

文章编号: 1001-2486(2004)03-0020-04

运载火箭姿控系统三通道 Simulink 建模与仿真分析*

孙志兵, 戴金海

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 以某运载火箭为例, 介绍了将姿控系统数学模型转化为 Simulink 三通道仿真模型的方法和过程; 在仿真过程中涉及时变系数的瞬时时间固化法, 分析由此引起的计算数据局部振荡, 并提出解决办法; 分析了用 Simulink 为该大型系统建模时所遇到的代数循环问题, 并加以解决。

关键词: 运载火箭; 系统仿真; Simulink; 数据振荡; 代数循环

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A

Simulink Modeling & Simulation Analysis of the Attitude Control System on Three-channel of the Launch Vehicle

SUN Zhi-bing, DAI Jin-hai

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

Abstract: Exemplified by a certain launch vehicle, the modeling method and modeling process with Simulink to mathematical simulation on three-channel for the vehicle attitude control system are described. The problem of the local surge of the calculated data due to the so-called freeze time method during the simulation process is analyzed and the resolvent is given. Algebraic loop problem encountered in Simulink modeling of this large scale system is discussed and the resolvent is given.

Key words: launch vehicle; system simulation; Simulink; data surge; algebraic loop

姿控系统数学仿真是对系统设计方案的验证^[1], 要求能够全面、真实地反映系统的全貌和性能指标。Matlab 中的 Simulink 能够方便地建立三通道仿真模型并快速地完成仿真计算^[2,4]。本文以某运载火箭为例, 讨论这种建模方法, 分析和解决了在仿真中遇到代数循环问题与局部数据振荡问题。

1 箭体数学模型及其特点

下面给出某多级运载火箭俯仰通道的数学模型, 偏航通道和滚动通道的模型相类似, 可参阅文献 [1]。为了表达上的简洁, 仅给出形式上的表达式。

俯仰通道箭体动力学运动方程:

$$\Delta\dot{\theta} = f(\Delta\alpha, \Delta\theta, \Delta\delta_\varphi, \delta_\varphi, \Delta\phi, q_{iy}, q_{iy}, \Delta\dot{y}_p, \Delta\dot{y}_\mu) \quad (1)$$

$$\Delta\dot{\phi} = f(\Delta\phi, \Delta\alpha, \Delta\delta_\varphi, \delta_\varphi, q_{iy}, q_{iy}, \Delta\dot{y}_p, \Delta\dot{y}_\mu, \Delta\dot{y}_\mu, \Delta\dot{y}_\mu) \quad (2)$$

$$\Delta\varphi = \Delta\alpha + \Delta\theta \quad (3)$$

$$\dot{q}_{iy} = f(q_{iy}, q_{iy}, \Delta\phi, \Delta\alpha, \delta_\varphi, \Delta\delta_\varphi, \Delta\dot{y}_p, \Delta\dot{y}_\mu, \Delta\dot{y}_\mu, \Delta\dot{y}_\mu, q_{iy}, q_{iy}) \quad (4)$$

$$\Delta\varphi_{PT} = f(\Delta\phi, q_{iy}, q_{iy}) \quad (5)$$

$$\Delta\varphi_{ST} = f(\Delta\phi, q_{iy}, q_{iy}) \quad (6)$$

$$\Delta\dot{y}_p = f(\Delta\dot{y}_p, \Delta\dot{y}_\mu, \Delta\theta, \Delta\phi, \Delta\alpha, \Delta\phi, q_{iy}, q_{iy}) \quad (7)$$

$$\Delta\dot{y}_{\mu 1} = f(\Delta\dot{y}_{\mu 1}, \Delta\dot{y}_{\mu 1}, \Delta\theta, \Delta\phi, \Delta\alpha, \Delta\phi, q_{iy}, q_{iy}, \dot{y}, \dot{q}_{m_1}) \quad (8)$$

俯仰通道箭体控制方程:

* 收稿日期: 2003-11-29

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 孙志兵(1969—), 男, 博士生。

$$\Delta\delta_\varphi^* = W_g^e(P)[a_0^e W_r(P)\Delta\varphi_{PT} + a_1^e W_{gr}(P)\Delta\varphi_{ST}] \quad (9)$$

俯仰通道舵角计算公式:

$$\Delta\delta_\varphi = W_\alpha(P)\Delta\delta_\varphi^* \quad (10)$$

上面给出的是箭体模型形式上的表达,实际上方程原型包含了大量的时变系数。

2 建模过程

2.1 建立 Simulink 模型

模型主要包括参数计算模块和箭体模型模块。由于模型含有大量的时变参数,所以参数的处理运用了系数冻结法,即固化系数法^[3]。这一方法的实质是在整个系统工作时间 $[0, T]$ 内,取一序列代表性时刻: $0, t_1, t_2, \dots, t_i, \dots, T$,在任一时刻 t_i ,令研究的线性微分方程的系数就等于这个时刻的值,然后把它当作常系数微分方程,讨论它的解及其稳定性。此时如果研究的线性微分方程的零解是稳定的,则变系数方程在 t_i 时刻附近也是稳定的,所得的解也是这个时刻的近似解。如果所取的时间序列中,时间间隔 ΔT 足够小,当 $\Delta T \rightarrow 0$ 时,认为系数的处理趋近于真实的情况,即逼近连续的状态,那么,在各个时刻上求得的解也逼近变系数方程所要求的解。箭体模型模块按照模块化与柔性化的要求进行规划与设计,图 1 和图 2 是总的设计情况。模型中最底层的模块,凡是含有微分方程的,全部用 S 函数描述和设计^[5]。

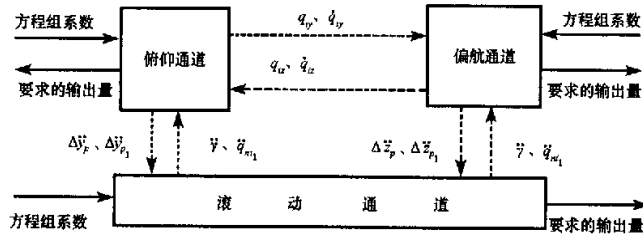


图 1 方程按通道分组以分别建立模块

Fig.1 Grouping all the equations for modeling respectively

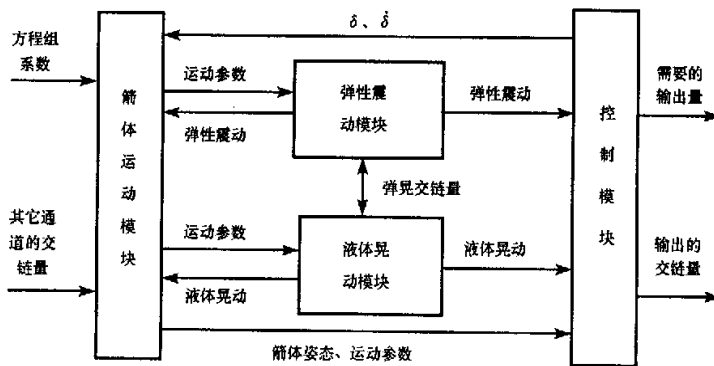


图 2 单通道内方程组分组以分别建立模块

Fig.2 Modeling respectively for every single channel

2.2 建模中的两个问题

2.2.1 代数循环问题

在建模与仿真计算中遇到了代数循环问题。当一个模块的输入取决于当前循环中模块的一个输出时,就出现了一个代数循环。如图3所示,此情形下仿真器可能无法确定先计算哪个模块。

出现了代数循环,如果这个循环所包括的闭环较大、计算环节多,那么系统将无法采用隐式的方法求解,Simulink会报错并停止计算。高版本的Matlab(如6.2版本)能继续计算,但计算结果会是错误的,甚至刚开始计算,几乎所有的数据就全部发散了。折衷的解决方法是在闭环(代数循环链)内加入延时环节,如图4所示。加入延时环节打破了代数循环链,仿真器将以显式算法解算闭环问题,而且延时环节也帮助系统确定了闭环内模块的计算顺序。要求插入延时模块不引起计算结果发散,所以是否采用延时模块,以及延时模块的插入位置,均需考虑;还要考虑到延时模块所造成的失真。

至于延时环节对整个系统的关键性影响,认为对于以图3为代表的闭环,如果闭环是一个动态环节,只要插入的延时环节未造成计算结果发散,那么延时值 τ 越小,造成解的偏差也就越小,当延时值足够小,就可以忽略其影响。仿真实验表明了延时值与偏差量之间的这种单调关系。

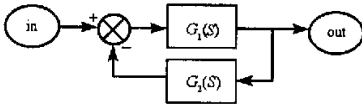


图3 代数循环计算问题示意图
Fig.3 Sketch map for the problem of algebraic loop

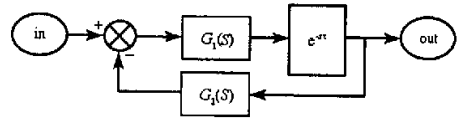


图4 在代数循环链中加入延时模块
Fig.4 Inserting delay module into the algebraic loop

令图3、图4所示系统闭环传递函数为 $H_1(s)$ 、 $H_2(s)$,脉冲响应函数分别为 $h_1(t)$ 、 $h_2(t)$,则有:

$$H_1(s) = \frac{G_1(s)}{1 + G_1(s)G_2(s)}$$

$$H_2(s) = \frac{G_1(s)}{e^{s\tau} + G_1(s)G_2(s)}$$

取 $e^{s\tau}$ 的泰勒展开式(不限定阶次),将 $H_2(s)$ 的形式化为:

$$H_2(s) = \frac{G_1(s)}{1 + G_1(s)G_2(s) + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\tau^n}{n!} s^n}$$

从下述两个方面比较插入延时环节前后系统的变化:

(1) 分析延时值 τ 的大小对系统的影响:

$$\lim_{\tau \rightarrow 0} H_2(s) = \lim_{\tau \rightarrow 0} \frac{G_1(s)}{1 + G_1(s)G_2(s) + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\tau^n}{n!} s^n}$$

即有

$$\lim_{\tau \rightarrow 0} H_2(s) = \lim_{\tau \rightarrow 0} \frac{G_1(s)}{1 + G_1(s)G_2(s)}$$

可见, $\lim_{\tau \rightarrow 0} H_2(s) = \lim_{\tau \rightarrow 0} H_1(s)$,这说明,在延时值 τ 足够小时,新系统逼近原系统。

(2) 根据终值定理:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} h_1(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{sG_1(s)}{1 + G_1(s)G_2(s)}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} h_2(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{sG_1(s)}{1 + G_1(s)G_2(s) + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\tau^n}{n!} s^n}$$

即有 $\lim_{t \rightarrow \infty} h_1(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} h_2(t)$ 。这说明在到达稳态时,新系统与原系统等价。

2.2.2 计算数据局部振荡

运用瞬时时间固化法处理模型中的系数,可以在任意仿真时钟间隔内将时变系数理解为时不变的,因而可近似地用解常系数微分方程的办法来解变系数微分方程。这种近似是为了积分算法上的需要,并不会掩盖因系数变化而引入的动态因素。

在系数急剧变化时,给积分模块引入了高频变化的成分,如果仿真时钟步长不能保证足够小,仿真过程将不能正确地反映相应的动态变化,严重时计算结果将会出现局部的、异常的高频振荡。

采用变步长积分算法并不能保证仿真时钟足够小(跟算法有关,恕不赘述),所以宜采用固定步长的算法,将仿真时间取得足够小。当然,选取仿真时间步长要考虑系统各个动态环节的需要。

3 仿真结果及分析

表 1 是仿真的部分输出数据。由于输出数据的表格和图形很多,所以不能一一列出。主要用文字形式概括仿真结果。

(1) 仿真结果表明,有关变量的变化范围满足设计要求;仿真结果也反映了模型本身的力学因素,比如,在第 50.87s,姿态角的扰动值达到最大值,这是加风力干扰的结果。

(2) 参考同行的仿真结果,各参数图形形状一致,大部分参数值基本相吻合,少数参数值有值得注意的差别,但差别不大。

(3) 某同行的仿真结果中,在弹性震动及液体晃动的数据中各有一组出现异常振荡并严重发散。但本次仿真结果中没有这种现象。

表 1 俯仰通道有关参数的最大值(绝对值)及其出现时间
Tab.1 Some parameters' maximum value and its occurred time(pitching channel)

| 变量 | max | t(s) | 设计指标 |
|--|---------|---------|--------------|
| $\Delta\varphi(^{\circ})$ | 2.5 | 50.87 | 10° |
| $\Delta\varphi_{PT}(^{\circ})$ | 2.328 | 50.87 | / |
| $\Delta\dot{\varphi}_{PT}(^{\circ}/s)$ | 0.6002 | 128.832 | / |
| $\dot{\varphi}_{ST}(^{\circ}/s)$ | 17.72 | 2.11 | / |
| $\Delta\alpha(^{\circ})$ | -5.0019 | 24.28 | / |
| $\delta_{\varphi}(^{\circ})$ | 2.913 | 2.22 | / |
| $\Delta y_1 \sim \Delta y_V(m)$ | 0.09264 | 50.196 | / |
| $q_{1y} \sim q_{8y}$ | 0.05889 | 22 | / |

4 结论

(1) 用 Simulink 设计的仿真模型,能够快速、正确地完运载火箭姿控系统三通道数学仿真,而且设计简便快捷,便于调试与修改;设计的模型能适用于多种运载火箭,柔性、通用性较好。

(2) 提出的 Simulink 建模方法与过程,对于运载火箭姿控系统仿真模型的设计,具有一般性的参考价值。

(3) 分析和解决了建模与仿真过程中遇到的代数循环问题和局部数据异常振荡问题。

参考文献:

- [1] 吴长才.运载火箭姿控系统三通道数学仿真[J].航天控制,1995(3):50-59.
- [2] 刘文良,王杰.Simulink 中一般模型的创建方法及其在系统仿真中的应用[J].天津轻工业学院学报,1999(4):41-45.
- [3] 赵汉元.大气飞行器姿态动力学[M].长沙:国防科技大学出版社,1987.
- [4] 郑伟,汤国建,黄圳圭.受控航天器的通用仿真框架[J].航天控制,2001(1):67-74.
- [5] 王灏,毛宗源,周其节.用 S-函数对复杂动力学系统的一种分时阶段仿真方法[J].计算机仿真,1999(1):55-58.

