

1-2-2019

Implement Objective Motion Cueing Test on the A320 Full Flight Simulator

Yang Yang

Training Centre of Sichuan Airlines Group Co., Ltd, Chengdu 611731, 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.

Implement Objective Motion Cueing Test on the A320 Full Flight Simulator

Abstract

Abstract: Pilot's subjective evaluation has been used for motion cueing tuning and calibration for years, and widely recognized as the major criteria in civil full flight simulator qualification. Due to the diversity of human perception, it is impossible to reproduce the same motion cueing on different simulators. *In order to objectively evaluate the A320 full flight simulator motion cueing system performance, an engineering practice has been carried out recently by implementation of the OMCT(Objective Motion Cueing Test)which was published by ICAO in 2015. It aims to measure the signal transport delay between the flight model and motion platform, through analyzing the system frequency response within motion envelop, furthermore such test is also used to optimize the parameters of the motion drive washout algorithm. After comparison with time domain test, the system dynamic characteristics can be found significantly improved after tuning.*

Keywords

motion cueing system, frequency response, motion drive algorithm, specific force, washout

Recommended Citation

Yang Yang. Implement Objective Motion Cueing Test on the A320 Full Flight Simulator[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(3): 943-953.

新型运动提示客观测试技术在 A320 模拟机的实现

杨洋

(四川航空集团有限责任公司培训中心, 成都 611731)

摘要: 飞行员的主观评价一直是运动提示系统的性能和算法调校的依据,也是民航局方鉴定全动飞行模拟机的主要参考标准。受飞行员的主观因素差异的影响,每一台模拟机的运动提示各不相同。为客观评价 A320 全动飞行模拟机运动提示系统的逼真度,基于国际民航组织于 2015 年正式发布的 OMCT 测试技术原理并通过改装加以实现,通过测量信号从飞行仿真模型到运动平台的信号传输的模数和相位差,获得运动提示系统在包线范围内的频率响应特征和传输延迟,并进一步使用 OMCT 对洗出算法参数进行优化,通过时域测试对比证实动态特性改善明显。

关键词: 运动提示系统; 频率响应; 运动驱动算法; 比力; 洗出

中图分类号: V216.7

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2018) 03-0943-11

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201803022

Implement Objective Motion Cueing Test on the A320 Full Flight Simulator

Yang Yang

(Training Centre of Sichuan Airlines Group Co., Ltd, Chengdu 611731, China)

Abstract: Pilot's subjective evaluation has been used for motion cueing tuning and calibration for years, and widely recognized as the major criteria in civil full flight simulator qualification. Due to the diversity of human perception, it is impossible to reproduce the same motion cueing on different simulators. *In order to objectively evaluate the A320 full flight simulator motion cueing system performance, an engineering practice has been carried out recently by implementation of the OMCT(Objective Motion Cueing Test)which was published by ICAO in 2015. It aims to measure the signal transport delay between the flight model and motion platform, through analyzing the system frequency response within motion envelop, furthermore such test is also used to optimize the parameters of the motion drive washout algorithm. After comparison with time domain test, the system dynamic characteristics can be found significantly improved after tuning.*

Keywords: motion cueing system; frequency response; motion drive algorithm; specific force; washout

引言

六自由度运动平台从 1970 年开始应用于飞行模拟,由 Schmidt 和 Conrad 发明的运动驱动算法

实现了将飞机运动和过载等效成为运动平台的伸缩变换^[1]。此后对运动驱动算法的参数调校一直依赖试飞员的主观判断。经研究表明运动算法的调校和运动提示的动态特性对飞行员在模拟器上的操纵行为有直接影响^[2]。随着高质量的多任务全动飞行模拟机投入运行,运动提示系统的性能也被列入民航模拟器鉴定要求,获得民航局认证的模拟机及运动提示系统可以有效的提高飞行训练质量,并帮



收稿日期: 2016-03-28 修回日期: 2016-06-15;

作者简介: 杨洋(1982-),男,四川成都,本科,高工,研究方向为飞行仿真和分布式处理。

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

• 943 •

助飞行员从“零飞行小时”无缝过渡到本场训练。由于飞行训练设备具备的高性价比及其在故障科目和应急程序演练的安全优势,使用 D 级全动模拟机进行复训、检查和升级已成为局方强制性要求。从上世纪 80 年代末起,与飞行模拟设备相关的规章也逐渐成熟,早期的 AC 120-40B/C、JAR STD-1A、ICAO 9625 和 FAA Part-60 等咨询通告形成了民用全动飞行模拟机的鉴定体系,目前国际通用的鉴定标准主要包括 ICAO 9625 第 2 版、美国 FAA CFR 14 Part-60 Change 1、欧洲 EASA CS-FSTD(A) 和中国民航局的 CCAR-60 部等局方文件,其中对运动提示系统的主要评判方法主要分两类^[3]:

(1) 机械性能测试

测试包括运动平台包线、作动筒频率响应、平衡协调性和平滑性、传输时滞、操纵效应和典型抖振特征等。通过 QTG 测试(Qualification Test Guide)记录运动提示系统在时域内的机械性能和信号传输延迟,要求测试曲线符合特定容差,并考察抖振特征与原始试飞数据的关键趋势是否吻合。初始鉴定数据被局方批准后,将被用作参考基准,模拟机寿命周期内的任何后续重复性测量结果必须始终与基准数据保持相同趋势,以证明运动提示系统的性能持续地与初始鉴定状态一致。

(2) 主观测试

由试飞员按照特定科目、程序和特情作主观飞行,以判断复杂环境和飞行状态中的运动提示系统的响应能力,进而评估系统是否能逼真还原飞机的运动特征,是否能够实现精准的人在回路控制。

伴随下一代计算机体系结构和运动平台硬件技术发展^[4],电动、电气、电液成为当今世界 3 大主流运动平台驱动方式,运动提示系统的传输延迟已经缩小到 100ms 以内,但现行的鉴定规章仍然未明确要求使用客观的方法来测量运动提示系统的逼真度,因此已无法满足运动提示系统性能的提升。2006 年国际民航组织的专家工作组在英国皇家航空协会的指导下,对 ICAO 9625《飞行模拟机

鉴定标准》第 2 版关于运动提示系统鉴定标准进行修正,并将部分飞行训练下放到低等级的固模训练器,由此引发了业界关于运动提示系统必要性的讨论。虽然早先已经有若干针对运动提示动态特性的测试方案,但并未获得业界一致认同,直到 2006 年由荷兰人 Advani 和 Hosman 在 AIAA 建模和仿真技术会议发表一种新的客观测试技术 OMCT(Objective Motion Cueing Test)^[5],随后加拿大 UTIAS,日本 JAXA 和俄罗斯 TSAGI 实验室分别证实了该测试技术可行性^[6]。2009 年国际民航组织将该测试技术纳入 ICAO 9625 第 3 版,并于 2015 年在 ICAO 9625 第 4 版中发布了测试的容限边界,但实际推广应用还未展开,模拟机制造商和运营商普遍对该技术持保守态度,理由是测试的容限边界必须基于各种驱动方式的运动平台进行优化,避免产生特定针对性。目前仅有 CAE、L-3、MOOG 等公司正在对电动和电液运动平台进行应用评估^[7]。

本文介绍了基于 A320 全动飞行模拟机的一次工程应用实例,利用 OMCT 原理并通过软硬件改装加以实现,以测量信号从飞行仿真模型到运动平台的信号传输的模数和相位差,通过对部分测试结果进行分析以获得运动提示系统在包线范围内的频率响应特征和传输延迟,并尝试使用 OMCT 优化洗出算法的参数集,最后使用时域测试对调校的结果进行对比。

1 运动提示系统与洗出算法

飞行员主要通过视觉和耳内前庭感知飞机的运动提示,高逼真度的运动提示可以增强飞行员的感知和操控性能,尤其是人工飞行阶段的操纵品质,直接依赖于他所获得的运动提示。在飞机和模拟机中,飞行员都是在驾驶舱座椅处感知运动,将描述飞机重心位置的运动和过载的参数转换成为全动飞行模拟机相同的运动提示,需要进行一系列的质心变换、坐标变换、信号洗出、超前补偿、作动筒伸长几何变换等步骤^[8]。通过定义运动平台的固定坐标系、活动坐标系,飞机的质心坐标系、飞

机座舱座椅参考坐标系(图 1), 将飞机质心坐标系的平移加速度、角速度和角加速度变化到运动平台固定坐标系中, 经过运动驱动算法的洗出变换得到固定坐标系内的三个轴向线性加速度、飞机的角速度和等效姿态角信号。信号伺服驱动器根据算法生成的位移信号, 驱动作动筒伸长变换。使用洗出的目的是为了在六自由度运动平台作动筒行程的包线范围内, 给飞行员提供比较逼真的瞬时过载和重力影响的感觉。

A320 模拟机使用的运动驱动算法(图 2)包含两个通道的信号输入, 分别是平移和旋转, 由于作动筒的极限行程都是受低频信号驱动, 所以在平移通道和旋转通道分别使用高通滤波器来衰减低频

信号并保持高频信号驱动加速度, 高通滤波器使用恰当的截止频率以防止高频信号驱动作动筒超出机械极限。

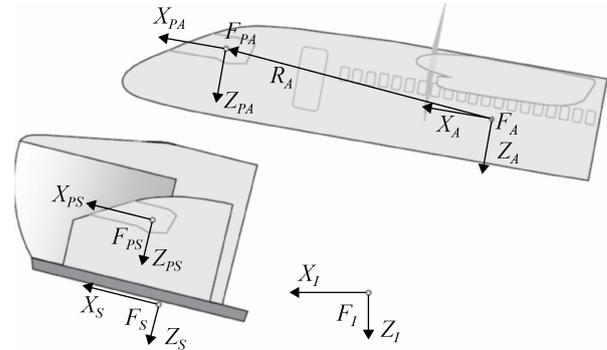


图 1 飞机和模拟机在运动驱动算法中的参考坐标系
Fig. 1 Frames of reference relevant to the Motion Drive Algorithms

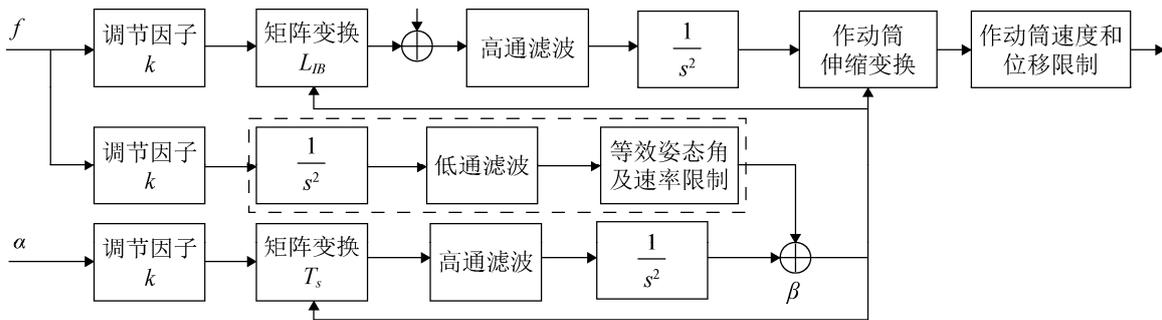


图 2 洗出滤波算法
Fig. 2 Motion Drive Washout Algorithms

洗出算法的输入信号分别是飞行员座椅处的比力 f_{AA} , 以及飞机的三个角速度 ω_{AA} , 其中比力定义为:

$$\vec{f}_{AA} = \begin{pmatrix} f_{aa,x} \\ f_{aa,y} \\ f_{aa,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} \cdot \frac{1}{m} + \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} x_{PA} \\ y_{PA} \\ z_{PA} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \left(\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} x_{PA} \\ y_{PA} \\ z_{PA} \end{pmatrix} \right) - \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi \cdot \cos\theta \\ \cos\phi \cdot \cos\theta \end{pmatrix} \cdot g$$

矢量 \vec{R} 代表从飞机质心到飞行员座椅处的距离, 比力矢量 \vec{F} 代表机身坐标系内质心位置的纵向、侧向和升降位移加速度, 3 个角速度 $\vec{\omega}_{AA}$ 是机身坐标系内的翻滚、俯仰和偏航角。

$$\vec{R} = \begin{pmatrix} x_{PA} \\ y_{PA} \\ z_{PA} \end{pmatrix}, \quad \vec{F} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix}, \quad \vec{\omega}_{AA} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}.$$

信号输入通过线性比例调节因子 k , 以保证运动作动筒在线性频率范围内沿包线伸缩变化。比力经过高通和低通滤波分解成两部分, 高频部分经过洗出和超前补偿, 成为驱动运动平台纵向和侧向的平移信号; 低频部分由于纵向和侧向的低频比力被高通滤波器所衰减, 但仍然可以通过驱动模拟机以一定角度倾斜, 以通过重力作用获得持续的虚拟加

$$\text{速度 } \vec{g}_{sim}: \quad \vec{g}_{sim} = \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi \cdot \cos\theta \\ \cos\phi \cdot \cos\theta \end{pmatrix} \cdot g$$

因此在平移和旋转通道之间加入等效姿态角

通道, 将纵向和侧向比力等效转换成俯仰和翻滚角, 并将输出加入到旋转通道。为避免产生虚假或者过快的翻滚运动提示, 导致飞行员出现眩晕, 等效姿态角的角速率通常被限制在 3 deg/s。

高通滤波器可以还原一定时间长度的初始或者突发运动提示, 在每完成每一次长时间大距离位移运动后, 以低于人体对加速度感知的门限驱动动作缓慢地回归中立位置, 以便在作动筒有限行程范围内执行下一次突发指令。洗出效应可以通过终值定理公式进行验证:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = \lim_{s \rightarrow 0} sX(s) = \lim_{s \rightarrow 0} s(H_{HP}(s) \frac{1}{s}) \frac{1}{s^2} =$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} s \left(\frac{s^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \frac{s}{s + \omega_n} \frac{1}{s} \right) \frac{1}{s^2} = 0$$

其中: x 是模拟机的位置, $1/s$ 是阶跃函数的拉普拉斯变换, 斜坡函数拉氏变换 $1/s^2$ 将加速度转换成位移。

由于飞行员的运动感知是基于机身坐标系, 故洗出算法滤波器也是针对机身坐标设计, 尽管如此, 任何在洗出阶段的旋转将导致模拟机产生惯性空间内的漂移, 例如, 在机身坐标系内突发的纵向动作(例如抬头), 在随后的俯冲洗出会引发一个垂直向上的惯性位置偏移。这种高频的偏移可以被飞行员感知因此会产生虚假的运动提示, 因此洗出滤波应当考虑在独立于模拟机的方向的惯性坐标系空间内进行。所以将位移通道的比力输入在进入高通滤波之前先通过欧拉变换 L_{IB} , 由飞机机身坐标系变为模拟机惯性坐标系。基于同样的原理, 输入旋转通道的机身角速度 ω 也需要使用变换矩阵 T_s 转换成欧拉角 β 。

在 A320 模拟机的洗出算法中, 平移通道使用一个 3 阶的高通滤波器, 带有截止频率 ω_n 和阻尼比 ζ :

$$H_{HP}(s) = \frac{s^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \frac{s}{s + \omega_n}$$

旋转通道的使用一个 2 阶的高通滤波器

$$H_{HP}(s) = \frac{s^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}。$$

等效姿态角通道的低通滤波器设计为

$$H_{LP}(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}。$$

为了使全动模拟机的运动提示与 A320 飞机的动态特性保持高度相似, 在模拟机验收环节由专职的试飞员按照不同科目试飞, 然后由运动专家依照试飞员主观评判对洗出算法的高低通滤波、比例调节因子进行调整, 使信号增益在运动完整的频率范围内保持一致并适当衰减, 以完成对运动提示的校准, 洗出滤波出厂参数设置如下表 1^[9]。

表 1 A320 模拟机洗出算法默认参数
Tab. 1 A320 simulator washout algorithms parameters

滤波器	阶数	k	ω_n	ζ
x 平移通道高通滤波器	2	0.5	3.1	1.4
y, z 平移通道高通滤波器	2	0.5	3.1	1.4
所有姿态角旋转通道的高通滤波器	2	0.5	1.0	1.4
x 等效姿态角低通滤波器	2	0.5	2.5	1.4
y, z 等效姿态角低通滤波器	2	0.5	4.0	1.4
位移加速度输入限制		10 m/s ²		
角速度输入限制		34.4 deg/s		
姿态角限制		3 deg/s		

由于飞行员的主观感受存在个体差异, 甚至同一个人在不同时段, 不同场景的飞行感受也不同, 因此无法保证同一厂家相同构型的 A320 模拟机的运动提示调校的可靠性和持续一致性。总之, 六自由度运动提示系统包括以下 4 要素:

- (1) 运动驱动算法;
- (2) 作动筒伸缩变换和控制律;
- (3) 运动平台硬件包括作动筒和信号伺服驱动器;
- (4) 信号处理和驱动过程引入的传输延时。

2 OMCT 测试的原理

飞行员在座舱驾驶位置 F_{pd} 感知飞机的运动, 描述飞机加速和过载的参数变量通过运动提示系统还原成模拟机座舱驾驶位置处 F_{ps} 的角速度和比

力, 当衡量运动提示系统的动态特性时, 最理想的办法就是获得由 F_{pa} 向 F_{ps} 转换过程中运动提示系统的总的频率响应。为保持飞行员的运动感知和操纵行为保持高度一致, 因此整个系统的信号传输模数应当尽可能的高(接近 1), 相位差应当尽可能的小(接近 0)。

由于模拟机通过在 3 个坐标轴上的交叉耦合运动以模拟飞机的滚转和平移效应, 从信号的激励以及飞行员感知的角度来讲, 信号在以下方向轴和旋转轴上的频率响应最能代表运动提示系统的性能:

- (1) 飞机翻滚机动对应的模拟机等效翻滚响应;
- (2) 飞机平移机动对应的模拟机等效比力响应;
- (3) 飞机平移机动对应的模拟机等效翻滚加速度;
- (4) 飞机平移机动对应的模拟机等效平移响应。

但由于因为运动算法的分解传递结构和作动筒的行程有限, 决定了仅通过某个独立坐标轴上的一比一信号传输还原飞机动作是无法实现的, 沿某个自由度的信号处理必然会引入翻滚和平移交叉耦合, 对于某些运动特征, 交叉耦合又是必须的, 例如低频比力可以通过翻滚动作引入的离心引力效应来模拟。所以为了测量信号在 6 个独立自由度上的直接传递关系, 以及方向轴和旋转轴之间的交叉耦合关系, OMCT 被设计成 10 个独立的测试^[10], 编号如下:

- (1) 俯仰输入对应俯仰通道输出的频率响应;
- (2) 纵向比力输入对应俯仰通道输出的频率响应;
- (3) 翻滚输入对应翻滚通道输出的频率响应;
- (4) 翻滚输入对应侧向比力通道输出的频率响应;
- (5) 偏航输入对应偏航通道输出的频率响应;
- (6) 纵向比力输入对应纵向比力通道输出的频率响应;
- (7) 纵向比力输入对应俯仰通道输出的频率响应;

(8) 侧向比力输入对应侧向比力通道输出的频率响应;

(9) 侧向比力输入对应翻滚通道输出的频率响应;

(10) 升降比力输入对应升降通道输出的频率响应。

使用矩阵表示为表 2 所示。

表 2 OMCT 测试矩阵
Tab. 2 OMCT Test Matrix

输入飞机 姿态信号	运动提示系统输出响应					
	俯仰	横滚	偏航	纵向	侧向	升降
俯仰	(3)				(4)	
翻滚		(1)		(2)		
偏航			(5)			
纵向		(7)		(6)		
侧向	(9)				(8)	
升降						(10)

为捕捉信号的传输延迟, 在 F_{pa} 施加一个激励信号, 并在 F_{ps} 记录输出信号, 定义输入输出的模数 M 及相位 φ 为:

$$M(\omega) = \frac{\text{输出信号振幅}u(\omega)}{\text{输入信号振幅}i(\omega)}$$

$$\varphi(\omega) = \frac{\text{相位差}\Delta t \times 360}{2\pi}$$

模数 M 及相位 φ 之间的关系确定了系统响应频率, 如图 3 所示。

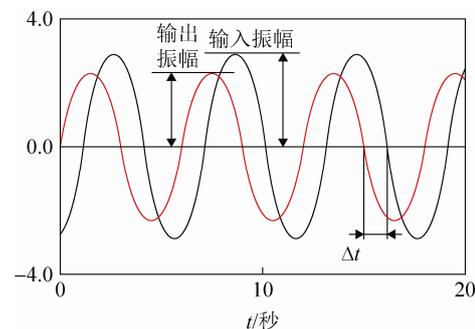


图 3 系统频率响应

Fig. 3 Motion Cueing System Frequency Response

由于运动驱动算法包含了高通和低通滤波器、转换矩阵、非线性因子例如仰角超差限制、加速度限制等, 同时还包含了各种特殊效应以生成运动算

法无法模拟的抖振特性。为了保证运动平台在测试中始终处于机械行程之内并产生逼真运动提示,必须确保输入激励信号是飞机正常机动操纵输入(即非过猛的操纵),并保持信号连贯性,使得产生的频率响具备高信噪比,且不会因过度激励而导致出现非线性元素。测试信号源使用12组正弦离散频率信号和特定的输入振幅,代表飞机的状态变量 θ_{alc} , φ_{alc} , ψ_{alc} , f_{alc}^x , f_{alc}^y , f_{alc}^z , 频率覆盖了运动提示系统在典型飞行姿态的抖振频率;输入振幅按照方向轴交叉耦合关系分为比力输入和旋转输入,定义比力输入振幅如下^[11]:

$$f_{a/c}^{x,y,z}(t) = A \sin(\omega t)$$

对于旋转输入的振幅与飞机姿态、角速率和角加速度之间的关系定义如表3所示,平移和旋转通道输入频率和振幅如表4所示。

10组测试分别在两种飞机构型下进行,分别代表地面和空中状态,每一组测试结果按照Bode图的方式呈现,模数M沿横轴从0.0到1.0,相位的绝对值沿纵轴从0到180度。虚线是ICAO定义

的临界值^[12],实线代表测量值。使用Bode图可以为频响曲线定义临界值和平均值,通过曲线分布和吻合程度来快速评价和比较不同模拟机运动提示系统的性能和逼真度,并将超出临界值外的测试定义为不合格,要求模拟机制造商和运营人进行整改,如图4所示。

3 工程实现

A320模拟机的运动提示系统软件采用模块化设计(图5),核心是空气动力模型和运动驱动算法,在空气动力模型的前级设计有飞行数据接口和自动测试进程软件接口,在后级有运动平台能力测试软件接口,软件接口均采用信号量为开关,系统守护进程通过检测信号量来激活或者冻结相应的数据输入。OMCT测试通过单独的功能函数模块实现,其中模块的输出分两路,分别作为基准信号和激励信号,为了减少坐标切换对洗出算法的延迟,将激励信号直接加入到运动洗出算法的前级。

表3 旋转通道输入定义
Tab. 3 Rotational input amplitudes

	飞机俯仰	飞机翻滚	飞机偏航
姿态	$\theta_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$	$\psi_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$	$\psi_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$
角速率	$q_{a/c}(t) = A \omega \cos(\omega t)$	$p_{a/c}(t) = A \omega \cos(\omega t)$	$r_{a/c}(t) = A \omega \cos(\omega t)$
角加速度	$\dot{q} = -A \omega^2 \sin(\omega t)$	$\dot{p} = -A \omega^2 \sin(\omega t)$	$\dot{r} = -A \omega^2 \sin(\omega t)$

表4 旋转通道的输入信号
Tab. 4 Rotational input amplitudes given by attitude, angular rate or acceleration

频率信号编号	频率/(rad/s)	平移通道振幅	姿态幅度A/(m/s ²)	角速率振幅A _ω /(deg/s ²)	角加速振幅Aω ² /(deg/s ²)
1	0.100	1.0	6.000	0.600	0.060
2	0.158	1.0	6.000	0.948	0.150
3	0.251	1.0	3.984	1.000	0.251
4	0.398	1.0	2.513	1.000	0.398
5	0.631	1.0	1.585	1.000	0.631
6	1.000	1.0	1.000	1.000	1.000
7	1.585	1.0	0.631	1.000	1.585
8	2.512	1.0	0.398	1.000	2.512
9	3.981	1.0	0.251	1.000	3.981
10	6.310	1.0	0.158	1.000	6.310
11	10.000	1.0	0.100	1.000	10.000
12	15.849	1.0	0.040	0.631	10.000

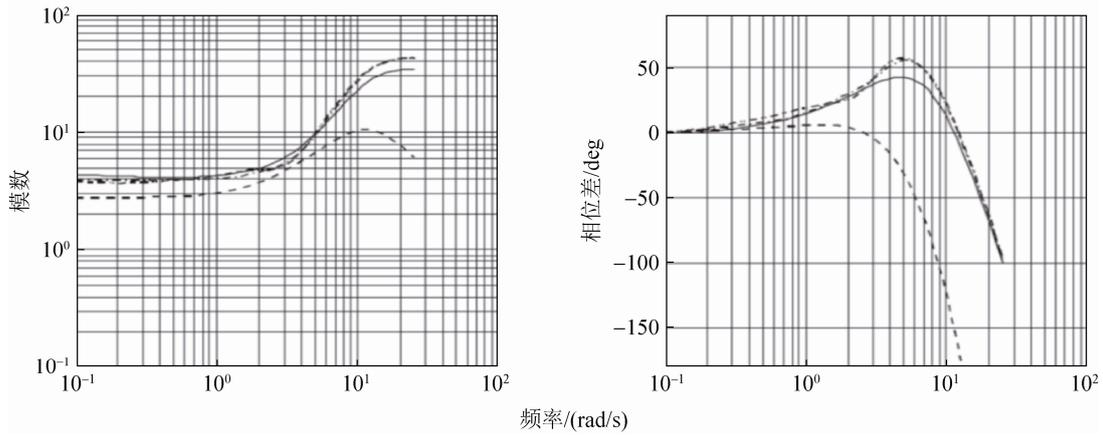


图 4 OMCT 频率响应 Bode 图示例

Fig. 4 Bode plot of the OMCT frequency response

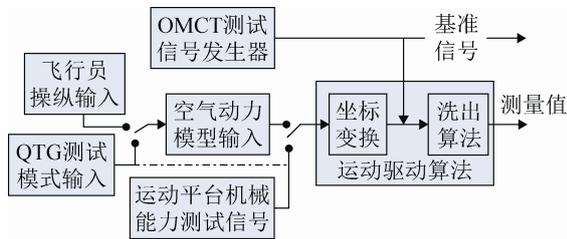


图 5 A320 运动提示系统软件模块

Fig. 5 A320 Motion Drive Software Principle Diagram

3.1 参考位置选定

尽管 OMCT 定义模拟机座舱参考点在驾驶员座椅处, 但因为座椅并无实际固定安装点, 我们将参考点选定在 A320 驾驶舱前风挡的眼球校准位置小球以下 35 cm 处, 如图 6 所示。根据 A320 座舱布局平面对称原则, 该点位于正副驾驶中轴线上, 使用该参考点可以确保在高频测试环节输出信号仍然保持较高增益^[13], 并避免因为较大距离的位移时向洗出算法引入额外的比力。

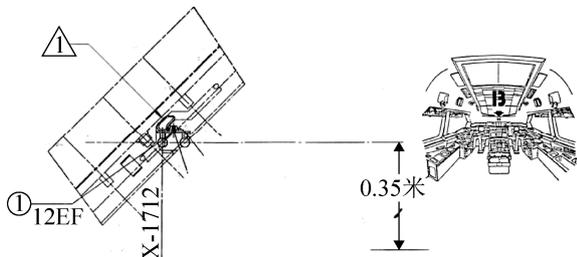


图 6 参考位置选定示意图

Fig. 6 Location of cockpit reference point

3.2 测试信号

激励信号采用软件编写的正弦波发生器, 为避免信号接入时的跳变引起运动系统大幅位移, 导致输出信号相位和幅度失真, 在发生器的前后级分别加入线性淡入淡出功能。在测试开始时限制目标作动筒按一定频率和振幅增量逐渐加大直到获得需求位移和加速度, 在激励信号中断后使作动筒伸缩以固定频率衰减, 引导运动平台缓慢回到中立位, 并保证模拟机在其运动包线的线性频率区域围绕中立位置有效振荡。假设淡入时间为 T , 目标激励频率为 F_{tgt} , 当前频率为 F_{crt} , 步进频率为 Δf , 目标振幅 A_{tgt} , 当前振幅 A_{crt} , 步进振幅为 ΔA , 时钟周期为 t 。当作动筒处于中立位时, 淡入周期默认为 8 s。

$$\Delta f = \frac{F_{tgt} - F_{crt}}{t} * \frac{1}{T}, \quad \Delta A = \frac{A_{tgt} - A_{crt}}{t} * \frac{1}{T}。$$

频率范围从 0.1~15.8 rad/s(表 4), 为了满足傅立叶变换的收敛条件, 频率根据模拟机的时钟和采样率在 1% 范围内适当微调, 以保证与测量周期匹配。信号淡入达到稳定即开始测量阶段, 测量周期的长度设置为淡入时间 T 的整数倍, 并包含 n 个的完整波形。测量周期的长度取决于频率, 对于低频信号一般使用 3 个测量周期, 中频信号使用 60 s, 高频信号使用较长的 30 个测量周期, 以抑制信号瞬变, 保证有足够的时间进行分析。

3.3 信号采集

参考点输出的信号通过加速度计来进行测量, 采用 Sherborne Sensors®的单轴线性伺服加速度传感器, 按3个独立轴向安装, 每个传感器采用24V直流供电, X轴测量范围+2/0G, Y/Z轴测量范围是+1/-1G, 传感器的输出为异步串行接口, 以100HZ的速率产生数据, 通过模拟机I/O采集卡的模拟接口输入, 并通过插值法提高精度与模拟机时钟同步, 然后通过软件比例缩放送往测试进程并调用 Matlab 库函数生成图表。图7是测试(10)采集的一组数据样本。

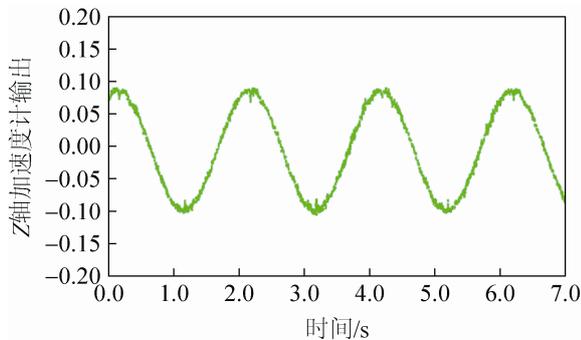


图7 升降通道数据样本
Fig. 7 Heave output data sampling

3.4 测试结果生成与评判

图8是测试(1)“俯仰输入对应俯仰通道输出的频率响应”的分布和边界定义, 俯仰角输入信号为飞机的仰角加速度, 输出信号为模拟机的仰角加速度。图中由低频测试信号生成的系统模数趋近于1, 相位差基本为0, 事实上测试发现当输入频率低于0.1Hz时, 模拟机几乎处于静止状态, 所以低频测量数据基本是不可靠的。当频率逐渐增大, 系统模数开始增大, 相位角曲线也开始出现下垂, 这是因为此时洗出算法的旋转通道被激活, Bode图的走势与高通滤波器的频率响应很相似(随频率增加, 相位差为负且绝对值增大, 模数增大)。图中有一组测量数据在低频区域模数成下降趋势, 在某个截止频率反向并不断增大, 而相位差从初始的约270度逐渐下降, 这是因为俯仰通道的比例因子 k

设置过大, 导致俯仰角超出运动包线。俯仰通道的频率响应被定义为 $H(\omega) = \frac{\theta_{sim}(\omega)}{\theta_{a/c}}$ 。

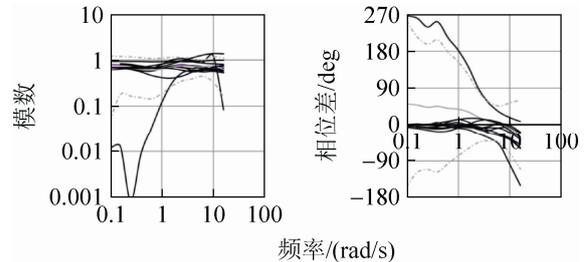


图8 测试(1)的频率响应 Bode图
Fig. 8 Test(1) Frequency Response

由于重力因素会导致飞机的俯仰姿态会产生与质心方向平行的比力, 因此在运动平台坐标转换时, 通常会在俯仰通道信号中同时加入特定比力, 并同过比例因子进行调节。

$$f_{sim}^x(t) = g \sin(\theta_{a/c}(t))$$

产生的输出信号分别是 $\theta_{sim}(t)$, $q_{sim}(t)$ 和 $\dot{q}_{sim}(t)$, 其中 $\theta_{sim}(t)$ 是模拟机坐标系 X_{ps} 轴与本地坐标 F_l 的 X_l 轴夹角。当模拟机或飞机的俯仰姿态存在一个稳定的偏差, 将不会影响频率响应。

图9是测试(5)“偏航输入对应偏航通道输出的频率响应”的分布和边界定义, 在飞机偏航姿态以及等效的翻滚动作中(例如协调转弯), 比力的矢量方向受重力影响始终保持垂直向下, 等效姿态角通道始终保持非激活状态, 仅有高频率的旋转通道处于工作状态, 因此偏航角 $\psi_{sim}(t)$ 与模拟机其他自由度并没有交叉耦合关系, 偏航角的频率响应很干净, 没有掺杂干扰。输入的信号仅仅在算法的旋转通道通过高通滤波器进行过滤, 所以相位差曲线基本处于平行排布, 与横轴呈30~50度夹角, 当测试信号大于1Hz时, 相位差出现反向。偏航通道频率响应定义为 $H(\omega) = \frac{\psi_{sim}(\omega)}{\psi_{a/c}}$ 。

这是由飞机姿态、角速率, 角加速度共同决定的。注意在偏航角上的低频信号输入(例如在飞机转弯时), 是不会被飞行员前庭器官感觉到, 因此也不会被模拟和测试; 而在相位图中最高和最低的

两条曲线的相位差在整个信号频率范围内都接近 200°, 这表明两次测试的偏航信号输入所对应输出相位几乎是相反方向, 代表运动调校和传输有较大的延迟。

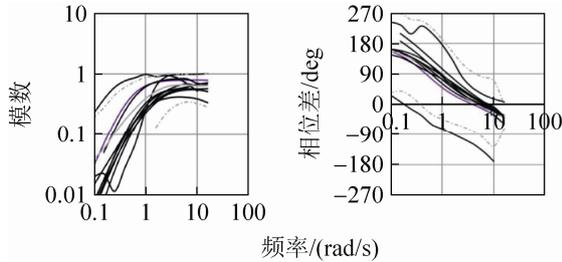


图 9 测试(5)的频率响应 Bode 图
Fig. 9 Test(5) Frequency Response

图 10 是测试(6)“纵向比力输入对应纵向比力通道输出的频率响应”的分布和边界定义。该测试需同时考虑直接传递通道以及相应的等效姿态角通道两方面因素。输入的比力信号为:

$$f_{sim}^x(t) = A \sin(\omega t)$$

输出信号为沿模拟机参考点 F_{ps} 位置的纵向比力 $f_{sim}^x(t)$, 频率响应定义为 $H(\omega) = \frac{f_{sim}^x}{f_{a/c}^x}(\omega)$ 。

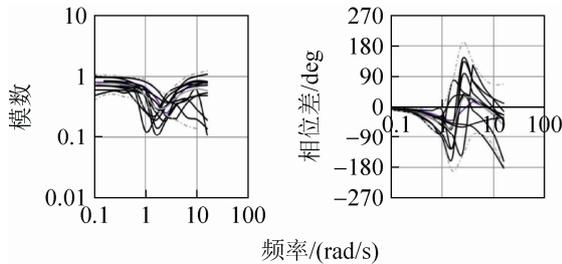


图 10 测试(6)的频率响应 Bode 图
Fig. 10 Test(6) Frequency Response

从图中可以看出频率响应的模数在输入频率小于 1 rad/s 时很低, 而在高于 8rad/s 时模数很高, 这是因为洗出算法中引入了等效姿态角通道的原因, 相位角在大于 1 rad/s 时产生振荡波形是由等效姿态角通道的角速率限制器引起的。

4 利用 OMCT 改进洗出算法调校

根据 Bode 图曲线的平均值、临界值和分布特

征, 我们对 A320 模拟机洗出算法的参数做了一定的优化。按照如下原则:

- (1) 对于 6 个独立自由度的直接传递关系(测试 1、3、5、6、8、10), 系统频率响应模数应当大, 相位应当小;
- (2) 对于交叉耦合关系(测试 2、4), 频率响应模数应当最小, 且相位在输入频率范围以内均匀分布;
- (3) 对于交叉耦合关系(测试 7、9), 由高频测试信号引起的交叉耦合度应当最小, 由低频测试信号引起的纵向和横向加速度应当通过等效姿态角转换成相应的俯仰和横滚动作;
- (4) 算法不能驱动运动平台超出包线范围。

基于每一组参数在 OMCT 测试中所产生的系统响应, 调整算法的参数, 包括比例缩放因子、阻尼比、高通和低通滤波器的截止频率等(统称为参数集), 每调整一次参数集, 使用测试 12 组测试进行测试, 记录得到的频率响应模数 M 及相位 φ , 并获得系统频率响应 $H(\omega)$ 。产生较高的系统模数和较低的相位的参数组可以被认为得分较高。定义公式 $G_i(\omega) = 1 - |1 - H_i(\omega)|$

对信号模数进行评分, 当模数为 1 时, 评分值为最高。定义公式 $P_i(\omega) = 180 - |\angle H_i(\omega)|$

对相位角进行评分, 当相位角为 0°时, 等式输出为最高得分 180, 相位角为 180°时等式出为最低得分 0。随后对两个等式的结果相乘进行按照公式 U 耦合, 每一组 12 个测试通过求和来获得一个自由度方向上的得分, 该自由度方向的得分乘以 k_i/e_i , k_i 是加权因子, e_i 用来将初始参数集进行标准化, 所有 6 个自由度方向的得分再进行求和。

$$U = \sum_{i=1}^6 \frac{k_i}{e_i} \sum_{j=1}^{12} G_i(\omega_j) \cdot P_i(\omega_j)$$

其中 i 是 6 个自由度的编号, j 是 12 组 OMCT 测试的序号。洗出算法参数的调节范围按照如下限制^[14]。

- a) $0.5 \leq k \leq 1.0$
- b) $1.5 \leq \omega \leq 3.0$
- c) $0.8 \leq \zeta \leq 2.5$

公式 U 可以采用基于 Nelder-Mead Simplex 的多边形压缩收敛算法^[15], 并使用 Matlab 的 `fminsearch` 函数基于 100 次的迭代来搜索最佳参数组合。在实际运算中发现单纯使用压缩收敛算法并不能保证收敛获得全局最优解, 优化的参数集选择具有很大的不确定性, 不同的两组参数选择有可能获得近似的运动提示。下一步我们的将在公式 U 中引入概率统计学中的标准差 σ , 以精确反应参数集的离散分布。一组优解的洗出参数如表 5 所示。

表 5 一组优解的洗出参数集

Tab. 5 One set of improved washout parameters

滤波器	阶数	k	ω_n	ζ
x 平移通道高通滤波器	2	0.5	2.5	1.0
y,z 平移通道高通滤波器	2	0.5	4.0	1.0
所有旋转通道的高通滤波器	2	1.0	1.0	1.0
x 等效姿态角低通滤波器	2	0.25	5.0	1.0
y,z 等效姿态角低通滤波器	2	0.5	8.0	1.0
位移加速度输入限制		10 m/s ²		
角速度输入限制		34.4 deg/s		
姿态角限制		3 deg/s		

为验证洗出算法参数的调整对运动提示系统和 QTG 的影响, 可以使用时域测试观察运动抖振特性的改进。由富有经验的 A320 机长教员进行手动 QTG 飞行, 按照中国民航局 CCAR-60 部测试科目包括正常落地(3f.01.10n)、直接法则时的下滑道和航向道切入(3f.01.60d), 目的是获得翻滚和俯仰运动提示; 地面动力特性(3e.01.10n), 起飞后单发(3f.01.20n), 直接法则下构型 3 的单发复飞(3f.01.70d), 目的是获得襟缝翼和起落架对气动性能影响以及纵向、侧向和升降通道加速度曲线。测试分别使用表 5 的洗出参数和出厂参数来初始化模拟机, 部分结果对比见图 11~13。可以看到旋转通道角速度调节因子增大且阻尼比减小后, 翻滚加速度高频有所改善, 纵向平移的截止频率调低和等效姿态角比例因子降低有助于突发的纵向加速度下沉更接近试飞曲线, 而升降通道的截止频率减少惯性引起的虚假的运动提示。

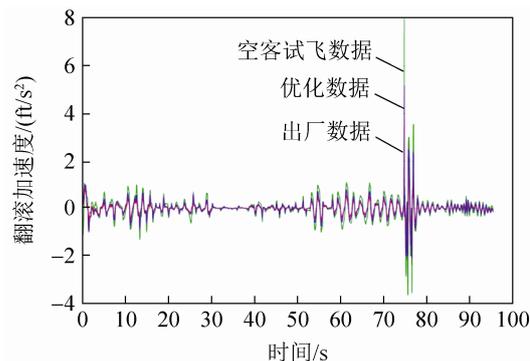


图 11 翻滚加速度对比测试曲线

Fig. 11 Roll acceleration test plots

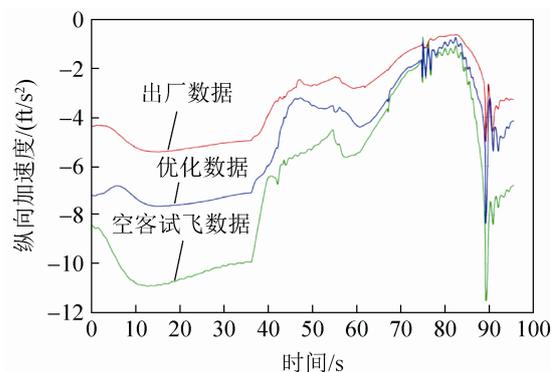


图 12 纵向加速度对比测试曲线

Fig. 12 Longitudinal acceleration test plots

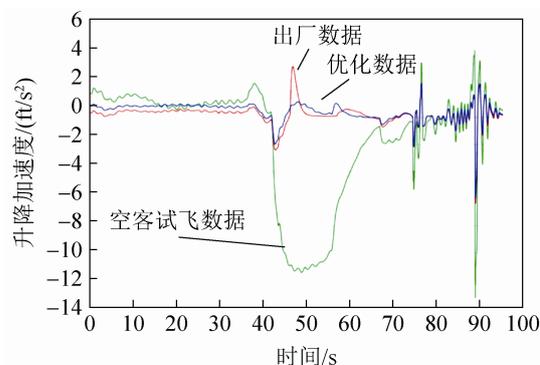


图 13 升降加速度对比测试曲线

Fig. 13 Heave acceleration test plots

5 结论

本文基于 ICAO 发布的 OMCT 测试原理, 测量全动模拟机运动提示系统频率响应特征, 并使用优选方法对算法参数进行了调整, 从时域验证测试结果分析是令人满意的。在实践中发现 3 个问题:

(1) 耗时较长, 尤其是使用高频信号时通常需要最少 10 次振荡才能建立一个稳定的测试结果。

为了避免瞬时的信号杂波冲击造成输出响应超限, 平均每个测试频率一般使用 10 个周期, 高频信号的测试费时大约 11 min, 12 个组频率测试大约需要 2 个多小时, 完成 10 个测试大约需要 20 个小时左右。

(2) 受加速度计安装位置、采集精度、坐标变换、模拟/数字转换、背景噪音等影响, 测试结果会存在一定的相位失真, 模拟机厂家给出的建议是对加速度计采集信号进行平滑滤波, 并通过差分滤波器来重建旋转加速度, 使用作动筒内部的位置传感器测量位移并还原成平台加速度加入到运动提示算法中, 以评价加速度计引入的相位失真。

(3) 由于 OMCT 只针对正常飞行姿态的频率响应, 无法测试运动平台非线性特征, 同时还受运动平台硬件和包线的限制, 相比之下时域测试覆盖极限能力、可重复性和振动特征, 并衡量运动提示系统能实现的线加速度等级, 同时也不能忽略飞行员主观评价, 所以将频域测试、时域测试、主观测试三者结合, 才能在飞行训练设备鉴定中更好的衡量飞行模拟品质。

OMCT 技术着眼测量运动提示系统的基本线性特征, 以排除人为因素干扰对运动提示系统的动态特性进行客观的评估, 并有能力深入探寻影响运动提示的关键参数和缺陷, 未来 OMCT 测试还将与特定飞机机型的动态特征、飞行阶段、飞行任务挂钩, 具体反映每一个训练科目对运动提示逼真度的要求。例如, 经过参数优化后的比力和角速度响应是否适合飞机进近训练; 哪一种频率响应符合单发失效或者喘振特性。通过对逼真度分级以进一步精确定义模拟机训练任务, 开发评级模式需要更多的 OMCT 测试结果和主观评价作为支持。下一步我们将尝试获得洗出算法参数集的离散分布并开发运动算法自动优化校准程序, 并与国内的民机仿真与训练单位进行更多交流和推广。

参考文献:

- [1] Schmidt S F, B Conrad. Motion Drive Signals for Piloted Flight Simulators [C]. NASA, 1970: 27.
- [2] Hosman R J, J C Van der Vaart. Visual-vestibular Interaction in Pilot's Perception of Aircraft or Simulator Motion[C]//AIAA Flight Simulation Technologies Conference, 1997: 2-5.
- [3] 佚名. 飞行模拟机的鉴定和使用规则[S]. 北京: 中国民用航空局, 2005: 176-178.
Anon. Qualification Standards and Operation Rules for Flight Simulation Training Devices[S]. Beijing: Civil Aviation Authority of China, 2005: 176-178.
- [4] Jarvis P, Pelletier D. Application of Electro-Mechanical Motion Systems on Level D Simulators [Z]. CAE Inc, Montreal, 2010.
- [5] Advani S K, R J Hosman. Revising Civil Simulator Standards-An Opportunity for Technological Pull [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2006: 13-15.
- [6] Advani S K, R J Hosman, M Potter. Objective Motion Fidelity Qualification in Flight Training Simulators [C]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2007: 6-7.
- [7] Armstrong R. The Objective Motion Cueing Test: Time Domain[R]. L-3 communication, 2013.
- [8] 王行仁. 飞行实时仿真系统及技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 107.
WANG Xingren. Real Time Flight Simulation System and Technologies[M]. Beijing: BUAA Press, 1998: 107.
- [9] Thales Simulation & Training. Software Design Document-Cosmos Calibration[CP]. 2007: 23-24.
- [10] Royal Aeronautical Society. Aeroplane Flight Simulation Training Device Evaluation Handbook[S]. 4th Edition, Volume 1 Objective Testing, 2009: 3E-2.
- [11] Royal Aeronautical Society. Aeroplane Flight Simulation Training Device Evaluation Handbook[S]. 4th Edition. Objective Testing, 2009, 1: 3E-4.
- [12] ICAO. Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices[S]. 4th Edition. ICAO 9625, 2015, I (A): 405-409.
- [13] Royal Aeronautical Society. Revised OMCT Test Plan [R]. RAeS, 2014.
- [14] Reid L D, Nahon M A. Flight simulation Motion Drive Algorithms: Part 2-Selecting the system parameters [R]. UTIAS Report No.307, CN, Canada: University of Toronto, 1986: 137-140.
- [15] John H Mathews, Kurtis K Fink. Numerical Methods Using Matlab [M]. 4th Edition. London: Pearson Education Limited, 2004: 430-436.