

基于相干多普勒激光雷达的飞机尾涡观测

王筱晔¹, 吴松华^{1,2,3*}, 刘晓英¹, 尹嘉萍⁴, 潘卫军⁵, 王玄⁵¹ 中国海洋大学信息科学与工程学院海洋技术系, 山东 青岛 266100;² 青岛海洋科学与技术试点国家实验室区域海洋动力学与数值模拟功能实验室, 山东 青岛 266237;³ 中国海洋大学海洋高等研究院, 山东 青岛 266100;⁴ 青岛镭测创芯科技有限公司, 山东 青岛 266100;⁵ 中国民用航空飞行学院空中交通管理学院, 四川 广汉 618307

摘要 相干多普勒激光雷达 (Coherent Doppler Lidar, CDL) 凭借高精度、高时空分辨率等优势已成为晴空尾涡探测的主要手段。为了提高飞机尾涡观测效率并实现数据的快速处理和实时显示, 基于 2018 年在四川开展的尾涡观测实验, 提出了一种基于 CDL 频谱宽度和径向风速的尾涡快速识别方法, 并基于此方法分析了典型机型的尾涡演化过程。结果表明, 不同机型的尾涡演化趋势相似, 均在距地面约 50 m 处产生并向下、向外扩散, 尾涡环量逐渐减小, 但由于近地面效应的影响, 会伴有短时间环量增加现象。随着飞机重量和翼展的减小, 尾涡的耗散时间缩短, 左右涡初始涡核的间距减小, 频谱宽度融合现象更明显, 该现象消失所历经的时间增加。

关键词 大气光学; 激光雷达; 航空安全; 飞机尾涡; 快速识别与演化

中图分类号 TN958

文献标志码 A

doi: 10.3788/AOS202141.0901001

Observation of Aircraft Wake Vortex Based on Coherent Doppler Lidar

Wang Xiaoye¹, Wu Songhua^{1,2,3*}, Liu Xiaoying¹, Yin Jiaping⁴, Pan Weijun⁵, Wang Xuan⁵

¹ Department of Marine Technology, College of Information Science and Engineering, Ocean University of China, Qingdao, Shandong 266100, China;

² Laboratory for Regional Oceanography and Numerical Modeling, Pilot National Laboratory for Marine Science and Technology, Qingdao, Shandong 266237, China;

³ Institute for Advanced Ocean Study, Ocean University of China, Qingdao, Shandong 266100, China;

⁴ Qingdao Leice Transient Technology Co., Ltd., Qingdao, Shandong 266100, China;

⁵ Air Traffic Management Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan, Sichuan 618307, China

Abstract Coherent Doppler lidar (CDL) is frequently used to detect wake vortexes in the clear days because of its advantages of high precision, high spatial and temporal resolution and so on. To improve the observation efficiency of wake vortexes and realize the fast processing and real-time displaying of data, the wake vortex observation experiments were performed in Sichuan province in 2018 and a fast method for identification of wake vortexes was presented based on the radial velocity and spectral width given by CDL. In addition, the wake vortex evolution processes of typical aircraft types were analyzed based on the proposed method. The results show that the wake vortex evolution tendency is similar for all different aircraft types, which first occurs at about 50 m above the ground, then diffuses downward and outward, and the circulation of wake vortexes gradually decreases. However, it is accompanied by the short-time increase of circulation under the influence of the near-ground effect. With the decrease of aircrafts' weight and wingspan, the dissipation time of wake vortexes decreases, the initial distance between the cores of the right and left wake vortexes gets short, the fusion phenomenon of spectral width becomes

收稿日期: 2020-11-02; 修回日期: 2020-11-30; 录用日期: 2020-12-02

基金项目: 国家重点研发计划(2019YFC1408002)、国家自然科学基金(61975191, U1733203)

* E-mail: wush@ouc.edu.cn

more obvious, and the time for the disappearance of this phenomenon increases.

Key words atmospheric optics; lidar; aviation safety; aircraft wake vortex; rapid identification and evolution

OCIS codes 010.3640; 010.1330; 100.3008

1 引言

尾涡是一种由飞机升力引起的呈喇叭状并向后延伸的翼尖涡^[1],通常由两个旋转方向相反、初始强度相近的涡组成。统计数据表明,尾涡及湍流是造成飞机低空事故的主要原因之一^[2]。为了保证飞行安全,国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)于 21 世纪末基于最大起飞重量,将客机分为重型、中型以及轻型三类,并制定了相应的间隔标准^[3]。但该标准是基于每个类别最坏情况的保守估计,极大限制了机场的吞吐量。为了进一步压缩尾涡间隔并提高机场吞吐量,研究者基于大量尾涡观测数据的统计结果提出了更精确的尾涡静态间隔标准,即 RECAT^[4]和 RECAT-EU^[5]。两个标准都考虑了尾涡演化机制及飞机动力学参数的影响,包括翼展、进近速度等^[3,6],对原标准进行了扩充,形成了更细致的分类^[6]。未来尾涡间隔标准将向动态化方向发展,在保障飞行安全的前提下,基于实时观测数据的快速处理和直观显示^[7]将有助于尾涡间隔的动态压缩和机场吞吐量的提高。

ICAO 认可的尾涡观测手段有两种,一种是声断层扫描,另一种是相干多普勒激光雷达(Coherent Doppler Lidar, CDL),其中 CDL 适用于晴空尾涡的观测^[8-10]。最早报道可追溯到 1994 年, Köpp^[11]基于法兰克福机场多普勒风速计的实测数据,验证了利用多普勒激光雷达进行尾涡特性反演的可能性。CDL 的工作机制包含连续波-CDL(Continuous-Wave Coherent Doppler Lidar, CW-CDL)和脉冲-CDL(Pulsed Coherent Doppler Lidar, PCDL)两种,鉴于 CW-CDL 可获取精确的切向速度分布^[12],基于单台和多台 CW-CDL 的尾涡观测实验也已陆续开展^[11,13]。但由于 CW-CDL 的探测范围受限^[12],尾涡探测以 PCDL 为主。Köpp 等^[12,14]基于 2 μm PCDL 实测数据,开发了一套数据处理算法,利用速度包络(Velocity Envelope, VE)法实现了多普勒频谱、径向速度、尾涡涡核位置以及环量的提取,并对 2 μm PCDL 和 10 μm CW-CDL 的尾涡同步观测结果进行了比较^[14]。在此基础上, Rahm 等^[15-16]利用机载 2 μm PCDL,实现了大型运输机尾涡的探测和演化过程

的分析,同样利用 VE 法进行了单个扫描片段中尾涡特征参数(涡核位置及环量)的提取,并基于连续扫描片段对尾涡位置和环量的演化进行了反演;此外,对尾涡特征参数反演的误差进行了估计,结果表明,利用基于数值模拟的激光雷达数据得到的计算误差远小于实际测量的平均值与散点的差值。Bouteyre 等^[17-18]于 2009 年开发了一套端对端多普勒外差激光雷达模拟器系统以对激光雷达的观测结果进行预测和比对,之后基于 1.5 μm PCDL 实现了侧向和轴向尾涡的探测,并与 CW-CDL 的观测结果进行了比对,其中 CW-CDL 的涡核位置反演精度为 0.1 m,环量反演相对误差为 10%,1.5 μm PCDL 反演的侧向尾涡的涡核位置误差为 ± 2 m,环量反演误差也为 10%。Jacob 等^[19]于 2015 年基于美国 Lockheed Martin 公司的 WindTracer 原始频谱数据,开发了新的涡核位置识别和环量反演算法 WakeMod 4.1,与原算法^[20]相比,新算法提高了尾涡特征参数反演的性能。Smalikho 等^[21-22]基于 1.55 μm PCDL 实测数据,提出了径向速度(Radial Velocity, RV)法并进行了涡核位置与环量的反演,与 VE 法的反演结果相比,两种方法的涡核位置反演相对误差相近,但 RV 法的环量反演相对误差比 VE 法高 20%左右,适用于稳定大气和弱湍流条件。随后,针对不同情形下的尾涡动力学特征与演化过程,相关的反演方法也得到了进一步的优化。Hallermeyer 等^[23]为了提高尾涡特征参数的反演精度并缩短反演时间,提出了一种将原有的 VE 法和参数化方法相结合的新的尾涡特征参数反演方法,并基于该方法,利用解析仿真和大涡模拟,对不同机型和不同天气状态下产生的尾涡进行了模拟,最终得到的环量反演均方根误差小于 20%。Smalikho 等^[24-25]分析了不同飞机机型的尾涡演化过程,并据此进一步确定了不同机型和不同湍流强度条件下利用 RV 法进行尾涡特征参数反演的局限性,分析了尾涡在不同状态近地面层下的空间动力学和演化特征。此外,相关研究也考虑了近地面效应(near-ground effect, NGE)^[8,26]和扫描模式引起的速度失真^[8,27],尾涡反演精度提高了约 10%^[26]。

为了进一步提高尾涡观测效率,本文基于 2018 年 8 月 6 日至 10 月 22 日在四川开展的尾涡观测实

验,提出了一种基于 PCDL 实测频谱宽度和径向风速对尾涡进行识别与反演的快速处理方法。该方法通过将实测数据与给定航班信息进行动态匹配,实现了有效尾涡观测片段的自动化提取和不同架次尾涡起止时刻的快速识别,从而进一步根据 PCDL 测量的频谱信号、径向风速以及飞机尾涡的分布特征进行了综合分析,对涡核位置和尾涡环量进行了准确反演,最终实现了尾涡演化过程的分析。基于最新的尾涡间隔标准,本文选取 2018 年 9 月 7 日的尾涡观测结果,对不同类别典型机型的尾涡演化过程进行了分析。

2 系统介绍与实验设置

2.1 系统介绍

本次实验采用中国海洋大学与青岛镭测芯科技有限公司联合研制的 Wind3D 6000 三维扫描型 PCDL。PCDL 近年来主要用于航空安全保障^[8,28-29]、风资源勘测^[30-31]及大气环境监测^[32-34]等领域。该系统向大气中发射 1550 nm 的激光光束,光束与大气气溶胶粒子相互作用后的后向散射信号在平衡探测器中与本振光进行拍频以获得多普勒频移,经过模/数转换和快速傅里叶变换后,可获得距离分辨的频谱信号并实现径向风速的反演^[30]。系统的主要技术指标如表 1 所示。

表 1 Wind3D 6000 PCDL 技术指标

Table 1 Technical specifications of Wind3D 6000 PCDL

Parameter	Value
Wavelength /nm	1550
Pulse repetition rate /kHz	10
Pulse energy / μ J	160
Pulse width /ns	100-200
Power consumption /W	<300
Radial velocity measurement range /($m \cdot s^{-1}$)	-37.5-37.5
Velocity measurement uncertainty /($m \cdot s^{-1}$)	≤ 0.1
Measurement range /m	40-6000
Range resolution /m	15-30

2.2 实验设置

尾涡观测实验于 2018 年 8 月 6 日至 10 月 22 日在四川开展,分三个阶段进行,实验地点为绵阳南郊机场(Mianyang Nanjiao Airport,简称 MNA)和成都双流国际机场(Chengdu Shuangliu International Airport,简称 CSIA)。具体实验信息如表 2 所示,选址及观测示意图如图 1 所示。为了更完整、准确地捕捉飞机尾涡,PCDL 的扫描光束平面与机场跑道平面垂直,扫描光束在跑道平面内的投影与跑道所在的方向垂直,如图 1 中实线及弧线区域所示。这样可保证飞机起降过程中产生的尾涡的垂直剖面与扫描光束平面平行,从而避免径向风速在尾涡垂直剖面投影造成的观测误差。

表 2 四川尾涡观测实验信息

Table 2 Experimental information of wake vortex observation in Sichuan

Phase	Location	Date	Scope
Phase 1	MNA	20180806-20180821	Observation of wake vortex during departing at MNA
Phase 2	CSIA	20180825-20180920	Observation of wake vortex during landing at CSIA
Phase 3	CSIA	20180921-20181022	Observation of wake vortex during departing at CSIA

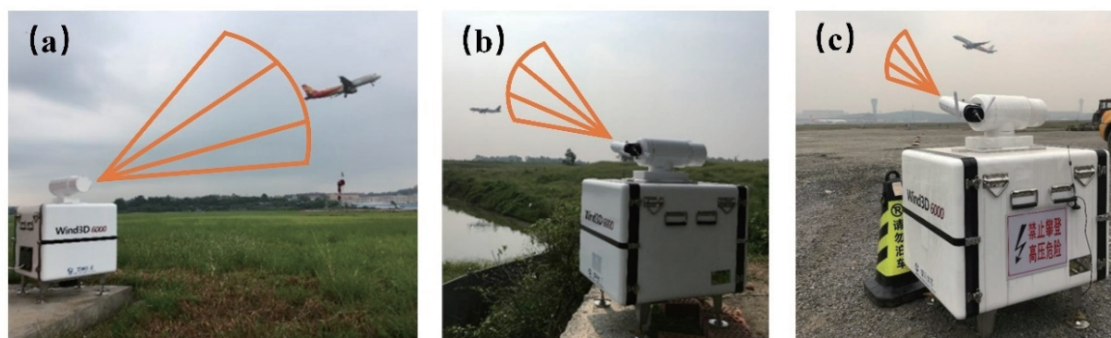


图 1 尾涡观测选址及观测示意图。(a) MNA; (b) CSIA(降落阶段); (c) CSIA(起飞阶段)

Fig. 1 Location and layout of wake vortex observation. (a) MNA; (b) CSIA(landing stage); (c) CSIA(take-off stage)

在本次实验中,PCDL 采用距离高度显示(Range Height Indicator, RHI)模式进行观测,方位角固定,俯仰角在一定范围内变化,观测参数设置

及飞机轨迹情况如表 3 所示。该扫描方式可以显示激光雷达径向风速在高度方向上的分布情况,其优势在于低俯仰角时具有较高的垂直分辨率,现已成

表 3 四川尾涡观测实验 PCDL 观测参数及飞机轨迹信息

Table 3 PCDL observation parameters and aircraft trajectory information of wake vortex observation experiment in Sichuan

Parameter type	Parameter	Specification
PCDL observation parameters	Azimuthal angle $\varphi / (^{\circ})$	260(MNA) 90(CSIA)
	Elevation angle $\theta / (^{\circ})$	0–25(phase 1) 0–10(phase 2) 0–30(phase 3)
	Scanning rate $\omega / [(^{\circ}) \cdot s^{-1}]$	1–2
	Duration of each radial measurement $\Delta t / s$	About 0.2
	Duration of each scanning t / s	10–15
	Angle resolution $\Delta\theta / (^{\circ})$	0.1–0.4
	Aircraft trajectory information	Take-off run S_D / m
Landing run S_L / m		1200–2600
Maximum rate of climbing $V_C / (m \cdot s^{-1})$		About 23
Maximum rate of descending $V_D / (m \cdot s^{-1})$		About 15
Approach speed $V_0 / (m \cdot s^{-1})$		66.9–75.1
Characteristic speed $\bar{\omega}_0 / (m \cdot s^{-1})$		1.33–1.90
	Characteristic time t_0 / s	13.3–36.7

为尾涡探测的常规观测模式。

3 尾涡快速识别与定位原理

3.1 航班信息动态匹配算法

为了进一步提高数据处理效率,针对典型机型的尾涡演化过程进行了分析。本文首先基于 PCDL 尾涡观测片段时间信息和航班信息提出了动态匹配算法,包括两次匹配过程,实现了不同架次有效尾涡观测片段的筛选和尾涡起止时刻的识别。初次匹配为时间匹配,即 PCDL 扫描片段时刻与航班起降时刻的匹配。为了捕捉每架飞机尾涡的完整演化过程,该算法以航班起降时刻为基础,通过设置分析时间范围,对 PCDL 扫描片段进行初次筛选。但由于分析时段内可能存在多架次飞机起降,为了剔除非目标架次飞机产生的尾涡,需要进行二次匹配。二次匹配通过对连续有效 PCDL 扫描片段的数目和航班起降时刻进行判别,获得了目标架次尾涡的起止时刻,从而进一步对涡核轨迹和环量进行演化分析。动态匹配的算法流程图如图 2 所示。

3.2 基于径向风速及频谱宽度的尾涡快速识别方法

通过对初次匹配得到的所有 PCDL 扫描片段进行径向风速及频谱宽度分析,可获得尾涡快视图,进而通过判断扫描片段中是否含有明显的尾涡特征,快速识别有效扫描片段。

径向风速识别法是基于激光雷达风速测量原理及飞机尾涡速度分布特征对尾涡进行快速识别的,识别原理如图 3 所示。当观察视角为面向飞机头部时,飞机尾涡的左侧涡旋呈顺时针旋转,右侧涡旋呈逆时针旋转。在激光雷达的风速测量过程中,通常将远离激光雷达方向的风速定义为正值,朝向激光雷达方向的风速定义为负值。图 3 中实线代表扫描光束,光束 1 与左涡相切位置处的尾涡速度方向远离激光雷达,所以此处径向风速为正值;光束 2 与左涡和右涡相切的 4 个位置处的尾涡速度方向均朝向激光雷达,所以对应的相切位置处的径向风速为负值;同理,光束 3 与右涡相切的位置处的尾涡速度方向远离激光雷达,所以此处径向风速为正值。图 3 中两条粗虚线为扫描到左右涡核的光束,综合尾涡速度分布特征以及激光雷达测风原理,可得左涡粗虚线上半部分所测径向风速为正,下半部分所测径向风速为负;同理,右涡粗虚线上半部分所测径向风速为负,下半部分所测径向风速为正。因此,可通过二维径向风速图中的正负速度对快速直观地进行尾涡识别。

频谱宽度识别法基于 PCDL,利用快速傅里叶变换得到的频谱信号以及飞机尾涡速度分布特征对尾涡进行快速识别,识别原理如图 4 所示。首先选取激光雷达扫描片段里单个径向的单个距离库,识别谱峰位置[图 4(a)中 b 处]以及相应的频谱信号

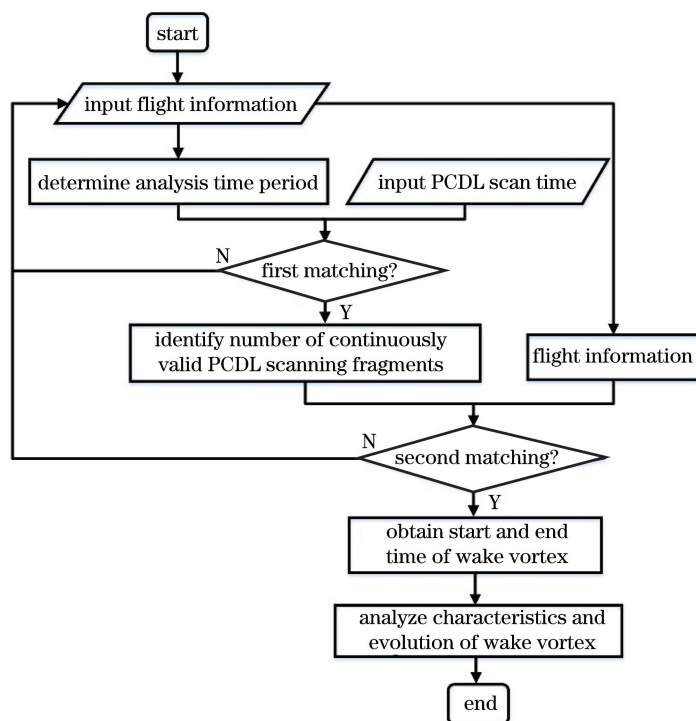


图 2 PCDL 扫描片段与航班信息动态匹配流程图

Fig. 2 Flow chart of dynamic matching of PCDL scan fragments and flight information

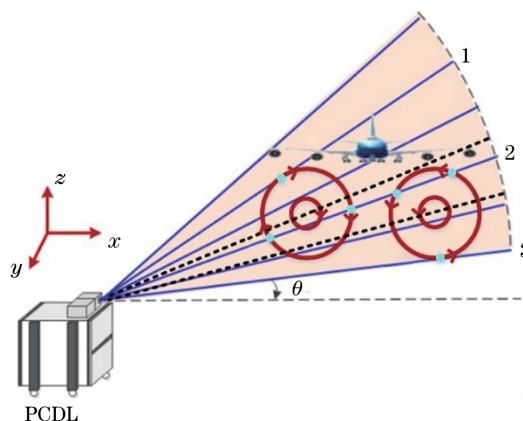


图 3 径向风速法识别尾涡的原理图

Fig. 3 Principle diagram of wake vortex identification with radial velocity method

强度 P_{max} 。基于大量尾涡实测数据,将 $0.17P_{max}$ 设为阈值,分别选取峰值位置左右两侧小于等于 $0.17P_{max}$ 且最接近的两点,识别它们的位置[图 4(a)中 a 处和 c 处],计算这两点对应的速度值[图 4(b)中 V_1 和 V_2]并计算两者的差值,将该值定义为对应距离库的频谱宽度 D_{width} 。不同方法下 PCDL 识别尾涡示例如图 5 所示。径向风速法下 PCDL 识别尾涡示例如图 5(a)所示。尾涡的存在会使频谱发生展宽,尾涡处的频谱宽度值显著大于周围背景风场,根据大量实测数据设置频谱宽度阈值,当某个距离库的频谱宽度值大于阈值时,认为该距离库存在

尾涡,具体示例如图 5(b)所示。

3.3 涡核位置定位及环量反演方法

基于径向风速和频谱宽度的综合分析,可对有效 PCDL 扫描片段进行识别,从而对尾涡特征及其演化过程进行进一步识别和分析。尾涡是否对后机存在潜在危害以及存在的危害大小主要取决于两个因素:运动轨迹及尾涡强度。通过分析尾涡的运动轨迹可判断尾涡是否会对后机产生影响,而通过反演尾涡强度则可判断尾涡对后机的影响程度。本文通过径向速度和频谱宽度的综合分析,对涡核位置进行了定位,从而分析尾涡的运动轨迹;基于切向速度沿尾涡半径方向的速度包络信息,进行了尾涡环量的反演,并与 B-H 模型^[35]进行了拟合比对以验证反演准确性,从而评估尾涡强度的变化。

涡核位置的识别包括其水平位置和垂直位置的识别。基于 3.2 节描述的径向风速和频谱宽度的变化规律,通过识别每个距离库内径向风速最大值与最小值之差以及频谱宽度最大值,可实现涡核水平位置的提取,示例如图 6 所示,两条曲线分别代表频谱宽度最大值 D_{width} 以及径向风速最大值与最小值之差 D_{speed} 随距离库的变化情况。通常涡核所在距离库径向风速的正负差异最为明显, D_{speed} 最大;当距离涡核越来越远时,正负速度对的绝对值逐渐减小, D_{speed} 也随之减小,所以在单个涡核两侧一定距

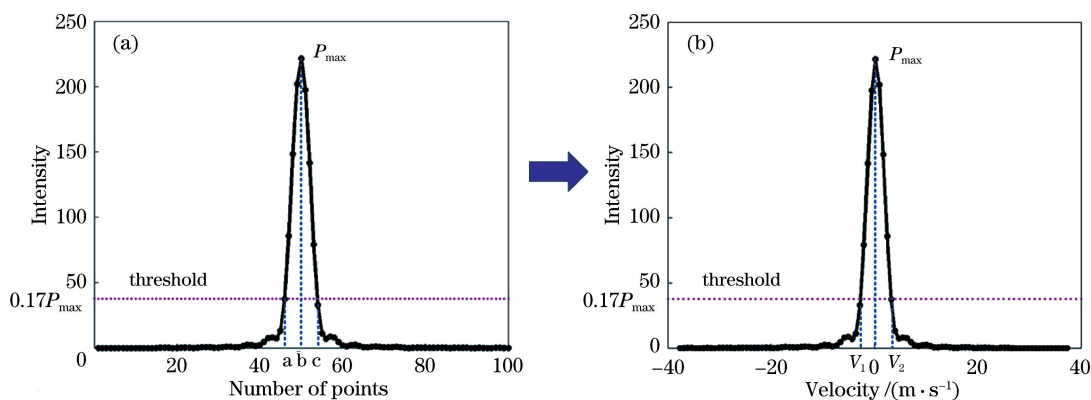


图 4 频谱宽度法识别尾涡原理图。(a) 频谱强度分布图；(b) 频谱宽度计算原理图

Fig. 4 Principle diagrams of wake vortex identification with spectral width method. (a) Distribution of spectrum intensity; (b) schematic of spectrum width calculation

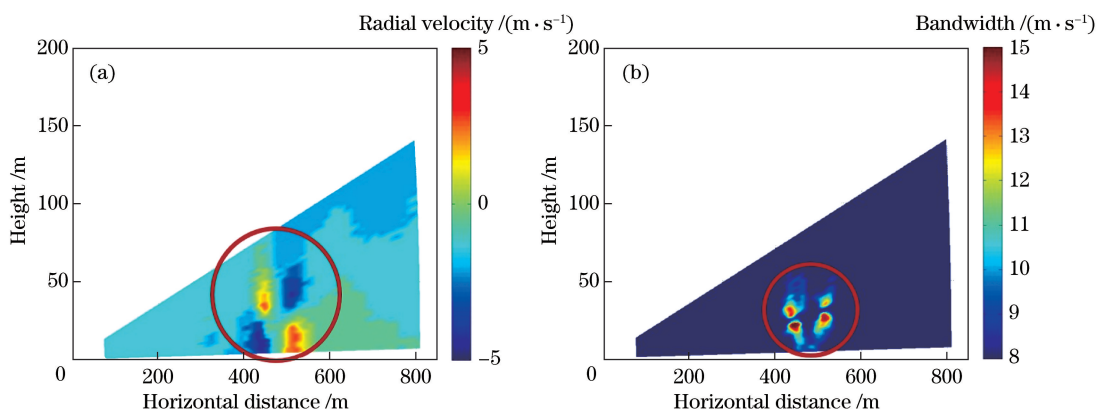


图 5 不同方法下 PCDL 识别尾涡示例(A333 型, 20180910T001839)。(a) 径向风速法；(b) 频谱宽度法

Fig. 5 Examples of wake vortex identification by PCDL with different methods (Type A333, 20180910T001839).

(a) Radial velocity method; (b) spectral width method

离范围内, 从左到右 D_{speed} 呈现先增大后减小的趋势, 一对涡则表现为双峰结构。同理, D_{width} 在涡核所在距离库这一位置处最大, 以涡核为圆心, 随半径增大, D_{width} 逐渐减小, 与 D_{speed} 呈现类似的分布特征。因此, 通过定位 D_{speed} 和 D_{width} 最大值的双峰位置, 均可实现涡核水平位置的提取。

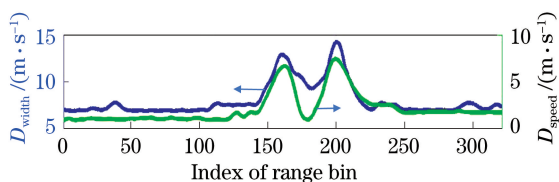


图 6 径向风速和频谱宽度的双峰结构分布 (A320 机型, 20180910T000220)

Fig. 6 Bimodal distributions of radial velocity and spectrum width (Type A320, 20180910T000220)

在理想情况下, D_{speed} 和 D_{width} 在涡核附近均表现为双峰结构, 此时根据双峰位置定位涡核水平位置是准确有效的。但由于尾涡自身的演化及其与周

围大气的复杂相互作用, 在多数情况下, 两者并不同时呈现典型的双峰结构, 如图 7(a)、(c)、(e) 所示。为了满足各种情况下涡核水平位置的反演需求, 弥补 D_{speed} 或 D_{width} 单一判据的局限性, 本文利用 D_R 进行涡核水平位置的综合识别:

$$D_R = (k \times D_{width}) \times D_{speed}, \quad (1)$$

式中: D_R 为涡核水平位置综合识别参数; k 为频谱宽度因子, 取值为 0.1。图 7(b)、(d)、(f) 分别为上述三种情况下 D_R 随距离库的变化情况, 由此可见 D_R 在各类情况下均表现出明显双峰结构, 可满足复杂情形下涡核水平位置的识别和反演。

实现涡核水平位置提取后, 可利用不同径向到涡核所在距离库下的径向风速分布对涡核垂向位置进行反演, 如图 8 所示。图 8(a) 中最小速度 [图 4(b) 中 V_1] 出现在 3.9° 仰角处, 最大速度 [图 4(b) 中 V_2] 出现在 4.9° 仰角处, 结合激光雷达风速测量原理以及飞机尾涡速度分布特征进行分析, 可判断出该尾涡上部远离激光雷达, 下部朝向激光雷达, 呈顺时针

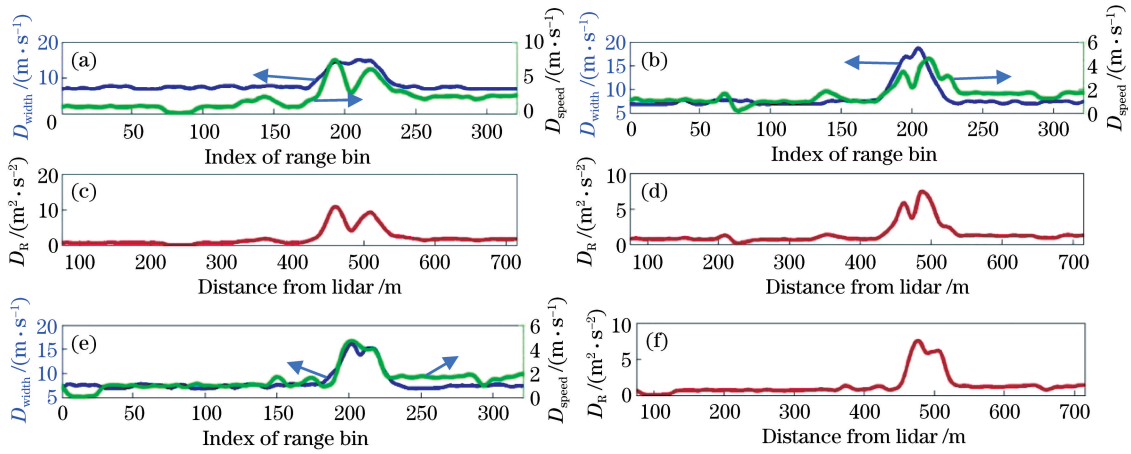


图 7 基于 D_{speed} 、 D_{width} 和 D_R 的涡核水平位置识别。(a)(b) 20180910T000138; (c)(d) 20180910T210542; (e)(f) 20180910T155221

Fig. 7 Identification of vortex core horizontal position based on D_{speed} , D_{width} and D_R .

(a)(b) 20180910T000138; (c)(d) 20180910T210542; (e)(f) 20180910T155221

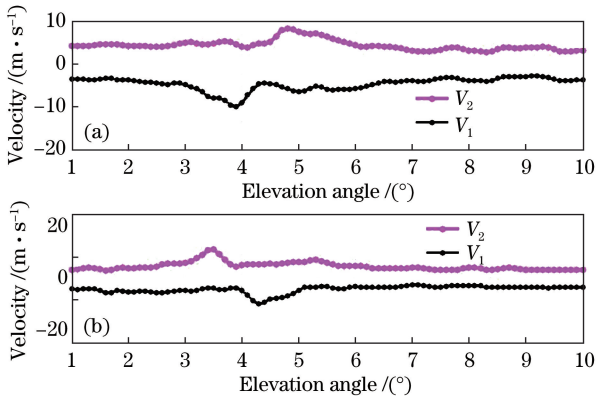


图 8 径向风速随仰角分布图(A333 机型, 20180910T111901)。

(a)左涡核; (b)右涡核

Fig. 8 Radial velocity versus elevation angle (Type A333, 20180910T111901). (a) Left vortex core; (b) right vortex core

旋转,该尾涡为左涡。同理,可通过图 8(b)分析右涡的径向风速分布特征。此处假设尾涡为规则圆形,则最大速度和最小速度呈轴对称分布,此时最大速度所在方向与最小速度所在方向形成夹角的角平分线方向即为涡核所在方向,该方向与地面形成的夹角即为涡核所在位置对应的俯仰角,由此可进行涡核垂直位置的反演。经过径向风速、频谱宽度综合分析,可最终获得涡核位置。图 9 为上述扫描片段中识别出的涡核位置的可视化示意图,其中图 9(a)中曲线 D_R 的双峰位置可用于确定涡核水平位置;图 9(b)中的两圆点分别代表左右涡核位置,两曲线分别代表最小径向风速与最大径向风速所对应的仰角和距离库信息,用于确定涡核所对应的俯仰角(垂直位置),其中 P_{max} 为最大径向风速对应的

俯仰角, P_{min} 为最小径向风速对应的俯仰角。

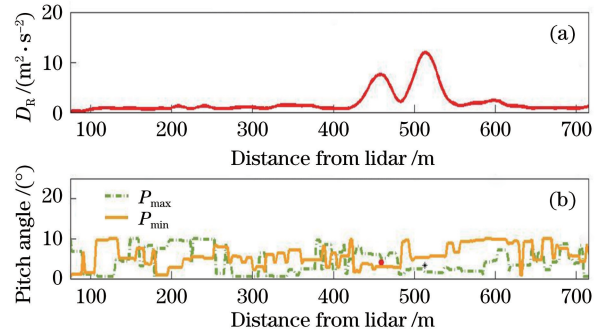


图 9 涡核位置可视化示意图(A333 机型, 20180910T111901)

Fig. 9 Visualization of vortex core location (Type A333, 20180910T111901)

假设尾涡为规则圆形且呈轴对称分布,环量可基于切向速度分布进行计算^[8,36]:

$$\Gamma(R) = 2\pi R V_t(R), \quad (2)$$

式中: $\Gamma(R)$ 为给定半径 R 处的尾涡环量; $V_t(R)$ 为该处的尾涡切向速度。尾涡切向速度的理论分布如图 10(a)所示^[37],以尾涡上半部分为例,无明显侧风作用时,涡核至尾涡边缘的切向速度先增大后减小,对应的初始环量分布先随着半径和切向速度的增加而迅速增大,然后随着切向速度的减小,环量增长趋于平缓。激光雷达实测尾涡切向速度沿尾涡半径方向的分布图如图 10(b)所示。此处将涡核位置设为零点,涡核所在水平线以上的半径为正值,以下的半径为负值。上下两条曲线分别代表最大速度及最小速度。以图 10(b)中左图为例,左涡涡旋呈顺时针旋转,上半部分半径为正值,切向速度也为正值;上方曲线显示,0~15 m 范围内的切向速度分布呈现

先增大后减小的变化趋势,与理论分布表现出较好的一致性;下方曲线显示, -15~0 m 范围内的切向速度也与理论分布吻合。图 10(b)中右图为右涡切向速度沿半径方向的变化情况,变化趋势也与理论分布吻合,从而验证了基于激光雷达的尾涡切向速度反演方法的准确性。获得尾涡切向速度分布后,

环量可基于(2)式进行计算。图 11 为环量反演与 B-H 模型拟合的比对结果,两者变化趋势吻合,拟合效果较好。因此,当涡核位置较低且切向速度分布缺失时,可利用 B-H 模型基于已有环量观测数据进行切向速度分布缺失位置处的环量拟合,以解决近地面效应影响下的尾涡环量反演问题^[8]。

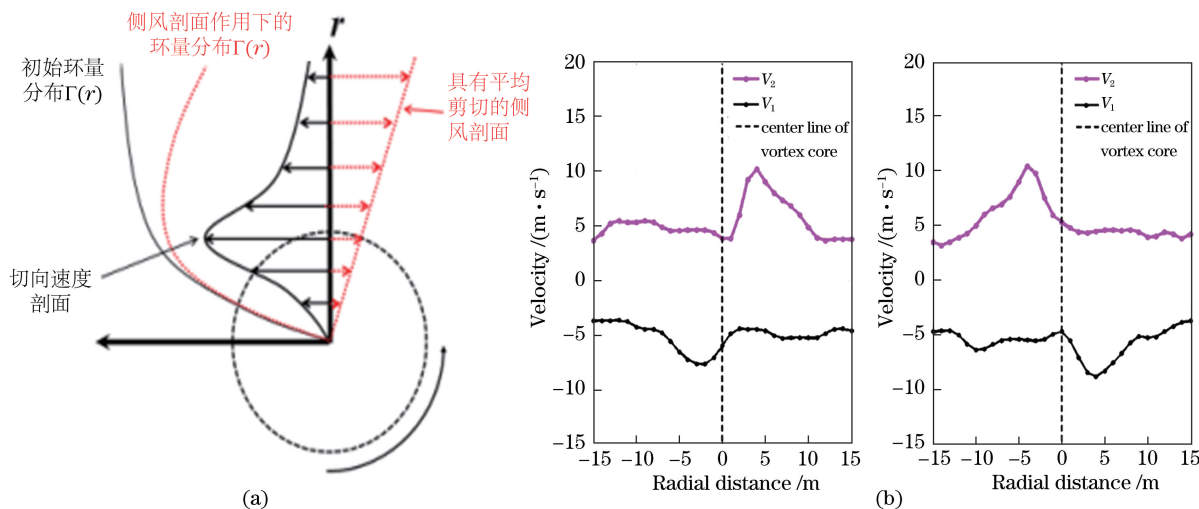


图 10 切向速度的理论与实测分布图。(a)尾涡切向速度与初始环量的理论分布图^[37];

(b)激光雷达实测的切向速度分布图(A333 机型,20180827T153828)

Fig. 10 Theoretical and measured distributions of tangential velocity. (a) Theoretical distributions of tangential velocity and initial circulation^[37]; (b) distribution of tangential velocity measured by PCDL (Type A333, 20180827T153828)

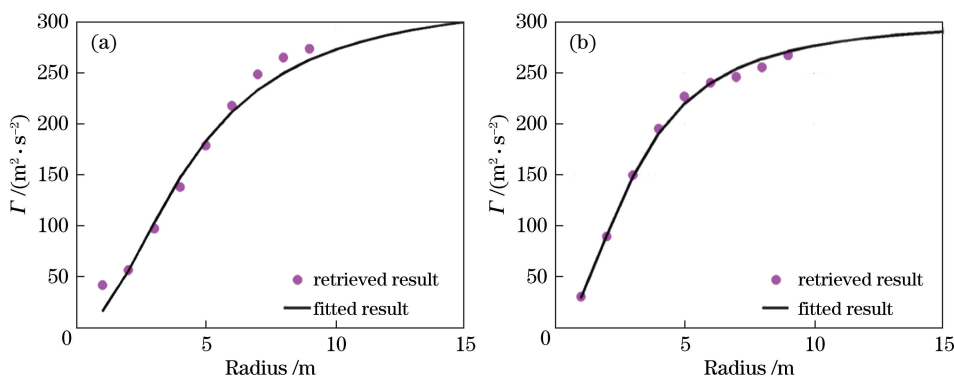


图 11 环量反演与 B-H 模型拟合的比对结果(A333 机型,20181015T081139)。(a)左涡核;(b)右涡核

Fig. 11 Comparison of retrieved circulation and B-H model fitting (Type A333, 20181015T081139).

(a) Left vortex core; (b) right vortex core

4 基于不同机型的尾涡快速识别定位与演化分析

基于最新的尾涡间隔标准,客机分类进一步得到细化,被分为 Super Heavy(A类)、Upper Heavy(B类)、Lower Heavy(C类)、Upper Medium(D类)、Lower Medium(E类)和 Light(F类)六类^[5]。为了尽可能减小不同个例中大气状态的差异以及背

景风场对不同机型尾涡演化的影响,本文均选取 2018 年 9 月 7 日背景风速绝对值较小的尾涡观测个例,对不同类别下典型机型的尾涡演化过程进行分析。

4.1 B类-A333 型客机尾涡演化分析

尾涡是由飞机翼尖处自下而上翻动的气流产生的,是以翼尖为中心的高速旋转并向后和向下延伸的螺旋形气流。在近场演化阶段,涡面卷起生成尾

涡;在远场演化阶段,尾涡在大气中演化并最终耗散,持续时间与飞机动力学参数及环境风场的气象条件有关。基于 PCDL 观测到的 A333 型客机尾涡,演化的径向风速组图如图 12 所示。图 12(a)中的尾涡处于初始阶段,左右涡的正负风速对明显,正负风速对的中心位置为涡核所在位置。尾涡在距离 PCDL 约 500 m 位置处生成,涡核垂直高度接近 50 m,初始涡间距较大,尾涡所在位置较高。且该阶段的尾涡强度较大,正负风速绝对值显著大于周围环境风场。随后尾涡进入演化过程,随着时间的推移,涡核位置逐渐下降,其高度由 50 m 左右下降至 43 m 左右[图 12(b)]和 36 m 左右[图 12(c)]。涡核位置下降速度也逐渐减缓,如图 12(d)~(i)所

示,涡核位置已无明显下降现象并呈现向外扩散的趋势,左涡由初始阶段距 PCDL 约 480 m 向左扩散至 460 m 左右,右涡由初始阶段距 PCDL 约 520 m 扩散至 540 m 左右。尾涡的强度也逐渐减弱,正负风速差异仍比较明显但绝对值逐渐减小,与背景风速趋于一致。图 13 为同时段尾涡演化的频谱宽度组图,其呈现的尾涡基本演化特征与径向风速组图一致。因初始涡核间距较大,如图 13(a)所示,可明显区分左右尾涡及涡核位置,频谱宽度也较大。随着尾涡向下和向外扩散,尾涡强度逐渐减小,对应的频谱展宽也逐渐减小,如图 13(i)所示,尾涡已接近完全耗散,频谱宽度接近设定的阈值,风速差异逐步与背景风场风速差异趋于一致。

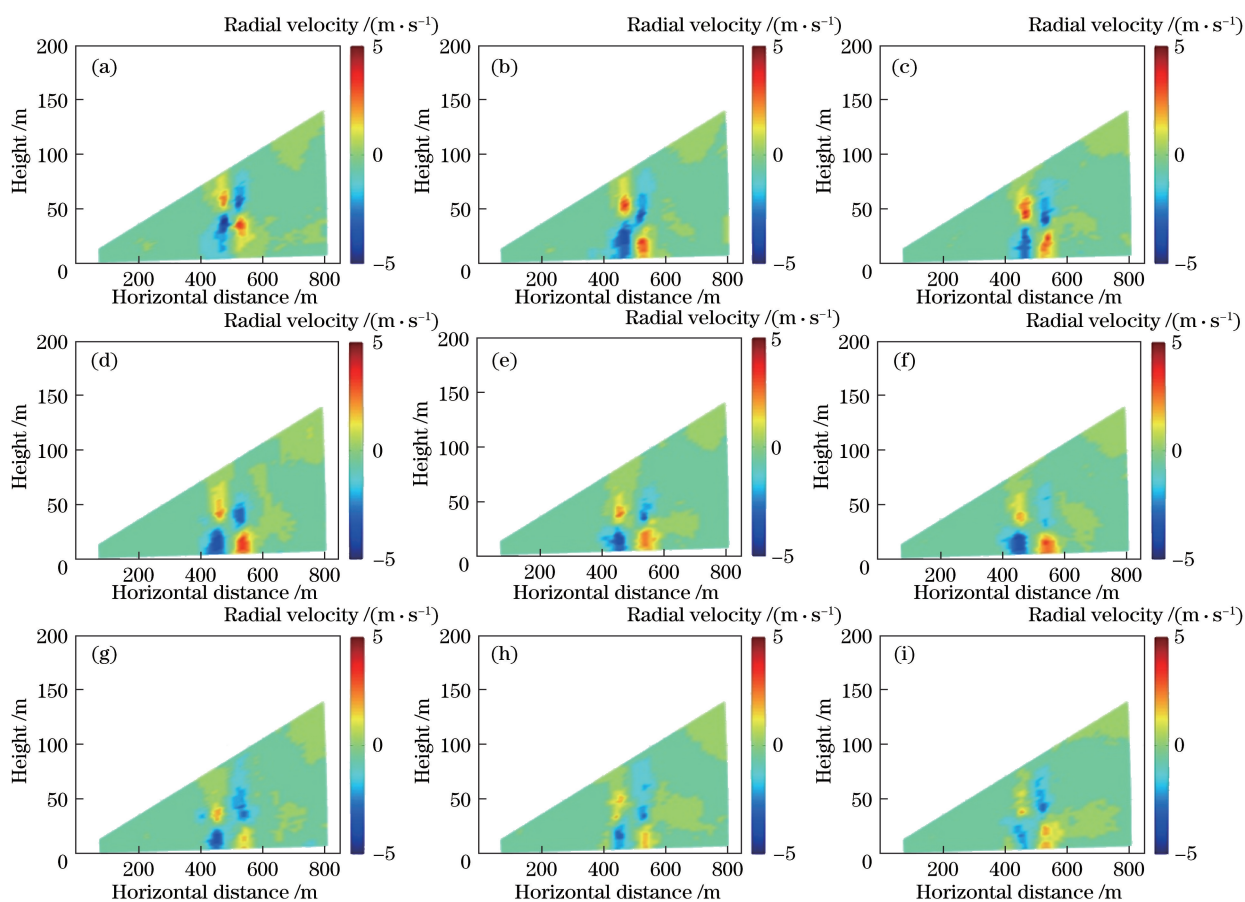


图 12 基于 A333 型客机尾涡演化的径向风速。(a) 20180907T234926; (b) 20180907T234940; (c) 20180907T234954; (d) 20180907T235007; (e) 20180907T235035; (f) 20180907T235021; (g) 20180907T235049; (h) 20180907T235103; (i) 20180907T235117

Fig. 12 Radial velocity based on wake vortex evolution of airbus A333. (a) 20180907T234926; (b) 20180907T234940; (c) 20180907T234954; (d) 20180907T235007; (e) 20180907T235035; (f) 20180907T235021; (g) 20180907T235049; (h) 20180907T235103; (i) 20180907T235117

图 14 所示为 A333 型客机尾涡涡核位置和环量的演化示意图。图 14(a)为涡核位置演化示意图,可以看出,左右涡核的初始位置距离地面约

50 m 和 45 m,距离 PCDL 约 480 m 和 522 m,初始涡核间距约为 42 m。随后左右尾涡均从高空下降并迅速向两侧扩散,这与图 12 所示的变化趋势一

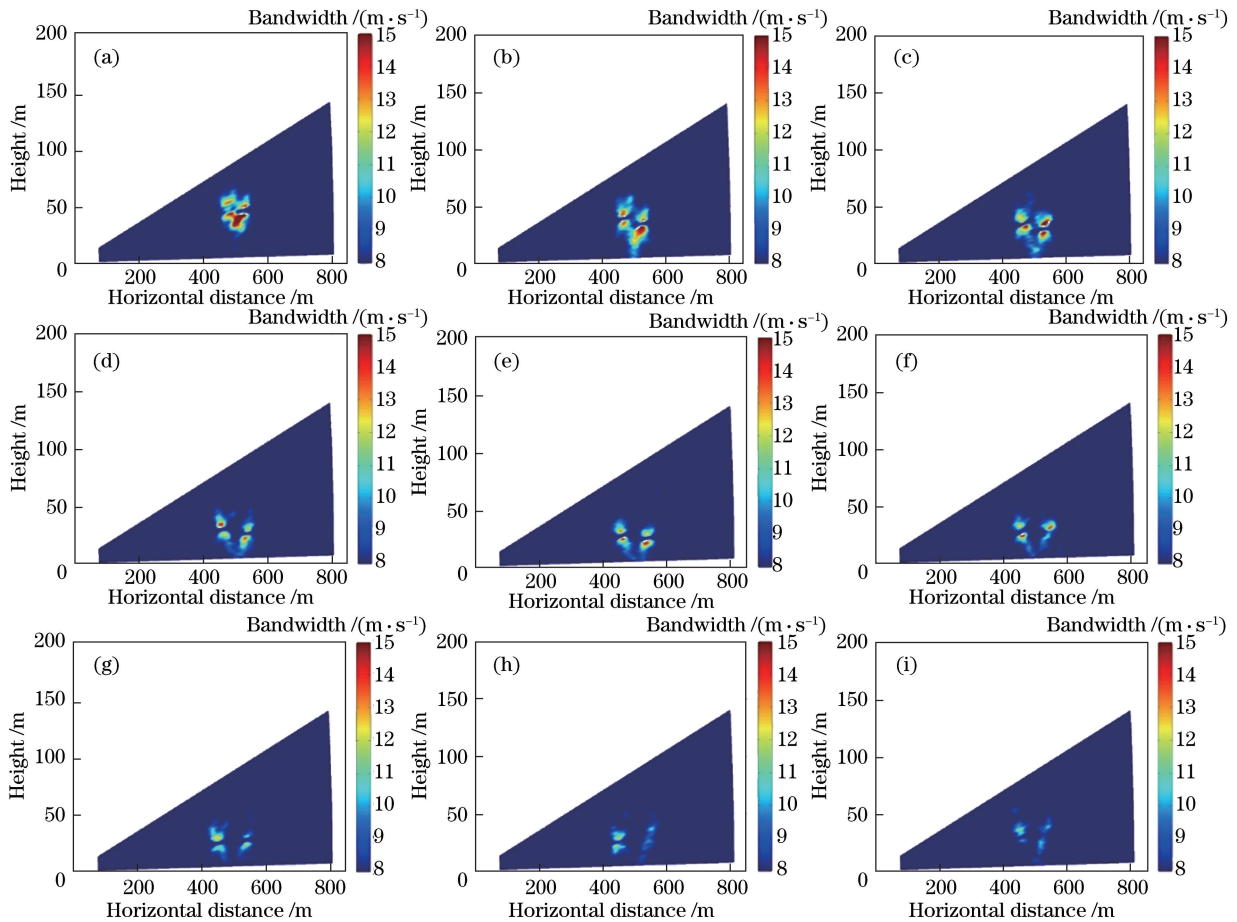


图 13 基于 A333 型客机尾涡演化的频谱宽度。(a) 20180907T234926; (b) 20180907T234940; (c) 20180907T234954; (d) 20180907T235007; (e) 20180907T235021; (f) 20180907T235035; (g) 20180907T235049; (h) 20180907T235103; (i) 20180907T235117

Fig. 13 Spectral width based on wake vortex evolution of airbus A333. (a) 20180907T234926; (b) 20180907T234940; (c) 20180907T234954; (d) 20180907T235007; (e) 20180907T235021; (f) 20180907T235035; (g) 20180907T235049; (h) 20180907T235103; (i) 20180907T235117

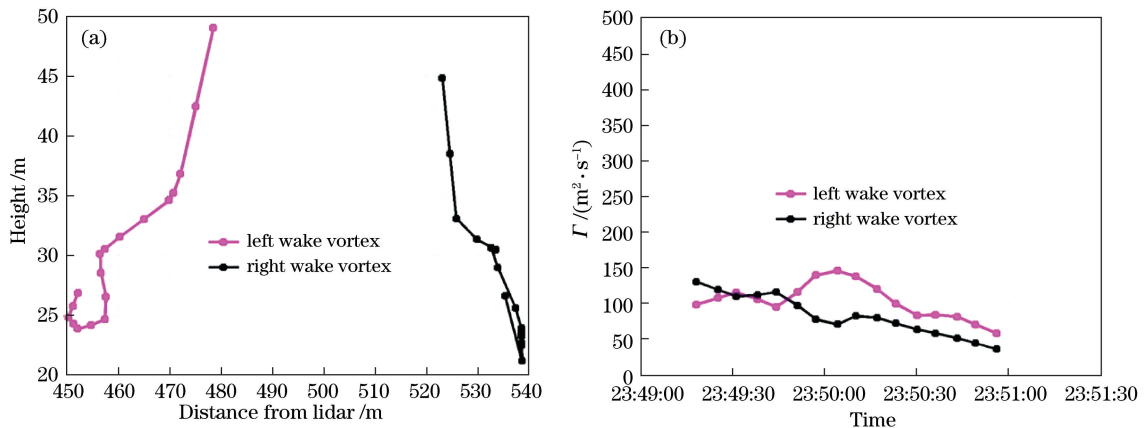


图 14 A333 型客机尾涡涡核位置和环量的演化图(20180907T2349)。(a) 涡核位置; (b) 环量
Fig. 14 Evolution of wake vortex core position and circulation of airbus A333(20180907T2349).
(a) Vortex core position; (b) circulation

致。值得注意的是,在径向风速和频谱宽度的时间序列图中,尾涡近地面反弹现象并不明显,但从

涡核位置演化示意图中可观测到左右尾涡均出现了明显的反弹现象,当左涡距离 PCDL 约 452 m、

距离地面约 24 m 时出现反弹,其涡核高度最终升至 27 m 左右;当右涡距离 PCDL 约 538 m、距离地面约 21 m 时出现反弹,涡核高度反弹至约 27 m。尾涡的反弹现象是近地面效应引起的。在近地面效应中,尾涡与地面相互作用后,地面会产生与主涡轴向垂直的边界层。主涡在下降过程中会产生横向压力梯度,使边界层与地面分离。分离层继续上升形成二次涡,二次涡的旋转方向与主涡相反,并且迅速反作用于主涡,使主涡发生反弹^[38]。图 14(b)为尾涡环量的演化示意图,这里的环量是半径在 5~15 m 范围内的平均环量^[12],下文其他机型同理。其中左右尾涡的初始环量约为 100 m²/s 和 130 m²/s。这里提到的初始环量并非严格意义上该架次尾涡的初始环量,而是 PCDL 观测到的第一个扫描片段中的尾涡环量,下文提到的初始环

量同理。随着时间的推移,尾涡环量整体呈减小趋势,并伴随近地面反弹等导致的短时间环量增加现象。

4.2 C 类-B763 型客机尾涡演化分析

基于 PCDL 观测到的 B763 型客机尾涡,演化的径向风速组图如图 15 所示。图 15(a)中的尾涡处于初始阶段,尾涡在距离 PCDL 约 500 m 位置处生成,涡核垂直高度为 35 m 左右,初始涡核间距略小于 A333 型客机产生的尾涡。尾涡进入高空演化后,随着时间的推移,涡核位置逐渐下降,其高度由 35 m 左右快速下降至 25 m 左右[图 15(b)]和 20 m 左右[图 15(c)],尾涡呈向外扩散的趋势,左涡由初始阶段距 PCDL 约 475 m 向左扩散至 465 m 左右,右涡由初始阶段距 PCDL 约 510 m 向右扩散至 520 m 左右。在图 15(d)中观测到了尾涡的反弹现

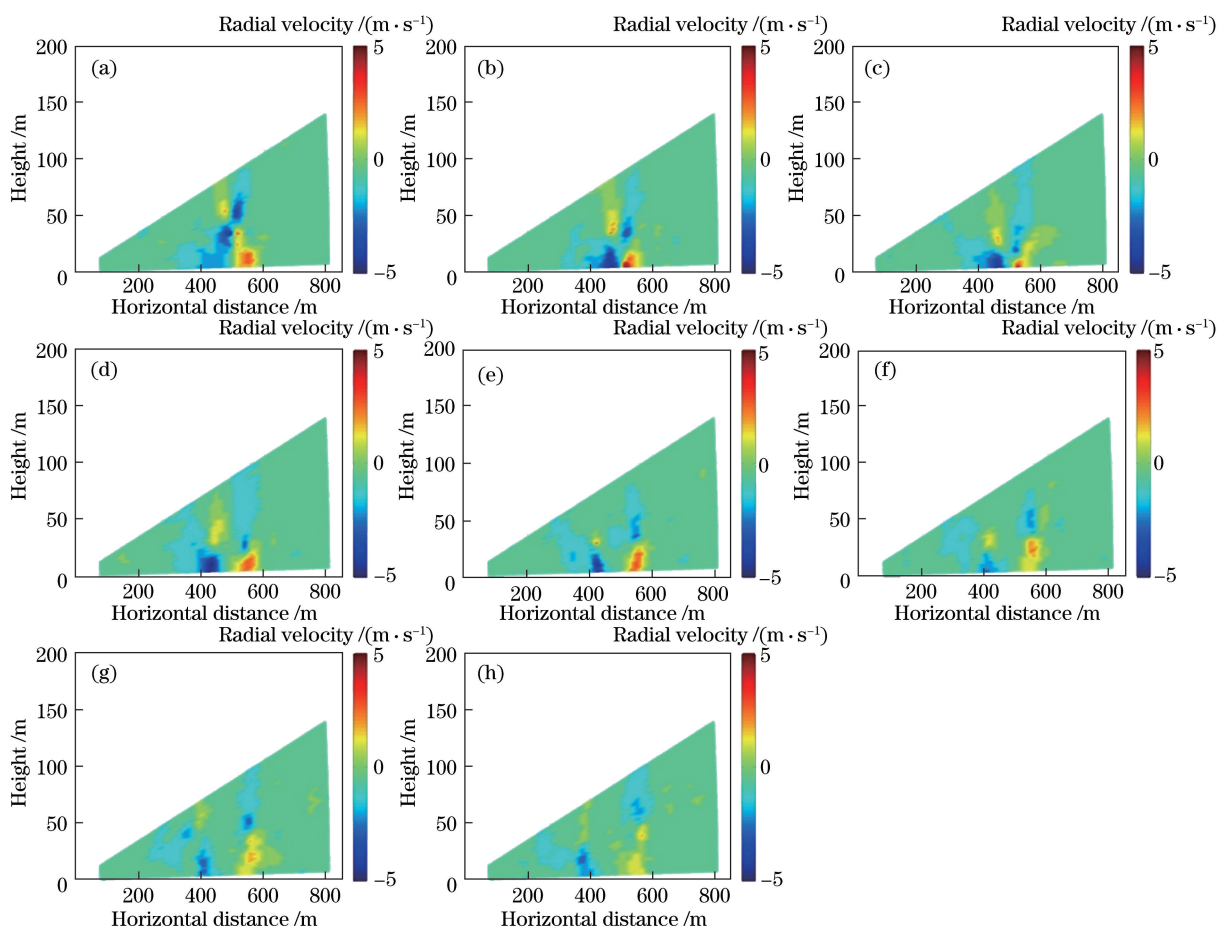


图 15 基于 B763 型客机尾涡演化的径向风速。(a) 20180907T190201; (b) 20180907T190214; (c) 20180907T190229; (d) 20180907T190242; (e) 20180907T190256; (f) 20180907T190310; (g) 20180907T190324; (h) 20180907T190338

Fig. 15 Radial velocity based on wake vortex evolution of airbus B763. (a) 20180907T190201; (b) 20180907T190214; (c) 20180907T190229; (d) 20180907T190242; (e) 20180907T190256; (f) 20180907T190310; (g) 20180907T190324; (h) 20180907T190338

象,涡核位置与图 15(c)相比略有上升,在演化过程中,尾涡的强度逐渐减弱,正负风速对的绝对值逐渐减小,逐步与背景风速趋于一致。图 16 为同时段尾涡演化的频谱宽度组图。因初始涡核间距较小,图 16(a)左右尾涡的频谱宽度发生融合,无法直接区分左右尾涡,但尾涡上半部分和下半部分的特征明显,频谱宽度也较大。随着尾涡向下和向外扩散,

左右尾涡的高度变化趋势不一致,右涡明显比左涡距离地面更近,如图 16(c)所示,左右尾涡的频谱展宽可被清晰识别。在图 16(d)~(h)中同样观测到了尾涡的反弹现象,左右尾涡都出现了反弹,刚反弹时左右尾涡高度基本相同,但随着尾涡的演化,右涡的反弹高度明显高于左涡,左涡的耗散也明显比右涡快,如图 16(h)所示,左涡已基本完全耗散。

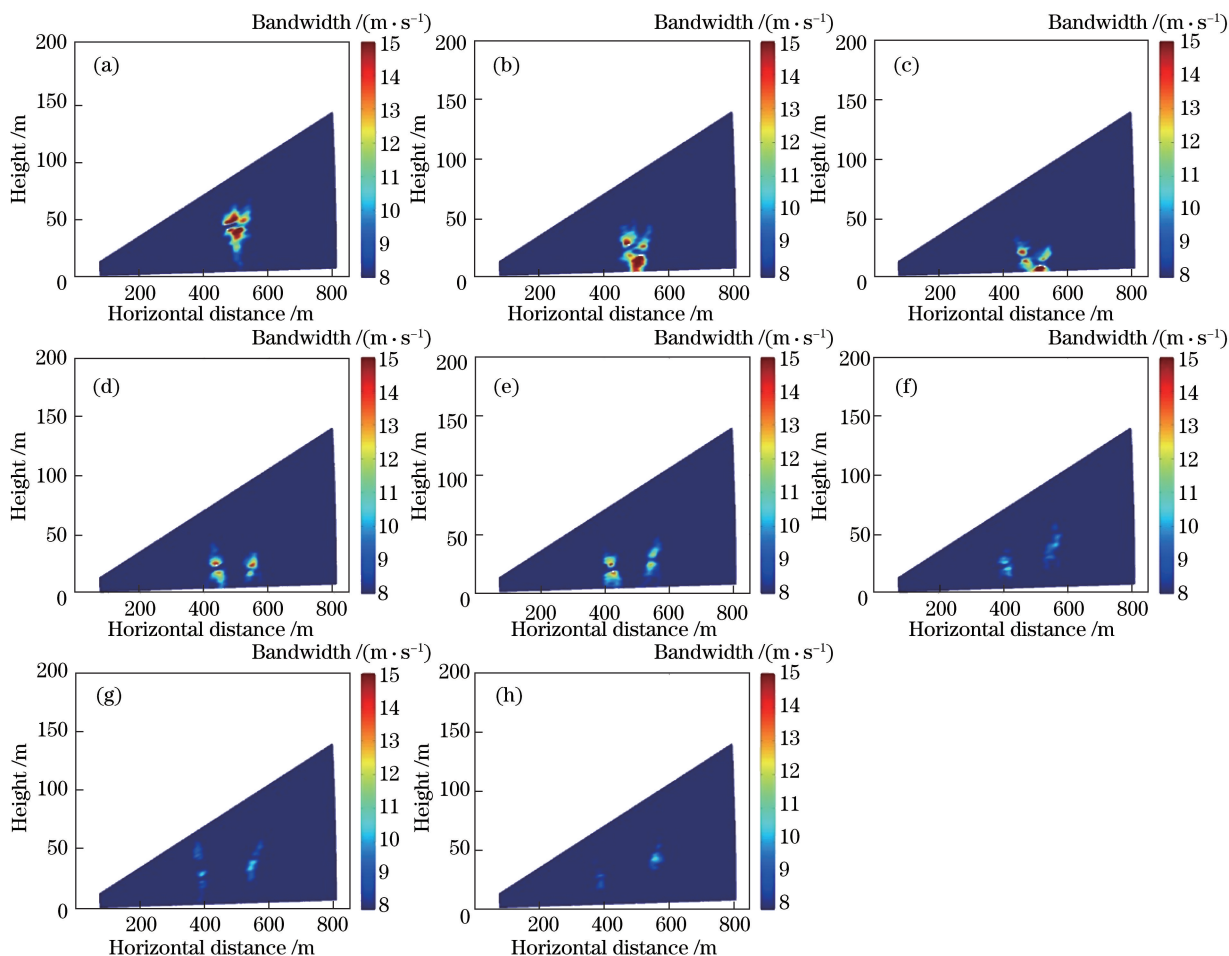


图 16 基于 B763 型客机尾涡演化的频谱宽度。(a) 20180907T190201; (b) 20180907T190214; (c) 20180907T190229; (d) 20180907T190242; (e) 20180907T190256; (f) 20180907T190310; (g) 20180907T190324; (h) 20180907T190338
 Fig. 16 Spectral width based on wake vortex evolution of airbus B763. (a) 20180907T190201; (b) 20180907T190214; (c) 20180907T190229; (d) 20180907T190242; (e) 20180907T190256; (f) 20180907T190310; (g) 20180907T190324; (h) 20180907T190338

图 17 所示为 B763 型客机尾涡涡核位置和环量的演化示意图。图 17(a)为涡核位置演化示意图,可以看出,左右涡核的初始生成位置距 PCDL 约 475 m 和 510 m,距离地面 35 m,初始涡核间距约为 35 m,小于 A333 型客机产生的尾涡。随后尾涡同样向下、向外扩散,当左右涡降至距地面约 20 m 和 12 m 高度时,均出现了反弹现象。右涡反弹的高度较高,随着时间的演化,其反弹的高度甚至超过

了初始高度,最终达到 39 m 左右。左涡在演化过程中出现了两次反弹,第一次反弹到达 25 m 左右,随后在下降至 20 m 高度时出现第二次轻微反弹,第二次反弹的高度比第一次反弹的高度略有增加。图 17(b)为尾涡环量的演化示意图,其中左右涡的初始环量分别为 180 m²/s 和 120 m²/s 左右。随着时间的推移,尾涡环量整体呈减小趋势,在反弹现象出现时环量略有增加,最终降至 60 m²/s 左右。

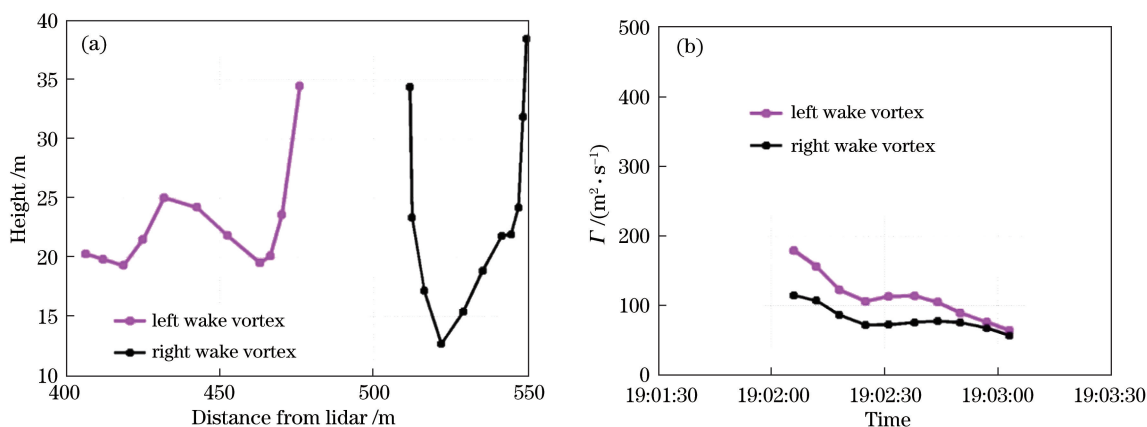


图 17 B763 型客机尾涡核位置和环量的演化图(20180907T1902)。(a) 核位置; (b) 环量
Fig. 17 Evolution of wake vortex core position and circulation of airbus B763 (20180907T1902).

(a) Wake vortex core position; (b) circulation

4.3 D 类-A320 型客机尾涡演化分析

基于 PCDL 观测到的 A320 型客机尾涡, 演化的径向风速组图如图 18 所示。图 18(a) 中的尾涡处于初始阶段, 尾涡在距离 PCDL 约 500 m 位置处生成, 涡核垂直高度为 50 m 左右, 初始涡间距比 B763 型客机产生的尾涡更小。尾涡的初始下降速度较快, 从 50 m 迅速下降至 30 m 左右 [图 18(b)] 和 20 m 左右 [图 18(c)]。随着尾涡强度的衰减, 下降速度逐渐减小, 如图 18(d)~(f) 所示, 已无明显下降, 左右涡呈向外扩散的趋势, 其中左涡从初

始阶段距 PCDL 约 490 m 扩散至 465 m 左右, 右涡从初始阶段距 PCDL 约 510 m 扩散至 545 m 左右 [图 18(f)]。图 19 为同时段尾涡演化的频谱宽度组图。因初始涡核间距较小, 图 19(a) 左右尾涡的频谱宽度发生融合, 无法区分左右尾涡, 但频谱宽度较大。随着尾涡向下和向外扩散, 如图 19(d) 所示, 左右尾涡的频谱展宽才可被清晰识别。随着尾涡的逐步耗散, 尾涡强度逐渐衰减, 频谱展宽变小, 如图 19(f) 所示, 频谱宽度与背景风场的风速差异趋于一致。

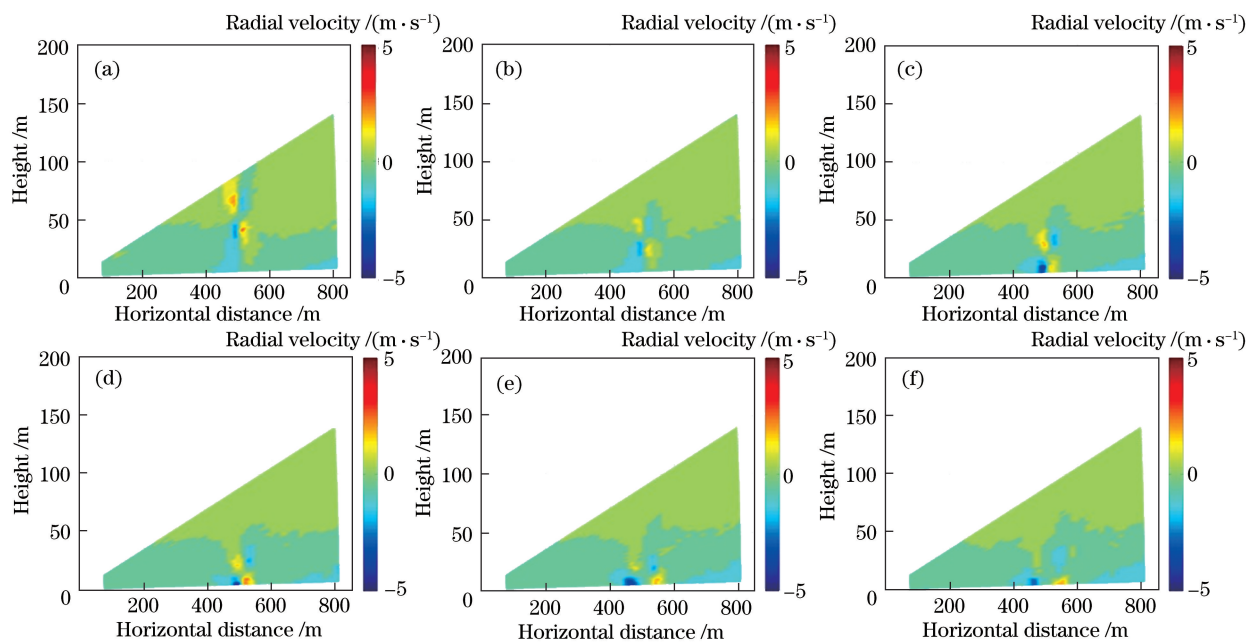


图 18 基于 A320 型客机尾涡演化的径向风速。(a) 20180907T041914; (b) 20180907T041928; (c) 20180907T041942; (d) 20180907T041956; (e) 20180907T042010; (f) 20180907T042024

Fig. 18 Radial velocity based on wake vortex evolution of airbus A320. (a) 20180907T041914; (b) 20180907T041928; (c) 20180907T041942; (d) 20180907T041956; (e) 20180907T042010; (f) 20180907T042024

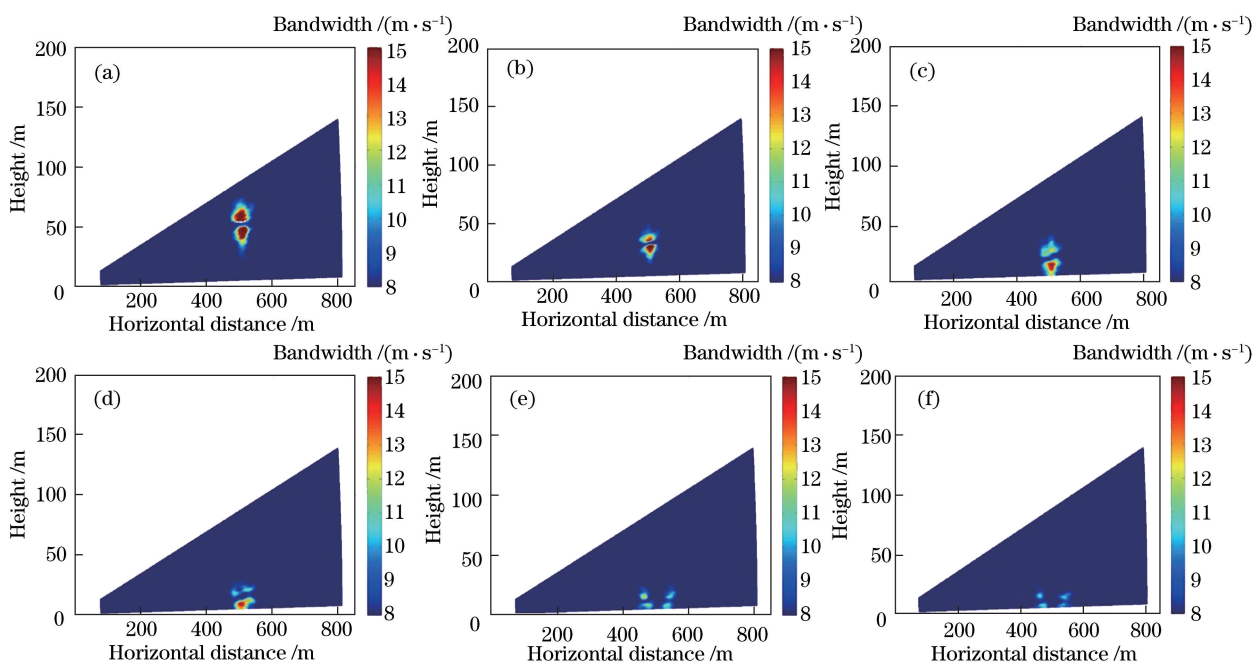


图 19 基于 A320 型客机尾涡演化的频谱宽度。(a) 20180907T041914; (b) 20180907T041928; (c) 20180907T041942; (d) 20180907T041956; (e) 20180907T042010; (f) 20180907T042024

Fig. 19 Spectral width based on wake vortex evolution of airbus A320. (a) 20180907T041914; (b) 20180907T041928; (c) 20180907T041942; (d) 20180907T041956; (e) 20180907T042010; (f) 20180907T042024

图 20 为 A320 型客机尾涡涡核位置和环量的演化示意图。图 20(a)为涡核位置演化示意图,可以看出,左右涡核初始位置距离 PCDL 约 490 m 和 510 m,距离地面约 52 m 和 55 m,初始涡核间距约为 20 m,比 A333 型客机和 B763 型客机产生的尾涡初始涡核间距都小。随后左右尾涡均从高空下降,先均向远离 PCDL 的方向略有移动,然后向两侧扩散。左右尾涡均出现了反弹现象,当左

涡距离 PCDL 约 470 m、距离地面约 12 m 时出现反弹,其涡核高度最终升至 14 m 左右;右涡距离 PCDL 约 538 m、距离地面约 14 m 时出现反弹,涡核高度反弹至约 20 m。图 20(b)为尾涡环量的演化示意图,其中左右尾涡的初始环量约为 $170 \text{ m}^2/\text{s}$ 和 $185 \text{ m}^2/\text{s}$,随着时间的推移,尾涡整体呈耗散趋势,环量逐步减小,也存在短时间内环量增加的现象。

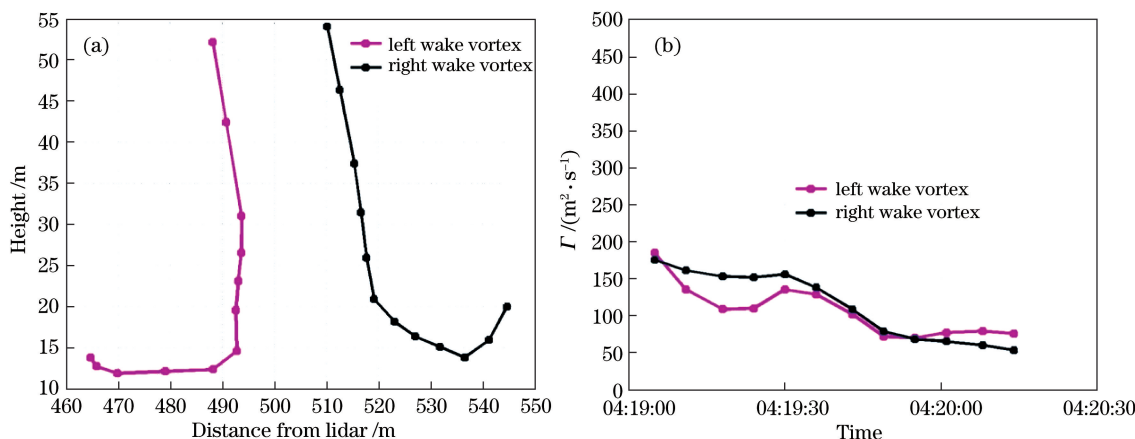


图 20 A320 型客机尾涡涡核位置和环量的演化图(20180907T0419)。(a) 涡核位置; (b) 环量

Fig. 20 Evolution of wake vortex core position and circulation of airbus A320 (20180907T0419).

(a) Wake vortex core position; (b) circulation

4.4 E 类-CRJ9 型客机尾涡演化分析

基于 PCDL 观测到的 CRJ9 型客机尾涡,演化

的径向风速和频谱宽度组图如图 21 所示。其中,图 21(a)~(c)为径向风速图,图 21(d)~(f)为频

谱宽度图。因 E 类客机重量较轻,产生的尾涡初始强度较小,在图 21(a)~(c)中没有观测到明显的正负风速对;但在图 21(d)~(e)中可观测到明显的频谱展宽,由于初始涡核间距很小,左右涡的频谱宽度出现融合,同样无法区分左右涡,只能分

辨尾涡上半部分和下半部分。CRJ9 型客机的尾涡从产生到完全耗散经历的时间很短,约为 28 s。因为 CRJ9 型客机的尾涡演化过程只历经两个 PCDL 扫描片段,所以这里省略了涡核位置和环量的演化示意图。

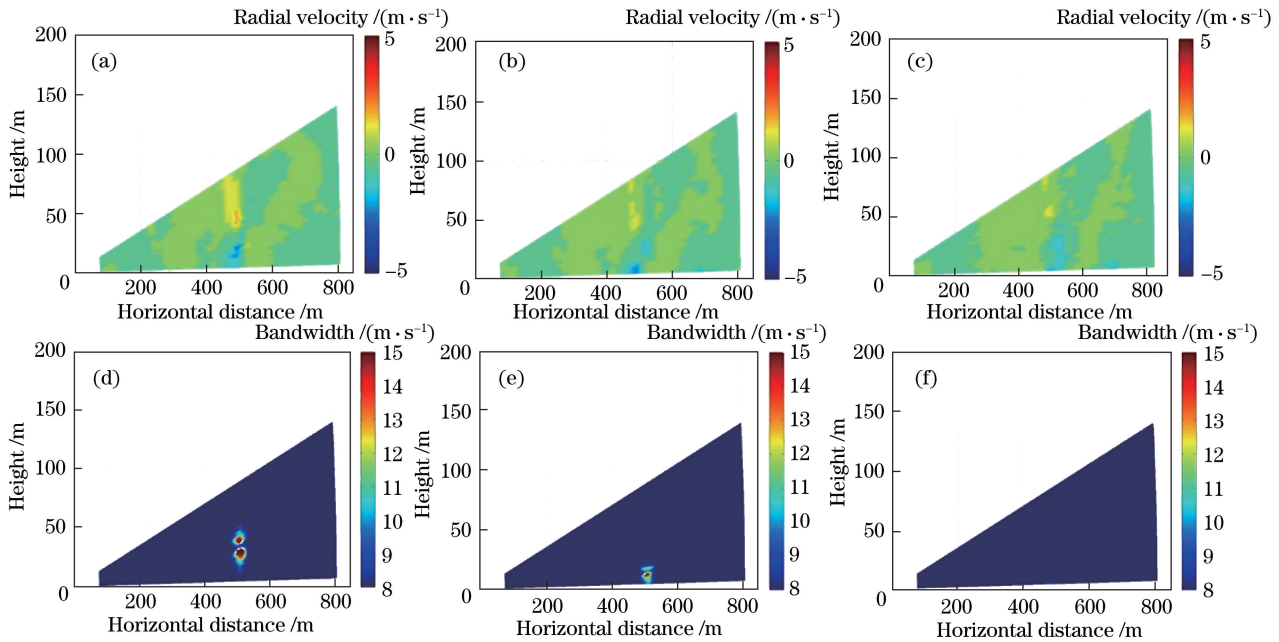


图 21 基于 CRJ9 型客机尾涡演化的径向风速及频谱宽度。(a) 20180907T154531; (b) 20180907T154545; (c) 20180907T154559; (d) 20180907T154531; (e) 20180907T154545; (f) 20180907T154559

Fig. 21 Radial velocity and spectral width based on wake vortex evolution of airbus CRJ9. (a) 20180907T154531; (b) 20180907T154545; (c) 20180907T154559; (d) 20180907T154531; (e) 20180907T154545; (f) 20180907T154559

4.5 小结

基于最新尾涡间隔标准对客机的细化分类,4.1~4.4 节基于 2018 年 9 月 7 日 PCDL 实测的尾涡数据,分别选取不同类别典型机型的尾涡进行演化过程分

析。表 4 列举了不同飞机机型的动力学参数以及尾涡的初始涡核间距、初始环量以及尾涡耗散时间。可以看出,随着飞机重量和翼展的减小,左右涡的初始涡核间距逐渐减小,尾涡所需的耗散时间也更短。

表 4 不同飞机机型的动力学参数及尾涡特征参数

Table 4 Dynamic parameters and wake vortex characteristic parameters of different aircraft types

Aircraft type	Wing span /m	Maximum take-off weight /(10^3 kg)	Maximum landing weight /(10^3 kg)	Initial distance between right and left wake vortex cores /m	Initial circulation / ($m^2 \cdot s^{-1}$)	Dissipation time /s
A333	60.30	230	185	42	100/130	111
B763	47.57	159	136	35	180/120	97
A320	34.1	68	66	20	170/185	70
CRJ9	23.2	37	33	14	165/77	28

5 结 论

基于 2018 年 8 月 6 日至 10 月 22 日在四川绵阳南郊机场和成都双流国际机场开展的尾涡观测实验,提出了一种基于 PCDL 实测频谱宽度和径向风速对尾涡进行识别反演的快速处理方法。首先通过

对实测数据与给定航班信息进行两次动态匹配,分别实现了有效尾涡观测片段的提取和目标架次尾涡起止时刻的识别,然后根据 PCDL 观测到的径向风速、频谱信号以及尾涡的速度分布特征,分别基于径向风速法和频谱宽度法对尾涡进行了快速识别,进而通过综合分析实现了涡核位置的识别。

此外,基于切向速度沿尾涡半径方向的速度包络信息进行了尾涡环量的反演,结果与 B-H 模型结果吻合较好。最后,基于最新的尾涡间隔标准,选取 2018 年 9 月 7 日的尾涡观测结果,对不同类别典型机型的尾涡演化过程进行了分析,获得的主要结论如下。

1) 基于径向风速和频谱宽度的连续扫描片段,对不同机型的尾涡演化过程进行了分析,结果表明,不同机型的尾涡演化趋势相似,均在距离地面约 50 m 处产生,随后向下、向外扩散,下降速度逐渐减小;在近地面效应影响下,出现二次涡诱导主涡反弹的现象;直至尾涡完全消散阶段,径向风速和背景风速趋于一致,频谱宽度与周围背景风场的风速差异趋于一致。

2) 在各类客机产生的尾涡初始阶段,都可在径向风速扫描片段中观测到明显的正负风速对(CRJ9 型客机除外),在频谱宽度扫描片段中观测到明显的频谱展宽现象。随着飞机重量和翼展的减小,尾涡完全耗散所需的时间更短,左右涡的初始涡核间距逐渐减小。对于 A333 型客机,其初始涡核间距最大,所以频谱宽度扫描片段中可以明显区分左右涡,频谱融合现象不明显;而对于 B763 型客机和 A320 型客机,其尾涡的初始涡核间距小于 A333 型客机的尾涡,所以在频谱宽度扫描片段中均出现了明显的左右涡频谱宽度融合现象,随着尾涡向外演化,频谱宽度融合现象逐渐消失,而且初始涡核间距越小,这一过程所历经的时间越长;对于 CRJ9 型客机,因其初始涡核间距最小,从尾涡产生至完全耗散,左右尾涡的频谱宽度均处于融合状态。

3) 随着尾涡的耗散,尾涡的环量整体呈减小趋势,但因近地面效应等因素的影响,会伴有短时间内环量增加的现象。

致谢 感谢中国民用航空飞行学院对本次实验的支持。感谢青岛镭测创芯科技有限公司的同事在现场观测实验中提供的帮助。感谢中国海洋大学激光雷达课题组的张洪玮、王琪超、陈晓敏和张芯瑜在实验设置和数据处理中提供的建议与帮助。感谢中国民用航空飞行学院的段英捷在航班数据整理与获取中提供的支持与帮助。

参 考 文 献

- [1] Gerz T, Holzäpfel F, Darracq D, et al. Commercial aircraft wake vortices [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(3): 181-208.
- [2] Veillette P R. Data show that US wake-turbulence accidents are most frequent at low altitude and during approach and landing [J]. *Flight Safety Digest*, 2002, 21(3/4): 1-47.
- [3] Hallock J N, Greene G C, Tittsworth J, et al. Use of simple models to determine wake vortex categories for new aircraft (invited) [C]//7th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, June 22-26, 2015, Dallas, TX. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 3172.
- [4] Holzäpfel F, Schwarz C, Dengler K, et al. Prediction of dynamic pairwise wake vortex separations for approach and landing [C]//3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference, June 27-30, 2011, Honolulu, Hawaii, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2011: 3037.
- [5] Treve V, Rooseleer F. RECAT-EU proposal, validation and consultation [R]. Brétigny: Eurocontrol Experimental Centre, 2014.
- [6] Hallock J N, Holzäpfel F. A review of recent wake vortex research for increasing airport capacity [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 98: 27-36.
- [7] Cheng J L, Hoff A, Tittsworth J, et al. The development of wake turbulence re-categorization in the United States [C]//8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, June 13-17, 2016, Washington, D. C. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 3434.
- [8] Wu S H, Zhai X C, Liu B Y, et al. Aircraft wake vortex and turbulence measurement under near-ground effect using coherent Doppler lidar [J]. *Optics Express*, 2019, 27(2): 1142-1163.
- [9] Zhou Y Z, Wang C, Liu Y P, et al. Research progress and application of coherent wind lidar [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2019, 56(2): 020001.
周艳宗, 王冲, 刘燕平, 等. 相干测风激光雷达研究进展和应用 [J]. *激光与光电子学进展*, 2019, 56(2): 020001.
- [10] Akbulut M, Hwang J, Kimpel F, et al. Pulsed coherent fiber lidar transceiver for aircraft in-flight turbulence and wake-vortex hazard detection [J]. *Proceedings of SPIE*, 2011, 8037: 80370R.
- [11] Köpp F. Doppler lidar investigation of wake vortex transport between closely spaced parallel runways [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(4): 805-810.
- [12] Köpp F, Rahm S, Smalikho I, et al. Characterization of aircraft wake vortices by 2- μ m pulsed Doppler lidar [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2004, 21(2): 194-206.
- [13] Köpp F, Smalikho I, Rahm S, et al. Characterization of

- aircraft wake vortices by multiple-lidar triangulation[J]. AIAA Journal, 2003, 41(6): 1081-1088.
- [14] Köpp F, Rahm S, Smalikho I, et al. Comparison of wake-vortex parameters measured by pulsed and continuous-wave lidars [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 916-923.
- [15] Rahm S, Smalikho I, Köpp F, et al. Characterization of aircraft wake vortices by airborne coherent Doppler lidar[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 799-805.
- [16] Rahm S, Smalikho I. Aircraft wake vortex measurement with airborne coherent Doppler lidar [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1148-1155.
- [17] Bouteyre A D, Canat G, Valla M, et al. Pulsed 1.5- μm LIDAR for axial aircraft wake vortex detection based on high-brightness large-core fiber amplifier[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics, 2009, 15(2): 441-450.
- [18] Bouteyre A D, Augere B, Valla M, et al. Aircraft wake vortex study and characterization with 1.5 μm fiber Doppler lidar[J]. Aerospace Lab, 2009: 1-13.
- [19] Jacob D, Lai D Y, Pruis M J, et al. Assessment of WakeMod 4: a new standalone wake vortex algorithm for estimating circulation strength and position[C]//7th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, June 22-26, 2015, Dallas, TX. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 3176.
- [20] Jacob D, Lai D, Delisi D, et al. Assessment of lockheed Martin's aircraft wake vortex circulation estimation algorithms using simulated lidar data[C]//3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference, June 27-30, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011: 3196.
- [21] Smalikho I N, Banakh V A. Estimation of aircraft wake vortex parameters from data measured with a 1.5- μm coherent Doppler lidar [J]. Optics Letters, 2015, 40(14): 3408-3411.
- [22] Smalikho I N, Banakh V A, Holzäpfel F, et al. Method of radial velocities for the estimation of aircraft wake vortex parameters from data measured by coherent Doppler lidar[J]. Optics Express, 2015, 23(19): A1194-A1207.
- [23] Hallermeyer A, Bouteyre A D, Valla M, et al. Development and assessment of a wake vortex characterization algorithm based on a hybrid LIDAR signal processing [C]//8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, June 13-17, 2016, Washington, D. C. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 3272.
- [24] Smalikho I N, Banakh V A, Falits A V, et al. Measurements of aircraft wake vortex parameters by a stream line Doppler lidar [J]. Atmospheric and Oceanic Optics, 2017, 30(6): 588-595.
- [25] Smalikho I N, Banakh V A, Falits A V, et al. Experimental study of aircraft wake vortices on the airfield of tolmachevo airport in 2018 [J]. Atmospheric and Oceanic Optics, 2020, 33(2): 124-133.
- [26] Smalikho I N. Taking into account the ground effect on aircraft wake vortices when estimating their circulation from lidar measurements[J]. Atmospheric and Oceanic Optics, 2019, 32(6): 686-700.
- [27] Gao H, Li J B, Chan P W, et al. Parameter-retrieval of dry-air wake vortices with a scanning Doppler Lidar [J]. Optics Express, 2018, 26(13): 16377-16392.
- [28] Zhang H W, Wu S H, Yin J P, et al. Airport low-level wind shear observation based on short-range CDL[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2018, 37(4): 468-475.
张洪玮, 吴松华, 尹嘉萍, 等. 基于短距相干测风激光雷达的机场低空风切变观测[J]. 红外与毫米波学报, 2018, 37(4): 468-475.
- [29] Zhang H W, Wu S H, Wang Q C, et al. Airport low-level wind shearlidar observation at Beijing capital international airport [J]. Infrared Physics & Technology, 2019, 96: 113-122.
- [30] Wu S H, Liu B Y, Liu J T, et al. Wind turbine wake visualization and characteristics analysis by Doppler lidar [J]. Optics Express, 2016, 24(10): A762-A780.
- [31] Zhai X C, Wu S H, Liu B Y, et al. Doppler lidar investigation of wind turbine wake characteristics and atmospheric turbulence under different surface roughness[J]. Optics Express, 2017, 25(12): A515-A529.
- [32] Zhai X C, Wu S H, Liu B Y, et al. Shipborne wind measurement and motion-induced error correction of a coherent Doppler lidar over the Yellow Sea in 2014 [J]. Atmospheric Measurement Techniques, 2018, 11(3): 1313-1331.
- [33] Yuan L C, Liu H, Liu J Q, et al. Wind vector estimation of coherent Doppler wind lidar based on genetic algorithm [J]. Chinese Journal of Lasers, 2020, 47(8): 0810004.
原禄城, 刘恒, 刘继桥, 等. 基于遗传算法的相干多普勒测风激光雷达风场反演方法[J]. 中国激光, 2020, 47(8): 0810004.
- [34] Zhao M, Guo P, Rui X B, et al. Wind-field vector retrieval method at low signal-to-noise ratio for coherent Doppler lidar[J]. Chinese Journal of Lasers, 2018, 45(11): 1110005.
赵萌, 郭磐, 芮训豹, 等. 低信噪比下相干多普勒激光雷达风场矢量反演算法[J]. 中国激光, 2018, 45(11): 1110005.
- [35] Burnham D C, Hallock J N. Chicago monostatic acoustic

- vortex sensing system: volume IV: wake vortex decay[R]. Cambridge, MA: Transportation systems Center, 1982.
- [36] Holzäpfel F, Gerz T, Köpp F, et al. Strategies for circulation evaluation of aircraft wake vortices measured by lidar [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2003, 20(8): 1183-1195.
- [37] Lin M D, Huang W X, Zhang Z S, et al. Numerical study of aircraft wake vortex evolution near ground in stable atmospheric boundary layer [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(6): 1866-1876.
- [38] Harvey J K, Perry F J. Flowfield produced by trailing vortices in the vicinity of the ground [J]. *AIAA Journal*, 1971, 9(8): 1659-1660.