

文章编号:1004-4213(2011)06-0811-7

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

吴永华^{1,2}, 胡以华^{1,2}, 戴定川³, 徐世龙^{1,2}, 李今明^{1,2}

(1 脉冲功率激光技术国家重点实验室(电子工程学院), 合肥 230037)

(2 安徽省电子制约技术重点实验室, 合肥 230037)

(3 电子工程学院 406 室, 合肥 230037)

摘 要:为规避尾涡威胁,保障飞行安全,研究了飞机尾涡的激光探测技术.介绍了尾涡探测基本原理,给出了激光探测方式设计和探测系统参量选择.基于设计的尾涡激光探测方案,研究了飞机尾涡回波多普勒谱与机型参量、飞行参量以及环境参量间的关系,获得了尾涡的径向速度分布规律,建立了尾涡回波多普勒谱模型,选取最佳尾涡参量估计算法用于尾涡的全面表征;通过开展 A340 的尾涡探测外场实验验证了激光探测尾涡的可行性和尾涡参量估计算法的有效性.研究表明,尾涡回波多普勒谱值与径向速度的三次方成反比,与涡流环量的二次方成正比.

关键词:尾涡探测;回波多普勒谱模型;尾涡参量估计算法;激光雷达;飞行安全;机场容量

中图分类号:TN249

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20114006.0811

0 引言

飞行中飞机的机翼会对大气产生扰动,形成一对绕机翼反向旋转的闭合漩涡,这就是飞机尾涡.其涡旋强度大、存在时间长,会对尾随其后的飞机飞行安全构成严重威胁,以至机场飞机起飞或降落时的跟进距离受到限制,机场容量也因此缩减.这个问题已成为当前国内外飞机飞行安全和机场航空管制领域的关键难题.研究尾涡特性及其探测技术对解决该难题具有重要意义:一则,可借助先进的尾涡探测技术,实现飞机规避尾涡,达到保障飞行安全的目的;再则,可突破传统安全飞行间距标准的限制,极大提高机场运输容量^[1-3].

基于上述原因,飞机尾涡探测技术已成为国际航空领域研究的焦点.国外在这方面研究起步较早、发展较快,特别近年来已将多种探测技术用于监测研究尾涡的生成、扩散以及衰减等活动.2006年,Stephen M. 等人将商业测风声雷达应用到了飞机尾涡的探测领域,其主要是基于声雷达天线阵列反射回的声波信号,提取出尾涡位置和循环流动等信息,进而跟踪和表征尾涡^[4].同年,日本电子导航研究所(Electronic Navigation Research Institute,

ENRI)在仙台机场也曾多次应用多普勒激光雷达对 Boeing 767、Airbus 320 等类型飞机的尾涡进行了测量,以获取尾涡的位置和扩散衰减规律^[5-6].2008年,Frederic 等人在法国巴黎机场开展了 X 波段多普勒雷达的尾涡探测实验,以评估其在晴空、湿性大气等多种天气条件下和 2 000 m 左右短距离内的尾涡监测能力^[7].

诸多实验研究表明,相比其它探测手段,多普勒激光雷达具有探测准确度高和探测距离远的优势,已成为尾涡探测的最有效可行的工具^[8].本文在给出了尾涡激光探测的基本原理、方式设计以及系统参量基础上,获得了尾涡的径向速度分布规律,建立了尾涡回波多普勒谱模型,并选择了最佳的尾涡参量估计算法.最后通过外场实验验证了尾涡激光探测的可行性和参量估计算法的有效性.

1 尾涡的相干多普勒激光探测

1.1 尾涡探测基本原理

国外的大量实验研究表明相干激光雷达是探测飞机尾涡的最有效可行的手段.为此,本文基于 $1.5 \mu\text{m}$ 脉冲相干多普勒激光雷达,提出了激光雷达探测飞机尾涡的设计方案.图 1 所示为基于激光雷

基金项目:国家自然科学基金(No. 60672154、No. 60908033)资助

第一作者:吴永华(1986-),男,硕士生,主要研究方向为光电信息处理技术. Email: wuyonghua2010@126.com

导师(通讯作者):胡以华(1962-),男,教授,博士生导师,博士,主要研究方向为航天信息处理技术. Email: yh_hu@263.com;

收稿日期:2010-10-19;修回日期:2010-12-29

达的机场尾涡探测示意图,其中定义 X 轴正向为基准方向,飞机沿基准方向腾空起飞, Z 向为与基准方向垂直的截面纵向, Y 向为与基准方向垂直的截面

横向. YOZ 面以及与其平行的无数平面,构成了飞机飞过不同距离处的尾涡截面切片.

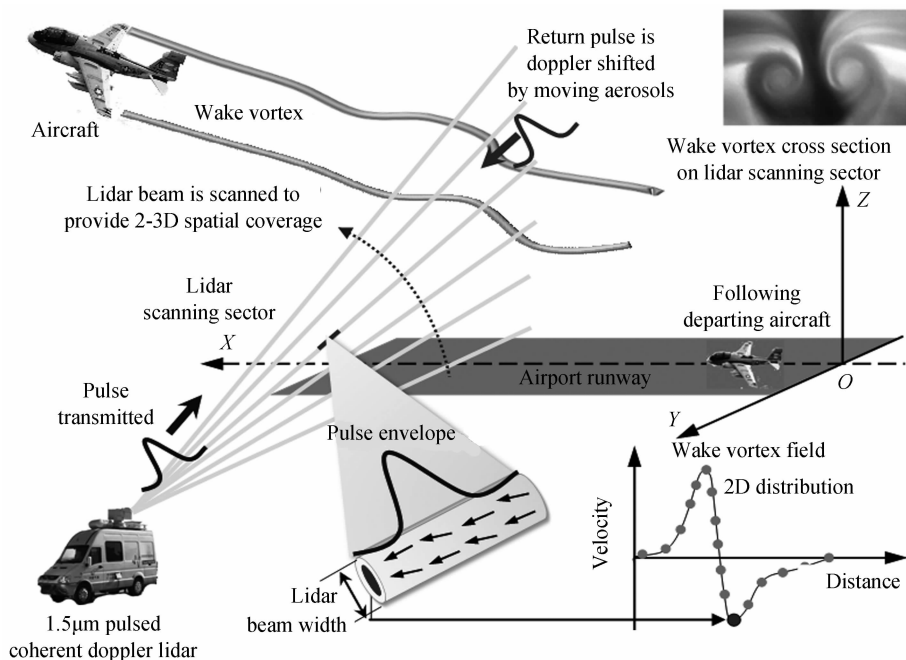


图1 基于激光雷达的机场飞机尾涡探测原理

Fig.1 Schematic diagram of airport aircraft wake vortex detection principle based on lidar

图1中,激光雷达主要发射激光波束对某特定空域进行扫描,并通过望远镜接收大气分子或气溶胶粒子对激光的后向散射信号.在探测空域中,由于大气分子的热运动和气溶胶粒子的布朗运动使得大气后向散射信号产生多普勒展宽,而粒子的整体平均运动速度则导致了大气回波信号的多普勒频移.通过相干方法检测到不同点处的大气回波信号的多普勒频移,进而反演出此点处的大气分子或气溶胶粒子的沿激光波束的径向速度.

若设大气分子或气溶胶粒子沿激光波束的径向速度为 V_R ,经散射作用后原频率为 f_0 的单频激光会发生 Doppler 频移 Δf_D ,且 Doppler 频移 Δf_D 与径向速度 V_R 之间存在关系^[8]

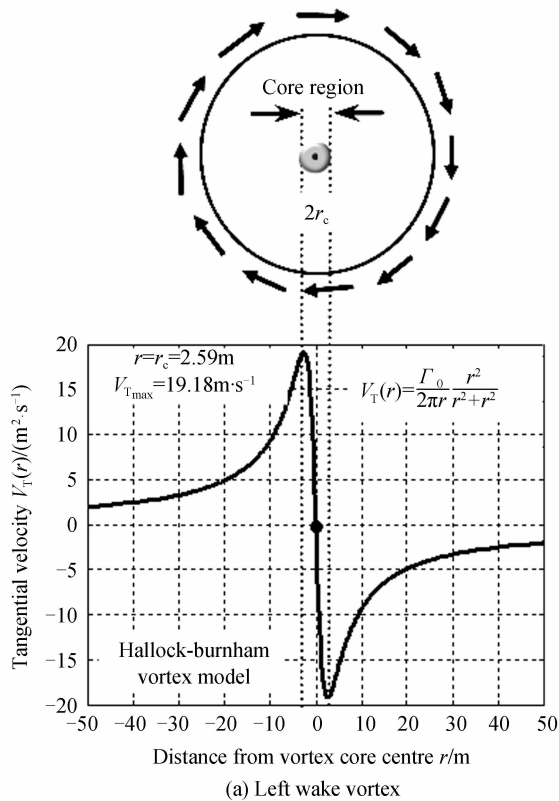
$$\Delta f_D = 2f_0 \frac{V_R}{c} = \frac{2}{\lambda_0} V_R \quad (1)$$

式中, c 为光速, λ_0 为频率 f_0 对应的激光波长.

1.2 尾涡探测方式设计

由于多普勒激光雷达在测量大气分子或气溶胶粒子速度时,仅有与激光波束传播方向一致的速度分量才能引起后向散射光信号的多普勒频移.因而在利用激光雷达探测飞机尾涡时选用如图1中所示的激光横向探测方式.具体来说,激光雷达(Light Laser Detection and Ranging, LIDAR)发射激光波束在垂直于飞机飞行方向的横截面内进行俯仰向上的扇形扫描,并通过处理接收到的激光回波信号,反

演出扫描扇面上各点的速度信息,后再基于尾涡参量估计算法,提取出涡核位置、涡核半径以及涡流环量等尾涡参量信息.该种横向探测尾涡的方式,也常称为距离高度显示器(Range-Height-Indicator, RHI)扫描方式.



(a) Left wake vortex

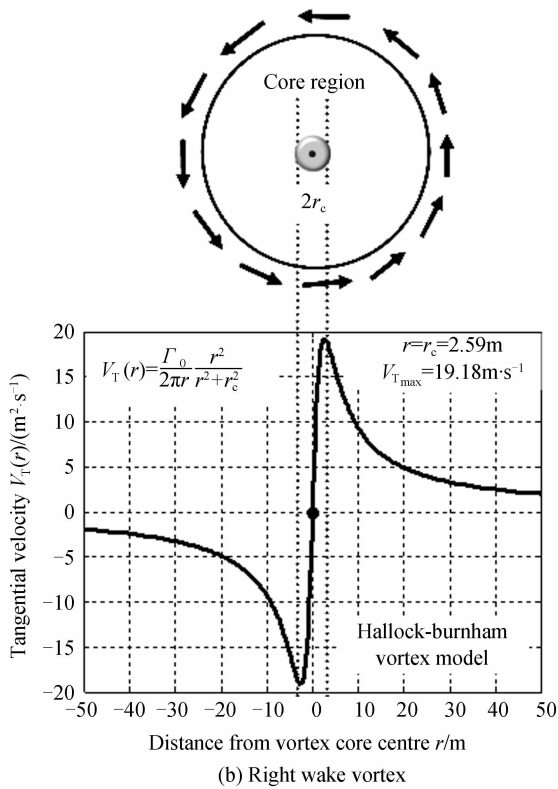


图2 飞机左右尾涡截面的旋转速度示意图
Fig. 2 Schematic diagram of rotation velocity of the left-right aircraft wake vortices

表1 1.5 μm 脉冲相干多普勒激光雷达系统参量

Table 1 System parameters of 1.5 μm pulsed coherent doppler lidar

Parameter	Value	Parameter	Value
Detection wavelength	1 572 nm	Optic efficiency	0.50
Output energy	0~1 J	Receiving aperture	30 cm
Pulse duration	10 ns	Working temperature	273 K
Detection bandwidth	100 MHz	System resistance	50 Ω
Recurrence frequency	500 Hz	Bandwidth of filter	0.1 nm
Pulse accumulated number	250	Spectrum radiance	1 Wm ⁻² Sr ⁻¹ nm ⁻¹
Detection responsivity	0.95 AW ⁻¹	Field of view	0.5 mrad

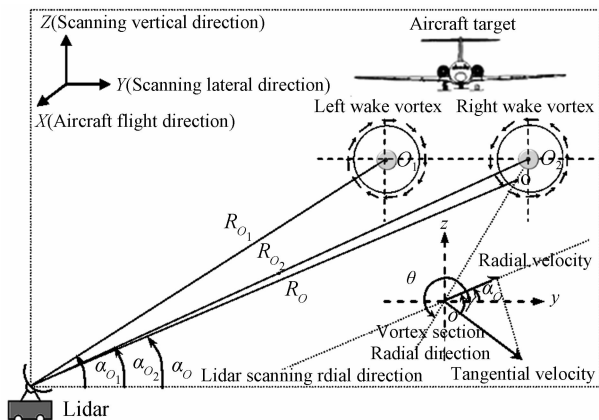


图3 RHI方式下激光波束与尾涡间的角度关系
Fig. 3 Schematic diagram of the angle relationship between laser beam and wake vortex under RHI scanning mode

对于尾涡横向探测方式而言,由于发射的激光光束基本处在尾涡的横向截面内,所以可以获得截面上各点处的旋转速度分量(如图2示意),进而便于提取出尾涡独有的螺旋特征信息.

1.3 探测系统参量选择

为实现飞机尾涡的高准确度、远距离探测目的,选取如表1中所示的1.5 μm 脉冲相干多普勒激光雷达的系统参量用于尾涡探测.

2 尾涡回波多普勒谱建模与分析

2.1 尾涡径向速度分布特性

此处,基于尾涡的切向速度分布模型,研究上述探测方式下尾涡的径向速度分布特性.

图3中,目标飞机沿X轴正向飞行,地基激光雷达在YOZ平面内对飞机飞行中的左右机翼产生一对尾涡进行扇形扫描.设左右涡核中心分别为 O_1 和 O_2 ,且与激光雷达的径向距离为 R_{O_1} 和 R_{O_2} ,扫描仰角为 α_{O_1} 和 α_{O_2} .选取右涡上任意一点O作为研究对象,其径向距离为 R_O ,扫描仰角为 α_O ,且尾涡在该点处具有垂直于涡核半径 r 方向的切向速度 $V_T(r)$,其在激光雷达的扫描方向上的投影为该点处的径向速度 $V_R(r)$, θ 为尾涡截面上该点的半径方向与Y轴正向间的夹角.通过图3分析可知,尾涡

截面上O点处切向速度 $V_T(r)$ 与径向速度 $V_R(r)$ 间夹角 γ 可表示为

$$\gamma = 3\pi/2 + \alpha_O - \theta \quad (2)$$

故O点处尾涡的径向速度与切向速度间关系为

$$\begin{aligned} V_R(r) &= V_T(r) \cos \gamma = V_T(r) \cos (3\pi/2 + \alpha_O - \theta) \\ &= V_T(r) \sin (\alpha_O - \theta) \end{aligned} \quad (3)$$

根据Hallock-Burnham尾涡切向速度模型可知,在距离尾涡涡核 r 处的切向速度 $V_T(r)$ 为^[9]

$$V_T(r) = \frac{\Gamma_0}{2\pi r} \frac{r^2}{r^2 + r_c^2} \quad (4)$$

式中, r_c 为尾涡的涡核半径, Γ_0 为尾涡的根部涡流环量,其代表着机翼卷成尾涡的强度,与飞机自身参量相关,可表示为

$$\Gamma_0 = \frac{Mg}{\rho V_s B} \quad (5)$$

式中, M 为飞机重量, g 为重力加速度, ρ 为空气密度, V 为飞机飞行速度, B 为飞机翼展, $s = \pi/4$. 初始卷成的翼尖尾涡的涡核间距 $b_0 = \pi B/4$. 涡核半径大小为: $r_c = 0.052b_0$.

因此, 根据式(3)和(4)可以获得尾涡二维截面上的径向速度分布

$$V_R(r) = \frac{\Gamma_0}{2\pi r} \frac{r^2}{r^2 + r_c^2} \sin(\alpha_0 - \theta) \quad (6)$$

继而, 解算得如式(7)和(8)所示的尾涡的等径向速度分布曲线方程

$$r(V_R) = \frac{\Gamma_0 \sin(\alpha_0 - \theta)}{4\pi V_R} + \frac{1}{2} \left[\frac{\Gamma_0^2}{4\pi^2 V_R^2} \sin^2(\alpha_0 - \theta) - 4r_c^2 \right]^{1/2} \quad (7)$$

以及

$$r(V_R) = \frac{\Gamma_0 \sin(\alpha_0 - \theta)}{4\pi V_R} - \frac{1}{2} \left[\frac{\Gamma_0^2}{4\pi^2 V_R^2} \sin^2(\alpha_0 - \theta) - 4r_c^2 \right]^{1/2} \quad (8)$$

同样, 以客机 A340 为例, 可得图 4 所示的典型工况下 A340 的尾涡径向速度分布的二维截面。

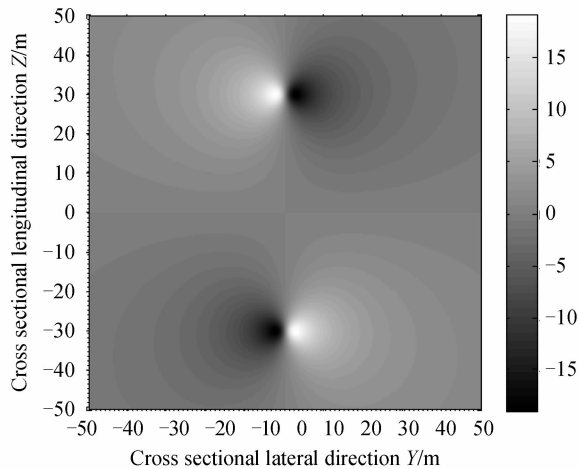


图 4 A340 的尾涡截面上径向速度分布图

Fig. 4 Schematic diagram of radial velocity distribution on A340's wake vortex cross section

分析图 4 发现, 由于截面上左右两个尾涡间的相互作用, 每个尾涡的速度分量发生了变化。

2.2 尾涡回波多普勒谱模型

基于上述的尾涡径向速度分布特性, 结合统计直方图方法的思想^[7], 尾涡的激光回波多普勒谱可以推导如下:

首先, 计算由径向速度 V_R 围成的曲面面积 A , 其可表示为

$$A = \int_0^\pi d\theta \int_0^{r(V_R)} r dr \quad (9)$$

为研究飞机机型参量、飞行参量以及环境参量对其尾涡回波多普勒谱的影响关系, 通过近似处理

来简化公式(7)和(8)^[11]. 分析发现, 式中 $r(V_R)$ 与涡流环量 Γ_0 以及涡核半径 r_c 密切相关. 但是基于公式(5)以及 $r_c = 0.052 sB$ 的对比又可发现, 涡核半径 r_c 相比飞机翼展 B 而言较小, 而涡流环量 Γ_0 受翼展 B 影响较大, 所以在上述公式中可近似认为 $r_c = 0$, 进而可将公式(7)和(8)简化成

$$r(V_R) = \frac{\Gamma_0 \sin(\alpha_0 - \theta)}{2\pi V_R} \quad (10)$$

故径向速度 $V > V_R$ 的曲面面积 A 又可表示为

$$A = \int_0^\pi d\theta \int_0^{r(V_R)} r dr = \int_0^\pi \left[\frac{r^2}{2} \right]_0^{\frac{\Gamma_0 \sin(\alpha_0 - \theta)}{2\pi V_R}} d\theta \quad (11)$$

继续运算可得

$$A = \left[\frac{\Gamma_0}{2\pi V_R} \right]^2 \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sin^2(\alpha_0 - \theta) d\theta \quad (12)$$

由于, 其中 α_0 可认为是已知常量, 经过进一步的积分运算可得曲面面积 A

$$A = \left[\frac{\Gamma_0}{2\pi V_R} \right]^2 \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sin^2(\alpha_0 - \theta) d(\alpha_0 - \theta) = \frac{\Gamma_0^2}{16\pi V_R^2} \quad (13)$$

此外, 从尾涡的等径向速度曲线可分析出尾涡回波的多普勒谱应该表示为

$$S(V_R) = \int_0^\pi \int_{r(V_R)}^{r(V_R + \Delta V_R)} V_R d\theta r dr \quad (14)$$

若假设径向速度分辨率足够小的情况下(即两相邻径向速度的间隔大小 $\Delta V_R \rightarrow 0$), 则尾涡回波的多普勒谱可看作是径向速度 $V > V_R$ 所围成的曲面面积 A 的微分

$$S(V_R) = \frac{dA}{dV_R} = \frac{d}{dV_R} \left(\frac{\Gamma_0^2}{16\pi V_R^2} \right) = \frac{\Gamma_0^2}{8\pi V_R^3} \quad (15)$$

分析式(15)发现, 尾涡回波多普勒谱值与径向速度的三次方成反比关系, 与涡流环量 Γ_0 的二次方成正比关系. 涡流环量越大的飞机尾涡会导致激光回波产生明显的多普勒谱宽, 也就是尾涡涡流环量越大, 速度方差也越大。

基于径向速度 V_R 与多普勒频移 Δf_D 之间的关系式(1), 可得尾涡的激光多普勒回波谱

$$S(\Delta f_D) = \frac{\Gamma_0^2}{\pi \lambda_0^3 \Delta f_D^3} \quad (16)$$

此外, 为更加直观地反映出尾涡回波多普勒谱相对于飞机机型参量、飞行参量以及环境参量的依赖关系, 将涡流环量 $\Gamma_0 = Mg/\rho V s B$ 且 $s = \pi/4$ 代入式(15)中, 于是尾涡回波的多普勒谱 $S(V_R)$ 也可表示为

$$S(V_R) = \left[\frac{Mg}{\rho s VB} \right]^2 \frac{1}{8\pi V_R^3} = \frac{2}{\pi^3} \left[\frac{g}{\rho} \right]^2 \left[\frac{M}{VB} \right]^2 \frac{1}{V_R^3} \quad (17)$$

式中, 环境参量 ρ, g 分别为空气密度和重力加速度, 机型参量 M, B 分别为飞机的重量和翼展, 飞行参

量 V 代表着飞机速度,从上式中能够明显看出飞机尾涡回波的多普勒谱与其机型参量、飞行参量以及环境参量关系密切。

综上,式(15)、(16)以及(17)即为本文所构建的激光横向探测方式下飞机尾涡回波的多普勒谱数学模型.因此,基于该模型我们可以分析提取尾涡回波多普勒谱特征,并设计出鉴别算法或判决准则用以区分飞机尾涡与其他类型大气风场扰动(如风切变、大气紊流等),进而达到提高飞机尾涡检测性能的目的。

3 尾涡参量估计算法

准确获取飞机尾涡参量信息,是在尾涡激光雷达探测基础之上完成尾涡的全面表征和后续跟踪处理的重要环节,更是保障飞机飞行安全和规避尾涡危害的关键所在.因此,经过理论分析对比,本文选取了最佳的尾涡参量估计算法,以用于精确获取尾涡涡核位置、涡核半径以及涡流环量等信息。

3.1 尾涡涡核位置估计

文献[8]中提到,基于激光雷达获得的扫描风场,在滤除背景风场的径向速度影响后,可明显发现飞机左右尾涡存在的特征,并且可以估计获取左右涡核的仰角和径向距离等位置坐标信息。

通过 Hallock-Burnham 尾涡模型分析发现,尾涡的涡核处具有最大的正切向速度和最小的负切向速度,其会导致此处的回波多普勒谱发生强烈的展宽效应,可作为判定涡核位置的重要依据.此外,可以使用固定阈值技术来滤除尾涡的 LIDAR 回波多普勒谱噪音的影响,进而提取出尾涡的正径向速度包络 $V_R^+(R, \alpha)$ 和负径向速度包络 $V_R^-(R, \alpha)$ ^[12].因此,可在正向速度包络曲线 $V_R^+(R, \alpha)$ 上寻找最大速度值点的位置坐标 $(R_{O_i}^{\max}, \alpha_{O_i}^{\max})$ 和在负向速度包络曲线 $V_R^-(R, \alpha)$ 上寻找最小速度值点位置坐标 $(R_{O_i}^{\min}, \alpha_{O_i}^{\min})$,后将两坐标点连线的中点坐标作为左右涡核中心的位置坐标估计值 (R_{O_i}, α_{O_i}) ,其中 i 指代尾涡涡核的属性, $i=1$ 指代左涡核, $i=2$ 指代右涡核。

3.2 尾涡涡核半径估计

对于左右尾涡($i=1, 2$)而言,尾涡涡核半径可用式(18)来计算获得

$$r_c = R_{O_i} \sin \left(\frac{\alpha_{\alpha}^+ - \alpha_{O_i}^-}{2} \right) \quad (18)$$

式中, R_{O_i} 为激光雷达与尾涡涡核中心的距离, $\alpha_{O_i}^+$ 为尾涡面上具有最大的正切向速度的点处的仰角, $\alpha_{O_i}^-$ 为尾涡面上具有最小的负切向速度的点处的仰角,其值均可基于前述算法估计获取。

3.3 尾涡涡流环量估计

涡流环量是表征尾涡强度的重要参量,其数值的精确获取是尾涡探测跟踪的关键.目前,国外许多研究者采用最大似然法来实现该参量的估计^[10],然其计算较为繁杂.为此,本文采用 Friedrich 在文献[8]中推导的下述公式来估计左右尾涡的环流流量 Γ_{O_1} 和 Γ_{O_2}

$$\Gamma_{O_1} = \frac{2\pi}{nm} \sum_i \sum_j \frac{V_1(\alpha_i)\mu_2(\alpha_j) - V_2(\alpha_j)\eta_1(\alpha_i)}{\mu_1(\alpha_i)\mu_2(\alpha_j) - \eta_1(\alpha_i)\eta_2(\alpha_j)} \quad (19)$$

$$\Gamma_{O_2} = \frac{2\pi}{nm} \sum_i \sum_j \frac{V_2(\alpha_j)\mu_1(\alpha_i) - V_1(\alpha_i)\eta_2(\alpha_j)}{\mu_1(\alpha_i)\mu_2(\alpha_j) - \eta_1(\alpha_i)\eta_2(\alpha_j)} \quad (20)$$

其中

$$\mu_1(\alpha_i) = \frac{1}{R_{O_1} \sin(\alpha_i - \alpha_{O_1})} \quad (21)$$

$$\mu_2(\alpha_j) = \frac{1}{R_{O_2} \sin(\alpha_{O_2} - \alpha_j)} \quad (22)$$

$$\eta_1(\alpha_i) = R_{O_2} \sin(\alpha_{O_2} - \alpha_i) / \{ [R_{O_2} \sin(\alpha_{O_2} - \alpha_i)]^2 + [R_{O_1} \cos(\alpha_i - \alpha_{O_1}) - R_{O_2} \cos(\alpha_i - \alpha_{O_2})]^2 \} \quad (23)$$

$$\eta_2(\alpha_j) = R_{O_1} \sin(\alpha_j - \alpha_{O_1}) / \{ [R_{O_1} \sin(\alpha_j - \alpha_{O_1})]^2 + [R_{O_1} \cos(\alpha_j - \alpha_{O_1}) - R_{O_2} \cos(\alpha_j - \alpha_{O_2})]^2 \} \quad (24)$$

$$(i = i_0, i_0 + 1, \dots, i_0 + n - 1 \text{ and } j = j_0, j_0 + 1, \dots, j_0 + m - 1)$$

式中, R_{O_1} 、 R_{O_2} 、 α_{O_1} 、 α_{O_2} 以及 α_i 、 α_j 等参量物理意义如图 5 中所示。

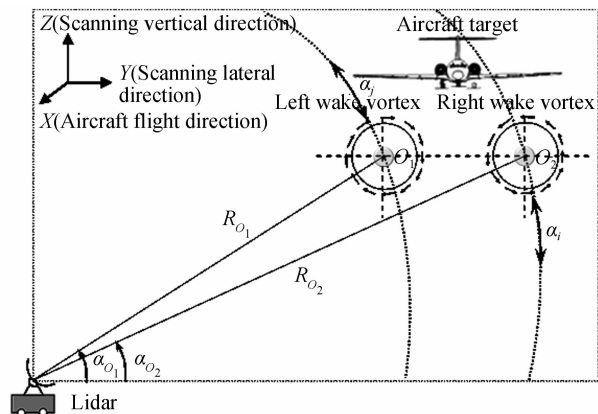


图 5 RHI 扫描方式下的尾涡参量估计示意图

Fig. 5 Schematic diagram of wake vortex parameter estimation under RHI scanning mode

4 尾涡外场探测实验

为验证激光探测尾涡手段的可行性和尾涡参量估计算法的准确性,在天气晴好微风(2 m/s),能见度较高的某天,选择某民航机场初步开展了典型飞行工况下客机 A340 的尾涡探测实验。

实验按照图 1 示意的进行实施,具体飞机飞行参量和激光雷达扫描参量如表 2. 实验中,飞机沿机场跑道(X 正向)起飞升空,地基激光雷达在垂直于

飞机航迹的横向截面(YOZ 平面)上进行俯仰扫描,即 RHI 扫描方式.激光雷达以一定重复频率发射激光脉冲进行扇形扫描,并通过处理接收到的激光回波信号,反演出扇面气流的径向速度场分布.图 6 所示为飞机飞过后的扫描风场分布图.

表 2 典型工况下 A340 尾涡的外场探测实验参量

Table 2 Experimental parameters of A340 wake vortex detection under typical flight condition

Parameters category	Parameters name	Parameters value
Aircraft parameters	Aircraft type	A340
	Aircraft mass M/Kg	368 000
	Wing span B/m	63.45
	Aircraft speed $V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	100
	Air density $\rho/(\text{Kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1.16
	Gravitational acceleration $G/(\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	9.81
Lidar parameters	Scanning mode	RHI
	Scanning speed $V_s/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	2
	Azimuth scanning angle $\beta/(\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	90
	Pitching scanning angle $\alpha/(\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	[15,45]
	Radial scanning range R/m	[300,1 200]

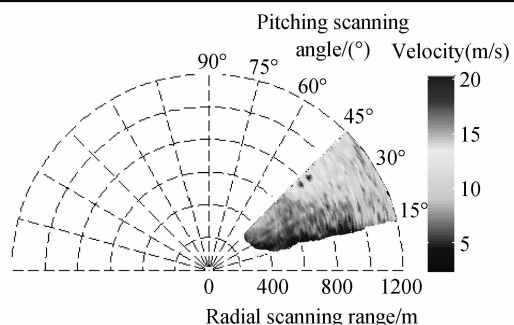


图 6 飞机飞过后扫描风场分布图

Fig. 6 Laser scanning wind field after aircraft flying-off

图 6 可明显看出,在客机 A340 飞过激光雷达的扫描扇区后,其机翼所生成的一对尾涡在该扇面上留下了明显的扰动特征.基于激光雷达扫描数据,并结合前文提及的尾涡参量估计算法,此处可提取出 A340 的尾涡参量信息.表 3 中所示的为实验结果与 Hallock-Burnham 尾涡模型仿真结果间的对比.

表 3 A340 尾涡的实验探测与仿真结果对比表

Table 3 Results comparison between experimental detection and simulation of A340 wake vortex

Parameters name	Simulation Experiment results results	
	Vortex core position $[R_{O_1}, \alpha_{O_1}] [R_{O_2}, \alpha_{O_2}]$	[780, 43]
Vortex core radius r_c/m	2.591	2.952
Initial vortex spacing b_0/m	49.808	55.808
Root circulation $\Gamma_0 (\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	624.507	655.507
Max tangential velocity $V_{Tmax}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	19.178	18.584

通过表 3 数据比较发现,基于算法估计所得的

左右涡核位置坐标与先前实验记录的飞机飞经该扫描扇面位置点坐标较为吻合.同样,基于算法估计的尾涡涡核半径、初始涡核间距以及根部涡流环量等实验数值与先前的建模仿真结果相差不大,从而验证了飞机尾涡激光探测的可行性和尾涡参量估计算法的有效性.

5 结论

本文在给出了尾涡激光探测的基本原理、方式设计以及系统参量基础上,获得了尾涡的径向速度分布规律,建立了尾涡回波多普勒谱模型,并选择了最佳的尾涡参量估计算法.研究发现,尾涡回波多普勒谱与飞机的机型参量、飞行参量以及环境参量间关系密切,且其谱值与径向速度的三次方成反比,与涡流环量的二次方成正比.因此,基于尾涡回波多普勒谱特性可设计出基于多普勒谱特征的鉴别算法用以区分探测到的大气扰动类型,是飞机尾涡还是诸如风切变或大气紊流等一类的大气突变扰动,从而提高飞机尾涡的检测性能.此外,A340 的尾涡外场探测实验验证了激光探测手段的可行性和尾涡参量估计算法的有效性.

研究尾涡激光探测技术,必将进一步丰富和发展尾涡探测理论,并在保障飞机飞行安全,增加机场运输容量方面意义深远.下一步将在尾涡探测基础上,研究后续的尾涡跟踪技术.

参考文献

- [1] DARRACQ D, CORJON A, DUCROS F, *et al.* Simulation of wake vortex detection with airborne doppler lidar[J]. *Journal of Aircraft*, 2000, **37**(6): 984-993.
- [2] KEANE M, BUCKTON D, REDFERN M, *et al.* Axial detection of aircraft wake vortices using doppler lidar[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, **39**(5): 850-861.
- [3] FIDUCCIA P C, BRYANT W, LANG S. FAA/NASA wake turbulence research program[J]. *Journal of Air Traffic Control*, 2004, **3**(1): 17-21.
- [4] MACKKEY S M, BURNHAM D C. Use of a commercial wind SODAR for measuring wake vortices [C]. *27th AIAA Aeroacoustics Conference*, 2006, 2537-2547.
- [5] KOMATSUBARA T, KAKU N. Wake vortex detection of departure aircraft[J]. *Journal of Aircraft Technical Report of IEICE*, 2006, **106**(1): 267-271.
- [6] OGASAWARA T, MISAKA T, OGAWA T, *et al.* Measurement of aircraft wake vortices using doppler lidar[J]. *International Journal of Fluid Science and Technology*, 2008, **3**(4): 488-499.
- [7] FREDERIC B, UWE M. Radar monitoring of a wake vortex: electromagnetic reflection of wake turbulence in clear air[J]. *Comptes Rendus Physique*, 2010, **11**(9): 54-67.
- [8] KOPP F, RAHM S, SMALIKHO I. Characterization of aircraft wake vortices by 2- μm pulsed doppler lidar [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2004, **21**(2): 194-206.
- [9] KOPP F, SMALIKHO I, RAHM S. Characterization of

- aircraft wake vortices by multiple-Lidar triangulation [J]. *AIAA Journal*, 2003, **41**(6): 1081-1088.
- [10] 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.
- [11] LIU Jun-kai, WANG Xue-song, WANG Tao, *et al.* Analysis of doppler characteristics of airplane wake vortices in wet air[J]. *Signal Processing*, 2009, **25**(9): 1443-1447.
- 刘俊凯, 王雪松, 王涛, 等. 潮湿大气中飞机尾流的多普勒特性分析[J]. *信号处理*, 2009, **25**(9): 1443-1447.
- [12] RAHM S, SMALIKHO I. Aircraft wake vortex measurement with airborne coherent doppler lidar [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, **45**(4): 1148-1155.

Research on the Technique of Aircraft Wake Vortex Detection Based on 1.5 μm Doppler Lidar

WU Yong-hua^{1,2}, HU Yi-hua^{1,2}, DAI Ding-chuan³, XU Shi-long^{1,2}, LI Jin-ming^{1,2}

(1 *State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology (Electronic Engineering Institute), Hefei 230037, China*)

(2 *Key Laboratory of Electronic Restriction, Anhui Province, Hefei 230037, China*)

(3 *Electronic Engineering Institute Room 406, Anhui Province, Hefei 230037, China*)

Abstract: In order to shun the wake vortex hazard and assure the flight security, the technique of wake vortex detection by Lidar was studied. The basic principle of wake vortex detection was introduced, and both the detection mode and the system parameters of Lidar were also given. Based on the designed scheme of wake vortex detection by Lidar, the relationships between Doppler spectrum value and the parameters of aircraft type, flight and environment were studied. The radial velocity distribution law of wake vortex was acquired, and its the Doppler spectrum model of laser echo was built. Moreover, the optimal parameters estimation algorithm was selected for wake vortex characterization. Based on the performed wake vortex detection experiment of A340, both the feasibility of wake vortex detection by Lidar and the validity of parameters estimation algorithm of wake vortex were verified. The research results show that the laser echo created of wake vortex is inversely proportional to the cube of radial velocity, but is directly proportional to the square of circulation.

Key words: Wake vortex detection; Echo Doppler spectrum model; Wake vortex parameters estimation algorithm; Lidar; Flight security; Airport capacity