

襟翼翼缝相对宽度对翼型动态气动性能的影响

李润杰 祖红亚 李春叶 舟

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘要: 采用 Fluent 数值模拟的方法, 以 NACA0018 对称翼型为基准翼型, 分析了尾缘襟翼翼缝相对宽度不同时, 襟翼动态摆动对翼型流场以及升阻力特性分析。选取襟翼相对长度为 0.2, 襟翼翼缝相对宽度分别为 1.0%、1.5% 和 2.0%, 当襟翼最大摆角 θ 为 15° 时, 分析翼型动态气动性能。数值结果分析表明: 襟翼的摆动导致原本对称的翼型不再是 对称翼型, 改变了翼型的弯度, 翼型升力和阻力系数的最大值均增大; 相同摆角下, 翼缝相对宽度越大, 其翼型升力系数值愈大; 襟翼在摆角 θ 为 $10^\circ \sim 15^\circ$ 时, 在襟翼下表面出现尾缘回流涡; 当襟翼摆角 θ 为 $-10^\circ \sim -15^\circ$ 时, 襟翼上表面出现回流涡, 且随着襟翼摆角的增大, 该回流涡范围逐渐扩大。

关键词: 襟翼; 翼型; 翼缝宽度; 涡; 气动性能

中图分类号: TH3 文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2016.04.007

引言

空气动力学理论与实验均表明, 失速是翼型效率降低的主要因素。就风力机而言, 失速的出现主要是由于叶片旋转到大攻角位置时的流动分离造成的^[1-3]; 一旦发生流动分离, 叶片升力会受到影响并显著降低, 从而导致风力机总效率下降。对于采用升力驱动的风力机而言, 这种现状要尽量避免。为此, 许多学者受空中和水中的动物通过拍打翅膀或尾翼控制涡流改善前行性能启发, 基于仿生学提出了带有摆动小翼(又称襟翼)的开槽叶片设计方法, 旨在消除或推迟流动分离从而延迟失速的方法, 并对其进行了研究^[4-5]; 襟翼又分固定襟翼和摆动襟翼, 其中固定襟翼的概念源于在低雷诺数下获得高升力的应用, 而摆动襟翼是襟翼周期性地绕俯仰轴摆动^[6-7]; 襟翼偏转增加了后缘的弯度, 因此襟翼的实质就是通过改变翼型的弯度使流场发生改变, 达到控制流场的作用。研究表明, 在某些情况下襟翼的

偏转降低了翼型的失速攻角, 因此襟翼偏转将会改变升力和阻力特性^[5]。

采用固定襟翼控制气流流动的思想是由 Page 于 1920 年提出, 其目的是在相对较低的速度下获得较高的升力^[4]; Weyl 对分离式襟翼的早期研究做出了重大贡献, 其通过实验证明了襟翼表面涡的非有序流动^[6]; 1927 年, Fowler 发明了以其名字命名的富勒襟翼, 并在 NASA 风洞中进行了测试实验, 结果表明, 采用富勒襟翼机翼的升力系数可提高 85% ~ 95%^[7]; Smith 研究表明一些大面积富勒襟翼的升力系数可提高 110% ~ 140%^[8]; 自此, 出现了各种结构的分离式襟翼, 如简单襟翼、容克式襟翼和古奇襟翼等^[9-10]; Xiao 等人研究了应用于垂直轴潮汐能发电机叶片的固定襟翼和摆动襟翼对输出功率的影响^[11], 分析了襟翼的摆动对风力机流场的影响, 得出襟翼能够增加叶轮的功率系数、大攻角下可延迟失速的结论。谭广琨等通过实验的方法验证了襟翼具有改变翼型周围主涡的发展和变化的作用, 粒子成像实验清晰地展示了襟翼的摆动对改变翼型周围涡发展的情况。焦予秦等仅对带襟翼的翼身组合体进行数值模拟^[12-13]; 主要验证了文献 [14 ~ 15] 压力曲线的区别是源于数值计算中网格数对计算结果的影响。陈泽民等人采用襟翼翼型进行不同攻角实验模拟, 得出压力分布和翼型上的分离流, 但并未说明造成这种现象的原因和结论^[16]; 上述有关襟翼的研究工作证实了襟翼对翼型周围流场结构和翼型的升、阻力特性有影响, 但对襟翼的几何特性没有进行详细研究, 仅对襟翼处于某一固定位置进行分析研究。

通过在叶片尾缘附近布置襟翼, 少量流体被迫通过襟翼翼缝从高压区域流向低压区域, 高压、高动

收稿日期: 2015-05-21; 修订日期: 2015-07-21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(E51176129); 上海市育委员会科研创新(重点)资助项目(13ZZ120); 教育部高等学校博士学科点专项科研基金(博导类)资助项目(201231200110008)

作者简介: 李润杰(1990-), 男, 山东日照人, 上海理工大学硕士研究生。

量的流体将能量传递给叶片上表面附近边界层,使得充分发展的边界层破碎,并重新形成新的边界层。这种方法可以有效降低边界层附近的湍流度,推迟边界层在尾缘处的脱离,从而减少流动损失^[11]。综上所述,襟翼对流场的作用相对于基准翼型是流动扰流几何尺寸的改变,因此对于由襟翼组成的流动,襟翼翼缝宽度自然成为襟翼结构的重要参数。本研究采用数值模拟方法在不同襟翼摆动情况下,对翼型动态气动性能及其所对应的流场结构进行研究。

1 计算模型及验证

选取 NACA0018 作为基准翼型,其襟翼示意图如图 1 所示。图中, c 为翼型弦长; d 为翼缝宽度,其值分别取为 $1.0\% c$ 、 $1.5\% c$ 和 $2.0\% c$; l 为主翼长度,其值取为 $0.2 c$; w 为襟翼长度; d/c 为翼缝相对宽度,其值分别为 1.0% 、 1.5% 和 2.0% ; w/c 为襟翼相对长度,其值为 0.2 ; θ 为襟翼摆角,襟翼上下摆动时分别选取摆动角度为 5° 、 10° 和 15° 。

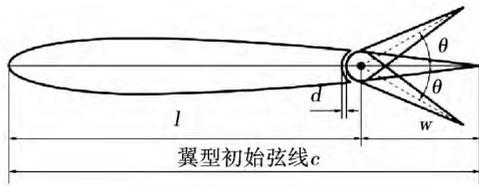


图 1 主翼及襟翼示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the main wing and the flaps

计算采用二维结构网格和非结构网格,翼型近壁面采用非结构网格进行网格加密,内部圆形区域 (Z_1) 半径 $R_1 = 1.2c$ 采用非结构网格,贴近壁面处使用边界层网格;区域 Z_2 为外部流场,采用结构网格,前部半圆区域半径 $R_2 = 10c$,尾部区域长 $AD = 20c$ 。网格总数为 48 万, y^+ 为 0.9 。空气密度 $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, 动力黏度 $\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m} \cdot \text{s}$ 。给定来流风 $v_\infty = 10 \text{ m/s}$, 雷诺数 $Re = 6.85 \times 10^5$, 马赫数 $Ma = 0.03$ 。整体上下边界 AD 、 BE 以及前端 AMB 设置为速度进口;后端边界 DGE 设置为压力出口;叶片部分设置为无滑移壁面;其它计算域内部交界面属性均设置为默认的 interior 面,如图 2 所示。

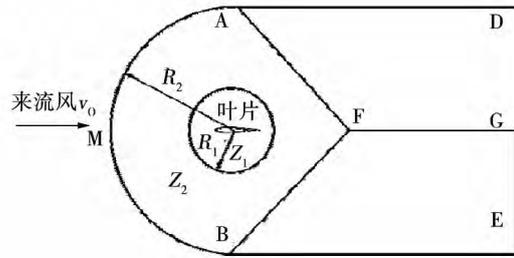


图 2 计算域划分

Fig. 2 Divisions of computational domain

图 3 为基准翼型 CFD 数值模拟计算结果与实验数据和 Xfoil(翼型计算软件)所计算结果的比较。Xfoil 具有计算精度高的特点^[17],尤其是计算失速前的翼型气动性能。从图 3 可以看出,在翼型静态失速以前,CFD 计算结果和 Xfoil 计算结果与实验结果均较好吻合,在失速以后,二者则均与实验数据存在一定误差但变化趋势一致,CFD 计算的升力系数较 Xfoil 更接近实验结果,阻力系数则相反。

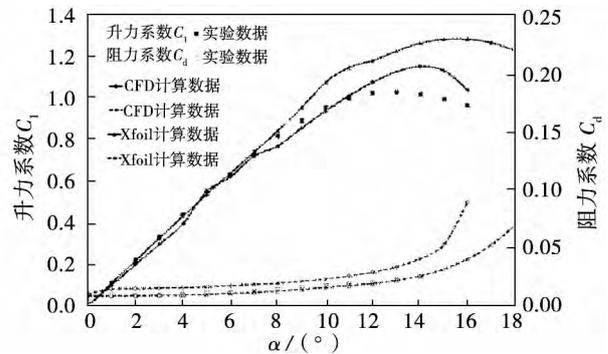


图 3 NACA0018 升、阻力系数的比较

Fig. 3 Comparison of lift and drag coefficients for NACA0018

2 计算结果及分析

为了分析襟翼摆动的动态效应,研究襟翼摆动对翼型的气动性能影响,图 4 ~ 图 6 为襟翼相对长度 $w/c = 0.2$,翼缝相对宽度 d/c 分别为 1.0% 、 1.5% 和 2.0% ,襟翼上下摆动角度分别为 5° 、 10° 和 15° 时,翼型动态特性曲线。

图 4 为翼缝相对宽度 $d/c = 1.0\%$,襟翼上下摆动角度为 15° 时,翼型升力和阻力气动特性曲线。从图 4 中可以看出,襟翼周期性摆动,翼型升力和阻

力特性曲线周期性变化,即襟翼摆动周期内,翼型升力和阻力特性曲线均呈环状。襟翼的摆角愈大,其升力系数的最值均增大,比较阻力系数,可以看出阻力系数在随摆角呈正负变化时,其值均呈对称变化,相同摆角下,随着翼缝相对宽度增大,阻力系数最小值逐渐增大。

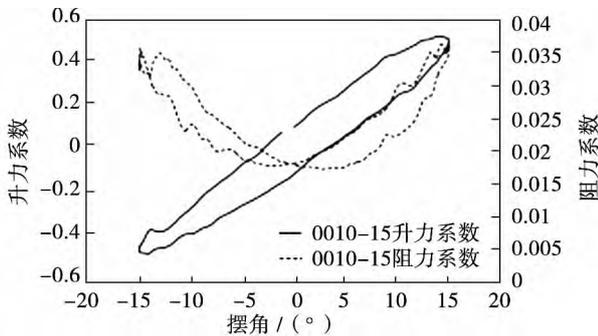


图 4 $d/c = 1.0\%$ 时襟翼翼型升阻力性能曲线
Fig. 4 Resistance performance curve of flap airfoil with slot width of 1.0%

图 5 是翼缝相对宽度 $d/c = 1.5\%$ 不同襟翼摆角时,翼型升力和阻力特性曲线图。从图 5 中可以看出,随着襟翼摆动,襟翼翼型升阻力特性曲线变化趋势,与图 4 中翼缝相对宽度为 1.0% 时翼型升阻力特性变化趋势基本相同。襟翼在上摆和下摆过程中,使翼型的升力系数和阻力系数均随着摆角而变化。

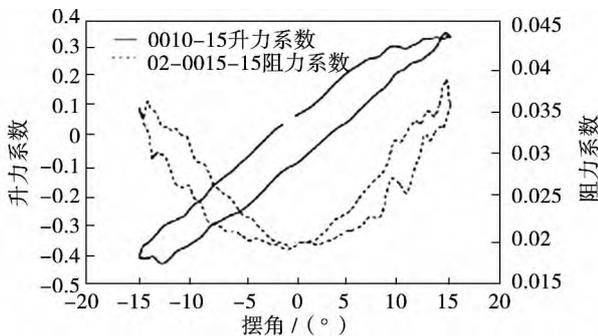


图 5 $d/c = 1.5\%$ 时襟翼翼型升阻力性能曲线
Fig. 5 Resistance performance curve of flap airfoil curve with slot width of 1.5%

图 6 是翼缝相对宽度 $d/c = 2.0\%$ 不同襟翼摆角时,翼型升力和阻力性能曲线图。可以看出,当翼缝相对宽度 $d/c = 0.20\%$ 时,与 $d/c = 0.10\%$ 和 0.15% 时相比,襟翼摆动过程中,随着摆角的增大,

升力和阻力系数均增大,可见襟翼摆角越大,说明翼型弯度越大,对翼型升力和阻力系数影响越大。

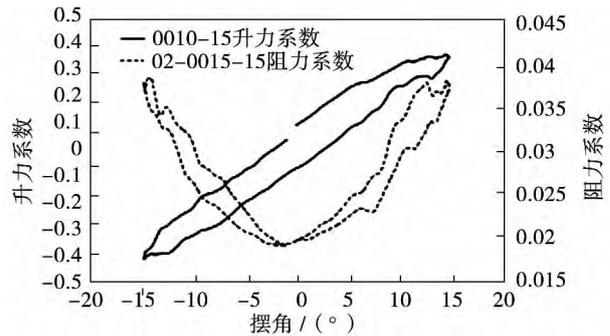


图 6 $d/c = 2.0\%$ 时襟翼翼型升阻力性能曲线
Fig. 6 Resistance performance curve of flap airfoil curve with slot width of 2.0%

图 7 为当襟翼摆角相同时,不同翼缝相对宽度下翼型升力和阻力特性曲线。从图中可以看出,当入流角相同时,随着翼缝相对宽度的增大,翼型升力系数最值逐渐减小,但是在摆角小于振幅时,当 $d/c = 1.0\%$ 时,襟翼上摆和下摆过程中,升力系数值均高于 $d/c = 1.5\%$ 和 2.0% 。 $d/c = 2.0\%$ 时,升力系数略高于 $d/c = 1.5\%$ 时,可见当襟翼摆角相同时,随着翼缝相对宽度的增大,升力系数呈现先减小后增大的趋势。

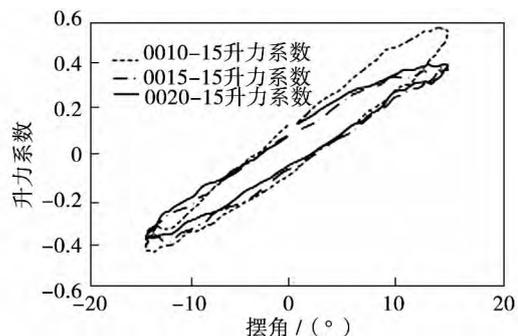


图 7 翼缝宽度不同时翼型升力特性曲线
Fig. 7 Airfoil resistance characteristic curves of different slot widths

综上所述,由于襟翼的摆动,使原本对称的翼型不再是对称翼型,襟翼摆动后,改变了翼型的弯度,随着襟翼摆角的增大,即翼型弯度越大,翼型升力和阻力系数的最大值逐渐增大,可见翼型弯曲可以提高其升力性能;在摆角相同的情况下,俯仰时导致的翼型升力和阻力差值增大。襟翼在摆动过程中,相同摆

角下,翼型升力系数随翼缝相对宽度的增大,而逐渐减小。

为研究在各攻角下翼型升、阻力系数变化的流动机理,重点分析襟翼及翼缝区域的流场细微结构,图 8 给出的是翼缝相对宽度 $d/c = 1.0\%$,襟翼摆角 $\theta = 15^\circ$,襟翼上摆时,翼型周围压力云图和流场等值线分布图。从图中可以看出,当襟翼从 $\theta = -15^\circ$ 时,翼型上表面低压区范围几乎覆盖翼型上表面面积的 $4/5$,在襟翼前端上表面出现局部低压区,此时翼型前缘高压区尾缘翼型前缘,靠近翼型下表面,且在襟翼前端下表面出现小范围高压区;当摆角逐渐

降低,襟翼上表面低压区范围逐渐缩小,且逐渐向翼型前缘移动,当 $\theta = -5^\circ$ 时,襟翼表面低压区完全消失,翼型小表面低压区范围逐渐扩大;当 $\theta = 0^\circ$ 时,翼型上下表面压力呈对称分布;当襟翼越过平衡位置继续向上摆动,下表面低压区范围逐渐扩大,而当 $\theta = 15^\circ$,翼型前缘高压区靠近翼型上表面,翼型下表面低压区覆盖下表面面积的 $4/5$,与襟翼摆角 $\theta = -15^\circ$ 呈对称分布,对比翼型周围流线图可以发现,当 $\theta = -15^\circ$ 时,在襟翼末端出现尾缘回流涡,而当 θ 小于 10° 时,襟翼的摆动对翼型周围流线影响不明显。

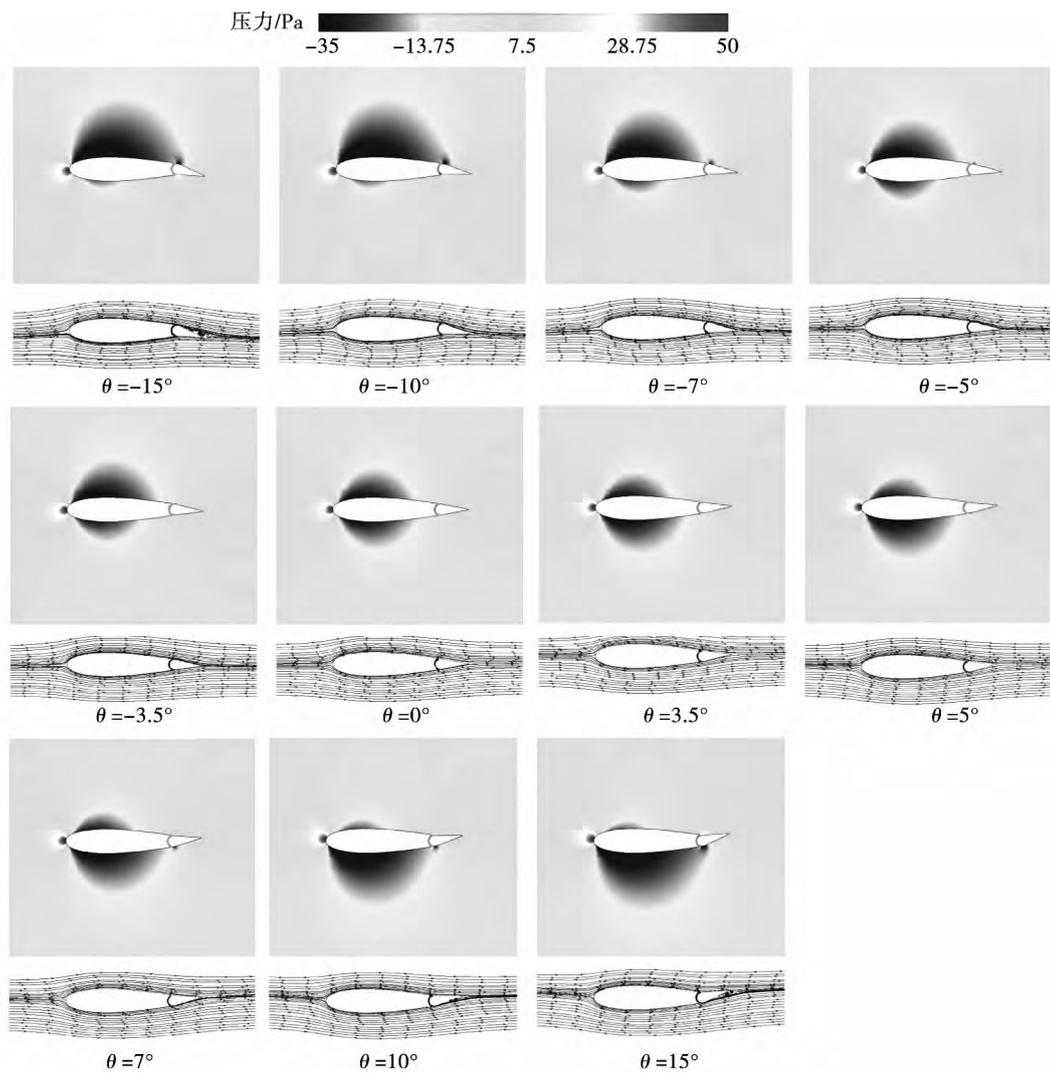


图 8 $d/c = 1.0\%$ 襟翼摆动过程中压力云图和流场等值图

Fig. 8 Pressure contour and flow pattern during flap motion with slot width of 1.0%

图 9 为翼缝相对宽度 $d/c = 1.5\%$,襟翼摆角 $\theta = 15^\circ$,襟翼上摆过程中不同摆角处翼型周围压力云

图和流场流线图。从图中可以看出,当襟翼上摆初始阶段, $\theta = -15^\circ$ 时,襟翼上表面低压区约占整个

主翼上表面,但是没有覆盖至襟翼表面。相比翼缝相对宽度 $d/c = 1.0\%$ 摆角 $\theta = -15^\circ$ 时,由于翼缝相对宽度的增大,上表面低压区范围缩小。当 θ 在 $-15^\circ \sim -7^\circ$ 时,襟翼前端上表面均存在小范围的低压点,当 θ 在 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 翼型前端压力与翼型周围流场相同,当 θ 在 $7^\circ \sim 15^\circ$ 时,襟翼前端下表面出现局部低压区,在襟翼上表面出现高压点,且随着摆角的增大,范围略增大。对比流线图可以发现当 θ 在 $-15^\circ \sim -7^\circ$ 和 $7^\circ \sim 15^\circ$ 范围内襟翼下表面回流涡随

着摆角的增大,而逐渐增大。在小摆角下,翼型尾缘不出现回流涡。当摆角为负时,翼型下表面流体穿过翼缝到达翼型上表面,提高了翼型上表面流体动能。随着翼缝相对宽度的增大,穿过翼缝的流体增多。相同摆角下, $d/c = 1.5\%$ 比 $d/c = 1.0\%$ 上表面低压区范围小。同理当襟翼摆角为正时,翼型上表面流体穿过翼缝,到达翼型上表面,致使相同摆角下,翼缝相对宽度越大,下表面低压区越小。

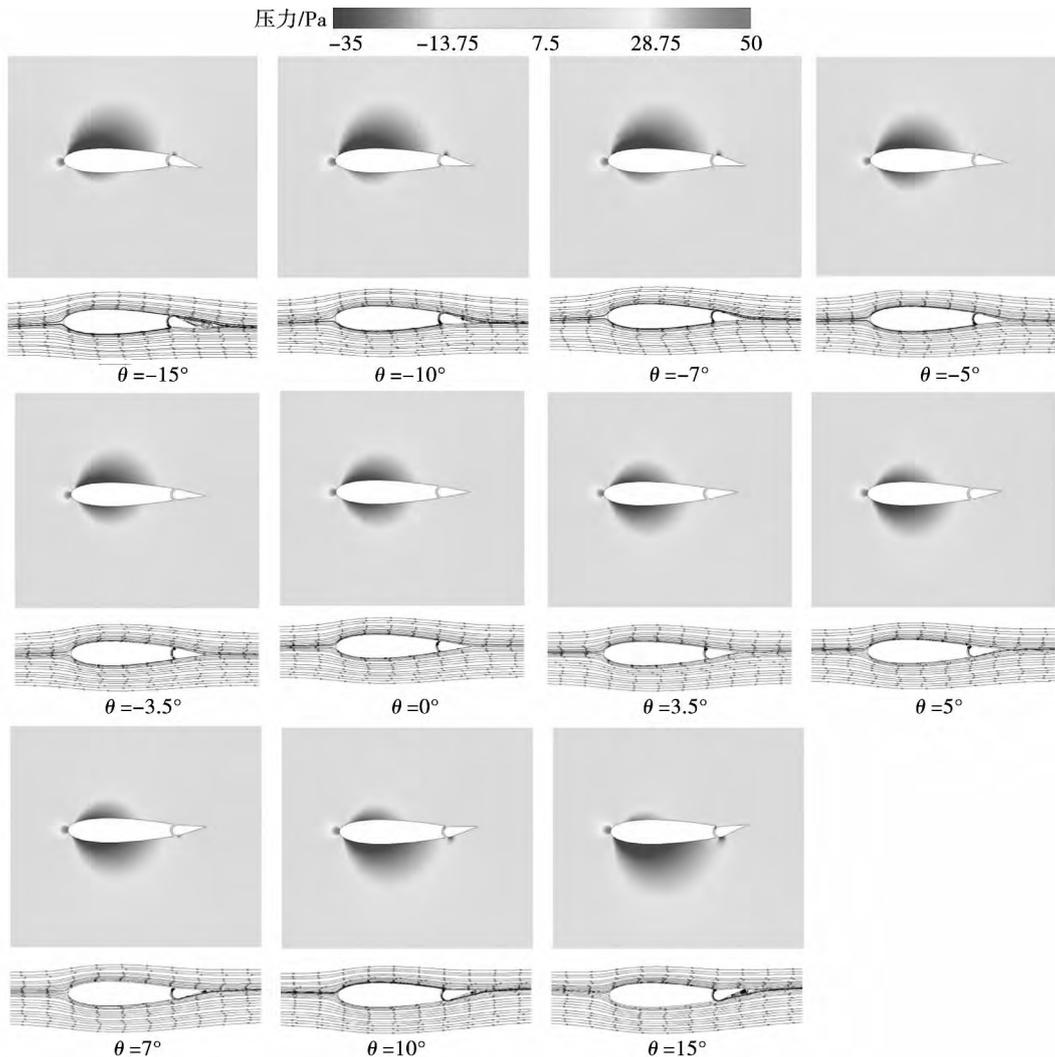


图 9 $d/c = 1.5\%$ 襟翼摆动过程中压力云图和流场等值图

Fig. 9 Pressure contour and flow pattern during flap motion with slot width of 1.5%

图 10 为翼缝相对宽度 $d/c = 2.0\%$,襟翼摆角为 $\theta = 15^\circ$ 襟翼上摆过程中不同摆角翼型周围压力云图和流场流线图。当 $\theta = -15^\circ$ 时,襟翼上表面低压区没有越过主翼,面积约为翼型上表面的前半部分,襟翼前部上表面出现低压电,而在下表面与主翼

连接处出现高压点,当 $\theta = -10^\circ$ 时,该高压点即消失;在翼缝内部出现小范围的低压。当 θ 在 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 时,翼型上表面低压区范围缩小,下表面低压区范围扩大;当 $\theta = 7^\circ \sim 15^\circ$ 时,在襟翼前端下表面出现低压点,且范围逐渐扩大,当 θ 为 15° 时,前端上表面

出现高压点,且在翼缝内部出现低压点。翼型前缘高压区,随襟翼的上摆,有靠近下表面逐渐移动偏向上表面。对比流线图,可以发现,在 $\theta = 15^\circ$ 时,襟翼尾缘回流涡范围约占据襟翼整个上表面,在襟翼下表面,下表面流体穿过翼缝到达翼型上表面,在翼缝内部出现回流涡;随着 θ 减小,襟翼上表面回流涡范围逐渐缩小,至 $\theta = 7^\circ$ 时,上表面回流涡消失;翼缝内部回流涡范围则逐渐扩大,至 $\theta = 7^\circ$ 时翼缝内部

出现两个回流涡。当 θ 在 $-7^\circ \sim 0^\circ$ 时,翼型周围流场较为平缓,而在翼缝内部同时存在两个回流涡;当 θ 在 $0^\circ \sim 7^\circ$ 时,翼型上表面流体则穿过翼缝到达翼型下表面,翼型上表面翼缝为流体入口端,且在入口端出现回流涡,下表面出口端回流涡消失。当 $\theta = 10^\circ$ 时,襟翼下表面开始出现回流涡,在 θ 为 $10^\circ \sim 15^\circ$ 时,襟翼下表面回流涡范围逐渐增大。

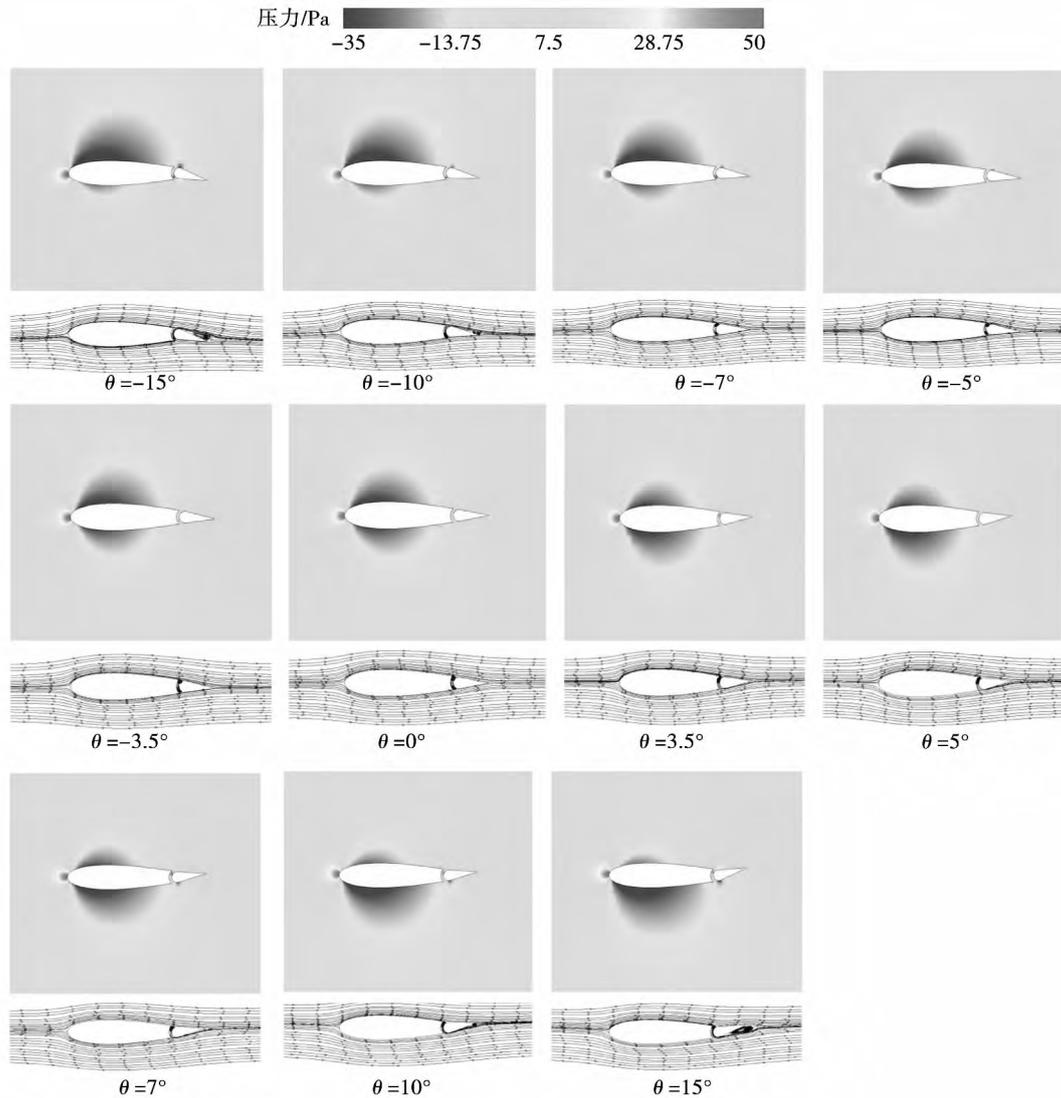


图 10 $d/c = 2.0\%$ 襟翼摆动过程中压力云图和流场等值线图

Fig. 10 Pressure contour and flow pattern during flap motion with slot width of 2.0%

综上所述,可以得出,在襟翼摆动周期内,翼型上下表面低压区范围周期性的扩大与缩小,上下表面低压范围是一个此消彼长的过程;当 θ 在 $10^\circ \sim 15^\circ$ 时,在襟翼下表面出现尾缘回流涡;当 θ 在 $-10^\circ \sim -15^\circ$ 时,襟翼上表面回流涡,且随着襟翼摆角的增

大,改回流涡范围逐渐扩大;随着翼缝相对宽度 d/c 的增大,当襟翼摆角为负时,上表面低压区范围逐渐降低,此时由于 d/c 的增大,翼型下表面穿过翼缝到达翼型上表面的高速流体逐渐增多,提高了翼型上表面流体的动能,所以当摆角为 -15° 是 $d/c =$

1.0%时翼型上表面低压区占据整个翼型主翼部分和襟翼前端,当 $d/c = 1.5\%$ 和 $d/c = 2.0\%$ 时,低压区面积仅在主翼上表面。

3 结 论

本文基于 $k-\varepsilon$ 湍流模型对襟翼翼缝相对宽度不同时,襟翼动态摆动对翼型气动性能影响,结果表面:

(1) 分析了襟翼在不同摆角和翼缝相对宽度时,翼型升力和阻力特性曲线。得出襟翼在摆动过程中,由于襟翼的摆动,使原本对称的翼型不再是对称翼型,襟翼摆动后,改变了翼型的弯度,随着襟翼摆动的角度增大,即翼型弯度越大,翼型升阻力系数的最大值逐渐增大,可见翼型弯曲可以提高其升力性能;在摆角相同的情况下,随着翼缝相对宽度 d/c 增大,俯仰时翼型升阻力差值增大;

(2) 当襟翼摆角相同时,升力系数值随翼缝相对宽度 d/c 增大而逐渐减小;当襟翼摆动角度不同时,翼型升力系数随襟翼摆角增大而增大;

(3) 襟翼摆动周期内,翼型上下表面低压区范围周期性的扩大与缩小,上下表面低压范围相互交替变换;襟翼在摆角为 $10^\circ \sim 15^\circ$ 时,在襟翼下表面出现尾缘回流涡;摆角为 $-10^\circ \sim -15^\circ$ 襟翼上表面回流涡,且随着襟翼摆角的增大,该回流涡范围逐渐扩大;随着翼缝相对宽度 d/c 的增大,当襟翼摆角为负时,上表面低压区范围逐渐降低,此时由于 d/c 的增大,翼型下表面穿过翼缝到达翼型上表面的高速流体逐渐增多,提高了翼型上表面流体的动能,所以当摆角为 -15° 时 $d/c = 1.0\%$ 时翼型上表面低压区占据整个翼型主翼部分和襟翼前端,当 $d/c = 1.5\%$ 和 $d/c = 2.0\%$ 时,低压区面积仅在主翼上表面。

参考文献:

[1] 叶正寅,解亚军,武洁. 模型振动对翼型流场和气动性能的影响[J]. 工程力学 2009 26(4): 240-245.
YE Zheng-yin, XIE Ya-jun, WU Jie. The Effects of wind-tunnel model vibration in flow field and aerodynamics of an airfoil [J]. Engineering Mechanics 2009 26(4): 240-245.

[2] WU Bin, LANG Yong-qiang, ZARGARI Navid. 风力发电系统的功率变换与控制[M]. 卫三民译. 北京: 机械工业出版社 2012.
WU Bin, LANG Yong-qiang, ZARGARI Navid. Power conversion and control of wind energy systems [M]. Wei San-min. Beijing: China Machine Press 2012.

[3] 马丁·汉森. 风力机空气动力学[M]. 肖劲松译. 北京: 中国

电力出版社 2009.
Hansen MOL. Aerodynamics of wind turbines [M]. Xiao Jin-song. Beijing: China Electric Power Press 2009.

[4] Page F H. The handle page wing [J]. The Aeronautical Journal, June, 1921: 263.

[5] 徐璋,王茜,皇甫凯林等. 襟翼对垂直轴风力机性能影响的数值模拟[J]. 动力工程学报 2011 31(9): 715-719.
XU Zhang, WANG Qian, HUANGFU Kai-lin, et al. Influence of various flaps on performance of vertical axis wind turbines [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering 2011 31(9): 715-719.

[6] Weyl AR. High-lift devices and tailless aeroplanes [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1945, 17(10): 292-297.

[7] Weick FE, Platt RC. Wind-tunnel tests of the fowler variable-area wing [J]. National Advisory Committee for Aeronautics. 1932, 5(419): 1-19.

[8] Smith AMO. High-lift aerodynamics [J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(6): 501-530.

[9] Van Dam CP. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes [J]. Progress in Aerospace Sciences 2002 38(2): 101-144.

[10] Reckzeh D. Aerodynamic design of the high-lift-wing for a megaliner aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(2): 107-119.

[11] Xiao Q, Liu W, Incecik A. Flow control for VATT by fixed and oscillating flap [J]. Renewable Energy 2013 51: 141-152.

[12] 谭广琨,申功妍,苏文翰. 大迎角下两段式翼型后翼作俯仰拍动的实验研究[J]. 实验流体力学 2007 21(3): 1-7.
TAN Guang-kun, SHEN Gong-xin, SU Wen-han. Experimental investigation on the aft-element flapping of a two-element airfoil at high attack angle [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics 2007 21(3): 1-7.

[13] 焦予秦,范娟莉,罗淞. 多段翼型流动非定常性计算研究[J]. 科学技术与工程 2011 11(13): 2994-2998.
JIAO Yu-qing, FAN Juan-li, LUO Song. Research on calculation of flow unsteadiness of multi-element airfoils [J]. Science Technology and Engineering 2011 11(13): 2994-2998.

[14] 李向群,安亦然,陈耀松. 带副翼的翼身组合体的数值模拟[J]. 空气动力学学报 2004 22(3): 337-341.
LI Xiang-qun, AN Yi-ran, CHEN Yao-song. The computation of a wing-body combination with aileron [J]. Acta Aerodynamica Sinica 2004 22(3): 337-341.

[15] Obayashi S, Guruswamy GP. Navier-stokes computations for oscillating control surfaces [J]. Journal of Aircraft, 1994 31(3): 631-636.

[16] 陈泽民,李津,朱自强等. 带副翼的翼身组合体绕流的 Euler 和 N-S 方程解[J]. 计算物理 2001 18(4): 372-376.
CHEN Ze-min, LI Jin, ZHU Zi-qiang, et al. Euler and N-S solutions of a wing-body combination with aileron [J]. Chinese Journal of Computational Physics 2001 18(4): 372-376.

[17] Versteeg HK, Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics [M]. New York: Wiley, 1995.

(姜雪梅 编辑)

tane ,hexane ,cyclohexane ,isohexane ,pentane ,isobutane ,R365mfc and their binary mixture. The results show that DSORC used zeotropic mixtures has an increase of 14.1 ~ 17.2% in second law efficiency compared to BORC used zeotropic mixtures ,and an increase of 5.3 ~ 8.7% compared to DSORC with pure fluids. The efficiency differences among 8 zeotropic mixtures are less than 3% . The second law efficiency increases linearly with the inlet temperature of heat source. **Key words:** organic Rankine cycle ,gas-liquid separator ,binary mixture ,thermodynamics ,genetic algorithm ,optimization

应用正交试验法进行惯性粒子分离器结构优化 = **Application of Orthogonal Test Method in the Structure Optimization of Inertial Particle Separator** [刊 ,汉] SUN Liang-liang ,WANG Tong (Gas Turbine Research Institute ,Shanghai Jiaotong University ,Shanghai ,China ,Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 ,31(4) . -31 ~ 37

An inertial particle separator was experimentally tested and numerically simulated based on orthogonal experiment theory ,and the effect of inertial particle separator structure parameters on particle separator separation efficiency and pressure drop loss was studied. An optimized structure was then obtained by the orthogonal design. Results show that compared to the separator designed based on empirical data ,the separator optimized using the orthogonal experiment theory in this paper has higher separation efficiency. **Key words:** orthogonal test ,inertial particle separator , separation efficiency ,numerical simulation

襟翼翼缝相对宽度对翼型动态气动性能的影响 = **Effect of the Relative Width of Wing Flap Slit on the Aerodynamic Performance of Airfoil** [刊 ,汉] LI Run-jie ,ZU Hong-ya ,LI Chun ,YE Zhou (School of Energy and Power Engineering ,University of Shanghai for Sci. & Tech. ,Shanghai ,China ,Post code: 200093) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 ,31(4) . -38 ~ 44

Based on symmetrical airfoil NACA0018 ,the airfoil flow field and lift-drag characteristics ,resulted from the dynamic swing of flap ,were studied for different flap slit widths of the wing trailing edge by using Fluent software numerical

simulation method. With the flap of relative length 0.2 and the relative widths of flap slit being 1.0% ,1.5% and 2.0% ,the airfoil dynamic aerodynamic performance was studied under the flap maximum swing angle of 15° . The numerical results show: due to the flap swing the original symmetrical airfoil is no longer symmetrical ,the airfoil camber is changed and airfoil maximum lift and drag coefficients are increased. Under the same swing angle ,a larger relative width of the flap slit leads to a greater airfoil lift coefficient. When flap is positioned to the angle of $10^\circ \sim 15^\circ$,trailing edge vortex appears beneath the downside surface of airfoil. When flap is positioned to the angle of $-10^\circ \sim -15^\circ$,the vortex appears above the upside surface of airfoil ,and the area of vortex enlarges with flap swing angle. **Key words:** flap ,airfoil ,flaps slit width ,vortex ,aerodynamic performance

叶片前缘后掠对离心压气机气动性能的影响 = **Back-swept Leading Edge Effects on Aerodynamic Performance of Small Scale Transonic Centrifugal Compressor** [刊,汉] GUO Long-kai ,LIU Yan-ming ,Cui Qing (School of Aerospace Engineering ,Beijing Institute of Technology ,Beijing ,China ,Post Code: 100081) ,WANG Li-hua (School of information and control engineering ,Nanjing University of Information Science & Technology ,Nanjing ,China ,Post Code: 210044) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 ,31(4) . -45 ~51

Four transonic compressors with swept blades and wing-type diffusers are designed by a fully three-dimension CFD technique. And numerical simulation is also carried out to investigate the influence of back-swept leading edge on the flow field of compressor. The results show that the blades with back-sweptness can increase the choke mass flow and enhance ability of circulation. At the same time ,back-sweptness can improve the distribution of the low energy mass flow. But because of the blade's chord reduced which will reduce the surge margin ,it also can increase the leading shock wave angle and strengthen the shock wave in the channel. Back-sweptness has a greater effect on the secondary flow at S3 section near the impeller inlet than the outlet. From the cases of different back-swept angles ,it is found that ,as the back swept angle becomes smaller ,the pressure difference between suction side and pressure side becomes much smaller ,and simultaneously the flow field is more stable. When the back swept angle becomes greater ,the separation zone becomes weaker and weaker ,although the shock wave is stronger. The smaller back swept angle can suppress the formation of separation vortex near the diffuser outlet. **Key words:** transonic ,turbo