

文章编号:1671-1637(2022)01-0229-11

激光雷达选址对飞机尾涡特征参数反演的影响

庄南剑¹, 赵丽雅², 谷润平¹, 魏志强¹

(1. 中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300; 2. 中国南方航空股份有限公司北京分公司, 北京 101318)

摘要:为了提高距离高度显示器模式激光雷达的尾涡探测与反演精度,提出了基于涡核区域分割的机场激光雷达最佳选址求解算法,研究了激光雷达横向和纵向安装位置对尾涡反演精度的影响;考虑尾涡消散和下沉影响,建立了激光雷达动态回波数据仿真模型;推导了尾涡区域分割径向距离公式,根据区域分割后的速度极值点确定了尾涡涡核位置;对涡核位置进行探测时间差修正后代入诱导速度方程,利用涡核附近的特征点径向速度构建了联立方程组,求解了尾涡环量相对误差;结合机场的机型占比数据,设计了激光雷达最佳选址的计算流程;基于国内某机场一周的运行数据,提取了5种典型机型数据进行机场激光雷达选址影响分析,确定了该机场的最佳激光雷达布局位置。研究表明:激光雷达选址的横向距离对反演精度影响较大,且存在最佳横向距离,大约为飞机翼展的10倍;最佳横向距离附近大约200 m是较佳的选择范围,该范围内探测精度变化不大;纵向距离选择存在最小值,最小值与尾涡下沉速度成正相关,对于典型民航大型飞机,大约为800 m;当纵向距离大于最小值时,其变化基本不影响尾涡探测精度;机场激光雷达的最佳选址区域为横向位置在最佳横向距离附近、纵向距离大于最小值的长条形区域。可见,机场激光雷达最佳选址求解算法是有效的,可以应用于尾涡探测试验或动态尾流间隔系统的激光雷达选址决策分析。

关键词: 航空运输; 飞机尾涡; 激光雷达; 选址; 反演算法; 探测精度

中图分类号: V212 **文献标志码:** A **DOI:** 10.19818/j.cnki.1671-1637.2022.01.019

Effects of lidar location on retrieval of aircraft wake vortex characteristic parameter

ZHUANG Nan-jian¹, ZHAO Li-ya², GU Run-ping¹, WEI Zhi-qiang¹

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

2. China Southern Airlines Co., Ltd., Beijing Branch, Beijing 101318, China)

Abstract: To improve the accuracies of wake vortex detection and retrieval of lidar in range height indicator mode, an algorithm for solving the optimal location of airport lidar based on the vortex core region segmentation was proposed. The influence of the lidar lateral and longitudinal installation positions on the accuracy of wake vortex retrieval was studied. Considering the effects of wake vortex dissipation and descent, a simulation model of lidar dynamic echo data was established. The radial distance formula of the wake vortex region segmentation was deduced, and the wake vortex core positions were determined according to the velocity extreme points after the region segmentation. After the detection time difference was corrected, the vortex core

收稿日期:2021-08-09

基金项目:国家自然科学基金项目(U1533116);中央高校基本科研业务费专项资金项目(3122017069)

作者简介:庄南剑(1987-),男,湖南汨罗人,中国民航大学讲师,工学博士,从事飞机尾流间隔与安全研究。

通讯作者:魏志强(1979-),男,河南三门峡人,中国民航大学教授。

引用格式:庄南剑,赵丽雅,谷润平,等.激光雷达选址对飞机尾涡特征参数反演的影响[J].交通运输工程学报,2022,22(1):229-239.

Citation: ZHUANG Nan-jian, ZHAO Li-ya, GU Run-ping, et al. Effects of lidar location on retrieval of aircraft wake vortex characteristic parameter[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2022, 22(1): 229-239.

positions were substituted into the induced velocity equation. The simultaneous equations were constructed using the radial velocity of the characteristic point near the vortex core, and the relative error of the wake vortex circulations was solved. The calculation process for the lidar optimal location was designed based on the proportion of aircraft types at the airport. According to the operational data at a domestic airport for one week, data of five typical aircraft types were extracted to analyze the impact of airport lidar location, and the optimal lidar location of the airport was determined. Research results show that the lateral distance of the lidar location has a great influence on the retrieval accuracy, and there is an optimal lateral distance, which is about 10 times the aircraft wingspan. Approximately 200 m near the optimal lateral distance is a pretty good selection range, and the detection accuracy within this range does not change much. There is a minimum value for the selection of longitudinal distance, which is positively correlated with the descent speed of the wake vortex. For the typical large civil aviation aircraft, the value is about 800 m. When the longitudinal distance is greater than the minimum value, its change basically does not affect the wake vortex detection accuracy. The best location area for the airport lidar is a long strip area where the lateral position is near the optimal lateral distance, and the longitudinal distance is greater than the minimum value. It can be seen that the algorithm for solving the optimal location of the airport lidar is effective, and can be applied to the wake vortex detection experiment or the lidar location decision analysis of the dynamic wake separation system. 2 tabs, 11 figs, 31 refs.

Key words: air transport; aircraft wake vortex; lidar; location; retrieval algorithm; detection accuracy

Author resumes: ZHUANG Nan-jian(1987-), male, assistant professor, PhD, njzhuang@cauc.edu.cn; WEI Zhi-qiang(1979-), male, professor, weizhiqia@sina.com.

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1533116); Fundamental Research funds for the Central Universities (3122017069)

0 引 言

飞机产生升力时会在翼尖生成一对反向旋转的尾涡。飞机在起降阶段的飞行速度小,升力系数大,产生的尾涡强度大,会对后机飞行安全产生很大的威胁。现今机场飞机在起降时必须满足固定的尾流时间间隔,以避免出现危险的尾流遭遇现象^[1],但保守的安全间隔同时也限制了机场的运输能力。使用多普勒激光雷达对飞机尾涡进行实时探测和特征参数反演,可以在确保飞行安全的情况下,缩短飞行间隔,提高机场跑道利用率,减少飞机延误^[2-3]。

激光雷达是晴空条件下最有效的风场探测设备之一,具有时空分辨率高、数据获取率高的特点^[4-6]。激光雷达可以通过平面位置显示器(Plan Position Indicator, PPI)和距离高度显示器(Range Height Indicator, RHI)2种扫描方式探测尾涡。PPI模式在飞机飞行航迹正下方设置激光雷达,向上扫描探测尾涡;RHI模式在跑道或跑道延长线侧边布置激光雷达,扫描飞机航迹的横向截面探测尾涡。对飞

机尾涡探测识别进行的研究有:徐世龙等^[7]使用PPI模式在飞机起飞航迹下方扫描尾涡,但尾涡探测数据误差略大;胡以华等^[8]采用RHI模式对客机A340进行了尾涡探测试验,激光雷达安装的横向距离约为600 m;潘卫军等^[9-11]采用RHI模式对B747、B737、A320等多种机型起飞阶段的尾涡进行了探测,雷达安装在跑道的侧边位置,并对多种机型的尾涡演化进行了分析;Wu等^[12-13]采用RHI模式在北京首都机场距跑道中线目标点斜向距离250 m,距接地点1 000 m位置进行试验,试验考虑了地面效应对近地尾涡的影响,分析了近地尾涡演化特性;Liu等^[14]采用RHI模式在绵阳和成都机场对起飞和进近飞机尾涡进行了探测,并分析了侧风对尾涡轨迹的影响;Hon等^[15-16]采用RHI模式在香港机场连续3年开展了激光雷达探测进近阶段飞机尾涡的试验,激光雷达布置在下滑道侧方大约400 m的位置;Penkin等^[17]在Pulkovo机场跑道末端1 200 m、侧向800 m位置布置激光雷达,采用RHI模式对B737机型尾涡进行探测;Yoshikawa等^[18]在Narita机场跑道末端2 200 m、侧向

400 m 位置布置激光雷达,采用 RHI 模式开展了尾涡探测试验;Smalikho 等^[19]在 Tolmachevo 机场跑道延长线侧向 285 m 位置对不同型号飞机进近阶段的尾涡进行了探测识别。国内外开展的激光雷达尾涡探测试验主要采用 RHI 模式,因为 RHI 模式较 PPI 模式精度更高。各项试验针对部分机型都取得了较为有效的探测结果,但大多数试验的激光雷达都固定在某一特定位置,未进行激光雷达在机场不同位置时的探测效果对比。

尾涡反演的特征参数主要是飞机尾涡涡核位置及尾涡环量,其中尾涡环量是计算的难点。目前尾涡反演的主要方法可分为优化求解法和特征点反算法两类。优化求解法通过建立涡核位置和尾涡环量的数学模型,利用最大似然估计法及其他优化算法对测量数据进行优化求解,确定与结果最匹配的尾涡特征参数,这方面的相关研究有:Frehlich 等^[20]针对仅尾涡涡核半径已知的情况,利用最大似然估计法计算尾涡特征参数,算法计算精度较高,但计算量大,计算时间长;Smalikho 等^[21-22]分别计算出尾涡涡核位置、涡核区域,然后利用计算得到的尾涡信息进行建模和优化求解,从而减少了优化求解计算量,但计算时间仍较长,不适用于实时计算;Gao 等^[23]根据气溶胶的弱惯性建立了与多普勒速度和特征参数相关的控制方程,通过优化方法求解了尾涡涡核位置和环量。特征点反算法根据探测径向速度的极值点,利用速度包络等方法确定涡核位置,根据求解的涡核位置及涡核周围的少数特征点速度求解尾涡环量,这方面的相关研究有:Köpp 等^[24-25]提出速度包络法求解涡核位置,利用涡核外侧特征点反算尾涡环量;吴永华等^[26]在速度包络法基础上在某机场进行了尾涡探测和特征参数反演;赵丽雅等^[27-28]考虑尾涡下沉及消耗,提出了动态尾涡特征参数反算方法;Li 等^[29-31]利用径向速度极值点确定涡核位置,再构造涡核附近的闭合曲线,通过沿曲线积分得到尾涡环量,并迭代求解涡核位置和尾涡环量。特征点反算法计算速度快,但计算精度易受特征点选取方式影响,而且速度包络法对探测角度不佳的尾涡涡核位置识别率较差。

已开展的尾涡探测试验和特征参数反演研究中,不同试验安装位置存在较大差异,各试验对激光雷达选址的有效性和合理性均未进行分析。激光雷达的探测位置和探测方式会从根本上决定探测数据的有效性,从而影响尾涡特征参数反演的精度。本文首先基于 RHI 扫描模式,建立了激光雷达探测尾涡的动

态回波数据的仿真模型;其次,为了避免速度包络法计算涡核位置的误判,提出一种区域分割方法用于确定尾涡涡核位置,计算尾涡环量相对误差;然后,针对多机型运行机场的激光雷达选址问题给出了最佳选址计算方法,并以国内某机场为例,进行了算法验证。

1 激光雷达动态回波数据仿真

飞机机翼产生升力时,由于下翼面压强大于上翼面,下翼面气流从两侧翼尖绕到上翼面,形成 2 个尾涡。机翼两侧对称的尾涡在彼此作用下慢慢下沉,且强度随时间逐渐减小。

1.1 尾涡特性演化模型

当尾涡刚刚形成,还没有扩散衰减的时候,初始环量取决于飞行中飞行器的重力、速度和翼展,计算公式为

$$\Gamma_0 = \frac{W}{\rho V_T b} = \frac{4W}{\rho V_T \pi B} \quad (1)$$

式中: Γ_0 为尾涡初始环量; W 为飞机重力; ρ 为大气密度; V_T 为飞机飞行真空速; b 为尾涡的初始涡核间距; B 为飞机的翼展。

尾涡形成后,环量会慢慢扩散衰减,尾涡生成后 t 时刻的尾涡环量 $\Gamma(t)$ 为

$$\Gamma(t) = \Gamma_0 p(t) = \Gamma_0 \left(1.1 - 10^{\frac{-5t'}{t'+37}} \right) \quad (2)$$

$$t' = \frac{2\pi b^2}{\Gamma_0} \quad (3)$$

式中: $p(t)$ 为随时刻 t 变化的尾涡消耗函数; t' 为参考时间。

尾涡的诱导速度模型采用 Hallock-Burnham 模型,该模型与尾涡的拟合度好,形式简单,速度变化相对比较平滑。模型计算任意点诱导速度的公式为

$$v(r, t) = \eta(r, t) \Gamma_0 \quad (4)$$

$$\eta(r, t) = \frac{p(t)r}{2\pi(r^2 + r_c^2)} \quad (5)$$

式中: $v(r, t)$ 为 t 时刻距涡核核心距离 r 处的尾涡诱导速度; $\eta(r, t)$ 为诱导速度随时刻 t 和距离 r 变化的函数; r_c 为尾涡的涡核半径,通常为 $(3\% \sim 5\%)b$ 。

尾涡受诱导速度影响会下沉,下沉速率 ω 为

$$\omega = \frac{\Gamma(t)}{2\pi b} \quad (6)$$

1.2 激光雷达尾涡探测模型

激光雷达与飞机在终端区的相对位置如图 1 所示,图中:坐标原点 O 位于跑道入口; x 轴沿跑道中线延长线方向; z 轴垂直向上; y 轴根据右手定则确定; O' 为激光雷达探测横截面的坐标原点; y' 轴为探

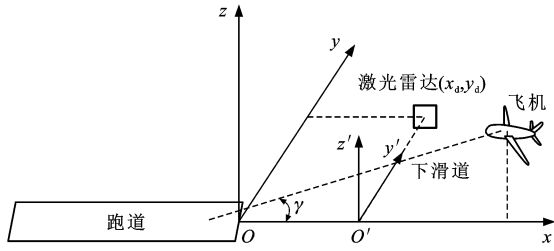


图1 激光雷达摆放位置

Fig. 1 Lidar installation location

测横截面的水平轴,平行于 y 轴; z' 轴为探测横截面的垂直轴,平行于 z 轴; x_d 为激光雷达距跑道入口的纵向距离; y_d 为激光雷达距跑道延长线的横向距离; γ 为下滑道的下滑角。

飞机着陆的下滑道在跑道端的入口高度一般为 15 m,结合 $y'O'z'$ 平面距跑道入口的距离 x_d 和下滑角 γ ,可以确定飞机穿越 $y'O'z'$ 平面的高度,即飞机尾涡的初始高度 h_0 为

$$h_0 = 15 + \tan(\gamma)x_d \quad (7)$$

由式(7)可知,飞机尾涡的初始高度与激光雷达纵向距离 x_d 成正相关。随后尾涡会逐渐下沉, t 时刻尾涡的高度 $h(t)$ 为

$$h(t) = h_0 - \omega t \quad (8)$$

激光雷达探测的原理是通过发射脉冲信号,并接收大气分子或者气溶胶颗粒的后向散射信号,从而确定探测点大气沿激光雷达探测方向的径向速度。因为尾涡涡核附近点的速度较大,较容易被探测识别,所以激光雷达探测角度需对准尾涡左右涡核位置。激光雷达在 $y'O'z'$ 平面使用 RHI 模式扫描飞机尾涡的场景如图 2 所示,图中: R 为探测点到激光雷达的径向距离; φ 为激光雷达探测射线与水平线的夹角; θ 为激光雷达探测射线可扫描的角度。

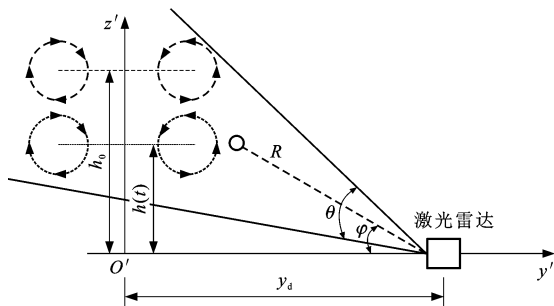


图2 激光雷达尾涡探测剖面

Fig. 2 Lidar wake vortex detection profile

设激光雷达开始探测的时刻为 t_s ,扫描的角速度为 ω_d ,那么可以得到激光雷达探测射线与水平线的夹角 φ 为

$$\varphi = \theta - \omega_d(t - t_s) \quad (9)$$

探测点的坐标采用以激光雷达为圆心极坐标表示,记为 (R, φ) ,在该点测得的径向速度记为 $V(R, \varphi)$,径向速度大小由该时刻的尾涡高度和尾涡环量决定。将扫描范围内的各点径向速度存储下来,得到尾涡径向速度矩阵。

2 机场激光雷达最佳选址求解算法

2.1 区域分割确定涡核位置

激光雷达探测到的尾涡径向速度矩阵中,左右尾涡涡核附近会各有 1 个极大值和 1 个极小值,确定涡核位置首先需要确定这 4 个极值点坐标。固定径向距离 R ,查找不同扫描角 φ 中正速度最大的角度 φ_{\max} 和负速度最大的角度 φ_{\min} ,定义径向速度差 ΔV 为

$$\Delta V = [V(R, \varphi_{\max}) - V(R, \varphi_{\min})] \cdot \text{sign}(\varphi_{\max} - \varphi_{\min}) \quad (10)$$

式中: $V(R, \varphi_{\max})$ 为点 (R, φ_{\max}) 处测得的径向速度; $V(R, \varphi_{\min})$ 为点 (R, φ_{\min}) 处测得的径向速度。

然后,在不同径向距离 R 条件下的径向速度差 ΔV 中查找速度差数值最大的径向距离 R_{\max} 和数值最小的径向距离 R_{\min} ,从而确定左右尾涡分割径向距离 R_s 为

$$R_s = (R_{\max} + R_{\min})/2 \quad (11)$$

根据分割径向距离 R_s 将激光雷达扫描区域分割成左右 2 个部分,如图 3 所示。

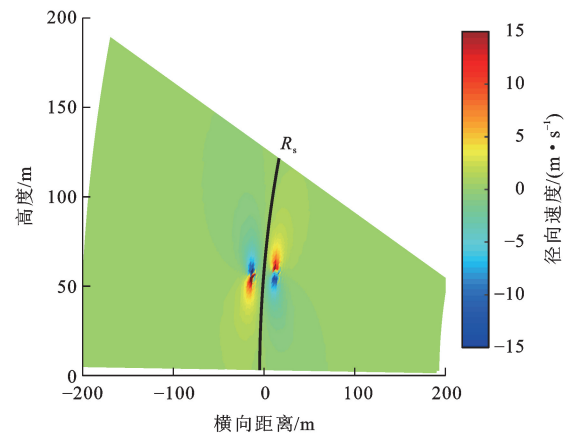


图3 激光雷达扫描区域分割

Fig. 3 Segmentation of lidar scanning area

在右侧区域查找径向速度最大的点和径向速度最小的点,两点连线确定中点即为右涡涡核所在位置,记为 (R_R, φ_R) ;采用同样的方法可在左侧区域确定左涡涡核所在位置,记为 (R_L, φ_L) 。根据左右涡核位置,可以计算出左右涡核的探测时刻分别为

$$\begin{cases} t_R = \frac{h_0 - R_R \sin(\varphi_R)}{\omega} \\ t_L = \frac{h_0 - R_L \sin(\varphi_L)}{\omega} \end{cases} \quad (12)$$

式中: t_R 为探测到右涡核的时刻; t_L 为探测到左涡核的时刻。

2.2 尾涡环量相对误差计算

得到涡核位置信息后,需要在尾涡流场中选取受单涡影响较大,受双涡耦合影响较小的探测数据点进行环量计算。图 4 为环量计算探测数据点选取范围,图中: n 为尾涡附近数据点选取个数; φ_i 为右侧涡附近第 i 个数据点的角度, $i=1,2,\dots,n$; φ_j 为左侧涡附近第 j 个数据点的角度, $j=1,2,\dots,n$ 。通过比较 φ_R 与 φ_L 的大小关系,最佳的数据点应该选取 φ 值较大涡上方和 φ 值较小涡下方的数据点,在涡核区域外各取 n 个探测数据点。

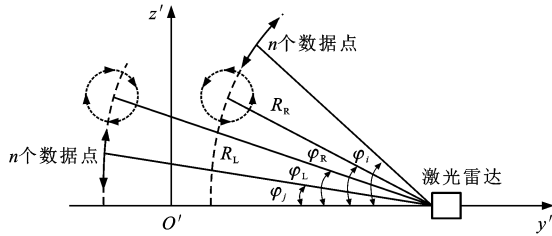


图 4 环量计算数据点选取范围

Fig. 4 Selection range of data points for circulation calculation

由于激光雷达扫描时间的差异,探测第 i 个数据点对应的时刻 t_i 与涡核时刻并不一致,无法直接进行径向速度计算,因此,在进行径向速度计算时,需要将探测到的左右涡核位置信息修正到 t_i 时刻。同理,计算数据点 j 的径向速度时,也需要将涡核位置修正至探测第 j 个数据点对应的时刻 t_j 。右涡核在 t_R 时刻的位置为 (R_R, φ_R) ,在 t 时刻的位置为此位置延 z 轴偏移 $\omega(t_R - t)$,由于环量的计算点都在涡核附近选取,与 t_R 时刻的偏差不大,因此,涡核位置偏移较半径 R_R 而言是小量,可近似认为右涡核进行时间修正后的半径仍为 R_R ,修正后的角度为 φ'_R ,则修正后的位置为 (R_R, φ'_R) 。同理可得左涡核修正的位置 (R_L, φ'_L) 。左右涡核修正后的角度分别为

$$\begin{cases} \varphi'_R = \varphi_R + \frac{\omega(t_R - t)}{R_R} \\ \varphi'_L = \varphi_L + \frac{\omega(t_L - t)}{R_L} \end{cases} \quad (13)$$

根据左右涡核修正至 t_i 时刻和 t_j 时刻的位置,可以确定第 i 个数据点和第 j 个数据点到左右涡核的距离分别为

$$\begin{cases} D_{Ri} = R_R(\varphi_i - \varphi'_R) \\ D_{Li} = \sqrt{R_L^2(\varphi'_L - \varphi_i)^2 + (R_L - R_R)^2} \\ D_{Rj} = \sqrt{R_R^2(\varphi'_R - \varphi_j)^2 + (R_L - R_R)^2} \\ D_{Lj} = R_L(\varphi'_L - \varphi_j) \end{cases} \quad (14)$$

式中: D_{Ri} 为 t_i 时刻右涡核到数据点 i 的距离; D_{Li} 为 t_i 时刻左涡核到数据点 i 的距离; D_{Rj} 为 t_j 时刻右涡核到数据点 j 的距离; D_{Lj} 为 t_j 时刻左涡核到数据点 j 的距离; φ'_R 为右涡核修正到 t_i 时刻的角度; φ'_L 为左涡核修正到 t_i 时刻的角度; φ'_R 为右涡核修正到 t_j 时刻的角度; φ'_L 为左涡核修正到 t_j 时刻的角度。

再将式(14)代入诱导速度公式(4),将左右涡核的诱导速度相加可得

$$\begin{cases} \eta(D_{Ri}, t_i) \Gamma_R + \eta(D_{Li}, t_i) \frac{R_L(\varphi_i - \varphi'_L)}{D_{Li}} \Gamma_L = \\ V(R_R, \varphi_i) \\ \eta(D_{Rj}, t_j) \frac{R_R(\varphi'_R - \varphi_j)}{D_{Rj}} \Gamma_R + \eta(D_{Lj}, t_j) \Gamma_L = \\ V(R_L, \varphi_j) \end{cases} \quad (15)$$

式中: Γ_R 为待求解的右涡核初始环量; Γ_L 为待求解的左涡核初始环量; $\eta(D_{Ri}, t_i)$ 为 t_i 时刻距涡核核心距离 D_{Ri} 处的诱导速度计算函数; $\eta(D_{Li}, t_i)$ 为 t_i 时刻距涡核核心距离 D_{Li} 处的诱导速度计算函数; $\eta(D_{Rj}, t_j)$ 为 t_j 时刻距涡核核心距离 D_{Rj} 处的诱导速度计算函数; $\eta(D_{Lj}, t_j)$ 为 t_j 时刻距涡核核心距离 D_{Lj} 处的诱导速度计算函数; $V(R_R, \varphi_i)$ 为点 (R_R, φ_i) 处测得的径向速度; $V(R_L, \varphi_j)$ 为点 (R_L, φ_j) 处测得的径向速度。

将探测得到的 $V(R_R, \varphi_i)$ 和 $V(R_L, \varphi_j)$ 代入式(15)可以求解出 Γ_R 和 Γ_L 。为了减少误差,将 φ 值较大涡上方 n 个数据点和 φ 值较小涡下方 n 个数据点两两组合,计算出 $n \times n$ 组的涡核初始环量 Γ_R 和 Γ_L ,再求平均可以计算出右涡尾涡初始环量的平均值 $\bar{\Gamma}_R$ 和左涡尾涡初始环量的平均值 $\bar{\Gamma}_L$ 分别为

$$\begin{aligned} \bar{\Gamma}_R = \frac{1}{nm} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n & \left[\eta(D_{Lj}, t_j) V(R_R, \varphi_i) - \eta(D_{Li}, t_i) \cdot \right. \\ & \left. \frac{R_L(\varphi_i - \varphi'_L)}{D_{Li}} V(R_L, \varphi_j) \right] / \left[\eta(D_{Ri}, t_i) \cdot \right. \\ & \left. \eta(D_{Lj}, t_j) - \eta(D_{Li}, t_i) \frac{R_L(\varphi_i - \varphi'_L)}{D_{Li}} \cdot \right. \\ & \left. \eta(D_{Rj}, t_j) \frac{R_R(\varphi'_R - \varphi_j)}{D_{Rj}} \right] \end{aligned} \quad (16)$$

$$\bar{\Gamma}_L = \frac{1}{nm} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \left[\eta(D_{Rj}, t_j) \frac{R_R(\varphi'_R - \varphi_j)}{D_{Rj}} V(R_R, \varphi_i) - \right.$$

$$\eta(D_{Ri}, t_i) V(R_L, \varphi_j) \Big/ \left[\eta(D_{Li}, t_i) \frac{R_L(\varphi_i - \varphi'_{Li})}{D_{Li}} \cdot \eta(D_{Rj}, t_j) \frac{R_R(\varphi'_{Rj} - \varphi_j)}{D_{Rj}} - \eta(D_{Ri}, t_i) \cdot \eta(D_{Lj}, t_j) \right] \quad (17)$$

利用激光雷达探测数据计算得到尾涡环量后,与根据机型参数计算出的尾涡环量理论值进行对比,通过尾涡环量相对误差判断不同扫描参数对尾涡特征参数计算的影响。尾涡环量相对误差计算公式如下

$$\delta = \frac{|(\bar{\Gamma}_R + \bar{\Gamma}_L) - 2\Gamma_0|}{2\Gamma_0} \quad (18)$$

式中: δ 为尾涡环量相对误差。

2.3 机场激光雷达最佳选址计算流程

设机场降落的飞机机型有 m 种,机场激光雷达可摆放的最大纵向距离为 x_{\max} ,最大横向距离为 y_{\max} 。考虑机场所有机型尾涡探测的激光雷达最佳摆放位置计算流程如图 5 所示,图中: k 为飞机机型种类的序列号, $k=1,2,\dots,m$; Δx 为激光雷达摆放位置调整的纵向距离增量; Δy 为激光雷达摆放位置调整的横向距离增量; e 为允许的误差阈值; P_k 为第 k 种机型的相对误差矩阵。

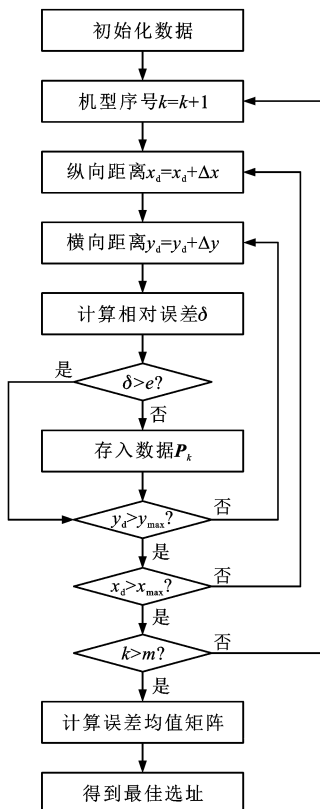


图 5 激光雷达最佳选址计算流程

Fig. 5 Calculation process for lidar optimal location

针对第 k 种机型,首先通过尾涡探测精度估算方法,按照纵向距离增量 Δx 和横向距离增量 Δy 依次计算不同激光雷达位置、不同扫描开始时刻的尾涡环量探测相对误差,若相对误差超过误差阈值 e ,则不记录;若各扫描时刻的相对误差均未超过阈值,则将各时刻相对误差取平均后存入相对误差矩阵 P_k ;然后重复上述步骤计算 m 种机型的误差矩阵,将各相对误差矩阵有效数据对应的雷达位置取交集,确定激光雷达位置范围;最后,在可用选址范围内,按照机型数量比例对各机型探测相对误差加权求平均,得到相对误差均值矩阵 \bar{P} ,选择相对误差均值最小的摆放位置作为该机场的激光雷达最佳选址位置 $(x_{\text{opt}}, y_{\text{opt}})$,该点的相对误差均值 \bar{P}_{opt} 为

$$\bar{P}_{\text{opt}} = \min(\bar{P}) = \min\left(\sum_{k=1}^m P_k f_k\right) \quad (19)$$

式中: f_k 为第 k 种机型飞机数量占有所有飞机数量的百分比。

3 算例分析

3.1 激光雷达选址对反演精度的影响

以 A320 飞机为例进行分析,飞行参数如表 1 所示。设置着陆机场标高为 0,进近下滑道角度为 3° 。在不考虑探测噪声影响的静空中,激光雷达各参数为扫描角度 20° ,角度分辨率 0.5° ,距离分辨率 3 m,扫描角速度为 $1^\circ \cdot \text{s}^{-1}$,初始时刻开始扫描。尾涡环量计算探测数据点个数 n 取 8。

表 1 A320 飞行参数

Table 1 Flight parameters of A320

| 飞行参数 | 取值 |
|---|---------|
| 着陆重力/N | 645 120 |
| 翼展/m | 33.9 |
| 进近速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 59.6 |
| 初始环量/($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$) | 325.7 |
| 初始下沉速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 1.95 |

3.1.1 纵向位置影响分析

分析激光雷达横向距离分别为 300、600、900 m 三种情况下,纵向距离从 400 m 到 1 600 m 以 20 m 距离增量变化对尾涡探测精度的影响,仿真试验结果如图 6 所示。

由图 6 可见:激光雷达在不同横向距离条件下,环量相对误差随纵向距离变化的趋势一致,都是在纵向距离较小时,环量探测误差很大,过了某一临界值之后,误差在有限范围内波动变化,波动范围与纵

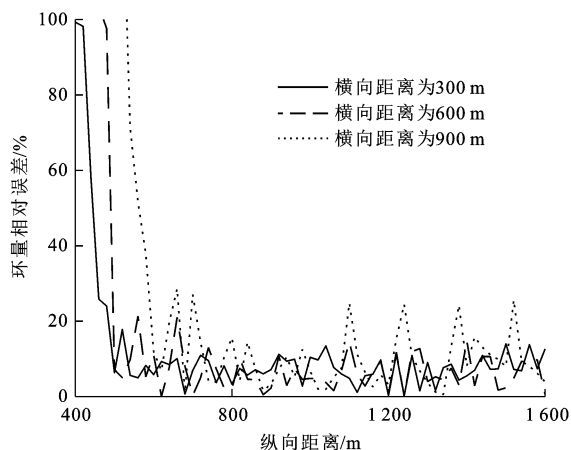


图 6 纵向位置对探测精度的影响

Fig. 6 Influences of longitudinal position on detection accuracy

向距离相关性弱,与横向距离相关性强;在纵向距离小于大约 500 m 时,无论横向距离如何设置,都无法得到准确的尾涡环量,这是因为激光雷达纵向距离与初始尾涡高度成正相关,在纵向距离较小时,初始尾涡高度低,易下沉到受地面效应影响的高度,地面效应会使涡核发生变形,导致探测数据不可用;当纵向距离从 500 m 增大到 600 m 时,初始尾涡位置不断升高,在考虑了下沉运动后仍然可以被探测到,横向距离小的激光雷达先探测到尾涡,横向距离大的激光雷达需要更高的尾涡才能探测准确;在纵向距离超过 600 m 之后,探测精度趋于稳定,纵向距离对误差的影响变小,探测误差主要随横向距离增加而增大。

3.1.2 横向位置影响分析

根据纵向位置影响分析结果,激光雷达在纵向距离大于 600 m 时探测精度稳定,故分析纵向距离为 800、1 200、1 600 m 三种情况下,横向距离从 200 到 1 000 m 以 10 m 距离增量变化对尾涡探测精度的影响,仿真试验结果如图 7 所示。

由图 7 可见:激光雷达在不同纵向距离条件下,虽然环量相对误差随横向距离的变化曲线局部有所波动,但是总体趋势都是随着激光雷达摆放横向距离的增加,探测误差先明显减小后逐渐增加,存在最佳横向距离;横向距离在大约 250 m 以下时,无论纵向距离如何设置,探测误差都非常大,这主要是因为横向距离太小时,为了扫描尾涡周围一定范围的速度数据需要很大的扫描角度范围,超过了设置的扫描角度,激光雷达无法扫描到必要的尾涡周边数据,导致计算结果偏差很大;当横向距离超过大约 300 m 以后,激光雷达可以扫描到完整的尾涡速度场,环量相对误差降低至 20% 以下;在横向距离大

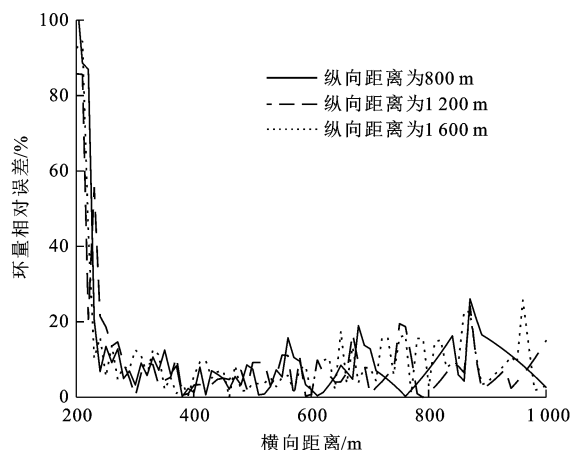


图 7 横向位置对探测精度的影响

Fig. 7 Influence of lateral position on detection accuracy

约 400 m 时,误差接近最小值,之后随着横向距离的增加,误差波浪起伏不断增大,这是因为当激光雷达与尾涡之间距离较远时,角度每次偏转的尾涡扫描间距增大,探测的尾涡周边数据较少,不够精细,由此计算出的涡核位置和尾涡环量的误差波动幅度大,平均误差大;环量相对误差受纵向距离影响较小,此结论与纵向距离对探测精度的影响结论一致。

3.1.3 机场激光雷达选址影响分析

机场激光雷达选址范围为最大纵向距离 x_{\max} 为 1 600 m,最大横向距离为 y_{\max} 为 1 000 m,纵向距离增量 Δx 和横向距离增量 Δy 都设为 50 m,激光雷达扫描开始时刻 $t_s = 0, 1, \dots, 10$ s,误差阈值 e 为 20%,计算激光雷达在不同位置 A320 机型的尾涡环量的误差均值,绘制误差等值线,如图 8 所示。由图 8 可见:探测误差随横向距离先减小后增大,对于给定纵向距离存在最佳横向距离,且大致在 400 m 左右;探测误差随纵向距离的变化不太明显,最佳横

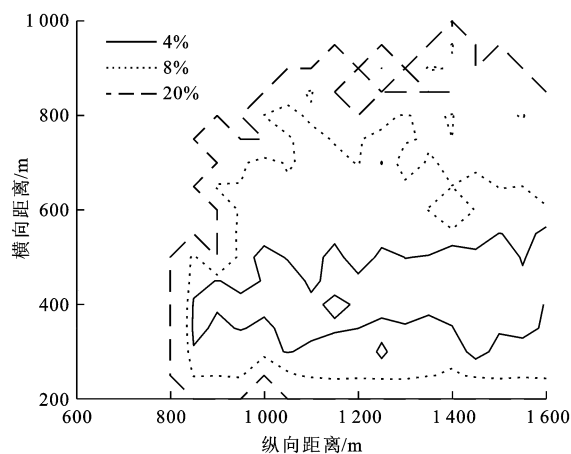


图 8 A320 探测误差等值线

Fig. 8 A320 detection error contours

向距离随纵向距离增加呈现略微增大的趋势;较佳的激光雷达选址位置在横向距离 300~500 m,纵向距离大于 900 m 的区域;在激光雷达选址时,应优先考虑横向距离的设置,尽量选择最佳横向距离附近,而纵向距离的选择影响较小且可选范围较大。

3.2 最佳选址与机型参数的关系

保持其他参数不变,将 A320 机型替换成 B737、A330、B777、A380 四种机型,各机型的飞行参数如表 2 所示。

表 2 各机型飞行参数

Table 2 Flight parameters of various aircraft types

| 机型 | B737 | A330 | B777 | A380 |
|---|---------|-----------|-----------|-----------|
| 着陆重力/N | 663 610 | 1 850 340 | 2 018 510 | 3 860 000 |
| 翼展/m | 34.3 | 60.3 | 60.9 | 79.8 |
| 进近速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 69.4 | 68.4 | 66.8 | 68.4 |
| 初始环量/($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$) | 284.4 | 457.7 | 506.2 | 721.4 |
| 初始下沉速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 1.68 | 1.54 | 1.69 | 1.83 |

针对 4 种机型进行尾涡环量探测误差计算,结

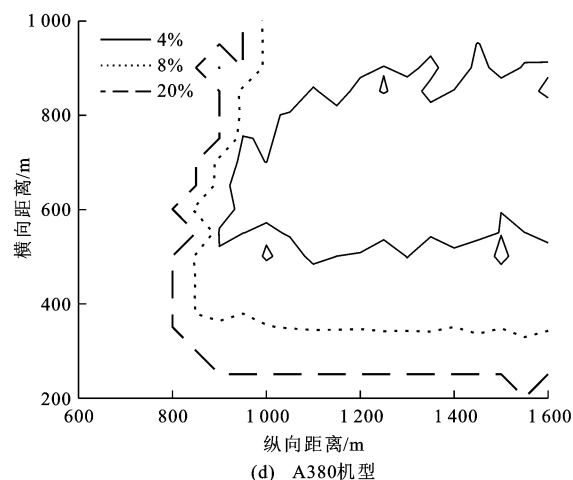
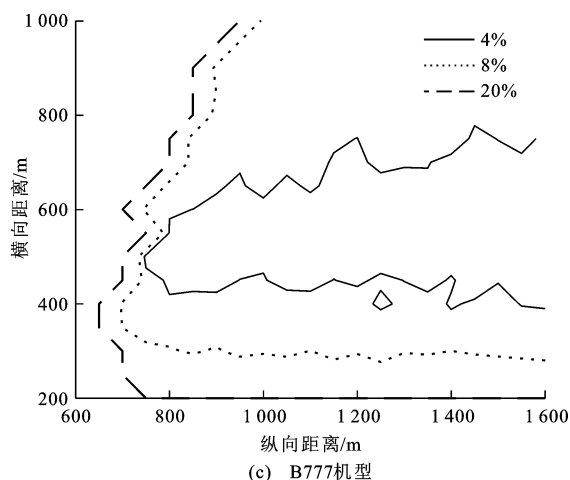
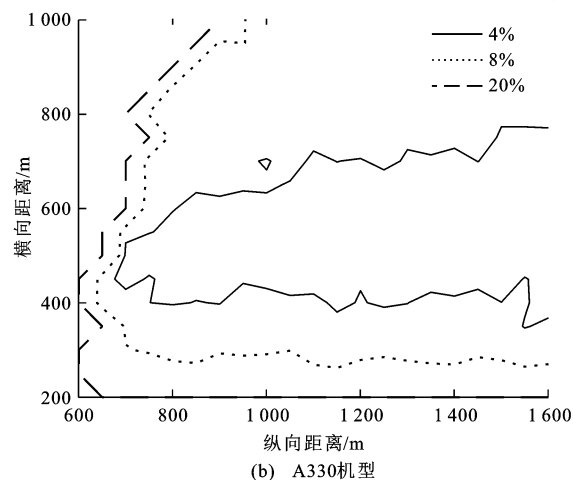
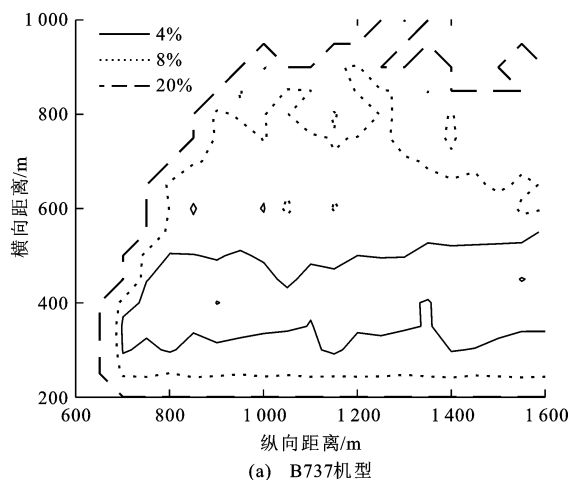


图 9 各机型探测误差等值线

Fig. 9 Detection error contours of various aircraft types

果如图 9 所示,可见:与 A320 翼展接近的 B737 的激光雷达选址较佳的横向距离为 300~500 m, A330 和 B777 的较佳的横向距离为 400~650 m,翼展最大的 A380 较佳的横向距离为 550~850 m,存在飞机翼展越大,较佳的横向距离范围也越大的规律,这是因为飞机翼展越大,尾涡的涡核半径和涡核间距会越大,同时翼展大的飞机,着陆重力也越大,初始环量大,尾涡流场速度快,而从而使得正负速度极值更易被准确探测,提高探测和反演精度;最佳横向距离也与翼展有一定的关系,翼展越大,最佳横向距离越大,B737 与 A320 翼展大约为 35 m,最佳横向距离都在 400 m 附近,A330 和 B777 翼展大约为 60 m,最佳横向距离都在 500 m 附近,而 A380 翼展大约为 80 m,最佳横向距离在 700 m 附近,因此,最佳横向距离大约为飞机翼展的 10 倍;各机型的最小纵向距离在 700 m 左右,而 A320 和 A380 的激光雷达选址最小纵向距离在 800 m 以上,这是因为 A320 和 A380 机型的尾涡下沉速度约为 $1.9 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 比其他

机型不到 $1.7 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的下沉速度更大,在相同选址位置和探测角度的时候,这 2 种机型的尾涡更易下沉到地面,因此,要达到相同的探测精度,需要增加探测尾涡的初始高度,即增大激光雷达布置的纵向距离。

3.3 机场激光雷达最佳选址计算

在国内某机场一周的 9 011 条运行数据中,去除上述 5 种典型机型外的其他机型数据 1 019 条,统计 5 种机型在剩余 7 992 条中所占比例,如图 10 所示,根据机场激光雷达最佳选址计算流程可确定所有机型尾涡环量探测误差加权平均后的均值矩阵。

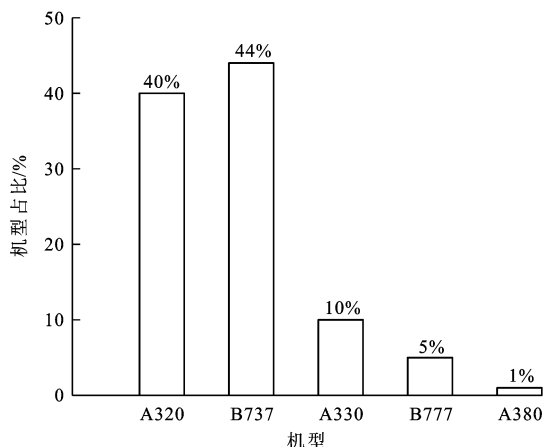


图 10 某机场机型分布

Fig. 10 Distribution of aircraft types at an airport

图 11 为均值矩阵的等值线,可知:误差最小的激光雷达选址位置在纵向距离 $850 \sim 1\,600 \text{ m}$,横向距离 $350 \sim 500 \text{ m}$ 这一区域范围;均值矩阵中的最小值为 2.33% ,对应的激光雷达最佳选址位置为纵向距离 $1\,500 \text{ m}$,横向距离 500 m 位置;在满足误差小于 4% 条件的选址位置中,纵向距离最小的位置为纵向距离 850 m ,横向距离 400 m ,此时误差均值

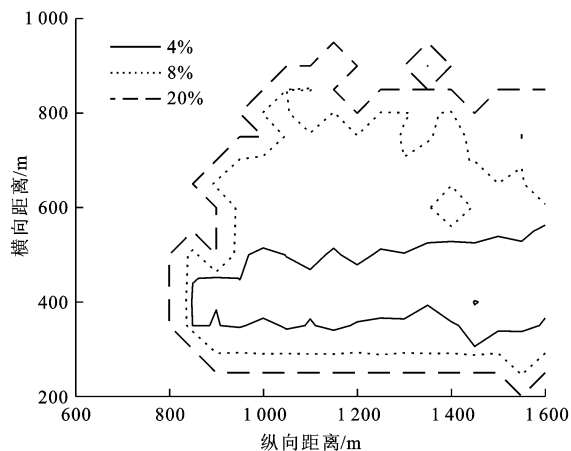


图 11 多机型探测误差均值等值线

Fig. 11 Detection mean error contours of multiple aircraft types

为 3.30% ,与最优选址对应的误差接近,因此,若机场纵向空间有限,可选择比纵向距离临界值稍大的纵向位置,横向距离做相应减小,即可保证计算误差仍然较小。

4 结 语

(1)激光雷达横向位置对计算精度的影响较大,随横向距离增加,计算误差先减小后增大,存在最佳横向距离。纵向距离对计算精度的影响较小,超过纵向距离临界值后,计算误差迅速减小并趋于稳定。

(2)激光雷达最佳横向距离与飞机翼展成正相关,大约为飞机翼展的 10 倍;可用横向距离范围也与飞机翼展成正相关,翼展越大,可用横向距离范围越大,对于典型的民航大型飞机,考虑 4% 精度的横向距离范围至少约为 200 m ,考虑 8% 精度的横向距离范围至少约为 500 m ;纵向距离临界值,即可用纵向距离最小值与尾涡下沉速度成正相关,对于典型的民航大型飞机,可用纵向距离最小值大约为 800 m 。

(3)激光雷达的最佳选址区域为横向位置在最佳横向距离附近,纵向位置大于纵向距离临界值的区域,为长条形。机场激光雷达最佳选址求解算法可应用于尾涡探测试验或动态尾流间隔系统的激光雷达选址决策分析,提供最佳选址位置以提高试验或系统尾涡探测的精度。

(4)本文针对某型激光雷达的最佳选址进行了计算分析,未开展激光雷达扫描角度、分辨率、角速度等设备参数对探测精度和最佳选址的影响分析;另一方面,本文基于无干扰大气的尾涡探测进行分析,实际环境中存在阵风、侧风、紊流等干扰,会对尾涡演化和探测结果产生影响,因此,后续可针对受干扰大气环境中的尾涡探测和最佳选址问题进行研究。

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 Hong-rong, LI Na, WEI Zhi-qiang. Safety analysis of aircraft encountering wake vortex[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12(1): 45-49. (in Chinese)
- [2] 徐肖豪,赵鸿盛,王振宇.尾流间隔缩减技术综述[J]. 航空学报,2010,31(4):655-662.
XU Xiao-hao, ZHAO Hong-sheng, WANG Zhen-yu. Overview of wake vortex separation reduction systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 655-662.

- (in Chinese)
- [3] 魏志强, 屈秋林, 刘 薇, 等. 飞机尾涡流场参数的仿真计算方法研究综述[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 33-42.
WEI Zhi-qiang, QU Qiu-lin, LIU Wei, et al. Review on the artificial calculating methods for aircraft wake vortex flow field parameters[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 33-42. (in Chinese)
 - [4] 冯力天, 周 杰, 范 琪, 等. 应用于民航机场风切变探测与预警的三维激光测风雷达[J]. 光子学报, 2019, 48(5): 186-196.
FENG Li-tian, ZHOU Jie, FAN Qi, et al. Three-dimensional lidar for wind shear detection and early warning in civil aviation airport[J]. Acta Photonica Sinica, 2019, 48(5): 186-196. (in Chinese)
 - [5] 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.
LI Jian-bing, GAO Hang, WANG Tao, 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)
 - [6] 潘卫军, 栾 天, 康贤彪, 等. 飞机尾流观测研究进展[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 511-521.
PAN Wei-jun, LUAN Tian, KANG Xian-biao, et al. Progress in observational studies of aircraft wake vortex in ground proximity [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 511-521. (in Chinese)
 - [7] 徐世龙, 胡以华, 赵楠翔. 基于激光雷达回波的飞机尾涡参量提取[J]. 光子学报, 2013, 42(1): 54-58.
XU Shi-long, HU Yi-hua, ZHAO Nan-xiang. Extrication of wake vortex parameters based on lidar echo[J]. Acta Photonica Sinica, 2013, 42(1): 54-58. (in Chinese)
 - [8] 胡以华, 吴永华. 飞机尾涡特性分析与激光探测技术研究[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(6): 1063-1069.
HU Yi-hua, WU Yong-hua. Study on the characteristic of aircraft wake vortex and lidar detection technique[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(6): 1063-1069. (in Chinese)
 - [9] 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.
PAN Wei-jun, ZHANG Qing-yu, ZHANG Qiang, et al. Identification method of aircraft wake vortex based on Doppler lidar[J]. Laser Technology, 2019, 43(2): 233-237. (in Chinese)
 - [10] 潘卫军, 段英捷, 易文豪, 等. 基于 YOLO 的人工智能飞机尾涡识别研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(11): 242-247.
PAN Wei-jun, DUAN Ying-jie, YI Wen-hao, et al. Research on aircraft wake vortex recognition based on YOLO artificial intelligence[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(11): 242-247. (in Chinese)
 - [11] 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): 9-26.
WANG Xiao-ye, WU Song-hua, LIU Xiao-ying, et al. Observation of aircraft wake vortex based on coherent Doppler lidar[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(9): 9-26. (in Chinese)
 - [12] WU Song-hua, ZHAI Xiao-chun, LIU Bing-yi. Aircraft wake vortex and turbulence measurement under near-ground effect using coherent Doppler lidar [J]. Optics Express, 2019, 27(2): 1142-1163.
 - [13] WU Song-hua, LIU Bing-yi, LIU Jin-tao. Aircraft wake vortex measurement with coherent Doppler lidar [J]. EPJ Web of Conferences, 2016, DOI: 10.1051/epjconf/201611914008.
 - [14] LIU Xiao-ying, ZHANG Xin-yu, ZHAI Xiao-chun, et al. Observation of aircraft wake vortex evolution under crosswind conditions by pulsed coherent Doppler lidar[J]. Atmosphere, 2020, DOI: 10.3390/atmos12010049.
 - [15] HON K, CHAN P. Aircraft wake vortex observations in Hong Kong[J]. Journal of Radars, 2017, 6(6): 709-718.
 - [16] CHUN S, BING L J, LIN Z F, et al. Two-step locating method for aircraft wake vortices based on Gabor filter and velocity range distribution[J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2020, 14(12): 1958-1967.
 - [17] 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.
 - [18] YOSHIKAWA E, MATAYOSHI N. Aircraft wake vortex retrieval method on lidar lateral range-height indicator observation[J]. AIAA Journal, 2017, 55(7): 2269-2278.
 - [19] SMALIKHO I N, BANAKH V A, FALITS A V. Measurements of aircraft wake vortex parameters by a stream line Doppler lidar [J]. Atmospheric and Oceanic Optics, 2017, 30(6): 588-595.
 - [20] FREHLICH R, SHARMAN R. Maximum likelihood estimates of vortex parameters from simulated coherent Doppler lidar data[J]. American Meteorological Society, 2005, 22(2): 117-130.
 - [21] 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): 1194-1207.
 - [22] 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.
 - [23] GAO Hang, LI Jian-bing, 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.
 - [24] KÖPP F, RAHM S, SMALIKHO I. Characterization of aircraft wake vortices by 2- μm pulsed Doppler lidar [J]. American Meteorological Society, 2004, 21(2): 194-206.
 - [25] HOLZÄPFEL F, GERZ T, KÖPP F, et al. Strategies for circulation evaluation of aircraft wake vortices measured by lidar[J]. American Meteorological Society, 2003, 20(8): 1183-1195.

- [26] 吴永华,胡以华,戴定川,等. 基于 $1.5\ \mu\text{m}$ 多普勒激光雷达的飞机尾涡探测技术研究[J]. 光子学报, 2011, 40(6): 811-817.
WU Yong-hua, HU Yi-hua, DAI Ding-chuan, et al. Research on the technique of aircraft wake vortex detection based on $1.5\ \mu\text{m}$ Doppler lidar[J]. Acta Photonica Sinica, 2011, 40(6): 811-817. (in Chinese)
- [27] 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.
ZHAO Li-ya, GU Run-ping, WEI Zhi-qiang. 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)
- [28] 谷润平,赵丽雅,魏志强. 飞机尾涡流场特征参数估算方法研究[J]. 航空计算技术, 2017, 47(6): 14-17, 23.
GU Run-ping, ZHAO Li-ya, WEI Zhi-qiang. Study on estimation method of characteristic parameters of aircraft wake vortex[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(6): 14-17, 23. (in Chinese)
- [29] LI Jian-bing, SHEN Chun, GAO Hang, et al. Path integration (PI) method for the parameter-retrieval of aircraft wake vortex by lidar[J]. Optics Express, 2020, 28(3): 4286-4306.
- [30] GAO Hang, LI Jian-bing, CHAN P W, et al. Parameter retrieval of aircraft wake vortex based on its max-min distribution of Doppler velocities measured by alidar[J]. The Journal of Engineering, 2019, 2019(20): 6852-6855.
- [31] 沈 淳,高 航,王雪松,等. 基于激光雷达探测的飞机尾流特征参数反演系统[J]. 雷达学报, 2020, 9(6): 1032-1044.
SHEN Chun, GAO Hang, WANG Xue-song, et al. Aircraft wake vortex parameter-retrieval system based on lidar[J]. Journal of Radars, 2020, 9(6): 1032-1044. (in Chinese)