

# 小翼安装角对分离涡旋涡特性的影响研究

胡 昊, 李新凯, 王晓东, 康 顺

(华北电力大学 电站设备状态检测与控制教育部重点实验室, 北京 102206)

摘 要: 为了研究三角形小翼安装角( $\beta$ )对前缘分离涡旋涡特性的影响, 首先以某三角翼飞行器为研究对象, 验证了数值方法的可靠性; 其次选取了5个典型的小翼安装角:  $\beta = 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ$ , 分析了前缘分离涡在翼面上的流动情况及横截面上流线的拓扑点随安装角的变化规律; 并分析了小翼下游旋涡强度及径向运动轨迹随安装角的变化规律, 结果表明: 在小翼下游  $X/H < 20$  ( $X$ 为流向距离,  $H$ 为小翼高度)时旋涡强度随安装角增大而增大,  $X/H = 20 - 80$ 时  $\beta = 25^\circ$ 旋涡强度最大,  $X/H > 80$ 时  $\beta = 20^\circ$ 旋涡强度最大。

关 键 词: 小翼; 安装角; 分离涡; 旋涡特性

中图分类号: TK83 文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2016.02.008

## 引 言

VGs(涡发生器)是按一定规则布置于物体表面的小翼,小翼与来流存在一定夹角,当流体流过小翼时会产生较强的集中涡,该集中涡会带动边界层内外的流体进行掺混,增加边界层内低能流体的动能,从而达到抑制边界层分离的目的<sup>[4-7]</sup>。涡发生器由于结构简单、安装方便等特点常用于流动控制。小翼与来流的夹角称为涡发生器安装角,该角度对小翼产生集中涡的强度、涡核破裂等非常重要。航空航天中对三角翼的研究非常多,包括翼面上的附体流、涡破裂流动等得到非常多的成果。但航空航天中的三角翼与涡发生器中的小翼有所不同,涡发生器布置在物体表面,来流及旋涡的发展受物面边界层影响,所以研究涡发生器安装角对集中涡旋涡的运动及发展非常必要。

为了验证数值方法的有效性,首先采用计算流体动力学(CFD)方法对具有实验数据的三角翼进行了计算,分别在小迎角和大迎角下进行确认。然后

对不同安装角时 VGs 进行 CFD 计算,分析小翼安装角对旋涡强度及涡核破裂的影响。

## 1 几何模型及数值方法

### 1.1 几何模型

本研究对两个模型进行 CFD 计算。模型 1 为三角翼,该三角翼为加拿大国家研究委员会、美国空军和加拿大国防部联合研究的“机动飞行的非线性气动力”项目。该项目报告提供了从简单附体流动、完全发展涡流动、涡核破裂流动和直至大迎角失速流动的丰富实验数据,其实验数据可用于 CFD 计算方法的验证;模型 2 为用于流动控制的 VGs 几何模型,涡发生器厚度很小,为简化计算同样将其简化为零厚度的面。

表 1 几何参数

Tab. 1 Geometric parameters

	前缘后掠角/( $^\circ$ )	展长/mm	翼根弦长/mm	翼面积/ $\text{mm}^2$
模型 1	65	580	621.919	90 170
模型 2	73.6	5	17	42.5

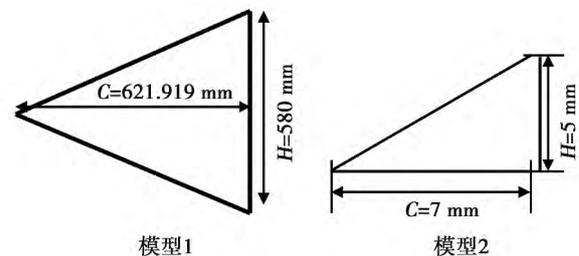


图 1 几何模型

Fig. 1 Geometric models

收稿日期: 2015-09-02; 修订日期: 2015-11-18

基金项目: 河南省重点科技攻关计划项目(142102210059); 中央高校基金项目(No: JB2015193)

作者简介: 胡 昊(1979-),男,河南南阳人,华北电力大学博士,讲师。

### 1.2 计算方案及数值方法

本研究采用的计算域如图 2 所示(图中  $C$  为翼根弦长),模型 1 计算时,对称面设置为对称边界,来流为均匀来流。模型 2 计算时,对称面设置为绝热无滑移固壁,来流按  $1/7$  次率给定来流速度型,边界层高度为 1 倍的小翼高度  $H$ 。来流条件及计算攻角如表 2 所示。

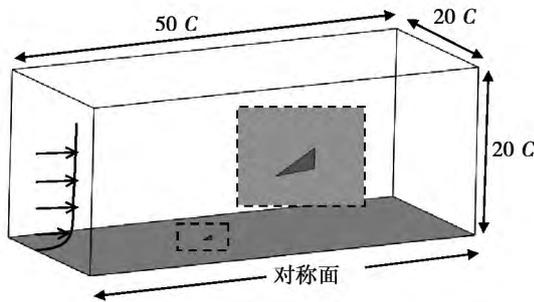


图 2 计算域及边界条件

Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

表 2 计算方案

Tab. 2 Calculation schemes

	安装角/ $(^\circ)$	$Ma$	$Re$	对称面类型
模型 1	15、30	0.29	$3.83 \times 10^6$	对称边界
模型 2	10、15、20、25、30	0.24	$2.87 \times 10^4$	无滑移壁面

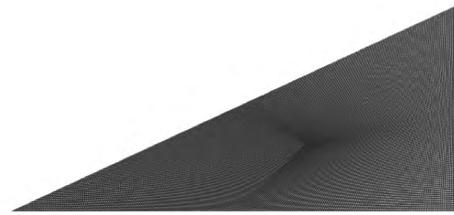
网格采用 ICEM 软件进行网格划分,全域采用结构网格进行划分。三角翼展向及弦向分别布置 100 个网格节点,网格总数约 505 万,三角翼周围网格如图 3 所示。

数值计算采用 Fluent 软件进行定常计算,有限体积法对控制方程进行离散,空间离散采用二阶精度的中心差分格式,压力-速度耦合的 SIMPLE 算法。湍流模型选用一方程  $S-A$  湍流模型。

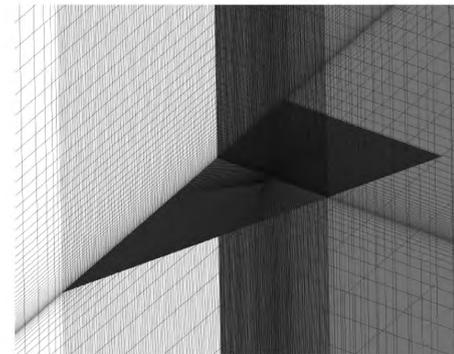
## 2 结果分析

### 2.1 模型 1 计算结果

本文采用模型 1 对 CFD 方法进行验证,表 3 为模型 1  $C_N$ (法向力系数)计算值与实验值对比,从表中可看出,气动力系数计算结果与实验值误差较小,且在迎角越小计算误差越小。



(a) 小翼表面网格



(b) 对称面及  $X=0.75C$  处空间网格

图 3 空间网格

Fig. 3 Mesh distribution

表 3  $C_N$  计算结果对比

Tab. 3 Comparison of calculation results

	$\beta = 15^\circ$	$\beta = 30^\circ$
实验值	0.75	1.56
计算值	0.742	1.527
误差/ $\%$	1.066	2.115

图 4 为三角翼背面静压云图(a)及  $X/C = 0.75$  弦长位置处  $C_p$ (静压系数)计算值与实验值分布如图 4(b)所示。从图 4(a)可以看出,集中涡核会在壁面造成低压区,低压区从三角翼尖前缘开始向尾缘发展,压力越来越高。从图 4(b)可以看出 CFD 可以较准确模拟出三角翼背风侧静压的幅值,静压分布与实验值吻合较好。

图 5 为三角翼背风侧涡量等值线及空间流线图。从图中可以看出当三角翼与来流存在一定迎角时,会在三角翼尖前缘形成自由涡层型三维分离,该自由涡层随主流向后运动带动周围的流体不断卷曲,在三角翼背风侧形成稳定的螺旋形集中涡。当迎角  $\beta = 15^\circ$  时,三角翼背风侧集中涡核半径均匀变化,说明在该迎角时涡核未发生破裂。当  $\beta = 30^\circ$  时,涡核半径在  $0.5C$  左右急剧变大,且空间流线的缠绕突然变得松散,说明涡核在该位置处发生了破裂。

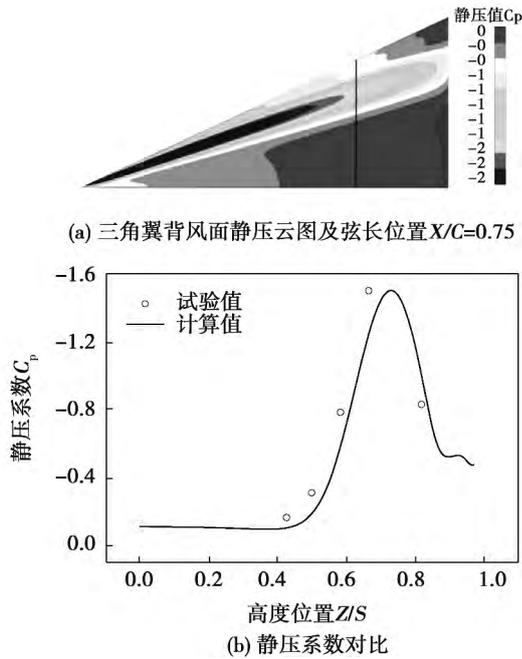


图 4  $\beta = 15^\circ$  背风侧物面静压系数对比

Fig. 4 Comparison of static pressure coefficients in  $\beta = 15^\circ$  leeward side surface

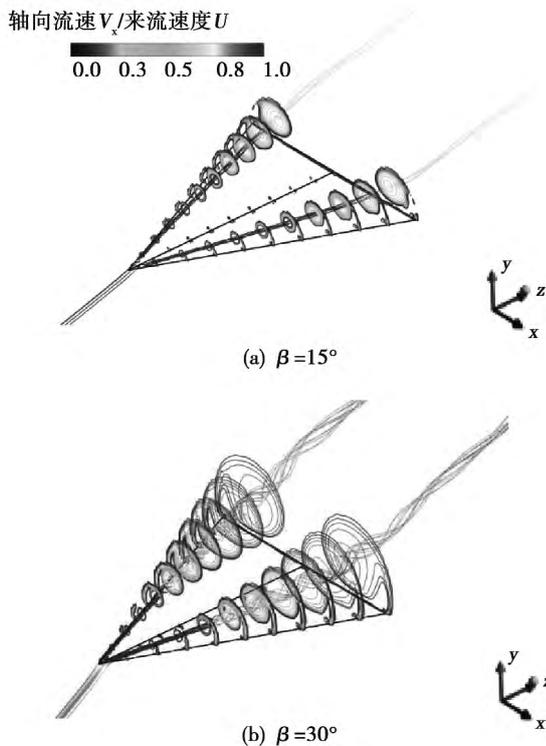


图 5 三角翼背风侧涡量等值线及空间流线

Fig. 5 Vorticity contour and space streamline in the leeward side of delta wing

图 6 为涡轴处轴向速度  $V_x$  分布曲线。从图中可以看出当迎角  $\beta = 15^\circ$  时, 涡轴处轴向速度缓慢变小, 说明涡核在翼面未发生破裂, 当  $\beta = 30^\circ$  时, 涡轴处轴向速度在  $0.5C$  左右急剧变小, 涡核中心为低压区, 速度减小, 压力变大, 说明涡核在该位置处发生破裂, 这与图 5 (b) 空间流线及涡核半径变化对应的位置一致。

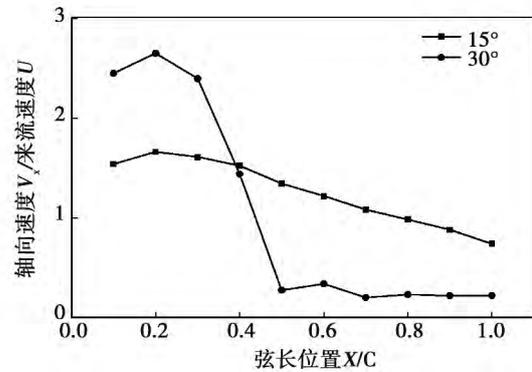


图 6 涡轴处轴向速度分布

Fig. 6 Axial velocity distribution along vortex axis

### 2.2 模型 2 计算结果

#### 2.2.1 小翼前缘分离涡特性

图 7 为小翼背风侧空间流线及涡量等值线。与图 5 类似, 放置于固壁上的三角翼会在其尖前缘背风侧产生自由涡层型三维分离, 该集中涡带动周围的流体绕涡轴做规则的螺旋状运动。小翼安装角越大空间流线缠绕的越紧, 空间流线的螺距越小。根据空间流线的形态可以判断, 在所研究安装角范围内涡核在小翼表面未发生破裂, 所以涡核在小翼表面是否发生破裂不仅与安装角有关也与来流条件有关。

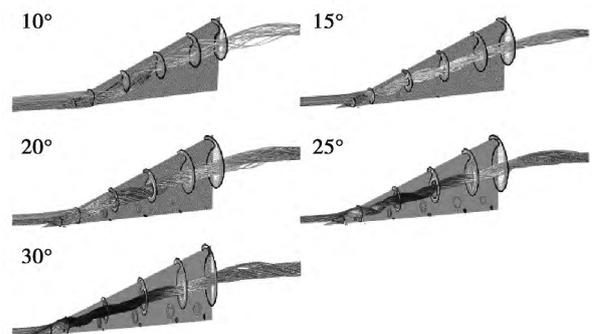
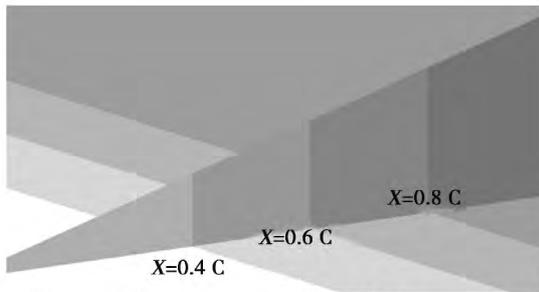
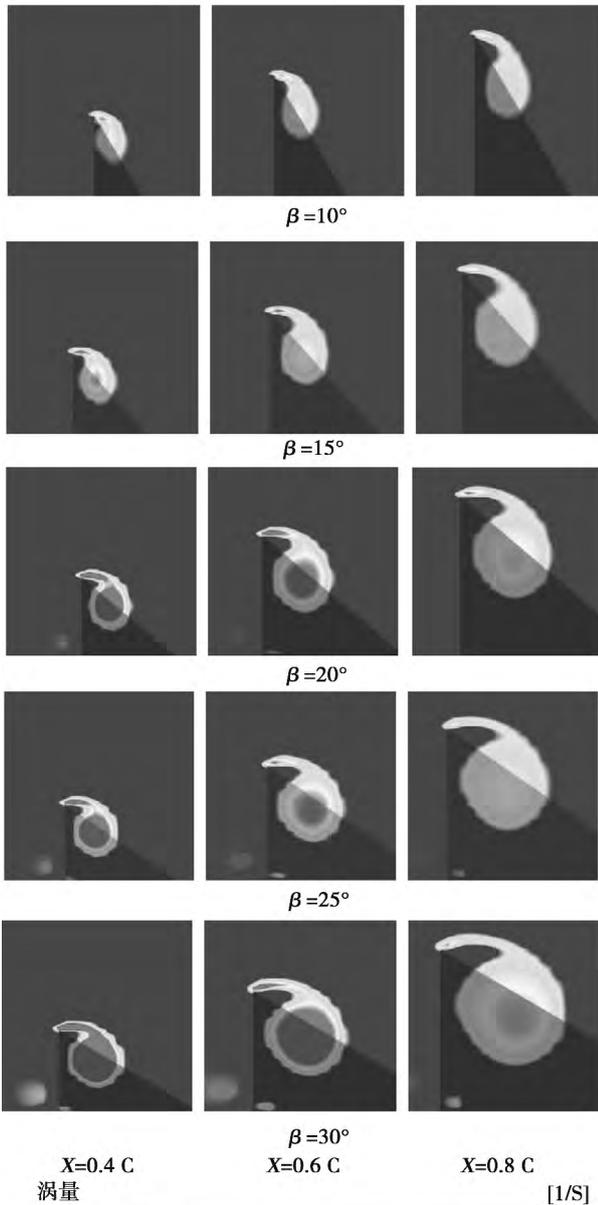


图 7 小翼背风侧空间流线

Fig. 7 Space streamline in the leeward side of winglet



(a) 0.4、0.6、0.8、弦长位置



(b) 涡量云图

图 8 小翼背风侧涡量云图

Fig. 8 Vorticity contours in the leeward side of winglet

图 8 为小翼背风侧 3 个弦长位置 ( $X = 0.4、0.6、0.8C$ ) 处涡量云图。首先从涡核中心涡量值的大小可以看出 随着安装角的增加涡核中心处涡量值逐渐增加;其次涡核的面积随安装角的增加而增加。表面涡核未在小翼表面发生破裂时,集中涡的强度随安装角的增加而增加。

图 9 为小翼背面 3 个弦长位置 ( $X = 0.4、0.6、0.8C$ ) 处,物面静压系数分布曲线。首先对比图 8 (a) 与图 4 (a) 可以发现三角翼产生的低压涡核均是从前缘产生,并向下游发展,但航空中研究的三角翼集中涡的开始位置更靠近尖前缘,而放置于固壁上的小翼由于尖前缘与固壁连接,一方面靠近固壁位置流体动能很低,另一方面受固壁干扰作用,集中涡起始位置从尖前缘下游开始并向下游发展。从图 8 可以看出,随着安装角的增加,小翼背面静压值越低,小翼两侧压差也就越大,小翼本身的形阻也会增加,说明安装角越大低压涡核对小翼表面的作用能力越强。随着弦向距离的增加,静压值逐渐增加,在小翼后缘 0.8C 处不同安装角时,物面静压值已相差不多。

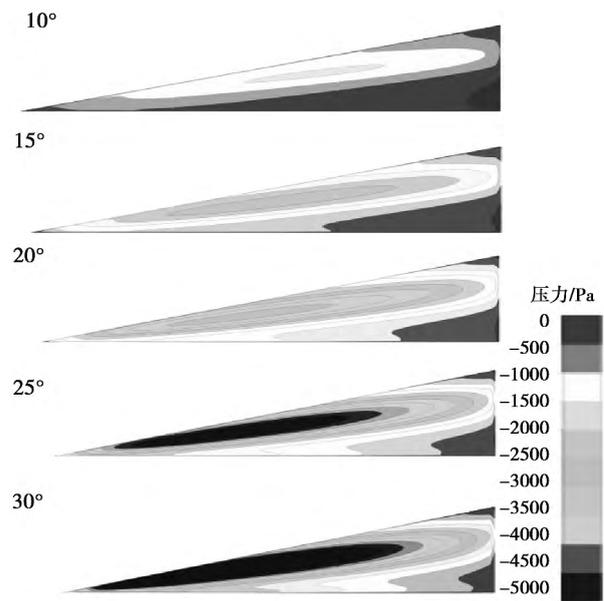
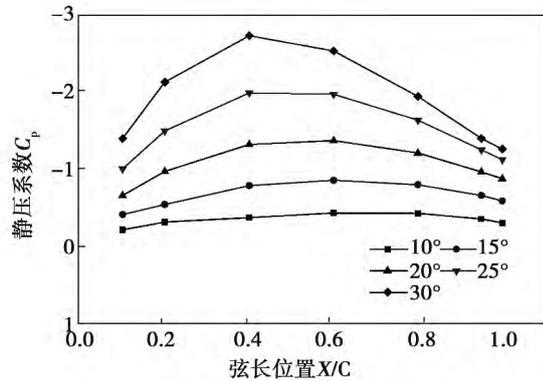


图 9 小翼背风侧物面静压系数分布

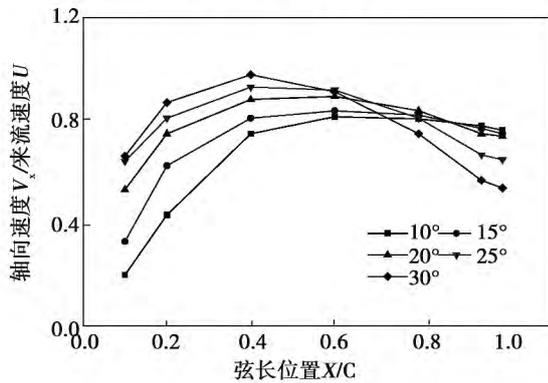
Fig. 9 Static pressure distribution in the leeward side of Winglet

图 10 为涡核中心处静压及轴向速度随涡线的变化规律。集中涡涡核中心是低压区,安装角越大涡核中心的静压值越低,这与图 8 显示的物理现象

是对应的。涡轴处的静压值在  $X = 0.4C$  之前一直增加,属于顺压梯度区域,在该范围内涡轴处的轴向速度一直增加。在静压下降的区域为逆压梯度范围,涡轴处的轴向速度在逆压梯度的作用下速度一直减小。



(a) 涡轴处静压分布曲线



(b) 涡轴轴向速度分布曲线

图 10 涡轴处静压及轴向速度分布曲线

Fig. 10 Static pressure and axial velocity distributions along vortex axis

### 2.2.2 旋涡截面流线拓扑

图 11 为安装角为  $10^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $30^\circ$  时 4 个横截面上流线的图谱,分别对应于轴向速度增加及减小的区域。从图中可以看出沿涡轴方向不仅轴向速度有明显变化,涡轴横截面流线图谱的拓扑规律也会大有变化。按照微分方程的稳定性理论,节点的稳定性取决于其散度值。假设流动为定常不可压流动,则从连续方程可以得到散度值与旋涡轴向速度的变化规律,即:

$$D = \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z} = - \frac{\partial V_x}{\partial x} \quad (1)$$

当散度  $D > 0$  时为不稳定节点、 $D = 0$  时为中心节点、 $D < 0$  时为稳定节点(流线指向内)。首先观

察图 11 中  $\beta = 10^\circ$  时 4 个截面上的流线拓扑,这 4 个截面位置分别对应图 10(b) 中轴向速度增加区域及轴向速度减小区域。在  $X = 0.2$ 、 $0.4C$  截面位置对应轴向速度增加区域,截面流线方向向内,根据式(1)可知轴向速度增加时  $D < 0$  为稳定节点;而  $X = 0.6C$  处对应轴向速度减小区域,流线图谱存在一个“极限环”,极限环外的流线指向外、环内的流线指向内;  $X = 0.95C$  对应轴向速度减小区域,其流线指向外,根据式(1),其散度  $D > 0$ ,为不稳定节点。 $\beta = 20^\circ$ 、 $30^\circ$  时情况与  $\beta = 10^\circ$  时略有不同,在轴向速度增加区域如图 12(a) 流线指向内,为稳定节点,在  $X = 0.4$ 、 $0.6C$  范围内为轴向速度减小区域,流线图谱也存在一个“极限环”,极限环外的流向指向内、环内的流体指向外,在  $X = 0.95C$  处,截面流线均指向外,节点为不稳定节点。

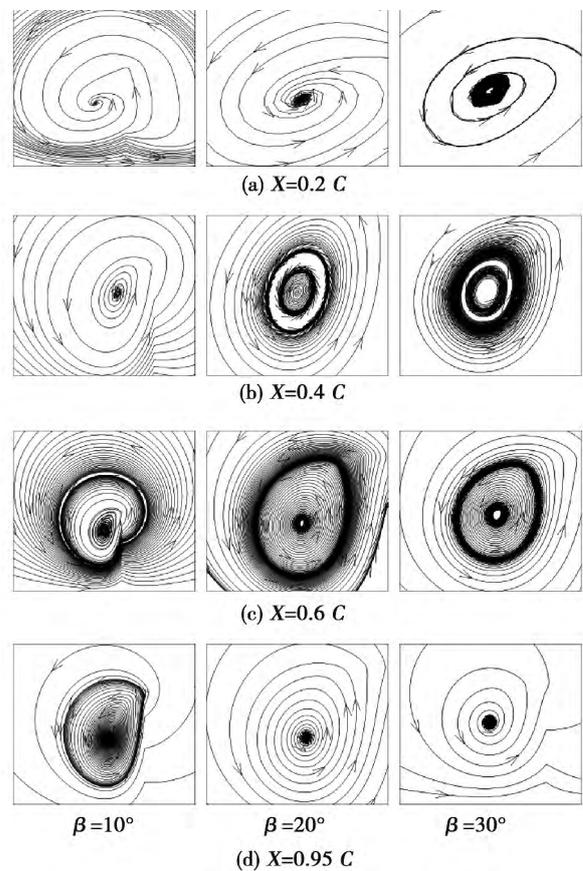


图 11 纵向截面流线图谱

Fig. 11 Streamlines in longitudinal cross section

### 2.2.3 小翼下游旋涡特性

上面研究了前缘分离涡在小翼翼面上的旋涡特性,对于用于抑制流动分离,旋涡在小翼下游的运动

情况更加重要。图 12 为小翼下游不同截面位置旋涡强度随流向距离的变化曲线。从图中可以看出在小翼下游的初始位置 随着安装角的增加 旋涡的强度逐渐增加。在  $X/H = 0$  处  $\beta = 30^\circ$  时其旋涡强度分别是  $\beta = 25^\circ、20^\circ、15^\circ、10^\circ$  的 1.27、1.73、2.53 及 4.73 倍。当旋涡运动到  $X/H = 20$  处时,安装角  $\beta = 30^\circ$  的旋涡强度是  $\beta = 25^\circ$  的 0.98 倍,旋涡强度已经低于  $\beta = 25^\circ$ 。当旋涡运动到  $X/H = 60$  处时,安装角  $\beta = 30^\circ$  的旋涡强度是  $\beta = 20^\circ$  的 0.97 倍,说明旋涡运动到这个位置  $\beta = 30^\circ$  时旋涡强度比  $\beta = 20^\circ$  时还要低。当旋涡运动到  $X/H = 80$  处时,安装角  $\beta = 25^\circ$  的旋涡强度是  $\beta = 20^\circ$  的 0.94 倍,此后  $\beta = 20^\circ$  时其旋涡强度最大。由此可以发现当流向距离  $X/H < 20$  时  $\beta = 30^\circ$  的旋涡强度最大, $X/H = 20 - 80$  时  $\beta = 25^\circ$  的旋涡强度最大,在  $X/H > 80$  时  $\beta = 20^\circ$  的旋涡强度最大。所以当小翼用于抑制流动分离时,如果分离点位置距小翼尾缘  $X/H < 20$  时,小翼安装角选择  $\beta = 30^\circ$  较为合适;如果分离点位置距小翼尾缘  $X/H = 20 - 80$  之间时,小翼安装角选择  $\beta = 25^\circ$  较为合适;如果分离点位置距小翼尾缘  $X/H > 80$  之间时,小翼安装角选择  $\beta = 20^\circ$  较为合适。

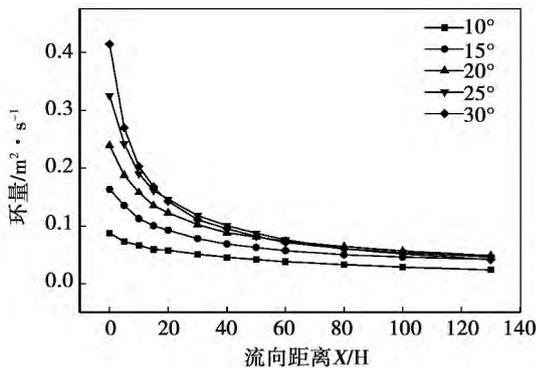


图 12 小翼下游旋涡强度随流向距离变化关系  
Fig. 12 Variation of vortex strength in the downstream of winglet

图 13 为小翼下游不同截面位置处旋涡涡核半径随流向距离的变化曲线。从图中可以看出涡核半径随流向距离增加逐渐变大,且涡核半径随安装角的变化也呈线性变化,即安装角越大,涡核半径越大。在小翼下游的初始位置,不同安装角时小翼涡核半径基本相同,但随着流向距离的增加,小翼安装

角越大涡核半径随流向距离变化的斜率越大,即安装角越大涡核半径增加的越快。涡核半径的变化会影响到涡核在径向方向的能量分布,需要结合涡核径向运动轨迹一同分析。

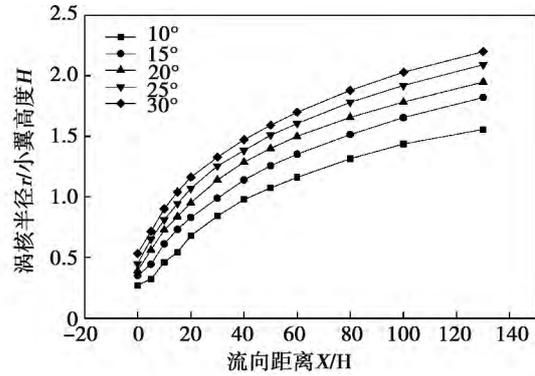


图 13 小翼下游涡核面积随流向变化关系  
Fig. 13 Variation of vortex core area in the downstream of Winglet

图 14 为小翼下游旋涡涡核中心在径向的运动轨迹。小翼的弦向方向与来流有一定夹角,此夹角称为小翼的安装角,来流流过小翼时产生的旋涡在径向方向会向小翼与来流的夹角方向偏斜。为什么要研究旋涡在径向方向的运动轨迹,因为小翼用于流动控制时,是按一定规则排列的多个小翼相互作用,2 个小翼产生的旋涡会相互作用,所以在没有任何干扰情况下,研究旋涡径向的运动轨迹非常有必要。从图 14(b) 可以看出,安装角越大旋涡在径向方向的偏斜距离也越大,但是随着流向距离的增加,旋涡偏斜的斜率越低。如果用于流动控制时,假设选取的小翼安装角  $\beta = 30^\circ$  时,如果分离点位置在小翼下游  $X/H = 20$  处,那么径向布置小翼时,理论上 2 个小翼之间的间距应为涡核中心的径向位置加上此时涡核半径,结合图 13、图 14(b) 可知,此时 2 个小翼径向间距应为  $4.7H$ 。如果小翼安装角  $\beta = 25^\circ$  时,分离点位置在小翼下游  $X/H = 60$  处,那么 2 个小翼径向间距应为  $6.3H$ 。

图 15 为小翼升阻力系数  $C_d$  随安装角  $\beta$  的变化曲线,从图中可以看出,小翼阻力系数随安装角基本呈线性变化,即小翼的安装角越大其产生的形阻阻越大。当  $\beta = 30^\circ$  时小翼的阻力系数分别是  $\beta = 25^\circ、20^\circ、15^\circ、10^\circ$  的 1.41、2.23、4.05 及 9.05 倍,所以小

翼用于流动控制时,对于整个流场要评价由于小翼本身增加的形阻损失与小翼抑制流动分离之后减小的压差损失之差,选择小翼安装角时,如果均能抑制流动分离时,小翼安装角越小越好。

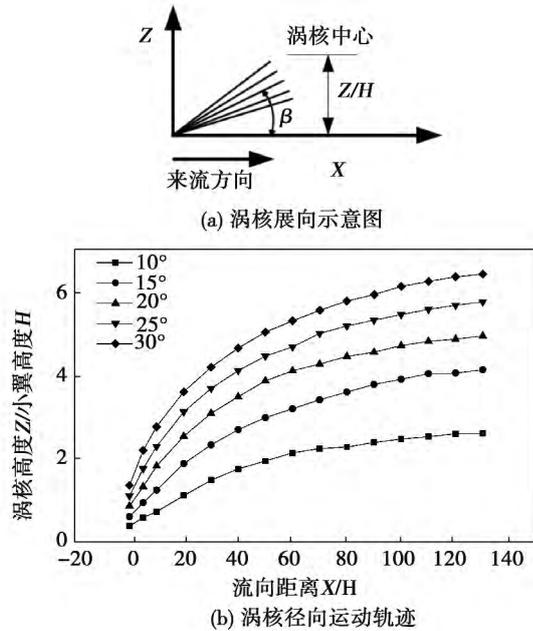


图 14 小翼下游涡核径向运动轨迹  
Fig. 14 Radial motion trajectory of vortex core in the downstream of Winglet

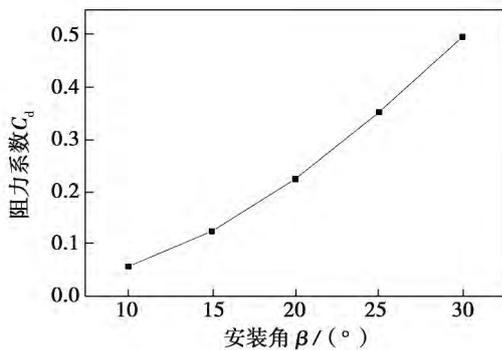


图 15 小翼升阻力系数随安装角变化曲线  
Fig. 15 Variation of Winglet drag coefficient with installation angle

### 3 结 论

采用数值模拟方法对 5 个典型小翼安装角进行了模拟。得到如下结论:

(1) 三角翼前缘分离涡是否会发生破裂不仅与迎角有关,还与来流雷诺数有关。用于流动控制的三角翼在 30°安装角内均为发生涡核破裂现象,且在翼面上涡核强度及涡核面积随安装角的增加而增加。涡核中心为低压区,且安装角越大涡轴处压力越低,涡轴处的轴向速度在顺压梯度区域速度增加,在逆压梯度区域轴向速度减小。

(2) 在小翼下游  $X/H < 20$  时  $\beta = 30^\circ$  的旋涡强度最大,  $X/H = 20 - 80$  时  $\beta = 25^\circ$  的旋涡强度最大,在  $X/H > 80$  时  $\beta = 20^\circ$  的旋涡强度最大。如果分离点位置距小翼尾缘  $X/H < 20$  时,小翼安装角选择  $\beta = 30^\circ$  较为合适;如果分离点位置距小翼尾缘  $X/H = 20 - 80$  之间时,小翼安装角选择  $\beta = 25^\circ$  较为合适;如果分离点位置距小翼尾缘  $X/H > 80$  之间时,小翼安装角选择  $\beta = 20^\circ$  较为合适。

(3) 小翼前缘分离涡在径向方向会向小翼与来流夹角方向偏斜,安装角越大旋涡在径向方向的偏斜距离也越大,用于流动控制需要在径向布置多个小翼时,根据小翼下游距分离点位置,以及该位置处小翼涡核半径及径向距离,大致可以估算小翼径向布置距离。

(4) 小翼阻力系数随安装角基本呈线性变化,当  $\beta = 30^\circ$  时小翼的阻力系数分别是  $\beta = 25^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $10^\circ$  的 1.41、2.23、4.05 及 9.05 倍,所以选择小翼安装角时,如果均能抑制流动分离时,小翼安装角越小越好。

### 参考文献:

[1] Mohamed Gad-el-Hak. Control of low speed airfoil aerodynamics [J]. AIAA Journal, 1990, 28(9): 1537 - 1552.

[2] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets [J]. ASME Journal of turbo machinery, 2001, 123(2): 198 - 206.

[3] Hansen L, Bons J. Flow measurements of vortex generator jets in separating boundary layer [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(3): 558 - 566.

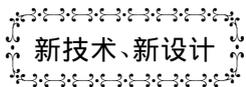
[4] Akshoy Ranjan Paul, Pritanshu Ranjan, Vivek kumar patel. Comparative studies on flow control in rectangular S-duct diffuser using submerged-vortex generators [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 28(2013): 332 - 343.

[5] S. Shun, N. A. Ahmed. Wind turbine performance improvements using active flow control [J]. Procedia Engineering, 2012, 49(2012): 83 - 91.

[6] Jasvipul S. Chawla, Shashikanth Suryanarayanan, Bhalchandra

- puranik et. Efficiency improvement study for small wind turbines through flow Control [J]. Sustainable Energy Technologies and Assessments 2014 7 (2014) : 195 - 208.
- [7] Leandro O. Salviano ,Daniel J. Dezan ,Jurandir I. Yanagihara. Optimization of winglet-type vortex generator positions and angles in plate-fin compact heat exchanger: Response Surface Methodology and Direct Optimization [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer 2015 82 (2015) : 373 - 387.
- [8] Lin J C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layerseparation [J]. Progress in Aerospace Sciences , 2002 38(2002) : 389 - 420.
- [9] G. Godard 1 ,M. Stanislas. Control of a decelerating boundary layer. part 1: optimization of passive vortex generators [J]. Aerospace Science and Technology 2006 10 (2006) : 181 - 191.
- [10] G. Godard 1 J. M. Foucaut ,M. Stanislas. Control of a decelerating boundary layer. Part 2: Optimization of slotted jets vortex generators [J]. Aerospace Science and Technology 2006 10 (2006) : 394 - 400.
- [11] G. Godard 1 ,M. Stanislas. Control of a decelerating boundary layer. Part 3: Optimization of round jets vortex generators [J]. Aerospace Science and Technology 2006 10(2006) : 455 - 464.
- [12] 张漫,乔渭阳. 逆主流射流式旋涡发生器对涡轮流动分离控制数值模拟 [J]. 推进技术 2008 29(2) : 168 - 173.  
ZHANG Man ,QIAO Wei-yang. Numerical simulation of the reversed injection VGJs for low-pressure turbine separation control [J]. Journal of Propulsion Technology 2008 29(2) : 168 - 173.
- [13] 张漫,乔渭阳. 射流式旋涡发生器对涡轮流动分离控制 [J]. 推进技术 2008 29(1) : 67 - 74.
- ZHANG Man ,QIAO Wei-yang. Numerical simulation of the vortex generator jets for low-pressure turbine separation control [J]. Journal of Propulsion Technology 2008 29(1) : 67 - 74.
- [14] V. Nagabhushana Rao ,P. G. Turcker ,R. J. Jefferson-Loveday ,et al. Large eddy simulations in low-pressure turbines: Effect of wakes at elevated free-stream turbulence [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow 2013 43(2013) : 85 - 95.
- [15] Ralph J. Volino ,Lennart S. Hultgren. Measurements in Separated and Transitional Boundary Layers Under Low-Pressure Turbine Airfoil Conditions [J]. Journal of Turbomachinery ,2001 ,123 (2001) : 189 - 197.
- [16] Monty J. P ,Harun Z ,Marusic J. A parametric study of adverse pressure gradient turbulent boundary layers [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow 2011 32(2011) : 575 - 585.
- [17] Marusic J, Perry A. E. A wall-wake model for the turbulence structure of boundary layers. Part 2. Further experimental support [J]. Fluid Mech 1995 298(1995) : 389 - 407.
- [18] Jones M. B ,Marusic J ,Perry A. E. Evolution and structure of sink-flow turbulent boundary layers [J]. Fluid Mech 2001 428 (2001) : 1 - 27.
- [19] Inoue M ,Pullin D. I ,Harun Z ,et al. LES of adverse-pressure gradient turbulent boundary layer [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2013 44(2013) : 293 - 300.
- [20] Hung S. C ,Kinney R. B. Unsteady viscous flow over a grooved wall: a comparison of two numerical methods [J]. Inter. J. for Numer. Method in Fluids 1988 8: 1403 - 1437.

(单丽华 编辑)



## 燃天然气发电机组的年安装量在未来的十年内将增加一倍多

据《Gas Turbine World》2015年5-6月刊报道, Navigant 研究 扬报告预测, 燃天然气发电机组每年的安装量将从在2015年的12.8 GW 增加到在2024年的27.1 GW。

该报告说, 用于应急的、备用的、基本的、峰值的或连续电源的燃天然气发电机组的数量将迅速的增加, 在广泛可得到廉价天然气的地方, 例如北美洲, 更是这样。

使用天然气的往复式发动机代表一种广泛流行并成熟的技术可用于所有类型电力生产, 从小型的移动式发电机组到较大的几兆瓦发电机组的工业发动机。

与柴油发电机组相比, 天然气发电机组更高的投资费用和庞大燃料输送, 设施的是它的缺点。但是, 二者之间的差距已随着双燃料发电机组不断增加和广泛流行而日益缩小。

燃天然气的发动机提供与柴油机发电机同样的输出功率, 然而它具有燃用天然气低成本和低污染排放的优点。

(吉桂明 摘译)

investigated and the effectiveness of water recovery and feasibilities of water recovery in these three different cycles were analyzed. Results shows that water recovery can improve the engine output power and system efficiency in simple cycle ,while it deteriorates them in combined cycle. For steam-injected cycle ,however ,it effectively addresses the problem pertaining large amount of water consumption with slightly reduced engine output ,and self-sufficiency of recycling water is accomplished. **Key words:** gas-turbine ,water recovery ,condensation ,efficient of the cycle ,recovered water flow

小翼安装角对分离涡旋特性的影响研究 = **Study on the Effect of Winglet Installation Angle in Vortex Characteristics of Separation Vortex** [刊 汉]HU Hao ,LI Xin-kai ,WANG Xiao-dong ,KANG Shun ( North China Electric Power University ,Key Laboratory of CMCPE Ministry of Education ,Beijing ,China ,Post Code: 102206) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31( 2) . -185 -192

In order to study the effect of installation angle ( $\beta$ ) of delta winglet in the separation vortex characteristics on the leading edge a delta wing aircraft with corresponding experimental data was first used to verify the numerical methods employed in this paper. Then five typical winglet installation angles  $\beta = 10^\circ$  to  $30^\circ$  with an increment of  $50^\circ$  were selected to study the effect of installation angle by analyzing vortex flow on the wing surface streamline topology in the cross section ,the vortex intensity in the winglet downstream and radial motion trajectory. Results shows that in downstream of  $X/H < 20$  ( X-flow displacement and H-winglet height) ,vortex intensity increases with the installation angle. When  $X/H = 20 \sim 80$   $\beta = 250^\circ$  has maximum vortex intensity. When  $X/H > 80$   $\beta = 20^\circ$  has maximum vortex intensity. **Key words:** winglet ,installation angle ,separation vortex ,vortex characteristics

低比转速离心泵叶片加厚非定常特性分析 = **Unsteady Characteristic Analysis of Thickened Centrifugal Pump Blade with Ultra-low Specific-speed** [刊 汉]JIN Yong-xin ,SONG Wen-wu ,FU Jie ,XU Yao-gang ( School of Energy and Power Engineering ,Xihua University ,Chengdu ,China ,Post Code: 610039) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31( 2) . -193 -198

In this paper a centrifugal pump of specific speed  $ns = 58$  was used to investigate the blade outlet actual thickness effects on the performance and unsteady characteristics by changing impeller blade outlet actual thickness and using CFD technique. The simulation results show: Increasing blade outlet actual thickness will increase the head of cen-