

doi: 10.7690/bgzd.2025.04.012

基于 FlightGear 飞机运动参数的可视化仿真实验平台

杨军利, 屈子昂, 钱 宇

(中国民用航空飞行学院飞行技术学院, 四川 德阳 618307)

摘要: 为提高学生对于飞行控制与设计理论的理解, 建立一个以 FlightGear 为基础的 3 维视景仿真实验。以 12 个动力学方程建立飞行动力学模型, 使用飞机直观设计 (aircraft intuition design, AID) 程序对某训练机型飞机进行外形设计并分析其可行性, 运用 PID 模块进行飞机纵向和横向控制器设计。结果表明: 构建的飞机模型得出的升力曲线与普朗特升力曲线几乎重合, 控制系统响应合理, 飞行仿真实时变化曲线与动态视景相对应; 所开展的飞行仿真实验具有经济性好、结果图形化、开放性等特点, 结合课程实验能够加深学生对于飞行控制理论的理解, 提高教学质量。

关键词: FlightGear; 动力学仿真; 飞行仿真实验; 飞行控制

中图分类号: V249.1; TP273 **文献标志码:** A

Visual Simulation Experiment Platform of Aircraft Motion Parameters Based on FlightGear

Yang Junli, Qu Ziang, Qian Yu

(College of Flight Technology, Civil Aviation Flight University of China, Deyang 618307, China)

Abstract: In order to improve students' understanding of flight control and design theory, a 3D visual simulation experiment based on FlightGear is established. The flight dynamics model is established with 12 dynamic equations, and the aircraft intuition design (AID) program is used to design the shape of a training aircraft and analyze its feasibility, and the PID module is used to design the longitudinal and lateral controllers of the aircraft. The results show that the lift curve of the constructed aircraft model is almost coincident with the Prandtl lift curve, the response of the control system is reasonable, and the variation curve of the flight simulation is corresponding to the dynamic visual scene; The flight simulation experiment has the characteristics of good economy, graphical results and strong openness. Combined with the course experiment, it can deepen students' understanding of flight control theory and improve the quality of teaching.

Keywords: FlightGear; dynamic simulation; flight simulation experiment; flight control

0 引言

近年来, 航空业迅速发展, 飞行原理作为航空学校飞行技术专业学生的基础课程, 对飞行学生理论知识, 有着不可替代的重要作用^[1-2]。在老师授课时, 学生通常只会掌握基本概念和公式的理论推导, 缺少实际操作以及遇到实际突发情况时的应急反应能力; 因此, 开展理论与实际相结合的飞行教学仿真实验加深学生对实际飞行的理解意义非凡。若要验证某机型飞机的性能可以在模拟飞行实验中得以实现, 不用让被试者进入真实的飞机, 而是使用飞行仿真软件模拟真实飞行, 具有经济性好、安全率高的特点^[3]。模拟飞行是一种能够复现真实飞行的方法, 用户可提前输入需要的机型和外部环境条件, 包括飞机飞行方式、对操纵控制的响应和风向、空气密度等外部环境对于飞行响应的方程。还可以通过模拟飞行仿真实验研究航空相关领域, 如飞行运

动学、飞行动力学以及飞行操纵控制律设计^[4]等。如今, 在飞行性能与运行、飞行技术等方面通常采用数字计算机仿真系统, 以实现飞行数据可视化。

FlightGear 作为目前国内外学者最常用的模拟飞行软件^[5], 具有成本低、可操作性强等特点, 用户可以根据自身需要对软件的源代码进行修改, 从而达到结合现有条件进行实验的目的^[6]。FlightGear 可以由外部软件所设计的自主飞行器通过数据接口进行连接, 能够更加高效地完成飞行数据的可视化^[7]。通过 Simulink 模块中生成脚本文件建立飞机数据、外部环境数据以及完成与 FlightGear 间数据的通信^[8], 软件中集成了飞行动力学、大气数据、导航仪表等系统, 用户能够建立任何真实状态下的故障, 从而分析故障原因, 具有数据传输实时性、机型多样性和可操作性强等特点^[9]。

笔者以某训练飞机为对象, 利用 AID 计算所得

收稿日期: 2024-08-11; 修回日期: 2024-09-22

基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合基金 (U2133209); 民航飞行技术与飞行安全重点实验室研究项目 (FZ2020ZZ01)

第一作者: 杨军利 (1972—), 男, 陕西人, 硕士。

的气动参数和 PID 模块设计的控制系统在 Matlab 中完成了某机型的飞行动力学仿真,建立 FlightGear 与 Matlab 的连接,实现了模拟飞行 3 维视景窗口显示与飞行运动参数可视化。其目的是为在尽可能小的代价下完成理论与实际相结合的飞行教学仿真实验,加深学生对实际飞行的理解。

1 机体坐标系与飞机动力学建模

1.1 坐标系的转换

在开展飞机运动模型建立之前,为保证模型的可行性和一般性^[10],假设飞机在飞行过程中质量和重力加速度始终保持一致,不受地球公转自转的影响,在机体坐标系下, x 到 y 方向和 y 到 z 方向的惯性积为 0。机身轴系和地面惯性轴系如图 1 所示。

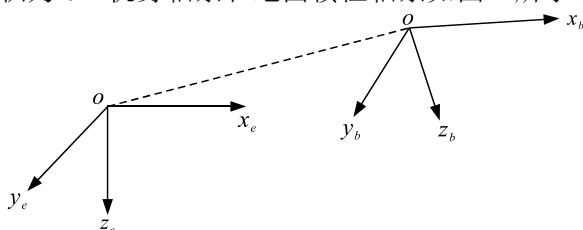


图 1 机体坐标系与地面惯性轴系

图 1 中: x_e 、 y_e 、 z_e 表示地面坐标系下沿 ox 、 oy 、 oz 3 个方向上的分量; x_b 、 y_b 、 z_b 表示机体坐标系下沿 ox 、 oy 、 oz 3 个方向上的分量; 机体坐标系上的原点 o 表示飞机重心位置^[11]。

在地面坐标系与机体坐标系的转换中一般使用四元数或欧拉角进行计算,欧拉角^[12]表达的数学含义就是地面坐标系与固定机体坐标系之间的夹角,由俯仰角、偏航角、滚转角 3 个角度组成^[13],理解起来简单直观,但容易出现死锁问题,而四元数的数学表达式由一个实数加 3 个虚数组成,3 个虚数分别表示轴系之间的旋转,理解起来复杂、不直观且无法表示超过 180° 的旋转,所以笔者主要使用欧拉角进行坐标系的转换。为减少死锁问题带来的影响,研究以偏航角到俯仰角到滚转角的顺序进行旋转^[14],最终得到固定机体坐标系与地面坐标系的表达式为:

$$\begin{Bmatrix} V_{x_b} \\ V_{y_b} \\ V_{z_b} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C\theta C\phi & C\theta S\phi & -S\theta \\ S\phi C\theta C\phi - C\phi S\phi & S\phi S\theta S\phi + C\phi C\phi & S\phi C\theta \\ C\phi S\theta C\phi + S\phi S\phi & C\phi S\theta S\phi - S\phi C\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_{x_e} \\ V_{y_e} \\ V_{z_e} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

式中: V_{x_b} 、 V_{y_b} 、 V_{z_b} 分别为机体坐标系下 3 个方向上的向量; V_{x_e} 、 V_{y_e} 、 V_{z_e} 分别为地面坐标系下 3 个方向上的向量。

1.2 飞机动力学方程

一般而言将飞机的运动分为飞机质心的平动和以质心为轴的转动,根据 Newton 第二定律飞机的动力学方程如式(2)和(3):

$$\sum F = d/dt(mV); \quad (2)$$

$$\sum M = d/dt(H). \quad (3)$$

式中: F 为飞机上的外力; m 为飞机质量; V 为飞机的质心速度; M 为飞机的外力矩; H 为动量矩。

假设 F_x 、 F_y 、 F_z 为机体轴系上 F 沿 3 个方向上的分量, u 、 v 、 w 为机体轴系上 V 沿 3 个方向上的分量, p 、 q 、 r 为机体轴系上质心转动角速度 ω 沿 3 个方向的分量, 则有:

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{u} - vr + wq) \\ F_y = m(\dot{v} - wp + ur) \\ F_z = m(\dot{w} - uq + vp) \end{cases} \quad (4)$$

由于机体坐标系的 xoz 平面为飞机几何形状和质量的对称平面, 所以惯性积 $I_{xy}=I_{yz}=0$, 故有:

$$\begin{cases} L = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\ M = \dot{q}I_y - pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} \end{cases} \quad (5)$$

式中: L 、 M 、 N 分别为沿机体轴系 3 个方向上的力矩; I_x 、 I_y 、 I_z 分别为沿机体轴系 3 个方向上的全机惯性矩; I_{xz} 为沿机体轴系的全机惯性积。

将机体轴系转换为地面固定坐标系后可得:

$$\begin{cases} dx/dt = \cos\psi \cos\theta u + (-\sin\psi \cos\phi + \cos\psi \sin\theta \sin\phi)v + (\sin\psi \sin\phi + \cos\psi \sin\theta \cos\phi)w \\ dy/dt = \sin\psi \cos\theta u + (\cos\psi \cos\phi + \sin\psi \sin\theta \sin\phi)v - (\cos\psi \sin\phi - \sin\psi \sin\theta \cos\phi)w \\ dz/dt = -\sin\theta u + \cos\theta \sin\phi v + \cos\theta \cos\phi w \end{cases}; \quad (6)$$

$$\begin{cases} p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta \\ q = \dot{\theta} \cos\phi + \dot{\psi} \cos\theta \sin\phi \\ r = -\dot{\theta} \sin\phi + \dot{\psi} \cos\theta \cos\phi \end{cases} \quad (7)$$

式中: ψ 为偏航角; θ 为俯仰角; ϕ 为滚转角; p 为滚转角速度; q 为俯仰角速度; r 为偏航角速度。

2 飞机 3 维模型设计

气动力和气动力矩的计算是建立数学模型完成

飞行仿真的关键。气动力系数可以分为阻力系数、升力系数和侧力系数，气动力矩系数分为滚转力矩系数、俯仰力矩系数和偏航力矩系数。

为获取飞机的气动参数，研究在 Matlab 软件中选择 AID 工具包进行飞机的平面形状、翼型及总体配置的设计，飞机的基本参数如表 1 所示。

表 1 飞机基本参数

参数名	参数值
重量/t	12.0
平均气动弦长/m	6.6
机翼面积/m ²	260.0
尾翼面积/m ²	64.0

通过输入飞机基本参数完成飞机建模后输出得到飞机模型的气动参数，其中包含升力系数、阻力系数、气动力系数导数、气动力矩系数等参数，其中升力系数和俯仰力矩系数与迎角的线性关系如图 2 和 3 所示。

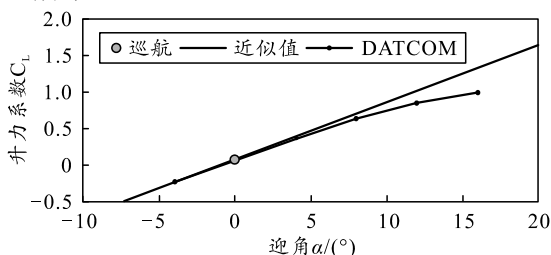


图 2 升力系数与迎角大小关系

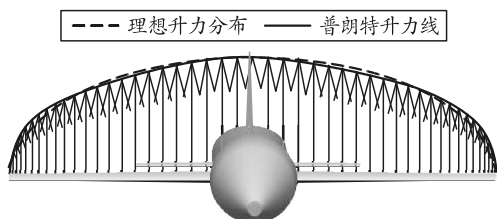


图 3 升力分布

由图 3 可知，AID 构建的飞机模型所得的升力曲线与普朗特升力线^[15]几乎重合，说明笔者所设计的气动外形较为合理，能够用于本次实验仿真。

3 机体控制率设计

为满足上述提到的飞行动力学方程，需要准确定义方程中每个变量随时间变化的变化率，这就需将每个耦合方程都解耦为由一个变量得到其他变量定义的时间变化率。笔者使用的是基于小扰动方程^[16]的求解方式。大量的实践表明：线性微分方程组通过小扰动原理分析飞行器的可操作性、稳定性和研究飞行控制系统的有效性，都有效果好、准确度高等特点。这是由于求解的飞机气动力和气动力矩的表现形式一般都是含运动参数的线性方程。而

且，在实际飞行中所遇到的干扰情况也几乎都是小扰动，大扰动引起的速度、角速度等参数的变化非常小。在线性化的过程中，可把飞机运动分解为纵向运动和横向运动。运动过程中为不让飞行器由于飞行操作而产生机械损坏，需要将飞机的升降舵、副翼、方向舵偏转以及油门限制在正向极限和负向极限之间，这可以通过添加控制饱和模块来实现，其特性如表 2 所示。

表 2 输入控制限制 rad

输入	最大偏转	最小偏转
升降舵	$10\pi/180$	$-25\pi/180$
副翼	$25\pi/180$	$-25\pi/180$
方向舵	$30\pi/180$	$-30\pi/180$
油门	$10\pi/180$	$0.5\pi/180$

3.1 纵向运动控制

飞机的纵向运动采用 Simulink 中的 PID 模块进行控制，其原理是通过控制升降舵的偏转以此来控制飞机飞行高度变化以及飞机的俯仰角变化，PID 控制器结构如图 4 所示。

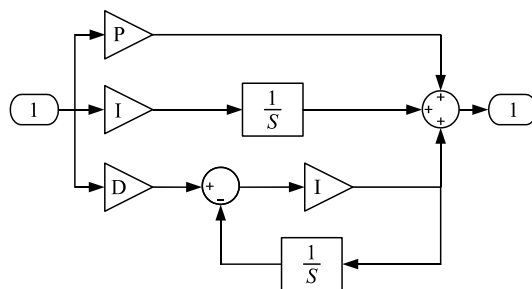


图 4 PID 结构

打开 PID 模块后，以最小化系统响应时间为目的，利用内置模块 Tuner 完成 PID 的参数调定，随着调节器的移动，当前响应下的线性化模型被模块自动计算得出，并且生成到 Simulink 之中。纵向运动控制最终参数结果如表 3 所示。

表 3 纵向运动控制 PID 参数

P	I	D
0.783	0.025	0.889

笔者所设计的俯仰运动控制器，仿真结果如图 5 所示。

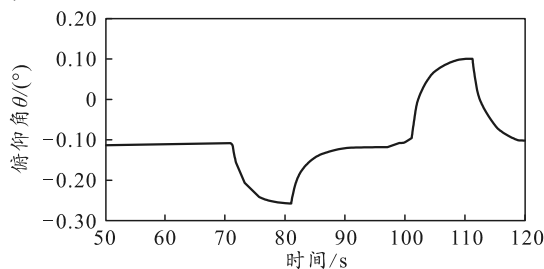


图 5 俯仰控制响应

由图5可知：俯仰控制系统在第70s时，接收到来自控制端的一个持续时间为10s的正向俯仰指令信号，控制端复位后该信号消失机体回到平衡状态。在第100s处接收到一个持续时间为10s的反向俯仰指令信号，控制端复位后该信号消失机体回到平衡状态。综上所述，研究所设计的俯仰控制系统能够完成控制端发出的俯仰控制指令，能够应用于俯仰角控制系统。

3.2 横向运动控制

横向控制系统是基于小扰动原理设计而成的，通过协调滚转角与方向舵来控制飞机的飞行姿态完成转弯指令并且消除侧滑角，在此过程中产生的滚转响应可以通过副翼的协调偏转来消除，使得滚转角产生的滚转力矩与偏航角产生的偏航力矩充分解耦。横向运动控制器的调参步骤与纵向运动控制一致，其仿真结果如图6所示。

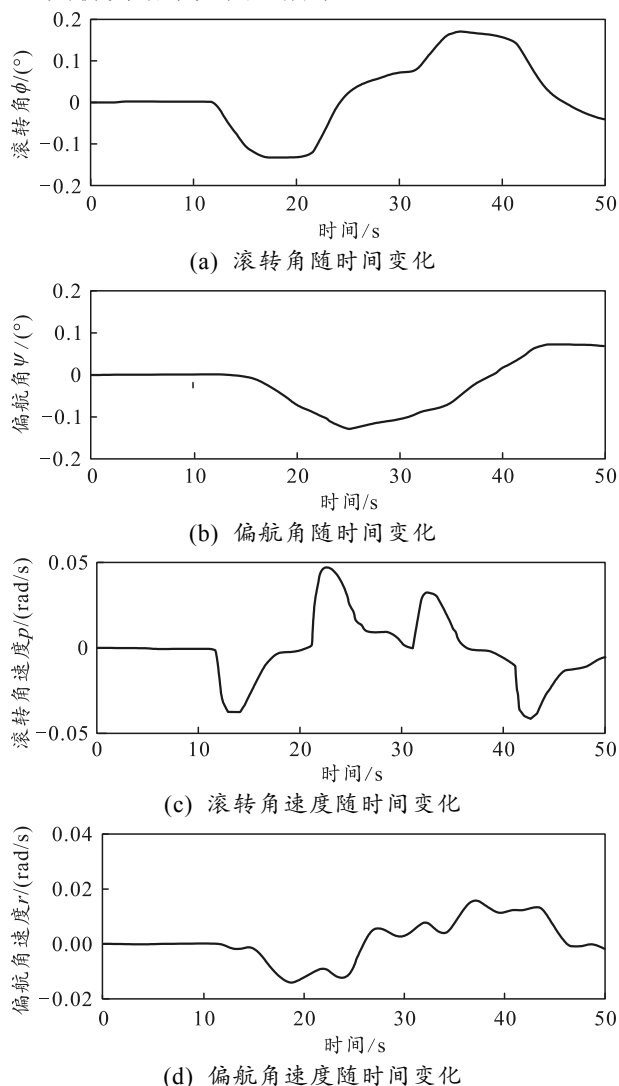


图6 横向控制响应

图6中： ϕ 和 p 分别表示滚转角和滚转角速度； ψ 和 r 分别表示偏航角和偏航角速度。横向控制系统在第10s处接收到来自控制端发出的一个持续时间为10s的左偏转指令信号，控制端复位后偏转信号逐渐恢复到平衡状态，而后在30s处接收到一个持续时间为10s的右偏转指令信号，控制端复位后偏转信号逐渐恢复到平衡状态。仿真结果表明，研究所设计的横向控制系统能够完成控制端发出的横向控制指令，适用于滚转角和偏航角控制系统。

4 仿真实验

4.1 Matlab 与 FlightGear 联合仿真

笔者选取 FlightGear Preconfigured 6DoF Animation 模块来实现机体坐标系和地面坐标系下物理量的转换。该模块实现了将作用在飞机上的合力和合力矩转化为地面坐标系下的位移量、速度、滚转角、俯仰角、偏航角等参数，且假设飞机的飞行过程为刚体运动，地面坐标系被认为是惯性的，故输出得到的数据与本实验所需数据近似，模块如图7所示。

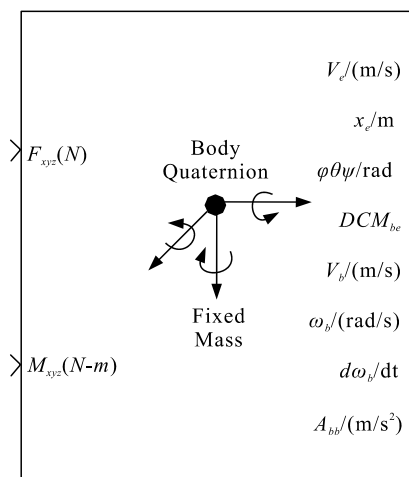


图7 6DoF 模块

外部参数包括建立 Matlab 与 FlightGear 的通信，首先需要在 FlightGear 中设置启动向导，保证软件能够通过外部指令打开，然后在 Matlab 中将实验所使用的飞机动力学参数导入 Simulink 中，使用 Simulink 中的 Generate Run Script 模块生成脚本文件，最后打开脚本文件驱动 FlightGear 显示飞行动画。Matlab 与 FlightGear 联合仿真总体框架如图8所示。图8中，国际标准大气模块 ISA 实现了国际标准气压值的数学表示，以实现输入地球电位高度的环境温度、压力、密度和声音速度等参数。FlightGear 预配置的6DoF动画模块可将位置和姿态

值驱动到 FlightGear 飞行模拟器飞行器, 分别给定经度、纬度、高度、滚转角、俯仰角和偏航角的双精度值。脚本运行模块在当前平台上生成自定义的

FlightGear 脚本文件, 用于实时传输在 Matlab 中解算出的飞机位置、输入的控制量及偏转信息。用户自定函数模块用计算飞机的气动力和气动力矩系数。

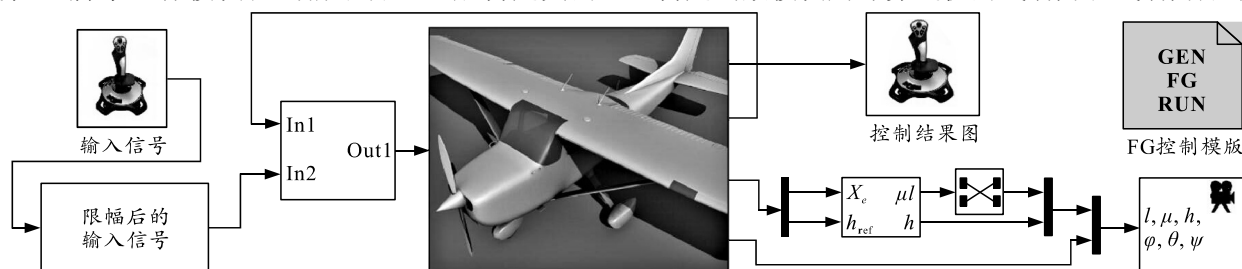


图 8 Matlab 与 FlightGear 联合仿真总体框架

在所有组件都搭建完成之后, 通过设置六自由度设备预设模块中的 IP 地址和终端口完成与对应版本的 FlightGear 软件的通信, 打开脚本运行模块, 设置初始化飞机模型、机场及跑道信息、初始高度、机头方向和偏移位置后生成 .bat 脚本文件, 打开脚本文件, 即可开始实时仿真。如图 9 所示, 笔者所使用的机场为 FlightGear 中的默认机场, 右下角为 Matlab 生成的实时参数图。

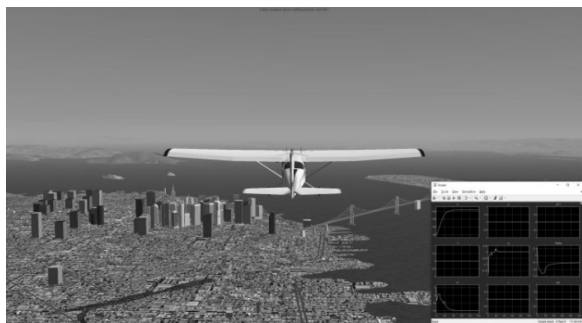


图 9 Matlab 与 FlightGear 联合仿真视图

4.2 实验项目

开始仿真后, 飞机的实时姿态和位置会随着摇杆输入控制量的变化而变化, 摇杆输入控制量通过动力学方程解算后, 在视景窗口中呈现的就是飞机的姿态和位置。飞机的初始高度为 0, 仿真时间设定为 100 s, 飞行任务目标为沿直线上升飞机飞行高度至 400 m, 观察此过程中飞机的高度和俯仰、偏航、滚转角度及角速度的变化, 如图 10—11 所示。

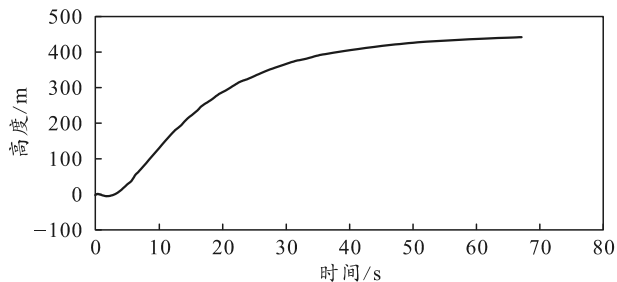
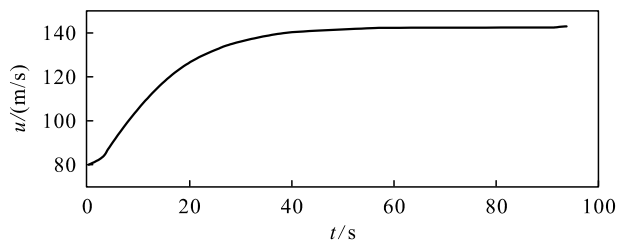
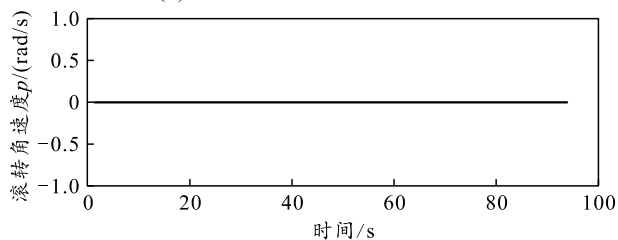


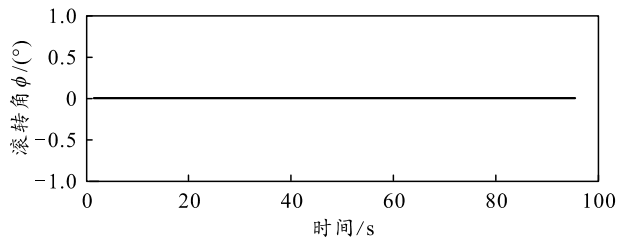
图 10 高度响应曲线



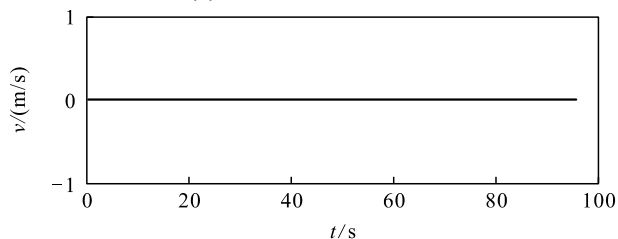
(a) x 轴速度分量随时间变化



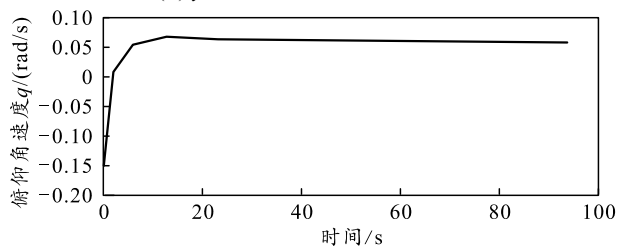
(b) 滚转角速度随时间变化



(c) 滚转角随时间变化



(d) y 轴速度分量随时间变化



(e) 俯仰角速度随时间变化

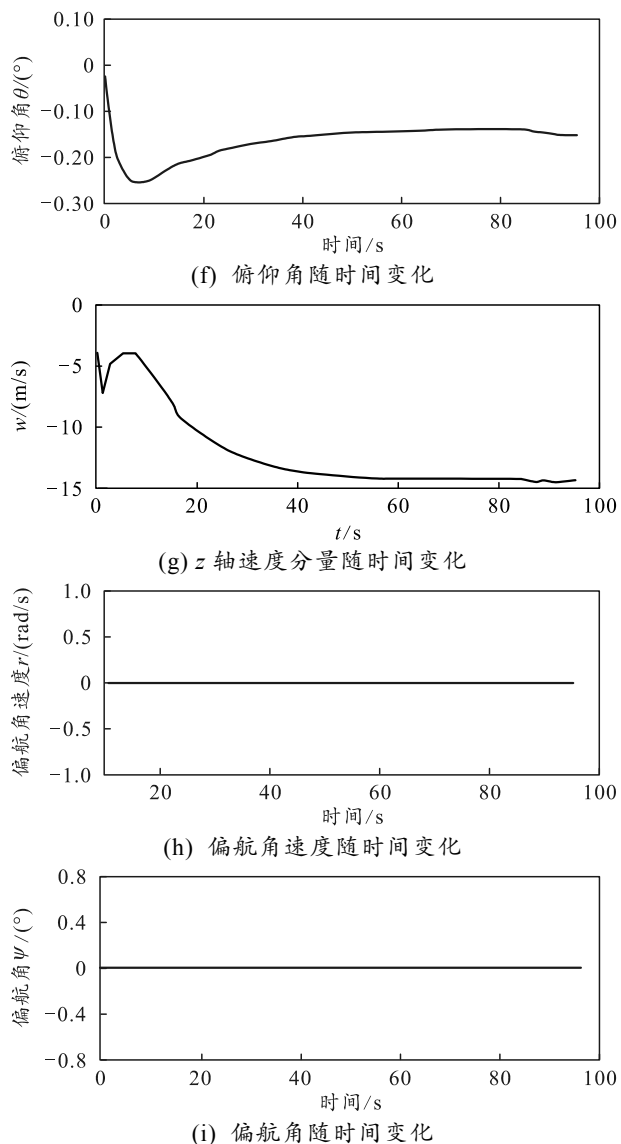


图 11 俯仰角指令爬升仿真

图 11 中: u 、 v 、 w 分别是速度沿机体 3 个方向上的分量; p 、 q 、 r 分别是滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度; φ 、 θ 、 ψ 分别是滚转角、俯仰角和偏航角。由上图可知: 由于飞行任务是沿直线飞行, 故在速度方面只有沿 x 轴方向和沿 z 轴方向上的速度分量发生变化。在角度与角速度变化中, 滚转角和偏航角都没发生变化其对应的角速度也未发生改变, 只有俯仰角从开始仿真后呈上升趋势直至 50 s 后变化率减小最后保持稳定。

仿真结果所展示的是飞机由停止状态转化为上升状态的过程, 此过程中 Matlab 生成的相关变量的响应曲线和 FlightGear 提供的 3 维视景的显示使得学生对于理解控制量与物理量之间的联系更加深刻。

研究开发的实验项目目前有: 1) 飞机俯仰控制

仿真实验(设计与演示); 2) 飞机横向控制仿真实验(设计与演示); 3) 飞机爬升至指定高度控制仿真实验(设计与演示); 4) 飞机平飞控制仿真实验(设计与演示); 5) 飞机姿态变化仿真实验(设计与演示)。仿真平台如图 12 所示。



图 12 实物仿真平台

5 结束语

笔者搭建基于 Matlab 与 FlightGear 的联合仿真, 以 AID 估算所得的气动数据开发了某机型的六自由度非线性模型, 利用 Simulink 中的模块进行飞机的纵向运动和横向运动控制的设计并建立与 FlightGear 的通信, 实现了飞行运动参数与 3 维视景实时显示。在此平台上开发的 5 个实验设计与演示, 对于飞行原理课程和飞行动力学教学有很好的辅助作用, 让学生能够更加深刻了解到控制参数的变化对于飞机的影响, 将理论飞行与实际飞行结合地更加紧密。

参考文献:

- [1] 郭卫刚, 韩维, 王秀霞. 基于 Matlab/FlightGear 飞机飞行性能的可视化仿真系统[J]. 实验技术与管理, 2010, 27(10): 110-112.
- [2] 王丽梅. 基于创新性应用型人才培养的实验教学方法研究[J]. 实验技术与管理, 2014, 31(1): 19-21.
- [3] 董鹰, 解永刚, 李攀, 等. 基于 Simulink/FlightGear 的直升机飞行仿真系统设计[C]//2019 年(第四届)中国航空科学技术大会论文集. 中航出版传媒有限责任公司, 2019: 806-819.
- [4] 蒋超, 张国强, 李嘉玮. 基于 Matlab 的民机多模态飞行控制[J]. 兵工自动化, 2021, 40(8): 38-42.
- [5] 杜永良. 基于 Matlab 和 FlightGear 的可视化飞行仿真[J]. 航空科学技术, 2015, 26(5): 89-94.
- [6] 赵为平, 王男楠, 赵雪莹, 等. 基于地基增强系统的双座电动飞机导航定位可视化仿真[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(8): 3176-3182.
- [7] 周炎, 祖家奎, 陶德臣, 等. 无人直升机实时仿真系统设计与实现[J]. 电子测量技术, 2019, 42(21): 15-20.