

风力机桨叶气膜加热的数值研究

于静梅, 于妍鸿, 刘盼盼, 符春田

(辽宁工程技术大学 机械工程学院, 辽宁 阜新 123000)

摘 要: 结合现有燃气轮机气膜冷却成果, 提出一种气膜加热防冰理论。基于控制容积法, 针对 NACA63(2)-215 翼型, 采用 Realizable $k-\varepsilon$ 紊流模型, 桨叶气膜孔出射角 90° , 对风力机桨叶三维流场进行详细的数值模拟。分析了气膜加热的基本原理, 总结了不同攻角下翼型前缘、升力面和压力面气膜的流动特性、传热特性和加热有效度。研究表明: 又排布置气膜覆盖效果相对好于顺排布置; 攻角是影响气膜的流动和传热特性重要因素之一; 翼型壁面换热峰值位于气膜孔附近, 并随着攻角的变化, 吸力面和压力面的流动特性呈非单调性变化; 当攻角为 5° 时, 3 个射流近孔区域都能形成较好的热气覆盖效果, 吸力面与压力面的气膜加热有效度基本相同, 加热效果相对较好。模拟结果与实验研究进行对比, 两者变化趋势基本一致。

关键词: 气膜加热; 数值模拟; 攻角; 气膜加热有效度

中图分类号: TK83

文献标识码: A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2015.03.039

引 言

随着能源的急需, 越来越多的风力机建在北部较寒冷或高海拔地区, 因此桨叶片在遇到低温湿冷空气时都有不同程度的结冰现象, 结冰严重处, 出现桨叶翼型形状改变, 升力减小, 阻力增大, 发电效率降低等情况。

目前, 对于风力机组桨叶的防、除冰存在如下几种解决方法^[1]: 人工手动除冰方法, 但是需要停机处理, 除冰效率低, 操作危险系数高; 疏水涂料除冰, 通过石墨对水的不浸润性, 使水滴不能停留在桨叶表面, 但涂料在温度较低时, 完全失效; 膨胀管除冰^[2], 操作简单, 成本低, 但影响叶片的气动效率, 且噪声大, 难以维护; 电加热方法除冰, 有内部加热或外部加热, 但成本较高, 容易引雷, 危害桨叶的安全; 微波除冰法, 由于桨叶与覆冰对微波能量吸收率极低, 使得大部分能量仅用于融化界面处的覆冰。

所以, 目前还没有成熟的技术应用于风力机组桨叶防、除冰, 对于风力机桨叶结冰, 一般都采取停机处理, 这影响电网系统的稳定运行。因此, 能够有效防止风机桨叶结冰, 对于风机发电系统来讲很重要。

本研究提出一种全新的气膜加热防冰理论。在风力机桨叶前缘结冰严重处, 设置 3 排气孔, 在风力机内腔通过加热装置, 把空气加热, 并通过 3 排气孔喷射出来, 与来流冷空气相互掺混卷吸, 在前缘形成热气膜, 以防止或除去已结的冰方法。相比以往桨叶防冰, 气膜防冰具有加热速度快, 加热均匀, 对叶片寿命损伤小, 不需要改变叶片本体形状, 具有安全、可靠等优点。

1 气膜防冰机制

结合现有燃气轮机气膜冷却的成果^[3-9], 把气膜应用到风力机桨叶防冰上。实验在密闭的风洞中进行, 实验装置系统如图 1 所示。射流气体与热气腔相连, 气体经空气压缩机以一定速度、压力、温度从桨叶喷射孔喷射出来。而主流气体通过鼓风机, 把气体冷却、扩散稳定打入实验段, 再通过 CCD(电荷耦合器件) 相机拍摄气膜的温度和风速, 将数据导入计算机后, 与 Fluent 模拟结果进行对比, 先进行数值模拟后进行实验。

2 物理模型

2.1 几何模型

针对翼型 NACA63(2)-215, 在翼型前缘、升力

收稿日期: 2014-05-14; 修订日期: 2014-07-22

基金项目: 国际自然科学基金资助项目(51104083)

作者简介: 于静梅(1973-), 女, 吉林桦甸人, 辽宁工程技术大学副教授, 硕士生导师。

面、阻力面各布置 1 排气膜孔,孔径 $D = 4 \text{ mm}$,入射角 90° ,翼型计算模型如图 2 所示。

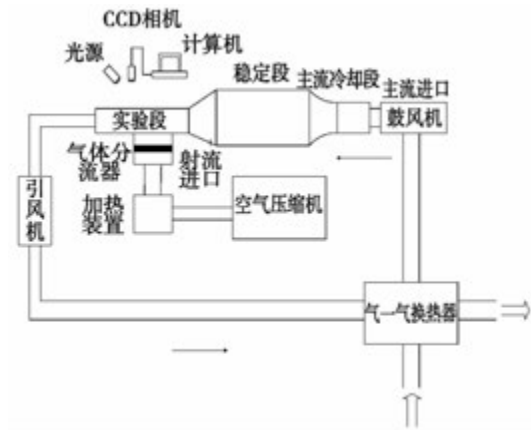


图 1 实验装置系统

Fig. 1 A test device system

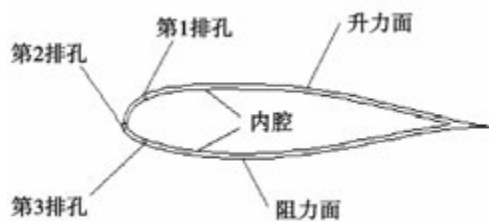


图 2 翼型计算模型

Fig. 2 A model for calculating airfoils

2.2 网格划分

整个计算域采用分块结构网格,根据不同区域网格疏密程度划分不同网格^[10],整个计算区域网格总数为 48 万左右,小孔采取顺排或叉排布置,每排分别布置 3 个或 4 个气膜小孔,翼型前缘网格如图 3 - 图 4 所示。

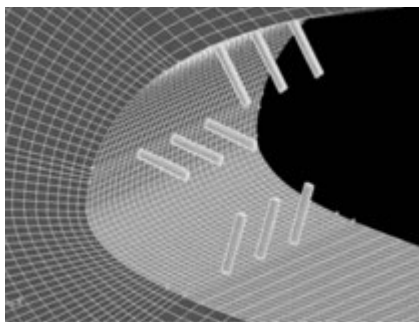


图 3 气膜孔顺排布置

Fig. 3 Gas film hole layout in a line

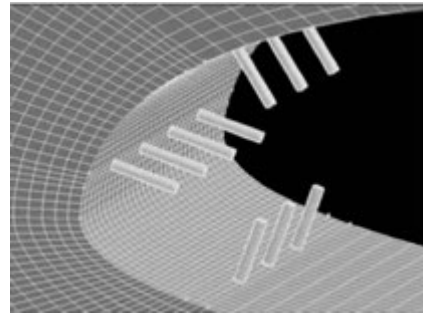


图 4 气膜孔叉排布置

Fig. 4 Gas film hole layout

3 数值计算方法

计算过程采用涡黏模式的低雷诺数 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,计算量小,稳定性高,结合压力校正 SIM-
PLEC(压力校正法)算法,基于有限容积的求解器,黏性项的离散项为中心差分,对流项为二阶迎风,收敛精度 10^{-6} ,通用控制方程如式(1)所示。

$$\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} + \text{div}(\rho u\varphi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\varphi) + s \quad (1)$$

式中: φ —广义变量; Γ —相应于 φ 的广义扩散系; s — φ 对应的广义源项,在源项 s 中考虑了离心力、哥氏力和浮升力的影响。

气膜加热有效度是衡量不同攻角时气膜加热效果的重要参数^[11-13],其定义为:

$$\eta = \frac{T_1 - T_2}{T_1 - T_3} \quad (2)$$

式中: T_1 —主流温度, K; T_2 —绝热壁面温度, K; T_3 —射流温度, K。

影响气膜加热有效度的因素很多,其中吹风比是重要的影响因素之一,其定义为:

$$M = \frac{\rho_f \cdot V_f}{\rho_m \cdot V_m} \quad (3)$$

式中: ρ_f 、 V_f 、 ρ_m 、 V_m —射流密度(kg/m^3)、射流速度(m/s)、主流密度(kg/m^3)和主流速度(m/s),射流密度与主流密度非常接近,近似成 $\rho_f/\rho_m \approx 1$ 。

4 结果分析

4.1 气膜孔排列方式对温度场的影响

为了更好地分析射流与主流相互作用时的传热特性^[14-15],将射流温度加热到 333 K,以 5 m/s 的速度喷射,主流速度 10 m/s,温度设定为 253 K,模拟

攻角 5° 时,整个叶片气膜孔顺排布置和叉排布置时和升力面的温度分布情况,如图5所示。

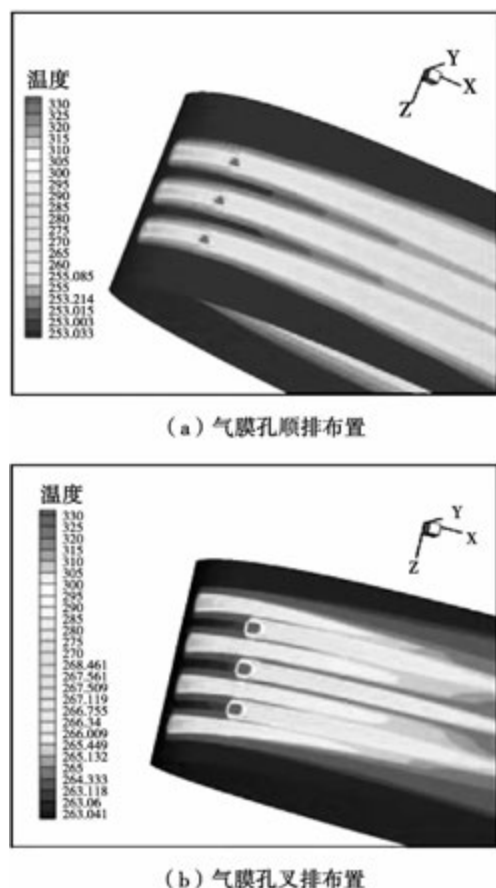


图5 温度分布云图(K)

Fig. 5 Temperature distribution atlas(K)

图5给出叶片升力面的温度分布云图,在吹风比 $M=0.5$ 的条件下,主流在碰到射流气柱后,不断掺混,温度有缓慢减小的趋势,射流孔附近形成了温度峰值,当气膜偏离小孔附近时,整体温度逐渐下降,并且将周围低温气流卷入高温射流区,高温射流逐渐向下游发展,几乎覆盖了整个低温区域。当气膜孔采取顺排布置时,所形成的气膜覆盖区域没有叉排布置的区域大,且顺排布置气膜孔间热量覆盖区域很小存在加热死区,叉排布置却避免了加热死区的存在,使有效热气膜温度场能够连续覆盖在翼型壁面表面。所以,顺排布置在有效热气膜覆盖效果方面相比叉排布置效果差一些。

4.2 攻角对温度的影响

为了更好分析翼型前缘温度分布情况,模拟了攻角分别为 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 5^\circ$ 和 0° 时,图6为翼型 z 截面温度分布等值线图。

由图6可以看出,当攻角不同时,在翼型前缘所形成气膜的位置和均匀程度也不同,主要受第2排气膜孔影响。(1) 当攻角 $\alpha = 10^\circ$ 时,第1排气孔形成的气膜在吸力面,气膜孔附近加热区温度达到330 K,但是沿着弦长方向气膜逐渐变薄、温度逐渐降低;第2排气膜与第1排气膜在吸力面发生卷吸掺混,使两排气膜孔之间形成的气膜范围变大,温度变高,两孔间的气膜温度不低于320 K;第3排气膜孔形成的气膜在压力面,第2与第3排气膜孔所形成气膜存在加热死区,使两孔之间才253 K左右,这对于防止风力机前缘附近结冰是不允许的;(2) 当攻角 $\alpha = 5^\circ$ 时,可以明显看出第2排气膜在第1排与第3排气膜之间均形成明显、均匀的气膜,孔间气膜温度明显高于环境温度;(3) 当攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,第2排气膜在压力面,与压力面气膜孔形成干涉,孔间气膜温度升高,第1排与第2排气膜孔间没有形成气膜;当攻角 $\alpha = -5^\circ$ 时,3排孔间均形成气膜,孔间气膜温度在300 K左右;(4) 当 $\alpha = -10^\circ$ 时,第2排气膜孔偏于压力面,第1排气膜形成明显孔柱,此时主流受攻角影响,与第1排气膜孔未发生卷吸掺混,但是在升力面射流孔附近出现反向漩涡,射流中心远离壁面,增强了主流与射流的掺混。

因此,攻角对气膜影响很明显,直接决定第2排气膜在吸力面还是压力面,当攻角为 5° 或 -5° 时,3排射流孔孔间区域均能形成较好的热气覆盖效果。

4.3 攻角对气膜加热有效度的影响

气膜加热有效度的大小直接反映射流的加热效果,图7给出不同攻角下,第1排、第3排的气膜出口下游的气膜加热有效度。由图7可以看出,随着前缘第2排气膜孔出口距离的增大,第1排、第3排气膜孔的气膜加热有效度 η 总体趋势逐渐降低,但在孔口处最大。攻角从 10° 到 5° 时,第1排气膜孔的 η 平缓减小,而当攻角从 0° 到 -10° 时,气膜加热有效度 η 主要受第2排气膜孔影响,因为此时气膜主要在压力面,与第3排气膜孔发生气膜干涉导致气膜加热有效度 η 先增加后减小。当攻角为 10° 时效率 η 变化比较急剧,而当攻角逐渐减小时 η 变化先平缓后逐渐减低。所以,攻角对效率气膜加热有 η 影响很大,并且第1排气膜孔的加热效果不如第3排气膜孔好。而攻角为 5° 时,气膜加热效果相对较好。因此,当攻角较大、较小时,第2排气膜孔形成的气膜在吸力面或压力面发生气膜干涉导致效率气膜加热有 η 先增加后减小,第3排的气膜加热有效

度 η 整体趋势较第 1 排气膜高。

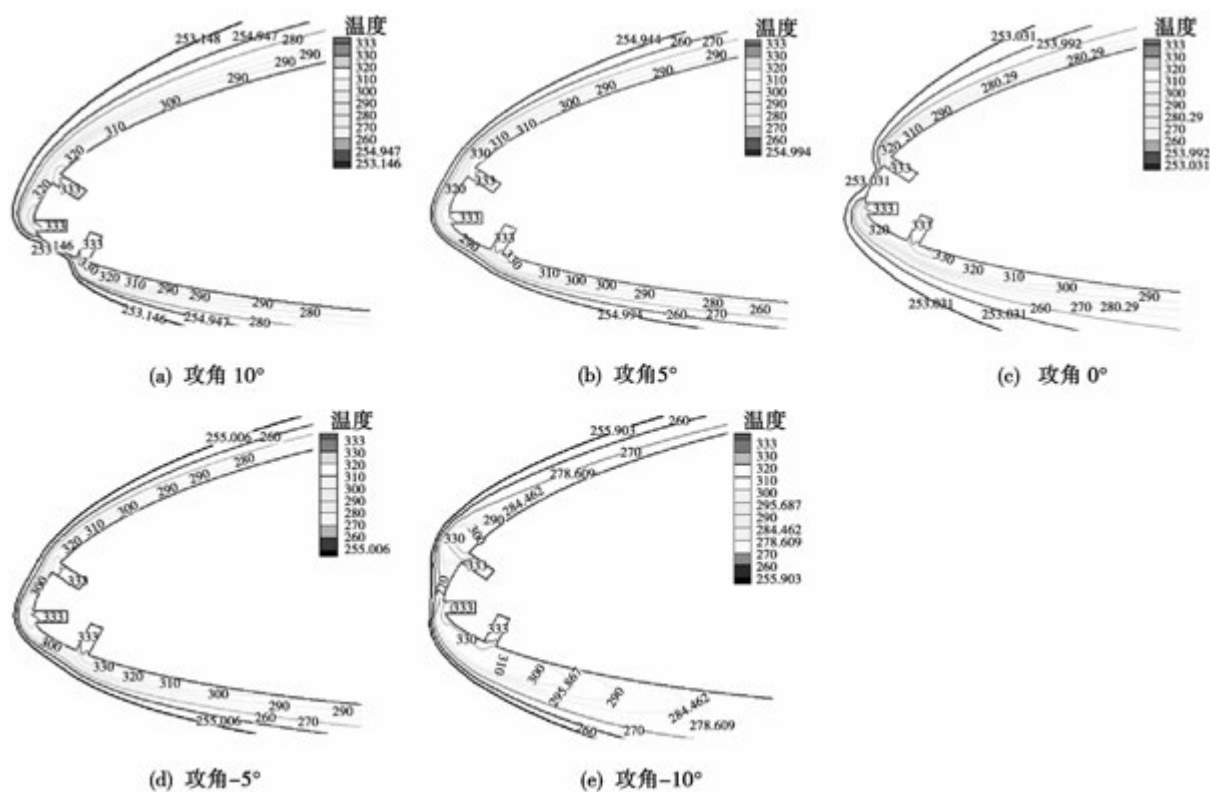


图 6 不同攻角的温度等值线(K)

Fig. 6 The temperature isoline in different attack angles(K)

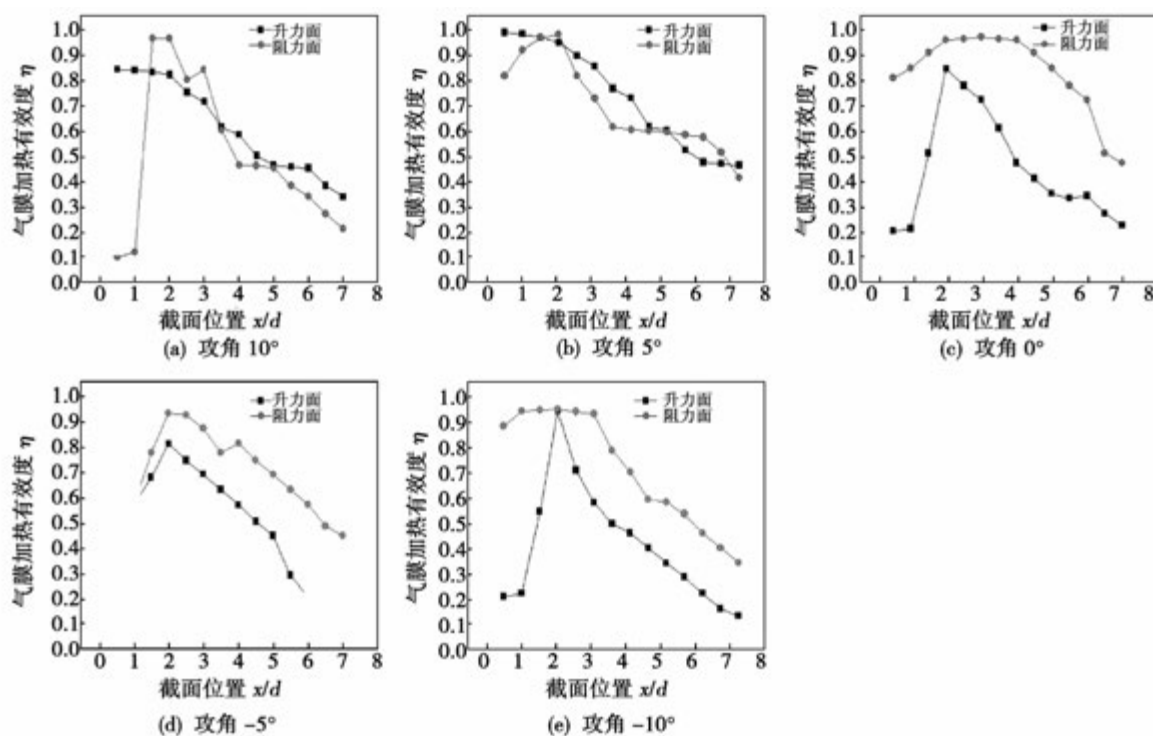


图 7 不同攻角时气膜加热有效度

Fig. 7 The effectivity of gas film heat in different attack angles

5 实验分析

5.1 实验参数

实验在辽宁工程技术大学动力工程实验室进行。实验台在密闭的风洞中,四周完全密封、采取绝热措施,以减少热损失对实验的影响,风力机桨叶模型采用空心玻璃钢制成,为了便于观察整个实验段由有机玻璃制成。桨叶几何参数如表1所示。

表1 桨叶的几何参数

Tab.1 The geometric parameters of paddle blade

参 数	数值
气膜孔直径 d/mm	4
倾向角 $\alpha/(\circ)$	90
展向间距 P/d	9
翼型弦长 c/mm	1 000

5.2 实验方法

实验中分别把主流和射流的流量、吹风比固定好,然后把主流气体冷却到 253 K,射流气体温度加热到 333 K,等到温度稳定后,主流空气通过鼓风机打入实验段,射流通过空气压缩机打入实验段,等到温度、压力、流速稳定后,记录实验数据。然后逐渐改变桨叶片的攻角,分别为 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 5^\circ$ 和 0° ,再等到温度、压力、流速稳定后,记录实验数据,这样一个过程结束后分别重复上述过程并记录实验数据。

5.3 实验结果

通过实验数据给出风力机在不同攻角 α 下桨叶升力面和阻力面的气膜加热有效度,如图8和图9所示。

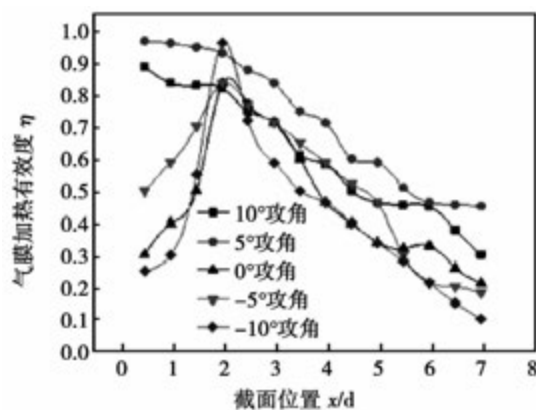


图8 机翼升力面的气膜加热有效度

Fig.8 The effectivity of gas film heat in wing lifting surface

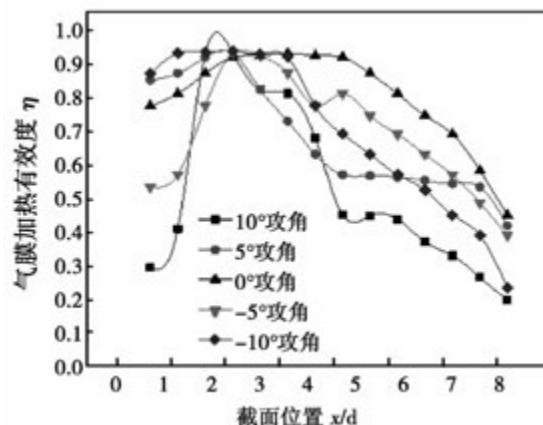


图9 机翼阻力面的气膜加热有效度

Fig.9 The effectivity of gas film heat in wing resistance surface

为验证实验的计算结果,图8、图9给出了升力面和压力面的气膜加热有效度,通过实验数据与模拟结果进行对比,发现两者变化趋势基本一致,说明采用数值计算方法可以较好地模拟不同攻角对风力机气膜孔的传热问题。

6 结 论

本研究通过 fluent 软件,针对不同攻角,对三维紊动射流进行详细的数值模拟,得出结论:

(1) 通过设置3排小孔,能很好改善前缘流场的分布,并且在升力面、阻力面和前缘都能形成良好的气膜,相对较高的温度场能防止低温湿冷空气在叶片表面结冰。

(2) 通过气膜孔的布置方式不同,发现叉排布置比顺排布置覆盖区域大,避免加热死区存在,能很好改善前缘有效热气膜的覆盖。

(3) 通过对不同攻角的数值模拟发现,攻角不同时,气膜的流动特性和温度分布也不同。当攻角 $\alpha = \pm 5^\circ$ 时,在吸力面、压力面和前缘形成的气膜相对均匀,加热区域大,温度相对较高。

(4) 气膜加热有效度 η 随着距离气膜孔出口距离的增大,整体趋势减小。但是受攻角影响,当攻角 $\alpha = 5^\circ$ 时,气膜加热有效度 η 相对较高。

(5) 通过实验数据分析得到气膜加热有效度,与数值模拟对比,变化趋势基本相同,使得数值模拟更具说服力。

参考文献:

- [1] 周文明,代海涛.一种具有防/除冰功能的风力机叶片[P].中国,102562487A.2006-01.
ZHOU Wen-ming, DAI Hai-tao. The one which has the function of anti/deicing wind turbine blades [P]. China, 102562487A. 2006-01.
- [2] 庄恒东,黄辉秀,徐 阳.风机叶片防冰、除冰方案探讨[J].科技创新导报,2013,22(8):97-98.
ZHUANG He-dong, HUANG Hui-xiu, XU Yang. Fan blade deicing and deicing scheme [J]. Science and technology innovation herald is discussed in this paper. 2013, 22(8):97-98.
- [3] ALI ROZATI, DANESH K TAFTI. Large-eddy simulation of leading edge film cooling: analysis of flow structures, effectiveness, and heat transfer coefficient [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2008, 29: 1-17.
- [4] 张永利,吕 由.风力机叶片绕流的数值模拟研究[D].阜新:辽宁工程技术大学,2010.
ZHANG Yong-li, LV You. Numerical simulation of wind turbine blade flow around research [D]. Fu Xin: Liaoning engineering technology university, 2010.
- [5] 李文华,陈 扬.水平轴风力机翼型外部流场的数值模拟与流动特性分析研究[D].阜新:辽宁工程技术大学,2010.
LI Wen-hua, CHEN Yang. Horizontal axis wind airfoil flow characteristics and the external flow field numerical simulation analysis and research [D]. Fu Xin: Liaoning engineering technology university, 2010.
- [6] 安柏涛,刘建军,蒋洪德.空冷透平静叶气膜冷却数值研究[J].工程热物理学报.2005,26(3):405-408.
AN Bo-tao, LIU Jin-jun, JIANG Hong-de. Air cooling through calm film cooling numerical study [J]. Journal of engineering thermal physics. 2005, 26(3):405-408
- [7] 刘存良,朱惠人,白江涛.收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J].航空动力学报,2008,23(4):512-517.
LIU Cun-liang, ZHU Hui-ren, BAI Jiang-tao. Contract-improve the gas film cooling with holes on the expansion form [J]. Journal of air power, 2008, 23(4):512-517.
- [8] 韩振兴,宋永洁,刘 石.吹风比对气膜冷却效率影响的实验研究[J].航空学报.2004,25(6):551-555.
HAN Zhen-xing, MO Yong-jie, LIU Shi. Blowing ratio on the film cooling efficiency of the experimental study [J]. Journal of aviation. 2004, 25(6):551-555.
- [9] 郭婷婷,李少华,徐 忠.横向紊动射流场结构的数值模拟分析[J].中国电力工程学报,2003,23(7):191-195.
GUO Ting-ting, LI Shao-hua, XU Zhong. Horizontal turbulent jet flow field of the structure of the numerical analysis [J]. Proceedings of the csee, 2003, 23(7):191-195.
- [10] 刘江涛,吴海玲,陶涛等.斜孔气膜冷却数值模拟分析[J].工程热物理学报,2004,25(6):1034-1036.
LIU Jiang-tao, WU Hai-ling, TaoTao, et al. Oblique holes film cooling numerical simulation [J]. Journal of engineering thermal physics, 2004, 25(6):1034-1036.
- [11] 李少华,宋东辉,刘建红,等.不同孔型平板气膜冷却的数值模拟[J].中国电机工程学报,2006,26(17):112-116.
LI Shao-hua, SONG Dong-hui, LIU Jian-gong, et al. Numerical simulation of different groove plate film cooling [J]. Proceedings of the csee, 2006, 26(17):112-116.
- [12] 戴 萍,林 枫.气膜孔形状对冷却效率影响的数值研究[J].动力工程,2009,29(2):117-122.
DAI Ping, LIN Feng. The influence of gas film hole shape on the cooling
- [13] 刘高文,刘松龄,许都纯,等.涡轮叶栅前缘上游端壁气膜冷却的流场实验研究[J].航空动力学报,2001,16(2):135-141.
LIU Gao-wen, LIU Song-ling, XU Du-chun, et al. Gas turbine Ye Shan front upper side wall film cooling flow field experimental research [J]. Journal of air power, 2001, 16(2):135-141.
- [14] 何立明,蒋永健,康 强,朱 艳.利用上游斜坡改善气膜冷却效率的数值研究[J].推进技术,2009,30(1):9-13.
HE Li-ming, JIANG Yong-jian, KANG Qiang, ZHU Yan, et al. Use of upstream slope of numerical studies to improve the efficiency of the gas film cooling [J]. Journal of propulsion technology, 2009, 30(1):9-13.
- [15] 张小英,王先炜.比较研究多种气膜冷却模型的冷却效果[J].航空动力学报,2002,17(4):475-479.
ZHANG Xiao-ying, WANG Xian-wei. Comparative study on the cooling effect of a variety of film cooling model [J]. Journal of air power, 2002, 17(4):475-479.

(姜雪梅 编辑)

Post Code: 150001) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2015,30(3) . -455 -459

In combination with the heat transfer and hydrodynamics fundamentals, established was a mathematical model for supercharged boiler superheaters and the differential method was used to discretize the model in question. On this basis, a simulation model was also verified by utilizing the test data. Afterwards, a performance simulation program for small-sized supercharged boiler superheaters was prepared. The distributions of relative parameters of steam, flue gases and tube walls in a space were obtained, therefore, offering a method and approach for evaluating the optimized design and safe operation of a superheater. **Key Words:** supercharged boiler, superheater, evaluation method

风力机桨叶气膜加热的数值研究 = **Numerical Study of the Air-film Heating of the Blades of a Wind Turbine** [刊, 汉] YU Jing-mei, YU Yan-hong, LIU Pan-pan, FU Chun-tian (School of Mechanical Engineering, Liaoning Technical University, Fuxin, China, Post Code: 123000) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2015,30(3) . -460 -465

On the basis of the currently available gas turbine air-film cooling achievements, proposed was an air-film heating ice-prevention theory. Based on the control volumetric method, for a NACA63(2) -215 airfoil and by using the Realizable $k - \varepsilon$ turbulent flow model, a numerical simulation of the three-dimensional flow field in the blades of a wind turbine at an emergence angle of 90 degrees was performed. The fundamentals of the air-film heating was described and the flow characteristics, heat transfer characteristics and heating effective degree of the air film at the leading edge, lift and pressure surface of the aerofoil were summarized. It has been found that the air-film covering effectiveness achieved when the air film holes are in the staggered arrangement is relatively better than that when the air film holes are in the line arrangement. The attack angle is regarded as an important factor influencing the air-film flow and heat transfer characteristics. The peak value of the heat exchange on the wall surface of the aerofoil is located at places close to the air-film holes and with a change in the attack angle, the flow characteristics of the suction and pressure surface will assume a non-monotone change. When the emergence angle is set at 5 degrees, all the three zones nearing the jet flow holes can achieve relatively good heating air coverage effectiveness and the air-film heating effective degrees of the suction and pressure surface are basically identical, thus, the heating effectiveness is relatively good. When the simulation results are compared with those of the experimental study, both variation tendencies are basically in agreement. **Key Words:** air-film heating, numerical simulation, attack angle, air-film heating effective degree