

航天器交会对接的模型预测与反演制导控制

谭天乐[†]

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)

摘要: 面向空间交会对接和停靠的任务需求, 将航天器相对制导控制系统视为离散时间控制系统. 利用系统状态转移模型外推预测相对运动状态偏差, 在每个控制周期中推力恒定的假设下, 根据轨控作用对系统状态的影响规律, 采用广义逆方法反演得到交会对接制导控制序列. 对时间约束下的基于空间相对运动状态转移预测与反演的相对制导控制律进行设计, 讨论该方法在实际应用中的一些特点. 预测与反演制导控制中的控制输出直接表示为轨控加速度, 更符合工程实际情况. 近圆轨道的交会对接仿真结果表明, 所提出的方法能够实现精度更高、更为柔顺平滑的交会对接, 在轨控速度增量和推力器输出上也具有更好的工程适用性.

关键词: 交会对接; 状态转移; 模型预测与反演控制; 多脉冲制导; 离散时间控制系统; 航天器

中图分类号: V448.234

文献标志码: A

Model predictive and inversive guidance and control for spacecraft rendezvous and docking

TAN Tian-le[†]

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China; 2. Shanghai Key Laboratory of Space Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: For mission requirements of space rendezvous and docking, the spacecraft relative guidance and control system is considered as a discrete-time control system. The deviation of relative motion state is predicted by using the model prediction method. Under the assumptions that thrusts are constant and limited in each control cycle, according to the influence of orbit control act on system states, the relative guidance control sequence is obtained by using the generalized inverse method. A relative guidance and control law based on spatial relative motion state transition prediction and inversion is designed. Some characteristics of this method in application are discussed. In predictive and inversive guidance control, the control output is directly expressed as orbit control acceleration, which is more in line with the actual situation of the practice. Simulation results show that the proposed method can achieve more higher accuracy, more smooth rendezvous and docking, and also has better engineering applicability in speed increment and thruster output.

Keywords: rendezvous and docking; state transition; model predictive and inversive control; multiple impulses guidance; discrete-time control system; spacecraft

0 引言

自1967年苏联第一次实现自动交会对接试验以来, 世界各国已经在轨实施了多次无人自主交会对接. 我国于2011年11月3日实现了无人交会对接试验, 于2017年9月12日成功实现了天舟一号与天宫二号的在轨无人自主交会对接.

在自主交会对接制导与控制上, 随着理论的深入研究和技术的不断发展, 先后提出了多种控制方法: 基于模糊集的智能控制^[1]逻辑简单, 控制器参数的设计和选择依赖专家先验知识, 对燃料消耗和控制精度

有较大影响; 直线控制^[2]适用于交会对接中的平移靠拢和最终对接, 通常燃料消耗较大; 兰伯特方法^[3-4]基于航天器的轨道根数进行设计, 适用于中远距离的交会制导, 需要较为精确的轨道参数; 自适应控制^[5-7]在受控对象参数的辨识估计基础上实现了控制器参数的自适应调节, 常用于模型及干扰中存在不确定性的系统; 滑模变结构控制^[8-10]通过模型切换可以较好地适应系统结构和参数的变化, 但需要合理构造切换函数以解决系统抖振的问题; 鲁棒控制^[11-12]对于模型的不确定性以及外部的干扰摄动具有较好的适应性;

收稿日期: 2017-10-08; 修回日期: 2018-01-19.

责任编辑: 吴淮宁.

作者简介: 谭天乐 (1973-), 男, 研究员, 博士, 从事空间制导、导航与控制以及空间智能控制等研究.

[†]通讯作者. E-mail: 18616017107@163.com.

最优控制^[13-14]针对系统状态和控制代价构造性能指标函数,需要通过寻优设计最优控制律;模型预测控制^[15-16]在偏差预估的基础上,根据任务需求构造不同的性能优化目标函数并求解,在滚动优化和反馈校正基础上实现系统的稳定控制;模拟退火^[17]、粒子群算法^[18]、遗传算法^[19]等可用于交会轨迹的制导寻优,但存在应用中的实时性问题;最为常见的近圆轨道上双/多脉冲C_W制导^[20-22]以及椭圆轨道上的类Hill脉冲制导^[23]在推力控制为零的假设下,利用相对运动方程的齐次解,基于制导精度和燃料消耗的寻优,得到进行交会对接的速度冲量序列,但冲量形式的控制输出在工程上因为推力有限难以实现。

本文在离散时间控制系统中,以多脉冲制导为基础,在航天器每个控制周期中轨控推力输出恒定的假设下,依据系统状态在控制作用下变化转移的规律,通过滚动规划将空间交会制导控制由单步预测与反演的模型预测广义逆全状态反馈控制^[24]推广到多步预测与反演,设计时间约束下基于空间相对运动状态转移的模型预测与反演制导控制律,并通过仿真实验验证所提出方法的有效性。

1 轨道相对运动离散时间系统

令参考航天器、伴随航天器分别绕地球作二体运动,忽略其他引力和摄动力.参考航天器自由飞行于近圆轨道上,伴随航天器受控飞行于参考航天器附近.两者的相对运动建立在参考航天器的第二轨道坐标系中.取系统状态为相对位置和速度 $\mathbf{X} = [x, y, z, v_x, v_y, v_z]^T$,以状态空间形式表示轨道上的相对运动动力学模型^[20],即

$$\dot{\mathbf{X}}(x) = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U}(t). \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega \\ 0 & -\omega^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega^2 & -2\omega & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T,$$

$\mathbf{U}(t) = [a_x(t), a_y(t), a_z(t)]^T$ 为轨道坐标系中伴随航天器的三轴轨控加速度. $\omega = \sqrt{\mu/a^3}$ 为参考航天器平均轨道角速度, μ 为地心引力常数, a 为参考航天器轨道半径. $\mathbf{U}(t)$ 为常值时,式(1)的解析解为

$$\mathbf{X}(t_f) = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{11}(t_f, t_0) & \mathbf{G}_{12}(t_f, t_0) \\ \mathbf{G}_{21}(t_f, t_0) & \mathbf{G}_{22}(t_f, t_0) \end{bmatrix} \mathbf{X}(t_0) + \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1(t_f, t_0) \\ \mathbf{H}_2(t_f, t_0) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}. \quad (2)$$

其中

$$\mathbf{G}_{11}(t_f, t_0) =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 6(\omega\tau - \sin(\omega\tau)) \\ 0 & \cos(\omega\tau) & 0 \\ 0 & 0 & 4 - 3\cos(\omega\tau) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}_{12}(t_f, t_0) =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{4}{\omega} \sin(\omega\tau) - 3\tau & 0 & \frac{2(1 - \cos(\omega\tau))}{\omega} \\ 0 & \frac{1}{\omega} \sin(\omega\tau) & 0 \\ \frac{2(\cos(\omega\tau) - 1)}{\omega} & 0 & \frac{1}{\omega} \sin(\omega\tau) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}_{21}(t_f, t_0) =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 6\omega(1 - \cos(\omega\tau)) \\ 0 & -\omega \sin(\omega\tau) & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega \sin(\omega\tau) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}_{22}(t_f, t_0) =$$

$$\begin{bmatrix} -3 + 4\cos(\omega\tau) & 0 & 2\sin(\omega\tau) \\ 0 & \cos(\omega\tau) & 0 \\ -2\sin(\omega\tau) & 0 & \cos(\omega\tau) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H}_1(t_f, t_0) =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{4(1 - \cos(\omega\tau))}{\omega^2} - \frac{3\tau^2}{2} & 0 & \frac{2(\omega\tau - \sin(\omega\tau))}{\omega^2} \\ 0 & \frac{1 - \cos(\omega\tau)}{\omega^2} & 0 \\ \frac{2(\sin(\omega\tau) - \omega\tau)}{\omega^2} & 0 & \frac{1 - \cos(\omega\tau)}{\omega^2} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H}_2(t_f, t_0) =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{4\sin(\omega\tau)}{\omega} - 3\tau & 0 & \frac{2(1 - \cos(\omega\tau))}{\omega} \\ 0 & \frac{\sin(\omega\tau)}{\omega} & 0 \\ \frac{2(\cos(\omega\tau) - 1)}{\omega} & 0 & \frac{\sin(\omega\tau)}{\omega} \end{bmatrix},$$

$\tau = t_f - t_0$ 为起始时刻 t_0 与终端时刻 t_f 之间的时间间隔. 式(2)简写为

$$\mathbf{X}(t_f) = \mathbf{G}(t_f, t_0)\mathbf{X}(t_0) + \mathbf{H}(t_f, t_0)\mathbf{U}(t_0). \quad (3)$$

对应制导控制系统采样控制周期为 T , 可以得到

轨道相对运动的离散形式动力学方程

$$\begin{aligned} \mathbf{X}((k+1)T) = & \\ \mathbf{G}((k+1)T, kT)\mathbf{X}(kT) + & \\ \mathbf{H}((k+1)T, kT)\mathbf{U}(kT), & \end{aligned} \quad (4)$$

简写为

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{G}(k+1, k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{H}(k+1, k)\mathbf{U}(k). \quad (5)$$

由状态转移矩阵的性质可得 $(k+1)T$ 时刻的系统状态为

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(k+1) = & \\ \mathbf{G}(k+1, 0)\mathbf{X}(0) + \mathbf{Q}(K+1, 0)\mathbf{U}_{k+1}(0) = & \\ \prod_{i=0}^k \mathbf{G}(i+1, i)\mathbf{X}(0) + & \\ \sum_{j=0}^k \left(\left(\prod_{i=j+1}^k \mathbf{G}(i+1, i) \right) \mathbf{H}(j+1, j)\mathbf{U}(j) \right), & \end{aligned} \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{G}(K+1, 0) = \prod_{i=0}^k \mathbf{G}(i+1, i). \quad (7)$$

这里 $\mathbf{G}(k+1, 0)$ 为基于初始状态 $\mathbf{X}(0)$ 对 $(k+1)T$ 时刻状态进行零输入估计的状态转移矩阵.

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}(k+1, 0) = & \\ [\mathbf{H}(k+1, k) \vdots \mathbf{G}(k+1, k)\mathbf{H}(k, k-1) \vdots & \\ \mathbf{G}(k+1, k-1)\mathbf{H}(k-1, k-2) \vdots & \\ \vdots & \\ \mathbf{G}(k+1, 1)\mathbf{H}(1, 0)]. & \end{aligned} \quad (8)$$

其中: $\mathbf{Q}(k+1, 0)$ 为控制作用序列的输入矩阵, 也是判断状态可控的可控性矩阵.

$$\mathbf{U}_{k+1}(0) = \begin{bmatrix} \mathbf{U}(k) \\ \mathbf{U}(k-1) \\ \vdots \\ \mathbf{U}(0) \end{bmatrix}, \quad (9)$$

其中 $\mathbf{U}_{k+1}(0)$ 为控制作用序列.

2 状态转移预测与反演控制律设计

通常系统采样控制周期 T 可以使式(8)满足可控性条件, 求解 $\mathbf{Q}(k+1, 0)$ 的MP广义逆^[25]为 $\mathbf{Q}^-(k+1, 0)$. 对于期望的相对运动终端状态 $\mathbf{X}^*(k+1)$, 有式(6)的通解, 即

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_{k+1}(0) = & \\ \mathbf{Q}^-(k+1, 0)(\mathbf{X}^*(k+1) - \mathbf{G}(k+1, 0)\mathbf{X}(0)) + & \\ (\mathbf{E} - \mathbf{Q}^-(k+1, 0)\mathbf{Q}(k+1, 0))\mathbf{J}. & \end{aligned} \quad (10)$$

其中: \mathbf{E} 为 $(3 \times (k+1)) \times (3 \times (k+1))$ 单位阵, \mathbf{J} 为任意的 $(3 \times (k+1)) \times 1$ 向量. 取通解中的唯一最小二乘、最小范数解, 有

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_{k+1}(0) = \mathbf{Q}^-(k+1, 0)(\mathbf{X}^*(k+1) - & \\ \mathbf{G}(k+1, 0)\mathbf{X}(0)). & \end{aligned} \quad (11)$$

易知, 在控制序列 $\mathbf{U}_{k+1}(0)$ 作用下, 有

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{X}^*(k+1). \quad (12)$$

采用如下步骤进行制导控制:

- 1) 以当前采样时刻 t_0 、采样周期 T 及期望的制导结束时刻 t_f 确定制导控制节拍数 k ;
- 2 由 $\mathbf{G}(t_f, t_0)$ 计算状态转移矩阵 $\mathbf{G}(k+1, 0)$, 由式(8)计算控制作用序列的输入矩阵 $\mathbf{Q}(k+1, 0)$;
- 3) 计算状态转移反演的控制器 $\mathbf{Q}^-(k+1, 0)$;
- 4) 根据当前及期望的相对运动状态 $\mathbf{X}(0)$ 、 $\mathbf{X}^*(k+1)$, 由式(11)得到形如式(9)的控制序列 $\mathbf{U}_{k+1}(0)$ 并输出其中的 $\mathbf{U}(0)$;
- 5) 进入下一控制节拍, 返回步骤1)~步骤4), 计算下一控制周期的控制序列并输出其中的 $\mathbf{U}(0)$, 如此滚动规划, 直至制导过程结束.

以上即为状态转移的模型预测与反演(Model predictive and inversive, MPI)控制律. 控制系统的原理框图如图1所示.

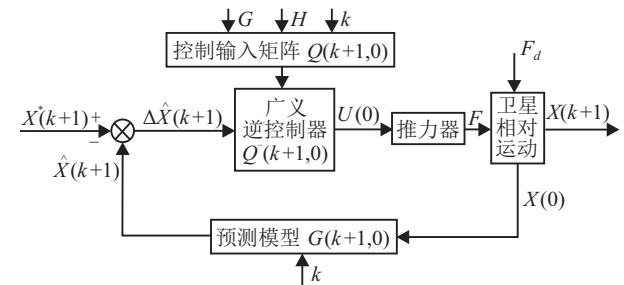


图1 控制系统

在目前及后续可预见的空间交会对接任务中, 参考航天器均不会在交会对接过程中作大幅、剧烈的轨道机动, 又因为 T 为常值, 所以可预先离线完成不同 k 值下 $\mathbf{Q}^-(k+1, 0)$ 的计算. 制导过程中通过查表取值代入计算可以大大降低实时计算量.

在MPI控制中, 如果不在每一步对制导路径进行重新规划并输出相应的 $\mathbf{U}(0)$, 而仅利用一次规划得到的控制序列作为整个制导控制过程的输出, 则会因为系统建模的误差导致交会对接制导结果产生较大误差.

文献[24]中的模型预测广义逆变换全状态反馈(MGF)制导律是MPI方法的一个特例. 每个控制节拍中, MGF制导将余下的交会对接制导过程作为“一

步”考虑,在轨控期间航天器推力为常值的假设下,进行“一步”反演. MPI制导则将余下的交会对接制导过程按控制周期 T 分为多步,通过“多步”反演得到一个轨控推力序列,因此MGF制导中的步长随时间变化,而MPI制导中的步数随时间变化. 由于步长的变化,MGF制导存在系统不可控的时刻. 通过选择合适的系统采样控制周期 T ,MPI制导可以始终满足可控性条件. 两种制导方法均在每个控制节拍进行重新计算和输出更新.

3 仿真校验

近圆轨道上两个航天器的初始轨道参数如表1所示.

表1 轨道参数

初始轨道参数	参考航天器	伴随航天器
a/km	17973.158	17973.125
e	0.001308	0.001306
$i/(\text{°})$	97.7359	97.7359
$\Omega/(\text{°})$	10.3704	10.3707
$\omega/(\text{°})$	91.0134	90.9241
$f/(\text{°})$	-42.9048	-42.7708

设置交会对接制导控制全过程时间为3600s,制导采样控制周期为 $T = 0.2\text{s}$,分别仿真MGF和MPI制导控制过程. 伴随航天器在3600s的交会对接制导控制完成后,在交会对接终端位置进行悬停保持.

仿真中选用某两型卫星的质量参数与外形尺寸,轨道动力学均采用未作简化的二体模型,考虑了地球扁率、日月引力、太阳光压及大气阻力等轨道摄动. 为检验和比较制导控制方法的效果,不考虑相对测量和导航环节的误差,所需轨控推力也假设可以理想输出.

相对位置和速度的仿真设置与结果如表2和表3所示. 设置伴随航天器从距离参考航天器 x 方向约14km处经过3600s的相对制导后与参考航天器交会,交会速度设置为0.

表2 相对位置(3600s) m

位置设定与制导结果	x	y	z
r_0	13993.5106	72.7306	49.3026
r_f^*	0.0000	0.0000	0.0000
$r_f(\text{MGF})$	7.2411	0.0231	-2.3054
$r_f(\text{MPI})$	0.0001	0.0000	-0.0001

由表2可知,第3600s时,伴随航天器在MPI制导下的交会位置误差为亚毫米级,而MGF制导下的交会位置误差达到数米.

表3 相对速度(3600s) m/s

速度设定与制导结果	v_x	v_y	v_z	· 合计
v_0	0.0160	-0.0146	-0.0174	/
v_f^*	0.0000	0.0000	0.0000	/
$v_f(\text{MGF})$	-1.0278	-0.0033	0.3274	1.3585
$v_f(\text{MPI})$	-0.0012	-0.0000	0.0009	0.0021

由表3可知,MGF制导的终端速度误差达到米级,而MPI制导的终端速度误差在毫米量级. 表3中分别对MGF及MPI制导作用下伴随航天器在制导结束时刻3个方向的残留相对速度进行了累加. 残留相对速度意味着在不考虑位置误差的情况下,交会时将出现的碰撞冲击速度.

由仿真结果可知,MGF制导后还需采用其他对接步骤(例如停泊、平移靠拢等)才能实现最终的交会对接.

由图3可知,在临近交会制导结束时,MGF制导控制下相对速度有较大跳变,航天器在制导末期需要较大的轨控推力,MPI制导控制下的相对速度较为平滑.

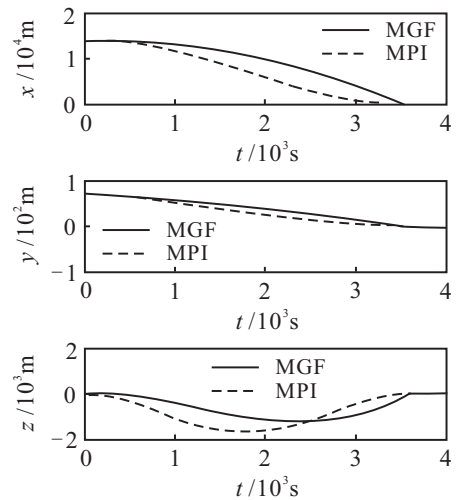


图2 相对位置

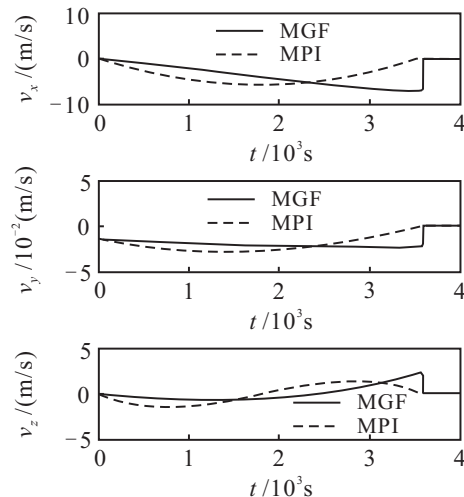


图3 相对速度

3 600 s 制导过程中的最大轨控加速度如表 4 所示, MPI 制导所需的最大轨控加速度远小于 MGF 方法, 在工程上可以更为容易地实现.

表 4 最大轨控加速度 m/s²

制导律	$a_{\max-x}$	$a_{\max-y}$	$a_{\max-z}$
MGF	12.7124	0.0406	4.0481
MPI	0.0133	0.0001	0.0098

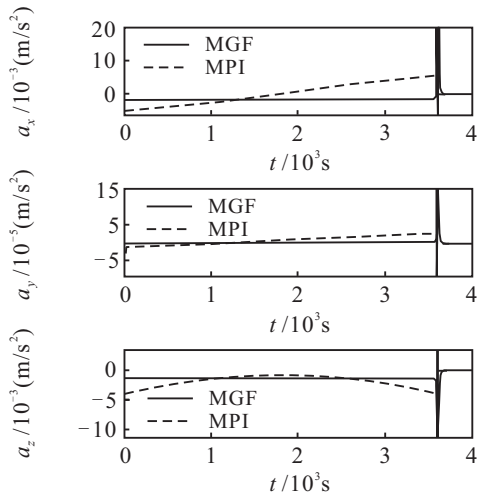


图 4 轨控加速度

各制导方法在 3 600 s 制导结束时的残余相对速度、沿第二轨道坐标系 3 轴方向所需的轨控速度总量及两者的总和如表 5 所示. 相对制导的所需轨控速度增量曲线如图 5 所示.

表 5 轨控速度增量 m/s

制导律	Δv_x	Δv_y	Δv_z	残余速度	速度总和
MGF	13.5624	0.0230	6.6804	1.3585	21.6243
MPI	10.4721	0.0386	6.6891	0.0021	17.2019

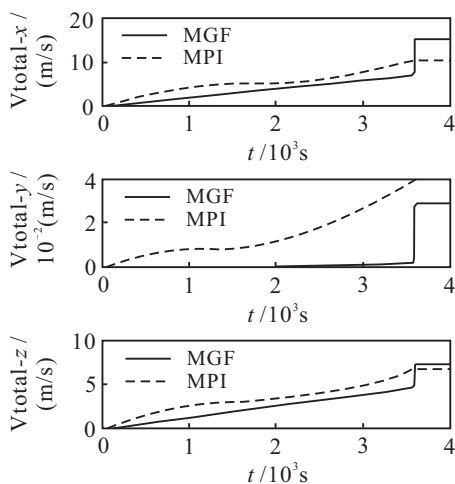


图 5 轨控速度增量

可见, MPI 方法能有效降低制导全过程所需的轨控速度增量. 利用椭圆轨道相对运动动力学系统解

析解^[24,26]同样可以实现椭圆轨道上交会对接的模型预测与反演制导控制, 控制效果及品质与近圆轨道类似, 这里不再赘述.

4 结 论

本文所述 MPI 制导控制是一种多脉冲小推力的相对制导控制方法, 不同于采用优化目标函数求解进行控制的常规预测方法, 该方法在离散时间控制系统中, 基于控制作用对系统状态的影响规律设计状态转移多步预测及反演设计控制器, 通过滚动规划和逐步逼近实现交会对接. 控制指令可以较为简单地转化为推力器的直接推力输出. 相较 MGF 方法, 制导结果更为精确、制导过程更为柔顺平滑、轨控推力需求更为合理且轨控速度增量更小.

MPI 制导控制中, 交会对接全过程的时间和控制序列的选择影响制导控制轨迹和推力器输出, 尤其是轨控速度增量等主要影响因素, 如何实时地对固定始末状态下的交会对接时间进行寻优值得进一步研究.

参考文献 (References)

- [1] Ortega G. Fuzzy logic techniques for rendezvous and docking of two geostationary satellites[J]. Telematics and Informatics, 1995, 12(3/4): 213-227.
- [2] Yamanaka K, Yokota K, Yamada K, et al. Guidance and navigation system design of R-bar approach for rendezvous and docking[C]. AIAA Int Communications Satellite Systems Conf and Exhibit. Yokohama: AIAA, 1998.
- [3] 朱仁璋, 蒙薇, 胡锡婷. 航天器交会中的 Lambert 问题[J]. 中国空间科学技术, 2006, 12(6): 49-55. (Zhu R Z, Meng W, Hu X T. Lambert's problem in spacecraft rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006, 12(6): 49-55.)
- [4] 谭丽芬, 闫野, 周英, 等. 航天器交会中的多圈 Lambert 问题研究[J]. 国防科技大学学报, 2010, 32(5): 12-16. (Tan L F, Yan Y, Zhou Y, et al. Research on multiple revolution Lambert problem in spacecraft rendezvous[J]. J of National University of Defense Technology, 2010, 32(5): 12-16.)
- [5] 王颖, 吴宏鑫. 基于椭圆轨道的空间交会停靠全系数自适应控制方法研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(5): 15-19. (Wang Y, Wu H X. Space rendezvous and berthing and study of the control method[J]. J of Astronautics, 2001, 22(5): 15-19.)
- [6] Liang S, Wei H. Robust adaptive control for spacecraft cooperative rendezvous and docking[C]. The 52nd IEEE Conf on Decision and Control. Florence: IEEE, 2013: 5516-5521.
- [7] Xia K W, Zhu B. Energy-efficient adaptive control for cooperative spacecraft rendezvous and docking[C]. Proc of the 36th Chinese Control Conf. Dalian: IEEE, 2017:

- 979-984.
- [8] 李九人, 李海阳, 唐国金. 对无控旋转目标逼近的自适应滑模控制[J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 815-822.
(Li J R, Li H Y, Tang G J. Adaptive sliding mode control for approach to uncontrolled rotating satellite[J]. J of Astronautics, 2011, 32(4): 815-822.)
- [9] Zhao L, Jia Y M, Matsuno F. Adaptive time-varying sliding mode control for autonomous spacecraft rendezvous[C]. 52nd IEEE Conf on Decision and Control. Florence: IEEE, 2013: 5504-5509.
- [10] 郭勇, 宋申民, 李学辉. 非合作交会对接的姿态和轨道耦合控制[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(5): 638-644.
(Guo Y, Song S M, Li X H. Attitude and orbit coupled control for non-cooperative rendezvous and docking[J]. Control Theory & Application, 2016, 33(5): 638-644.)
- [11] Xu R R, Ji H B, Ma Y K. The finite-time robust control for spacecraft rendezvous and docking[C]. Proc of the 33rd Chinese Control Conf. Nanjing: IEEE, 2014: 642-646.
- [12] 刘伟杰, 谌颖. 航天器椭圆轨道自主交会的鲁棒 H_∞ 控制[J]. 宇航学报, 2015, 36(2): 179-185.
(Liu W J, Chen Y. Robust H_∞ control for autonomous elliptic orbit rendezvous of spacecraft[J]. J of Astronautics, 2015, 36(2): 179-185.)
- [13] Gao X Y, Tan J L, Deng S T. Robust optimal control design for spacecraft orbit rendezvous[C]. Proc of the 34th Chinese Control Conf. Hangzhou: IEEE, 2015: 2485-2489.
- [14] 姬晓琴, 肖利红, 陈文辉. 基于T-H方程的多脉冲最优交会方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(7): 905-909.
(Ji X Q, Xiao L H, Chen W H. Optimal multi-impulse rendezvous based on T-H equations[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7): 905-909.)
- [15] Hartley E N. A tutorial on model predictive control for spacecraft Rendezvous[C]. 2015 European Control Conf. Linz: IEEE, 2015: 1355-1361.
- [16] Ravikumar L, Philip N K, Padhi R, et.al. Autonomous terminal maneuver of spacecrafts for rendezvous using model predictive control[C]. 2016 Indian Control Conf. Hyderabad: IEEE, 2016: 72-78.
- [17] 卢山, 陈统, 徐世杰. 基于自适应模拟退火遗传算法的最优 Lambert 转移[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1191-1195.
(Lu S, Chen T, Xu S J. Optimal Lambert transfer based on adaptive simulated annealing genetic algorithm[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1191-1195.)
- [18] 刘源, 叶潇, 郝勇, 等. 多脉冲异面交会对接转移轨道的优化[J]. 光学精密工程, 2017, 25(4): 987-998.
(Liu Y, Ye X, Hao Y, et.al. Optimization of transfer orbit for multiple-pulse noncoplanar rendezvous and docking[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(4): 987-998.)
- [19] Qian Y, Xu M, Zeng Z F. Optimal multiple-impulse time-fixed rendezvous using genetic algorithm[C]. 2010 2nd Int Conf on Information Engineering and Computer Science. Wuhan: IEEE, 2010: 1-4.
- [20] Wigbert F. Automated rendezvous and docking of spacecraft[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2003: 429-434.
- [21] 李晨光, 肖业伦. 多脉冲C_W交会的优化方法[J]. 宇航学报, 2006, 27(2): 172-176.
(Li C G, Xiao Y L. Optimization methods of multi-pulse C_W rendezvous[J]. J of Astronautics, 2006, 27(2): 172-176.)
- [22] 张柏楠. 航天器交会对接任务分析与设计[M]. 北京: 科学出版社, 2011: 110-111.
(Zhang B N. Analysis and design of spacecraft rendezvous and docking mission[M]. Beijing: Science Press, 2011:110-111.)
- [23] 涂良辉, 袁建平, 罗建军, 等. 多冲量近程交会最优化模型[J]. 中国空间科学技术, 2010, 30(2): 55-60.
(Tu L H, Yuan J P, Luo J J, et.al. Optimal multi-impulse close range rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2010, 30(2): 55-60.)
- [24] 谭天乐, 武海雷. 轨道交会、悬停与绕飞控制的解析解方法[J]. 宇航学报, 2016, 37(11): 1333-1341.
(Tan T L, Wu H L. Analytical solution method for orbit rendezvous, hovering and fly-around control [J]. J of Astronautics, 2016, 37(11): 1333-1341.)
- [25] 王松桂, 杨振海. 广义逆矩阵及其应用[M]. 北京: 北京工业大学出版社, 1996: 1-3.
(Wang S G, Yang Z H. Generalized inverse matrix and its applications[M]. Beijing: Beijing University of Technology Press, 1996: 1-3.)
- [26] Yamanaka K, Ankersen F. New state transition matrix for relative motion on an arbitrary elliptical orbit[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(2): 60-66.
- [27] Katsuhiko O. 离散时间控制系统[M]. 第2版. 北京: 电子工业出版社, 2014: 220-240.
(Katsuhiko O. Discrete time control systems[M]. 2nd ed. Beijing: Electronic Industry Press, 2014: 220-240.)
- [28] 席裕庚. 预测控制[M]. 第2版. 北京: 国防工业出版社, 2014: 5-9.
(Xi Y G. Predictive control[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 5-9.)
- [29] 李凯凯, 尚伟伟. 交会对接轨道控制的高精度平稳过渡过程设计[J]. 系统仿真学报, 2015, 27(11): 2784-2790.
(Li K K, Shang W W. High accuracy and stable transient process design of orbit control for space rendezvous and docking[J]. J of System Simulation, 2015, 27(11): 2784-2790.)

(责任编辑: 闫妍)