

<http://bhxb.buaa.edu.cn> [jbuaa@buaa.edu.cn](mailto:jbuaa@buaa.edu.cn)

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0067

# 运输机尾涡对空投伞的影响与 编队空投间距计算方法

魏志强<sup>1,\*</sup>, 许奔<sup>1</sup>, 周鼎富<sup>2</sup>

(1. 中国民航大学空中交通管理学院, 天津 300300; 2. 西南技术物理研究所, 成都 610041)

**摘 要:** 运输机编队空投能在最短的时间内让更多的物资投送到指定地点, 追求高效的同时也要考虑运输机尾涡给空投带来的危险。针对此问题, 提出运输机尾涡对空投伞的影响与编队空投间距计算方法。建立空投伞降落过程遭遇尾涡的风险评估模型; 对运输机编队空投的危险性计算分析; 对空投中的运输机编队飞行的安全间距计算分析。研究表明: “一”字形编队空投时空投伞处于尾涡危险区域的时间是“人”字形编队空投的 2.0 倍。随着空投高度的增加, 运输机飞行速度、空投伞伞冠半径、开始打开空投伞的时间点、温度偏差这 4 个因素对空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间的影响都是先增加再减小。3 架 C-17 运输机“人”字形编队空投, 当空投高度从 100~1 000 m 变化时, 若左右间距为 100 m 不变, 安全的前后间距随着空投高度的升高在逐渐变大, 从 500 m 开始, 空投高度每增加 100 m, 安全的前后间距就增加 20 m。若前后间距为 3 500 m 不变, 空投高度为 100~200 m 对应安全的左右间距为 100 m; 空投高度为 300~1 000 m 对应安全的左右间距为 110 m。

**关键词:** 尾涡流场; 编队空投; 空投伞; 尾涡遭遇; 空投高度

**中图分类号:** V328

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2026)04-1038-10

运输机编队飞行执行空投任务, 在最短的时间内让尽可能多的物资进入尽可能紧凑的降落区, 提高了执行空投任务的效率, 同时也有着潜在的尾涡遭遇危险。在空投伞打开后的降落阶段, 有卷入运输机产生的尾涡流场中的可能性, 从而造成空投伞伞冠的塌陷、空中急速下落等风险。特别在运输机编队飞行执行空投任务时, 空投伞不仅受到所在运输机尾涡流场的干扰, 还会受到前面运输机尾涡流场的干扰。

在编队飞行的经济性与尾涡风险及避障研究方面, Hartjes 等<sup>[1]</sup>以最小化总燃油消耗为目标, 解决了民用航空编队飞行的多阶段轨迹优化问题。Hu 等<sup>[2]</sup>提出一种进行编队飞行轨迹优化的方法,

分析了不同优化参数影响下的油耗优化效果。Antczak 等<sup>[3]</sup>提出利用前机尾涡对后机产生的积极影响, 确定后机的有利位置, 以获得减少燃料消耗的最大效益。Zhang 等<sup>[4]</sup>创新性地提出一种同时考虑空间位置和时间约束的四维时空层次分解算法, 应用于无人机编队间没有通信的情况下的轨迹规划和自动避障。Sheng 等<sup>[5]</sup>提出一种基于鲁棒  $H_{\infty}$  控制器的联合控制方法和改进的人工势场方法, 在保持编队高精度的同时, 使无人机能够自动避开障碍物, 并在远离障碍物时快速恢复编队。徐肖豪等<sup>[6]</sup>研究形成洲际航空编队路径规划的几何基础, 使问题复杂度依赖于航班集规模而非球面离散化网格规模, 降低了问题复杂度。谷润平等<sup>[7]</sup>以后机的安

收稿日期: 2024-01-30; 录用日期: 2024-03-22; 网络出版时间: 2024-04-10 19:01

网络出版地址: [link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240409.1334.002](http://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240409.1334.002)

基金项目: 国家自然科学基金(U2133210); 激光雷达与器件技术重点实验室开放课题(LLD2023-008)

\*通信作者. E-mail: [zqwei@cauc.edu.cn](mailto:zqwei@cauc.edu.cn)

**引用格式:** 魏志强, 许奔, 周鼎富. 运输机尾涡对空投伞的影响与编队空投间距计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2026, 52(4): 1038-1047. WEI Z Q, XU B, ZHOU D F. Influence of transport aircraft wake vortex on parachute and calculation method of formation airdrop spacing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2026, 52(4): 1038-1047 (in Chinese).

全性和诱导减阻效果为优化目标来确定后机在编队飞行中的最佳位置。朱战霞等<sup>[8]</sup>分析了单架无人机执行任务时面临的问题和编队飞行的优势,介绍了国内外在无人机编队飞行方面的研究状况,对保证无人机编队飞行的关键技术进行了探讨和分析。张佳龙等<sup>[9]</sup>提出单向网络连接结构的多无人机避障算法和基于人工势场的控制方法,能够确保编队收敛于期望的队形和稳定飞行状态。郑锐平等<sup>[10]</sup>为实现紧密编队飞行的稳定性,所设计的控制律能够使僚机在编队飞行中保持在合适队形,使得僚机获得最大的升力。上述研究主要针对民航客机编队飞行诱导减阻达到节省燃油的目的和无人机编队飞行提高避撞能力达到鲁棒性编队效果,很少有运输机编队飞行空投遭遇尾涡风险评估的研究。

在运输机空投的安全性和精确性研究方面,Chen等<sup>[11]</sup>对大型运输机内有货物移动的飞行系统进行建模,分析了货物质量、移动过程等参数对飞行的影响。Xu等<sup>[12]</sup>综述了运输机空投过程中的建模和控制问题。Cao等<sup>[13]</sup>建立了六自由度刚体飞行动力学模型,预测降落伞空投系统的飞行轨迹和着陆点分布。Li等<sup>[14]</sup>提出了降落伞空投系统的飞行动力学模型,模拟了典型降落伞空投系统的轨迹和速度,并与实验测量结果进行了验证。马骏等<sup>[15]</sup>建立了全量的连投模型,可完成 $n$ 件货物的空投数值仿真。通过仿真对单投与连投时载机开环动态响应进行了量化分析,并对空投时间间距对载机影响进行了对比分析,保证了空投的安全性。李山等<sup>[16]</sup>采用了改进后的第2代非支配排序遗传算法(non-dominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II),不仅能够提升双运输机编队飞行安全性,并且使得空投点更加密集、空投精度更高。郭鲲鹏等<sup>[17]</sup>建立了降落伞运动模型和随机风模型,评估了3个空投初始条件和随机风对降落伞落点散布的影响。上述研究主要针对单架运输机空投对载机操控的安全性和空投轨迹及着陆点的精确性,很少有考虑尾涡遭遇风险的多架运输机编队飞行执行空投任务的安全间距的研究。

针对运输机编队飞行空投时可能存在空投伞降落过程中遭遇尾涡危险的问题,本文提出了运输机尾涡对空投伞的影响与编队空投间距计算方法。首先,建立空投伞降落过程遭遇尾涡的风险评估模型,其中,运输机尾涡的形成与演化模型要考虑尾涡的强度及三维坐标的变化、尾涡流场最大诱导速度的变化;空投伞降落过程的运动模型要考虑空投伞的速度和三维坐标的变化;空投伞遭遇尾涡

后的动力学响应模型要考虑空投伞遭遇尾涡的安全阈值的选取。然后,对运输机编队空投的危险性计算分析,分析的影响因素有运输机编队飞行构形、运输机飞行速度、空投伞伞冠半径、开始打开空投伞的时间点、温度偏差。最后,对空投中的运输机编队飞行的安全间距计算分析,当前后间距或左右间距不变时,计算得到不同空投高度处安全的左右间距或前后间距。

## 1 空投伞降落过程遭遇尾涡的风险评估模型

### 1.1 运输机尾涡的形成与演化模型

尾涡是飞机因其升力方面的上下压力差形成翼尖涡并发展的,其特征为大尺度、高能量旋涡。尾涡形成后,在翼尖涡的重力、大气湍流等因素的影响下,尾涡会向后下方运动,其环量也会逐渐减小。

尾涡的初始环量 $\Gamma_0$ 计算式为

$$\Gamma_0 = \frac{mg}{\rho V b_0} \quad (1)$$

式中: $m$ 为飞机的质量; $g$ 为重力加速度; $\rho$ 为大气密度; $V$ 为飞机飞行速度; $b_0$ 为翼尖尾涡的初始涡核间距,通常为 $(\pi/4)B$ , $B$ 为飞机的翼展。

德国宇航中心提出的P2P模型与激光雷达探测尾涡结果对比拟合度高,能较好地描述尾涡环量变化。

在尾涡扩散阶段,环量变化如下:

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = A - \exp\left(-\frac{R^2}{\nu_1^*(t^* - T_1^*)}\right) \quad (2)$$

式中: $\Gamma_{5-15}^*$ 为归一化的5~15 m环量的均值; $t^*$ 为归一化的时间; $A$ 为调节 $\Gamma_{5-15}^*(t^* = 0)$ 的常数,取值为1.046 8; $R^*$ 为归一化的平均半径,取值为0.11; $\nu_1^*$ 为扩散阶段的有效黏度,取值为 $1.78 \times 10^{-3}$ ;  $T_1^*$ 对应 $t^* = 0$ 处的尾涡扩散时间,反映当时的尾涡结构,取值为-2.22;上标“\*”表示归一化处理后的数据。

在尾涡快速消散阶段,环量迅速减小,与气象条件有关(即与涡流耗散率、浮力频率有关),环量变化为

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = A - \exp\left(-\frac{R^2}{\nu_1^*(t^* - T_1^*)}\right) - \exp\left(-\frac{R^2}{\nu_2^*(t^* - T_2^*)}\right) \quad (3)$$

式中: $\nu_2^*$ 为快速消散阶段的有效黏度; $T_2^*$ 为快速衰减的起始时间。

尾涡经过时间 $t$ (单位:s)后下沉的高度 $h_{\text{descent}}$ 为

对尾涡的下沉速度 $\omega$ 求积分,表达式为

$$h_{\text{descent}} = \int |\omega| dt \quad (4)$$

$$\omega = \frac{2\Gamma_{5-15}}{\pi^2 B} \quad (5)$$

尾涡在飞机后方位置距离等效于经时间 $t$ 的飞机向前飞行的距离 $S$ 为

$$S = |V|t \quad (6)$$

以飞机的重心为坐标原点 $O$ ,过原点以飞机纵轴前后延伸为 $x$ 轴,指向后为正方向;过原点以飞机立轴上下延伸为 $y$ 轴,指向上为正方向;过原点以飞机横轴左右延伸为 $z$ 轴,指向右为正方向,如图1所示。

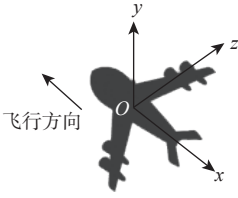


图1 坐标系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of coordinate system

尾涡物理模型中质点的位置定义在涡核处。尾涡在单位时间内的位置变化量如下:

$$\Delta x_w = |V|\Delta t \quad (7)$$

$$\Delta y_w = |\omega|\Delta t \quad (8)$$

$$\Delta z_w = |V_{\text{wind}}|\Delta t \quad (9)$$

式中: $\Delta x_w$ 、 $\Delta y_w$ 、 $\Delta z_w$ 分别为尾涡在单位时间内在 $x$ 轴、 $y$ 轴、 $z$ 轴上的位置变化量; $V_{\text{wind}}$ 为侧风速度。

采用 Hallock-Burnham 速度模型,如式(10)所示,其与尾涡的拟合度好,速度变化相对比较平滑。

$$v(r) = \frac{r\Gamma}{2\pi(r^2 + r_c^2)} \quad (10)$$

式中: $\Gamma$ 为尾涡环量; $r$ 为尾涡周围任意一点与涡核的距离; $r_c$ 为尾涡的涡核半径,涡核半径通常为0.052倍的左右涡涡心间距 $b_0$ 。

尾涡流场内任意点的诱导速度与左右涡的诱导速度有关。如图2所示,在前机之后任意给定距离的纵截面上,假设点 $A$ 、 $B$ 分别为左右涡核心,点 $C$ 为任意点。

以左涡为例, $A$ 、 $C$ 之间的距离 $r_1$ 为

$$r_1 = \sqrt{(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2} \quad (11)$$

左涡诱导速度 $v_1$ 为

$$v_1 = \frac{r_1\Gamma_1}{2\pi(r_1^2 + r_{c1}^2)} \quad (12)$$

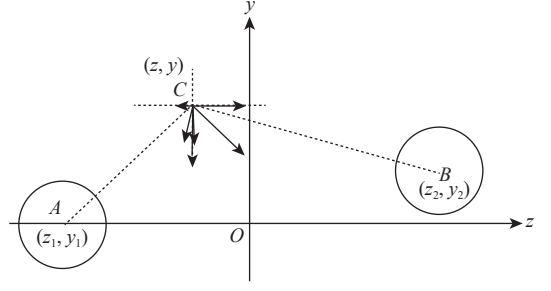


图2 尾涡流场内任意点的诱导速度计算示意图

Fig. 2 Schematic diagram of calculation of induced velocity at any point in wake vortex field

$v_1$ 在垂直方向上的诱导速度 $v_{y1}$ 为

$$v_{y1} = v_1 \frac{z-z_1}{r_1} = \frac{\Gamma_1(z-z_1)}{2\pi[(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 + r_{c1}^2]} \quad (13)$$

$v_1$ 在翼展方向上的诱导速度 $v_{z1}$ 为

$$v_{z1} = v_1 \frac{y-y_1}{r_1} = \frac{\Gamma_1(y-y_1)}{2\pi[(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 + r_{c1}^2]} \quad (14)$$

同理可得,右涡诱导速度 $v_2$ 在垂直方向上的诱导速度 $v_{y2}$ 为

$$v_{y2} = v_2 \frac{z-z_2}{r_2} = \frac{\Gamma_2(z-z_2)}{2\pi[(y-y_2)^2 + (z-z_2)^2 + r_{c2}^2]} \quad (15)$$

$v_2$ 在翼展方向上的诱导速度 $v_{z2}$ 为

$$v_{z2} = v_2 \frac{y-y_2}{r_2} = \frac{\Gamma_2(y-y_2)}{2\pi[(y-y_2)^2 + (z-z_2)^2 + r_{c2}^2]} \quad (16)$$

所以,任意点 $C$ 在垂直方向上的诱导速度 $v_y$ 为

$$v_y = v_{y1} + v_{y2} \quad (17)$$

任意点 $C$ 在翼展方向上的诱导速度 $v_z$ 为

$$v_z = v_{z1} + v_{z2} \quad (18)$$

任意点 $C$ 的诱导速度 $v_c$ 为 $v_y$ 和 $v_z$ 的矢量合成:

$$v_c = \sqrt{v_y^2 + v_z^2} \quad (19)$$

## 1.2 空投伞降落过程的运动模型

对空投伞降落过程的运动模型做以下简化和假设:

1) 选取圆形空投伞进行研究;

2) 如图3所示,物伞系统质点的位置定义在空投伞底面圆中心处,即点 $a$ 处,伞冠半径定义为空投伞底面圆中心到伞边缘的距离,大小为点 $a$ 与点 $b$ (或点 $d$ )之间的距离;

3) 假定物伞系统出舱后可以在空中自由落体一段时间再拉开引导伞。

根据空投伞降落过程中的状态,将空投伞在空中降落的全过程分为3个阶段:空投伞未打开、空投伞打开中、空投伞完全打开。空投伞在这3个阶段的单位动压阻力是不同的,如下:

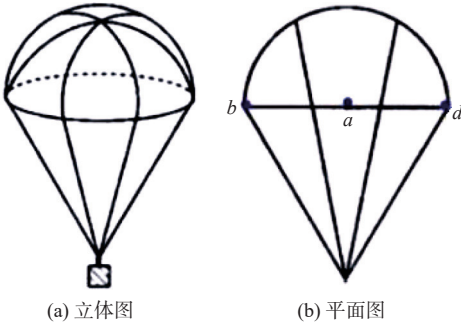


图 3 物伞系统质点位置示意图

Fig. 3 Schematic diagram of particle position of parachute system

$$\begin{cases} D_q = C_{Dh}S_h & t_p < t_{istart} \\ D_q = C_{Dh}S_h + C_{Dc} \left[ S_{cmin} + (S_{cmax} - S_{cmin}) \left( \frac{t - t_{istart}}{t_{iend} - t_{istart}} \right) \right] & t_{istart} \leq t_p < t_{iend} \\ D_q = C_{Dh}S_h + C_{Dc}S_{cmax} & t_p \geq t_{iend} \end{cases} \quad (20)$$

式中:  $D_q$  为单位动压阻力;  $C_{Dh}$  为空投伞未打开前空投物的阻力系数;  $S_h$  为空投伞未打开前空投物的参考面积;  $C_{Dc}$  为空投伞的阻力系数;  $S_{cmin}$  为空投伞的最小参考面积(空投伞未打开时);  $S_{cmax}$  为空投伞的最大参考面积(空投伞完全打开);  $t_p$  为空投伞运动的时间点;  $t_{istart}$  为开始打开空投伞的时间点;  $t_{iend}$  为完全打开空投伞的时间点。

如图 4 所示, 空投伞伞冠膨胀的方向与空投伞速度方向相反, 因此, 阻力方向与空投伞速度方向相反。空投伞的重力为空投伞及附属物的总质量与重力加速度的乘积, 方向垂直向下。空投伞的运动路径角是速度方向与地平线(假设其正方向为水平向右)的夹角, 范围为  $[-180^\circ, 180^\circ]$ , 夹角在地平线以上时为正。

利用空投伞的初始总速度、初始运动路径角和时间差, 对每个时间点的空投伞位置进行求解。在每个时间点处, 根据当前的大气密度、空投伞总速

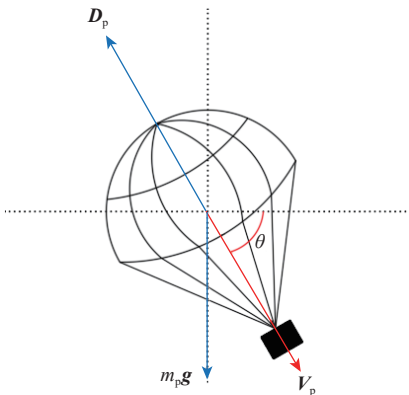


图 4 空投伞受力分析示意图

Fig. 4 Schematic diagram of force analysis of airdrop parachute

度和单位动压阻力求出阻力, 进而求得空投伞下个时间点在  $x$  轴和  $y$  轴的分速度, 2 个分速度的矢量合成就是下个时间点空投伞的总速度。然后, 根据  $y$  轴分速度和总速度求得下个时间点空投伞的运动路径角。如下:

$$D_p = \frac{1}{2} \rho V_p^2 D_q \quad (21)$$

$$V_{xp} = V_p \cos \theta - \frac{D_p \cos \theta}{m_p} \Delta t \quad (22)$$

$$V_{yp} = V_p \sin \theta - \left( \frac{D_p \sin \theta}{m_p} + g \right) \Delta t \quad (23)$$

$$V_p = \sqrt{V_{xp}^2 + V_{yp}^2} \quad (24)$$

$$\theta = \arcsin(V_{yp}/V_p) \quad (25)$$

式中:  $D_p$  为空投伞受到的阻力;  $\rho$  为大气密度;  $V_p$  为空投伞的总速度;  $\theta$  为空投伞的运动路径角;  $m_p$  为空投伞及附属物的质量;  $\Delta t$  为单位时间;  $V_{xp}$  为空投伞在  $x$  轴方向上的速度分量;  $V_{yp}$  为空投伞在  $y$  轴方向上的速度分量。

空投伞在单位时间内位置变化量如下:

$$\Delta x_p = |V_{xp}| \Delta t \quad (26)$$

$$\Delta y_p = |V_{yp}| \Delta t \quad (27)$$

$$\Delta z_p = |V_{wind}| \Delta t \quad (28)$$

式中:  $\Delta x_p$ 、 $\Delta y_p$ 、 $\Delta z_p$  分别为空投伞在单位时间内在  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴上的位置变化量。

### 1.3 空投伞遭遇尾涡后的动力学响应模型

由 Hallock-Burnham 速度模型可以得到, 尾涡涡核半径处存在尾涡诱导速度的最大值。所以当空投伞边缘接触到尾涡涡核半径处的位置及再靠近涡核的位置处时(见图 5), 空投伞处于最危险的尾涡遭遇情况。参考预测多机编队空投遭遇尾涡模型——GRF1, 其将空投物下落过程中稳定后和着陆前这段时间内遭遇尾涡时的诱导速度分别超过 4.572 m/s、6.096 m/s、7.620 m/s 作为空投物遇险等级为轻度、中度、重度的标准<sup>[18]</sup>。所以将空投伞下落过程中稳定后和着陆前这段时间内处于最危险的尾涡遭遇情况时为轻度遇险作为研究空投伞遭遇尾涡的安全阈值, 若是超过安全阈值, 则标记空投伞处于尾涡危险区域。

由空投伞的三维坐标及尾涡的三维坐标计算得到空投伞与尾涡的距离  $D$  为

$$D = \sqrt{(x_p - x_w)^2 + (y_p - y_w)^2 + (z_p - z_w)^2} \quad (29)$$

式中:  $x_p$ 、 $y_p$ 、 $z_p$  分别为空投伞在某时间点处的  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴坐标;  $x_w$ 、 $y_w$ 、 $z_w$  分别为尾涡在某时



图5 空投伞边缘接触尾涡涡核半径处的位置示意图

Fig. 5 Schematic diagram of edge of airdrop parachute at radius of wake vortex nucleus

间点处的  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴坐标。

空投伞处于最危险的尾涡遭遇情况时空投伞与尾涡的距离阈值  $D_{\text{threshold}}$  为尾涡涡核半径  $r_c$  与空投伞伞冠半径之和  $r_{\text{parachute}}$ , 表达式为

$$D_{\text{threshold}} = r_c + r_{\text{parachute}} \quad (30)$$

比较空投伞与尾涡的距离  $D$  与距离阈值  $D_{\text{threshold}}$ , 当  $D \leq D_{\text{threshold}}$  时, 空投伞就处于最危险的尾涡遭遇情况。

对“空投伞在下落过程中稳定后和着陆前这段时间”进行说明: 空投伞离开运输机后, 未打开时, 重力大于空气阻力, 合力向下, 与速度方向相同, 空投伞加速下落, 随着速度的增大, 空气阻力增大; 打开空投伞增大了受力面积, 空气阻力迅速增大, 大于重力后, 合力向上, 与速度方向相反, 空投伞开始减速下落, 空气阻力减小, 当空气阻力减小到等于重力时, 空投伞就开始匀速下落, 接下来空投伞是以稳定状态下落的, 如图6所示。

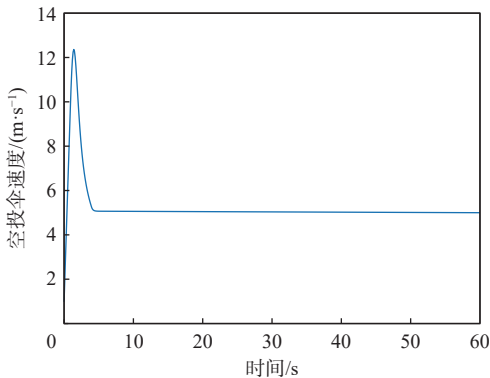


图6 空投伞速度随时间变化关系

Fig. 6 Relationship of airdrop parachute velocity over time

## 2 运输机编队空投的危险性计算分析

以美军 C-17 运输机为例进行计算分析, 翼展为 51.81 m, 质量为 181 436 kg。编队飞行间距: 前后间距为 3 500 m, 左右间距为 100 m, 假定受到右侧风影响, 其速度为 2.5 m/s。选用的圆形空投伞, 主要参数如表1所示。用 MATLAB 编程计算分析。

表1 空投伞参数

Table 1 Airdrop parachute parameters

空投伞及附属物的质量/kg	空投伞未打开前附属物的阻力系数	附属物的参考面积/ $\text{m}^2$	空投伞的最小参考面积(即空投伞未打开时)/ $\text{m}^2$
118	0.5	1.6	0.25

### 2.1 编队构形变化对编队空投遭遇尾涡的影响

3机编队飞行常见的构形有“人”字形编队和“一”字形编队, 如图7和图8所示。

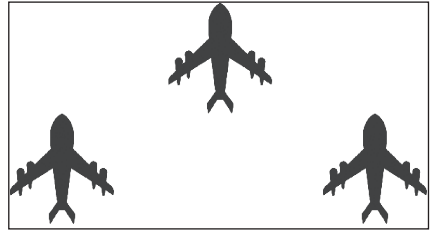


图7 “人”字形编队

Fig. 7 Herringbone formation

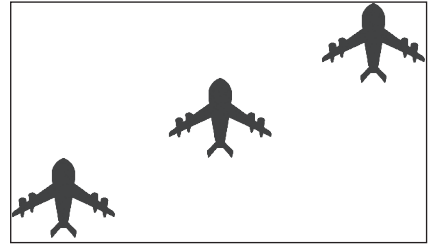


图8 “一”字形编队

Fig. 8 Single file formation

假定3架运输机在400 m高度上以70 m/s的速度飞行, 空投伞伞冠半径为2.5 m, 开始打开空投伞的时间点为第1 s初, 温度偏差为0, 分析后面2架运输机的空投伞下落过程中遭遇尾涡的情况。在经历140 s后, 根据1.1节中的坐标系定义, “人”字形编队空投时, 以编队中左后方运输机的重心为坐标原点; “一”字形编队空投时, 以编队中后方运输机的重心为坐标原点。过原点以飞机纵轴前后延伸为  $x$  轴, 指向后为正方向, 因此, 其值由正到负; 过原点以飞机立轴上下延伸为  $y$  轴, 指向上为正方向; 过原点以飞机横轴左右延伸为  $z$  轴, 指向右为正方向。如图9和图10所示, “俯视图”视角为从飞机正上方朝下方看去, 横轴为坐标系中的  $z$  轴, 纵轴为坐标系中的  $x$  轴, 彩色线段代表运输机尾涡演化轨迹和空投伞降落轨迹在  $xOz$  平面上的投影。

由图9和图10可知, 受右侧风影响, 2种编队飞行构形中左后方运输机的空投伞会遭遇前机右涡产生的尾涡流场的危险。像这种空投伞遭遇尾涡危险的情况, “一”字形编队存在2个“左后方运输机”的情况, 所以“一”字形编队空投时空投伞处于尾涡危险区域的时间是“人”字形编队空投的

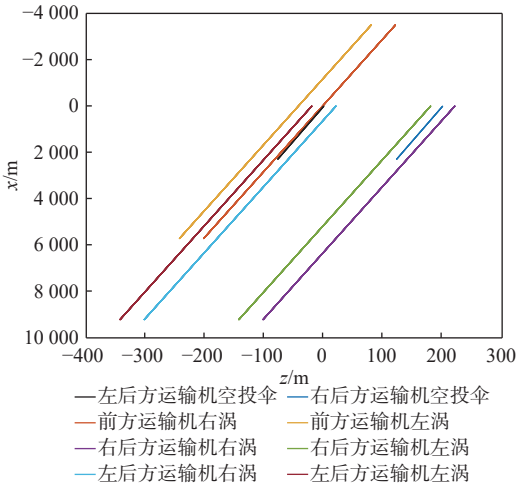


图 9 “人”字形编队飞行的运输机尾涡演化轨迹和空投伞降落轨迹

Fig. 9 Evolution trajectory of wake vortex of transport aircraft and landing trajectory of airdrop parachute in herringbone formation flight

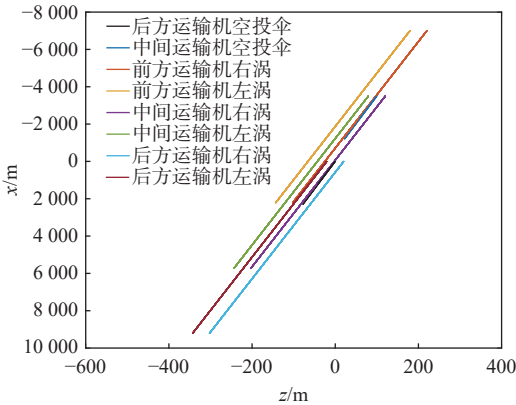


图 10 “一”字形编队飞行的运输机尾涡演化轨迹和空投伞降落轨迹

Fig. 10 Evolution trajectory of wake vortex of transport aircraft and landing trajectory of airdrop parachute in single file formation flight

2.0 倍。

### 2.2 飞行速度变化对编队空投遭遇尾涡的影响

假定 3 架运输机“人”字形编队飞行, 空投伞伞冠半径为 2.5 m, 开始打开空投伞的时间点为第 1 s 初, 温度偏差为 0, 分析后面 2 架运输机的空投伞下落过程中遭遇尾涡的情况。图 11 为飞行速度变化对空投伞处于尾涡危险区域的时间的影响。由图 11 可知, 同一飞行速度下随着空投高度的增加, 空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间先增加再减小。飞行速度对空投伞遭遇尾涡的影响较为敏感, 不同飞行速度下空投伞降落过程中遭遇尾涡危险对应的空投高度范围差距很大, 当飞行速度为 65 m/s 时, 空投伞降落过程中遭遇尾涡危险对应的空投高度范围为 1 900~3 300 m, 当空投高度为

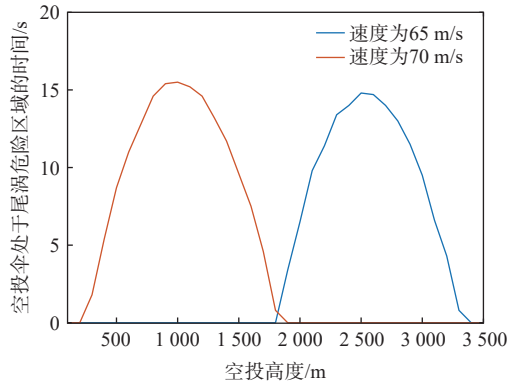


图 11 飞行速度变化对空投伞处于尾涡危险区域的时间的影响

Fig. 11 Effect of flight speed variation on time of airdrop parachute in wake vortex danger zone

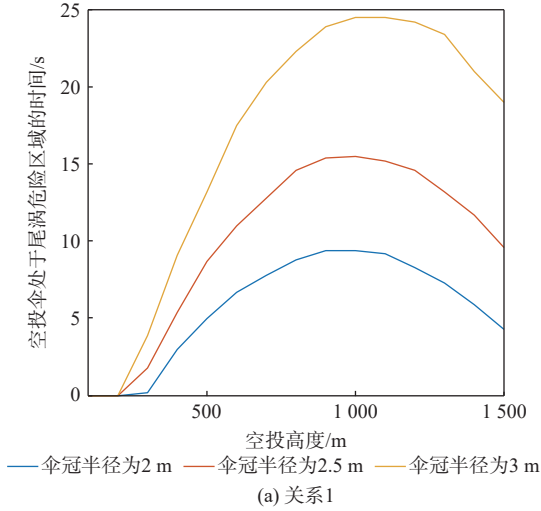
2 500 m 时, 空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间最久; 当飞行速度为 70 m/s 时, 空投伞降落过程中遭遇尾涡危险对应的空投高度范围为 300~1 800 m, 当空投高度为 1 000 m 时, 空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间最久。这是因为飞机的飞行速度越大, 与空投伞的相对速度越大, 空投伞就会在越低的空投高度上遭遇尾涡危险。

### 2.3 空投伞伞冠半径变化对编队空投遭遇尾涡的影响

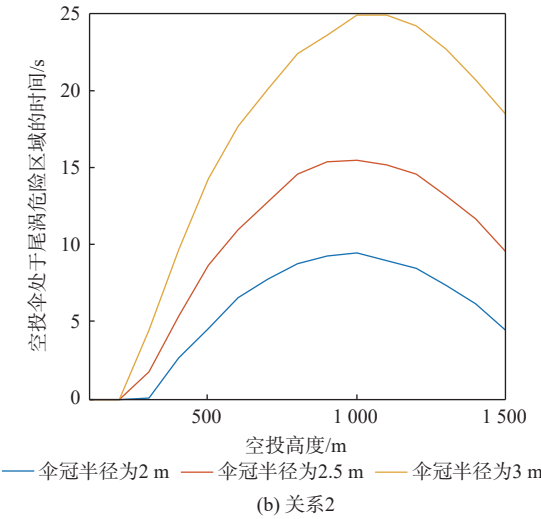
假定 3 架运输机“人”字形编队飞行, 飞行速度为 70 m/s, 开始打开空投伞的时间点为第 1 s 初, 温度偏差为 0, 分析后面 2 架运输机的空投伞下落过程中遭遇尾涡的情况。空投伞伞冠半径越大, 开伞用时越长, 假定 2 种空投伞伞冠半径和开伞用时的关系: ①假设伞冠半径为 2 m 时, 开伞用时为 5 s, 当伞冠半径每增加 0.5 m 时, 开伞用时增加 1 s; ②假设伞冠半径为 2 m 时, 开伞用时为 4 s, 当伞冠半径每增加 0.5 m 时, 开伞用时增加 2 s。图 12 为空投伞伞冠半径变化对空投伞处于尾涡危险区域的时间的影响, 从图中可以看出, 2 种关系影响的趋势是一致的, 同一空投伞伞冠半径时随着空投高度的增加, 空投伞处于尾涡危险区域的时间先增加再减小。同一空投高度时空投伞伞冠半径越大, 空投伞伞冠面积就越大, 与尾涡流场接触的概率就越大, 空投伞处于尾涡危险区域的时间就越长。

### 2.4 开始打开空投伞的时间点变化对编队空投遭遇尾涡的影响

假定 3 架运输机“人”字形编队飞行, 飞行速度为 70 m/s, 空投伞伞冠半径为 2.5 m, 温度偏差为 0, 分析后面 2 架运输机的空投伞下落过程中遭遇尾涡的情况。空投伞出舱后在空中自由下落一段时间, 那么开始打开空投伞的时间点越晚, 自由下落



(a) 关系1

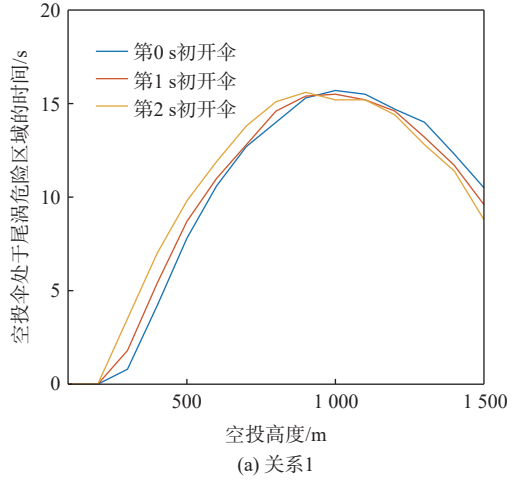


(b) 关系2

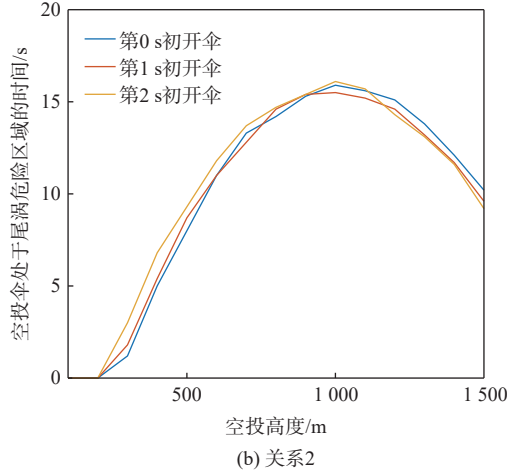
图 12 空投伞伞冠半径变化对空投伞处于尾涡危险区域时间的影响

Fig. 12 Effect of airdrop parachute canopy radius variation on time of airdrop parachute in wake vortex danger zone

的时间越长,开始打开空投伞的时间点这一时刻空投伞速度越大,开伞用时越短。假设2种开始打开空投伞的时间点与开伞用时的关系:①开始打开空投伞的时间点为第0s初时,开伞用时为7s,当开始打开空投伞的时间点每推迟1s时,开伞用时加快1s;②开始打开空投伞的时间点为第0s初时,开伞用时为8s,当开始打开空投伞的时间点每推迟1s时,开伞用时加快2s。图13为开始打开空投伞的时间点变化对空投伞处于尾涡危险区域的时间的影响,由图可知,2种关系影响的趋势是一致的,在100~1000m范围内,空投高度越高,开始打开空投伞的时间点越早,意味着空投伞达到稳定状态的时间就越早,相同时间下空投伞下落相较于尾涡下沉越慢,越能避开尾涡危险区域,那么空投伞处于尾涡危险区域的时间就越短。在空投高度1000m附近,空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间达到最大。在1000~1500m范围内,空投高度越



(a) 关系1



(b) 关系2

图 13 开始打开空投伞的时间点变化对空投伞处于尾涡危险区域时间的影响

Fig. 13 Effect of time to open airdrop parachute variation on time of airdrop parachute in wake vortex danger zone

高,开始打开空投伞的时间点越晚,空投伞加速下落的时间越久,比尾涡下沉得快,那么空投伞处于尾涡危险区域的时间就越短。

### 2.5 温度偏差变化对编队空投遭遇尾涡的影响

假定3架运输机“人”字形编队飞行,飞行速度为70m/s,空投伞伞冠半径为2.5m,开始打开空投伞的时间点为第1s初,分析后面2架运输机的空投伞下落过程中遭遇尾涡的情况。图14为温度偏差变化对空投伞处于尾涡危险区域的时间的影响,其中,ISA表示国际标准大气。由图可知,随着空投高度的增加,任一温度偏差下,空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间都是先增加再减少的趋势,但空投伞降落过程中处于尾涡危险区域时间最长对应的空投高度不同,温度偏差从+10℃~0℃再到-10℃变化时,空投伞降落过程中处于尾涡危险区域时间最长对应的空投高度从600~1000m再到1400m,也就是温度偏差每减少10℃,空投伞降落过程中处于尾涡危险区域时间最长对应的空

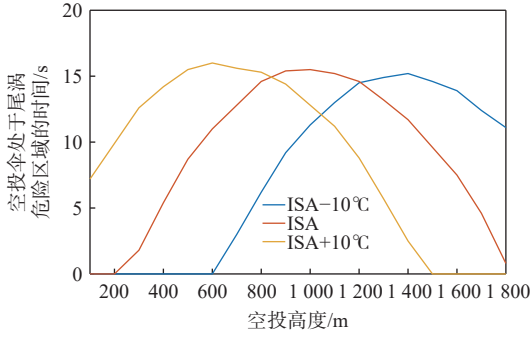


图 14 温度偏差变化对空投伞处于尾涡危险区域的时间的影响

Fig. 14 Effect of temperature deviation variation on time of airdrop parachute in wake vortex danger zone

投高度就增加 400 m。在同一空投高度下, 温度偏差越大, 大气密度越低, 尾涡初始环量越大, 空投伞降落过程中遭遇尾涡时的诱导速度越大, 空投伞处于尾涡危险区域的时间持续越长, 那么温度偏差越大的, 空投伞降落过程中处于尾涡危险区域时间最长对应的空投高度就越低。

### 3 空投中的运输机编队飞行安全间距计算分析

假定 3 架运输机“人”字形编队飞行, 飞行速度为 70 m/s, 空投伞伞冠半径为 2.5 m, 开始打开空投伞的时间点为第 1 s, 温度偏差为 0。

如图 15 和图 16 所示, 当左右间距为 100 m 时, 不同空投高度处安全的前后间距。由图可知, 空投高度从 100~200 m, 安全的前后间距为 3 500 m; 空投高度从 300~1 000 m, 安全的前后间距在逐渐变大, 从 500 m 开始, 空投高度每增加 100 m, 安全的前后间距就增加 20 m。

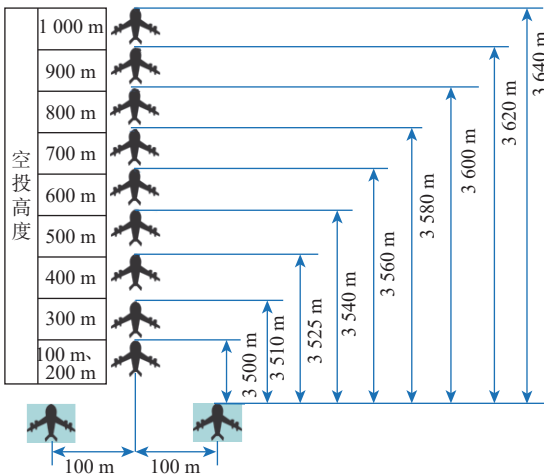


图 15 改变前后间距的编队飞行示意图

Fig. 15 Schematic diagram of formation flight with change in the front and back spacing

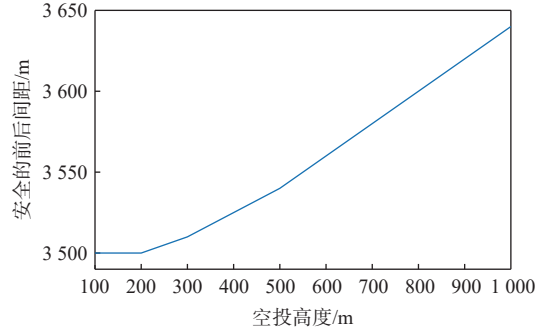


图 16 不同空投高度下安全的前后间距

Fig. 16 Safe front and back spacing at different airdrop heights

如图 17 和图 18 所示, 当前后间距为 3 500 m 时, 不同空投高度处安全的左右间距。由图可知, 空投高度从 100~200 m, 安全的左右间距为 100 m; 空投高度从 300~1 000 m, 安全的左右间距为 110 m。

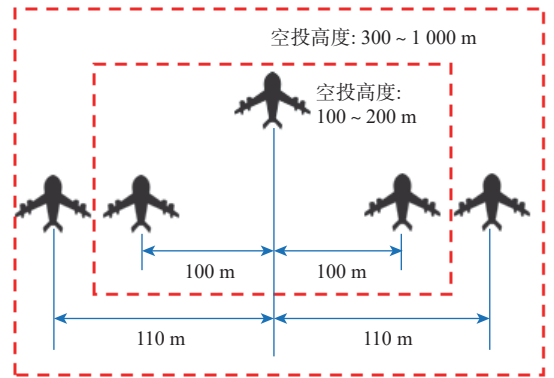


图 17 改变左右间距的编队飞行示意图

Fig. 17 Schematic diagram of formation flight with change in the left and right spacing

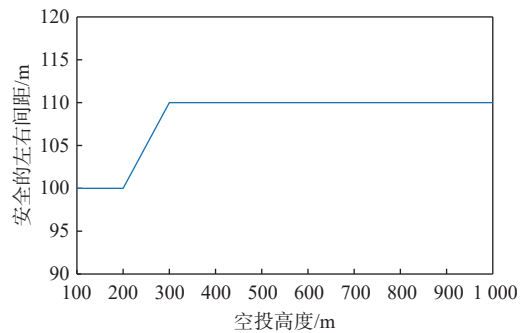


图 18 不同空投高度下安全的左右间距

Fig. 18 Safe left and right spacing at different airdrop heights

### 4 结论

针对运输机编队飞行空投时面临着空投伞遭遇尾涡危险的问题, 提出运输机尾涡对空投伞的影响与编队空投间距的计算方法, 建立空投伞降落过程遭遇尾涡的风险评估模型, 对运输机编队空投的危险性及安全间距进行了计算分析。研究表明:

- 1) “一”字形编队空投时空投伞处于尾涡危险

区域的时间是“人”字形编队空投的2.0倍。

2) 随着空投高度的增加,运输机飞行速度、空投伞伞冠半径、开始打开空投伞的时间点、温度偏差这4个因素对空投伞降落过程中处于尾涡危险区域的时间的影响都是先增加再减小。

3) 3架C-17运输机“人”字形编队空投,当空投高度从100~1 000 m变化时,若左右间距为100 m不变,安全的前后间距随着空投高度的升高在逐渐变大,从500 m开始,空投高度每增加100 m,安全的前后间距就增加20 m。若前后间距为3 500 m不变,空投高度从100~200 m对应安全的左右间距为100 m;空投高度从300~1 000 m对应安全的左右间距为110 m。

### 参考文献 (References)

- [1] HARTJES S, VAN HELLENBERG HUBAR M E G, VISSER H G. Multiple-phase trajectory optimization for formation flight in civil aviation[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2019, 10(2): 453-462.
- [2] HU Y, DAI W, PRATS MENÉNDEZ X. An optimization method of formation flight for minimizing fuel consumption[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 38(2): 306-315.
- [3] ANTCZAK A, LASEK M, SIBILSKI K. Efficient positioning of two long-range passenger aircraft in formation flight[J]. Transactions on Aerospace Research, 2022(3): 21-31.
- [4] ZHANG J, SHENG H L, CHEN Q, et al. A four-dimensional space-time automatic obstacle avoidance trajectory planning method for multi-UAV cooperative formation flight[J]. Drones, 2022, 6(8): 192.
- [5] SHENG H L, ZHANG J, YAN Z Y, et al. New multi-UAV formation keeping method based on improved artificial potential field[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(11): 249-270.
- [6] 徐肖豪, 孟令航, 赵巍飞. 基于几何方法的洲际航空编队飞行路径规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(7): 1155-1164.
- XU X H, MENG L H, ZHAO Y F. Geometric approach for inter-continental formation flight path planning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(7): 1155-1164 (in Chinese).
- [7] 谷润平, 代树旺, 魏志强. 基于尾流效应的编队飞行优化分析[J]. 飞行力学, 2021, 39(1): 23-28.
- GU R P, DAI S W, WEI Z Q. Analysis of wake effect based formation flight optimization[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(1): 23-28(in Chinese).
- [8] 朱战霞, 袁建平. 无人机编队飞行问题初探[J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 5-7.
- ZHU Z X, YUAN J P. Discuss on formation flight of UAV[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(2): 5-7(in Chinese).
- [9] 张佳龙, 闫建国, 张普, 等. 三架固定翼无人机协同编队飞行避障策略[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 123-129.
- ZHANG J L, YAN J G, ZHANG P, et al. Collision avoidance strategy of three fixed-wing unmanned aerial vehicles cooperative formation flight[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 123-129(in Chinese).
- [10] 郑锐平, 史静平, 屈晓波. 紧密编队飞行的建模控制与仿真[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(5): 1039-1045.
- ZHENG R P, SHI J P, QU X B. Modeling, simulation, analysis and control of close formation flight[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(5): 1039-1045(in Chinese).
- [11] CHEN J, SHI Z K. Aircraft modeling and simulation with cargo moving inside[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2): 191-197.
- [12] XU B, CHEN J. Review of modeling and control during transport airdrop process[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2016, 13(6): 1729881416678142.
- [13] CAO Y H, WEI N. Flight trajectory simulation and aerodynamic parameter identification of large-scale parachute[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2020, 2020: 5603169.
- [14] LI Y J, QU C Y, LI J, et al. Modelling of parachute airborne clusters flight dynamics and parachute interactions[J]. Aerospace, 2023, 10(1): 51.
- [15] 马骏, 孙秀霞, 董文瀚, 等. 运输机重装连续空投建模与特性分析[J]. 计算机仿真, 2013, 30(2): 66-70.
- MA J, SUN X X, DONG W H, et al. Modeling and analysis of transport aircraft heavy-weight sequential airdrop[J]. Computer Simulation, 2013, 30(2): 66-70(in Chinese).
- [16] 李山, 权文, 苏力德, 等. 基于改进NSGA-II算法的双运输机重装空投研究[J]. 电光与控制, 2023, 30(10): 40-45.
- LI S, QUAN W, SU L D, et al. Heavy equipment airdrop of dual transport aircraft based on improved NSGA-II algorithm[J]. Electronics Optics & Control, 2023, 30(10): 40-45(in Chinese).
- [17] 郭鲲, 黄立恒, 谢秀川. 运输机空投降落伞落点散布影响因素仿真研究[J]. 长江信息通信, 2023, 36(1): 61-64.
- GUO K, HUANG L H, XIE X C. A simulation research on the impact factors of the dispersion of transport aircraft airdrop parachute's landing positions[J]. Changjiang Information & Communications, 2023, 36(1): 61-64(in Chinese).
- [18] BORER N, BARROWS T, LEVINE D, et al. Formation airdrop scaling effects on aircraft wake vortex formation and interaction[C]// Proceedings of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2013.

# Influence of transport aircraft wake vortex on parachute and calculation method of formation airdrop spacing

WEI Zhiqiang<sup>1,\*</sup>, XU Ben<sup>1</sup>, ZHOU Dingfu<sup>2</sup>

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

2. NORAL Institute of Technical Physics, Chengdu 610041, China)

**Abstract:** The pursuit of high efficiency should take into account the risk that the transport aircraft wake vortex poses to the parachute, even though the transport aircraft formation airdrop can carry more equipment and commodities to the designated location in the shortest amount of time. In order to solve this problem, the research on the influence of transport aircraft wake vortex on parachute and the calculation method of formation airdrop spacing is proposed. Firstly, the risk assessment model of the wake vortex encountered during the airdrop parachute landing process was established. Secondly, the danger of the transport aircraft formation airdrop was calculated and analyzed. Thirdly, the safety transport aircraft formation airdrop spacing was calculated and analyzed. The results show that the time of the single file formation airdrop in the wake vortex danger area is 2.0 times that of the herringbone formation airdrop. With the increase of the airdrop altitude, the influence of the four factors of the transport aircraft's flight speed, the radius of the parachute canopy, the time to open the parachute, and the temperature deviation on the time of the airdrop parachute during landing in the wake vortex danger area increases first and then decreases. Three C-17 transport aircraft were airdropped in a herringbone formation when the airdrop altitude changed from 100 meters to 1 000 meters. If the left and right spacing is 100 meters, the safe front and back spacing gradually increases with the increase of the airdrop altitude, starting from 500 meters, the airdrop altitude increases by 20 meters for every 100 meters. When the airdrop altitude shifts from 100 to 200 meters, the safe left and right spacing is 100 meters; when the airdrop altitude shifts from 300 to 1 000 meters, the safe left and right spacing is 110 meters if the front and rear spacing is 3 500 meters.

**Keywords:** wake vortex field; formation airdrop; parachute; wake vortex encounter; airdrop altitude

**Received:** 2024-01-30; **Accepted:** 2024-03-22; **Published Online:** 2024-04-10 19:01

**URL:** [link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240409.1334.002](http://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240409.1334.002)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (U2133210); Open Fund of Key Laboratory of Lidar and Device Technology (LLD2023-008)

\* **Corresponding author.** E-mail: [zqwei@cauc.edu.cn](mailto:zqwei@cauc.edu.cn)