

直升机飞行管理系统特殊任务航路规划技术

王锦博¹, 宁承威², 宋伟¹, 盛守照¹

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016; 2. 中国航空无线电电子研究所, 上海 200233)

摘要:为减轻直升机驾驶员的操纵负担,设计一套具有任务航路规划功能的直升机飞行管理系统。根据直升机飞行管理系统的要求,设计直升机飞行导引算法。在设计直升机飞行管理系统平台上验证了直升机飞行管理系统任务航路规划技术的可行性。

关键词:直升机飞行管理系统;任务航路规划;Dubins 路径;飞行制导

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2022)02-0152-05

Special Mission Trajectory Planning Technology of Helicopter Flight Management System

WANG Jinbo¹, NING Chengwei², SONG Wei¹, SHENG Shouzhao¹

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautic and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. China National Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Shanghai 200233, China)

Abstract: To reduce the control burden of helicopter pilots, a set of helicopter flight management system with mission route planning function is designed. According to the requirements of the helicopter flight management system, the helicopter flight guidance algorithm is designed. The feasibility of the mission route planning technology of the helicopter flight management system is verified on the designed helicopter flight management system platform.

Keywords: helicopter flight management system; mission route planning; Dubins path; flight guidance

0 引言

飞行管理系统 (flight management system, FMS) 是现代飞机的核心航电设备之一,主要由飞行管理计算机、自动驾驶/飞行指引系统、自动油门、惯性基准系统组成^[1],是机上信息汇集和处理的中心。FMS 集导航、制导、控制、显示、性能优化与管理功能为一体,可以大大减少飞行员的驾驶负担,实现直升机在整个飞行过程中的自动管理与控制^[2-3]。

当前飞行管理系统依然是固定翼飞机占据主流位置,对于直升机飞行管理系统的研究相对较少,大多数为直接将固定翼飞机的飞行管理系统移植到直升机中^[4],并没有针对直升机做专门的功能优化。相对于固定翼,直升机具有垂直起降、良好的低空低速性能、对起降场地要求低等优势^[5],被广泛应用于抢险救援、医疗救护、消防救火、公安执法等领域,所以对直升机飞行管理系统研究具有重要的现实意义。

根据 ARINC702 协议,一个典型的飞行管理系统应包括综合导航功能、飞行计划管理功能、轨迹预测功能、飞行导引功能等^[6]。本文针对直升机的任务场景,将任务航路自主规划功能集成到直升机飞行管理系统中。根据直升机飞行管理系统的要求,设计了直升机飞行导引算法。最终在 QT5.9.2 环境下完成了直升机飞行管理系统任务航路规划技术仿真验证。

1 直升机飞行管理系统设计

1.1 硬件平台设计

为了更好地理解直升机飞行管理系统的功能架构,本文设计的直升机飞行管理仿真系统为分布式半实物仿真系统,仿真平台硬件结构组成如图 1 所示。

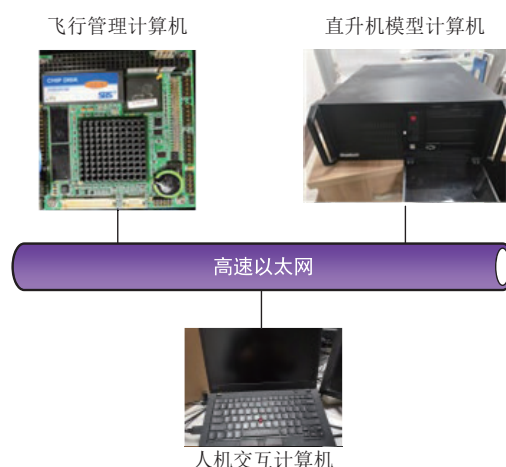


图 1 仿真平台硬件组成

基金项目:南京航空航天大学国防重大项目培育基金项目(NP201845)

第一作者简介:王锦博(1996—),男,河南许昌人,硕士研究生,研究方向为先进飞行器导航与控制。

直升机飞行管理仿真平台包括飞行管理仿真计算机、直升机模型仿真计算机、人机交互界面仿真计算机三部分,各个模块之间采用高速以太网连接,通过 UDP 协议实时传输数据。

1.2 软件平台设计

为了保证飞行管理系统的实时性与可靠性,飞行管理系统计算机采用 VxWorks 操作系统进行设计。飞行管理系统采用模块化设计,减少各个子模块之间耦合,便于扩展和二次开发。飞行管理系统软件组成如图 2 所示。

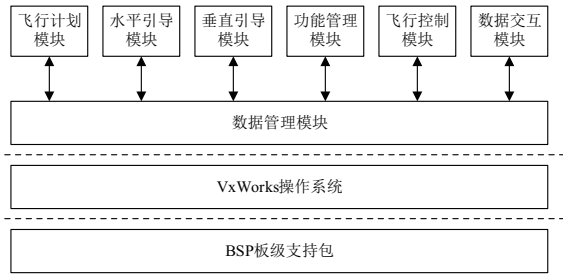


图 2 仿真平台软件组成

2 任务航路规划

定点悬停是直升机最主要的飞行特色,不管是从事侦查、搬运还是救灾任务,定点悬停轨迹都是直升机飞行轨迹的一部分。不同于常规飞行航路规划,由于直升机在顺风悬停和侧风悬停时操纵较为复杂,且安全性较低,极易进入尾桨涡环状态,因此定点悬停轨迹需要特别规划一条逆风悬停航路。

2.1 定点悬停轨迹规划策略

直升机从当前位置沿初始转弯过渡航段转向顺风航段起始点位置,在顺风航段调整高度、速度至标准高度、速度,然后沿校正转弯过渡航段转向逆风航段,在逆风航段完成定点悬停。定点悬停轨迹示意图如图 3 所示。

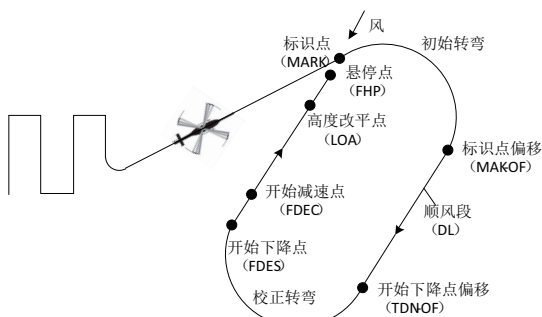


图 3 定点悬停轨迹示意图

定点悬停轨迹除了与风向有关外,还与风速、直升机与悬停点相对位置有关。当风速较小时,不考虑风的影响。当距悬停点较远时,直接朝向悬停点飞行,如图 4(a)所示。当距悬停点较近时,需考虑直升机按照 45°角进入悬停点,如图 4(b)所示。当风速较大时,需要直升机逆风

悬停。当距离悬停点较远时,需要计算逆风航段和过渡航段,引导直升机沿逆风航段飞向悬停点,如图 4(c)所示。当距悬停点较近时,需要考虑构建顺风航段引导直升机飞往逆风航段,如图 4(d)所示。

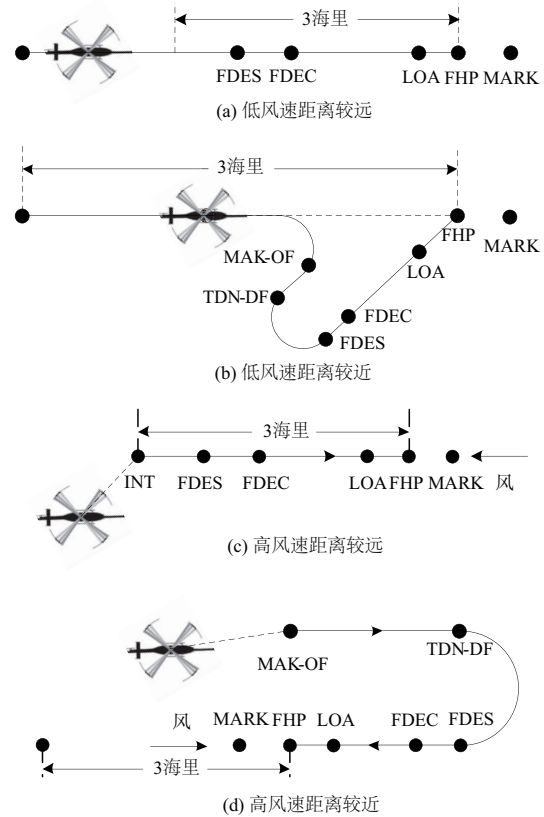


图 4 定点悬停轨迹规划策略

2.2 定点悬停轨迹计算

由上述分析可知,直升机与悬停点距离较近时,悬停路径最为复杂,包括顺风航段、校正转弯航段以及逆风悬停航段。本节以高风速距离较近悬停轨迹为例,采用北东地坐标系,说明定点悬停轨迹的计算过程,如图 3 所示。

飞行员首先设定 MARK 点位置 (x_m, y_m) 、悬停点相对于标识点的距离 Δd 以及悬停高度 h_p 。设此时风向为 ψ_w , 则悬停点位置 (x_p, y_p) 及航向 ψ_p 如下式所示。

$$\begin{cases} x_p = x_m - \Delta d \sin \psi_w \\ y_p = y_m - \Delta d \cos \psi_w \end{cases} \quad (1)$$

$$\psi_p = \psi_w + \pi \quad (2)$$

逆风航段长度 l_u 与降高减速所需水平距离有关,计算公式如下所示。

$$l_u = \max(l_h, l_v) \quad (3)$$

$$l_h = \text{abs}(h_t - h_p) / \tan \theta$$

$$l_v = v_t^2 / (2a)$$

式中: l_h 为降高至 h_p 所需水平距离; l_v 为减速至悬停所需水平距离; h_t 为标准高度; v_t 为标准速度; θ 为直升机固定下滑梯度; a 为直升机的加速度。

若 $l_h > l_v$, 则直升机以标准速度飞至开始减速点, 随后开始减速; 若 $l_h < l_v$, 则直升机在高度改平点达到悬停高

度,随后进入平飞减速阶段。

开始下降点坐标 (x_{ds}, y_{ds}) 计算公式为

$$\begin{cases} x_{ds} = x_p - l_u \cos\psi_p \\ y_{ds} = y_p - l_u \sin\psi_p \end{cases} \quad (4)$$

直升机通过校正转弯航段将顺风航段与逆风航段连接起来,两段航段之间航向角相差 180° 。则开始下降点偏移坐标 (x_{df}, y_{df}) 为

$$\begin{cases} x_{df} = x_{ds} - 2R \sin\psi_p \\ y_{df} = y_{ds} + 2R \cos\psi_p \end{cases} \quad (5)$$

式中 R 为转弯半径。

顺风航段的长度 l_d 计算与逆风航段相似,与到达标准高度速度所需水平距离有关,数学表达式为

$$\begin{aligned} l_d &= \max(l'_h, l'_v) \\ l'_h &= \text{abs}(h_s - h_t) / \tan\theta \\ l'_v &= \text{abs}(v_s^2 - v_t^2) / (2a) \end{aligned} \quad (6)$$

式中 l'_h 为降低至 h_t 所需水平距离; l'_v 为减速至 v_t 所需水平距离; h_s 为初始高度; v_s 为初始速度。则标识点偏移坐标 (x_{of}, y_{of}) 为

$$\begin{cases} x_{of} = x_{df} + l_d \cos\psi_p \\ y_{of} = y_{df} + l_d \sin\psi_p \end{cases} \quad (7)$$

至此,定点悬停路径的航路点坐标解算完毕。

2.3 初始转弯轨迹规划

直升机由当前位置转移到定点悬停路径之间的航段称为初始转弯过渡航段。在该航段高度不发生变化,两个航路点的最短航路就是Dubins路径^[7]。由于直升机在飞行过程中姿态不能有较大变化,所以直升机的Dubins路径只包括CLC路径,其中C表示圆弧段,L表示与C相切的直线段,示意图如图5所示。

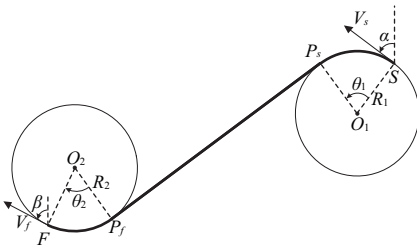


图5 Dubins 路径示意图

设计Dubins路径时,直升机航路需满足下式条件。

$$\begin{cases} |R_1 - R_2| < d & \text{两圆旋转方向相同} \\ |R_1 + R_2| < d & \text{两圆旋转方向不同} \end{cases} \quad (8)$$

式中 R_1 表示起始圆半径; R_2 表示终止圆半径; d 表示两圆圆心距。

直升机转弯半径与速度和滚转角有关,由于直升机转弯时坡度一定,且在初始转弯过渡航段的速度不变,所以 $R_1 = R_2 = R$ 。则初始转弯过渡航段约束为:

$$\begin{cases} d > 0 & \text{两圆旋转方向相同} \\ d > 2R & \text{两圆旋转方向不同} \end{cases} \quad (9)$$

以图5为例,计算Dubins路径参数。图中 $S(x_s, y_s)$ 为直升机当前位置,航向角为 α , $F(x_f, y_f)$ 为进入定点悬停路径位置,航向角为 β 。则圆 O_1 圆心坐标为

$$\begin{cases} x_1 = x_s - R \sin\alpha \\ y_1 = y_s - R \cos\alpha \end{cases} \quad (10)$$

圆 O_2 圆心坐标为

$$\begin{cases} x_2 = x_f + R \sin\beta \\ y_2 = y_f + R \cos\beta \end{cases} \quad (11)$$

式中 (x_1, y_1) 、 (x_2, y_2) 分别是两段圆弧的圆心坐标。

由几何关系可知,出弯点 P_s 和入弯点 P_f 坐标为

$$\begin{bmatrix} x_{P_s} \\ y_{P_s} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \sin^2\varphi & -\sin\varphi\cos\varphi \\ \sin\varphi\cos\varphi & \sin^2\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 - x_1 \\ y_2 - y_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x_{P_f} \\ y_{P_f} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \sin^2\varphi & -\sin\varphi\cos\varphi \\ \sin\varphi\cos\varphi & \sin^2\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 - x_2 \\ y_1 - y_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中 l 为两圆圆心距, $l = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2}$; $\varphi = \arcsin(2R/l)$ 。

至此,初始转弯过渡航段航路点计算完毕。

3 飞行导引

FMS飞行制导技术分为水平导引与垂直导引。水平导引根据直升机相对于水平航迹(经度、纬度)的横向偏差生成水平操纵指令;垂直导引是在水平制导的基础上,依据垂直飞行计划和飞行航迹的垂直偏差产生总距、纵向周期变距操纵指令,从而自动引导直升机按照飞行计划执行。

3.1 水平导引律设计

本文采用 L_1 制导律^[8]设计水平航迹跟踪控制系统。首先考虑在目标路径上选择一个参考点,并通过参考点产生一个横滚指令。 L_1 制导律示意图如图6所示。

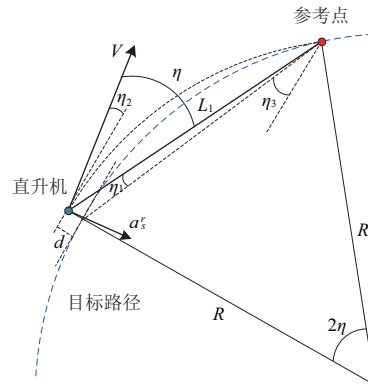


图6 L_1 制导律示意图

由图6可知, L_1 制导律即在每一个时间点定义一个过参考点和直升机当前位置且与直升机速度向量相切的圆。因此,向心加速度为

$$a_s^r = \frac{V^2}{R} = 2 \frac{V^2}{L_1} \sin\eta \quad (13)$$

式中 V 为直升机地速; R 为转弯半径; L_1 为直升机当前位置与参考点连线长度; η 为直升机速度方向与连线的

夹角。

又因为

$$\eta = \eta_1 + \eta_2 + \eta_3,$$

式中: $\eta_1 \approx \frac{d}{L_1} \cos \eta_3$; $\eta_2 \approx \frac{d}{V}$; $\sin \eta_3 \approx \frac{L_1}{2R}$ 。则

$$a_s' = \frac{2V^2 c^2}{L_1^2} d + \frac{2Vc}{L_1} d + \frac{V^2}{R} \quad (14)$$

式中: d 为侧偏距; $c = \cos \eta_3 \approx \sqrt{1 - \left(\frac{L_1}{2R}\right)^2}$ 。

又因为直升机通过滚转产生横向加速度,则

$$a_s' = g \tan \varphi \quad (15)$$

式中: g 为重力加速度; φ 为直升机滚转角。因此水平制导律定义如下:

$$\varphi' = \arctan \left(\frac{2V^2 c^2}{L_1^2} d + \frac{2Vc}{L_1} V_y + \frac{V^2}{R} \right) \quad (16)$$

式中: V_y 表示直升机横向速度; φ' 代表纠正侧偏距所需要的滚转角; $R \rightarrow \infty$ 即为直线段跟踪,此时 $c=0$ 。

3.2 垂直制导律设计

当选择接通垂直导航,飞行管理系统的垂直引导功能需要发出俯仰角和总距等控制指令,用于控制直升机的速度和飞行高度。

垂直剖面导引指令计算依赖于垂直和水平各点之间的距离以及在该点的速度、高度和时间。若第 i 条航段信息为

$$L_{eg_i} = [x_0^i \quad y_0^i \quad h_0^i \quad x_1^i \quad y_1^i \quad h_1^i \quad R_{TA_i}] \quad (17)$$

式中: x_0^i 为第 i 条航段起点横坐标; y_0^i 为第 i 条航段起点纵坐标; h_0^i 为第 i 条航段起点高度; x_1^i 为第 i 条航段终点横坐标; y_1^i 为第 i 条航段终点纵坐标; h_1^i 为第 i 条航段终点高度; R_{TA_i} 为第 i 条航段终点的要求到达时间。则该航段的高度指令可按下式计算:

$$h' = \begin{cases} h_0^i + \frac{\Delta H}{L} \times l & \arctan \frac{\Delta H}{L} > \theta \\ h_0^i + l \times \tan \theta & \arctan \frac{\Delta H}{L} \leq \theta \end{cases} \quad (18)$$

式中: h' 为高度指令; ΔH 为航段高度差; L 为航段长度; l 为直升机到当前航段起点的距离; h 为直升机当前高度; θ 为直升机爬升角。

为了准确跟踪四维航迹,满足航路点所需到达时间要求,需要对飞机当前的速度进行控制。因此飞机参考速度计算为

$$V_r = V_d + k \frac{\Delta t}{R_{TA_i} - t} \quad (19)$$

式中: V_d 为直升机当前速度; Δt 为预测时间与当前时间的误差; R_{TA_i} 为第 i 个航点的要求到达时间; t 为当前飞行时间。

4 实验结果及分析

利用百度数字地图提供丰富应用接口功能显示规划的航线和航点信息,通过 C++ 与百度地图 JavaScript 脚本

语言实时交互,给航线规划提供了稳定的软件设计环境。同时,采用 QT Creator/C++ 集成开发环境实现人机交互界面开发,进行直升机飞行管理系统任务航路规划技术仿真验证。直升机飞行管理系统人机交互界面如图 7 所示。

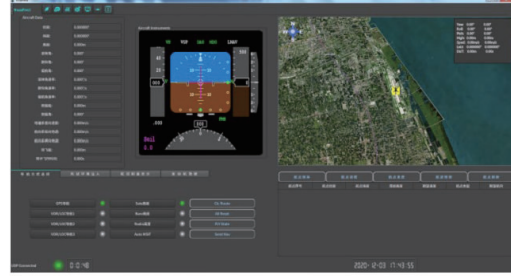


图 7 直升机飞行管理系统

针对定点悬停任务轨迹,加载任务地图,并设置任务的相关参数,得到完整的任务轨迹,测试结果如图 8-图 9 所示。



图 8 定点悬停轨迹测试结果图

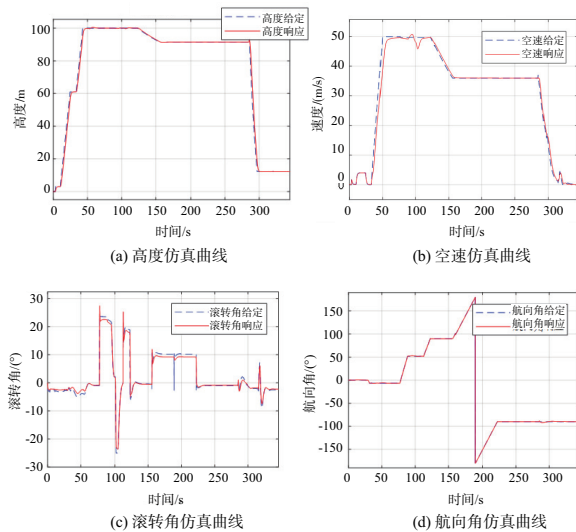


图 9 定点悬停仿真曲线

由图 8-图 9 可知,直升机飞行管理系统能够自主规划出一条可执行定点悬停任务航路,且能够引导直升机按照飞行计划执行任务。完成了直升机飞行管理系统的任务航路规划功能的仿真验证,并且设计的直升机飞行管理软件具备良好的人机交互性能,操作简单,具有较好的工

程应用价值。

5 结语

文中建立了分布式直升机飞行管理任务半实物仿真平台,对直升机定点悬停任务轨迹进行研究并将其集成到直升机飞行管理系统中;同时,根据直升机飞行管理系统的要求,设计了相应的直升机飞行引导算法;最终在直升机飞行管理系统平台上验证了本文设计的任务航路规划算法的合理性和正确性。为下一代直升机飞行管理系统国产化奠定了坚实的基础。

参考文献:

[1] 任仲贤. 大型民机飞行管理系统仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.

[2] 孟繁鹏. 飞行管理仿真系统设计与分析[D]. 上海:上海交通大学,2011

[3] 齐林. 飞行管理系统实时仿真研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.

[4] 薛芳芳. 民机机载飞行计划管理系统的设计与实现[D]. 西安:西北大学,2014.

[5] 吴希明. 直升机技术现状、趋势和发展思路[J]. 航空科学技术,2012,23(4):13-16.

[6] 程农,拓朴筠,李清,等. 新航行体系下大型客机飞行管理系统关键技术研究与仿真验证[J]. 中国科学(技术科学),2018,48(3):264-276.

[7] 李寰宇,陈延龙,张振兴,等. 基于Dubins的无人机自动避障路径规划[J]. 飞行力学,2020,38(5):44-49.

[8] ZHU S Q,WANG D W,LOW C B. Ground target tracking using UAV with input constraints[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems,2013,69(1/2/3/4):417-429.

收稿日期:2020-12-30

(上接第151页)

速的升高而升高。实验中 n 取 10;0s 时,转速指令为 1 000 r/min;1s 时,转速指令阶跃为 2 000 r/min。实验结果如图 7、图 8 所示。

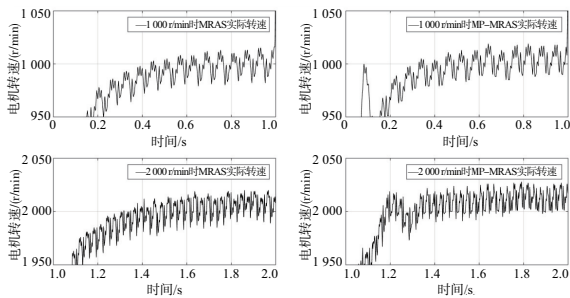


图7 MRAS 与 MP-MRAS 的负载实际转速

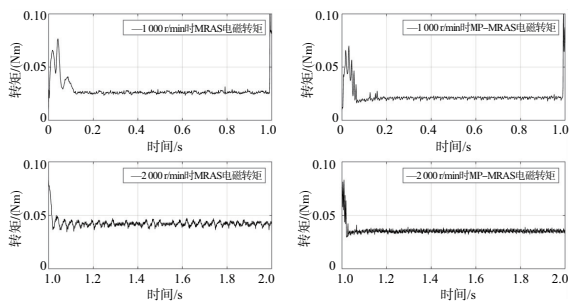


图8 MRAS 与 MP-MRAS 的负载电磁转矩

从实验结果可见,在不同的给定转速下,MP-MRAS 使用模型预测控制率不仅消除了 PI 控制器存在的延时效应从而取得了更好的动态响应,也提升了宽速域的稳态估计精度。此外,在相同负载转矩情况下,采用 MP-MRAS 速度观测器由于直接估计转子位置,估计角度延迟小,因此输出的电磁转矩更小,系统效率更高。

4 结语

本文针对传统 MRAS 的 PI 控制率存在的问题进行改进,以模型预测控制取代 PI 控制。其次通过估计转速反馈拓展了角度估计的有限集,使估计转速不再受固定有限集的限制。最后通过转速误差对转速估计方式进行分段,在接近稳态转速时采用低通滤波以减少计算量。仿真与实验结果都证明了上述方法相较于传统采用 PI 控制器的速度观测器具有更好的动态与稳态性能以及带负载能力,具有一定的应用价值。

参考文献:

[1] 白雪儿,杨向宇,白雪宁. 基于 DOB 的永磁同步电机蚁群优化鲁棒控制[J]. 机械制造与自动化,2020,49(5):172-176.

[2] 吴芳,黄声华,万山明. 永磁同步电机无位置传感器控制技术发展与研究[J]. 微电机,2008,41(7):56-61.

[3] 齐放,邓智泉,仇志坚,等. 基于 MRAS 的永磁同步电机无速度传感器[J]. 电工技术学报,2007,22(4):53-58.

[4] 钟臻峰,金孟加,沈建新. 基于分段 PI 调节器的模型参考自适应永磁同步电动机全转速范围无传感器控制[J]. 中国电机工程学报,2018,38(4):1203-1211,1297

[5] 滕青芳,柏建勇,朱建国,等. 基于滑模模型参考自适应观测器的无速度传感器三相永磁同步电机模型预测转矩控制[J]. 控制理论与应用,2015,32(2):150-161.

[6] ELBULUK M E,TONG L,HUSAIN I. Neural-network-based model reference adaptive systems for high-performance motor drives and motion controls[J]. IEEE Transactions on Industry Applications,2002,38(3):879-886.

[7] 张洪帅,王平,韩邦成. 基于模糊 PI 模型参考自适应的高速永磁同步电机转子位置检测[J]. 中国电机工程学报,2014,34(12):1889-1896.

[8] ZBEDE Y B,GADOUE S M,ATKINSON D J. Model predictive MRAS estimator for sensorless induction motor drives[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2016,63(6):3511-3521.

[9] 王孟,尹华杰. 基于模型预测 MRAS 的 PMSM 转子位置检测[J]. 微电机,2017,50(8):48-52.

收稿日期:2021-01-14