

8-7-2020

Modeling Analysis and Visualization Simulation for Leveled Stage of Loitering Munition

Zengyan Li

Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

Xiaomin Li

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.

Modeling Analysis and Visualization Simulation for Levelled Stage of Loitering Munition

Abstract

Abstract: Loitering munition can be launched by various platforms. However, due to the impact of the delivery platform, the initial launching status of the missile-borne aircraft is uncertain. *The levelled stage of missile-borne aircraft is different from other traditional flight modes.* For this particular process, *the dynamic model in levelled stage was established.* Reliable aerodynamic parameters were obtained by Fluent's simulation method. Based on Simulink, the flight simulation module and control strategy in levelled stage were designed. *Simulink-FlightGear method was used to display the real-time flight state.* Through the simulation, flight characteristics in levelled stage are achieved, such as, *motion parameters converging slowly and a certain height loss.* *This study is significant for a variety of missile-borne aircraft delivery platforms to analyze their initial state and research the control algorithm.*

Keywords

loitering munition, levelled stage modeling, Simulink-FlightGear, flight visual simulation

Recommended Citation

Li Zengyan, Li Xiaomin. Modeling Analysis and Visualization Simulation for Levelled Stage of Loitering Munition[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(10): 2258-2263.

巡飞弹拉平段建模分析及可视化仿真

李增彦, 李小民

(军械工程学院 无人机工程系, 石家庄 050003)

摘要: 巡飞弹可由多种武器平台发射, 受投放平台影响, 弹载飞行器展开时初始工作状态具有不确定性。弹载飞行器拉平段有别于任意传统飞行模式, 针对该特殊过程, 建立了拉平段动力学模型; 利用 Fluent 仿真方法获取可靠气动参数; 搭建 Simulink 飞行仿真模块并设计了俯冲拉平段控制策略; 实现 Simulink-FlightGear 方法实时飞行状态显示。通过仿真实验, 得出拉平段飞行特性, 如运动参数收敛较慢、具有一定高度损失等特点, 这对多种运载平台弹载飞行器初始状态分析、控制算法研究均有借鉴意义。

关键词: 巡飞弹; 拉平段建模; Simulink-FlightGear; 飞行可视化仿真

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X(2015)10-2258-06

Modeling Analysis and Visualization Simulation for Leveled Stage of Loitering Munition

Li Zengyan, Li Xiaomin

(Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: Loitering munition can be launched by various platforms. However, due to the impact of the delivery platform, the initial launching status of the missile-borne aircraft is uncertain. *The leveled stage of missile-borne aircraft is different from other traditional flight modes.* For this particular process, *the dynamic model in leveled stage was established.* Reliable aerodynamic parameters were obtained by Fluent's simulation method. Based on Simulink, the flight simulation module and control strategy in leveled stage were designed. *Simulink-FlightGear method was used to display the real-time flight state.* Through the simulation, flight characteristics in leveled stage are achieved, such as, *motion parameters converging slowly and a certain height loss.* *This study is significant for a variety of missile-borne aircraft delivery platforms to analyze their initial state and research the control algorithm.*

Keywords: loitering munition; leveled stage modeling; Simulink-FlightGear; flight visual 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^[1], 为提高其进入任务区域的时效性, 将巡飞器翼面折叠装入弹体腔内, 利用火炮发射提供

的高初速, 使其快速抵达战场并执行巡弋飞行、侦察监视、毁伤评估、无线中继及精确打击等作战任务, 大大缩短了武器系统从发现到摧毁目标所需时间。

巡飞弹的弹道可分为 4 个典型段: 炮射段、减速段、拉平段和巡飞段。前两个阶段朱勇^[2]、王正平^[3]等人已进行了建模、分析及优化等相关研究工作, 由于飞行弹道多采用预装订方式, 因此具有不可控性; 减速段采用伞降方式, 伞-弹系统经减速下降至预定高度, 巡飞器从弹体弹出, 展开平尾、



收稿日期: 2015-06-14 修回日期: 2015-07-31;
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>

• 2258 •

垂尾和机翼, 随后切伞至下滑飞行状态并开启动力系统, 完成弹-机转换; 接着巡飞器在飞控系统控制下按预设参数拉平^[4]; 最后以较低速度、高度在目标区域巡飞, 并遂行各项任务。

弹载飞行器拉平段为从切伞转换到巡飞阶段的动态过程, 其有别于任意传统飞行模式, 针对这一特殊飞行过程, 现阶段文献鲜有研究, 文献[5]分析了展开过程、突现风的影响, 文献[6]指出拉平段受外界条件影响较大, 巡飞器展开过程中初始状态(包括位置、速度、姿态、角速度等)不确定等问题, 提高了飞控系统的设计指标。

为了使巡飞器能够正常展开并拉平, 针对拉平段的运动特性, 可能导致飞行异常等问题, 重点建立该阶段动力学模型, 利用 Fluent 获取气动参数, 以传统控制方式设计控制率, 搭建 Simulink 仿真环境并分析其拉平段的运动特性; 针对该阶段飞行状态不可见, 仅凭借飞行仿真数据无法直观描述运动过程的问题, 将虚拟可视化仿真技术运用到状态分析中。通过仿真实例, 分析该阶段特征, 为巡飞器可靠展开及飞行控制提供技术支持。

1 系统分析

弹载飞行器采用串列翼布局^[7], 切伞后飞行剖面图如图 1 所示。其切伞前动力系统已开启, 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。

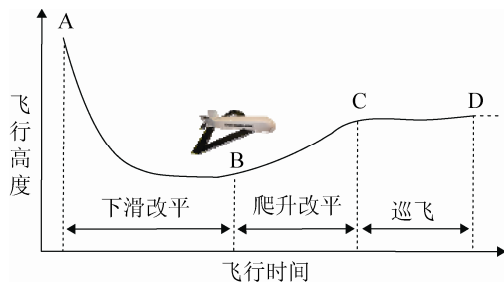


图 1 巡飞器切伞后的飞行剖面图

为了分析拉平段动态特性, 研究方案如下: 建立巡飞器的动态模型; 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。

2 关键技术研究

2.1 俯冲拉平段动力学建模

巡飞器外形与图 1 中飞行器相同, 以机头-右翼-机腹定义机体坐标系 $O_b X_b Y_b Z_b$, 同时采用北-东-地大地坐标系 $O_g X_g Y_g Z_g$ 。

(1) 在初始阶段, 机翼、尾翼等已全部展开, 其受空气动力影响, 总的气动力及气动力矩系数为:

$$\left\{ \begin{array}{l} C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta_e} \delta_e + \\ \quad C_D^{\delta_a} \delta_a + C_D^M M \\ C_Y = C_Y^\beta \beta + C_Y^{\delta_a} \delta_a + \frac{b}{2V_a} (C_Y^p p + C_Y^r r) \\ C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + \\ \quad \frac{c}{2V_a} (C_L^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_L^q q) + C_L^M M \\ C_l = C_l^\beta \beta + C_l^{\delta_a} \delta_a + \frac{b}{2V_a} (C_l^p p + C_l^r r) \\ C_m = C_{m0} + C_m^\alpha \alpha + C_m^{\delta_e} \delta_e + \\ \quad \frac{c}{2V_a} (C_m^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_m^q q) + C_m^M M \\ C_n = C_n^\beta \beta + C_n^{\delta_a} \delta_a + \frac{b}{2V_a} (C_n^p p + C_n^r r) \end{array} \right. \quad (1)$$

式中, $(C_D, C_Y, C_L, C_l, C_m, C_n)$ 分别为总的阻力、侧力、升力系数及滚转、俯仰、偏航力矩系数, 其中气动参数中上标代表相关受影响的气动参量, (δ_e, δ_a) 分别为升降舵偏角和滚转舵偏角, (V_a, α, β) 分别为速度、迎角及侧滑角, (b, c) 分别为展长、弦长, AR 为展弦比, e 为 Oswald 效率因子。

(2) 巡飞器受气动力 F_A 、重力 G 及电机的推力 F_T 作用, 合外力 F 及力矩 M 为:

$$\left\{ \begin{aligned} \Sigma F &= F_A + F_T + G = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} C_D \\ C_Y \\ C_L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \\ \Sigma M &= M_A + M_T + (r_A - r_{CG}) \times \\ &F_A + (r_T - r_{CG}) \times F_T \\ M_A &= \begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} bC_l \\ cC_m \\ bC_n \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; S 为翼面积; (F_T, M_T) 为电机推力及扭矩; (r_A, r_{CG}, r_T) 为气动焦点、重心、及电机推力点; (ϕ, θ, ψ) 为滚转、俯仰及偏航姿态角。

(3) 根据牛顿第二定律, 可求出质心和绕心运动方程:

$$\left\{ \begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} vr - wq \\ wp - ur \\ uq - vp \end{bmatrix} + \Sigma \frac{F}{m} \\ \begin{bmatrix} \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y - pqI_{xz}) \\ \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} \end{bmatrix} &= \\ \Sigma M &= \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (3)$$

式中: (u, v, w, p, q, r) 为巡飞器质心速度在机体坐标系的正向分量及转动角速度在机体坐标轴上的分量。 I 为转动惯量在相应轴上的分量或惯性积。

(4) 机体坐标系下角度及角速度关系、各轴向速度与大地坐标系各轴向速度关系如式(4)所示, 积分可得巡飞器的真实姿态 (ϕ, θ, ψ) 及位移 (X, Y, H) 。

$$\left\{ \begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{H} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\ &\bullet \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (4)$$

(5) 由于巡飞器在展开时姿态角未知, 大姿态范围机动过程中欧拉角计算过程出现奇异值概率较高, 容易导致万向节锁现象, 因此飞行过程姿态角变化采用旋转四元数方法描述, 其姿态更新方程及四元数到欧拉角转换方程为:

$$\left\{ \begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_x \\ \dot{e}_y \\ \dot{e}_z \end{bmatrix} &= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} a \tan 2[2(e_0 e_x + e_y e_z), e_0^2 + e_z^2 - e_x^2 - e_y^2] \\ a \sin[2(e_0 e_y - e_x e_z)] \\ a \tan 2[2(e_0 e_z + e_x e_y), e_0^2 + e_x^2 - e_y^2 - e_z^2] \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (5)$$

2.2 Fluent 气动力参数获取

巡飞器的气动力分析是整个系统建模过程中关键环节之一。目前较为广泛的是利用 CFD 手段进行气动分析, 同时 CFD 分析对气动布局的优化与气动弹性的分析等环节提供了技术与数据支持。

利用 Spalart-Allmaras 湍流模型, 通过解耦求解雷诺平均 N-S 方程, 进行巡飞器湍流流场的数值模拟, 分析了巡飞器随攻角、侧滑角、舵偏角变化的气动力特性, 如图 2 所示。由飞行特性数值曲线拟合气动力参数, 并带入巡飞器参数模型方程。

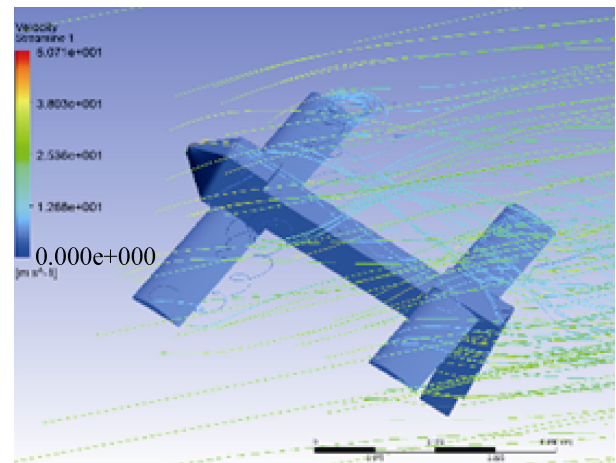


图 2 巡飞器在大攻角下流线图

2.3 俯冲拉平段控制策略

巡飞器在该阶段动力学模型具有典型非线性

特征, 切伞时刻就已具有初始速度和角速度。为了顺利进行俯冲拉平阶段控制, 需对其进行滚转、俯仰通道的控制率设计, 因此仿真过程中设计了两个通道的控制回路, 使其切伞后能够保证稳定横侧向飞行($\phi \leq 3^\circ$)和纵向稳定飞行($\theta \leq 5^\circ$), 以预设高度、速度在目标区域执行任务。

滚转控制通道将滚转角及滚转角速度作为巡飞器状态反馈, 根据预设滚转指令, 调节滚转角变化, 控制系统结构如图 3 所示。为了保证巡飞器飞行速度且避免飞行器高度损失, 俯仰通道采用空速作为控制量。

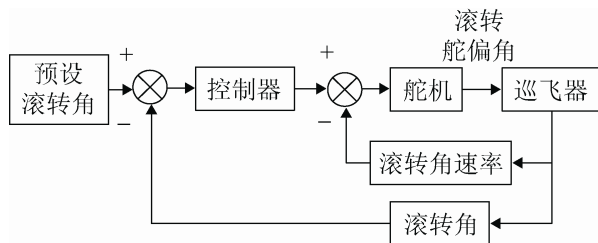


图 3 滚转控制通道结果图

2.4 飞行仿真模块化设计

Matlab/Simulink 程序采用模块化思想设计^[8], 编程语言简洁, 模块搭建快速高效, 根据建模分析及控制率设计结果, 构建仿真环境及初始参数, Simulink 模块化框图如图 4 所示, 首先由气动特性及电机推力特性进行受力计算, 然后根据牛顿第二

定律计算总体力及力矩, 将参数计算结果送至六自由度参数解算模块, 其中姿态角以四元数方式进行更新, 以等步长方式设置仿真循环, 同时在外回路加入控制器, 将运动状态参量作为控制率的输入值, 实现状态反馈控制。

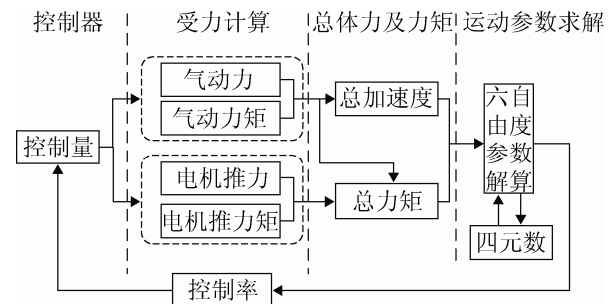


图 4 Simulink 飞行仿真系统各子模块框图

2.5 实时飞行状态驱动

虚拟可视化技术能够实时直观的展现巡飞器的位置及姿态信息, 因此基于 FlightGear 虚拟飞行软件研究巡飞器飞行状态实时可视化实现技术。

由于 FlightGear 提供的模型库不包含巡飞器三维实体模型, 利用 AC3D 模型制作软件进行实体模型建模, 效果见图 5, 并基于 XML 技术编写模型参数配置文件, 通过配置文件启动 FlightGear 虚拟仿真环境可实现自建模型的可视化显示^[9]。

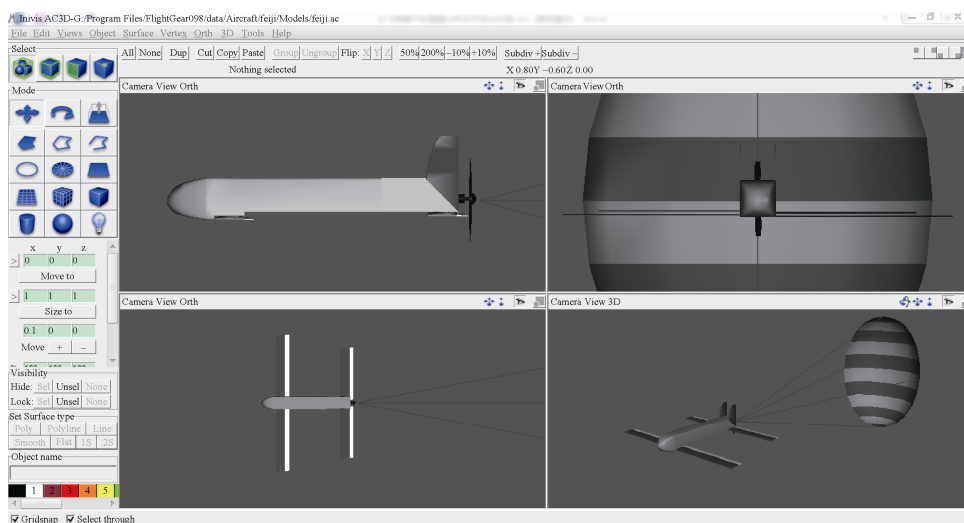


图 5 AC3D 下巡飞器模型(带降落伞)

可视化技术实现方式如下:

(1) 基于 XML 技术对模型文件进行配置, 包括模型展开节点及多面变化设置<type> rotate </type>, 降落伞的显隐模式<type> select </type>等;

(2) FlightGear 作为实时数据驱动接收端, 设置方法为: 首先配置“--aircraft=feiji”参数调用巡飞器模型文件, 然后设置飞行数据为 UDP 接收方式“--native-fdm= socket, in...”, 并采用“--fdm= external”外部数据驱动方式显示巡飞器模型飞行状态信息;

(3) Simulink 与 FlightGear 间利用 UDP 协议进行通讯, Simulink 作为状态数据发送部分, 采用 net_fdm_packet 模块进行协议数据配置, 可在 UDP 发送模块中设置相应的网络端口号;

(4) 配置完成后, 程序运行过程 Simulink 模块将巡飞器的实时飞行状态解算参数通过 UDP 协议方式发送给可视化软件, FlightGear 根据配置文件接收数据并实时更新飞行器姿态及位置。从而在仿真过程可直观展示巡飞器运动过程, 便于后期分析。

3 仿真分析

仿真全系统如图 6 所示, 主要包括飞行器模块, 俯冲拉平控制模块, 飞行数据及仪表显示模块、FlightGear 可视化模块、UDP 协议传输模块和仿真数据显示模块构成。

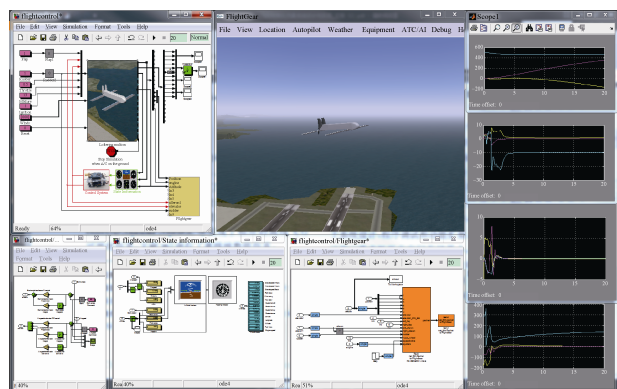


图 6 全系统仿真第 20s 时刻截图

仿真环境为 Inter Core i5-3230M 2.6GHz, 4G 内存, Matlab2010b, FlightGear098。仿真中, 巡飞器相关参量以“*.mat”方式读入。初始条件: 速度初始值[0 0 -11]'m/s, 角速率初始值[-4.7 -0.8 0]'°/s, 四元数初始值[0.2734 0.6852 -0.3957 0.547]' , 位置初始值 [37.6189*pi/180 -122.3750*pi/180 500]', 仿真时间 20 s, 仿真步长 0.008 s, 某时刻飞行器姿态如图 7 所示。

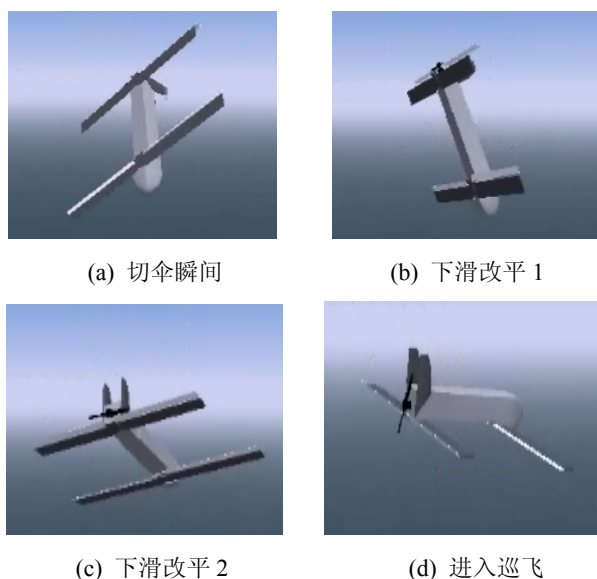


图 7 虚拟飞行姿态显示

经过仿真, 可完整记录下整个仿真过程的飞行状态数据, 便于仿真结果的分析 and 处理, 20 s 过程中的相关参数仿真结果如图 8 所示。

由仿真结果可知, 所建立的模型能够实现拉平段飞行模拟, 通过仿真能够对弹载巡飞器从运载平台抛撒后的线运动和角运动特性进行细致分析, 设计的俯仰拉平控制策略可使飞行器能够在 20 s 内完成俯冲、拉平、巡飞全过程飞行模拟。由于初始姿态及角速率影响, 巡飞器的加速度及角速度在前 3 s 内出现剧烈变化, 不利于飞行器的初始姿态测量及运动参数获取。由位置曲线得知飞行器存在 40 m 左右的高度损失, 且由于飞行器的滚转运动导致一定程度的横向偏移。

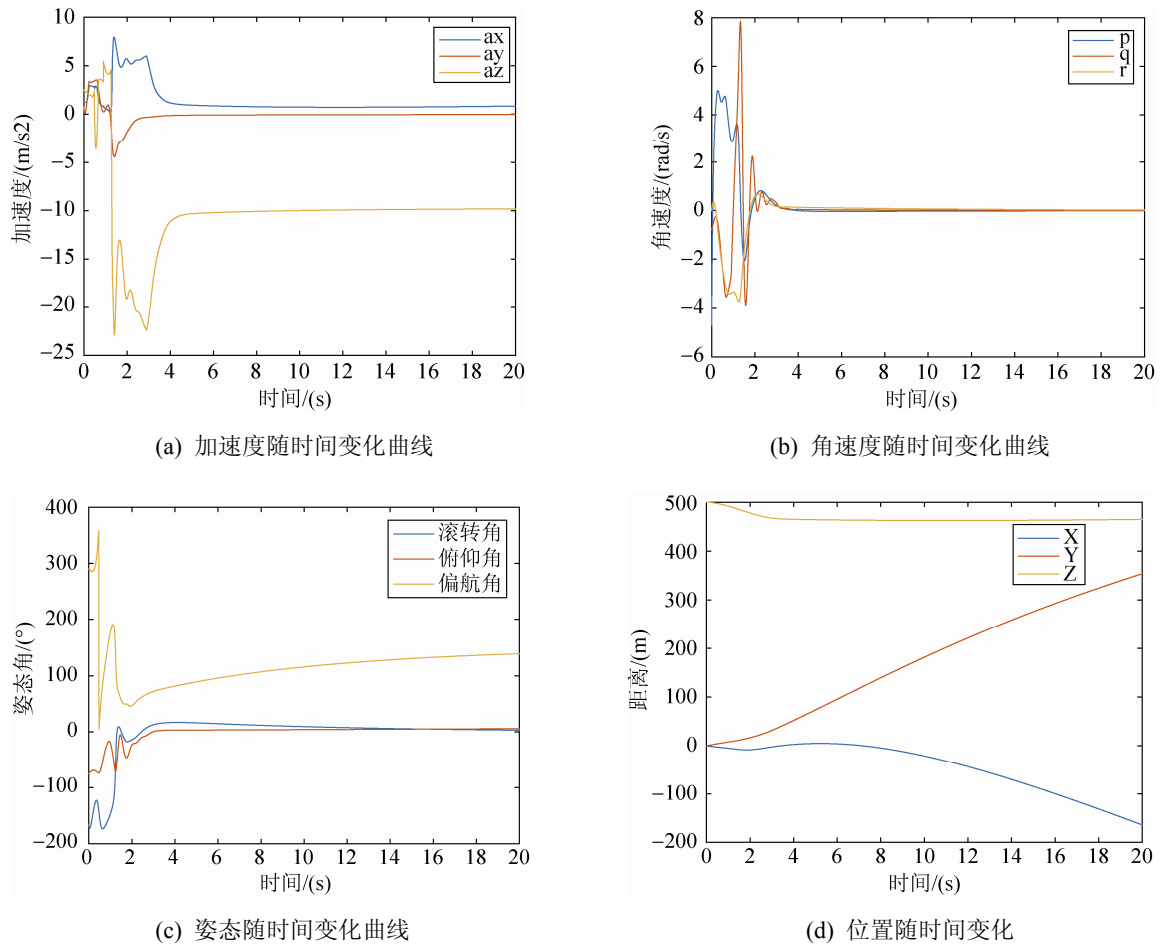


图 8 巡飞器拉平段仿真结果

4 结论

本文系统分析了巡飞弹工作全过程, 由于弹载飞行器展开时初始工作状态具有不确定性的问题, 针对弹载飞行器拉平段这一特殊飞行阶段, 建立了弹载飞行器拉平段动力学方程; 利用 Fluent 气动力仿真方法获取了可靠的飞行气动力参数; 基于 Matlab/Simulink 环境搭建了飞行仿真模块并设计了俯冲拉平段控制策略; 为了真实反映飞行器运动过程, 利用 Simulink-Flightgear 方法实现了实时飞行状态驱动。通过仿真实验, 分析了巡飞弹拉平段飞行特性, 得出其初期运动参数变化剧烈、具有一定高度损失及横向偏移等特点, 这对多种运载平台弹载飞行器初始状态分析、控制算法研究均有借鉴意义。

参考文献:

- [1] 宋怡然, 陈英硕, 蒋琪, 等. 国外典型巡飞弹发展动态与性能分析 [J]. 飞航导弹, 2013, 2(2): 37-40.
- [2] 朱勇, 刘莉. 基于拉格朗日力学的伞-弹系统动力学模型 [J]. 航空学报, 2009, 30(7): 1208-1213.
- [3] 王正平, 刘莉, 朱勇. 炮射侦察弹炮射减速段弹道优化设计 [J]. 弹道学报, 2012, 24(4): 22-26.
- [4] 王志飞, 王华, 赵春明, 等. 巡飞器巡飞段动力学建模与仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2010, 22(S1): 196-198.
- [5] 刘畅. 伞降式小型飞行器初始转平飞控制技术研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2014.
- [6] 刘仁浩. 巡飞器微型航姿测量系统关键技术研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- [7] 李永泽, 孙传杰, 卢永刚. 巡飞器载重能力与装载火箭弹间匹配关系研究 [J]. 飞行力学, 2013, 31(6): 570-573.
- [8] 李超, 王江云, 韩亮. 基于 Matlab 的某型固定翼飞行器飞行仿真系统开发 [J]. 系统仿真学报, 2013, 25(8): 1772-1777.
- [9] 张静莎. 基于 FlightGear 的固定翼无人机建模与可视化仿真技术研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2012.