

六轴载人离心机动态飞行模拟算法研究

胡豪^{1,2} 孙光鑫^{1,2} 丁煜轩^{1,2} 韩石磊^{1,2†} 王聪^{3†}

(1. 北京理工大学 空天科学与技术学院, 北京 100081)

(2. 临近空间环境特性及效应全国重点实验室, 北京 100081)

(3. 空军特色医学中心, 北京 100142)

摘要 随着现代高机动飞行任务对飞行员感知-操控一致性要求的不断提高,六自由度载人离心机已成为实现高逼真复杂飞行仿真的重要发展方向.本文针对六自由度载人离心机,开展动态飞行模拟算法研究.首先,建立了离心机的完整运动学模型,并分析了人体前庭感知特性.在此基础上,提出一种融合运动模拟需求与人体感知机理的模型预测控制方法.该方法在模型预测控制框架下,综合考虑平台物理约束,通过协调线运动与角运动跟踪误差,并引入人体前庭模型构建飞行员体感优化指标,从而实现对飞行加速度信号的实时、高逼真模拟.与球形洗出算法相比,所提方法在运动跟踪精度和感知一致性方面均有显著提升.本研究为六自由度载人离心机实现高逼真动态飞行仿真提供了一种有效的运动控制解决方案.

关键词 六轴载人离心机, 动态飞行模拟, 人体感知

中图分类号:O313.7

文献标志码:A

Research on a Dynamic Flight Simulation Algorithm for 6-DOF Human-Centrifuges

Hu Hao^{1,2} Sun Guangxin^{1,2} Ding Yuxuan^{1,2} Han Shilei^{1,2†} Wang Cong^{3†}

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

(2. National Key Laboratory of Near-Space Environment Characteristics and Effects, Beijing 100081, China)

(3. Air Characteristic Medical Center, Beijing 100142, China)

Abstract With the increasing demands for pilot perception-fcontrol consistency in modern high-maneuverability flight missions, the six-degree-of-freedom (6-DOF) human-centrifuge has become an important platform for high-fidelity complex flight simulation. This paper focuses on the dynamic flight simulation algorithm for the 6-DOF human-rated centrifuge. First, a kinematic model of the centrifuge is established, and the perceptual characteristics of the human vestibular system are analyzed. On this basis, a model predictive control (MPC) method is proposed, which integrates the requirements of motion simulation with the mechanism of human perception. Under the MPC framework, the method comprehensively considers the physical constraints of the platform, coordinates the tracking errors of linear and angular motions, and introduces a human vestibular model to construct a pilot sensation optimization index, thereby achieving real-time and high-fidelity simulation of flight acceleration signals. Compared with the spherical washout algorithm, the proposed method shows significant improvements in both motion tracking accuracy and perceptual consistency. This study provides an effective motion control solu-

tion for achieving high-fidelity dynamic flight simulation on a 6-DOF human-rated centrifuge.

Key words 6-DOF human-centrifuge, dynamic flight simulation, human perception

引言

随着航空技术的飞速进步,现代战斗机在高速性、机动性等方面的性能显著提升,这对飞行员的生理耐受能力与感知能力提出了更高要求^[1].与真实飞行训练相比,载人离心机能够在可控条件下复现飞行过程中的运动刺激与体感,因此逐渐成为动态飞行模拟与飞行员训练的关键技术手段^[2].

传统载人离心机通常有三个运动自由度,其结构一般包括一个可旋转的大臂以及安装于臂端的座舱,通过大臂的偏航运动以及座舱的滚转和俯仰运动构成三轴运动系统^[3].该类离心机可实现持续高过载模拟,在飞行员生理耐受训练方面具有不可替代的价值.但受结构限制,其在合加速度方向调节、角运动模拟以及复杂机动模拟方面能力有限,难以全面复现现代战机的典型飞行工况.随着飞行任务复杂度和训练需求的不断提高,载人离心机逐步向多自由度方向发展,四轴、五轴乃至六轴离心机相继被提出,以增强运动模拟的真实性与多样性^[4-6].

近年来,具备平移与旋转耦合能力的六轴载人离心机受到广泛关注.国外对六轴载人离心机的研究较早,已具备商用化产品.其中以荷兰的 Desdemona 系统和美国 ETC 公司的 Kraken 系统为典型代表.这些系统已被成功应用于空间定向障碍诱发、前庭感知特性研究以及复杂飞行工况模拟等领域^[7].而国内虽然已具备三轴载人离心机的制造能力,但对于六轴载人离心机的研究仍处于核心技术突破阶段.相较于三轴离心机,六轴离心机不仅能够模拟更加丰富的合加速度变化,还能够一定程度上再现负 G_z 过载等特殊飞行状态,而此类飞行状态正是三轴载人离心机难以实现的^[8].

在六轴载人离心机的运动控制方法方面,洗出算法是应用最为广泛的技术之一.该算法最早由 Schmidt^[9]于 1970 年提出,其核心思想是通过滤波方式在有限运动空间内协调平台的线运动与角运动.针对离心机的旋转运动特性, Hosman 等^[10]提出了球形洗出算法,通过将座舱加速度分解为径向加速度与切向加速度分量,利用离心机运动学与动

力学方程计算六自由度位置参数.该方法计算量小、实时性好,适用于工程应用.然而该方法主要关注线加速度的重构,缺乏对角速度的模拟.

与此同时,基于最优控制理论的运动控制方法为提高运动模拟逼真度提供了新的思路.最优控制算法能够在统一框架内引入系统动力学模型与人体感知模型,从而在满足约束条件的前提下优化运动轨迹^[11]. Mayrhofer 等^[12]针对 Desdemona 系统提出了一种最优控制方法,并对不同自由度激活模式进行对比分析,然而该方法主要面向全任务模拟,难以直接用于飞行员参与的实时闭环仿真.此外, Wentink 等^[13]还开发了 Matlab 运动感知工具箱,为飞行员运动感知与错觉预测提供了有效手段.

Cleij 等^[14]通过对比性能指标、场景适配度等多个维度,揭示了滤波算法和优化算法两种算法在驾驶模拟场景下的性能差异. Khusro^[15]提出了一种显式考虑执行器行程约束的优化算法,并在统一框架下融合前庭感知模型以提升运动逼真度.然而,上述研究主要针对 Stewart 平台,对于六轴载人离心机的系统性研究仍较为有限.

针对上述问题,本文提出一种融合运动模拟和人体感知的六轴载人离心机模型预测控制(MPC)方法.该方法通过协调过载和角速度模拟误差,并引入人体前庭感知模型构建飞行员体感优化指标,实现实时动态飞行模拟.相较于传统洗出算法,所提出的算法能够提升运动跟踪精度与人体感知一致性.为六轴载人离心机的高逼真度动态仿真提供一种可行的运动控制方案.

本文的后续结构如下:第一节建立六轴载人离心机的数学模型;第二节介绍适用于六轴载人离心机运动控制的球形洗出算法的原理与实现流程;第三节详细介绍基于 MPC 的多自由度载人离心机动态飞行模拟算法,并引入人体感知模型;第四节通过阶梯曲线和飞行机动曲线对比分析球形洗出算法和 MPC 算法的运动跟踪情况.

1 六轴载人离心机运动学模型

目前六轴载人离心机系统主要存在两种形式,

分别为荷兰的 Desdemona 系统和美国 ETC 公司研制的 Kraken 系统^[16]。其中, Desdemona 是一种主要用于空间定向障碍演示、飞行模拟和驾驶模拟的高级模拟平台, 其外观如图 1 所示。而 Kraken 的整体结构与 Desdemona 类似, 能够模拟空中、陆地和水上车辆等复杂的运动问题。

Desdemona 的三维结构及其自由度配置如图 2 所示。该系统主要由主旋转臂、水平移动轨道、垂直升降系统、万向节系统及座舱等结构组成。其中座舱悬挂在一个万向节系统上, 可分别进行偏航、俯仰、滚转运动, 并支持 360° 连续旋转, 从而提供逼真的姿态变化模拟。万向节系统与垂直升降系统连接, 使座舱能够在垂直平面上上下移动, 行程范围为 ±1 m。垂直升降系统整体安置在水平线性轨道上, 使得座舱可以沿着主臂径向方向水平移动, 行程范围 ±4 m。主旋转臂可绕中心偏航轴旋转, 从而产生持续的加速度, 最大可达 3g^[6]。与传统的 Stewart 平台相比, 六轴载人离心机具有更大的运动范围和更高的持续过载模拟能力, 可以模拟失速、急转弯和空间定向等复杂飞行环境。

六轴载人离心机的结构如图 3 所示, 其六个独立的广义坐标分别为中心偏航旋转角 ψ_c 、径向位移 R 、垂向位移 H 、座舱偏航角 ϕ 、座舱俯仰角 θ 和座舱滚转角 φ 。固定坐标系 $O_0-x_0y_0z_0$ 定义在基座

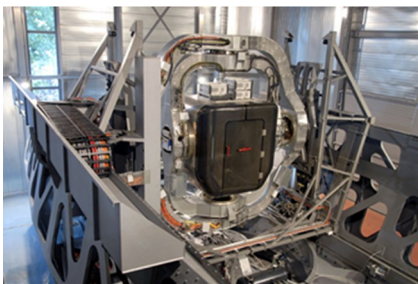


图 1 Desdemona 高级运动平台^[6]

Fig. 1 Desdemona advanced motion platform^[6]

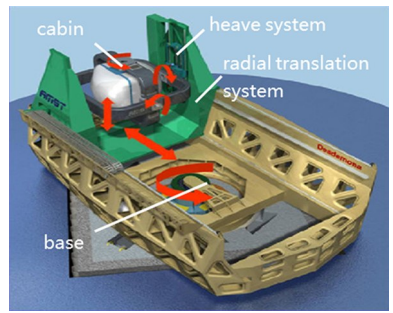


图 2 Desdemona 三维模型^[12]

Fig. 2 The three-dimensional model of the Desdemona^[12]

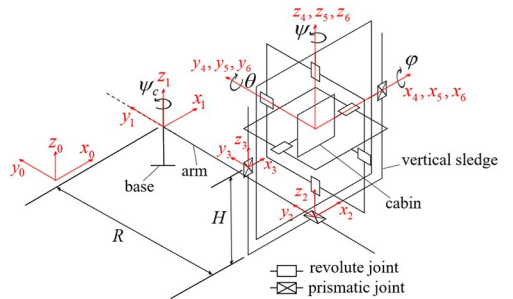


图 3 六轴载人离心机简化模型

Fig. 3 The simplified model of the six-DOF human centrifuge

上, 其位置和时间不随时间变化, 可视为惯性坐标系。大臂坐标系 $O_1-x_1y_1z_1$ 定义在大臂上, 其 y 轴固定在大臂上并随着大臂旋转而变化。径向坐标系 $O_2-x_2y_2z_2$ 和垂向坐标系 $O_3-x_3y_3z_3$ 用于描述水平移动系统和垂直升降系统的运动。而座舱的偏航、俯仰、滚转运动则分别由坐标系 $O_4-x_4y_4z_4$ 、坐标系 $O_5-x_5y_5z_5$ 和坐标系 $O_6-x_6y_6z_6$ 描述。这三组坐标系中心定义在座舱内人体头部前庭中心处, 并假定人体头部中心在模拟过程中保持固定。其中 $O_6-x_6y_6z_6$ 也是用来描述飞行员感受到的运动状态的坐标系。

定义矩阵 \mathbf{R}_m^n 代表坐标系 $O_m-x_my_mz_m$ 相对于坐标系 $O_n-x_ny_nz_n$ 转动的方向余弦矩阵。则人体坐标系 $O_6-x_6y_6z_6$ 相对于大臂坐标系 $O_1-x_1y_1z_1$ 的方向余弦矩阵 \mathbf{R}_1^6 可以表示为

$$\mathbf{R}_1^6 = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \sin\psi \sin\varphi \sin\theta - \cos\varphi \sin\psi & \sin\varphi \sin\psi + \cos\psi \cos\varphi \sin\theta \\ \cos\theta \sin\psi & \cos\psi \cos\varphi + \sin\varphi \sin\theta \sin\psi & \cos\varphi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\varphi \\ -\sin\theta & \cos\theta \sin\varphi & \cos\varphi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

由于引入了径向与垂向两个平移自由度, 座舱原点相对于大臂旋转中心的位置是时变的。座舱原点的位置矢量在大臂坐标系下的分量可以表示为

$$\mathbf{x}^{[1]} = \begin{Bmatrix} 0 \\ R \\ H \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中, $\cdot^{[i]}$ 表示向量在坐标系 $O_i-x_iy_iz_i$ 中的分量。该向量在惯性坐标系下的分量为

$$\mathbf{x}^{[0]} = (\mathbf{R}_0^1)^T \mathbf{x}^{[3]} = \begin{Bmatrix} R \sin\psi_c \\ R \cos\psi_c \\ H \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中

$$\mathbf{R}_0^1 = \begin{bmatrix} \cos\psi_c & -\sin\psi_c & 0 \\ \sin\psi_c & \cos\psi_c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

对 $\mathbf{x}^{[0]}$ 求二阶导数即可得到座舱原点处的加速度

$$\mathbf{a}^{[0]} = \begin{bmatrix} \ddot{R}\sin\psi_c + 2\dot{R}\dot{\psi}_c\cos\psi_c + R\ddot{\psi}_c\cos\psi_c - R\dot{\psi}_c^2\sin\psi_c \\ \ddot{R}\cos\psi_c - 2\dot{R}\dot{\psi}_c\sin\psi_c - R\ddot{\psi}_c\sin\psi_c - R\dot{\psi}_c^2\cos\psi_c \\ \ddot{H} \end{bmatrix} \quad (5)$$

再将上述加速度由惯性坐标系转到座舱坐标系即可得到座舱原点的加速度向量在座舱坐标系下的分量

$$\mathbf{a}^{[6]} = (\mathbf{R}_1^0)^T (\mathbf{R}_0^1)^T \mathbf{a}^{[0]} \quad (6)$$

类似的,利用坐标变换关系,可以计算出座舱角速度向量在座舱坐标系的分量为

$$\boldsymbol{\omega}^{[6]} = \begin{bmatrix} -\sin\theta & 0 & 1 & -\sin\theta \\ \sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi & 0 & \sin\varphi\cos\theta \\ \cos\varphi\cos\theta & -\sin\varphi & 0 & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi}_c \end{Bmatrix} \quad (7)$$

2 球形洗出算法

传统的洗出算法主要用在 Stewart 平台上,该结构运行范围较小,运行速度慢。为了充分发挥载人离心机高速旋转的特点,将加速度分解为切向和径向,在此基础上开发了球形洗出算法,如图 4 所示。

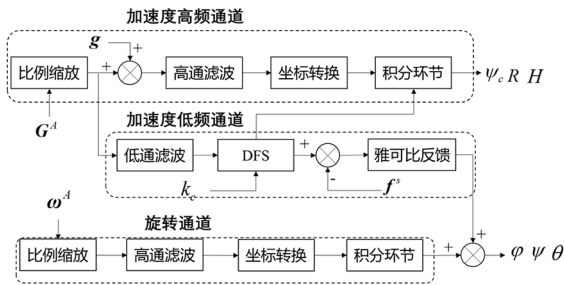


图 4 球形洗出算法原理图

Fig. 4 Schematic of the spherical washout algorithm

球形洗出算法将运动信号划分为加速度高频通道、加速度低频通道和旋转通道三部分。其中加速度高频通道对快速变化的加速度分量进行响应,从而在短时间内向飞行员提供明显的运动变化感知。加速度低频通道则用于重构持续性加速度分量。旋转通道主要用于生成角运动,为飞行员提供姿态变化和旋转运动的体感。

2.1 算法设计

在飞行过程中,一般用比力表示飞行员所受加速度过载的程度,其代表了飞行员的前庭体感,是飞行模拟器实现高保真运动模拟的关键依据。比力定义为单位质量载体所承受的非重力合力,其计算公式为

$$\mathbf{f} = \mathbf{a} - \mathbf{g} \quad (8)$$

式中, \mathbf{f} 表示比力, \mathbf{a} 表示绝对加速度, \mathbf{g} 表示重力加速度。载人离心机的模拟目标即让座舱中飞行员的比力 \mathbf{f}^s 与在飞机上飞行员的比力 \mathbf{f}^A 保持一致。因此系统输入的是飞行员三轴的比力。比力大小有时也以过载形式给出,其定义为 $\mathbf{G} = \mathbf{f}/g_0$, 其中 g_0 为标准重力加速度。

由于离心机的尺寸和功率限制,需要对输入信号进行比例缩放和限幅处理,以满足离心机的可模拟过载范围。常见的处理方法有线性缩放和非线性缩放两种方式,线性缩放计算简单但可能会产生不连续点,造成模拟器的碰撞感。实际过程中常采用如下非线性缩放:

$$x_{\lim} = x_{\max} \tanh\left(\frac{x_{\text{in}}}{x_{\max}}\right) \quad (9)$$

式中, x_{in} 为输入信号, x_{\lim} 为限幅后信号, x_{\max} 为最大限值。需要注意的是此处使用的比力是总比力,以保证总过载不超过设备允许最大过载。

在高通通道中,飞行员头部所需的三轴比力通过坐标变换转换到离心机大臂坐标系。再根据式(10)即可计算得到合适的载人离心机大臂加速度、径向加速度和垂向加速度

$$\begin{Bmatrix} \ddot{\psi}_c \\ \ddot{R} \\ \ddot{H} \end{Bmatrix} = \mathbf{T}_C^P \begin{Bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{T}_C^P = \begin{bmatrix} 1/R & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

为了限制座舱的运动范围,对 $\ddot{\psi}_c$ 、 \ddot{R} 、 \ddot{H} 分别进行 1 阶、2 阶、2 阶滤波处理。随后对滤波后的加速度信号进行积分,即可得到驱动速度指令。其中,大臂角速度由两部分构成,一是高通通道输出的偏航角速度,二是低通通道输出的用来模拟持续比力的向心加速度。二者叠加后得到总角速度,表达式为

$$\dot{\psi}_c = \dot{\psi}_{c,\text{HP}} + \omega_{\text{LP}} \quad (11)$$

式中, $\dot{\psi}_{c,\text{HP}}$ 为高通通道得到的主臂偏航角速度, ω_{LP} 为低通通道得到的主臂中心角速度。对驱动速

度进行积分即可得到大臂角度 ψ_c 、径向位移 R 、垂向位移 H 的控制指令。

在低通通道中,通过向心加速度调控和倾斜协调策略实现低通比力模拟。首先将比力信号叠加重力加速度转换为加速度信号,再通过低通滤波器可以得到低通比力信号,其中定义参数用来表征低通比力需要模拟目标加速度的百分比,其取值范围为 $0 \sim 1$,计算公式如下:

$$\mathbf{G}^{A'} = (f^A + \mathbf{g})_{LP} \quad (12)$$

$$\mathbf{G}^s = k_c \mathbf{G}^{A'} - \mathbf{g} \quad (13)$$

基于低通比力信号,利用稳态时的离心机运动可计算低通通道所需的向心加速度,如下式所示

$$\omega = \sqrt{\frac{\sqrt{(\mathbf{G}^s)^2} - g^2}{R}} \quad (14)$$

由于模拟器输出的飞行员比力矢量与目标比力矢量可能存在偏差,需要对座舱进行倾斜协调控制,通过调整座舱的偏航、俯仰、滚转姿态,修正过载 G_x 、 G_y 、 G_z 分量。该过程采用雅可比反馈的数值计算结构求解所需倾斜角,计算公式如下

$$\begin{Bmatrix} \Delta\psi \\ \Delta\varphi \\ \Delta\theta \end{Bmatrix} = (\mathbf{J}_3^6)^{-1} \begin{Bmatrix} \Delta f_x \\ \Delta f_y \\ \Delta f \end{Bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{J}_3^6 = \mathbf{J}_3^6(\psi, \varphi, \theta, \mathbf{G}^s) \quad (16)$$

$$\Delta f = K(s)(f^{A'} - f^s) \quad (17)$$

式中, \mathbf{J}_3^6 为雅可比矩阵, Δf 为比力误差, $K(s)$ 为比力误差调节控制器。

在实际计算过程中 \mathbf{J}_3^6 的逆矩阵采用伪逆求解。求解得到的倾斜角,与旋转通道输出的座舱三轴角度叠加后,即为离心机座舱偏航、俯仰、滚转角度的最终控制指令。在旋转通道内部,首先对输入信号进行高通滤波处理,得到高通角速度信号;随后经坐标变换转换为座舱坐标系下的偏航、俯仰、滚转角速率,最后通过积分运算输出各轴角度信号,作为倾斜协调的基础角度输入。

2.2 算法评估

本节通过算例评估球形洗出算法的准确性。首先以飞机起飞阶段的比力为研究对象,其输入可表示为在 x 方向具有 $0.3g$ 的加速度。该加速度输入可表示为阶跃信号,如式(18)所示:

$$f_x^A = \begin{cases} 0, & t < 1 \text{ s} \\ 0.3g, & t \geq 1 \text{ s} \end{cases}$$

$$f_y^A = 0$$

$$f_z^A = g \quad (18)$$

图5为该算例的仿真结果,图中显示了参考比力与离心机模拟比力的对比图。在 $t=1$ s 时系统向在 x 方向施加 $0.3g$ 的阶跃信号,离心机随即在 x 方向输出 $0.3g$ 的加速度,同时 y 方向出现一定寄生加速度。这是由于离心机启动阶段,向心加速度与切向加速度共同作用,在 x 轴与 y 轴均产生比力分量。随后 f_x 先小幅下降再回升至 $0.3g$, f_y 则呈现二阶系统的响应特性,逐渐收敛至 0 ,并在 $t=10$ s 后基本稳定,与目标加速度一致。

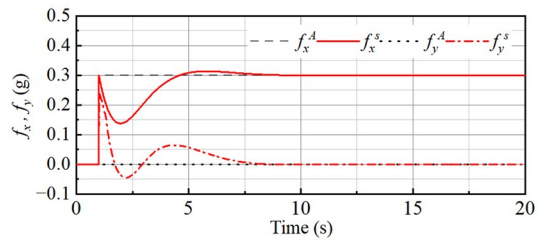


图5 飞机起飞阶段模拟结果

Fig. 5 Simulation results for the aircraft takeoff phase

对于 z 方向比力,其由重力加速度贡献且始终保持恒定,表明该阶段离心机仅进行平面运动。图6为离心机座舱运动轨迹的俯视图,由图可知,在1s时离心机运动过程中先通过径向运动提供部分 x 方向加速度,给予飞行员前进的感觉,然后逐渐通过平移和旋转座舱通过向心加速度实现 f_x 的持续输出,并在10s之后与参考曲线保持一致。

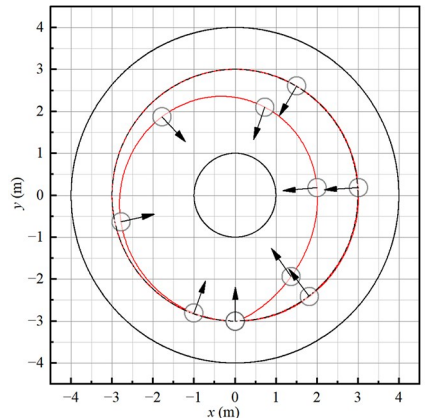


图6 飞机起飞阶段模拟结果俯视图(圆形标识代表座舱位置,箭头指示受训者面朝方向)

Fig. 6 Top-view of the simulation results for the aircraft takeoff phase (circles denote the cabin position; arrows indicate the trainee's facing direction)

3 基于模型预测控制的人体感知优化算法

本节提出基于模型预测控制(MPC)的实时仿

真算法. 对离心机的运动学进行建模, 并将人体感知模型引入计算. 在此基础上, 通过多目标优化设计将飞行员感知一致性需求转化为优化问题求解. 最后, 借助滚动时域优化策略实时更新控制输入, 从而实现实时求解过程.

3.1 模型离散

基于第一节推导的六轴载人离心机的运动模型, 可构建系统的模型预测控制模型. 定义系统变量 x 为离心机六个自由度的位置、速度和加速度

$$x = \{q^T, \dot{q}^T, \ddot{q}^T\}^T \quad (19)$$

式中, $q = \{\psi_c, R, H, \psi, \theta, \varphi\}^T$, $\dot{q} = \{\dot{\psi}_c, \dot{R}, \dot{H}, \dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\varphi}\}^T$, $\ddot{q} = \{\ddot{\psi}_c, \ddot{R}, \ddot{H}, \ddot{\psi}, \ddot{\theta}, \ddot{\varphi}\}^T$. 用梯形法则进行时间域离散, 其中 h 为离散时间步长, 则第 k 时刻与 $k+1$ 时刻之间的离散运动学公式为

$$\begin{aligned} q_{k+1} &= q_k + h\dot{q}_k + \frac{1}{4}h^2(\ddot{q}_k + \ddot{q}_{k+1}) \\ \dot{q}_{k+1} &= \dot{q}_k + \frac{1}{2}h(\ddot{q}_k + \ddot{q}_{k+1}) \end{aligned} \quad (20)$$

该方法具有二阶精度, 计算复杂度低且计算效率高, 能够有效满足模型预测对计算精度与实时性的要求. 在此基础上, 六轴载人离心机的离散运动学方程可以写成

$$\begin{aligned} q_{k+1} &= \Phi_1(q_k, \dot{q}_k, \ddot{q}_k, \ddot{q}_{k+1}) \\ \dot{q}_{k+1} &= \Phi_2(\dot{q}_k, \ddot{q}_k, \ddot{q}_{k+1}) \end{aligned} \quad (21)$$

根据式(21), 可以预测系统未来 N 个区间的预测状态, 预测区间即为时间离散的区间 $t_k \sim t_{k+N-1}$, 预测总时长为 $T = Nh$. 系统的优化变量 z 为预测区间 N 内的位置、速度和加速度:

$$z = \{x_k^T, x_{k+1}^T, \dots, x_{k+N-1}^T\} \quad (22)$$

预测时域越长, 系统对参考轨迹的跟踪效果越好.

3.2 人体感知模型

人体前庭系统主要负责身体姿态的控制以及感知直线和旋转运动. 前庭系统包括耳石和半规管. 其中耳石是人体用于感知线性运动的重要器官. 人体不能区分加速度和重力, 耳石感受到的加速度通过比力表征. 耳石系统模型可以使用传递函数表示

$$H_{\text{OTO}} = \frac{f(s)}{f(s)} = \frac{\tau_1 s + 1}{\tau_2 s + 1} \quad (23)$$

式中, $\tau_1 = 0.3$, $\tau_2 = 0.12$.

半规管能敏锐感知角加速度, 通过中枢神经系统的处理, 最终获得角速度的大小和方向. 同理, 半规管系统也可由传递函数表示

$$H_{\text{SCC}} = \frac{\dot{\omega}(s)}{\omega(s)} = K \frac{T_L s + 1}{T_a s + 1} \quad (24)$$

式中, $T_L = 0.11$, $T_a = K = 5.9$.

传递函数的形式等同于微分方程, 可以改写为状态空间模型:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{ves}} &= A_{\text{ves}} x_{\text{ves}} + B_{\text{ves}} u \\ y_{\text{ves}} &= C_{\text{ves}} x_{\text{ves}} + D_{\text{ves}} u \end{aligned} \quad (25)$$

式中, u 表示实际信号, y_{ves} 表示感知信号, x_{ves} 为中间状态变量.

3.3 目标函数构造

飞行员的参考运动信号是所需模拟的视觉和惯性信号的组合 f_{ref} , 其中视觉信号来自任务场景的视觉输入, 惯性信号来自真实或模拟飞行记录的过载和角速度数据, 本文假定离心机中视觉信号与惯性信号一致. 由于飞行员未来一段时间的操作具有不确定性, 其预测区间内的参考比力难以直接获取^[17]. 由于飞行员短时操纵行为具有连续性, 可以利用当前及历史输入来保证当前时刻其模拟的一致性. 本文采用零阶保持的预测参考比力 f^A 输入, 该方法实现简便、计算开销低, 能够更好地满足在线优化对实时性的要求.

$$f^A(k+i) = f^A(k), \quad i = 1, 2, \dots, N-1 \quad (26)$$

运动模拟器的主要目标是重现所需的参考惯性信号, 本文采用误差的二次项构造目标函数, 并使用以下误差: 比力误差 $e_f = f^s - f^A$ 为预测比力与参考比力的误差, 角速度误差 $e_\omega = \omega^s - \omega^A$ 为预测角速度与参考角速度的误差. 目标函数可表示为

$$\begin{aligned} J_1 &= \sum_{i=0}^{N-1} e_f(k+i)^T Q_1 e_f(k+i) + e_\omega(k+i)^T \cdot \\ & Q_2 e_\omega(k+i) + e_f(k+N)^T P e_f(k+N) \end{aligned} \quad (27)$$

式中, Q_1 和 Q_2 分别代表比力和角速度误差的加权矩阵, P 表示终端误差权重矩阵. 终端项用于强化预测末端的收敛趋势, 从而提升闭环性能与数值稳定性. 若进一步引入人体感知模型, 则目标函数可以扩展为感知一致性误差

$$\begin{aligned} J_1 &= \sum_{i=0}^{N-1} \dot{e}_f(k+i)^T Q_1 \dot{e}_f(k+i) + \dot{e}_\omega(k+i)^T \cdot \\ & Q_2 \dot{e}_\omega(k+i) + x(k+N)^T P x(k+N) \end{aligned} \quad (28)$$

式中, $\hat{e}_f = \hat{f}^s - \hat{f}^A$ 和 $\hat{e}_\omega = \hat{\omega}^s - \hat{\omega}^A$ 代表感知误差。

此外,为节省离心机控制成本,增加对系统的控制量的惩罚项,以使系统可以以较低的成本完成模拟。其公式表达为

$$J_2 = \sum_{i=0}^{N-1} \ddot{\mathbf{q}}(k+i)^T \mathbf{L} \ddot{\mathbf{q}}(k+i) \quad (29)$$

式中, \mathbf{L} 表示系统控制量成本的加权矩阵。

为实现洗出效果,避免平台长期偏置,可对系统状态相对于基准状态的偏差施加二次惩罚。定义 $\mathbf{e}_x = \mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ref}}$ 为惯性信号与参考状态的误差,则可构造状态偏差成本项

$$J_3 = \sum_{i=0}^{N-1} \mathbf{e}_x(k+i)^T \mathbf{S} \mathbf{e}_x(k+i) \quad (30)$$

式中, \mathbf{S} 表示状态偏差权重矩阵。

以上各目标函数都可以表示为与时间有关的函数,并通过权重矩阵对各目标函数进行归一化处理。模拟目标即为最小化目标函数

$$J_r(\mathbf{z}) = J_1 + J_2 + J_3 \quad (31)$$

式(32)给出各权重矩阵的具体取值,所有权重系数在归一化尺度下综合选取。本文设置 \mathbf{Q}_1 的权重整体大于 \mathbf{Q}_2 ,以优先保证比力误差的跟踪性能。各矩阵对角元素分别对应三个方向分量,本文采用等权设置,在实际过程中可对关键方向单独提高权重。终端误差权重取较大值用于增强预测区间末端的收敛性,而控制输入权重矩阵取相对较小值是为了避免对控制量施加过强惩罚而影响误差收敛能力,从而在保证可行性的前提下维持控制动作的平滑性。 \mathbf{Q}_1 、 \mathbf{Q}_2 、 \mathbf{P} 、 \mathbf{L} 取值为:

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_1 &= \text{diag}[0.5 \quad 0.5 \quad 0.5] \\ \mathbf{Q}_2 &= \text{diag}[0.2 \quad 0.2 \quad 0.2] \\ \mathbf{P} &= 5 \\ \mathbf{L} &= 0.01 \end{aligned} \quad (32)$$

3.4 系统求解

运动平台的物理限制导致需要对系统的运行状态进行约束。例如座舱不能超过离心机最大工作半径,同时系统的速度与加速度等状态量也需要保持在允许范围内。若考虑人体感知模型,其内部的状态和输入可通过非线性约束函数 $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ 进行限定。综合而言,系统约束可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{\min} &\leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}_{\max} \\ \mathbf{g}_{\min} &\leq \mathbf{g}(\mathbf{x}) \leq \mathbf{g}_{\max} \end{aligned} \quad (33)$$

在仿真初始时刻对系统的状态施加初值约束,例如使得座舱初始化为直立状态。合理的初值可以加快系统求解的收敛。

本文通过 CasADi 工具定义系统变量、目标函数和约束条件,并利用其自动微分功能计算梯度。优化问题采用 iPOTP 非线性优化求解器求解,其是基于内点法开发的数值计算库。综上所述,总体求解流程如图 7 所示。

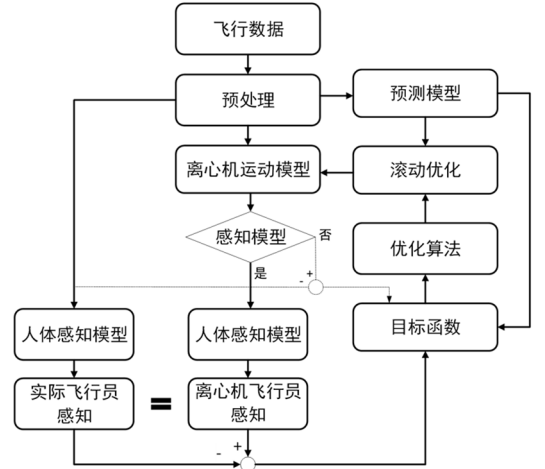


图 7 MPC 算法流程图

Fig. 7 Flowchart of the MPC algorithm

在 MPC 框架下,系统在每个控制时刻求解一次优化问题,并仅选取求解的第一步控制量作为当前控制指令,随后进入下一时刻进行滚动优化流程。为提升在线计算效率,将上一时刻的最优解作为下一时刻优化问题的初始猜测,并通过一次移位更新以实现状态的连续衔接。具体的初值更新方程为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+i | k+1) &= \mathbf{x}(k+i | k), i = 1, 2, \dots, N-1 \\ \mathbf{x}(k+N | k+1) &= \mathbf{x}(k+N-1 | k+1) \end{aligned} \quad (34)$$

式中, $\mathbf{x}(k+i | k)$ 表示 k 时刻预测的系统量 $\mathbf{x}(k+i)$ 。

4 数值仿真

本节通过若干算例来验证所提出算法的准确性,并对比了洗出算法和 MPC 算法的计算精度以及离心机运动空间的利用率。

4.1 阶梯曲线仿真

采用如图 8 所示阶梯形过载曲线开展模拟验证,该曲线由一系列梯形子曲线构成,是评估离心机运动模拟算法在不同比力等级下模拟性能的常用基准。该曲线分为基线段与模拟段两个部分:基

线段的核心作用是将离心机过载提升至基线水平如 1.41 g, 为后续过载提升过程提供初始条件; 模拟段则包含过载加载、恒定保持与卸载三个阶段。

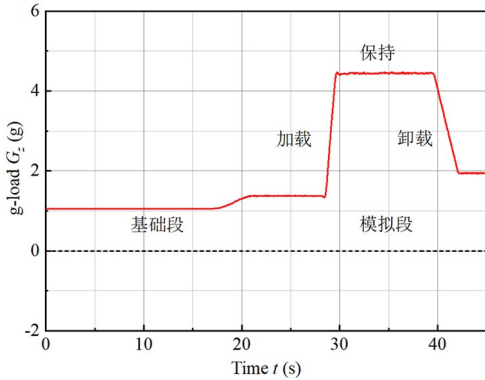


图8 阶梯过载曲线
Fig. 8 Step g-load profile

图9为使用球形洗出算法的模拟结果图。其中 G_x 、 G_y 、 G_z 为飞行员参考过载曲线, \bar{G}_x 、 \bar{G}_y 、 \bar{G}_z 为离心机输出的模拟过载曲线。参考曲线经过限幅设定最大过载为 3 g。从图中可以看出离心机对 G_x 和 G_y 的模拟效果较好, 而 G_z 在上升和卸载段的模拟结果保持一致, 但对于持续的最大过载模拟出现一定偏差。这是由于座舱半径一直在变化, 导致无法实现最大过载输出。

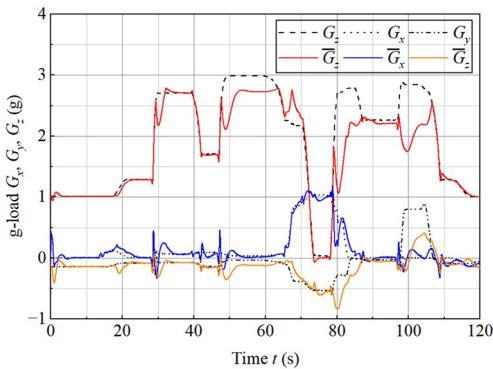


图9 球形洗出算法对阶梯曲线模拟结果图
Fig. 9 Simulation results of the step profile using the spherical washout algorithm

图10为使用MPC算法的模拟结果图。由图可知, MPC算法对于三轴方向的过载都表现出良好的一致性, 相比于球形洗出算法, 其通过预测模型可以很好使离心机保持最大过载。但其在 20 ~ 30 s 和 75 ~ 85 s 的上升端都出现了一定偏差, 这是由于 MPC 的目标函数更侧重预测时域内的稳态精度与整体平滑性, 同时控制量及其变化率惩罚会抑制控制输入的快速变化, 使控制器倾向于以较平缓的方式逼近参考值, 从而在上升沿产生一定滞后。

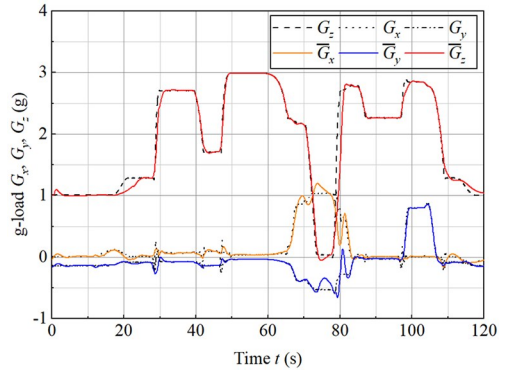


图10 MPC算法对阶梯曲线模拟结果图
Fig. 10 Simulation results of the step profile using the MPC algorithm

该仿真实验在配备 2.8 GHz Intel Core i9 处理器及 32 GB 内存的计算机上完成。算法控制周期设为 0.1 s, 预测步长 $N = 10$ 。为验证所提出的 MPC 算法的实时性, 记录了滚动优化过程中每个时间步内单次优化求解所需时间, 结果如图 11 所示。图中散点表示各采样时刻对应的实际求解耗时。可以看出, 单次优化求解的最大时间为 0.03 s, 小于采样周期 0.1 s, 表明提出的 MPC 算法具备在实际系统中实施实时控制的可行性。

图12为两种算法的运动空间对比曲线。红色实线为使用球形洗出算法的运动曲线, 蓝色虚线为使用MPC算法的运行曲线。由图可知, 使用MPC

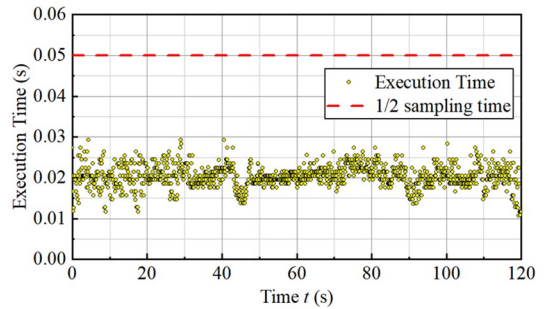


图11 MPC滚动优化过程中单步求解时间
Fig. 11 Computation time per step in MPC rolling-horizon optimization

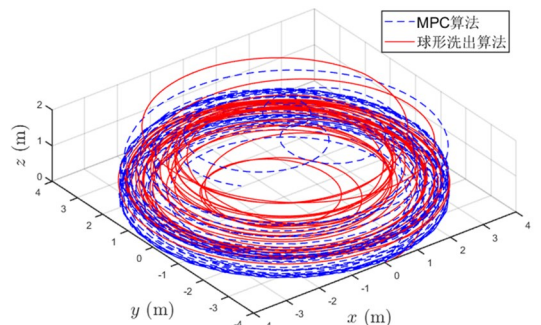


图12 两种算法的运动空间对比
Fig. 12 Comparison of motion workspace between the two algorithms

算法在垂直方向上比洗出算法具有更大的运行空间.此外,需要指出的是六轴载人离心机相较于三自由度系统,额外引入了一个转动自由度和两个平移自由度.相关研究表明,这些附加自由度对驾驶行为的自然性、舒适性和运动仿真的真实感具有显著的积极作用^[18].

4.2 飞机机动曲线仿真

以某型飞机的机动飞行动作为仿真对象,对离心机在复杂机动条件下的运动复现能力进行验证.参考输入定义为飞机机动过程中作用于飞行员头部的过载矢量和角速度矢量,参考曲线采样频率为 10 Hz,总仿真时长为 60 s.图 13 显示了过载和角速度曲线的模拟结果.其中虚线表示飞机参考曲线,实线表示离心机模拟结果.

如图 13(a)所示,离心机对过载信号具有较高的保真度,尤其在主要过载方向 G_z 上,与参考曲线具有良好的一致性.然而,在图 13(b)中,可以观察到角速度的模拟效果较差,并且部分轴向出现明显偏差.尽管离心机具有六个自由度,但其对飞行过程的角速度矢量的复现会受到物理系统的显著影响.一方面,为了在有限空间中持续产生目标过载,离心机需要通过偏航角的变化引入向心加速度,这一过程不可避免地会与角速度产生耦合.另一方面,座舱的姿态变化又会引起额外的向心力和重力相关的运动需求,从而限制了角速度的精确复现.因此,从物理一致性的角度来说,在离心机上模拟精确的角速度是比较困难的.

然而,从人体感知的角度来说,上述物理差异基本不会被飞行员精确感知.由于前庭系统的特性,人体对持续、低频的角速度刺激存在适应和衰减特性,在离心机的持续旋转中,飞行员更敏感于角速度的变化而非稳态过程.因此如果角速度变化趋势和关键峰值能够合理复现,在感知层面上可能会给飞行员呈现出真实飞行的运动感觉.

在仿真中引入人体感知对离心机进行优化,人体感知模型如式(23)和式(24)所示.对机动曲线的模拟结果如图 14 所示.图 14(a)展示了离心机飞行员感知过载($\tilde{G}_x, \tilde{G}_y, \tilde{G}_z$)与参考飞行感知过载($\hat{G}_x, \hat{G}_y, \hat{G}_z$)的对比结果.由图可见, x 和 y 向的过载模拟误差在 0.5 g 以内,而 z 向的主要过载与参考曲线基本一致,表现出良好的过载跟踪能力.

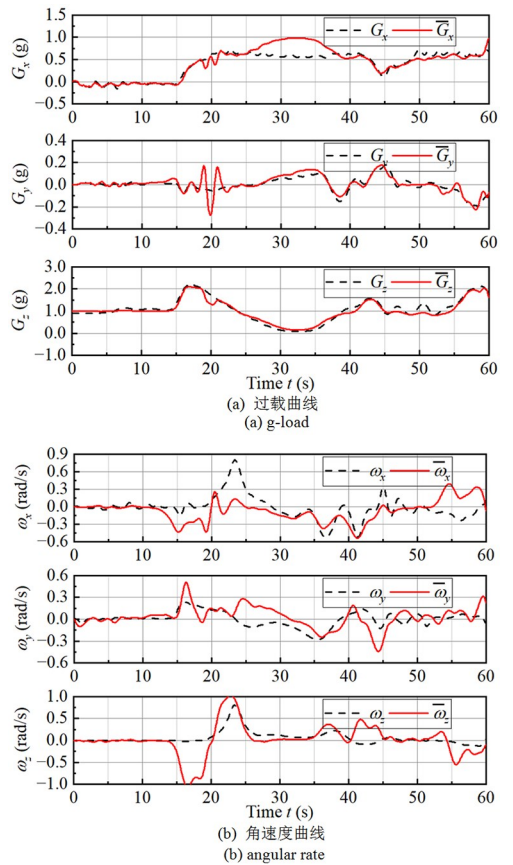


图 13 飞机机动曲线模拟结果

Fig. 13 Simulation results for the aircraft maneuver profile

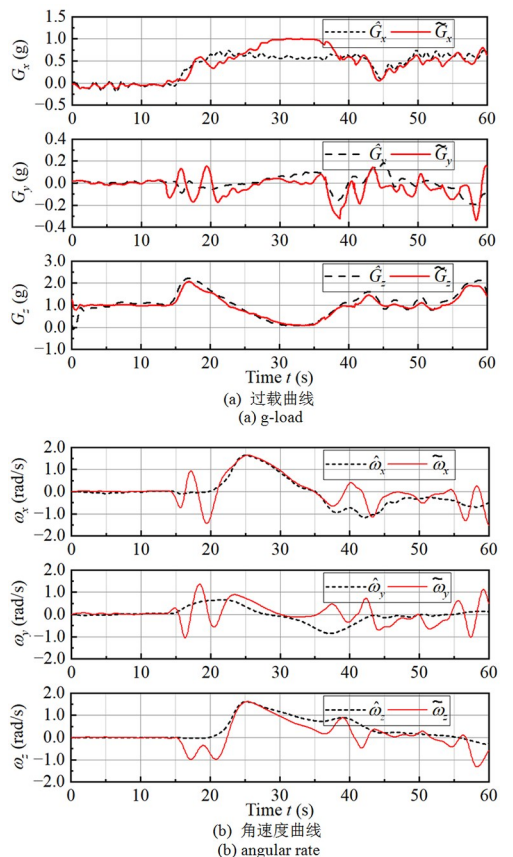


图 14 飞机机动人体感知优化后的计算结果

Fig. 14 Computed results for the aircraft maneuver profile with human-perception optimization

在角速度方面,如图 14(b)所示,在 x 和 z 方向的感知角速度模拟效果得到明显提高,并且在 25 s 附加其角速度的峰值特性得以体现。

为定量评估模拟效果,采用均方根误差 (RMSE) E_{RMSE} 来衡量模拟曲线与参考曲线的偏差程度,其公式定义为

$$E_{\text{RMSE}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n [\boldsymbol{\alpha}(k) - \boldsymbol{\beta}(k)]^2} \quad (35)$$

式中, n 表示采样时刻数量, $\boldsymbol{\alpha}$ 和 $\boldsymbol{\beta}$ 分别表示模拟曲线和参考曲线。同时引入相关系数 r 表征两条曲线变化趋势的一致性,该系数越趋近于 1,表明两条曲线的近似程度越高。其表达式为

$$r = \frac{E(\boldsymbol{\alpha}\boldsymbol{\beta}) - E(\boldsymbol{\alpha})E(\boldsymbol{\beta})}{\sigma(\boldsymbol{\alpha})\sigma(\boldsymbol{\beta})} \quad (36)$$

式中, $E(\cdot)$ 表示期望, $\sigma(\cdot)$ 表示标准差。

表 1 展示了不同参数分量在物理模拟和感知模拟条件下的 RMSE 和相关系数结果。可以发现,在主要过载方向上其 RMSE 和相关系数变化不大,而对于角速度来说,在引入感知模型后其 RMSE 略有增大,但总体相关系数有明显提高。这表明,感知优化策略并非以瞬时物理差异为目标,而是通过贴近人体感知特性,以人体感知一致性提高离心机在主观层面的模拟真实性。

表 1 飞机机动曲线模拟评定结果

Table 1 Performance evaluation of the aircraft maneuver simulation results

参数	分量	物理模拟		感知模拟	
		RMSE	相关系数 r	RMSE	相关系数 r
过载	G_x	0.1549	0.8988	0.1853	0.8620
	G_y	0.0431	0.8345	0.0870	0.4829
	G_z	0.1348	0.9763	0.1807	0.9585
角速度	ω_x	0.2283	0.3476	0.4256	0.8014
	ω_y	0.1365	0.4406	0.4925	0.2279
	ω_z	0.2851	0.6098	0.3959	0.8594

5 结论

本文针对六自由度载人离心机动态飞行模拟算法展开研究。首先建立了离心机的完整运动学模型,并分析了人体前庭系统的感知特性。在此基础上,提出了一种融合运动模拟需求与人体感知机理的模型预测控制方法。该方法在模型预测控制框架下,综合考虑平台的物理约束,通过协调线运动与角运动的跟踪误差,并引入人体前庭模型构建飞行

员体感优化指标,从而实现对飞行加速度信号的实时、高保真模拟。MPC 算法通过构建包含模拟误差、控制代价与偏离惩罚的目标函数,采用滚动优化策略,能够有效支持飞行员在环的实时仿真。通过阶梯输入与典型机动轨迹两组算例验证了所提 MPC 算法的有效性;在阶梯输入下,传统洗出算法虽响应迅速,但难以持续维持最大过载;相比之下,本文提出的 MPC 算法的跟踪误差更小、曲线一致性更好,且在运动空间利用率方面表现更优,尽管在加载初始阶段存在轻微滞后。在机动轨迹模拟中,仅依赖物理信号匹配难以准确复现角运动特性;而通过引入人体前庭感知模型,可在真实飞行与离心机模拟之间实现飞行员感知的一致性,有效增强了线运动与角运动的综合体感,从而在平台物理约束下显著提升了模拟的主观真实感。

参考文献

- [1] KVRGIC V M, VIDAKOVIC J Z, LUTOVAC M M, et al. A control algorithm for a centrifuge motion simulator [J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2014, 30(4): 399–412.
- [2] LEWKOWICZ R. An aviation accident report data-driven approach to scenario design for a centrifuge-based dynamic flight simulator [J]. *Journal of KONBIN*, 2023, 53(4): 161–190.
- [3] 刘晨卉, 丁煜轩, 孙光鑫, 等. 三轴载人离心机加速度过载模拟算法开发与验证 [J]. *动力学与控制学报*, 2024, 22(6): 42–49.
LIU C H, DING Y X, SUN G X, et al. Development and verification of overload simulation algorithms for three-axis human centrifuge [J]. *Journal of Dynamics and Control*, 2024, 22(6): 42–49. (in Chinese)
- [4] TAMURA A, WADA Y, SHIMIZU N, et al. Correlation of climbing perception and eye movements during daytime and nighttime takeoffs using a flight simulator [J]. *Acta Oto-Laryngologica*, 2016, 136(5): 433–438.
- [5] KVRGIC V M, VISNJIC Z M, CVIJANOVIC V B, et al. Dynamics and control of a spatial disorientation trainer [J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2015, 35: 104–125.
- [6] WENTINK M, GRÁCIO B, GROEN E, et al. New technologies & applications in the Desdemona

- simulator [J]. *Expanding Horizons: Technologies Advances in Flight Simulation*, 2008: 4–5.
- [7] VIDAKOVIC J, LAZAREVIC M, KVRGIC V, et al. Flight simulation training devices: Application, classification, and research [J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2021, 22(4): 874–885.
- [8] GROEN E, TRUJILLO M, WENTINK M, et al. Ground-based simulation of upset recovery in DESDEMONA: aspects of motion cueing and motion perception [C]//*AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Reston, Virginia: AIAA, 2008: 6869.
- [9] SCHMIDT S F. Motion drive signals for piloted flight simulators [M]. *National Aeronautics and Space Administration*, 1970.
- [10] WENTINK M, BLES W, HOSMAN R, et al. Design and evaluation of spherical washout algorithm for Desdemona simulator [C]//*AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Reston, Virginia: AIAA, 2005: 6501.
- [11] HWANG T S, KUO M S, HSIEH S P. Optimal genetic and adaptive fuzzy washout filter design in the motion-cueing simulator [J]. *Asian Journal of Control*, 2008, 10(1): 88–95.
- [12] MAYRHOFER M, LANGWALLNER B, SCHLÜSSELBERGER R, et al. An innovative optimal control approach for the next generation simulator motion platform DESDEMONA [C]//*AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Reston, Virginia: AIAA, 2007: 6474.
- [13] WENTINK M, BOS J, GROEN E, et al. Development of the motion perception toolbox [C]//*AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Reston, Virginia: AIAA, 2006: 2006–6631.
- [14] CLEIJ D, VENROOIJ J, PRETTO P, et al. Comparison between filter- and optimization-based motion cueing algorithms for driving simulation [J]. *Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour*, 2019, 61: 53–68.
- [14] CLEIJ D, VENROOIJ J, PRETTO P, et al. Comparison between filter- and optimization-based motion cueing algorithms for driving simulation [J]. *Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour*, 2019, 61: 53–68.
- [15] KHUSRO Y R, ZHENG Y G, GROTTOLI M, et al. MPC-based motion-cueing algorithm for a 6-DOF driving simulator with actuator constraints [J]. *Vehicles*, 2020, 2(4): 625–647.
- [16] 张宏迺, 蒋科, 王海霞, 等. 载人离心机控制工程研究进展 [J]. *空军航空医学*, 2024, 41(4): 347–351.
- ZHANG H Q, JIANG K, WANG H X, et al. Research progress in human centrifuge control engineering [J]. *Aviation Medicine of Air Force*, 2024, 41(4): 347–351. (in Chinese)
- [17] KATLIAR M. Optimal control of motion simulators [D]. Breisgau, Germany: Albert-Ludwigs-Universität Freiburg 2021.
- [18] HOGEMA J, WENTINK M, BERTOLLINI G. Effects of yaw motion on driving behaviour, comfort and realism [C]//*Proceeding of the Driving Simulation Conference*. Paris: IFSTTAR, 2012: 149–158.