

文章编号: 1005-0523(2021)01-0088-07

DOI: 10.16749/j.cnki.jecjtu.2021.01.014

## 一种 CSPRs 起飞尾流安全间隔动态缩减方法

张竞予, 桑保华, 田 勇

(南京航空航天大学民航学院, 江苏 南京 211106)

**摘要:**国内近距错列平行跑道的主流运行模式是隔离平行运行,由于该模式采用了较为保守的尾流安全间隔,在航空器离场相对集中时段会出现一定程度的放行拥堵问题。对此,文章选取了双起双落相关运行模式,以近距错列平行跑道为研究对象,结合起飞尾流的演化特征,提出一种基于气象条件的航空器起飞尾流动态缩减方法,并以黄花国际机场的跑道主要参数为仿真参考条件,运用所搭建的尾流动态缩减仿真系统进行了仿真验证。仿真结果表明文章中所提出的基于滚转力矩系数的起飞尾流遭遇度量是合理的,且尾流间隔可以缩减至 100 s 以内。

**关键词:**近距错列平行跑道;起飞尾流;双起双落模式;安全间隔

**中图分类号:**[U8];V355

**文献标志码:**A

**本文引用格式:**张竞予,桑保华,田勇.一种 CSPRs 起飞尾流安全间隔动态缩减方法[J].华东交通大学学报,2021,38(1):88-94.

## A Dynamic Reduction Method for Safety Separation of Close Staggered Parallel Runways Takeoff Wake

Zhang Jingyu, Sang Baohua, Tian Yong

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** The mainstream operation mode of close staggered parallel runways in China is of isolated and parallel operation. Since this mode uses a more conservative wake safety separation, a certain degree of congestion may occur during the relatively concentrated period of aircraft departure. In this regard, the paper selects the dual takeoff and double landing related operation mode, takes the close staggered parallel runways as the research object, combines the evolution characteristics of the takeoff wake, and proposes an aircraft takeoff wake dynamic reduction method based on meteorological conditions. The main parameters of the airport's runway are the simulation reference conditions, and the simulation verification is carried out by using the built-up wake dynamic reduction simulation system. The simulation results show that the takeoff wake encounter metric based on the roll moment coefficient proposed in the paper is reasonable, and the wake separation can be reduced to less than 100 s.

**Key words:** close staggered parallel runways; takeoff wake; dynamic reduction; safe separation

**Citation format:** ZHANG J Y, SANG B H, TIAN Y. A dynamic reduction method for safety separation of close staggered parallel runways takeoff wake[J]. Journal of East China Jiaotong University, 2021, 38(1): 88-94.

国内现行的近距错列平行跑道(close staggered parallel runways, CSPRs)运行模式以“一起一降”的隔离运行模式为主,由于该模式采用单跑道的尾流安全间隔,极大地限制了机场单位时间起降的航班

数量,导致机场在某些时段产生放行拥堵问题,如离场早高峰,其根源是航空器尾流安全间隔有待进一步优化。对此,国外众多学者对航空器尾流安全间隔开展了大量研究。例如,国外学者 Visscher 等<sup>[1]</sup>

收稿日期:2020-09-12

基金项目:南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20190721)

作者简介:张竞予(1996—),男,硕士研究生,研究方向为航空器尾流间隔技术。E-mail:jingyuzhang@nuaa.edu.cn。

通信作者:桑保华(1979—),女,讲师,博士,研究方向为航空器尾流安全间隔技术以及低空风切变探测。E-mail:sangbaohua@nuaa.edu.cn。

于 2010 年构建了近地面尾流运动消散模型,并将该模型与航空遭遇尾流的情景相结合构建了尾流场景模拟系统<sup>[2]</sup>。但该系统仅通过统计分析的方法研究尾流遭遇过程,航空器遭遇尾流时的安全性度量等问题有待研究。Matayoshi 等将尾流咨询系统和交通模式优化相结合并对东京国际机场展开一系列的仿真研究,结果表明现行尾流间隔较为保守,尾流间隔的动态化可有效提高机场容量<sup>[3-5]</sup>。

Marques 等<sup>[6]</sup>基于涡量对飞机滚转运动的影响,建立了尾流分析模型及安全间隔公式,计算结果表明,通过该模型获取的尾流间隔缩减效果十分明显。国内研究起步相对较晚,魏志强在国外理论研究的基础上,建立了涡流运动消散模型<sup>[7]</sup>,并于 2018 年通过建立航空器进近阶段速度剖面计算所需飞行时间,从而计算出不同风速条件下基于时间的尾流间隔标准,同时提出采用尾流安全间隔缩减技术可以进一步提升跑道容量<sup>[8]</sup>。2019 年,潘卫军等<sup>[9]</sup>根据后机遭受尾流的受力情况,对单跑道的起飞尾流间隔进行了安全性分析,仿真结果表明国内现行尾流间隔标准还有很大改进空间。当前,国内研究重点在于尾流演化过程分析以及尾流间隔重新划分之后的容量提升效果,且多集中于单跑道的尾流间隔缩减问题,对航空器尾流间隔动态缩减技术方面的探索和实证尚不够深入。本文以近距错列平行跑道为载体,针对航空器在起飞阶段的尾流遭遇问题对尾流安全间隔缩减展开研究,以缓解大型机场高峰运营时段可能出现的航空器集中放行拥堵问题。

## 1 CSPRs 起飞尾流特征分析

本文针对近距离错列平行跑道,选取双起双落相关运行模式,即考虑航空器同时沿两条平行跑道同方向同时刻起飞且前后机需要配备相应间隔的情形开展尾流间隔缩减研究。

### 1.1 起飞尾流的初始演化描述

民用航空器的起飞过程及各个阶段所需要达到的重要速度如图 1 所示,起飞航空器在跑道上开始滑跑离地时,尾流也随之产生。在航空器实际运行过程中,其起飞时的重量和速度都会受到气象条件的限制。为保守起见,本文选取起飞阶段中起飞爬升速度和航空器最大起飞重量计算起飞尾流初始阶段的强度,该速度是指航空器发动机发生故障



图1 航空器起飞重要速度示意图

Fig.1 Schematic diagram of important aircraft takeoff speeds

时,高出跑道表面 35 ft 时必须达到的最小爬升速度。

根据 Kutta-Joukowski 定理<sup>[10]</sup>得到尾流初始环量以及涡间距为

$$\Gamma_0 = l / \rho V b_0 \quad (1)$$

$$b_0 = sb \quad (2)$$

式中: $l$  为前机升力; $\rho$  为空气密度; $V$  为航空器速度; $s$  为机翼载荷因数(与机翼形状有关,椭圆形机翼可取  $\pi/4$ ); $b$  为翼展; $\Gamma_0$  为初始环量; $b_0$  为初始涡间距。

考虑到民用航空器在起飞过程中的过载系数较小,本文参考 BADA 数据库中的航空器性能数据,航空器离地时过载系数  $n_y$  一般较低,此处取 1.1,以此计算航空器升力。其中,过载系数是指飞机所受除重力以外的外力总和同飞机重力的比值,由此得到升力与航空器重量  $W$  的关系如下

$$l = n_y W \quad (3)$$

为了便于计算,对起飞尾流的标准化参数尾流下沉速度  $\omega_0$  和参考时间  $t_0$  进行无量纲化处理,得到如下公式

$$\begin{cases} \omega_0 = \Gamma_0 / 2\pi b_0 \\ t_0 = b_0 / w_0 = 2\pi b_0^2 / \Gamma_0 \end{cases} \quad (4)$$

### 1.2 起飞尾流在侧风下的近地演化过程描述

由于起飞尾流在形成之后受诱导作用力、自身重力以及大气条件影响,尾流会同时出现下沉运动和向后运动两种形态。当 CSPRs 用于两架航空器同时沿同方向起飞时,后机在起飞过程中遭遇特定侧风时可能会受前机起飞尾流的影响。在起飞尾流的近地演化过程中,侧风条件主要影响尾流对的侧向运动速度,对涡间距的影响较小,而地面效应会使涡核间距不断增大,尾流强度也会产生相应的变化。基于此,本文以侧风为影响尾流运动的主要条件,考虑地面效应对尾流侧向飘移过程的影响,而对起飞尾流的近地演化过程进行描述。首先,根

据文献[11]采用的镜像涡方法模拟尾流运动轨迹,即采用四个关于起飞跑道平面对称且流向相反的两组映像涡来模拟地效影响。其中,航空器产生的是左涡 $(-y, z)$ 和右涡 $(y, z)$ ,涡核之间的诱导速度使其向外扩散,涡间距逐渐增大;模拟后的映像涡坐标为 $(y, -z)$ ,  $(-y, -z)$ ,两组上下涡之间会产生诱导速度,使得涡核的下沉速度减小,其运动轨迹如图2所示。

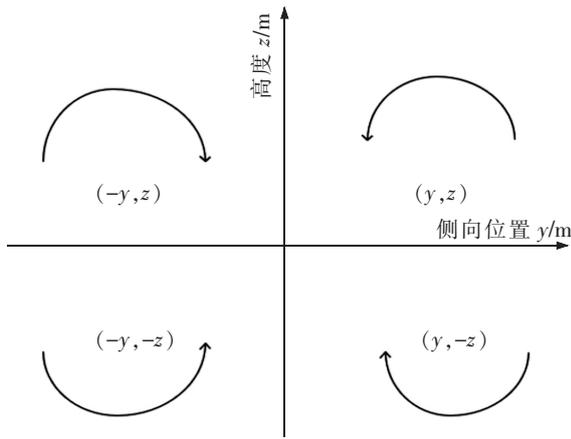


图2 近地阶段尾流运动示意图

Fig.2 Schematic diagram of wake motion in near ground phase

其次,引入侧向风速条件,进一步对尾流的下沉和侧移速度进行修正,得到改进后的起飞尾流运动模型。以右上涡为例, $(y, z)$ 处的诱导速度 $\frac{dz}{dt}$ ,  $\frac{dy}{dt}$ 以及侧向飘移速度 $V_y$ 为

$$\begin{cases} \frac{dz}{dt} = \frac{\Gamma y}{4\pi(y^2+z^2)} - \frac{\Gamma}{4\pi y} \\ \frac{dy}{dt} = -\frac{\Gamma z}{4\pi(y^2+z^2)} + \frac{\Gamma}{4\pi z} \\ V_y = \frac{dy}{dt} + V_{cw} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\Gamma$ 为尾涡环量; $V_{cw}$ 为侧风速度。

### 1.3 起飞尾流的尾涡强度演变描述

在航空器的起飞阶段,尾流强度的变化受地面效应影响,呈现的主要特征是尾流的两个涡核在触地前其间距会增加,两尾涡间的相互诱导作用逐渐变弱,当尾流触地且受到地面挤压时尾流强度的衰减进程会加快。基于此,本文参考文献[12]的方法,设定空气密度、航空器速度以及重量等参数来构建航空器起飞阶段尾流的尾涡强度演变模型,如下

$$\begin{cases} \frac{\Gamma}{\Gamma_0} = \left[ \frac{11}{10} - 10^{\left( \frac{-0.01}{1.5 t_d} \right)} \right] \exp \left\{ -0.55 \left[ 1 + \frac{y^3}{z^3} + \frac{(N t_0)^2}{4} \right] \left( \frac{t-t_d}{t_d} \right) \right\} \\ t_d = t_c \left( \frac{z^2}{y^2+z^2} \right) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $N$ 为浮力频率(Brunt-Vaisala频率); $y$ 与 $z$ 分别为尾涡的侧向坐标位置与高度坐标位置; $t_c$ 为尾涡初始消散时间; $t_d$ 为尾涡进入快速消阶段的时间。其中,尾涡初始消散时间 $t_c$ 与参考时间之间 $t_0$ 的关系可以根据Sarpkaya<sup>[13]</sup>提出的无因次尾涡开始消散的时间 $t_c^*$ 与无因次尾涡耗散率 $\varepsilon^*$ 之间的关系推演出,其具体推导过程不在此处展开。

## 2 CSPRs 起飞尾流间隔动态缩减

### 2.1 起飞尾流遭遇描述

本文考虑最坏情形下的尾流遭遇问题,即后机在前机一倍翼展高度处遭遇前机尾流,并同时量化此情形下尾流遭遇的严重程度,从而建立尾流遭遇模型。此时,尾流不但受到地面效应的影响,且遭遇位置处于涡核中心。当后机纵向进入前机产生的某个尾涡中心时,由于涡流内部存在着较大的诱导速度,可能会使后机产生滚转运动。在此,本文根据Visscher提出的滚转力矩系数(rolling moment coefficient, RMC)理论<sup>[14]</sup>,将用于量化航空器滚转运动的滚转力矩 $M_v$ 进行无量纲处理,以此来度量不同后机机型遭遇前机尾流的严重性程度。该滚转力矩系数 $RMC$ 由后机速度 $V_f$ ,机翼面积 $S_f$ ,后机翼展 $b_f$ 等参数构成,如下

$$RMC = \frac{M_v}{0.5\rho V_f^2 S_f b_f} \quad (7)$$

现假设后机机翼满足椭圆翼弦分布,前机产生的尾涡满足B-H环量分布且作用在后机机翼上,则 $RMC$ 可被表达为包含翼展跨度比 $b_1/b_f$ 的函数,如下

$$RMC = \frac{\Gamma}{V_f b_f} \frac{AR_f}{AR_f + 4} G(\varepsilon_r) \quad (8)$$

式中: $\varepsilon_r$ 是关于跨度比 $b_1/b_f$ 的函数; $b_1$ 和 $b_f$ 分别为前机翼展和后机翼展; $G$ 是修正函数; $AR_f$ 为机翼展弦比,常用以下公式表示

$$AR_f = b_f^2 / S_f \quad (9)$$

从上述关系式可以看出,在前后机型参数已知条件下,后机遭遇前机尾流的严重程度可以直观地计算出来,而当后机机翼中心与尾涡中心在同一

直线上时为最大诱导滚转力矩,此时遭遇尾流的严重程度最大。

## 2.2 基于气象条件的尾流间隔缩减

由于尾流的消散受大气条件中的气象因素影响比较大,本文结合航空器起飞阶段的尾流特征,选取特征气象条件下的尾流运动模型进行航空器起飞尾流的动态缩减研究,即主要考虑大气分层、大气紊乱度以及大气风场这三个气象因素对尾流消散运动进行影响分析。其中,大气分层主要考虑大气稳定度,采用浮力频率  $N$  描述。大气紊乱度主要考虑湍流强度,采用无因次紊乱度  $\varepsilon^*$  描述。大气风场条件则主要考虑侧风的方向和大小。本文通过尾流间隔缩减模型,计算特征气象条件下尾流的特征参数,同时根据后机可承受的滚转力矩系数  $RM-C_{crit}$  推导出后机可承受的临界尾流强度  $\Gamma_{crit}$ , 如式(10)所示

$$\Gamma_{crit} = RMC_{crit} V_{bf} \frac{AR_f + 4}{AR_f} \frac{1}{G(\varepsilon_v)} \quad (10)$$

再通过尾流强度演变模型式(6)计算出尾流从生成到后机可承受的临界尾流强度所需要的消散时间,并将该时间确定为前后机所需保持的最小尾流安全间隔  $t$ 。涉及的主要公式如下

$$t = \frac{\ln \frac{\Gamma}{\Gamma_0} \left[ \frac{11}{10} - 10 \left( \frac{-5t_0}{t_0 + 5t_0} \right)^{-1} \right] t_d}{- \left[ 0.55 \left( 1 + \frac{\gamma^3}{z^3} \right) + \frac{(Nt_0)^2}{4} \right] + t_d} \quad (11)$$

另外,本文将跑道参数作为可变参数进行设定,并假定其参数未知,根据起飞尾流运动模型和最小时间间隔,找出跑道错列距离与跑道中心线间距的关系。尾流间隔缩减模型则主要分析在侧风条件已知的情况下,尾流消散运动至后机可以接受强度所需要的时间与跑道错开距离以及平行跑道中心线间距的关系。图 3 为 CSPRs 前后机起飞模式示意图。

假设侧风将前机的尾流吹向至另一侧跑道,且前后两机未建立分离角(即前后机仍沿同方向飞行),并假设航空器的平均滑跑距离为  $X$ ,前机在经过  $X$  这段距离的加速后,基本达到航空器离地的速度。当起飞前机为中型机时,平均滑跑距离取 1 500 m;当起飞前机为重型机时,平均滑跑距离取 2 800 m,在纵向间隔上,跑道参数与后机运动满足

$$M_2 = L_1 - \frac{1}{2} at^2 = V_f t - \frac{1}{2} at^2 \quad (12)$$

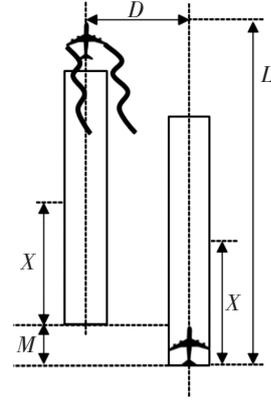


图 3 前后机起飞模式示意图

Fig.3 Schematic diagram of take-off mode of lead and followed aircraft

式中: $M$ 为两平行跑道的错开距离; $a$ 为航空器起飞过程中的平均加速度; $L$ 为前后机所需保持的最小纵向间隔。

另外,可以得到尾流侧向运动与两跑道中心线距离  $D$  满足

$$D = V_y t \quad (13)$$

## 3 实例仿真

### 3.1 仿真模块及参数设置

本文主要采用 MATLAB 自带的 Simulink 函数库建立双起双落相关运行模式下近距错列平行跑道起飞尾流间隔的仿真系统,包含的主要功能模块有前机尾流演化模块、后机尾流遭遇模块、前后机安全间隔计算模块以及跑道特征参数模块。

由于本文所构建的起飞尾流间隔缩减系统对机场跑道参数无特殊要求,即跑道基本参数为可变量,仿真数据主要从机场的航班计划和气象数据中获取。但是各机场气象条件存在差异以及机型配对的不同,实际的起飞尾流安全间隔仿真则以所选定机场的主要跑道参数为依据进行计算。在本文中,以长沙黄花国际机场这一典型的近距错列平行双跑道机场数据为主要仿真参考数据进行算例仿真。运行参数设定如下:36L 跑道与 36R 跑道均用于航空器起飞,考虑到航空器起飞阶段的高度较低,仿真时  $\varepsilon^*$  取 0.01;由于黄花国际机场单日温差较小,仿真过程中  $N$  取 0.3; $RMC$  值参考欧控所测得临界滚转力矩系数数据<sup>[15]</sup>。另外,将侧风条件设置如下:正值是不利的侧风,负值是有利的侧风。根据长沙历史风向数据统计,发现西北风、北风、东北风占大比例。

根据黄花国际机场 2016 年 1 月 9 日—11 日的航班计划数据,得到黄花机场的航班机型是以中型机为主,占 95%以上,其中 A320 和 B737 是主流机型,轻型机和重型机分别占 2.45%和 1.68%左右。文献[16]指出 BADA(base of aircraft data,BADA)航空器性能模型可较为准确地确定航空器不同阶段的性能,因此,本文选取 BADA 数据库中典型机型在起飞阶段的航空器性能数据进行仿真。典型机型的运行参数如表 1 所示。

表 1 典型机型的运行参数  
Tab.1 Operating parameters of typical aircraft types

机型	最大起飞重量 /kg	翼展/m	机翼面积 /m <sup>2</sup>	飞行速度 /kt
A319	70 000	34.1	122.6	151
A320	77 000	34.1	122.6	168
A321	83 000	34.1	122.6	170
A333	212 000	64.4	361.6	166
B734	68 000	28.9	91.1	181
B737	70 080	34.3	124.6	158
B738	78 300	34.3	124.7	171
B744	396 800	64.4	511.2	218
B763	186 880	47.6	283.4	182

### 3.2 仿真结果

由于中型机占比远远大于重型机和轻型机,本文根据航班数据选取 3 组典型机型进行仿真计算,用于验证尾流间隔缩减方法的有效性。第一组:前机 A333(重型机),后机 B737(中型机);第二组:前机 B734(中型机)、后机 A319(中型机);第三组:前机 B763(重型机)、后机 B738(中型机)。

三组不同机型条件仿真所得各参数值如表 2 所示。从表中第一组仿真结果可以看出,当 B737 中型机跟随 A333 重型机时,跑道头最小错开距离为 366.3 m,耗散时间为 94.8 s。随着不利侧风速度的增大,尾流在强度消散到后机可承受的时间段内,尾流侧向飘移的距离越大。从第二组仿真结果可以看出,当 A319 中型机跟随中型机 B734 时,跑道头最小错开距离为 481.5 m,耗散时间为 70.8 s。当不

利侧风量达到 2 m/s 时,尾流侧向飘移的距离可以控制在 150 m 左右。从第三组仿真结果可以看出,当 B738 中型机跟随 B763 重型机时,跑道头最小错开距离为 440.1 m,耗散时间为 70.3 s。当存在有利侧风时,尾流向东跑道侧向飘移的距离较短,影响较小。

表 2 三组不同机型条件所得各参数值  
Tab.2 Each parameter value obtained from three groups of different aircraft type and conditions

分组	侧风条件/ (m/s)	跑道头错 开距离/m	尾流侧向移 动距离/m	耗散时间 /s
第一组	0		34.6	
	1		129.4	
	2	366.3	224.2	94.8
	-1		-60.2	
	-2.5		-202.4	
第二组	0		9.2	
	1		80.0	
	2	481.5	150.7	70.8
	-1		-61.5	
	-2.5		-167.6	
第三组	0		16.5	
	1		86.8	
	2	440.1	157.0	70.3
	-1		-53.8	
	-2.5		-159.2	

此外,长沙黄花国际机场近期航班数据显示,离场航空器机型比例相较前述 2016 年的数据而言,变化不大,中型机比例仍然在 90%以上。在此,本文选取黄花国际机场 2020 年 8 月 25 日数据再次进行仿真,用于对比分析不同时段、不同机型配比下的尾流间隔缩减效果。该日航班数据显示,离场航班在数量上有一定幅度上涨,但机型配比情况较 2016 年有一定的差异,所以,本文选择机型占比比较高的 3 组机型进行仿真,机型数据参考表 1。第一组:前机 A333(重型机),后机 B738(中型机);第二组:前机 B744(重型机)、后机 A320(中型机);第三组:前机 B738(中型机)、后机 A321(中型机)。仿真结果如表 3 所示。

表 3 三组不同机型条件所得各参数值

Tab.3 Each parameter value obtained from three groups of different aircraft type and conditions

分组	侧风条件/ (m/s)	跑道头错 开距离/m	尾流侧向移 动距离/m	耗散时间 /s
第一组	0	414.7	36.6	94.5
	1		131.1	
	3		320.3	
	-1		-58.0	
第二组	0	335.4	26.4	75.0
	1		101.4	
	3		251.4	
	-1		-48.7	
第三组	0	425.3	8.9	73.0
	1		81.9	
	3		227.9	
	-1		-64.0	

另外,在上述仿真过程中,第一组和第二组配对机型的分类一致,本文分别以第一组和第三组配对机型为中型机跟随重型机、中型机跟随中型机的情形,设定相应的安全间隔。并参考我国《民用航空空中交通管理规则》(CCAR-93TM-R5)<sup>[17]</sup>中所采用的航空器尾流安全间隔标准,与仿真获取的安全间隔进行对比,分析其缩减效果(表 4)。

表 4 长沙黄花国际机场安全间隔缩减效果对比

Tab.4 Comparison of the effect of reducing the safety separation of Changsha Huanghua International Airport

尾流间隔	B738 跟随 A333	A321 跟随 B738
未经缩减的尾流间隔	180.0	120.0
缩减后的起飞航空器尾流间隔	94.5	73.0

可以发现,缩减后的尾流间隔仍然可以控制在 100 s 以内,且本文的尾流间隔缩减系统可以根据不同的机型配比推演出更优的航空器尾流安全间隔,限于篇幅,不展开论述。

## 4 结论

本文所研究的基于气象条件的起飞尾流缩减系统主要针对近距错列平行跑道展开,所搭建的尾流安全间隔仿真平台主要通过尾流消散运动模型模拟尾流传播时的强度与位置,并耦合机场区域的气象参数,预测出航空器在不同大气条件以及不同机型配对条件下集中放行时所需保持的最小安全间隔,仿真得到的尾流安全间隔既能实现一定程度的缩减,又能保证安全。基于对黄花国际机场仿真结果的分析,得到如下结论:

1) 当在静风、不利侧风分量和有利侧风分量均小于 2 m/s 的条件下,且当两跑道间距大于 300 m 时,对于采用“双起双落相关运行模式”的前后离场航空器,其尾流安全间隔可以缩减至 100 s 以内。

2) 当有利侧风分量达到 1 m/s 以上时,前机尾流无法侧移到另一条平行跑道上,前后机之间只需保持碰撞安全间隔,无需保持尾流时间间隔。可以根据实际的气象条件适当缩减现行的起飞尾流时间间隔。

## 参考文献:

- [1] VISSCHER I D, WINCKELMANS G, LONFILS T. The wake4d simulation platform for predicting aircraft wake vortex transport and decay; description and examples of application [C]//AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, Toronto, Ontario Canada: AIAA, 2010.
- [2] HOLZAEPEL F, KLADETZKE J, AMELSBURG S, et al. Aircraft wake vortex scenarios simulation for take-off and departure [C]//AIAA ICAS/ATIO Conference. DLR, 2013; 713-717.
- [3] MATAYOSHI N, OKUNO Y, SUGIURA M, etc. Airport terminal traffic simulation applying reduced wake vortex separation [C]//10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Ft. Worth, Texas, USA: AIAA, 2010.
- [4] MATAYOSHI N. Reduced wake vortex separation using weather information [J]. Lecture Notes in Electrical Engineering, 2014, 290: 49-68.
- [5] MATAYOSHI N, YOSHIKAWA E. Dynamic wake vortex separation combining with AMAN/DMAN concept [C]//15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AIAA, 2015.

- [6] CAMPOS L M B C, MARQUES J M G. On an analytical model of wake vortex separation of aircraft[J]. *The Aeronautical Journal*, 2016, 120(1232): 1534–1565.
- [7] 魏志强, 徐肖豪. 飞机尾涡流场的建模与仿真计算研究[J]. *交通运输系统工程与信息*, 2010, 10(4): 186–191.
- [8] 魏志强, 胡杨. 基于风速的动态尾流间隔标准计算方法[J]. *航空计算技术*, 2018, 48(6): 24–28.
- [9] 潘卫军, 梁延安, 梁海军, 等. 基于数值计算模型的单跑道起飞间隔安全分析[J]. *航空计算技术*, 2019, 49(4): 4–8.
- [10] WINCKELMANS G, DUQUESNE T, et al. Summary description of the models used in the vortex forecast system (VFS)[R]. Belgium; Catholic University of Louvain, 2005.
- [11] ROBINS R E, DELISI D P, GREENE G C. Algorithm for prediction of trailing vortex evolution [J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(5): 911–917.
- [12] 谷润平, 徐肖豪, 魏志强. 地面效应对尾涡消散的影响研究[J]. *中国民航大学学报*, 2009, 27(3): 1–3.
- [13] SARPKEYA T. Decay of wake vortices of large aircraft[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(9): 1671–1679.
- [14] VISSCHER I D, WINCKELMANS G, TREVE V. A simple wake vortex encounter severity metric: rolling moment coefficient due to encounter of an aircraft with a wake vortex[C]//Eleventh USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar(ATM2015), Lisboa; 2015.
- [15] BAREN G V, TREVE V, ROOSELEER F. Assessing the severity of wake encounters in various aircraft types in piloted flight simulations[C]//Aiaa Modeling & Simulation Technologies Conference, 2017.
- [16] 张朋, 李杰, 赵志奇, 等. 面向航路燃油预测的航迹聚类[J]. *航空计算技术*, 2019, 49(6): 44–47.
- [17] 中国民用航空局. 民用航空空中交通管理规则(CCAR-93TM-R5)[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017, 9.