

基于 Matlab/Simulink 的航天器姿态动力学与控制仿真框架

周黎妮, 唐国金, 罗亚中

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)



摘 要: 搭建了基于 Matlab/Simulink 的航天器姿态动力学与控制仿真框架; 基于该框架和非线性控制设计模块完成了一类带动量轮机构的航天器 PD 姿态控制器参数优化设计与姿态仿真研究。研究表明: 1) 基于 Matlab/Simulink 的航天器姿态动力学与控制仿真框架具有可重用性好、继承性强的优点; 2) 非线性控制设计模块可以有效地完成非线性系统控制器参数优化设计。

关键词: Matlab/Simulink; 航天器姿态控制; 非线性控制设计模块; 仿真; PD 控制器参数优化

文章编号: 1004-731X (2005) 10-2517-04

中图分类号: O 232

文献标识码: A

Simulation Framework for Spacecraft Attitude Dynamics and Control
Based on Matlab/Simulink

ZHOU Li-ni, TANG Guo-jin, LUO Ya-zhong

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

Abstract The simulation framework for spacecraft attitude dynamics and control using the Matlab/Simulink software was established. The optimization design of PD controller parameters and attitude simulation for a spacecraft with wheel actuator were completed based on this simulation framework and the Nonlinear Controller Design blocksets. The results show that: 1) The simulation framework based on the Matlab/Simulink software for spacecraft attitude dynamics and control has several advantages such as better reusability and inheritability; 2) The optimization design of controller parameters for nonlinear system can be effectively completed by the Nonlinear Controller Design blocksets.

Key words: Matlab/Simulink; Spacecraft Attitude Control; Nonlinear Controller Design Blocksets; Simulation; PD controller parameters optimization

引 言

航天器姿态动力学与控制技术是发展空间事业的关键技术之一。面对形状大小各异、刚柔性差别很大的航天器, 人们提出了各种各样的动力学模型, 并针对姿态控制的具体任务进行了各种控制律的研究, 积累了大量的技术知识。虽然目前已经有较为完善的数学模型和控制技术, 但是针对具体航天器的姿态控制律设计仍然是一件费时费力的工作。由于传统建模方法的缺陷, 使得已有的系统模型的重用也处于一个很低的水平。面对这些问题, 在面向对象设计方法的启发下, 建立通用的航天器姿态动力学与控制仿真框架, 在此基础上可以很方便地进行航天器姿态控制律设计和控制仿真研究。

Matlab 作为一种面向科学和工程计算的高级计算机语言, 已成为国际科技界公认的最优秀应用软件。Simulink 是 Matlab 提供的主要工具箱之一^[1], 方便地用于可视化的动态系统建模、仿真和分析。目前在控制问题的研究上得到了很好的应用, 如丛爽等^[2]实现了二级倒立摆的实时控制仿真, 伍先俊^[3]解决了汽车悬架的主动控制问题。在姿态动力学与

控制方面, 基于 Matlab/Simulink 对此也进行了初步的研究, 如王旭^[4]等研究非线性姿态镇定控制律设计与仿真时, 利用 Simulink 仿真环境验证了控制算法, 但并未给出仿真模型图。

本文基于 Matlab/Simulink 建立了飞行器的姿态动力学与控制仿真模型框架, 实现模型框架的可重复使用性, 为今后的姿态控制设计与仿真研究奠定基础。此外, 在模型框架的基础上, 利用 Matlab 中的非线性控制设计模块^[5], 实现了一类带飞轮控制机构的 PD 控制器参数的优化设计和姿态仿真。

1 仿真框架

航天器姿态控制系统是航天器控制中的重要组成部分, 它关系着入轨后的航天器能否对惯性系或其它参考系、引力中心体以一定的精度保持在预定的方位或指向上。

随着空间事业的发展, 航天器规模越来越大、姿态控制性能要求越来越高, 从上个世纪六、七十年代的经典航天器姿态控制研究, 到八十年代出现了诸如最优控制理论、变结构控制技术、自适应控制技术等现代控制理论, 直到当前航天器姿态智能控制的新兴, 如文献[6-9]等在航天器姿态动力学研究和控制理论上取得了令人瞩目的成果。

在这些姿态控制研究中, 有一类设计方法, 它包括经典设计方法(频域法、根轨迹法)和后来基于系统状态方程的设计方法, 该类方法在仿真前需手工求出系统的频域图(奈

收稿日期: 2004-09-07

修回日期: 2005-06-23

作者简介: 周黎妮(1980-), 女, 湖南安乡人, 博士生, 研究方向为航天器姿态动力学与控制; 唐国金(1963-), 男, 湖南澧县人, 教授, 博导, 研究方向为飞行器系统建模与仿真、结构完整性分析。

氏图、波德图、尼柯尔斯图)、根轨迹图或状态方程,当系统结构发生变化时,系统的频域特性、根轨迹特性以及状态方程将发生很大的变化,因此系统模型的重复利用率低,设计过程中的继承性差、反复修改量大。

另有一类设计方法,该类方法的设计目标是获得最优控制系统,即设计的系统在预定的性能指标意义下是最优的,出现了利用极大值原理、李雅普诺夫法、梯度法、线性规划、动态规划等一系列经典控制系统设计法不常用的概念和方法,它们用积分泛函性能指标代替了诸如超调量、调整时间、相位裕量及增益裕量等传统设计指标^[10]。因此,采用该类控制理论,建立通用的航天器姿态动力学与控制仿真框架进行航天器姿态控制律设计,可以减少系统设计过程中因反复修改带来的重复劳动,并提高系统框架的重用性。

基于这种设计思想,利用 Simulink 中已有的可以直观地描述待开发系统典型环节的模块和 Simulink 的封装技术,本文重点对航天器姿态动力学与控制仿真模型进行通用性的开发。考虑反馈控制系统,将仿真系统模型分为姿态动力学、姿态运动学、控制器、轨道动力学和空间环境五大基本模块,如图 1 所示,其中姿态动力学模块和姿态运动学模块是描述系统模型的最基本模块,姿态动力学模块提供系统的动力学计算,姿态运动学模块提供不同姿态描述之间的转换关系,控制器模块是待设计的控制律模块,轨道动力学模块和空间环境模块是辅助模块,描述航天器轨道对其姿态可能产生的影响和航天器所在轨道的空间环境对航天器姿态的影响。

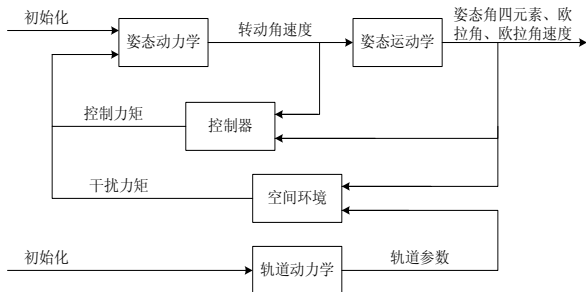


图1 航天器姿态动力学与控制仿真框架图

2 航天器姿态动力学模型

考虑一个刚体航天器相对于惯性空间的稳定控制问题。 $F_I(OXYZ)$ 为地心惯性坐标系, $F_b(oxyz)$ 为体坐标系,航天器的绝对角速度为 ω ,其在 F_b 坐标系上的分量为 ω_x 、 ω_y 、 ω_z ,转动惯量为 I , M_c 为控制力矩, T_d 为干扰力矩,则建立的欧拉动力学方程为

$$I\dot{\omega} + \omega^* I \omega = M_c + T_d \quad (1)$$

假设 F_I 到 F_b 的旋转四元数为 $q=[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$,则 q 与绝对角速度 ω 的关系为

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

假如在某一时刻 t , F_b 相对于 F_I 的位置关系如图2所示,它可以由 F_I 顺序旋转三个欧拉角 φ 、 θ 、 ψ 得到,欧拉角 φ 、 θ 、 ψ 与 q 的关系为

$$\begin{cases} \tan \psi = \frac{2q_0q_1 + 2q_2q_3}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}, -\pi \leq \psi \leq \pi \\ \sin \theta = 2q_0q_2 - 2q_1q_3, -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \\ \tan \varphi = \frac{2q_0q_3 + 2q_1q_2}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}, -\pi \leq \varphi \leq \pi \end{cases} \quad (3)$$

由于姿态控制有可能要利用姿态信息进行控制,因此还要引入欧拉角速度

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \psi \tan \theta & \cos \psi \tan \theta \\ 0 & \cos \psi & -\sin \psi \\ 0 & \sin \psi / \cos \theta & \cos \psi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

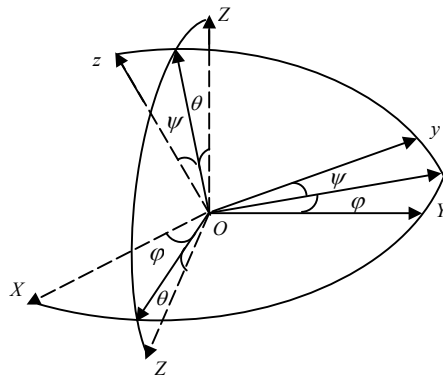


图2 欧拉角表示的旋转关系

3 Simulink 仿真框架

利用 Simulink 环境,研究刚体航天器相对于惯性空间的稳定控制问题,首先要建立该问题的仿真框架,即需要完成一个动力学模块(绝对角速度计算模块)和三个运动学模块(四元数积分、姿态角计算、姿态角速度计算模块)的设计,并为控制模块设计预留接口。

实现完成欧拉动力学方程计算的模块,将转动惯量、控制力矩、干扰力矩作为输入计算得到绝对角速度导数 $\dot{\omega}$,因此对(1)式进行变形,得到如下表达式

$$\dot{\omega} = I^{-1}(M_c + T_d - \omega^* I \omega) \quad (5)$$

然后对 $\dot{\omega}$ 积分得到绝对角速度 ω 。对于等式右端的绝对角速度 ω 的输入,在此调用 Simulink 中的延时输出(Memory)模块,将上一次积分模块输出的 ω 作为该次计算的输入,具体模型如图3所示。

同理可完成三个运动学模块的设计,将(5)式计算得到的绝对转动角速度作为输入,完成(2)式的四元数积分计算;然后将计算得到的四元数作为输入,完成(3)式的姿态角计算;最后将姿态角和绝对角速度作为输入可完成(4)式的姿态角速度计算,在此不再具体列出这三个模块的具体形式。

对于控制模块(控制力矩计算)的开发,将动力学、运

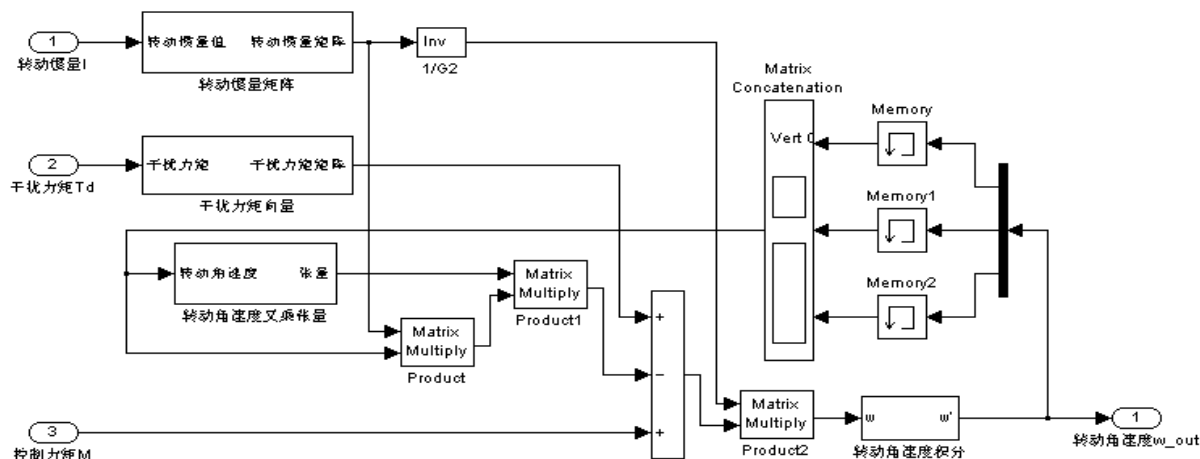


图3 欧拉动力学方程计算模块

动力学模块输出的姿态信息作为输入,通过一定的控制律计算得到控制力矩,作为控制模块输出并传给动力学模块,完成姿态动力学与控制的仿真流程,至此可实现模型框架的开发。通常,控制模块与具体的控制律相关联,对不同的控制律进行研究时,可开发相应的控制模块,后面将以飞轮 PD 控制为例进行说明,并给出整个系统控制律设计的 Simulink 模型。

这里对刚体航天器相对于惯性空间的稳定控制问题进行研究,给出基本的仿真流程,实现几个基本的仿真模块设计,是为了验证航天器姿态动力学与控制仿真框架在航天器姿态控制律设计中的作用,并为以后的姿态控制设计和仿真研究奠定基础。

在该框架的基础上,需要进一步完善轨道动力学模块和空间环境模块,以便该模型具有更实际的工程意义。

4 控制器设计举例

4.1 控制模型

考虑一类带动量轮系统的整舱零动量航天器^[11],这样的航天器利用飞轮机构的转动惯量变化产生的反作用力矩来对航天器进行姿态稳定控制,认为飞轮角动量为 H ,则控制力矩为

$$M_c = -\dot{H} + H \times \omega \quad (6)$$

针对该类航天器姿态运动特点,基于其动力学模型对飞轮的反作用力矩进行设计,不考虑姿态三通道间的耦合,采用 PID 控制理论设计 PD 控制器,得到

$$\dot{H} = \begin{pmatrix} \dot{H}_x \\ \dot{H}_y \\ \dot{H}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_{xp}\psi + k_{xd}\dot{\psi} \\ k_{yp}\theta + k_{yd}\dot{\theta} \\ k_{zp}\phi + k_{zd}\dot{\phi} \end{pmatrix} \quad (7)$$

4.2 问题配置

航天器的惯量参数为:

$$I = \begin{bmatrix} 1759 & 0 & 0 \\ 0 & 2758 & 0 \\ 0 & 0 & 2171 \end{bmatrix} \quad (\text{单位: } \text{kg} \cdot \text{m}^2)$$

航天器上的飞轮角动量在航天器体坐标轴上投影的初值为: $H_x = H_y = H_z = 30 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$, 且飞轮固定安装。

该航天器在(6)、(7)式的控制力矩作用下,在 90s 时间内将姿态从初始状态

$$\begin{cases} \varphi(t_0) = 4^\circ & \omega_x(t_0) = 0 \\ \theta(t_0) = 3^\circ & \omega_y(t_0) = 0 \\ \psi(t_0) = 2^\circ & \omega_z(t_0) = 0 \end{cases}$$

控制到精度为

$$\begin{cases} \varphi(t_0) = \pm 0.1^\circ \\ \theta(t_0) = \pm 0.1^\circ \\ \psi(t_0) = \pm 0.1^\circ \end{cases}$$

的稳定状态。在整个飞行过程中,航天器始终受到 $T_d = [a \sin(10t) \ 0 \ 0]^T$ 的干扰力矩,其中 a 具有不确定性,估计值为 $0.1 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

4.3 系统实现

由于采用了 Simulink 的典型模块,该系统模型具有较好的通用性。作为算例,在此针对带飞轮的控制模型开发了 PD 控制器和控制力矩计算模块,并引入 Matlab 中的非线性控制设计模块,这一针对非线性问题进行控制器优化和仿真的 Matlab 专用模块,得到了集动力学仿真和 PD 控制器参数设计于一体的模型,具体如图 4 所示。

4.4 PD 控制器参数设计

完成对系统的各个模块设计并完成初始化以后,首先对 PD 控制器参数进行优化设计。取一组任意的控制器参数,作为其初始值,本文取为:

$$\begin{cases} k_{xp} = 1 & k_{xd} = 2 \\ k_{yp} = 1 & k_{yd} = 2 \\ k_{zp} = 1 & k_{zd} = 2 \end{cases}$$

采用非线性控制设计模块对控制器参数进行优化。双击非线性控制设计模块,打开一个非线性控制设计模块的时域性能窗口,修改系统约束条件,设置最终的上下界分别为 $[90 \ 0.002 \ 500 \ 0.002]$ 和 $[90 \ -0.002 \ 500 \ -0.002]$,即要求在 90s 时间内将姿态控制到 $\pm 0.1^\circ$ (约为 $\pm 0.002 \text{ rad}$) 的范围内,这里 500 是仿真的总时间(单位: s);考虑系统参数 a 的不确定性,认为上下界分别为 $2a$ 、 $0.5a$;然后设置 k_{xp} 、 k_{xd} 、 k_{yp} 、

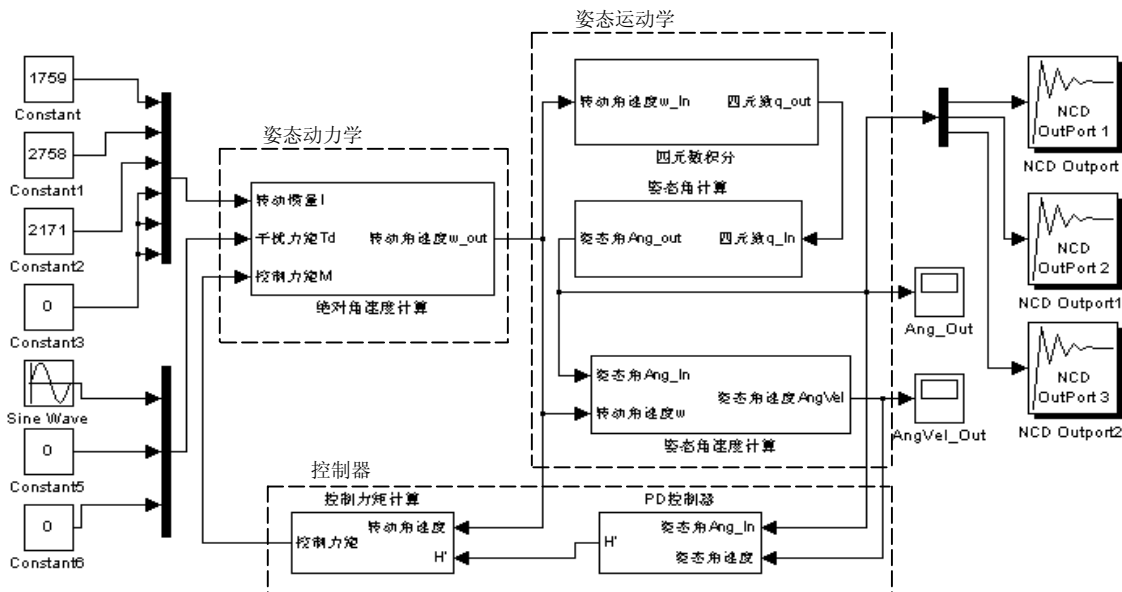


图4 航天器姿态PD控制的Simulink模型

k_{yd} 、 k_{zp} 、 k_{zd} 为优化参数；最后点击优化开始按钮开始优化，得到满足时域性能的控制参数，如图5所示，图中给出的曲线分别为优化前后 ψ 的时间响应曲线。

优化得到的控制参数为

$$\begin{cases} k_{xp}=10.2425 & k_{xd}=394.7569 \\ k_{yp}=2.3318 & k_{yd}=165.8386 \\ k_{zp}=11.1371 & k_{zd}=636.8378 \end{cases}$$

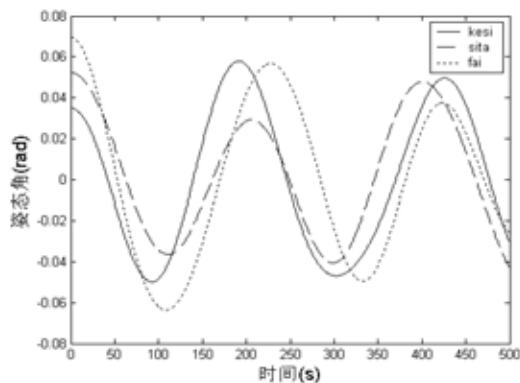


图6(a) 优化前姿态角响应

需要说明的一点是，不同的系统上运行结果可能会有些差异。

4.5 设计结果

将优化前后的控制器参数分别代入系统进行仿真，分别得到优化前后的姿态角响应曲线，如图6所示。对比图6中的(a)、(b)两图可以看出，优化后的控制器参数使姿态性能响应曲线大大优于优化前控制器参数的控制效果。

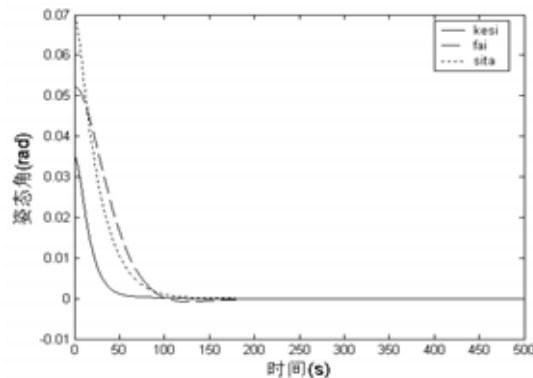


图6(b) 优化后姿态响应曲线

5 结论

本文首次建立了基于 Matlab/Simulink 的航天器姿态动力学与控制的仿真框架，结合刚体航天器相对于惯性空间稳定控制的具体问题，实现了带飞轮控制机构的航天器姿态控制系统模型框架，并采用非线性控制设计模块对飞轮 PD 控制器参数进行整定，使系统满足时域响应曲线，完成控制器设计和姿态仿真的目的。研究表明：基于 Matlab/Simulink 的姿态动力学与控制的仿真框架具有易于修改、移植和扩充的通用性特点，可以大大简化建模过程，提高控制律设计和仿真研究的效率；同时，基于 Matlab 的非线性控制设计模块可以行之有效地对于非线性系统控制器参数进

行设计，减少设计系统过程中反复修改的时间，实现高效率地开发系统的目标。

参考文献：

- [1] 薛定宇, 陈阳泉. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [2] 从爽, 杜浩藩, 秦志强. 二级倒立摆在 Simulink 环境下的实时控制[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(4): 553-555.
- [3] 伍先俊, 江征风, 刘小英. 用 MATLAB 解决汽车悬架的主动控制问题[J]. 计算机仿真, 2000, 17(2): 50-53.
- [4] 王旭, 史小平, 王子才. 非线性姿态镇定控制律设计与仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2000, 12(4): 423-427.
- [5] 魏巍. MATLAB 控制工具箱技术手册 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.

(下转第 2524 页)

给定的角加(减)速度分别为 5.240、6.545、8.730、13.090、26.180、52.360rad/s²。根据图 8 所示的动态试验结果,利用式(1)计算出泵轮和涡轮的动态液力转矩如图 9 所示。

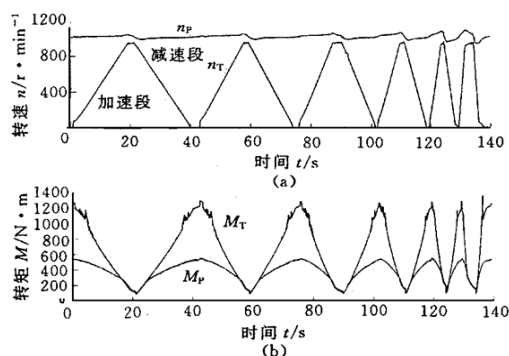


图 8 涡轮加减速过程转矩和速度变化情况

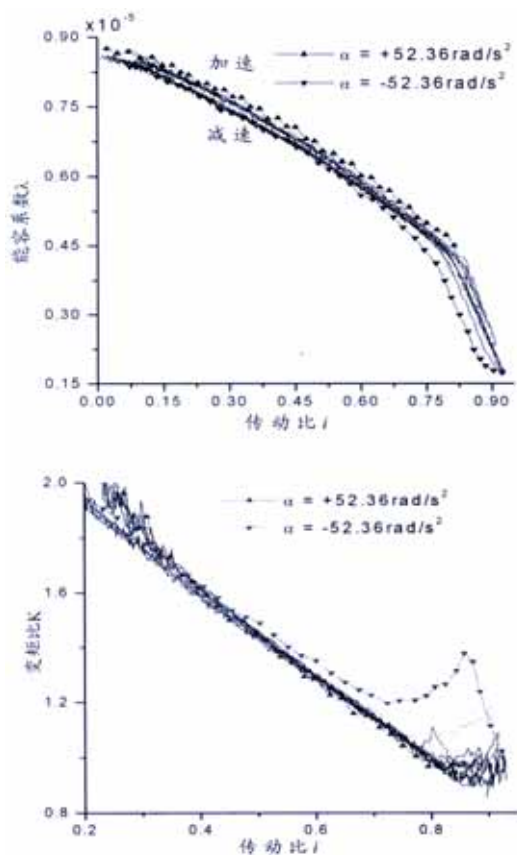


图 9 液力变矩器加、减速工况下的动态原始特性

图 9 给出了液力变矩器在不同加速度工况下的动态原始特性。当非稳定工况的转速变化在 $-52\text{rad/s}^2 \leq d\omega_T/dt \leq +52\text{rad/s}^2$ 时,液力变矩器的动态特性与静态特性的相对误差值在 4.5% 以内,这和图 4 仿真计算结果很吻合。所以,在上述转速变化范围内,研究液力变矩器的动态特性得出牵引-制动型液力变矩器动态仿真的数学模型是合理的。由图 9 可见,当转速比 i 大于 0.8 的时候,均处于试验停车阶段,此时,涡轮所受冲击较大,造成 K_D 值在该区域波动较大,特别是在减速度较大时,波动值更明显。

5 结论

(1) 提出了以能量平衡为基础的动态特性计算方法,建立的数学模型可以计算出牵引工况牵引-制动型液力变矩的动态特性。

(2) 在模型中考虑了非稳定工况下循环流量和稳定工况下循环流量的差别,提高了当涡轮转速变化剧烈时动态特性计算的准确度。

(3) 在制动工况主要的制动力矩是由泵轮通过闭锁离合器传递到涡轮,只要控制闭锁过程的油压就可以控制液力制动扭矩的峰值。

参考文献:

- [1] 朱经昌,魏宸官,郑慕侨,等. 车辆液力传动(上)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [2] 陈东升, 项昌乐, 刘辉. 液力变矩器动态特性和动力学模型研究[J]. 中国机械工程, 2002, 13(11).
- [3] 朱经昌. 液力变矩器的设计与计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.
- [4] 闫清东. 液力变矩器计算机辅助设计、制造一体化系统的研究[D]. 北京理工大学, 1995.
- [5] Houchun Xia, Phil Oh. A dynamic model for automotive torque converters [J]. Int.J. Vehicle Design, 1999, 21, 4/5(Special Issue).
- [6] Kenjiro Fujita, Seiichi Inukai. Transient Characteristics of Torque Converter - Its Effect on Acceleration Performance of Auto -[R]. Trans. Equipped Vehicles. SAE Paper 900554
- [7] Kyongsu Yi, et al. Estimation of Turbine Torque of Automatic Transmissions Using Nonlinear Observers [R]. Transactions of the ASME 2000, 122.

(上接第 2520 页)

- [6] DeDoes D. Time-Optimal Attitude Control of a Spinning Vehicle [A]. Proceedings of the AAS Space Flight Mechanics Specialist Symposium [C], Univ. of Denver, Denver, CO, 1967, 1(11): 301-317.
- [7] Bolimoria, K D, Wie, B. Time-Optimal Three-Axis Reorientation of a Rigid Spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1993, 16(3): 446-452.
- [8] Costic B T, Dawson D M, Queiroz M S, Kapola V. Quaternion-Based Adaptive Attitude Tracking Controller Without Velocity Measurements [J].

- Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(6): 1214-1222.
- [9] Mun-Taek Choi and Henryk Flashner. Neural-network-based spacecraft attitude control and momentum management [A]. AIAA-2000-4455.
- [10] 黄惟一, 胡生清. 控制技术与系统[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.
- [11] 杨大明. 空间飞行器姿态控制系统[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000.