

多普勒激光雷达近地面飞机尾涡反演方法优化

张容川¹, 王筱晔¹, 张洪玮^{1,2,3*}, 刘晓英¹, 王希涛⁴, 秦胜光⁴, 尹嘉萍⁴, 王琪超¹, 吴松华^{1,3}

1. 中国海洋大学 信息科学与工程学部海洋技术学院, 山东 青岛 266100;
2. 中国科学院上海光学精密机械研究所 空间激光信息传输与探测技术重点实验室, 上海 201800;
3. 崂山实验室 区域海洋动力学与数值模拟功能实验室, 山东 青岛 266237;
4. 青岛镭测创芯科技有限公司, 山东 青岛 266100)

摘要: 实时准确获取飞机尾涡的特征参数信息, 将有利于在保持机场基础设施的情形下进一步提升机场吞吐量。相干多普勒激光雷达作为飞机尾涡的有效探测手段, 可提供其位置与强度信息。针对飞机尾涡特征反演算法在近地面环境下出现的误识别及定位精度下降问题, 通过采用区域聚焦的方法减少背景环境对识别精度的影响, 并引入尾涡的旋转特征、对反演结果检验, 以此提高结果的可靠性。针对扫描中尾涡的移动、扭曲或数据缺失引起的强度评估不准问题, 通过尾涡速度分布校正和理想化飞机尾涡模型校正两步来提高强度反演精度。经成都双流国际机场观测数据验证, 该优化算法的正确识别率提高 2.8%, 漏报率下降 2.7%, 虚警率下降 20.86%。

关键词: 大气光学; 飞机尾涡; 激光雷达; 航空安全; 快速识别

中图分类号: TN958 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20230160

0 引言

飞机尾涡(以下简称“尾涡”)伴随机翼处升力产生。当后机误入前机产生的尾涡中时, 受滚转力矩作用, 后机易发生机体颠簸甚至危险。为保障航空安全, 国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)基于认证的最大起飞重量将飞机划分为 3+1 类(轻型、中型、重型, A380), 并在这些类别之间定义飞机安全间隔最小值。随着商业客机制造技术的发展和航空运输需求的与日俱增, 依据几十年前的机型数据和机场运行需求所制定的飞行安全间隔标准正逐步成为航班数量发展的限制因素。对此, ICAO 联合美国联邦航空局与欧洲管制局共同开展关于尾涡间隔分类新标准的制定(RECAT)^[1]。

RECAT 方案的思想为依据相邻飞机机型、机场

气象条件以及尾涡的位置强度等信息动态调整飞机的放行标准^[2]。相干多普勒激光雷达凭借探测距离远, 分辨率高, 对气溶胶浓度敏感等优势, 可实现机场环境下尾涡的位置与强度监测^[1-2]。对基于激光雷达观测数据的尾涡位置提取方法分类, 其可分为基于模型匹配的方法和基于速度包络线的方法。

基于模型匹配的方法是通过建立与涡旋参数相关的数学模型, 并将测量得到的数据代入数学模型中拟合, 进而对目标参数求解的方法。2005 年 R. Frehlich 等^[3]提出的最大似然方法和 2018 年 Gao H 等^[4]提出的最优化方法都属于该类方法。由于尾涡与气象环境间的复杂相互作用, 该类方法的计算负荷相对较大, 暂时无法实现尾涡信息的快速求解。

基于速度包络线的方法目前使用更为广泛。该类方法是在通过速度包络线定位尾涡核位置的基

收稿日期: 2023-03-22; 修订日期: 2023-06-02

基金项目: 国家自然科学基金项目(42106182, 61975191, 41905022); 山东省自然科学基金青年项目(ZR2021QD052)

作者简介: 张容川, 男, 硕士生, 主要从事激光雷达数据处理及应用方面的研究。

导师简介: 吴松华, 男, 教授, 博士, 主要从事大气海洋激光探测技术与应用方面的研究。

通讯作者: 张洪玮, 男, 副教授, 博士, 主要从事大气海洋激光探测技术与应用方面的研究。

础上,从给定的尾涡速度模型中对环量信息求解。2011年, Hadi S. Wassaf 等^[5]提出的基于脉冲激光雷达系统的切向速度自适应谱方法(以下简称“切向速度法”)、2015年, Smalikhov I N 等^[6]提出的利用相干多普勒激光雷达测量的数据估计飞机尾流涡旋参数的径向速度方法(以下简称“径向速度法”)。2020年, Li J 等^[7]提出的路径积分方法和 Wu S 等^[8]提出的基于相干多普勒激光雷达频谱宽度和径向风速的尾涡快速识别方法(以下简称“快速识别方法”)等都属于这类方法。

此外,随着机器学习技术和人工智能的发展,基于随机森林的尾涡识别方法^[9]、基于人工神经网络的尾涡位置及其环量识别方法^[10]、基于卷积神经网络尾涡轨迹预测方法^[11]等相继提出。由于机器学习方法的准确性仍需利用基于速度包络线方法的结果验证。因此基于速度包络线的方法仍是主流快速处理方法。

在该类方法中,切向速度法^[5]利用最大(最小)速度包络线实现尾涡位置的求解。且只要保证信噪比在一定范围内,最大速度的阈值选取可保持一定^[12]。但该方法的准确性会受到测量仪器及环境(如湍流、雨雪)的干扰。径向速度法^[6]利用尾涡的旋转特征,通过径向速度包络线实现尾涡位置求解。但识别得到的最大(最小)径向风速可能与尾涡无关。路径积分方法^[7]通过积分减弱湍流扰动的干扰,同时利用迭代的方式对尾涡的环量与位置演化过程求解。但该方法的计算负荷较大,且第一次定位需要保证一定的精度。快速识别方法^[8]结合了切向速度法与径向速度法的优点,既可快速求解尾涡位置,又可抑制横风与湍流的干扰。但该方法在异常横风或强湍流的背景环境下仍会出现尾涡识别率下降、尾涡涡核定位不准和环量反演误差较大的问题。

Switzer G 等^[13]就相应问题提出 ROI (Regions of Interest) 的概念,即通过选取合适的矩形区域来减小临近涡旋及背景风场的干扰。但选取过程中需计算各测量点的压力差与速度分量,选取过程较为复杂。Chun Shen 等^[14]提出基于 Gabor 滤波器和速度分布的飞机尾涡两步定位方法,其通过 Gabor 滤波器抑制一定方向上的背景风速同时扩大尾涡的旋转特

征,但 Gabor 滤波器并不能抑制与涡旋同向的风速干扰。

为实现尾涡特征参数的近实时输出和观测数据的批量处理,文中对快速识别方法优化:通过区域聚焦方法减少背景环境对识别精度的影响,同时引入尾涡的旋转特征,并对识别结果验证,以此提高识别结果的可靠性。

获取尾涡位置后,可利用给定的尾流速度模型求解环量信息,并以此对尾涡强度表征。现常用 5~15 m 半径内的环量平均值作为尾涡的环量值^[15]。针对扫描中尾涡移动引起的环量偏差,快速识别方法^[8]默认在扫描间隔内尾涡速度相等,通过估算尾涡在相邻扫描内的下降距离来估算环量偏差值。文中则通过对尾涡速度分布校正来实现环量结果的校正。

此外,因采用尾流速度模型求解环量信息,尾涡的扭曲变形或数据缺失会对求解结果产生干扰。这可利用理想化飞机尾涡模型校正,且常见的模型有 Lamb-Oseen (L-O) 模型, Burnham-Hallock (B-H) 模型和 Proctor 模型三种: L-O 模型是通过 Navier-Stokes 方程近似求解得到,常应用于大涡模拟中; B-H 模型是基于 Monostatic Acoustic Vortex Sensing System (MA-VSS) 数据得到,是目前使用最广泛的模型之一,常应用于激光雷达观测处理、大涡模拟以及飞机对尾涡遭遇的响应建模中; Proctor 模型是基于激光雷达观测数据得到,常应用于湍流环境下尾涡衰减的大涡模拟初始化中。因 B-H 模型由实测数据得到,相比 L-O 模型更加真实。Proctor 模型则更适合于尾涡的初始化,在 5~15 m 半径内的速度随尾涡耗散变化不敏感。在激光雷达的观测处理中, B-H 模型将更为常用^[16]。文中将对 B-H 模型拟合流程分析,以减少拟合中误差的引入。

1 飞机尾涡特征参数识别方法

文中方法在团队前期开发的快速识别方法^[8]的基础上优化,其识别流程如图 1 所示。方法在尾涡位置识别和环量结果校正两方面优化,数据预处理和环量计算方法(图 1 浅底内容)与快速识别方法保持一致,对此重复内容将不再赘述。经数据预处理(数据质量控制、频谱校正、数据插值)后的数据精度为:仰

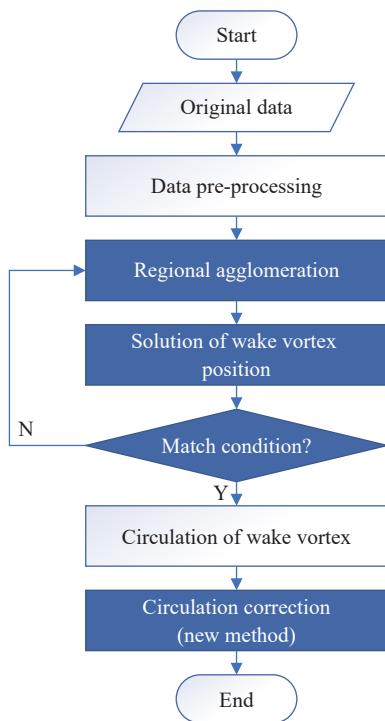


图 1 尾涡识别算法流程说明

Fig.1 Process of wake vortex identification algorithm

角分辨率为 0.1°, 径向分辨率为 1 m。

1.1 飞机尾涡涡核定位及强度评估

近地面环境下,快速识别方法的干扰源主要分为横风干扰和湍流干扰。横风干扰指识别得到的最大(最小)径向速度与尾涡无关的现象。湍流干扰指在识别过程中(决定系数 D_R 曲线上),峰值点位置受湍流干扰而识别不准的现象。此外,尾涡位置定位与强度评估中的基本假设:尾涡为近似对称分布。文中将在此前提下开展尾涡特征反演工作。

第一步为区域聚焦,其目的为减小背景风场的干扰。其原理为:利用尾涡的存在会加大展宽效应的现象(图 2 中的点线与虚线所示)实现背景风场和尾涡影响区域的分离。且频谱宽度可实现对展宽效应增强现象的定量描述。

频谱宽度的计算方法如图 3 所示,其中峰值点对应速度表示测量点风速。最大速度的定义为超过一定噪声阈值的最极端的谱线。此时最大速度的差值 ($V_2 - V_1$) 定义为对应距离库上的频谱宽度^[17]。

利用频谱宽度的差异实现区域聚焦,即依据背景风场设置合适的阈值线对仰角方向筛选,进而选取合适的扇形区域作为尾涡疑似区域,其识别流程如图 4

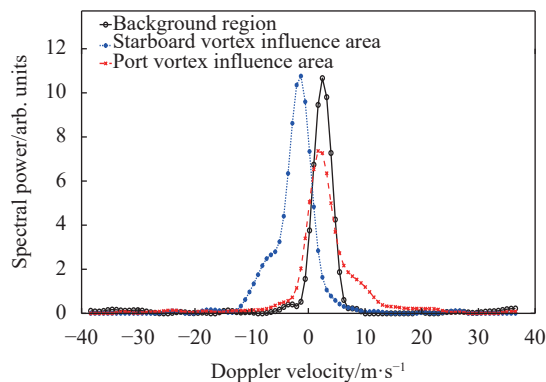


图 2 尾涡影响下展宽效应增强现象

Fig.2 The enhancement of broadening effect under the influence of wake vortex

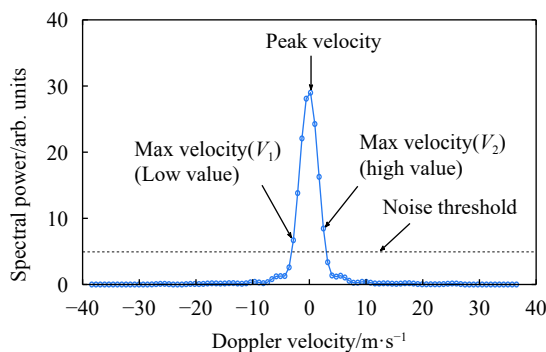


图 3 频谱宽度计算原理图

Fig.3 Schematic diagram of spectrum width calculation

所示。阈值线由 m 和 a 两个参数决定。 m 值为频谱宽度数据的中位数,反映了背景风场的展宽效应。由于该值受尾涡存在的影响很小,筛选作用很弱,因此需添加参数 a 以增强筛选能力。 a 值为经验系数,通常取为 2~4。通过 $m+a$ 的方式设置阈值线,以此过滤大部分横风与弱湍流的干扰(如图 5 中 Area1 区域)。而后将过滤后的相邻仰角划分为同一区域,扫描片段由此划分为一个或多个区域(如图 5 中 Area2、Area3 区域)。此时划分的区域包含尾涡影响区域(如图 5 中 Area2 区域)和部分湍流干扰区域(如图 5 中 Area3 区域)。

第二步为在各区域内对尾涡位置求解,此时横风与不相邻湍流干扰不是主要影响因素,可采用快速识别方法实现尾涡位置的求解。尾涡涡核径向距离的求解方法可用公式 (1) 表示:

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

式中: k 为频谱宽度因子,通常取值为 0.1; D_{width} 为频

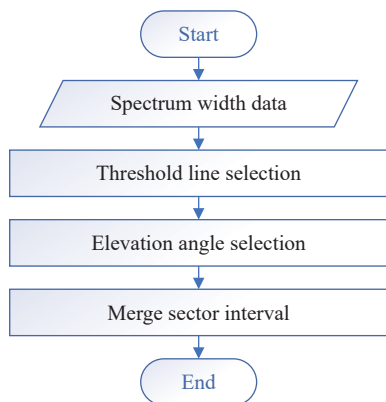


图 4 区域聚焦流程图示意图

Fig.4 Regional focus process diagram

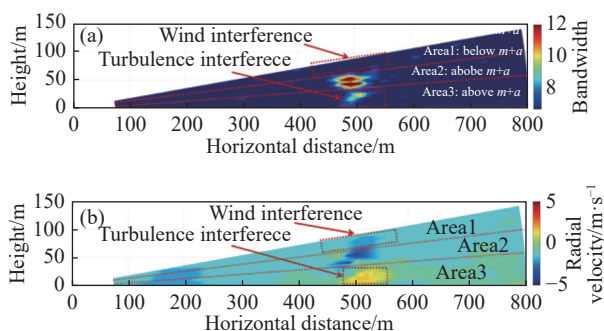


图 5 区域聚焦原理示意图。(a) 径向风速图; (b) 频谱宽度图

Fig.5 Schematic diagram of focalization principle in region. (a) Radial wind speed diagram; (b) Spectrum width diagram

谱宽度值; D_{speed} 为径向风速的最大值与最小值的差值^[17]。

快速识别方法是在径向风速法的基础上优化。径向风速法的原理为:尾涡的旋转方向一定(左涡呈顺时针方向旋转,右涡呈逆时针方向旋转),且设备采用外差技术(远离激光雷达的风速设为正值,靠近激光雷达的风速设为负值),因此作 D_{speed} 与雷达距离的变化曲线(如图 6 中虚线所示),其双峰位置处便为尾涡涡核的径向距离。在此基础上,快速识别方法利用尾涡的存在使展宽效应增强的现象,对由尾涡引起的

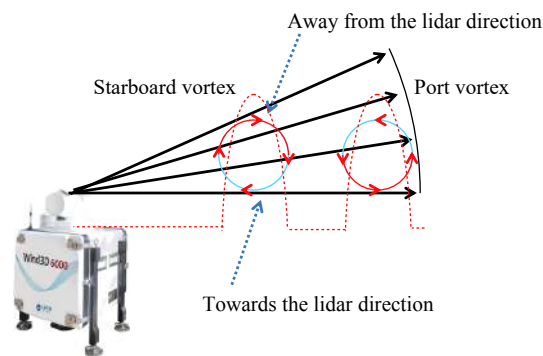


图 6 径向风速方法原理示意图

Fig.6 Principle diagram of radial wind speed method

风速变化放大(引入 D_{width})。

然而湍流、降水等现象同会引起展宽效应的增强,因此文中在快速识别方法的基础上引入尾涡的旋转特征。当忽略背景风速的影响,左涡上半部分的风速为正值,下半部分的风速为负值,而右涡相反。假设峰值点位于右涡影响区域(上半部分风速为负值,下半部分风速为正值),则应在该位置左侧寻求符合条件的左涡涡核位置。如未能发现左涡存在,则说明该峰值点处受到干扰,应在该峰值点右侧重新查找符合条件的涡核位置。待查找到符合条件的涡核径向距离后,涡核的仰角定义为涡核所在距离库上最大与最小速度对应仰角的均值。至此尾涡位置初步求解完成。

第三步为结果检验,其目的为减小虚警与误识别情形的发生。验证条件如表 1 所示。其中邻近性验证指多涡旋情形下,认为相邻符合尾涡条件的涡旋为一对尾涡。相似性验证是通过涡核位置处的 D_R 值比较。因 D_R 值一定程度上反应尾涡的强度,若两涡位置处 D_R 值相差过大,则可能受到异常点的干扰。尺度性验证是通过涡核位置处具有高频谱宽度的仰角个数统计,以此对尾涡的尺度评估。验证后,将排除大部分由测量异常、不当插值、湍流等造成的干扰。

表 1 验证条件及其判别方式

Tab.1 Validation conditions and discrimination methods

Verification conditions	Judgment method
Proximity verification	There is no region between the identified two vortex core positions that conforms to the characteristics of the wake vortex
Similarity verification	The ratio of D_R value at the position of two vortex cores should be within a certain range
Size verification	The number of elevation angles with high broadening at the identified two vortex cores should be greater than a certain value

最后,在符合条件的涡核位置处依据已有尾流速度模型进行强度评估。尾涡的强度以环量表征,且对单个尾涡而言,在给定半径上的环量可从该半径下的切向速度 $V_t(R)$ 得到:

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

在测量中,单个尾涡常用半径在 5~15 m 之间的环量平均值定义^[18]:

$$\Gamma_{5-15} = \frac{1}{10} \int_5^{15} \Gamma(R) dr \quad (3)$$

当成功选取阈值且尾涡涡核接近传感体积时,求解的最大速度是涡旋的切向速度 $V_t(R)$ 与背景风的径向速度之和(见图 3)^[12]。此时尾涡的位置与强度初步求解完成。

1.2 飞机尾涡强度计算校正

尾涡强度评估的误差源主要由三方面引起:扫描中尾涡的移动、尾涡的扭曲变形与数据缺失。尾涡移动的影响可用图 7 说明。图中激光雷达顺时针扫描,且在初始状态下,激光光束指向 1,左涡处于实线位置。因激光雷达顺时针扫描的同时,尾涡向下运动,这导致激光光束指向 2 与 3 时,光束均与左涡相交。该现象对以激光雷达为坐标原点的观测而言,尾涡呈现被拉伸的状态(图 7 右)。同理,当激光雷达逆时针扫描时,尾涡呈现被压缩的状态。对此,尾涡特征的准确反演需要考虑雷达扫描周期内尾涡的空间移动。

对尾涡在水平方向上的移动影响分析:因尾涡的形成主要受机翼上下表面压力差的影响,尾涡在垂直方向上的风速变化更为明显。当相干多普勒激光雷达的径向距离分辨率为 15 m 时,俯仰角 20° 对应的水平

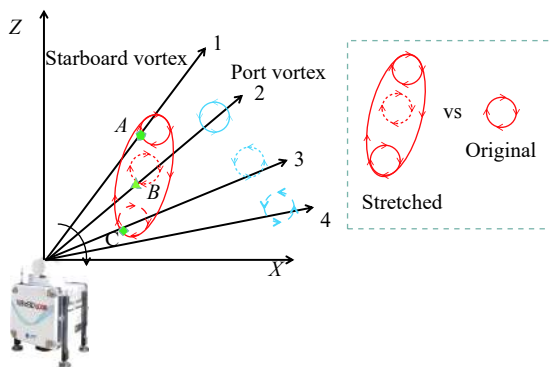


图 7 尾涡拉伸现象说明

Fig.7 Explanation of wake vortex stretching phenomenon

平方向距离分辨率为 14 m。受激光雷达体积平均效应的影响,在扫描经过尾涡的短时间内(如 2 s),只有当尾涡水平移动速度大于 7 m/s 时才会对 D_R 曲线的变化趋势产生明显干扰。因此尾涡在水平方向上的定位误差可以忽略,应主要考虑尾涡在垂直方向上移动的影响。

此时速度校正模型可简化为垂直方向上尾涡移动的校正。尾涡在垂直方向上的移动主要受尾涡互诱导作用和垂直风的影响,且后者可视为定值。当只考虑尾涡互诱导作用的影响,在右涡影响下左涡的下降速度可用公式(4)表征。式中: Γ_R 表示右涡环量大小; b 表示涡核间隔。当尾涡涡核的高度小于 1.5 倍的初始涡核间隔时,在尾涡的计算中应考虑近地面效应的影响。近地面效应的影响可视为与真实涡旋关于地面镜像对称的虚拟尾涡产生的影响^[7]。此时,尾涡的下降速度 V_{down} 得以求解。

$$V_{down_R2L} = \frac{\Gamma_R}{2\pi b} \quad (4)$$

假设尾涡在扫描过程中不发生衰减与形变,只有尾涡位置发生改变,则可将尾涡的移动视做刚体的移动。取相邻扫描时刻分析(如图 8 所示),在 Time1 时刻, A 点风速为测量信息, B' 与 C' 为未测量点, O_1 为涡核位置。在 Time2 时刻, B 点风速为测量信息, A' 与 C' 表示此刻未测量点, O_2 为此时涡核位置。当 $\vec{O_1O_2} = 0$ 时(尾涡未移动),对 Time2 时刻而言, A' 点风速已知(A 点风速于 Time1 时刻测量),且不存在拉伸

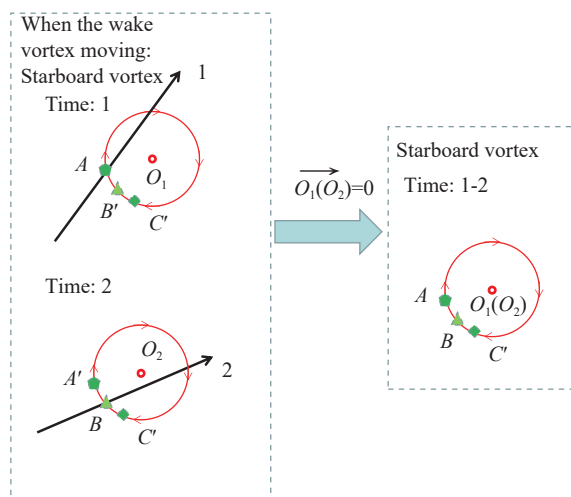


图 8 速度校正模型原理说明

Fig.8 Principle of speed correction model

现象。

当尾涡移动时,由于 $\vec{B}'\vec{B}-\vec{O}'\vec{O}=0$,因此只需计算尾涡的下降高度,便可实现 B' 位置的求解。将实测点 B 的风速信息视为 B' 点风速信息,便可消除尾涡移动的影响。速度校正模型可用公式(5)表述,式中 D 表示测量点位置; D' 表示校正后的位置。文中通过计算 Δt 时间内尾涡的移动,以实现 D' 位置的求解,即通过对尾涡速度分布校正,进而实现环量结果的校正。

$$\vec{D}'\vec{D}-V_{\text{down}}\Delta t=0 \quad (5)$$

当飞机打开扰流板等用于减小尾涡初始强度或加快尾涡耗散的装置,尾涡会发生扭曲变形。湍流、温度分层、尾涡的互诱导作用等也会造成尾涡的扭曲变形。此时采用尾流速度模型直接求解环量信息会导致求解结果的偏差较大。在测量中,部分数据点还存在缺失的现象。此时可利用B-H模型校正^[8]。

B-H模型校正的过程如下:公式(6)为B-H模型求解切向速度的计算公式。

$$V_t(R)=\frac{\Gamma_0}{2\pi R}\frac{R^2}{R^2+r_c^2} \quad (6)$$

式中: r_c 为涡核半径,单位为m; Γ_0 为尾涡环量,单位为 m^2/s ; R 为距离尾涡涡核中心的距离,单位为m。

而后由给定半径下的环量计算公式(2)可推导出公式(7):

$$V_t(R)=\frac{\Gamma(R)}{2\pi R} \quad (7)$$

最后结合公式(6)与(7),便可得到公式(8):

$$1/\Gamma(R)=(r_c^2/\Gamma_0)\times(1/R^2)+1/\Gamma_0 \quad (8)$$

式中: $\Gamma(R)$ 为距涡核中心 R_m 处的环量值,该值由实测数据得到。由于 R 和与之对应的 $\Gamma(R)$ 已知,可对公式(8)进行线性拟合,且式中 Γ_0 为拟合得到的尾涡环量值, r_c 为拟合得到的尾涡涡核半径。

对公式(8)分析,由于 $1/R^2$ 表示距离平方的倒数,该值将随距离的增加而快速减小。当 $R>4\text{ m}$, $1/R^2$ 为一小量,该项可近似忽略,从而 Γ_0 可认为由 $\Gamma(R)$ 拟合得到。当 $R<4\text{ m}$, $1/R^2$ 项不可忽略,且该项系数由拟合结果决定。因近涡核处存在测量不准确的现象,此时 r_c 的拟合结果会存在较大偏差,从而引入干扰。因此拟合过程中, $R<4\text{ m}$ 的点不应采用。

2 系统介绍与实验设置

实验采用中国海洋大学与青岛镭测创芯科技有限公司联合研制的Wind 3 D6000三维扫描型相干多普勒测风激光雷达,其主要技术指标如表2所示。

表 2 三维扫描型相干多普勒测风激光雷达主要技术指标

Tab.2 Main technical indexes of 3D scanning coherent Doppler lidar

Parameter	Technical parameter	Parameter	Technical parameter
Wavelength/ μm	1.55	Speed range/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	± 37.5
Sampling frequency/GHz	1	Speed accuracy/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	≤ 0.1
Pulse repetition frequency/kHz	10	Scanning servo accuracy/ $^\circ$	0.1
Pulse energy/ μJ	150	Scanning speed/ $^\circ\cdot\text{s}^{-1}$	1-50
Pulse width/ns	100-400	Data refresh rate/Hz	1-10
Radial detection range/m	45-6 000	Power/W	< 300
Radial distance resolution/m	15-60	Weight/kg	< 90

该设备采用人眼安全波长,通过探测气溶胶的Mie散射信号,在平衡探测器中与本振光拍频后获得多普勒频移,并经过模/数转换和快速傅里叶变换后获得距离分辨率的频谱信号,从而实现对径向风速的测量^[17]。采用该设备进行尾涡观测实验将有利于

保障实验的顺利开展。

尾涡观测实验于2018年8月25日至同年9月20日在成都双流国际机场开展。实验的现场观测图与观测方案示意图见图9。该次实验采用(Range Height Indicator, RHI)扫描方式,方位角固定为 90° ,设

备扫描速度为 $1^\circ/\text{s}$, 扫描俯仰角范围为 $0^\circ\sim 10^\circ$, 完成一次扫描所需时间约为 10 s, 扫描俯仰角分辨率约为 0.2° . 根据飞机标准着落角度 (3°), 飞机着落阶段对应扫描片段处的高度为 55.5 m, 满足尾涡近地面阶段的探测范围要求。

片段为该机型对应尾涡的首个探测片段。由尾涡在径向风速图中的速度分量特征和在频谱宽度图中的高谱宽特征, 可初步判断该次扫描中存在尾涡, 且高度约为 50 m, 符合 2.3 节中尾涡初始高度的评估。图中点线框范围内存在展宽效应增强现象, 这会对尾涡的位置识别产生干扰。

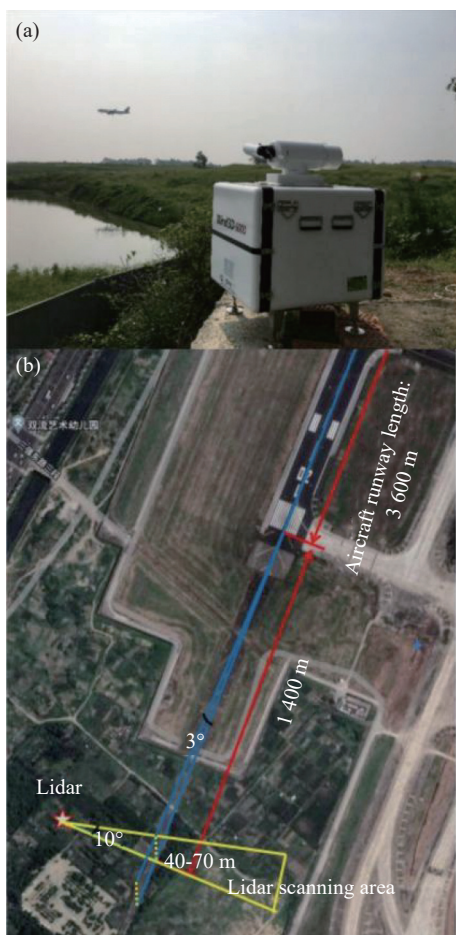


图 9 (a) 成都双流国际机场现场观测图; (b) 观测方案示意图

Fig.9 (a) Site observation of Chengdu Shuangliu International Airport; (b) Observation scheme diagram

3 数据验证

为实现文中方法的验证, 从两方面展开工作: 一是借用观测案例对文中方法进行验证; 二是从统计的角度出发, 对文中方法的性能进行评估。

3.1 飞机尾涡涡核定位优化方法验证

以存在干扰的观测片段 (图 10) 对尾涡位置识别优化方法进行验证, 其中图 10(a) 为径向风速图, 图 10(b) 为频谱宽度图。由飞机航班时刻表显示, 2018 年 9 月 7 日 12:25 有航班降落, 机型为 A321。该

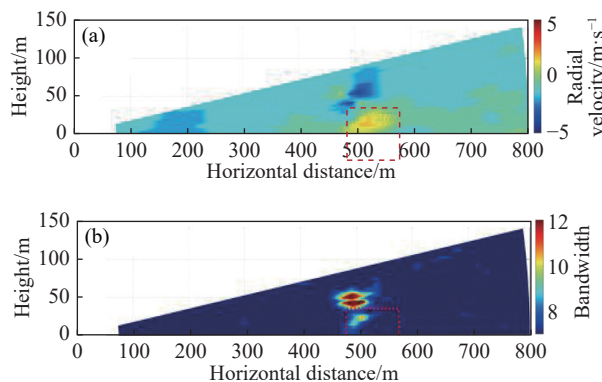


图 10 观测结果图。(a) 径向风速图; (b) 频谱宽度图

Fig.10 The diagram of observation results. (a) Radial wind speed diagram; (b) Spectrum width diagram

在涡核径向距离的求解中, 当在扫描区间 ($0^\circ\sim 10^\circ$) 内采用径向速度法 (距离库内最大最小径向风速之差与雷达距离的变化曲线) 分析, 结果如图 11(a) 中虚线所示。此时只有一个明显峰值点。采用快速识别法 (D_R 与雷达距离的变化曲线) 对该片段分析, 结果如图 11(c) 中虚线所示。此时亦只有一个明显峰值点。两种方法皆不能利用双峰结构特征对尾涡涡核位置求解。此时采用区域聚焦的方法可减少干扰的引入。区域聚焦后的径向风速图与频谱宽度图如图 12 所示, 其中虚线框范围对应尾涡所在区域。

此时扫描区间为 $0^\circ\sim 10^\circ$ (图 10), 对应聚焦区间为 $4^\circ\sim 7^\circ$ (图 12)。对两区间内频谱宽度最大值随雷达距离的变化曲线分析, 结果如图 11(b) 所示。图中实线对应聚焦区间, 虚线对应扫描区间。两曲线大小与变化趋势相近, 这表明区域聚焦保留了尾涡的大部分特征信息。

在聚焦区间内对尾涡涡核径向距离求解, 结果如图 11(c) 中实线所示。图中曲线具有三个明显峰值, 其与如下因素有关: 由于此时左右涡相距较近, 受激光雷达体积平均效应的影响, 无法在频谱宽度图中对左右涡区分, 使得图 11(b) 中频谱宽度最大值出现在

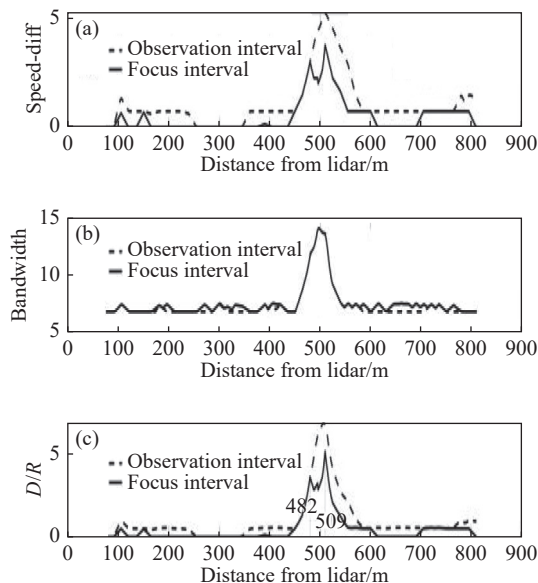


图 11 尾涡径向位置求解。(a) 径向风速法; (b) 频谱宽度最大值随雷达距离的变化曲线; (c) 快速识别方法

Fig.11 Radial distance solution of wake vortex. (a) Radial wind speed method; (b) Variation curve of the maximum spectral width with the lidar distance; (c) Fast identification method

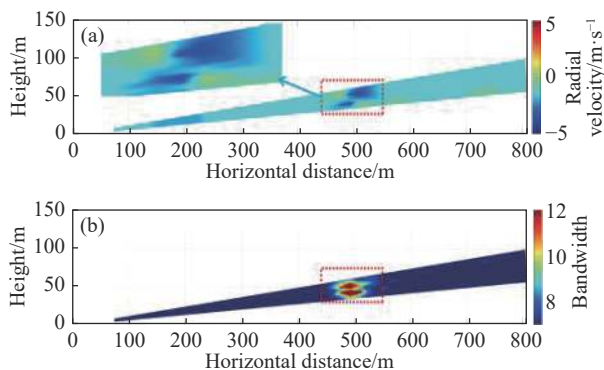


图 12 区域聚焦结果图。(a) 径向风速图; (b) 频谱宽度图

Fig.12 Regional focus result diagram. (a) Radial wind speed diagram; (b) Spectrum width diagram

两涡中心位置附近。且右涡(顺风涡)在横风作用下的衰减相比左涡(逆风涡)更加缓慢,这会导致右涡相比左涡强度更高,而此时两涡相距较近,在两涡接触处会产生更复杂的相互作用。这些共同导致了多峰值情况的发生。此时需要利用尾涡的旋转特征提取。最终左右涡核径向距离的求解结果为 482 m 和 509 m, 涡核间隔近似为 27 m。由文献 [19] 中尾涡初始涡核间隔的计算公式可知,该机型的理论初始涡核间隔为 26.8 m, 求解结果与理论值接近。

在聚焦区域内对尾涡涡核的仰角信息求解,结果如图 13 所示。算法识别得到的涡核仰角信息,即速度包络线上的最大速度及最小速度对应的仰角的均值,其分别为 5.52° 和 4.82°。将识别位置在径向风速图和频谱宽度图中标记,结果如图 14 所示。由此可验证尾涡涡核位置的求解结果可信,且精度较高。

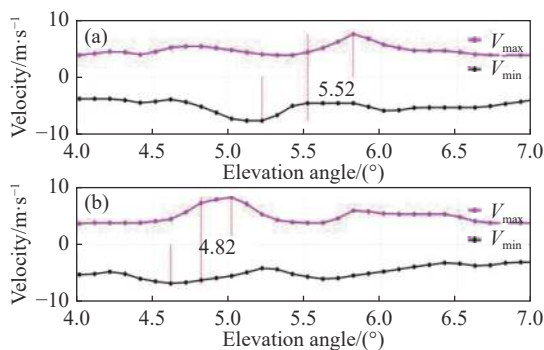


图 13 最大(最小)速度包络线。(a) 左涡核所在距离库; (b) 右涡核所在距离库

Fig.13 The maximum (minimum) velocity envelope. (a) Left vortex core distance library; (b) Right vortex core distance library

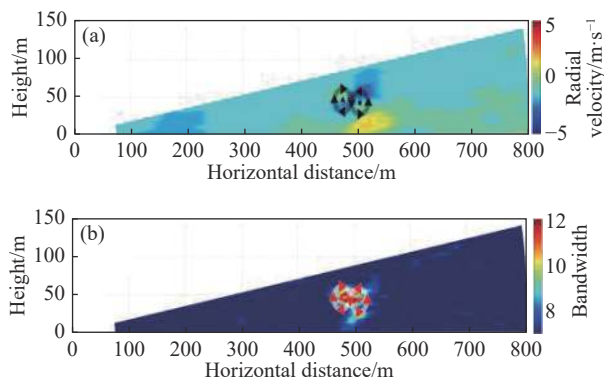


图 14 尾涡位置识别结果。(a) 径向风速图; (b) 频谱宽度图

Fig.14 The identification results of the wake vortex position. (a) Radial wind speed diagram; (b) Spectrum width diagram

3.2 飞机尾涡强度计算校正方法验证

当尾涡强度较低时,尾涡互诱导作用较弱,尾涡的下降速度较慢,尾涡拉伸或压缩现象不明显,校正效果不明显。为凸显校正效果,利用成都双流国际机场 2018 年 9 月 7 日 4:19 的探测数据对文中环量校正方法验证。该片段为 A332 机型对应尾涡的首个探测片段。由文献 [19] 中尾涡初始环量的计算公式可知,尾涡的理论初始环量值为 424 m²/s。

在测量中,激光雷达以逆时针方向扫描,此时尾涡呈现被压缩的状态,环量计算结果值应偏小。实际测量结果如图 15 中红色圆形散点所示。此时环量计算平均值为 305 m²/s。采用快速识别方法对测量结果校正,结果如图 15 中蓝色菱形散点所示。此时环量计算平均值为 332 m²/s。采用文中方法校正,结果如图 15 中绿色三角形散点所示。此时环量计算平均值为 380 m²/s。对比两种校正方法的计算结果,可发现文中方法的校正结果与 B-H 模型的一致程度更高,计算结果与理论预估值更接近,验证了文中方法的可行性。校正后结果仍小于理论值,推测导致该现象的原因如下:

- 1) 尾涡已开始耗散。
 - 2) 飞机实际重量低于理论值,且天气条件、飞行速度等与理论值间存在差异。
 - 3) 尾涡呈被压缩的状态,部分风速信息存在缺失。
- 而后采用速度校正后的结果作为拟合数据源,利用 B-H 模型拟合校正,其结果如图 16 所示。图中实

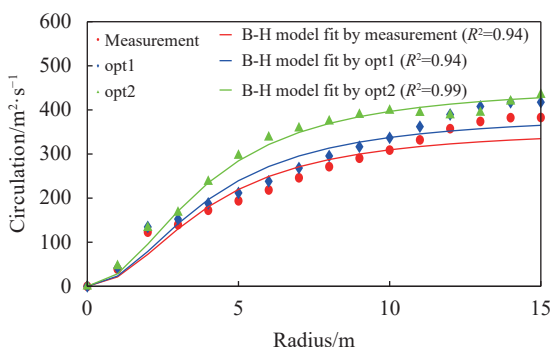


图 15 环量校正结果及对应 B-H 模型拟合

Fig.15 Circulation correction results and corresponding B-H model fitting

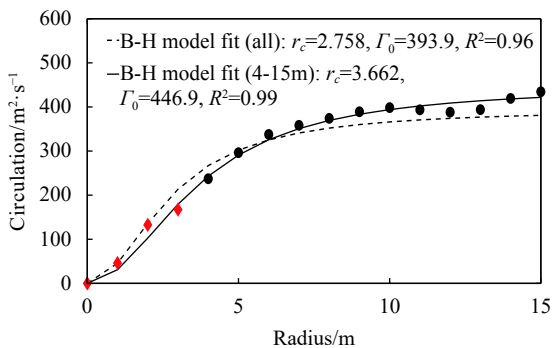


图 16 B-H 模型拟合

Fig.16 B-H model fitting

线为 $R>4\text{ m}$ 的点参与拟合,点线为 $R>0\text{ m}$ 的点参与拟合。而 R^2 的计算将包含所有点。由图可知,当剔除 $R<4\text{ m}$ 的点后, R^2 将有所提升,拟合效果更好。拟合得到的尾涡环量值 (446.9 m²/s) 略大于理论计算环量值 (424 m²/s), 推测导致该现象的原因如下: 采用 5~15 m 的环量平均值可能导致环量的过大估计,但这有利于尾涡安全间隔标准的制定^[18]。

3.3 飞机尾涡探测与识别方法性能分析

利用成都双流国际机场 2018 年 9 月 7 日全天的观测数据对优化方法检验。该天的机型信息如图 17 所示, 该天共 440 航次, 包含 RECAT 机型分类中的 B 类机型到 D 类机型。优化算法从正确识别率、漏报率与虚警率三个方面出发, 与快速识别方法比对。其中正确识别指能够正确识别尾涡的有无及其位置信息; 漏报指将有尾涡片段识别为无尾涡片段; 虚警指将无尾涡片段识别为有尾涡片段。

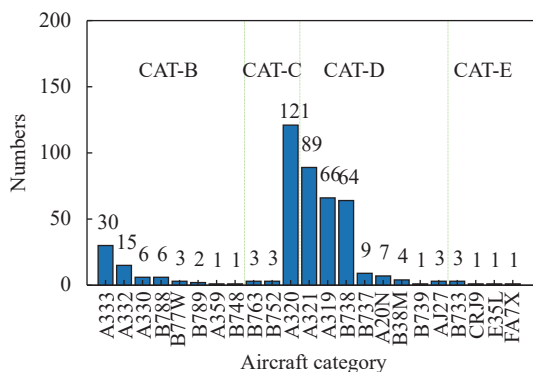


图 17 2018 年 9 月 7 日成都双流机场航班机型信息

Fig.17 Chengdu Shuangliu Airport Flight Information (2018.09.07)

对识别情况统计,结果如图 18 所示。该天共含 5397 个扫描片段,其中有尾涡片段 2119 个,无尾涡片段 3278 个。快速识别方法的正确识别片段数为 1961 个,文中方法的正确识别片段数为 2019 个,正确识别率从 92.5% 上升至 95.3%。快速识别方法的漏报片段数为 149 个,文中方法的漏报片段数为 93 个,漏报率由 7% 下降至 4.3%。快速识别方法的虚警片段数为 1128 个,文中方法的虚警片段数为 2 个,虚警率由 20.9% 下降至 0.04%。

对文中方法的漏报情况与虚警情况分析,结果如表 3 所示。其中漏报主要由尾涡的耗散引起。当背景湍流较强而尾涡强度相对较低时,尾涡的识别率下

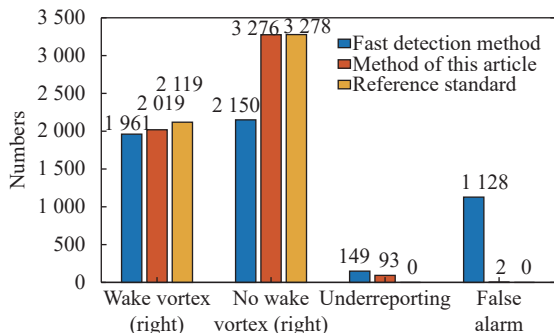


图 18 优化前后方法结果统计对比图

Fig.18 Statistical comparison chart of method results before and after optimization

降。左右涡的不对称耗散以及左涡(右涡)不在测量范围内的情形也是导致漏报的主要原因。虚警主要由数据异常引起。快速识别方法的虚警率偏高,其主要原因是受环境因素的干扰,如由地形环境所卷起的湍流场的干扰。当引入尾涡的旋转特征并对求解结果验证后,虚警率偏高的情况可得到有效控制。对比两种方法的识别结果,文中方法的正确识别率提升了2.8%,漏报率下降了2.7%,而虚警率下降了20.86%。文中方法能有效提升尾涡的识别概率并明显降低尾涡识别的虚警率。

表 3 未正常识别原因分析

Tab.3 Cause analysis of abnormal identification

Error type	Cause	Concrete analysis
Misreporting (93 cases)	Dissipation Low strength (18 cases) Unpaired (34 cases)	Radial velocity component of wake vortex is close to background wind speed There is only one vortex in the scanning range
	Interference Low strength (31 cases) Crosswind interference (1 cases)	Tangential velocity is close to background wind speed Due to cross wind interference, the maximum (minimum) radial velocity found is independent of the wake vortex, and the characteristics of the wake vortex rotation are not correctly identified
	Interference Ground interference (2 cases) Occlusion (3 cases) Wake vortex distortion (3 cases)	Due to the decrease of wind speed at the ground, the maximum (minimum) radial wind speed is not related to the wake vortex, and the characteristics of wake vortex rotation are not correctly identified Covered by aircraft, wake vortex feature destroyed, recognition failed Failed secondary verification
False alarm (2 cases)	Wind speed data anomalies (1 case) Data anomalies (2 cases)	Abnormal data at wake vortex position, resulting in failure to distinguish properly Existence of similar wake vortex structure by interpolation of some abnormal data

4 总结与展望

飞机尾涡位置的精准识别是动态缩减飞行安全间隔的基础。目前文献算法已实现了基于相干多普勒脉冲激光雷达的尾涡涡核位置提取与强度计算。然而,现有算法在近地面环境下仍存在涡核特征提取不准,环量误差偏大等问题。针对上述问题,文中在快速识别方法的基础上优化,并利用成都双流国际机场的观测数据对优化算法验证分析,获得的主要结论如下:

1) 针对由地形环境引起的风场干扰,文中通过区

域聚焦方法可有效提升尾涡的识别率。而后,文中通过结合尾涡的旋转特征,添加验证条件,从而减少误识别与虚警情形的发生。最终,文中方法与快速识别方法比对,结果表明:文中方法正确识别率提高了2.8%,漏报率下降了2.7%,虚警率下降了20.86%。

2) 针对扫描中尾涡移动引起的尾涡被拉伸或被压缩现象,文中通过计算尾涡的位移,进而对尾涡的速度分布进行校正,最终实现尾涡环量的校正。经验证,文中方法的校正结果与理论计算结果接近,且速度分布与B-H模型的拟合程度较高。

3) 为减小B-H模型拟合过程中的误差引入,文中

通过对拟合流程剖析,论证了剔除距涡核中心 4 m 以内的点对于环量反演的可行性。结果表明,在剔除距涡核中心 4 m 以内的点参与拟合后, R^2 由 0.96 上升至 0.99。

经验证,文中优化方法在近地面条件下的识别精度有显著提升。由于机场真实大气和地形环境的复杂性,方法仍会有少量的误识别、虚警与漏报情况的发生。文中提出的环量校正方法主要聚焦于由尾涡的拉伸或压缩现象所引起的环量计算问题,未来还需考虑测量分辨率、体积平均效应等系统因素所造成的环量偏差。此外,引入更先进的风场反演方法^[20],并与机器学习方法相结合,这将有利于实现尾涡的精准测量与预测。继续优化算法的性能,这将有利于激光雷达在机场安全、飞机设计、空中加油、舰机着落等场景中的应用,为智能航空的实现提供可靠的数据支撑。

参考文献:

- [1] Holzäpfel F, Reinke A, Kauertz S, et al. Aircraft wake vortex state-of-the-art & research needs [EB/OL]. [2023-06-02]. <https://elib.dlr.de/99428/>.
- [2] Xu Wenjing, Xian Jinhong, Sun Dongsong. Polarization lidar system for smoke and dust monitoring and experimental research [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2023, 52(3): 20220508. (in Chinese)
- [3] Frehlich R, Sharman R. Maximum likelihood estimates of vortex parameters from simulated coherent Doppler lidar data [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2005, 22(2): 117-130.
- [4] Gao H, Li J, 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.
- [5] Wassaf H, Burnham D, Wang F. Wake vortex tangential velocity adaptive spectral (TVAS) algorithm for pulsed lidar systems [C]//16th Coherent Laser Radar Conference, Long Beach, CA, 2011.
- [6] Smalikhov 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.
- [7] Li J, Shen C, Gao H, et al. Path integration (PI) method for the parameter-retrieval of aircraft wake vortex by Lidar [J]. *Optics Express*, 2020, 28(3): 4286-4306.
- [8] Wu S, Zhai X, Liu B. Aircraft wake vortex and turbulence measurement under near-ground effect using coherent Doppler lidar [J]. *Optics Express*, 2019, 27(2): 1142-1163.
- [9] Pan W, Yin H, Leng Y, et al. Recognition of aircraft wake vortex based on random forest [J]. *IEEE Access*, 2022, 10: 8916-8923.
- [10] Wartha N, Stephan A, Rotshteyn G, et al. Investigating artificial neural networks for detecting aircraft wake vortices in lidar measurements[C]//ODAS 2022-22nd Onera-DLR Aerospace Symposium, 2022.
- [11] Asmuth H, Korb H. WakeNet 0.1-A simple three-dimensional wake model based on convolutional neural networks[C]//Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2022, 2265(2): 022066.
- [12] Ramsey D, Nguyen C. Characterizing aircraft wake vortices with ground-based pulsed coherent lidar: effects of vortex circulation strength and lidar signal-to-noise ratio on the spectral signature [C]//3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference, 2011: 3198.
- [13] Switzer G, Proctor F, Ahmad N, et al. An improved wake vortex tracking algorithm for multiple aircraft [C]//AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 2010: 7993.
- [14] Shen C, Li J, Zhang F, et al. Two-step locating method for aircraft wake vortices based on Gabor filter and velocity range distribution [J]. *IET Radar, Sonar & Navigation*, 2020, 14(12): 1958-1967.
- [15] Holzäpfel F. Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(2): 323-331.
- [16] Ahmad N N, Proctor F. Review of idealized aircraft wake vortex models[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014: 0927.
- [17] Wang Xiaoye, Wu Songhua, Liu Xiaoying, et al. Observation of aircraft wake vortex based on coherent Doppler lidar [J]. *Acta Optica Sinica*, 2021, 41(9): 0901001. (in Chinese)
- [18] 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.
- [19] Gu Runping, Xu Xiaohao, Wei Zhiqiang. Research on ground effect for wake vortex decay [J]. *Journal of Civil Aviation University of China*, 2009, 27(3): 1-3. (in Chinese)
- [20] Feng Changzhong, Wu Songhua, Huang Haiguang, et al. Technique of wind field detection based on single Doppler lidar with gradient descent VAD method [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(11): 1106006. (in Chinese)

Optimization of aircraft wake vortex inversion algorithm near ground based on Doppler lidar

Zhang Rongchuan¹, Wang Xiaoye¹, Zhang Hongwei^{1,2,3*}, Liu Xiaoying¹, Wang Xitao⁴,
Qin Shengguang⁴, Yin Jiaping⁴, Wang Qichao¹, Wu Songhua^{1,3}

(1. College of Marine Technology, Faculty of Information Science and Engineering, Ocean University of China, Qingdao 266100, China;

2. Key Laboratory of Space Laser Information Transmission and Detection Technology, Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China;

3. Laboratory for Regional Oceanography and Numerical Modeling, Laoshan Laboratory, Qingdao 266237, China;

4. Qingdao Leice Transient Technology Co., Ltd, Qingdao 266100, China)

Abstract:

Objective Aircraft is one of the most important inventions in the early 20th century, which gave birth to the development of air transport industry and changed the transportation, economy, production and daily life of human beings. Subsequently, aviation safety issues have gradually become the focus of attention. The emergence of heavy aircraft, especially the emergence of B747-100, makes the aviation safety problems caused by aircraft wake vortex can not be ignored. Accurate identification of the position of the aircraft wake vortex core is the basis for dynamically reducing the wake vortex spacing. At present, the vortex core position extraction and vortex intensity evaluation based on coherent Doppler pulse lidar observation data have been realized with the algorithm. However, the interference of the background wind field and the need for calculation speed are major technical difficulties for the application of the existing wake vortex identification algorithm. In order to further improve the environmental adaptability and calculation accuracy of the wake vortex identification algorithm, this paper conducts corresponding research.

Methods Aiming at the requirement of near real-time output of lidar wake vortex detection results and the problem of inaccurate vortex core positioning in the near-ground environment of existing algorithms, this paper optimizes the previous identification methods. By referring to the tangential velocity method and the concept of ROI (Regions Of Interest), the region is focused to reduce the introduction of interference. By referring to the radial wind speed method, the rotation characteristics of the wake vortex are introduced into the solution to improve the anti-interference ability of the algorithm. By referring to the fast identification method, the spectral width information is combined with the radial wind speed information to improve the accuracy of the vortex core location. The path integral method is used to reduce the influence of ground effect on the solution results. By referring to the optimization method, the verification conditions of the solution results are set up to improve the reliability of the solution results. Aiming at the problem that the deviation of some circulation calculation results in lidar wake vortex detection is too large, this paper optimizes from two aspects. First, for the circulation calculation deviation caused by the movement of the wake vortex during the scanning process, this paper proposes a new correction method, that is, the displacement of the wake vortex is calculated to correct the velocity distribution of the wake vortex, and then the circulation of the wake vortex is corrected; Secondly, the error sources in the correction process of the idealized aircraft wake vortex model are analyzed to reduce the introduction of errors in the fitting process.

Results and Discussions The calculation time of this method on the standard personal computer is usually less

than 2 s, and it is verified by the observation data of Chengdu Shuangliu International Airport. Compared with the fast recognition method, the correct recognition rate of this method is increased by 2.8%, the false negative rate is decreased by 2.7%, and the false alarm rate is decreased by 20.86% (Fig.18). When the wake vortex interaction is strong, the consistency between the circulation correction method and the B-H model is stronger than that of the fast identification method, which is closer to the calculation results of the circulation theory (Fig.15). At the same time, this paper verifies that the introduction of near vortex core data will increase the correction error in the B-H model fitting process (Fig.16).

Conclusions It has been verified that the optimization method proposed in this paper has significantly improved the recognition accuracy under near-ground conditions. Due to the complexity of the real atmosphere and terrain environment of the airport, the method still has a small amount of false identification, false alarm and missing report (Tab.3). The circulation correction method proposed in this paper mainly focuses on the circulation calculation problem caused by the stretching or compression of the wake vortex. In the future, it is necessary to consider the circulation deviation caused by system factors such as measurement resolution and volume averaging effect. NASA is also planning to quantify these errors to improve the ability of lidar to measure wake vortex intensity. Continuing to optimize the performance of the algorithm will be conducive to the application of lidar in airport security, aircraft design, air refueling, ship landing and other scenarios, and provide reliable data support for the realization of intelligent aviation.

Key words: atmospheric optics; aircraft wake vortex; lidar; aviation safety; fast identification

Funding projects: National Natural Science Foundation of China (42106182, 61975191, 41905022); Shandong Natural Science Foundation Youth Project (ZR2021QD052)