第 40 卷 第 2 期 实 验 流 体 力 学 Vol. 40, No. 2
2026 年 4 月 Journal of Experiments in Fluid Mechanics Apr., 2026

文章编号：1672-9897(2026)02-0110-15 doi: 10.11729/syltlx20230165

仿座头鲸鳍肢前缘单/双凸起翼段失速特性的实验研究

时德伟[1]，陈乐天[1]，范子椰[1]，姜楠[1, 2]，左志钢[3, *]，唐湛棋[1, 2, *]

1. 天津大学 机械工程学院 力学系，天津 300354 2. 天津市现代工程力学重点实验室，天津 300354
3. 清华大学 能源与动力工程系，北京 100084

摘要：近年来，相关研究表明仿座头鲸鳍肢前缘凸起可以有效延缓翼段失速或改善失速后翼段的气动性能。为研究仿生前缘凸起翼型的流动分离现象，针对二维平直翼段 NACA 63_4-021 以及带有单个和两个前缘凸起的改型翼段开展了粒子图像测速（PIV）实验研究。对比了不同迎角下各翼段吸力面的平均速度、湍动能等统计量的分布，并对实验数据进行了本征正交分解（POD）模态分析，从能量的角度对失速过程中的流动结构进行了研究。研究发现：单、双凸起翼段都具有两步失速特性，当发生单侧失速时，凸峰处存在稳定的附着流动，抑制了失速区向凸起另一侧的扩展，起到了类似翼刀的作用；相比于单凸起翼段，双凸起翼段在更小的迎角下发生失速模式的转换；POD 分解的各阶模态能量大小与翼段所处的失速模式有关，失速模式的切换会导致流场中流动结构特征发生变化；单凸起翼段处于单侧失速与双侧失速转换的临界迎角时，流动分离模式具有不稳定性。本研究为仿生前缘凸起翼型的理论研究和工程应用提供了实验参考。

关键词：仿生前缘凸起；粒子图像测速；本征正交分解；流动分离；流动结构

中图分类号：O353.5；V211.7 **文献标识码：**A

Experimental study on stall characteristics of wing sections with leading-edge protuberances inspired by humpback whale flipper

SHI Dewei[1], CHEN Letian[1], FAN Ziye[1], JIANG Nan[1, 2],
ZUO Zhigang[3, *], TANG Zhanqi[1, 2, *]

1. Department of Mechanics, School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300354, China
2. Tianjin Key Laboratory of Modern Engineering Mechanics, Tianjin 300354, China
3. Department of Energy and Power Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China

Abstract: In recent years, relevant studies have shown that wing sections with humpback whale-like leading-edge protuberances can effectively delay stall and improve aerodynamic performance after stall. To investigate the flow separation phenomenon of the biomimetic leading-edge protuberances wing section, a particle image velocimetry (PIV) experimental study on the NACA 63_4-021 wing section and modified wing sections with single and double leading-edge protuberances is carried out. The distributions of statistics such as the average velocity of the wing section suction surface and the turbulent kinetic energy at different angles of attack are compared. The proper orthogonal decomposition (POD) method is adopted to analyze the experimental data. The flow structures during the stall process are analyzed from an energy perspective. The study finds that: both single and double leading-edge protuberances wing sections have two-step stall characteristics. When a unilateral stall occurs, there is a stable attached flow at the convex peak, which suppresses the extension of the stall zone to the other

收稿日期：2023-12-26；**修回日期**：2024-03-19；**录用日期**：2024-03-22
基金项目：国家自然科学基金项目（12272265, 12332017）；国家工程研究海上风电研究中心项目（HSFD22001）
* 通信作者 E-mail：Zhigang200@tsinghua.edu.cn；zhanqitang@tju.edu.cn

引用格式：时德伟, 陈乐天, 范子椰, 等. 仿座头鲸鳍肢前缘单/双凸起翼段失速特性的实验研究 [J]. 实验流体力学, 2026, 40(2): 110-124.
SHI D W, CHEN L T, FAN Z Y, et al. Experimental study on stall characteristics of wing sections with leading-edge protuberances inspired by humpback whale flipper[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2026, 40(2): 110-124.

side of the convex peak and plays a role similar to a wing blade. Compared to the single leading-edge protuberance wing section, the wing section with double leading-edge protuberances undergoes stall mode transition at smaller angles of attack. The energy of each mode of POD decomposition is related to the stall mode at which the wing section is located. The characteristics of the flow structure in the flow field change with the switching of stall modes. The flow separation mode of the single leading-edge protuberance wing section exhibits instability during the transition from unilateral stall to bilateral stall. This study provides an experimental reference for the theoretical research and potential engineering application of biomimetic leading-edge protuberances wing sections.

Keywords: biomimetic leading-edge protuberances; particle image velocimetry; proper orthogonal decomposition; flow separation; flow structure

0　引　言

翼面绕流问题广泛存在于飞机和流体机械的运行中，翼型在大迎角下会出现失速现象，吸力面发生流动分离，导致升力陡然下降，阻力大幅升高，引起气动性能和机组效率的降低。因此对流动分离现象的研究与控制具有重要的工程应用价值。

座头鲸是海洋中最大的生物之一，其鳍肢前缘具有独特的波状凸起。在捕食时，它先快速游过猎物身边，形成气泡云以聚集猎物[1]，再完成一个快速的转弯，回过头来穿过气泡云捕食猎物[2]。在转弯过程中，鳍肢依靠升力产生向心力，当迎角很大时，有可能出现失速现象。因此，座头鲸捕猎时的高速转弯要求其鳍肢在大迎角下具有良好的性能。通过仿生学研究，Fish 等[3] 发现座头鲸鳍肢的剖面形状与翼型相似，前缘凸起轮廓类似于正弦曲线，提出这种凸起结构具有在大迎角下延缓失速的作用[4]。Miklosovic 等[5] 在风洞中分别对带有前缘凸起的和平滑的座头鲸鳍肢模型进行了测力实验，对比结果发现，具有前缘凸起的模型最大升力提高了 6%，失速迎角推迟了 40%。Pedro[6]、Webber[7]、Johari[8] 和 Zhang[9] 等分别采用数值和实验方法研究了仿鲸鱼鳍前缘凸起翼段的气动性能，验证了前缘凸起对翼段失速特性的改善作用。Cai 等[10] 对平滑翼段、具有单个前缘凸起的翼段进行了实验研究，发现平滑翼段在达到失速迎角后发生升力骤降，而单凸起翼段具有特殊的两步失速特性。在平滑翼段失速迎角之前，单凸起翼段先发生第一次失速，翼段仍有相当一部分区域处于未失速状态，升力系数介于平滑翼段失速前后之间；在平滑翼段失速迎角之后，单凸起翼段发生第二次失速，升力系数降至与平滑翼段失速后相当，并在凸峰位置观测到一股附着流动。同时 Cai 等[11] 对具有多个前缘凸起的翼段进行了实验和数值分析，发现其绕流流场在小迎角下呈周期性分布，在大迎角下则具有非周期性且流场出现分区效应，并发现多凸起翼段的失速过程较平缓，在大迎角时升力系数明显高于平滑翼段。李德友等[12] 针对 Cai 等学者的研究成果做了更进一步的数值分析，发现双凸起翼段也呈现两步失速特性，同时提出前缘凸起引发的不对称流向涡是产生不同失速现象的主要原因，不同前缘凸起数对流动的作用机理也不同。Zhao 等[13] 采用本征正交分解方法研究了平滑翼段和多个前缘凸起翼段的绕流流场，提出卡门涡在平滑翼段尾迹中占主导地位，而前缘凸起结构抑制了这种旋涡脱落过程。

Yang 等[14] 使用 PIV 实验方法研究了前缘凸起对低展弦比机翼模型流动的影响，发现前缘凸起可以有效缓解模型的流动分离，并降低尾流涡对流动脉动能量的贡献。Ghazi 等[15] 使用 RANS 方法对具有前缘凸起的涡轮机叶片进行了数值模拟，发现与平滑前缘叶片相比，改型叶片的功率和扭矩系数显著增加。Dong 等[16] 研究了前缘凸起结构的振幅和波长对压气机叶片流动控制效果的影响，并分析了前缘凸起结构轮廓的设计方法。除此之外，李润泽等[17] 研究了凹凸前缘对压气机叶栅气动性能的影响，陈柳[18] 和杨伟琦[19] 等发现凹凸前缘具有良好的空化抑制作用，侯宇飞等[20] 发现凹凸前缘对翼段动态失速有较好的控制效果。这表明基于仿生学的前缘凸起结构在流动控制领域引起了越来越广泛的关注与应用。

尽管上述研究工作已使人们对前缘凸起翼段的流动控制机理有了一定的认识，但主要是基于数值模拟进行分析，并且没有对流场分离现象进行深入系统的研究。本文采用 PIV 实验手段，以 NACA 63_4-

021 翼型作为研究对象，对平直翼段、单凸起和双凸起翼段的绕流流场进行高精度测量，系统地分析不同迎角下各翼段绕流流场的分离现象。

1 实验介绍

实验在天津大学低湍流度回流式风洞中进行，风洞实验段长 2300 mm，有效横截面积 1000 mm × 1000 mm。风洞实验段来流速度可在 2～60 m/s 范围内连续调节，背景湍流度小于 0.2%。实验对象为以 NACA 63_4-021 作为基准翼型的平直翼段，以及具有单个、双个前缘凸起的改型翼段(图 1)，其基准弦长 c 为 200 mm，翼展 S 为 1000 mm。凸起部分在基准翼型的前缘基础上外扩，每个凸起的轮廓线为一个余弦曲线周期，波长 λ 为 50 mm，幅值 a 为 20 mm，单个、双个前缘凸起均位于翼展中心位置。

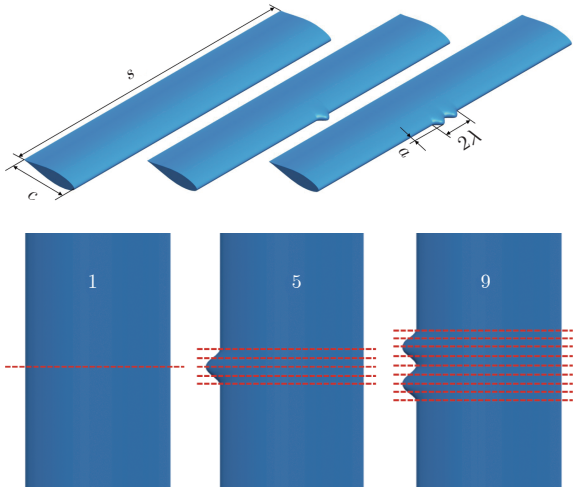


图 1 翼段模型和测量截面

Fig. 1 Airfoil model and measurement cross-section

平直翼段的测量截面为翼展中心截面；单凸起翼段在凸起部分沿展向平均划分 5 个测量截面，双凸起翼段沿展向平均划分 9 个测量截面，相邻截面距离 12.5 mm。将凸起中心处的翼段剖面(弦长最大的位置)称为凸峰截面，基准翼型和凸起交界处的翼段剖面称为根部截面。翼段沿展向竖直安装在风洞实验段底部的转盘上，可连续调节翼段迎角。翼段与转盘刚性连接，实验过程中翼段无振荡。激光沿水平方向照射，2 台高速相机同步由上至下拍摄，实验装置如图 2 所示。

实验来流速度 u_∞为 13.3 m/s，雷诺数为 1.8×10^5，翼段迎角 α 在 14°～24°范围内先增后减，每隔 2°为一个测量工况。每个实验测量截面分为 2 个视场：视场 1 对应翼型前半部分，位置固定不动；视场

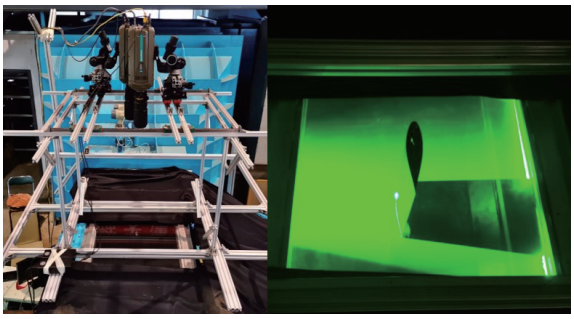


图 2 实验装置图

Fig. 2 Experimental setup diagram

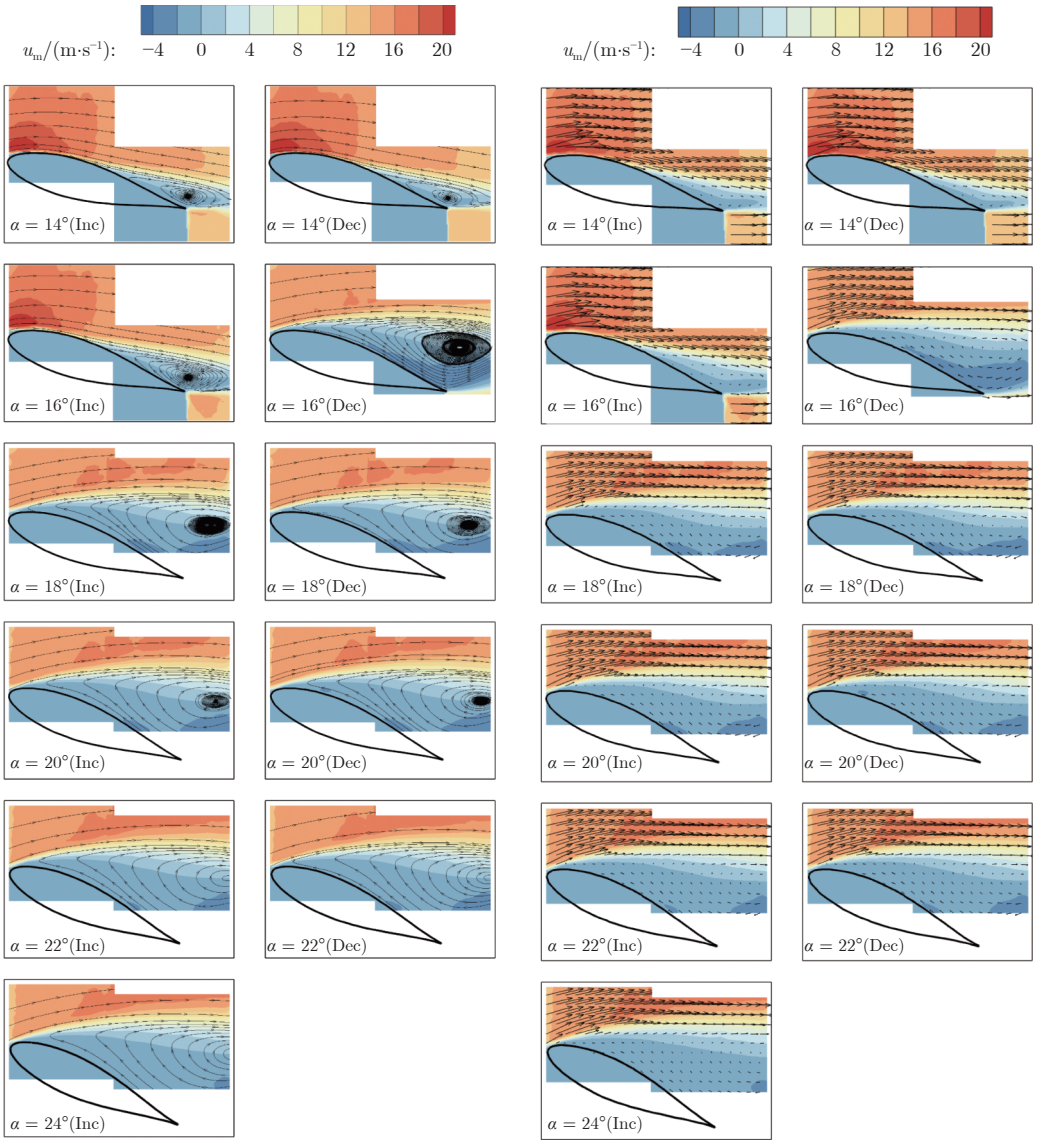
2 对应翼型后半部分，由于各工况下流动分离程度不同，视场 2 的位置随迎角变化而调整。相机采用双帧模式拍摄，脉冲时间间隔为 40 μs。每个工况拍摄 2 组数据，采样频率分别为 200 和 800 Hz，采样时长分别为 20.535 和 5.133 s，每组数据包含 4107 对图像。采用自适应互相关算法计算速度场，查询窗口大小为 16 像素 × 16 像素，每个瞬时速度场包含 159 × 99 个速度矢量，相邻矢量间的实际距离约为 1 mm。

通过同一瞬时 2 个流场中出现的同一个涡结构，可以确定 2 个视场的相对坐标，将 2 个小视场进行拼接，以获得更完整的大视场。由于 2 台相机到激光平面的拍摄距离不可能完全相同，2 个视场中矢量点的间距存在细微差别，因此在拼接前基于视场 1 的矢量点间距，在视场 2 中重新生成矢量点坐标，对视场 2 的数据进行插值，获得一个矢量点间距与视场 1 相同的新视场，再将这个新视场与视场 1 进行拼接。拼接时 2 个小视场存在重叠区域，拼接所得大视场中该区域内的数据取 2 个小视场数据的平均值。此外，拼接得到的大视场中还存在 2 个无数据的矩形区域，这 2 个区域的数据用 0 填充。

2 基本统计量分析

基于 PIV 获得的定量速度场，图 3 给出了平直翼段中心截面的流向平均速度 u_m 云图。Inc 表示增迎角工况，Dec 表示减迎角工况，各工况拍摄时流场均已达到稳定状态。迎角递增工况中，14°迎角流场处于后缘分离状态，16°迎角时分离程度略有增大。当迎角增长到 18°时，流场突然发生前缘分离，回流区域扩大至整个翼面，该流场状态一直持续至 24°迎角。在迎角递减工况中，流场直至 16°迎角时仍处于前缘分离状态，与增迎角工况对比具有明显的迟滞效应，直至 14°迎角流场才恢复后缘分离状态。此现

象表明该翼型属于尾缘–前缘混合型失速的翼型[18]，其特点是在小迎角下先发生尾缘失速，当达到临界迎角时突然发生前缘分离，且在迎角减小时存在迟滞效应。



（a）流线图　　（b）速度矢量图

图 3　平直翼段时均流向速度云图

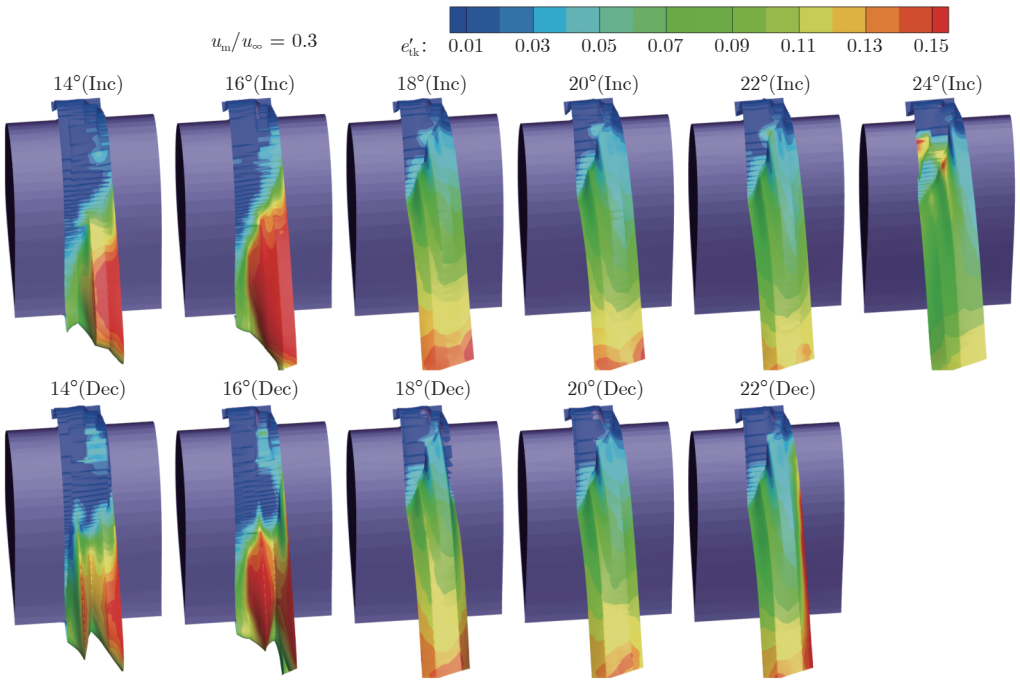
Fig. 3　Time-averaged flow velocity cloud diagram of the flat wing section

单、双凸起翼段具有多个测量截面，为便于观察整体的流动分离规律，对测得的二维速度场添加展向坐标，组合不同展向位置的测量截面，通过 Tecplot 软件生成三维速度场，并抽取流向平均速度等值面。图 4 为单凸起翼段流向平均速度的等值面分布，参考平直翼段流线和流向速度云图，等值面取自由来流速度的 0.3 倍，该等值面与流线所显示的流动分离区域边界较为符合。图中，等值面底部为对应迎角的单凸起翼段模型。云图显示的是使用来流速度无量纲化的湍动能e'_{tk}，其中湍动能表示为：

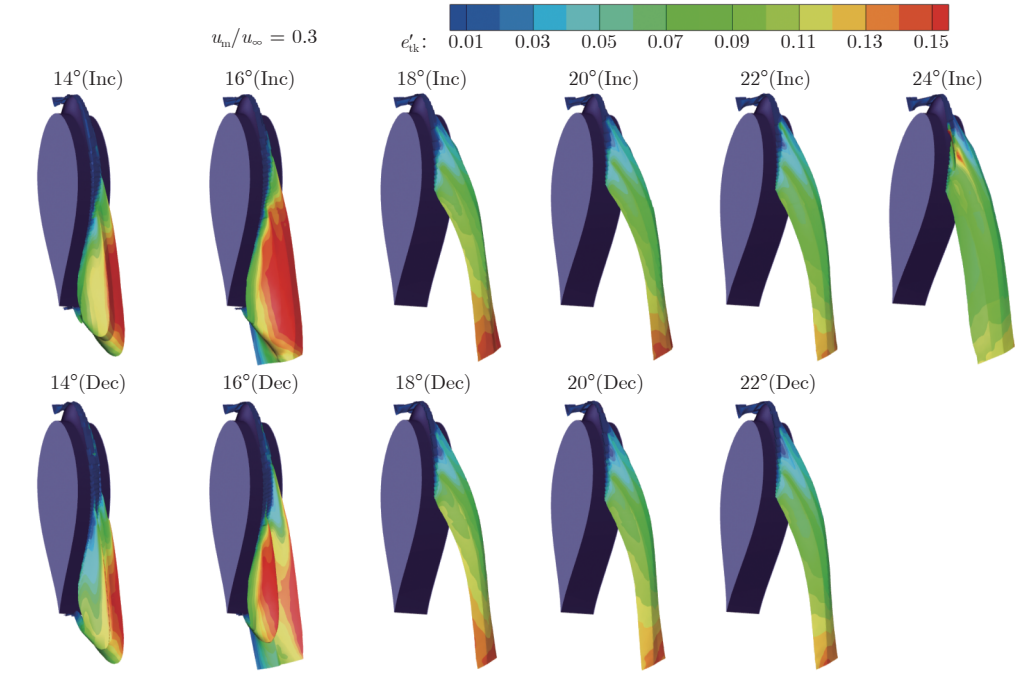
$$e'_{\mathrm{tk}}=\frac{1}{2}\left(u_x'^2+u_y'^2\right)/u_\infty^2 \tag{1}$$

式中：u'_x和u'_y分别表示流向（x）和法向（y）的脉动速度。

在迎角递增时，14°和 16°迎角下流场呈现局部失速现象，各展向截面均处于后缘分离状态。16°迎角时（图 5），右侧根部截面分离程度最大，等值线显示分离点约在 1/4 弦长处，分离点后方高湍动能区逐渐增厚，表明流体剪切运动范围逐渐增大。18°迎角时流场出现单侧失速现象，右侧根部截面发生前



（a）视角1



（b）视角2

图 4　单凸起翼段时均流向速度等值面

Fig. 4　Mean flow velocity contour surface for the single leading-edge protuberance wing section

缘分离，回流区域显著增大，高湍动能区集中在后缘部分，表明随着流动分离模式的切换，流场结构特征发生转变。此时凸起左侧截面仍为后缘分离状态，这一流场现象一直持续到 22°迎角。

当迎角增长到 24°时，流场出现双侧失速现象，两侧截面均发生前缘分离，凸峰截面存在一股附着流动（如图 6 所示，减迎角工况，$\alpha = 24°$），且在分离点附近存在较强的脉动。此外，附着流动在向下游发展的过程中存在沿左侧的展向分量，在凸峰左侧截面中形成了流动再附着区域。此处需说明的是，由于凸峰左侧 2 个截面的弦长小于凸峰截面，实验测量时无法拍摄到其真实前缘，只能拍摄到凸峰截面的前缘，双凸起翼段同样如此。减迎角工况下的流动分离规律与增迎角工况类似，流场失速状态切

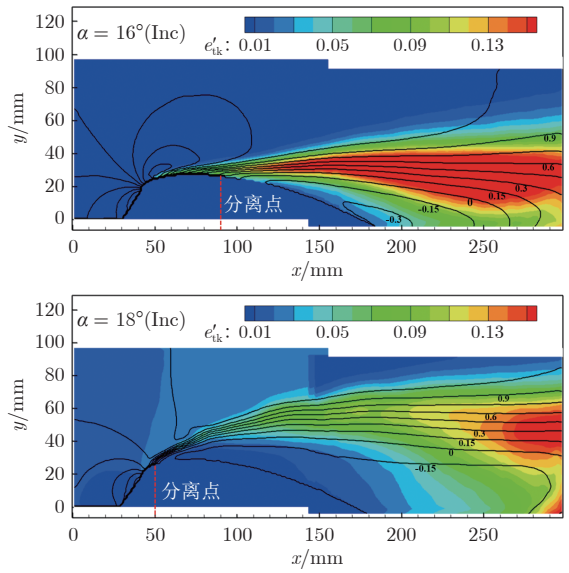


图 5　右侧根部截面的时均流向速度分布

Fig. 5　Mean flow velocity contour distribution of the right root section

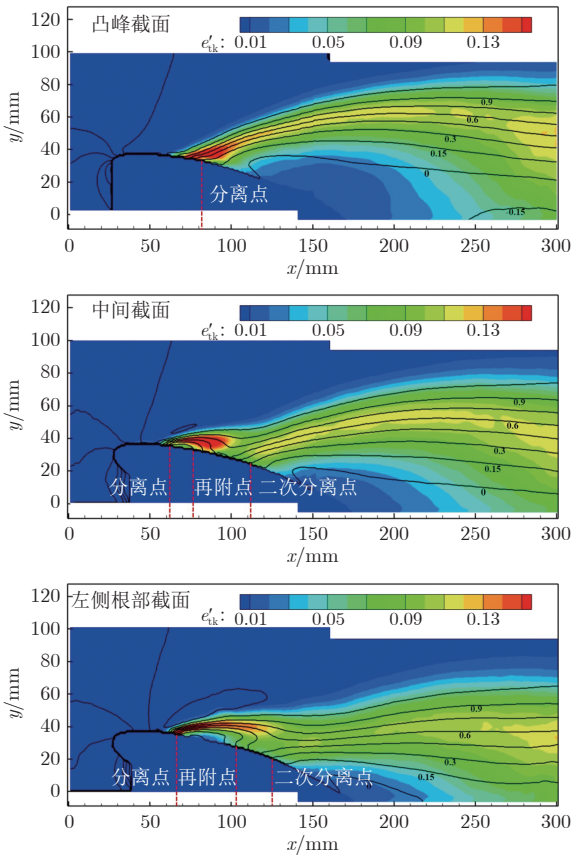


图 6　凸峰及左侧截面的时均流向速度分布

Fig. 6　Mean flow velocity contour distribution of the left three sections

换的临界迎角与增迎角工况相同。

这种特殊的分离规律与前缘凸起结构密切相关。目前的主流观点认为[21]，前缘凸起具有涡流发生器的作用，其诱导产生一对反向旋转的流向涡对，在凸起根部产生上洗作用，增大了当地有效迎角，并将边界层内部的动量带入主流，降低了凸起根部区域的动量；在凸峰位置产生下洗作用，降低了当地有效迎角，同时将主流的动量带入边界层，补充了凸峰位置的动量。这一现象导致迎角递增时根部截面最先发生前缘分离，并在前缘位置产生局部失速涡团，引起凸峰处的附着流动产生背离失速区域的展向分量，补充了对侧翼面的边界层动量，推迟了前缘失速的发生，直至迎角进一步增大，凸起两侧都发生前缘分离后，凸峰附着流动仍然存在。

双凸起翼段流向平均速度的等值面分布如图 7 所示，云图显示为无量纲湍动能e'_{tk}。双凸起翼段流场的演化规律与单凸起翼段相似，都具有从局部失速到单侧失速，再到双侧失速的转变过程。

14°迎角时流场发生局部失速，右半部分凸起范围内的流场与单凸起翼段流场相同。但凸起数量的增多导致两侧凸峰诱导产生的流向涡在凹谷位置发生叠加，大大减小了凹谷位置的边界层动量，形成一个局部失速涡团。迎角增大到 16°后，流场发生单侧失速，右侧根部区域发生前缘分离，形成一个高压区，凸峰附着流动起到翼刀的作用，抑制了翼段右侧失速涡团的扩展，同时形成了较强的指向左侧的展向分量，补充了凹谷位置的能量，消除了局部失速涡团。迎角由 20°先增后减至 18°的过程中，流场始终处于双侧失速状态，凸峰附着流动始终偏向翼段左侧，表明流场结构受到流动历史的影响。此外，迎角减小时流场的双侧失速状态一直保持到 18°，在 16°迎角切换回单侧失速，表现出迟滞效应。

对比发现，双凸起翼段 3 种失速模式转换的临界迎角小于单凸起翼段，同时凸起数量的增加使得凸峰附着流动的影响区域扩大，因此迎角较小时气动性能降低，迎角较大时气动性能提高。

3　基于本征正交分解的流场分析

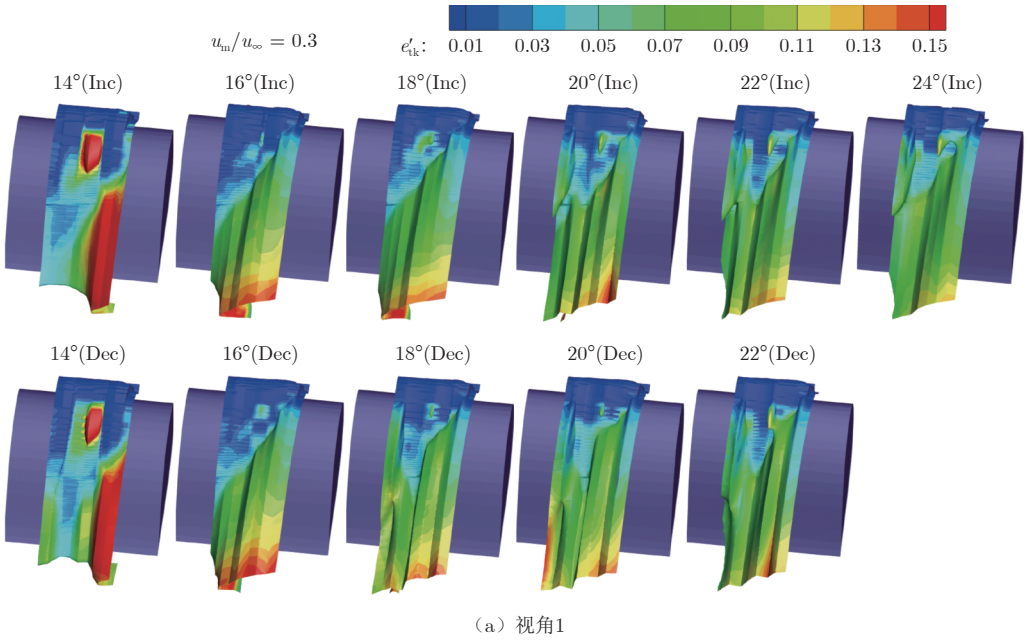
本征正交分解是由 Lumley 等[22-23]提出的一种模态分解方法，被广泛地应用于复杂流场的降阶和流动结构提取。该方法将流场分解成若干空间正交模态，按照各模态的能量大小进行排序，从而提取出流动的主要模态。

使用N个离散时刻的脉动速度场构建矩阵$\boldsymbol{U}$：

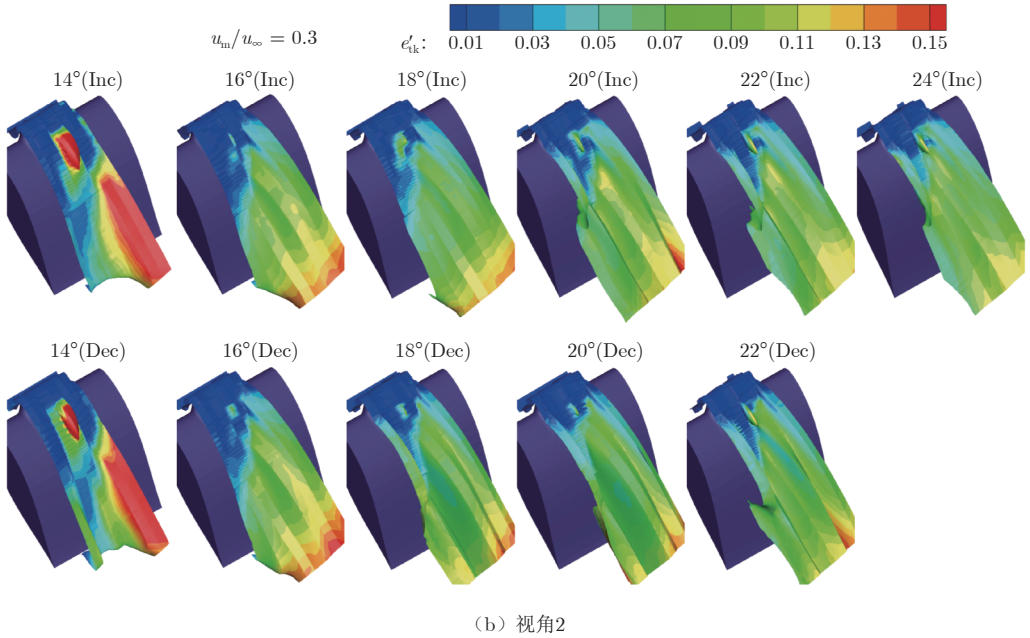
$$\boldsymbol{U}=[u_1,u_2,\cdots,u_N] \tag{2}$$

计算脉动速度场协方差矩阵的特征值矩阵$\boldsymbol{\mu}$和特征向量矩阵$\boldsymbol{A}$：

$$\left(\boldsymbol{U}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{A}=\boldsymbol{\mu}\boldsymbol{A} \tag{3}$$



（a）视角1



（b）视角2

图 7　双凸起翼段时均流向速度等值面

Fig. 7　Mean flow velocity contour surface for the double leading-edge protuberances wing section

通过特征值与对应的特征向量构建 POD 模态，其中第i阶模态ϕ_i为：

$$\phi_i = \frac{\sum_{n=1}^{N} A_n^i u_n}{\left\| \sum_{n=1}^{N} A_n^i u_n \right\|}, (i = 1, 2, \cdots, N) \tag{4}$$

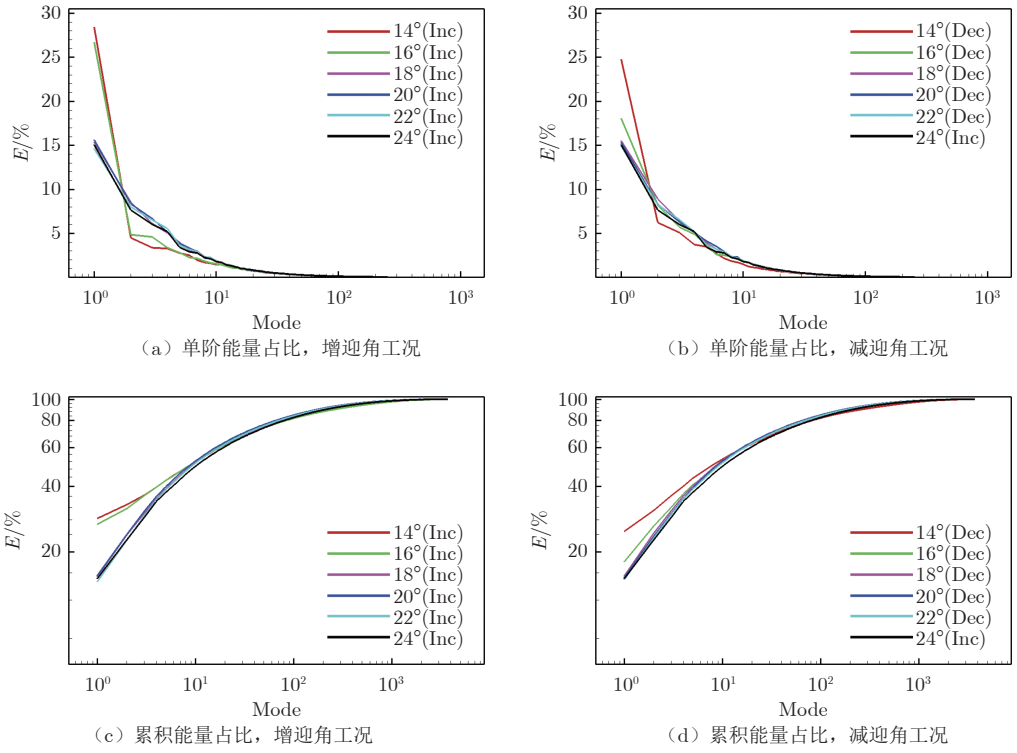
式中：A_n^i为第i阶特征值对应的特征向量的第n阶分量。各阶模态的时间系数a_i表示为：

$$a_i = \boldsymbol{\psi}^{\mathrm{T}} u_n \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{\psi}$为模态矩阵。

图 8 给出了不同工况下平直翼段 POD 分解的各阶模态能量占比(E)，不同的流动分离状态对应的模态能量占比曲线规律也不同。平直翼段在迎角递增时，$\alpha = 14°$和 16°工况的第 1 阶模态能量占比分别为 28.42% 和 26.71%，第 2 阶模态能量占比分别为 4.49% 和 4.85%；而 $\alpha \geqslant 18°$的各工况第 1 阶模态能量占比约为 15%，第 2 阶模态能量占比约为 8%。首阶模态中，后缘分离流场的模态能量远高于前缘分离流场；从第 2 阶模态开始直至第 10 阶模态，后缘

分离流场的模态能量占比则明显小于前缘分离流场。这表明流动分离程度较小时，流场中存在一个能量较高的主要模态结构，其对流场的影响程度远大于其余高阶模态；而发生前缘分离时，各阶模态携带的能量差距相对较小，流场受到多个流动结构的共同影响。迎角递减过程中，处于迟滞迎角 $\alpha=16°$的工况第 1 阶模态能量占比为 18.06%，介于 14°和 18°迎角能量占比之间，高阶模态能量占比与前缘分离流场数值相近，表明迟滞迎角时流动结构更接近于前缘分离流场。



（a）单阶能量占比，增迎角工况　（b）单阶能量占比，减迎角工况

（c）累积能量占比，增迎角工况　（d）累积能量占比，减迎角工况

图 8　平直翼段 POD 模态能量占比

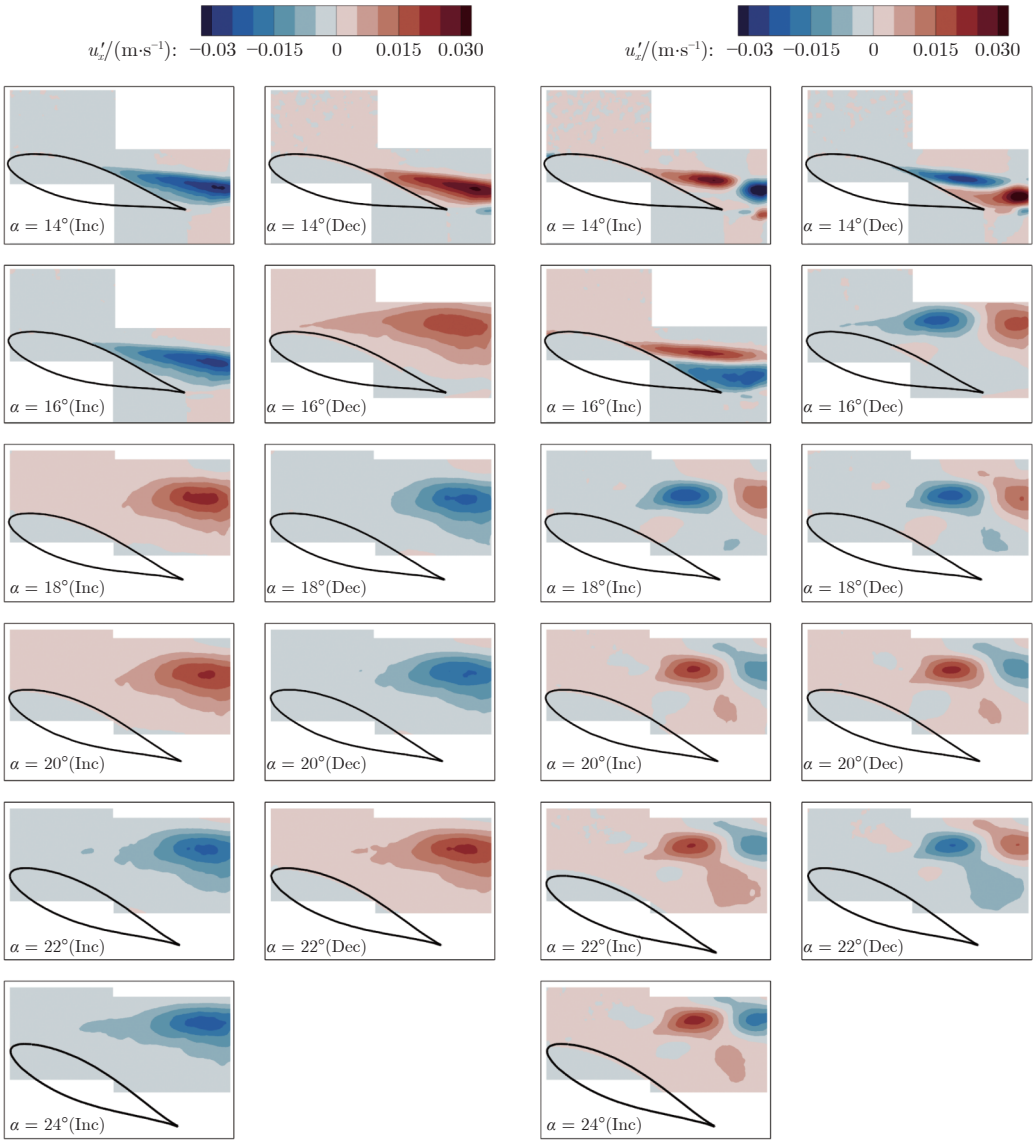
Fig. 8　The POD modes' energy proportion of the flat wing section

图 9 为平直翼段前 2 阶模态结构（Mode 1～2）的流向脉动速度 u'_x 云图，流场处于后缘分离和前缘分离状态时的模态结构明显不同。小迎角流场的第 1 阶模态结构呈现扁长形，起始于流动分离点，贴近翼段表面，分布于整个回流区内，表现出明显的负速度波动；第 2 阶模态结构具有法向高度差，表明回流区内存在大尺度的旋涡，但其能量占比远低于第 1 阶模态，说明流场发生后缘分离时的主要特征是回流区内的减速。

大迎角流场的第 1 阶模态结构法向高度较高，分布较为集中，表明流动分离区与主流交界处流向速度的变化较大；第 2 阶模态均包含一对沿流向分布且脉动速度方向相反的模态结构，表明流场存在沿流向的振荡，流动加速与减速交替出现。这说明流场发生前缘分离时的特点是分离区与主流区交界处存在明显的速度波动。

单凸起翼段在每个迎角下均测量了 5 个展向截面，取各截面 POD 分解的模态能量占比的平均值，作为对应迎角下单凸起翼段整体的模态能量占比，如图 10 所示。迎角增减过程中，处于局部失速状态（$\alpha=14°$和 16°）的流场前 3 阶模态能量相对较高，第 1 阶能量占比均超过 20%；处于单侧和双侧失速迎角范围的流场前 3 阶模态能量占比相对较小，这与平直翼段的规律相似。但 $\alpha=22°$工况的模态能量较为突出，此时流场处于 2 种失速状态转变的临界迎角，流场存在不稳定性[18]。

图 11 为单凸起翼段不同工况下前 2 阶模态结构的等值面分布，流场的 3 种失速状态对应不同特征的模态结构。第 1 阶模态中，$\alpha=14°$和 16°工况流场发生局部失速，各截面均处于后缘分离状态，模态结构的起始位置与翼段分离线的趋势相符。迎角增长到 18°后，流场发生单侧失速，凸峰两侧的分离程度不同，但各截面模态结构非常接近，与平直翼段处于前缘分离状态下的模态类似。这表明单侧失速时，



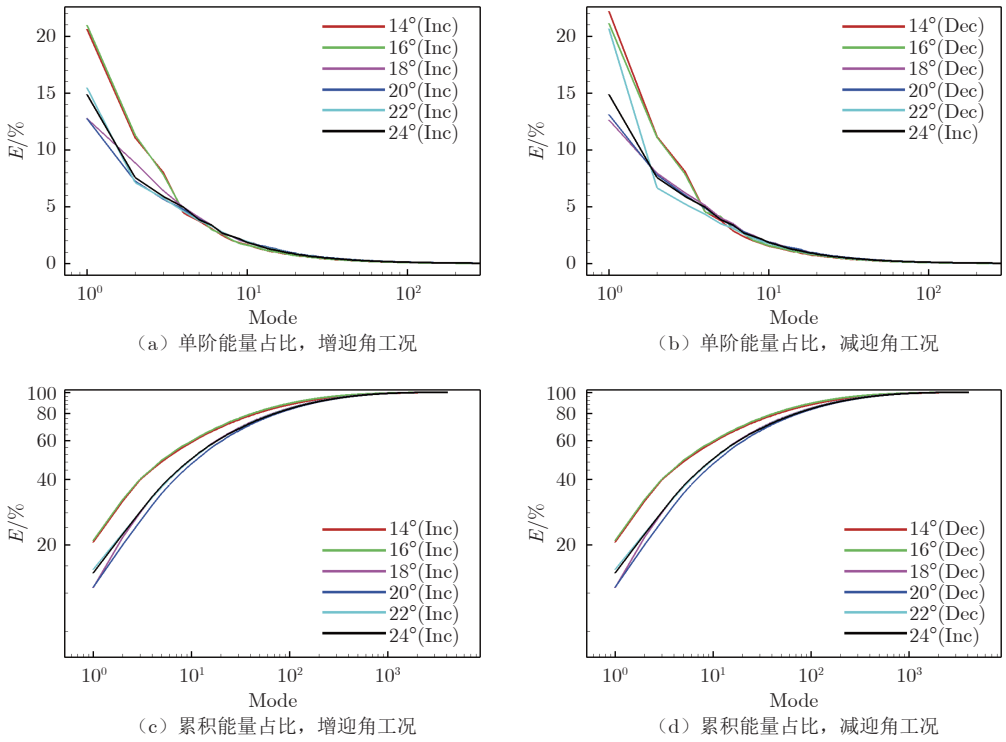
（a）Mode 1 （b）Mode 2

图 9 平直翼段 POD 分解前 2 阶模态

Fig. 9 First two POD modes of the flat wing section

虽然凸峰附着流动补充了左侧翼面的动量，抑制了前缘分离的发生，但流场仍然具有前缘分离的结构特征。当迎角 $\alpha = 24°$时，附着流动已不足以补充足够的能量，左侧翼面也发生了前缘分离，流场中的模态结构分为两部分：其中下游结构与单侧失速时相同，印证了单侧失速时对流场特征的判断；上游结构位于凸起左侧根部区域，与下游结构方向相反，这表明当下游流动减速时，凸起左侧区域会出现流动加速，可能引起流动分离模式的变化。第 2 阶模态中，$\alpha = 14°$和 16°流场包含的两部分模态结构流向间距较短，18°发生单侧失速后间距变大，表明随着流场转变为前缘分离，波动尺度范围增大。$\alpha = 22°$时流场处于分离模式转变的临界迎角，右侧根部截面模态结构发生突变，对应了该工况 POD 分解模态能量占比的异常。因此，有必要对临界迎角附近的流场进行深入分析。

POD 分解得到的时间系数表征了该阶模态结构在不同时刻对瞬时流场的影响程度。图 12(a)为 24°迎角时单凸起翼段 5 个截面的第 1 阶模态时间系数分布，其特点是系数围绕 0 值对称波动。若某时刻的时间系数绝对值较大，表明该瞬时流场受模态结构影响程度较高，时间系数处于不同水平的流场会存在差异。时间系数围绕其均方根值波动时，对应流场的流动分离程度也围绕平均流场发生波动。通过对比发现，当时间系数小于均方根值的负 1.8 倍时，流场呈现单侧失速现象；与之相反，当时间系数

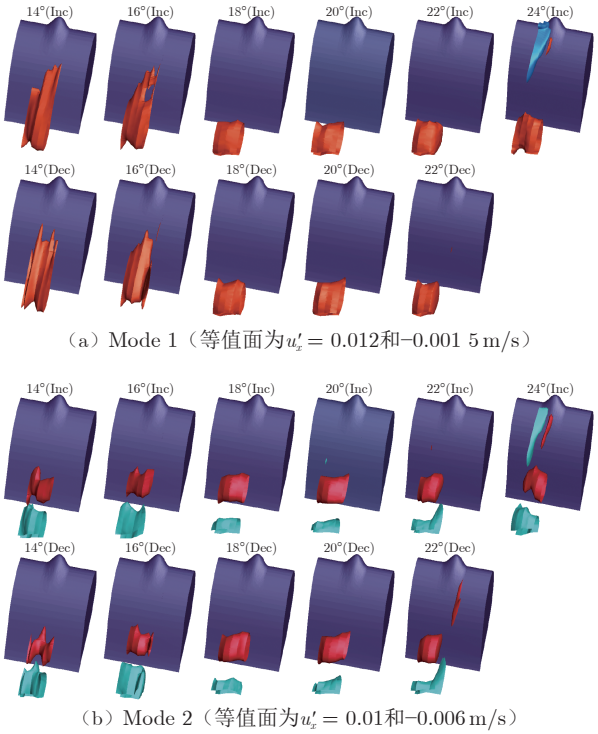


（a）单阶能量占比，增迎角工况　（b）单阶能量占比，减迎角工况

（c）累积能量占比，增迎角工况　（d）累积能量占比，减迎角工况

图 10　单凸起翼段 POD 模态能量占比

Fig. 10　The POD modes' energy proportion of the single leading-edge protuberance wing section



（a）Mode 1（等值面为$u_x'=0.012$和$-0.001\ 5\ \mathrm{m/s}$）

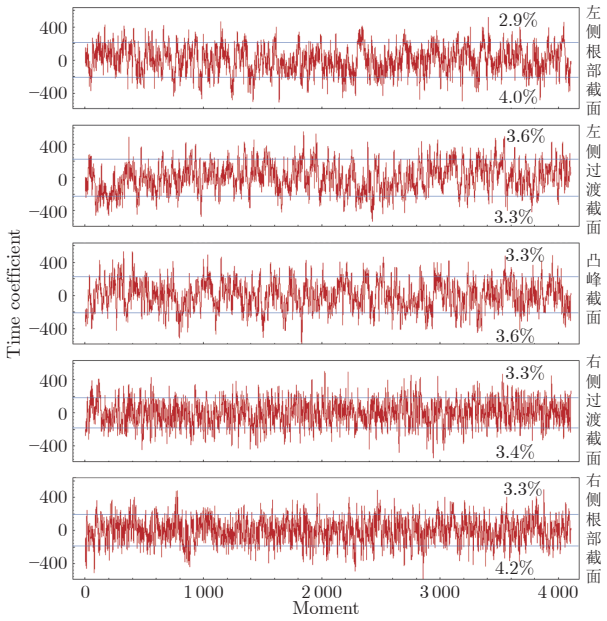
（b）Mode 2（等值面为$u_x'=0.01$和$-0.006\ \mathrm{m/s}$）

图 11　单凸起翼段 POD 分解前 2 阶模态

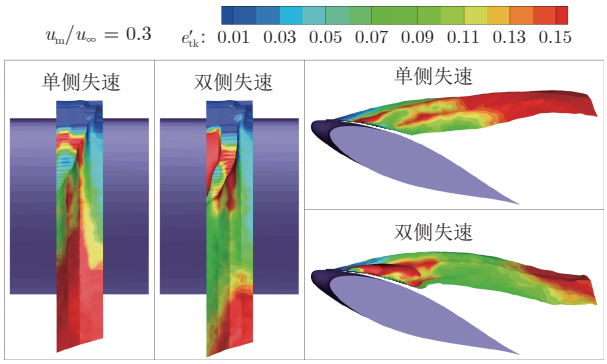
Fig. 11　First two POD modes of the single leading-edge protuberance wing section

大于均方根值的正 1.8 倍时，流场仍呈现双侧失速状态，如图 12(b)所示。图中是对所有时间系数符合条件的瞬时流场做平均后的统计结果，各个截面被选出的瞬时流场数量占总体的比例标注在图 12(a)中。其中单侧失速流场平均占比为 3.7%，同时伴随着尾流区域的流动减速，分离面上抬；双侧失速流场平均占比为 3.3%，相比于整体的时均流场，其左侧前缘分离程度更大，凸峰附着流动更偏向下游的位置，并在尾流区发生流动加速，分离面更接近翼面。其余 93% 的流场形态介于二者之间，表明 24°迎角下的流场在单侧失速和双侧失速状态间发生波动，且绝大多数时刻处于双侧失速状态。同时需注意，各展向截面的实验测量是独立进行的，图 12(b)所示的流场是统计结果，仅代表某些时刻下可能出现的流态，时间系数的持续波动表明流场状态在不断地发生变化。

22°迎角处于分离模式转换的临界状态，流场存在 3 种不同的流态，如图 13(a)所示。增迎角工况时，截面 1 和截面 2 的时间系数均出现了较稳定的分段，两部分各自围绕不同的系数值波动，表明流场在实验过程中出现了 2 种不同的分布形态，且均能持续一定时间，如图 13(b)、(c)所示。根据上述分析，当某个截面在前缘分离后发生流动再附着时，表明凸峰附着流动具有指向该侧截面的展向分量，则凸起的另一侧必然处于前缘分离状态。因此，通过单个截面的流动形态可以推测整体翼段的分离模



（a）各截面时间系数分布



（b）平均流向速度等值面

图 12 单凸起翼段流场对比，$\alpha = 24°$

Fig. 12 Flow field comparison of the single leading-edge protuberance wing section, $\alpha = 24°$

式。当截面 1 出现流动再附着时，对应时间系数占比为 56.3%，表明超过一半时间内流场处于双侧失速且附着流动指向左侧；当截面 2 出现流动再附着时，系数占比为 24.9%，表明流场处于双侧失速且附着流动指向右侧。减迎角工况时，截面 2 的时间系数发生了多次分段，说明流场状态在短时间内发生连续变化，其中双侧失速状态发生 2 次，合计占比为 29.8%；单侧失速状态发生 3 次，合计占比为 70.2%。

对双凸起翼段每个迎角下的 9 个展向截面 POD 分解的各阶模态能量占比取平均值，得到对应迎角下双凸起翼段整体的模态能量占比，如图 14 所示。

在增迎角工况中，流场处于单侧失速状态（α = 16°和 18°）时第 1 阶模态能量占比较低，高阶模态能量变化均匀；局部失速和双侧失速流场的第 1 阶模态能量更高，其中双侧失速流场的能量占比下降迅速，局部失速流场则相反。这表明局部失速和双侧失速的流场具有能量更集中的主要模态结构。α = 18°（减迎角工况）的流场处于迟滞区，在迎角递减时能量占比曲线符合双侧分离流场的规律。

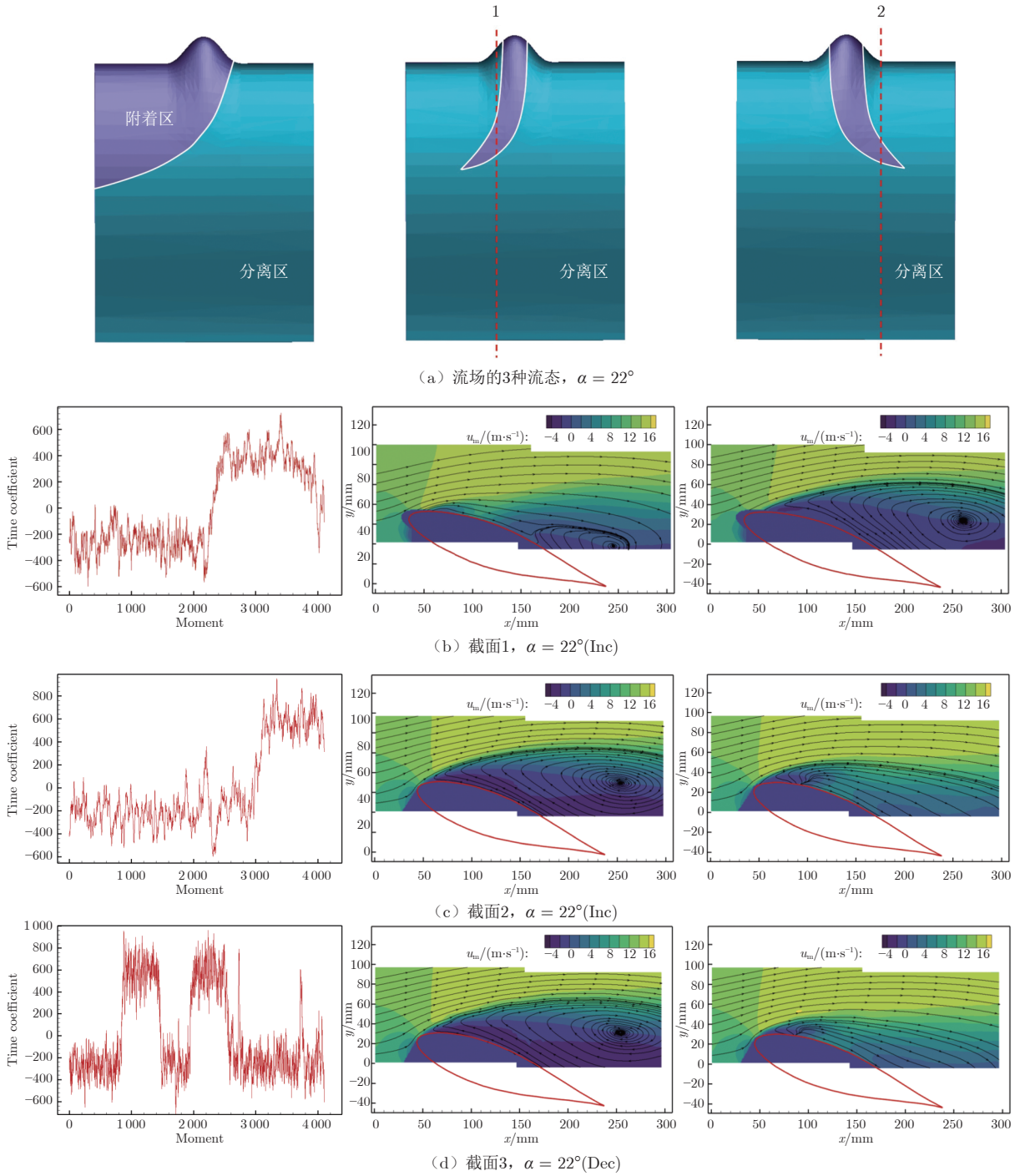
图 15 为双凸起翼段不同工况下前 2 阶模态结构的等值面分布。当流场处于局部失速状态时，右半部分凸起区域的模态结构与单凸起翼段相似，左半部分凸起区域的模态结构对应凹谷处的局部失速涡团。流场发生单侧失速后，随着局部失速涡团的消失，前两阶模态结构均与单凸起翼段单侧失速时相一致，流场具有前缘失速的特点，同时模态结构的不对称形状反映了附着流动向下游发展时指向左侧的展向分量。双侧失速时，前两阶模态结构均呈现不规则形状，各展向截面之间差距较大。第 1 阶模态结构在左半部分凸起区域流向分布较长，表明附着流动始终对左侧区域施加影响。第 2 阶模态结构更加破碎，表明流场具有大量小尺度的失速涡团，流动带有很强的三维性。

为验证双凸起翼段是否存在类似的分离不稳定现象，分别取各截面 POD 分解的时间系数均方根值的正负 1.8 倍作为阈值，对筛选出的瞬时流场做平均，统计结果如图 16 所示。当模态结构的影响相反时，流场形态也存在差异。时间系数小于均方根值的负 1.8 倍时，小迎角下凹谷处的局部失速涡团相对较大，具有向下游发展的趋势，而大迎角下凸峰附着流动相对更加集中。反之，时间系数大于均方根值的正 1.8 倍时，小迎角下局部失速涡团减小，大迎角下凸峰附着流动扩散。在临界迎角下，双凸起翼段保持了良好的分离稳定性，失速模式未发生波动，表明凸起数量的增加提高了翼段的流动稳定性。

4 结 论

本文采用 PIV 实验测量了平直翼段、单凸起翼段和双凸起翼段的瞬时流场，对比了各工况下的流动分离规律，并基于 POD 方法分析了流场的流动特性，得到以下结论：

1）平直翼段达到失速迎角后直接发生前缘分离，单凸起和双凸起翼段均具有独特的两步失速特性。随着迎角增大，流场先由局部失速状态转变为单侧失速状态，再进一步转变为双侧失速状态。其中双凸起翼段失速模式转换的临界迎角小于单凸起



（a）流场的3种流态，$\alpha = 22°$

（b）截面1，$\alpha = 22°$(Inc)

（c）截面2，$\alpha = 22°$(Inc)

（d）截面3，$\alpha = 22°$(Dec)

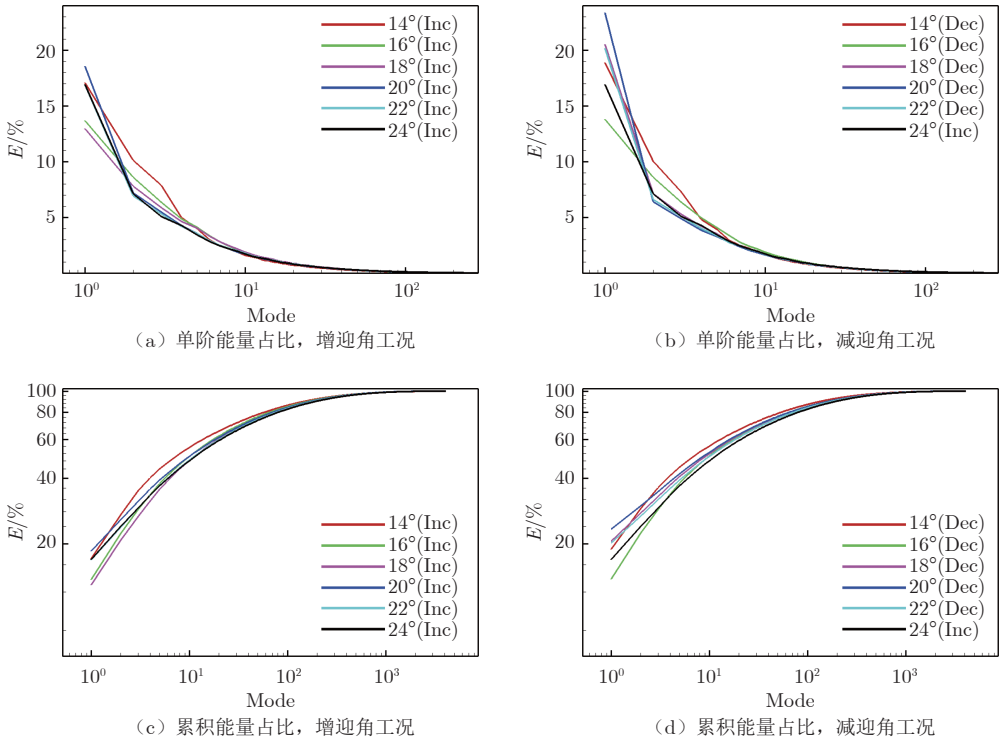
图 13　单凸起翼段流场对比，α = 22°

Fig. 13　Flow field comparison of the single leading-edge protuberance wing section, α = 22°

翼段，但发生双侧失速后的流动附着区域大于单凸起翼段。

2）POD 模态能量占比表明，平直翼段发生后缘分离和单凸起翼段发生局部失速时，流场中存在能量较高的主要模态结构，其对流场的影响程度大于其余高阶模态；2 种翼段分别发生前缘分离和单侧失速后，各阶模态携带的能量差距相对较小，流场受到多个流动结构的共同影响。双凸起翼段流场具有对称性，在发生局部失速和双侧失速时首阶模态能量更高，单侧失速时能量更低，说明局部失速时凹谷处的失速涡团和双侧失速时 2 股凸峰附着流的汇合均导致流动能量的集中。

3）平直翼段的 POD 模态结构表明，流场发生后缘分离时的主要特征是回流区内的减速，发生前缘分离时分离区与主流区交界处存在明显的速度波动。前缘凸起翼段在发生单侧失速后，各截面的分

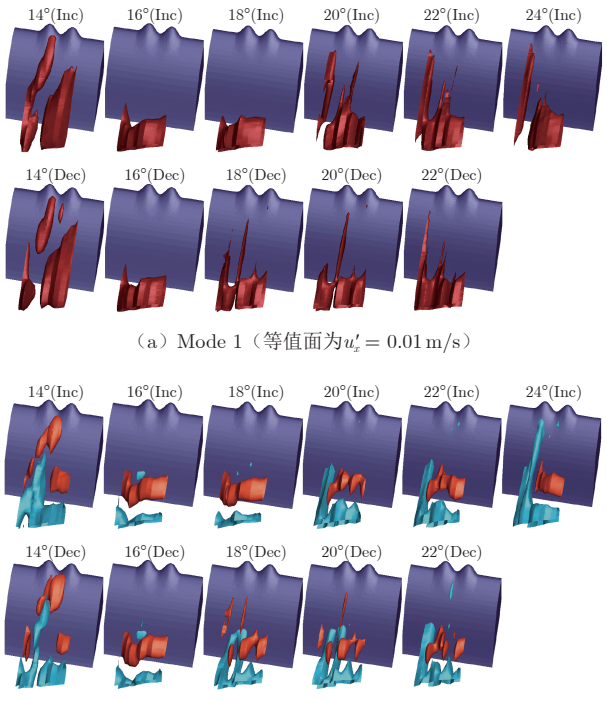


（a）单阶能量占比，增迎角工况　（b）单阶能量占比，减迎角工况

（c）累积能量占比，增迎角工况　（d）累积能量占比，减迎角工况

图 14　双凸起翼段 POD 模态能量占比

Fig. 14　The POD modes' energy proportion of the double leading-edge protuberances wing section

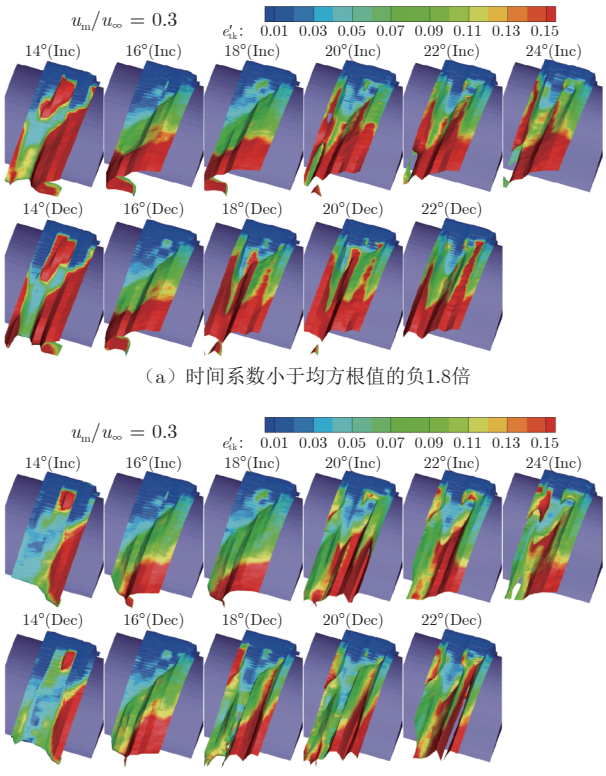


（a）Mode 1（等值面为$u_x' = 0.01\ \mathrm{m/s}$）

（b）Mode 2（等值面为$u_x' = 0.011$和$-0.004\ 5\ \mathrm{m/s}$）

图 15　双凸起翼段 POD 分解前 2 阶模态

Fig. 15　First two POD modes of double leading-edge protuberances wing section



（a）时间系数小于均方根值的负1.8倍

（b）时间系数大于均方根值的正1.8倍

图 16　双凸起翼段流场对比

Fig. 16　Flow field comparison of double leading-edge protuberances wing section

离模式不同，但均具有前缘分离流场的特征。发生双侧失速后，双凸起翼段流场具有大量小尺度的失速涡团，流动带有很强的三维性。

4）POD 时间系数分析显示，单凸起翼段处于单侧失速与双侧失速转换的临界迎角时，流动分离模

式具有不稳定性；凸起数量的增加提高了翼段的流动稳定性。

参考文献：

[1] REIDENBERG J S, LAITMAN J T. Blowing bubbles: an aquatic adaptation that risks protection of the respiratory tract in humpback whales (*Megaptera novaeangliae*)[J]. The Anatomical Record, 2007, 290(6): 569-580.
doi: 10.1002/ar.20537

[2] HAIN J, CARTER G, KRAUS S, et al. Feeding behavior of the humpback whale, *Megaptera novaeangliae*, in the western North Atlantic[J]. Fishery Bulletin, 1981, 80: 259-268.

[3] FISH F E, BATTLE J M. Hydrodynamic design of the humpback whale flipper[J]. Journal of Morphology, 1995, 225(1): 51-60.
doi: 10.1002/jmor.1052250105

[4] FISH F E, WEBER P W, MURRAY M M, et al. The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology[J]. Integrative and Comparative Biology, 2011, 51(1): 203-213.
doi: 10.1093/icb/icr016

[5] MIKLOSOVIC D S, MURRAY M M, HOWLE L E, et al. Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers[J]. Physics of Fluids, 2004, 16(5): L39-L42.
doi: 10.1063/1.1688341

[6] PEDRO H C, KOBAYASHI M. Numerical study of stall delay on humpback whale flippers[C]//Proc of the 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2008.
doi: 10.2514/6.2008-584

[7] WEBER P W, HOWLE L E, MURRAY M M, et al. Computational evaluation of the performance of lifting surfaces with leading-edge protuberances[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(2): 591-600.
doi: 10.2514/1.C031163

[8] JOHARI H, HENOCH C, CUSTODIO D, et al. Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance[J]. AIAA Journal, 2007, 45(11): 2634-2642.
doi: 10.2514/1.28497

[9] ZHANG M M, WANG G F, XU J Z. Aerodynamic control of low-Reynolds-number airfoil with leading-edge protuberances[J]. AIAA Journal, 2013, 51(8): 1960-1971.
doi: 10.2514/1.J052319

[10] CAI C, LIU S H, ZUO Z G, et al. Experimental and theoretical investigations on the effect of a single leading-edge protuberance on airfoil performance[J]. Physics of Fluids, 2019, 31(2): 027103.
doi: 10.1063/1.5082840

[11] CAI C, ZUO Z G, MAEDA T, et al. Periodic and aperiodic flow patterns around an airfoil with leading-edge protuberances[J]. Physics of Fluids, 2017, 29(11): 115110.
doi: 10.1063/1.4991596

[12] 李德友, 常洪, 左志钢, 等. 仿座头鲸前缘凸起数对 NACA 63_4-021 翼型失速控制机理影响研究[J]. 大电机技术, 2020(4): 1-9.
LI D Y, CHANG H, ZUO Z G, et al. The effect of humpback whalelike leading-edge protuberances number on stall control mechanism of NACA63_4-021 airfoil[J]. Large Electric Machine and Hydraulic Turbine, 2020(4): 1-9.
doi: 10.3969/j.issn.1000-3983.2020.04.001

[13] ZHAO M, ZHAO Y J, LIU Z X, et al. Proper orthogonal decomposition analysis of flow characteristics of an airfoil with leading edge protuberances[J]. AIAA Journal, 2019, 57(7): 2710-2721.
doi: 10.2514/1.J058010

[14] YANG P X, ZHU Y C, WANG J J. Effect of leading-edge tubercles on the flow over low-aspect-ratio wings at low Reynolds number[J]. Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2023, 13(1): 100386.
doi: 10.1016/j.taml.2022.100386

[15] GHAZI M A, GHASSEMI H, GHAFARI H R. Hydrodynamic performance and the power production of the tidal turbine by new profiles at the leading-edge tubercles[J]. Ships and Offshore Structures, 2023, 18(6): 875-885.
doi: 10.1080/17445302.2022.2078532

[16] DONG J Z, CHU W L, ZHANG H G, et al. Flow control mechanism of compressor cascade: a new leading-edge tubercles profiling method based on sine and attenuation function[J]. Physics of Fluids, 2023, 35(6): 066118.
doi: 10.1063/5.0151476

[17] 李润泽, 王琦, 徐宁, 等. 凹凸前缘压气机叶栅旋涡结构探索[J]. 热能动力工程, 2021, 36(9): 69-78.
LI R Z, WANG Q, XU N, et al. Exploration on the vortex structure of concave-convex leading edge compressor cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 69-78.
doi: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.009

[18] 陈柳, 曹琳琳, 赵国寿, 等. 仿生前缘流动与空化控制机理的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(10): 2291-2298.
CHEN L, CAO L L, ZHAO G S, et al. Numerical study on the mechanism of flow and cavitation control by leading-edge tubercles on hydrofoil[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(10): 2291-2298.

[19] 杨伟琦. 仿座头鲸胸鳍翼段空化流动控制机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
YANG W Q. Study on the control mechanism of cavitation flow in the pectoral fin segment of humpback whale[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
doi: 10.27061/d.cnki.ghgdu.2021.002838

[20] 侯宇飞, 李志平. 仿生正弦前缘对翼面动态失速的影响[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 123276.
HOU Y F, LI Z P. Effect of bionic sinusoidal leading-edge on dynamic stall of airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 123276.
doi: 10.7527/S1000-6893.2019.23276

[21] 蔡畅. 仿座头鲸鳍肢前缘凸起对翼型失速特性控制机理研究[D]. 北京: 清华大学, 2018.
CAI C. Effect of leading-edge protuberances inspired by humpback whale flipper on airfoil stall control[D]. Beijing: Tsinghua University, 2018.
doi: 10.27266/d.cnki.gqhau.2018.000320

[22] LUMLEY J L. The structure of inhomogeneous turbulence [J]. Atmospheric Turbulence and Radio Wave Propagation, 1967: 166-178.
doi: 10.1007/BF00271656

[23] BERKOOZ G, HOLMES P, LUMLEY J L. The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1993, 25: 539-575.
doi: 10.1146/annurev.fl.25.010193.002543



作者简介:

时德伟(1996—),男,辽宁鞍山人,硕士研究生。研究方向:流动分离与控制。
E-mail: 13512993936@163.com

(编辑:秦虹)