

双翼布局低雷诺数气动干扰效应

薛榕融^{1,2}, 张庆³

(1. 中国科学院光电技术研究所, 610209, 成都; 2. 中国科学院光束控制重点实验室, 610209, 成都; 3. 北京中航智科技有限公司, 100176, 北京)

摘要: 为了进一步探索双翼布局总体气动特性随两翼之间相对几何位置的变化规律,在前期风洞实验的基础上,以具有较大厚度的 NACA0030 翼型为基准模型,设计了一系列具有不同几何特征的双翼布局。随后,基于混合网格和雷诺平均 Navier-Stokes 方程,采用自主发展的流场求解器对这些双翼布局开展了非定常数值模拟工作,详细地探索了低雷诺数 $Re=1.20\times 10^5$ 流动情况下双翼之间的弦向相对位置、法向相对位置对双翼布局流场涡流结构和总体气动特性的影响规律。分析结果表明,双翼之间距离越近,气动干扰效应越显著。当弦向相对距离小于 1.2、法向相对距离小于 0.8 时,双翼之间气动干扰效应较明显。相对于弦向距离,法向位置对气动特性的影响更为显著。通过设计合理的相对几何位置,相对于单翼布局,双翼布局的总体气动效率可提高 50%,因此双翼布局可以作为未来低雷诺数飞行器的气动设计选择方案。

关键词: 双翼布局;气动干扰;低雷诺数流动;流动分离;增升效应

中图分类号: V211.41 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtubxb202308004 **文章编号:** 0253-987X(2023)08-0034-12

Computational Investigations of Aerodynamic Interaction of Tandem Configurations at Low Reynolds Number

XUE Rongrong^{1,2}, ZHANG Qing³

(1. Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China; 2. Key Laboratory of Optical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China; 3. Beijing Zhonghangzhi Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China)

Abstract: Due to the strong aerodynamic interaction between the two airfoils, the aerodynamic characteristics of tandem configuration is obviously different from single airfoil at low Reynolds number. To further explore the aerodynamic features of tandem configurations with respect to the relative geometric positions, on account of the preliminarily conducted wind tunnel experiments, unsteady computational simulations on a group of tandem configurations from NACA0030 have been carried out using the in-house codes based on hybrid grid and Reynolds averaged Navier-Stokes equations, and the effects of spacing and stagger on general aerodynamic characteristics and vortex structure in flow field were compared and presented quantitatively in low Reynolds number regime ($Re=1.2\times 10^5$). The final results demonstrate that when the relative chordwise distance is less than 1.2 and the relative normal distance is less than 0.8, the aerodynamic interference effect of the two airfoils is more significant. And the closer the distance between the two

airfoils is, the more severe the aerodynamic interaction effect is. Comparing with the stagger, the spacing effect is more significant. By designing a reasonable spacing and stagger, the aerodynamic efficiency of tandem configuration could be greatly increased by 50% comparing to single configuration. Therefore, tandem configuration can be used as an aerodynamic design solution for future micro aerial vehicle in low Reynolds number regimes.

Keywords: tandem configuration; aerodynamic interaction; low Reynolds number flow; flow separation; lift enhancement

现有的民航客机一般具有左右对称的一对机翼,而在飞机诞生之初的40年里,制作材料多为木头和蒙布,这些材料的强度有限,限制了机翼的展向长度,为了产生足够的升力,所以早期飞机曾采用双翼机甚至多翼机,在机翼之间通过拉线增加结构强度^[1]。后来,随着金属材料和发动机技术的进步以及对于提升飞行速度和减小飞行阻力的迫切需求,金属材料单翼机开始走向历史舞台。早期选用双翼甚至多翼的目的主要是为了提供足够的升力面积,虽然双翼、多翼之间的弦向相对位置比较接近,但是法向相对位置较远,并且由于飞行速度低,所以翼间气动干扰效应较弱,一般可忽略不计。

进入21世纪以来,充气式航空航天飞行器以其可折叠的优势引起了学者关注^[2-6],为了兼顾充气机构的承力特性,需要采用较厚的翼型来提高机翼的抗弯曲及抗扭转能力,但是较厚的翼型容易产生流动分离,气动效率较低。为此,笔者团队近年来针对充气式双翼布局开展了一系列研究^[7-10],包括风洞实验、数值模拟以及无人机飞行实验,初步研究结果证实,如果能充分利用近距耦合双翼之间的有利气动干扰,相对于单翼布局,双翼布局的总体气动效率可以得到显著提升。

现有研究表明,双翼布局通过利用双翼之间的有利气动干扰以提高总体升力。但是,由于低雷诺数来流条件下两翼之间强烈的气动干扰现象,双翼布局的气动特性对翼型几何形状、来流条件以及双翼的相对几何位置等参数十分敏感^[11-12]。虽然国内外的部分研究机构对双翼布局的气动特性进行过风洞实验研究^[13-14]以及数值模拟研究^[15-18],但是由于所研究的样本数量和流动条件有限,没有形成系统性的规律,难以直接指导双翼布局的工程应用。为了深入探索双翼布局的气动特性与相对几何位置之间的关系,本文以较厚的翼型NACA0030为基础,设计了一系列具有不同相对位置的双翼布局模型,随后在前期风洞实验的基础上开展了非定常数值模拟研究,详细地探究了低雷诺数情况下双翼之间的弦向、法向相对位置对总体气动特性以及流

场结构的影响规律。在当前大力发展低雷诺数新型飞行器的背景下,本文的探索性研究可为未来充气式双翼布局飞行器的设计和制造提供一定的理论基础和技术支撑。

1 几何模型、计算方法及算例验证

前期对7组双翼布局模型进行过双翼布局风洞实验研究^[7-8],但是由于实验设备的限制,实验仅仅测量了宏观的气动力和力矩,没有观测到涡流干扰细节,而且7组模型的弦向、法向位置凭经验设计,样本数据有限,因此实验结果不能充分说明双翼之间气动干扰现象随几何特征的变化规律。为此,本文基于较厚的NACA0030翼型,设计了一系列具有不同弦向、法向相对位置的排式双翼布局模型,随后对这些模型的气动特性开展了数值模拟研究,以探索双翼布局的气动干扰效应随几何相对位置的变化规律。为了尽量简化研究的难度,没有考虑展向流动,将研究对象固定为二维模型。图1是所用双翼模型几何参数的定义,两个翼型的弦长方向均与 x 轴平行,前翼的前缘点与坐标原点重合,后翼前缘点相对于前翼前缘点的坐标位置, s 表示弦向距离, g 表示法向距离。两个翼型弦长 C 均为0.1 m,每个翼型的升力、阻力系数的参考面积为 0.1 m^2 ,整体升力、阻力系数为两个翼型的平均值,自由来流风速 V_∞ 为20 m/s,温度为27.5℃,压力为95.19 kPa,迎角 α

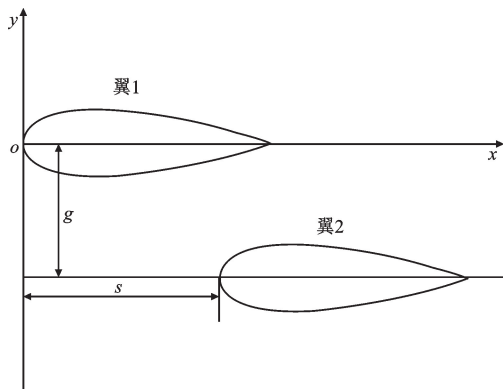


图1 双翼布局几何参数定义

Fig. 1 Geometric parameters for tandem configuration

变化范围为 $0^\circ \sim 20^\circ$, 计算间隔为 2° , 基于单翼弦长的雷诺数为 1.2×10^5 。

本文数值模拟的重点在于验证程序对低雷诺数流动的气动力以及对双翼之间气动干扰流动细节结构的捕捉能力, 选择课题组自主开发的柔性多体动力学问题求解程序 F²M 作为本文的流场模拟工具^[19-21], 所有计算工作在新加坡南洋理工大学高性能计算中心 Gekko 集群上完成。其中, 流场求解部分采用基于 SA 湍流模型的有限体积法^[22-23], 计算网格采用混合网格^[24], 包括附面层内的四边形单元以及其他区域内采用阵面推进法生成的三角形单元, 不同区域的网格分布如图 2 所示, 远场为圆形, 半径为 $25C$, 附面层第一层高度为 $1 \times 10^{-5} \text{ m}$ ($y^+ = 1$), 增长率为 1.12, 总层数为 41。由于参考时间尺度 $\tau = C/V_\infty = 0.005 \text{ s}$, 所以非定常计算的时间步长取 $0.02\tau = 0.0001 \text{ s}$, 内迭代次数为 40, 总时间为 2 000 步。

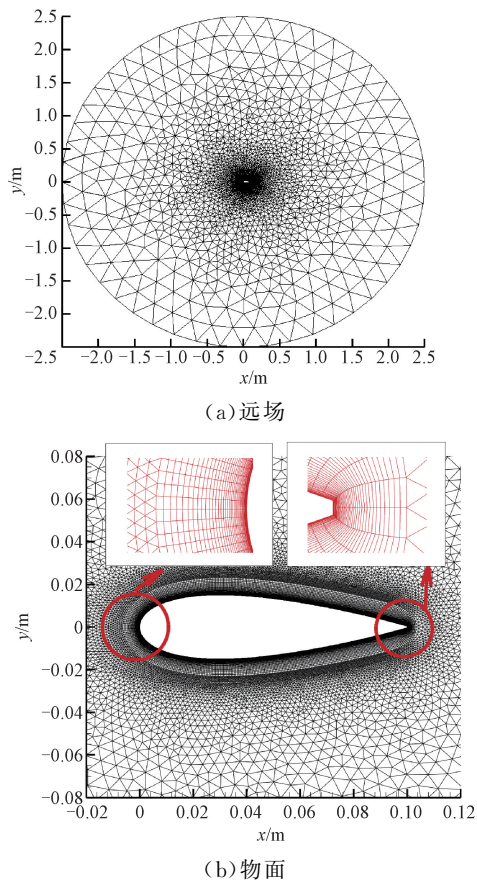


图 2 不同位置的网格分布

Fig. 2 Computational grid distribution at different positions

在雷诺数为 10^5 时, 翼型绕流存在典型的层流分离泡流动现象, 为了验证本文计算方法的可靠性, 采用 F²M 计算了 NACA0030 单翼和双翼在雷诺数为 1.2×10^5 、迎角为 $0^\circ \sim 14^\circ$ 时的定常升力系数, 并

与文献[7]中的实验结果进行了对比, 结果如图 3 所示。由图 3 可知, 在计算的迎角范围内, 数值模拟和实验结果在绝大部分位置吻合得很好。图 3 中升力系数的计算值和实验值在迎角超过 10° 后有明显差别, 这是因为实验过程中迎角的变化量为 2° , 而计算时迎角变化量取为 0.5° , 因此本文的计算方法和数值结果可用来模拟低雷诺数流动中的气动力和气动干扰现象。虽然本文的计算是非定常的, 但是由于模型数量和计算状态较多, 未能关注涡流的发展和演化过程, 仅仅从宏观的时间平均量来比较不同构型的总体气动特性, 时间平均物理量由一个周期内的非定常结果进行平均计算得到。

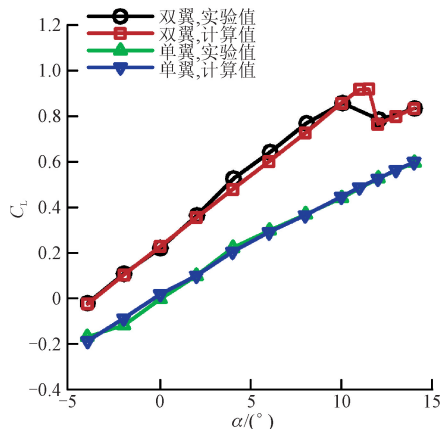


图 3 NACA0030 翼型定常升力系数对比

Fig. 3 Comparison of lift coefficients for NACA 0030 airfoil

2 数值模拟结果计算和分析

2.1 法向位置效应

为了定量考察双翼布局的气动特性随双翼之间法向位置的变化规律, 本节以基于较厚翼型 NACA0030 的双翼布局为研究对象, 以数值模拟结果为基础, 分析了一系列不同法向位置时双翼之间的气动干扰现象。为了简化问题, 弦向相对位置固定为 $s = 0$, g 为 $-0.4C \sim -2C$, 双翼布局的特点是后翼刚好在前翼的正下方, 两翼前缘点之间的法向距离为 $0.4C \sim 2C$ 。

不同模型总体气动特性的对比图如图 4 所示, 图中升力系数和阻力系数由前后翼平均得到。由图 4 可知: 在计算的迎角范围内, 当法向距离小于 $1C$ 时, 双翼布局升力系数比 NACA0030 单翼布局明显减小, $g = -0.4C$ 时, 小迎角下升力甚至为负; 当法向距离大于 $1C$ 时, 双翼布局升力系数相对于单翼布局略有减小, 双翼之间法向距离越远, 升力系数越接近单翼情况。

对于阻力系数来说,所有模型对应的变化趋势都是类似的,即小迎角时,阻力系数缓慢增加,迎角超过 10° 后,阻力系数迅速增加,但是双翼布局在大迎角时阻力系数的增长速度要小于单翼情况。此外,法向距离较大时(超过 $1C$),小迎角时的阻力系数几乎重合,迎角超过 10° ,双翼布局的阻力系数小于 NACA0030 单翼,法向距离越大,双翼布局的平

均阻力系数越接近单翼布局。对于法向距离最近($g=-0.4C$)的情况,平均阻力系数在计算的迎角范围内均大于 NACA0030 单翼情况,在小迎角情况下(迎角小于 10°)双翼布局的平均阻力系数超过单翼的 2 倍。对于法向距离 $g=-0.6C,-0.8C$ 的两种情况,小迎角下阻力系数大于单翼的,大迎角下阻力系数小于单翼的。

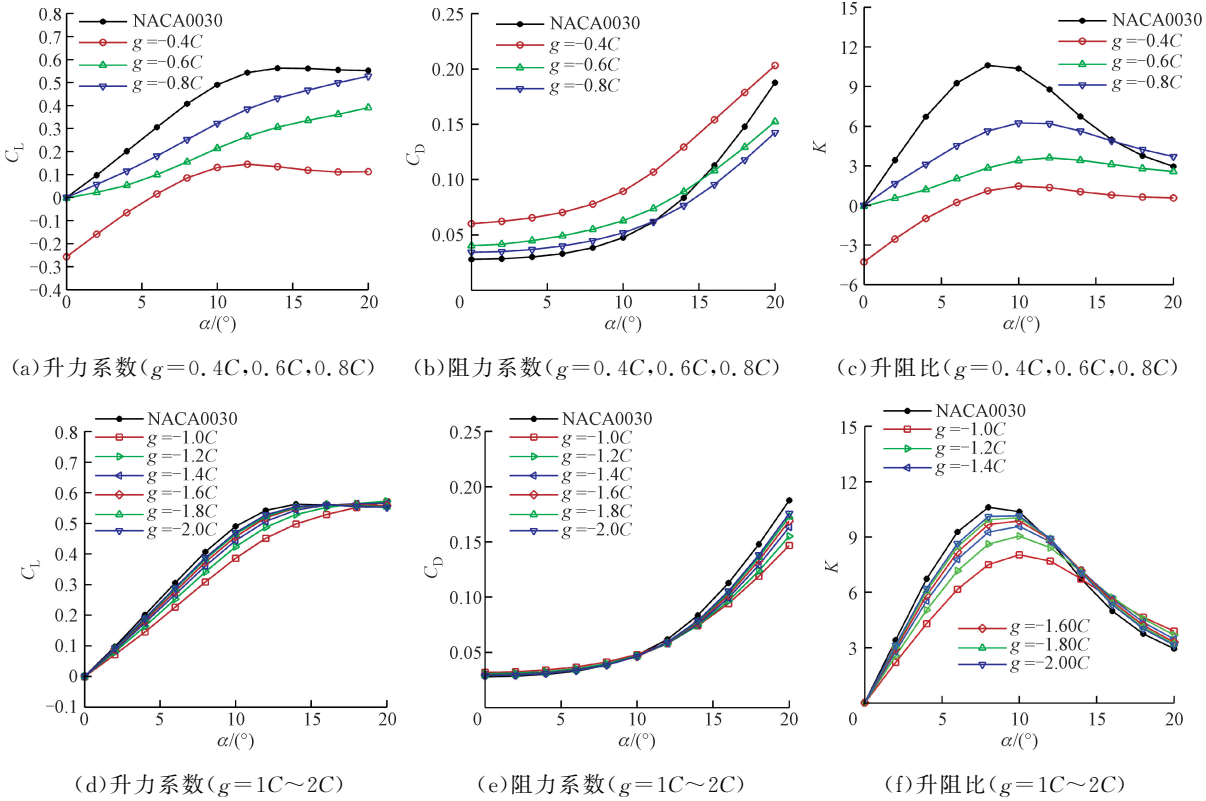


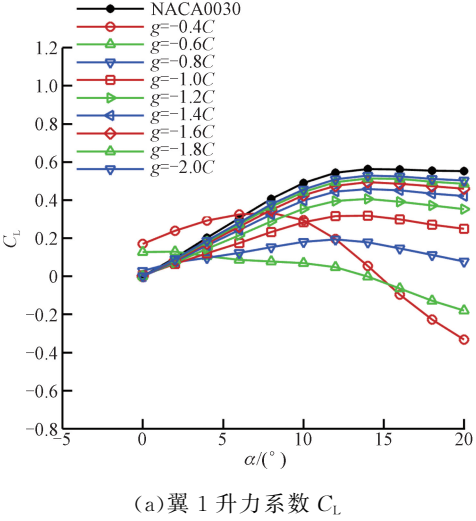
图 4 双翼布局总体气动特性对比

Fig. 4 Time-averaged aerodynamic coefficients for tandem airfoils

从总的升阻比来说,所有模型都是先增加后减小,单翼在 8° 达到最大值,双翼布局在 10° 达到最大值。双翼的升阻比一直小于单翼的,特别是在迎角小于 10° 时,法向距离越远,双翼布局的升阻比越接近于单翼的。但是,对于法向距离最近的 3 种情况,升阻比随着迎角增大而减小的速度远小于单翼布局,这说明双翼之间法向距离越小,翼间气动干扰越严重。

不同模型单个翼气动特性的对比图如图 5 所示,可知当法向距离大于等于 $1C$ 时,前翼的升力系数变化趋势均与单个的 NACA0030 翼类似,都是先增加后减小,而后翼的升力系数在前翼开始减小时仍缓慢增加。此外,前翼的升力系数小于 NACA0030 单翼的,而后翼的升力系数大于单翼的,法向距离越大,

翼型的升力系数越接近于单翼情况。但是,对于法



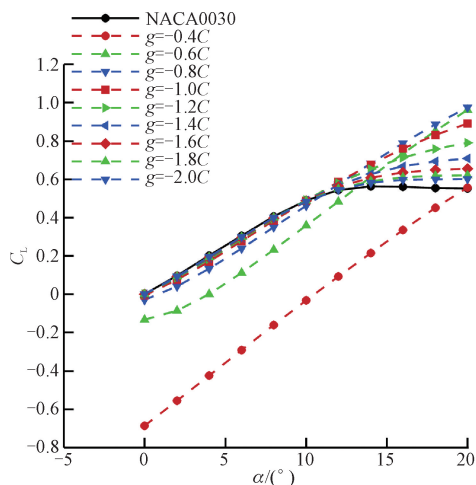
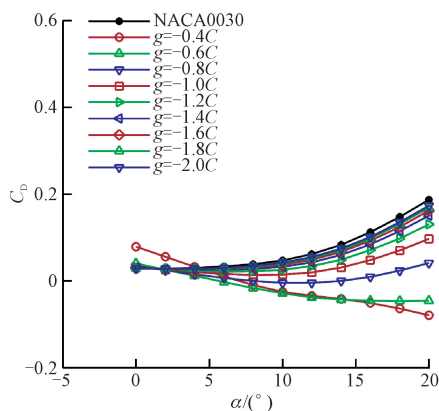
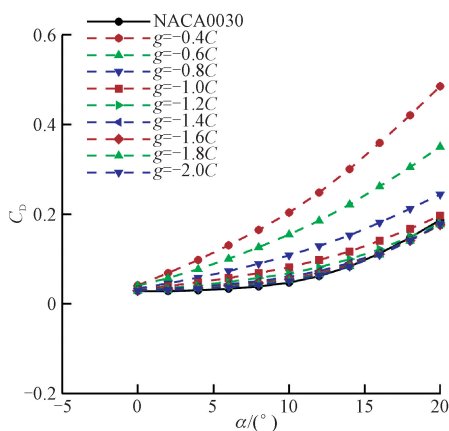
(b) 翼 2 升力系数 C_L (c) 翼 1 阻力系数 C_D (d) 翼 2 阻力系数 C_D

图 5 单个翼型气动特性对比

Fig. 5 Time-averaged aerodynamic coefficients for every airfoil

向距离较小的 3 种情况, $g = -0.4C$ 时前翼的升力系数先增加后减少, 并且在迎角小于 6° 时升力系数大于单翼的, 迎角大于 6° 时升力系数小于单翼的, 后翼在 0° 时升力为负, 随后一直线性增加。 $g = -0.6C, -0.8C$ 时后翼的升力一直线性增加, 而前翼先增加后减小, 变化幅度相对于 $g = -0.4C$ 很小。

对于阻力系数来说, 当法向距离大于等于 $1.6C$ 时, 所有模型对应的变化趋势与 NACA0030 单翼非常接近, 前翼稍小, 后翼稍大。 $g = -0.8C, -1C, -1.2C, -1.4C$ 时所有模型后翼对应的阻力系数变化趋势也与 NACA0030 单翼类似, 后翼比单翼大, 前翼比单翼小, 双翼布局在迎角小于 8° 时阻力系数是缓慢下降的。 $g = -0.4C, -0.6C$ 时, 后翼阻力系数在计算的迎角范围内均大于单翼的, 距离越近, 增加越明显, 但是前翼的阻力系数在计算的迎角范围内保持减小状态, 在迎角超过 8° 时阻力为负值。

4 组双翼布局模型 $s = 0, g = -0.4C, -0.8C, -1.2C, -2C$ 与 NACA0030 单翼模型在不同迎角下的表面压力分布如图 6 所示。

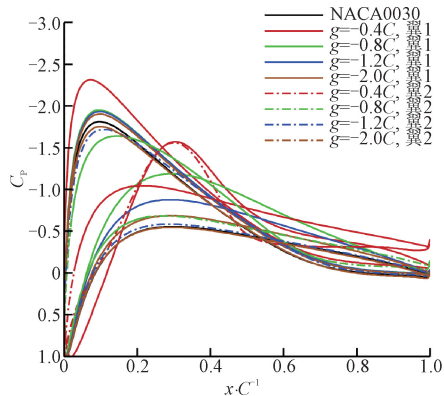
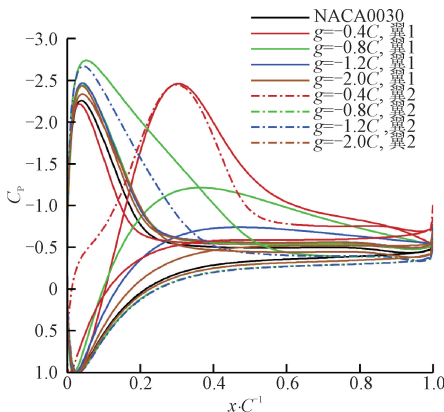
(a) 8° (b) 20°

图 6 不同迎角下机翼表面的压力分布对比

Fig. 6 Comparisons of wall pressure coefficient at different angle of attack

由图 6 可知, 法向距离最近时双翼表面压力分布与单翼相比改变最大, 法向距离为 $2C$ 时, 前后翼的表面压力与单翼的近似。此外, 对于后 3 组模型, 双翼之间的气动干扰主要影响区域位于双翼之间, 所以前翼下表面和后翼上表面的压力变化较大。由

于前翼下表面和后翼上表面之间形成先收缩后扩张的管道,该区域气流先加速后减速,压力先减小后增加,在翼型最大厚度位置 $30\%C$ 会形成一个低压区。由于法向距离越近,喉道处加速效果越明显,压力改变也越明显,前翼下表面压力减小,后翼上表面压力减小,升力来源于上下表面的压力差,所以前翼升力减小,后翼升力增大。对于第一组模型,由于法向距离最近,翼间气动干扰最严重,甚至会出现下翼面压力更低的情况,所以部分迎角下升力为负值。两组双翼布局模型 $s=0, g=-0.4C, -1C$ 与 NACA0030 单翼模型在不同迎角下流场的压力分布和

流线图如图 7 所示。

由图 7 可知:法向距离较远时,前后翼周围的流动情况与单翼类似;距离较近时,由于翼间管道的形成,在后翼上表面后缘处存在明显的分离涡流。前翼前缘驻点沿着下表面稍向后移动,后翼前缘驻点沿着上表面稍向后移动,前翼上表面低压区稍向前移动,后翼下表面低压区也稍向前移动。由于前翼的遮蔽和管道的加速作用,后翼在大迎角下分离涡的发展受到抑制,黏性作用变化不大,前翼的升力先增加后减小,阻力一直减小,而后翼的升力、阻力都一直增加。

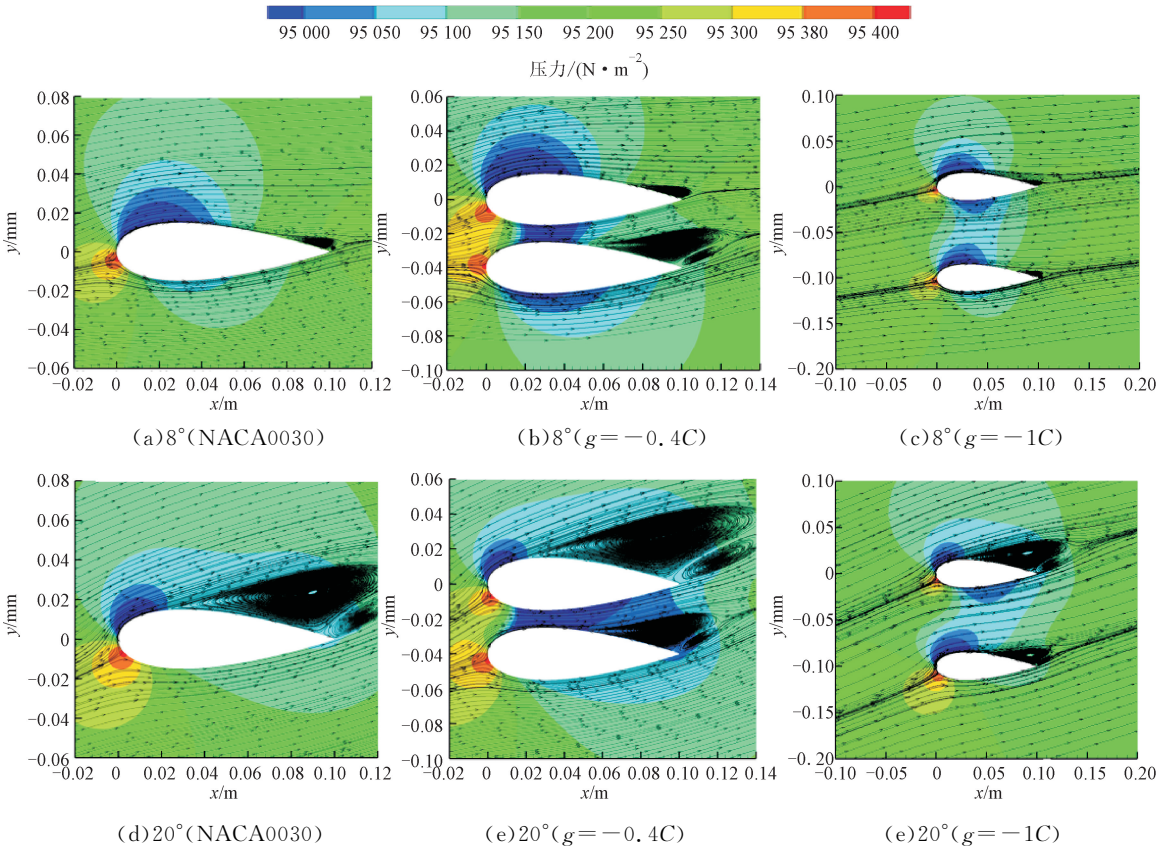


图 7 不同迎角下压力场以及流线对比

Fig. 7 Comparisons of pressure field and streamlines at different angle of attack

2.2 弦向位置效应

为了考察双翼布局气动特性随双翼之间弦向位置的变化规律,以 NACA0030 的双翼布局为研究对象、以数值模拟结果为基础,分析了不同弦向位置时双翼之间的气动干扰现象。为了简化问题,法向相对位置固定为 $g=0$,而弦向位置 s 为 $1.2C\sim2.6C$,双翼布局的特点是后翼刚好在前翼的正后方,后翼前缘点与前翼后缘点之间的弦向距离变化范围为

$0.2C\sim1.6C$ 。

不同模型总体气动特性对比图如图 8 所示,图中升力系数和阻力系数由前后翼平均得到。由图 8 可知,在迎角为 $4^\circ\sim16^\circ$ 、弦向距离 $s=1.2C$ 时,双翼升力系数比 NACA0030 单翼明显增加,而在计算的所有迎角范围内,双翼布局阻力系数与单翼布局相比几乎重合。当弦向距离大于 $1.6C$ 时,双翼布局气动特性几乎与单翼布局重合。

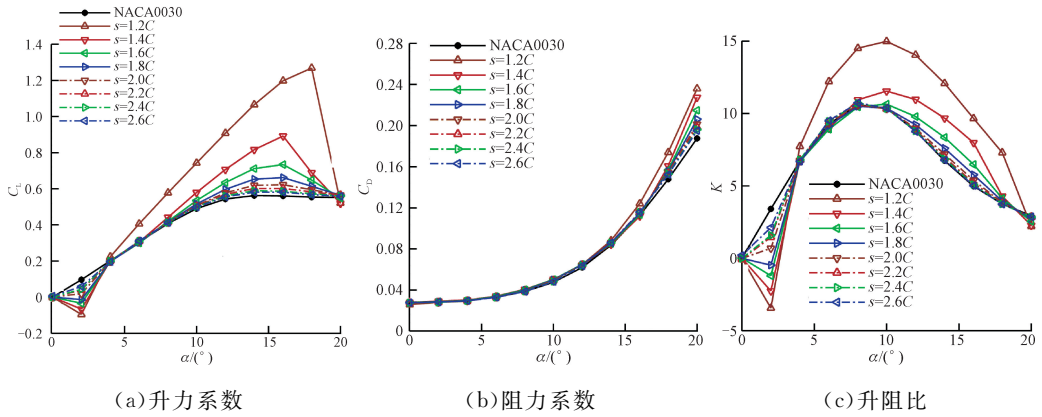


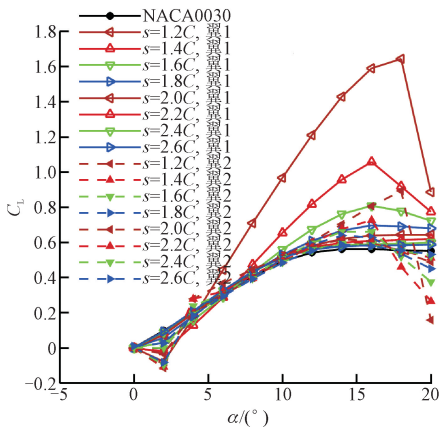
图 8 双翼布局总体气动特性对比

Fig. 8 Time-averaged aerodynamic coefficients for tandem airfoils

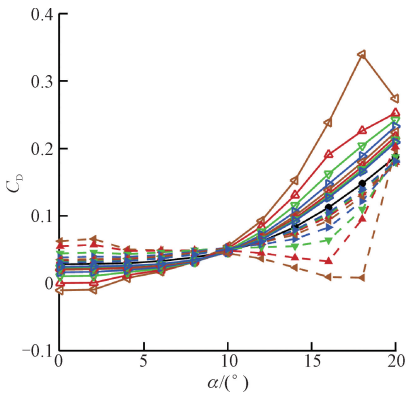
不同模型单个翼气动特性的对比图如图 9 所示,可知升力和阻力对弦向位置变化不如法向位置敏感。由升力系数对比图可知,当弦向距离最小时,双翼之间气动干扰最严重,并且主要影响的是前翼,而后翼的升力与 NACA0030 单翼情况类似,其他弦向距离下前后翼的升力系数变化不大。由阻力系数对比图可知:迎角小于 10° 时前翼的阻力比单翼稍小,

后翼的阻力比单翼稍大;迎角大于 10° 时,前翼的阻力比单翼稍大,后翼阻力比单翼稍小。

两组双翼布局模型 $s = 1.2C$ 、 $s = 2C$ 与 NACA0030 单翼模型在不同迎角下的表面压力分布图如图 10 所示,可知弦向距离 $s = 2C$ 较远时,前后翼周围的压力分布情况与单翼类似。弦向距离 $s = 1.2C$



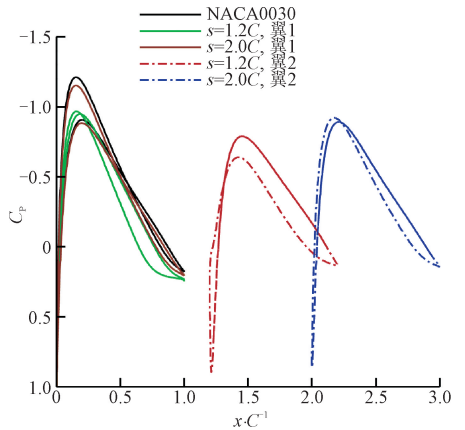
(a) 升力系数 C_L



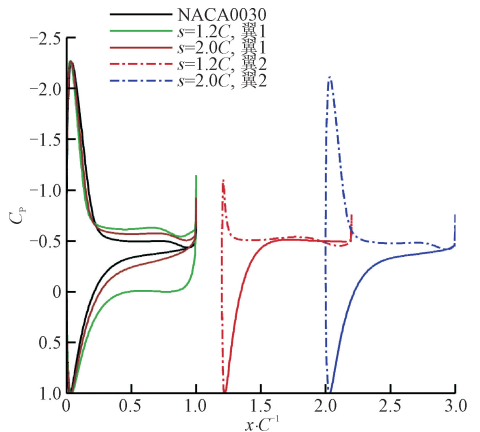
(b) 阻力系数 C_D

图 9 单个翼型气动特性对比

Fig. 9 Time-averaged aerodynamic coefficients for every airfoil



(a) 2°



(b) 20°

图 10 不同迎角下机翼表面的压力分布对比

Fig. 10 Comparisons of wall pressure coefficient at different angle of attack

最近、迎角为 2° 时,前后翼上下表面压差均小于单翼情况,部分位置会出现上表面压力大于下表面的,所以此时前后翼的升力均减小。迎角继续增大,前翼上表面压力明显减小,而下表面压力明显增大,后翼表面压力改变不明显,所以前翼升力有显著增加,而后翼没有明显变化。不同迎角下压力场以及流线对比($s=1.2C, g=0$)如图 11 所示,可知小迎角下两翼之间的区域会形成显著驻涡,这会增加后翼前缘附近的压力,因此后翼的阻力增加。随着迎角的增加,前翼上表面低压区面积显著增加,升力也明显增加。由于前后翼之间缝道和前翼涡流的共同作用,后翼上表面的低压区增加较小,所以升力增加不明显,由于缝道的加速作用,后翼在中等迎角范围没有出现显著分离。

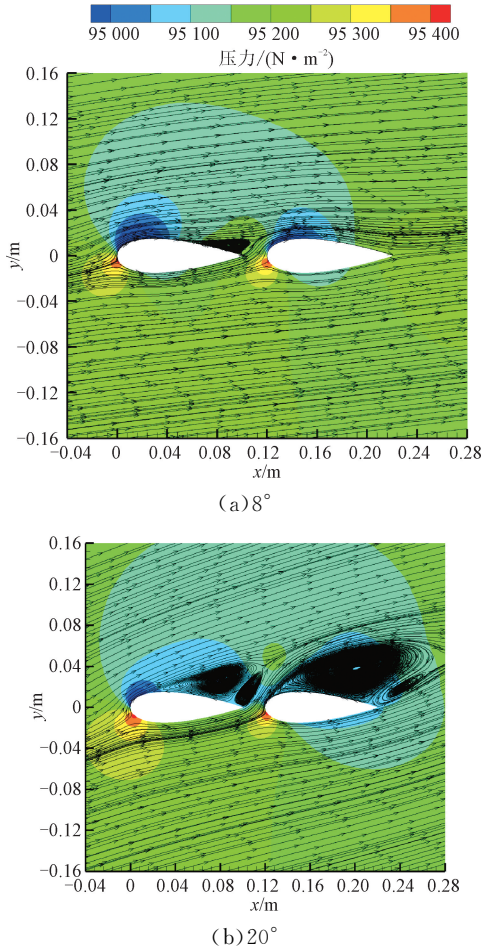


图 11 不同迎角下压力场以及流线对比
Fig. 11 Comparisons of pressure field and streamlines at different angle of attack

2.3 弦向、法向综合效应

前两节研究的双翼布局仅具有法向或者弦向距离,这样设计出来的双翼布局虽然在某些条件下气动效率有所提高,但是双翼总体气动效率低于 NACA0030 单翼情况。为了考察双翼相对位置弦

向、法向综合气动效应,本节研究模型 12 组,法向位置固定为 $g=-0.6C$,弦向位置分别为 $s=\pm 0.2C, \pm 0.4C, \pm 0.6C, \pm 0.8C, \pm 1C, \pm 1.2C$ 。12 组模型总体气动特性的对比图如图 12 所示,图中升力系数和阻力系数由前后翼平均得到。

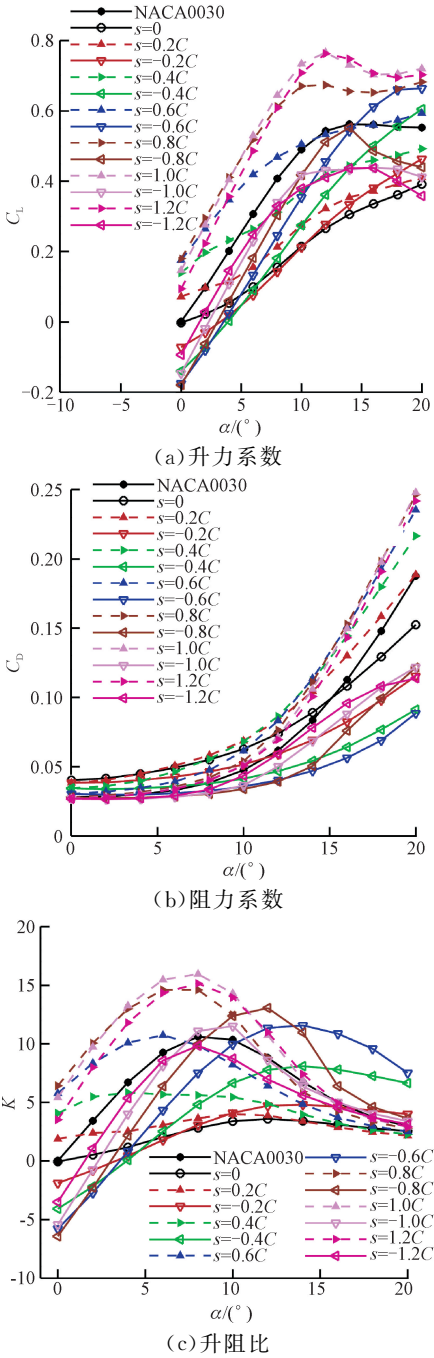
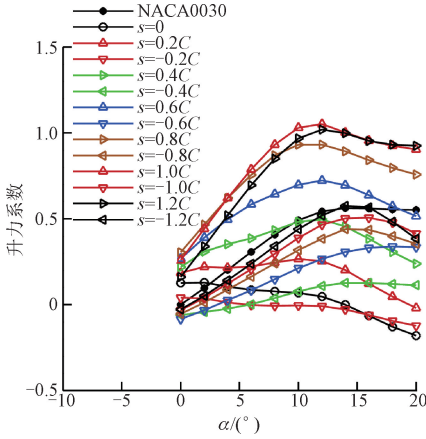


图 12 双翼布局总体气动特性对比($g=-0.6C$)
Fig. 12 Time-averaged aerodynamic coefficients for tandem airfoils

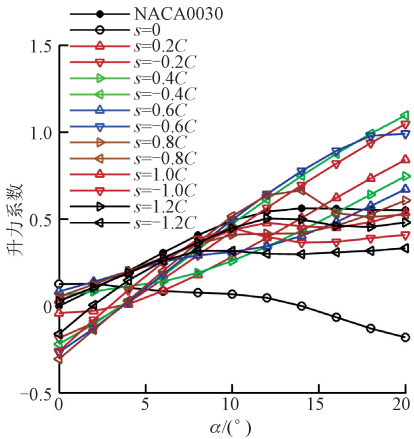
由图 12 可知,升力系数变化趋势类似,在弦向距离绝对值相等的情况下, g 为负值时的升力普遍大于 g 为正值时的升力,弦向距离越大,升力系数越大,但是弦向距离超过一倍弦长时升力又开始减

小。由于阻力系数的变化趋势类似,所以从升阻比的角度来看,弦向距离为 $1C$ 时气动效率最高。

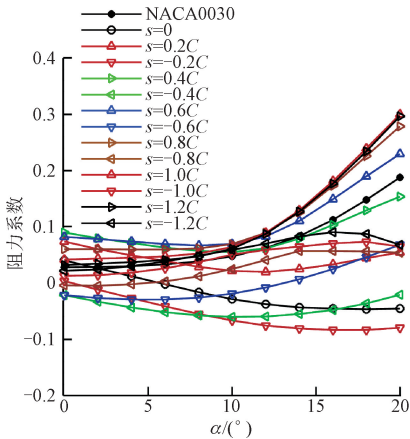
不同模型单个翼气动特性的对比图如图 13 所示,可知在弦向距离 $s=\pm 0.2C, \pm 0.4$ 较近时,前翼升力系数的变化趋势和单翼情况类似,都是先增加后减小,而后翼呈线性增加趋势,其他情况下升力曲线变化趋势跟单翼类似。不同的是, s 继续增加,前翼的升力系数显著增加, $1C$ 时最大。阻力系数的变化趋势与单翼情况接近,距离最近时前翼的阻力系数是缓慢减小的。



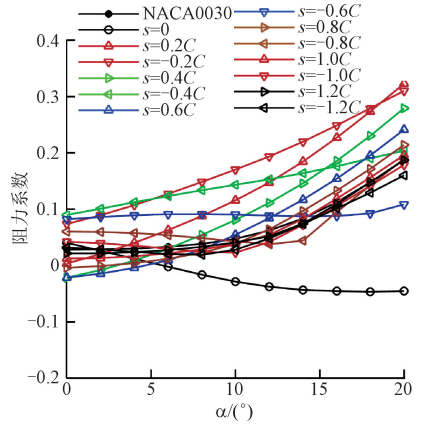
(a) 翼 1 升力系数



(b) 翼 2 升力系数



(c) 翼 1 阻力系数

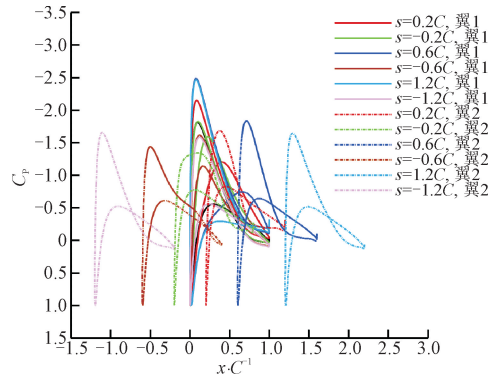


(d) 翼 2 阻力系数

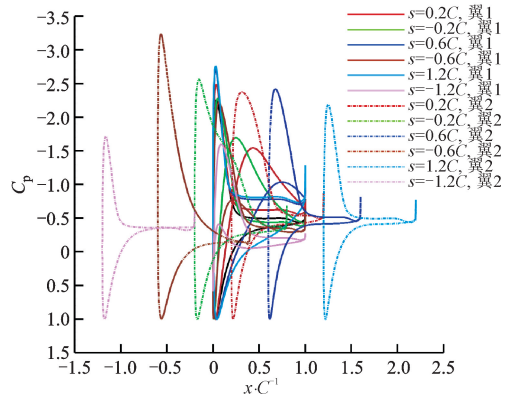
图 13 单个翼型气动特性对比 ($g = -0.6C$)

Fig. 13 Time-averaged aerodynamic coefficients for every airfoil

6 组双翼布局模型 $s=\pm 0.20C, g=-0.60C$ 、 $s=\pm 0.60C, g=-0.60C$ 、 $s=\pm 1.20C, g=-0.60C$ 与 NACA0030 单翼模型在不同迎角下的表面压力分布如图 14 所示,可知相对位置主要影响前翼下表面与后翼上表面,且弦向距离越近,前后翼的压力分布所受影响越大,变化规律与图 6 的结论



(a) 8°



(b) 20°

图 14 不同迎角下机翼表面的压力分布对比

Fig. 14 Comparisons of wall pressure coefficient at different angle of attack

类似。不同迎角下压力场以及流线对比如图 15 所示,可知弦向距离过小,前后翼之间强烈的气动干扰作用使小迎角情况下出现分离流。适当增加双翼之间的弦向距离,可以在减弱前翼下表面与后翼上表

面间低压区干扰的同时,利用缝道的加速作用实现两翼大迎角的分离抑制。当双翼之间相对位置 $s=1C$ 时,可以在增加前翼升力的同时减小后翼阻力,从而提高双翼布局的总体气动效率。

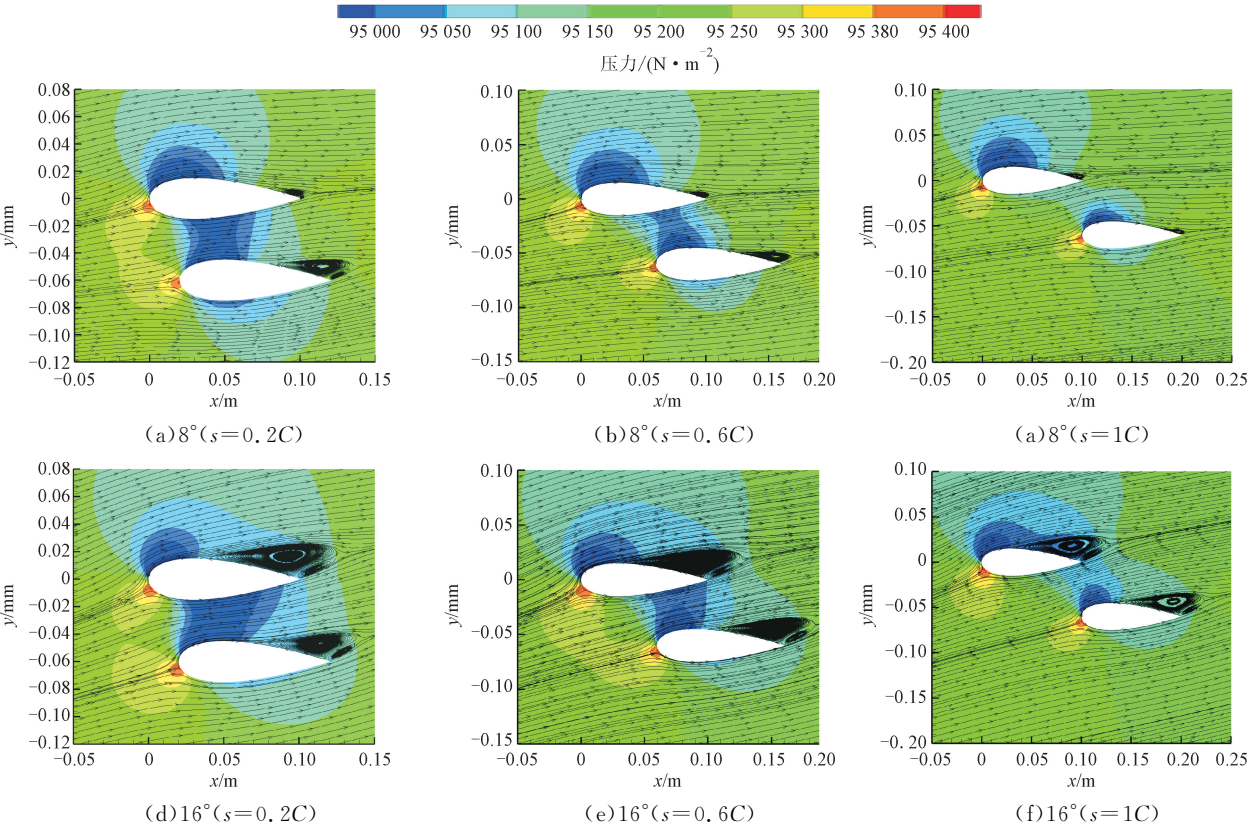


图 15 不同迎角下压力场以及流线对比

Fig. 15 Comparisons of pressure field and streamlines at different angle of attack

3 结 论

本文通过对一系列具有不同相对几何位置的双翼布局流场的数值仿真,对双翼布局在低雷诺数 $Re=1.2\times10^5$ 流动条件下的气动特性进行了深入探索,定量研究了双翼之间法向、弦向相对几何位置对双翼布局流场结构和气动特性的影响规律,得到如下结论。

(1)法向间距越小,双翼之间的气动干扰越严重。当法向间距大于两倍弦长时,双翼布局气动特性与单独翼型类似。翼间气动干扰主要影响上翼下表面、下翼上表面的压力分布。翼间涡流使两翼的升力明显减小,下翼的阻力也有明显减小,在大迎角情况下,下翼甚至会产生推力而不是阻力。

(2)弦向间距越小,双翼之间的气动干扰越严重。双翼布局双翼之间的气动干扰对弦向位置不如法向

位置敏感,仅在弦向间距为 1.2 倍弦长时存在较强的气动干扰。翼间干扰主要影响前翼、后翼上表面的分离流动和压力分布。翼间干扰使前翼的升力明显提升,在 16°迎角时升力增幅接近 100%。

(3)通过设计合理的相对位置,双翼布局可以利用两翼之间的有利气动干扰现象达到远高于单翼的总体气动效率,在弦向间距为 1C、法向间距为 0.6C 时,在 8°迎角时整体的气动效率可以提升 50%。

由于在合理几何间距下可以产生有利的气动干扰效果,双翼布局相对于单翼布局具有明显的气动优势,是充气式飞行器构型的一个很好的选择形式,可作为高空飞艇、低空通用无人机、垂直起降飞机等机型的可选气动布局型式。本文的研究局限于二维流动,没有考虑大迎角下翼尖涡与展向流动之间的气动干扰效应,未来需要继续深入研究该布局的展向流动干扰情况和后翼作为操纵面的可行性。

参考文献:

- [1] JAKAB P L. Wood to metal: the structural origins of the modern airplane [J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(6): 914-918.
- [2] 谢长川, 王伟建, 杨超. 充气式机翼的颤振特性分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2011, 37(7): 833-838.
XIE Changchuan, WANG Weijian, YANG Chao. Flutter analysis of inflatable wings [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(7): 833-838.
- [3] 张庆, 董彦非, 李恒, 等. 展向自适应机翼总体气动特性分析 [J]. *西安交通大学学报*, 2020, 54(10): 174-184.
ZHANG Qing, DONG Yanfei, LI Heng, et al. Computational investigation of overall aerodynamic characteristics for spanwise adaptive wing [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2020, 54(10): 174-184.
- [4] 卫剑征, 谭惠丰, 王伟志, 等. 充气式再入减速器研究最新进展 [J]. *宇航学报*, 2013, 34(7): 881-890.
WEI Jianzheng, TAN Huifeng, WANG Weizhi, et al. New trends in inflatable re-entry aeroshell [J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(7): 881-890.
- [5] ZHANG Qing, YE Zhengyin. Novel method based on inflatable bump for vertical tail buffeting suppression [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(1): 367-371.
- [6] LI Shuang, JIANG Xiuqiang. Review and prospect of guidance and control for Mars atmospheric entry [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, 69: 40-57.
- [7] 张庆, 叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究 [J]. *工程力学*, 2019, 36(10): 244-256.
ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investigations for aerodynamic characteristic analysis of low Reynolds number doubly-tandem wing configurations [J]. *Engineering Mechanics*, 2019, 36(10): 244-256.
- [8] 华如豪, 叶正寅. 排式充气机翼的高效气动布局研究 [J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(2): 184-191.
HUA Ruhao, YE Zhengyin. Research on effective aerodynamic configuration of row inflatable wings [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(2): 184-191.
- [9] 李峰, 叶正寅, 高超. 新型浮升一体化飞艇的总体性能和应用研究 [J]. *工程力学*, 2013, 30(3): 437-444, 458.
LI Feng, YE Zhengyin, GAO Chao. Overall performance and application research on a new type buoyancy-lifting airship [J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(3): 437-444, 458.
- [10] LI Feng, YE Zhengyin, GAO Chao. Design of a new tandem wings hybrid airship [J]. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, 2012, 55(10): 1886-1893.
- [11] BOSCHITSCH B M, DEWEY P A, SMITS A J. Propulsive performance of unsteady tandem hydrofoils in an in-line configuration [J]. *Physics of Fluids*, 2014, 26(5): 051901.
- [12] MUSCUTT L E, WEYMOUTH G D, GANAPATHISUBRAMANI B. Performance augmentation mechanism of in-line tandem flapping foils [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 827: 484-505.
- [13] 詹慧玲, 白鹏, 陈钱, 等. 双翼布局微型飞行器气动特性试验研究 [J]. *实验流体力学*, 2009, 23(3): 24-30, 39.
ZHAN Huiling, BAI Peng, CHEN Qian, et al. Experimental investigation on the aerodynamic characteristics of biplane micro-air-vehicles [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(3): 24-30, 39.
- [14] 刘志强, 史志伟, 白鹏. 双翼微型飞行器水平阵风响应实验研究 [J]. *实验流体力学*, 2009, 23(3): 54-57.
LIU Zhiqiang, SHI Zhiwei, BAI Peng. Experimental investigation on the unsteady aerodynamic characteristics of biplane MAV in horizontal gust [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(3): 54-57.
- [15] ZHANG Jie, LU Xiyun. Aerodynamic performance due to forewing and hindwing interaction in gliding dragonfly flight [J]. *Physical Review E*, 2009, 80(1): 017302.
- [16] BROERING T M, LIAN Yongsheng, HENSHAW W. Numerical investigation of energy extraction in a tandem flapping wing configuration [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(11): 2295-2307.
- [17] BROERING T M, LIAN Yongsheng. The effect of phase angle and wing spacing on tandem flapping wings [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2012, 28(6): 1557-1571.
- [18] LUA K B, LU H, ZHANG X H, et al. Aerodynamics of two-dimensional flapping wings in tandem configuration [J]. *Physics of Fluids*, 2016, 28(12): 121901.
- [19] HUA Ruhao, YUAN Xianxu, TANG Zhigong, et al. Study on flight dynamics of flexible projectiles based on closed-loop feedback control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 90: 327-341.
- [20] LI Heng, YE Zhengyin. Numerical investigation on aerodynamic and inertial couplings of flexible spinning missile with large slenderness ratio [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 99: 105582.
- [21] 张庆, 叶正寅. NACA0012 翼型跨声速强迫运动非定常气动力模型 [J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2020, 41(11): 1683-1688.
ZHANG Qing, YE Zhengyin. Unsteady aerodynamic model of NACA0012 associated with forced oscillations and translations in transonic flight [J]. *Journal of*

Harbin Engineering University, 2020, 41 (11): 1683-1688.

[22] 张庆,叶正寅. 基于雨燕翅膀的仿生三角翼气动特性计算研究 [J]. 力学学报, 2021, 53(2): 373-385.
ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investigations for aerodynamic performance of bio-inspired delta-wing based on swift-wing [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53 (2): 373-385.

[23] 钟阳,王良明,吴映锋. 基于计算流体力学与刚体动力学耦合的高速旋转弹丸弹道计算方法 [J]. 兵工学报, 2020, 41(6): 1085-1095.

ZHONG Yang, WANG Liangming, WU Yingfeng. Calculation of trajectory of high-speed spinning projectile based on computational fluid dynamics/rigid body dynamics coupling [J]. Acta Armamentarii, 2020, 41 (6): 1085-1095.

[24] 张庆,薛榕融,马浩统. 低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探 [J]. 航空动力学报, 2022, 37 (7): 1516-1527.
ZHANG Qing, XUE Rongrong, MA Haotong. Preliminary aerodynamic exploration for bioinspired separated flow airfoil at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1516-1527.

(编辑 赵炜)