

交会对接绕飞段改进的双脉冲控制方法研究

辛优美^{1,2} 解永春¹

(1 北京控制工程研究所 2 空间智能控制技术国家级重点实验室)

摘要 在绕飞段双脉冲控制策略研究的基础上,为解决控制精度等方面存在的的问题,设计提出了基于终端状态的中间修正脉冲策略,仿真表明改进结果综合了能量消耗及被动安全性等性能指标,适用于工程实际应用。

关键词 交会对接 绕飞 C-W 方程 双脉冲控制

1 引言

文献[3]借助 MATLAB 数学仿真随机寻优,在燃料消耗约束的基础上增加轨迹被动安全性、任务恢复执行能力和初始状态偏差作为约束条件和优化目标,先得到满足各单一约束条件的控制时间 τ 的范围,实际设计时再根据具体任务要求,采取综合折中逐层缩小的方式,获得结论当绕飞时间 τ 在 (300,528)(S)范围内取值时能较好地满足燃料消耗、轨迹的被动安全性、任务的恢复执行能力及初始状态偏差下的轨迹被动安全性等约束需求。但由于双脉冲控制属于开环控制,因此当考虑工程实际初始状态偏差因素影响时,存在以下几个问题:

(1) 由于初始状态偏差的影响,实际绕飞轨迹在理论选取的 t_f 时刻并未到达理想 $+R\text{-bar}$ 上的终端位置 $[0 \ Y_f]^T$,如仿真图 1,由于一般的交会对接任务都要求在进入安全区内的最后平移和靠拢前在距安全区边界一定距离的停泊点作一定时间的停留,以等待合适的对接时机^[2],因此要求绕飞段的终端条件应进入 $+R\text{-bar}$ 对接轴上停泊点,这说明文献[3]给出的双脉冲控制未完成控制任务;

(2) 如在 t_f 时刻作用按理想终端状态 $[0 \ Y_f \ 0 \ 0]^T$ 计算得到的 Δv_2 , 则不能使追踪器与目标器的相对速度为零,即未完成绕飞任务;

如上两个问题的出现正暴露了双脉冲控制作为开环控制的缺点,为解决这些问题,以完成绕飞段的控制任务,从而保证下一交会段的启动,需要对双脉冲控制策略进行修正,本文将给出改进的绕飞段双脉冲控制策略:基于终端状态的中间修正控制,目的在于给出更加工程化的绕飞段控制策略。

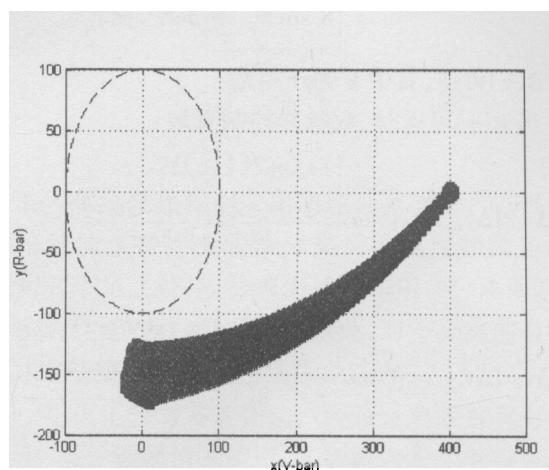


图 1 $\tau \in [300, 528](s)$ 双脉冲控制下绕飞段轨迹

2 双脉冲控制

基于 C-W 方程^[1],可以推导得到轨道平面内固定转移时间 τ 的双脉冲控制绕飞段的相对运动方程^[2]:

$$\begin{cases} \rho(t) = A(\tau)\rho(t_0) + B(\tau)[\dot{\rho}(t_0) + \Delta v(t_0)] & (1-a) \\ \dot{\rho}(t) = C(\tau)\rho(t_0) + D(\tau)[\dot{\rho}(t_0) + \Delta v(t_0)] & (1-b) \end{cases}$$

$$A(\tau) = \begin{bmatrix} 1 & 6(\omega\tau - s) \\ 0 & 4 - 3c \end{bmatrix}$$

$$B(\tau) = \begin{bmatrix} (4s/\omega) - 3\tau & 2/\omega(1-c) \\ -2/\omega(1-c) & s/\omega \end{bmatrix}$$

$$C(\tau) = \begin{bmatrix} 0 & 6\omega(1-c) \\ 0 & 3\omega s \end{bmatrix}$$

$$D(\tau) = \begin{bmatrix} 4c - 3 & 2s \\ -2s & c \end{bmatrix}$$

其中, $s = \sin(\omega\tau)$, $c = \cos(\omega\tau)$, $\tau = t - t_0$, 下同。

轨道平面内固定绕飞时间 τ 的双脉冲控制可以

描述为:在已知初始位置、速度 $[\rho(t_0) \dot{\rho}(t_0)]^T = [X_0 \ 000]^T$ 下,寻求控制脉冲 $\Delta v_1, \Delta v_2$ 分别作用于初始时刻和终止时刻,使得在给定时间 $\tau = t_f - t_0$ 内,相对位置、速度达到 $[\rho(t_f) \dot{\rho}(t_f)]^T = [0 \ Y_f \ 00]^T$,假设任务给定 $X_0 = 400\text{m}$, $Y_f = -150\text{m}$ 。下面求取固定绕飞时间 τ 的双脉冲控制 $\Delta v_1 = \Delta v(t_0), \Delta v_2 = \Delta v(t_f)$:

由式(1-a)、(1-b)得:

$$\begin{cases} \rho(t_f) = A(\tau)\rho(t_0) + B(\tau)[\dot{\rho}(t_0) + \Delta v_1] \\ \dot{\rho}(t_f) - \Delta v_2 = C(\tau)\rho(t_0) + D(\tau)[\dot{\rho}(t_0) + \Delta v_1] \end{cases}$$

$$8(1-c) \neq 3\omega\tau s \text{ 即 } \begin{cases} \tau \neq \frac{2k\pi}{\omega} \\ 8 \sin \frac{\omega\tau}{2} \neq 3\omega\tau \cos \frac{\omega\tau}{2} \end{cases} \text{ 时}$$

$B(\tau)$ 可逆,其中 k 为正整数;

当 $B(\tau)$ 可逆时,双脉冲控制有解:

$$\Delta v_1 = [\Delta v_{x1}, \Delta v_{y1}]^T = \omega \frac{\begin{bmatrix} -sX_0 + 2(1-c)Y_f \\ -2(1-c)X_0 - (4s-3\omega\tau)Y_f \end{bmatrix}}{8(1-c) - 3\omega\tau s} \quad (2-a)$$

$$\Delta v_2 = [\Delta v_{x2}, \Delta v_{y2}]^T = \omega \frac{\begin{bmatrix} sX_0 + (14(1-c) - 6\omega\tau s)Y_f \\ -2(1-c)X_0 + (4s-3\omega\tau)Y_f \end{bmatrix}}{8(1-c) - 3\omega\tau s} \quad (2-b)$$

3 基于终端状态的中间修正控制

为克服双脉冲控制作为开环控制缺乏信息反馈导致的控制精度差等缺点,同时充分利用测量信息资源,以更好地发挥双脉冲控制的优势,宜选择半开半闭的控制方式,即在绕飞过程中利用追踪器测量装置实时监测相对运动轨迹的状态信息。假设 t_m ($0 \leq t_m \leq t_f$)为监测到不能正常交会的时刻,该时刻的状态为 $[\rho_m \ \dot{\rho}_m]^T$,进一步假设修正脉冲时刻为 t_p ($t_m \leq t_p \leq t_f$),利用此刻实际轨迹状态 $[x_p \ y_p \ \dot{x}_p \ \dot{y}_p]^T$ 作为初值,基于控制终端状态 $[0 \ Y_f \ 0 \ 0]^T$ 重新双脉冲制导,由双脉冲控制原理得:

$$\Delta v_p = [\Delta v_{xp}, \Delta v_{yp}]^T = \omega \frac{\begin{bmatrix} s(-x_p - 6(\omega\tau' - s)y_p) + 2(1-c)(-Y_f + (4-3c)y_p) \\ 2(1-c)(-x_p - 6(\omega\tau' - s)y_p) - (4s-3\omega\tau')(-Y_f + (4-3c)y_p) \end{bmatrix}}{8(1-c) - 3\omega\tau' s} \quad (3-a)$$

$$\Delta v'_2 = [\Delta v'_{x2}, \Delta v'_{y2}]^T = \omega \frac{\begin{bmatrix} s(x_p + 6(\omega\tau' - s)y_p) + (14(1-c) - 6\omega\tau' s)(Y_f + (4-3c)y_p) \\ -2(1-c)(x_p + 6(\omega\tau' - s)y_p) + (4s-3\omega\tau' s)(-Y_f + (4-3c)y_p) \end{bmatrix}}{8(1-c) - 3\omega\tau' s} \quad (3-b)$$

其中 $\tau'_p = t_{pr} - t_p$ 为中间机动 Δv_p 后绕飞的控制时间, t_{pr} 为改进后的绕飞终端时刻。

4 参数优化

由前面分析易知,施加修正脉冲后轨迹的能量消耗将由修正脉冲作用后的绕飞时间 τ'_p 唯一确定,而在事先确定总绕飞时间 $\tau = t_f - t_0$ 固定的前提下,则有 $\tau'_p = t_f - t_p$ 即 $t_{pr} = t_f$,因而能耗将由修正脉冲的作用时刻唯一确定,为使能耗最省,则可将修正脉冲的作用时刻 t_p 作为优化参数,定义能耗性能指标:

$$J = \min(|\Delta v_p| + |\Delta v'_2|) \quad (4)$$

利用计算机寻优,仿真算例:

初态偏差取:

$$\Delta x_0 \in [-5, 5](\text{m}), \Delta y_0 \in [-5, 5](\text{m}),$$

$$\Delta \dot{x}_0 \in [-0.05, 0.05](\text{m/s})$$

$$\Delta \dot{y}_0 \in [-0.05, 0.05](\text{m/s})$$

优化结果如表 1:

仿真结果表明,根据总绕飞时间 τ 的不同取值,当 τ 大于一定值时,能量最省时刻发生在 $t_p = 0$;当 τ 小于此值时,能量最省时刻发生在中间某时间段。同时仍以安全绕飞轨迹的判定条件作为筛选条件借助 MATLAB 仿真^[3],结果表明如上给出的改进的双脉冲控制并未破坏原双脉冲控制下的轨迹被动安全性。

表 1

τ (s)	300	350	400	450	500	528
t_p (s)	152~157	173~179	188~198	0	0	0
$\Delta v = \Delta v_p + \Delta v'_2 $ (m/s)	1.9619	1.7011	1.5065	1.3427	1.2037	1.1361

综上分析,可由任务需求首先选取合适的 τ 值,并结合上表设置使能量最省的 t_p 值作为中间修正脉冲施加时刻,按式(2)(3)计算所需 3 次脉冲 $\Delta v_1, \Delta v_p$,

(下转第 35 页)

5 地面试验验证

为了验证上述分析结果的正确性,在地面进行了模拟试验^[4]。如图 7 所示,将两个舱段的组合体用长绳索吊起,这样一方面保证了舱体分离后的自由状态,另一方面,足够长的绳索减小了分离过程中摆动的影响^[5]。图中所示力 F 在两舱完全分离且摆动到最大角度时施加,这样,既模拟了舱体分离时的“失重”状态,又保证了舱体分离后不会再次相撞,避免损坏对接面处的设备。通过高速摄影测得了两舱分离速度,结果表明与分析值非常接近。由于测试设备的限制,没能测出分离后返回舱的角速度。

6 结论

仿真分析、地面试验以及“神舟”号飞船的多

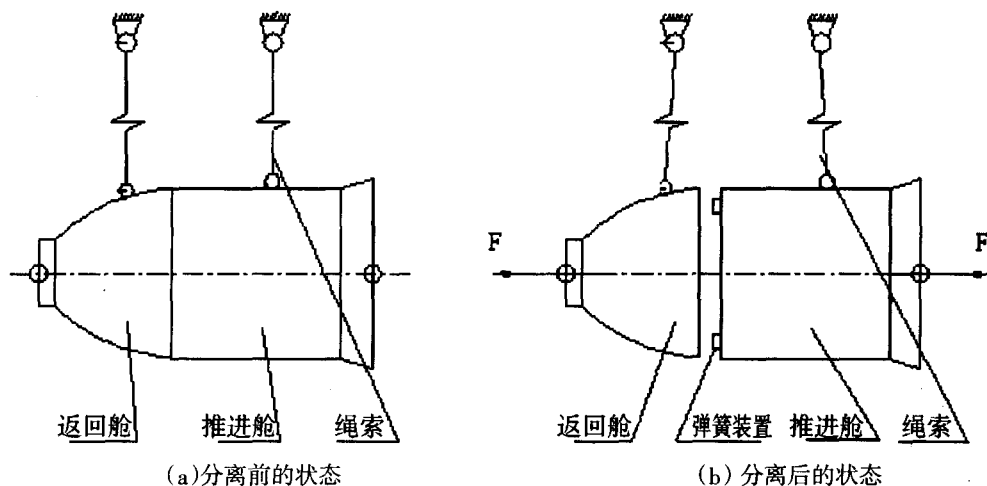


图 7 弹簧分离装置试验示意图

(上接第 30 页)

$\Delta v'_2$, 进行带中间修正脉冲的改进的双脉冲控制,即可获得满足引言中所提的绕飞段设计需求的控制策略,圆满完成设计任务。

5 结论

本文主要针对交会对接绕飞段双脉冲控制策略作为开环控制的缺点,给出了既能满足多种约束条件,同时还能满足绕飞任务对终端状态的精度要求的固定绕飞时间的双脉冲控制策略,仿真表明,这种

次飞行试验表明,返回舱—推进舱之间的弹簧分离装置性能稳定、可靠,满足了飞行试验的要求。文中给出的弹簧分离装置的设计、分析、试验方法,对今后类似航天器分离装置的设计具有重要的参考价值。◇

参考文献

- [1] 娄汉文,杨建中.“神舟”号飞船舱段之间连接、分离方案研究.空间飞行器总体技术学术交流会文集,2004.
- [2] 杨建中等.航天器用可解锁连接与分离装置.航天器工程,2003(1).
- [3] 杨建中,娄汉文,保证神舟飞船机构可靠性的若干设计措施,载人航天,2006(4).
- [4] 杨建中等.航天器舱段分离试验方案研究.卫星结构与机构技术学术研讨会论文集.2003.
- [5] 娄汉文等.空间对接机构.航空工业出版社,1992.

改进的基于终端状态的绕飞段双脉冲控制策略综合了能量消耗及被动安全性等性能指标,是适用于工程实际的优选绕飞段控制策略。◇

参考文献

- [1] 刘忠汉.自主对接控制方法的研究及其地面仿真试验.北京控制工程研究所博士论文,2001年5月.
- [2] W. Fehse. Rendezvous and Docking of Spacecraft, Cambridge University Press, ISBN:0521824523.
- [3] 辛优美.空间交会对接绕飞段控制方法研究.北京控制工程研究所硕士学位论文,2005年.