

# 基于 ADS-B In 数据的前机尾涡危害区域预测方法

魏志强<sup>1</sup> 刘畅<sup>1</sup>

(1. 中国民航大学空中交通管理学院, 天津, 300300)

**摘要:** 面向尾随前机飞行时的尾涡遭遇风险管控的需要, 提出通过机载广播式自动相关监视接收(Automatic Dependent Surveillance-Broadcast In, ADS-B In)设备接收前机飞行动态数据, 实现机载端的尾涡危害区域预测。首先, 建立了前机尾涡的消散模型和后机遭遇尾涡后的动力学响应模型, 以诱导滚转力矩系数为尾涡遭遇严重程度指标, 基于现行尾涡间隔标准计算可接受安全指标值; 然后, 针对湍流、长波不稳定性、侧风以及定位容差对危险区域范围的影响, 建立尾涡危害区域扩散模型; 之后, 对同高度同航路、同高度交叉航路、不同高度以及近距平行跑道四种情景进行计算分析。结果表明: 通过机载 ADS-B In 设备传输的飞机型号、经纬度、高度、飞机真空速、航向以及风速风向这些参数信息, 可以实现对前机尾涡危险区域的有效预测, 有助于规避飞机运行风险, 提高飞机的机载自主飞行能力; A380 机型的飞机在侧风 3m/s 的情况下产生的初始尾涡危险区域, 在水平方向为 1191.12m, 垂直方向为 1131.12m; 飞机从侧向侵入危险区域最快, 其从进入预警区域到侵入危险区域的时间为纵向侵入时间的 1/9, 为爬升侵入时间的 1/18; 近距平行跑道运行中, 前机 A380 与后机 B747、A320 组合的尾涡影响临界侧风风速分别为 6.1 m/s 和 6.4 m/s; 侧风增强时, 两机型组合下危险区域纵向影响范围都减小, 且后机为 A320 时的影响范围更大。

**关键词:** 交通运输; 机载尾涡预测; 尾涡遭遇; 危险区域; 尾涡间隔

中图分类号: V328 文献标识码: A

## Methods for prediction of leading aircraft wake vortex hazard area based on receiving ADS-B In data

Wei Zhiqiang<sup>1</sup>, Liu Chang<sup>1</sup>

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

**Abstract:** To address the risk management requirements of wake vortex encounters during following aircraft operations, this study proposes an airborne prediction method for wake vortex hazard zones using flight dynamic data of leading aircraft received through ADS-B In equipment. Initially, a leading aircraft's wake vortex dissipation model and a following aircraft's dynamic response model were established, employing the induced rolling moment coefficient as the severity indicator for wake encounters and calculating acceptable safety thresholds based on current wake separation standards. Subsequently, a wake vortex hazard zone diffusion model was developed, considering the impacts of turbulence, long-wave instability, crosswinds, and positioning tolerances. Computational analyses were conducted for four operational scenarios: same-altitude/same-route, same-altitude/crossing-route, different-altitude operations, and closely spaced parallel runway operations. The results demonstrate that utilizing parameters transmitted via ADS-B In equipment (including aircraft type, coordinates, altitude, true airspeed, heading, and wind conditions) enables effective prediction of leading aircraft's wake vortex hazard zones, facilitating operational risk mitigation and enhancing airborne autonomous flight capabilities. For an A380 aircraft under 3 m/s crosswind conditions, the initial wake vortex hazard zone spans 1191.12 m horizontally and 1131.12 m vertically. Lateral intrusion into hazard zones occurs most rapidly, with the transition time from warning zone entry to hazard zone penetration being 1/9 of longitudinal intrusion time and 1/18 of climb intrusion time. In closely spaced parallel runway operations, the critical crosswind speeds for wake influence between a leading A380 and following B747/A320 aircraft combinations were determined as 6.1 m/s and 6.4 m/s respectively. Increased crosswind reduces longitudinal hazard zone dimensions for both combinations, with greater impact observed in A320 following scenarios.

**Key words:** traffic transportation; airborne wake vortex prediction; wake vortex encounters; hazard areas; wake turbulence separation

基金项目: 国家自然科学基金资助 (U2133210); 天津市科技计划项目 (23JCZDJC00580); 激光雷达与器件技术重点实验室开放课题 (LLD2023-008)

\*通信作者: 魏志强 男, 教授, E-mail: weizhiqia@sina.com

# 0 引言

飞机在飞行中产生的尾涡流场是尾随飞行后机飞行安全的重要威胁之一。基于前机传递参数的尾涡危害区域预测,是规避尾涡遭遇风险缩小前后机安全间隔以扩容增效的关键,已成为国际研究热点之一[1][2]。

在尾涡流场的建模与危害区域预测方面, Holzäpfel 等[3]利用大涡模拟的方法,建立两阶段尾涡消散模型研究尾涡强度随时间的衰减规律; Rossow 等[4]研究了在近距离平行跑道进近过程中,大气湍流对尾涡的长波不稳定影响; Stephan 等[5]研究了最后进近阶段地面效应对尾涡演化过程的影响,包括尾涡的卷起、反弹与强度衰减; Kaden 等[6]通过飞行仿真实验,研究了尾涡变形后所形成的涡环对飞机汇聚飞行时的危害性; Körner 等[7]提出基于多模型集合的尾涡预测模型,可用于机场飞机间隔优化与机载尾涡预测; Hason 等[8][9]基于美国联邦航空局在机场开展激光雷达尾涡探测实验数据,提出对尾涡预测模型的改进,并通过飞行试验对其进行评估验证; Flanzer 等[10]研究了编队飞行中的尾涡危害区域范围,以避免潜在的尾涡遭遇风险、提高编队飞行效率; Holzäpfel 等[11]研制了尾涡预测与监测系统(Wirbel Schleppen Vorhersage System, WSVS),可根据天气状况动态调整尾涡间隔; Zhou 等[12]采用自适应网格方法对尾涡演化和尾涡遭遇进行数值模拟,发现尾涡遭遇与湍流强度、涡旋不稳定性等因素密切相关。

国内学者在尾涡消散与遭遇风险方面开展一些研究,韩红蓉等[13]率先提出了依据可接受滚转坡度角来计算尾涡安全间隔的方法,并针对飞机遭遇尾涡后的动态响应过程进行了分析;周彬等[14]提出了一种尾涡的快速建模方法,为在飞机飞行期间实时预估前机尾涡的影响区域范围给予了理论支撑;谷润平等[15]基于编队飞行的尾涡间隔优化,在安全阈值的基础上利用滚转角速度对尾涡危险区域进行评估;沈淳等[16]基于线性风切变和最小二乘拟合,研究了尾涡演变的参数化预测模型。魏志强等[17]通过建立尾涡安全评估模型,重新确立了基于尾涡的航空器分类办法;何昕等[18]基于数值模拟得到的近距离平行跑道配对进近的尾涡分布特征,利用计算流体力学的方法对其尾涡安全间隔进行分析;周金鑫等[19]基于欧拉-欧拉多相流模型,研究了尾涡在降雨条件下的演化特性。

国内研究主要聚焦于尾涡的形成、演化机理,以及尾涡遭遇风险的建模研究方面,没有涉及到机载端尾涡危害区域范围的预测与风险预警方面的研究。考虑到在机载端进行前机尾涡危害区域预测时,难以获得足够的参数,国外研究的模型和方法不能直接使用。

针对机载端的尾涡危害区域预测需要,提出通过机载 ADS-B In 设备来接收前机飞行动态数据,然后构建前机的尾涡时空演化态势模型,以及后机遭遇尾涡后的动力学响应模型,之后选取诱导滚转力矩系数作为衡量飞机遭遇尾涡严重程度的指标,并基于现行安全间隔标准计算出对应的最大滚转力矩系数,作为安全区域边界的确定依据;研究分析湍流、长波不稳定性、侧风以及定位容差对尾涡危害区域范围的影响,支持机载端的尾涡风险预警与管制间隔缩减研究。

## 1 前机尾涡危害区域预测模型

### 1.1 尾涡预测所需的飞行参数

飞机上加装 ADS-B In 设备可以接收一定范围内周边飞机所发送的飞行动态信息,用于感知空域内的飞行态势信息,也可用来预测前机尾涡态势。所需飞行参数如表 1 所示:

表 1 尾涡预测所需的飞行参数信息

Table1 Information on flight parameters required for wake vortex prediction

参数名称	计量单位	样例
飞机型号	——	B737-800
经度	度	116.4074°E
纬度	度	39.9042°N
高度	米	10100m
飞行速度	米/秒	212m/s
航向	度	75.0°
风向	度	223.0°
风速	米/秒	3m/s

### 1.2 尾涡初始强度与消散模型

在理论上的理想无黏性流体环境中,流场内的环量保持恒定且相等。然而,在实际飞行环境中,气体黏性会导致尾涡的环量会随着时间的流逝而逐渐减弱。与此同时,受到尾涡自身诱导产生的速度和重力的双重作用,尾涡会持续向下并向后方流动,形成一个动态的流动过程。尾涡的初始环量计算公式如

公式(1)所示:

$$\Gamma_0 = \frac{mg}{\rho V_f b g} \quad (1)$$

式中:  $m$ 为飞机重量, kg;  $g$ 为重力加速度,  $m/s^2$ ;  $\rho$ 为大气密度,  $kg/m^3$ ;  $bg'$ 为飞机的初始涡核间距, 一般取 $\pi/4$ 倍翼展,  $m$ ;  $V_f$ 为前机飞行时的真空速,  $m/s$ 。

尾涡消散过程包括扩散阶段和快速消散阶段, 尾涡环量在扩散阶段的计算如公式(2):

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = A - \exp[-R^{*2} / v_1^*(t^* - T_1^*)] \quad (2)$$

式中:  $\Gamma_{5-15}^*$ 为尾涡半径为5-15m的归一化平均环量;  $t^*$ 为尾涡扩散的归一化时间, s;  $v_1^*$ 为扩散阶段的大气有效粘度,  $m^2/s$ ;  $R^*$ 为尾涡平均半径,  $m$ ;  $A$ 、 $T_1^*$ 为修正参数。

尾涡环量在快速衰减阶段的计算公式如下:

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = A - \exp[-R^{*2} / v_1^*(t^* - T_1^*)] - \exp[-R^{*2} / v_2^*(t^* - T_2^*)] \quad (3)$$

其中,  $T_2^*$ 为快速衰减阶段开始时间, s;  $v_2^*$ 为快速衰减阶段的大气有效粘度,  $m^2/s$ 。

### 1.3 尾涡运动模型

飞机尾涡形成以后, 消散的同时涡核向下运动, 发生尾涡下沉。尾涡下沉速度如公式(4):

$$w = \frac{2\Gamma_{5-15}}{\pi^2 b g} \quad (4)$$

式中:  $bg$ 为飞机翼展,  $m$ ;  $w$ 为尾涡下沉速度,  $m/s$ 。

经过时间 $t$ 秒后涡核下沉高度 $h$ 如公式(5):

$$h = \int w dt \quad (5)$$

尾涡在飞机后方的距离等效为经过时间  $t$  秒前机的飞行距离  $S$ , 计算公式如公式(6):

$$S = V_\infty \times t \quad (6)$$

### 1.4 尾涡诱导速度模型

当后机遭遇前机尾涡时, 受到的不同程度的上洗或下洗的作用力会使其机翼受力发生变化, 后机发生滚转。选取Hallock-Burnham诱导切向速度模型, 其计算公式如下:

$$v_\theta = \frac{r\Gamma}{2\pi(r^2 + r_c^2)} \quad (7)$$

式中:  $v_\theta$ 为涡上一点的切向速度,  $m/s$ ;  $r$ 为到涡核的距离,  $m$ ;  $r_c$ 为涡核半径,  $m$ 。

Hallock-Burnham模型中诱导切向速度随离涡核

距离的变化如图1所示, 离涡核距离越远, 切向诱导速度呈先增大后减小的趋势。

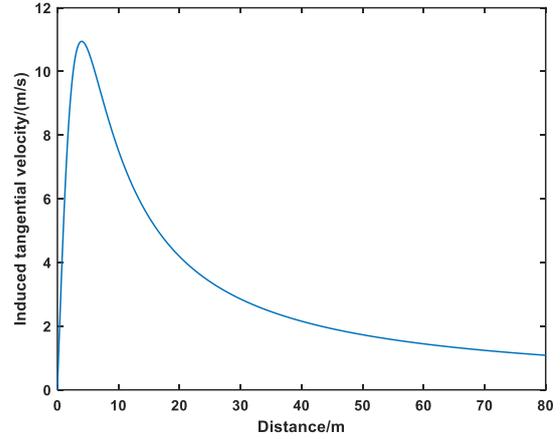


图1 Hallock-Burnham 模型下诱导切向速度随距离变化  
Fig.1 Variation of induced tangential velocity with distance under the Hallock-Burnham model

上述模型为单个涡的切向诱导速度模型, 飞机尾涡的切向速度模型通常为两个涡的切向诱导速度的矢量和。以飞机翼展方向为 $y$ 轴, 飞行方向为 $x$ 轴, 垂直方向为 $z$ 轴建立三维坐标系, 左右两涡的涡核坐标分别为 $(y_1, z_1)$ 、 $(y_2, z_2)$ , 则尾涡流场任意一点的切向诱导速度为:

$$v_y = v_{y1} + v_{y2} = \frac{\Gamma_1(z - z_1)}{2\pi[(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2 + r_c^2]} + \frac{\Gamma_2(z - z_2)}{2\pi[(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2 + r_c^2]} \quad (8)$$

$$v_z = v_{z1} + v_{z2} = \frac{\Gamma_1(y - y_1)}{2\pi[(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2 + r_c^2]} + \frac{\Gamma_2(y - y_2)}{2\pi[(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2 + r_c^2]} \quad (9)$$

### 1.5 诱导滚转力矩系数计算

当后机侵入前机尾涡流场时, 其左右机翼上会产生不对称的升力, 升力变化量计算如下式所示:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V_f \int_{\frac{bp}{2}}^{\frac{bp}{2}} C_l'(y) C(y) dy \quad (10)$$

式中:  $\Delta L$ 为升力变化量;  $C_l'(y)$ 为升力系数变化量;  $bp$ 为后机翼展,  $m$ ;  $C(y)$ 为翼弦变化量,  $m$ 。

$$C_L'(y) = C_L^\alpha \Delta \alpha(y) = C_L^\alpha \arctan\left(\frac{V_Z(y)}{V_f}\right) \approx C_L^\alpha \frac{V_Z(y)}{V_f} \quad (11)$$

$$C(y) = \frac{2Cr[bp - 2|y|(1-\lambda)]}{bp(1+\lambda)} \quad (12)$$

式中： $C_L^\alpha$ 为升力曲线斜率，通常取值 $2\pi$ ； $\Delta\alpha(y)$ 为后机翼剖面迎角变化量； $V_z(y)$ 为机翼遭遇尾涡后的切向诱导速度，m/s； $Cr$ 为机翼弦长，m； $\lambda$ 为后机机翼梢根比。

根据公式(10)(11)(12)，沿翼展方向积分得到诱导滚转力矩计算公式为：

$$M_{Rv} = \frac{Cr\Gamma C_L^\alpha \rho V_f^2}{2\pi bp(1+\lambda)V_f} \int_{-\frac{bp}{2}}^{\frac{bp}{2}} \frac{y^2[bp - 2|y|(1-\lambda)]}{(y^2 + r_c^2)} dy \quad (13)$$

无量纲化诱导滚转力矩计算公式为：

$$C_R = \frac{\Gamma_{5-15} C_L^\alpha}{\pi V_f b p^3 (1+\lambda)} \int_{-\frac{bp}{2}}^{\frac{bp}{2}} \frac{y^2[bp - 2|y|(1-\lambda)]}{(y^2 + r_c^2)} dy \quad (14)$$

单涡诱导滚转力矩系数矢量合成后，得到双涡诱导滚转力矩系数的计算公式如下：

$$C_{Rv} = \frac{2C_L^\alpha \int_{-\frac{bp}{2}}^{\frac{bp}{2}} A(bp - 2|e|(1-\lambda))ede}{V_f b p^3 (1+\lambda)} \quad (15)$$

式中： $A$ 表示后机在尾涡流场中受到的切向诱导速度，此切向诱导速度是该点受两个尾涡不同切向诱导速度矢量合成的结果，m/s； $e$ 为后机处于某一位置所受到的诱导滚转力矩到机身的距离，m； $y_1$ 、 $y_2$ 表示翼展方向上左右涡核的坐标； $y$ 、 $z$ 表示后机所在位置。

$$A = \frac{\Gamma(y - y_1 + e)}{((y - y_1 + e)^2 + z^2 + r_c^2)2\pi} - \frac{\Gamma(y - y_2 + e)}{((y - y_2 + e)^2 + z^2 + r_c^2)2\pi} \quad (16)$$

## 1.6 可接受安全水平的确定

当后机处于前机左右涡的某个涡核中心处、且前后机纵向间距等于现行尾涡间隔值时，为当前运行中可接受的安全临界条件。按照此条件，可以计算出对应的诱导滚转力矩系数，作为可接受的最大滚转力矩系数，用于后续的尾涡危害区域边界计算。选取前机为A380机型，后机为B747机型，飞行高度为12200m。按照RECAT-CN尾涡间隔标准，前机A380为J类型，后机B747为B类型，现行尾涡间隔标准为9.3km，计算得到相应的诱导滚转力矩系数 $C_{Rv}=0.0314$ 。

## 2 尾涡危险区域确定

### 2.1 初始尾涡危险区域计算

基于尾涡的初始强度环量，可计算出后机在涡核不同位置处的滚转力矩系数。图2为对应的滚转力矩系数图，黄色区域为滚转力矩系数最大的区域即两涡核所在区域。随着与涡核位置的距离逐渐增大，滚转力矩系数值随之减小，这一变化趋势在图中表现为等高线填充区域由黄色逐渐过渡为蓝色。确定滚转力矩系数刚好等于可接受最大滚转力矩系数（即0.0314）为尾涡危险区域边界点，将其外围区域连成矩形后如图中红色区域所示，矩形就是尾涡的初始危险区域边界。

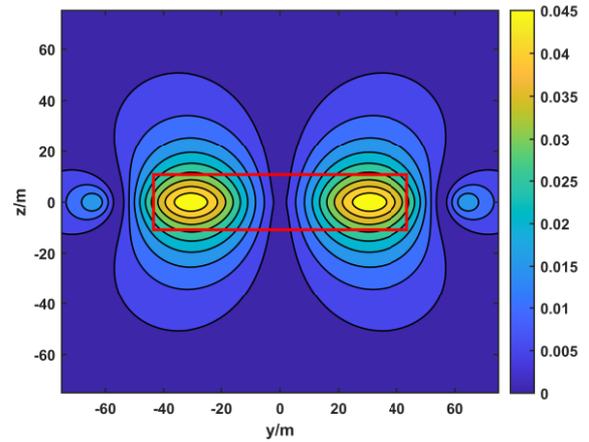


图2 初始危险区域图

Fig.2 Initial hazard area map

### 2.2 危险区域的扩散

大气湍流与尾涡对造成的长波不稳定性会造成尾涡危险区域进一步扩散，危险区域横向位移增加。如图3所示，横坐标表示无量纲时间参数，纵坐标为相对机翼的位置。蓝色实线近似为尾涡初始危险区域的边界；蓝色虚线为只有湍流影响的危险区域边界；红色实线为湍流和长波不稳定性共同影响下的危险区域边界线。

#### 2.2.1 湍流引起危险区域扩散

在尾涡扩散初期，即图3中尾涡开始扩散到连接点的红色实线所包含区域，仅有大气湍流导致危险区域扩散，扩散的横向位移如公式(17)：

$$D_{y1} = 2\varepsilon_{max} V_f t \quad (17)$$

式中： $\varepsilon_{max}$ 为引起湍流的最大涡耗散率， $m^2/s^3$ 。

### 2.2.2 长波不稳定性引起的危险区域扩散

尾涡对在大气湍流的作用下形成不稳定的长波,当长波扩散到一定程度,其不稳定造成的涡丝发生连接,此时长波不稳定性导致的振幅变化如公式(18):

$$A_{nw} = 0.04776 \exp[0.03674 G_{fil}^{1.5} \tau^{1.5}] \quad (18)$$

式中:  $G_{fil}$ 为涡丝环量,  $\tau$ 为无量纲时间参数。

长波不稳定性湍流共同引起危险区域的横向位移如公式(19),在图3中表示为连接点到最大振幅点之间的红色实线。

$$dA_{pIn} = [(dA_{nw} / d\tau) / 2^{1/2} + 2\varepsilon_{\max}] d\tau \quad (19)$$

### 2.2.3 残余湍流引起的危险区域扩散

当长波达到最大振幅点后,残余湍流引起危险区域横向位移,在图3中表示为最大振幅点之后的红色实线区域,其计算公式为:

$$D_{y3} = b_g C_{hz} (t - t_{bias})^{1/2} \quad (20)$$

式中:  $C_{hz} \approx 0.5$ ;  $t_{bias}$ 为偏置时间,即尾涡对长波不稳定性到达最大振幅的时间,其计算如公式(21):

$$t_{bias} = t_{\max ampl} - (y_{\max ampl} / b_g C_{hz})^2 \quad (21)$$

式中:  $t_{\max ampl}$ 与 $y_{\max ampl}$ 分别为单侧达到长波不稳定性最大振幅时的时间和横向位移。

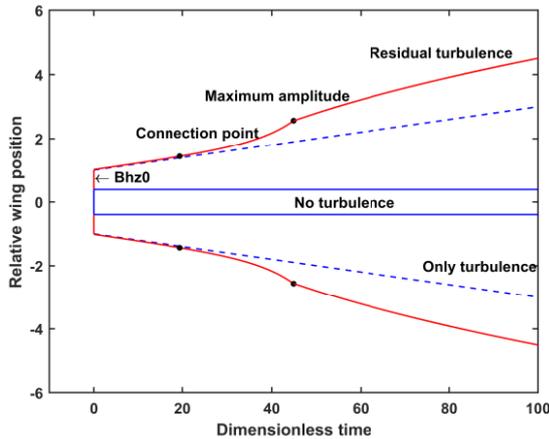


图3 扩散后危险区域图

Fig.3 Post-dispersal hazard area map

### 2.3 侧风影响

高空风对准确预测尾涡位置具有重要意义。侧风作用下,尾涡快速消散开始时间 $T_2^*$ 发生变化,进而影响尾涡消散。因此,侧风会导致危险区域偏移,上风涡受侧风作用的横向偏移见式(22):

$$y_1 = \int_0^t a v dt \quad (22)$$

式中:  $a$ 为常数,一般取0.86;  $t$ 为尾涡消散时间,  $s$ 。

在尾涡的形成与演化阶段,左右两侧涡旋因其相反的旋转方向而产生相互排斥与诱导效应,这一交互作用导致尾涡之间的间距持续变化。特别是在侧风的影响下,这两个涡旋的位移变化呈现出不同的特征。下风涡受侧风作用的横向偏移见式(23):

$$y_1 = \int_0^t b v^\psi dt \quad (23)$$

式中:  $b$ 为常数,取1.494;  $\psi$ 为常数,取0.552。

由公式(22)(23)得到,侧风影响下的上下涡扩散边界为:

$$Y_{1,2} = y_{1,2} \pm (2v + l \int_0^t y_{1,2} dt) \quad (24)$$

式中:  $y_{1,2}$ 分别为侧风导致的上、下风涡横向位移;  $l$ 为常数,通常取0.005;  $v$ 为侧风风速,  $m/s$ 。

### 2.4 定位容差

导航系统定位精度是指飞机的估测位置与实际位置之间的差值。考虑定位精度误差,尾涡危险区域宽度进一步扩大。本文选取航路飞行阶段定位精度为所需导航性能(Required Navigation Performance, RNP)0.3,在此基础上危险区域侧向宽度每侧增加0.3nm (555.56m)。

综上所述,尾涡整体横向位移为:

$$B_{hz} = B_{hz0} + D_{y1} + D_{y2} + D_{y3} + Y_{1,2} + S \quad (25)$$

式中:  $B_{hz0}$ 为初始危险区域宽度;  $D_{y1}$ 为湍流导致的危险区域扩散位移;  $D_{y2}$ 为长波不稳定性导致的危险区域扩散位移;  $D_{y3}$ 为残余湍流造成的危险区域扩散位移;  $Y_{1,2}$ 为侧风影响下危险区域横向位移,其顺风为正,逆风为负;  $S$ 为定位精度造成的危险区域范围扩大的距离。如下图所示,图中蓝色区域为左右尾涡的位置,红色矩形框为尾涡危险区域边界。

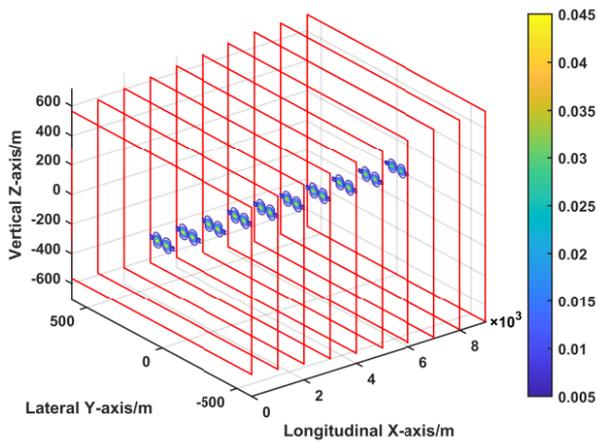


图4 尾涡危险区域示意图

Fig.4 Wake vortex hazard area schematic

### 2.5 尾涡危险区域边界的预测流程

基于机载ADS-B In接收前机发送的参数，计算得到大气状态信息、前机产生尾涡的初始强度；然后计算后机在不同位置遭遇尾涡后的滚转力矩系数；之后根据可接收最大滚转力矩系数，得到初始尾涡危险区域；然后，考虑尾涡强度消散、高度下沉的影响，以及大气湍流、涡旋对长波不稳定性所造成危险区域扩散，侧风和定位偏差因素的影响等，得到飞机后方的尾涡危险区域范围，具体流程如下图所示。

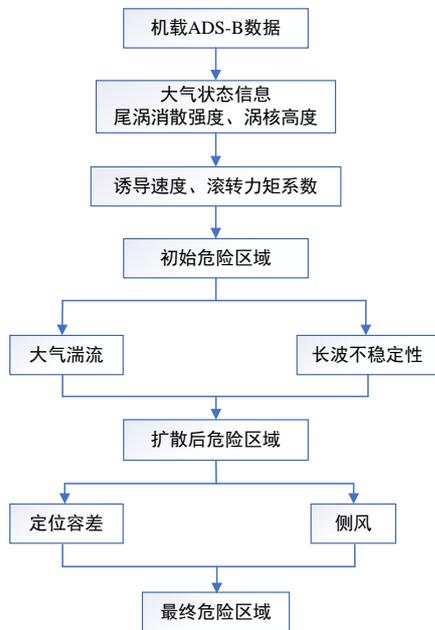


图5 危险区域预测流程图

Fig.5 Hazard area prediction flow chart

## 3 尾涡危险区域的预测分析

本文定义危险区域外0.1nm为飞机遭遇尾涡的预警区域。由此分析同高度同航路、同高度交叉航路、同航路不同高度以及近距离平行跑道四种情景下，飞机对预测的尾涡危险区域的遭遇分析。

### 3.1 前后机同高度同航路

前后机同高度同航路后机遭遇尾涡情况如图6所示。前机后方实线区域为右侧风影响下尾涡危险区域范围。其中，尾涡预警区域为危险区域外0.1nm区域，即图6中BC两点距离为0.1nm。假定后机与前机的初始纵向间隔为13000m，即图6中AD点之间的距离为13000m。后机以0.85Ma的速度追赶前机，前机速度为0.78Ma。

图7中横坐标表示从初始位置开始的时间变化，纵坐标表示后机距离前机危险区域的距离，即图6中BD两点距离。其中红色虚线表示后机从初始位置开始到进入尾涡预警区域的时刻，即图6中从D点开始运动到C点的时刻。

图7中可以看出随着时间的增加，由于后机速度大于前机，后机距离前机尾涡预警区域的距离呈线性趋势减小。当 $t=143s$ 时刻，后机进入前机尾涡预警区域；随着后机的继续前进，在 $t=152s$ 处后机进入尾涡危险区域。

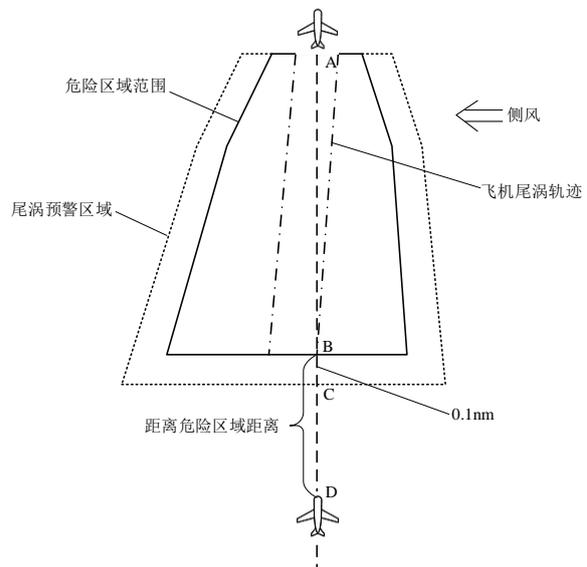


图6 同高度同航路尾涡遭遇

Fig.6 Same altitude same air route wake vortex encounter

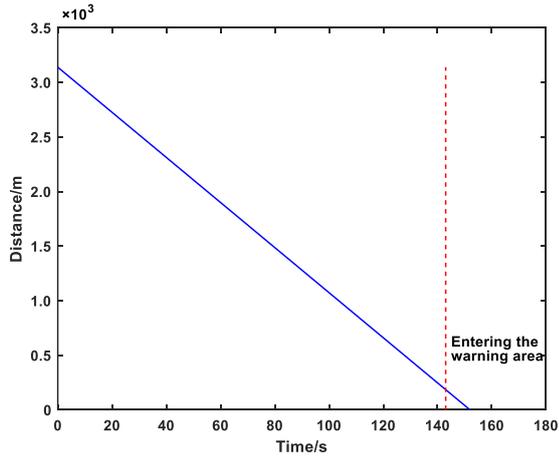


图7 同高度同航路侵入危险区域

Fig.7 Same altitude, same course intrusion into hazard area

### 3.2 前后机同高度交叉航路

前后机同高度交叉航路尾涡遭遇情况如图8所示。假定前后机处于同一高度层，后机位于前机纵向往后方4000m，侧向右方4000m处，前机前机速度为0.80Ma，后机飞行速度为0.82Ma。飞机以航路夹角为 $\theta$ 侵入前机尾涡危险区域，其中 $\theta$ 取 $45^\circ$ 。

由于本文考虑航路飞行过程中侧风的影响，危险区域会在侧风影响下发生偏移，因此分析飞机分别从上风涡和下风涡侵入危险区域。图9、10中横坐标表示从初始位置开始的时间变化，纵坐标表示后机距离前机尾涡危险区域的距离，即为图8中FG两点间距离。其中红色虚线表示飞机从初始位置进入到尾涡预警区域的时刻，即图8中G点开始运动到H点的时刻。

由图9、10可知，飞机从上风涡侵入危险区域与从下风涡侵入危险区域并无明显差别。飞机距离尾涡危险区域的距离均是随着时间增加呈线性趋势逐渐减小。其中，飞机从上风涡侵入时在18s进入尾涡预警区域，在19s进入尾涡危险区域；飞机从下风涡侵入时在17s进入尾涡预警区域，在18s进入尾涡危险区域。

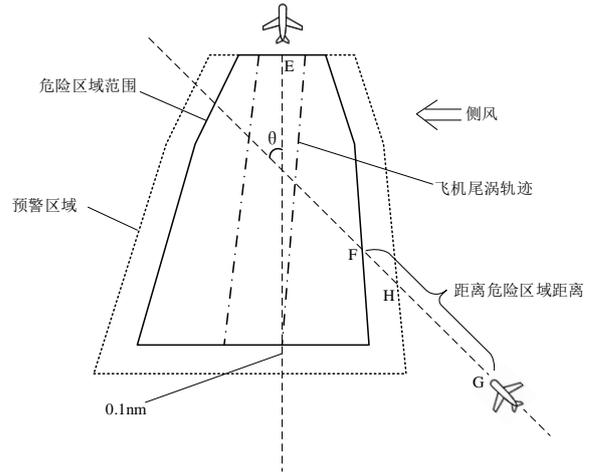


图8 同高度交叉航路尾涡遭遇

Fig.8 Same-altitude cross-traffic wake vortex encounter

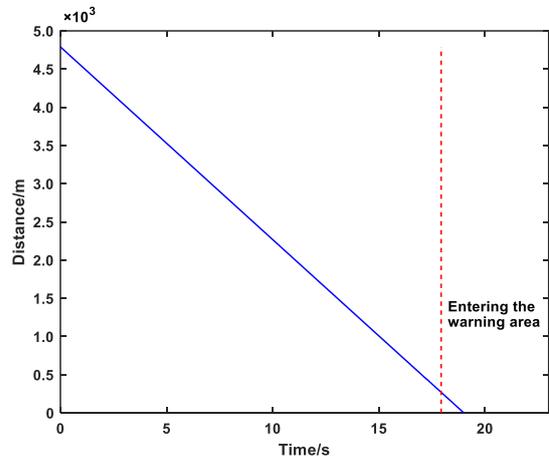


图9 上风涡侵入危险区域

Fig.9 Upwind vortex intrusion into hazard area

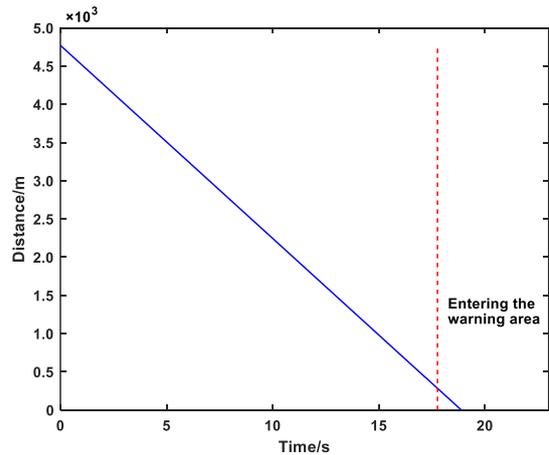


图10 下风涡侵入危险区域

Fig.10 Downwind vortex intrusion into hazard area

### 3.3 前后机不同高度

前后机不同高度，后机爬升过程遭遇前机尾涡

情况如图11所示。假定后机初始位于前机后方纵向6000m,垂直方向900m处。前机飞行速度为0.78Ma,后机以5°爬升角10m/s的爬升率爬升。图11中实线区域为飞机尾涡的危险区域,危险区域外0.1nm处为飞机尾涡的预警区域,即图11中虚线范围区域。

飞机产生的尾涡在消散过程中会发生下沉,因此飞机在爬升过程中遭遇尾涡考虑危险区域的下沉高度的影响。图12中横坐标表示后机从初始位置开始运动的时间,纵坐标表示后机距离尾涡危险区域的距离,即图11中LJ两点距离。其中红色虚线表示后机进入尾涡预警区域的时刻,即图11中飞机从L点运动到K点的时刻。

由图12可以得出,在后机爬升过程中侵入危险区域的情况下,随着时间的增加飞机距离危险区域的距离逐渐减小,在11s时飞机进入尾涡预警区域,在29s时飞机进入尾涡危险区域。

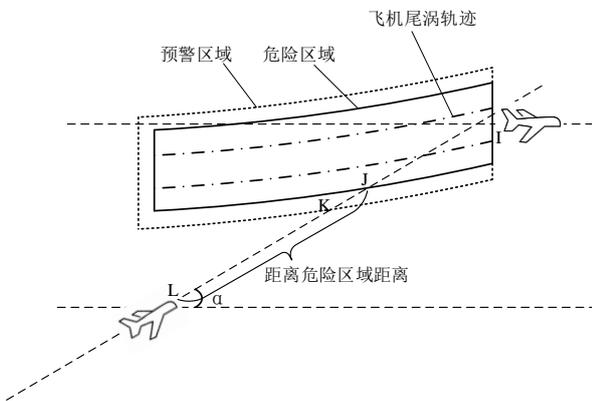


图 11 不同高度尾涡遭遇

Fig.11 Wake vortex encounters at different altitudes

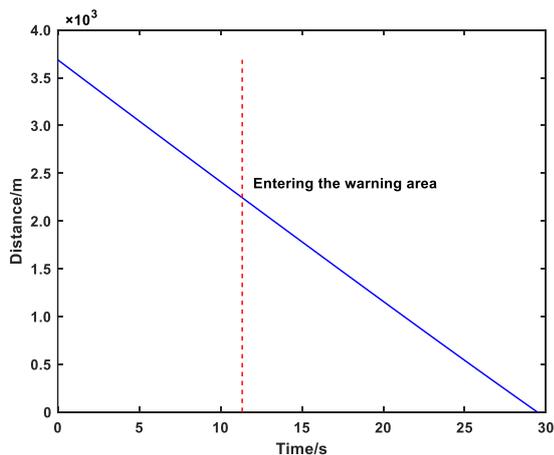


图 12 后机爬升侵入危险区域

Fig.12 Rear aircraft climbed into the hazard area

### 3.4 近距平行跑道

以上海虹桥机场18L/36R跑道和18R/36L跑道为

例,进行近距平行跑道情况下的尾涡危险区域影响分析。该近距平行跑道间距为365m,尾涡影响情况如图13和图14。图13为受到左侧风影响的尾涡危险区域图,图14表示受到右侧风影响下的尾涡危险区域图。

图15分析了不同机型组合下侧风风速大小与尾涡危险区域横影响范围的关系。图中横坐标表示侧风风速,纵坐标表示尾涡危险区域横向最大影响距离,即图中Q点与R点的距离。红色实线代表前机A380后机B747机型组合下,风速与尾涡横向影响范围的关系;蓝色实线代表前机A380后机A320机型组合下,风速与尾涡横向影响范围的关系。从图16可以看出,随着左侧风风速增大,危险区域对相邻近距平行跑道影响逐渐减小。前机A380后机B747机型组合下,当左侧风风速增大到6.1m/s之后,后机不再受前机尾涡影响;前机A380后机A320机型组合下,当左侧风风速增大到6.4m/s之后,后机不再受前机尾涡影响。

图16分析了不同机型组合下侧风风速大小与尾涡危险区域纵向影响范围的关系。前机A380后机A320机型组合下,RECAT-CN尾流间隔标准为13000m;前机A380后机B747机型组合下RECAT-CN尾流间隔标准为9300m。图中横坐标表示侧风风速,纵坐标表示近距平行跑道上受危险区域影响的纵向距离,即图中M点到N点的距离。随着侧风风速的增大,不同机型组合下危险区域纵向影响范围都逐渐减小,且减小速率逐渐减慢。前机A380后机A320机型组合下,危险区域纵向影响范围从8720m减小到6464m;前机A380后机B747机型组合下,危险区域纵向影响范围较小,从7694m减小到5281m。

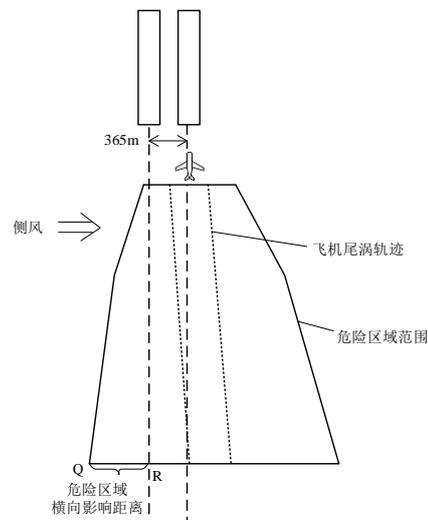


图 13 近距平行跑道左侧风情况

Fig.13 Left crosswind conditions on closely spaced parallel

## 4 结论

针对机载端尾涡预测的需要, 提出基于机载 ADS-B In 的前机尾涡危害区域预测方法, 建立了尾涡强度消散模型与遭遇模型, 以及大气湍流、长波不稳定性、定位容差、侧风等因素对危险区域范围的影响模型。

1) 前机尾涡危险区域范围可以用其后方一个矩形来表示。以 A380 为例的初始危险区域宽度为 1191.12m, 高度为 1131.12m。

2) 飞机在侧向从预警区域到危险区域的侵入速度最快, 侧向侵入的时间为纵向侵入时间的 1/9, 为爬升侵入时间的 1/18。

3) 近距离平行跑道运行中, 前机 A380 与后机 B747、A320 组合的尾涡影响临界侧风风速分别为 6.1 m/s 和 6.4 m/s; 侧风增强时, 两机型组合下危险区域纵向影响范围都减小, 且后机为 A320 时的影响范围更大。

4) 基于机载 ADS-B In 设备接收到的前机型号、经纬度、高度、真空速、航向、风速风向等参数, 可以预测出前机尾涡的危险区域范围, 有助于更好管控后机侵入前机尾涡区域的风险, 提高飞机的机载自主飞行能力。

## 参考文献:

- [1] HALLOCK J N, HOLZÄPFEL F. A review of recent wake vortex research for increasing airport capacity[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 98: 27-36.
- [2] 李经纬, 岳忠, 李晓晨, 等. 大型运输机和客机混合空域中的尾流安全评估与所需间隔研究[J]. 华北科技学院学报, 2023, 20(03): 106-112.  
LI Jingwei, YUE Zhong, LI Xiaochen, et al. A study of wake turbulence safety assessment and required spacing in mixed airspace for large transport and passenger aircraft[J]. Journal of North China Academy of Science and Technology, 2023, 20(03): 106-112 (in Chinese).
- [3] HOLZÄPFEL F. Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(2): 323-331.
- [4] ROSSOW V, MEYN L. Guidelines for Avoiding Vortex Wakes During Use of Closely-Spaced Parallel Runways[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2012: 6907.
- [5] STEPHAN A, HOLZÄPFEL F, MISAKA T. Hybrid simulation of wake-vortex evolution during landing on flat terrain and with plate line[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2014, 49: 18-27.

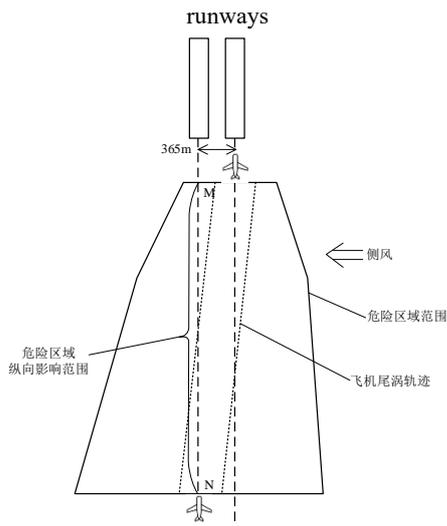


图 14 近距平行跑道右侧风情况

Fig.14 Right crosswind conditions on closely spaced parallel

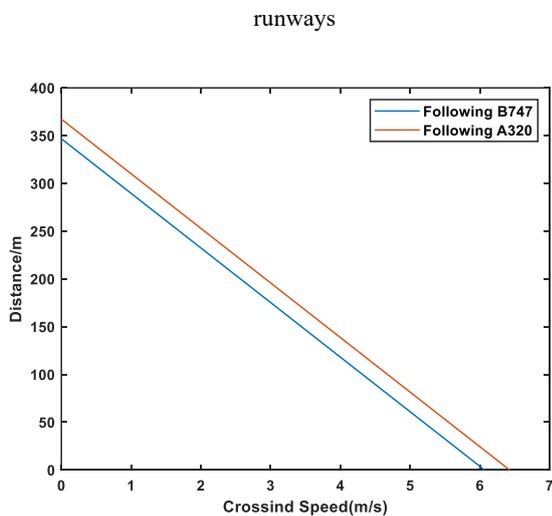


图 15 风速与危险区域横向影响距离关系

Fig.15 Relationship between wind speed and lateral impact distance of hazard area

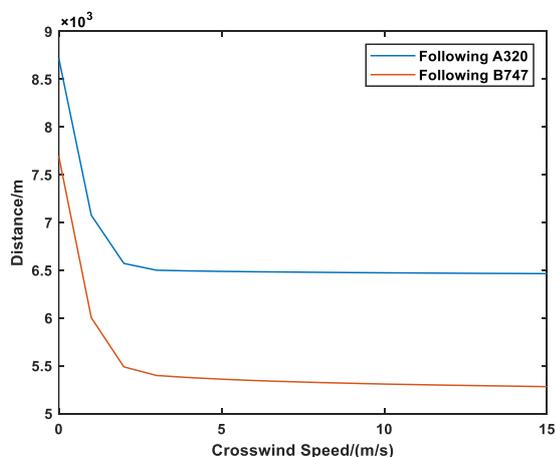


图 16 风速与危险区域纵向影响距离关系

Fig.16 Relationship between wind speed and longitudinal

- [6] KADEN A, LUCKNER R. Impact of wake vortex deformation on aircraft encounter hazard[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 800-811.
- [7] KÖRNER S, HOLZÄPFEL F. Multi-model ensemble wake vortex prediction[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*[J]. *An International Journal*, 2016, 88(2): 331-340.
- [8] HANSON C E, PAHLE J, REYNOLDS J R, et al. Experimental measurements of fuel savings during aircraft wake surfing[C]//2018 Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2018: 3560.
- [9] HANSON C E, ANDRADE S, PAHLE J. Experimental measurements of passenger ride quality during aircraft wake surfing[C]//2018 Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2018: 3561.
- [10] FLANZER T C, BIENIAWSKI S R, BROWN J A. Advances in cooperative trajectories for commercial applications[C]//AIAA SciTech 2020 Forum. 2020: 1257.
- [11] HOLZÄPFEL F, STRAUSS L, SCHWARZ C. Assessment of dynamic pairwise wake vortex separations for approach and landing at Vienna airport[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 112: 106618.
- [12] ZHOU J, CHEN Y, LI D, et al. Numerical simulation of aircraft wake vortex evolution and wake encounters based on adaptive mesh method[J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2020, 14(1): 1445-1457.
- [13] 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 Hongrong, LI Na, WEI Zhiqiang. Safety analysis of aircraft encountering wake vortex[J]. *Journal of Transport Engineering*, 2012, 12(1):45-49(in Chinese).
- [14] 周彬,王雪松,王国玉,等.飞机尾流的快速建模方法[J].*航空动力学报*, 2009, 24(1): 110-115.  
ZHOU Bin, WANG Xuesong, WANG Guoyu, et al. Fast modeling method for aircraft wake vortices[J]. *Journal of Aerodynamics*, 2009, 24(1):110-115(in Chinese).
- [15] 谷润平,代树旺,魏志强.基于安全阈值的尾流危险区域评估[J].*安全与环境学报*,2020,20(05):21677-1682.  
GU Runping, DAI Shuwang, WEI Zhiqiang. Wake hazard zone assessment and its concerned analysis based on the safety threshold[J]. *Journal of Safety and Environment*, 2020, 20(05):21677 – 1682 (in Chinese).
- [16] 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(04):632-645.  
SHEN Chun, LI Jianbing, GAO Hang, et al. Aircraft wake vortex behavior prediction based on data assimilation[J]. *Journal of Radars*, 2021, 10(4): 632–645(in Chinese).
- [17] 魏志强,李晓晨.高空巡航阶段的飞机尾涡流场演化特性研究[J].*空气动力学学报*,2021,39(04):77-84.  
WEI Zhiqiang, LI Xiaochen. Evolutionary characteristics of aircraft wake vortices in the upper airspace[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(4):77-84(in Chinese).
- [18] 魏志强,李晓晨.基于尾流安全评估的航空器分类方法改进研究[J].*中国安全科学学报*,2022,32(07):70-76.  
WEI Zhiqiang, LI Xiaochen. Improvement of aircraft classification method based on wake safety assessment[J]. *China Safety Science Journal*, 2022, 32(7) :70-76(in Chinese).
- [19] 何昕,马义龙.基于计算流体力学的配对进近尾流安全间隔研究[J].*中国安全科学学报*,2022,32(05):77-83.  
HE Xin, MA Yilong. Study on wake safety intervals of PA based on CFD [J]. *China Safety Science Journal*, 2022, 32(5):77-83(in Chinese).
- [20] 周金鑫,陈迎春,李栋,等.降雨条件下飞机尾涡演化数值模拟研究[J].*南京航空航天大学学报*,2021,53(2):320-328.  
ZHOU Jinxin, CHEN Yingchun, LI Dong, et al. Numerical simulation of aircraft wake vortices in rainy conditions[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2021, 53(2,53(2)):320-328(in Chinese).