

文章编号:1001-5078(2024)03-0355-09

· 激光应用技术 ·

# 基于激光雷达探测的飞机尾流融合预测方法

魏志强, 吕振海

(中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300)

**摘要:**为提高基于激光雷达的飞机尾流探测反演精度,根据扫描出的径向风速数据,建立了基于Kolmogorov结构函数的大气背景湍流耗散率(EDR)估计方法;然后基于两阶段消散预测模型,计入湍流对尾流消散过程的影响,实现基于历史探测数据的尾涡强度环量和涡核运动趋势的预测;通过环境探测数据与预测模型的结合,提高尾涡特性参数的反演精度。研究表明,相较于反演算法,采用本文模型预测的尾涡轨迹在径向距离和角度的精度上分别提高了59.5%、64.8%。

**关键词:**尾流探测;湍流估计;激光雷达;尾涡流场;融合预测

中图分类号:V328;TN249 文献标识码:A DOI:10.3969/j.issn.1001-5078.2024.03.005

## Aircraft wake fusion prediction method based on LiDAR detection

WEI Zhi-qiang, LV Zhen-hai

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

**Abstract:** To improve the accuracy of aircraft wake detection and inversion based on LiDAR, an estimation method for atmospheric background turbulence dissipation rate (EDR) on the basis of Kolmogorov structure function is established according to the scanned radial wind speed data. Then, on the strength of a probabilistic two-phase wake vortex Decay and Transport Model, the influence of turbulence on the wake dissipation process is taken into account to achieve the prediction of wake intensity circulation and vortex core motion trend based on historical detection data. By combining environmental detection data with predictive models, the inversion accuracy of wake characteristic parameters is improved. The research is shown that tail vortex trajectories predicted using the model in this paper are 59.5% and 64.8% more accurate in terms of radial distance and angle, respectively compared to the inverse algorithm.

**Keywords:** wake detection; turbulence estimation; LiDAR; wake vortex flow field; fusion prediction

### 1 引言

考虑到尾流对航空安全的威胁<sup>[1]</sup>,了解尾流的演化是必要的。得益于尾流具有特殊的雷达特性与空气动力学特性,可实现对尾流的探测与预测模型建立。

基于激光雷达探测径向风速的飞机尾流特性参数反演,有助于准确识别飞机尾流的影响范围与强

度消散过程,是开展空中交通尾流间隔动态缩减和安全风险监控的关键技术之一。在尾流的探测反演方面,靳宇波<sup>[2]</sup>等提到在恶劣天气下激光雷达探测性能不足的问题;李军<sup>[3]</sup>等在湿性大气中的尾流探测时发现雷达对小翼展飞机尾流探测能力下降;此外,大量对尾流探测的研究<sup>[4]</sup>考虑的背景风场是晴空或者简单的侧风,对实际应用存在一定的困难且

**基金项目:**国家自然科学基金项目(No. U2133210);中央高校基本科研任务费项目(No. 3122021066);波音基金项目(No. 20221010014)资助。

**作者简介:**魏志强,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:weizhiqiang@sina.com

**通讯作者:**吕振海,男,硕士研究生,主要从事激光雷达与尾流预警的研究。E-mail:2021031032@cauc.edu.cn

**收稿日期:**2023-05-15; **修订日期:**2023-06-23

无法针对尾流演化做出提前预警,所以引入模型预测是必要的。对大气湍流的仿真是开展基于激光雷达径向风的湍流强度估计和尾涡预测的基础。公认的用于仿真的大气湍流模型是 Von Karman 模型和 Dryden 模型。于莹洁<sup>[5]</sup>分别对两种模型的功率谱进行了分析,发现 Von Karman 模型在高频段更符合大气湍流的实际情况,适合应用在飞行仿真中。Dryden 模型形式简单,更适合工程计算;洪冠新<sup>[6]</sup>等应用蒙特卡洛法生成大气湍流模型,兼具均匀性和个性同性;高静<sup>[7]</sup>等应用双随机交换法提高了大气湍流仿真中的精度。

在基于湍流的尾涡演化特性预测方面, Visscher I D<sup>[8]</sup>等提出的一种近地尾涡预测的快速模型,在特定情况下误差较大;由 Holzäpfel F<sup>[9-10]</sup>等分析了利用大涡模拟(LES)在不同风条件下得到的尾涡变化规律,提出了一种描述尾涡衰减的二阶段模型(P2P),其与激光雷达探测结果拟合度较高。但是没有涉及湍流场环境下的尾涡预测; Körner S.<sup>[11]</sup>等提出的结合 APA3. 2, APA3. 4 众多模型的可靠集合平均模型更加精确但实时性较差。

本文首先根据 Dryden 模型、P2P 模型和 Hallock-Burnham 速度模型模拟出湍流风场及飞机尾涡流场并模拟激光雷达采用距离高度扫描(RHI)获得径向风场数据,然后与 Kolmogorov 湍流结构函数结合实时计算大气耗散率(EDR),然后将不同强度的 EDR 与尾流模型结合并加权,以此来预测尾涡在湍流影响下的演化情况。总体技术路如图 1 所示。

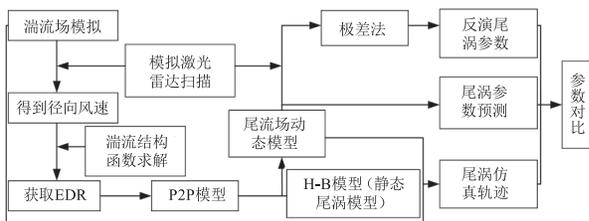


图 1 总体技术路线图

Fig. 1 Overall technical route

## 2 基于径向风速的湍流耗散率估算方法

### 2.1 基于激光雷达的近地风场探测方法

激光雷达探测包括发射、接受和信号处理三部分。将一定波长的激光信号发射出去,在接触到目标物之后经过反射、折射、散射等情况将产生频移的

信号反馈到接收装置并通过信号处理得到探测目标的速度信息。工作流程如图 2 所示。

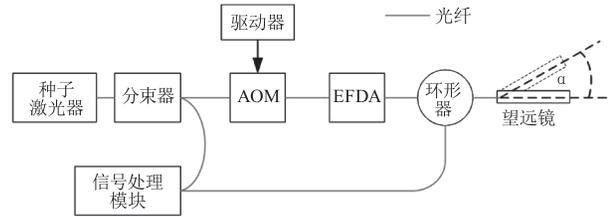


图 2 激光雷达探测原理图

Fig. 2 Schematic diagram of LiDAR detection

激光雷达发射一束信号光波,并在一定的扫描角度范围在垂直面上做循环摆动即 RHI 扫描方式,同时收集反馈信号计算每一视线上的目标物的径向速度,如图 3 所示。

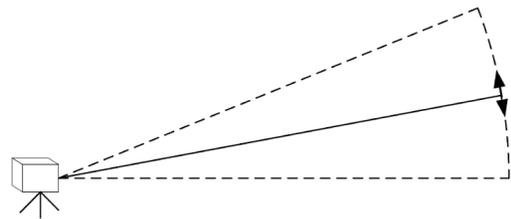


图 3 激光雷达工作示意图

Fig. 3 Schematic diagram of LiDAR operation

本文中模拟激光雷达的这种特点用以得到风场的数据进行尾涡的探测与预测。

### 2.2 湍流耗散率的计算方法

计算大气湍流耗散率要排除尾流对大气的影 响,所以需要 对扫描区域内尾流在时间和空间上存在与否使用不同的计算湍流耗散率的方法。在空间上判断可利用极差法能够识别到尾涡特征的性质,在时间上则需要用到航班时刻表,图 4 展示了尾流在时空上存在的情况。

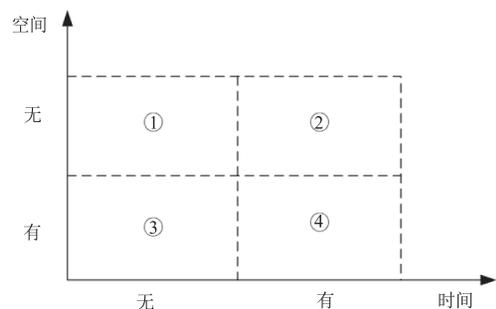


图 4 尾流在时空上的存在情况

Fig. 4 The existence of wake in time and space

第一种情况尾流在时间和空间上都不存在于扫

描界面内时,RHI 扫描数据只有大气湍流风速,可直接将径向风速用于计算湍流耗散率。

第二种情况为时域上尾流存在而在空间上不存在,此时尾涡处于扫描区域之外,RHI 扫描数据只有大气湍流风速,可计算湍流耗散率并为尾涡预测提供支持。

第三种情况为时域上尾流不存在于扫描截面内,而空间上显示存在。前后矛盾故该情况不成立。

第四种情况为飞机穿过扫描区域时尾涡出现在扫描区域中,此时为了避免尾流对大气耗散率计算精度的影响,可采用距离尾涡位置较远的 RHI 扫描数据估算大气耗散率。

目前有关湍流统计理论的研究基本上建立在均匀且各向同性假设的基础上。对于模拟出的三维湍流速度场,可通过 Kolmogorov 湍流理论中提出的湍流结构函数求解<sup>[12]</sup>。

多普勒激光雷达速度估计的统计描述需要适量风速度场的径向速度  $V(r,t)$  的统计描述(也称为纵向速度)<sup>[13-14]</sup>。对于平稳条件,  $V(r,t)$  的结构函数与时间  $t$  无关,定义为:

$$D_v(s) = \left( |v(r_0) - v(r_0 + s)|^2 \right) \quad (1)$$

结构函数的一个简单模型为:

$$D_v(s) = 2\sigma_v^2 \Lambda(s/L_0) \quad (2)$$

式中,  $\sigma_v^2$  表示径向速度的方差;  $L_0$  表示湍流的外部尺度。 $\Lambda(x)$  为通用函数,定义为:

$$\begin{aligned} \Lambda(x) &= 1 - \frac{2^{2/3}}{\Gamma(1/3)} x^{1/3} K_{1/3}(x) \\ &= 1.0 - 0.5925485x^{1/3} K_{1/3}(x) \end{aligned} \quad (3)$$

式中,  $k_{1/3}(x)$  表示修正的 1/3 阶贝塞尔函数,且只有当湍流外部尺度非常大时 ( $L_0 \gg S$ ), Kolmogorov 模型才是有效的。对于高雷诺值的均匀和各向同性湍流有<sup>[15]</sup>:

$$D_v(s) = C_v \varepsilon^{2/3} s^{2/3} \quad (4)$$

式中,  $\varepsilon$  是湍流能量耗散率,柯尔莫果洛夫常数  $C_v \approx 2^{[16]}$ 。将式(1) ~ (4) 结合可得到湍流能量耗散率的计算公式为:

$$\varepsilon = \left| \frac{2^{4/3} \pi}{\sqrt{3} \Gamma(1/3) \Gamma(4/3) C_v} \right|^{3/2} \frac{\sigma_v^3}{L_0} = 0.933668 \frac{\sigma_v^3}{L_0} \quad (5)$$

将模拟的大气湍流速度场代入计算得到湍流耗散率为  $0.24 \text{ m}^{2/3} \cdot \text{s}^{-3}$ ,查表 1 湍流等级<sup>[17]</sup>可知属

于轻度湍流。将其代入到 P2P 模型中即可模拟出对应湍流耗散率下尾涡的变化。

表 1 湍流等级划分

Tab. 1 Turbulence level classification

| 湍流的能量耗散率/( $\text{m}^{2/3} \cdot \text{s}^{-3}$ ) | 湍流等级 |
|---|------|
| <0.3  | 轻度   |
| 0.3 ~ 0.5   | 中度   |
| >0.5  | 强烈   |

湍流对尾流的影响在 P2P 模型中表现为对快速消散阶段起始时间的影响。

$$T'_2 = T'_{2,0} \exp(-0.185 T'_{2,0} N') \quad (6)$$

$$\begin{cases} T' = 0.804 \varepsilon'^{3/4} & \varepsilon' > 0.2535 \\ T'^{1/4} \exp(-0.70 T') = \varepsilon' & \varepsilon' > 0.0235 \\ T'_{2,0} = 5 & \varepsilon' \leq 0.0235 \end{cases} \quad (7)$$

式中,  $T'_{2,0} = T' - 1$ 。

### 3 基于湍流的尾涡演化过程预测方法

常见的尾流漩涡模型中 Hallock-Burnham 速度模型与实测数据更加吻合<sup>[18]</sup>,而 Rankine 速度模型和 Lamb-Oseen 速度模型则存在对环量低估的情况<sup>[19]</sup>。故使用 H-B 速度模型作为构建尾流场的基础,结合 P2P 模型以描述尾涡流场在时域上的变化,通过对速度矢量的合成来模拟激光雷达扫描尾流时得到的径向风速数据。

#### 3.1 尾涡流场参数计算模型

H-B 速度模型的表达式如下:

$$V(r) = \frac{r\Gamma}{2\pi(r^2 + r_c^2)} \quad (8)$$

飞机的尾涡是一对反向旋转的漩涡,流场内每一点的速度受到两个漩涡共同的影响。为了模拟激光雷达对尾流场的扫描,现规定以激光雷达所在位置为原点,建立如图 5 诱导速度合成图所示坐标系。

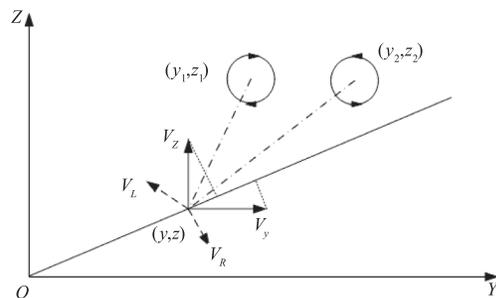


图 5 诱导速度合成图

Fig. 5 Induced velocity synthesis diagram

单涡对平面内一点的诱导速度在  $Y$  和  $Z$  方向上的分量可表示为:

$$\begin{aligned} V_{yl} &= V = \frac{z - z_l}{\sqrt{(y - y_l)^2 + (z + z_l)^2}} \\ &= -\frac{\Gamma_l(z - z_l)}{2\pi(r^2 + r_{cl}^2)} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} V_{zl} &= V \frac{y - y_l}{\sqrt{(y - y_l)^2 + (z - z_l)^2}} \\ &= \frac{\Gamma_l(y - y_l)}{2\pi(r^2 + r_{cl}^2)} \end{aligned} \quad (10)$$

式中,  $l$  为尾涡的编号,  $l = 1$  代表左涡;  $l = 2$  代表右涡, 涡心位置为  $(y_l, z_l)$ ;  $\Gamma_l$  为编号  $l$  的尾涡的环量大小;  $r_{cl}$  为编号  $l$  的尾涡涡心半径。图5中  $V_L$  和  $V_R$  分别表示左右涡在  $(y, z)$  处的切向速度。则受双涡影响该点的诱导速度对应的速度分量可表示为:

$$\begin{aligned} V_y &= V_{y1} + V_{y2} \\ &= \frac{\Gamma_1(z - z_1)}{2\pi(r^2 + r_{c1}^2)} + \frac{\Gamma_2(z - z_2)}{2\pi(r^2 + r_{c2}^2)} \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} V_z &= V_{z1} + V_{z2} \\ &= \frac{\Gamma_1(y - y_1)}{2\pi(r^2 + r_{c1}^2)} - \frac{\Gamma_2(y - y_2)}{2\pi(r^2 + r_{c2}^2)} \end{aligned} \quad (12)$$

将计算得到的速度分量合成到激光雷达径向线上即得到该点的径向速度。将激光雷达扫描范围内的采样点均以此方法进行合成并将空白处插值可得到仿真的激光雷达扫描的尾流图。取 A320 机型为例, 设定左右尾涡高度 160 m, 水平距离分别是 600 m 和 627.2 m, 初始环量为  $166.3 \text{ m}^2/\text{s}$ 。得到的结果如图 6 所示。

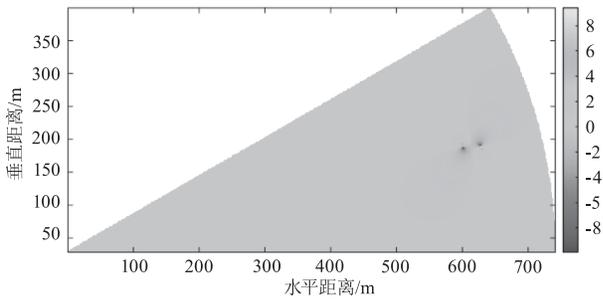


图6 仿真激光雷达得到的多普勒速度分布图

Fig. 6 Doppler velocity distribution obtained by simulating lidar

### 3.2 尾涡的演化过程预测方法

在模拟激光雷达扫描尾流的过程中, 尾流是在变化的, 主要体现在尾流的环量和位置的改变。由德国宇航中心提出的 P2P 模型与激光雷达探测

结果拟合度高, 能较好地反应尾涡的变化<sup>[9]</sup>。该模型基于涡旋演化方程, 其中用来描述环量演化公式为:

$$\Gamma(r, t)/\Gamma_0 = 1 - \exp(-r^2/4vt) \quad (13)$$

该式子在两阶段模型中用以描述基础的涡旋衰减和下沉运动。采用归一化描述尾涡参数变化, 其中时间的归一化表示为:

$$\begin{aligned} t' &= 2\pi b_0^2/\Gamma_0 \\ &= b_0/\omega \end{aligned} \quad (14)$$

P2P 模型中对环量的描述主要有两个阶段分别为扩散阶段和快速消散阶段, 在尾涡初形成的扩散阶段, 消散的速度趋于缓慢。扩散阶段的归一化尾涡环量消散公式为:

$$\Gamma'_{s-15}(t') = \frac{1}{11} \sum_{r=5}^{15} A - \exp\left[\frac{-r'^2}{4v'_1(t' - T'_1)}\right] \quad (15)$$

为了便于计算, 将该公式做简化处理得:

$$\Gamma'_{s-15}(t') = A - \exp\left[-R'^2/(v'_1(t' - T'_1))\right] \quad (16)$$

第二阶段为快速衰减阶段, 与第一阶段不同的是该阶段尾涡强度迅速降低, 与该阶段相对应的公式表示为:

$$\begin{aligned} \Gamma'_{s-15}(t') &= A - \exp\left[\frac{-R'^2}{v'_1(t' - T'_1)}\right] - \\ &\exp\left[\frac{-R'^2}{v'_2(t' - T'_2)}\right] \end{aligned} \quad (17)$$

式中,  $A$  为调节  $\Gamma'_{s-15}(t' = 0)$  的常数;  $-T'_1$  对应  $t' = 0$  处的尾涡的时间;  $T'_2$  为快速消散阶段的起始时间;  $v'_2$  为有效粘度;  $T'_2$  和  $v'_2$  是与气象有关的函数即浮力频率  $N'$ 。

尾涡形成至消失的过程中伴随着强度的消散, 其位置也在发生变化。一般用涡心的位表示尾涡的位置。尾涡的下沉速度与双涡的涡心间距及涡心半径有关, 具体表达为:

$$\omega' = 1 - \exp(-2.5b^2/r_c^2) \quad (18)$$

相对应的环量和涡心半径的关系为:

$$\Gamma'_{s-15} = \frac{1}{11} \sum_{r=5}^{15} 1 - \exp\left[\frac{-1.257r^2}{r_c^2}\right] \quad (19)$$

将公式(18) ~ (19) 联立即可得到环量和下沉速度之间的表达式。并进一步计算出尾涡下沉速度  $\omega'$  随时间的变化。在原公式<sup>[20]</sup> 的基础上改进可由定积分定义可计算出  $t$  时刻的对应的尾涡高度  $h$ :

$$h = h_0 - \sum_k \int \omega dt \quad (20)$$

式中,  $k$  表示对时间的微分;  $h_0$  表示尾涡初始高度。将得到的尾涡位置随时间的变化代回到 H-B 模型中可得到扫描时间内尾涡的变化情况。

#### 4 尾流探测反演与融合预测的实验分析

##### 4.1 近地湍流场的构建方法

实际的大气湍流是十分复杂的物理现象。为了使研究不至于过分复杂需要将大气湍流适当地加以理想化。目前大气湍流的模型是建立在三个假设之上(平稳性和均匀性假设、各向同性假设和 Gauss 分布假设)。

相较于 Von karman 模型, Dryden 模型形式简单、兼顾均匀性和各向同性且能较快模拟出大范围的湍流场, 能够满足本文对机场上空风场的模拟。

在湍流场的构建中, 首先将 Dryden 的纵向和横向函数由 Batchelor 公式分解得到其空间相关函数; 再构建三维高斯白噪声场并以此建立相关函数矩阵; 最后利用空间相关函数计算出矩阵元素并通过 Cholesky 分解法得到相应的空间湍流场。

##### 4.1.1 Dryden 湍流模型

Dryden 模型的纵向和横向相关函数为:

$$f(\xi) = e^{-\frac{\xi}{L}} \quad (21)$$

$$g(\xi) = e^{-\frac{\xi}{L}} \left( 1 - \frac{\xi}{2L} \right) \quad (22)$$

式中,  $\xi$  为空间中两点之间的距离;  $L$  为大气湍流尺度。

由 Batchelor 公式, 能够得到基于 Dryden 模型频谱的空间相关函数:

$$R_{uu}(\xi_1, \xi_2, \xi_3) = \sigma_u^2 e^{-\frac{\xi}{L}} \left( 1 - \frac{\xi_2 + \xi_3}{2L\xi} \right) \quad (23)$$

$$R_{vv}(\xi_1, \xi_2, \xi_3) = \sigma_v^2 e^{-\frac{\xi}{L}} \left( 1 - \frac{\xi_2 + \xi_3}{2L\xi} \right) \quad (24)$$

$$R_{ww}(\xi_1, \xi_2, \xi_3) = \sigma_w^2 e^{-\frac{\xi}{L}} \left( 1 - \frac{\xi_2 + \xi_3}{2L\xi} \right) \quad (25)$$

式中,  $\xi^2 = \xi_1^2 + \xi_2^2 + \xi_3^2$ 。

基于公式(23) ~ (25) 可构建三维大气湍流场的空间相关函数矩阵。

##### 4.1.2 产生三维高斯白噪声场

根据需要的空间湍流场的范围, 将空间划分为  $m \times n \times l$  个网格以离散化, 并把生成在 (0, 1)

上的高斯分布白噪声序列 按图 7 所示排列到三维场  $\{Z(x, y, z)\}$  中, 其中  $x = 1, 2, \dots, m; y = 1, 2, \dots, n; z = 1, 2, \dots, l$  且满足  $Z(x, y, z) = Z_i$ , 其中,  $i = (x - 1)nl + (y - 1)l + z$ 。则该场即为各向同性的符合高斯分布的白噪声场。

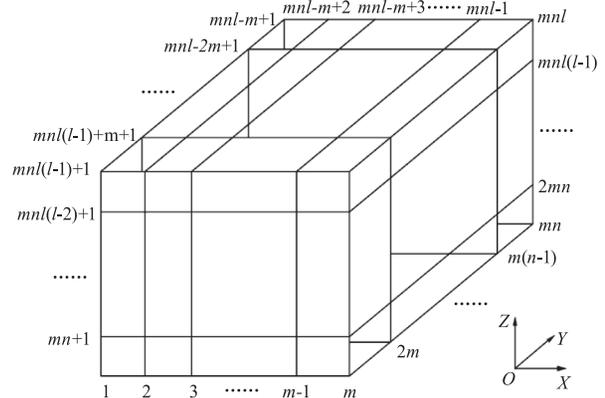


图7 随机变量空间分布示意图

Fig. 7 Schematic diagram of spatial distribution of random variables

##### 4.1.3 建立离散化相关函数矩阵

以图 7 所示空间中点的分布情况, 依据点与点之间的相关性构造相关系数矩阵  $M_u = \{C_{ij}\}$ , 其表达式为:

$$M_u = \begin{pmatrix} C_{11} & \cdots & C_{1j} & \cdots & C_{1p} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ C_{i1} & \cdots & C_{ij} & \cdots & C_{ip} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ C_{p1} & \cdots & C_{pj} & \cdots & C_{pp} \end{pmatrix} \quad (26)$$

矩阵中的  $C_{ij}$  表示任意两点  $i(x_i, y_i, z_i)$  和  $j(x_j, y_j, z_j)$  之间由式(23) ~ (25) 得到的基于 Dryden 模型的空间相关函数。根据本文的需求需要产生一个步长为 5 米的  $P = 5 \times 150 \times 75$  的三维湍流场。其中:

$$C_{1,1} = C_{2,2} = \cdots = C_{56250,56250} = 1$$

$$C_{1,2} = C_{2,1} = e^{-\frac{\Delta h}{L}}$$

.....

$$C_{1,56250} = C_{56250,1} = e^{-\frac{166.41\Delta h}{L}} \left( 1 - \frac{83.16\Delta h}{L} \right)$$

$$C_{2,56250} = C_{56250,2} = e^{-\frac{166.39\Delta h}{L}} \left( 1 - \frac{83.16\Delta h}{L} \right)$$

.....

式中,  $\Delta h$  为网格步长;  $L$  为大气湍流纵向尺度。

##### 4.1.4 生成满足相关系数矩阵的湍流场

计算得到的相关系数矩阵  $M_u$  为正定矩阵, 对

其使用 Cholesky 分解法可得到一个上三角和一个下三角矩阵,即  $M_u = AA^T$ ,其中  $A$  为下三角矩阵,假设  $U$  为需要产生的随机场,则  $U = AZ$ ,且  $U$  是可证明的满足相关系数矩阵的随机场<sup>[6]</sup>。

将随机场  $U$  同样按照图一所示顺序排列可得仿真湍流场如图 8 所示,并取激光雷达扫描截面图 9 中的湍流场计算湍流耗散率。

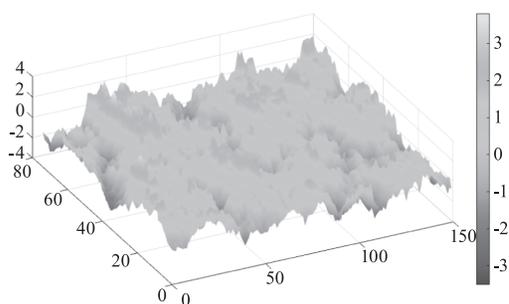


图 8 仿真三维大气空间湍流场剖面示意图

Fig. 8 Schematic diagram of simulated three dimensional atmospheric turbulent flow field profile

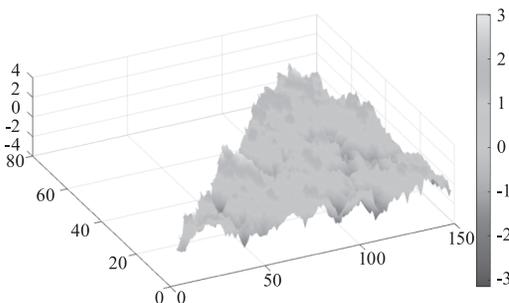


图 9 仿真激光雷达扫描湍流场截面

Fig. 9 Simulated LiDAR scanning turbulent flow field cross section

#### 4.2 尾涡特性参数的探测反演方法

尾涡的探测是将激光雷达探测到的径向风速通过极差法<sup>[21]</sup>识别出尾涡特征并进一步计算出尾涡参数的;而尾涡的预测则是建立对湍流耗散率的预测上,通过大量的 EDR 数据估算其对尾涡演化过程的影响。

根据尾涡的特点,激光雷达扫描得到的尾流速度场中,涡心所在径向距离上的上下探测单元应呈现出方向相反的多普勒速度且极差最大,而涡心的位置则正处于正负多普勒速度之间。故利用该性质可对尾流速度场中涡心所在位置进行定位。利用激光雷达在每个距离门  $R_k$  的不同仰角 所有的探测单元中取极差的方式得到距激光雷达不同径向距离上的速度极差,从而确定涡心相距激光雷达的径向

距离:

$$\Delta V(R_k) = \max_{\phi} \{V_D(R_k, \phi)\} - \min_{\phi} \{V_D(R_k, \phi)\} \quad (27)$$

式中,  $\phi$  为激光雷达扫描波束的仰角。

将该离散数据拟合成双峰高斯曲线可以得到极差曲线如图 10 所示。

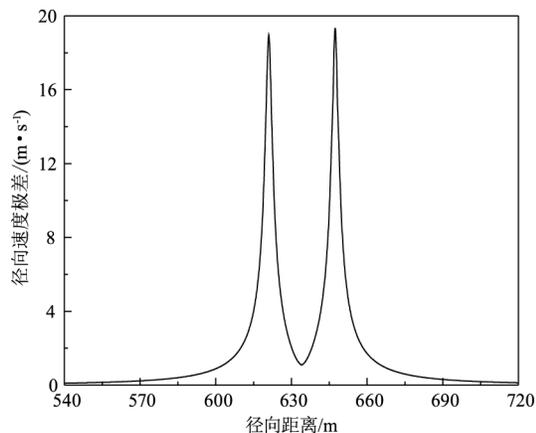


图 10 多普勒速度极差随径向距离的变化

Fig. 10 The variation of Doppler velocity range with radial distance

图中所示两个峰值对应的就是左右两个涡心相对于激光雷达的径向距离。应该注意到尾涡的性质决定了涡心上下的探测单元的多普勒速度是相反的。因此涡心相对于激光雷达的仰角应介于上述两个径向距离上不同扫描角度的极大速度和极小速度对应的角度之间。用公式表达为:

$$\phi_{ci} = \frac{1}{2} \left( \arg \min_{\phi} (V_D(R_{ci}, \phi)) + \arg \max_{\phi} (V_D(R_{ci}, \phi)) \right) \quad (28)$$

式中,  $i = 1$  表示左涡,  $i = 2$  表示右涡。

如图 11 所示,两条曲线表示两涡心所在径向距离上不同仰角的径向速度,左右涡心相对于激光雷达的仰角在其涡心径向速度的最大值与最小值中间。

现对极差法中的误差进行分析。取 A320 机型参数作为算例,翼展为 34.1 m,空重 42400 kg,飞行速度 60 m/s。在计算时,设定激光雷达位于尾涡左侧,左右尾涡相距激光雷达水平距离初始设置分别为 600 m, 627.2 m,高度均为 160 m;激光雷达扫描角度间隔、距离门取不同数值的情况下,得到反演尾涡径向分辨率 (a) 和角度 (b) 的平均误差如图 12 所示。

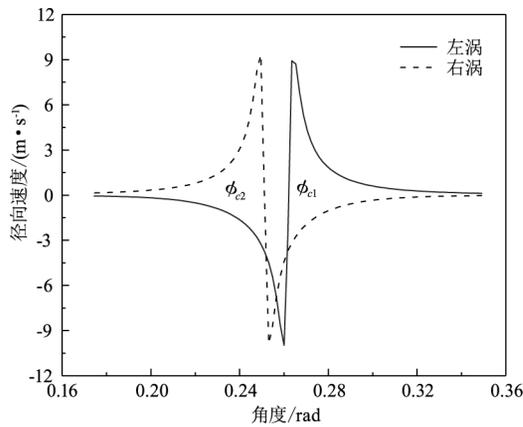
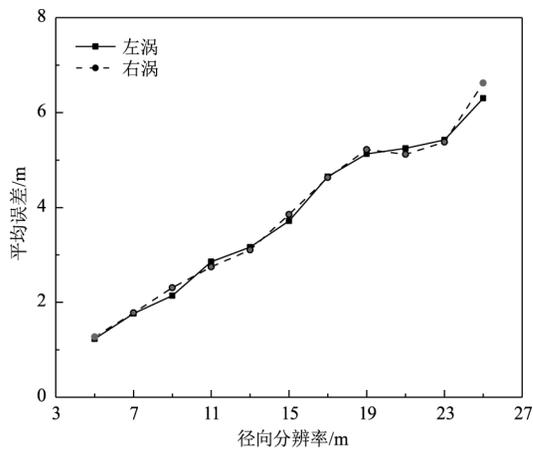
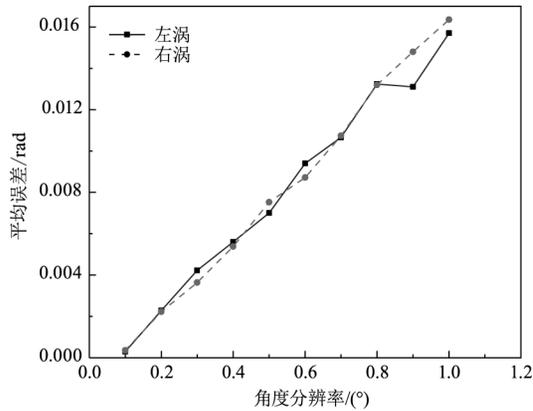


图 11 不同仰角下径向速度的变化

Fig. 11 Changes in radial velocity at different elevation angles



(a) 径向分辨率平均误差



(b) 角度分辨率平均误差

图 12 距离和角度分辨率对误差的影响

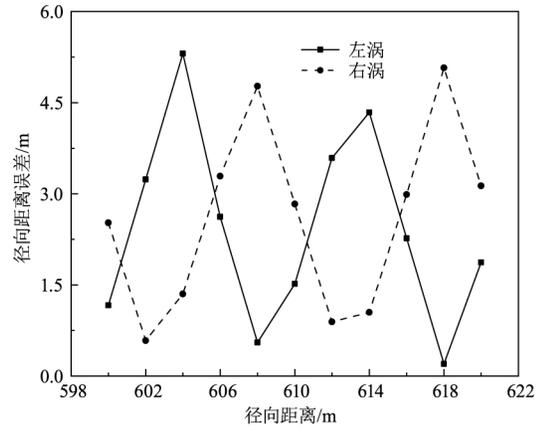
Fig. 12 The influence of distance and angle resolution on errors

结果显示随着角度分辨率和径向分辨率的增加,左右尾涡参数的反演结果的平均误差呈现增大的趋势。其中误差下降的分辨率位置是因为所取尾涡位置恰好处在距离门上,造成短暂精度高的假象。

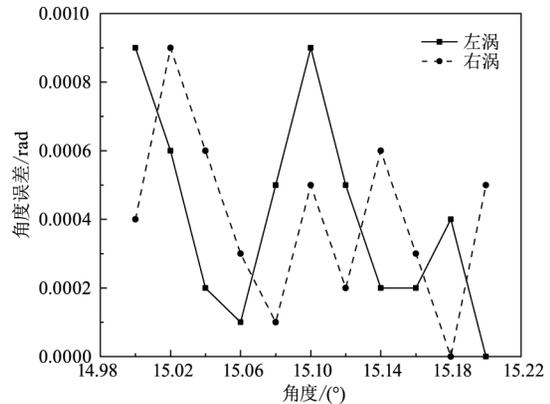
除此之外,在原算例的基础上将径向分辨率固

定为 10 m、角度分辨率固定为 0.1°,只改变尾涡的位置可得到相应的误差变化如图 13 所示。

结果显示,随着径向距离的增加,利用极差法反演得到的误差呈现出不稳定的状态。根据极差法的原理可知当尾涡恰好处于距离门上时误差最小,处于两个距离门之间时误差最大,角度同理。所以在连续的改变尾涡位置的情况下误差会从 0 到径向分辨率的 1/2 之间循环浮动,不利于尾涡的定位。



(a) 径向距离对误差的影响



(b) 角度对误差的影响

图 13 位置对误差的影响

图 13 位置对误差的影响

### 4.3 探测与预测的融合方法

为了减小因探测精度不足导致反演的尾涡参数误差,现提出一种通过预测湍流耗散率来预测尾涡参数演化的方法。首先通过 4.1 节和 2.2 节中的方法仿真并计算出 100 s 内的湍流耗散率如图 14,并根据不同的强度等级对其进行划分并赋予相应的权重,然后将不同强度的 EDR 与 P2P 模型结合得到相应的尾涡环量变化,再进行加权计算,得到目前湍流环境下对尾涡参数的预测结果。

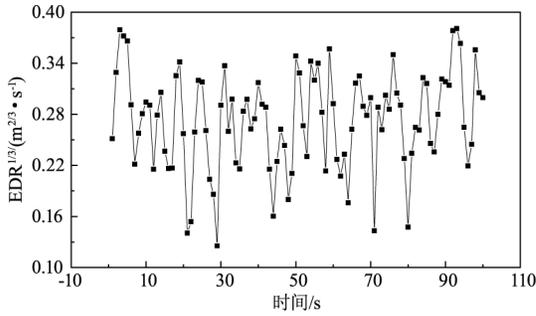


图 14 EDR<sup>1/3</sup> 随时间的变化

Fig. 14 EDR<sup>1/3</sup> changes over time

现将 EDR<sup>1/3</sup> 分成 0.18、0.25、0.32 三个强度,并根据其附近值出现的频数得到相应的权重。同样取 A320 机型参数作为模型的输入。得到相应 EDR 强度下环量以及加权环量如图 15 所示。

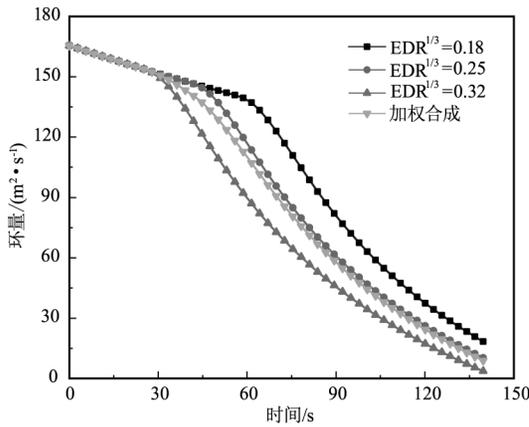


图 15 不同 EDR<sup>1/3</sup> 影响下的环量

Fig. 15 Circulation under the influence of different EDR<sup>1/3</sup>

为进一步探究此方法在尾涡预测方面的应用,现将合成后的环量应用到 P2P 模型中并得到预测的尾涡运动参数;将湍流场与尾流场叠加可得到仿真的尾涡运动参数;模拟激光雷达扫描得到尾流速度场(径向分辨率取 10 m,角度分辨率取 0.1°)并应用极差法对该轨迹产生的尾流场计算得到反演的尾涡运动参数。以左涡为例,结果如图 16 所示。

可见探测、预测的结果与仿真结果均存在一定偏差。经对比,在径向距离上预测与仿真平均误差为 1.177 m,探测与仿真的最大误差为 2.904 m;在角度上预测与仿真最大误差为 0.0027 rad,探测与仿真的最大误差为 0.0076 rad。可见预测相对误差更小,其次利用极差法并不能做到每一时刻对尾涡参数反演,而是需要激光雷达扫描一个周期后,利用每一周期收集的风速数据进行尾涡识别和参数反

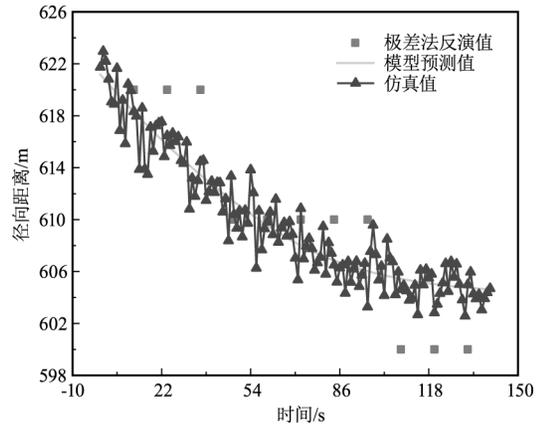
演,受制于激光雷达性能,存在一定的滞后性。

### 5 结论

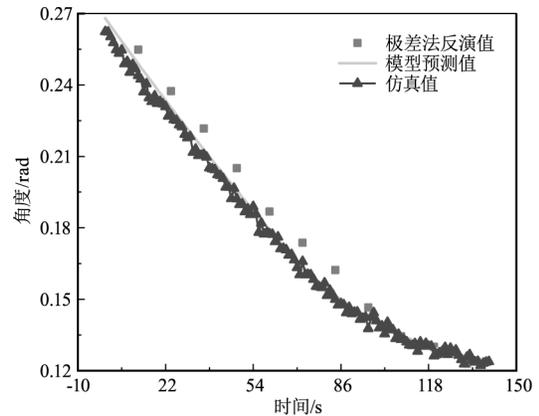
针对尾涡参数的探测、追踪及预测,本文对尾涡反演算法极差法进行了理论验证及分析,同时基于两阶段模型对尾涡演化过程中的参数进行预测,并将二者与仿真尾涡演化参数对比。主要结论如下:

(1) 通过与仿真尾涡运动参数对比,验证了将当地大气参数、机型信息和模型结合的方式预测尾涡参数的可行性和有效性。

(2) 采用极差法对尾涡参数进行反演受制于激光雷达性能和大气环境。反演一次尾涡参数需要雷达扫描一个周期故算法存在滞后性;此外反演尾涡参数(径向距离及角度)的最大误差和平均误差分别为对应分辨率下 50% 和 25% 左右且误差不稳定。



(a) 涡心径向距离变化



(b) 涡心角度变化

图 16 分别采用极差法、模型预测与仿真得到的涡心参数随时间的演化

Fig. 16 Evolution of vortex center parameters over time using range method, model prediction, and simulation, respectively

(3) 以 A320 机型在 140 s 内的尾涡参数演化为例,采用模型预测的方法比极差法反演的精度在径向距离和角度上分别平均提高了 1.727 m、0.0049

rad. 仅克服了反演算法中缺点,并且通过模型预测可提前预知尾流的演化路径,对管制更加友好。

目前,尾流参数的预测并不能做到实时调整,针对尾流下降过程中突然出现的大幅度阵风对尾流的影响无法做到及时响应。在后续研究中可采用探测与预测相融合的方式,进一步提高参数预测的可靠性。

#### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] Jin Yubo, Wang Xin. Research progress and application trends of aircraft wake detection technology[J]. *Technological Innovation and Application*, 2015, (27): 51-52. (in Chinese)  
靳宇波, 王鑫. 飞机尾流探测技术研究进展与应用趋势探析[J]. *科技创新与应用*, 2015, (27): 51-52.
- [3] Li Jun, Wang Xuesong, Wang Tao. Radar detection performance of aircraft wake vortices in wet air[J]. *Radar Science and Technology*, 2009, 7(5): 333-338. (in Chinese)  
李军, 王雪松, 王涛. 湿性大气中飞机尾流的雷达探测性能[J]. *雷达科学与技术*, 2009, 7(5): 333-338.
- [4] Zhou Bin, Wang Xuesong, Wang Tao. Analysis of the radar cross section of aircraft wake vortex for clear air[J]. *Journal of Microwaves*, 2008, 24(5): 5. (in Chinese)  
周彬, 王雪松, 王涛. 晴空状态下飞机尾流的雷达散射截面分析[J]. *微波学报*, 2008, 24(5): 5.
- [5] Yu Yingjie, Li Yong. Method for detecting and simulating 3D turbulence field of airborne weather radar[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2016, 38(2): 293-297. (in Chinese)  
于莹洁, 李勇. 机载气象雷达的三维湍流模型和探测仿真方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2016, 38(2): 293-297.
- [6] Hong Guanxin, Xiao Yelun. Monte carlo simulation for 3-D-Field of atmospheric turbulence[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(6): 542-545. (in Chinese)  
洪冠新; 肖业伦. 用蒙特卡罗法仿真生成三维空间大气紊流场[J]. *航空学报*, 2001, 22(6): 542-545.
- [7] Gao Jing, Hong Guanxin, Liang Zaoqing, et al. Theory and method of numerical simulation for 3D atmospheric turbulence field based on VON KARMAN model[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(6): 736-740. (in Chinese)  
高静, 洪冠新, 梁灶清. VON KARMAN 模型三维大气紊流仿真理论与方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(6): 736-740.
- [8] De Visscher I, Lonfils T, Winckelmans G. Fast-time modeling of ground effects on wake vortex transport and decay[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(5): 1514-1525.
- [9] Holzäpfel F. Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(2): 323-331.
- [10] Holzäpfel F. Probabilistic two-phase aircraft wake-vortex model; further development and assessment[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 700-708.
- [11] Koerner S, Ahmad N N, Holzäpfel F, et al. Multi-model ensemble wake vortex prediction[C]//7th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 2015.
- [12] Davies F, Collier C G, Pearson G N, et al. Doppler lidar measurements of turbulent structure function over an urban area[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2004, 21(5): 753-761.
- [13] Frehlich, Rod, Cornman, et al. Estimating spatial velocity statistics with coherent doppler lidar[J]. *Journal of Atmospheric & Oceanic Technology*, 2002, 19: 355-366.
- [14] Banakh V A, Bodaruev V V, Smalikho I N. Estimation of the turbulence energy dissipation rate from the pulsed doppler lidar data[J]. *Atmospheric and Oceanic Optics C/C of Optika Atmosfery I Okeana*, 1997, 10: 957-965.
- [15] Zhou Jie, Gao Hang, Zhang Xuhui, et al. A retrieval method of the multi characteristics of wind field based on lidar measurement[J]. *Laser & Infrared*, 2022, 52(4): 488-496. (in Chinese)  
周洁, 高航, 张旭晖, 等. 一种基于激光雷达探测的风场多特征反演方法[J]. *激光与红外*, 2022, 52(4): 488-496
- [16] Monin, A. S., and A. M. Yaglom, 1975; statistical fluid mechanics; mechanics of turbulence volume 2[M]. MIT Press: 874.
- [17] Banakh V A, Smalikho I N, Werner C. Numerical simulation of doppler lidar detection of clear-air turbulence[C]//Conference on Laser Radar; Ranging and Atmospheric Lidar Techniques, 2002.
- [18] 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.
- [19] Ahmad N N, Proctor F. Review of Idealized aircraft wake vortex models[C]//Aerospace Sciences Meeting, 2013.
- [20] Li J, Wang T, Gao H, et al. Circulation retrieval of wake vortex under rainy condition with a radar[C]//2017 IEEE Radar Conference(RadarConf). IEEE, 2017: 0095-0100.
- [21] Shen Chun, Gao Hang, Wang Xuesong, et al. Aircraft wake vortex parameter-retrieval system based on Lidar[J]. *Journal of Radars*, 2020, 9(6): 1032-1044. (in Chinese)  
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.