

基于 MPC 的随机风场下航空器纵向自主间隔控制

汤新民^{1,2,*}, 陆晓娜¹

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106; 2. 中国民航大学 交通科学与工程学院, 天津 300300)

摘 要: 针对航迹随机扰动下的纵向自主间隔保持问题, 高空风这一随机因素往往导致两机纵向间隔鲁棒性较差的情况, 基于此, 提出基于模型预测控制 (MPC) 的航空器纵向自主间隔控制方法。建立两机所受风场差值与纵向间隔的非线性运动学微分方程, 推导线性时变预测模型, 选取两机的纵向间隔和航路偏差距离为优化目标, 高空风为随机扰动量, 前机的真空速和偏航角作为观测量, 并在空中安全和航空器性能约束中加入终端等式约束保持系统的稳定性。为验证所提方法的有效性, 在规定的 120 s 仿真时间内, 设置 3 组不同期望纵向间隔分别为 12,13,14 km, 通过设计的 MPC 控制器, 在滚动时域周期内通过控制后机真空速和偏航角, 两机纵向间隔曲线较为平滑且始终不低于最小安全间隔 10 km, 分别在第 74,90,118 s 稳定在期望的目标纵向间隔, 在第 58,74,95 s 开始回归航路, 最终回到航路中心线; 设置了 2 组风场对照组, 一组为预报风强度增大 2 倍, 另一组为紊流风的扰动强度增大 8 倍, 均能分别在第 61,72 s 平滑且稳定地建立期望的纵向间隔 12 km。

关 键 词: 空中交通管理; 飞行跟驰模型; 自主间隔控制; 模型预测控制; 随机扰动

中图分类号: V249.12; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2025)09-2860-12

20 世纪以来, 随着航路上航空器数量的增多, 空域容量接近极限水平, 新航行系统带来的优势越来越不明显。整个航空器间隔调整的过程采用传统的集中式管理模式, 即管制员通过自动化系统采用无线通话的方式向飞行机组传达间隔指令, 机组根据指令要求操纵飞机完成间隔调配。这种模式不仅增加了管制员的工作负荷, 也增加了机组操纵失误的可能性, 导致航空器间的间隔不能精准实施。

为满足未来国家空域系统对灵活性和容量的需求, 需改变飞行机组与地面管制之间传统的任务分配方式。早在 1999 年, 美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 提出了一种称为分布式空中/地面交通管理 (distributed air/ground traffic management, DAG-TM)

的方法^[1], 目前主要由地面对飞机进行管制指挥的管理方式, 转变为由飞机之间自主维持间隔的交通管理方式, 解放服务效率对流量的限制, 航空公司和飞行员可以提高机上主动性和灵活性^[2]。中国民用航空局在 2016 年下发的信息通告《中国民航现代化空中交通管理系统体系架构》中也提出了分布式管理的概念: 多模式间隔管理是在集中式管理的基础上, 在各方条件都允许的情况下, 把部分的间隔管理任务授权给机组来完成^[3]。

基于航空器与航空器相对间隔的分布式空中交通管理意味着, 当地面管制员为在同一固定航路上一前一后飞行的航空器配备了规定的管制间隔, 在前机受到扰动导致运动状态发生改变时, 两机的纵向间隔随之改变, 不满足规定安全间隔时, 后机通过由自主保持间隔系统 (autonomous separation

收稿日期: 2023-06-28; 录用日期: 2023-10-08; 网络出版时间: 2023-10-24 10:23
网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231023.1041.003
基金项目: 国家自然科学基金 (61773202, 52072174)
* 通信作者. E-mail: tangxinmin@nuaa.edu.cn

引用格式: 汤新民, 陆晓娜. 基于 MPC 的随机风场下航空器纵向自主间隔控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51 (9): 2860-2871.
TANG X M, LU X N. Longitudinal autonomous separation control of aircraft in random wind fields based on MPC [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51 (9): 2860-2871 (in Chinese).

assurance system, ASAS)实时计算提供间隔保障。目前,关于航空器纵向自主间隔控制的研究主要集中在航空器纵向间隔建模、间隔保持算法 2 个方面。

在航空器纵向间隔建模方面,中国民航大学王莉莉等针对近距平行跑道配对进近方式下的跟驰现象,通过量化人为因素及尾流传播特性对配对进近两机纵向距离的影响建立配对进近微观跟驰模型^[4],并基于航路实际运行情况,根据飞机流的跟驰效应,分别从宏观和微观角度建立了纵向间隔的计算模型,得出航路运行间隔的动态变化范围^[5]。中国民航大学王超和朱明构建微观交通流模型,分析了航路单向交通流和终端区进场交通流航空器时距分布特性^[6]。南京航空航天大学华明壮等针对高速基于性能的导航(performance based navigation, PBN)航路的运行特点,根据飞机的安全间隔和速度约束,利用车辆跟驰理论,建立了飞行管理系统的减速约束模型^[7]。

在航空器间隔保持算法方面,名古屋大学 Nakamura 等研究了 2 种类型在高密度空中走廊中运行的飞机的自主间隔控制算法:基于相对速度矢量和基于横向位置^[8-9],并在此基础上进一步拓展到了考虑飞行员飞行意图^[10],以及飞行员手动控制^[11]的场景。南京航空航天大学汤新民和郑鹏程针对航路序贯飞行中存在风场随机扰动因素下的 2 架航空器的间隔保持问题,提出了基于滚动时域控制的航向角调整和真空速调整的混合间隔保持策略^[12]。南京航空航天大学田勇等基于航空器动力学模型和比例积分控制理论,提出了一种包含自主间隔、“车道通过”和“车道切换行为”的并行流道的自主间隔过程和算法^[13]。

针对航路高空风导致沿航路飞行的前机与后机的航迹均会发生随机扰动,间隔控制的鲁棒性较差的问题,本文提出了基于模型预测控制(model predictive control, MPC)的随机风场下航空器纵向自主间隔控制方法。首先,将两机纵向间隔运动学微分方程看做一个状态变量为两机纵向间隔、控制变量为后机的真空速和偏航角、观测量为前机真空速和偏航角、随机扰动量为高空风的非线性控制系统。然后,使用针对状态轨迹的线性化方法和前项欧拉法,得到离散化线性化的预测模型。目标函数建立为在滚动时域周期内,预测输出纵向间隔与期望输出纵向间隔之间的累计差值的加权平方和最小,并加入终端等式约束保持系统的稳定性。最后,建立仿真场景,验证了 MPC 控制器的有效性。

1 航空器纵向间隔模型

1.1 航空器纵向间隔跟随规则

对于航空器纵向间隔的建模,最初来源于研究单一车道车辆排队行为的地面车辆跟驰理论,但不同于地面跟驰理论,也不同于传统的集中式管理下的飞行跟驰模型,同条航路航空器纵向自主间隔跟随模型具有以下特性:

1) 控制对象。当跟随航空器接收到前机扰动的消息,立即进行自主计算跟随行为的纵向间隔保持控制律并执行机动飞行,不再有管制员进行指挥和协调,因此,纵向间隔模型不需要考虑管制员和飞行员的反应时间。

2) 控制速度。在高空跟随过程中,航空器的速度始终不为 0,航空器性能差异较小,在进行纵向间隔保持的前后,前后机都以相同的巡航速度继续飞行。考虑高空风的存在及其随机性,在纵向间隔模型中采用 2 架航空器的地速差 $V_{G,f} - V_G$ 而非传统的真空速差 $V_{TAS,f} - V_{TAS}$ 作为控制的速度量。

3) 控制纵向间隔。正常情况下,两机纵向间隔保持不变。当前机受扰动减速时,后机的跟随过程是一个动态响应的过程,在此过程中,不改变高度,只进行水平方向间隔的改变,两机纵向间隔会在一定范围内浮动,最终建立合理的安全间隔。

1.2 随机风场下的航空器纵向间隔模型

根据同条航路航空器纵向间隔跟随规则,建立航空器纵向间隔场景,假设:

- 1) 平坦、不旋转的地面。
- 2) 标准大气。
- 3) 完全协调的飞行,没有侧向力,侧滑角始终为 0。
- 4) 在短时间机动飞行中,飞机被视为一个质量恒定的点,围绕其重心的转动运动动态可以忽略不计。

如图 1 所示,跟随航空器在与前机进行间隔保持的过程中,两者均受到高空风的影响,由于所处位置的不同,两者同一时刻受到的高空风风速和风向也不同。图中: $|V_{TAS}|$ 、 $|V_G|$ 、 $|V_W|$ 和 H_W 分别为跟随航空器的真空速、地速、所受到的高空风的风速和风向; $|V_{TAS,f}|$ 、 $|V_{G,f}|$ 、 $|V_{W,f}|$ 和 $H_{W,f}$ 分别为前机的真空速、地速、所受到的高空风的风速和风向; φ 为跟随航空器的偏航角; φ_f 为前机的偏航角; N_H 为磁北方向,简化计算航线角设置为 90° 。

以沿前机的飞行方向(即前机地速 $|V_{G,f}|$ 方向)为横轴 x 正方向,以初始时刻 t_0 跟随航空器所在位置与 x 轴的垂直交点为坐标轴原点 O ,机翼左侧并

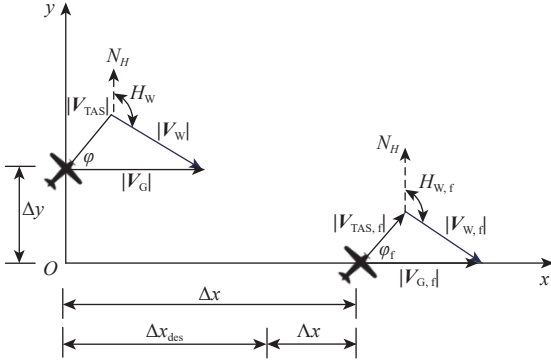


图1 随机风场下的航空器纵向间隔模型

Fig. 1 Aircraft longitudinal separation model in random wind fields

垂直于横轴的方向为纵轴 y 正方向。

初始时刻 t_0 , 两机以相同的巡航速度飞行, 并保持一定的安全间隔 $d_0 > d_{\min}$, $d_{\min}$ 为管制规定的最小安全间隔。前机受到扰动运动状态改变, 后机则需要做出机动行为, 避免发生小于最小安全间隔的情况。

任意时刻, 前机的真空速为 $|\mathbf{V}_{\text{TAS},f}(t)|$, 地速为 $|\mathbf{V}_{\text{G},f}(t)|$, 横向位移为 $x_f(t)$, 纵向位移为 $y_f(t)$; 后机的真空速为 $|\mathbf{V}_{\text{TAS}}(t)|$, 地速为 $|\mathbf{V}_{\text{G}}(t)|$, 横向位移为 $x(t)$, 纵向位移为 $y(t)$ 。

根据 2 架航空器的相对位置关系, 对如下概念进行定义。

两机的实时纵向间隔 Δx 为

$$\Delta x(t) = x_f(t) - x(t) \quad (1)$$

两机的实时纵向间隔与期望纵向间隔 Δx_{des} 的差值 $\Delta x(t)$ 为

$$\Delta x(t) = \Delta x(t) - \Delta x_{\text{des}}(t) \quad (2)$$

两机的实时地速差 $\Delta \mathbf{V}_{\text{G}}(t)$ 为

$$\Delta \mathbf{V}_{\text{G}}(t) = \mathbf{V}_{\text{G},f}(t) - \mathbf{V}_{\text{G}}(t) \quad (3)$$

由航行速度三角形可知:

$$\mathbf{V}_{\text{G}} = \mathbf{V}_{\text{TAS}} + \mathbf{V}_{\text{W}} \quad (4)$$

$$\mathbf{V}_{\text{G},f} = \mathbf{V}_{\text{TAS},f} + \mathbf{V}_{\text{W},f} \quad (5)$$

两机的纵向间隔为两机地速差的积分, 则有风情况下的两机实时水平间隔运动学方程为

$$\begin{aligned} \int_{t_0}^t (\mathbf{V}_{\text{G},f}(t) - \mathbf{V}_{\text{G}}(t)) dt &= \int_{t_0}^t [(\mathbf{V}_{\text{TAS},f}(t) + \mathbf{V}_{\text{W},f}(t)) - \\ &(\mathbf{V}_{\text{TAS}}(t) + \mathbf{V}_{\text{W}}(t))] dt = \int_{t_0}^t [(\mathbf{V}_{\text{TAS},f}(t) - \mathbf{V}_{\text{TAS}}(t)) + \\ &(\mathbf{V}_{\text{W},f}(t) - \mathbf{V}_{\text{W}}(t))] dt \end{aligned} \quad (6)$$

将两机的真空速和所受风速沿 x 轴和 y 轴分解, 得到两机的纵向间隔和航路偏差距离运动学方程为

$$\begin{aligned} \Delta x(t) &= \int_{t_0}^t [(|\mathbf{V}_{\text{TAS},f}(t)| \cos \varphi_f(t) - |\mathbf{V}_{\text{TAS}}(t)| \cos \varphi(t)) + \\ &(|\mathbf{V}_{\text{W},f}(t)| \cos H_{\text{W},f}(t) - |\mathbf{V}_{\text{W}}(t)| \cos H_{\text{W}}(t))] dt \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \Delta y(t) &= \int_{t_0}^t [(|\mathbf{V}_{\text{TAS},f}(t)| \sin \varphi_f(t) - |\mathbf{V}_{\text{TAS}}(t)| \sin \varphi(t)) + \\ &(|\mathbf{V}_{\text{W},f}(t)| \sin H_{\text{W},f}(t) - |\mathbf{V}_{\text{W}}(t)| \sin H_{\text{W}}(t))] dt \end{aligned} \quad (8)$$

1.3 随机风场模型

在实际飞行中, 航空器会遇到大气的扰动。大气扰动一般可以分解为平均风和紊流风, 在大气的运动过程中, 风速一般围绕平均风值在相对较小的范围内进行波动^[14]。为研究两机在大气扰动下的间隔保持, 有必要建立合理的时变风场模型, 模拟大气运动过程。

本文将两机之间的风速差设置为平均风和紊流风 2 个部分的和。平均风为两机预报平均风的差值, 紊流风为在平均风值上下较小范围内服从一定概率分布的波动。

在某一时刻, 两机的高空风的风速 $|\mathbf{V}_{\text{W}}|$ 、 $|\mathbf{V}_{\text{W},f}|$ 和风向 H_{W} 、 $H_{\text{W},f}$ 信息可以通过航空天气预报获得。设沿 x 轴和 y 轴的随机风场可以建模为一个预报风矢量(风速 $|\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}}|$ 和风向 $\hat{H}_{\text{W}}$ 已知)和一个在预报风上下随机扰动的高空风误差的和, 随机扰动服从某一相对误差水平 $\delta_{\text{w},i}$, 均值为 0、方差为 1 的高斯分布随机数。式(9)为加入随机扰动后的风场表达式:

$$\mathbf{V}_{\text{W},i}^{\delta}(t) = \hat{\mathbf{V}}_{\text{W},i}(t) + \delta_{\text{w},i} \mathbf{R}_i^n(t) \hat{\mathbf{V}}_{\text{W},i}(t) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{V}_{\text{W},i}^{\delta}(t)$ 为添加了高斯分布噪声的风场数据; $\hat{\mathbf{V}}_{\text{W},i}(t)$ 为某一方向的预报风, $i = x, y$; $\delta_{\text{w},i}$ 为相对误差水平, 通过改变 $\delta_{\text{w},i}$ 的大小, 可以增大或减小风场的扰动; $\mathbf{R}_i^n \sim N(\mu, \sigma^2)$ 为 $\mu = 0$ 、 $\sigma = 1$ 的标准高斯分布随机数。

根据 1.2 节得到的沿 x 轴和 y 轴风向的两机所受预报风速差值, 2 个方向加入随机扰动后的风场表达式为

$$\mathbf{V}_{\text{W},x}^{\delta}(t) = \hat{\mathbf{V}}_{\text{W},x}(t) + \delta_{\text{w},x} \mathbf{R}_x^n(t) \hat{\mathbf{V}}_{\text{W},x}(t) \quad (10)$$

$$\mathbf{V}_{\text{W},y}^{\delta}(t) = \hat{\mathbf{V}}_{\text{W},y}(t) + \delta_{\text{w},y} \mathbf{R}_y^n(t) \hat{\mathbf{V}}_{\text{W},y}(t) \quad (11)$$

式中:

$$\hat{\mathbf{V}}_{\text{W},x}(t) = |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W},f}(t)| \cos \hat{H}_{\text{W},f}(t) - |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}}(t)| \cos \hat{H}_{\text{W}}(t) \quad (12)$$

$$\hat{\mathbf{V}}_{\text{W},y}(t) = |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W},f}(t)| \sin \hat{H}_{\text{W},f}(t) - |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}}(t)| \sin \hat{H}_{\text{W}}(t) \quad (13)$$

在进行间隔保持的过程中, 风场持续一段时间以指数衰减函数 $y = ae^{-bx}$ 的形式周期性减弱, 其中, a 为峰值强度, b 为衰减系数。

1.4 纵向间隔非线性运动学模型的线性化离散化

由 1.2 节和 1.3 节可得到随机风场下两机纵向间隔和航路偏差距离运动学方程为

$$\begin{cases} \Delta x = \int_{t_0}^t (|V_{TAS,f}(t)| \cos \varphi_f(t) - |V_{TAS}(t)| \cos \varphi(t) + V_{W,x}^\delta(t)) dt \\ \Delta y = \int_{t_0}^t (|V_{TAS,f}(t)| \sin \varphi_f(t) - |V_{TAS}(t)| \sin \varphi(t) + V_{W,y}^\delta(t)) dt \end{cases} \quad (14)$$

根据两机的纵向间隔和航路偏差距离的运动学方程可知, 通过控制跟随航空器的真空速 $|V_{TAS}|$ 、偏航角 φ 与前机保持间隔, 可将纵向间隔控制看作如下控制系统: 控制输入为 $\mathbf{u} = [|V_{TAS}|, \varphi]^T$, 状态变量为 $\mathbf{x} = [\Delta x, \Delta y]^T$, 前机的真空速 $|V_{TAS,f}|$ 和偏航角 φ_f 作为观测量, 在每一个滚动时域周期内为常数项 $\mathbf{d} = [|V_{TAS,f}| \cos \varphi_f, |V_{TAS,f}| \sin \varphi_f]^T$; 沿 x 轴和 y 轴的高空风为随机扰动量 $\boldsymbol{\omega} = [\hat{V}_{W,x}, \hat{V}_{W,y}]^T$ 的控制系统。

可以看到, 纵向间隔模型的是一个非线性系统, 不能直接用于线性时变预测模型, MPC 中一般采用近似的线性化方法。本文使用针对状态轨迹的线性化方法, 相比于存在参考系统的线性化方法, 优势在于不需要预先得到期望跟踪路径的状态量和控制量^[15]。

考虑系统的某个工作点为 $[\xi_0, \mathbf{u}_0]$, $\dot{\xi}_0(k)$ 为始终施加控制量为 $\mathbf{u}_0$ 后得到的系统状态量, 则存在以下关系:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_0 = f(\xi_0(k), \mathbf{u}_0) \\ \xi_0(0) = \xi_0 \end{cases} \quad (15)$$

对于航空器的参考轨迹, 其上每一轨迹点也必定满足式(15)的运动学方程, 因此, 任意时刻的参考状态方程可表示为

$$\dot{\xi}_0 = f(\xi_0, \mathbf{u}_0) \quad (16)$$

式中: ξ_0 和 $\mathbf{u}_0$ 分别表示参考轨迹任意时刻的参考状态量 $\xi = [\Delta x, \Delta y]^T$ 和参考控制量 $\mathbf{u} = [|V_{TAS}|, \varphi]^T$ 。

利用泰勒公式将式(16)在工作点 $[\xi_0, \mathbf{u}_0]$ 处进行展开, 并且仅保留常数项和一阶项, 得到如下结果:

$$\dot{\xi} = f(\xi_0, \mathbf{u}_0) + \frac{\partial f(\xi, \mathbf{u})}{\partial \xi} (\xi - \xi_0) + \frac{\partial f(\xi, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} (\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \quad (17)$$

将式(16)与式(17)相减, 可得

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= \begin{bmatrix} \dot{x} - \dot{x}_0 \\ \dot{y} - \dot{y}_0 \end{bmatrix} = \frac{\partial f(\xi, \mathbf{u})}{\partial \xi} \begin{bmatrix} \Delta x - \Delta x_0 \\ \Delta y - \Delta y_0 \end{bmatrix} + \\ &\quad \frac{\partial f(\xi, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \begin{bmatrix} |V_{TAS}| - |V_{TAS,0}| \\ \varphi - \varphi_0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (18)$$

令 $\tilde{\xi} = \xi - \xi_0$ 、 $\tilde{\xi} = \xi - \xi_0$ 、 $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_0$ 分别表示模型各变量的误差。 $\frac{\partial f(\xi, \mathbf{u})}{\partial \xi}$ 和 $\frac{\partial f(\xi, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}}$ 为二元函数的雅可比矩阵, 将式(16)代入式(18), 可得纵向间隔的线性化系统状态空间方程为

$$\tilde{\xi}(t+1) = \mathbf{A}(t)\tilde{\xi}(t) + \mathbf{B}(t)\tilde{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{G}(t)\boldsymbol{\omega}(t) + \mathbf{F}(t)\mathbf{d}(t) \quad (19)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B}(t) = \begin{bmatrix} -\cos \varphi(t) & |V_{TAS}(t)| \sin \varphi(t) \\ -\sin \varphi(t) & -|V_{TAS}(t)| \cos \varphi(t) \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{G}(t) = \begin{bmatrix} 1 + \delta_{w,x} R_x^n(t) & 0 \\ 0 & 1 + \delta_{w,y} R_y^n(t) \end{bmatrix}; \mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}。$$

由此可得到线性化的状态方程。对于线性时变系统, 其系数矩阵不再是常数系统, 矩阵元素随着时间变化而变化。

由于该状态方程是连续的, 不能直接用于 MPC 控制器的设计, 有必要对其进行离散化处理。采用前项欧拉法对该模型进行离散化处理, 如下:

$$\begin{aligned} \tilde{\xi}(k+1) &= \frac{\tilde{\xi}(k+1) - \tilde{\xi}(k)}{\Delta T} = \mathbf{A}(k)\tilde{\xi}(k) + \mathbf{B}(k)\tilde{\mathbf{u}}(k) + \\ &\quad \mathbf{G}(k)\boldsymbol{\omega}(k) + \mathbf{F}(k)\mathbf{d}(k) \end{aligned} \quad (20)$$

式中: ΔT 为采样周期。

可得

$$\mathbf{A}_{k,x} = \mathbf{I} + \Delta T \cdot \mathbf{A}(k) \quad (21)$$

$$\mathbf{B}_{k,u} = \Delta T \cdot \mathbf{B}(k) \quad (22)$$

$$\mathbf{G}_{k,\omega} = \Delta T \cdot \mathbf{G}(k) \quad (23)$$

$$\mathbf{F}_{k,d} = \Delta T \cdot \mathbf{F}(k) \quad (24)$$

离散化后的系统状态空间方程表达式如下:

$$\begin{aligned} \tilde{\xi}(k+1) &= \mathbf{A}_{k,x}(k)\tilde{\xi}(k) + \mathbf{B}_{k,u}(k)\tilde{\mathbf{u}}(k) + \mathbf{G}_{k,\omega}(k)\boldsymbol{\omega}(k) + \\ &\quad \mathbf{F}_{k,d}(k)\mathbf{d}(k) \end{aligned} \quad (25)$$

式中: $\mathbf{A}_{k,x}$ 、 $\mathbf{B}_{k,u}$ 、 $\mathbf{G}_{k,\omega}$ 和 $\mathbf{F}_{k,d}$ 分别为状态矩阵、输入矩阵、随机扰动系数矩阵和可测系数矩阵, 各矩阵的表达式为: $\mathbf{A}_{k,x}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\mathbf{B}_{k,u}(k) =$

$$\begin{bmatrix} -\Delta T \cos \varphi(k) & |V_{TAS}(k)| \Delta T \sin \varphi(k) \\ -\Delta T \sin \varphi(k) & -|V_{TAS}(k)| \Delta T \cos \varphi(k) \end{bmatrix}, \mathbf{F}_{k,d}(k) = \begin{bmatrix} -\Delta T & 0 \\ 0 & -\Delta T \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}_{k,\omega}(k) = \begin{bmatrix} (1 + \delta_{w,x} R_x^n(k)) \Delta T & 0 \\ 0 & (1 + \delta_{w,y} R_y^n(k)) \Delta T \end{bmatrix}。$$

2 模型预测控制纵向间隔控制设计

2.1 模型预测控制问题描述

MPC 是近年来被广泛讨论的一种反馈控制策略, 遵循预测模型、滚动优化和反馈校正的基本原理^[16]。

通过第 1 节的分析, 航空器纵向间隔保持问题可描述为: $k = 0, 1, 2, \dots$ 为仿真的每一个采样时刻, 系统通过广播式自动相关监视 (automatic dependent surveillance broadcast, ADS-B) 实时采集前机的状态信息, 并通过航空天气预报获得当前时刻的预报风信息; 在每一采样时刻 k , 在系统规定的滚动时域周期 N 内通过纵向间隔模型 $\tilde{\xi}(k+1) = \mathbf{F}(\tilde{\xi}(k), \tilde{\mathbf{u}}(k))$ 作为

预测模型, 求解出滚动时域周期内的一系列最优的控制变量, 使得目标函数 $J(\tilde{\xi}(k), \tilde{u}(k))$ 最小, 并将 U_k^* 的第一个分量 u_k^* 作用于控制系统, 并且在 $k+1$ 时刻以重新得到的前机的状态信息作为初始条件, 重新预测系统未来输出, 刷新优化问题, 如此循环往复, 滚动优化^[17]。

2.2 系统控制目标与约束

本文考虑后机间隔保持的性能指标及约束条件, 在第 1 节建立的随机风场下的纵向间隔模型的基础上, 将优化目标转化为一个带约束的二次规划问题, 实现纵向间隔的多目标控制。

图 2 为基于 MPC 的纵向间隔控制设计示意图。

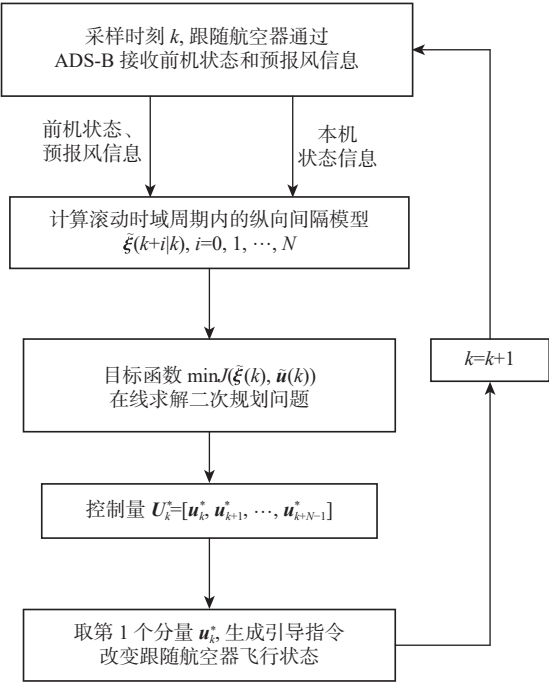


图 2 基于模型预测控制的纵向间隔控制设计
Fig. 2 Design of longitudinal separation control based on MPC

1) 控制目标。为使跟随航空器在检测到前机受扰动时能够及时进行机动飞行与前机保持间隔, 使两机纵向间隔逐渐趋向于期望的安全间隔 Δx_{des} , 并且航路偏差距离 Δy 均收敛于 0:

$$\begin{cases} \Delta x - \Delta x_{\text{des}} = 0 \\ \Delta y = 0 \end{cases} \quad (26)$$

2) 系统约束。状态量约束: ①考虑空中交通运行的安全性, 两机的纵向间隔 Δx 既不小于管制规定的最小安全间隔, 也不能过大造成空域浪费, ②考虑航路的宽度的限制, 两机的航路偏差距离 Δy 不能超出航路的宽度:

$$\begin{cases} \Delta x_{\min} \leq \Delta x \leq \Delta x_{\max} \\ -\Delta y_{\max} \leq \Delta y \leq \Delta y_{\max} \end{cases} \quad (27)$$

控制量约束: 考虑航空器自身的性能, 跟随航空器的真空速 V_{TAS} 和偏航角 φ 有如下约束:

$$\begin{cases} V_{\text{TAS}, \min} \leq |V_{\text{TAS}}| \leq V_{\text{TAS}, \max} \\ \varphi_{\min} \leq \varphi \leq \varphi_{\max} \end{cases} \quad (28)$$

2.3 目标函数的建立

根据本文的控制目标, 选择两机实时纵向间隔与期望纵向间隔的差值 $\Delta x(k)$ 和航路偏差距离 $\Delta y(k)$ 作为系统的输出量 $\eta(k) = [\Delta x(k), \Delta y(k)]^T$, 输出方程表达式为

$$\eta(k) = C_{k,y} \tilde{\xi}(k) - z \quad (29)$$

$$\begin{cases} C_{k,y} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \\ z = \begin{bmatrix} \Delta x_{\text{des}}(k) \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (30)$$

对于不稳定的约束线性系统, 在有限时域滚动优化问题中加入终端等式约束 $\eta(k+N) = 0$, 迫使滚动时域终端状态回到平衡点, 即为达到系统的最终目标, 需满足: ①两机达到期望纵向间隔 $\Delta x = \Delta x_{\text{des}}$; ②后机回到航路中心线, $\Delta y = 0$ 。而对于非线性系统或不稳定的有约束线性系统, 加入终端约束也是必须的, 以保证系统的 Lyapunov 稳定性^[16]。

由此建立如下目标函数:

$$\begin{cases} J(\tilde{\xi}(t), \tilde{u}(t)) = \int_{t_0}^{t_f} F(\tilde{\xi}(t), \tilde{u}(t), t) dt + \phi(\tilde{\xi}(t_f), t_f) \\ \dot{\tilde{\xi}}(t) = F(\tilde{\xi}(t), \tilde{u}(t), t) \\ \tilde{\xi}(t_0) = \tilde{\xi}_0 \end{cases} \quad (31)$$

式中: $F(\tilde{\xi}(t), \tilde{u}(t), t)$ 为积分指标; $\phi(\tilde{\xi}(t_f), t_f)$ 为终端指标; $\dot{\tilde{\xi}}(t) = F(\tilde{\xi}(t), \tilde{u}(t), t)$ 为系统线性化后的连续状态空间方程; t_0 和 $\tilde{\xi}_0$ 分别为初始时刻和初始状态; t_f 和 $\tilde{\xi}_f$ 分别为终端时刻和终端状态。使用设计的 MPC 控制器对纵向间隔模型分为多个时域进行滚动优化, 采样周期为 ΔT 。目标函数建立在滚动时域周期内, 使两机实时纵向间隔与期望纵向间隔的差值 $\Delta x(k)$ 和航路偏差距离 $\Delta y(k)$ 的加权平方和最小, 最终目标为: $\Delta x = 0, \Delta y = 0$ 。本文采用离散装置控制连续时间受控系统, 连续化的目标函数也要化为针对离散系统的形式^[18]:

$$\begin{aligned} \min J(\tilde{\xi}(k), \tilde{u}(k), N, Q, P) = & \sum_{i=0}^{N-1} F(\tilde{\xi}(k+i|k), \tilde{u}(k), k) + \phi(\tilde{\xi}(k+N|k), k+N) = \\ & \sum_{i=0}^{N-1} [q_1 \Delta x(k+i|k)^2 + q_2 \Delta y(k+i|k)^2] + \\ & [p_1 \Delta x(k+N|k)^2 + p_2 \Delta y(k+N|k)^2] \end{aligned} \quad (32)$$

式中: $Q = \text{diag}(q_1, q_2)$ 为两机纵向间隔误差 $\Delta x(k)$

和航路偏差距离 $\Delta y(k)$ 的权重系数矩阵; $\mathbf{P} = \text{diag}(p_1, p_2)$ 为终端约束项的权重矩阵, 表示 2 个性能指标所占比例; $q_1 + q_2 = 1, p_1 + p_2 = 1$ 。通过设置适当的权重系数, 可以同时满足系统对期望的纵向间隔的跟随能力和回归航路中心线飞行的能力。

将目标函数中的加权和写成矩阵形式为

$$\sum_{i=0}^{N-1} \boldsymbol{\eta}(k+i|k)^T \mathbf{Q} \boldsymbol{\eta}(k+i|k) + \boldsymbol{\eta}(k+N|k)^T \mathbf{P} \boldsymbol{\eta}(k+N|k) =$$
$$\sum_{i=0}^{N-1} \|\boldsymbol{\eta}(k+i|k)\|_{\mathbf{Q}}^2 + \|\boldsymbol{\eta}(k+N|k)\|_{\mathbf{P}}^2 =$$
$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}(k|k) \\ \boldsymbol{\eta}(k+1|k) \\ \vdots \\ \boldsymbol{\eta}(k+N|k) \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \mathbf{Q} & & \\ & \mathbf{Q} & \\ & & \ddots \\ & & & \mathbf{P} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}(k|k) \\ \boldsymbol{\eta}(k+1|k) \\ \vdots \\ \boldsymbol{\eta}(k+N|k) \end{bmatrix} =$$
$$\sum_{i=0}^N \|\boldsymbol{\eta}(k+i|k)\|_{\tilde{\mathbf{Q}}}^2 \tag{33}$$

$$\tilde{\mathbf{Q}} = \text{diag}(\mathbf{Q}, \mathbf{Q}, \cdots, \mathbf{Q}, \mathbf{P})_{N \times N} \tag{34}$$

该优化问题满足离散化系统运动学方程:

$$\begin{cases} \tilde{\boldsymbol{\xi}}(k+1) = \mathbf{F}(\tilde{\boldsymbol{\xi}}(k), \tilde{\mathbf{u}}(k), k) \\ \boldsymbol{\eta}(k) = \mathbf{h}(\tilde{\boldsymbol{\xi}}(k), \tilde{\mathbf{u}}(k), k) \\ \tilde{\boldsymbol{\xi}}(k_0) = \tilde{\boldsymbol{\xi}}_0 \end{cases} \tag{35}$$

满足终端状态约束:

$$\boldsymbol{\eta}(k+N|k) = \mathbf{0} \tag{36}$$

满足状态变量和控制量约束:

$$\begin{cases} \Delta x_{\min} \leq \Delta x(k+i|k) \leq \Delta x_{\max} \\ -\Delta y_{\max} \leq \Delta y(k+i|k) \leq \Delta y_{\max} \end{cases} \quad i = 0, 1, 2, \cdots, N \tag{37}$$
$$\begin{cases} V_{\text{TAS}, \min} \leq |\mathbf{V}_{\text{TAS}}(k+i|k)| \leq V_{\text{TAS}, \max} \\ \varphi_{\min} \leq \varphi(k+i|k) \leq \varphi_{\max} \end{cases} \quad i = 0, 1, 2, \cdots, N \tag{38}$$

式(33)~式(38)的功能是使跟随航空器能够尽快且平稳地与前机保持纵向间隔。

最终可以将目标函数化成二次规划标准形式, 对于此类含有等式和不等式的二次规划问题, 可以调用 MATLAB 中的 quadprog 求解器。每个滚动时域周期对式(33)~式(38)进行求解, 得到一系列最优的控制变量:

$$\mathbf{U}_k^* = [\mathbf{u}_k^*, \mathbf{u}_{k+1}^*, \cdots, \mathbf{u}_{k+N-1}^*] \tag{39}$$

将式(39)最优控制变量第 1 个元素作用系统:

$$\mathbf{u}(k) = \mathbf{u}_k^* \tag{40}$$

每个滚动时域周期中, 通过计算式(39)和式(40)控制跟随航空器的真空速和偏航角, 实现纵向间隔控制。

3 仿真验证及结果分析

3.1 仿真场景建立和参数设置

为验证跟随航空器的纵向间隔控制系统的鲁棒性, 设置如下仿真场景。

本文假设在同一航路飞行的航空器性能相近, 均以 B737-800 机型为例, 机型性能数据来源于飞行计划和性能手册^[19]。

在间隔保持的过程中, 航空器视为质量恒定的质点, 航空器巡航高度为 9.144 km, 此高度的高空风速一般在几十米每秒。

初始时刻 t_0 , 2 架航空器在同一固定航路上以相同的巡航速度 $|\mathbf{V}_{\text{TAS}, f}(t_0)| = |\mathbf{V}_{\text{TAS}}(t_0)| = 250 \text{ m/s}$ 飞行, 并保持一定的安全间隔, 且两机均未发生偏航, 前机与后机的初始纵向间隔为 $d_0 = 10 \text{ km}$, 管制规定的最小安全间隔 $d_{\min}$ 设置为 10 km, 航路宽度为航路中心线两侧各 10 km。当后机接收到前机的扰动信息后, 立即实时滚动计算纵向间隔控制律, 通过控制真空速和偏航角执行间隔保持。

1) 前机运动状态参数设置。为真实模拟前机运动状态的扰动及验证本文方法的有效性, 在规定的仿真时间内, 对前机的真空速在 $(250 \pm 25) \text{ m/s}$ 的范围内进行加速、减速、匀速运动的变化。图 3 为模拟的前机的真空速与时间图。

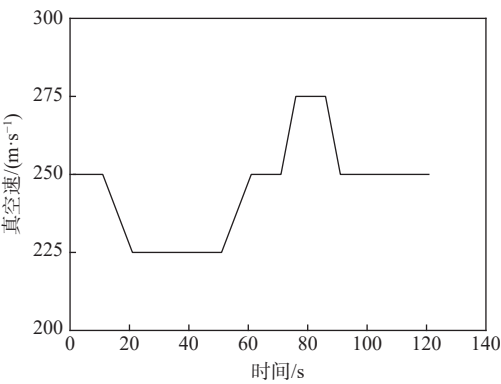


图 3 前机真空速与时间的关系

Fig. 3 Relationship between vacuum velocity and time of front aircraft

2) 随机风场参数设置。本文设置通过航空天气预报获得的前机和后机在初始时刻的预报风的风速和风向分别为: $|\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}, f}| = 40 \text{ m/s}$, $\hat{H}_{\text{W}, f} = 40^\circ$, $|\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}}| = 30 \text{ m/s}$, $\hat{H}_{\text{W}} = 45^\circ$ 。

在初始时刻, 沿 x 轴和 y 轴风向的两机所受预报风速的差值计算为: $\hat{V}_{\text{W}, x} = |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}, f}| \cos \hat{H}_{\text{W}, f} - |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}}| \cos \hat{H}_{\text{W}} = 9.428 6 \text{ m/s}$, $\hat{V}_{\text{W}, y} = |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}, f}| \sin \hat{H}_{\text{W}, f} - |\hat{\mathbf{V}}_{\text{W}}| \sin \hat{H}_{\text{W}} = 4.498 3 \text{ m/s}$ 。

随机风场模型参数如表 1 所示。

表 1 随机风场模型参数		
Table 1 Parameters of random wind model		
参数	x轴	y轴
平均风预报风差值/(m·s ⁻¹)	9.428 6	4.498 3
紊流风的概率分布	$R_x^a \sim N(0,1)$	$R_y^a \sim N(0,1)$
紊流风的相对误差水平	0.1	0.08
起始峰值强度	9.428 6	4.498 3
衰减系数	0.1	0.15
衰减时间/s	40~50,80~120	40~50,80~120

设置前机的运动状态和随机风场模型的各项参数后,基于建立的纵向间隔模型,在 MATLAB 中调用 quadprog 求解器进行求解,使用计算后机跟随策略的 MPC 控制器的参数设置如图 4 和表 2 所示。

控制系统控制过程中的控制量约束和输出量约束范围如表 3 所示。

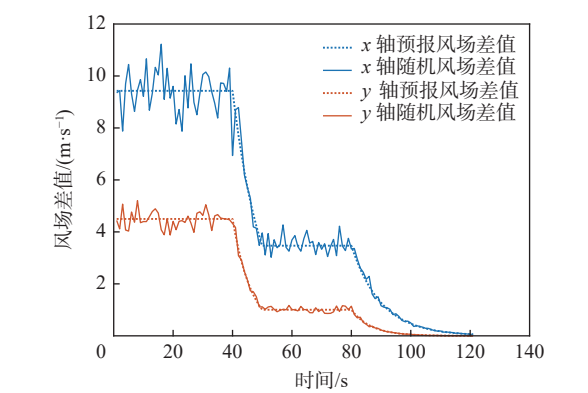


图 4 x、y 方向风场差值与时间的关系
Fig. 4 Relationship between wind field difference in x and y directions and time

表 2 MPC 控制器参数	
Table 2 Model predictive controller parameters	
参数	设定值
状态量个数 N_x	2
控制量个数 N_u	2
输出量个数 N_y	2
随机扰动量个数 N_w	2
可测扰动量个数 N_f	1
仿真步长	120
采样周期 $\Delta T/s$	1
滚动时域周期 N/s	10
跟踪项加权系数矩阵 Q	[0.8,0.2]
终端项加权系数矩阵 P	[0.8,0.2]

表 3 控制量约束和输出量约束范围		
Table 3 Control quantity and output quantity constraint range		
系统量	参数	约束范围
控制量	真空速/(m·s ⁻¹)	[220,280]
	偏航角/(°)	[-10,10]
输出量	纵向间隔/km	[10,15]
	航路偏差距离/km	[-10,10]

3.2 基于 MPC 的纵向间隔仿真结果验证与分析

3.2.1 不同期望纵向间隔下的方法验证

如图 5 所示,初始时刻,在后机接收到前机速度扰动的信息时,如果后机不执行间隔保持,第 26 s 开始,两机的纵向间隔为 9.997 km<10 km,开始突破最小安全间隔;从初始时刻受到持续了一定时间的高空风的作用,并开始逐渐偏离航路中心线,偏离的最大距离为 237.091 6 m。

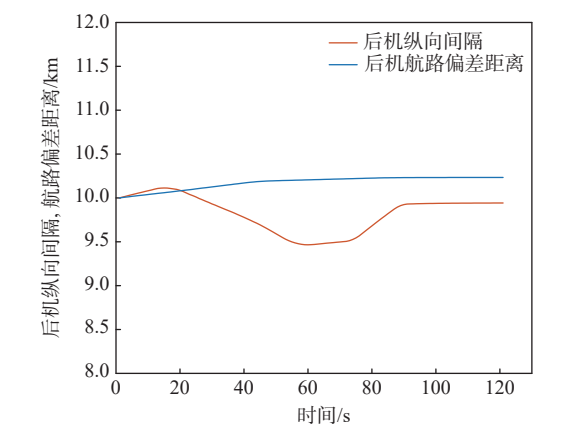


图 5 不执行间隔保持情况下的后机纵向间隔和航路偏差距离曲线
Fig. 5 Longitudinal separation and route deviation curves of rear aircraft without separation maintenance

后机必须立即进行自主计算跟随控制律,通过控制真空速和偏航角与前机保持间隔。最终目标为后机达到与前机相同的巡航速度,并以建立的新的安全间隔沿着航路继续飞行。

为验证本文方法的有效性与鲁棒性,本文设置 3 组不同期望纵向间隔: $\Delta x_{des} = 12$ km、 $\Delta x_{des} = 13$ km、 $\Delta x_{des} = 14$ km,分别进行仿真实验。图 6~图 10 分别为不同目标期望纵向间隔下纵向间隔-时间图、两机实时纵向间隔与期望纵向间隔的差值-时间图、航路偏差距离-时间图、后机真空速-时间图和后机偏航角-时间图。

从图 6 和图 7 可知,后机通过设计的 MPC 控制器,不断调整真空速与偏航角的 120 s 的机动时间内,两机纵向间隔始终不低于最小安全间隔 10 km,

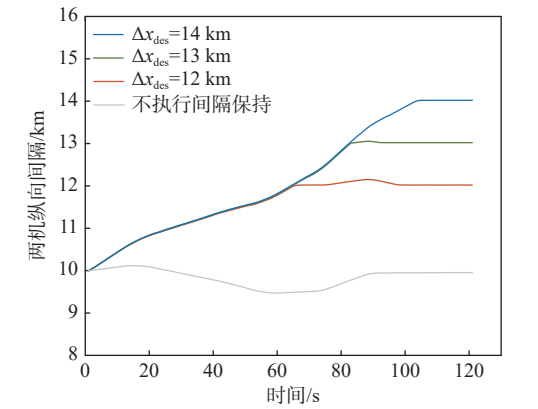


图 6 不同期望纵向间隔下的两机纵向间隔-时间曲线

Fig. 6 Longitudinal separation-time curves under different expectation longitudinal separation between two aircraft

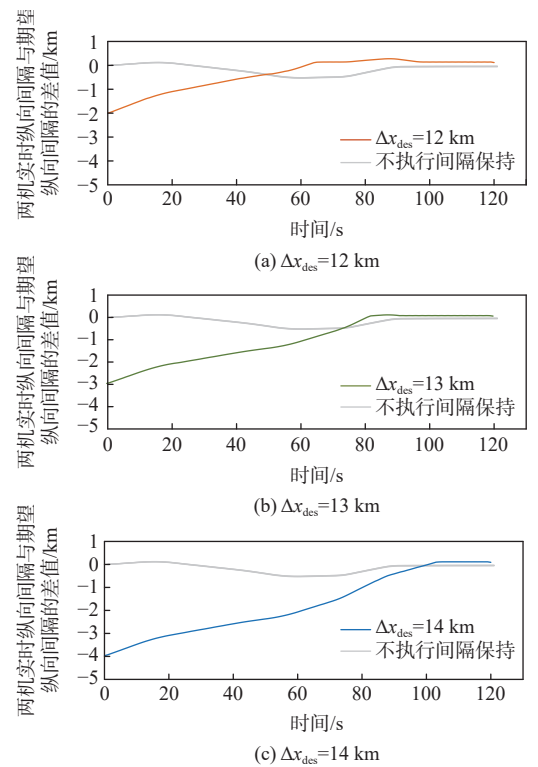


图 7 不同期望纵向间隔下的两机实时纵向间隔与期望纵向间隔的差值-时间曲线

Fig. 7 Difference between real-time longitudinal separation and expectation longitudinal separation-time curves under different expectation longitudinal separations between two aircraft

两机的纵向间隔曲线较为平滑, 且最终稳定在期望的纵向间隔。从表 4 结果也可以看出, $\Delta x_{\text{des}} = 12, 13, 14$ km 这 3 种设置的期望纵向间隔对应的纵向间隔建立时间分别为 74 s、90 s、118 s。期望纵向间隔越大, 纵向间隔稳定所需的时间也越长。

从图 8 可知, 后机通过设计的 MPC 控制器, 不断调整真空速与偏航角的 120 s 的仿真时间内, $\Delta x_{\text{des}} = 12, 13, 14$ km 这 3 种设置的期望纵向间隔对应的最大航路偏差距离分别为 880.46 m (第 14 s),

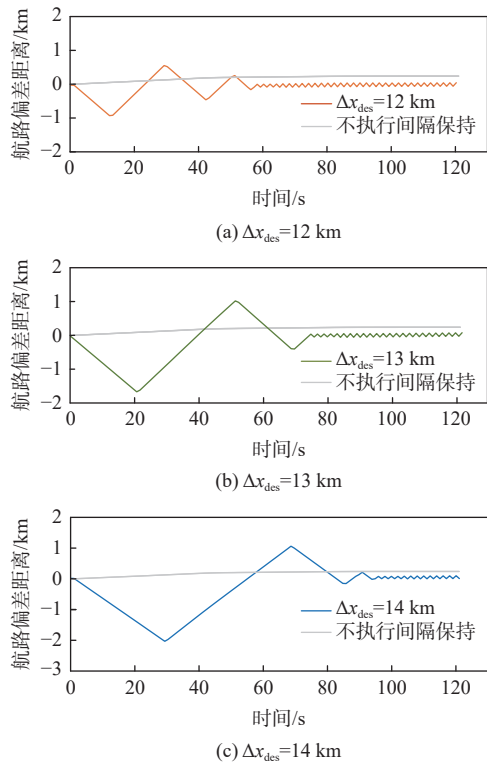


图 8 不同期望纵向间隔下的航路偏差距离-时间曲线

Fig. 8 Route deviation distance-time curves under different expectation longitudinal separations

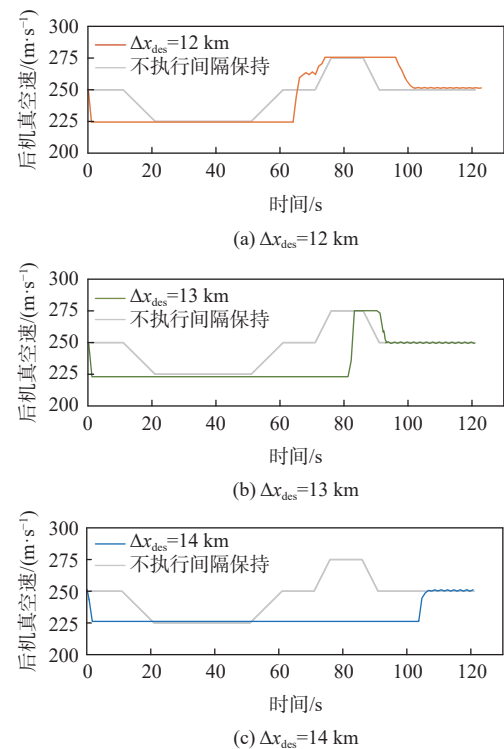


图 9 不同期望纵向间隔下的后机真空速-时间曲线

Fig. 9 Vacuum speed-time curves of the following aircraft under different expectation longitudinal separations

1 538.11m (第 23 s), 2 127.46 m (第 31 s)。后机偏离航路的距离不会超过规定航路左右两侧 10 km, 且

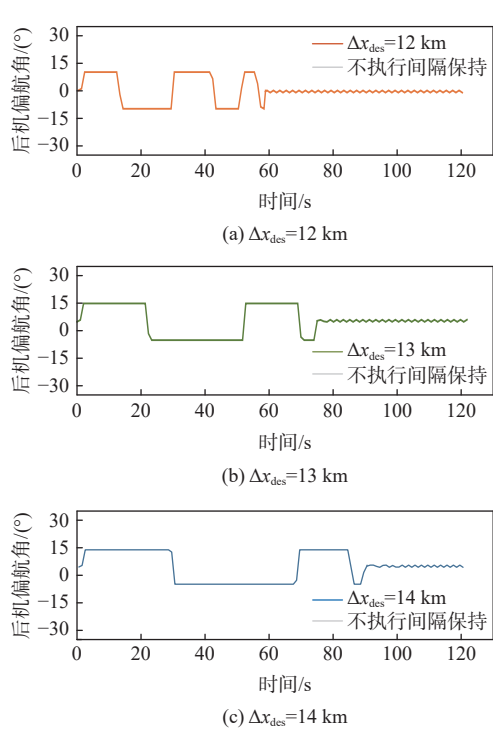


图 10 不同期望纵向间隔下的后机偏航角-时间曲线

Fig. 10 Yaw angle-time curves of the following aircraft under different expectation longitudinal separations

表 4 纵向间隔保持仿真结果

Table 4 Simulation results of longitudinal separation maintenance				
期望纵向间隔/km	建立纵向间隔时间/s	开始回归航路时间/s	最大航路偏差距离/km	达到最大航路偏差距离时间/s
12	74	58	0.880 46	14
13	90	74	1.538 11	23
14	118	95	2.127 46	31

最终能回到航路中心线。期望纵向间隔越大，最大航路偏差距离也会越大。

3.2.2 不同随机风场条件下的方法验证

为验证在不同的随机风场条件下执行 MPC 控制器依然能够使两机迅速且平稳地保持纵向间隔，设置了 3 组不同的随机风场模型对照组，参数如表 5 所示，第 1 组和第 2 组为风场强度对照组，第 1 组和第 3 组为扰动强度对照组。

图 11~图 13 分别为对照组的两方向风场差

表 5 随机风场对照组参数

Table 5 Parameters of random wind field control groups				
对照组序号	平均风预报风数值/(m·s ⁻¹)		紊流风相对误差水平	
	前机	后机	x轴	y轴
1	40	30	0.1	0.08
2	80	60	0.1	0.08
3	40	30	0.8	0.64

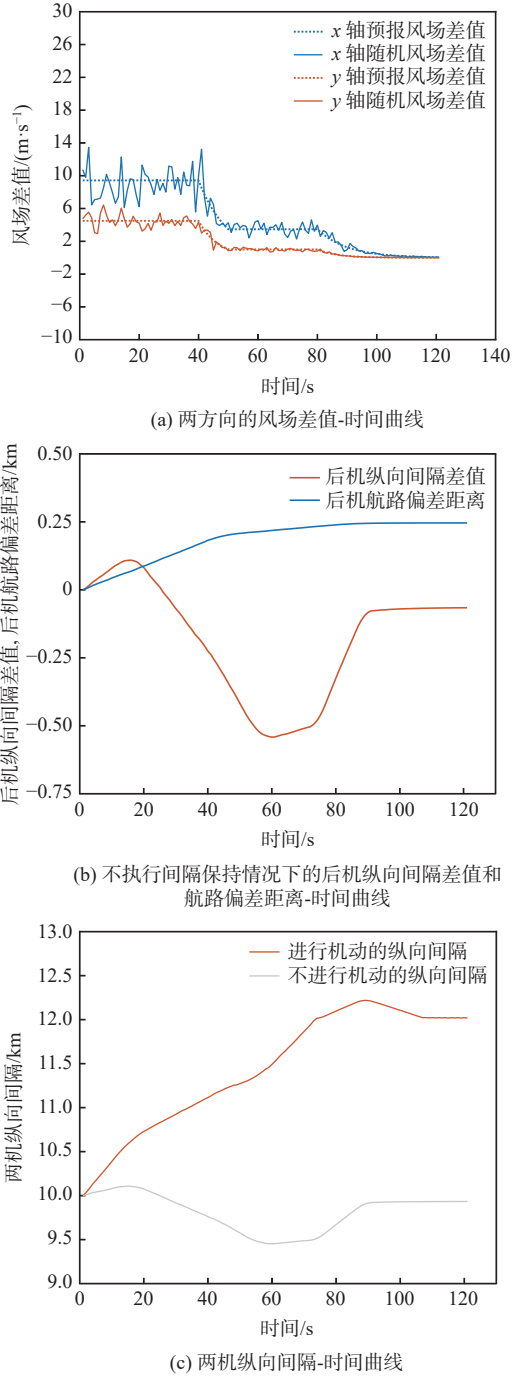


图 11 随机风场模型对照组 1

Fig. 11 Random wind field model control group 1

值-时间图、不执行间隔保持情况下的纵向间隔与最小间隔差值/航路偏差距离-时间图和两机纵向间隔-时间图。

当不执行间隔保持策略时，从图 11(b)和图 12(b)可以看出，如果两机受到的预报风强度加倍，紊流风的扰动强度不变时，在 0~30 s, 50~80 s 之间，纵向间隔差值曲线的弯曲幅度增大，说明两机的纵向间隔与最小安全间隔的差值变化更加迅速；但从图 11(c)和图 12(c)可以看出，当执行 MPC 控制器，在预报风强度加倍的情况下，依然

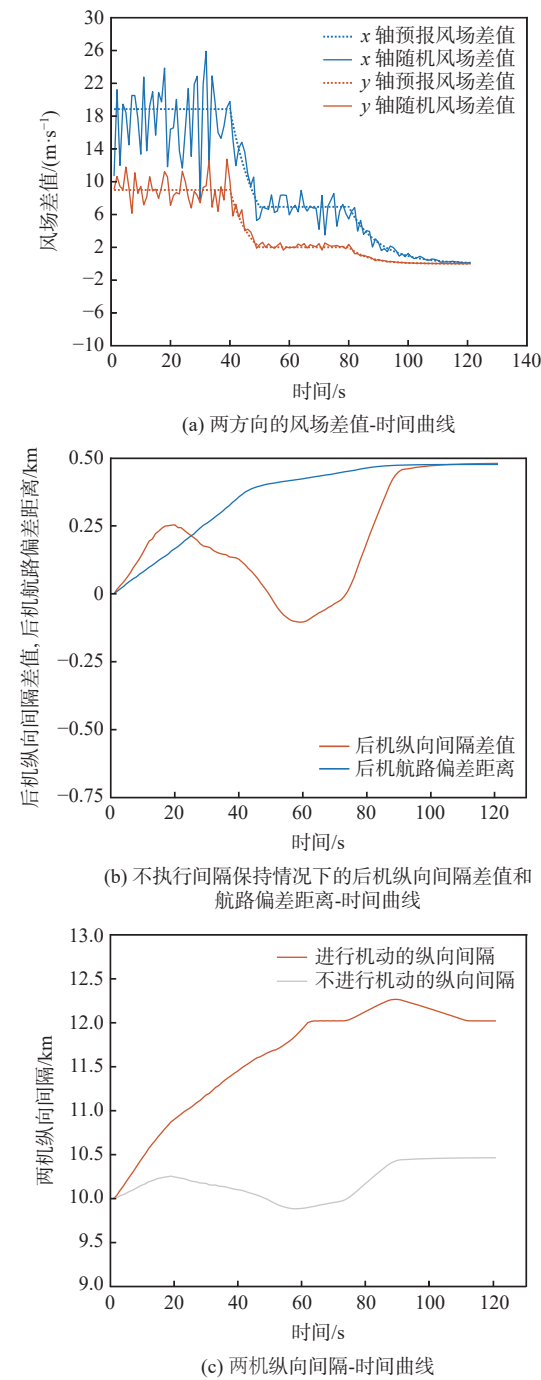


图 12 随机风场模型对照组 2

Fig. 12 Random wind field model control group 2

能够在规定的仿真时间内建立期望的间隔(第 61 s),且两机纵向间隔曲线持续平滑,始终不低于最小安全间隔 10 km。

当不执行间隔保持策略时,从图 11(b)和图 13(b)可以看出,虽然两机纵向间隔差值曲线变化趋势相同,但在紊流风的扰动强度增大 8 倍的情况下,0~45 s 曲线抖动非常严重,但从图 11(c)和图 13(c)可以看出,当执行 MPC 控制器,即使在紊流风的扰动强度增大 8 倍的情况下,相比对照组 1,略有抖动,依然较为平滑稳定地在第 72 s 建立期望纵向间隔 12 km,

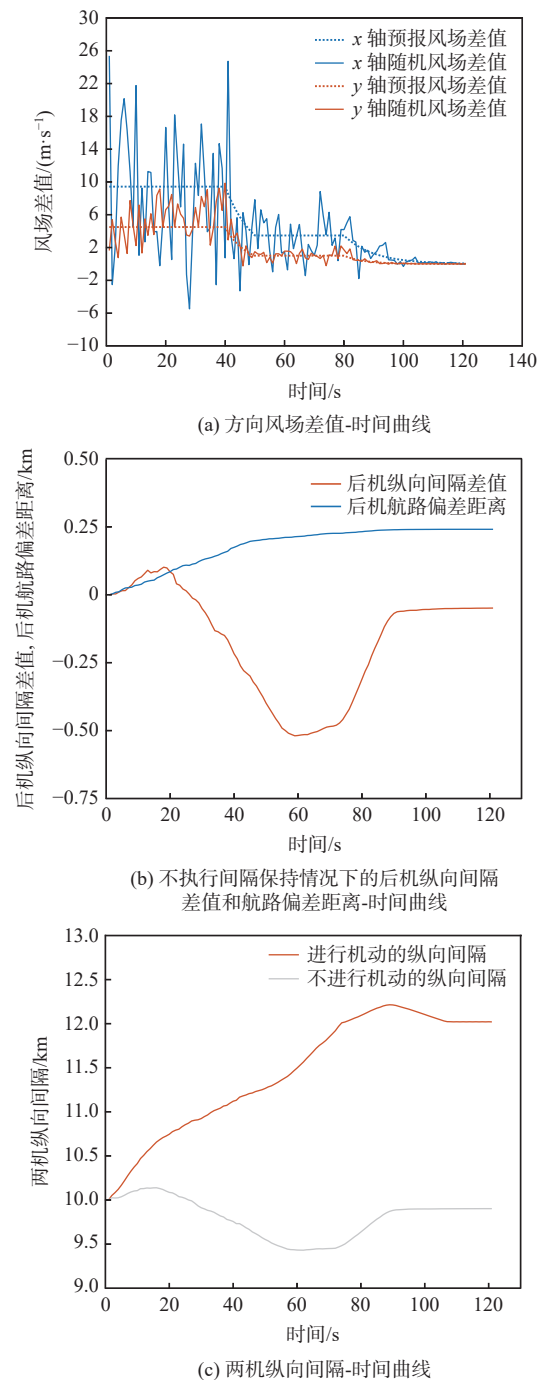


图 13 随机风场模型对照组 3

Fig. 13 Random wind field model control group 3

始终不低于最小安全间隔 10 km。

4 结 论

针对高空预报风这一随机因素,导致两机纵向间隔保持的鲁棒性较差,本文提出基于 MPC 的航空器纵向自主间隔控制方法。

1) 设置了 3 组不同的期望纵向间隔 12,13,14 km 下,在规定的 120 s 仿真时间内,两机的纵向间隔曲线较为平滑,且始终不低于规定的最小安全间隔 10 km,分别在第 74, 90, 118 s 开始建立并最终

稳定在期望纵向间隔;后机偏离航路的距离始终不超过航路宽度 10 km, 分别在第 58, 74, 95 s 开始回归航路且最终均能回到航路中心线。

2) 设置了 3 组随机风场模型对照组, 在规定的 120 s 仿真时间内, 在预报风强度增大 2 倍的情况下, 未执行机动的纵向间隔曲线的弯曲幅度增大, 当执行 MPC 控制器, 依然能够在第 61 s 平滑迅速地建立期望的纵向间隔 12 km; 在紊流风的扰动强度增大 8 倍的情况下, 未执行机动的纵向间隔曲线抖动非常严重, 当执行 MPC 控制器, 依然第 72 s 平滑稳定地建立期望的纵向间隔 12 km。

本文研究还存在以下不足: 从航空器的飞行阶段来说, 只着眼于航路飞行阶段, 未来可将航空器纵向间隔建模场景拓展到终端区进近着陆阶段; 从航空器的驾驶模式来说, 只适用于具有先进机载设备 ASAS 的、能够自主进行间隔保持的航空器, 未来可以进一步讨论驾驶员介入操纵航空器时的间隔控制模型。

参考文献 (References)

[1] BALLIN M, WING D, HUGHES M, et al. Airborne separation assurance and traffic management-research of concepts and technology[C]//Proceedings of the Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1999.

[2] 章学锋, 李洪伟, 冯涛. 机载间隔保持系统建模及仿真[J]. 中国民航飞行学院学报, 2020, 31(1): 51-55.

ZHANG X F, LI H W, FENG T. Model and simulation of airborne separation assurance system[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2020, 31(1): 51-55(in Chinese).

[3] 中国民用航空局空中交通管理局. 中国民航现代化空中交通管理系统体系架构: IB-TM-2016-003[S]. 北京: 中国民用航空局空中交通管理局, 2016.

Civil Aviation Administration of China Air Traffic Management Bureau. Architecture of CAAC modern air traffic management system: IB-TM-2016-003[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China Air Traffic Management Bureau, 2016(in Chinese).

[4] 王莉莉, 朱博, 位放. 近距平行跑道配对进近微观跟驰模型研究[J]. 安全与环境学报, 2017, 17(3): 985-988.

WANG L L, ZHU B, WEI F. Microscopic tracing model for the paired approach to the narrow-spaced parallel runways[J]. Journal of Safety and Environment, 2017, 17(3): 985-988(in Chinese).

[5] 王莉莉, 王坤. 飞机流宏观与微观同高度纵向间隔研究[J]. 安全与环境学报, 2016, 16(5): 78-82.

WANG L L, WANG K. Study of the longitudinal interval for the airplanes to keep away at the same height both from the macro- and micro point of view[J]. Journal of Safety and Environment, 2016, 16(5): 78-82(in Chinese).

[6] 王超, 朱明. 空中交通流微观尾随时距分布模型[J]. 计算机仿真, 2018, 35(5): 55-59.

WANG C, ZHU M. Microscopic aircraft-following headway distribution model of air traffic flow[J]. Computer Simulation, 2018,

35(5): 55-59(in Chinese).

[7] HUA M Z, ZHANG M, TANG X M, et al. Structural modelling and deceleration algorithm for a follow aircraft on performance-based navigation airway based on multi-agent technique[J]. Cybernetics and Information Technologies, 2015, 15(6): 46-56.

[8] TAKEICHI N, NAKAMURA Y, FUKUOKA K. Fundamental characteristics of decentralized air traffic flow control in high density corridor[C]//Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. [S. l.]: ICAS, 2012.

[9] NAKAMURA Y, TAKEICHI N, KAGEYAMA K. A self-separation algorithm using relative speed for a high-density air corridor[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2014, 57(6): 336-342.

[10] TAKEICHI N, NAKAMURA Y, KAGEYAMA K. Aircraft self-separation algorithm for high density air corridor operation based on flight intent[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2014, 57(3): 179-185.

[11] FUKUOKA K, TAKEICHI N, NAKAMURA Y. A self-separation algorithm in a high density air corridor feasible for a human pilot control[J]. Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2014, 62(3): 107-115.

[12] 汤新民, 郑鹏程. 航路序贯飞行条件下的航空器自主间隔控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(6): 742-748.

TANG X M, ZHENG P C. Aircraft autonomous separation control under sequential flying conditions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(6): 742-748(in Chinese).

[13] TIAN Y, DONG Y L, YE B J, et al. A framework for the assessment of distributed self-separation procedures for air traffic in flow corridors[J]. IEEE Access, 2019, 7: 123544-123557.

[14] 王瑜嘉, 王永国, 鲁鹏. 翼身融合飞机在风场中的建模与 Simulink 仿真[J]. 科技风, 2021(29): 4-6.

WANG Y J, WANG Y G, LU P. Modeling and Simulink simulation of blended wing body aircraft in wind field[J]. Science and Technology Wind, 2021(29): 4-6(in Chinese).

[15] 龚建伟, 姜岩, 徐威. 无人驾驶车辆模型预测控制[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014: 49-50.

GONG J W, JIANG Y, XU W. Model predictive control for unmanned vehicles[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2014: 49-50(in Chinese).

[16] 陈虹. 模型预测控制[M]. 北京: 科学出版社, 2013: 1-3.

CHEN H. Model predictive control[M]. Beijing: Science Press, 2013: 1-3(in Chinese).

[17] 万兵, 苏析超, 汪节, 等. 基于模型预测控制算法的精确着舰控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(4): 1197-1207.

WAN B, SU X C, WANG J, et al. Research on accurate landing control based on model predictive control algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(4): 1197-1207(in Chinese).

[18] 徐哲, 胡趁义, 龙永文, 等. 车辆纵向跟车舒适性模型预测控制算法研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2022, 36(12): 9-17.

XU Z, HU C Y, LONG Y W, et al. Research on model predictive control algorithm for longitudinal vehicle following comfort[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science),

2022, 36(12): 9-17(in Chinese).

Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards for

[19] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2016.

transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2016(in Chinese).

Longitudinal autonomous separation control of aircraft in random wind fields based on MPC

TANG Xinmin^{1, 2, *}, LU Xiaona¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. College of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In view of the fact that the high altitude wind, a random factor, often leads to poor robustness of the longitudinal separation between two aircraft in the longitudinal autonomous separation maintenance problem under the random disturbance of track, this paper proposed a longitudinal autonomous separation control method based on model predictive control (MPC). Firstly, the linear time-varying prediction model was developed by establishing the nonlinear kinematics differential equation of the longitudinal separation and the wind field difference between the two aircraft. The longitudinal separation and route deviation distance of the two aircraft was selected as the optimization objectives, the vacuum speed and yaw angle of the front aircraft were taken as the measurable disturbances, and the high-altitude wind was the random disturbance. Terminal equality constraints were added to the air safety and aircraft performance constraints to maintain the stability of the system. To verify the effectiveness of the proposed method, within the specified 120-second simulation time, this article set three sets of different expected separations of 12 km, 13 km, and 14 km. Through the design of an MPC controller, the vacuum speed and yaw angle of the following aircraft were controlled during the rolling time domain cycle. The separation curve between the two aircraft is relatively smooth and always not less than the minimum safety separation of 10 km. It stabilized at the expected target separation in the 74th second, 90th second, and 118th second, and returned to the route starting from the 58th second, 74th second, and 95th second. Two sets of wind field control groups were set up. Two times as much wind was forecast in one group, while eight times as much turbulent wind was disturbed in the other. Both groups were able to establish the expected interval of 12 km smoothly and stably in the 61th second and 72th second, respectively.

Keywords: air traffic management; flight following model; autonomous separation control; model predictive control; random disturbance