

3-18-2021

Modeling and Simulation Technology of Flight Maneuver for Large Scale battlefield

Chu Yang

Jiangsu Automation Research Institute, Lianyungang 222061, China;

Liu Zhi

Jiangsu Automation Research Institute, Lianyungang 222061, China;

Lintao Dou

Jiangsu Automation Research Institute, Lianyungang 222061, 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 and Simulation Technology of Flight Maneuver for Large Scale battlefield

Abstract

Abstract: In order to meet the requirements of the system simulation acceleration ability of the intelligent countermeasure game system, analyzes the large-scale battlefield space large-scale air force simulation modeling method is analyzed. Combined with the requirements of the system countermeasure for the fidelity, real-time and accuracy of the air vehicle modeling, based on the original air vehicle motion model, by *reducing variables, simplifying parameters, equivalent calculation* and other methods, a *fast flight maneuver simulation modeling* method is derived, which can realize the correct modeling of the trajectory and attitude of the aircraft, conform to the general flight physical laws, meet the requirements of system of systems confrontation modeling and simulation, and greatly improve the efficiency of simulation model solution. The computer simulation results show that the method is correct.

Keywords

flight simulation, system modeling and simulation, pseudo-six-degree-of-freedom, large scale battlefield

Recommended Citation

Chu Yang, Liu Zhi, Dou Lintao. Modeling and Simulation Technology of Flight Maneuver for Large Scale battlefield[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(3): 613-621.

面向大尺度战场的飞行机动建模仿真技术

初阳, 刘志, 窦林涛

(江苏自动化研究所, 江苏 连云港 222061)

摘要: 为满足智能对抗博弈系统对体系仿真加速能力的要求, 分析了大尺度战场空间大规模空中兵力仿真建模方法, 结合体系对抗对飞机、导弹等空中飞行器建模逼真性、实时性、准确性的需求, 在原有空中飞行器运动模型的基础上, 通过约减变量、简化参数、等效计算等方法, 推导出了—种快速飞行机动仿真建模方法, 能够实现对飞行器轨迹、姿态的正确建模, 符合—般飞行物理规律, 满足体系对抗建模仿真和智能博弈对抗的需求, 同时大大提升了仿真模型解算效率, 计算机仿真结果证明该方法的正确性。

关键词: 飞行仿真; 体系建模仿真; 伪六自由度; 大尺度战场

中图分类号: TP391.9

文献标志码: A

文章编号: 1004-731X (2021) 03-0613-09

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.19-0560

Modeling and Simulation Technology of Flight Maneuver for Large Scale battlefield

Chu Yang, Liu Zhi, Dou Lintao

(Jiangsu Automation Research Institute, Lianyungang 222061, China)

Abstract: In order to meet the requirements of the system simulation acceleration ability of the intelligent countermeasure game system, analyzes the large-scale battlefield space large-scale air force simulation modeling method is analyzed. Combined with the requirements of the system countermeasure for the fidelity, real-time and accuracy of the air vehicle modeling, based on the original air vehicle motion model, by *reducing variables, simplifying parameters, equivalent calculation* and other methods, a *fast flight maneuver simulation modeling* method is derived, which can realize the correct modeling of the trajectory and attitude of the aircraft, conform to the general flight physical laws, meet the requirements of system of systems confrontation modeling and simulation, and greatly improve the efficiency of simulation model solution. The computer simulation results show that the method is correct.

Keywords: flight simulation; system modeling and simulation; pseudo-six-degree-of-freedom; large scale battlefield

引言

大尺度战场是指作战兵力规模、战场区域范围、作战时长等都超出—般战场范围, 涉及海、陆、空多种不同形式、不同时空的战场区域, 随着联合作战理论的逐渐成熟, 大尺度战场仿真将是未来作战方案推演、模拟训练、装备论证、智能博弈的核心^[1], 是典型的体系仿真。在大尺度战场仿真中,

飞行机动仿真是其中—个重要组成部分, 仿真过程中实时计算飞行器位置、姿态等数据, 控制飞行器实现转弯、爬升、俯冲, 以及武器发射、传感器控制等战斗动作, 不同的应用领域—般都有不同的仿真需求, 但大多数都要求飞行器运动轨迹和姿态具有逼真性、实时性和准确性, 并能够客观反映飞行器在空中运动的物理规律。

在大尺度战场仿真中, 空中飞行器作为空中作

收稿日期: 2019-10-24

修回日期: 2020-03-27

第—作者: 初阳(1985-), 男, 硕士, 高工, 研究方向为体系仿真、人工智能。E-mail: chuyang_716@163.com

战的主力兵种,一次战斗可参与的舰载机、战斗机、预警机、运输机、电子干扰机、无人机、导弹等通常都成百上千,飞行机动模型所占用的计算资源相对来说非常庞大,直接影响了整个体系仿真系统的加速能力和仿真规模,可见,计算效率与仿真逼真度是一对不可调和的矛盾体。普遍认为,在对飞行器姿态模拟要求不是很高的情况下,采用六自由度动力学建模方法来呈现飞行器空中飞行轨迹是非常不智的,特别是在仿真效果对于系统整体能力的贡献占比不大的情况下尤为明显,此时,就需要一种计算快捷,又能体现飞行姿态的飞行机动仿真模型,支撑对海量空中兵力在大尺度战场的仿真模拟。

飞行机动模型需要对飞行器的位置、速度、航向角、滚转角、俯仰角等进行模拟,且位置矢量、速度矢量、三轴姿态之间的制约关系要能满足刚体物理学原理。通常,六自由度刚体动力学建模方法是由 6 个二阶的微分方程来实现,位置、姿态、速度、加速度、角速度、角加速度等变量之间是紧耦合的关系^[2]。本文在研究现有飞行器机动规律的基础上,将飞行器的转弯机动近似等效为多个连续的圆周运动,从理论上推导出一种快捷的飞行器机动解算方法,为大尺度战场仿真提供简单可靠的机动飞行仿真支撑。

1 大尺度战场仿真需求分析

大尺度战场仿真是典型的体系对抗仿真系统,其模型涉及机动、探测、融合、交战、通信、指挥、后勤、裁决、评估等各个方面,具备多层次指挥关系、复杂通信网络、多样化交战样式等特点,这些都导致仿真模型计算量异常庞大,虽然近几年计算机硬件、仿真引擎技术等都有了长足的发展,但还是远远无法满足大尺度战场复杂计算的要求,这就要求仿真模型在颗粒度、建模方法等方面要有所突破,通过相关研究可知^[3],在大尺度战场仿真中占用计算资源较多的是机动、探测和通信 3 类模型,尤其是空中飞行器机动仿真,模型颗粒度对仿真加

速效果影响很大。

国外大尺度战场仿真系统较多,典型的包括联合作战模拟系统(Joint Warfare System, JWARS/JAS)、海空联合仿真系统(Force Architecture Capabilities Effectiveness Simulation, NSS/4ACES)等,随着近几年智能博弈的兴起^[4],对大尺度战场仿真也提出了一些新的要求,主要体现在:

(1) 要具备较高的计算效率

联合作战兵力规模通常在 2 000~5 000 兵力数量之间^[5],单次 16 h 的作战方案推演通常要求 10~15 min 推演完毕,因此,要求在不能损失地理位置、姿态等物理变量变化规律的前提下,仿真平均加速倍数不能低于 100 倍^[6]。

(2) 要能快速响应人工干预

随着近年部队对训练越来越重视,传统的模拟训练方式逐渐向异地分布式发展,虚实结合的规模越来越大,仿真系统作为核心组件可以驱动各类异构的实装设备在同一场景下训练,这就要求仿真模型能够快速、及时的响应各类干预命令,例如,对于飞机而言,典型干预指令有改变航向、航速、高度、速度、到达指定点、到达指定区域、沿航路飞行等。

(3) 要具备局部时间回滚的能力

随着智能技术的迅猛发展,用人工智能来控制指挥战场兵力成为作战指挥领域的一大研究热点,指挥决策类人工智能的构建、学习、培育都需要一个战场等效环境,即需要合适的作战仿真系统来提供数字化支持,这不但要求仿真系统具有较高的加速比,而且要能支持广域网对战,支持分布式帧同步引擎等,这些都要求仿真系统具备在有限时间内实现时间回滚的能力,既局部仿真回退。

综上所述,大尺度战场仿真对模型的要求是合理、可信、高效、可回滚,权衡模型计算复杂度和逼真性是研究的关键。

2 六自由度飞行机动建模

飞行器是典型的 6 个自由度刚体模型,其运

动可以用 6 个动力学方程来表示, 其中 3 个用来表征质心的运动, 3 个表征绕质心的转动, 并用 6 个运动学方程表征飞行器的空间位置和姿态的变化^[7]。

(1) 质心动力学方程

按照理论力学中的动量定理, 可以得到质心在机体轴系中的动力学方程标量形式:

$$\begin{cases} m\dot{V} = T \cos \alpha \cos \beta - D + G_{xa}, \\ mV\dot{\beta} = -T \cos \alpha \sin \beta + Y + G_{ya} - \\ \quad mV(r \cos \alpha - p \sin \alpha), \\ mV \cos \beta \dot{\alpha} = -T \sin \alpha - L + G_{za} + \\ \quad mV(-p \cos \alpha \sin \beta + \\ \quad q \cos \beta - r \sin \alpha \sin \beta), \end{cases} \quad (1)$$

式中: G_{xa} , G_{ya} , G_{za} 为重力在气流坐标系中的分量。

$$\begin{pmatrix} G_{xa} \\ G_{ya} \\ G_{za} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} mg(-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \\ \sin \beta \sin \varphi \cos \theta + \\ \sin \alpha \cos \beta \cos \theta) \\ mg(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \varphi \cos \theta - \\ \sin \alpha \sin \beta \cos \varphi \cos \theta) \\ mg(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \varphi \cos \theta) \end{bmatrix} \quad (2)$$

(2) 绕质心转动动力学方程

按照动量矩定理可得到机体轴系中绕质心转动动力学方程组:

$$\begin{cases} I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = L, \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp + I_{xz}(p^2 - r^2) = M, \\ I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) = N, \end{cases} \quad (3)$$

式中: p , q , r 为滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度, 取 $I_{xa}=0$, 可得到转动动力学方程的简化形式:

$$\begin{cases} I_x \dot{p} = L - (I_y - I_z)qr, \\ I_y \dot{q} = M - (I_z - I_x)rp, \\ I_z \dot{r} = N - (I_x - I_y)pq. \end{cases} \quad (4)$$

(3) 绕质心转动运动学方程

由机体轴系形成过程可得到绕质心转动的运动学方程:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta, \\ \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi, \\ \dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta, \end{cases} \quad (5)$$

式中: φ , θ , ψ 分别为滚转角、俯仰角、偏航角。

(4) 质心运动学方程

质心运动学方程计算过程中, 首先将飞行速度 V 投影至地面坐标系:

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = L_{gk} \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = L_{kg}^T \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

随后考虑到地轴系速度分量分别是质心空间坐标的微分, 如 $\dot{x}_g = v_g$ 等, 并进行矩阵转换即可得:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x \cos \theta \cos \psi + \\ \quad V_y (\cos \psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \varphi) + \\ \quad V_z (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi), \\ \dot{y} = V_x \cos \theta \sin \psi + \\ \quad V_y (\sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi) + \\ \quad V_z (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi), \\ \dot{z} = -V_x \sin \theta + V_y (\cos \theta \sin \varphi) + V_z (\cos \theta \cos \varphi). \end{cases} \quad (7)$$

该方程组描述了质心空间位置随时间的变化规律。

3 飞行机动仿真建模

飞行器包含了各类固定翼飞机和空中导弹, 是一个非常复杂的动力学系统。飞行器在飞行过程中结构会发生弹性形变, 质量也随时间变化明显, 而且其离心加速度、哥氏加速度, 重力加速度也随高度的变化而变化, 飞行器空气动力与其布局、飞行状态参数、外形特征之间的关系是一个非常复杂的非线性函数, 如图 1 所示。

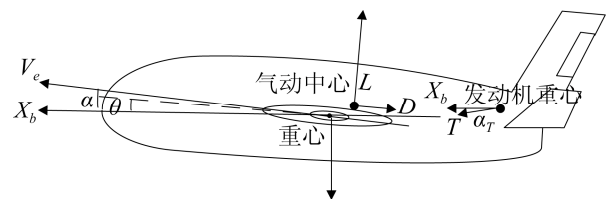


图 1 飞行器受力分析
Fig. 1 Force analysis of aircraft

图 1 中, X_b 为位移分量; V_e 为速度分量; α 为迎角; θ 为俯仰角; L 为浮力; T 为发动机推力; D 为水平阻力。

3.1 飞行条件约减与假设

在进行飞行器建模时, 考虑到模型计算量的需

求, 本文在一般运动方程求解时略去一些次要因素, 作如下假设:

- (1) 忽略地球的自转和公转的影响, 即视地球为静止的, 在亚声速和跨声速范围, 这个假设造成的误差可以忽略;
- (2) 假设飞行器为刚体, 不考虑飞行器弹性形变的影响, 不考虑机翼、机身和机尾的弹性自由度;
- (3) 忽略地球曲率, 把地球看作平面的;
- (4) 假设重力加速度不随飞行高度的变化而变化, 在低空或超低空飞行中, 该假设是可接受的;
- (5) 不考虑机翼、尾翼和机身绕流产生的空气动力的非定常效应^[8];
- (6) 飞行器不进行复杂的机动方式, 如眼镜蛇机动等。

可以看出, 在大尺度战场仿真、飞行器机体对称等条件下, 以上假设是有效的^[9]。

本文飞行器机动仿真模型构建的思路是: 先进行飞行器水平和垂直机动的解耦处理, 即水平运动和垂直运动模型分别计算, 然后通过滚转与水平转弯的物理受力关系建立水平和垂直方向的联系, 最后, 综合形成飞行器机动仿真模型。因此, 首先要对水平和垂直机动模型进行约减。

首先采用质点运动理论, 计算 Δt 时间内飞行器的运动距离、速度、航向、高度, 飞行器质点运动方程为

$$\Delta s = v \Delta t \quad (8)$$

式中: Δs 为单位时间内飞行器的直线距离; v 为水平方向的速度; Δt 为时间微分量。

假设 t 时刻飞行器在水平方向位置为 (x_t, y_t, z_t) , 则 $t+\Delta t$ 时刻飞行器的位置 $(x_{t+\Delta t}, y_{t+\Delta t}, z_{t+\Delta t})$ 可以用公式(9)~(11)来表示:

$$x_{t+\Delta t} = x_t + v_{\text{水平}} \Delta t \sin(C_{t+\Delta t}), \quad (9)$$

$$y_{t+\Delta t} = y_t + v_{\text{水平}} \cdot \Delta t \cos(C_{t+\Delta t}), \quad (10)$$

$$z_{t+\Delta t} = z_t + v_{\text{垂直}} \Delta t, \quad (11)$$

式中: $C_{t+\Delta t}$ 为飞行器在 $t+\Delta t$ 时刻的航向; Δt 为仿真步长; $v_{\text{水平}}$ 为飞行器在水平方向的速度; $v_{\text{垂直}}$ 为飞行器在垂直方向的速度。

以下就以公式(9)~(11)的方程为基础, 分别从水平和垂直两个方向进行机动要素约减分析。

(1) 飞行器水平运动计算

根据飞机运动的物理规律^[10], 可以假设飞行器的水平面转弯运动可近似为圆弧运动, 则飞行器转弯运动的平面示意图如图2所示。

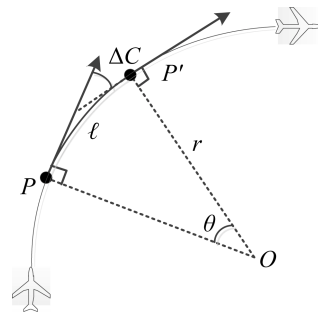


图2 飞行器圆周运动
Fig.2 Circular motion of aircraft

图2中, θ 为飞行器当前仿真周期转过的角度; P 点为当前时刻飞行器位置; P' 为下一仿真时刻飞行器位置; ΔC 为当前仿真周期飞行器航向在水平方向的夹角; l 为飞行器当前仿真周期经过的圆弧长度; r 为飞行器当前仿真周期经过的圆弧半径。

(2) 飞行器纵向运动计算

飞行器纵向飞行机动主要包括爬升和俯冲两种机动方式, 在不考虑空气动力学各种复杂因素的前提下, 可以认为垂直机动主要由爬升角、垂直方向速度两个变量决定, 如图3所示。

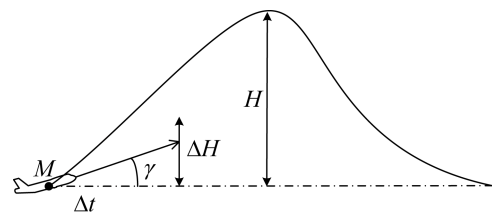


图3 飞行器爬升运动
Fig.3 Climbing motion of aircraft

图3中, γ 为爬升角, 代表飞机速度矢量与水平面的夹角, 也正是纵向姿态角; M 为飞机质心; Δt 为仿真步长; ΔH 为单次仿真步长内飞机爬升的高

度; H 为飞机爬升的总高度。

3.2 飞行机动模型推导

在前节有理假设的基础上, 本节将对飞行机动方程进行推导。

(1) 水平面转弯机动

由于可以将水平面转弯运动近似为圆弧运动, 因此可以通过图 2 的几何关系得:

$$\Delta C = \theta, \quad (12)$$

$$\theta r = 1, \quad (13)$$

$$\Delta t v_{\text{水平}} = 1. \quad (14)$$

对公式(12)~(14)进行整理, 可得:

$$\Delta C r = \Delta t v_{\text{水平}}. \quad (15)$$

飞行器转弯时, 为了维持机身的平衡, 飞行器的重力、浮力和向心力需要在力学上达到平衡, 飞行器浮力在纵向的分量与飞行器重力平衡, 横向分量为飞行器转弯提供向心力, 其受力情况如图 4 所示。

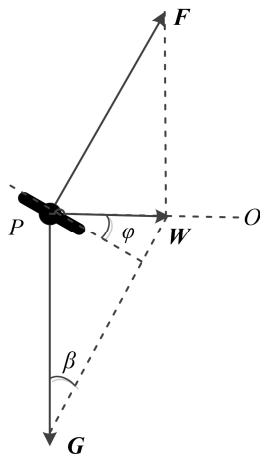


图 4 飞行器纵向机动

Fig. 4 Longitudinal motion of aircraft

图 4 中, φ 为飞行器转弯时的滚转角, 单位 rad; G 为飞行器重力矢量; F 为飞行器浮力矢量; W 为飞行器向心力矢量; β 为飞行器重力矢量与浮力矢量的夹角, 单位 rad。从图 3 中平衡力分析中可以得到:

$$\varphi = \beta, \quad (16)$$

$$G \tan \beta = W a, \quad (17)$$

$$G = mg, \quad (18)$$

$$W = m a, \quad (19)$$

$$a = \frac{v_{\text{水平}}^2}{r}, \quad (20)$$

式(18), (20)中: a 为向心加速度; r 为圆周运动半径; g 为重力加速度, 于是:

$$m g \tan \varphi = m \frac{v_{\text{水平}}^2}{r}. \quad (21)$$

所以, 滚转角 φ 可表示为

$$\varphi = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta C v_{\text{水平}}^2}{r} \right). \quad (22)$$

同时, 在 Δt 时间内, 有:

$$l = \Delta s = \Delta t v. \quad (23)$$

所以, 滚转角 φ 还可表示为

$$\varphi = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta C v_{\text{水平}}}{\Delta t g} \right). \quad (24)$$

可以看出, 通过一系列约减变量、简化参数、等效计算的变换, 将飞行器转弯过程中的滚转角表示为航向变化率与水平速度和重力加速度比值的反正切值, 等式计算量几乎可以忽略, 非常简洁。

(2) 垂直面爬升机动

由图 4 中的几何关系可知, ΔH 为 Δt 时间内飞行器爬升的高度, 由飞行器垂直速度决定:

$$\Delta H = \Delta t v_{\text{垂直}}. \quad (25)$$

飞行器的爬升角 γ 可以用经验等式(26)来计算:

$$\gamma_{t+\Delta t} = \gamma_t + \lambda \left(\tan^{-1} \left(\frac{\Delta H}{\Delta t v_{\text{水平}}} \right) - \gamma_t \right), \quad (26)$$

式中: λ 为爬升角的变化率, 取值范围为[0,1], 该值越大说明飞行器爬升的越快, 越小说明飞行器爬升的越慢。

根据等式(26), 可进一步求解 $t+\Delta t$ 时刻飞行器的爬升角 $\gamma_{t+\Delta t}$:

$$\gamma_{t+\Delta t} = \gamma_t + \lambda \left(\tan^{-1} \left(\frac{v_{\text{垂直}}}{v_{\text{水平}}} \right) - \gamma_t \right), \quad (27)$$

式中: $\gamma_{t+\Delta t}$ 为 $t+\Delta t$ 时刻飞行器的俯仰角; γ_t 为 t 时刻飞行器的俯仰角。

3.3 鲁棒性优化与仿真回滚的实现

为了能够更好的稳定滚转角 φ 值的变化, 提升

姿态角各变量的鲁棒性,本文参考贝尔曼方程在滚转角求解过程中引入了时间保持程度系数 α ,公式(24)中滚转角变化公式可以变成一个迭代方程:

$$\varphi^+ = \varphi + \alpha \left(\tan^{-1} \left(\frac{\Delta C v_{\text{水平}}}{\Delta t g} \right) - \varphi \right), \quad (28)$$

式中: α 取值范围为 $[0,1]$,值越大表示 φ 收敛时间越短,但同时震荡的也将越明显,经过实测,对于速度较大的飞行器 α 值可适当取小,对于速度较小的飞行器 α 值可略大。

文献[11]中提出的采用基于状态保存的仿真回退方法是最常用的仿真回退实现方式,此时,本文所述的机动模型的状态 S 可以表示为:

$$S = \begin{cases} (x_{t_0}, y_{t_0}, z_{t_0}, v_{t_0}), & \Delta C \neq 0, \\ (x_t, y_t, z_t, v_t), & \Delta C = 0, \end{cases} \quad (29)$$

式中: t_0 为航线开始变化时刻,则回退到 t_t 时刻的计算公式为:

$$\varphi_{t_r} = \int_{t=0}^{t=t_r} (\varphi_{t_0} + \alpha (\tan^{-1} (\frac{\Delta C v_{\text{水平}}}{\Delta t g}) - \varphi_{t_0})) dt, \quad (30)$$

γ_{t_r} 可以用 $t_0 \rightarrow t_r$ 迭代公式来累计计算得到。

另外,由于飞机机动主要受期望航向和垂直速度影响,因此当进行外部干预时,可在异步条件下直接变更模型参数,实现相对容易^[12]。

4 飞行机动仿真及分析

在大尺度战场的飞行器仿真中,作战样式主要包含飞机起飞、沿航线机动、爬升、大角度转弯、区域巡逻、返航降落等,通常不涉及近距离格斗中的复杂飞行,因此,“S”机动、螺旋机动、圆周运动3种机动方式可以完全覆盖大尺度战场飞机的几种典型作战样式^[13]。本章节就以这3种机动方式为例,用Matlab工具建立飞行器机动模型,为了使仿真具有普适性,爬升率系数 λ 均匀选取0.3, 0.6, 0.9,大尺度战场仿真步长 Δt 通常在0.02~1 s之间,本文选取分辨率较高的0.02 s。依次记录并统计飞机空间轨迹、三轴角速度、姿态角、模型运行时间等数据,画图分析^[14]。

(1) 位置轨迹变化分析

为飞行器模型规划3个点航路,设计“S”机动飞行模式。“S”机动是典型的连续转弯横向机动,主要是在圆角转弯基础上加入了一个反向转弯,仿真过程中,将飞行器初速度设置为30 m/s,仿真时间设置为30 s,记录飞行器空间位置轨迹和三轴角速度变化如图5,6所示。

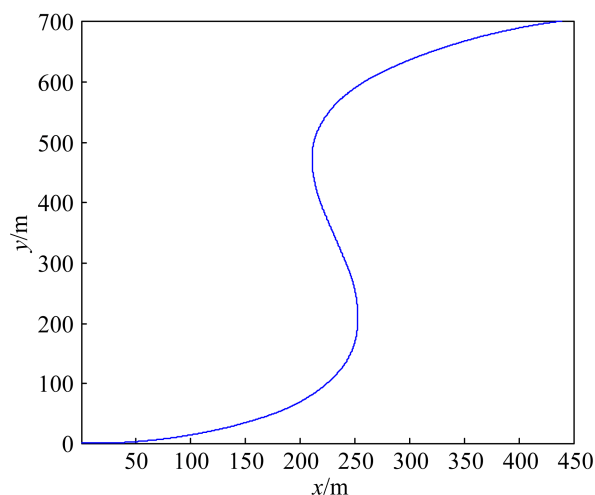


图5 “S”机动空间轨迹

Fig. 5 Space trajectory of maneuver

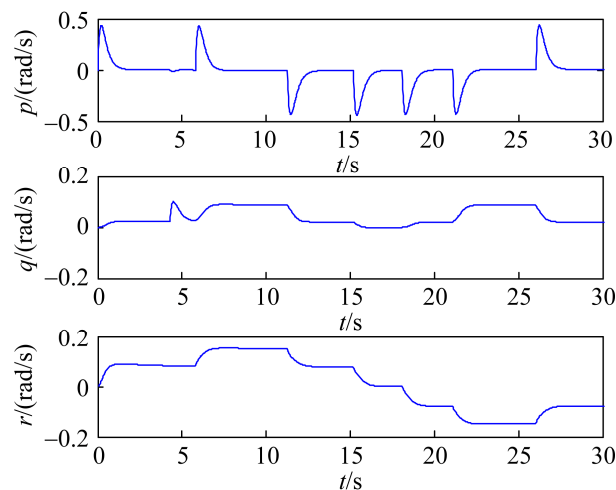


图6 三轴角速度

Fig. 6 Space trajectory of “s” maneuver

从图5可以看出,飞行器仿真模型准确的做出了横向“S”机动动作,图5中2个“S”弯的转弯半径是由仿真模型中配置的飞行器的相关性能参数决定的,空中轨迹相对圆滑,能够满足模拟训练的需求;从图6可以看出,在截取30 s的仿

真周期内, 滚转角和航迹偏角变化保持对称、稳定, 最大误差不超过 0.2 rad/s , 机动的稳定性效果达到预期效果, 其中三轴角速度发生了阶跃性的跳变, 主要是由于滚转角模型初值受仿真周期影响较大的关系, 大多数情况下, 飞行器的三轴角速度均保持了稳定, 没有产生大幅度的震荡, 总体来说, 飞行器模型三轴角速度的变化是稳定、可接受的。

(2) 姿态变化分析

设计螺旋机动模式, 在平面圆周运动的基础上加了一个垂直的爬升机动, 仿真过程中, 将飞行器初速度设置为 30 m/s , 仿真时间设置为 150 s , 记录飞行器的滚转角和俯仰角变化如图 7, 8 所示。

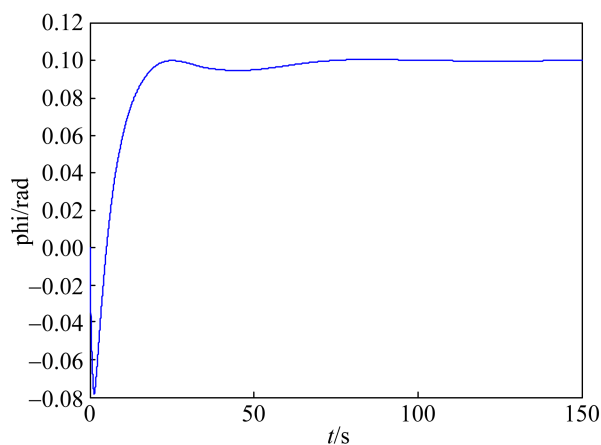


图 7 滚转角变化曲线
Fig. 7 Curve of roll angle

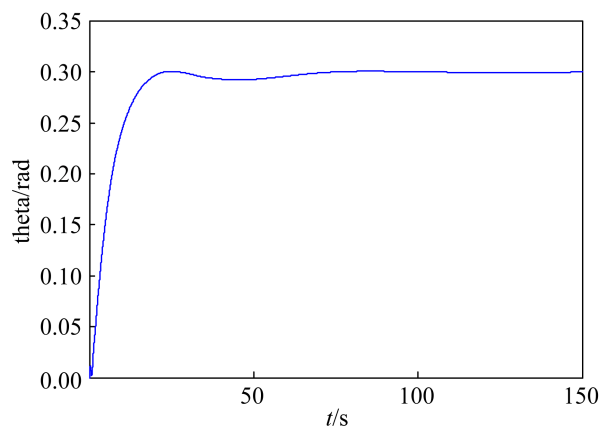


图 8 俯仰角变化曲线
Fig. 8 Curve of pitch angle

在螺旋爬升时, 由于转弯半径和爬升角都是稳定值, 因此, 飞行器的滚转角变化比较平稳, 从图 7 可以看出在转弯开始阶段滚转角存在一定的超调, 很快就能够稳定收敛在 0.1 rad , 符合飞行器姿态变化规律; 从图 8 可看出螺旋爬升俯仰角也在经过轻微的波动后, 快速的收敛在 0.3 rad , 变化比较平稳, 满足大尺度战场模拟训练的要求。

(3) 模型运行时间分析

在 3 种机动方式典型场景中, 分别运行六自由度飞行器机动模型和本文所用的仿真模型, 每隔 5 min 记录一次仿真模型运行所耗费的时间, 记录 2 h 的运行效率对比曲线如图 9 所示。

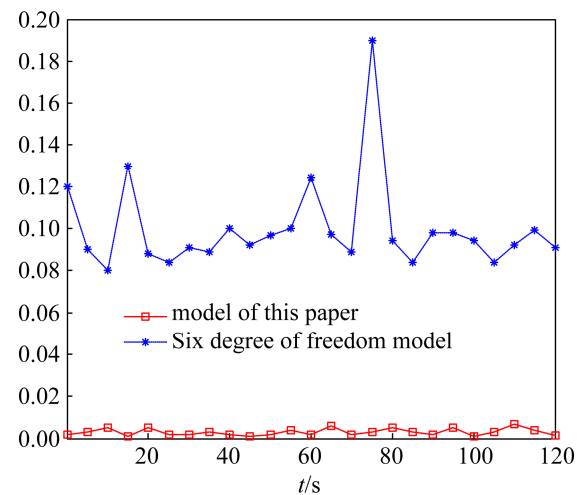


图 9 模型解算耗时比较
Fig. 9 Time consuming comparison of model solution

可以看出, 单仿真实体六自由度模型单步解算平均耗时 0.104 s , 本文仿真模型单步解算平均耗时 0.018 s , 整体模型计算效率提升 82% , 大大提升了模型运行效率。

本文相关模型算法已成功应用于海军某异地分布式模拟训练系统中, 快速干预指令、逻辑时间回滚的相关算法也得到了验证, 在大尺度战场背景下, 本文模型与美军某仿真系统中的飞行机动模型运行结果对比如图 10 所示。

从图 10 中可以看出, 本文模型很好的模拟了飞机沿航路点转弯的机动情况, 在计算效率等同的前提下, 大大提升了模拟训练的体验。

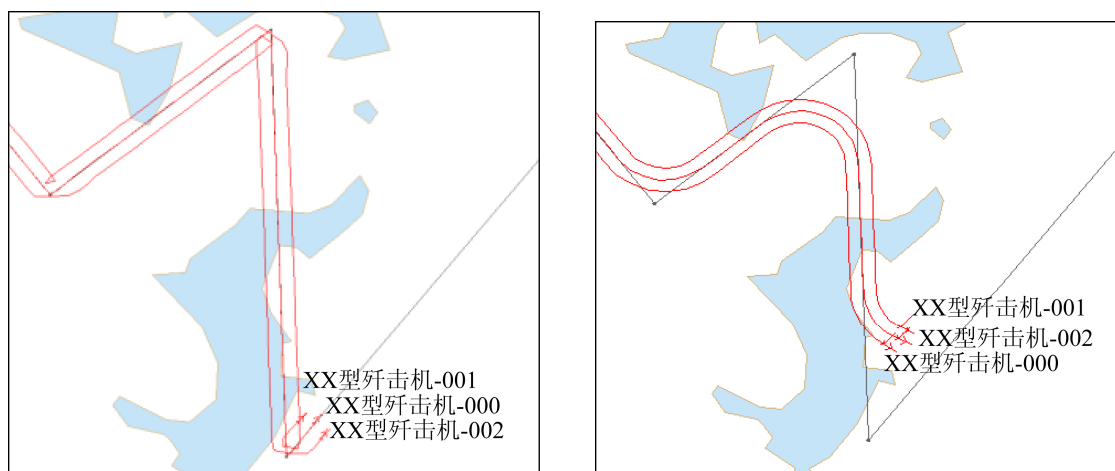


图10 某系统模型和本文模型对比

Fig. 10 Comparison between a system model and this model

5 结论

随着智能对抗博弈的火热发展,对体系仿真系统的要求越来越高,仿真模型不但要逼真的反映客观世界的物理规律,模型计算还要轻量、高效,能够体现几十,甚至几百倍的加速比,这对飞行器复杂刚体建模提出了新挑战。本文在研究传统飞行器运动建模的基础上,大胆约减约束条件,在满足逼真性的前提下提出一种新的飞行机动仿真方法,通过仿真验证表明,该方法对飞行器位置、速度、姿态等的建模符合空中飞行器的一般规律,模型解算效率比常规的六自由度飞行仿真模型提高80%以上,可以适用于大尺度战场空中兵力仿真建模,也可为体系级作战仿真推演系统提供技术支撑。

参考文献:

- [1] 徐享忠, 郭齐胜. 军用仿真发展现状与展望[J]. 装甲兵工程学院学报, 2019, 33(1): 75-85.
Xu Xiangzhong, Guo Qisheng. Development Status and Perspective of Military Simulation[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering, 2019, 33(1): 75-85.
- [2] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行力学[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight Mechanics of Aircraft[M]. Beijing: Aerospace University Press, 2005.
- [3] 郭圣明, 贺筱媛, 胡晓峰, 等. 军用信息系统智能化的挑战与趋势[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(12): 1562-1571.
Guo Shengming, He Xiaoyuan, Hu Xiaofeng, et al. Challenges and Trends in Intelligent Military Information System[J]. Control Theory & Applications, 2016, 33(12): 1562-1571.
- [4] 徐享忠, 杨建东, 郭齐胜. 作战仿真试验理论体系研究[J]. 装甲兵工程学院学报, 2018, 32(2): 98-103.
Xu Xiangzhong, Yang Jiandong, Guo Qisheng. Research on Theoretical System of Combat Simulation Test[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering, 2018, 32(2): 98-103.
- [5] 梁洪涛, 康风举, 傅妍芳. 面向水下无人作战系统的MAS建模与仿真研究综述[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(11): 4053-4066.
Liang Hongtao, Kang Fengju, Fu Yanfang. Overview of Multi-agents Modeling and Simulation for Underwater Unmanned Combat Systems[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(11): 4053-4066.
- [6] 李伯虎, 柴旭东, 张霖, 等. 面向新型人工智能系统的建模与仿真技术初步研究[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(2): 349-362.
Li Bohu, Chai Xudong, Zhang Lin. Preliminary Study of Modeling and Simulation Technology Oriented to Neo-type Artificial Intelligent Systems[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(2): 349-362.
- [7] 李育, 刘佳. 基于HLA的飞机控制系统可快速重构仿真方法[C]// 第二届中国系统仿真技术及其应用学术年会论文集(20th CCSSTA 2019). 北京: 中国仿真学会, 2019.

- Li Yu, Liu Jia. Reconfigurable Simulation Method of Aircraft Control System Based on HLA[C]// 20th CCSSTA 2019. Beijing: China Simulation Federation, 2019.
- [8] 王乐乐. 基于 Sim Mechanics 的无人飞行器飞行动力学仿真建模研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- Wang Lele. The Research on Flight Dynamics Simulation Modeling of Unmanned Aerial Vehicle based on Sim Mechanics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [9] 于扬, 王正杰. 柔性翼飞行器动力学建模与循环求解仿真方法[J]. 北京理工大学学报, 2017, 37(12): 1224-1228.
- Yu Yang, Wang Zhengjie. Modeling and Simulation Method for Flexible Wing Aircraft[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2017, 37(12): 1224-1228.
- [10] 程铭, 段惠卿. 作战仿真系统中的飞机建模方法研究[C]// 第二十届中国系统仿真技术及其应用学术年会论文集(20th CCSSTA 2019). 北京: 中国仿真学会, 2019.
- Cheng Ming, Duan Huiqing. Research on Modeling of Aircraft in Warfare Simulation System[C]// 20th CCSSTA 2019. Beijing: China Simulation Federation, 2019.
- [11] 张耀程, 乔海泉, 李革, 等. 并行离散事件仿真中的回退和持续机制研究[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(1): 67-70, 80.
- Zhang Yaocheng, Qiao Haiquan, Li Ge, et al. Rollback and Persistence Study in Parallel Discrete Event Simulation[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(1): 67-70, 80.
- [12] 张中杰. 大规模分布与并行仿真时间管理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2013.
- Zhang Zhongjie. Research on Time Management in Large Scale Distributed and Parallel Simulation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013.
- [13] Ropp M E, Gonzalez S. Development of a Matlab/Simulink Model of a Single-phase Grid-connected Photovoltaic System[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion (S1558-0059), 2009, 24(1): 195-202.
- [14] 王永林. Matlab/Simulink 环境下无人机全过程飞行仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006: 2.
- Wang Yonglin. Unmanned Aerial Vehicle Simulation in Flight envelope Based on Matlab/Simulink[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006: 2.