

一种新型双向摇摆发动机伺服系统的设计与实现

孔 静 陈新华
(装备指挥技术学院)

摘要 介绍一种新的航天器变轨发动机双向摇摆控制方案, 并进行电动伺服系统的动态分析和设计。结果表明, 采用框架式结构控制发动机摇摆的方案是可行的, 电动伺服系统具有良好的动态特性和定位精度。

关键词 双向摇摆发动机 伺服系统 系统设计

1 引言

目前, 我国运载火箭三级主发动机是在两台电液伺服系统的共同作用下, 通过作动器实现发动机双向摆动, 美国 Peacekeeper 弹道导弹第四级为实现弹道平移机动也采用摇摆推力室, 这些都是改变推力的方向, 使发动机的推力在其主轴的垂直方向产生侧向分力, 形成控制力和控制力矩, 实现航天器轨道改变。

此外, 提供发动机摇摆采用的液压伺服机构, 关键部件电液伺服阀性能要求高、加工调试周期长、成本高, 伺服阀对油液中的污染物比较敏感, 提供相同功率需要伺服机构的质量大, 这些因素都制约液压伺服机构在航天器上的应用。

为解决发动机综合摆角小的问题, 提出框架式结构的发动机双向摇摆的方案。由于电动伺服机构在中小功率(几千瓦特别是几百瓦以下)的场合, 成本相对较低, 维护使用方便, 可靠性高, 动态和静态特性可以做得较好, 在中小功率使用中逐渐显示出它的优势^[1], 故采用电动伺服系统进行发动机摆动控制。这类电动伺服机构还可用于多弹头分导级上, 具

有重要的军事和经济价值。

2 实现发动机双向摇摆的框架式结构形式及控制原理

2.1 实现发动机双向摇摆的框架式结构

双向摇摆发动机的框架式结构类似于陀螺仪, 将两台伺服系统分别安装在框架上和飞行器本体上, 其转动轴分别与发动机摇摆轴和框架轴相连接, 发动机通过轴承连接在框架上, 安装形式如图 1 所示, 电机 1 和电机 2 分别带动框架和发动机摆动, 假设轴向为 x 轴, 向上为 y 轴, z 轴垂直纸面向里。如果发动机和框架都处于零位时, 推力矢量(即推力中心线)与 z 轴重合, 那么, 电机带动框架和发动机绕 x 、 y 轴摆角分别为 α 、 β , 则发动机的推力矢量 oz 相对于 z 轴的合成摆角为 γ

$$\gamma=f(\alpha,\beta) \quad (1)$$

这样就可实现发动机在空间任意方向上的摇摆, 以控制发动机推力的方向。此外, 这种结构实现发动机和框架摆动所需的转动力矩小, 可降低对电动机功率的要求。

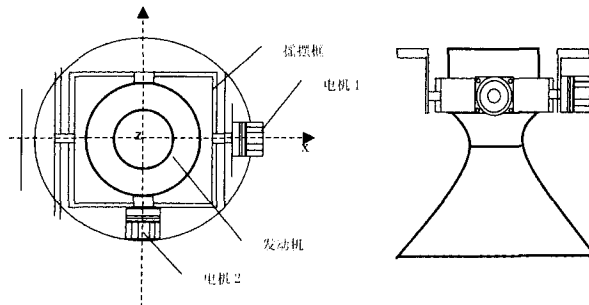


图 1 双向摇摆发动机与电动机连接示意图

2.2 实现发动机双向摇摆的框架式结构控制原理

驱动发动机双向摇摆的两台电机安装在相互垂直的方向上, 分别提供俯仰和偏航两个方向的转动

控制力矩, 两套伺服系统组成和原理相似, 主要由动力部分、反馈环节、控制器三大部分组成^[2], 其原理方框图如图 2 所示。

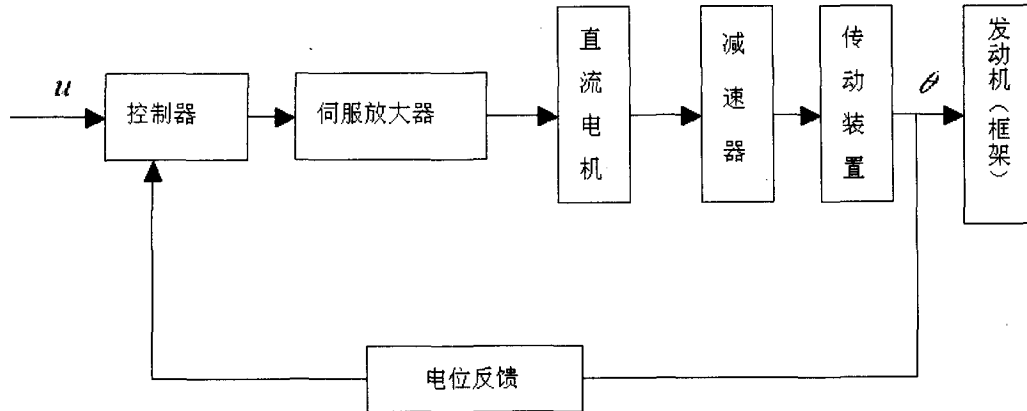


图 2 电动伺服系统原理方框图

来自控制系统计算机的模拟指令电压 u , 与输出轴相连的角度传感器输出的反馈电压相减产生误差信号, 经过控制算法得出输出量, 并进行放大。最后通过输出口送给电机驱动器, 产生电机的驱动电流。电机按控制量的大小和极性转动, 并通过减速器使输出轴产生相应的力矩和速度。发动机或框架通过输出连接机构与伺服系统相连, 发动机或框架的摆动使角度传感器产生反馈电压的变化, 使误差信号

减小, 从而形成位置负反馈, 实现, 发动机(框架)按照指令规定的运动特性摆动, 即达到发动机(框架)摆动跟踪指令变化之目的。

3 伺服系统动态分析与设计

3.1 伺服系统动态特性分析

根据电动机系统结构^{[3][4]}以及图 2 所示的电动伺服系统的结构图, 得动态特性结构框图如图 3 所示。

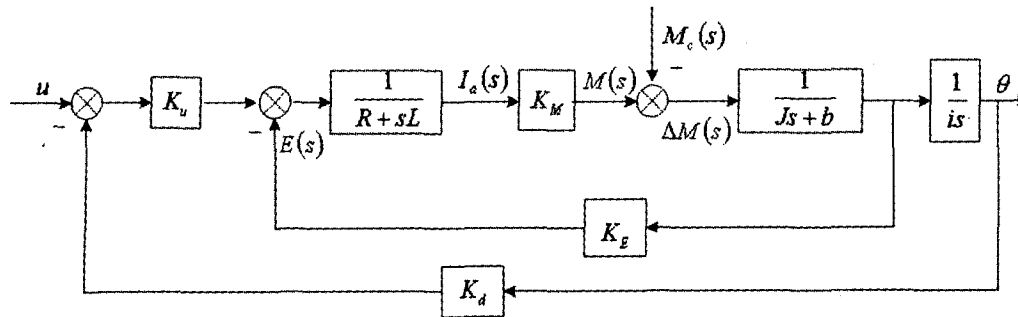


图 3 伺服系统动态结构图

图中, K_d 为电位器传递系数; K_u 为放大器增益; K_E 为电动机的反电动势系数; L 、 R 分别为电枢的电感和电阻; K_M 为电动机的转矩系数; J 为负载折算到伺服系统输出轴上的转动惯量; d 为负载轴的粘性摩擦系数; M_c 为干扰力矩。

在不考虑干扰力矩的情况下, 略去电枢电感 L , 该位置控制系统的开环传递函数为^[11]:

$$G(s) = \frac{K}{s(T_M s + 1)} \quad (2)$$

其中,

$$K = \frac{K_M K_d K_u}{i(Rb + K_M K_E)} \quad (3)$$

$$\text{机电时间常数: } T_M = \frac{RJ}{Rb + K_M K_E} \quad (4)$$

将式写成如下标准形式:

$$\Phi(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (5)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{K}{T_M}} \text{ 为自然频率(或无阻尼振荡频率)} \quad (6)$$

$$\zeta = \frac{1}{2\sqrt{T_M K}} \text{ 为阻尼比(或相对阻尼系数)} \quad (7)$$

由于导弹伺服系统希望事件响应产生超调要小 ($\leq 5\%$), 但同时又希望响应速度较快, 考虑采用过阻尼或临界阻尼的情况, 即 $\zeta \leq 1$ 。

设输入信号为单位阶跃函数, 令

$$T_1 = \frac{1}{\omega_n(\zeta - \sqrt{\zeta^2 - 1})}, T_2 = \frac{1}{\omega_n(\zeta + \sqrt{\zeta^2 - 1})} \quad (8)$$

过阻尼二阶系统的输出量拉式变换为:

$$C(s) = \frac{\omega_n^2}{s(s+1/T_1)(s+1/T_2)} \quad (9)$$

对上式取拉式变换得:

$$h(t) = 1 + \frac{e^{-t/T_1}}{T_2/T_1 - 1} + \frac{e^{-t/T_2}}{T_2/T_1 - 1} \quad (10)$$

对于临界阻尼单位阶跃响应:

$$h(t) = 1 - e^{-\omega_n t} (1 + \omega_n t) \quad t \geq 0 \quad (11)$$

由系统分析可知^[4], 临界阻尼二阶系统的调节时间:

$$t_s = 4.75T_1 \quad (12)$$

由式(6)可知, ω_n 越大, 响应速度越快, 要提高系统的响应时间必须提高前向通道放大器增益, 但系统自然频率的增加, 在系统存在高频噪声时, 可能引起系统共振。

对于改善二阶系统的性能通常有采用比例-微分控制和测速反馈两种方案, 前者对系统的自然频率和开环增益均无影响, 后者虽不影响自然频率, 但会降

低开环增益。在不改变系统自然频率的情况下, 要使系统的响应加快应使系统的机电时间常数尽量小。

3.2 伺服系统动态设计与实现

系统给定性能指标为: 负载轴最大摆角 $\delta_m = \pm 30^\circ$, 最大角速度 $\Omega_m = 150^\circ/s$, 最大角加速度 $\varepsilon_m = 13.1 \text{ rad/s}^2$, 根据给定的指标设计伺服系统^[3]。

设系统输出等效信号为

$$\delta_r(t) = \delta_m \sin \omega t \quad (13)$$

$$\dot{\delta}_r(t) = \delta_m \omega \cos \omega t \quad (14)$$

$$\ddot{\delta}_r(t) = -\delta_m \omega^2 \sin \omega t \quad (15)$$

由 $\Omega_m = \delta_m \omega, \varepsilon_m = \delta_m \omega^2$ 可得 $\omega = 5 (t/s)$ 。

考虑框架和只考虑发动机时负载转动惯量分别为 $J_{L1} = 4.3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, J_{L2} = 3.8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

负载惯性转矩最大值为 $M_{Lm} = J_L \ddot{\delta}_{r \max} = 56.33 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

$$\text{由 } P_M \approx (1.5 \sim 2.5) \frac{M_{Lm} \cdot \Omega_m}{1020 \eta} \quad (16)$$

选取电机功率在 $0.2409 \sim 0.4014 \text{ kW}$ 范围内。

选取型号为 130SZ01 的直流伺服电机, 该电机的空载转速为 $\Omega = 1500 \text{ r/min}$ 。

得减速器的减速比:

$$i \leq \frac{\Omega}{\Omega_m} = 60 \quad (17)$$

3.3 仿真与结果分析

根据 2.1 节的分析结果及图 3 的结构图, 加入控制器及速度反馈, 得某伺服系统动态结构图如图 4 所示。

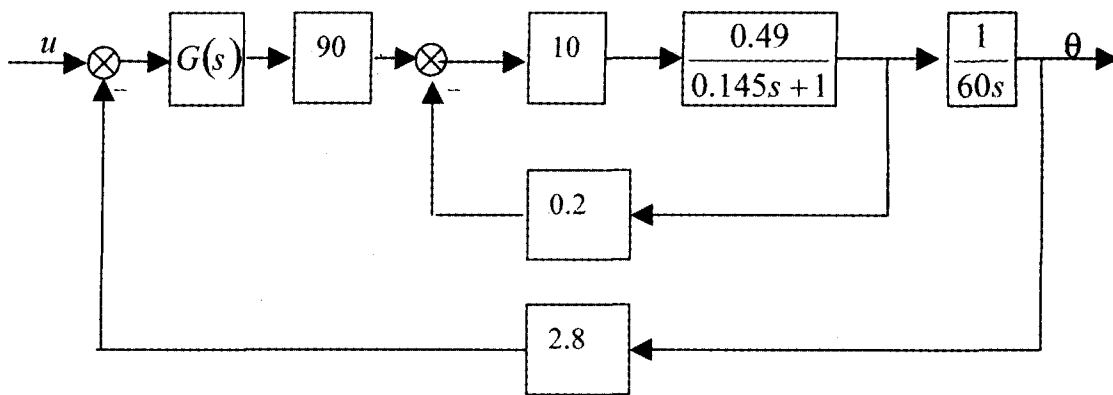


图 4 某伺服系统动态结构图

$G(s)$ 为位置环校正函数, 为使系统达到相应的性能指标要求, 设计控制器为超前网络:

$$G(s) = \frac{48.78s + 1}{0.01s + 1} \quad (18)$$

得系统的开环传递函数的波特图如图 5 所示, 该系统的幅值裕度 $G_m = 14.4 \text{ dB}$, 相位裕度 $P_m = 51.8^\circ$, 具有良好的稳定性和动态性能。

系统的单位阶跃响应如图 6 所示, 由图可得系

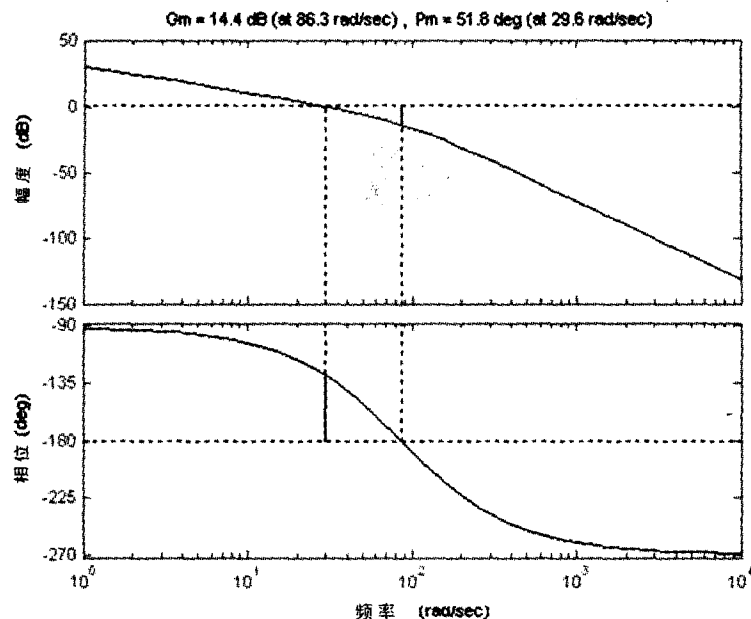


图 5 开环传递函数波特图

统超调量小,调节时间 $t_s=0.23s$,响应速度快。

当系统输入为等效正弦时^[9],稳态后系统的跟踪误差也为同频率的正弦信号,即

$$e(t)=E_m \sin \omega t \quad (19)$$

式中 E_m 为误差最大值。系统的正弦跟踪如图 7 所示,系统的最大误差为 $1.8'$ 。

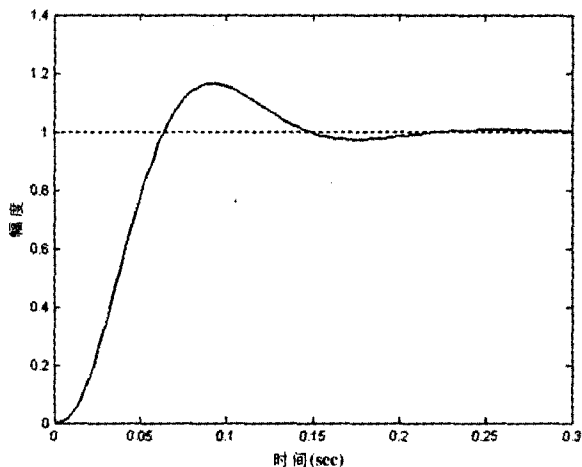


图 6 单位阶跃响应

4 结论

(1) 采用框架式的结构实现发动机的双向摇摆的方案是可行的,而且由于主推力发动机的推力方向能够改变,用于导弹的分导级,可以避免为平衡质心偏移干扰而关闭一部分发动机,能够使分导级始终保持比较大的飞行速度,提高分导级的突防和机

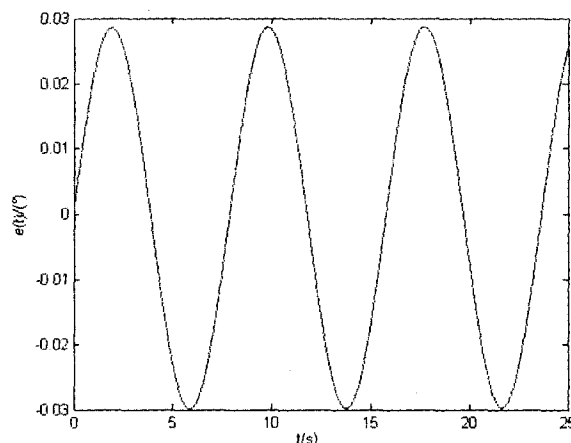


图 7 等效正弦跟踪误差

动力能力。

(2) 使用直流伺服电机驱动发动机和框架摆动,充分发挥电动伺服系统的优势,结构简单,可靠性高,使用维护方便。

(3) 直流伺服电动系统通过校正,具有良好的动态特性和稳态性能。

(4) 介绍的电动伺服系统可用于航空、航海等工业过程中,具有广泛的发展前景。◇

参考文献

[1]胡寿松.自动控制原理[M].北京:科学出版社,2002:204-214

(下转第 55 页)

度。频率漂移率的正、负决定加速度的正、负。

4 时差调整

综上所述,时统站本地时钟给出的时刻与参考(标准)时间信号间的时差不可能保持不变,随着时间的推移,时差会越来越来大。当时差超过要求的同步范围时,需要对本地钟的时差进行调整,调整方法如下:

一种是频率阶跃,也就是对时钟频标的振荡频率进行调整。如果频标的漂移率较大,以实施频率阶跃较为合适。

另一种是时刻阶跃,也就是对时钟给出的时刻进行调整。如果频标的漂移率较小以实施频率时刻阶跃较为合适。

一般来说,对石英钟宜采用频率阶跃,而对原子钟采用时刻阶跃。

如果时统站在第一次定时操作持续一段时间后再进行一次定时操作,则可消除由于准确度、漂移率(老化率)等在两次定时操作之间累积的时差。

为了减少频标频率准确度对时差的影响,时统站应经常对频标频率准确度进行测量和调整,使其尽量接近标称值。◇

参考文献

- [1]童宝润.时间统一技术.国防工业出版社.2003.9.
- [2]《计量测试技术手册》编委会.《计量测试技术手册》时间频率.中国计量出版社.1996.10.

(上接第 18 页)

- [2]祁大勇.一种基于单片机控制的导弹舵机伺服系统的建模与仿真[J].测试技术学报,1996(10):282-286
- [3]黄忠霖.控制系统 MATLAB 计算及仿真[M].北京:国防工业出版社,

2004:159-162.

- [4]朱中惠.推力矢量控制伺服系统[M].北京:宇航出版社,1995:457-475
- [5]刘 胜.PWM BDCM 高精度伺服系统设计与实现[J].哈尔滨工程大

(上接第 35 页)

部件的设计、实现,只需要简单地复用这种显示模式即可。这样,不仅能提高开发工作效率,节省大量时间和资源,而且该部分软件代码的可靠性得到保障,不再需要进行更多显示部件的测试工作。该技术已

在卫星工程 C³I 系统中得到了成功应用。◇

参考文献

- [1]Jeff Prosize.MFC Windows 程序设计,清华大学出版社,2001
- [2]载人航天发射场,中国酒泉卫星发射中心,2003

(上接第 46 页)

计算,而且提高了数据处理精度,为后续的任务提供了有效的数据处理途径。此方法不仅可运用在外弹道事后数据处理中,同样可以用到准实时的外弹道参数的优化估计计算。◇

参考文献

- [1]唐 纪等.组合预测方法评述.预测,1999.2
- [2]王正明等.弹道跟踪数据的校准与评估.长沙:国防科技大学出版社,1999.3