

侧风影响下的飞机尾流强度消散与涡核运动

魏志强^{1,2}, 李志远^{1,2}✉, 刘 薇^{1,2}

(1. 中国民航大学空管学院, 天津, 300300; 2. 天津市空管运行规划与安全技术重点实验室, 天津, 300300)

摘要 利用有利的侧风条件适度缩减尾流间隔以提升空域容量已成为国际空管研究的热点问题之一。在建立了 A320 机翼尾涡流场上, 基于 RANS 方法采用 RKE 涡粘模型对雷诺应力项进行二方程封闭, 提出利用 UDF(用户自定义函数)编程技术分别施加静风、1 m/s、4 m/s、7 m/s 4 个不同侧风风场, 在“天河一号”超级计算机上开展数值模拟实验。基于试验数据, 分析了不同侧风影响下的尾涡下沉运动、涡量衰减、尾涡横向运动、涡心速度等参数的变化规律。结果表明: 受到侧风扰动后, 尾涡涡量快速上升, 其滚转力矩在短时间内迅速增加, 尾涡涡心间距快速减小后又迅速反弹分离。在垂直方向上, 尾涡反复上下跳跃, 呈现出不稳定性, 强侧风时的诱导湍流形成的剪切梯度会造成涡核脱落, 涡体迸裂进而快速消散。在水平方向上, 尾涡会被强侧风快速吹离主航路, 有利于缩减所需的尾流间隔、提高机场运行效率。

关键词 交通管理; 尾涡流场; 数值模拟; 尾流消散; 尾涡运动; 雷诺平均法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.06.005

中图分类号 V217 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)06-0027-07

Research on Aircraft Wake Vortex Strength Dissipation and Vortex Motion under Crosswind Impact

WEI Zhiqiang^{1,2}, LI Zhiyuan^{1,2}✉, LIU Wei^{1,2}

(1. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Tianjin Key Laboratory of Operation Programming and Safety Technology of Air Traffic Management, Tianjin 300300, China)

Abstract: It is one of the hot issues for international air traffic control research to utilize advantages of crosswind conditions for reducing the wake separation and enhancing airspace capacity appropriately. In this paper, the wake vortex flow field of A320 airfoil is established. Based on the RANS method, the RKE equation is used to close the Reynolds stress term by two equations. UDF (User defined function) programming technique is applied in establishing aircraft wake vortex flow field under the crosswind field of static wind, 1 m/s, 4 m/s, 7 m/s respectively. Through the TH-1A supercomputer numerical simulation of wake vortex is therefore implemented. Hence, the evolution trend of the parameters such as the vortex core vertical sinking, the vorticity attenuation, the horizontal motion of the vortex core and the vortex core

收稿日期: 2017-03-17

基金项目: 国家自然科学基金(U1533116; U1633125); 民航安全能力建设基金(TMSA1617); 中央高校基本科研业务费资助项目(3122017067, Y17-18, 3122014B005)

作者简介: 魏志强(1979—), 男, 河南浉池人, 副教授, 主要从事交通运输规划与管理研究. E-mail: weizhiqia@sina.com

通信作者: 李志远(1991—), 男, 河南郑州人, 硕士生, 主要从事飞机尾流研究. E-mail: 1427592649@qq.com

引用格式: 魏志强, 李志远, 刘薇. 侧风影响下的飞机尾流强度消散与涡核运动 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 27-33.
WEI Zhiqiang, LI Zhiyuan, LIU Wei. Research on Aircraft Wake Vortex Strength Dissipation and Vortex Motion under Crosswind Impact [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 27-33.

velocity are analyzed. The results show that under the condition of static wind, with the slow sinking of the vortex, vortex vorticity decreases gradually. Under the disturbance of crosswind, the vorticity of vortex and the rolling moment increases rapidly in a short time. Meanwhile, wake vortex spacing decreases rapidly after separation and rebound quickly. In the vertical direction, the vortex repeatedly jumps up and down. What's more, the formation of strong crosswind induced turbulence shear gradient will lead to the vortex shedding, vortex bursting and rapid dissipation. In the horizontal direction, the vortex will be blown away from the main flight path quickly under the impact of strong crosswind which is of great benefit to reduce the required wake separation and improve the efficiency of airport operation.

Key words: traffic control; wake vortex flow field; numerical simulation; wake dissipation; wake vortex motion; Reynolds averaged Navier Stokes

飞机在飞行中产生的翼尖涡会影响到跟随后机的飞行安全^[1]。美国国家交通安全委员会在1983—2000年间记录的因尾流引起的飞行事故多达130多起,占该期间美国空难总数的1/3^[2-3];为防止尾流对飞行安全造成伤害,国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)规定了飞机尾流间隔标准,以牺牲空域容量的方式被动地增加安全间隔^[4]。但航班流量的快速增加,相对保守的尾流间隔已经成为阻碍机场容量增长的主要因素之一^[5]。

在保证安全的前提下,利用有利的侧风条件适度缩减尾流间隔以提升空域容量已成为国际空管研究的热点问题之一。美国FAA于2012年批准境内民航系统实施离场飞机尾流缓解系统(Wake Turbulence Mitigation for Departures, WTMD)和进近飞机尾流缓解系统(Wake Turbulence Mitigation for Arrivals, WTMA)^[6],增加在有利侧风条件下的机场离场容量。欧洲实施了CREDOS(Crosswind-Reduced Separations for Departure Operations)计划,基于侧风来实时评估尾流的形态位置,同时对遭遇尾流的风险进行实时评估,动态地调整离场运行间隔^[7]。

目前针对尾流的研究手段主要有风洞实验、基于雷达和传感器现场观测、理论推导及利用CFD进行数值模拟。Frank Holzäpfel等^[8]人基于大涡模拟(Large Eddy Simulation, LES)方法对近地飞行产生的尾流遭遇侧风进行了模拟,表明涡对在受到侧风时彼此之间相互诱导,受到0.5倍的尾流初始下降速度就可能对后机构成潜在威胁。周彬等^[9]研究了侧向风速为2 m/s和5 m/s 2种情况下尾流的衰减消散趋势,定性分析了侧风影响下尾流的变化情况,但研究的参数较少,没有详细分析涡核运动轨迹、涡量变化情况等问题。Takashi Misaka等^[10]通过基于雷诺平均法的Navier Stokes方程及非结构化网格对近场尾流的形成和发展进行数值模拟。

Ahmad, Nash'at N.等^[11]基于NACA 0012号翼型,采用完全非结构Navier Stokes求解器就网格分辨率、边界条件等因素对尾流的发展消散影响进行了数值模拟,并和风洞实验进行对比。Stephan等^[12]用LES有限元方法对近地阶段尾流进行数值模拟。姬亚鹏等^[13]分别采用雷诺平均算法和分离涡算法对大量分离流动进行了数值模拟。结果表明分离涡算法更能准确地捕捉到流场的三维细小结构和非定常特性。Ludin等^[14]利用数值模拟方法对不同扰流板配置对尾流的影响进行了研究。Lin M等^[15]利用自适应网格技术,对尾流的演变机理进行了数值模拟研究。Hesse H等^[16]采用几何非线性有限元模型针对遭遇尾流后动态载荷缓解问题进行了数值模拟研究。谷润平等^[17]采用数值模拟的方法研究了二维飞机翼型近场尾流的特性,定性的阐述了二维飞机翼型近场尾流的情况。综合分析以上论述,基于CFD(Computational Fluid Dynamics)的数值模拟方法在模拟尾流的适用性及可行性方面获得了广泛的应用和认可,但针对尾流受到气象因素影响的基于CFD方法数值模拟研究仍鲜有论述。

本文利用Ansys Fluent建立A320机翼尾流流场计算域,采用Reynolds Averaged Navier Stokes方程基于Realizable $k-\epsilon$ 涡粘模型对雷诺应力项进行封闭,分别施加静风、1 m/s、4 m/s、7 m/s 4个侧风风场开展数值模拟实验。对计算结果进行处理,分析尾流涡量、涡心间距、尾流横向位移、涡核下沉、涡核速度等参数的变化趋势与规律,揭示了尾流遭遇侧风后的时空分布规律和消散机理,为基于气象条件的动态缩减飞机间隔研究提供必要的理论依据。

1 物理模型与计算方法

1.1 几何模型与网格划分

首先用几何建模工具建立A320机翼,机翼展长 $B=36.9$ m,翼根弦长 $C=10$ m,机翼迎角 $\alpha=4^\circ$,

机翼面积 210 m^2 , 飞行速度 $0.2Ma$, 气流沿 ox 负方向。其余机翼参数见图 1。

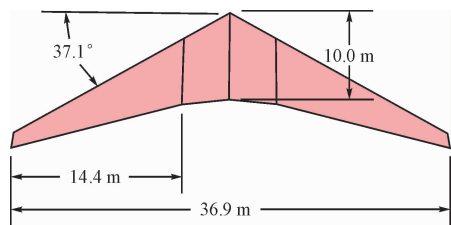


图 1 三维翼型模型

Fig. 1 Wing model applied in this experiment

计算域划分见图 2。建立长度均为 $50C$ (C 为翼根弦长) 的流场计算域, 设置 INLET、OUTLET、SIDE、BOTTOM、TOP 边界类型为压力远场。SYMM 边界类型设置为速度入口, 指定 INLET 和 OUTLET 2 个壁面为气流的进口和出口。

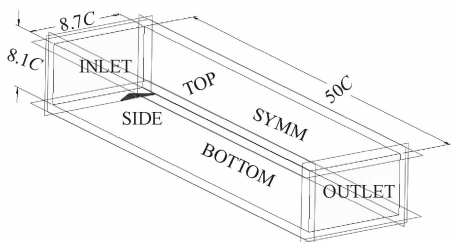


图 2 模型计算域的设定

Fig. 2 Computational domain of flow field

由于网格的精度、质量是保证数值模拟精度和平滑收敛性的关键因素, 因而计算域的网格应具有高分辨率且节点分布合理等特性才能成功识别到尾涡。表 1 给出了计算域的网格总数以及节点分布。

表 1 流场网格分配情况

Tab. 1 Grid distribution in flowfield

| 网格总数 | 各方向网格节点分布($x \times y \times z$)/个 | Y^+ |
|---------|--------------------------------------|-------|
| 1 771 万 | $269 \times 139 \times 480$ | 280 |

由于机翼表面结构复杂, 为保证网格质量, 采用自适应 O 型网格。

如图 3 所示, 网格偏斜度全都大于 0.1, 计算域生成质量足以保证模拟精度。

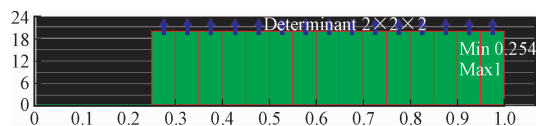


图 3 计算域网格偏斜度分配

Fig. 3 Skewness distribution of mesh

1.2 基于 UDF 技术定义侧风风场

通过查阅空客 A320 飞行运行手册, 确定飞机近场飞行时, 在保证飞行安全的前提下, 顶风飞行最大限制风速为 30 节, 顺风为 10 节, 侧风飞行时最大

值 20 节 (约为 10 m/s)。通过对某机场观测数据的统计分析, 发现在 85% 概率下的侧风不超过 7 m/s 。

由于 Ansys Fluent 自身功能有一定局限, 因而可以借助 Fluent 提供的 UDF (User Define Function), 也即用户自定义函数, 针对用户自身的需求进行二次编程开发, 以扩展 Fluent 的功能。基于以上数据并结合民航空中交通管理运行的实际情况本文利用 UDF 建立静风、 1 m/s 、 4 m/s 、 7 m/s 4 个侧风模型, 在 Symm 壁面分别施加垂直于 Symm 平面的, 沿 Ox 轴正方向的侧风风场。

1.3 数值方法

由于本文着重于模拟飞机的进近阶段, 因此马赫数设定为 $Ma=0.2$, 可认为是不可压流体的湍流流动, 求解 N-S 方程:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = f_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - u'_i u'_j \right) \quad (1)$$

$$\partial u_j / \partial x_j = 0 \quad (2)$$

式中: u_i 为时均速度分量; ρ 为流体密度; f_i 为质量力; ν 为运动粘性系数; u'_i, u'_j 为湍流应力项。

本文雷诺应力项采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型封闭。Realizable $k-\epsilon$ 模型增加了湍动能 k 和扩散率 ϵ 的 2 个方程来封闭 N-S 方程, 称为两方程模型。补充方程中湍动能 k 方程属于精确方程, 因而 Realizable $k-\epsilon$ 模型与标准 $k-\epsilon$ 模型的 k 方程形式相同, 模型涵盖曲率与旋转计算参数。

Realizable $k-\epsilon$ 模型的 2 个封闭方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (rk) + \frac{\partial}{\partial x_j} (rkU_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(m + \frac{m_t}{S'_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - re - Y_M + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (re) + \frac{\partial}{\partial x_j} (reU_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(m + \frac{m_t}{S'_e} \right) \frac{\partial e}{\partial x_j} \right] + rC_1 S_e - rC_2 \frac{e^2}{k + \sqrt{\omega e}} + C_{1e} \frac{e}{k} C_{3e} G_b + S_e \quad (4)$$

式中: $C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]$; $\eta = S \frac{k}{\epsilon}$; $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$ 。

式中: G_k 表示由于平均速度梯度引起的湍动能; G_b 是用于浮力影响引起的湍动能; Y_M 可压速湍流脉动膨胀对总的耗散率的影响; S_k, S_e 是用户自定义的参数; σ_k, σ_e 分别是湍动能及其耗散率的湍流普朗特数; 在 FLUENT 中, 作为默认值常数, $\sigma_k = 1.0, \sigma_e = 1.2$ 。

2 计算结果及分析

2.1 尾涡云图分析

实验结果的后处理涡量计算采用公式(5)。

$$\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \quad (5)$$

式中: $\omega_x = \frac{\partial W}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}$: 涡量的 X 轴分量; $\omega_y = \frac{\partial u}{\partial z} -$

$\frac{\partial \omega}{\partial x}$: 涡量的 Y 轴分量; $\omega_z = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}$: 涡量的 Z 轴分量; u 为 x 方向速度; v 为 y 方向速度; w 为 z 方向速度。

在机翼后缘 $z=128C$ 的 xy 平面内, 分别绘制涡量分布云图, 见图 4。

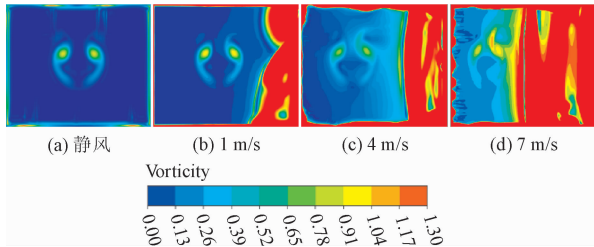


图 4 $z=128C$ 尾涡涡量分布云图

Fig. 4 Contours of vortex vorticity at the position of 128C

由于侧风自流场右侧向左侧流动, 因而左涡位于下风侧, 称为下风涡, 右涡位于上风侧, 称为上风涡。分析图 4 涡量云图, 在 1 m/s 侧风下, 上、下风涡基本对称分布, 尾涡形态基本完整。4 m/s 侧风下, 上风涡顶部有部分旋转气团从尾涡主体剥离, 下风涡形态基本不受影响, 尾涡周围的大气涡量也明显上升。

在 7 m/s 侧风下, 尾涡严重变形, 涡心间距较静风时显著减小, 上风涡涡心涡量接近 1.3, 下风涡涡心涡量却只有 0.8, 显然上风涡的湍流能量远超下风涡。下风涡心涡量极度耗散, 上风涡涡核和涡体剥离, 涡核向上跳跃, 尾涡区域和周围大气涡量值分界线模糊, 表明 7 m/s 的侧风能有效加速尾涡主体在大气中的消散。但与此同时, 涡心涡量不降反增, 体型较小的后机一旦遭遇这些湍流会导致其飞行性能品质急剧下降。

切向速度定义公式:

$$V_\theta = \sqrt{u^2 + v^2} \quad (6)$$

式中: u 为 x 轴方向的速度, v 为 y 轴方向的速度。

图 5 中红色区域是尾涡切向速度最大的区域, 该区域内切向速度垂直向下, 表明飞机产生的翼尖涡具有强烈的下洗速度, 最大值接近 2.2 m/s。在尾涡底部区域, 旋转气流向外扩展。这表明, 如若后机遭遇其中一个翼尖涡流, 飞机可能会难以操控, 对航空安全的威胁不容忽视。

图 6 是 7 m/s 侧风下, 截取尾涡区域涡量云图, 尾涡在向下游运动时, 涡心涡量显著波动, 涡量值分界线逐步模糊, 上风涡涡核逐渐脱离涡主体并最终

迸裂发散。这表明, 侧风虽然在短期内诱导尾涡涡量增加, 但大气湍流的黏性和侧风的剪切作用会加速尾涡的失稳与消散。

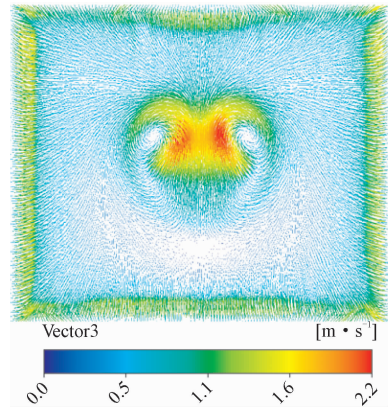


图 5 $z=128C$ 静风条件下的切向速度矢量云图

Fig. 5 Tangential velocity variation trend at the position of 128C under static wind

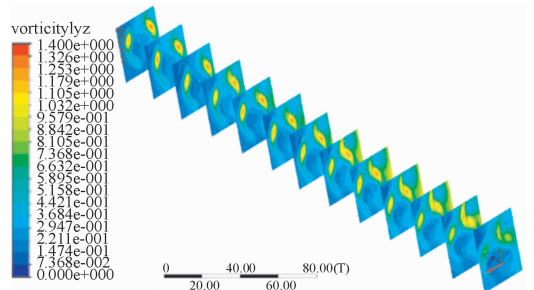


图 6 7 m/s 侧风下涡量云图

Fig. 6 Contours of vortex vorticity under the crosswind of 7 m/s

图 7 是基于 Lambda 2-Criterion 准则, 提取涡心区域的网格节点数值, 渲染绘制出涡心区域的切向速度等值面云图, 该云图能较好的体现涡核在计算域的涡体形态及三维时空轨迹。图中右侧的不规则且颜色各异区域, 则表示侧风风场区域在不断地扩展推动尾涡向下风侧移动。

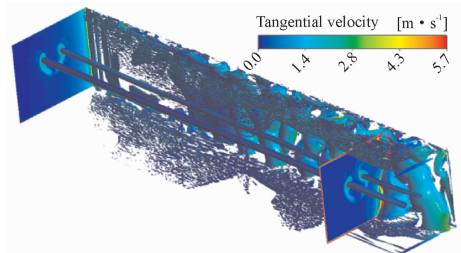


图 7 涡心区域切向速度等值面分布图

Fig. 7 Isosurface contour of vortex core region tangential velocity

2.2 对比验证

为了验证模型设置的合理性, 参考文献[18]中英国克莱菲尔德大学(Cranfield University)的 Jen-

ny C Holt 等人利用 1/200 的亚尺度大气边界层风洞,设置简易平板三角机翼模型以追踪模拟来流吹过机翼后产生的尾涡运动轨迹。由于涡心间距是表征尾涡演变的重要参数,基于文献中的风洞实验数据结合数值模拟静风条件下的数据,对风洞实验和数值模拟实验进行涡心间距的对比,见图 8,实验数据趋势基本一致。

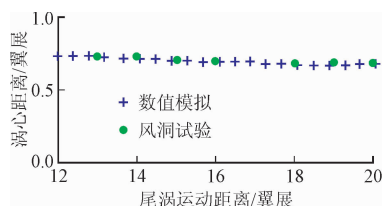


图 8 涡心间距对比验证

Fig. 8 Comparison of vortex core spacing

2.3 涡心下沉趋势分析

图 9 中,静风时,尾涡缓慢向下飘降。风速 1 m/s 时,尾涡总体上仍是缓慢下沉,略有跳跃现象。当风速达到 4 m/s 时,尾涡不再逐渐沉降,而是以原高度为基准,在向后流动中反复上下浮动。7 m/s 时,尾涡不稳定性显著增强,上下浮动最大高度差接近 4 m。以上分析表明,尾涡在遭遇侧风时,随着侧风风速的增加,尾涡在垂直方向上下跳跃,表现出典型 Crow 不稳定性。

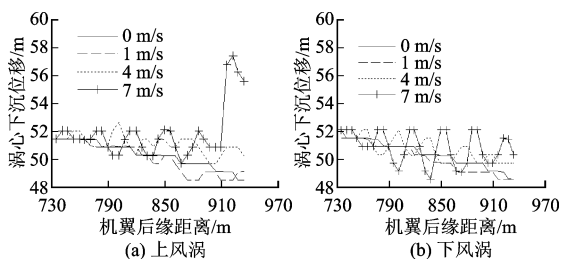


图 9 不同侧风下涡心下沉

Fig. 9 Variation curve of sinking trend of vortex core under different crosswind

对比分析 4 种风场中上风涡、下风涡下沉趋势,上风涡直接和侧风湍流动能接触融合并相互作用,因而较下风涡在垂直方向上有更强的波动。在持续的风场干扰下,7 m/s 时,上风涡的涡核从尾涡主体剥离,上风涡核心向上跳跃。

2.4 涡心涡量变化趋势分析

图 10 以 7 m/s 风速为例,分析尾涡涡对涡核核心涡量,发现上风涡和下风涡涡量在变化趋势上基本保持一致。但由于上风涡直接和侧风风场作用,其涡量增长幅度较下风涡大,较下风涡更稳定。

图 11 以上风涡为例,分析不同风场下的尾涡涡量演变机理。静风时,尾涡涡量随飞机尾涡流场向

后移动逐渐衰减。1 m/s 侧风时,侧风补偿了由于尾涡自身诱导导致的涡量衰减,使得尾涡涡量在后续的流动中基本保持平缓,以很低的速率缓慢下降。

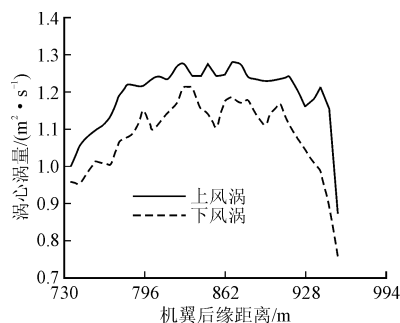


图 10 侧风 7 m/s 下涡心涡量

Fig. 10 Variation curve of vortex core vorticity at the crosswind speed of 7 m/s

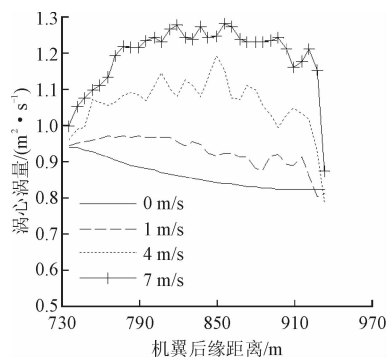


图 11 不同侧风时上风涡涡心涡量变化曲线

Fig. 11 Variation curve of upwind vortex core vorticity under different crosswind

侧风为 4 m/s 和 7 m/s 时,涡核涡量快速增长后趋于平稳,涡量最大值较静风分别提高了 10% 和 25%。由于涡量是尾涡旋度的重要表征,因此,侧风风速的增加,在一定程度上,给尾涡提供了额外的湍流动能和旋度,补偿了尾涡自身受到大气黏性阻滞和外界湍流影响造成的能量损失,使得尾涡涡量在短期内没有逐渐耗散衰减反而有所增加。

2.5 尾涡涡心速度分析

如图 12 所示,由于气流沿 oz 轴负方向流动,尾涡轴向速度在图中为负值,尾涡轴向速度随着外界风速增大而快速上升,达到峰值后,逐步减小至 67 m/s。在 7 m/s 时,轴向风速峰值为静风时的 2 倍。因此,尾涡遭遇侧风时,其轴向速度会大幅度增长,从而使得后机遭遇尾涡的时间间隔有所减小。

如图 13 所示,静风时,由于尾涡自身的 Crow 不稳定性,尾涡垂直分速度基本为 0,仅有微弱的波动。而外界风场提供的能量使得其湍流动能显著增加,在垂直方向上有明显的动量,7 m/s 时,尾涡下沉速度波动较为明显,尾涡的不稳定性显著增强。

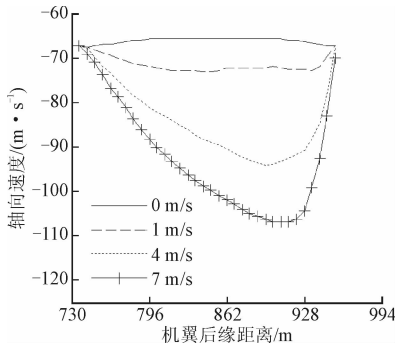


图 12 涡心轴向速度变化曲线

Fig. 12 Variation curve of vortex core axial velocity

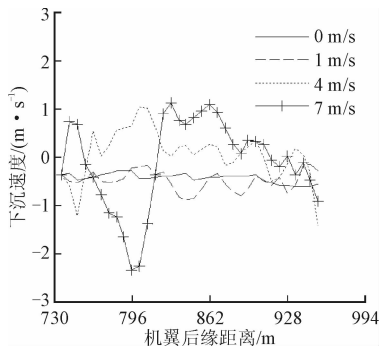


图 13 上风涡涡心下沉速度变化曲线

Fig. 13 Variation curve of upwind vortex core vertical velocity

2.6 尾涡的横向运动

图 14 是在 7 m/s 强侧风下,水平方向上尾涡快速偏离主航路,最大偏离值约为 40 m,约为 1 倍翼展长度。4 m/s 侧风下,尾涡偏移 16 m 左右,约为 0.5 倍翼展长。1 m/s 侧风时,尾涡横向偏移几乎可以忽略,基本沿原航路向后运动。对比分析不同侧风下,上风涡和下风涡横向运动,发现上风涡偏移距离较下风涡更大。

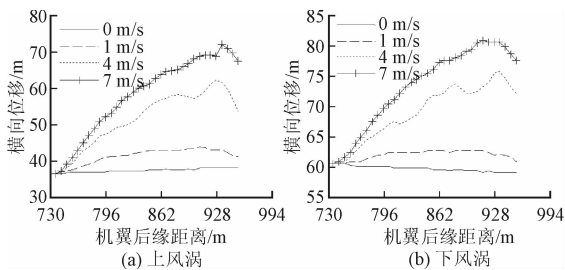


图 14 尾涡涡心的横向位移

Fig. 14 Horizontal track of wake vortex core

2.7 涡心间距的变化

图 15 中,飞机的左右涡,在形成发展过程中会与周围大气湍流相互作用,左右涡相互影响,相互诱导,逐渐靠近。

1 m/s 侧风时,涡心间距缓慢减小后逐渐增大,且基本保持相对稳定。风速 4 m/s 时,涡心间距从

最初的 2/3 倍翼展长度快速减小,极小值达到 1/3 翼展。当左右两涡过于靠近时,左右两涡反向的旋转气流相互排斥,相互作用,诱导尾涡间距增大,涡量快速衰减消散。7 m/s 时,涡核间距减小更快,最小值仅为 1/4 倍翼展,但尾涡间距反弹增大的幅度较 4 m/s 小。

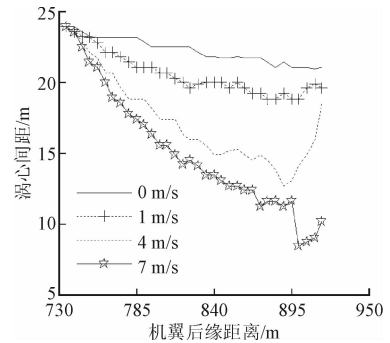


图 15 涡心间距变化曲线

Fig. 15 Variation curve of vortex spacing

3 结论

本文研究了飞机尾涡遭遇不同侧风后的时空分布和消散演变趋势,得出结论如下:

1) 侧风为尾涡提供额外的湍流动能输入,涡核涡量迅速增大,较静风时有更大的轴向速度和滚转力矩。尾涡对的上风涡相较于下风涡涡量增长更快,峰值更大,具有更强脉动动能。因此,在特定时间内,尾涡对后机的威胁程度会成倍增加。

2) 在尾涡运动方面,遭遇强侧风(7 m/s)时尾涡迅速被吹离前机航路,同一航向飞行的后机得以躲避前机的翼尖涡,可有效缩短间隔,提升空域效率。

3) 在尾涡强度消散方面,尾涡在受到持续的侧风扰动下,低速风不足以破坏其形态的完整性,而强侧风(7 m/s)足以诱导其主涡涡体和涡核分离,加速迸裂消散。

4) 空管部门可通过采集分析气象预报和航班飞行计划,依据实时更新的气象实况报告和雷达报告。提前预估尾涡潜在的时空分布,动态调整尾涡间隔,提升空管运行效能。

参考文献(References):

- [1] 韩红蓉, 李娜, 魏志强. 飞机遭遇尾涡的安全性分析[J]. 交通运输工程学报, 2012, 12(1): 45-49.
HAN H R, LI N, WEI Z Q. Safety Analysis of Aircraft Encountering Wake Vortex [J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12 (1): 45-49. (in Chinese)
- [2] HOLZÄPFEL F. Sensitivity Analysis of the Effects

- of Aircraft and Environmental Parameters on Aircraft Wake Vortex Trajectories and Lifetimes [J]. *Jama Pediatrics*, 2013, 167(10): 911-918.
- [3] KAUERTZ S, HOLZÄPFEL F, KLADETZKE J. Wake Vortex Encounter Risk Assessment for Crosswind Departures [J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(1): 281-291.
- [4] MATAYOSHI N. Dynamic Wake Vortex Separation According to Weather Conditions [C]//2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. 2013: 4425.
- [5] BORER N. Formation Airdrop Scaling Effects on Aircraft Wake Vortex Formation and Interaction [C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2013.
- [6] TITTSWORTH J A, LANG S R, JOHNSON E J, et al. Federal Aviation Administration Wake Turbulence Program-Recent Highlights [C]//Air Traffic Control Association (Atca) Annual Conference & Exposition. 2012.
- [7] SADATHOSEINI H, FAZELZADEH S A, RASTI A, et al. Final Approach and Flare Control of a Flexible Aircraft in Crosswind Landings [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2013, 36(36): 946-957.
- [8] HOLZÄPFEL F, TCHIPEV N, STEPHAN A. Wind Impact on Single Vortices and Counterrotating Vortex Pairs in Ground Proximity [J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2016, 97(3): 829-848.
- [9] 周彬, 王雪松, 王涛, 等. 侧向风速对飞机尾流运动的影响 [J]. *航空学报*, 2009, 30(5): 773-779.
ZHOU B, WANG X S, WANG T, et al. Influence of Crosswind Speeds on Aircraft Wake Vortex Movement [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(5): 773-779. (in Chinese)
- [10] MISAKA T, OBAYASHI S, STEPHAN A, et al. Numerical Simulation of Jet-Wake Vortex Interaction [C]//52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014: 0926.
- [11] AHMAD N N. Numerical Simulation of the Aircraft Wake Vortex Flowfield [C]//5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. 2013: 2552.
- [12] STEPHAN A, SCHRALL J, HOLZÄPFEL F. Numerical Optimization of Plate-Line Design for Enhanced Wake-Vortex Decay [J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53: 1-16.
- [13] 姬亚鹏, 薛雷平. 分离涡方法对梢涡中脉动量的数值模拟 [J]. *力学季刊*, 2014(3): 390-399.
JI Y P, XUE L P. Numerical Simulation of Vortex Momentum Separation Vortex Method Midrib [J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2014(3): 390-399. (in Chinese)
- [14] LUDIN H B, OMAR A A, ASRAR W. Numerical Study of the Effect of Spoiler Configuration on Wake Vortex Alleviation [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 28(3): 04014077.
- [15] LIN M, CUI G, ZHANG Z. Large Eddy Simulation of Aircraft Wake Vortex with Self-Adaptive Grid Method [J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2016, 37(10): 1289-1304.
- [16] HESSE H, PALACIOS R. Dynamic Load Alleviation in Wake Vortex Encounters [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(4): 801-813.
- [17] 谷润平, 宋国萍, 刘薇. 高雷诺数下二维翼型绕流气动特性数值分析 [J]. *科学技术与工程*, 2014, 14(21): 162-166.
GU R P, SONG G P, LIU W. Numerical Analysis of Two-Dimensional Airfoil Aerodynamic Characteristics under High Reynolds Number [J]. *Science and Technology and Engineering*, 2014, 14(21): 162-166. (in Chinese)
- [18] HOLT J C, GARRY K P. Dynamic Wind Tunnel Simulation of Aircraft Wake Vortex Trajectory in Ground Proximity [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2016: 1069.

(编辑: 姚树峰)