

6-8-2020

Method of Hardware-in-the-Loop (HWIL) Simulation for Pose Movement of Vertical Launching Aircraft With Continuous Rotation in Yaw

Chengsheng Liu

1. Unit 92941 of PLA, Huludao 125001, China;;

Zhang Qing

2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Method of Hardware-in-the-Loop (HWIL) Simulation for Pose Movement of Vertical Launching Aircraft With Continuous Rotation in Yaw

Abstract

Abstract: There are defects in the pose movement simulation of vertical launching aircraft which can circumrotate continuously in yaw with three -axis flight motion simulator. Based on analysis of these defects, a four-axis project which could be applied to the situation of the changing range of vehicle pitch pose and vehicle roll attitude more than $\pm 180^\circ$ and the changing range of vehicle course pose towards infinite greatness was proposed. The structure of the four-axis flight motion simulator was analyzed and the control model was made. Above all, a four-axis concerted control law was designed with "switching movement mechanism", and a smooth switch measure in the control process of flight motion simulator was designed too, then the result was validated with simulation. A continuous, real-time and high-efficient simulation method for the pose movement of vertical launching aircraft which could circumrotate continuously in yaw was confirmed.

Keywords

vertical launching, four-axis flight motion simulator, switching movement mechanism, concerted control law

Recommended Citation

Liu Chengsheng, Zhang Qing. Method of Hardware-in-the-Loop (HWIL) Simulation for Pose Movement of Vertical Launching Aircraft With Continuous Rotation in Yaw[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(6): 1329-1336.

方位连续旋转垂直发射飞行器仿真方法研究

刘成生¹, 张卿²

(1. 92941 部队 93 分队, 辽宁 葫芦岛 125001; 2. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要: 在分析三轴仿真转台模拟方位可连续旋转的垂直发射飞行器姿态运动缺陷的基础上, 提出一种能够模拟飞行器俯仰、滚动姿态不小于 $\pm 180^\circ$ 变化范围并且航向姿态变化无限大的四轴仿真转台方案, 进行四轴转台结构布局分析和控制建模, 并设计基于“切换运动机制”的四轴协调运行控制规律, 完成转台控制过程中的平滑切换措施设计及仿真验证。证明了四轴仿真转台及其协调运行控制方案, 为方位连续旋转的垂直发射飞行器全程飞行姿态运动的模拟提供了一种连续、实时、高效的仿真方法。

关键词: 垂直发射; 四轴仿真转台; 切换运动机制; 协调运行控制规律

中图分类号: V448.22 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 06-1329-08

Method of Hardware-in-the-Loop (HWIL) Simulation for Pose Movement of Vertical Launching Aircraft With Continuous Rotation in Yaw

Liu Chengsheng¹, Zhang Qing²

(1. Unit 92941 of PLA, Huludao 125001, China; 2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: There are defects in the pose movement simulation of vertical launching aircraft which can circumrotate continuously in yaw with three-axis flight motion simulator. Based on analysis of these defects, a four-axis project which could be applied to the situation of the changing range of vehicle pitch pose and vehicle roll attitude more than $\pm 180^\circ$ and the changing range of vehicle course pose towards infinite greatness was proposed. The structure of the four-axis flight motion simulator was analyzed and the control model was made. Above all, a four-axis concerted control law was designed with "switching movement mechanism", and a smooth switch measure in the control process of flight motion simulator was designed too, then the result was validated with simulation. A continuous, real-time and high-efficient simulation method for the pose movement of vertical launching aircraft which could circumrotate continuously in yaw was confirmed.

Keywords: vertical launching; four-axis flight motion simulator; switching movement mechanism; concerted control law

引言

垂直发射相较于倾斜发射具有发射率高、全方

位发射、通用性好等优点, 被国内外各类飞行器广泛采用^[1-2]。在续航平飞段, 为提高飞行器对飞行环境的适应性, 很多飞行器具有躲避障碍物, 航向连续转弯的能力。针对发射和平飞两个过程控制需求, 飞行器采用了反欧拉角和正欧拉角相结合的姿态定义方式, 即在垂直发射段采用反欧拉角定义、在续航平飞段采用正欧拉角定义, 通过两套姿态角切换控制导航方案, 实现飞行器的垂直发射和续航



收稿日期: 2014-11-05 修回日期: 2015-06-19;
作者简介: 刘成生(1965-), 男, 山东宁津, 硕士, 高工, 研究方向为导弹武器系统试验总体技术; 张卿(1981-), 女, 河北邢台, 硕士, 高工, 研究方向为飞行器系统仿真技术。

<http://www.china-simulation.com>

• 1329 •

平飞段航向连续转弯飞行控制。而在此类飞行器姿态运动的半实物仿真过程中,常用的卧式三轴仿真转台(以下简称卧式转台)和立式三轴仿真转台(以下简称立式转台)分别只能用于反欧拉角定义的飞行器姿态运动仿真和正欧拉角定义的飞行器姿态运动仿真,无法独立完成垂直发射和续航平飞段连续转弯全过程的飞行姿态仿真模拟。

基于上述背景,本论文在分析三轴转台用于垂直发射和平飞连续转弯全过程飞行姿态模拟存在的问题基础之上,提出一种新型四轴转台及四轴协调运行控制规律来解决方位可连续旋转的垂直发射飞行器姿态运动的仿真方法。

1 三轴转台模拟飞行器姿态的问题分析

在目前半实物仿真中,对飞行器姿态的模拟是通过三轴仿真转台来实现的。三轴仿真转台根据框架的结构形式又可分为立式三轴仿真转台和卧式三轴仿真转台(如图 1)。

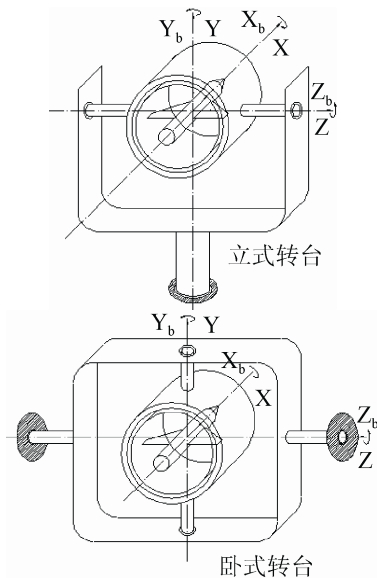


图 1 立式三轴转台与卧式三轴转台结构示意图

立式转台与卧式转台的区别在于模拟的地理坐标系到飞行器本体坐标系的旋转轴序不同。其中,立式转台按照外、中、内框旋转,依次模拟偏航→俯仰→滚转 3 个姿态角,与正欧拉角

(ϑ, ψ, γ)的定义方式一致,因此利用一套立式转台就能够正确模拟采用正欧拉角的飞行器的姿态运动;而卧式转台的外、中、内框依次转动能够模拟俯仰→偏航→滚转 3 个姿态角,与反欧拉角($\vartheta_s, \psi_s, \gamma_s$)的定义方式一致,因此利用一套卧式转台即可正确模拟采用反欧拉角的飞行器的姿态运动^[3-4]。

对于方位可连续旋转的垂直发射飞行器而言,其俯仰、偏航和滚转三向的姿态运动变化范围均可能超过 $\pm 90^\circ$,在转台的常规使用方式下(即参试设备的轴向与转台轴向一一对应重合,如图 1 所示)进行其姿态运动模拟时,将会出现下述局限性:

(1) 采用立式转台模拟飞行器垂直发射姿态时,会使得外框轴和内框轴处于一条轴线上(如图 2 所示),转台三轴的转动只能模拟两个自由度的运动,所模拟的姿态角速率与旋转的角速度关系为:

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} = \omega_{y_b} \sin \gamma + \omega_{z_b} \cos \gamma \\ \dot{\psi} = (\omega_{y_b} \cos \gamma - \omega_{z_b} \sin \gamma) / \cos \vartheta \\ \dot{\gamma} = \omega_{x_b} - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_{y_b} \cos \gamma - \omega_{z_b} \sin \gamma) \end{cases} \quad (1)$$

式(1)表明,当 $\vartheta = \pm 90^\circ$ 时, $\cos \vartheta = 0$,则 $\dot{\psi}$, $\dot{\gamma}$ 为无穷大,也说明了立式转台不能实现飞行器垂直发射状态航向角速率和滚转角速率的正确模拟,因此立式转台无法满足飞行器垂直发射的姿态仿真需求。

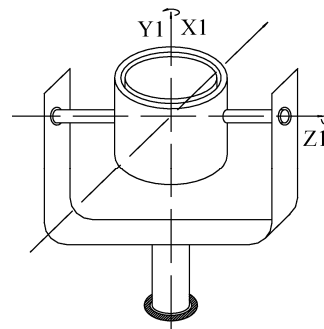


图 2 立式转台内、外框重合示意图

(2) 采用卧式三轴转台,虽然能够正确模拟飞行器垂直发射过程的姿态运动,但是当飞行器航向超越 $\pm 90^\circ$ 时,会使得外框轴与内框轴处于一

条轴线上, 转台三轴的转动只能模拟两个自由度的运动, 所模拟的姿态角速率与旋转的角速度关系为:

$$\begin{cases} \dot{\gamma}_s = (\omega_{z_b} \cos \gamma_s + \omega_{y_b} \sin \gamma_s) / \cos \psi_s \\ \dot{\psi}_s = \omega_{y_b} \cos \gamma_s - \omega_{z_b} \sin \gamma_s \\ \dot{\gamma}_s = \omega_{x_b} + \omega_{y_b} \sin \gamma_s \operatorname{tg} \psi_s + \omega_{z_b} \cos \gamma_s \operatorname{tg} \psi_s \end{cases} \quad (2)$$

式(2)表明, 当 $\psi_s = \pm 90^\circ$ 时, $\cos \psi_s = 0$, 则 $\dot{\gamma}_s$, $\dot{\psi}_s$ 为无穷大, 也说明了卧式转台不能实现飞行器航向大转弯(超越 $\pm 90^\circ$)时俯仰角速率和滚转角速率的正确模拟, 因此卧式转台不能满足飞行器方位旋转超越 $\pm 90^\circ$ 的姿态运动仿真要求。

(3) 根据方位可连续旋转的垂直发射飞行器姿态角范围特点, 将其全程飞行运动过程分为垂直发射段和续航飞行段, 垂直发射段姿态运动用卧式转台模拟, 续航飞行段姿态运动用立式转台模拟。因此, 可以采用立式三轴转台与卧式三轴转台组合参试的姿态仿真方案, 具体实施又可分为同步仿真试验方法和分段仿真试验方法。

同步仿真试验方法, 需要两套敏感飞行器姿态的惯性导航设备(简称惯导), 一套安装在卧式三轴转台, 负责敏感垂直发射段姿态, 一套安装在立式三轴转台负责敏感续航平飞段姿态, 同步开展一条航迹的全程飞行仿真。但是, 两套惯导产生的导航数据需要特定的接口计算机进行数据融合处理后才能发给飞行综合处理计算机进行控制解算, 对仿真实时性和精度都有一定影响, 并且该试验方法需要的参试设备和仿真设备资源较多。

分段仿真试验方法, 仿真原理与同步仿真试验方法类似, 只不过在不同的飞行阶段, 由一套惯导设备分别在不同的三轴转台进行试验。无需解决两套惯导导航数据融合的问题, 但是, 垂直发射段仿真结束后, 平飞段的起始仿真, 需要更改飞行综合处理计算机软件的初始状态, 半实物仿真过程中的飞行器软件状态与真实飞行器的软件状态有差异, 同时分段仿真效率比较低。因此, 2套三轴转台组合参试方案, 虽能解决此类飞行器全程飞行姿态模

拟的难题, 但费时、费力, 而且仿真精度和仿真的真实性也不理想。

综上所述, 无论是立式三轴转台, 或是卧式三轴转台, 还是 2 套三轴转台组合参试的方案, 对于方位可连续旋转的垂直发射飞行器全程飞行姿态运动的仿真都存在一定的约束条件。

2 四轴仿真转台模拟姿态运动的仿真方法

鉴于上述问题, 本文提出了一种综合立式转台和卧式转台仿真优势的四轴仿真转台(以下简称四轴转台)方案。四轴转台既可模拟飞行器垂直发射姿态运动, 又可模拟方位连续旋转姿态运动, 能够实现方位可连续旋转的垂直发射飞行器全程飞行过程不同运动阶段的连续仿真, 与分段仿真方式相比, 不仅提高了仿真效率、仿真精度, 而且节约了仿真资源。

2.1 四轴转台的结构布局

四轴转台有 2 种结构布局^[5]。第一种结构布局(如图 3)的四轴转台, 中框-1、中框-2、内框构成卧式转台结构, 外框、中框-1、内框则构成立式转台的结构; 对于第二种结构布局(如图 4)的四轴转台, 中框-1、中框-2、内框构成立式转台结构, 外框、中框-1、内框则构成卧式转台的结构。

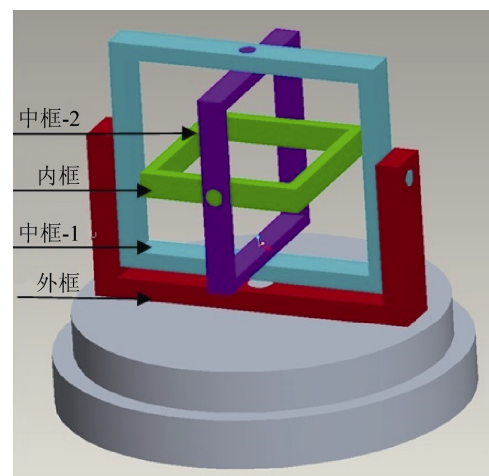


图 3 结构布局一

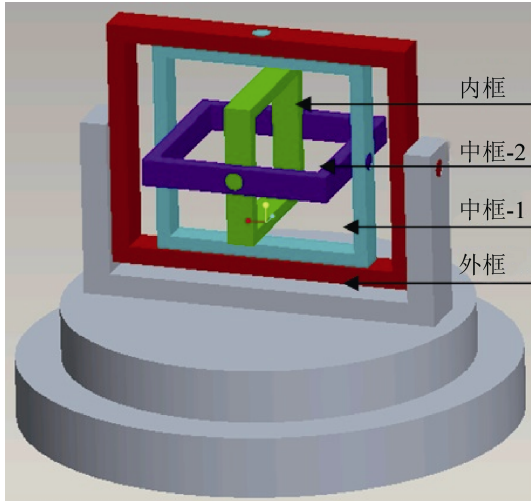


图 4 结构布局二

结构布局一的四轴转台中,外框和中框-2 均能够提供航向姿态的模拟,相当于为卧式转台又增加了一个航向框,当垂直发射飞行器出现航向大转弯(超越 $\pm 90^\circ$)时,可以通过调整外框转角来避免中框-2 奇异的前提下,来正确复现姿态运动,该结构更利于方位可连续旋转的垂直发射飞行器全程飞行姿态运动的模拟,本文在结构布局一的四轴转台上进行控制规律的设计。

2.2 四轴仿真转台建模

四轴仿真转台建模主要目的是,为后续的转台四轴协调控制规律的校验提供必要手段。转台模型的建立首要明确电动角位置转台的工作原理及组成,然后要对转台的驱动部件——无刷直流电动机和转台的“大脑”——控制器进行分析和研究,重点是建立带载电机的数学模型和控制器的数学模型,根据控制策略,组合二者最终建立转台的数学模型^[6]。本论文将以电动角位置仿真转台的单轴伺服系统(如图 5 所示)为例,展开四轴仿真转台数学建模研究。

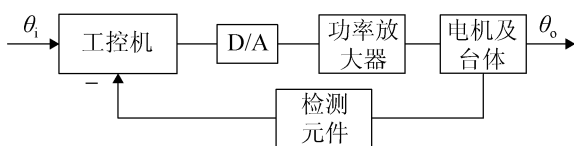


图 5 仿真转台单轴伺服系统结构图

在该四轴仿真转台的控制器设计中,被控对象是台体,预先给定转台由内而外四轴要满足的频带性能指标(双十指标即:幅值比 $< 10\%$ 、相位差 $< 10^\circ$)分别为:12 Hz, 10 Hz, 8 Hz, 8 Hz;对于阶跃信号的响应,要求超调量 $\leq 35\%$,振荡次数 ≤ 2 。

根据转台性能指标要求,采用超前滞后+前馈控制的方法,分别设计转台四框每个通道控制器的数学模型。以外框为例其控制器模型由 2 部分组成,一为前馈通道控制器 $GBF(s)$,二为主通道控制器 $Gc(s)$,包括超前和滞后校正环节。

前馈控制属于开环控制,理论上可实现无差调节,能克服系统中存在的频率高、幅值大、可测量而不可控的干扰;但对其控制器的精度要求较高,若干扰量不可测量,则前馈控制就不能克服扰动。因此,转台控制器还需要串联超前滞后控制环节。超前环节主要作用是使频带增宽,动态品质改善,但对稳态性能改善小;滞后环节主要作用是改善动态性能,但会降低带宽,使响应减慢。

依据上述原则不断调节各个环节控制参数,设计得到外框控制器数学模型:

$$GBF_1 = \frac{1.393 \times 10^{-3} s^2 + 1.429 \times 10^{-2} s}{2.0 \times 10^{-6} s^2 + 2.1 \times 10^{-3} s + 1} \quad (3)$$

$$Gc_1 = \frac{1.008 \times 10^{-7} s^4 + 5.383 \times 10^{-5} s^3 + \dots}{5.783 \times 10^{-11} s^4 + 8.399 \times 10^{-8} s^3 + \dots} \rightarrow \leftarrow \frac{1.077 \times 10^{-2} s^2 + 9.575 \times 10^{-1} s + 31.89}{4.570 \times 10^{-5} s^2 + 1.104 \times 10^{-2} s + 1} \quad (4)$$

在被控对象、控制器模型以及控制策略已知的情况下,综合整个系统便可得到四轴仿真转台数学模型。通过 Matlab/Simulink 控制系统工具箱搭建四轴仿真转台系统,并对该系统用频域分析和时域分析的方法进行测试,比较理论输入与转台数学模型的输出。

给转台外框输入幅度为 0.5° , 频率为 8 Hz 的正弦信号时,外框的响应曲线如图 6 所示,从频域角度反映了其动态响应品质,幅值比小于 10%,相位差小于 10° ; 给其输入 0.5° 阶跃信号时,外框的响应曲线如图 7 所示,从时域角度反映了其动态响

应品质超调约 34.5%，振荡次数为 1。可见，建立的转台外框数学模型系统满足其 8 Hz 频带指标和阶跃信号响应的动态性能要求。

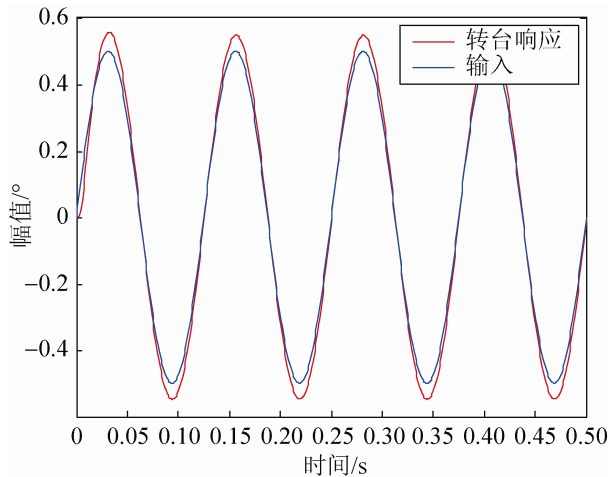


图 6 外框 0.5° 8 Hz 正弦信号响应

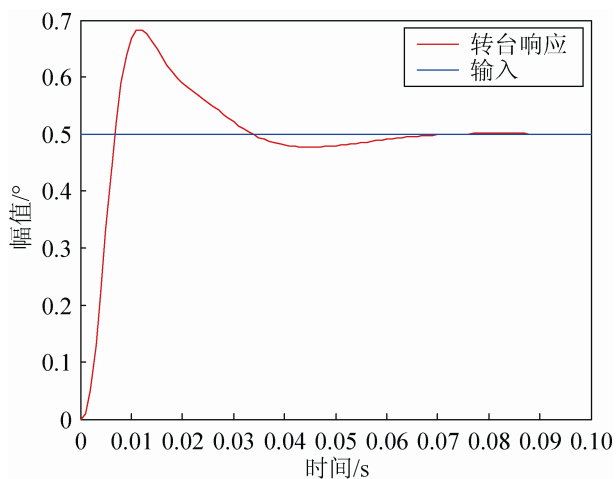


图 7 外框 0.5° 阶跃信号响应

同理，可建立四轴仿真转台其它三框控制器数学模型，并利用正弦信号和阶跃信号验证其频带指标和动态响应特性。

四轴仿真转台由于比三轴仿真转台增加了一个框架，其外框架作为内部三个轴系的支撑部件，设计时既要考虑满足刚度设计要求，还要尽量节省重量开支，以最大程度地减轻负载和内部三框相对外框轴系的转动惯量。若外框最大角速度为 250°/s，最大角加速度为 2 000°/s²，负载尺寸(X, Y, Z)为 400 mm×300 mm×400 mm，重量约 40 kg，

经初步计算，外框转动惯量能到达 380 kg·m²，所需电机转矩达到 13 300 Nm，国内大功率交流无刷力矩电机能够达到上述转矩要求，工程上可实现。

3 四轴转台协调运行控制规律设计

转台本身只是一个随动系统，如何控制转台四框轴协调运动，才能正确模拟飞行器空间飞行姿态的变化，是此类飞行器垂直发射半实物仿真方法的关键问题和难点。

由四轴仿真转台的结构选型可知，转台外框与中框-2 均能提供飞行器的航向姿态模拟，但是中框-2 运动角度不能达到±90°，否则也会引起转台死锁。因此，四轴转台协调运行控制规律可通过调整外框运动，使中框-2 始终运行在安全区域内，并保证转台四轴的运动始终能够正确复现飞行器航向大转弯的姿态运动。相对于飞行器俯仰、偏航、滚转 3 个姿态角而言，四轴转台冗余一个自由度，可设定外框的角速率呈梯形法变化或者与时间呈线性变化等某种规律运动，另外三框的角位置根据姿态角坐标旋转变换矩阵求得。但是，外框转角的变化不仅会改变中框-2 的角位置，同时也会影响中框-1 和内框的角位置，导致外框转角运动规律的设计存在许多难点。

考虑方位可连续旋转的垂直发射飞行器采用正反欧拉 2 套姿态角切换控制的方案，而设计基于外框与中框-2 两个航向框切换运动机制的四轴协调运行控制规律，即：设计转台外框与中框-2 在飞行器不同飞行阶段进行切换、交替运行的四轴协调运行控制规律。

3.1 基于切换运动机制的协调运行控制规律设计

(1) 垂直发射段，外框处于恒定角度 A，相当于已知条件，转台四框转角与飞行器姿态角的关系如式(5)：

$$\begin{aligned} w &= A \\ z_p &= \vartheta_s \\ z_y &= \psi_s \\ n &= \gamma_s \end{aligned} \quad (5)$$

式中: A 为初始发射方位角; $\vartheta_s, \psi_s, \gamma_s$ 为反欧拉角, 垂直发射段的俯仰角、偏航角、滚转角。

(2) 当俯仰角小于某临界角度, 切换为正欧拉角, 到达平飞续航段, 转台四框转角不能与 3 个正欧拉角一一对应, 把外框转角当作已知条件, 得到转台另外三框转角与飞行器姿态角的关系如式(6):

$$\begin{aligned} z_{y\pm} &= \arcsin(\cos w \cos \vartheta \sin \psi - \sin w \cos \vartheta \cos \psi) \\ n_{\pm} &= \arctan \left(\frac{\sin w \times (-\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi) + \cos w \times (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi)}{\sin w \times (\sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi) + \cos w \times (-\sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi)} \right) \\ z_{p\pm} &= \arctan \left(\frac{\sin \vartheta}{\cos w \cos \vartheta \cos \psi + \sin w \cos \vartheta \sin \psi} \right) \end{aligned} \quad (6)$$

ψ, ϑ, γ : 正欧拉角, 平飞续航段的偏航角、俯仰角、滚转角。

(3) 若飞行器偏航角超越 $\pm 90^\circ$, 出现航向大转弯时, 如果外框仍然保持 A 角不动, 中框-2 转角 z_y 就可能达到 $\pm 90^\circ$ 的奇异区间。因此, 需要在中框-2 到达奇异区间前将其锁定, 令外框的运动来模拟飞行器的航向大角度旋转, 即把中框-2 锁定的角度 k 当作已知条件, 得到转台另外三框转角与飞行器姿态角的关系如式(7), (8):

当中框-2 锁定的角度 k 在 $(0^\circ, 90^\circ)$ 时,

$$\begin{aligned} z_p &= -\arcsin \left(\frac{\sin \vartheta}{\sin(z_y - 90^\circ)} \right) \\ w &= \psi - 90^\circ - \arctan(\cos z_p \cdot \tan(z_y - 90^\circ)) \\ n_{\pm} &= \arcsin \left(\frac{\sin \gamma}{\cos \beta (\sin z_p + \cos z_p \cos(z_y - 90^\circ)) - \sin \beta \sin(z_y - 90^\circ)} \right) \\ \beta &= -\arctan(\cos z_p \cdot \tan(z_y - 90^\circ)) \end{aligned} \quad (7)$$

当中框-2 锁定的角度 k 在 $(-90^\circ, 0^\circ)$ 时,

$$\begin{aligned} z_p &= \arcsin \left(\frac{\sin \vartheta}{\sin(z_y + 90^\circ)} \right) \\ w &= \psi + 90^\circ - \arctan(\cos z_p \cdot \tan(z_y + 90^\circ)) \\ n_{\pm} &= \arcsin \left(\frac{\sin \gamma}{\cos \beta (\sin z_p + \cos z_p \cos(z_y + 90^\circ)) + \sin \beta \sin(z_y + 90^\circ)} \right) \\ \beta &= \arctan(\cos z_p \cdot \tan(z_y + 90^\circ)) \end{aligned} \quad (8)$$

式中: k 为中框-2 锁定的角度; β 为中框-2 锁定时刻, 中框-2 轴线与俯仰中框轴线之间的航向效应夹角; ψ, ϑ, γ 为正欧拉角, 平飞续航段的偏航角、俯仰角、滚转角。

3.2 平滑切换措施设计

当切换时刻中框-2 与外框的角速率比较大时, 工程上无法实现中框-2 的瞬时锁定以及外框的快速启动^[7]。因此, 内外两航向框的切换运动过程必须采取一定的平滑措施才能实现完全切换。根据切换时刻中框-2 角速率的大小、切换时间等要素来确定采取的平滑措施。本文提供了一种使中框-2 匀减速至停止的平滑方案, 具体实施过程如下:

(1) 根据中框-2 切换时刻的角速率选定合适的角加速度 a , a 小于中框-2 的最大角加速度, 使中框-2 以角加速度 a 作匀减速运动;

(2) 计算中框-2 启动切换运动方案后每帧角速率为: $\dot{z}_y = \dot{z}_{y(i-1)} + a \cdot \text{step}$, 相应的角位置为: $z_y = z_{y(i-1)} + (\dot{z}_{y(i-1)} \cdot \text{step} + 0.5 \cdot a \cdot \text{step}^2)$, 其中 i 为采取平滑措施的累积步数, 初值为 1, step 为仿真步长;

(3) 切换过程每一时刻都可看作中框-2 锁定状态, 将中框-2 的角位置代入式(7)或(8), 得到切换运动过程中其它三框的角位置;

(4) 利用角速率和角加速度的定义计算出转台外框的角速率 \dot{w} 及角加速度 \ddot{w} , 并判断角速率 \dot{w} 及角加速度 \ddot{w} 是否超过转台外框指标允许的最大范围;

(5) 若转台外框的角速率 \dot{w} 及角加速度 \ddot{w} 在转台允许的最大范围内, 跳转至(2), 直至中框-2 角速率 \dot{z}_y 减速至 0, 并且外框角速率 \dot{w} 加速至仿真

需要的状态,中框-2 角速率减速至零时刻的角位置便是其最终锁定状态的角位置。

(6) 若转台外框的角速率 \dot{w} 及角加速度 \ddot{w} 超过转台允许的最大范围, 跳转至(1)。

3.3 仿真验证

对切换时刻中框-2 角速率比较大的某飞行航迹采取平滑措施后, 切换时刻中框-2 与外框角速率和角位置曲线分别如图 8(a)~(d)所示。

由平滑过程角速率曲线可见, 中框-2 角速率减速至零的过程对应外框角速率加速至仿真需要状态的过程, 中框-2 滞后锁定的角度与外框提前启动

的角度一致, 不会影响所模拟的偏航角。依据上述设计, 完成了半实物仿真试验的验证, 结果表明: 通过“外框与中框-2 切换运动机制”的四轴协调运行控制规律设计与平滑切换措施的实施, 能够实现方位可连续旋转的垂直发射飞行器全程飞行姿态运动的仿真。

上述过程采用的是中框-2 匀加速、外框匀减速的切换控制策略; 还可以设计指数变化规律的角速率切换控制策略; 或根据切换时刻 2 套坐标系下姿态角的区别, 设计加速、匀速和减速的角度变化控制策略。

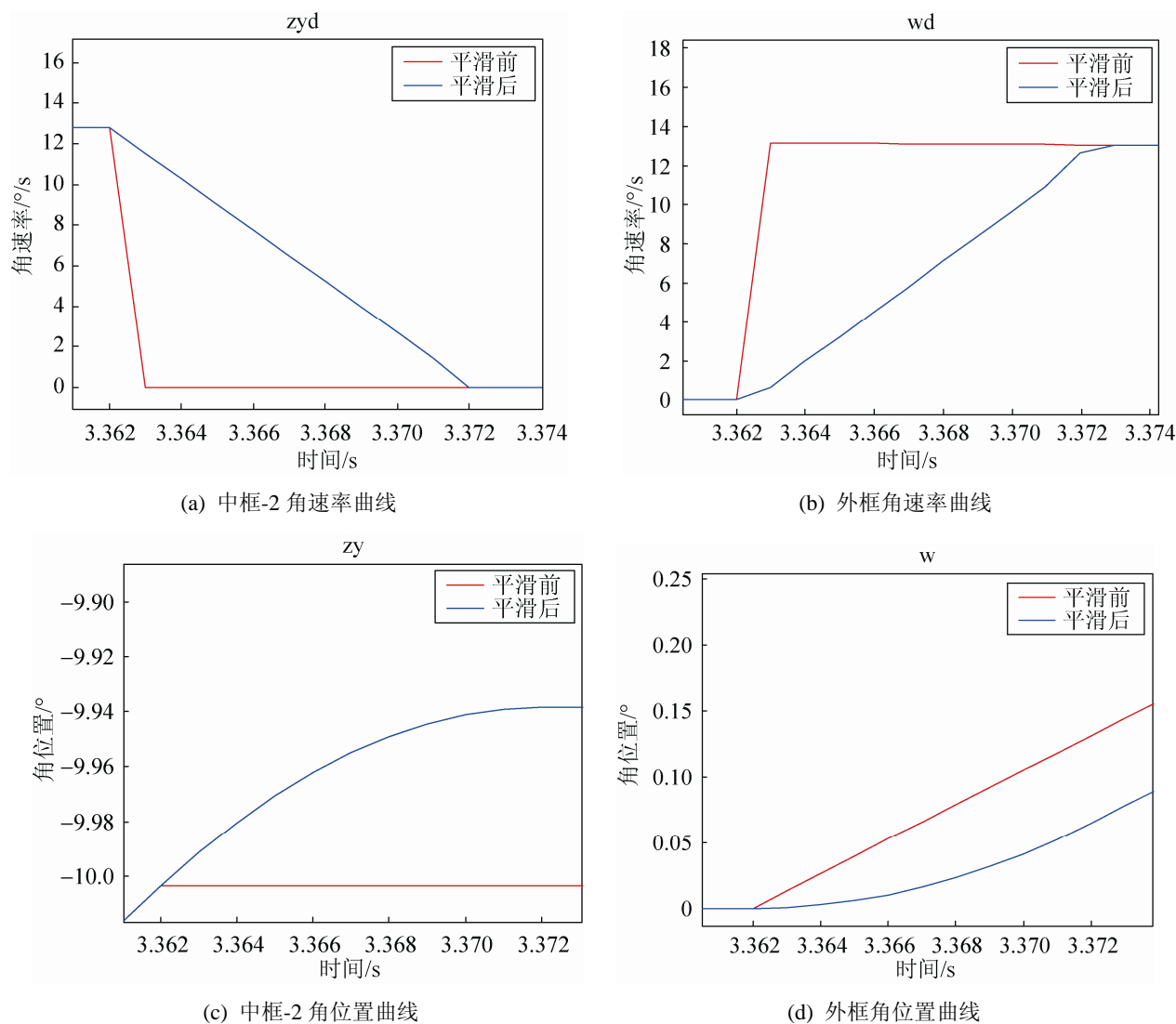


图 8 中框-2 与外框切换过程平滑前后角速率、角位置曲线