神舟飞船交会对接自动控制系统设计

解永春^{①②*}, 张昊^{①②}, 胡军^①, 胡海霞^{①②}

① 北京控制工程研究所, 北京 100190;

② 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190

* E-mail: xieyongchun@vip.sina.com

收稿日期: 2013-11-10; 接受日期: 2013-12-01

国家重点基础研究发展计划(“973”计划)(批准号: 2013CB733100)资助项目

摘要 2011 年 11 月、2012 年 6 月、2013 年 6 月相继发射的神舟八号、神舟九号、神舟十号无人和载人飞船分别与天宫一号目标飞行器成功地进行了 4 次自动交会对接. 本文首先简要介绍了神舟飞船交会对接自动控制系统的组成和飞行阶段划分, 重点对自动交会对接制导、导航和控制的设计方案和算法进行了介绍, 对决定交会对接任务成败的导航精度、制导精度和控制精度进行了分析, 并给出了在轨飞行验证结果.

关键词交会对接
制导、导航与控制
自动控制
自主

1 引言

空间交会对接是指两个航天器在轨道上按预定的位置、速度和时间会合(交会), 然后经姿态对准、靠拢直至在结构上连接成一体(对接)的全部飞行动作过程. 空间交会对接技术是当今世界航天领域中的一项十分复杂、难度相当大的技术, 也是正在发展的载人航天高技术中的一项重要关键技术. 实现空间交会对接是建造和利用载人空间站, 进一步实现月球采样返回、载人登月球、载人登火星、空间救援、在轨服务等航天任务, 推进航天事业持续发展不可逾越的一步.

2011 年 11 月、2012 年 6 月、2013 年 6 月我国相继发射的神舟八号、神舟九号、神舟十号无人和载人飞船分别与天宫一号成功地进行了 4 次自动交会对接和 2 次手动交会对接, 标志着我国成为世界上第 3 个独立掌握空间交会对接技术的国家, 并向空间站建设迈出了关键一步.

在神舟飞船与天宫一号的交会对接任务中, 神舟

飞船是追踪飞行器, 天宫一号是目标飞行器. 神舟飞船配置了 GNC 分系统, 负责完成与天宫一号交会对接的自动控制任务和航天员操纵下的手动控制任务.

本文介绍了神舟飞船 GNC 分系统交会对接自动控制系统设计的相关内容, 主要包括系统组成、飞行阶段、导航方案、制导方案、控制方案、精度分析、地面仿真和在轨飞行验证结果.

2 系统组成与飞行阶段

2.1 系统组成

神舟飞船 GNC 分系统交会对接自动控制系统的具体组成如下: 由陀螺组合和加速度计组合构成的惯性测量单元, 光学姿态敏感器(包括红外地球敏感器, 数字式太阳敏感器, 模拟式太阳敏感器和 0-1 太阳敏感器), 相对测量敏感器(包括微波雷达, 激光雷达, CCD 光学成像敏感器), GNC 控制器. 此外, 神舟飞船配置的执行机构为喷气发动机. 喷气发动机有轨控发动机、平移发动机和姿控发动机.

引用格式: 解永春, 张昊, 胡军, 等. 神舟飞船交会对接自动控制系统设计. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 12~19

Xie Y C, Zhang H, Hu J, et al. Automatic control system design of Shenzhou spacecraft for rendezvous and docking (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 12~19, doi: 10.1360/092013-1263

2.2 飞行阶段

神舟飞船与天宫一号的交会对接从距离上讲是一个由远及近的过程, 从精度上讲是一个由粗到精的过程. 根据任务要求、轨道设计、地面测控站的配置、飞船上交会对接测量部件的性能以及交会对接的安全性要求, 自动交会对接过程可划分为以下 4 个阶段: 交会段、对接段、组合体运行段、撤离段. 交会段又分为远程导引段和自主控制段. 远程导引段的变轨通过地面控制实施. 自主控制段的交会对接任务依靠船上制导、导航与控制系统自主完成. 自主控制段又分为寻的段、接近段、平移靠拢段. 具体各飞行阶段示意图如图 1 所示.

2.2.1 远程导引段

远程导引段从神舟飞船入轨开始到神舟飞船上的相对测量传感器捕获到目标飞行器并转入自主控制为止. 根据地面测控系统的制导能力和船载测量设备的能力, 远程导引终点两飞行器距离约为一百多千米至几十千米. 远程导引段主要由地面进行测定轨和轨道机动速度增量计算, 因此又称地面导引段, 国外通常称该阶段为调相段(phasing).

2.2.2 寻的段

交会对接的寻的段是从神舟飞船上的自主相对

导航系统正常工作开始, 直到神舟飞船到达第一个停泊点结束.

寻的段的主要任务是神舟飞船根据船上相对测量敏感器的输出数据自主完成相对导航计算、制导律计算和控制量计算, 并自主完成轨道控制. 经过若干次轨道控制后, 神舟飞船将进入与目标飞行器相同的轨道上, 即与目标飞行器共面且轨道高度与目标飞行器相同, 只是在目标航天器后面一段距离处.

2.2.3 接近段

接近段的任务是捕获对接走廊. 对接走廊是以目标飞行器对接轴为中心的一个圆锥. 在接近段通常设置多个停泊点用于检查神舟飞船的交会对接飞行状态. 当出现危及安全的因素时, 神舟飞船具备向上一个停泊点撤退的能力, 在紧急情况下可自主进行紧急撤离.

2.2.4 平移靠拢段

平移靠拢段是指从神舟飞船进入对接走廊开始到神舟飞船与目标飞行器的对接机构首次接触为止的飞行段. 在平移靠拢段中, 神舟飞船在对接走廊内逼近目标飞行器, 沿准直线轨迹做受迫运动, 直到两飞行器对接机构接触. 平移靠拢段在国外也被称为最终逼近段(final approach).

图 1 神舟飞船自动交会对接飞行阶段示意图

2.2.5 对接段和组合体运行段

从神舟飞船与目标飞行器对接机构首次接触开始,至对接机构将两个飞行器连接为一个整体并完成锁紧为对接段。在对接段,对接机构主要依靠初始接触时刻的纵向速度产生的能量进行对接,一般不需要主动控制。

从对接机构完成锁紧起,经两个飞行器组合飞行,至神舟飞船与目标飞行器分离为组合体运行段。在组合体运行段,通常依靠神舟飞船或目标飞行器一方进行轨道和姿态控制,控制一方通常选择为两个飞行器中较大的一个。

2.2.6 撤离段

从神舟飞船与目标飞行器分离完成开始,到神舟飞船自主控制撤离到安全距离为止称为撤离段。这里的安全距离能够保证神舟飞船在执行大冲量机动变轨或再入时不会影响到目标飞行器。

3 导航、制导与控制方案设计

3.1 导航方案设计

3.1.1 相对测量敏感器配置及使用原则

交会对接任务中的导航主要是针对合作目标的相对导航,为此配置的相对测量敏感器主要包括以下几部分。

1) 微波雷达。微波雷达可以在相对距离几百千米到几十米的范围内,测量目标飞行器和追踪飞行器间的相对距离、相对距离变化率、方位角和仰角。

2) 激光雷达。激光雷达可以在相对距离几十千米至几米的范围内,测量两航天器间的相对距离、相对距离变化率、视线角和视线角的变化率。

3) 光学成像敏感器。光学成像敏感器可以在相对距离几百米至对接的范围内,测量两航天器间的相对位置、相对速度、相对姿态角和相对姿态角速度。

由于自动交会对接自主控制段的距离跨度大,其中不同飞行阶段需要的导航信息不同、对导航精度的要求也不同,同时考虑到测量系统的可靠性和冗余度,只用目前已有的任何一种相对测量敏感器都难以满足上述要求。因此在交会对接自主控制的不同飞行阶段,分别使用基于不同相对测量敏感器的自主导航方案,同时每个阶段可使用的相对测量敏

感器有多个,可互相冗余备份。

3.1.2 导航算法

导航信息的获取就是综合利用所获得的与状态有关的信息,通过一定的滤波估计方法,计算得到所需相对状态的估计值。设计准确、可靠和高精度的相对导航滤波器是整个相对导航算法的核心。

由于天宫一号的运行轨道为近地近圆轨道,当神舟飞船与天宫一号相对距离较近时(通常为数十千米以内),其相对运动可以利用线性化的相对动力学模型,即CW方程(具体方程形式见3.2.1节)进行描述。CW方程的模型误差与相对距离成正相关,可将CW方程作为滤波器设计中的状态方程,将模型误差等效为过程噪声。

当采用微波雷达或激光雷达进行相对测量时,可以得到相对距离、视线仰角和方位角以及对应的速度等测量信息。若直接利用微波雷达或激光雷达所提供的测量输出构成测量方程,该测量方程是非线性的,为简化设计可将微波雷达或激光雷达所测得到相对距离和视线角进行解算,得到相对导航坐标系中的相对位置和相对速度,并以此作为相对测量信息采用卡尔曼滤波进行滤波器的设计。

当采用光学成像敏感器进行近距离相对导航解算时,光学成像敏感器所提供的测量信息为像机与其目标标志器之间的相对位置和相对姿态,以及对应的相对速度和相对姿态角速度。根据敏感器安装位置和方位,将该测量值转换至相对导航坐标系下,以此作为间接测量量进行滤波器设计,此时卡尔曼滤波中的测量方程就变成了线性方程。

以上已经指出,实际工程中为简化相对导航算法,通常采用线性相对动力学模型作为状态方程,并设法利用处理后的间接测量量作为测量信息以使得测量方程为线性,从而可针对线性随机系统,利用卡尔曼滤波设计相应的导航滤波器。由于对于线性定常系统,当随机噪声为高斯白噪声时,滤波器增益具有稳态值,并可通过求解黎卡提方程直接求解得到滤波增益,所以在不追求动态收敛过程的估计性能时,还可直接采用固定增益滤波器进行估计解算。

3.2 制导方案设计

在神舟飞船与天宫一号交会对接任务中的寻的段和接近段,采用了CW制导和视线制导两种制导方

式进行接近.

3.2.1 CW 制导

1) CW 方程. RVD 坐标系 $OXYZ$ 的定义为: 原点 O 建立在目标飞行器质心, X 轴方向为目标飞行器的运动负方向, Z 轴方向指向地心, Y 与 X, Z 轴满足右手法则.

两个航天器的相对运动在惯性坐标系下做近似处理后可以表示为

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}} + \frac{\mu}{R_T^3} \left(\boldsymbol{\rho} - 3 \frac{\mathbf{R}_T \cdot \boldsymbol{\rho}}{R_T^2} \mathbf{R}_T \right) = \mathbf{a}, \quad (1)$$

其中 $\boldsymbol{\rho}$ 为两个航天器的相对距离矢量, R_T 为目标航天器到地心的距离, $\mathbf{R}_T$ 为目标航天器到地心距离的矢量, $\mathbf{a}$ 为追踪航天器上受到的除重力外其他外力的合力产生的加速度, $\mathbf{R}_T$ 和 $\mathbf{a}$ 在 RVD 坐标系下分别表示为

$$\mathbf{R}_T = [0 \quad 0 \quad -R_T]^T \text{ 和 } \mathbf{a} = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T.$$

经过推导可以得到 CW 方程如下:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega_T \dot{z} = a_x, \\ \ddot{y} + \omega_T^2 y = a_y, \\ \ddot{z} - 2\omega_T \dot{x} - 3\omega_T^2 z = a_z, \end{cases} \quad (2)$$

其中 ω_T 为目标飞行器的轨道角速度.

当(2)式右边的加速度为零, 即 $\mathbf{a}=0$ 且初始相对状态 $x_0, z_0, y_0, \dot{x}_0, \dot{z}_0, \dot{y}_0$ 已知时, 可以得到如下的解析解:

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

从(2)和(3)式可以看到, 利用 CW 方程描述的相

对运动, 其平面内的运动和平面外的运动是解耦的.

2) CW 两脉冲制导. 对于平面内的运动, 当初始条件已知, 采用两脉冲控制, 可以得到如下轨道平面内运动的解析解.

$$\text{令 } \boldsymbol{\rho}(t) = \begin{bmatrix} x(t) \\ z(t) \end{bmatrix}, \quad \dot{\boldsymbol{\rho}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix},$$

则 CW 方程的解为

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\rho}(t_f) \\ \dot{\boldsymbol{\rho}}(t_f) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(t) & B(t) \\ C(t) & D(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\rho}(t_0) \\ \dot{\boldsymbol{\rho}}(t_0) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B(t) \\ D(t) \end{bmatrix} \Delta \mathbf{v}(t_0) + \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \mathbf{v}(t_f) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

其中

$$\begin{aligned} A(t) &= \begin{bmatrix} 1 & 6\sin(\omega_T t) - 6\omega_T t \\ 0 & 4 - 3\cos(\omega_T t) \end{bmatrix}, \\ B(t) &= \begin{bmatrix} 4\sin(\omega_T t)/\omega_T - 3t & -2/\omega_T + 2\cos(\omega_T t)/\omega_T \\ 2/\omega_T - 2\cos(\omega_T t)/\omega_T & \sin(\omega_T t)/\omega_T \end{bmatrix}, \\ C(t) &= \begin{bmatrix} 0 & -6\omega_T + 6\omega_T \cos(\omega_T t) \\ 0 & 3\omega_T \sin(\omega_T t) \end{bmatrix}, \\ D(t) &= \begin{bmatrix} 4\cos(\omega_T t) - 3 & -2\sin(\omega_T t) \\ 2\sin(\omega_T t) & \cos(\omega_T t) \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

在已知初始位置、速度 $[\boldsymbol{\rho}(t_0), \dot{\boldsymbol{\rho}}(t_0)]$, 寻求控制脉冲分别作用于初始时刻和终端时刻, 使得在给定时间 $t = t_f - t_0$ 内, 终端相对位置、速度达到 $[\boldsymbol{\rho}(t_f), \dot{\boldsymbol{\rho}}(t_f)]$.

当 $\tan(\omega_T t/2) \neq 3/8\omega_T t$ 时 $B(\tau)$ 可逆, 两脉冲控制有解:

$$\Delta \mathbf{v}(t_0) = B(t)^{-1} [\boldsymbol{\rho}(t_f) - A(t)\boldsymbol{\rho}(t_0)] - \dot{\boldsymbol{\rho}}(t_0), \quad (5)$$

$$\Delta \mathbf{v}(t_f) = \dot{\boldsymbol{\rho}}(t_f) - C(t)\boldsymbol{\rho}(t_0) - D(t)\dot{\boldsymbol{\rho}}(t_0) - D(t)\Delta \mathbf{v}(t_0). \quad (6)$$

3.2.2 视线制导

1) 视线坐标系的相对运动方程

视线坐标系 $O\xi\eta\zeta$: 原点 O 在目标飞行器质心, $O\xi$ 的方向是从目标飞行器到追踪飞行器的视线方向, $O\eta$ 的方向为沿视线在空间转动角动量方向, $O\xi$ 和 $O\eta$ 轴构成交会平面, 并与 $O\eta$ 轴构成右手坐标系.

假设追踪飞行器和目标飞行器都是刚体, 且与地球的运动近似用二体运动来描述, 两个航天器之间的距离远小于它们分别与地球球心的距离, 目标

飞行器在圆轨道上运动。

视线相对运动方程推导过程, 涉及的主要参数为 ρ, α, β , 其中 ρ 为追踪飞行器与目标飞行器之间的相对距离; α 为视线与其在目标飞行器轨道平面上的投影之间的夹角, 称为偏离角; β 为该投影与目标飞行器飞行方向之间的夹角, 称为视线角。

设 $\mathbf{a}$ 在视线坐标系下表示为 $\mathbf{a} = [a_\xi \ a_\eta \ a_\zeta]^\top$, 经过推导, 可以得到视线坐标系下的相对运动方程为

$$\begin{cases} \ddot{\rho} - \rho(\omega_\zeta^2 + \omega_\eta^2) + \omega_0^2 \rho(1 - 3\cos^2 \alpha \sin^2 \beta) = a_\xi, \\ 2\dot{\rho}\omega_\zeta + \rho\dot{\omega}_\zeta + \rho\omega_\xi\omega_\eta - 3\omega_0^2 \rho \cos \alpha \sin \beta \cos \beta = a_\eta, \\ -2\dot{\rho}\omega_\eta - \rho\dot{\omega}_\eta + \rho\omega_\xi\omega_\zeta - 3\omega_0^2 \rho \sin \alpha \cos \alpha \sin^2 \beta = a_\zeta. \end{cases} \quad (7)$$

考虑 ω_0 为小量, (7)式可以近似写成

$$\begin{cases} \ddot{\rho} - \rho(\omega_\zeta^2 + \omega_\eta^2) = a_\xi, \\ 2\dot{\rho}\omega_\zeta + \rho\dot{\omega}_\zeta + \rho\omega_\xi\omega_\eta = a_\eta, \\ -2\dot{\rho}\omega_\eta - \rho\dot{\omega}_\eta + \rho\omega_\xi\omega_\zeta = a_\zeta. \end{cases} \quad (8)$$

2) 视线制导律

视线制导有两个目的: 1) 使得相对距离在空间的转动速度为零; 2) 在视线方向上相对距离速率为负。把视线转动角速度方向的控制称为横向控制, 把沿视线方向的控制称为纵向控制。

(a) 横向控制. 对于横向控制, 采用图 2 所示的开关控制策略, 以消除视线转动的角速度。

图 2 中 ω_{on} , ω_{off} 为开关阈值, 由测量精度、开启次数、推进剂消耗、最小工作时间等确定。

(b) 纵向控制. 在横向控制的基础上, 纵向控制的目的是使两个航天器按设定的轨迹或设定的走廊逐步接近。

由(8)式中的第一个方程, 在消除视线转率后, 可以近似地得到: $\ddot{\rho} = a_\xi$, 这是一个二阶积分环节。考虑到喷气发动机以开关方式工作, 所以纵向控制采用一种变结构控制策略。

3.3 控制方案设计

3.3.1 动力学模型

采用中心刚体加柔性附件法建立的神舟飞船柔性动力学模型为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{F}_{trs}\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{rs} + \mathbf{F}_{tls}\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} = \mathbf{P}_s, \quad (9)$$

图 2 横向开关控制

$$\mathbf{I}_s \dot{\boldsymbol{\omega}}_s + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_s \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega}_s + \mathbf{F}_{sls} \ddot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + \mathbf{F}_{srs} \ddot{\boldsymbol{\eta}}_{rs} = \mathbf{T}_s, \quad (10)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + 2\xi_{ls} \boldsymbol{\Omega}_{als} \dot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + \boldsymbol{\Omega}_{als}^2 \boldsymbol{\eta}_{ls} + \mathbf{F}_{tls}^T \ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{F}_{sls}^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_s = \mathbf{0}, \quad (11a)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{rs} + 2\xi_{rs} \boldsymbol{\Omega}_{ars} \dot{\boldsymbol{\eta}}_{rs} + \boldsymbol{\Omega}_{ars}^2 \boldsymbol{\eta}_{rs} + \mathbf{F}_{trs}^T \ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{F}_{srs}^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_s = \mathbf{0}, \quad (11b)$$

其中(9)式为飞船质心平动运动方程, (10)式为飞船绕质心的转动运动方程, (11a), (11b)为飞船太阳翼振动方程。式中

$\mathbf{X}$ 为中心刚体的位置列阵, $\in 3 \times 1$;

$\boldsymbol{\omega}_s$ 为中心刚体的角速度列阵, $\in 3 \times 1$;

$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_s$ 为角速度列阵的反对称阵, $\in 3 \times 3$;

$\mathbf{M}$ 为中心刚体总质量阵, $\in 3 \times 3$;

$\mathbf{I}_s$ 为中心刚体相对系统质心惯量阵, $\in 3 \times 3$;

$\mathbf{P}_s$ 为作用在中心刚体上的外力列阵, $\in 3 \times 1$;

$\mathbf{T}_s$ 为作用在中心刚体上的外力矩列阵, $\in 3 \times 1$;

$\boldsymbol{\Omega}_{als}$, $\boldsymbol{\Omega}_{ars}$ 分别为左右太阳翼的模式频率对角阵, $\in m \times m$;

$\boldsymbol{\eta}_{ls}$, $\boldsymbol{\eta}_{rs}$ 分别为左右太阳翼的模式坐标阵, $\in m \times 1$;

$\boldsymbol{\zeta}_{ls}$, $\boldsymbol{\zeta}_{rs}$ 分别为左右太阳翼的模式阻尼系数;

$\mathbf{F}_{tls}$, $\mathbf{F}_{trs}$ 分别为左右太阳翼振动对中心刚体平动的柔性耦合系数阵, $\in 3 \times m$;

$\mathbf{F}_{sls}$, $\mathbf{F}_{srs}$ 分别为左右太阳翼振动对中心刚体转动的柔性耦合系数阵, $\in 3 \times m$;

m 为模式阶数。

3.3.2 相平面姿态控制策略

交会对接过程的姿态控制采用三轴喷气控制, 其喷气控制逻辑采用相平面控制律形式。相平面姿态控制律如图 3 所示。

姿态控制相平面是以姿态估值为横坐标轴, 以姿态角速度估值为纵坐标轴所组成的平面。开关线把相平面划分为 13 个区域, 每个区域按一定的条件

图 3 相平面姿态控制律

控制。开关线位置的确定除与控制模式、控制精度和控制角加速度有关外,还与喷气的最小冲量、执行机构的延时、采样延时、姿态角和姿态角速率的测量误差和量化误差等因素有关。相平面的 13 个区域为: R_{11} , R_{12} , R_{13} , R_{14} , R_{15} , R_{16} , R_{21} , R_{22} , R_{23} , R_{24} , R_{25} , R_{26} , R_0 , R_{11} 为大推力减速区, R_{12} 为小推力减速区, R_{13} 为小推力步进区, R_{14} 为小推力抗外滑区, R_{15} , R_{16} 为大推力限速区, R_0 为不喷气的关区。

3.3.3 六自由度控制

在平移靠拢段,需要对相对位置和相对姿态同时进行控制,以确保两航天器接触时能够满足对接机构捕获所要求的初始条件.针对神舟飞船的太阳帆板挠性振动大、控制系统延时大、姿态和轨道控制相互耦合、发动机羽流干扰严重等情况下的平移靠拢段的六自由度控制问题,以基于特征模型的智能自适应控制为理论指导,设计了基于特征模型的相平面自适应控制方法,即根据黄金分割自适应控制理论,设计图 3 所示的相平面控制参数.

4 导航、制导及控制精度分析

4.1 相对导航精度分析

交会对接的相对导航信息来源于相对测量敏感器提供的测量数据,测量数据进入控制系统后需要进行一定的数据处理和转换,以得到控制所需的导航数据.因此交会对接的相对导航误差,除了测量敏感器本身的测量误差外,还包括如下误差:1) 敏感器的安装误差;2) 姿态测量误差;3) 载人飞船和天宫一号的测定轨误差等.

表 1 一种最坏情况下的导航误差分析结果

相对距离 (m)	RVD 系下的导航误差		
	x (m)	y (m)	z (m)
50000	831.214	891.348	699.3648
20000	333.0831	356.5637	278.927
10000	183.5643	196.1285	153.4356
5000	77.1223	80.445	66.7403
400	6.4473	6.5591	5.5484
100	2.4336	2.4852	2.104

以一种相对测量敏感器为例,表1给出了最坏情况下通过分析计算得到的相对导航误差.

4.2 制导精度分析

在神舟飞船自动交会对接飞行过程中,特别是在寻的段和接近段,相对测量敏感器的视场约束以及飞行过程的安全性约束都对制导精度提出了较高要求,同时高精度的制导也能为下一个交会对接飞行阶段创造良好的初始条件.

在制导误差分析过程中,需要考虑的误差源有:

1) 导航误差; 2) 制导模型误差; 3) 载人飞船和天宫一号的测定轨误差; 4) 姿态偏差; 5) 发动机执行偏差; 6) 加速度计测量误差等.

以采用其中一种相对测量敏感器的寻的段 CW 制导为例, 表 2 给出了寻的段 5 km 处的制导精度打靶分析结果.

4.3 接触时刻控制精度分析

在交会对接平移靠拢段,特别是两航天器对接机构接触时,对相对位置和相对姿态控制精度的要求最高,这也是交会对接飞行任务前,地面分析和仿真验证的重要内容之一。

影响平移靠拢段相对位置和相对姿态控制精度的因素有: 1) 相对导航误差; 2) 陀螺和加速度计的测量误差; 3) 控制系统延时; 4) 发动机执行偏差; 5) 姿态控制和轨道控制耦合; 6) 太阳帆板与飞船本体的耦合作用; 7) 发动机开机时的羽流力效应等。

表 2 一种寻的段 5 km 处的制导误差打靶统计结果

制导坐标系	x (m)	y (m)	z (m)	dx (m/s)	dy (m/s)	dz (m/s)
均值	114.810	-2.637	9.934	-0.699	0.009	0.705
均方根	104.865	59.634	121.631	0.213	0.096	0.208

表 3 给出了最坏组合情况下两航天器对接机构接触时 375 次的打靶仿真结果。

5 在轨验证

2011 年 11 月、2012 年 6 月、2013 年 6 月相继发射的神舟八号、神舟九号、神舟十号无人和载人飞船分别与天宫一号进行了 4 次自动交会对接, 均取得了圆满成功。由于在轨传感器状态、测定轨精度均优于地面分析条件, 同时飞行任务中利用标定结果对传感器测量误差和安装误差进行了在轨补偿, 因此实际飞行结果优于地面理论计算和仿真分析。部分飞行数据如下。

寻的段 5 km 处的制导精度见表 4。

表 3 接触时的打靶统计结果

最大横向 位移 (m)	最大横向 速度 (m/s)	最大姿态 角 (°)	最大姿态 角速度 (°/s)
0.148	0.043	0.929	-0.509

表 4 神舟飞船在轨寻的段 5 km 处的制导精度

	x (m)	y (m)	z (m)
神舟八号	101.06	3.54	45.01
神舟九号	71.98	5.57	11.26
神舟十号	83.18	6.13	13.29

神舟飞船与天宫一号在轨 4 次自动交会对接在对接机构接触时的最大控制误差: 横向位置偏差小于 5 cm, 横向速度偏差小于 1.8 cm/s, 相对姿态角偏差小于 0.3°, 相对角速度偏差小于 0.4°/s。

6 结论

神舟飞船交会对接自动控制系统具有如下特点。1) 采用冗余备份的相对测量传感器, 结合实际测量传感器的输出特点, 基于卡尔曼滤波理论设计导航滤波算法。2) 基于 CW 方程和视线坐标系下的相对运动方程, 考虑初始条件等不确定性设计交会对接不同阶段的制导律。3) 以基于特征模型的自适应控制理论为指导, 考虑太阳帆板挠性、控制系统延时、姿态和轨道控制耦合、发动机羽流干扰等设计鲁棒性和适应性强的控制律。4) 根据交会对接安全性要求合理选择交会对接不同阶段的切换点位置, 并根据相对轨迹运动特点合理设计安全控制策略。神舟八号、神舟九号、神舟十号无人和载人飞船与天宫一号交会对接的圆满成功表明神舟飞船交会对接控制系统设计的正确性、合理性和有效性, 同时所取得的技术成果为后续空间站组建、月球采样返回、载人登月球、载人登火星、在轨服务等航天任务奠定了重要的技术基础。

参考文献

1 吴宏鑫, 胡海霞, 解永春, 等. 自主交会对接若干问题. 宇航学报, 2003, 24: 132-137
2 Wu H X, Hu J, Xie Y C. Characteristic model-based adaptive control method and applications. IEEE T Syst Man Cy C, 2007, 37: 213-221
3 胡军, 解永春, 张昊, 等. 神舟八号飞船交会对接制导、导航与控制系统及其飞行结果评价. 空间控制技术与应用, 2011, 37: 1-5
4 林来兴. 空间交会对接技术. 北京: 国防工业出版社, 1995
5 Fehse W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft. London: Cambridge University Press, 2003
6 吴宏鑫, 胡军, 解永春. 基于特征模型的智能自适应控制. 北京: 中国科学技术出版社, 2009
7 Xie Y C, Hu J, Wang M, et al. Accurate and stable control of shenzhou spacecraft in rendezvous and docking. In: 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Germany, 2013

Automatic control system design of Shenzhou spacecraft for rendezvous and docking

XIE YongChun^{1,2}, ZHANG Hao^{1,2}, HU Jun¹ & HU HaiXia^{1,2}

¹ *Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;*

² *Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China*

The manned and unmanned spacecrafts Shenzhou-8, Shenzhou-9 and Shenzhou-10 which were launched in November 2011, June 2012 and June 2013 accordingly, have successfully completed four times of automatic rendezvous and docking (RVD) missions with Tiangong-1 spacecraft. This paper briefly introduces the composition and flight phases of the automatic control system of Shenzhou spacecraft for RVD, and then focuses on the design schemes and algorithms of guidance, navigation and control (GNC) of RVD. This paper also analyzes the precision of GNC which may determine success or failure of the RVD mission, and eventually presents the results of the in-orbit flight tests.

rendezvous and docking, guidance, navigation and control, automatic control, autonomous

doi: 10.1360/092013-1263