

交会对接航天员训练仿真误差分析

晁建刚^{1,2}, 沈钧毅¹, 徐晓静²

(1. 西安交通大学电子与信息工程学院, 710049, 西安; 2. 中国航天员科研训练中心, 100094, 北京)

摘要: 针对交会对接任务中地面训练仿真与实际飞行任务的天地一致性问题,研究了仿真中的关键误差并提出了对策.以航天员在回路中的感知为焦点,从仿真模型、视觉感知和操作感知等3个方面进行了误差特性分析研究.通过训练样本数据,讨论了自控/人控模式下训练仿真误差对航天员实飞操作品质的影响,提出了模型构建、过程修正和地面辨识等误差对策.试验结果表明,对策可行,时间延迟和操作精度响应仿真拉偏有效.误差分析和对策方法对训练模拟器研制和航天员训练有重要应用价值.

关键词: 交会对接;误差分析;训练仿真;模拟器

中图分类号: V526 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2012)10-0127-06

Errors Analysis of Rendezvous and Docking Training Simulation

CHAO Jiangang^{1,2}, SHEN Junyi¹, XU Xiaojing²

(1. School of Electronics and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. China Astronaut Research and Training Center, Beijing 100094, China)

Abstract: Important errors existed in the consistency problem of ground training simulation with actual space flight in rendezvous and docking mission are investigated and countermeasures are put forward. Three characteristics of errors generated from simulation models, visual perception and operation perception are studied by focusing on astronauts' perception in the loop. The influence of training simulation errors in both autonomous docking mode and manual docking mode on astronaut's handling quality in real flight is analyzed in detail based on data of training samples, and approaches of model construction, midway-amending and identification are proposed. The statistic of simulation shows that the countermeasures are applicable, and the configurable bias of time delay and handling response in simulation are effective. The analyzing of simulation errors and countermeasures has a good application value for development of training simulator and astronauts' training.

Keywords: rendezvous and docking; error analysis; training simulation; simulator

航天器交会对接是指两个飞行器于同一时间在轨道的同一位置以相同速度会合并结构上连成一个整体.按照航天员参与程度,交会对接分为自控和人控两种模式^[1],这两种模式都需在地面建立训练仿真系统,以对航天员或者地面遥操作人员进行对接操作技能训练.尤其人控对接对航天员操作精度要求非常高,分析研究地面训练仿真与实飞对接之

间的差异,对航天员实际对接操作至关重要^[2].

本文以交会对接任务中航天员训练感知操作品质为焦点,研究分析训练仿真系统与实飞对接的误差,重点对人控模式仿真误差和训练感知误差进行了分析;基于仿真系统训练的试验数据和问卷调查,进行仿真误差训练影响度探讨,提出了关键仿真误差解决的对策.文中提出的方法对工程和训练模拟

器研制有非常重要的参考价值.

1 现状及研究意义

受数学建模精度、仿真系统构建和人因工效等多种因素影响,很难精确量化仿真训练与真实飞行的差异.目前,航空训练主要从飞行操纵人感系统、动力学模型和感知视觉模拟逼真度等 3 个方面来分析误差,是一种定性评估方法^[3].

针对交会对接高精度控制技术,Geller 等^[4-5]分别采用线性协方差分析、设计约束等方法对交会对接轨道预报和导航等误差进行了分析与研究;Bili-moriab 等^[6-7]基于人因工效仿真方法等对接近段的手控品质和误差分布进行了研究.上述研究基于交会对接工程设计控制准入误差进行统计分析,对实际工程研制有很好的借鉴意义.

在工程标称设计基础上,进行以人感知为焦点的训练仿真与实飞感知之间误差与操作品质研究的相关文献很少.操作感知直接影响实飞对接成功率,分析地面训练仿真与实际飞行误差并建立针对性对抗训练方法研究意义重大.

2 训练仿真架构

考虑工程经济性和训练有效性等因素,交会对接训练常采用实物、半实物和数字仿真相结合的方法来实现,图 1 为交会对接训练模拟器仿真系统架构.本文建立了 2 个航天器交会对接动力学/运动学、测量机构、执行机构和 GNC 控制模型以及对接机构执行数学模型,基于连续时间和离散事件混合模式模拟航天器飞行控制程序,驱动两航天器轨道运动、姿态定向及机动仿真;根据实时轨道仿真数据

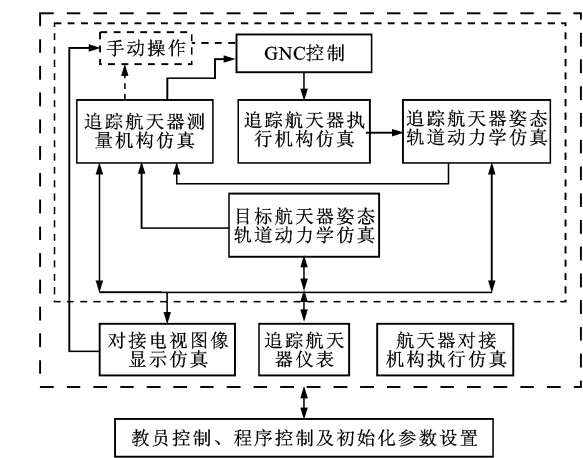


图 1 交会对接训练仿真体系架构

虚拟生成航天员对接时需要观察的目标视觉图像信息等,建立航天员对接操纵设备和其他辅助设备,形成人在回路中的交会对接自控/人控专项训练仿真系统,通过教员控制实施航天员对接操作训练.

3 误差分析

从交会对接任务特点、训练仿真实现方式和人因工效特性特点等角度分析,训练仿真与实飞对接误差主要表现在交会对接轨道运动控制数学模型建立及解算、航天器虚拟运动视觉感知生成和操作回路响应 3 个方面.自控模式仿真误差主要来自动力学模型,制导、导航和控制等模型的建立,以及解析计算等;人控模式仿真误差主要为运动视觉感知和对接操作人感误差等.

3.1 动力学模型误差

空间目标在轨运行受力情况复杂,其中地球引力是主要的,其他各种力学因素的作用相对而言均为小量^[8].考虑各种摄动和干扰的周期性、交会对接时轨道机动时间较短及对接重点是控制相对运动等,训练仿真中用于计算轨道绝对运动的公式如下

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_X &= -\frac{\mu X}{R^3} + \frac{3\mu J_2 R_e^2}{2R^5} \left(\frac{5Z^2}{R^2} - 1 \right) X + \\ &\quad \frac{5\mu J_3 R_e^3}{2R^7} XZ \left(\frac{7Z^2}{R^2} - 3 \right) X - \\ &\quad \frac{1}{2} \left(\frac{C_D S}{m} \right) \rho v_{rel-a} (V_X + \omega_Z Y - \omega_Y Z) + \Gamma_X \\ \dot{V}_Y &= -\frac{\mu Y}{R^3} + \frac{3\mu J_2 R_e^2}{2R^5} \left(\frac{5Z^2}{R^2} - 1 \right) Y + \\ &\quad \frac{5\mu J_3 R_e^3}{2R^7} YZ \left(\frac{7Z^2}{R^2} - 3 \right) X - \\ &\quad \frac{1}{2} \left(\frac{C_D S}{m} \right) \rho v_{rel-a} (V_Y + \omega_X Z - \omega_Z X) + \Gamma_Y \\ \dot{V}_Z &= -\frac{\mu Z}{R^3} + \frac{3\mu J_2 R_e^2}{2R^5} \left(\frac{5Z^2}{R^2} - 3 \right) Z + \\ &\quad \frac{5\mu J_3 R_e^3}{2R^5} \left(\frac{3}{5} - \frac{6Z^2}{R^2} + \frac{7Z^4}{R^4} \right) - \\ &\quad \frac{1}{2} \left(\frac{C_D S}{m} \right) \rho v_{rel-a} (V_Z + \omega_Y X - \omega_X Y) + \Gamma_Z \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式(1)中坐标系及参数定义参考文献[1]建立,且仅考虑了地球非球形摄动和大气阻尼摄动.该模型在经典轨道理论力学基础上,通过实际飞行与仿真试验分析比对,考虑了轨道机动交会对接精准性、人在回路中的感知特性、训练感知误差允许度以及仿真实时性.分析得出,仿真与实际可能的误差主要为摄动模型精度误差和其他忽略的摄动误差.

3.2 自控制导仿真误差

在自控交会对接模式下,从近程导引段开始至 150 m 左右停泊点采用 CW 方程进行相对运动的制导计算^[9],150 m 左右至 0 m 通常采用自动视线制导. CW 方程中假设目标飞行器严格对地定向,只受到地球引力;假设追踪飞行器只受到地球引力和推进机构的推力;假设目标飞行器轨道为圆轨道等. 仿真解算中的 CW 方程解析解如下

$$\dot{\mathbf{X}} = \Phi \mathbf{X}_0 + \mathbf{G} \mathbf{U} \quad (2)$$

$$\Phi(t) =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 6(\vartheta - s) & 4s - 3\vartheta & 0 & 2(1 - c) \\ 0 & c & 0 & 0 & s/n & 0 \\ 0 & 0 & 4 - 3c & -2(1 - c) & 0 & s/n \\ 0 & 0 & 6n(1 - c) & 4c - 3 & 0 & 2s \\ 0 & -ns & 0 & 0 & c & 0 \\ 0 & 0 & 3ns & -2s & 0 & c \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{G} =$$

$$\begin{bmatrix} (4(1 - c) - \frac{3}{2}\vartheta^2)/n^2 & 0 & 2(\vartheta - s)/n^2 \\ 0 & (1 - c)/n^2 & 0 \\ 2(s - v)/n^2 & 0 & (1 - c)/n^2 \\ (4s - 3v)/n & 0 & 2(1 - c)/n \\ 0 & s/n & 0 \\ 2(c - 1)/n & 0 & s/n \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{X}$ 表示两飞行器相对位置; $\mathbf{X}_0$ 表示制导相对位置; $\mathbf{U}$ 表示追踪飞行器推力加速度; Φ 、 $\mathbf{G}$ 表示与时间相关的时变矩阵系数,其中 $v = nt$, $s = \sin v$, $c = \cos v$. 由解析解可知, CW 制导误差包含线性化误差、摄动误差和初值误差. 线性化误差指 CW 方程在公式推导过程中省略了二阶以上的非线性项引起的误差;摄动误差是指 CW 方程中忽略了 J_2 以及更高摄动项影响引起的误差;初值误差是指初始相对位置、初始相对速度及执行加速度等引起的误差. 其中非线性误差和摄动误差很难准确地用数学公式来表达,在工程上只能是一个预估.

逼近靠拢段追踪飞行器沿视线方向作直线型受迫运动,如果位置、速度、姿态和姿态角速度制导门限值过大,则控制精度降低;如果门限值过小,燃料消耗增大. 受工程中执行机构、测量机构等因素的影响,训练仿真中误差一般采取在门限值标称及在考虑执行测量引起的误差范围内设定,即

$$\left. \begin{aligned} \Delta r_h &\geq (\Delta r^* + \delta_1) \\ \Delta v_h &\geq (\Delta v^* + \delta_2) \\ \Delta \omega_h &\geq (\Delta \omega^* + \delta_3) \\ \Delta \dot{\omega}_h &\geq (\Delta \dot{\omega}^* + \delta_4) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中:误差 $\delta_1 \sim \delta_4$ 通过理论计算、地面测试与试验初步得出,最终则通过实飞数据系统辨识得到.

3.3 自控导航仿真误差

仿真中导航误差主要是相对位置和姿态测量引起的. 寻的段和接近段位置误差可以通过中途地面修正来弥补,与航天员相关较小. 逼近靠拢段以光学测量设备为主进行目标飞行器相对追踪飞行器位置和姿态的测量^[10],在像机坐标系其测量参数误差为

$$\mathbf{l}_{\text{los}}^{\text{op}} = \delta \mathbf{T}(\mathbf{\varepsilon}_{\text{op}}) \bar{\mathbf{T}}_{\text{op}}^{\text{C}} [\mathbf{T}(\mathbf{q}_{\text{C}}^{\text{i}})(\mathbf{r}_{\text{C}}^{\text{i}} + \mathbf{T}(\mathbf{q}_{\text{f}}^{\text{O}}) \mathbf{R}_{\text{fe}}^{\text{O}}) - (\mathbf{T}(\mathbf{q}_{\text{C}}^{\text{k}}) \mathbf{r}_{\text{C}}^{\text{k}} + \mathbf{R}_{\text{C}}^{\text{C}})] \quad (6)$$

式中: $\mathbf{\varepsilon}_{\text{op}}$ 表示追踪飞行器上像机的安装位置偏差; $\bar{\mathbf{T}}_{\text{op}}^{\text{C}}$ 包含测量传感比例误差. 可以看出,仿真导航误差主要为测量机构安装和测量传感比例误差.

3.4 控制仿真误差

追踪飞行器的相对位置和速度控制采用比例微分(PD)或其他方式,执行通过控制命令驱动追踪飞行器的执行机构来实施

$$\Delta \hat{\mathbf{v}}_{\text{cmd}}^{\text{C}} = \delta \mathbf{T}(\mathbf{\varepsilon}_{\Delta v}) [\mathbf{I}_{3 \times 3} + \text{diag}(\mathbf{f}_{\Delta v})] \cdot \mathbf{T}(\mathbf{q}_{\text{C}}^{\text{i}}) \Delta \mathbf{v}_{\text{req}}^{\text{i}} + \mathbf{b}_{\Delta v} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{f}_{\Delta v}$ 为执行机构比例因子不确定误差; $\mathbf{\varepsilon}_{\Delta v}$ 表示安装轴不对称引起的误差; $\mathbf{b}_{\Delta v}$ 表示冲力误差.

姿态控制主要是对姿态角和姿态角速度进行控制,误差分布同相对位置控制系统. 考虑姿态和位置发动机安装位置和控制方式,姿态和位置发动机之间可能也存在耦合,从而引起仿真控制模型误差.

3.5 人控模式仿真误差

逼近靠拢段人控模式下,航天员通过视觉电视图像和相对测量参数进行人工导航制导,控制追踪飞行器的姿态和平移手柄来实现两飞行器逼近靠拢对接^[11]. 训练仿真中,利用图形学根据空间轨道实时渲染生成航天员监控的目标运动视觉图像信息;通过全实物姿态和平移手柄控制驱动数字仿真控制回路,实施飞行器逼近对接控制. 由实现方式和人在回路中的操作品质感知分析得出,仿真误差主要是视觉图像仿真感知误差、人控操作控制精度误差和人在回路中的响应时间误差.

3.5.1 视觉图像仿真感知误差分析 训练仿真中目标图像实现方法如下:建立空间目标飞行器对象/太空场景模型,按照空间坐标位置和姿态信息进行虚拟空间场景装载;基于空间运动特性和摄像机视

场模型进行渲染空间场景裁减;基于空间光学特性和对象材质属性进行光照渲染;基于摄像机或光学瞄准镜特性进行仿真图像特性仿真.从实现机理分析,误差主要为飞行器几何模型误差、材质属性误差、空间光源照度误差、摄像机特性误差等.

飞行器几何模型误差是指建立的空间虚拟几何模型与真实模型之间的位置和形状误差,其直接影响航天员的目标位置和姿态感知判断.材质属性误差主要表现为飞行器不同部件和部位真实的纹理特性与光学特性参数(漫反射系数、镜面反射系数等)及模型之间的误差.受图形学仿真和工程测量等因素限制,很难精确地对材质属性进行建模,存在视觉感知部件特性误差.

空间光源照度误差主要是指仿真光源定义的照度与实际对接任务中太阳、地球漫反射、月亮、星体以及阴影区交会对接灯等照度之间的差异.图形学光源照度通过(R,G,B)表示,传统虚拟生成图像亮度往往都比真实的暗,光照范围一般在1:255,而实际电视摄像机可摄入的光照范围为1:10 000,存在视觉亮度感知上的差异.摄像机特性误差主要表现在光学误差、机械误差和电学误差,图像仿真中不直接考虑这些特性误差.

3.5.2 人控操作控制精度误差分析 人控对接过程中航天员实时操作姿态和平移手柄的信号经过人工控制线路采集后直接驱动执行发动机.训练仿真中手柄采集信号输入到MCE控制软件中,驱动人控回路进行数字仿真.真实与仿真实现误差主要为手柄特性误差、驱动控制回路误差等.

手柄特性误差包括手柄本身的操作机械操作特性、安装位置以及采集精度的误差,通常表示为

$$E_h = [c_1 \delta_m \quad c_2 \delta_p \quad c_3 \delta_s]^T \quad (8)$$

式中: c_1 、 c_2 和 c_3 为误差对受训者的影响系数,在工程和仿真中通过人因工效评价定性模糊地给出.

驱动控制回路误差主要是发动机冲量误差.仿真中发动机是一种近似物理数学模型,其操作控制回路通过地面试验表现为范围样本.同时,燃料消耗引起的飞行器质心变化和羽流冲力变化引起的误差等也表现为一种范围样本.同样,这些误差可以用随机噪声、力矩和力偏差来表示

$$E_d = [\delta_T \quad \delta_F \quad \delta_n]^T \quad (9)$$

3.5.3 响应时间误差分析 航天员手控操作响应时间是指由航天员操作手柄到航天员观察到图像变化时的响应时间,分MCE控制响应时间和图像更新响应时间两部分.MCE控制响应时间是指由航天

员操作手柄到飞船位置/姿态产生变化时的响应时间,由手柄采集响应、控制器控制响应和动力学响应3部分组成.图像更新响应时间是指由电视摄像机捕获到飞船位置/姿态发生变化到航天员通过监视器观察到该变化的时间.由于真实手控控制是实际的物理控制响应,训练仿真由数学仿真计算响应,且仿真是以固定的帧周期来进行计算的,一般需要在—个或者多个固定的帧周期完成一个MCE执行周期仿真,所以仿真中时间控制表现出了不确定性,有所偏差.

真实对接中,摄像机捕获的图像处理后传输到舱内仪表显示器,训练仿真中图像通常由计算机虚拟计算生成传输到显示器,而且不同的计算机渲染生成时间也会有所差异,导致了图像响应时间不一致.通过工程理论打靶分析统计,得出仿真中帧周期平均时间偏差为15.7 ms.

4 实验与验证

在建立的训练仿真系统中,选取12名有航天背景的试验者,经过理论培训后进行每人60次实际训练,拉偏后再进行30次训练.通过训练后的试验数据分析和问卷调查模式,对误差引起的操作品质变化进行讨论.

4.1 自控模式

实际交会对接寻的段和接近段通过轨道机动和中途修正来达到与标称轨道一致;逼近靠拢段通过视线制导闭环控制来克服传感测量、控制等误差,达到与标称设计一致.训练仿真也遵循这种控制、闭环修正模式,在关键制动点或修正点(停泊点)按照飞行程序进行计算预测修正.如图2所示,训练仿真的飞行轨迹和姿态与工程设计基本吻合.最终对接靠拢的飞行轨迹和姿态仿真如图3所示,满足设计指标,表明训练仿真中模型误差可以通过机动修正和回路闭环控制得到控制.

自控阶段受训者主要是监测,按照工程设计和人在回路中的试验统计,训练仿真中的轨道机动和控制误差对受训者操作品质的感知不明显,通过关键点或闭环控制修正不影响航天员训练.

4.2 人控模式

人控模式下以回路中操纵者的操作品质感知为焦点,主要从视觉感知、操作感知和响应感知3个方面进行试验讨论.

(1)视觉感知影响.考虑到对接时航天员主要关注的是对接环和靶标,在精细建立对象虚拟几何模

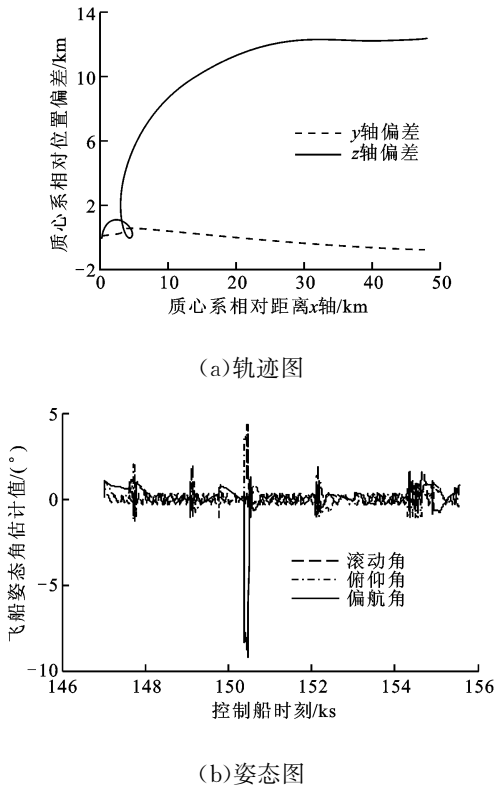


图 2 交会对接自主段相对飞行轨迹和姿态图

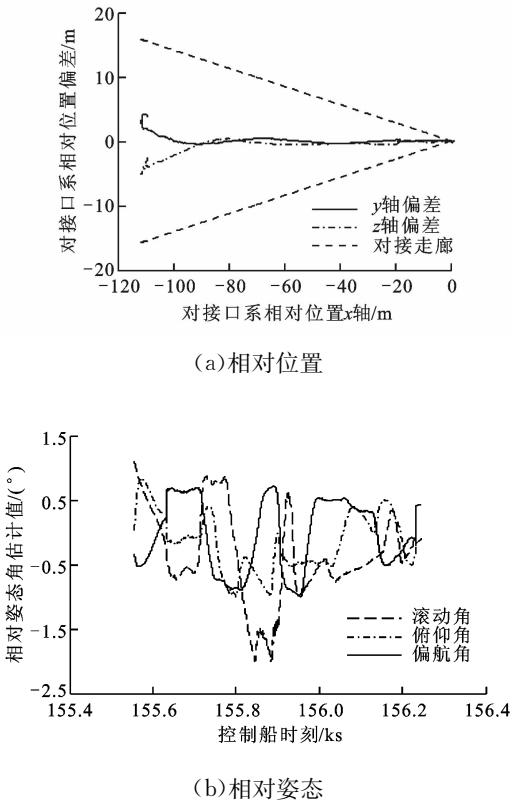


图 3 平移靠拢段相对飞行轨迹和姿态图

围内,远小于 NASA 工程实际的 0.1% 法则. 受训者观察的焦点在图像中心,实际工程摄像机光学误差、机械误差和电学误差引起的偏差通常在屏幕边缘,可以忽略. 采用传统图形学光照度仿真方法渲染的图像整体亮度要比实际场景亮度偏低,通过问卷调查和统计发现,亮度视觉感知误差会影响 95% 受训者的判断力.

(2)操作精度影响. 随机正态分布调整手柄特性和驱动回路误差,通过对接成功率和问卷调查,发现误差分布对受训者的成功率、燃料消耗以及精神负荷都有影响,但随着大误差范围训练次数的增多,对受训者的影响可以降低.

(3)时间响应影响. 通过试验发现,训练仿真系统中如果时间延迟在设计指标的基础上过长或过短,则对受训者的操作品质反映相当敏感. 延迟过长容易造成操作控制滞后,导致操作精确度下降. 时间超前,导致受训者反应时间过短,造成受训者心理负荷过重,对成功率有影响. 通过试验发现,在充分的训练基础上,只要延迟时间不超过 1 s,受训者就能够完成对接任务.

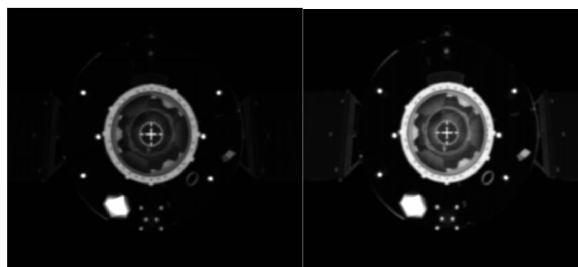
4.3 讨论

在自控模式下,轨道仿真误差以不影响悬停和对接准入走廊为基本条件. 按照工程飞程序,以标称轨道为基线进行训练仿真运算,程序修正后可以满足正常训练. 在自控转人控停泊点时需满足准入条件,仿真误差不影响最大极限范围.

人控模式下,训练仿真要确保对接环、靶标等关键视觉感知对象的运动、几何变化一致. 区别传统光照仿真方法,采用图像浮点纹理渲染和 HDR 高动态仿真^[12]进行试验,如图 4 所示(训练仿真参考 NASA 模式). 高动态仿真模式航天员感知与地面实物试验航天员感知接近,减少了训练感知误差. 考虑到可能的空间光照环境和光学设备敏感度变化,需要仿真调光、光饱和及欠饱和等极端情况,以增加航天员的适应力.

人控模式下,训练仿真操作响应特性和时间响应应与真实情况基本一致,并需要实现可能对抗的措施. 从对接训练数据发现,工程模拟器和训练模拟器即使使用同一控制仿真模型,熟练的受训者也能感知对接控制微小的差异,尤其是控制时延和操作精度. 经分析,这是由系统所采用的架构和硬件系统所导致的. 实际对接任务受发动机、羽流干扰、测量和控制精度的影响,可能也会有差异. 在地面训练时这些预估误差必须拉偏进行. 针对这一情况,通常航

型后,经计算分析得到仿真几何误差在 0.01% 的范



(a)正常模式 (b)高动态模式

图4 正常模式和高动态模式仿真

航天员人控对接时都要在靠拢前的停泊点进行体验性操作,以使航天员进行实况适应。训练仿真拉偏的目的是使航天员在真实飞行中的重适应性降低到最小化。图5统计了60次正常模式下对接位置误差分布、延迟拉偏500 ms和考虑冲力偏差(3%)后初次对接位置误差分布,以及经过30次拉偏训练后的误差分布(统计样本12人,人均3次)。从图中可以分析出,误差对受训者影响较大,但经过对抗性训练后,影响明显降低。

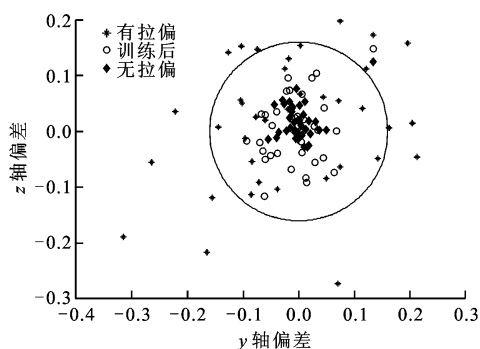


图5 对接准入相对误差分布

5 结论

针对交会对接任务,为保障航天员训练逼真精准,本文建立了实物、半实物和数字仿真相结合的训练系统。以航天员的操作感知为焦点,从仿真模型和最终感知等研究分析了航天员对接训练仿真与实飞之间的误差。通过理论分析和试验数据统计讨论,提出了关键误差训练的仿真对策,结果表明误差拉偏方法可行有效。文中仿真误差分析和对策对交会对接模拟器研制和航天员训练有重要的应用价值。

参考文献:

- [1] 张柏楠. 航天器交会对接任务分析与设计[M]. 北京: 科学出版社, 2011: 1-47.
- [2] STEPHENS J, VOS G, BILIMORIA K, et al. Orion

- handling qualities during ISS proximity operations and docking[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston, USA: AIAA, 2011: 6261.
- [3] PADFIELD G, WHITE M. Measuring simulation fidelity through an adaptive pilot model[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9: 400-408.
- [4] GELLER D. Linear covariance techniques for orbital rendezvous analysis and autonomous onboard mission planning[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(6): 1404-1414.
- [5] SULLIVAN J, LEE A, GROVER M. Rendezvous and docking sensor and effector system design considerations for the lunar lander Altair[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston, USA: AIAA, 2010: 7723.
- [6] BILIMORIA K, MUELLER E, FORST C. Handling qualities evaluation of pilot tools for spacecraft docking in earth orbit[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(5): 846-855.
- [7] BAILEY R, JACKSON B, GOODRICH K. Initial investigation of reaction control system design on spacecraft handling qualities for earth orbit docking[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston, USA: AIAA, 2008: 6553.
- [8] LIANG Libo, LUO Yazhong. Rendezvous-phasing errors propagation using quasi-linearization method[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston, USA: AIAA, 2010: 7594.
- [9] LEE D. Guidance, navigation and control system for autonomous proximity operations and docking of spacecraft[D]. Rolla, Missouri, USA: Missouri University of Science and Technology, 2009: 21-32.
- [10] WOFFINDEN D, GELLER D. Relative angles-only navigation and pose estimation for autonomous orbital rendezvous[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1455-1469.
- [11] 杨进, 姜国华, 晁建刚. 基于靶标图像的航天员手控对接方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1398-1404.
- YANG Jin, JIANG Guohua, CHAO Jiangang. A cross drone image-based manual control rendezvous and docking method[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1398-1404.
- [12] XU Ruifeng. Real-time realistic rendering and high dynamic range image display and compression [D]. Orlando, Florida, USA: University of Central Florida Orlando, 2005: 32-47.

(编辑 荆树蓉 武红江)