

侧喷流直接力控制的运载器姿态稳定问题研究

孙平, 刘昆

(国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘要: 利用侧向喷流对小型固体运载器进行姿态稳定控制具有降低运载器成本和提高起飞质量的优点。研究具有开关型姿态控制发动机的运载器的姿态稳定问题。首先分析了系统的特点和控制器设计问题,建立了控制模型。然后应用描述函数对系统的非线性特性进行伪线性化,通过几何方法分析 Nyquist 图中系统线性部分与非线性部分描述函数的关系实现鲁棒极限环控制器,给出控制器形式和参数范围,最后针对时域、频域综合指标,运用精英非支配解排序遗传算法对控制器参数进行优化。仿真结果表明系统具有良好的动态、稳态性能,控制器具有很强的鲁棒性。

关键词: 描述函数; 鲁棒极限环; 多目标优化; 姿态稳定

中图分类号: TJ765 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)05-1902-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.05.026

0 引言

目前,以美国为代表的许多国家纷纷大力发展应急空间(ORS, Operational Responsive Space)技术,对低成本小型固体运载器提出了更多的需求^[1]。随着控制技术的发展,利用姿控发动机喷流产生的推力调整运载器姿态正成为提高姿态控制系统品质与降低运载器成本的一种有效手段,通过安装在运载器质心之前的几组侧喷流发动机能够实现运载器俯仰、偏航和滚转的控制^[2]。传统的姿态控制方法要求执行机构能够产生大小连续可调的推力,而姿控发动机成熟产品多为开关型,推力不可调节,且存在开关机状态转换之间的时间约束、推力延迟等非线性因素。此外,直接力喷流装置开启后,产生侧向喷流干扰效应^[3],导致系统表现出较大的不确定性,这些都给工程上成熟的频域设计方法带来挑战。文献[4]从经验出发给出了针对直接力控制的运载器的控制律设计方法,但缺乏对系统稳定性、鲁棒性的理论分析。

为了使工程上成熟的设计方法能够针对开关型姿态执行机构得到更有效的利用而不需要从根本上改变控制器设计思路,同时减少控制器设计对设计者经验的依赖,更多的从理论上分析控制器设计中

的相关因素,本文从以开关型姿控发动机为执行机构的系统的可分离非线性特征和极限环特征入手,通过描述函数法(DF, Describing Function)实现对系统中非线性元素的伪线性化,设计鲁棒极限环控制器,实现由系统不确定性引起的极限环的幅值、频率的变化尽可能小的效果,即实行系统在不确定性影响下尽可能好的稳定性。鲁棒极限环控制器设计的结果给出运载器姿态稳定控制器形式和参数范围,进而联合多目标进化优化算法,可实现对控制器参数的优化选取。文中通过仿真计算验证了系统的动态、稳态性能和控制器的鲁棒性。

1 运载器姿态运动数学模型

采用工程上常用的基于扰动弹道的姿态控制建模方法^[5],将箭体姿态运动分解为俯仰、偏航和滚动三个通道的运动。其中:俯仰通道的数学模型可表示为:

$$\begin{cases} \ddot{\theta} + a_1 \dot{\theta} + a_2 \alpha + a_1' \dot{\alpha} + a_3 K_\theta F_\theta = M_z \\ \dot{\theta} - a_4 \alpha - a_5 \theta = F_y \\ \theta = \theta + \alpha \end{cases} \quad (1)$$

偏航通道数学模型与俯仰通道类似;滚动通道数学模型为:

$$\ddot{\gamma} + c_1 \dot{\gamma} + c_2 K_\gamma F_\gamma = M_x \quad (2)$$

上述式(1)和式(2)中, $\vartheta, \alpha, \theta$ 和 γ 分别为俯仰角, 攻角, 弹道倾角和滚转角; F_ϑ 和 F_γ 分别为俯仰姿控发动机和滚动姿控发动机的推力; a_1 和 c_1 分别为俯仰和滚动通道的气动阻尼系数; a_1' 为攻角的时滞项系数; a_2 为稳定力矩系数; a_3 和 c_3 分别为俯仰和滚动通道的控制力矩系数; a_4 为动力系数; a_9 为重力系数; M_z 和 M_x 分别为俯仰和滚动通道的量化干扰力矩; F_y 为量化干扰力; K_ϑ 和 K_γ 分别表示俯仰和滚动通道姿控发动机的开关状态, 取 ± 1 或 0 。

运载姿态控制设计对象的模型不确定性主要包括刚体的模型不确定性、弹性振动的模型不确定性、组成姿控系统的各种仪器设备的模型不确定性。这些模型不确定性有模型中参数的不确定性, 也有未建模的动态不确定性。导致这些模型不确定性的原因很多, 如发动机燃烧的不稳定性、气动系数的随机特性、弹性振动模态的参数以及结构的不能准确预知性、元器件参数误差等因素。在后文中设计鲁棒极限环控制器的过程中, 采用在上述刚体姿态运动模型中引入乘性不确定性的方法处理模型不确定性, 其他类型的不确定性可以类似地进行推导。

由于三通道数学模型的实质较类似, 其控制器设计方法相同, 后文中仅对俯仰通道进行讨论。

2 鲁棒极限环姿态控制器设计

将俯仰通道姿态控制问题描述成如图 1 所示的传递函数形式, 其中 $C(s)$ 是需要设计的控制器, NL 是系统的非线性部分的描述函数, $G(s)$ 是系统的线性部分, 本文中认为 $G(s)$ 是在标称系统基础上引入乘性不确定性的实际系统, 即 $G(s) = G_{nom}(s)(1 + g(s))$ 。

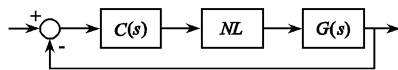


图 1 被控系统模型

Fig. 1 System of interest

分析式(1)可知, 系统中的非线性体现为控制器的开关特性, 即 K_ϑ 项, 其余部分为线性项, 这样系统具有非线性可分离的特性。根据式(1)可推导出无干扰作用时标称系统的传递函数 $G_{nom}(s)$ 。

$$G_{nom}(s) = \frac{-a_8 F_\vartheta}{s^2 + (a_1 + a_1' k_1) s + a_2 k_1} \quad (3)$$

$$\text{其中, } k_1 = \frac{s - a_9}{s + a_4 - a_9}.$$

2.1 发动机开关特性模型

在图 1 所示的系统中, 非线性部分 NL 是由发动机的开关特性造成的, 采用描述函数的方法对其建模, 是设计控制器的第一步。根据工程中使用的发动机的性能, 发动机状态在开机与关机之间转换需要的最小时间间隔为 $t_{off_min} \geq 100\text{ms}$, 可以将非线性的开关特性抽象为类似具有死区的三位继电器的特征, 根据文献[6], 给出 NL 的描述函数 $N(A, \omega)$ 。

$$|N(A, \omega)| = \frac{4}{\pi A} \sqrt{1 - \sin^2(\omega \frac{t_{off_time}}{2})} \quad (4)$$

$$\angle N(A, \omega) = -\omega \frac{t_{off_time}}{2} \quad (5)$$

2.2 控制器设计

根据描述函数的相关理论^[7], 在复平面内, $G_{nom}(j\omega)$ 的曲线和 $-1/N(A, \omega)$ 的交点表示未受控系统极限环的特性, 即如果交点为 (A_0, ω_0) , 则极限环对应的幅值与频率分别 A_0 和 ω_0 。定义系统的控制目标: 系统中的极限环具有的幅值与频率分别 A_d 和 ω_d , 即期望在 $C(s)$ 的控制作用下, 实现 $G_{nom}(j\omega)C(j\omega)$ 与 $-1/N(A, \omega)$ 的交点为 (A_d, ω_d) 。同时满足系统对稳定性和鲁棒性的要求。首先, 选择受控系统中线性部分传递函数的适当形式, 根据工程中常用的形式, 此处选择

$$G_{nom}(s)C(s) = T(s) = \frac{n_1 s + n_0}{s^3 + d_2 s^2 + d_1 s + d_0} \quad (6)$$

确定 $T(s)$ 的参数按三个步骤进行。

2.2.1 极限环特征约束

为了满足期望的极限环特征, $T(s)$ 在复平面上需要穿越特定的点。

$$T(j\omega) = p + qj \quad (7)$$

其中, p, q 满足式(8)中的条件。

$$-\frac{1}{N(A_d, \omega_d)} = p + qj \quad (8)$$

代入式(6)中的参数, 得

$$n_0 = p(d_0 - d_2 \omega_d^2) - q\omega_d(d_1 - \omega_d^2) \quad (9)$$

$$n_1 = p(d_1 - \omega_d^2) + \frac{q(d_0 - d_2 \omega_d^2)}{\omega_d} \quad (10)$$

2.2.2 稳定性约束

根据 Loeb 准则^[8], 当系统在点 (A, ω) 稳定时, 须满足下面的稳定性条件。

$$\left(\frac{\partial(\operatorname{Re}(T(j\omega)))}{\partial\omega} - \frac{\partial(\operatorname{Re}(-1/N(A,\omega)))}{\partial\omega} \right) \cdot \frac{\partial(\operatorname{Im}(-1/N(A,\omega)))}{\partial A} - \left(\frac{\partial(\operatorname{Im}(T(j\omega)))}{\partial\omega} - \frac{\partial(\operatorname{Im}(-1/N(A,\omega)))}{\partial\omega} \right) \cdot \frac{\partial(\operatorname{Re}(-1/N(A,\omega)))}{\partial A} \geq 0 \quad (11)$$

将 $T(s)$ 和 $-1/N(A,\omega)$ 的具体形式代入式 (11), 可得系统在期望的 (A_d, ω_d) 点稳定时对系统参数的约束条件为式 (12)。

$$\begin{aligned} & (K_4\omega_d^3q + (K_3K_4 - K_1K_2)\omega_d^4)(d_1 - \omega_d^2)^4 + \\ & (2K_2\omega_d^5p - K_4(4q\omega_d^5 - (2d_2\omega_d^2p + 2q\omega_d^3)\omega_d^2)) \cdot \\ & (d_1 - \omega_d^2)^3 + \\ & [K_2(-4p\omega_d^5d_2^2 + (2d_2^2p\omega_d^3 + 2qd_2\omega_d^4)\omega^2) - \\ & K_4(-5q\omega_d^5d_2^2 + (3qd_2^2\omega_d^3 - 2d_2p\omega_d^4)\omega_d^2) + \\ & 2(K_3K_1 - K_1K_2)d_2^2\omega_d^6](d_1 - \omega_d^2)^2 + \\ & (2K_2\omega_d^7pd_2^2 - K_4(4qd_2^2\omega_d^7 - (2d_2\omega_d^2p - 2\omega_d^3q)d_2^2\omega_d^4)) \cdot \\ & (d_1 - \omega_d^2) + \\ & [K_2((2d_2^2p\omega_d^3 + 2qd_2\omega_d^4)d_2^2\omega_d^4 - 4d_2^4\omega_d^7p) + \\ & (K_3K_4 - K_1K_2)d_2^4\omega_d^8 - \\ & K_4((3qd_2^2\omega_d^3 - 2d_2\omega_d^4p)d_2^2\omega_d^4 - 4qd_2^4\omega_d^7)] \geq 0 \end{aligned} \quad (12)$$

其中,

$$\begin{aligned} K_1 &= \left. \frac{\partial(\operatorname{Re}(-1/N(A,\omega)))}{\partial\omega} \right|_{A_d, \omega_d} \\ K_2 &= \left. \frac{\partial(\operatorname{Re}(-1/N(A,\omega)))}{\partial A} \right|_{A_d, \omega_d} \\ K_3 &= \left. \frac{\partial(\operatorname{Im}(-1/N(A,\omega)))}{\partial\omega} \right|_{A_d, \omega_d} \\ K_4 &= \left. \frac{\partial(\operatorname{Im}(-1/N(A,\omega)))}{\partial A} \right|_{A_d, \omega_d} \end{aligned} \quad (13)$$

2.2.3 鲁棒性

从系统的实用性出发, 要求形成的极限环对于系统模型的不确定性具有鲁棒性。当 $T(j\omega)$ 和 $-1/N(A,\omega)$ 在期望的 (A_d, ω_d) 点垂直相交时, 能够满足鲁棒性约束^[8]。写成如下的表达式。

$$\frac{\partial[\operatorname{Re}(T(j\omega))\cos\theta + \operatorname{Im}(T(j\omega))\sin\theta]}{\partial\omega} = 0 \quad (14)$$

其中, θ 为 $T(j\omega)$ 和 $-1/N(A,\omega)$ 在点 (A_d, ω_d) 初的夹角。经整理, 可得到鲁棒性约束条件为:

$$\begin{aligned} & \sin(q)(d_1 - \omega_d^2)^2 + \\ & (2\omega_d\sin(d_2)p - 2\omega_d^2\cos(p) - 2\omega_d^2\sin(q)) \\ & (d_1 - \omega_d^2) + \\ & 2\omega_d^2\cos(d_2^2)p + \omega_d^2\sin(q)d_2^2 - \\ & 2\cos(\omega_d^3)d_2q + 2\sin(d_2)\omega_d^3p = 0 \end{aligned} \quad (15)$$

至此, 根据式 (9)、(10)、(12)、(15) 中的约束条件, 可以实现对 $T(s)$ 中各个参数的确定。为了设计性能更优的系统, 同时降低对于经验的依赖, 下面引入多目标进化算法 NSGA-II^[9] 进行控制器参数的优化选取。

2.2.4 控制器参数优化

为控制系统的性能要求具有多目标的特质, 对其参数优化的问题可以描述为:

$$\left. \begin{aligned} & \min/\max f_m(X), \quad m = 1, 2, \dots, M \\ & \text{subject to } g_j(X) \geq 0, \quad j = 1, 2, \dots, J \\ & h_k(X) = 0, \quad k = 1, 2, \dots, K \\ & x_i^{(L)} \leq x_i \leq x_i^{(U)}, \quad i = 1, 2, \dots, n \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

其中, X 是一个包含 n 个决策变量的向量, $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ 。每个决策变量必须在其下边界 $x_i^{(L)}$ 和上边界 $x_i^{(U)}$ 之间。 $g_j(X)$ 和 $h_k(X)$ 称为约束函数。

采用多目标优化方法对上述控制器进行参数优化的重要环节是选择系统的性能指标。设计中采用的时域指标为阶跃响应输出绝对值偏差的积分:

$$S_c = \int_0^T |e(t)| dt \quad (17)$$

频域指标选择开环系统的高频幅值小于 -10dB:

$$\max \{20\log_{10}|T|\} < -10 \quad (18)$$

系统的约束条件已经在前面小节中给出, 即式 (9)、(10)、(12) 和式 (15)。

多目标优化问题的解通常是一个解集, 称为 Pareto 最优解, 基于这个概念, 采用带精英策略的非支配排序遗传算法 NSGA-II 求解控制系统优化问题, 具体流程为:

随机生成种群 P_0 , 规模为 N 。对种群进行非支配排序, 每个解的适应度就是它的非支配水平。进行双支联赛选择、交叉和变异, 生成子代种群 Q_0 。而后, 进入 NSGA-II 的主循环:

步骤 1 将父代种群 P_t 和子代种群 Q_t 结合成种群 R_t , 对其进行非支配排序确定 R_t 全部的非支配解前沿面 $F = (F_1, F_2, \dots)$ 。

步骤 2 建立新种群 $P_{t+1} = \Phi$, 设指针 $i = 1$ 。计算 F_i 的拥挤距离, 执行 $P_{t+1} = P_{t+1} \cup F_i$ 和 $i = i + 1$, 直至 $|P_{t+1}| + |F_i| \leq N$ 。

步骤 3 对 F_i 进行排序, 选择 F_i 中排序最好的 $N - |P_{t+1}|$ 个解, 得到新的 P_{t+1} 。

步骤 4 对种群 P_{t+1} 应用选择、交叉和变异算子得到子代种群。

3 仿真结果

参考某型运载器的参数, 通过标准弹道数据可以计算出俯仰通道数学模型中的系数。期望的极限环参数为 $A_d = 2.5$, $\omega_d = 3\text{rad/s}$ 。为了增强系统的低通特性, 可以选择 $d_0 = 0$, 这样, 由于存在等式约束, 对 $T(s)$ 参数进行优化时只需要设定参数 d_1 和 d_2 的范围即可, 设 d_1 、 d_2 的范围为 $(0.1, 12)$, 选取初始种群个体数目为 100, 经过 150 代的进化计算且兼顾时域、频域指标, 确定优化目标值为 $d_1 = 6.01$ 、 $d_2 = 2.95$, 由式(9)、(10)可以求得相应的 $n_0 = 17.65$ 、 $n_1 = 17.59$, 这样, 就得到了 $T(s)$, 根据式(6), 即可求出控制器 $C(s)$ 的表达式。系统的 bode 图如图 2 所示, 从图中可以看出, 开环系统满足式(18)中的要求, 将所设计的控制器应用于运载器起飞段的六自由度仿真程序之中, 且模型参数较标准弹道参数改变 30%, 仿真结果如图 3、图 4 所示, 图 3 是运载器俯仰角的变化情况, 图 4 是俯仰方向姿态控制发动机的开、关机情况, 可以看出, 所设计的控制器能够满足跟踪程序俯仰角变化的要求, 闭环系统稳定且具有一定的鲁棒性。

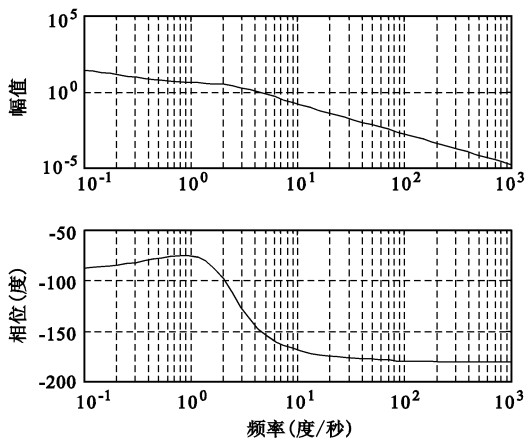


图 2 系统 bode 图

Fig. 2 Bode plot of the system

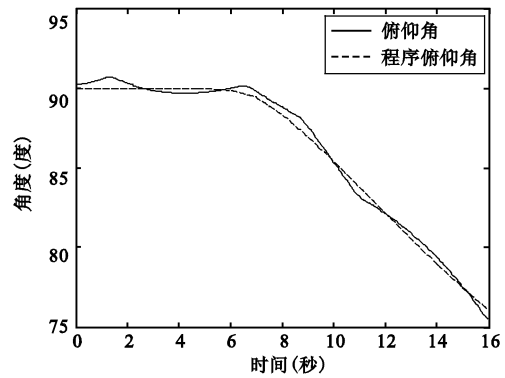


图 3 俯仰角变化曲线

Fig. 3 Pitch angle time history

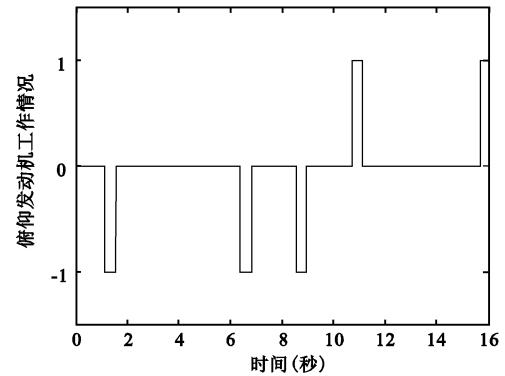


图 4 姿控发动机开关情况示意图

Fig. 4 Attitude engine working profile

4 结论

本文研究以侧向喷流直接力进行运载器姿态稳定控制时的控制器频域设计方法问题。从具有开关型姿控发动机的系统的可分离非线性特征和极限环特征入手, 通过描述函数法实现对姿控发动机开关特性的伪线性化, 设计鲁棒极限环控制器, 实现由系统不确定性引起的极限环的幅值、频率的变化尽可能小的效果, 通过应用极限环理论分析 Nyquist 曲线的几何特性, 给出系统稳定条件和鲁棒性条件, 从而界定出参数范围, 进一步通过应用已被证明具有较好性能的多目标进化优化算法 NSGA-II, 实现对控制器参数的优化选取, 为工程设计提供了更为可靠和有效的而易于计算机执行的方法, 降低了对于设计者经验的需求。仿真计算表明系统具有较好的动态、稳态性能, 控制器具有很强的鲁棒性。

参考文献:

[1] Lawrence Cooper. The strategy of responsive space: assured access

- to space revisited[C]. 1st Responsive Space Conference, Redondo Beach, CA, 2003, AIAA-LA Section/SSTC, 2003 – 1003.
- [2] Wayne Kevin Schroeder. Fuzzy logic autopilot synthesis for a nonlinearly behaved thruster controlled missile[D]. The University of Texas, Arlington, USA, 1999; 2 – 14.
- [3] Yong Seok Choi, Ho Chul Lee. Autopilot design for agile missile with aerodynamic fin and side thruster[C]. SICE Annual Conference, Fukui, 2003; 1476 – 1481.
- [4] Der-Ren Taur, Jeng-Shing Chern. Optimal side jet control for vertically cold launched tactical missiles[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Denver, CO, 2000, AIAA – 2000 – 4164.
- [5] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1996; 326 – 328. [CHEN Shi-nian. Control System Design[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1996; 326 – 328 (in Chinese).]
- [6] Neusa Maria Franco de Oliveira. Attitude controller design for a system using actuators with switching-time restrictions and delays [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Denver, CO, 2000, AIAA – 2000 – 3967.
- [7] Neusa Oliveira, Karl Kienitz. A Describing function approach to limit cycle controller design[C]// Proceeding of the 2006 American Control Conference, Minneapolis, Minnesota, USA, 2006; 1511 – 1516.
- [8] Tierno J E. Describing function analysis in the presence of uncertainty[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(5): 956 – 961.
- [9] Kalyanmoy Deb, Amrit Pratap. A fast multiobjective genetic algorithms; NSGA-II[J]. IEEE Transaction on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182 – 197.
- 作者简介: 孙平(1980 –), 女, 博士生, 研究方向为航天器动力学与控制。
通信地址: 湖南长沙国防科技大学航天与材料工程学院学员六队 06 级(410073)
电话: (0731)4573186
E-mail: sp_9046@163.com

Research on Attitude Stabilization Problem for Control System with Lateral Jet

SUN Ping, LIU Kun

(Institute of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Launch vehicles with lateral thrust have the merits of low cost and higher available load. This paper studied attitude stabilization problem for launch vehicles with on-off actuators. At first, the characteristics and the main control problem for the system were analyzed, and the control model was established. Then the nonlinear element was quasi-linearized via a Describing Function (DF) approach and the design of robust limit cycle controller was realized by shaping the loop in the Nyquist plot. After that, a multi-objective optimization problem involving time-domain and frequency-domain objectives was presented. The solutions were found using the elitist non-dominated GA (NSGA-II). The simulation results show that the closed loop system attains high dynamic performance and steady state performance and the controller has excellent robustness performance.

Key words: Describing function; Robust limit cycle; Multi-objective optimization; Attitude stabilization