

12-12-2019

Design and Analysis of Sustained-G Flight Simulator Control Algorithm

Xiaoguang Zhou

1. Center of Trainer Simulation Training, Naval Aviation University, Huludao 125001, China; ;2. Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; ;

Yihong Fang

3. Institute of Air Force Training Equipment Research, Beijing 100195, China;

Huaiying Tian

1. Center of Trainer Simulation Training, Naval Aviation University, Huludao 125001, China; ;

Mingzhi Yao

1. Center of Trainer Simulation Training, Naval Aviation University, Huludao 125001, 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.

Design and Analysis of Sustained-G Flight Simulator Control Algorithm

Abstract

Abstract: In order to solve the problem of mismatch exist between angular motions by Sustained-G Flight Simulator pilot through his proprioceptive receptors and visual receptors, the control algorithm of Sustained-G Flight Simulator is designed. *The formulas relative to control input is derived; the mathematical model of human proprioceptive system is researched, the relationship between pilot's perceptual angular and rotating linear acceleration vectors and angular accelerations is given, based on that, the control algorithm of Sustained-G Flight Simulator is proposed, which can make a match existence between the angular motion perceived by Sustained-G Flight Simulator pilot and aircraft pilot.* The simulation results show that the control algorithm presented can effectively solve the problem of mismatching existence between angular motions by Sustained-G Flight Simulator pilot through his proprioceptive receptors and visual receptors, and improve the flight realism of Sustained-G Flight Simulator.

Keywords

Sustained-G Flight Simulator, human proprioceptive system, acceleration, angular motion

Recommended Citation

Zhou Xiaoguang, Fang Yihong, Tian Huaiying, Yao Mingzhi. Design and Analysis of Sustained-G Flight Simulator Control Algorithm[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(9): 1835-1841.

持续载荷飞行模拟器控制算法设计研究

周晓光^{1,2}, 方逸洪³, 田怀英¹, 姚明智¹

(1. 海军航空大学教练机模拟训练中心, 辽宁葫芦岛 125001; 2. 空军工程大学, 陕西西安, 710051; 3. 空军军训器材研究所, 北京 100195)

摘要: 为解决持续载荷飞行模拟器角运动感知与视景感知不相匹配的问题, 对持续载荷飞行模拟器控制算法进行研究。对持续载荷飞行模拟器控制系统进行了数学推导; 构建了人体角运动感知与旋转线性加速度和角加速度之间的关系模型, 提出基于人体角运动感知模型的持续载荷飞行模拟器控制算法, 使持续载荷飞行模拟器与仿真飞机角运动相匹配。仿真结果验证了所提出的控制算法可以有效解决飞行员角运动感知与视景感知不相匹配的问题, 提高持续载荷飞行模拟器仿真逼真度。

关键词: 持续载荷飞行模拟器; 人类本体感觉系统; 加速度; 角运动

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2019) 09-1835-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.17-0303

Design and Analysis of Sustained-G Flight Simulator Control Algorithm

Zhou Xiaoguang^{1,2}, Fang Yihong³, Tian Huaiying¹, Yao Mingzhi¹

(1. Center of Trainer Simulation Training, Naval Aviation University, Huludao 125001, China; 2. Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 3. Institute of Air Force Training Equipment Research, Beijing 100195, China)

Abstract: In order to solve the problem of mismatch exist between angular motions by Sustained-G Flight Simulator pilot through his proprioceptive receptors and visual receptors, the control algorithm of Sustained-G Flight Simulator is designed. The formulas relative to control input is derived; the mathematical model of human proprioceptive system is researched, the relationship between pilot's perceptual angular and rotating linear acceleration vectors and angular accelerations is given, based on that, the control algorithm of Sustained-G Flight Simulator is proposed, which can make a match existence between the angular motion perceived by Sustained-G Flight Simulator pilot and aircraft pilot. The simulation results show that the control algorithm presented can effectively solve the problem of mismatching existence between angular motions by Sustained-G Flight Simulator pilot through his proprioceptive receptors and visual receptors, and improve the flight realism of Sustained-G Flight Simulator.

Keywords: Sustained-G Flight Simulator; human proprioceptive system; acceleration; angular motion

引言

持续载荷飞行模拟器 (Sustained-G Flight



收稿日期: 2017-06-30 修回日期: 2017-07-22;
基金项目: 军内科研(装计[2016]438 号);
作者简介: 周晓光(1982-), 男, 吉林蛟河, 博士, 工程师, 研究方向为飞行仿真; 方逸洪(1982-), 女, 浙江宁波, 博士, 工程师, 研究方向为飞行仿真。

Simulator)又称为动态飞行模拟器 (Dynamic Flight Simulator), 以载人离心机为运动平台, 在飞行员控制下可产生与高性能作战飞机相匹配的多向高载荷环境, 是目前飞行模拟器发展的重要方向之一, 基本结构如图 1 所示。国内研究主要集中在持续载荷飞行模拟器原理分析^[1], 分系统设计^[2], 仿真验证^[3-4], 现状分析^[5]等方面。国外对持续载荷飞行

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

• 1835 •

模拟器的研究起步较早^[5-6], 并已经成功的将持续载荷飞行模拟器运用到飞行员的训练中, 如美海空作战中心的持续载荷飞行模拟器于 2001 年正式投入使用^[7], 主要用于飞行员训练。

持续载荷飞行模拟器由于受结构限制, 在提供精确 G 值模拟的情况下, 会产生与仿真飞机无关联的角运动, 这种无关联角运动的存在使得持续载荷飞行模拟器的控制输出与仿真飞机控制输出不一致, 进而产生受训人员角度运动感知与视觉感知之间的冲突, 这种冲突将导致飞行员很难驾驶持续载荷飞行模拟器, 严重限制持续载荷飞行模拟器的应用。本文提出了基于人体角运动感知模型的持续载荷飞行模拟器控制算法, 基于飞行员感知角运动与旋转线性加速度和角加速度之间的关系模型, 对产生不相关联角运动信息的驱动控制信号进行弱化, 并将飞机的角运动信息纳入到持续载荷飞行模拟器控制信号中, 实现了过载 G 值和角运动综合的模拟, 有效解决持续载荷飞行模拟器角运动感知与视景感知不相匹配的问题。飞行员可以根据个人训练感知情况, 对控制信号的关键参数进行适当调整, 以满足不同训练对象的训练需要, 有效提高了持续载荷飞行模拟器仿真逼真度。

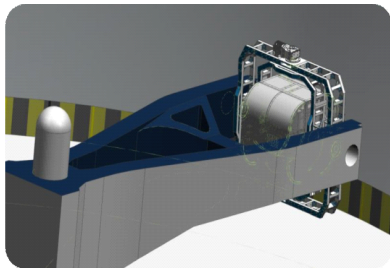


图 1 持续载荷飞行模拟器
Fig. 1 Sustained-G Flight Simulator

1 持续载荷飞行模拟器仿真原理

1.1 持续载荷飞行模拟器控制方程

持续载荷飞行模拟器的万向节结构如图 2 所示, 主要由外框滚转框和内框俯仰框组成。滚装框可以绕与主旋臂垂直的水平轴进行旋转, 旋转角度定义为 A_c , 俯仰框可以绕外部俯仰框平面内与滚

转轴垂直的旋转轴进行旋转, 旋转角度定义为 B_c , 主旋臂以角速度 ω 在水平面内绕固定点进行旋转。角 A_c , B_c 和角速度 ω 是 3 个相互独立的控制变量, 可以对持续载荷飞行模拟器进行控制^[8]。

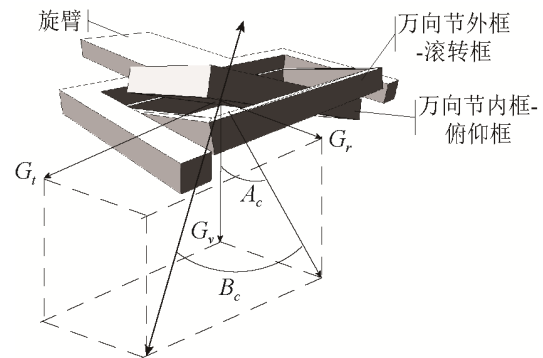


图 2 持续载荷飞行模拟器万向节结构
Fig. 2 Gimbal structure of Sustained-G Flight Simulator

假定飞行员过载为 $[G_{xc}, G_{yc}, G_{zc}]$, 角速度为 $[p_c, q_c, r_c]$, 吊舱过载为 $[G_T, G_R, G_V]$, 持续载荷飞行模拟器三个控制变量为 $[A_c, B_c, \omega]$, 那么飞行员过载与持续载荷飞行模拟器模拟过载之间的关系如下^[9]:

$$G_{xc} = G_T \cos B - G_R \sin A \sin B - G_V \cos A \sin B \quad (1)$$

$$G_{yc} = -G_R \cos A + G_V \sin B \quad (2)$$

$$G_{zc} = G_T \sin B + G_R \sin A \cos B + G_V \cos A \cos B \quad (3)$$

$$p_c = \dot{A} \cos B - \omega \cos A \sin B \quad (4)$$

$$q_c = \dot{B} + \omega \sin A \quad (5)$$

$$r_c = \dot{A} \sin B + \omega \cos A \cos B \quad (6)$$

联立公式(1)~(6), 并求解, 可得

$$\omega_c = \sqrt{\frac{g}{E}} \sqrt{G_c^2 - G_T^2 - 1} \quad (7)$$

$$A = -\arcsin\left(\frac{G_R}{G_{RV}}\right) + \arcsin\left(\frac{G_{yc}}{G_{RV}}\right) = A_c + \Delta A_y \quad (8)$$

$$B_c = \arcsin\left(\frac{G_T}{G_{zc}}\right) + \arcsin\left(\frac{G_{xc}}{G_{zc}}\right) = B_c + \Delta B_y \quad (9)$$

式中: $G_c = \sqrt{G_{xc}^2 + G_{yc}^2 + G_{zc}^2}$, $G_V = g/g = 1$, $G_{xc} = \sqrt{G_{xc}^2 + G_{zc}^2}$, $G_T = R\dot{\omega}_c/g$, $G_R = R\omega_c^2/g$ 。

其中, A_c 和 B_c 为万向节滚转和俯仰的角度, 是使得受训对象与合加速度 G_c 相关联, $G_{xc}=G_{yc}=0$ 。 ΔA_c 和 ΔB_c 是在 A_c 和 B_c 滚转角基础上进行转动的角度, 其目的是在合加速度 G_c 的基础上产生分加

速度 G_{xc} 和 G_{yc} 。从以上分析可知, 万向节滚转角可以划分为 2 部分, 第 1 部分如 A_c 和 B_c 用于使对象与合加速度相匹配, 第 2 部分如 ΔA_c 和 ΔB_c , 是在合加速度的基础上进行转动, 产生相应的分加速度。万向节滚转角度和目标分加速度之间的关系如图 3 所示。其中角运动 A_c 和 B_c 完全是离心机相关的, 是使受训者感受角运动产生的主要贡献者。控制算法的主要目的是修改这些驱动信号, 最小化这些驱动信号所产生的角运动感知。

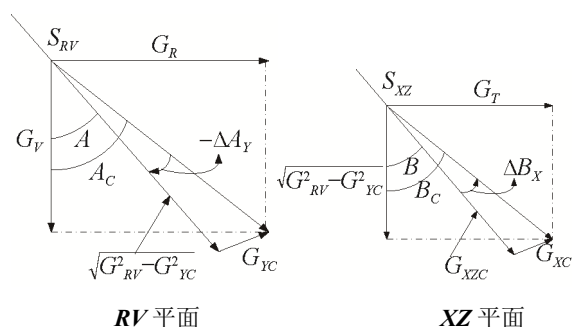


图 3 万向节滚转角度和目标加速度之间的关系

Fig. 3 The relation between the gimbal angular and acceleration

1.2 持续荷载飞行模拟器仿真局限

持续荷载飞行模拟器具有 3 个自由度, 其中安装座舱的双万向节可以产生滚转和俯仰两个自由度角运动, 安装万向节的旋臂以一定速度进行旋转, 提供第 3 个自由度的旋转运动。虽然这 3 个自由度在各自的行程 $0^\circ \sim 360^\circ$ 内没有限制, 但是由于持续荷载飞行模拟器结构限定于水平面内以一定的半径进行旋转, 这种结构限制造成持续荷载飞行模拟器不可能在线性加速度和角运动 2 个方面均与非限制 6 自由度域内的仿真飞机相匹配。以往, 载人离心机用于飞行员生理研究, 在飞行员的开环控制下, 为飞行员提供多向持续荷载以及快速变化荷载, 主要用于研究飞行员的抗荷载耐力训练以及相应的生理心理训练, 此种情况下不考虑角度运动, 因此载人离心机的结构限制可以不考虑。然而作为持续荷载飞行器, 不仅要为飞行员提供线性加速度模拟, 还要提供飞机姿态角度的模拟, 这为持续荷载飞行模拟器控制算法设计提出了严峻的挑

战。持续荷载飞行模拟器在产生过载过程中, 两个万向节和一个旋臂将进行快速的角运动, 然而这些角运动与仿真飞机是不相关的。飞行员在持续荷载飞行模拟器的控制输出与仿真飞机控制输出是不一致, 角度运动感知与视觉输入相冲突, 存在失配问题, 这种冲突将导致飞行员很难驾驶持续荷载飞行模拟器, 将严重限制持续荷载飞行模拟器的应用。因此, 需要为飞行员提供与视觉域一致的角运动提示, 使得在振幅和相位方面不冲突。另一方面, 在稍大于 $+1G$ 范围内控制需要进行大角度的万向节角度运动, 这为进行精确的 G 值造成困难, 而且不能提供 $-1G \sim +1G$ 范围内的荷载仿真。因此为了使持续荷载飞行模拟器可飞可用, 飞行员可以持续荷载飞行模拟器全程荷载的仿真效果, 那么在 G 值快速变化过程中和 G 值稍大稍小范围内, 必须对精确 G 值得控制要求进行放宽。

2 基于本体感觉模型的持续荷载飞行模拟器控制算法设计

2.1 仿真控制原理

包含视觉和本体感觉系统的飞机和持续荷载飞行模拟器闭环控制系统结构对比如图 4~5 所示。持续荷载飞行模拟器通过为飞行员提供控制输入反馈力感知以及仪表和视景显示系统相应的视觉感知, 产生相应的线性力和角运动环境, 可以为飞行员提供与仿真飞机相似感知。这要求持续荷载飞行模拟器控制算法的控制输入必须考虑仿真飞机的线性力 G_a 和角速率 Ω_a 。

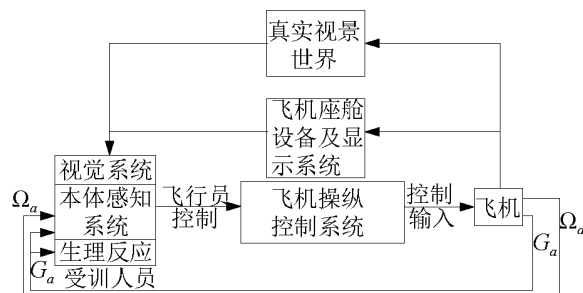


图 4 飞机控制闭环系统

Fig. 4 Closed-loop control system of the aircraft

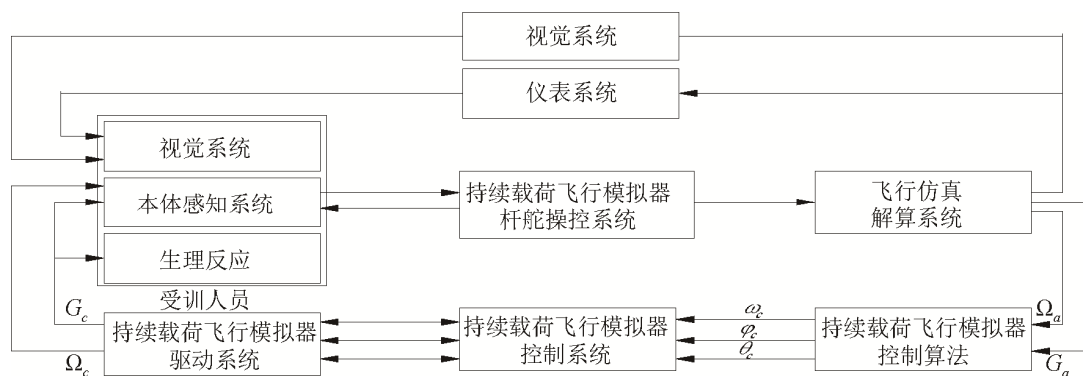


图 5 持续载荷飞行模拟器闭环控制系统

Fig. 5 Closed-loop control system of Sustained-G Flight Simulator

根据之前分析可知,使持续载荷飞行模拟器产生的线性力和角运动与对象飞机完全匹配在结构上是不可能实现的。另外,持续载荷飞行模拟器也不是单单追求在线性力或者角运动某一单独方面的完全匹配,控制算法必须找到线性加速度和角运动两个方面的折中点,以达到最好的仿真效果。这种折中首要关注的是持续载荷飞行模拟器视觉和本体感受器获得的角运动信息的匹配。本体感受器包含了触觉/运动感觉器和前庭感觉器。这种匹配产生的积极效应是使持续载荷飞行模拟器与仿真飞机在同样输入作用下产生相应匹配的反应。这种匹配可以不需要持续载荷飞行模拟器与对象飞机的角运动完全匹配而形成。人体对滚转和俯仰角的角运动的感知被证实是受分别绕滚转轴和俯仰轴的角运动和线性加速度向量联合影响的^[10]。因此,相对于纯角转动,通过控制滚转和俯仰万向节驱动信号产生旋转的线性加速度向量,同样可以获得角运动的感知。

持续载荷飞行模拟器控制算法应满足以下条件:

- 1) 提供控制逻辑满足在 1G 值附近或低于 1G 值范围内提供平滑持续的控制;
- 2) 在变化 G 值以满足生理压力感觉时,最小化持续载荷飞行模拟器受训人员感受到的干扰角的运动;
- 3) 使持续载荷飞行模拟器受训人员视觉和本体感觉在感知角运动信息方面相匹配;
- 4) 使持续载荷飞行模拟器运行在结构和生理

限制之下;

- 5) 对万向节驱动电机的高频信号进行滤波,最小化相位,以免引起万向节连锁结构震动。

2.2 人体感知模型

在设计控制算法过程中,飞行员感知角运动与旋转线性加速度和角加速度之间独立和联合刺激之间的关系被证明是非常重要的^[11-12]。基于飞行员试验,飞行员关于俯仰轴和滚转轴感知角运动与旋转线性加速度和角加速度之间的关系如下^[6,8]:

$$\Phi_{ac} = \frac{A}{(G_c^l + 1)(S + 10)(S + 5)} = \frac{A}{(G_c^l + 1)} T_{\varphi a} \quad (10)$$

$$\Theta_{ac} = \frac{B}{(G_c^l + 1)(S + 10)(S + 2.5)} = \frac{B}{(G_c^l + 1)} T_{\theta a} \quad (11)$$

$$\Phi_{vc} = \frac{G_c^l \varphi_{vc}}{(G_c^l + 1)(S + 10)(S + 0.5)} = \frac{G_c^l \varphi_{vc}}{(G_c^l + 1)} T_{\varphi v} \quad (12)$$

$$\Theta_{vc} = \frac{G_c^l \theta_{vc}}{(G_c^l + 1)(S + 10)(S + 0.2)} = \frac{G_c^l \theta_{vc}}{(G_c^l + 1)} T_{\theta v} \quad (13)$$

式中: Φ_{ac} 是飞行员在高载荷条件下由纯滚转角输入本体感觉所感受到的角运动信息; G_c^l 为延时的合加速度; Θ_{ac} 是飞行员在高载荷条件下由俯仰角输入本体感觉所感受到的角运动信; Φ_{vc} 是飞行员在高载荷条件下由线性加速度旋转输入本体感觉所感受到的滚转角运动信; Θ_{vc} 是飞行员在高载荷条件下由线性加速度旋转输入本体感觉所感受到的俯仰角运动信。

人体感知角运动是角运动和旋转线性加速度联合刺激的结果,因此人体对角运动感知模型如下:

$$\Phi_c = \Phi_{ac} + \Phi_{vc} = \frac{AT_{\varphi a} + G_c^1 \varphi_{vc} T_{\varphi v}}{(G_c^1 + 1)} \quad (14)$$

$$\Theta_c = \Theta_{ac} + \Theta_{vc} = \frac{BT_{\theta a} + G_c^1 \theta_{vc} T_{\theta v}}{(G_c^1 + 1)} \quad (15)$$

$$\text{式中: } T_{\varphi a} = T_{\theta a} = \frac{12.48S}{(S+10)(S+5)},$$

$$T_{\varphi v} = T_{\theta v} = \frac{6.66(S+0.75)}{(S+10)(S+0.5)}.$$

2.3 控制算法推导

为减少干扰角的产生, 初始策略是最小化合加速度生成过渡期飞行员所感知的俯仰和滚转角运动。为了简化问题, 这里仅对滚转轴的角运动进行推导研究。首先假定滚转万向节的命令函数为 A_0 , 可以最小化公式(14)中的感知角 Φ_c 。设命令函数 A_0 是通过命令函数 A_c 进行扰动得到的, 其中 A_c 为公式(8)描述的万向节控制命令, 在 $G_{vc}=0$ 的条件下用于实现对 G 值的精确控制, 那么

$$A_0 = A_c + \Delta A_0 = A_c + \Phi_{vc_0} \quad (16)$$

式中: ΔA_0 是关于 Φ_{vc_0} 的向量命令函数; Φ_{vc_0} 是由通过对 A_c 进行扰动引起的。将上式代入到式(14)中, 且令等式为 0, 那么

$$A_0 T_{\varphi a} + G_c^1 \varphi_{vc_0} T_{\varphi v} = 0 \quad (17)$$

求解公式(16)和(17), 得

$$A_0 = \frac{A_c}{1 + \frac{T_{\varphi a}}{G_c^1 T_{\varphi v}}} \approx \frac{A_c}{1 + 0.25S} \quad (18)$$

下一步的主要任务是将飞机的 G_{va} 插入到驱动信号内。所以将式(8)中的 ΔA_y 插入驱动信号。插入 ΔA_y 的影响是增加了持续荷载飞行模拟器受训人员的角运动和线性加速度向量运动提示, 这种提示效果与飞机飞行员感知的提示时一样。

最后, 为了给持续飞行模拟器飞行员提供飞机角运动提示信息, 必须对离心机的滚转万向轴控制信号进行修改, 以便包含飞机角滚转运动信息。为了使持续荷载飞行模拟器飞行员所感知的滚转运动提示与飞机飞行员一致, 必须满足^[13-14]:

$$\Phi_{aa} + \Phi_{va} = \Phi_{ac} + \Phi_{vc} \quad (19)$$

进一步推导

$$\left(\frac{P_a}{S}\right) T_{\varphi a} + G_c^1 \Phi_{va} T_{\varphi v} = AT_{\varphi a} + G_c^1 \varphi_{vc} T_{\varphi v} \quad (20)$$

式中: P_a/S 为飞机的滚转角位移。设

$$A = A_0 + \Delta A_y + \Delta A_a \quad (21)$$

式中: ΔA_a 是用以形成飞机滚转角运动效果的函数。

由公式(17)可知

$$A_0 T_{\varphi a} = -G_c^1 \varphi_{vc_0} T_{\varphi v} \quad (22)$$

且, ΔA_y 生成一个向量角, 该向量角在持续荷载飞行模拟器飞行员与飞机飞行员身上具有同样的感知效果, 将公式(21)代入到公式(20):

$$\left(\frac{P_a}{S}\right) T_{\varphi a} = \Delta A_a T_{\varphi a} + G_c^1 (\varphi_{vc} - \varphi_{vc_0}) T_{\varphi v} \quad (23)$$

定义

$$\Delta A_a = \varphi_{vc} - \varphi_{vc_0} \quad (24)$$

将公式(24)代入公式(23)中,

$$\Delta A_a = \frac{\left(\frac{P_a}{S}\right) T_{\varphi a}}{T_{\varphi a} + G_c^1 T_{\varphi v}} = \frac{P_a}{1 + \frac{T_{\varphi a}}{G_c^1 T_{\varphi v}}} \approx \frac{P_a}{1 + 0.25S} \quad (25)$$

因此, 总的滚转万向节驱动信号定义如下:

$$A = \frac{A_c}{1 + 0.25S} + \Delta A_y + \frac{P_a}{1 + 0.25S} \quad (26)$$

$$\text{式中: } A_c = -\sin^{-1}\left(\frac{G_R}{G_{RV}}\right), \quad \Delta A_y = \sin^{-1}\left(\frac{G_{ya}}{G_{RV}}\right).$$

其中 A_c 和 P_a 两项的时间延迟项属于不同的时帧, 必须对等式进行修改进而包含万向节和旋臂驱动系统的相应时间。 A_c 上的时间延迟项参照于万向节相应角, 主要用于协调 G 值控制, 因此使用之前的方法进行修改。 P_a 上的时间延迟项参照于飞机角速度, 考虑到万向节驱动系统的相应时间可以对其进行忽略。需要对 P_a 进行修改, 剔除低频内容, 因为低频可能会产生持续的 G_{vc} 加速度。可以通过一个高通滤波器对实现这个效果, 并对 P_a 的相位反映具有较小的影响。最终的滚转万向节驱动信号 A 的形式如下:

$$A = \frac{A_c}{1 + 0.45S} + \Delta A_y + \frac{0.22P_a S}{1 + 3.16S} \quad (27)$$

同理可以推导俯仰万向节驱动信号 B 的形式如下:

$$B = \frac{B_c}{1+0.45S} + \Delta B_x + \frac{0.876Q_a S}{1+3.16S} \quad (28)$$

3 仿真分析

假定旋转半径 $R=8\text{ m}$, 基础过载值为 1.5 g 。选取某型初级教练机飞参数据作为试验数据。首先在不考虑角运动提示的情况下, 进行精确 G 值模拟, 应用公式(7)~(9)进行仿真计算, XYZ 三个方向的 G 值仿真结果如图 6 所示。从图 6 中可以看出, 应用持续载荷飞行模拟器基本控制公式(7)~(9)可以进行精确的 G 值模拟, 达到了良好的仿真效果。

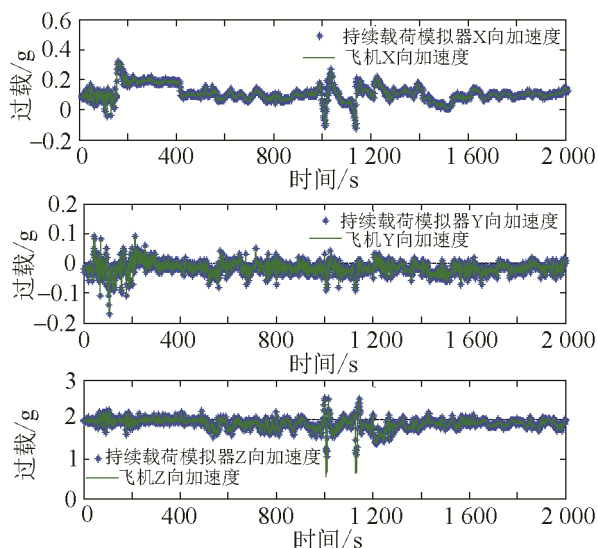


图6 原控制算法的持续载荷飞行模拟器过载仿真
Fig. 6 G-load simulation of Sustained-G Flight Simulator with origin control algorithm

由于在持续载荷飞行模拟 G 值精确控制的条件下, 没有考虑角运动信息, 因此持续载荷飞行模拟器的角运动信息与飞机角运动信息相差较大, 将会导致持续载荷飞行模拟器角运动信息与视觉信息不匹配现象, 如图 7 所示, 这将严重降低持续载荷飞行模拟器的仿真逼真度。

以下验证基于本体感觉模型的持续载荷飞行模拟器控制算法的有效性, 应用公式(6), (27), (28)进行仿真控制, 最终的 XYZ 三个方向的 G 值仿真

结果如图 8 所示。从图 8 中可以看出, 应用基于本体感觉模型的持续载荷飞行模拟器控制算法时, G 值模拟与仿真对象飞机有一定的误差, 但是误差在飞行员的可接受范围之内, 满足训练需求。

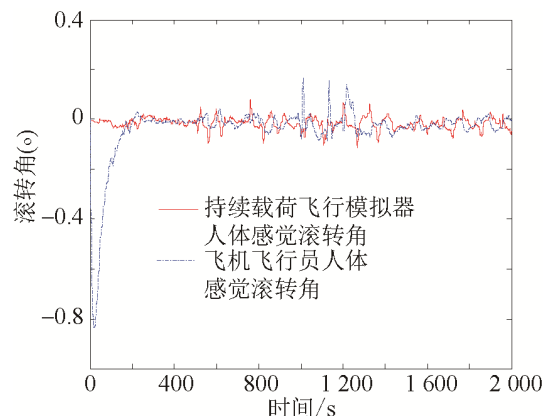


图7 原控制算法的持续载荷飞行模拟器角运动仿真
Fig. 7 Angular motion of Sustained-G Flight Simulator with origin control algorithm

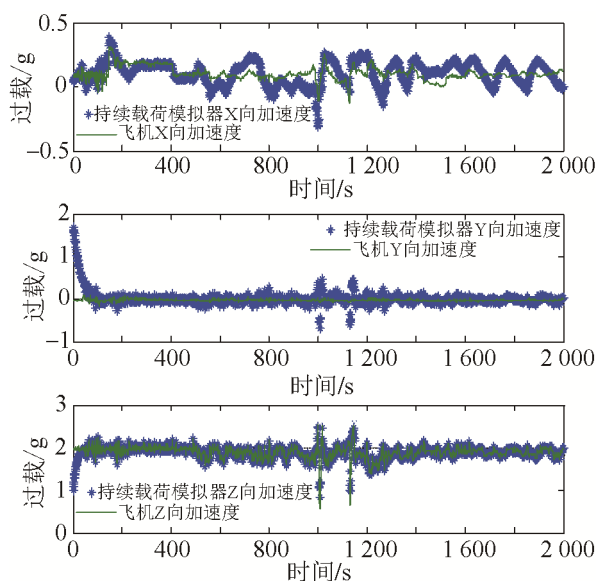


图8 改进控制算法的持续载荷飞行模拟器过载仿真
Fig. 8 G-load simulation of Sustained-G Flight Simulator with improved control algorithm

应用基于本体感觉模型的持续载荷飞行模拟器控制算法, 持续载荷飞行模拟器为受训人员提供的角运动信息如图 9 所示, 对比图 7 可知, 基于本体感觉模型的持续载荷飞行模拟器控制算法将飞机姿态角信息纳入到持续载荷飞行模拟器控制信号内, 将持续载荷飞行模拟器受训者感知的角运动

信息与飞行员驾驶飞机感受到的角运动信息相匹配,有效地解决了持续荷载飞行模拟器受训人员角运动感知与视景感知之间的错配问题,提高了持续荷载飞行模拟器的逼真度,拓展了持续荷载飞行模拟器的应用范围。

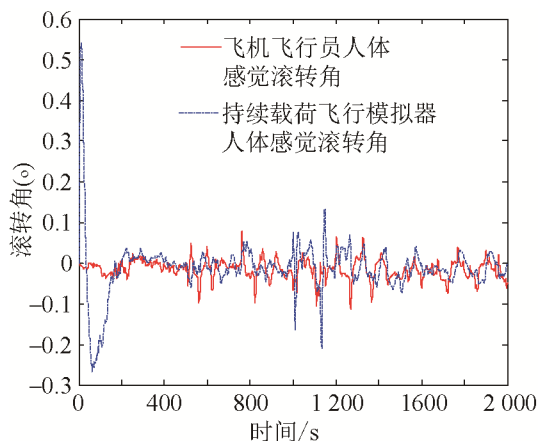


图 9 改进控制算法的持续荷载飞行模拟器角运动仿真
Fig. 9 G-load simulation of Sustained-G Flight Simulator with improved control algorithm

4 结论

基于本体感觉模型的持续荷载飞行模拟器控制算法将仿真对象飞机的姿态信息纳入到持续荷载飞行模拟器的控制输入信号中,为持续荷载飞行模拟器受训者感知系统提供了与仿真对象飞机相匹配的角运动信息,有效解决持续荷载飞行模拟器受训人员角运动感知与视觉感知之间的失配问题,提高持续荷载飞行模拟器仿真逼真度。下一步将进一步研究基于本体感觉模型的持续荷载飞行模拟器控制算法中关键参数的调整问题。

参考文献:

- [1] 潘文俊, 王立新. 持续荷载飞行模拟器过失速机动过载模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(6): 635-640.
Pan Wenjun, Wang Lixin. Simulation of G-loads in post-stall maneuver on sustained G-load flight simulator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(6): 635-640.
- [2] 潘文俊, 王立新. 持续荷载飞行模拟器过载模拟新原理[J]. 航空学报, 2010, 31(11): 2160-2166.
Pan Wenjun, Wang Lixin. Principles of G-load simulation for novel Sustained-G Flight Simulation[J]. Acta Aeronautica Astronautica Sinica, 2010, 31(11): 2160-2166.
- [3] 由俊生, 由勇. 歼击机飞行员三轴加速度过载建模与仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(增 2): 28-30.
You Junsheng, You Yong. Research for modelling and simulation of pilot three shaft acceleration[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(S2): 28-30.
- [4] 由勇, 由育阳. 持续荷载飞行仿真技术与工程设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
You Yong, You Yuyang. Sustained Acceleration Flight Simulation Technology And Engineering Design[M]. Beijing: National Defence of Industry Press, 2013.
- [5] 宋琼, 胡荣华. 动态飞行模拟器及其发展概述[J]. 装备环境工程, 2015, 12(5): 11-16.
Song Qiong, Hu Ronghua. Summarization of Dynamic Flight Simulator and Its Development[J]. Equipment Environment Engineering, 2015, 12(5): 11-16.
- [6] Crobie R J, Kiefer D A. Controlling the human centrifuge as a force and motion platform for the dynamic flight simulator[R]. AIAA-1985-1742, 1985.
- [7] Tripathy N K. Analysis of multi-axis acceleration profile in a supermaneuverable aircraft[J]. Indian Journal of Aerospace Medicine (S0884-2914), 2006, 50(2): 7-12.
- [8] Richard J C. Application of experimental derived pilot perceptual angular response transfer function[R]. AIAA-1988-1100, 1988: 146-153.
- [9] Repperger D W. A study of supermaneuverable flight trajectories through motion field simulation of centrifuge simulation[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control (S0022-0434), 1992, 270(114): 556-560.
- [10] Crosbie R J. A total G-force environment dynamic flight simulator[R]. AIAA-83-0139, 1983.
- [11] Dennis K. Development evaluation of a centrifuge flight simulator as an enhance maneuverability flying qualities tool[R]. AIAA-92-4157-CP, 1992.
- [12] Rogers R O. An Experiment to Evaluate Transfer of Low-Cost Simulator-Based Upset-Recovery Training[R]. AIAA-09-5257-CP, 2009.
- [13] Antonio O. New concept of dynamic flight simulator[J]. Aerospace Science and Technology (S1207-9638), 2013, 126(30): 79-80.
- [14] Richard M M. A Study to Evaluate the Suitability of a Centrifuge as a Dynamic Flight Simulator for F/A-18 Strike Fighter Mission Training[D]. Knoxville: University of Tennessee, 2009.