低雷诺数下双元素翼帆翼型失速特性的数值研究*

李 臣^{1,2,3},王宏明^{2,3},孙培廷¹

(1. 大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026;
2. 江苏海事职业技术学院 轮机电气与智能工程学院, 江苏 南京 211170;
3. 江苏船舶节能减排工程技术研究开发中心, 江苏 南京 211170)

摘 要:为了研究大型船舶在航行中双元素翼帆的失速特性,采用Transition SST 湍流模型求解双元 素翼帆翼型流场,进而分析双元素翼帆失速特性的变化规律。通过在襟翼偏转角增大时双元素翼帆的流 动变化分析翼型表面流动分离的演化过程:随着襟翼偏转角的增大,助推力系数出现波动式增大,这是 由于在多物理参数共同作用时,其中某一参数的变化会带来缝隙绕流的扰动,改变两个自由剪切层的相 互作用,造成翼型失速或者改善流动。对于不同襟翼偏转角,在相对风向角为75°~105°内的助推力系数 最大,侧推力系数也接近0值,属于最优相对风向角范围。因此双元素翼帆在工作中,当相对风向角改 变而引起攻角变化时,为了获得最优推进系数,应先选择襟翼偏转角,再选择合适的攻角。

关键词:双元素翼帆;襟翼偏转角;失速特性;助推力系数;数值模拟
中图分类号:U664.31 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2022) 11-2204046-13
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2204046

Numerical Simulation of Stall Characteristics of Two-Elements Wingsail Airfoil at Low Reynolds Number

LI Chen^{1,2,3}, WANG Hong-ming^{2,3}, SUN Pei-ting¹

(1. Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China;

College of Marine Electrical and Intelligent Engineering, Jiangsu Maritime Institute, Nanjing 211170, China;
 Jiangsu Ship Energy Saving Engineering Technology Center, Nanjing 211170, China)

Abstract: In order to study the stall characteristics of two-elements wingsail of merchant ships during navigation, the transition SST turbulence model is used to solve the airfoil flow field of two-elements wingsail, and the stall characteristics of two-elements wingsail are analyzed by numerical simulation. The evolution process of flow separation on the airfoil surface can be seen from the flow change of the two-elements wingsail airfoil when the flap deflection angle increases. With the increase of flap deflection angle, the thrust coefficient fluctuates and increases. This is because when multiple physical parameters act together, the change of one of them will bring disturbance to the flow around the gap. The interaction between two free shear layers also has been changed, causing airfoil stall or improving flow. For different flap deflection angles, the thrust coefficient is the largest in the range of $75^{\circ} \sim 105^{\circ}$ relative wind angle, and the side thrust coefficient is close to 0. It belongs to the range of optimal relative wind angle. Therefore, when the angle of attack changes due to the change of relative wind direction, in order to obtain the optimal propulsion coefficient, the flap deflection angle should be selected first, and then

^{*} 收稿日期: 2022-04-19;修订日期: 2022-05-18。

基金项目: 江苏省高等学校自然科学研究面上项目(20KJB580010); 千帆新锐项目(014070)。

通讯作者:李 臣,博士生,讲师,研究领域为船舶新能源。

引用格式:李 臣,王宏明,孙培廷.低雷诺数下双元素翼帆翼型失速特性的数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 2204046. (LI Chen, WANG Hong-ming, SUN Pei-ting. Numerical Simulation of Stall Characteristics of Two-Elements Wingsail Airfoil at Low Reynolds Number[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):2204046.)

the appropriate angle of attack should be selected.

Key words: Two-elements wingsail; Flap deflection angle; Stall characteristics; Auxiliary thrust coefficient; Numerical simulation

1 引 言

随着碳中和、碳减排成为国际热点,国际海事组 织(IMO)制定了一系列关于船舶温室气体排放和能 效方面的法规,其中风帆辅助船舶推进成为船舶碳 中和、碳减排的重要技术手段[1]。翼帆辅助推进凭 借着在"美洲杯"帆船赛上的优异性能表现,正得到 各国风帆设计者的认可。法国的AYRO公司借鉴了 宝马甲骨文船队的这种双元素翼帆设计理念设计 了 Oceanwings^[2]概念帆,见图 1,预计可将货船的油 耗降低 45%。瑞典造船厂 Wallenius Marine 率先宣 布了设计的"Oceanbird"风翼概念帆[3],如图2所示, 预计比传统货船减少高达90%的碳排放。然而,翼 帆工作在距离海平面较近的大气边界层当中,雷诺 数多处在 0.5×10°~5×10°之间,低雷诺数翼型的边界 层分离极易引起气动性能的剧烈变化,可能还存在 层流分离、转捩、湍流边界层和湍流分离等现象[4]。 第35届美洲杯帆船赛分赛站中新西兰酋长队遭遇 的翻船事故^[5]就是由于翼帆的突然失速造成。因 此,开展翼帆的失速特性的研究具有十分重要的 意义。



Fig. 1 AYRO company designed oceanwings^[2]



Fig. 2 "Oceanbird" concept wingsail^[3]

双元素翼帆翼型是一种带襟翼的机翼翼型,当 前专门针对双元素翼帆翼型的失速特性研究不多, Vincent等^[6]开展了双元素翼帆的大涡模拟和实验研 究,认为层流分离气泡的存在促进了主翼和襟翼边 界层在缝隙区域的相互作用,延缓了襟翼边界层的 分离,其中缝隙泄露流起到了重要作用。Blakeley 等^[7]对多元素翼帆的失速特性进行试验研究,阐述了 缝隙宽度对翼帆失速特性的影响规律。Alessandro 等^[4]通过实验详细解释翼帆在不同襟翼偏转角下的 失速规律,然而对襟翼偏转角引起的翼帆失速机理 以及缝隙流动与气动特性变化规律的内在关系研究 尚不明确。

双元素翼帆翼型采用的NACA翼型设计,在翼型 失速特性的研究中可以借鉴风力机翼型^[8-10]的边界 层转捩机理。杨科等^[11]通过数值模拟研究了开缝方 案对风力机翼型失速特性的影响,开缝方案设置的 吸气口通过堵塞效应以及排气口的排气方式来干涉 来流,效果良好。高伟等^[12]通过对不同翼型弯度下 的风力机的气动特性对比,分析了翼型边界层分离、 转捩以及再附着位置对翼型升力和阻力系数的影响 规律,这为开展双元素翼帆翼型的失速机理提供了 有益的参考。

为了更好地了解双元素翼帆翼型的失速特性, 本文主要开展了双元素翼帆翼型在不同攻角、风速 以及襟翼偏转角时的失速过程,分析翼型边界层转 捩点位置以及边界层分离的变化规律。

2 数值计算方法

2.1 湍流模型

本文根据雷诺数的分布范围、边界层厚度以及 计算精度的要求^[13],采用 Transition SST 湍流模型求 解双元素翼帆翼型的流场。Transition SST 湍流模型 是在 SST $k-\omega$ 两方程模型基础上另外补充了 2 个变量 输运方程:间歇因子(γ)输运方程和转捩动量厚度雷 诺数($\tilde{R}e_{m}$)输运方程,其方程^[14-15]可表示为

$$\frac{\partial \left(\rho\gamma\right)}{\partial t} + \frac{\partial \left(\rho u_{j}\gamma\right)}{\partial x_{j}} = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\left(\mu + \sigma_{\gamma}\mu_{1}\right)\frac{\partial\gamma}{\partial x_{j}} \right] + P_{\gamma} - E_{\gamma}$$

$$(1)$$

$$\frac{\partial \left(\rho\tilde{R}e_{\theta_{1}}\right)}{\partial t} + \frac{\partial \left(\rho u_{j}\tilde{R}e_{\theta_{1}}\right)}{\partial x_{j}} = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\sigma_{\theta_{1}}\left(\mu + \mu_{1}\right)\frac{\partial\tilde{R}e_{\theta_{1}}}{\partial x_{j}}\right] + P_{\theta_{1}}$$

 ∂t ∂x_{j} ∂x_{j} ∂x_{j} (1, 1, 1) ∂x_{j}] (2) 式中 ρ 为密度; t为时间; u_{j} 为速度; j为张量中的自由

 $标;x_j$ 为坐标值; θ 为边界层动量厚度; μ 为层流黏性系

数; μ_1 为湍流黏性系数; P_{γ} , E_{γ} 和 P_{θ_1} 的物理定义可查 阅文献[15],常数 $\sigma_{\gamma}=1$, $\sigma_{\theta_1}=2$ 。

间歇因子γ值与边界层分离有关,边界层转捩 后,γ值趋于平缓,通常表示分离流转捩的间歇因子 γ_{sm}可用以下公式表示

$$\gamma_{\rm sep} = 2F_{\theta t} \cdot \min\left(1.0, F_{\rm reattach} Re_{v, \max}\right)$$
(3)

$$Re_{v,\max} = \max\left(0, \frac{Re_v}{3.235Re_{\theta c}} - 1.0\right) \tag{4}$$

$$F_{\text{reattach}} = \exp\left[-\left(\frac{R_T}{20}\right)^4\right]$$

式中F_n为开关函数。

最终考虑流动分离的间歇因子γ可表示为

$$\gamma_{\rm eff} = \max\left(\gamma, \gamma_{\rm sep}\right) \tag{5}$$

然后,将 γ_{eff} 与SST $k-\omega$ 模型中的k方程耦合,联合后的方程为

$$\frac{\partial \left(\rho k\right)}{\partial t} + \frac{\partial \left(\rho u_{j} k\right)}{\partial x_{j}} = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\left(\mu + \sigma_{k} \mu_{1}\right) \frac{\partial k}{\partial x_{j}} \right] + \widetilde{P}_{k} - \widetilde{D}_{k}$$
(6)

$$\begin{cases} \widetilde{P}_{k} = \gamma_{\text{eff}} P_{k} \\ \widetilde{D}_{k} = \min \left[\max \left(\gamma_{\text{eff}}, 0.1 \right), 1 \right] D_{k} \end{cases}$$
(7)

式中 P_k 为SST $k-\omega$ 二方程湍流模型的生成项; D_k 为耗散项; σ_k 为湍流普朗特参数。

2.2 网格和边界条件

基于前期的研究基础^[16],双元素翼帆翼型参数 定义如图 3 所示,主翼选取 NACA0018 翼型,襟翼选 取 NACA0015 翼型, c₁为主翼弦长, c₂为襟翼弦长, c 为 总弦长, X_r为襟翼旋转轴位置, g 为襟翼缝隙相对宽 度, α 为攻角, δ 为襟翼偏转角,其取值如表 1 所示。



Fig. 3 Definition of airfoil parameters of two-elements wingsail

为了避免边界对双元素翼帆外流场的影响,其 计算域必须保证足够大,本文选定的计算域为长方 形(32c×24c)见图4,取翼型前方长度为12c,翼型后方 长度为20c,宽度为12c。计算域进口设置为速度进 口,通过设定进口速度在x,y轴数值的大小确定速度

Table 1 Parameterization of the wingsail				
Airfoil parameter	Size			
c/m	0.35			
<i>h</i> /m	0.7			
Re	5×10 ⁵			
$\delta/(\circ)$	0~25			
$lpha/(\circ)$	0~20			
g/%	2.4			
$X_r'\%$	75~95			



Fig. 4 Calculation domain

方向;间歇因子γ取值范围为0~1,全湍流时设为1, 来流湍流强度为1%,湍流黏度比为7;流域出口压力 出口,总压为101325Pa;翼型壁面设置为固壁无滑移 边界。

为了精准地模拟出双元素翼帆的失速特性和边 界层流动,采用ANSYS ICEM 结构化C型网格对计算 域二维模型进行网格划分,为了满足Transition SST 湍流模型对边界层模拟的要求,需保证壁面y⁺<1(见 图 5),设置翼帆面的第一层网格高度设为8.5×10⁻⁶c, 棱镜层的生长率为1.15,并对缝隙网格进行了细化加 密(见图 6),网格总数约为1.24×10⁶。



Fig. 5 Distribution of y^+ value on wingsail surface



Fig. 6 Grid at encryption

2.3 网格独立性检查

为了保证网格数量对双元素翼帆翼型的气动特 性不产生影响,在雷诺数*Re*=5×10⁵时,采用Transition SST 湍流模型估算四种不同的网格数(6.3×10⁵,9.5× 10⁵,1.24×10⁶,1.54×10⁶)的模拟准确度。图7为襟翼 偏转角为0°的双元素翼帆翼型在α=6°的升力系数和 阻力系数。从图7中可以看出,阻力系数随网格数的 增加基本不变,升力系数随网格数的增加稍有波动, 但波动在0.5%以内,满足数值计算要求,考虑到网格 数过多带来的计算成本增加,本算例计算域采用的 网格数为1.24×10⁶。



Fig. 7 Convergence of $\alpha = 6^{\circ}$ as a function of mesh number

为了进一步验证网格可靠性,还分析了 Re=5× 10⁵在α=6°时网格尺寸对边界层转捩的影响,如图 8 所示。从图 8 可以看到,在1.24×10⁶和1.54×10⁶的网 格计算结果中,主翼压力面上有一段明显的层流分 离气泡,而对于6.3×10⁵和9.5×10⁵的网格没有明显的 层流分离气泡。在1.24×10⁶~1.54×10⁶间,翼型边界层 转捩流动没有显著差异。因此,1.24×10⁶的网格数适 合于研究双元素翼帆翼型。

2.4 数值模拟方法验证

为验证双元素翼帆翼型数值计算方法的可靠性,采用Transition SST湍流模型比较分析了在雷诺



Fig. 8 Flow profiles on the mid-span of wingsail

数为1.6×10⁵时,NACA0018 翼型的升力系数和阻力 系数,并与Sheldahl等^[17]做的NACA0018实验数据进 行比较,如图9所示。

从图9可以看出,Transition SST 湍流模型计算所 得的升力系数和阻力系数值与实验数据吻合较好, 攻角较大时,实验的升力系数略低于数值模拟的升 力系数,而阻力系数也出现波动差异,这是因为攻角 增大后,翼型边界层的非定常流动对转捩过程的气 流分离有较大影响,这又与气流的湍流度、表面粗糙 度等参数有关。而设定粗糙度为5μm的Transition SST转捩模型的计算结果与实验数据差值较小,这是 因为Sheldahl在实验中采用的铝材料制作的NA-CA0018 翼型,其粗糙度在5μm左右,同时Transition SST湍流模型由于加入了额外的两个变量运输方程, 可捕捉边界层转捩过程,其计算结果也接近实验值。 因此,本模型在数值模拟中适合采用Transition SST 湍流模型。



Fig. 9 Comparison of lift coefficient and drag coefficient between test and CFD

为了验证 Transition SST 湍流模型对转捩点位置 预测的准确性,同时分析了攻角α=0°时,Transition SST 湍流模型与 Nakano等^[18]实验结果中的转捩点位 置的匹配情况如图 10 所示。通过图 10 可以看出,粗 糙度为 5μm 的 SST *k-ω*转捩模型预测 NACA0018 翼 型边界层分离点的位置在 0.56 倍弦长(*S*点)位置,再 附着点在 0.82 倍弦长(*RA*)位置,尽管 Nakano 的实验 结果中相对弦长较数值模拟结果中弦长较大,但其 测得的 NACA0018 翼型边界层分离点 *S* 与再附着点 (*RA*)位置基本与 Transition SST 湍流模型结果一致, 可满足对双元素翼帆翼型失速特性数值计算的 要求。



Fig. 10 Comparison of lift coefficient and drag coefficient between test and CFD

3 结果与分析

3.1 双元素翼帆翼型与NACA0018 翼型的失速特性 对比

3.1.1 升阻力特性曲线

图 11 为双元素翼帆的主翼翼型与NACA0018 翼型的升阻力特性曲线。从图 11(a)可以看出,在小攻 角时 NACA0018 翼型的升力系数略高于双元素翼帆 的主翼翼型,但随着攻角的增大,双元素翼帆主翼翼 型的升力系数明显高于 NACA0018 翼型的升力系数, 在失速角(12°)达到了 1.63,随后进入失速状态;而图 11(b)显示双元素翼帆主翼翼型的阻力系数在攻角 小于 10°时为负值,低于 NACA0018 翼型的阻力系数, 这说明双元素翼帆的缝隙流对主翼表面的边界层流 动会产生较大影响。

3.1.2 主翼边界层分离泡

图 12 和图 13 研究了双元素翼帆翼型和 NA-CA0018 翼型产生边界层分离泡的情况。由图可知, 随着攻角的增大,NACA0018 翼型吸力面分离泡和转 掠位置前移,分离泡长度减小,而压力面分离泡位置 后移,其长度要大于吸力面分离泡长度^[19];主翼翼型 在小攻角时压力面也存在边界层转捩现象,降低了 翼型压力面的表面压力;同时由于缝隙绕流受到襟 翼前缘的干涉,流体会向主翼吸力面尾缘回流,从而 诱发主翼吸力面尾流的提前分离,因此主翼的角区 分离比 NACA0018 翼型更为严重;攻角为14°时,主翼 前缘的层流分离泡因无法重新附着在壁面而发生前 缘失速现象,失速后其升力系数突然下降,由图 11 (a)可印证。而攻角为14°时 NACA0018 翼型发生了







(d) α=14°

Fig. 12 Distribution of separated bubbles on airfoil surface

尾缘失速,尾缘的流动分离点随攻角的增加向前缘 方向移动,其升力失速特征比较温和。



Fig. 13 Laminar separation point and reattachment point of wing airfoil at different angles of attack

图 14显示了双元素翼帆主翼翼型与NACA0018 翼型的转捩特性。由图 14可知,当攻角超过4°时,随 着攻角增大双元素翼帆主翼翼型转捩位置比NA-CA0018翼型更靠近前缘,这对抑制前缘流动分离有 一定作用,但对角区流动分离的抑制作用不明显。 而在小攻角时在翼型尾缘只有压力面存在边界层转 捩现象,降低了翼型压力面的表面压力。当攻角为 6°时NACA0018翼型的转捩点消失,而攻角超过8°时 主翼翼型的转捩点也消失,这有利于翼型尾缘保持 有利的压力梯度。



NACA0018 airfoil

3.2 襟翼偏转角对襟翼翼型的失速特性的影响

3.2.1 推进特性曲线

首先分析了不同襟翼偏转角δ下升力系数的变 化曲线,如图15所示。从图15(a)可以看出,在失速 发生前升力系数随襟翼偏转角的增加而增加,失速 角减小;当襟翼偏转角达到25°时,由于襟翼偏转角

过大,流过缝隙的流体不足以补充主翼尾流的能量 损失,失速大幅度提前发生。而图15(b)更清楚地显 示了升力系数随襟翼偏转角的变化规律,在攻角小 于8°时,升力系数随襟翼偏转角的增加而增加;当攻 角为12°时,升力系数曲线呈非线性变化,其中襟翼 偏转角为3°,7°~13°,17°~19°时的升力系数低于攻角 为8°时的升力系数,表明此时双元素翼帆翼型已经 发生失速,而襟翼偏转角为0°,1°,5°和15°时的阻力 系数相对较低,说明此时的双元素翼帆翼型尚未失 速,这种大攻角时升阻系数毫无规律的变化是典型 的多物理参数共同作用的结果,翼帆的缝隙流动受 到了来流攻角、缝隙相对宽度以及襟翼偏转角的综 合作用,其中某一参数的变化会带来缝隙绕流的扰 动,改变两个自由剪切层的相互作用,造成翼型失速 或者改善流动。以图16为例,当襟翼偏转角增大时, 对应的缝隙相对宽度也会被动增大,流过缝隙的流 体增多,如果此时的攻角也增大,流过缝隙的流体可 能会引起襟翼的失速。因此大襟翼偏转角加大攻角 时的双元素翼帆翼型的失速特性较难控制,需进一 步细化研究。



Fig. 15 Lift coefficient characteristics of the wingsail with different flap deflection angles



Fig. 16 Diagram of gap relative width change with flap deflection angle change

襟翼偏转角的改变对通过影响双元素翼帆的升 阻力系数来影响其助推力特性和侧推力特性,统称 为推进系数。最优推进系数是指尽可能大的助推力 系数匹配符合要求的侧推力系数,为直观理解双元 素翼帆翼型的推进系数,对其在船模型进行受力分 析^[20],如图17所示。



Fig. 17 Stress analysis of wingsail on ship

图 17 中 x 轴正向为船首方向, y 轴正向为船舶右 弦方向, 相对船舶的风速定义为 v₀, 来风方向与船首 的夹角定义为相对风向角, 用 θ表示, 如船首方向来 风时的相对风向角为 0°, 且沿着俯视船舶的逆时针 方向增大, 船尾方向相对来风为 180°。翼帆受到的 升力为 F_L, 阻力为 F_D, 将翼帆升力和阻力进行合成分 解, 得到沿着船舶航向的助推力 F_x和垂直于船舶航 向的侧推力 F_y。其安装角大小可通过翼帆攻角来表 示, 其公式如下。

$$F_{x} = F_{\rm L} \sin\theta - F_{\rm D} \cos\theta \tag{8}$$

$$F_{y} = F_{L}\cos\theta + F_{D}\sin\theta \qquad (9)$$

得到船舶翼帆的助推力系数 C_x和侧推力系数 C_y 分别为

$$C_x = C_{\rm L} \sin\theta - C_{\rm D} \cos\theta \qquad (10)$$

$$C_{\rm y} = C_{\rm L} \cos\theta + C_{\rm D} \sin\theta \tag{11}$$

由于侧推力的增大会对船舶的稳性和安全性造 成影响,因此翼帆攻角和相对风向角的选择需要分 别考虑翼帆助推力与侧推力对船舶的作用效果,不 再一味追求最大助推力而忽略侧推力对船舶横倾的 影响,当双元素翼帆尚未发生失速时其阻力系数很 小,助推力和侧推力的大小主要受升力系数的影响, 因此根据相对风向角合理选择升力系数显得尤为 重要。

双元素翼帆的助推力系数和侧推力系数随相对 风向角和襟翼偏转角的变化规律,如图18所示。从 图18中可以看出,在相对风向角为75°~105°内的助 推力系数最大,侧推力系数也接近0值,属于最优相 对风向角范围,而随着襟翼偏转角的增大,助推力系 数出现波动式增大,这与不同襟翼偏转角时的最大 升力系数及对应的阻力系数变化规律有关。图19为 不同襟翼偏转角时双元素翼帆翼型的最大升力系数 及对应的阻力系数曲线。从图19中可以看出,随着 襟翼偏转角的增大,翼型的最大升力系数基本呈增 大趋势,其中在襟翼偏转角为5°~7°,15°~17°以及21° ~23°时,最大升力系数都出现了明显下降,这是由于 在多物理参数共同作用时,虽然此时的襟翼偏转角 增大,但是失速角减小造成翼型产生的最大升力降 低。在双元素翼帆工作中,襟翼偏转角和攻角的选





择应有利于获得较大的升力系数和助推力系数,但 也应保证侧推力系数较小(本文要求侧推力系数小 于1.1)。当相对风向角改变时,应首先根据推力系数 变化规律和侧推力系数的限制性要求确定襟翼偏转 角,再根据侧推力系数要求以及失速角大小确定合 适攻角,这样保证了双元素翼帆在提供最大推力系 数的同时又保证了较小的侧推力系数,有利于保证 翼帆整体性能的稳定,如表2所示。



Fig. 19 Maximum lift coefficient and corresponding drag coefficient at different flap deflection angles

Table 2	Wingsail	attitude at	different	wind	angles
---------	----------	-------------	-----------	------	--------

Relative wind angles/(°)	$\delta/(\circ)$	$\alpha/(\circ)$
30	5	8
35	5	8
40	5	10
45	5	10
50	5	12
55	5	14
60	15	10
65	15	12
70	25	12
75	25	12
80	25	12
85	25	12
90	25	12
95	25	12
100	25	12
105	25	12
110	25	12
115	15	12
120	15	10
125	5	10
130	5	10

3.2.2 压力系数分布 翼帆在空气中运动时,其二维翼型表面的压力 变化规律一般用压力系数表示,其表示方法为

$$C_{p} = \frac{p - p_{0}}{0.5\rho v_{0}^{2}} \tag{12}$$

式中p为翼型表面压力,p₀为标准大气压,v₀为来流速度大小。

图 20为不同襟翼偏转角时双元素翼帆翼型的压 力载荷分布。从图 20可以看出,随着襟翼偏转角的 增大,主翼和襟翼翼型前缘的上下表面压力差都增 大,特别是在襟翼前缘的吸力面也存在边界层转捩 现象,而在襟翼后缘的压力差倒挂区越来越长,说明 襟翼后缘的角区分离不断变大;对于攻角为8°的双 元素翼帆翼型,当襟翼偏转角增大到17°时的主翼吸 力面压力载荷出现波动,这是由于襟翼偏转角增大, 流过缝隙的流体增加较多,干涉了主翼吸力面附面 层流动,产生了较多的层流分离泡,进而对翼型的升 阻力性能等产生影响。



Fig. 20 Pressure coefficient distribution at different flap deflection angles

3.2.3 襟翼边界层分离泡

图 21 研究了不同襟翼偏转角时双元素翼帆襟翼 翼型的边界层分离泡情况。由图 21 可知,在襟翼偏 转角为0°时襟翼吸力面前缘和尾缘分别存在一个分 离泡,这时的襟翼吸力面尾缘流体流动仍以层流为 主,其抵抗逆压梯度能力较弱,容易发生层流分离以 及再附着现象;而随着襟翼偏转角增大,襟翼吸力面 前缘和尾缘的分离泡明显前移,这是由于襟翼偏转 角增大后流体通过缝隙绕流襟翼产生逆压梯度的位 置发生了改变,附面层分离的位置前移,进而影响翼 型表面的压力分布;当襟翼偏转角增大到13°时,襟 翼吸力面出现了一系列层流分离又再附着现象,层 流分离泡长度较长,这说明缝隙流体的能量不足以 促使襟翼吸力面边界层转捩,流动仍以层流为主;而 当襟翼偏转角增大至17°时,襟翼吸力面的流动完全 分离,产生失速,这种失速形式类似于薄翼失速。

3.2.4 翼型的湍流特性

图 22 给出了攻角为 0° 和 8° 时, 不同襟翼偏转角

下双元素翼帆翼型周围的湍流强度分布。当襟翼偏转角为9°时,从主翼吸力面中前部产生湍流并连续向下游扩散至襟翼吸力面;而在图22(b)中,攻角为8°时可以清楚地显示缝隙射流现象,即流过缝隙的流体明显处于层流状态,此时主翼尾流对襟翼吸力面的干涉作用减弱,同时在襟翼尾缘开始产生湍流,这种湍流是由角区分离引起的涡结构演变产生的。在图22(c)中,攻角为0°时襟翼翼型的流动分离点提前至0.35c,处,湍流强度在翼型后缘附近急剧增大,并在翼型尾迹中保持一定距离,这是由于缝隙射流抵抗压力梯度的能力减弱,引起了附面层转捩,并进一步促进了流动分离,攻角为8°时襟翼偏转角过大引起了襟翼吸力面完全分离,襟翼翼型的湍流强度急



Fig. 21 Distribution of separation bubbles in flap boundary layer at different flap deflection angles



Fig. 22 Turbulence intensity distribution of wingsail airfoil at different flap deflection angles

剧增大,并干涉了主翼吸力面流动,引起翼帆失速。3.3 风速对双元素翼帆翼型失速特性的影响3.3.1 升阻特性曲线

首先分析了襟翼偏转角为0°时,不同雷诺数时 双元素翼帆翼型的升阻系数随攻角的变化曲线,如 图 23 所示。从图 23 中可以看出,在小攻角时不同雷 诺数的升力系数区别不大,随着攻角的增大,其差值 不断变大,雷诺数为 1.4×10⁵(v=5.81m/s)的翼型最先 发生失速,且随着雷诺数的增加翼型失速延迟发生, 到雷诺数为 1.4×10⁶(v=58.12m/s)时,失速角增大到 14°,最大升力系数也提高至 1.4左右,而随着雷诺数 的增大,双元素翼帆翼型的阻力系数不断降低,这与 翼型表面的分离泡大小和分布随雷诺数的变化 有关。



Fig. 23 Lift/drag characteristics of two-elements wingsail at different Reynolds numbers

3.3.2 压力系数分布

图 24 为不同雷诺数时的双元素翼帆翼型的压力 系数分布。从图 24 可以看出,当雷诺数为 1.4×10⁵ 时,攻角为 6°的主翼翼型吸力面存在明显的边界层 转捩,而攻角为 12°的主翼翼型吸力面前缘下游的压 力系数几乎是平的,这是由于雷诺数较小,气流在主 翼前缘分离。当雷诺数为1.4×10⁶时,主翼吸力面前 缘的最低压力明显增大,吸力面分离泡位置前移且 长度变小,攻角为12°的主翼表面不再失速。因此, 当攻角和襟翼偏转角较大时,操纵双元素翼帆时需 要考虑雷诺数的大小,以避免在操帆过程中发生流 动分离而引起的升阻力的突然变化。



Fig. 24 Pressure coefficient distribution of two-elements wingsail airfoil at different Reynolds numbers

3.3.3 翼型边界层分离泡

图 25 研究了攻角为6°时的双元素翼帆翼型产生 边界层分离泡的情况。由图 25 可知, 雷诺数为1.4× 10⁵时, 主翼吸力面尾缘由于湍流发展而产生分离流 动。而襟翼吸力面尾缘存在一个较大的流动分离 区, 这是由于较低的雷诺数时通过缝隙的流体数量 较少, 在襟翼吸力面流动时抵抗附面层内逆压梯度 的能力较差, 流动分离点在 0.65c₂处; 而雷诺数为 2.4×10⁵时, 在主翼翼型上下表面的分离泡长度变短, 襟翼吸力面尾缘的流动分离区变小, 流动分离点在 0.8c₂处, 增大的雷诺数改变了通过缝隙的流体产生逆 压梯度的位置, 影响了附面层分离点, 进而影响襟翼



Fig. 25 Boundary layer separation bubble of two-elements wingsail airfoil at different Reynolds numbers

表面的压力分布;随着雷诺数的进一步增大,主翼翼 型上下表面的分离泡长度进一步变短,吸力面尾缘 的角区分离区也变小,襟翼表面受缝隙流体的作用 更加明显,襟翼吸力面尾缘的角区分离消失,且流体 绕流襟翼尾缘至压力面,干涉了压力面流体的流动, 引起压力面尾缘的流动分离。

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)当双元素翼帆在主翼后添加上襟翼,通过压 力面绕过缝隙进入主翼吸力面的流体受到扰动,同 时干涉了绕翼型的上游层流,在小攻角时注入吸力 面层流的能量减少,降低了抵抗附面层内逆压梯度 的能力;随着攻角的增大,流过缝隙的流体为吸力面 流体注入能量,增强了抵抗附面层内逆压梯度的能 力,延缓了层流分离的发生,使得翼型大攻角特性得 到了改善。

(2)对于不同的襟翼偏转角,在相对风向角为 75°~105°时助推力系数最大,侧推力系数也接近0 值,属于最优相对风向角范围,而随着襟翼偏转角的 增大,助推力系数出现波动式增大。当相对风向角 改变时,应根据侧推力系数要求以及失速角大小确 定合适的襟翼偏转角和攻角。总体来看,先确定襟 翼偏转角,再选择攻角有利于保证翼帆整体性能的 稳定。 (3)随着风速的增大,双元素翼帆翼型的阻力系 数不断降低,襟翼吸力面尾缘的角区分离消失,且流 体绕流襟翼尾缘至压力面,干涉了压力面流体的流 动,引起压力面尾缘的流动分离,因此当攻角和襟翼 偏转角较大时,操纵双元素翼帆时需要考虑风速的 大小,以避免在操帆过程中发生流动分离而引起的 升阻力的突然变化,对翼帆结构安全和船舶稳定运 行产生不利影响。

致 谢: 感谢江苏省高等学校自然科学研究面上项目、 千帆新锐项目的资助。

参考文献

- [1] 胡 琼,周伟新,刁 峰. IMO 船舶温室气体减排初 步战略解读[J]. 中国造船, 2019, 60(1): 195-201.
- [2] AYRO raises €10.5M to Boost Development of Wingsail Technology[EB/OL]. https://vpoglobal.com, 2021-09-17.
- [3] Daniel W. A High-Level Interface for a Sailing Vessel
 [R]. KTH Bachelor Thesis Report, 2021.
- [4] Alessandro F, Nicolas G, Vincent C. Numerical and Experimental Analysis of the Flow Around a Two-Element Wingsail at Reynolds Number 0.53×10⁶[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2016(62): 538-551
- [5] Chen L, Wang Hongming, Sun Peiting. Numerical Investigation of a Two-Element Wingsail for Ship Auxiliary Propulsion [J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2020, 8(5).

[6] Vincent C, Nicolas G, Nicolas V. Aerodynamic Study of

a Two-Elements Wingsail for High Performance Multihull Yachts [C]. Auckland: 5th High Performance Yacht Design Conference, 2015.

- [7] Blakeley A W, Flay R G J, Richards P J. Design and Optimisation of Multi-Element Wing Sails for Multihull Yachts [C]. Australia: 18th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2012.
- [8] 唐新姿,黄轩晴,孙松峰.考虑层流分离的低速风力 机翼型气动性能研究[J].动力工程学报.2017,37 (1):52-59.
- [9] 袁尚科.风力机失速特性研究[D].兰州:兰州理工大学,2016.
- [10] 张 阳,周 洲,李 旭.低雷诺数条件下湍流度及 湍流梯度对翼型气动特性的影响[J].西北工业大学 学报,2021,39(4):721-730.
- [11] 杨 科,王会社,徐建中.开缝式风力机静态失速特性的研究[J].2008,29(1):32-35.
- [12] 高 伟,李 春,高月文.几何参数对风力机翼型转捩 特性的影响[J].动力工程学报,2013,33(6):490-496.
- [13] 靳允立,胡 骏. 翼型失速及雷诺数变化对风力机气动性能影响的数值研究[J]. 太阳能学报,2009,30 (9):1280-1285.
- [14] Menter F R, Langtry R B, Likkisr, et al. A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables, Part I: Model Formulation [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413-422.

- [15] Langtry R B, Menter F R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes [J]. AIAA Journal, 2009, 47 (12): 2894-2906.
- [16] 李 臣,孙培廷.低雷诺数下双元素翼帆的襟翼几何 参数对其推进特性影响研究[J].推进技术,2020,41
 (11):2613-2622. (LI Chen, SUN Pei-ting. Effects of Flap Geometry Parameters on Propulsion Characteristics of Two-Elements Wingsail at Low Reynolds Number[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(11):2613-2622.)
- [17] Sheldahl R E, Klimas P C. Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines [R]. Albuquerque: Sandia National Laboratories, SAND80-2114, 1981.
- [18] Nakano T, Fujisawa N, Oguma Y, et al. Experimental Study on Flow and Noise Characteristics of NACA0018 Airfoil [J]. Journal of Wind Engineering, 2007, 95: 511-531.
- [19] Gasser H, Arnany H, Moharned E Y. Numerical Investigation of Medium Range *Re* Number Aerodynamics Characteristics for NACA0018 Airfoil [J]. *CFD Letters*, 2014, 6(4): 175-187.
- [20] 王 迪.风翼柴油机混合动力船舶运动控制研究[D]. 大连:大连海事大学,2018.

(编辑:朱立影)