

运载火箭控制系统全数字仿真

敬晓刚 李辉 徐利梅

(电子科技大学空天科学技术研究院)

摘要 介绍基于 MATLAB/Simulink 的运载火箭控制系统全数字仿真的方法。通过给出控制对象箭体的数学模型和采用 Simulink 建立箭体的仿真模型,并以控制校正网络部分的伺服机构为例进行仿真,利用相应的仿真结果和分析实现对火箭控制系统全数字仿真的方法描述。

关键词 MATLAB/Simulink 仿真 控制系统

1 引言

近年来随着计算机技术的迅速发展,基于计算机的系统仿真技术在各个领域得到了广泛的应用。在航天领域,针对运载火箭的控制系统仿真技术也有了一定的发展。火箭控制系统包括两部分,制导部分和姿态控制部分。控制部分包括箭上计算机、控制变换网络、伺服机构、箭体、测量机构。制导部分的主要功能使火箭以要求的精度入轨,其核心问题是制导的精度,即运载火箭能否正确地将卫星送入预定轨道;对两个分系统进行分离的研究不能更真实地反映系统特性,所以需要控制系统建立基于六自由度的仿真研究。通过对控制系统的六自由度仿真,能够实现对控制系统特性和行为进行分析,不仅可以用于控制系统的设计,也可用于训练和其他目的。

国外在 60 年代就开展了六自由度的仿真,形成了一套完整的方法和理论,使六自由度仿真试验成为控制系统设计阶段不可缺少的手段和工具。六自由度仿真数学模型包括质心运动模型、绕心运动模型、关机方程、导引方程、引力方程、质量方程、气动模型等,这些模型与控制系统实物闭合连接,构成半实物仿真的回路。采用高水平仿真机系统和仿真软件以及一体化的系统设计分析方法^[1]。国内某些科研机构和院校对控制系统六自由度仿真进行了一定的研究和探索,但都是基于半实物仿真,基于全数字化的运载火箭控制系统还处在初级研究阶段^[2]。

对于全数字仿真系统的研究,北京航天自动控制研究所做出了积极的探索,对火箭姿态控制系统

研制了相关的设计软件,其特点是采用传统的软件设计方法,用主控模块对相关功能进行调用,程序语言采用 FORTRAN 语句编制,实现对运载火箭的姿态控制系统仿真。但采用传统程序语言设计的仿真程序,不仅需要很长的代码编制和调试过程,更为重要的是,由于没有较强的计算能力,需要编制仿真算法,对于复杂的火箭控制系统仿真,其仿真结果精度较差,不能比较真实的反应火箭控制系统的特性。

随着现代技术的发展,出现了许多专门用于计算机数字仿真的仿真语言和工具,如 CSMP,ACSL, SIMON, MATLAB/Simulink 等, MATLAB 是美国 MathWorks 公司推出的功能强大的大型数学软件,它以优秀的数值计算和卓越的数据可视化能力被广泛应用于自动控制,动态系统仿真等各个领域。作为 MATLAB 的重要组成部分, Simulink 是 MATLAB 功能的进一步扩展, Simulink 具有相对独立的功能和使用方法,提供了友好的图形界面,实现了可视化建模,能够很好的完成对运载火箭控制系统的仿真和研究。通过本项目的研究,希望结合我国相关工程人员的经验和相关理论搭建一个初步的火箭全数字仿真基础,达到培训人员的基本作用,为以后更进一步的研究提供前提。

2 系统总体方案设计

本系统以我国 CZ 系列火箭为例,实现对火箭控制系统的全数字仿真。系统分控制系统对象箭体和校正网络以及制导部分进行模型的建立,然后实现整个控制系统模型的建立。

控制系统结构原理图如图 1。

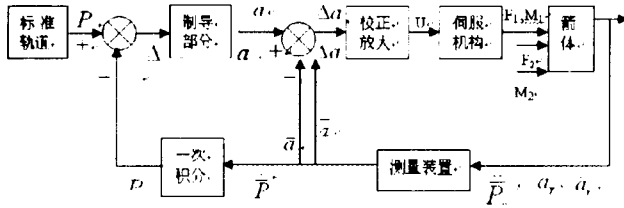


图 1 控制系统原理图

标准轨道信号 P 与反馈回来的位置信号 \bar{P} 进行比较,得到偏差信号 ΔP ,将 ΔP 送入制导部分,根据飞行时段的要求判断是否需要关机,并且发出法向或横向导引信号从而完成制导的计算,得到理想姿态角信号 a 和理想姿态角速度 \dot{a} ,理想姿态角与测量装置输出的姿态角信号进行比较,得到角度偏差信号,偏差信号经过校正放大环节得到驱动伺服机构的信号 U , U 经过放大驱动伺服机构,使发动机做出相应的摆动,从而产生驱动箭体运动的力 F_1 和力矩 M_1 ,再加上其他力 F_2 和力矩 M_2 ,构成箭体的输入,箭体输出的加速度 \ddot{P} 和姿态角 a 和姿态角度信号 \dot{a} ,经过测量装置(陀螺和平台)得到测量的速度 \dot{P} 经过一次积分,得到位置信号 \bar{P} ,送入比较环节与标准轨道的信号进行比较,测量的姿态角信号 a 和姿态角速度信号 \dot{a} 送入比较环节与理想姿态角信号 a 以及理想姿态角速度信号 \dot{a} 进行比较,形成整个反馈通路。

3 箭体模型的建立

箭体模型的建立需要先建立箭体的运动学动力学模型,然后再将此模型输入 MATLAB/SIMULINK 中。

运载火箭箭体的运动主要包括火箭的推力和其它外力的合力以及合力矩产生的质心运动和绕心运动。火箭的运动方程是一个非常复杂的过程,它包括 3 阶次刚体模型,16 阶晃动方程和 8 次弹性振动模型,由于本项目是基于训练的初步仿真,所以进行相应的简化,不考虑火箭的晃动方程和弹性振动方程。可以得到下面形式的方程组^[3]:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{F_{x2}}{m} \\ \frac{d\theta_1}{dt} &= \frac{F_{y2}}{mv} \\ \frac{d\psi_2}{dt} &= \frac{F_{z2}}{mv} \\ \frac{dw}{dt} &= J^{-1} | M - (\tilde{\omega}_\xi J - J \tilde{\omega}_\xi) \omega - \tilde{\omega}_a J \omega | \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_\xi - \omega_\xi \tan \phi_2 \\ \frac{d\phi_a}{dt} &= \frac{\omega_\xi}{\cos \phi_2} \\ \frac{d\phi_2}{dt} &= -\omega_\mu \\ \frac{d}{dt} (x, y, z) &= (v \cos \psi_2 \cos \theta_1, v \cos \psi_2 \sin \theta_1, v \sin \psi_2) \\ \frac{dm}{dt} &= -\frac{F_p}{u_{eff}} \\ \frac{dp}{dt} &= -\rho g v, \end{aligned}$$

v 为火箭速度; F_{x2} 为合力在弹道系中 x 轴的分力; m 为火箭质量; θ_1 为高低倾角; F_{y2} 为合力在弹道系 y 轴方向的分力; ψ_2 为火箭侧向偏角; F_{z2} 为合力在弹道系统 z 轴方向的分力; w 为弹体转动角速度; J 为火箭的惯量矩阵; M 为箭体的合力矩; γ 为滚动角度; ϕ_a 为弹轴高低角; ϕ_2 为侧向摆动角; F_p 为火箭推力; u_{eff} 为火箭的有效排气速度。

因为火箭箭体运动方程是非线性的,利用 MATLAB/SIMULINK 中的普通模块难以搭建,我们利用 MATLAB/SIMULINK 中的 S-函数来进行箭体运动方程组的描述从而实现对箭体模型的非线性仿真,能够比较真实地反映箭体运动特性。S-函数不仅可以用 MATLAB 语言编写,而且可以用 C/C++, Fortran, Ada 来编写,具有很大的灵活性,能够完成对箭体运动方程的描述和模型的建立,仿真算法采用龙格-库塔变步长算法。

4 火箭控制校正网络和制导模型的建立

火箭的箭体运动是不稳定的,需要采用控制校正网络对火箭箭体实行控制校正,以达到稳定特性和满足一些要求。火箭的控制校正网络包括测量部分(平台,陀螺)、校正放大部分、伺服机构。先对各部分建立数学模型,然后运用 SIMULINK 中的模块搭建各自的模型。现在以伺服机构为例,说明建模以及

仿真的过程。

在《运载火箭控制系统模拟仿真研究》^[4]一文中作者引入了某型号运载火箭的一级单摆伺服机构(图 2),进行了数学模型的建立,但没有仿真结果以及分析。在此进行基于 MATLAB/SIMULINK 的建模

和仿真,并且进行相应的分析。其中 δ_c 为控制校正放大输入送入的伺服机构的电压信号; δ_1 为送入电机的电压; K_c 为系统的开环增益; ε_δ 为动力系统的阻尼系数; ω_δ 为液压的固有频率,当取 $K_c=22.02$, $\omega_\delta=94.21$, $\varepsilon_\delta=0.2$ 时^[4],应用频率法进行分析:

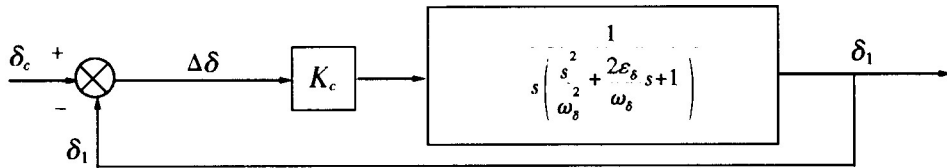


图 2 伺服机构结构图

系统的开环传递函数为:

$$G(s) = \frac{K_c}{s \left(\frac{s^2}{\omega_\delta^2} + \frac{2\varepsilon_\delta s}{\omega_\delta} + 1 \right)}$$

其极点为 $0, -\varepsilon_\delta \omega_\delta \pm \frac{\sqrt{1-4\varepsilon_\delta^2}}{\omega_\delta} j$, 均在 S 平面左

边,开环系统稳定。

对此闭环系统在 MATLAB/SIMULINK 中进行仿真,采用龙格-库塔法为仿真算法^[5],当输入阶跃信号时,Gain 为增益,Transfer Fcn 为 $G(s)K_c$,MATLAB/SIMULINK 中模型如下(图 3):

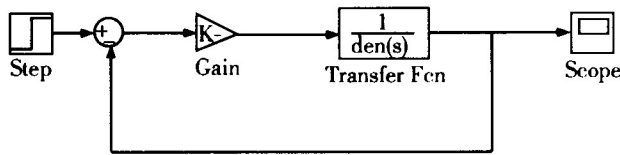


图 3 伺服机构仿真模型

示波器输出如下(图 4):

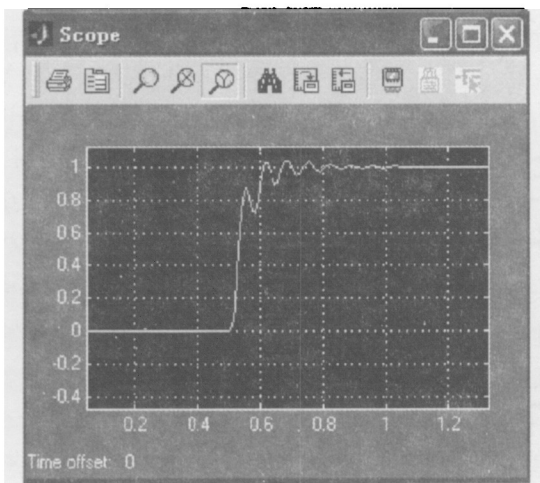


图 4 输出结果显示

对伺服机构进行闭环系统特性分析,对系统绘制对数频率特性图(图 5),在下面语句中实现:

```
>> num=[22.02];den=[1/94.21^2,0.4/94.21,1,0];
>> bode(num,den);
>> grid
```

程序运行后,绘制的波特图曲线如图 5 所示。从图 5 可以得到系统的幅值裕度约为 5.8dB,相位裕度约为 78.3°。对于开环系统稳定的情况,相应的闭环系统幅值裕度和相位裕度均为正时,闭环系统是稳定的,所以此伺服机构是稳定的,但是一般情况下,要求控制系统具有 40°~60°的相位裕度和 0~10dB 的幅值裕度。此系统相位裕度超过此范围,所以不是很理想,设计了相应的控制校正算法后,可以让系统到达理想的情况。

采用类似于伺服机构模型的建立方法,可以依次建立测量机构(平台,速率陀螺)和制导模型。应用李亚普诺夫法进行稳定判断并设计相应的控制校正算法,从而得到系统的控制校正算法模型。

在 MATLAB/SIMULINK 中根据系统原理图搭建系统整体模型,根据运载火箭各时间飞行段的要求设计主控程序。据此,可以完整的实现基于 MATLAB/Simulink 的运载火箭控制系统的全数字仿真。

5 结束语

本文完成了基于 MATLAB/SIMULINK 火箭控制系统的全数字仿真,并且实现了运载火箭伺服机构的仿真和仿真结果分析。通过这个系统可以初步了解控制系统的工作原理和工作特性,达到训练人员的目的,为今后进一步研究奠定坚实的基础。◇

(下转第 49 页)

平台目前已经解决了自动气象站、浅层风测量系统、风廓线雷达以及人工观测地面实况、高空探测等的数据远程传输问题，这一解决方案也可以应用于未来的系留飞艇气象探测系统、无人机气象探测系统等多种气象探测系统的实时、远程数据传输。这一技术在载人航天工程气象水文数据传输中初步应用的经验，希望可以为其他科研试验任务气象数据传输系统建设，或其他数据传输应用系统的研发提供有益的借鉴。

两点建议：

(1) 制定利用导航定位卫星传输气象水文数据的技术标准，使传输系统软、硬件通用化、模块化，加速导航定位卫星系统在气象领域的应用。

(2) 通过制定格式数据和控制报文，构建卫星数据链，使气象传感器与需气象参数支持的测控通信设备、指挥控制系统直接连通，加快气象信息与指挥控制信息一体化进程。 ◇

参考文献

- [1] 卢会国, 郭金慧. 基于无线传输系统的气象自动观测站探讨. 中国气象学会, 2005
- [2] 李永泉, 高成发. 北斗导航定位系统简介. 江苏测绘, 2001
- [3] 徐宁军, 陈战平, 冯智伟. GPRS 业务在自动气象站网数据传输中的应用. 气象科技, 2006
- [4] 地面气象观测规范, 气象出版社, 2003
- [5] 地面气象测报业务系统软件操作手册, 中国气象局监测网络司, 2005

(上接第 44 页)

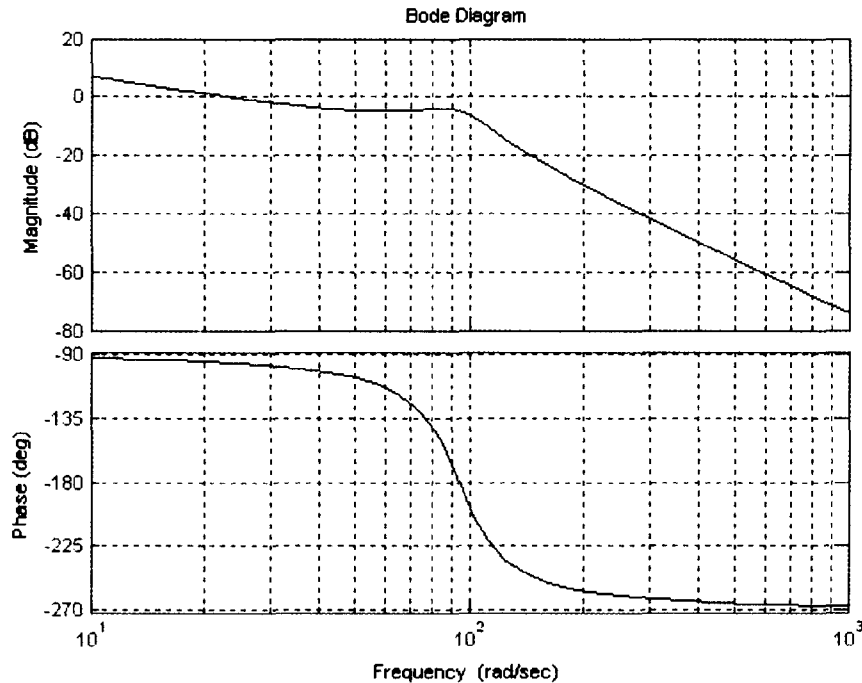


图 5 系统波特图

参考文献

- [1] 刘立军, 徐庚保, 运载火箭控制系统六自由度数字仿真研究, 航天控制, 1998, 3 期, P46-P47
- [2] 柴霖, 方群, 基于 MATLAB/SIMULINK 的鱼雷导引弹道仿真, 系统仿真学报, 2003, No.2, Vol 15
- [3] 徐明友, 弹箭飞行动力学, 北京, 国防工业出版社, 2003, P19
- [4] 李晓娟, 蔡远文, 陈勇, 运载火箭控制系统模拟仿真研究, 指挥技术学院学报, 2002, 1 期, 11 卷
- [5] 薛定宇, 陈阳泉, 基于 MATLAB/SIMULINK 的系统仿真技术与应用, 北京, 清华大学出版社, 2002