doi:10.16018/j.cnki.cn32-1650/n.202504003

微型沟槽对翼型叶片性能影响的数值模拟研究

夏开金,李奇贺
(南京师范大学 能源与机械工程学院,江苏 南京 210023)

摘要:为研究微型沟槽对翼型叶片性能的影响效果,在叶片表面设计宽高比为1且无间隔的微型沟槽,并进行数值模拟计算,探究微型沟槽随来流速度变化和设计位置不同的减阻规律。结果表明:在来流速度为10~50 m/s时,相比于光滑翼型表面,微型沟槽叶片在沟槽位于叶片中段、宽高均为0.5 mm、来流速度为20 m/s时减阻效果最好,最高减阻率为13.95%。

关键词:微型沟槽叶片;翼型;减阻;流体;数值模拟
中图分类号:V211.3 **文献标志码**:A **文章编号**:1671-5322(2025)04-0013-08

在当前离心风机的设计领域,合理设计叶片可减少叶片阻力,提高工作效率。在减阻技术的早期探索中,研究者普遍遵循着一个假设,即减小物体表面的粗糙度可以降低摩擦阻力,从而实现减阻[1]。因此,在叶片表面设计微型沟槽,改变叶片结构,是提高叶轮机械工作效率的重要手段[2]。

微型沟槽设计源于仿生学[3],来自对鲨鱼等生物表皮的研究[4-6]。研究者对鲨鱼表皮进行提取和分析,通过模拟不同形状和尺寸的脊状表面,研究减阻效果[7-8]。戎瑞等[9]采用数值计算方法,在NACA0018翼型上布置脊状结构,分析脊状结构对翼型边界层速度分布和尾迹速度分布的影响;Hou等[10]对梯型结构的脊状表面进行了测试,发现其摩擦阻力降低了6.1%;Ng等[11]运用直接数值模拟(direct numerical simulation ,DNS)的方法,对比了V型沟槽与刀刃型沟槽的流场,结果显示刀刃型沟槽的减阻量比V型沟槽高出3%。

Ghazali等[12]通过模拟研究了脊状表面在汽车减阻上的应用,发现其减阻率可达9.51%;Chamorro等[13]把脊状表面布置在大型风力涡轮机翼型表面,并进行风洞试验,获得了约6%的减阻量;Guo等[14]在翼型吸力面布置沟槽,结果表明,布置沟槽翼型的阻力系数均小于光滑翼型,且在翼型尾缘布置沟槽的减阻效果优于前缘;宋居正等[15]将自由变形法与遗传算法结合对V型沟槽进行优化,优化后的沟槽表面减阻率提高了3.7%;Zheng等[16]将沟槽织物运用于赛道自行车运动员的上臂,发现当流速大于17 m/s时,上臂的沟槽织物可以降低7%的风阻。

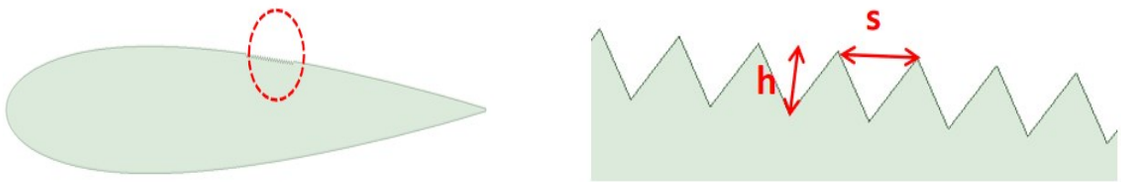
为研究微型沟槽对于翼型叶片的减阻效果,本文选取NACA0012翼型叶片作为研究载体,采用二维数值模拟方法对沟槽翼型表面的流场展开计算,探究其减阻特性及内在机理。

1 几何模型

取弦长c=100 mm的NACA0012二维翼型叶片,在叶片吸力面上布置沟槽结构,且使沟槽方向与气体流动方向垂直。图1a为带有沟槽的NACA0012翼型图,图1b为其局部放大图。

先前学者研究表明[17-18],在不同宽高比的沟槽中,比值为1的无间隔沟槽普遍具有更好的减阻效果。因此,本文在叶片表面按照1∶1的宽高比,设置宽度分别为0.25、0.50、1.00 mm的无间隔的微型沟槽。沟槽起始位置设定3种方案,分别是距离前缘0.2c、0.5c、0.8c;沟槽总体长度均为0.1c(10 mm),布置数量n有4种方案,分别是0、10、20、40个。由此共建立10种几何模型进行研究,具体模型参数设定如表1所示。表1中SM表示光滑表面翼型,WY、ZD、QY分别代表尾缘、

收稿日期:2025-09-24
作者简介:夏开金(1999—),男,江苏淮安人,硕士生,主要研究方向为系统节能与能量利用。
通信作者:李奇贺(1972—),男,江苏南京人,高级实验师,硕士,主要研究方向为高效传热设备开发。



a 沟槽翼型　　b 局部放大图

图 1　NACA0012 翼型沟槽示意图及其局部放大图

Fig. 1　Schematic of NACA0012 airfoil grooves and local enlargement

表 1　NACA0012 翼型几何模型参数设定

Table 1　NACA0012 airfoil geometric model parameter settings

模型号	翼型名称	位置	s=h/mm	数量/个
0	SM	无沟槽	0	0
1	QY_0. 25 40	0. 2c~0. 3c	0. 25	40
2	QY_0. 50 20	0. 2c~0. 3c	0. 50	20
3	QY_1. 00 10	0. 2c~0. 3c	1. 00	10
4	ZD_0. 25 40	0. 5c~0. 6c	0. 25	40
5	ZD_0. 50 20	0. 5c~0. 6c	0. 50	20
6	ZD_1. 00 10	0. 5c~0. 6c	1. 00	10
7	WY_0. 25 40	0. 8c~0. 9c	0. 25	40
8	WY_0. 50 20	0. 8c~0. 9c	0. 50	20
9	WY_1. 00 10	0. 8c~0. 9c	1. 00	10

中段、前缘附近布置沟槽的翼型，s、h 分别为沟槽的宽度和高度。

2　减阻率计算

为评估沟槽表面的减阻效果，需要对具有沟槽结构的翼型表面与其对应的光滑翼型表面所受到的总阻力进行比较，并以减阻率指标进行衡量。减阻率指标计算公式如下：

$$\tau = \frac{F - F_1}{F} \times 100\% \tag{1}$$

式中：τ 为翼型表面的减阻率；F 为光滑翼型表面所受总阻力；F_1 为沟槽翼型表面所受总阻力。

翼型表面所受到的总阻力包含两个部分，分别为黏性阻力与压差阻力。需要注意的是，式(1)中的 F-F_1 计算结果为正时表示减阻，为负时表示增阻。

3　有限元模型建立

3. 1　计算域

为了比较翼型表面的减阻效果，需要对其减阻率进行计算，而要计算减阻率，首先需要确定计算域。为确保来流能够充分发展，本文将 NACA0012 二维翼型叶片计算域设计为“U”型，如图 2 所示。

为确保计算结果的准确性，避免计算域过窄或过小导致误差，设定计算域上下边界与翼型前缘基准点的距离为 15c，计算域出口于翼型尾缘基准点后方 25c 处。边界条件具体设定如下：左侧边界采用速度入口，右侧边界定义为压力出口(压力值为 101 325 Pa)，上下边界为对称边界，流动介质为空气。

3. 2　网格划分

为研究翼型表面的减阻效果，需要对其表面的计算域进行网格划分，便于模拟计算。本文借助 Meshing 软件对弦长 c=100 mm 的 NACA0012 二维翼型叶片表面的计算域进行网格划分。考虑到 V 型沟槽的结构尺寸极小，为精准捕捉该区域的流场特征，需对 V 型沟槽所在位置的网格实施局部细化处理。图 3 展示了 NACA0012 二维翼型叶片模型整体流场和沟槽区域的网格划分示意图。

计算域的网格划分以四面体网格为主，同时对翼型表面的边界层进行了加密，第一层网格的

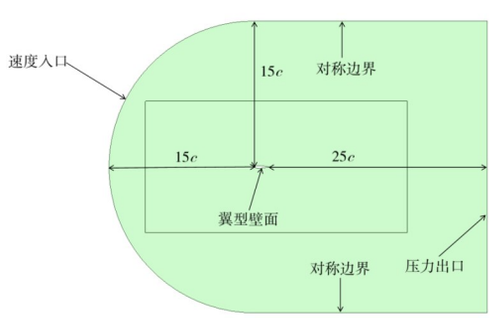
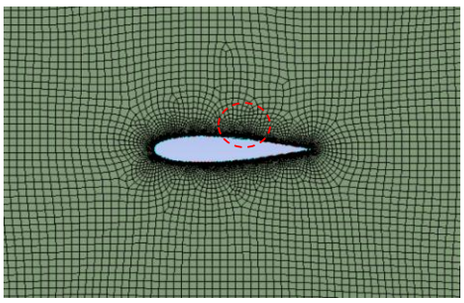
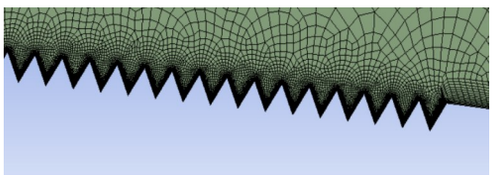


图 2　NACA0012 翼型计算域设置

Fig. 2　NACA0012 airfoil computational domain setup



a　网格划分示意图



b　局部放大图

图 3　NACA0012 翼型网格划分示意图及其局部放大图

Fig. 3　Schematic NACA0012 airfoil mesh generation and local enlargement

高度设定为 0.014 2 mm，增长率为 110%，以满足计算模型对壁面 $y^+\approx1$ 的要求。需要注意的是，网格尺寸过渡平滑，能够有效捕捉翼型周围的流场分布特征。

3.3　网格数量确定

为提升数值解的稳定性与准确性，降低网格数量对计算结果的干扰，以来流速度 20 m/s 为例对具有不同网格数量、攻角 α=0°时的 NACA0012 光滑翼型的阻力系数进行计算，并将计算结果与实验结果[19]加以对比，结果如表 2 所示。

从表 2 能够看出，光滑翼型的阻力系数 C_D 随网格数量的增加而减小；当网格数量大于 13 万时，阻力系数 C_D 逐步向参考值 0.008 逼近。综合考量计算精度与计算成本，在后续计算中将采用 13 万左右的网格数量开展数值计算。

表 2　α=0°时不同网格数量的阻力系数

Table 2　Calculation of drag coefficient for different grid numbers at α = 0°

项目	网格数量	C_D
参考值[19]	–	0.008 00
Mesh1	15 818	0.032 51
Mesh2	31 923	0.014 31
Mesh3	67 548	0.009 22
Mesh4	138 212	0.008 62
Mesh5	163 572	0.008 51

4　数值仿真结果及分析

4.1　减阻效果

为研究 NACA0012 二维翼型叶片的减阻效果，本文运用仿真软件 Fluent 对该叶片有沟槽结构的翼型表面与光滑翼型表面在来流速度 10~50 m/s 时进行仿真，得到黏性阻力和压差阻力的模拟结果，如表 3~7 所示。图 4 为不同方案在不同来流速度下减阻效果图。

从表 3~7 和图 4 可以看出，随着来流速度增加，各尺寸沟槽结构翼型对应的减阻率有一定波动，但总体上呈现正值；最大减阻率出现在 ZD_0.50 20 方案中，为 13.95%，此时来流速度为 20 m/s。

4.2　减阻分析

4.2.1　速度云图分析

图 5 为 QY_0.50 20 方案在不同来流速度下

表 3　10 m/s 来流速度计算结果

Table 3　Calculation results of 10 m/s incoming flow velocity

叶片类型	黏性阻力/mN	压差阻力/mN	总阻力/mN	减阻率/%
光滑表面	23.0	30.0	53.0	–
QY_0.25 40	21.1	28.2	49.4	6.79
ZD_0.25 40	21.7	29.3	51.0	3.77
WY_0.25 40	22.6	29.7	52.3	1.32
QY_0.50 20	20.8	28.9	49.7	6.23
ZD_0.50 20	21.4	28.7	50.0	5.66
WY_0.50 20	22.6	30.0	52.6	0.75
QY_1.00 10	21.7	28.4	50.1	5.47
ZD_1.00 10	21.4	28.5	49.9	5.85
WY_1.00 10	22.8	29.6	52.4	1.13

表4　20 m/s来流速度计算结果
Table 4　Calculation results of 20 m/s incoming flow velocity

叶片类型	黏性阻力/mN	压差阻力/mN	总阻力/mN	减阻率/%
光滑表面	92.1	118.6	210.7	-
QY_0.25 40	75.5	116.4	191.8	8.97
ZD_0.25 40	77.9	108.3	186.2	11.63
WY_0.25 40	91.6	110.3	201.9	4.18
QY_0.50 20	85.0	97.5	182.5	13.38
ZD_0.50 20	89.2	92.1	181.3	13.95
WY_0.50 20	91.9	115.2	207.0	1.76
QY_1.00 10	85.3	103.1	188.4	10.58
ZD_1.00 10	79.4	106.3	185.7	11.87
WY_1.00 10	93.6	118.1	211.7	−0.47

表5　30 m/s来流速度计算结果
Table 5　Calculation results of 30 m/s incoming flow velocity

叶片类型	黏性阻力/mN	压差阻力/mN	总阻力/mN	减阻率/%
光滑表面	174.2	224.9	399.1	-
QY_0.25 40	173.1	204.5	377.6	5.39
ZD_0.25 40	159.9	213.3	373.2	6.49
WY_0.25 40	173.6	221.6	395.2	0.98
QY_0.50 20	155.5	211.1	366.6	8.14
ZD_0.50 20	163.7	195.7	359.4	9.95
WY_0.50 20	168.7	227.1	395.8	0.83
QY_1.00 10	181.9	180.8	362.7	9.12
ZD_1.00 10	163.2	196.8	360.0	9.80
WY_1.00 10	178.1	223.8	401.9	−0.70

表6　40 m/s来流速度计算结果
Table 6　Calculation results of 40 m/s incoming flow velocity

叶片类型	黏性阻力/mN	压差阻力/mN	总阻力/mN	减阻率/%
光滑表面	284.2	491.0	775.2	-
QY_0.25 40	265.6	454.7	720.3	7.08
ZD_0.25 40	277.3	436.1	713.4	7.97
WY_0.25 40	296.0	457.7	753.6	2.79
QY_0.50 20	260.7	467.5	728.1	6.08
ZD_0.50 20	272.4	463.5	736.0	5.06
WY_0.50 20	283.2	485.1	768.3	0.89
QY_1.00 10	304.8	438.1	742.8	4.18
ZD_1.00 10	270.5	465.5	736.0	5.06
WY_1.00 10	299.9	471.4	771.3	0.50

通过Fluent软件模拟,再通过CFD-post软件进行后处理得到速度分布云图。由图5可知,当来流速度为10 m/s和20 m/s时,Re较小,黏性底层厚度较大,沟槽完全处于黏性底层内,此时槽内聚集大量低速流体,槽内最大流速仅为2 m/s和6 m/s,使得近壁区的速度梯度显著降低;当来流速度提

表 7　50 m/s 来流速度计算结果

Table 7　Calculation results of 50 m/s incoming flow velocity

叶片类型	黏性阻力/mN	压差阻力/mN	总阻力/mN	减阻率/%
光滑表面	437. 9	756. 4	1 194. 4	–
QY_0. 25 40	418. 0	675. 3	1 093. 3	8. 46
ZD_0. 25 40	433. 3	687. 5	1 120. 9	6. 15
WY_0. 25 40	460. 9	742. 7	1 203. 6	−0. 77
QY_0. 50 20	408. 8	695. 2	1 104. 0	7. 57
ZD_0. 50 20	427. 2	666. 1	1 093. 3	8. 46
WY_0. 50 20	444. 1	736. 5	1 180. 6	1. 16
QY_1. 00 10	448. 7	716. 6	1 165. 3	2. 44
ZD_1. 00 10	441. 0	725. 8	1 166. 8	2. 31
WY_1. 00 10	470. 1	731. 9	1 202. 0	−0. 64

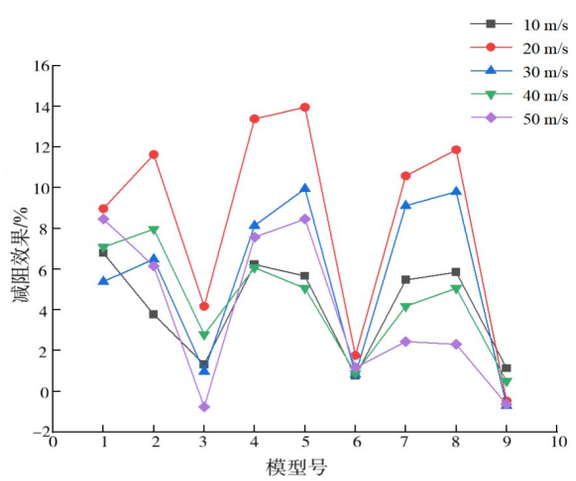


图 4　来流速度为 10~50 m/s 时 NACA0012 沟槽翼型表面的减阻效果

Fig. 4　Drag reduction effect on the NACA0012 grooved airfoil surface at incoming flow velocities of 10~50 m/s

升至 30~50 m/s 时，*Re* 增大使黏性底层厚度减小，沟槽部分超出黏性底层，主流与槽内流体的相互干扰增强，槽内最大流速被主流分别带动至 11 m/s、18 m/s、23 m/s，且近壁区速度梯度增大，会导致壁面剪切应力上升，黏性阻力增加。这一现象揭示了来流速度通过黏性底层与沟槽尺寸的匹配关系调控流场动力特性的机制，为翼型气动性能优化提供了理论层面的流场分析依据。

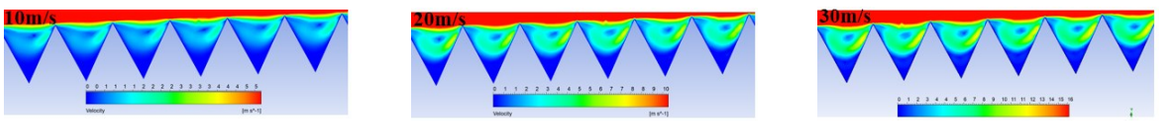
为更清晰地研究沟槽内部气流情况，选择尺寸更大、流速更高的 ZD_1. 00 10 方案。图 6 为 ZD_1. 00 10 方案在来流速度为 50 m/s 时通过 Fluent 软件模拟，再用 CFD-post 软件进行后处理得到的速度矢量图。

由图 6 可知，槽内形成与主流方向一致的旋转涡（槽内涡）。该涡的存在相当于在流体与壁面间引入涡旋缓冲层，将传统光滑壁面的流体层间滑动摩擦转化为涡旋介导的动量传递——涡旋通过旋转承接主流的动量，降低了壁面处的速度梯度。从湍流减阻的“涡控制”机制来看，槽内涡抑制了近壁区“流向涡的猝发”（湍流中黏性阻力的主要来源），从而在理论上解释了黏性阻力下降的核心原因。

由表 3~7 可知，在来流速度为 20 m/s、沟槽布置在叶片中段的方案普遍具有较高的减阻效果。因此，本文选择 ZD_0. 25 40、ZD_0. 50 20、ZD_1. 00 10 方案在 20 m/s 来流速度下，通过 Fluent 软件模拟，再通过 CFD-post 软件进行后处理得到的速度分布，如图 7 所示。由图 7 可知，3 种方案均能实现较好的减阻效果，但 3 种方案沟槽表面所产生的黏性阻力相差不大；沟槽内部流速分布存在差异，其中 ZD_1. 00 10 和 ZD_0. 50 20 方案沟槽内整体流速较高，最大速度分别为 9 m/s、6 m/s，而 ZD_0. 25 40 方案沟槽内流体速度较低，最大速度为 3 m/s。

4. 2. 2　压力云图分析

图 8 为 20 m/s 来流速度下 NACA0012 叶片在 4 种不同方案下，使用 Fluent 软件模拟，再通过 CFD-post 软件进行后处理得到的压力分布云图。根据翼型绕流的压力阻力理论，压差阻力源于翼型前后缘的压力差，且压力差与边界层分离程度直接相关（分离越严重，逆压梯度越大，压差阻力越大）。对比光滑翼型，沟槽翼型的表面气流更贴合壁面，使得压力分布更均匀；从局部流动的



a 10 m/s　　b 20 m/s　　c 30 m/s



d 40 m/s　　e 50 m/s

图5　QY_0.50 20方案在不同来流速度下的速度分布云图

Fig. 5　Velocity distribution cloud maps of the QY_0.50 scheme 20 under different inflow velocities

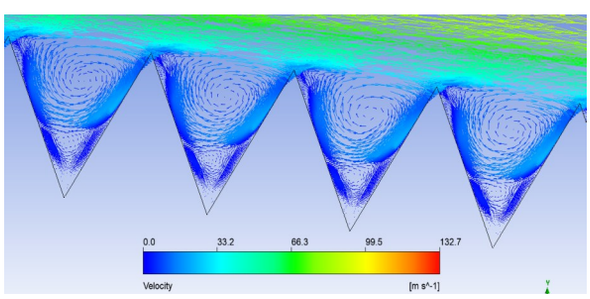


图6　ZD_1.00 10方案在50 m/s速度矢量图

Fig. 6　Velocity vector diagram of the ZD_1.00 scheme 10 at 50 m/s

势流分析看,沟槽脊尖处的高压区与低压区形成的压差,是沟槽结构压差阻力的主要来源。

从图8可以看出,ZD_0.50 20方案的沟槽尺寸既能通过槽内涡有效引导气流、减缓分离,又能减小脊尖处的压力梯度,因此其壁面平均压力更低(比光滑翼型压差阻力下降22.34%),优于ZD_0.25 40方案(比光滑翼型压差阻力下降8.68%)和ZD_1.00 10方案(比光滑翼型压差阻力下降10.37%)。显然,ZD_0.50 20方案的沟槽尺寸似乎更匹配20 m/s来流速度下的黏性底层厚度,这也验证了沟槽尺寸与流动条件的"匹配性"对压差阻力调控的核心作用。

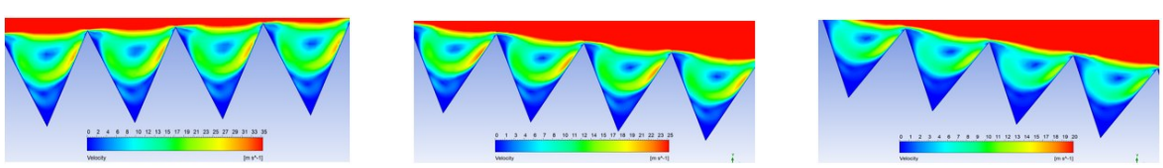
4.2.3　减阻量分析

图9为NACA0012叶片在不同方案下的沟槽翼型相比光滑翼型的黏性阻力减少量与压差阻力减少量。从图9a可以看出,模型号4对黏性阻力减少突出,模型号7效果较差。从图9b可以看出,模型号1、5、8对压差阻力减少效果突出。总的来说,在不同流速下,图9a和图9b中的减阻量都有波动,但压差阻力总体呈正减阻效果。从图9还可以看出,当来流速度为10 m/s时,沟槽翼型表面的黏性阻力与压差阻力相比光滑翼型表面减小幅度相近;随着来流速度增加到20~50 m/s时,沟槽翼型相比光滑翼型压差阻力的减小值显著超越黏性阻力。这是由于来流速度为20~50 m/s时,沟槽翼型壁面处压力分布更加均匀,从而降低了平均压差阻力,因而相比光滑翼型,沟槽结构对压差阻力降低的幅度要明显高于黏性阻力。

以上结论进一步表明,随着来流速度的增加,沟槽减阻的核心机制已经从黏性底层内的速度梯度抑制转变为湍流边界层的分离控制,此时叶片主要通过降低翼型压差阻力来实现减阻目标,即压差阻力的降低成为沟槽翼型减阻的核心因素。

5　结论

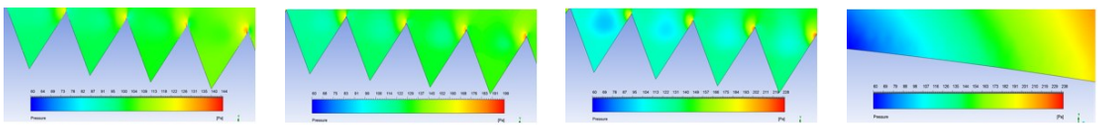
本文通过数值模拟,研究了微型沟槽在二维NACA0012翼型叶片表面的减阻特性,得到如下结论:



a ZD_0.25 40　　b ZD_0.50 20　　c ZD_1.00 10

图7　20 m/s来流速度时3种方案的速度分布云图

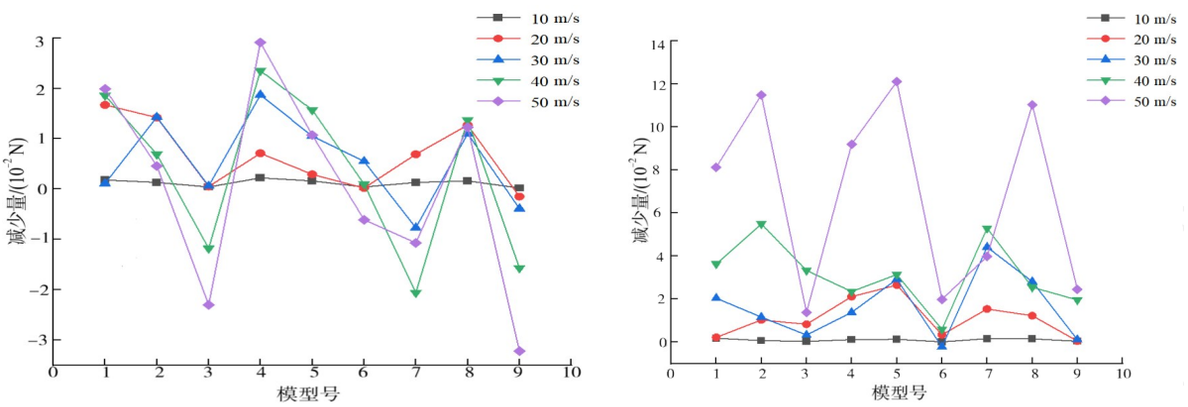
Fig. 7　Velocity distribution cloud maps of three schemes at an incoming flow velocity of 20 m/s



a ZD_0.25 40　　b ZD_0.50 20　　c ZD_1.00 10　　d 光滑翼型

图 8　20 m/s 时 4 种方案的压力分布云图

Fig. 8　Pressure distribution cloud maps of four schemes at 20 m/s



a 黏性阻力　　b 压差阻力

图 9　不同方案的沟槽翼型相比光滑翼型的减阻量

Fig. 9　Drag reduction of grooved airfoils with different schemes compared to smooth airfoils

1）相比于光滑表面，微型沟槽翼型表面阻力总体呈现减小趋势，且布置在前缘和中段的沟槽减阻效果更好。宽、高均为 0.5 mm 的沟槽翼型减阻效果都为正，表明其更适用于该翼型减阻；沟槽翼型表面最大减阻率为 13.95%，出现在来流速度 20 m/s、宽高均为 0.5 mm 的沟槽翼型。

2）沟槽结构可让气流更好贴合叶片壁面，且近壁面处压力分布更加均匀，从而降低了壁面处平均压差阻力。在来流速度较高时（20~50 m/s），和光滑翼型相比，沟槽翼型对压差阻力的减少量要普遍高于对黏性阻力的减少量，表明此时压差阻力的降低成为翼型减阻的核心因素。

3）沟槽内形成与主流方向一致的槽内涡。该涡的存在相当于在流体与壁面间引入涡旋缓冲层，将传统光滑壁面的流体层间滑动摩擦转化为涡旋介导的动量传递——涡旋通过旋转承接主流的动量，从而降低了壁面处的速度梯度，使得沟槽翼型总黏性阻力得以下降。

参考文献：

[1] LUO Y H, YUAN L, LI J H, et al. Boundary layer drag reduction research hypotheses derived from bio-inspired surface and recent advanced applications[J]. Micron, 2015, 79: 59-73

[2] LIU Q, AN B, NOHMI M, et al. Core-pressure alleviation for a wall-normal vortex by active flow control[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 853: R1.

[3] HOSSAIN K R, WU J Y, XU X, et al. Tribological bioinspired interfaces for 3D printing[J]. Tribology International, 2023, 188: 108904.

[4] WALSH M J. Turbulent boundary layer drag reduction using riblets[C]//20th Aerospace Sciences Meeting. January 11-14, 1982, Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 1982: 169.

[5] BIXLER G D, BHUSHAN B. Shark skin inspired low-drag microstructured surfaces in closed channel flow[J]. Journal of Colloid and Interface Science, 2013, 393: 384-396.

[6] 杜淑雅，桑为民，庞润. 基于数值模拟的 2 种条纹沟槽减阻特性对比分析[J]. 西北工业大学学报，2022，40(2)：261-270.

[7] SONG X W, QI Y C, ZHANG M X, et al. Application and optimization of drag reduction characteristics on the flow around a partial grooved cylinder by using the response surface method[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2019, 13(1): 158-176.
[8] ZHANG C, SAURAV BIJAY K. Investigation on drag reduction performance of aero engine blade with micro-texture[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 72: 380-396.
[9] 戎瑞, 刘顺超, 王松岭, 等. 脊状结构对翼型边界层分离特性影响大涡模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 350-356.
[10] HOU J F, VAJDI HOKMABAD B, GHAEMI S. Three-dimensional measurement of turbulent flow over a riblet surface [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 85: 229-239.
[11] NG J H, JAIMAN R K, LIM T T. Direct numerical simulations of riblets in a fully-developed turbulent channel flow: effects of geometry[M]//Advances in Computation, Modeling and Control of Transitional and Turbulent Flows. Singapore: World Scientific Publishing Company, 2016. 155-165.
[12] GHAZALI N N N, YAU Y H , BADARUDIN A ,et al. Computational fluid dynamics (CFD) simulation of drag reduction by riblets on automobile[C]//Aip Conference. American Institute of Physics, 2010, 1233: 1535-1540. DOI: 10.1063/1.3452136.
[13] CHAMORRO L P, ARNDT R E A, SOTIROPOULOS F. Drag reduction of large wind turbine blades through riblets: Evaluation of riblet geometry and application strategies[J]. Renewable Energy, 2013, 50: 1095-1105.
[14] GUO C Y, WU Y Y, HAN Y, et al. Experimental study on influence of sharkskin denticles structure on the hydrodynamic performance of airfoil[J]. Ocean Engineering, 2023, 271: 113756.
[15] 宋居正, 李耕耘. 基于遗传算法的横向减阻沟槽优化及机理[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 231-238.
[16] ZHENG C T, ZHOU P, MAO J Q, et al. Experimental investigations on the effects of longitudinal groove fabric for drag reductions on a track cyclist[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2024, 156: 111223.
[17] 袁一平,杨华,石亚丽,等. 风力机专用翼型表面微沟槽减阻特性研究[J] 工程热物理学报, 2018, 39(6): 1258-1266.
[18] ZHANG Y F, CHEN H X, FU S, et al. Numerical study of an airfoil with riblets installed based on large eddy simulation [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 661-670.
[19] LADSON C L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil section[R]. NACA,1988.

Numerical Simulation Study on the Influence of Micro-grooves on Airfoil Blade Performance

XIA Kaijin, LI Qihe
(School of Energy and Mechanical Engineering, Nanjing Normal University, Nanjing Jiangsu 210023, China)

Abstract: To investigate the influence of micro-grooves on airfoil blade performance, micro-grooves with an aspect ratio of 1 and no spacing were designed on the blade surface. Numerical simulations were conducted to explore the drag reduction patterns of micro-grooves under varying incoming flow velocities and at different design locations. The results indicate that , when the incoming flow velocity ranges from 10 to 50 m/s, the micro-grooved blade achieves the best drag reduction effect under the conditions of grooves located in the middle section of the blade, with a width and height of 0.5 mm each, and at an incoming flow velocity of 20 m/s. The maximum drag reduction rate reaches 13.95%.

Keywords: micro-grooved blade; airfoil; drag reduction; fluid; numerical simulation

(责任编辑:李华云)