

航天器瞬变热流全系数自适应控制

胡 军 解永春

(北京控制工程研究所·北京, 100080)

摘要: 航天器地面试验瞬变热流控制具有耦合变量多、参数不确定、控制要求复杂、微分效应大等特点, 本文采用控制矩阵非对角元强迫滞后一步的多变量全系数自适应控制方法, 结合采用广义对象技术, 充分利用成熟的二阶单变量全系数自适应控制方法在性能鲁棒性设计上的经验, 通过数学仿真、原理性实验、模拟星实验等技术途径确定了控制系统的参数, 圆满地解决了航天器地面试验瞬变热流控制, 已成功应用在某卫星地面试验瞬变热流控制中。

关键词: 瞬变热流; 航天环境模拟; 自适应控制

1 引 言

随着航天技术的发展, 航天环境模拟技术已成为一门新兴的综合性技术科学, 它是航天技术的重要组成部分。卫星整星热平衡试验, 是卫星发射之前必做的空间环境模拟试验之一。在卫星热平衡试验中, 热流模拟方法可分为稳态热流模拟和瞬态热流模拟。稳态热流模拟的特点是试验期间每一工况的外热流保持不变, 取卫星运行轨道周期积分的平均值。瞬态热流模拟是按卫星飞行时的实际外热流模拟, 是真实模拟。瞬态热流模拟要求系统响应快, 因此采用计算机程控电源, 红外石英管灯, 多输入、多输出矩阵控制等技术。“八五”以前, 我国对卫星整星的热平衡试验采用的是稳态热流模拟。为了更真实地掌握航天器(包括卫星整星、载人飞船等)及各仪器的热平衡性能, 促进我国航天技术上一个新台阶, “八五”初期, 我国开始进行卫星整星瞬变热流模拟方法研究, 其中的瞬变热流控制技术是难点之一, 卫星瞬变热流红外模拟控制有如下特点:

1) 控制回路多, 相互间有热流耦合。

在一次实验中, 根据航天器的外形复杂程度, 控制回路可从几个到几十个甚至多达上百个, 而且回路间有一定的热耦合, 所以是一种典型的多变量控制系统。

2) 难以建立准确的数学模型。

这个系统要求控制的量是卫星表面吸收热流的变化量, 通过控制输入灯的功率来实现。卫星表面吸收的热流包括来自红外灯的热流和各种背景热流, 有时还要包括卫星表面之间的相互辐射和多次反射热流, 在不同的试验中背景热流不一样, 各个区域之间的热流相互影响程度也不相同, 所以难以用一个精确的数学模型来描述加热功率与卫星表面吸收热流之间的关系, 而这种关系又完全是非线性的。

3) 控制要求复杂。

对控制的要求是跟踪各区域表面吸收热流的变化曲线, 这些曲线是正弦波、抛物线、斜坡和阶跃函数的组合, 并且要求一开始就能严格跟踪各种复杂的瞬变热流曲线。

4) 微分效应大。

这个系统的控制量是输入灯的电压 V , 输出量是瞬态热流 Q 。从 V 到 Q 存在着关系链: 电压 $V \rightarrow$ 温度 $T \rightarrow$ 热流 Q 。对某一个瞬态热流计 i , 瞬态热流由下面的关系计算:

$$Q = k_1 \frac{dT_{i1}}{d\tau} + k_2 (T_{i1} - T_{i2}) + k_3 \left[\left(\frac{T_{i1}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{i2}}{100} \right)^4 \right] + k_4 \left[\left(\frac{T_{i1}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_0}{100} \right)^4 \right], \quad (1)$$

其中 T_{i1} 为热流计照灯面绝对温度, T_{i2} 为热流计背灯面绝对温度, T_0 为实验装置的背景绝对温度, k_1, k_2, k_3, k_4 为正的系数, 由真空低温条件下标定。

由于 k_1 远比其他系数大, 因此这个系统的微分效应是很大的, 这个特性对设计控制系统非常重要。

图 1 是卫星整星瞬变热流红外模拟闭环控制系统切面示意图。

2 控制方案

2.1 控制方法的确定

根据被控对象的特点, 需要选择一个性能鲁棒性强、计算简单的多变量自适应控制方法。当时有两种方法可供选择, 第一种是以常规模型为基础的多变量自适应控制方法(以下简称常规法), 第二种是参考文献 1 介绍的控制矩阵非对角元强迫滞后一步的多变量自适应控制新方法(以下简称滞后一步法)。从计算复杂性方面看, 常规法计算复杂, 工程实现困难; 而滞后一步法计算简单, 工程实现方便, 适用于高维多回路自适应控制。为了比较两种方法的性能鲁棒性, 我们在同样条件下对两种方法进行了数学仿真, 得出下面三个结论:

- ① 小耦合时, 两种方法都可以达到较高的性能, 若具体分析, 还是常规法略好一些;
- ② 大耦合时, 两种方法都有比较好的性能鲁棒性, 若具体分析, 滞后一步法反而略好些, 特别是均方差指标, 滞后一步法已明显优于常规法;
- ③ 对于参数的变化, 滞后一步法所受的影响很小, 而常规法所受的影响较大。

有关性能鲁棒性的数学仿真并没有得出有利于常规法的结论, 为什么呢? 对此作了简单的分析: 因为常规法要求矩阵求逆运算, 在耦合变大或参数变化较大的时候, 由于估计的参数不准甚至误差较大, 则由其计算出的控制矩阵的逆可能误差较大, 并且差别的方向难以把握, 造成鲁棒性设计困难, 所以常规法受参数变化的影响较大; 而滞后一步法, 虽然在耦合变大或参数变化较大的时候, 估计的参数也不准甚至误差较大, 但由于其没有求逆运算, 并且在计算控制量的时候, 融合了成熟的二阶单变量自适应控制在鲁棒性设计方面的经验, 所以滞后一步法受参数变化的影响较小, 鲁棒性很强。

通过理论分析和数学仿真, 最终我们选择了滞后一步法。

2.2 建立广义对象

从瞬变热流的计算公式(1)可看出, k_1 远比其他系数大得多, 微分作用强烈, 这样使在工作点附近的等效时间常数变得很小。由于在一般控制工程中, 要求采样控制周期与系统的时间常数之比小于 $1/3$, 这要求采样控制的周期很小, 而采样控制周期受到测量稳定性和计算时间的限制, 不能做到很小。为解决这个矛盾, 我们在已计算出的控制量后加上一对角型的惯性

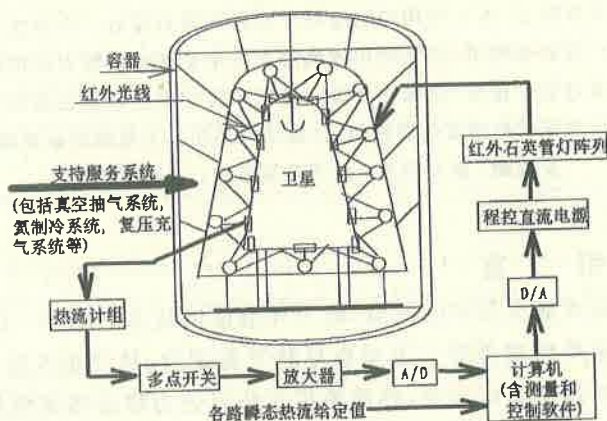


图 1 卫星整星瞬变热流红外模拟闭环控制系统示意图

环节矩阵

$$\text{diag}(\frac{1}{T_1s+1}, \dots, \frac{1}{T_1s+1}),$$

该环节与被控对象串联作为多变量自适应控制律的广义对象,见图 2. 对控制算法而言,增大了等效时间常数 $\tau_i (i = 1 \sim n)$, 这样一方面可方便地确定恰当的采样测量和控制律计算的周期 Δt , 满足

$$\frac{\Delta t}{\tau_i} \leq \frac{1}{3} (i = 1, \dots, n), \quad (2)$$

同时又能有效地柔化加在被控对象上的控制幅度增量, 对非对角元强迫滞后一步自适应控制规律是有益的.

不论是在数学仿真, 还是在大气内原理性实验、模拟星实验以及后面进行的卫星整星瞬变热流试验中, 根据被控对象的特点建立广义被控对象这一技术都起了至关重要的作用.

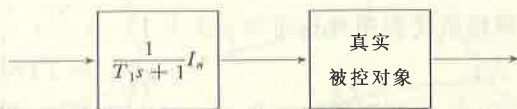


图 2 广义被控对象

2.3 控制模型

以控制矩阵非对角元强迫滞后一步的二阶多变量模型作为控制模型:

$$T(k) = \alpha_1 T(k-1) + \alpha_2 T(k-2) + \beta_0 U(k-k_0) + \beta_1 U(k-k_0-1) + \bar{E}(k) + C_1 \bar{E}(k-1), \quad (3)$$

其中 $T(k)$ 为 n 维受控输出矢量, $U(k)$ 为 n 维控制矢量, $\bar{E}(k)$ 为 n 维白噪声矢量, k_0 为纯滞后步数, $k_0 \geq 1$,

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \{\alpha_{1ij}\}_{n \times n}, \quad \alpha_2 = \{\alpha_{2ij}\}_{n \times n}, \\ \beta_0 &= \text{diag}(\beta_{11}, \beta_{22}, \dots, \beta_{nn}), \\ \beta_1 &= \{\beta'_{1ij}\}_{n \times n}, \quad \beta'_{1ij} = \begin{cases} 0, & i = j, \\ \beta_{ij}, & i \neq j, \end{cases} \\ C_1 &= \text{diag}(C_{11}, C_{22}, \dots, C_{nn}). \end{aligned}$$

2.4 参数估计公式

参数估计的矢量方程为

$$T_i(k) = \Phi_i^T(k) \theta_i(k) + \hat{e}_i(k), \quad (4)$$

其中

$$\begin{aligned} \Phi_i^T(k) &= [T_1(k-1), \dots, T_n(k-1), T_1(k-2), \dots, T_n(k-2), \\ &\quad U_1(k-k_{01}-1), \dots, U_n(k-k_0-1), \hat{e}_i(k-1)], \\ \theta_i(k) &= [\alpha_{1i1}(k), \dots, \alpha_{1in}(k), \alpha_{2i1}(k), \dots, \alpha_{2in}(k), \beta_{i1}(k), \dots, \beta_{in}(k), C_{ii}(k)], \end{aligned}$$

参数估计公式为

$$\theta_i(k) = \theta_i(k-1) + \frac{\lambda_1 \Phi_i(k)}{\Phi_i^T(k) \Phi_i(k) + \lambda_2} [T_i(k) - \Phi_i^T(k) \theta_i(k-1)], \quad (5)$$

$$\hat{e}_i(k) = T_i(k) - \Phi_i^T(k) \theta_i(k), \quad (6)$$

取 $i = 1, 2, \dots, n$, 即可辨识出全部参数.

这里, λ_1 是由数学仿真初步确定, 经大气内原理性实验而确定的.

主对角元参数范围

$$\alpha_{1ii}(k) \in [1.1, 1.9], \quad \alpha_{2ii}(k) \in [-0.91, -0.11], \\ \beta_{ii}(k) \in [0.008, 0.3].$$

主对角元参数之和限制

$$\alpha_{1ii}(k) + \alpha_{2ii}(k) \leq 0.995$$

如果 $\alpha_{1ii}(k) + \alpha_{2ii}(k) > 0.995$, 则按下面的公式进行处理,

$$\left. \begin{aligned} Z &= \alpha_{1ii}(k) + \alpha_{2ii}(k) \\ \alpha_{1ii}(k) &= \alpha_{1ii}(k) \frac{0.995}{Z} \\ \alpha_{2ii}(k) &= \alpha_{2ii}(k) \frac{0.995}{Z} \end{aligned} \right\}, \quad (7)$$

2.5 误差预报

根据最优预报理论可知 $\hat{e}(k+1), \dots, \hat{e}(k+k_0)$, 在预报中可不加考虑. 定义输出误差为

$$y(k) = T(k) - T_r(k), \quad (8)$$

其中, $T(k)$ 为实际输出矢量, $T_r(k)$ 为理想输出矢量,

$$y(k) = \{y_i(k)\}_{n \times 1}, \quad T_r(k) = \{T_{ri}(k)\}_{n \times 1}.$$

误差预报如下:

$$\begin{aligned} y(k+i) &= \alpha_1(k)y(k+i-1) + \alpha_2(k)y(k+i-2) \\ &\quad + \beta_0 U_L(k-k_0+i) + \beta_1(k)U_L(k-k_0+i-1) \\ &\quad + C_1(k)\hat{e}(k+i-1), \end{aligned} \quad (9)$$

其中 $U_L(k) = \{U_{Li}\}_{n \times 1} (i=1, 2, \dots, n)$ 表示反馈控制量, $\hat{e}(k+i-1) = 0, i=2, 3, \dots, n$.

2.6 维持控制量 $U_0(k)$

$$\begin{aligned} U_0(k) &= [\beta_0(k)]^{-1} [T_r(k+k_0) - \alpha_1 T_r(k+k_0-1) \\ &\quad - \alpha_2 T_r(k+k_0-2) - \beta_1 U_0(k-1)], \end{aligned} \quad (10)$$

$$U_0(k) = 0.9U_0(k-1) + 0.1U_0(k). \quad (11)$$

维持控制量限制 $U_0(k) \in [U_{0\min}, U_{0\max}]$, 其中 $U_{0\max}$ 对应直流程控电源的最大电压 120V, $U_{0\min}$ 对应一个小的维持电压 1.2V.

2.7 反馈控制量 $U_L(k)$

$$\begin{aligned} U_L(k) &= -[\beta_0(k)]^{-1} [L_1 \alpha_1(k)y(k+k_0-1) \\ &\quad + L_2 \alpha_2(k)y(k+k_0-2) + \beta_1 U_L(k-1)], \end{aligned} \quad (12)$$

其中

$$L_1 = \text{diag}(l_{11}, l_{12}, \dots, l_{1n}), \quad L_2 = \text{diag}(l_{21}, l_{22}, \dots, l_{2n}).$$

这里采用了二阶单变量自适应控制中行之有效的反馈加权系数的思想, 这里为对角型反馈加权阵 L_1, L_2 .

L_1, L_2 是由数学仿真初步确定, 由大气内原理性实验进一步修订, 由首次模拟星实验的前 30 组输入输出数据分析而确定的.

反馈控制量限制 $U_L(k) \in [U_{L\min}, U_{L\max}]$.

2.8 积分控制量 $U_i(k)$ 与动态积分限制

为保证跟踪精度, 加一积分控制作为辅助手段. 积分系数由大气内原理性实验确定.

由于总控制量有一定限制, 使用积分控制中不可避免地要遇到两个问题: ① 如果 $U_i(k)$ 不加限制, 那么当总控制量 $U(k) = U_{\max}$ 或 $U(k) = U_{\min}$ 时, $U_i(k)$ 仍增加或减小, 会使控制器进

入深度饱和,当需要控制器退出极值状态时,总控制量 $U(k)$ 不能及时退出极值状态,造成失控;② 如果 $U_i(k)$ 加硬性限制,如 $U_i(k) \in [-U_{imax}, U_{imax}]$,则当 $U_i(k)$ 达到 $\pm U_{imax}$,而 $U(k)$ 并未达到 U_{max} 或 U_{min} 时,积分 $U_i(k)$ 失去作用. 为解决这一问题,方案中采用了动态积分限制,算法如下:

如果 $U(k) = U_{max}$ 且 $U_i(k) > U_i(k - 1)$,则 $U_i(k) = U_i(k - 1)$

如果 $U(k) = U_{min}$ 且 $U_i(k) < U_i(k - 1)$,则 $U_i(k) = U_i(k - 1)$

2.9 总控制量 $U(k)$

$$U(k) = U_0(k) + U_L(k) + U_i(k),$$

(13)

总控制量限制 $U(k) \in [U_{min}, U_{max}]$,
 $U_{min} = 0, U_{max}$ 对应直流程控电源的最大输出电压 120V.

2.10 广义被控对象中惯性环节矩阵的软件实现

$$U_A(k) = F U_A(k - 1) + (1 - F) U(k).$$

(14)

系数阵 F 是由数学仿真初定,经大气内原理性实验修订,最后由首次模拟星实验的前 30 组输入输出数据分析而确定的.

广义对象输出限制 $U_A(k) \in [U_{min}, U_{max}]$.

2.11 参数初值的选择

为保证一开始的跟踪特性和鲁棒性,将二阶单变量控制中的初值选择推广到多变量主对角元的初值选择中,而非对角元给一个小量.

$$a_{1ii}(0) = 1.5, \quad a_{2ii}(0) = -0.6,$$

$$b_{ii}(0) = 0.1, \quad i, j = 1, \cdots, n,$$

$$a_{1ij}(0) = 0.01, \quad a_{2ij}(0) = 0,$$

$$b_{ij}(0) = 0.01, \quad i, j = 1, \cdots, n, i \neq j.$$

3 模拟星瞬变热流控制的部分结果

在实际空间环境模拟室中,利用型号任务搭载,对模拟星进行了五回路的瞬变热流跟踪实验,后由于一回路直流程控电源故障,继续做四回路的瞬变的热流跟踪控制,其控制精度满足任务要求,且重复性很好. 实验结果见图 3、图 4、图 5.

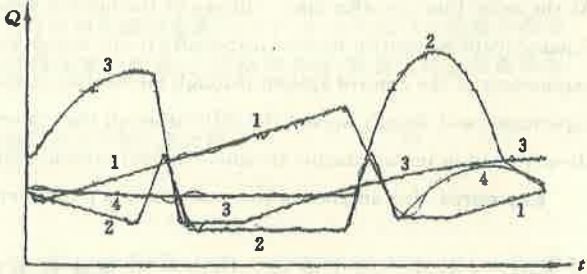


图 3 四路瞬变热流实验结果

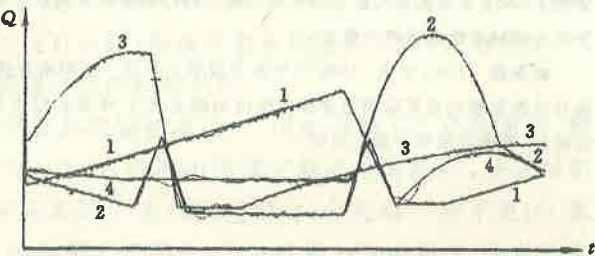


图 4 四路瞬变热流重复实验结果

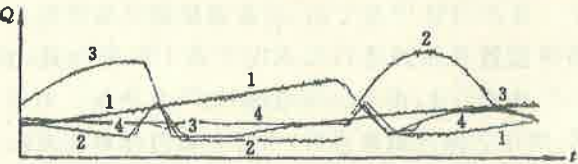


图 5 四路瞬变热流改变给定曲线的实验结果

参 考 文 献

1 吴宏鑫. 全系数自适应控制理论及其应用. 北京:国防工业大学出版社,1990

The All Coefficients Adaptive Control of Spacecraft Instantaneous Thermal Current

HU Jun and XIE Yongchun

(Beijing Institute of Control Engineering • Beijing, 100080, PRC)

Abstract: Directed against the difficulties brought by many coupled variables, uncertain parameters and complicate demands of the control of spacecraft instantaneous thermal current ground experiment, we adopted the compled-one-step-delay multivariable adaptive control method combined with generalized plant technique. At the same time, we also made full use of the mature design experiences of two-order single variable all coefficients adaptive control method, especially in the design aspect of performance robustness. We determined the parameters of the control system through mathematical simulation, principle experiment and analogue satellite experiment and finally solved the difficulties in the control system design. The result of this paper has been already used in instantaneous thermal currmal ground experiment of a satellite.

Key words: instantaneous thermal current; space environment simulation; adaptive control

本文作者简介

胡 军 1963年生, 1986年毕业于清华大学自动化系, 1989年北京控制工程研究所硕士, 1993年北京大学一般力学专业博士, 现工作在北京控制工程研究所航天器控制系统方案设计与动力学仿真研究室, 高级工程师。主要从事航天器制导、导航与控制系统的研究与设计。

解永春 1966年生, 1989年毕业于清华大学电子工程系并获学士学位, 1991年和1994年在北京控制工程研究所分别获自动控制理论及其应用专业硕士学位和博士学位, 毕业后留该所智能控制与空间机器人研究室工作。主要从事鲁棒自适应控制, 智能控制等方面的研究。