

文章编号:1001-5078(2026)02-0211-09

· 激光应用技术 ·

基于激光雷达的飞机尾涡反演方法改进研究

魏志强, 杨宪康

(中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300)

摘要:针对激光雷达径向分辨率偏大、致使尾涡反演精度偏低的问题。通过三次插值和三次样条插值在激光雷达距离门之间按照密度1、2、4、8 m对尾涡径向风场进行插值,并使用梯度法反演涡核位置;然后对梯度法进行改进,在各个距离门的梯度绝对值最大值之间使用三次插值和三次样条插值按照密度1、2、4、8 m进行插值。最后提出了基于三次样条插值的分辨率提升方法,通过改进梯度法提高了涡核识别准确度。研究表明,三次样条插值较三次插值对尾涡数据吻合程度更高;在算例中,三次插值涡核位置最高修正率为20%~35%,三次样条插值涡核位置最高修正率为39%~71%;比较尾涡径向风场插值算法和改进梯度法识别涡核的效率,改进梯度法较尾涡径向风场插值算法所用时间提高了82%。

关键词:尾涡参数反演;涡核位置估算;激光雷达;飞机尾流;尾涡流场仿真

中图分类号:V328;TN249 **文献标识码:**A **DOI:**10.3969/j.issn.1001-5078.2026.02.009

Improved LiDAR-based aircraft wake vortex retrieval methods

WEI Zhi-qiang, YANG Xian-kang

(School of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract:To address the issue of low wake vortex retrieval accuracy caused by the large radial resolution of lidar, cubic interpolation and cubic spline interpolation are applied to interpolate the radial wind field of wake vortices between lidar range gates at densities of 1, 2, 4, and 8 meters. And the gradient method is then used to invert the vortex core positions. Subsequently, the gradient method is improved by applying cubic interpolation and cubic spline interpolation between the maximum absolute gradient values across range gates at the same densities (1, 2, 4, 8 meters). Finally, a resolution enhancement method based on cubic spline interpolation is proposed to improve vortex core identification accuracy through the enhanced gradient method. Studies demonstrate that cubic spline interpolation achieves better consistency with wake vortex data compared to cubic interpolation. In numerical cases, the maximum correction rates for vortex core positions reach 20%~35% using cubic interpolation and 39%~71% using cubic spline interpolation. When comparing the efficiency of the wake vortex radial wind field interpolation algorithm and the improved gradient method in identifying vortex cores, the time consumption of the improved gradient method is reduced by 82% compared to the interpolation algorithm.

Keywords:wake vortex parameter retrieval; vortex core position estimation; LiDAR; aircraft wake; wake vortex flow field simulation

1 引言

现行尾流间隔在确保安全的前提下限制了机场容量提升空间^[1]。近年来,激光雷达凭借其高空空

分辨率、非接触式测量和抗电磁等优势,逐渐成为尾流探测和涡核位置反演的主要技术手段^[2-3]。当前国际上对于激光雷达探测尾流方面的研究主要有:

基金项目:国家自然科学基金项目(No. U2133210);中央高校基本科研业务费项目(No. 3122017067);天津市科技计划项目(No. 23JCZDJC00580)资助。

作者简介:魏志强(1979-),男,硕士,教授,主要从事尾流安全间隔与飞机性能的研究。E-mail:weizhiqia@sina.com

通讯作者:杨宪康(2002-),男,硕士研究生,主要从事激光雷达与尾流安全间隔的研究。E-mail:yxk0317@163.com

收稿日期:2025-05-08

Harris M 等人^[4]利用风洞和激光雷达两种不同的方式对尾流进行探测,验证了两种技术的互补性。ConstantG 等人^[5]采用 10.6 μm 激光雷达探测在低信噪比情况下的尾流,证明了多普勒频谱的形式与尾流理论模型有着较好的一致性。Penkin S M 等人^[6]利用 1.25 μm 相干多普勒激光雷达对不同机型产生的尾流进行测量,分析了激光雷达测量飞机尾流时的特性。Banakh V 等人^[7]在激光雷达数据中开发了“流线”测量方法对飞机尾流进行测量,并在机场上空进行实验,证明了该方法的可行性。Smalikho I N 等人^[8]通过对流线激光雷达和 2 μm 脉冲相干多普勒激光雷达(PCDL)的运行进行数值模拟,根据托木斯克机场和慕尼黑机场的激光雷达测量值对速度包络法和径向速度(RV)方法进行比较,最终确定了 RV 方法的适用范围。Niklas W 等人^[9]摒弃了 RV 方法确定涡核位置与强度,改用卷积神经网络对激光雷达探测数据进行处理,以此估计尾流特征参数。虽然上述研究实现了运用激光雷达对尾流特征参数进行探测,但是忽略了激光雷达自身分辨率较低的问题,难以实现高精度的尾流探测。

国内对激光雷达探测飞机尾流方面也进行了大量的研究,沈淳等人^[10]利用风场非线性变化,设计了基于无迹卡尔曼滤波的数据同化模型,对激光雷达探测到的尾流数据进行修正,获得了更为准确的尾流预测行为。潘卫军等人^[11]结合 Hallock-Burnham 速度模型和多普勒激光雷达特性,建立了 k 最临近模型,提升了在非均匀风场下对尾流的识别度。谷润平等人^[12]通过对不同高度和强度的尾流进行分析,提出了涡核位置反演算法的极大一次大值法,相较于极差法和梯度法,提高了涡核位置反演的准确性。张容川等人^[13]通过区域聚焦的方法减少背景风等因素对激光雷达识别尾流的影响,并通过尾流速度校正和理想化尾流模型校正来提升识别精度。魏志强等人^[14]通过激光雷达扫描得到的径向风速,建立 kolmogorov 函数的湍流耗散率估计方法,与尾流消散两阶段法相结合,提高了尾流参数的反演精度。李健兵等人^[15]通过气象条件,将尾流分为晴空尾流和雨雪等天气下的尾流,通过介绍不同气象条件下的尾流特性,制定了激光雷达与微波雷达的联合探测方案。赵丽雅等人^[16]通过在激光雷达数据中提取速度包络,得到尾流径向速度,进而反演尾流涡核位置和环量。虽然上述研究在激光雷达探测飞机尾流方面取得了显著的

进展,但是激光雷达距离门间隔对尾流数据处理而言间隔较大,导致尾流特征参数反演结果存在较大误差,进而影响尾流识别的精度。

针对激光雷达径向分辨率偏大,导致尾流参数反演精度偏低的问题,提出了激光雷达探测数据插值的涡核位置估算方法。通过三次插值和三次样条插值按照不同插值密度对尾流径向风场进行插值加密,进而利用梯度法反演涡核位置;对梯度法进行改进,使用三次插值与三次样条插值按照不同插值密度对激光雷达距离门上的梯度绝对值最大值进行插值加密,之后对涡核位置进行反演;最终得到提高激光雷达径向分辨率与涡核参数反演精度方法。

2 尾流的激光雷达扫描方法与仿真分析

2.1 尾流的激光雷达探测方法

飞机尾流是飞机产生升力时的副产物,在飞机飞行时,尾流是由于机翼上下表面压力差导致翼尖处的气流从机翼下表面经翼尖流向上表面,形成的一对反向旋转旋涡。尾流形成之后其强度不断衰减,大体可以分为两个阶段(扩散阶段和快速衰减阶段),尾流的扩散和衰减速率受背景风、风切变和湍流等多因素影响。尾流强度由环量 Γ 表示,尾流的初始环量 Γ_0 可以表示为:

$$\Gamma_0 = \frac{mg}{\rho_\infty v_\infty b_0} \quad (1)$$

式中, m 为飞机质量; g 为重力加速度; ρ_∞ 为大气密度; v_∞ 为飞机飞行速度; b_0 为尾流的初始涡核间距,通常取 $\pi B/4$; B 为飞机翼展。

多普勒激光雷达(Doppler lidar)通过向目标区域发射中心频率为 f_0 的脉冲,假定检测的目标区域速度为 v ,则激光雷达波束上的径向速度 $v_r = v \times \cos\alpha$, α 为激光雷达扫描仰角。当激光雷达发射的波束投射到目标时,目标反向散射的光信号中会携带与目标运动速度成线性关系的多普勒频移 f_d :

$$f_d = \frac{2v_r}{\lambda} = \frac{2v\cos\alpha}{c/f_0} \quad (2)$$

式中, λ 为激光雷达发射激光的波长; c 为光速。激光雷达是通过测量多普勒频移来实现对目标速度的测量。

激光雷达探测飞机尾流主要是通过测量大气中的悬浮粒子(如灰尘、水汽)来实现对尾流的测量,并通过斯托克斯数来判断大气中悬浮粒子的状态,斯托克斯数(Stokes number, S_t)可表示为:

$$S_t = \frac{t_s}{t_{flow}} \quad (3)$$

式中, t_s 为粒子松弛时间; t_{flow} 为流体特征时间。

由于大气中悬浮粒子的斯托克斯数远远小于 1, 可认为大气中的悬浮粒子具有弱惯性。因此, 激光雷达探测到目标区域内悬浮粒子的多普勒速度可以表示该区域内尾流和背景风速度, 进而实现对尾流的探测。

2.2 多普勒激光雷达的 RHI (Range-Height Indicator) 扫描方法

由于飞机在起飞或者进近时, 飞机基本上沿跑道中线运行, 如图 1 所示, 因此本文在使用多普勒激光雷达测量飞机尾流时采用 RHI 模式, 即雷达方位角不动, 俯仰式摆动扫描, 对跑道垂直剖面进行扫描, 如图 2 中的方位角 β 垂直于跑道中线。

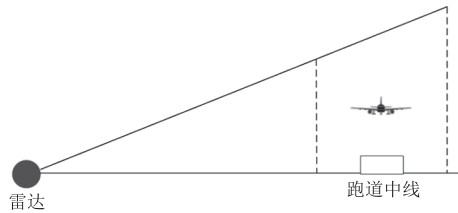


图 1 飞机起飞和进近过程

Fig.1 Take-off and approach process of the aircraft



图 2 RHI 扫描模式

Fig.2 RHI scan mode

2.3 尾涡的径向风速仿真算法

尾涡的常用诱导速度模型通常为 Rankine 速度模型、Hallock-Burnham 速度模型和 Lamb-Oseen 速度模型。由于 Hallock-Burnham 模型结构简单、与尾涡的拟合度较好, 因此, 本文选用 Hallock-Burnham 模型来仿真尾涡的诱导速度。在距离涡核为 r 处的尾涡诱导速度可以表示为:

$$V(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \frac{r^2}{r^2 + r_c^2} \quad (4)$$

式中, Γ 为尾涡环量; r_c 为涡核半径, 通常为 $0.025 \times b$; b 为涡核间距。如图 3 所示为 Hallock-Burnham 模型尾涡截面的切向速度分布。

一般情况下, 尾涡流场中的某一点受到左涡和

右涡共同影响, 为方便计算, 应以激光雷达为原点建立坐标系, 如图 4 所示。

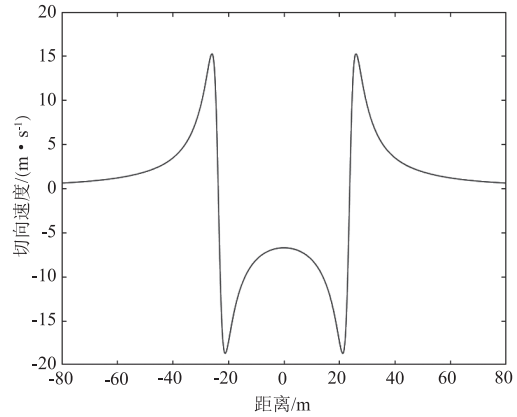


图 3 尾涡截面的切向速度分布

Fig.3 Tangential velocity distribution of the wake vortex cross-section

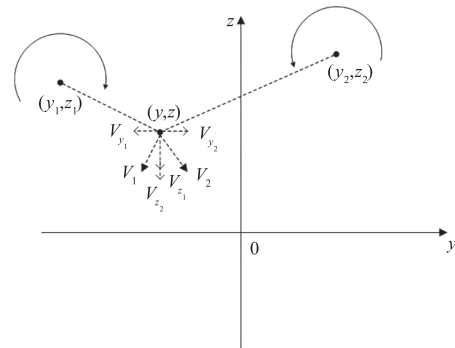


图 4 双涡流场内某点诱导速度

Fig.4 Induced velocity at a certain point in the double eddy current field

以激光雷达为坐标原点, 假设涡核在 YOZ 截面上的坐标分别为 (y_1, z_1) 和 (y_2, z_2) , 左涡环量 Γ_1 和右涡环量 Γ_2 , 方向相反, 运用 Hallock-Burnham 模型, 可以得到尾涡流场内任意一点 (y, z) 在 Y 轴和 Z 轴上的速度分量, 则可以得到尾涡流场内任意一点的径向速度 (V_r), 即

$$V_r = V_y \times \cos(\arctan \frac{z}{y}) + V_z \times \sin(\arctan \frac{z}{y}) \quad (5)$$

其中,

$$V_y = V_{y_1} + V_{y_2} = \frac{\Gamma_1(z - z_1)}{2\pi[(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2 + r_{c1}^2]} + \frac{\Gamma_2(z - z_2)}{2\pi[(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2 + r_{c2}^2]} \quad (6)$$

$$V_z = V_{z_1} + V_{z_2} = \frac{\Gamma_1(y - y_1)}{2\pi[(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2 + r_{c1}^2]} - \frac{\Gamma_2(y - y_2)}{2\pi[(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2 + r_{c2}^2]}$$

$$\frac{\Gamma_2(y - y_2)}{2\pi[(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2 + r_c^2]^{3/2}} \quad (7)$$

从而在激光雷达探测飞机尾流时得到距离门(200 m, 216 m, 232 m, …)上的径向速度。

按照表1中的仿真条件,在Matlab中运用Hallock-Burnham模型对尾涡流场进行仿真。

表1 仿真中的尾涡参数

Tab.1 Wake vortex parameters in the simulation

参数	左涡	右涡
环量/($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	350	400
涡核位置/m	(400, 50)	(475, 50)
涡核间距/m	75	75
涡核半径/m	3.9	3.9
激光雷达距离门/m	200 : 16 : 900	200 : 16 : 900
激光雷达扫描角度/($^\circ$)	0 : 1 : 30	0 : 1 : 30

如图5所示,在Matlab中运用Hallock-Burnham模型和表1中的参数仿真得到在激光雷达探测范围内的尾涡流场。

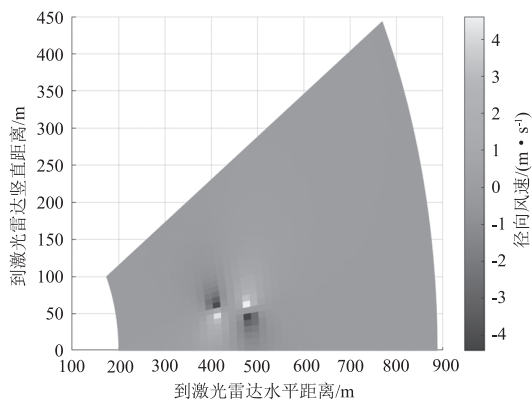


图5 仿真多普勒速度在扫描平面上的分布

Fig.5 Simulating the distribution of Doppler velocity in the scanning plane

3 飞机尾涡特征参数反演算法

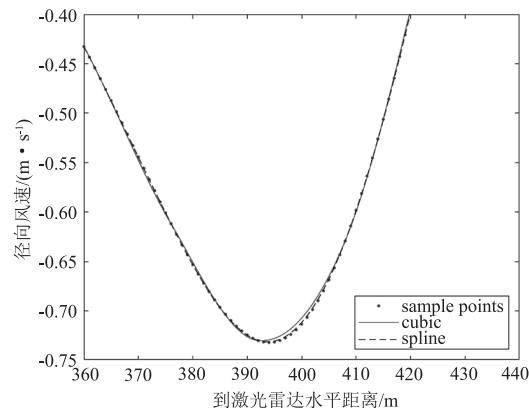
3.1 尾涡的径向风场插值加密算法

由于激光雷达探测飞机尾流时所获得的径向速度为激光雷达距离门上的径向速度,距离门与距离门之间的间隔为16 m,对于探测飞机尾流而言间隔偏大,导致尾流反演精度偏低。因此,为了提高尾流识别精度,本文对尾流径向风速在激光雷达距离门之间进行插值加密处理,以此获得更为精确的尾流数据结构。

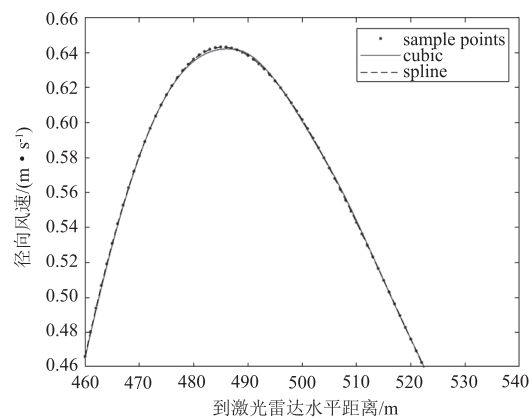
本文采用三次插值方法和三次样条插值方法分别在激光雷达距离门之间按照密度1、2、4、8 m进行插值加密,对比三次插值与三次样条插值在提高尾流识别上的优劣程度。

在图5尾流流场的基础上选取激光雷达任意扫

描角度,查看距离门上尾流径向风速与两种插值方法的吻合程度,其中图例中的sample points为按照激光雷达距离门为1 m间隔仿真得到的尾流径向风速真值,cubic是对16 m间隔的距离门按照密度1 m进行三次插值获得的数据,spline是对16 m间隔的距离门按照密度1 m进行三次样条插值获得的数据,如图6所示。



(a) 左涡插值结果



(b) 右涡插值结果

图6 三次插值与三次样条插值按照密度1 m插值与尾流径向风速真值比较情况

Fig.6 Comparison of cubic interpolation and cubic spline interpolation with the true value of radial wind speed in wake vortex according to the density of 1 m

从图中可以看出,三次插值与三次样条插值在距离涡核较远处效果基本相同,但在距离涡核较近时三次样条插值相较于三次插值对尾流数据的吻合程度更高。

3.2 基于梯度特征的涡核位置估计

根据尾流特性,涡核上下速度方向相反,所以多普勒径向速度在同一距离门上的梯度在靠近左涡核处达到最小值,在靠近右涡核处达到最大值。因此可以根据梯度绝对值最大值所对应的距离门来近似确定涡核的距离和角度,以此来反演涡核位置。

$$D(n,i) = \{V(R_n, \varphi_{i+1})\} - \{V(R_n, \varphi_i)\}, \quad (8)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots$$

式中, $D(n,i)$ 表示在激光雷达中第 n 个距离门上从上向下扫描的第 i 个点的梯度, $\{V(R_n, \varphi_i)\}$ 表示在与激光雷达距离为 R_n , 激光雷达扫描角度为 φ_i 处的径向速度大小。

假设梯度绝对值最大值对应的距离门径向距离为 R_{n_1} 和 R_{n_2} , 激光雷达扫描仰角为 φ_{i_1} 和 φ_{i_2} , 则由梯度法可近似得到左涡和右涡的位置坐标分别为 $(R_{n_1} \cos\varphi_{i_1}, R_{n_1} \sin\varphi_{i_1})$ 和 $(R_{n_2} \cos\varphi_{i_2}, R_{n_2} \sin\varphi_{i_2})$ 。

由于传统激光雷达径向分辨率偏大, 在使用梯度法反演涡核位置时误差较大, 因此本文在运用 Hallock-Burnham 模型计算得出的尾涡径向风速和使用三次插值和三次样条插值按照不同的密度对尾涡径向风速加密处理的基础上, 使用梯度法对尾涡原始径向风速和插值加密后的尾涡径向风速来反演其涡核位置, 查看尾涡径向风场插值加密对提升激光雷达识别飞机尾涡的效果, 同时比较三次插值和三次样条插值对提升激光雷达径向分辨率的效果。

3.3 对比分析

为了验证该算法的可行性, 设计了两组实验条件进行分析, 具体思路如图 7 所示。

首先按照设定的尾涡参数和上文中介绍的 Hallock-Burnham 模型进行仿真, 然后对激光雷达距离

表 3 实验 1 中按照不同插值密度使用三次插值和三次样条插值后涡核位置的反演偏差

Tab. 3 Deviations in retrieved vortex core positions with cubic and cubic spline interpolations under varying interpolation densities of experiment 1

插值密度/m	三次插值		三次样条插值	
	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m
雷达初始距离门距离	4.97	5.62	4.97	5.62
插值密度 1	3.99	4.62	3.02	3.63
插值密度 2	4.97	3.63	3.02	3.63
插值密度 4	4.97	5.62	4.97	1.63
插值密度 8	4.97	5.62	4.97	5.62

表 4 实验 2 中按照不同插值密度使用三次插值和三次样条插值后涡核位置的反演偏差

Tab. 4 Deviations in retrieved vortex core positions with cubic and cubic spline interpolations under varying interpolation densities of experiment 2

插值密度/m	三次插值		三次样条插值	
	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m
雷达初始距离门距离	6.29	6.50	6.29	6.50
插值密度 1	5.33	4.52	4.39	3.54
插值密度 2	4.39	4.52	4.39	4.52
插值密度 4	6.29	6.50	2.65	2.58
插值密度 8	6.29	6.50	6.29	6.50

门上的数据进行插值加密处理, 使用梯度法对原始数据和插值加密后的数据来反演涡核位置, 并与之前设定的尾涡参数进行比较, 以此来检验本算法的可行性。设定的尾涡参数如表 2 所示。

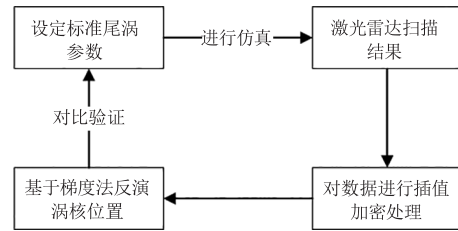


图 7 算法流程图

Fig. 7 Algorithm flowchart

表 2 实验中的尾涡参数

Tab. 2 Wake vortex parameters in the experiment

参数	实验 1	实验 2
左涡涡核坐标/m	(400,50)	(300,60)
右涡涡核坐标/m	(475,50)	(350,50)
左涡环量/($m^2 \cdot s^{-1}$)	350	400
右涡环量/($m^2 \cdot s^{-1}$)	400	400

通过将表 2 中的参数运用 Hallock-Burnham 模型建立激光雷达探测范围内的尾涡速度场, 分别使用三次插值和三次样条插值按照密度 1、2、4、8 m 在激光雷达距离门 16 m 的间隔之间对尾涡径向风速数据进行插值加密, 然后使用梯度法反演涡核位置所得到的结果如表 3、4 所示。

表5 实验1、2 涡核位置最高修正率

Tab.5 Maximum correction rate of vortex core position in experiments 1 and 2

实验	三次插值/%	三次样条插值/%
实验1 左涡位置最高修正率	20	39
实验1 右涡位置最高修正率	35	71
实验2 左涡位置最高修正率	30	58
实验2 右涡位置最高修正率	30	60

通过以上两组实验条件的结果,可以发现,尾涡径向风场插值加密对提高激光雷达径向分辨率和涡核位置反演精度均有一定的效果,通过表5 实验1、2 的涡核位置最高修正率发现三次样条插值方法在提升涡核位置反演精度上要优于三次插值方法。

3.4 背景风的影响

实际的大气环境中情况复杂,尾涡流场并不是存在静止的大气环境中,为了验证尾涡径向风场插值算法在真实大气环境中的尾涡参数反演精度。在表2 参数的基础上加入背景风场来检验算法性能,背景风速为5 m/s。加入背景风后的尾涡流场如图8 和图9 所示。

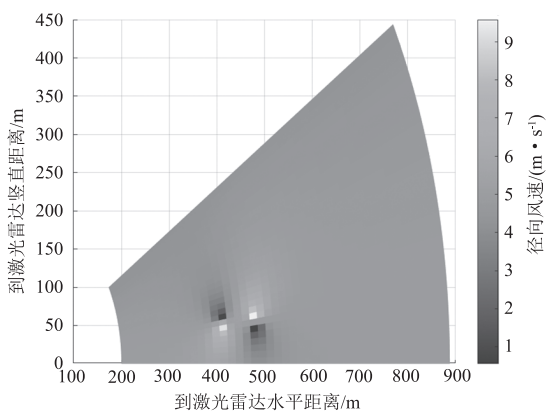


图8 实验1 在均匀背景风下的扫描结果

Fig.8 Scan results of experiment 1 under uniform background wind

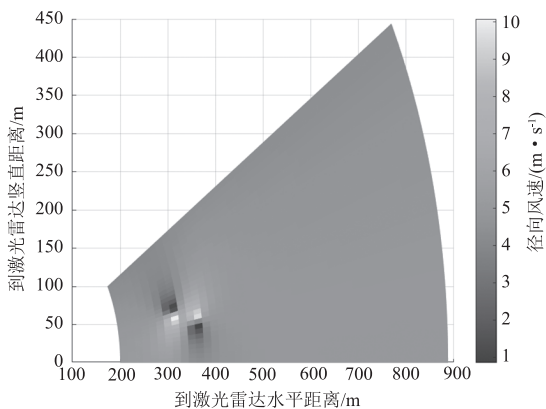


图9 实验2 在均匀背景风下的扫描结果

Fig.9 Scan results of experiment 2 under uniform background wind

由于尾涡附近受尾流影响较大,受背景风影响较小,为了提高对尾涡参数反演精度,现对背景风进行剔除,将激光雷达扫描范围分为尾流区域(靠近尾流)和非尾流区域(远离尾流),其中尾流区域主要受尾流影响较大,非尾流区域由于远离尾流,主要受背景风的影响。现对尾流区域与非尾流区域进行划分,尾流区域与非尾流区域的划分主要是根据表2 中实验1、2 的左右涡的涡核位置来确定,左涡和右涡的涡核水平位置分别表示为(O_L, O_R),则尾流区域的范围为($O_L - \Delta_x, O_R + \Delta_x$),其余部分为非尾流区域,其中 Δ_x 与飞机翼展相当(本文取60 m)。通过求非尾流区域内背景风风速的平均值,在尾流区域内减去背景风风速平均值,即可实现背景风的剔除。剔除背景风后的尾涡流场如图10、11 所示。

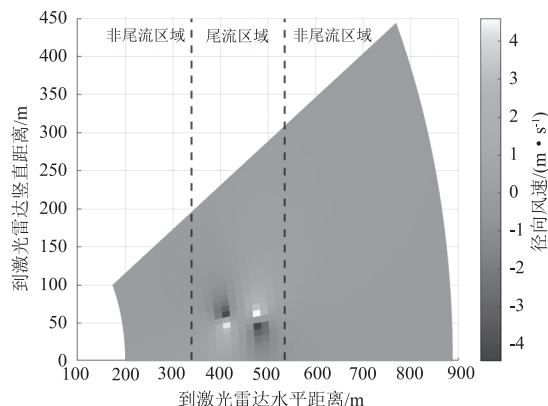


图10 实验1 剔除背景风后的尾涡流场

Fig.10 Wake vortex flow field of experiment 1 after background wind removal

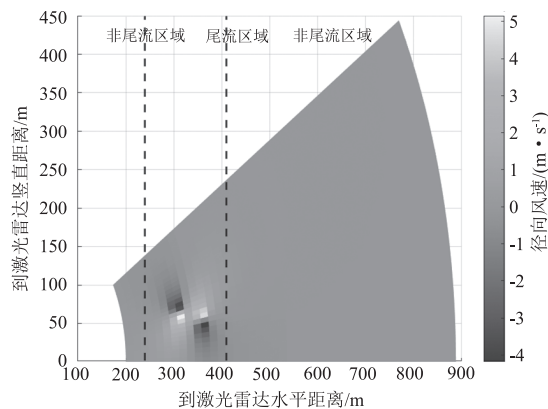


图11 实验2 剔除背景风后的尾涡流场

Fig.11 Wake vortex flow field of experiment 2 after background wind removal

将背景风剔除后,按照图7 算法流程图对尾涡流场进行识别,实验1 和实验2 的识别结果如表6、7 所示。通过识别结果可以看出,在均匀背景风场中,实验1、2 的结果与无背景风时一致,证明对尾涡径向风场的插值算法具有一定的鲁棒性。

表6 实验1 剔除背景风后涡核位置偏差量

Tab.6 Vortex core position deviation of experiment 1 after background wind removal

插值密度/m	三次插值		三次样条插值	
	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m
雷达初始距离门距离	4.97	5.62	4.97	5.62
插值密度1	3.99	4.62	3.02	3.63
插值密度2	4.97	3.63	3.02	3.63
插值密度4	4.97	5.62	4.97	1.63
插值密度8	4.97	5.62	4.97	5.62

表7 实验2 剔除背景风涡核位置偏差量

Tab.7 Vortex core position deviation of experiment 2 after background wind removal

插值密度/m	三次插值		三次样条插值	
	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m	左涡位置偏差量/m	右涡位置偏差量/m
雷达初始距离门距离	6.29	6.50	6.29	6.50
插值密度1	5.33	4.52	4.39	3.54
插值密度2	4.39	4.52	4.39	4.52
插值密度4	6.29	6.50	2.65	2.58
插值密度8	6.29	6.50	6.29	6.50

4 飞机尾涡特征参数反演方法的改进

4.1 梯度法的改进分析

由于实际探测飞机尾涡时使用传统梯度法反演涡核位置,激光雷达距离门间隔过大,从而导致梯度值误差较大。因此,本文对梯度法进行改进,在原先梯度法获得激光雷达距离门上梯度绝对值最大值的基础上,分别使用三次插值和三次样条插值在每个距离门上的梯度绝对值最大值之间按照密度 1、2、4、8 m 进行插值加密处理,以此来提高梯度法识别涡核位置的精确性,并通过不同插值密度证明三次插值和三次样条插值在提高梯度法识别尾涡的效能,进一步证明该算法的普适性。算法流程图如图 12 所示。

4.2 基于改进梯度法的涡核位置估计

通过表 2 中实验 1、2 验证改进梯度法的效能,具体结果如图 13、14 所示。

通过对比发现,改进后的梯度法无论是三次插值加密还是三次样条插值加密,在识别涡核位置的误差均比传统梯度法反演涡核位置偏差量小,并且通过不同的插值密度,发现三次样条插值加密方法在改进的梯度法中识别涡核位置的效果要优于三次插值加密方法。

4.3 背景风的影响

通过本文 3.4 节加入背景风场的方法,加入均匀背景风场(5 m/s)验证改进梯度法在真实大气环境中的效能,识别结果如图 15、16 所示。

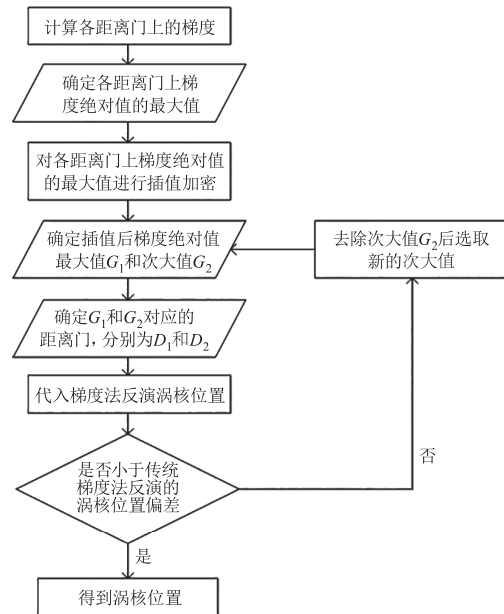


图 12 改进梯度法实施流程图

Fig.12 Implementation flowchart of the improved gradient-based method

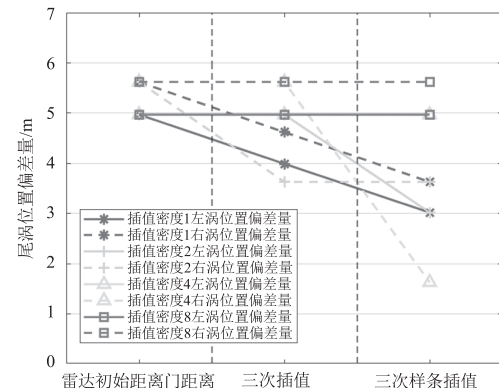


图 13 实验 1 中改进梯度法涡核位置的反演偏差

Fig.13 Inversion deviation of vortex core position by the improved gradient method in experiment 1

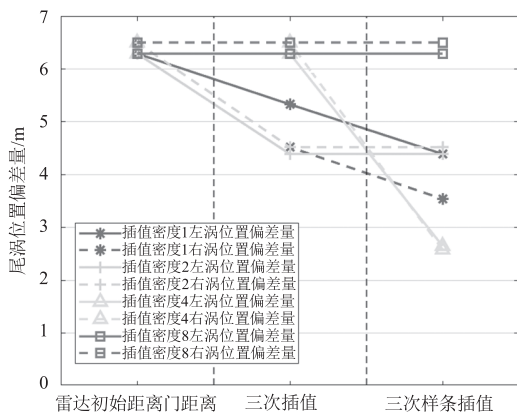


图 14 实验 2 中改进梯度法涡核位置的反演偏差

Fig. 14 Inversion deviation of vortex core position by the improved gradient method in experiment 2

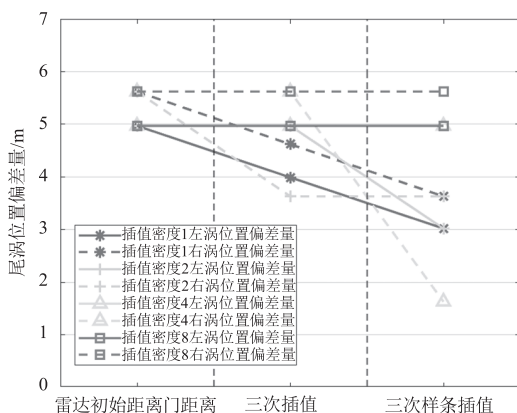


图 15 实验 1 剔除背景风后改进梯度法涡核位置的反演偏差

Fig. 15 Vortex core position retrieval deviation using the improved gradient method (background wind removed) in experiment 1

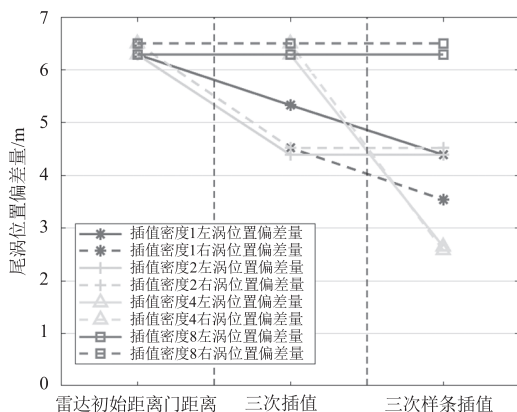


图 16 实验 2 剔除背景风后改进梯度法涡核位置的反演偏差

Fig. 16 Vortex core position retrieval deviation using the improved gradient method (background wind removed) in experiment 2

通过实验结果可以观察到,使用改进梯度法识别加入背景风后的尾涡流场与无背景风时结果一致。因此,证明了改进梯度法在一定程度上具有鲁棒性。

4.4 对比分析

通过上文发现对尾涡径向风场插值算法和改进梯度法识别实验 1、2 的涡核位置结果相同。因此,在实验 1、2 的条件下,通过在 Matlab 中对以上两种方法各运行 1000 次,比较两种方法所用的时间,以此来反映两种方法对尾涡参数反演的优劣程度,具体结果如表 8 所示。

表 8 两种算法识别实验 1、2 所用时间

Tab. 8 Time consumption of the two algorithms for identification in experiments 1 and 2

实验时间	尾涡径向风场插值算法	改进梯度法
实验 1 所用时间/s	2.47	0.43
实验 2 所用时间/s	2.53	0.47
所用时间均值/s	2.50	0.45

通过实验结果发现,改进梯度法识别飞机尾涡的效率要优于尾涡径向风场插值算法。

5 结论

针对激光雷达径向分辨率偏大,导致尾涡反演精度偏低的问题,本文通过对激光雷达探测数据进行插值加密研究,以及对尾涡识别算法梯度法进行改进。研究发现:

(1)在对激光雷达距离门上尾涡径向风场插值加密的效果上,按照密度 1 m 进行插值与尾涡径向风速真值相比,三次样条插值与真值相对误差均值为 0.14,三次插值与真值相对误差均值为 0.58。因此,三次样条插值方法对尾涡数据的吻合程度较高。

(2)在代入的算例中,三次样条插值涡核位置偏差修正了 39% 以上,最高可达 71%,相比三次插值,三次样条插值涡核位置偏差修正了 19% 以上,最高可达 36%,表明三次样条插值对提升激光雷达径向分辨率和涡核反演精度效果较好。加入背景风场 (5 m/s),尾涡风场插值算法和改进梯度法与无背景风时识别涡核位置结果相同,体现了算法的鲁棒性。

(3)在实验 1、2 的条件下,尾涡径向风场插值算法和改进梯度法在 Matlab 中分别运行 1000 次,改进梯度法较尾涡径向风场插值算法所用时间提高了 82%。因此,改进梯度法对识别涡核位置的效率更高。

参考文献:

[1] MaY Z,Zhao JB,Han HR,et al. Aircraft wake recognition based on improved ParNet convolutional neural network

- [J]. *Applied Sciences*, 2023, 13(6): 3560–3560.
- [2] Pan W J, Zhang Q Y, Zhang Q, et al. Identification method of aircraft wake vortex based on Doppler Lidar[J]. *Laser Technology*, 2019, 43(2): 233–237. (in Chinese)
潘卫军, 张庆宇, 张强, 等. 多普勒激光雷达的飞机尾涡识别方法[J]. *激光技术*, 2019, 43(2): 233–237.
- [3] Wang X Y, Wu S H, Liu X Y, et al. Observation of aircraft wake vortex based on coherent Doppler Lidar[J]. *Acta Optica Sinica*, 2021, 41(9): 0901001. (in Chinese)
王筱晔, 吴松华, 刘晓英, 等. 基于相干多普勒激光雷达的飞机尾涡观测[J]. *光学学报*, 2021, 41(9): 0901001.
- [4] Harris M, Vaughan J M, Huenecke K, et al. Aircraft wake vortices: a comparison of wind-tunnel data with field trial measurements by laser radar[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2000, 4(5): 363–370.
- [5] Constant G, Foord R, Forrester P A, et al. Coherent laser radar and the problem of aircraft wake vortices[J]. *Journal of Modern Optics*, 2007, 41(11): 2153–2173.
- [6] Penkin M S, Boreisho A S, Konyaev M A, et al. Detection of the aircraft vortex wake with the aid of a coherent Doppler Lidar[J]. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2017, 90(4): 951–957.
- [7] Banakh V A, Smalikho I N. Aircraft wake vortex parametrization based on 1.5 μm coherent Doppler Lidar data[J]. *EPJ Web of Conferences*, 2016, 119: 14002.
- [8] 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.
- [9] Wartha N, Stephan A, Holzäpfel F, et al. Characterizing aircraft wake vortex position and strength using LiDAR measurements processed with artificial neural networks[J]. *Optics Express*, 2022, 30(8): 13197–13225.
- [10] Shen C, Li J B, Gao H, et al. Aircraft wake vortex behavior prediction based on data assimilation[J]. *Journal of Radars*, 2021, 10(4): 632–645. (in Chinese)
沈淳, 李健兵, 高航, 等. 基于数据同化的飞机尾流行为预测[J]. *雷达学报*, 2021, 10(4): 632–645.
- [11] Pan W J, Wu Z Y, Zhang X L. Identification of aircraft wake vortex based on k-nearest neighbor[J]. *Laser Technology*, 2020, 44(4): 471–477. (in Chinese)
潘卫军, 吴郑源, 张晓磊. 基于 k 最近邻的激光雷达飞机尾涡识别[J]. *激光技术*, 2020, 44(4): 471–477.
- [12] Gu R P, Lu T. Aircraft wake vortex scanning characteristics and improvement of vortex core position estimation method[J]. *Applied Laser*, 2023, 43(10): 156–163. (in Chinese)
谷润平, 鹿彤. 飞机尾涡扫描特性与涡核位置估算方法改进[J]. *应用激光*, 2023, 43(10): 156–163.
- [13] Zhang R C, Wang X Y, Zhang H W, et al. Optimization of aircraft wake vortex inversion algorithm near ground based on Doppler Lidar[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2023, 52(11): 20230160. (in Chinese)
张容川, 王筱晔, 张洪玮, 等. 多普勒激光雷达近地面飞机尾涡反演方法优化[J]. *红外与激光工程*, 2023, 52(11): 20230160.
- [14] Wei Z Q, Lyu Z H. Aircraft wake fusion prediction method based on LiDAR detection[J]. *Laser & Infrared*, 2024, 54(3): 355–363. (in Chinese)
魏志强, 吕振海. 基于激光雷达探测的飞机尾流融合预测方法[J]. *激光与红外*, 2024, 54(3): 355–363.
- [15] Li J B, Gao H, Wang T, et al. A survey of the scattering characteristics and detection of aircraft wake vortices[J]. *Journal of Radars*, 2017, 6(6): 653–672. (in Chinese)
李健兵, 高航, 王涛, 等. 飞机尾流的散射特性与探测技术综述[J]. *雷达学报*, 2017, 6(6): 653–672.
- [16] Zhao L Y, Gu R P, Wei Z Q. Calculation of characteristic parameters of dynamic wake vortex based on Lidar echo[J]. *Journal of Wuhan University of Science and Technology*, 2018, 41(5): 388–394. (in Chinese)
赵丽雅, 谷润平, 魏志强. 基于激光雷达回波的动态尾涡特征参数计算[J]. *武汉科技大学学报*, 2018, 41(5): 388–394.