响.在工况 1,工况 2 和工况 4 中,随着尾缘厚度增加, $\gamma$  先下降后增加;在工况 3,工况 5 中, $\gamma$  随着尾缘厚度增加而增加.

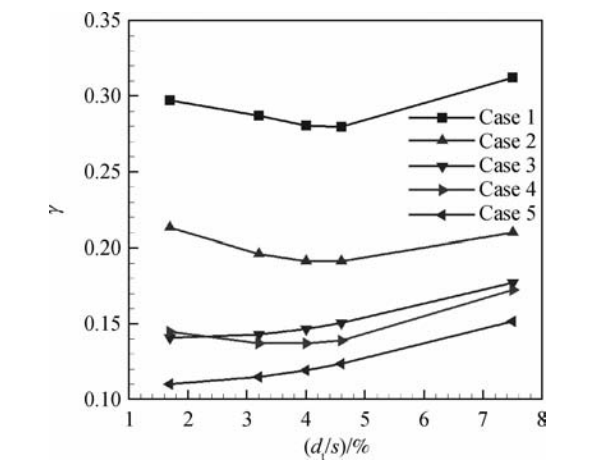


图 8 尾缘厚度对  $\gamma$  的影响  
Fig. 8 Effects of trailing edge thickness on  $\gamma$

表 2 是和标准尾缘厚度相比,尾缘厚度为 4% $s$  时基于进口速度的能量损失系数  $\gamma$  的变化.结合表 2 和图 7 可以看出,对 Pak-B 叶型,在低雷诺数(工况 1、工况 2)和低来流湍流度(工况 4)时,适当增加尾缘厚度能够降低能量损失.提高雷诺数、来流湍流度, $\gamma$  会随着尾缘厚度增加而增大.在工况 2 时,尾缘厚度增加到 4% $s$ , $\gamma$  下降 10.4%.

表 2 和标准尾缘厚度相比,尾缘厚度为 4% $s$  时叶栅的  $\gamma$  的变化  
Table 2 Changes of  $\gamma$  of the cascade with trailing edge thickness of 4% $s$  compared to that of standard trailing edge thickness

| 工况 | $\gamma$ 的变化量/% |
|----|-----------------|
| 1  | -5.6            |
| 2  | -10.4           |
| 3  | 4.3             |
| 4  | -5.3            |
| 5  | 8.1             |

图 9 是尾缘厚度对折转角随着的影响.表 3 是和标准尾缘厚度相比,尾缘厚度为 4% $s$  时折转角的变化.结合图 9 和表 3 可以看出,随着尾缘厚度的增加,折转角增大.在工况 2 时,尾缘厚度增加到 4% $s$ ,折转角增加了 1.73%.

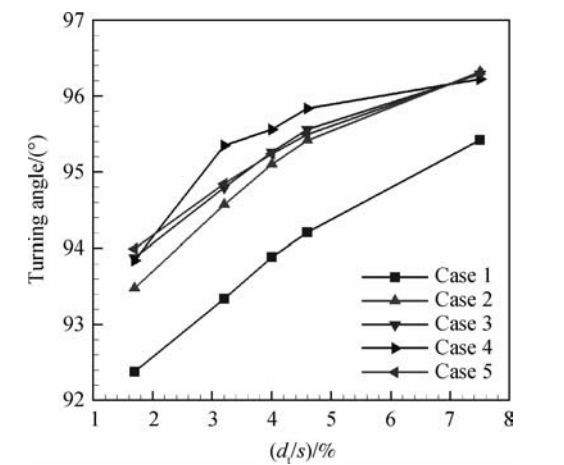


图 9 尾缘厚度对折转角的影响

Fig. 9 Effects of trailing edge thickness on turning angle

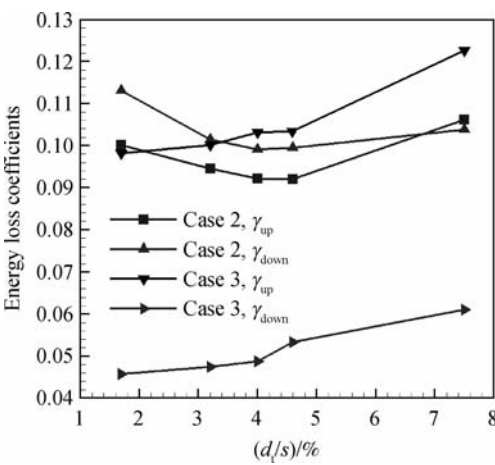


图 10 能量损失分解

Fig. 10 Energy loss break down

表 3 和标准尾缘厚度相比,尾缘厚度为 4%*s* 时叶栅折转角的变化

Table 3 Changes of turning angle of the cascade with trailing edge thickness of 4%*s* compared to that of standard trailing edge thickness

| 工况 | 转折角的变化量/% |
|----|-----------|
| 1  | 1.63      |
| 2  | 1.73      |
| 3  | 1.48      |
| 4  | 1.83      |
| 5  | 1.33      |

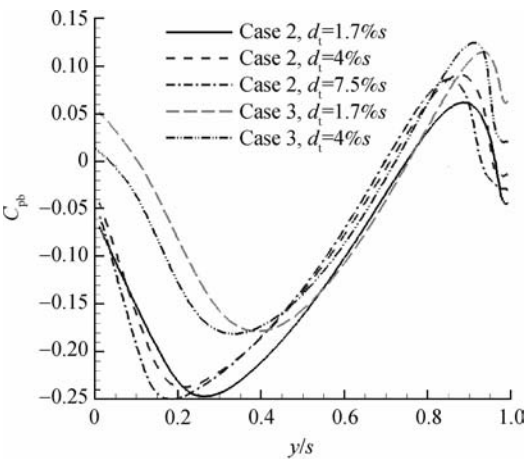


图 11 尾缘厚度对尾缘平面基准压力系数的影响

Fig. 11 Effects of trailing edge thickness on trailing edge plane normalized pressure coefficient

图 10 是能量损失分解图. 从图 10 可以看出, 工况 2 时, 随着尾缘厚度增加, 尾缘平面上游损失和下游的损失都是先减小后增加; 工况 3 时, 随着尾缘厚度增加, 尾缘平面上游损失和下游的损失都增大.

图 11 是尾缘厚度对尾缘平面基准压力系数的影响. 结合图 10 和图 11 可以看出, 工况 2 时, 适当增加尾缘厚度可以增加尾缘平面高基准压力区域面积, 进而加速尾缘后低能流体, 减小尾缘平面下游能量损失; 继续增加尾缘厚度, 尾缘平面高基准压力区域面积减小. 工况 3 时, 增加尾缘厚度会减小尾缘平面高基准压力区域面积, 增大尾缘平面下游损失.

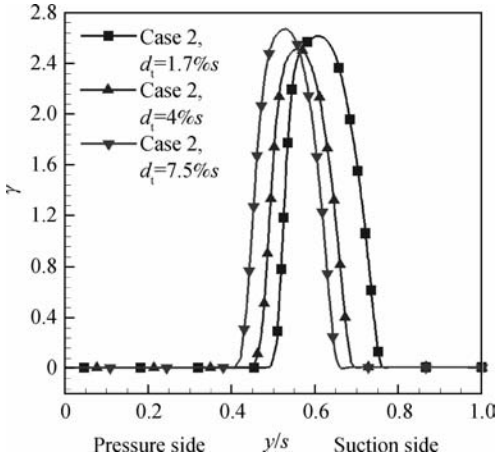


图 12 栅距方向  $\gamma$  分布

Fig. 12  $\gamma$  distribution along pitch-wise

图 12 是栅距方向  $\gamma$  分布. 从图 12 中可以看出, 工况 2 时, 随着尾缘厚度的增加, 尾迹向压力侧偏移, 折转角增大. 适当增加尾缘厚度, 尾迹宽度和  $\gamma$  的最大值减小, 尾迹损失减小. 继续增加尾缘厚度, 尾迹宽度变化不大, 但  $\gamma$  的最大值变大,

尾迹损失增大.

2.3 尾缘厚度对叶栅流动的影响

图 13 是工况 2 时,叶片表面静压分布. 图 14 是工况 2 时,速度和流线分布. 通过对比图 13 和图 14 可以看出,工况 2 时,标准尾缘厚度(1.7%*s*)叶片吸力面的分离严重,吸力面的分离泡没有再附,分离泡较大,如图 14(a). 但是增加尾缘厚度到 4%*s*,主流向尾缘压力侧偏斜,吸力面流动分离明显受到抑制,分离泡减小,尾迹减小,能量损失减小. 流动如图 14(b). 继续增加尾缘厚度到 7.5%*s*,主流继续向尾缘压力侧偏斜,吸力面的分离泡无明显变化,但尾迹增大,能量损失增大,如图 14(c). 在这个过程中,尾缘吸力侧压力降低,流速增加,吸力面分离点向下游移动或者再附点向上游移动,如图 13.

增加尾缘厚度,对损失的影响主要有 3 方面:  
①使主流发生偏转,使吸力面分离受到抑制,减小分离泡或者使分离泡下移,有减小损失的趋势;  
②减小尾缘平面高基准压力区面积,加速尾迹后

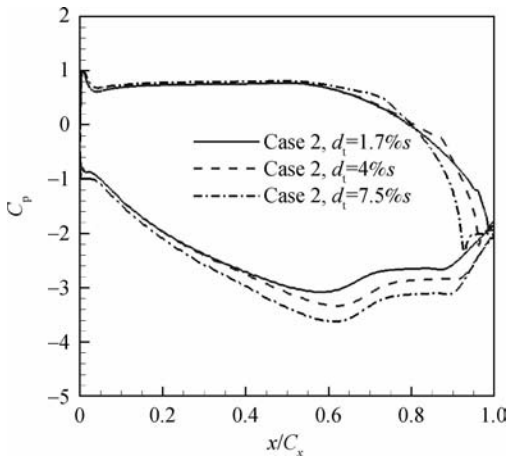


图 13 叶片表面静压分布(工况 2)  
Fig. 13 Static pressure coefficient distribution on blade surface (case 2)

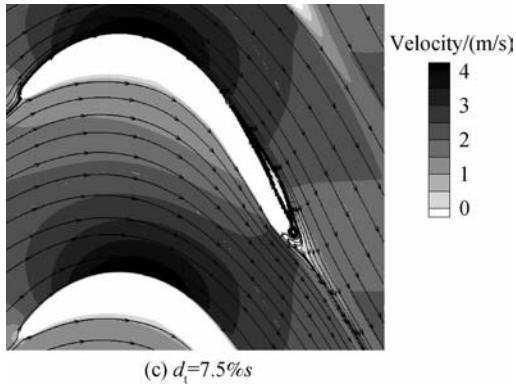
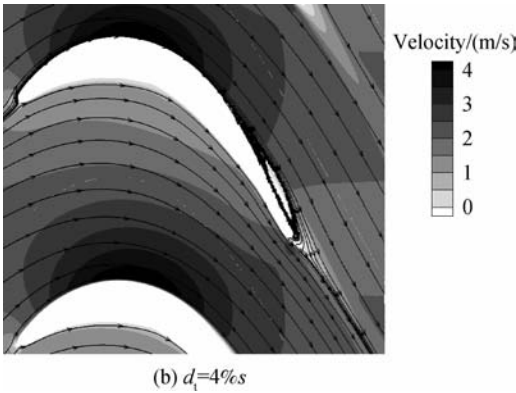
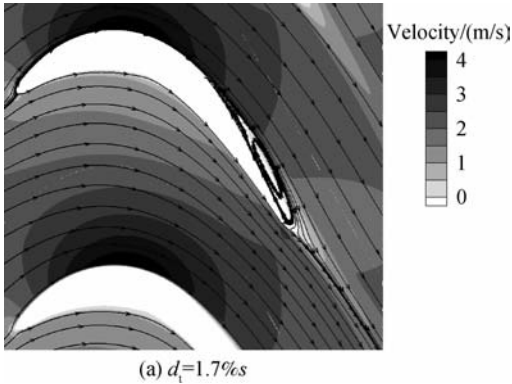


图 14 速度和流线分布(工况 2)  
Fig. 14 Velocity and streamline contour (case 2)

低能流体的能力减弱,有增大尾迹损失的趋势;  
③使尾迹增大,有增大尾缘损失的趋势. 尾缘厚度对能量损失的影响是 3 方面综合的结果.

3 栅距对叶栅气动性能的影响

在栅距不变(标准栅距)的条件下,增加尾缘厚度会减小喉部和栅距的比值,增加折转角,使主流流量减小. 增加栅距,保持主流流量不变,不同尾缘厚度对应的增加栅距大小如表 4 所示. 图 15、图 16 分别是  $\gamma$  和折转角随着尾缘厚度的变化. 表 5 是工况 2 时,和标准尾缘厚度(1.7%*s*)标准栅距相比, $\gamma$  和折转角的变化.

结合图 15、图 16 和表 5 可以看出,同一尾缘厚度条件下,和标准栅距相比,栅距增加后  $\gamma$  增加,折转角减小;随着尾缘厚度增加, $\gamma$  两者都是先减小后增加. 栅距增加后,通过增加尾缘厚度同样可以减小能量损失,增加折转角. 工况 2 时,尾缘厚度增加到 4%*s*,栅距增加了 2.2%, $\gamma$  减小 7.4%,折转角增加 1.25%. 增加尾缘厚度可以减小低稠度叶栅能量损失,增加折转角. 增加尾缘厚度可以用来发展低稠度高负荷叶片.

表 4 不同尾缘厚度对应增加的栅距大小

Table 4 Changes of pitch of corresponding to different trailing edge thickness

|      |               |               |               |               |
|------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| 尾缘厚度 | 3.2% <i>s</i> | 4% <i>s</i>   | 4.6% <i>s</i> | 7.5% <i>s</i> |
| 栅距增加 | 1.4% <i>s</i> | 2.2% <i>s</i> | 2.8% <i>s</i> | 5.3% <i>s</i> |

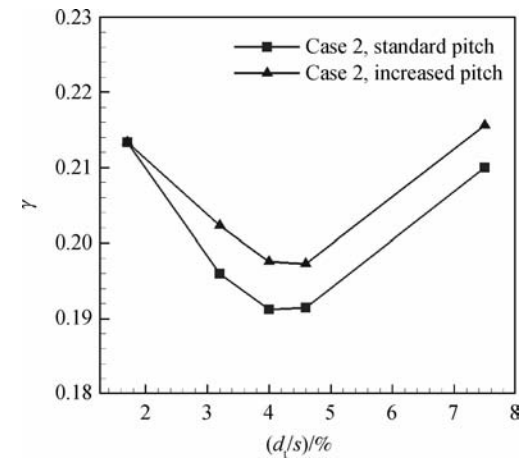


图 15  $\gamma$  随尾缘厚度的变化(工况 2)

Fig. 15  $\gamma$  varying with trailing edge thickness (case 2)

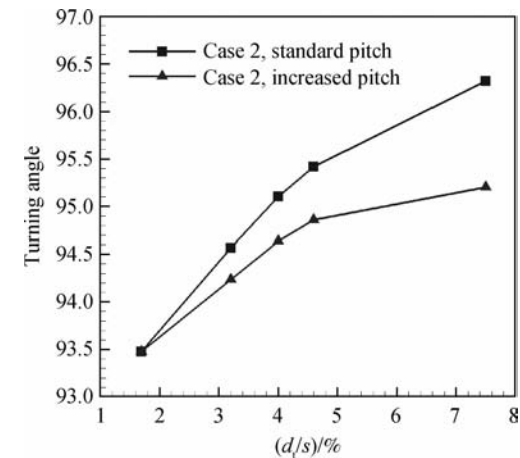


图 16 折转角随尾缘厚度的变化(工况 2)

Fig. 16 Turning angle varying with trailing edge thickness (case 2)

表 5 和标准尾缘厚度标准栅距相比,尾缘厚度为 4%*s* 时叶栅的  $\gamma$  和折转角的变化(工况 2)

Table 5 Changes of  $\gamma$  and turning angles of the cascade with trailing edge thickness of 4%*s* compared to that of the standard trailing edge thickness and standard pitch (case 2)

|      |                 |           |
|------|-----------------|-----------|
| 栅距   | $\gamma$ 的变化量/% | 折转角的变化量/% |
| 标准栅距 | -10.4           | 1.73      |
| 增加栅距 | -7.4            | 1.25      |

4 结 论

1) 在低来流湍流度、低雷诺数下,适当增加尾缘厚度能够抑制吸力面流动分离,增加尾缘平面基准压力区域面积,加速尾缘后低能流体,减小能量损失,增大折转角. 在雷诺数为 25 000,来流湍流度为 1%时,尾缘厚度从 1.7%*s* 增加到 4%*s*,  $\gamma$  减小了 10.4%,折转角增加了 1.73%.

2) 增加尾缘厚度,对损失的影响主要有 3 方面:①使主流发生偏转,使吸力面分离受到抑制,减小分离泡或者使分离泡下移,有减小损失的趋势;②减小尾缘平面高基准压力区面积,加速尾迹后低能流体的能力减弱,有增大尾迹损失的趋势;③使尾迹增大,有增大尾缘后的掺混损失的趋势. 尾缘厚度对能量损失的影响是 3 方面综合的结果.

3) 增加尾缘厚度会减小主流流量. 增加栅距,会使  $\gamma$  增大,折转角减小. 增加尾缘厚度可以减小低稠度叶栅能量损失,增大折转角. 通过增加尾缘厚度可以发展低稠度高负荷叶栅.

4) 在低压涡轮叶型设计的时候需要综合考虑尾缘厚度对流动和损失的影响. 尾缘厚度影响低压涡轮吸力面流动分离、尾迹损失和出口气流角;增加尾缘厚度不一定会增加损失,在一些情况下还会减小损失.

参考文献:

[1] LIU Xiaomin,ZHOU Haiyang. Numerical investigations of flow separation control for a low pressure turbine blade using steady and pulsed vortex generator jets[R]. ASME Paper 2010-GT-22587,2010.

[2] Lake J P,King P I,Rivir R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and V-grooves[J]. AIAA 2000-0738,2000.

[3] Rouser K P. Use of dimples to suppress boundary layer separation on a low pressure turbine blade[D]. Ohio,US: Air Force Institute of Technology,2002.

[4] 张波,李伟,杜强,等. U 型槽对高负荷低压涡轮叶型攻角特性影响[J]. 航空动力学报,2012,27(7):1503-1510. ZHANG Bo,LI Wei,DU Qiang,et al. Effect of U-grooves on high lift low pressure turbine profile's incidence characteristics[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(7): 1503-1510. (in Chinese)

[5] 张波,李伟,卢新根,等. 变工况下超高负荷低压涡轮叶片边界层被动控制[J]. 航空动力学报,2012,27(12):2805-2813. ZHANG Bo,LI Wei,LU Xingen,et al. Ultra-high-lift low pressure turbine blade boundary layer passive control in

different flow conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(12):2805-2813. (in Chinese)

[ 6 ] 杨林,乔渭阳,母忠强,等. 基于表面“凹槽”与“陷窝”技术的低雷诺数涡轮流动损失控制[J]. 航空动力学报, 2013,28(4):893-902.

YANG Lin, QIAO Weiyang, MU Zhongqiang, et al. Flow loss control of turbine based on “groove” and “dimple” technology with low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(4):893-902. (in Chinese)

[ 7 ] 张军胜,乔渭阳,孙大伟. 基于 Gurney 襟翼的低压涡轮叶栅流动控制实验[J]. 航空动力学报, 2009,24(5):1129-1135.

ZHANG Junsheng, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Experiment on flow control using Gurney-flaps for a low-pressure turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(5):1129-1135. (in Chinese)

[ 8 ] CHEN Pingping, QIAO Weiyang, LUO Hualing. Investigation of low solidity LP turbine cascade with flow control; Part 2 passive flow control using Gurney-flap[R]. ASME Paper 2010-GT-22330, 2010.

[ 9 ] Huang J, Corke T C, Thomas F O. Unsteady plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades[J]. AIAA Journal, 2006,44(7):1477-1487

[10] 罗华玲,乔渭阳,许开富. 射流襟翼-低压涡轮叶栅主动流动控制数值研究[J]. 航空动力学报, 2008,23(2):347-354.

LUO Hualing, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Numerical study of active flow control using jet-flap for a low pressure turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(2):347-354. (in Chinese)

[11] CHEN Pingping, QIAO Weiyang, LUO Hualing, et al. Investigation of low solidity LP turbine cascade with flow control; Part 1 active flow control using jet-flap[R]. ASME Paper 2010-GT-22328, 2010.

[12] 伊进宝,乔渭阳,孙大伟. 低压涡轮叶栅流动分离主动控制实验研究[J]. 航空学报, 2007,28(5):1055-1061.

YI Jinbao, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Experimental investigation of active control of flow separation at low-pressure turbine cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(5):1055-1061. (in Chinese)

[13] Curtis E M, Hodson H P, Baniaghbal M R, et al. Development of blade profiles for low-pressure turbine applications[J]. Journal of Turbomachinery, 1997,119(3):531-538.

[14] Denton J D, Xu L. The trailing edge loss of transonic turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1990,112(2):277-285.

[15] Roberts Q D H. The trailing edge loss of subsonic turbine blades[D]. Cambridge, UK; University of Cambridge, 1998.

[16] Zhou C, Hodson H, Himmel C. The effects of trailing edge thickness on the losses of ultra-high lift LP turbine blades[R]. ASME Paper 2013-GT-94029, 2013.

[17] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables; Part I model formulation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006,128(3):413-422.

[18] Langtry R B, Menter F R, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables; Part II test cases and industrial applications[J]. Journal of Turbomachinery, 2006,128(3):423-434.

(编辑:陈 越)