

文章编号: 1001-2486 (2000) 03-0080-04

飞行器六自由度仿真方法*

闫野, 赵汉元

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 为了使飞行器的轨道仿真结果更加真实可靠, 必须构造基于实际环境的六自由度仿真框架。文中给出了仿真中各种周期的关系, 并对右函数计算中的各种变量关系进行了描述, 最后还介绍了两种常用的仿真实验设计方法及对应的结果处理方法。文章中的仿真方法在导弹、火箭、飞船轨道的设计中具有一定的参考价值。

关键词: 飞行器; 六自由度; 仿真方法

中图分类号: V47 **文献标识码:** A

A Research on Six Dimensional Simulation Method for Craft Trajectory Design

YAN Ye, ZHAO Han-yuan

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To make the simulation result much more actual and credible, a simulation based on the actual circumstance was proposed. The cycles that must be considered in the simulation were introduced and the data-flow in the right function calculation was given. Finally two kinds of simulation design and result conduct method were given. The six dimensional simulation method introduced by this paper may be useful for the design of missile, rockets or spacecraft.

Key words: craft; six dimensional simulation; simulation method

在传统的轨道设计中, 常使用三自由度弹道仿真, 飞行器被处理为一个质点, 并认为在整个飞行过程中飞行器姿态始终处于配平状态^[1], 或者说, 飞行器的姿态稳定和控制过程被认为是瞬时的, 这显然无法真实反映飞行器姿态的实际变化过程, 特别是对一些气动系数(升力系数和阻力系数)随攻角的差异而有较大不同的飞行器, 由于飞行器的姿态直接影响到受力情况, 因此在数字仿真中必须充分考虑飞行器的姿态变化过程。对于这种质心运动和绕质心运动存在着较大相关性的轨道, 三自由和六自由度弹道仿真结果之间往往会存在较大的差异, 此时能否真实模拟飞行器的姿态变化过程就成为能否获得可靠仿真结果的关键。为了更加真实地模拟飞行器的实际姿态变化过程, 本文提出了基于实际环境的六自由度仿真方法, 希望在飞行器的方案设计阶段就充分考虑到航天器飞行过程中的实际软硬件环境, 使数字仿真尽量与实际飞行情况符合, 与普通的六自由度仿真不同, 这里控制量不是控制力或力矩, 而是直接把发动机的开关指令或舵机指令作为控制量, 真实模拟控制力和力矩的全部变化过程, 仿真中还要考虑到各种周期(采样周期、制导周期、控制周期等)的关系。所有这一切就是为了能够在飞行器的方案设计阶段可以较为真实地反映出实际飞行轨道, 从而使设计人员能够及时发现问题, 优化方案, 为下一步工作的开展提供依据。本文描述了基于实际环境的六自由度仿真框架, 并针对其中的关键技术进行了重点阐明, 希望能够对导弹、火箭、飞船的设计工作提供一定的参考。

1 基于实际环境的六自由度仿真框架

为了使仿真计算更加贴近于实际情况, 应当尽量模仿飞行器真实的软、硬件环境。图1给出了一个通过姿态控制发动机进行姿态控制、利用制动发动机提供制动力的返回式航天器的典型的仿真框架。从图中可以看出采用面对实际环境的六自由度仿真方法要比三自由度仿真复杂得多, 但它更能真

* 收稿日期: 1999-10-12

作者简介: 闫野(1971), 男, 博士生。

实地反映实际飞行轨道和姿态变化过程，仿真结果更加真实可靠：控制量是飞行器各发动机的开关指令；控制过程被视为动态的；同时对实际飞行中的各种周期及延时加以考虑；导航器件、发动机模拟实际工作情况。

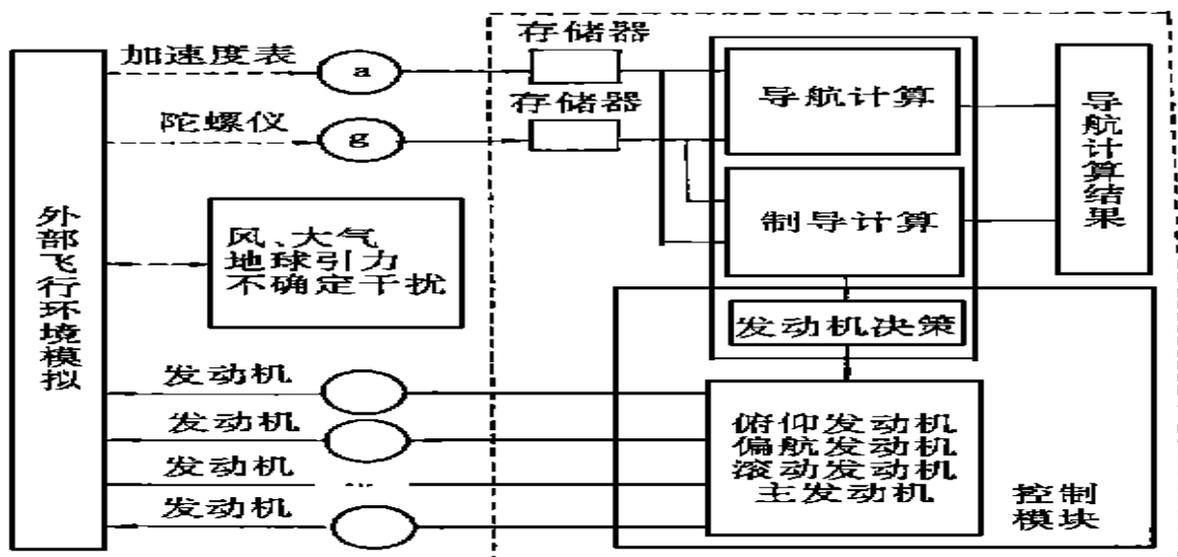


图1 基于实际环境的六自由度仿真框架

Fig. 1 Simulation frame based on factual circumstance

飞行器在陀螺仪和加速度表采样时刻得到飞行器当前的加速度分量和旋转角速度分量并将结果存入存储器；导航计算模块根据前一时刻的自身导航状态值和存储器中的加速度和角速度测量值预报下个特定时刻的飞行状态参数，并将结果存入导航计算结果存储器；制导计算模块在以一定的时间间隔从存储器中得到飞行器当前的飞行状态参数，并决定当前需要对哪些状态参数进行控制；发动机决策模块以一定的时间间隔（不同功能的发动机可能具有不同的控制周期）根据制导计算的结果向各发动机下达开关指令，开关指令被存入特定的存储器中；发动机根据指令工作，影响飞行器的状态参数，实现预期的控制；外部飞行环境模拟模块专门用来模拟飞行器的飞行情况。整个数字仿真就这样不断地向前推进，环节和环节之间一般都存在着时间的延迟，在仿真中应加以考虑。

此外，当不考虑导航器件的影响时，可以将外部飞行环境模拟模块的状态参数直接导入制导计算模块。

2 六自由度仿真中的各种周期

在六自由度仿真中为了更好地模拟实际设备，需要考虑飞行器在实际飞行中使用的各种周期之间及其和轨道仿真推进周期之间的关系，典型周期有：

轨道仿真周期：轨道仿真计算步长；

数据采集周期：陀螺仪、加速度表和其它测量设备的数据采集周期；各测量设备的采样周期不一定相同；

导航周期：弹载计算机计算轨道参数的推进步长；

制导周期：弹载计算机通过当前轨道参数计算出应采取的控制方法及生成发动机控制指令的计算周期；

控制周期：飞行器上的制动发动机、姿控发动机连续两次取得控制指令并执行这一指令的时间间隔；制动发动机的控制周期、俯仰通道姿控发动机的控制周期、偏航通道姿控发动机的控制周期、滚动通道姿控发动机的控制周期由于工程上的原因不一定相同。

虽然上述各周期不一定相同，但一般来讲在工程上设计为倍数关系；轨道仿真周期可由程序员自

行选取: 出于程序简捷上的考虑, 轨道仿真周期最好能被其它各周期整除; 出于计算精度上的考虑, 轨道仿真周期应当选为导航周期的 1/3 至 1/5。

3 右函数的计算

轨道仿真计算微分方程的状态变量主要有 13 个, 它们是 $X, Y, Z, V_x, V_y, V_z, \omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}, Q_0, Q_1, Q_2$ 和 Q_3 。

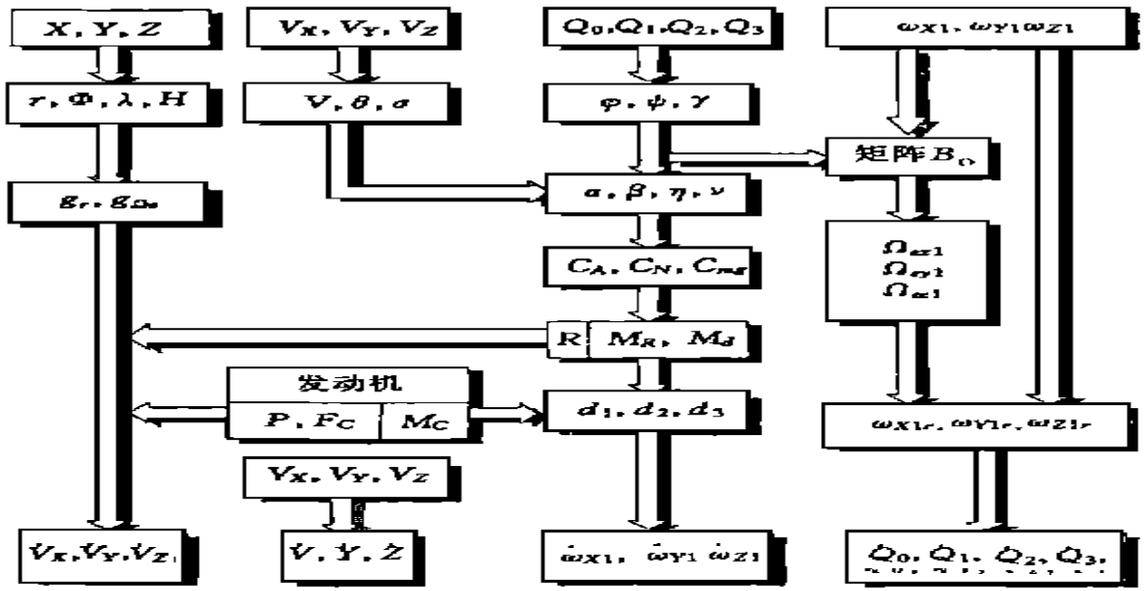


图2 右函数的计算

Fig. 2 Process for calculating the right-function

其中 (X, Y, Z, V_x, V_y, V_z) 质心运动方程的状态变量, 表示飞行器质心相对于参考坐标系的位置和速度; (Q_0, Q_1, Q_2, Q_3) 是四元数, 它们与弹体坐标系相对于参考坐标系的姿态角 (φ, ψ, γ) 相对应, 四元数不是相互独立的, 它们的平方和为 1, 这里之所以采用四元数方法而不是欧拉角方法计算飞行器的姿态是为了避免在特定姿态下微分方程中出现分母为 0 的情况; $(\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1})$ 是飞行器相对于惯性空间的角速度在弹体坐标系上的投影。

导航计算的状态变量有 10 个, 它们是 $X^{DH}, Y^{DH}, Z^{DH}, V_x^{DH}, V_y^{DH}, V_z^{DH}, Q_0^{DH}, Q_1^{DH}, Q_2^{DH}, Q_3^{DH}$ 。状态变量中的前六个是飞行器相对于参考坐标系的位置矢和速度矢在参考坐标系上的投影; 后四个是四元数, 对应于弹体坐标系的姿态角 (φ, ψ, γ) 。

在轨道积分中需要计算微分方程的右函数, 具体流程如图 2 所示。图中 r 为飞行器地心距; (Φ, λ) 为飞行器的纬度和经度; H 为轨道高度; g_r, g_{Ω} 分别表示万有引力加速度的径向加速度分量和地球自转轴方向加速度分量; V 为速度; θ 为速度倾角; σ 为倾侧角; α 为攻角; β 为侧滑角; η 为总攻角; ν 为速度滚转角; B_0 为参考坐标系与弹体坐标系之间的转移矩阵; $(\Omega_{ex1}, \Omega_{ey1}, \Omega_{ez1})$ 为地球自转角速度在弹体坐标系下的三个投影分量; $(\omega_{x1r}, \omega_{y1r}, \omega_{z1r})$ 为飞行器相对于地球的旋转角速度的三个分量; C_A, C_N 分别为升力系数、阻力系数; C_{ng} 为稳定力矩系数; M_R, M_d 分别为气动力矩和阻尼力矩系数; P 为推力; F_c 为控制力; M_c 为控制力矩。

具体有关飞行器质心运动方程和绕质心运动方程的列写可参见文献 1。此外在实际仿真中可以同时列出关于时间的微分方程 (导数为 1) 和飞行器质量的微分方程 (导数为飞行器当前总秒耗量) 一并进行计算。

4 实验设计与结果分析

进行轨道计算往往主要有两个目的: 一是计算无任何偏差条件下的标准轨道, 二是计算各种干扰

因素对轨道的影响程度, 或者说落点精度分析。计算标准轨道时不需要考虑各种误差因素对轨道的影响, 其侧重点在于调整轨道参数使之达到一定的技术指标, 而落点精度分析的方法往往与仿真实验的设计方法直接相关, 这里主要讨论后者。在落点精度分析中, 有两种方法是比较典型的, 它们是最大偏差方法和蒙特卡洛抽样方法。

最大偏差方法。针对每个误差源分别取误差上限和下限, 其它误差源取 0, 计算得到两条弹道, 对某个技术指标得到两个指标偏差 a 和 b, 取 |a| 和 |b| 中较大的一个作为这个误差源的指标偏差 x_i , 如果共有 m 个误差源, 则可得到指标偏差 (相对于标准轨道而言) 序列 x_1, x_2, \dots, x_m , 此时最终统计结果 x 可按下式计算

$$x = \sqrt{\sum_{i=1}^m x_i^2} \quad (1)$$

最后需要说明的是这种方法假设个误差源是相互独立的, 如果误差源相互之间相关性较大, 则可以考虑使用下面的蒙特卡洛抽样方法。

蒙特卡洛抽样方法。对所有的误差项按照其误差分布规律进行事先抽样作为误差源进行轨道计算, 从而得到一条抽样轨道, 依照相同的方法得到 n 条抽样弹道, 这样就可以得到指标偏差 (相对于标准轨道而言) 序列 x_1, x_2, \dots, x_n , 在 n 较大的情况下, 最终统计结果 x 可按下式计算

$$x = \sqrt{\sum_{i=1}^n x_i^2 / n} \quad (2)$$

具体轨道抽样条数 n 可根据误差源数量酌情确定, 一般取 $n=5\sim 10$ 。

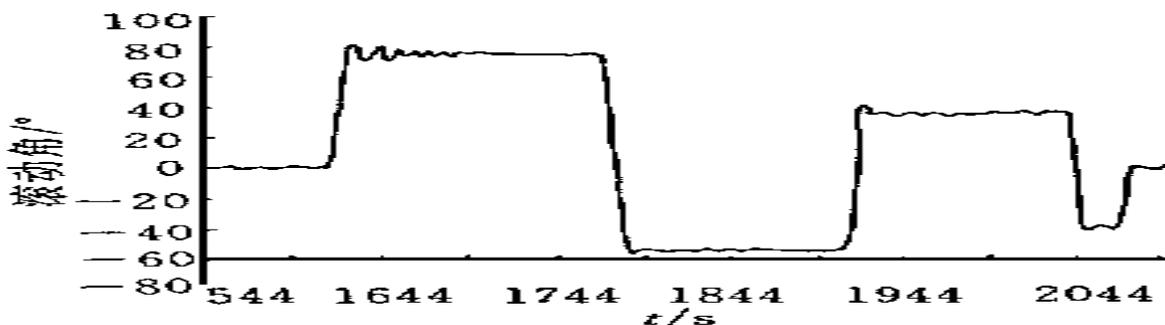


图3 返回航天器的滚动角变化过程曲线
Fig.3 Roll angle movement of a reentry spacecraft

5 仿真算例

利用基于实际环境的仿真技术, 针对某种弹道-升力式返回卫星的返回过程进行仿真, 可以得到理想的仿真结果。图 3 给出了返回航天器再入大气层后通过这一仿真技术得到的滚动角变化过程曲线, 横坐标表示距离轨道制动时刻的时间, 纵坐标表示弹体滚动角, 从图中可以明显看出在每次较大角度的机动后, 滚动角都有一个逐渐稳定的过程, 这样就能更加真实地反映实际返回过程, 而由姿态角的变化引起的返回航天器的受力变化才能够被真实描述。

参考文献:

- [1] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- [2] 赵汉元, 陈克俊等. 飞行器再入时GNC系统一体化仿真研究 [J]. 飞行力学, 1997, 15 (1): 32-36.