

交会对接平移靠拢段手控策略设计

张 波 蒋自成 周剑勇 唐国金

(国防科学技术大学航天与材料工程学院)

摘 要 以载人飞船与目标飞行器进行交会对接为背景,探讨了平移靠拢段的手动控制策略。载人飞船作为追踪飞行器,姿态控制采用自动控制的方式,而平移控制则以控制效能指标为依据,结合飞船轨道运动特性,采用手动控制的方式操纵飞船与目标飞行器对接,以此给出了轨道面内和垂直于轨道面方向的控制策略。仿真结果表明,使用平移手动控制策略,对接精度高、时间短、燃料消耗量少,可完成交会对接任务。

关键词 交会对接 平移靠拢段 手控 控制策略 仿真

分类号 V526 文献标识码 A 文章编号 1674-5825 (2010) 02-0021-05

1 引言

交会对接控制方式可归结为自动控制和手动控制两种方式。在平移靠拢段,两飞行器的相对距离已缩短至几百米,此时航天员可通过摄像机等测量设备获取飞行器相对运动状态,实时决策进行手动控制。这种控制方式是自动控制交会对接必要的备份,在自控系统出现故障或其他意外情况下可继续执行任务,保证对接的成功完成。

本文以载人飞船与目标飞行器的交会对接为背景,介绍了手控对接的系统组成与控制模式,分析了控制的效能指标,并通过仿真系统进行实验,在设定姿态为自动控制的情况下,探讨了平移控制的策略。

2 动力学模型

2.1 坐标系定义

(1)轨道坐标系^[2]

原点在目标飞行器的质心, y_o 轴由地心指向飞行器的质心, x_o 轴在轨道平面内与 y_o 轴垂直,指向飞行器前进的反方向, z_o 轴垂直于轨道平面,与 x_o 、 y_o 轴构成右手直角坐标系。其中飞船轨道坐标系表示为 $o_2x_{o2}y_{o2}z_{o2}$,目标器轨道坐标系表示为 $o_1x_{o1}y_{o1}z_{o1}$ (如图 1)。

(2)质心坐标系

原点在飞行器质心, x_m 轴沿其纵轴,指向头部, y_m 轴在其纵对称面,垂直于 x_m 轴,指向上, z_m 轴与 x_m 、 y_m 轴构成右手直角坐标系。追踪飞行器质心坐标系表示为 $o_2x_{m2}y_{m2}z_{m2}$,目标飞行器质心坐标系表示为 $o_1x_{m1}y_{m1}z_{m1}$ 。

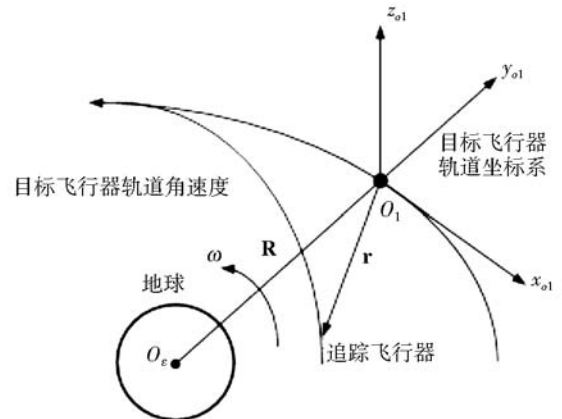


图 1 目标器轨道坐标系

(3)目标飞行器质心坐标系到追踪飞行器质心坐标系的转换矩阵

设由目标飞行器质心坐标系到追踪飞行器质心坐标系按 2-3-1 顺序旋转时的姿态角为 ψ, φ, θ ,则转换矩阵为:

来稿日期:2009-11-26;修回日期:2010-03-06。

作者简介:张波(1985.10-),男,博士研究生,主要从事动力学系统建模与仿真工作。

$$T = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\varphi & \sin\varphi & -\sin\psi\cos\varphi \\ \sin\theta\sin\psi-\cos\theta\cos\psi\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi & \sin\theta\cos\psi+\cos\theta\sin\psi\sin\varphi \\ \cos\theta\sin\psi+\sin\theta\cos\psi\sin\varphi & -\sin\theta\cos\varphi & \cos\theta\cos\psi-\sin\theta\sin\psi\sin\varphi \end{bmatrix}$$

2.2 质心相对运动方程

在平移靠拢段，两飞行器的相对距离在几百米以内，远小于它们离地心的距离，将引力加速度进行一次近似，并假设目标飞行器沿圆轨道飞行，轨道角速度为常数，可得追踪飞行器质心运动 Hill 方程^[1]如下：

$$\begin{cases} \ddot{x}-2\omega\dot{y}=a_x \\ \ddot{y}+2\omega\dot{x}-3\omega^2y=a_y \\ \ddot{z}+\omega^2z=a_z \end{cases}$$

其中： x, y, z 分别是追踪飞行器相对目标飞行器矢量在目标器轨道坐标系的投影。 ω 是目标飞行器轨道角速度， a_x, a_y 和 a_z 分别是追踪飞行器加速度在目标器轨道坐标系各轴上的投影。设平移靠拢段初始条件为： $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 并假设各轴推力为零，即 a_x, a_y 和 a_z 均等于 0，则由 Hill 方程可得解析解^[1]：

$$\begin{cases} x = (x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega}) + 2(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3y_0)\sin(\omega t) - 2(\frac{\dot{y}_0}{\omega})\cos(\omega t) - (3\dot{x}_0 - 6\omega y_0)t \\ y = (4y_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega}) + (\frac{\dot{y}_0}{\omega})\sin(\omega t) - (3y_0 - 2\frac{\dot{x}_0}{\omega})\cos(\omega t) \\ z = \frac{\dot{z}_0}{\omega}\sin(\omega t) + z_0\cos(\omega t) \end{cases}$$

由上式知：轨道面内运动和垂直于轨道面的运动是相互独立的，而轨道面内 x 和 y 向的运动是相互耦合的。

2.3 姿态相对运动方程

设 ω_2 是追踪飞行器质心坐标系相对于惯性基准的转动角速度矢量， ω_1 是目标飞行器质心坐标系相对于惯性基准的转动角速度矢量， ω_{21} 是追踪飞行器质心坐标系相对于目标飞行器质心坐标系的转动角速度矢量，依据相对转动关系，有： $\omega_{21} = \omega_2 - \omega_1$ ，即：

$$\begin{bmatrix} \omega_{21x} \\ \omega_{21y} \\ \omega_{21z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{2x} \\ \omega_{2y} \\ \omega_{2z} \end{bmatrix} - T \begin{bmatrix} \omega_{1x} \\ \omega_{1y} \\ \omega_{1z} \end{bmatrix}$$

$\omega_{21x}, \omega_{21y}, \omega_{21z}$ 是 ω_{21} 在追踪飞行器质心坐标系下的分量， $\omega_{2x}, \omega_{2y}, \omega_{2z}$ 是 ω_2 在追踪飞行器质心坐标系下的分量， $\omega_{1x}, \omega_{1y}, \omega_{1z}$ 是 ω_1 在目标飞行器质心坐标系下的分量。

姿态运动方程如下：

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos\theta\tan\varphi & \sin\theta\tan\varphi \\ 0 & \cos\theta\sec\varphi & -\sin\theta\sec\varphi \\ 0 & \sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{21x} \\ \omega_{21y} \\ \omega_{21z} \end{bmatrix}$$

3 手控对接系统组成及控制模式

手控对接系统的主要组成有靶标、电视摄像机、综合电子显示屏、惯性测量单元、激光雷达、控制面板、姿态和平移控制手柄^[5]等。

本文所讨论的对接系统采用手控与自控相结合的方式，即相对位置控制由人工完成，姿态控制由自动控制系统完成。

在平移靠拢段时，航天员通过电视摄像机观察目标飞行器和靶标的图像，并由测量设备获取相对距离和速度信息，操纵平移手柄进行控制；追踪器根据姿态测量信息，通过自动控制系统使其姿态和目标飞行器保持一致。控制模式示意图如图 2 所示。

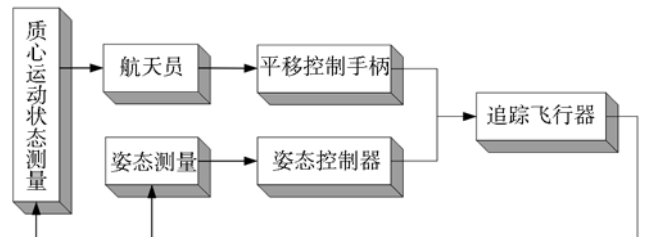


图 2 控制模式示意图

4 仿真试验系统

基于手控对接系统组成及控制模式，建立手控对接仿真系统，主要实验设备包括仿真计算机和平移手柄。

仿真计算机进行目标飞行器和追踪飞行器的轨道和姿态计算，生成由电视摄像机看到的靶标图像，并显示相对运动状态的数字信息，操作员根据图像信息和数字信息操纵平移控制手柄进行平移控制，平移手柄的控制信号通过 A/D 转换器进入计算机^[6]；

姿态控制由姿态自动控制系统完成,保持追踪飞行器与目标飞行器姿态一致。手控系统如图 3 所示。

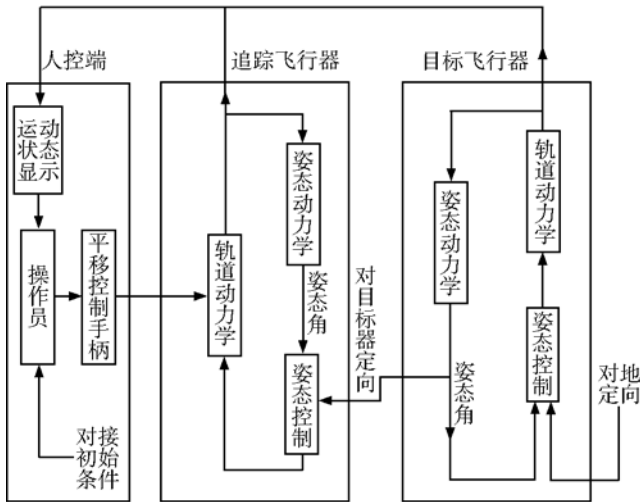


图 3 手控仿真系统图

5 控制策略设计

5.1 控制效能指标

为使两飞行器达到可安全对接的初始状态,并为控制策略的制定提供依据,本文设定了对接精度、平移靠拢时间、燃料消耗量三个效能指标。

(1) 对接精度

对接精度是成功对接的基本保证,根据仿真分析,并参考国外交会对接资料,在动力学参数不变的情况下,本文中讨论的飞船对接机构所能适应的对接初始条件如表 1 所示:

表 1 对接初始条件

项目	指标要求
横向位移	$\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2} < 0.2\text{m}$
横向速度	$\sqrt{v_y^2 + v_z^2} < 0.1\text{m/s}$
轴向速度	$0.05\text{m/s} < v_x < 0.4\text{m/s}$
俯仰角、偏航角	$ \Delta\varphi , \Delta\psi \leq 5^\circ$
俯仰、偏航角速度	$ \omega_z , \omega_y \leq 0.8^\circ/\text{s}$
滚动角	$ \Delta\theta \leq 5^\circ$

(2) 平移靠拢时间

最后平移靠拢段须在我测控网可监测范围内进行,以便对追踪飞行器进行工作状态的全程监视,实时进行决策支持,并与航天员进行语音通信。地面四个陆上站(卡拉奇站、喀什站、东风站、青岛站)约可提供连续 19.4min 的覆盖弧段,故平移靠拢应在此时

间范围内完成,除去在停泊点进行飞船系统状态检测消耗的约 4min 时间,平移运动应在 15min 内完成。

(3) 燃料消耗量

依据交会对接飞行过程中各阶段燃料消耗分配设计,平移靠拢段的推进剂额定消耗量不超过 40kg。

对接精度越高、平靠时间越短、燃料消耗越少,综合控制效能越高。

5.2 平移控制策略

由于自动控制系统的姿态控制对平移运动的影响较小,故在平移控制的策略制定中将姿控产生的干扰忽略。

5.2.1 轨道面内(x和y向)运动控制

由 Hill 方程解析解知:轨道面内 x 和 y 向的运动相互耦合,故在设计其中一方向的控制策略时,应将另一方向的影响考虑在内。

设平移靠拢段起点为纵向相对距离 160m 处,终点为对接机构首次机械接触点即纵向相对距离 10m 处;将平移靠拢段先后分为平移段和靠拢段,以纵向相对距离 30m 处为分段点。将相对距离 160m 和 30m 处设为停泊点,在此进行对接机构和飞船系统状态的检查;飞船在 160m 停泊点处启动前向发动机,向目标飞行器靠近,由于飞船的前向加速较大,且平移靠拢速度较低,可在短时间内达到靠近速度,故假设加速时间可忽略,将靠近速度视为 160m 启动点的初始速度。

(1) 理想初始条件下的轨迹分析

所谓理想初始条件是指 $x_0=160\text{m}, \dot{x}_0 \neq 0$ 其余初始参数为 0 的情况。

平移靠拢时间由 x 向的速度控制决定,由时间指标知运动时间需在 900s 内,则平均速率应在 $(160-10)/900=0.1667\text{m/s}$ 之上,此速率满足对接初始条件,但控制时间过长;为节省时间,可在平移段适当提高纵向速度,在靠拢段再将对接速度降下来,如此可有效缩短时间。将 \dot{x}_0 分别设为 $-0.1667\text{m/s}, -0.6\text{m/s}, -1.0\text{m/s}$,则在不施加控制力的情况下,利用解析解中 x 和 y 的耦合关系可得不同初始速度下的运动轨迹如图 4 所示。

由于测量设备的限制,整个平移靠拢段的飞行过程须控制在 8° 的半锥角走廊内,即 x 向和 y 向的

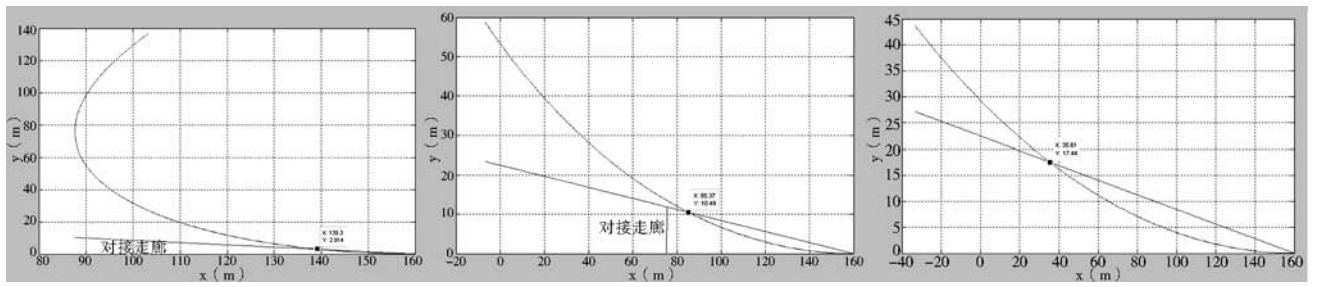


图 4 不同初始速度下的运动轨迹对比(左起速率依次为-0.1667,-0.6,-1.0)

位移偏差均不能超越此走廊,如图 5 所示为 y 向对接走廊, x 向同,超越此走廊范围则需施加控制力。由图 4 知当 $\dot{x}_0 = -0.1667\text{m/s}$, 追踪器首次超越走廊是在纵向相对距离 139.3m 处,而当 $\dot{x}_0 = -0.6\text{m/s}, -1.0\text{m/s}$ 时分别为 85.37m 和 35.61m 处,控制频率明显降低,可有效节省燃料;同时由图 5 看出,当 $\dot{x}_0 = -0.1667\text{m/s}$ 时,在纵向相对距离 87.4m 处,其轨迹就已反向,无法充分利用初始速度,故 \dot{x}_0 的大小在 0.2 以下是不合适的。

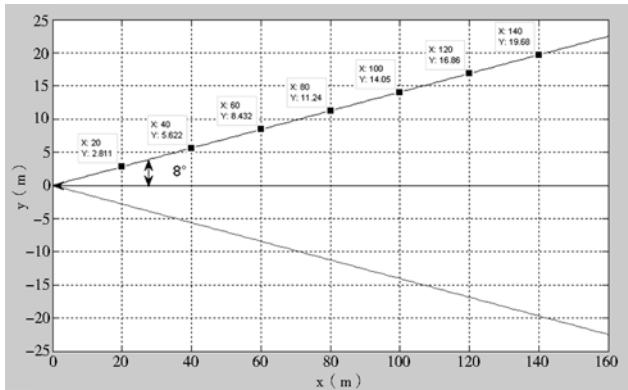


图 5 y 向对接走廊示意图

(2)一般初始条件下的仿真实验

由理想初始条件下的轨迹分析知,靠近速率应高于 0.2。分别控制试验 1 和试验 2 的靠近速度为 $-0.6\text{m/s}, -1.0\text{m/s}$,将初始条件设为: $x_0 = 160.029\text{m}, \dot{x}_0 = 0.007\text{m/s}, y_0 = -13.149\text{m}, \dot{y}_0 = 0, z_0 = 10.035\text{m}, \dot{z}_0 = 0$;在仿真试验系统中进行仿真,将仿真曲线进行比较。

由仿真结果知,任务时间和燃料消耗两个效能指标的比较数据如表 2 所示。

由表中数据及仿真曲线可得,试验 2 比试验 1 任务消耗时间减少 13.19%,而由于向靠近速度过快,在此过程中来不及对向进行较为充分且规律的控制,致使在 30m 停泊点处用于调整位移所用时间超过试验 1 58.33%,而由于控制过多消耗的燃料量

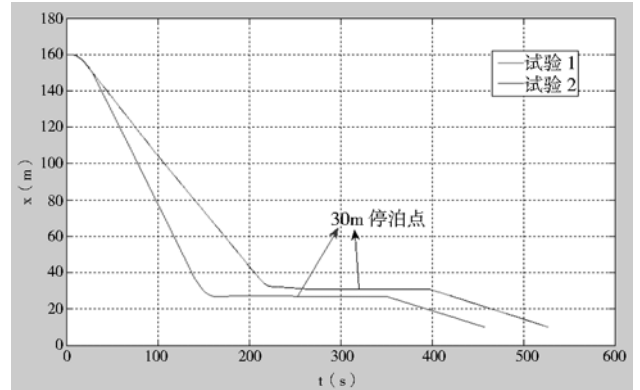


图 6 试验 1、2 中 x 向仿真曲线

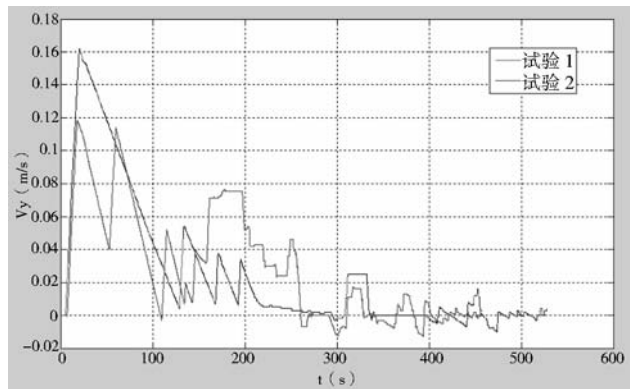


图 7 试验 1、2 中 y 向速度仿真曲线

表 2 对接数据比较

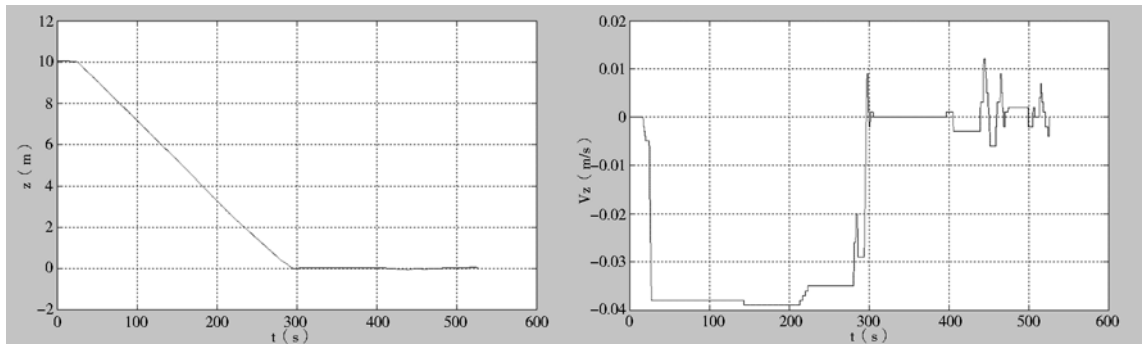
指标名称	试验 1	试验 2	变化百分比
任务总时间(s)	527.68	458.08	13.19%
30m 停泊时间(s)	120	190	58.33%
燃料消耗量(kg)	8.205	12.09	47.35%

比试验 1 增加了 47.35%,综合以上指标,试验 1 控制效能高于试验 2,故靠近速度应选在 -0.6m/s ,上下可有微小浮动。

5.2.2 垂直于轨道面(z 向)运动控制

由 Hill 方程解析解^[1]:

$$z = \frac{\dot{z}_0}{\omega} + \sin(\omega t) + z_0 \cos(\omega t)$$

图 8 试验 1 中 z 向仿真曲线

z 向运动与轨道面运动独立,当初始条件($z_0=0$, $\dot{z}_0=0$)时,在不受控制力和干扰的情况下, z 向没有偏移;当初始条件($z_0 \neq 0$, $\dot{z}_0 \neq 0$)时, z 向为自由振荡运动,周期为 $T=2\pi/\omega=5711.9866\text{s}$,若合理控制速度,平移靠拢时间约在 600s 以内,远小于振荡周期,一般情况下此阶段内不会有大的振荡,可近似为线性轨迹, \dot{z}_0 的大小可根据 z_0 和预估耗时 t 来确定,即 $\dot{z}_0=z_0/t$ 。试验 1 中 z 向仿真曲线如图 8 所示。

6 结束语

经过动力学特性及仿真试验分析,得到交会对接平移靠拢段的手动控制策略,仿真结果表明所设计的控制策略使得对接精度高、时间短、燃料消耗少,可成功完成交会对接任务。经过多次试验仿真可

得经验,即平移段和靠拢段两阶段操作员控制的关注重点不同,平移段以关注运动状态数字显示信息为主,靠拢段以关注摄像机靶标图像为主,控制时宜尽量减少发动机开关机次数,减少燃料消耗。

本仿真试验提供平移靠拢段手控的一般策略,依据航天员操作的熟练程度,控制效能有进一步的提升空间,实际操作中如遇意外情况,应根据情况和地方指挥灵活控制。◇

参 考 文 献

- [1] 林来兴.空间交会对接技术[M].北京:国防工业出版社,1995,40-49
- [2] 唐国金,罗亚中,张进.空间交会对接任务规划[M].北京:科学出版社.2008,57-58
- [3] 胡海霞,解永春,人控交会对接控制方法研究[J].中国空间科学技术.2006,(5):10-16
- [4] 蒋自成,周建平,王跃峰,李九人.基于十字靶标的人控交会对接仿真[J].国防科学技术大学学报.2007,29(5):100-103

The Hand Control Strategy of Rendezvous and Docking in the Approach Phase

ZHANG Bo JIANG Zicheng ZHOU Jianyong TANG Guojin

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology)

Abstract: This paper discusses the hand control strategy in operating manned spacecraft to rendezvous and dock with the targeting vehicle in the approach phase. As a chase vehicle, the manned spacecraft's attitude control is automatic. This research uses the control performance indicators as the basis, and takes the spacecraft's orbital motion in consideration, then puts forward the attitude and orbital control strategy. The results of the simulation show that this strategy can complete the rendezvous and docking mission successfully with high precision, short time and less fuel consumption.

Key words: Rendezvous and Docking; the Approach Phase; Hand Control; Control Strategy; Simulation