

6-5-2020

## Loitering Munition's Speediness Prototype and Integrated Modeling Based on X-Plane

Zengyan Li

*1. Northwest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, China;;2. Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;*

Xiaomin Li

*2. Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, 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.

---

## Loitering Munition's Speediness Prototype and Integrated Modeling Based on X-Plane

### Abstract

**Abstract:** Aiming at the difficulty and long cycle of R&D in mathematical modeling and aerodynamic parameters analysis during the process of loitering munition's preliminary design and verification, *the speediness prototype and integrated modeling method based on X-Plane is proposed*. The loitering munition's characteristics is analyzed. *Meanwhile, the operation mechanisms of various simulation methods are summarized*. The principle of X-Plane is also analyzed. *Speediness prototype is realized through modeling, which is independent of the mathematical model and aerodynamic parameters. The airfoil and blade design are improved and special controls are implemented, such as mixing, parachute and folding wing. The aircraft design and controller performance are verified by the software in loop (SIL) simulation*. Research result indicates that early speediness prototype design and verification of various aircrafts can be realized via the proposed method. It has the advantages of short development cycle and good visual effect. Moreover, it can be significant reference for researchers of aircraft design and control algorithm.

### Keywords

loitering munition, X-Plane, fast modeling method, SIL simulation

### Recommended Citation

Li Zengyan, Li Xiaomin. Loitering Munition's Speediness Prototype and Integrated Modeling Based on X-Plane[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(11): 2903-2909.

## 基于 X-Plane 的某巡飞弹快速原型及一体化建模

李增彦<sup>1,2</sup>, 李小民<sup>2</sup>

(1. 西北核技术研究所, 西安 710024; 2. 军械工程学院无人机工程系, 石家庄 050003)

**摘要:** 针对巡飞弹前期设计验证过程中, 数学建模及气动参数分析方法研发难度大、周期长等问题, 提出采用 X-Plane 的快速原型及一体化建模方法。分析巡飞弹的特点并总结了各类仿真方法的运行机制, 分析了 X-Plane 的原理; 通过机体建模实现了巡飞弹不依赖于数学模型及气动参数的快速原型搭建, 改进了翼型及桨叶设计, 实现了特殊控制(混控、伞降及折叠翼); 通过软件在回路仿真方法验证了飞行器设计及控制器性能。研究成果表明: 该方法能够实现各类飞行器前期快速原型设计及验证, 具有研发周期短, 可视化效果好等特点, 对飞行器设计及控制算法研究人员均有借鉴意义。

**关键词:** 巡飞弹; X-Plane; 快速建模方法; 软件在回路仿真

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2017) 11-2903-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201711041

## Loitering Munition's Speediness Prototype and Integrated Modeling Based on X-Plane

Li Zengyan<sup>1,2</sup>, Li Xiaomin<sup>2</sup>

(1. Northwest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, China;

2. Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

**Abstract:** Aiming at the difficulty and long cycle of R&D in mathematical modeling and aerodynamic parameters analysis during the process of loitering munition's preliminary design and verification, the speediness prototype and integrated modeling method based on X-Plane is proposed. The loitering munition's characteristics is analyzed. Meanwhile, the operation mechanisms of various simulation methods are summarized. The principle of X-Plane is also analyzed. Speediness prototype is realized through modeling, which is independent of the mathematical model and aerodynamic parameters. The airfoil and blade design are improved and special controls are implemented, such as mixing, parachute and folding wing. The aircraft design and controller performance are verified by the software in loop (SIL) simulation. Research result indicates that early speediness prototype design and verification of various aircrafts can be realized via the proposed method. It has the advantages of short development cycle and good visual effect. Moreover, it can be significant reference for researchers of aircraft design and control algorithm.

**Keywords:** loitering munition; X-Plane; fast modeling method; SIL simulation

## 引言

巡飞弹是先进的无人机技术和弹药技术相结

合的产物<sup>[1]</sup>, 目前广泛采用折叠翼设计方案, 将巡飞弹翼面折叠装入弹体腔内, 可利用空中投放、管式发射等多种方式展开飞行并进入工作状态, 具备快速抵达战场的优点, 能够完成包括巡弋飞行、侦察监视、毁伤评估、无线中继及精确打击等一系列作战任务, 大大缩短了武器系统从发现到摧毁目标所需时间。



收稿日期: 2016-05-21

修回日期: 2016-07-10;

作者简介: 李增彦(1987-), 男, 河北石家庄, 博士, 研究方向为无人机测控与飞行控制理论及应用; 李小民(1968-), 男, 河北保定, 博士, 教授, 研究方向为无人机测控与飞行控制理论及应用。

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

• 2903 •

在巡飞弹的前期设计验证阶段, 必须对其外型、结构及气动性能等进行分析与评估, 研发过程中如何快速验证飞行器的性能及控制系统有效性、可靠性变得日益迫切。尤其针对远程作战武器可以及时地判断设计的可行性、提高开发效率、降低研制周期和研究成本。

目前常用的研发流程为: 飞行器设计、气动参数分析、数学模型建立、控制及导航算法研究等一系列涉及多学科、多领域的研究模式。而常见的飞行仿真方法有:

(1) 基于 Matlab/Simulink 的纯数学仿真和结合 SimMechanics 的运动学仿真, 并利用 VRML、3D Animation 或 Plot 功能实现模型可视化<sup>[2-3]</sup>;

(2) 采用 JSB 动力学引擎的数学仿真, 该引擎被应用于包括 Simulink、FlightGear 在内的飞行仿真中, 而 FlightGear 作为一款开源软件, 其飞行器结构、气动参数等基于 xml 文件形式进行设计, 可利用 ac3d 建立三维模型, 通过配置 xml 文件和 JSB 引擎实现可视化飞行模拟及控制算法验证<sup>[3]</sup>;

(3) 为了提高仿真循环的实时性, 有些研究者采用了 RTX 实时操作系统, 通过 Matlab 或 VC++ 的六自由度飞行仿真模型结合仿真转台的方法进行半实物仿真<sup>[4]</sup>, 同时利用 OpenGL、Vega Prime、Unity3D 等可视化工具扩展其仿真功能及需求<sup>[5]</sup>;

(4) 此外 V-REP、Gazebo、X-Plane<sup>[6-7]</sup>等基于物理仿真引擎的软件也应运而生, 一般均具有开放接口并可模拟空中、地面、水面等多类飞行器。

传统分析方法需获取气动参数, 必须建立模型并调试程序, 研发周期较长。针对特殊类型飞行器, 如弹射及伞降类型且机翼可折叠的巡飞弹, 如何快速掌握其飞行特性及控制规律, 是其关键问题。

本文首先分析巡飞弹飞行模式及执行任务的特点; 通过研究对比多类仿真方法的运行机制及优缺点, 介绍了 X-Plane 的内部原理及特点; 探索了采用 X-Plane 进行巡飞弹前期开发和验证的仿真模式, 重点研究巡飞弹模型快速搭建方法, 包括机体建模、数据交互、飞行控制等关键技术; 最后通过

设计闭环控制器的 SIL 实例完善巡飞弹的前期设计验证, 为多类型飞行器前期验证阶段的研究人员提供参考和借鉴。

## 1 巡飞弹工作模式及特点

某巡飞弹采用串列翼布局, 切伞后飞行剖面如图 1 所示, 其切伞前动力系统已起动, 切伞后即进入下滑飞行状态, 由于切伞时存在初始速度及滚转角速度, 需采用控制策略将滚转及俯仰通道拉平, 然后爬升到预定高度执行巡飞任务。

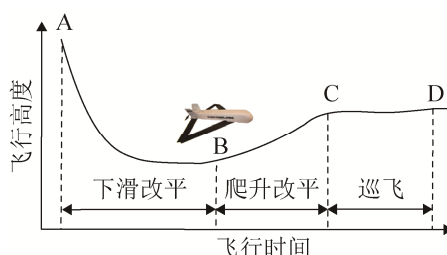


图 1 巡飞弹切伞后的飞行剖面图  
Fig. 1 Flight profile of loitering munition after cutting parachute

为了分析展开段动态特性, 常用研究方案如下: 建立巡飞弹的动态模型; 设计拉平过程控制率; 搭建 Simulink 仿真环境; 利用可视化仿真技术进行状态描述。区别于常规固定翼式结构, 建立模型过程中需考虑的主要因素为:

- (1) 弹射或者伞降发射方式;
- (2) 折叠翼结构;
- (3) 气动参数变化过程;
- (4) 可控自由度(如切伞、机翼展开、可控舵面等)及控制方式;
- (5) 飞行场景可视化。

## 2 仿真模式选取

### 2.1 多类仿真方法分析

综合分析多类仿真方法, 可将其分为两大类:

- (1) 基于数学模型的仿真

该类仿真方法必须建立数学模型并采用精确的气动参数进行飞行仿真, 但构建飞行器动力学模

型及气动仿真模型需要较强的数学基础, 气动参数需采用 AVL、Datcom<sup>[7]</sup>、XLR5、Fluent 乃至风洞试验获取, 不仅难度大还需掌握多学科的基本技能。该类仿真方法具有仿真精度高、数据真实可靠等优点, 但每个模型参数及耦合项的错误都会导致实验偏差或仿真错误, 从基础建模到飞行仿真的整个过程研发周期较长。

## (2) 基于物理域模型的方法

仅需知道模型的具体尺寸、重量分配及节点间连接方式等即可进行模拟, 此时应当对比仿真软件开发的难易程度: SimMechanics 作为 Simulink 的软件包, 可对动态系统进行建模、仿真和分析, 需采用 Solidworks 进行模型设计, 并对节点进行设置及调试; 而 V-REP、Gazebo、X-Plane 等仿真软件提供了大量的数据接口, 具有脚本化、多类开发语言的开发方式。其均具有不完全依赖于数学模型及气动参数的优点, 模型可视化效果好, 适合于飞行器快速建模及验证。

## 2.2 X-Plane 的特点及内部原理

X-Plane 作为一款模拟飞行软件, 由美国公司 Laminar Research 开发, 不仅可以用于飞行游戏及训练, 还提供了丰富的 UDP 数据接口及 SDK 开发包, 具有飞行器建模及翼型设计功能、模拟环境真实度高、仿真数据精确可靠、操作方便、可视化效果好等优点<sup>[8]</sup>。X-Plane 的特点为: 利用精确物理尺寸和飞行动力的建模方法, 内部集成基于“blade element”理论的气动仿真, 精度较高, 可控制的飞行器自由度较多, 能够通过 UDP 接口或 SDK 实现数据交互, 且采样周期最大能达到 99 Hz。因此“无数学模型仿真方法”可以预测飞行质量, 满足巡飞弹前期设计验证需求。

## 3 关键技术研究

目前没有研究者详细分析 X-Plane 中的飞行器设计关键技术, 多数研发人员仅利用 X-Plane 中现有模型, 无法针对特定飞行器对象进行仿真, 下面

对巡飞弹设计中的关键技术进行研究。

### 3.1 机体建模

飞行器机体可作为所有部件的位置参考, 针对机体结构及外形, 首先应当明确设计需求及尺寸。在 Plane-Maker 中, 坐标系定义如图 2 所示<sup>[8]</sup>, 其中箭头所指方向为模型参数正方向及旋转正方向, 而红色箭头方向为折叠机构方向, 关键参数如表 1 所示。

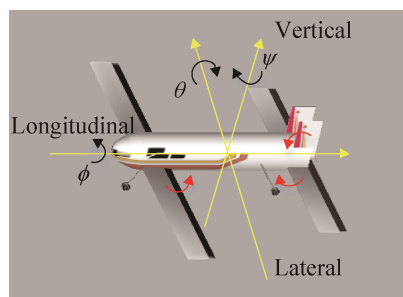


图 2 Plane-Maker 中坐标系定义

Fig. 2 Definition of coordinate system in Plane-Maker

表 1 关键参数及设置原则

Tab. 1 Key parameters and setting principles

关键参数	数值	设置原则
机身长度	4ft	结构限制
横截面数量	15	机身结构较简单
截面点数	5	横截面基本为方形
半径	0.3ft	结构限制
阻力系数	0.075	机身前部面积决定

巡飞弹为面对称结构, 因此在 Fuselage 参数设置界面仅通过机体沿 Longitudinal 方向右半平面横截面视图即可完成参数设置。由于人工操作节点会引起节点数据误差, 利用 Ellipse-Smooth 操作对机身进行数据平滑。

### 3.2 机翼设计

巡飞弹机翼是产生空气动力的主要部分, 如果通过气动力参数研究将耗费较长周期且需结合数学模型。X-Plane 仅需对翼型及舵面进行设置, 其基于“blade element”理论, 将气动仿真分成多个叶片方式分别计算然后生成可靠的气动力及力矩。

#### A. 机翼参数



巡飞弹机翼为折叠展开方式,受发射装置结构限制,其机翼参数设置如表 2 所示。

表 2 机翼参数  
Tab. 2 The wing parameters

关键参数	数值	设置原则
弦长	0.6ft	结构限制
前翼展长	6.4ft	机身长度限制
后翼展长	5.2ft	机身长度限制
垂尾	0.9ft	结构限制
机翼刚度	0.05	受过载及机翼材料影响
机翼质量	0.25	占巡飞弹总质量比例

### B. 翼型设置

合适的翼型可提高巡飞弹的飞行质量及性能,经过选取以 NACA2412 为例,在雷诺数为 300 000 条件下通过 Airfoil-Maker 对翼型数据进行设计。通常的设计方法是对升阻力曲线各端点坐标及斜率进行设置,通过数据库实验数据对升力、阻力、力矩系数进行修正,如图 3 所示。展弦比  $AR$  及 Oswald 效率因子  $e$  可根据机翼尺寸适当选取。

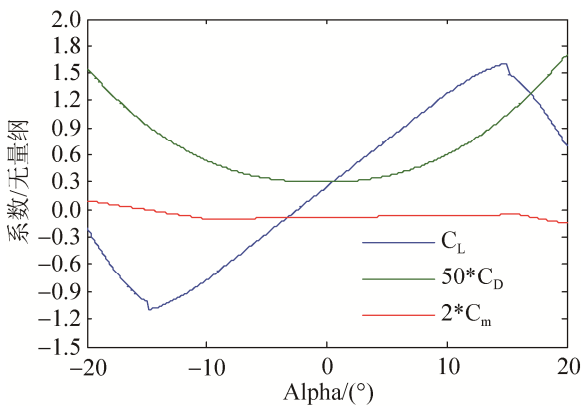


图 3 Airfoil-Maker 中  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_M$  系数

Fig. 3 The coefficient of  $C_L$ ,  $C_D$  and  $C_M$  in Airfoil-Maker

### C. 舵面分配及控制方式

舵面分配:机翼在展长方向,可分成  $N$  等份,则舵面根据翼属性设置为升降舵、副翼及方向舵并受外部操作指令控制,如前面图 2 中舵面贴图所示。在弦长方向可以调节舵面比例、舵面角度限制及舵机变化率,以符合执行机构的参数特性,舵面属性如表 3 所示。

表 3 舵面属性

Tab. 3 The rudder surface properties

关键参数	数值	设置原则
翼根比例	0.25	结构简单
翼梢比例	0.25	结构简单
舵面角度限位	$\pm 5^\circ$	经验值
舵机变化率	1	恒变化速率

针对串列翼布局巡飞弹,可采用混控方式提高操纵特性,当纵向运动时前后翼分别同动,升降舵对滚转指令比率  $ratio_{er}$  设为  $5^\circ$ ;当横侧向运动时前后翼分别差动,即副翼对俯仰指令比率  $ratio_{ap}$  为  $-5^\circ$ ,则混控公式为:

$$\begin{cases} \delta_{LF} = \delta_e \cdot ratio_{ap} + \delta_a \cdot r_{max} \\ \delta_{RF} = \delta_e \cdot ratio_{ap} - \delta_a \cdot r_{max} \\ \delta_{LB} = \delta_e \cdot p_{max} + \delta_a \cdot ratio_{er} \\ \delta_{RB} = \delta_e \cdot p_{max} - \delta_a \cdot ratio_{er} \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $\delta_e$  为俯仰通道输入,  $\delta_a$  为滚转通道输入,  $p_{max}$  和  $r_{max}$  分别为升降、副翼舵面角度限位。

### D. 折叠机构设计

针对某巡飞弹的特殊性,其可以完成管式发射及空中展开,因此必须对机翼的折叠机构进行设计及控制。采用 Plane-Maker 中后掠角(sweep)、上反角(dihedral)、攻角(incidence)设计方法<sup>[9]</sup>,组合设计可以模拟复杂类型折叠展开机构,某时刻展开状态如图 4 所示。

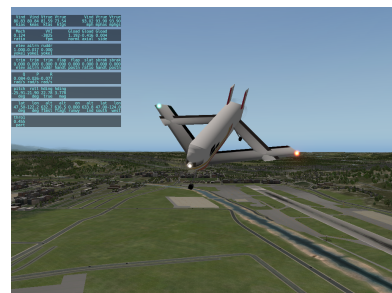


图 4 某时刻巡飞弹展开示意图

Fig. 4 Schematic diagram about loitering munition launching at a time

### 3.3 螺旋桨及电机设计

螺旋桨及电机作为飞行器的动力来源,选取匹配的设计方案可以提高整体动力效率<sup>[10]</sup>,实验中选定型号桨叶及电机的部分参数确定如下:

表 4 螺旋桨及电机参数

Tab. 4 The parameters of propeller and motor

关键参数	数值	关键参数	数值
最大马力	0.06hp	桨叶类型	Clark-Y
电机安装角	(0°, 0°)	桨叶翼根弦长	0.8inches
推重比	0.33	桨叶翼梢弦长	0.3inches
设计转速	3000rpm	桨叶半径	0.41ft

Plane-Maker 中提供的默认桨叶形状与曲率与实际状态相差较远, 根据桨叶特点, 设置参数如图 5 所示, 其中 TE 和 LE 分别为桨叶前、后缘。

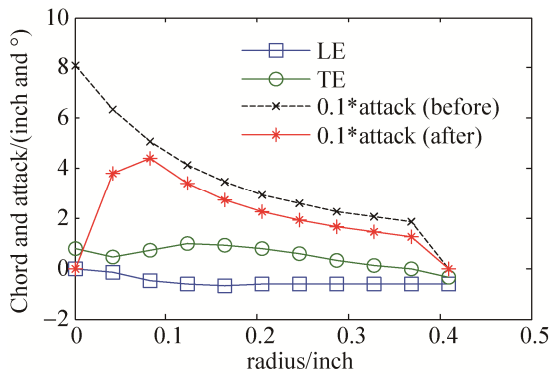


图 5 桨叶参数

Fig. 5 The parameters of blades

### 3.4 其他关键参数选取

以伞降发射方式为例, 当从空中投掷时, 由减速伞减速下落, 设置伞张开节点为(0,0,5)ft, 张开面积 1.858 m<sup>2</sup>。

为了研究特殊环境飞行器设计及性能问题, 针对模拟环境影响, 可以选择同步实际天气数据库或随机环境, 设置中、低空风的影响(如风速、阵风、风切变、风扰动等)<sup>[8]</sup>。

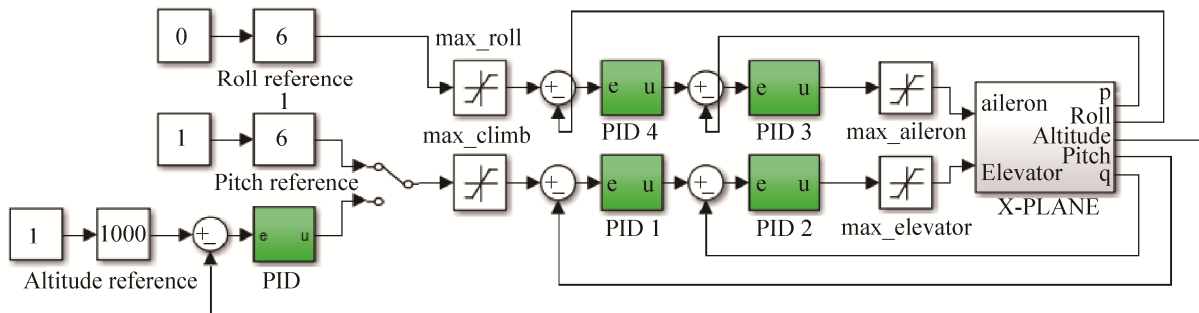


图 7 Simulink 控制器

Fig. 7 The Simulink Controller

最终某巡飞弹一组设计参数从概念设计到仿真验证流程在 X-Plane 中实现效果如图 6 所示:

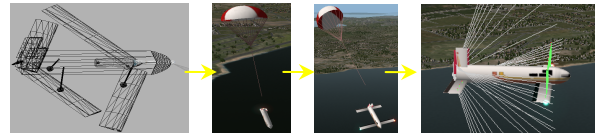


图 6 巡飞弹设计流程

Fig. 6 Design flow of loitering munition

## 4 SIL 仿真技术

当通过飞行摇杆接口对飞行特性及结构参数进行调整后, 基本满足良好的飞行品质, 为了实现机载控制器的前期开发, 利用 SIL 方法快速构建控制算法。X-Plane 提供了 UDP 数据接口及 SDK 插件开发包, 本文采用 UDP 方式, 参数设置直观, 开发难度较小。

数据交互可采用 Matlab 或者 C++类库的方式, 为了便于控制、导航算法研究, 通过 Simulink 搭建数据交互接口。接口协议如表 5 所示, 其中帧头为 1~5 位(“DATA”代表数据包、“DSEL”选择输出组、“USEL”取消输出组)组名为 6~9 位, 其余 8×4 位为对应交互数据, 且数据类型为单精度浮点型<sup>[8]</sup>。

表 5 接口协议

Tab. 5 The interface protocol

类型	分组								
	帧头	组 1	2	3	4	5	6	7	8
字节数	5	4	4	4	4	4	4	4	4

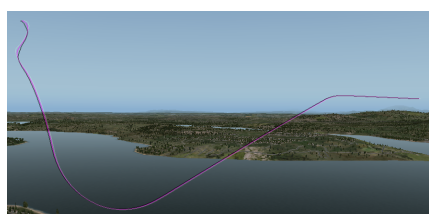
设计内回路串级 PID 控制器, 其中外环为角度回路, 内环为角速度回路, 如图 7 所示。

经过需求分析,选择表 6 数据组作为控制器 I/O,设置 IP 为 127.0.0.1 及输出端口 49005、输入端口 49000,如采用先进控制算法需要更多的飞行器传感器数据可通过 DSEL 进行相应参数的选取。

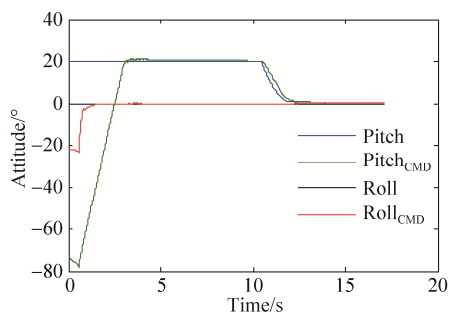
表 6 需求数据  
Tab. 6 The requirements data

关键参数	I/O	组位置	关键参数	I/O	组位置
升降舵	I	8	角速度	O	16
副翼	I	8	角度	O	17
油门	I	25	位置	O	20

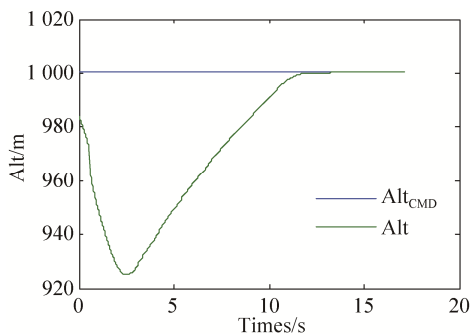
仿真中,选择该巡飞弹模型并设置空投位置 1 030 m,起始阶段张开减速伞,当下降 45 m 后切伞并展开机翼,飞行过程控制器指令及实际飞行状态如图 8 所示。



(a) X-Plane 中巡飞弹位置



(b) 姿态指令及响应值



(c) 高度指令及响应值

图 8 巡飞弹 SIL 仿真结果

Fig. 8 Simulation result of loitering munition's SIL

由图 8 可知,所设计的飞行器具有较好的飞行品质,经过控制回路设计及 SIL 仿真,巡飞弹可以按照预定的工作模式执行巡飞任务,飞行器指令响应速度快,无明显超调量。可见,通过实例化的飞行器设计,在不需精确建模及气动参数的基础上,即可凭借一系列设计参数完成前期的仿真验证。该方法不仅可以用于飞行器设计,如果具有精确的设计参数则可用于部分结构优化,同时控制算法也可通过 SIL 方法得到验证,Simulink 代码生成方法则可应用于飞行控制系统开发中。

## 5 结论

针对巡飞弹前期验证的问题,通过分析巡飞弹的工作模式及特点,在总结分析以往仿真方法的基础上,创造性的提出采用 X-Plane 机体建模及 SIL 仿真进行飞行器设计与验证的方法,特点如下:

(1) 通过机体建模,实现不依赖于数学建模及气动参数基础上的飞行器模型快速搭建;

(2) 针对 X-Plane 中某些参数不精确问题,提出翼型及桨叶改进设计方法;

(3) 根据巡飞弹工作特性,实现了混控参数、折叠机构、伞降装置等快速实现方法;

(4) 利用 SIL 仿真不仅能够完成前期控制器设计,Simulink 代码生成方法适用于控制器移植。

该设计方法具有模型搭建速度快、可视化效果好、研究价值高等优点,有利于各类飞行器前期设计及验证,对飞行器设计及控制算法研究人员均有借鉴意义。

## 参考文献:

- [1] 庞艳珂,韩磊,张民权,等.攻击型巡飞弹技术现状及发展趋势[J].兵工学报.2010,31(增2):149-152.  
Pang Yanke, Han Lei, Zhang Minquan, et al. Status and development trends of loitering attack missiles[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(S2): 149-152.
- [2] 王俊仁.小型巡飞弹的建模与控制研究[D].南京航空航天大学,2013.  
Wang Junren. Research on modeling and control of small loitering missile[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

(下转第 2917 页)