

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.03.018

流向入射涡与后翼相互作用分析

刘 薇¹ 胡 岳²

(1. 中国民航大学空中交通管理学院, 天津, 300300; 2. 中国民航大学民航空管研究院, 天津, 300300)

摘要: 涡翼互作用现象影响航空运输编队飞行的效益和配对进近的安全。采用数值模拟方法, 针对无入射涡影响的后翼以及稳定状态下的入射涡位于后翼 3 个典型展向位置共 4 种情况, 研究入射涡与后翼的相互作用。对比分析了基于 Q 准则的三维涡量、不同流向位置的涡量, 以及后翼吸力面静压系数、气动参数和滚转力矩系数等。研究表明: 稳定状态下的入射涡在后翼外侧时, 翼尖涡受上洗运动影响; 在内侧时, 受下洗运动影响。两种情况下, 翼尖涡强度均受到抑制。入射涡越靠近后翼翼尖, 后翼升力系数、升阻比、滚转力矩系数越大, 且在其与后翼翼尖重合时都达到最大值。这一结果可为编队飞行和配对进近的前后机布局提供参考。

关键词: 入射涡; 翼尖涡; 涡翼互作用; 数值模拟

中图分类号: O355 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)03-0395-08

Analysis of Interactions Between Streamwise-Oriented Vortex and Follower Wing

LIU Wei¹, HU Yue²

(1. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin, 300300, China;

2. Civil Aviation ATM Research Institute, Civil Aviation University of China, Tianjin, 300300, China)

Abstract: Vortex-wing interactions affect the efficiency of formation flights and the safety of paired approaches. A numerical simulation study is developed to investigate four situations, including a follower wing without stable incident vortex, and stable incident vortex on a follower wing at three typical spanwise locations. The vortex-wing interactions between stable incident vortex and a follower wing is studied. Three-dimension vorticity based on Q-criterion, vorticities at different streamwise locations, surface pressure coefficient in suction side, aerodynamic coefficients and rolling-moment coefficient are analyzed by comparison. The results show that, when the stable incident vortex is outside or inside the tip of the follower wing, the tip of the follower wing is at the down wash or up wash region. Wing-tip vortex is restrained in both locations. Lift coefficient, lift-to-drag ratio and rolling-moment coefficient increase as the stable incident vortex getting close to the tip of the follower wing and reach maximum, when incident vortex is coincide with the tip of the follower wing. Such results could provide references for formation flights and paired approaches.

Key words: incident vortex; wing-tip vortex; vortex-wing interactions; numerical simulations

入射涡作用于物体表面, 会产生强烈不稳定的热; 入射涡也会出现非定常扭转, 这种相互作用广泛存在于工程实际中。入射涡与物面的相互作用载荷和振动, 某些情况下会改变物体局部表面的传

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0502401)资助项目; 国家自然科学基金(U1633109, U1533116, 71701202)资助项目; 民航安全能力建设基金(TMSA1617)资助项目; 中央高校基本科研业务经费专项资金(3122014B005)资助项目; 空中交通管理系统与技术国家重点实验室开放基金(SKLATM201704)资助项目。

收稿日期: 2018-07-02; **修订日期:** 2018-12-12

通信作者: 胡岳, 男, 助理研究员, E-mail: y-hu@cauc.edu.cn。

引用格式: 刘薇, 胡岳. 流向入射涡与后翼相互作用分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 395-402. LIU Wei, HU Yue. Analysis of Interactions Between Streamwise-Oriented Vortex and Follower Wing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 395-402.

可以分为3种类型^[1]:平行涡作用,如海上平台的立管集群或高层建筑群之间产生涡的相互作用;垂直涡作用,如直升机的飞行轨迹或推进系统不同工作条件下的螺旋桨叶片与涡的相互作用;流向涡也即尾涡作用,如后机遭遇前机尾涡的情况。

后机遭遇前机尾涡时,处置不当极易发生飞行事故。2001年11月12日,美国航空公司一架A300-600飞机从肯尼迪机场起飞后因遭遇日航747飞机的尾涡而坠毁;2005年8月13日,在爱尔兰管制空域,一架B757-200飞机因遭遇A340-500飞机的尾涡而急剧滚转,造成多名乘客受伤。统计表明,绝大多数的尾涡遭遇事件发生在离地100 m以下的近地阶段,其原因之一为后机在近地阶段遭遇尾涡后的高度、速度裕量较少,很难通过正常操纵安全改出^[2]。此外,编队飞行和配对进近时,后机可能进入前机尾流上洗区直至涡核中心,在诱导下洗和上洗气流的作用下,机翼升力会发生剧烈变化,容易发生危险。

入射涡的破裂会产生很高的动载荷,导致气动动力结构产生过度周期性疲劳,或者急剧应力改变,对操纵性会产生负面影响。Bodstein等^[3]采用理论和实验两种分析方法评估了流向入射涡与平板的相互作用,发现当入射涡与平板表面距离足够远时理论分析与实验吻合较好;当入射涡靠近壁面时,由于粘性的影响、边界层的分离以及涡的破裂,理论分析与实验测量有差异。此外,在NASA自主编队飞行程序的几次试飞中,也报告了在某些位置由于入射涡的冲击载荷所诱发的不稳定性的影响使飞行难于操纵^[4]。最近,Inasawa等^[5]采用粒子图像测速法对两个近距离编队方式放置的NA-CA23012机翼的流场进行实验测量,发现前翼尾涡与后翼之间有非常复杂的相互作用。Gordnier和Visbal^[6]采用数值模拟方法详细地研究了流场的瞬时流动结构,该流场为前翼尾涡螺旋式的破裂对后置平板的影响,他们揭示了破裂的入射涡的波长与作用在平板上的非稳态载荷之间的强相关性,发现涡破碎的不稳定性并不是产生动载荷的唯一物理机制,流动不稳定性、短波和长波的波长的互相诱导的不稳定性也会影响流场,研究表明高精度的数值模拟可以解释复杂流动结构的物理意义。

国内在尾涡流场的数值模拟方面刚刚起步,刘薇等^[7]使用Realizable $k-\epsilon$ (RKE)模型对翼尖涡近场特性进行分析,并与实验对比,取得很好的结果。温瑞英等^[8]采用RSM模型对B757-200机翼的近场尾涡进行了研究,探讨了不同迎角、不同参数的变

化情况。到目前为止,国内在入射涡对后翼影响方面的研究还比较少。

综上,尽管已有的研究持续推动着尾流对后机影响机理的研究,但是详细探讨入射涡的上洗与下洗运动对后翼影响的研究还比较少。考虑到入射涡的状态以及入射涡的起始位置,其与后翼相对距离和相对位置,都会产生不同的影响。本文采用高精度的数值模拟方法,研究了特定状态下,以NA-CA0012机翼为例的前机尾涡即稳定状态下的入射涡与后翼相互作用的流场。为了减小复杂问题的变量个数采用直机翼模拟,通过改变前后机翼的相对展向位置来改变稳定的入射涡相对后翼的位置,重点探究稳定状态下的入射涡的上洗和下洗运动对后翼的瞬时流动结构,流向涡量的影响;以及入射涡诱导下的后翼升力、阻力系数,升阻比和有效迎角等气动参数以及气动载荷的变化规律,从而达到模拟特定状态下,飞机编队飞行或配对进近的目的,以期提供一定参考。

1 数值计算方法

1.1 流场计算控制方程

采用RKE模型^[9-10]封闭雷诺平均的Navier-Stokes方程^[11]中的雷诺应力项,湍动能 k 方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon \quad (1)$$

耗散率 ϵ 方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b \quad (2)$$

式中: u_i, u_j 为速度分量; x_i, x_j 为空间位置, $i, j = 1, 2, 3$; ρ 为密度; μ 和 ν 分别是动力黏性系数和运动黏性系数; G_k 和 G_b 分别是基于平均速度梯度和基于浮力的湍动能产生项。 $C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]$,

$\eta = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} k / \epsilon$, $S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$ 。根据文献[9],本文中 $C_{1\epsilon} = 1.44$, $C_2 = 1.9$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\epsilon = 1.2$, $C_{3\epsilon} = 1.92$ 。采用理想气体,普朗特数 $Pr_t = 0.85$,涡黏性系数 $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$ 。

在RKE模型中

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{kU^*}{\epsilon}} \quad (3)$$

$$U^* = \sqrt{S_{ij}^2 + (\Omega_{ij} - 2\epsilon_{ijk}\omega_k)^2} \quad (4)$$

式中: $\Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \epsilon_{ijk}\omega_k$, $\overline{\Omega_{ij}}$ 是动参考系下,角速度 ω_k 的平均旋转速度张量。 $A_0 = 4.04$, $A_s = \sqrt{6} \cos\phi$, $\phi = \frac{1}{3} \arccos\left(\sqrt{6} \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{S^3}\right)$, $\tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}$ 。

1.2 数值方法

数值离散格式为有限体积法,空间离散格式为高分辨格式,压力、动量和能量方程以及湍流扩散项采用二阶迎风格式,时间项采用一阶隐式迎风格式。黏度由 Sutherland 公式求出。求解的收敛标准为各项残差均小于 10^{-6} 。以上数值在国家超算中心天河超级计算机上计算完成。

2 数值计算模型与网格分布

2.1 数值计算模型

图 1 中给出了本文的数值模拟流场布局,原点在机翼右侧前缘点。 x 轴为流向; y 轴为法向,向上为正; z 轴为展向,向后翼左侧为正。前后机翼均为翼型 NACA0012 的矩形机翼,弦长 $c = 1$ m。本文模型取后翼展弦比 $B/c = 9$,后翼展长 $B = 9$ m。取前翼展弦比为 4.5,前翼右侧为对称面。飞机尾涡通常分为近场和远场,近场通常分为边界层分离、涡的卷起和涡的融合,6.4 倍展长可以发展成初始尾涡^[12]。本文仅针对矩形翼进行讨论,不涉及涡融合。相对位置($\Delta x, \Delta y, \Delta z$)以弦长 c 做归一化。前翼与后翼间距取 5 倍后翼展长,即 $\Delta x = 5B = 45$,与文献[13]一致。该间距也在近距编队飞行和配对进近的间距研究范围内。前后机翼迎角 α 均为 4° 。

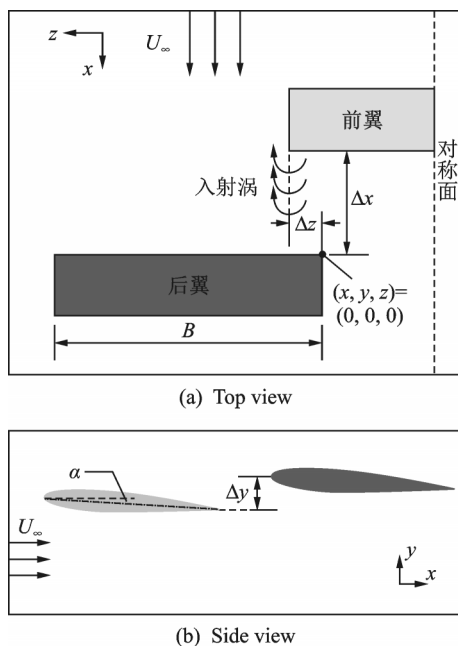


图 1 数值模拟流场布局示意图
Fig.1 Configurations of the flow field

2.2 网格与边界条件

本文基于 ANSYS ICEM 划分流场网格,采用结构化六面体网格。包围机翼的网格采用自适应 O 网结构,以提高壁面附近聚集网格点的效率和网格正交性。网格分配情况如表 1 所示。流场网格情况如图 2 所示,整个流场分成 54 个区域,采用六面体网格,包围机翼的区域采用局部加密的 O 网。

表 1 流场网格分配情况

| Tab.1 Grid distribution in flowfield | | |
|--------------------------------------|--------------------------|-----------------|
| 总节点数 | 各个方向节点数量数量 (流向×法向×展向) | 近壁面最小 网格尺寸/m |
| 97 383 174 | 980×140×580 | 10^{-6} |

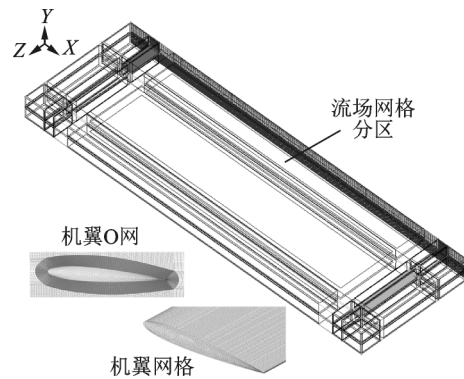


图 2 流场网格分区与机翼 O 网

Fig.2 Grids distributions along the wing surface and the whole field

第一层网格到翼面的无量纲化距离 y^+ 沿机翼表面的分配情况,如图 3 所示。 y^+ 用壁面摩擦速度 u^* 和运动黏性系数 ν 量纲化,达到黏性底层 $y^+ \leq 5$ 。边界层内的网格增长率为 1.1。为了验证网格分辨率,图 4 中给出在无入射涡时,机翼展向 $z = \frac{1}{3}B$ 位置,NACA0012 翼型上下翼面表面静压系数分布图,该结果与文献[14]中低速风洞的实验结果吻合。

流场的边界条件为压力远场,静压 $p =$

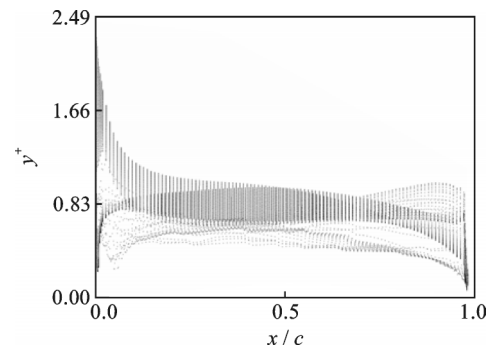


图 3 机翼表面第一层网格点的法向位置分布图

Fig.3 The first level grids distribution along the wing surface

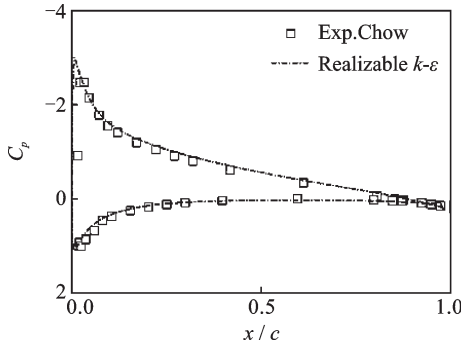


图4 $z/B=1/3$ 处翼面静压系数分布图
Fig.4 Surface C_p profile at $z/B=1/3$

109 723 Pa, 静温 $T=289$ K, 考虑到民航飞机飞行时的实际速度, 数值计算中基于弦长的雷诺数 $Re_c=4.6 \times 10^6$ 。

3 结果与分析

3.1 三维流动结构分析

为了研究前机翼的尾涡作为入射涡与后机翼的相互作用, 图5中给出了基于Q准则^[15]的入射涡对后翼影响的瞬时流动结构的等值面图, 其中用灰度代表流向涡量 ω_x , $\omega_x = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}$, v 和 w 分别代表法向 y 和展向 z 方向速度分量。用黑色箭头代表入射涡和翼尖涡的旋转方向。图5(a)代表无入射

涡影响的翼尖涡卷起过程; 图5(b)代表后翼右侧的翼尖在前翼左侧翼尖外侧, $\Delta y=0.004$, $\Delta z=-0.5$; 图5(c)代表后翼翼尖正对前翼翼尖涡即入射涡涡心的情形, $\Delta y=0.004$, $\Delta z=0$; 图5(d)代表前后翼的翼尖正对的情形, $\Delta y=0.004$, $\Delta z=1$ 。Garmann等^[16]认为为避免入射涡从后翼上表面“滑过”, 增强入射涡与后翼的相互作用效果, 需要将后翼向法向正向移动一定距离。本文通过反复实验, 发现后翼向法向正向移动 $0.004c$ 的涡翼相互作用效果比较好

$$\bar{y} = \frac{1}{\Gamma} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_0^{+\infty} y \omega_x dy dz \quad (5)$$

$$\bar{z} = \frac{1}{\Gamma} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_0^{+\infty} z \omega_x dy dz \quad (6)$$

式中 Γ 为环量。

从图5(a)可以看到吸力面(上翼面)从前缘到后缘的加速流动, 静压的逐渐减小。受到 Kelvin-Helmholtz 不稳定性的影响, 分离的剪切层从前缘卷起形成翼尖涡。随着入射涡逐渐靠近后翼, 入射涡与翼尖涡产生相互作用。图5(b)中为入射涡在翼尖涡外侧, 两个反向旋转的涡并没有互相干扰, 而是形成一对反向涡的偶极子。在相互诱导下, 向上远离翼面运动。图5(c)中为入射涡正好与后翼翼尖重合。图5(c)中可以明显看到入射涡受到后

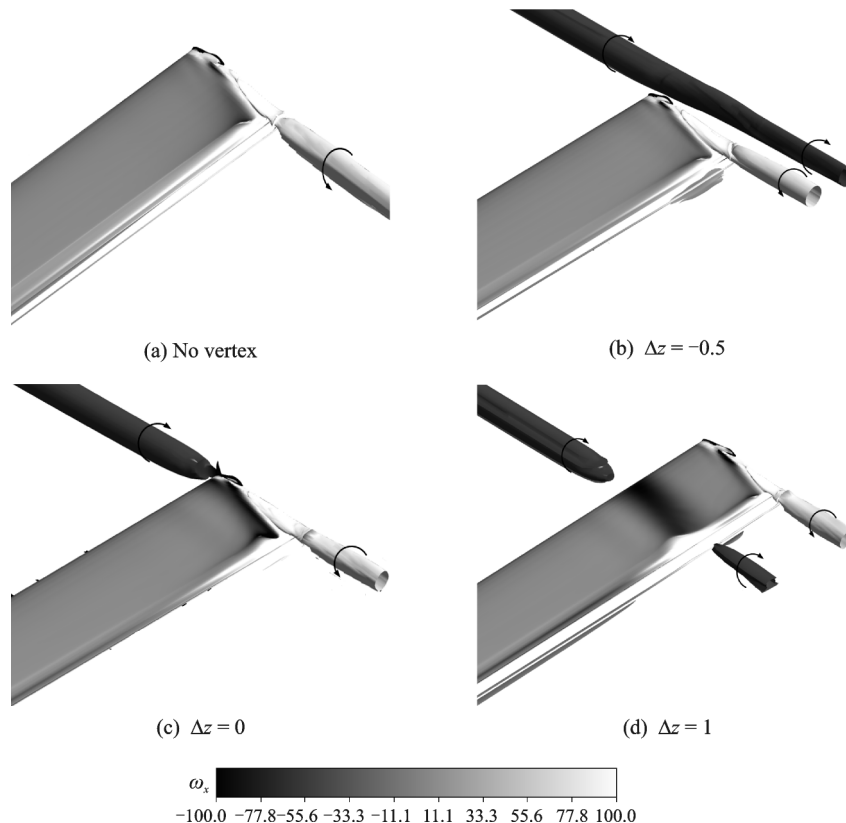


图5 基于Q准则的入射涡对后翼影响的瞬时流动结构的等值面图(用灰度代表流向涡量 ω_x)
Fig.5 Instantaneous isosurface of the Q-criterion (gray coloured by streamwise vorticity)

翼翼尖涡上洗作用的影响,入射涡外部的剪切层与后翼翼尖涡强烈的相互作用。在遭遇翼翼尖涡前,入射涡涡心明显;遭遇后,由于各自反向旋转的涡结构,入射涡强度减弱直至消失。图 5(d)中为入射涡在后翼下表面相对展向 $\Delta z = 1$ 的位置上与后翼相遇。图中可以看到入射涡穿过翼吸力面以后强

度明显减弱。

图 6 中给出了不同流向位置,入射涡与翼翼尖涡相互作用下流向涡量的等值线图,其中 $x/c = 0$ 表示后翼的前缘, $x/c = 1$ 表示后翼的后缘, $x/c = 1.25$ 和 $x/c = 1.5$ 分别表示后翼下游距离后缘 $0.25c$ 和 $0.5c$ 的流向位置。图中实线箭头代表入射

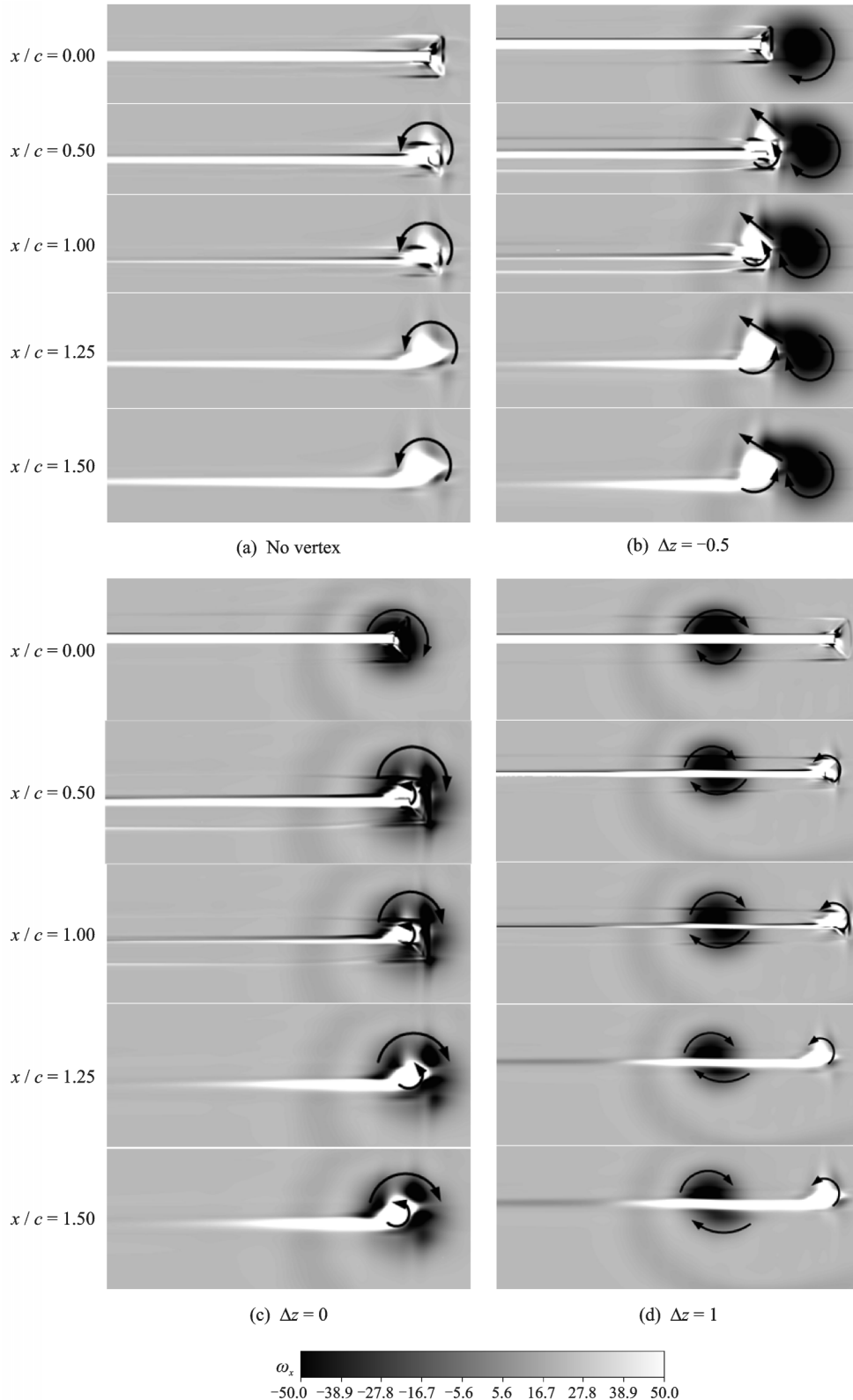


图 6 不同流向位置,入射涡与翼翼尖涡相互作用下流向涡量云图
Fig.6 Streamwise vorticity countours dissecting the incident vortex near the wingtip

涡和后翼翼尖涡的旋转方向,虚线箭头代表涡对的运动轨迹。

图6(a)代表无入射涡的情形。在机翼前缘附近 $x/c=0$ 位置有一对反向旋转的涡,在吸力面(上翼面)形成正涡,压力面(下翼面)形成负涡,这是由于该区域存在从翼根向翼尖的强烈的展向压力梯度;在之后的流向位置上,吸力面的正涡很快消失,此时翼尖处压力稍大,流体从翼尖处回流到吸力面,新的负涡将吸力面正涡耗散掉。

图6(b)中,入射涡在翼尖涡外侧。入射涡与翼尖涡形成偶极子,反向涡对在相互诱导速度作用下稍向上运动。入射涡在各个流向位置上都没有明显地衰减,但是涡核形状在诱导速度作用下逐渐拉伸,接近椭圆形。与没有入射涡的情况相比,从 $x/c=0.5$ 发展到 $x/c=1.5$ 的位置时,翼尖涡在入射涡的影响下稍变大。这是由于在入射涡上洗运动和涡的偶极子诱导速度下,增大了后翼的有效迎角,从而增大了后翼翼尖涡的强度。这与 Inasawa 等^[5]所做近距离编队飞行的 PIV 实验所观察到的现象一致。

图6(c)中,入射涡与后翼翼尖重合。入射涡在与翼尖涡相互作用后,涡核破裂成多个小涡结构,并快速消散。

图6(d)中,入射涡在后翼内侧。翼尖涡受入射涡影响,强度明显减小。入射涡遭遇后翼面后发生分叉现象。随着向下流的移动,从 $x/c=1$ 到 $x/c=1.5$ 位置可以看到入射涡沿翼面展向向内侧移动,在 Mayori 等^[17]所做的流向入射涡与薄片形成的翼尖涡相互作用的实验中也可以观察到这种趋势,这是由于非黏性涡与它在固体壁面的镜像涡相互诱导运动,也就是吸力面的涡与压力面的涡相互诱导的运动。

对比图6中有入射涡和无人射涡影响的涡量云图发现,在入射涡影响下,后翼翼尖涡融合收到抑制。在 $x/c=1.25$ 和 $x/c=1.5$ 的后翼下游位置,涡量分布更偏向翼尖。

图7给出了入射涡在不同展向位置时,后翼吸力面压力系数 C_p 的等值线图。有入射涡的吸力面静压系数负值区域比无人射涡时大,这是由于入射涡的上洗运动增大了后翼吸力面剪切层的分离,同样会增大后翼的有效迎角。靠近翼尖的下洗运动会减小这种分离,从而减小有效迎角。尤其在 $\Delta z=0$ 的情况下,压力系数的负值区域最大,如图7(c)所示。在 $\Delta z=1$ 时,由于入射涡的下洗运动影响后翼翼尖的区域变大,在靠近翼尖处 C_p 有所恢复,负面积减小。

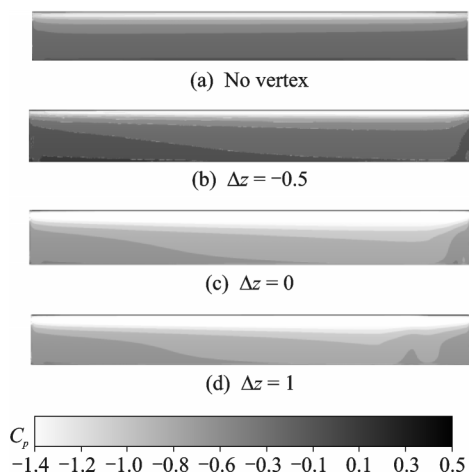


图7 入射涡与翼尖涡相互作用下,后翼吸力面压力系数 C_p 的等值线图

Fig. 7 Contours of surface pressure coefficient in suction side of the follower wing

3.2 气动载荷分析

图8给出了入射涡在不同展向位置上的气动载荷和力矩分布情况。包括升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、升阻比 L/D 、滚转力矩系数 C_{Mx} 在有无人射涡以及入射涡在不同展向位置的分布情况。有入射涡的情况下,升力系数、阻力系数、升阻比都有所增加。入射涡在 $\Delta z=0$ 位置时,升力系数、升阻比和滚转力矩都达到峰值,其中升阻比相比无人射涡时约增大了30%。随着入射涡向内侧移动,展向位置的增加,在 $\Delta z=1$ 时升力系数、升阻比和滚转力矩系数减小,这是由于入射涡内移,下洗运动影响后翼翼尖,抑制了后翼翼尖涡的形成,减小了有效迎角。这进一步验证了图7中观察到的现象。入射涡从 $\Delta z=0$ 到 $\Delta z=1$ 位置,滚转力矩减小,虽然在入射涡与翼尖涡同轴的位置上可以获得最大升阻比,但在入射涡进一步向后翼内侧移动的位置上,可以减小入射涡对后翼的滚转力矩的影响,这一位置对改善后翼气动特性更加理想。

根据公式(7),可计算在不同展向位置的入射涡影响下,后翼有效迎角 α_{eff} 沿翼展的分布,如图9所示

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha + \arctan(V_y/V_x) \quad (7)$$

式中: $\alpha=4^\circ$ 是机翼的几何迎角, V_y 和 V_x 为入射涡的法向和轴向速度分量。

从图中可以看出,不同展向位置的入射涡,可以使后翼相应展向位置的有效迎角达到极值;入射涡在 $\Delta z=1$ 的位置上,有效迎角在展向位置为8倍弦长处达到最大;在 $\Delta z=0$ 时,有效迎角在展向位置为9倍弦长处达到最大,最大值约为 10° 。

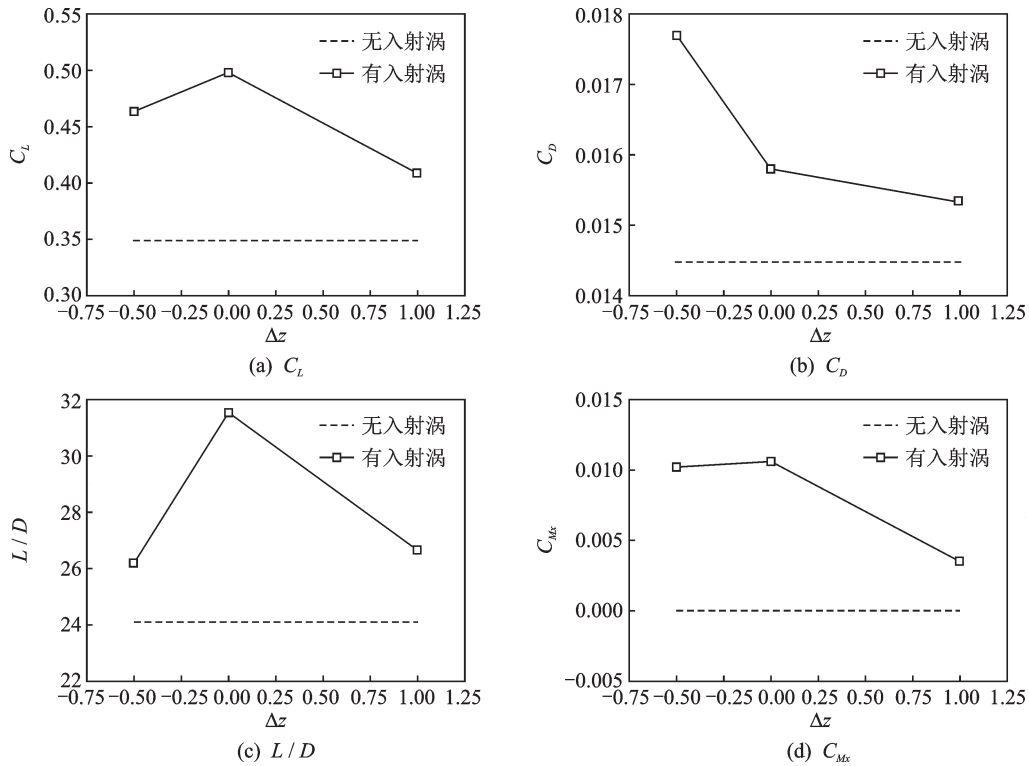


图 8 入射涡在不同展向位置,气动载荷与力矩分布情况图

Fig.8 Lift, drag and rolling-moment coefficients, and lift-to-drag ratio for various incident vortex spanwise positions

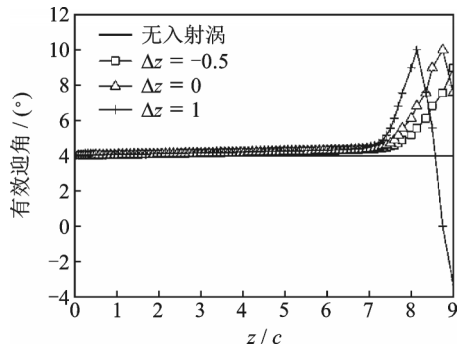


图 9 不同展向位置的入射涡影响下,后翼有效迎角沿翼展的分布

Fig.9 Effective angle of attack distribution along wing span for various incident vortex locations

4 结 论

采用数值模拟的方法,对不同展向位置稳定状态下的入射涡对后翼的影响进行了分析,主要结论如下:

(1) 入射涡在后翼外侧时,与翼尖涡形成偶极子现象。在互相诱导作用下,向远离翼面方向运动,涡的强度变化不大;入射涡与翼尖重合时,反向旋转的涡对引起了剪切层的不稳定性,使入射涡破裂;入射涡在后翼内侧时,入射涡分裂成两个涡从机翼的吸力面和压力面流过,即涡的分叉现象,该涡对在互相诱导作用下沿展向内侧运动,并沿流向有减弱趋势。

(2) 入射涡在后翼外侧时,涡的上洗运动在增大了后翼的有效迎角。当入射涡与后翼翼尖重合时,升力系数、升阻比和滚转力矩系数达到最大值;入射涡在后翼内侧时,涡的下洗运动抑制了后翼翼尖涡的形成。

(3) 滚转力矩系数影响飞行安全,其随后翼翼尖靠近入射涡而增大,并在后翼翼尖与入射涡重合时达到最大值。配对进近过程注重飞行安全,此时后机需尽量远离前机尾流。

(4) 升阻比变化趋势与滚转力矩系数相同。升阻比影响飞行效率,并在入射涡与后翼翼尖重合时达到最大值。编队飞行注重飞行效率,因此后机在滚转力承受范围内,需尽量靠近前机尾流。

参考文献:

- [1] ROCKWELL D. Vortex-body interactions[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1998, 30(1): 199-229.
- [2] HOLZÄPFEL F, STEEN M. Aircraft wake-vortex evolution in ground proximity: Analysis and parameterization[J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 218-227.
- [3] BODSTEIN G C R, GEORGE A R, HUI C Y. The three-dimensional interaction of a streamwise vortex with a large-chord lifting surface: Theory and experiment[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1996, 322: 51-79.
- [4] RAY R J, COBLEIGH B R, VACHON M J, et al. Flight test techniques used to evaluate performance

- benefits during formation flight[C]//Fight Mechanics Conference and Exhibit. Monterey, USA: AIAA, 2002: 4492.
- [5] INASAWA A, MORI F, ASAI M. Detailed observations of interactions of wingtip vortices in close-formation flight[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(1): 206-213.
- [6] GORDNIER R, VISBAL M. Numerical simulation of the impingement of a streamwise vortex on a plate [J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 1999, 12(1): 49-66.
- [7] 刘薇,宋国萍,褚双磊,等.基于ANSYS FLUENT的近场翼尖涡数值模拟与分析[J]. *飞行力学*, 2015, 33(2): 111-115.
LIU Wei, SONG Guoping, CHU Shuanglei, et al. Numerical simulations and analysis of a wingtip vortex in the near field based on ANSYS FLUENT[J]. *Flight Dynamics*, 2015, 33(2): 111-115.
- [8] 温瑞英,王红勇,刘薇,等.飞机近场尾涡特性数值模拟研究[J]. *飞行力学*, 2016, 34(1): 46-50.
WEN Ruiying, WANG Hongyong, LIU Wei, et al. Numerical simulation of near field characteristics of aircraft wake vortex [J]. *Flight Dynamics*, 2016, 34(1): 46-50.
- [9] KIM S E, CHOUDHURY D, PATEL B. Computations of complex turbulent flows using the commercial code FLUENT[M]. Netherlands: Springer Netherlands, 1999.
- [10] SHIH T H, LION W W, SHABBIR A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows[J]. *Computer Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.
- [11] 张兆顺,崔桂香,许春晓.湍流理论与模拟[M].北京:清华大学出版社,2005.
ZHANG Zhaoshun, CUI Guixiang, XU Chunxiao. *Theory and modeling of turbulence*[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.
- [12] GERZ T, HOLZÄPFEL F, DARRACQ D. Commercial aircraft wake vortices[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38: 181-208.
- [13] BARNES C J, VISBAL M R, GORDNIER R E. Analysis of streamwise-oriented vortex interactions for two wings in close proximity[J]. *Physics of Fluids*, 2015, 27: 015103.
- [14] CHOW J S. Turbulence measurements in the near-field of a wingtip vortex[D]. Stanford, CA, USA: Stanford University, 1994.
- [15] JEONG J, HUSSAIN F. On the identification of a vortex[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1995, 285: 69-94.
- [16] GARMANN D J, VISBAL M R. Interactions of a streamwise-oriented vortex with a finite wing[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 767: 782-810.
- [17] MAYORI A, ROCKWELL D. Interaction of a streamwise vortex with a thin plate: A source of turbulent buffeting[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32: 2022-2029.

(编辑:张蓓)