中国科学: 技术科学 2012 年 第 42 卷 第 7 期: 764 ~ 770
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

我国首次空间交会对接远距离导引方案设计与飞行验证

王忠贵*

中国载人航天工程办公室, 北京 100720
* E-mail: wang_zg@cmse.gov.cn

收稿日期: 2012-03-24; 接受日期: 2012-04-24

摘要 针对交会对接任务远距离导引, 分析了远距离导引的主要任务及导引控制策略、测控通信支持等方面的需求, 进行了远距离导引方案设计, 并给出了在我国首次空间交会对接任务中的验证情况.

关键词
交会对接
远距离导引
测控通信
飞行控制
飞行验证

1 引言

交会对接任务涉及系统多、技术难度大, 突破交会对接技术是建设载人空间站、确保载人航天工程可持续发展的技术基石之一[1]. 完成空间交会对接试验任务需突破远距离导引、飞船自主控制、对接与撤离等阶段飞行器的姿态和轨道控制, 船载导航接收机、微波雷达、激光雷达等交会对接敏感器自主测量技术, 以及两飞行器的对接和分离等关键技术[2].

本文介绍了交会对接任务飞行概况, 重点分析了交会对接任务远距离导引的任务需求, 设计了满足高可靠、高精度导引控制和多目标测控、高实时飞控的远距离导引方案, 并通过飞行任务验证了其正确性和有效性.

2 交会对接飞行任务概况

我国载人航天工程第二步第一阶段交会对接任务包括发射天宫一号(TG-1)目标飞行器, 发射神舟八号(SZ-8)、神舟九号(SZ-9)和神舟十号(SZ-10)飞船, 通过三次交会对接飞行试验, 突破和基本掌握航天器交会对接技术.

首次交会对接飞行的主要任务是: 实施我国首次航天器空间交会对接试验, 突破和验证航天器自动交会对接技术. 同时, 考核改进型神舟载人飞船和改进型长征二号F火箭的功能和性能, 验证天宫一号目标飞行器和神舟八号飞船组合体飞行工作模式, 开展空间科学实验.

首次交会对接任务飞船在轨飞行 13 天, 任务规划是: 飞船入轨后 2 天内完成轨道交会; 在第 2 天有较长连续测控覆盖的弧段, 实施与目标飞行器的第一次对接; 组合体在轨飞行 10 天, 全面验证组合体运行模式, 适时进行飞行姿态模式转换、飞船电源机组切换、飞船与目标飞行器并网供电, 以及第二次对接试验; 结束组合体运行后, 飞船在撤离后 1 天返回地面; 飞船返回着陆后, 目标飞行器升轨至长期在轨

中文版发表信息: 王忠贵. 我国首次空间交会对接远距离导引方案设计与飞行验证. 中国科学: 技术科学, 2012, 42: 764–770, doi: 10.1360/092012-417

运行轨道.

3　远距离导引需求分析

3.1　主要任务

空间交会对接(Rendezvous and docking, RVD)指两个或两个以上的飞行器在空间轨道上按预定位置和时间相会并在机械结构上连成一个整体的过程. 交会对接过程可粗略地划分为远距离导引和近距离导引两个阶段. 远距离导引段的任务是控制追踪飞行器质心运动, 使其进入理论对接点范围内, 一般由地面实施导引控制[3,4]; 近距离导引段的任务是将追踪飞行器导引到停靠区, 控制两飞行器以较小的相对速度接近, 同时保持相对定向, 一般由飞行器自主实施导引控制[5].

我国首次交会对接任务规划及阶段划分如图 1 所示.

3.2　需求分析

3.2.1　控制策略选择

远距离导引是空间交会对接的重要一环, 是实现成功对接的前提和基础, 对航天器顺利实现对接具有重要意义. 远距离导引制导控制策略及方法是非线性动力学系统最优控制理论中的一个复杂问题, 一般可由拱点调相交会和多脉冲最优交会两种控制策略实现追踪飞行器和目标飞行器的轨道交会.

根据我国测控条件、飞船运行和返回轨道设计, 选择合适的远距离导引控制策略、制定满足交会时间和精度等要求的最优远距离导引策略, 是地面成功将飞船导引至飞船自主导引控制点, 进而实现对接的前提和基础.

3.2.2　导引精度分析

工程实施中, 飞船成功转入自主导引控制的前提条件是要求远距离导引终点误差圈位于飞船交会对接敏感器工作范围内. 可见, 远距离导引终点能达到的精度决定着地面导引控制和飞船自主控制的界面划分, 进而影响船载交会对接敏感器指标要求, 以及飞船能否具备转入自主控制的条件. 为确保飞船在预定的时间和轨道段转入自主控制, 需研究高精度的远距离导引方法, 提出远距离导引精度指标, 进行入轨偏差、目标飞行器轨道偏差、导引控制误差等因素对终点误差的灵敏度分析, 制定大偏差情况下的应急导引控制策略[6~10].

3.2.3　测控要求

交会对接远距离导引测控需求主要体现在高可靠、高覆盖、高精度、多目标等方面.

我国首次空间交会对接任务由陆海天基测控通信网完成[11], 为确保任务可靠实施, 要求仅有陆海基测控支持的情况下也能完成交会对接任务, 测控弧段尽量覆盖远距离导引段历次变轨和自主导引段第一次寻的变轨点.

飞船发射入轨后, 要在 2 天时间内通过 5 到 6 次变轨运行至目标飞行器后下方约 50 km 处. 轨控频繁、观测数据少、预报时间长是现有测量体制下制约远距离导引终点精度的主要因素. 同时, 首次交会对

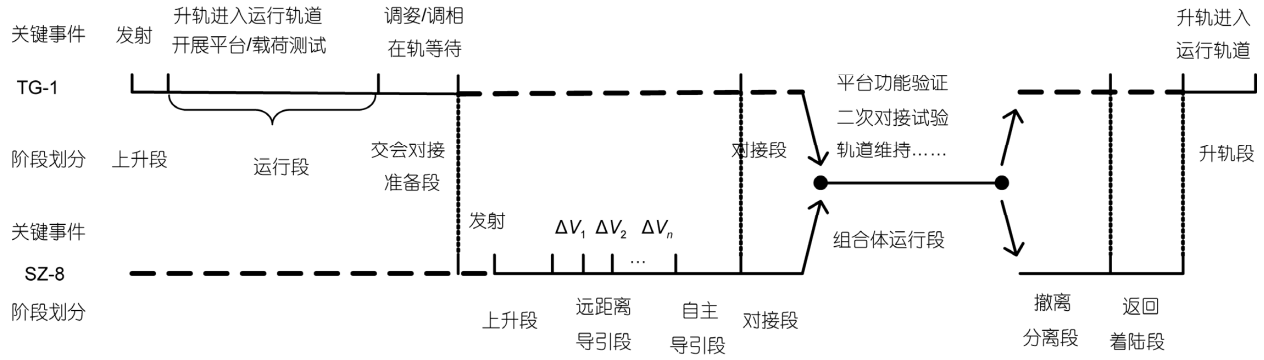

图 1　首次交会对接任务规划示意图

接任务恰逢第 24 个太阳活动峰年, 可能出现的太阳风暴会导致大气密度模型误差增大, 也会对轨道确定和预报精度产生不利影响. 这些均是交会对接任务高精度测定轨面临的新问题和挑战.

交会对接任务需同时对飞船和目标飞行器两个密切相关的航天器提供测控通信支持, 这是测控系统面临的又一新问题.

3.2.4 飞行控制要求

远距离导引过程飞行控制的特点是精度要求高、实施流程紧和应急分支多, 地面要在 2 天内控制飞船完成抬高轨道、轨道圆化、轨道面修正等 5 至 6 次变轨机动, 将飞船准确导引至目标飞行器后下方预定位置; 此外, 还需考虑飞船初始轨道偏差过大或某次导引控制异常时, 对实测轨道进行轨道重构, 重新计算导引控制策略等问题. 可见, 远距离导引过程复杂, 时限性强, 精度要求高, 还要对各种应急情况进行应急控制, 安全性要求高. 这些均是交会对接任务飞行控制的特点和难点.

4 方案设计

根据以上对交会对接任务特点和难点问题的分析, 远距离导引方案设计的重点内容为导引控制策略、双目标测控、高精度测定轨以及可靠的飞控实施方案.

4.1 导引控制策略

导引控制策略通常有拱点控制和非拱点控制两种.

拱点调相交会是交会对接轨道设计中较为常用的一种方法, 调相控制在轨道拱点进行, 平面控制在轨道节点进行, 轨道平面内的调相控制与轨道平面控制分开实施. 拱点调相交会控制对应的算法简单、成熟、可靠, 但轨道平面内、外控制分别进行导致控制次数增加, 对测控网要求高.

非拱点多脉冲最优交会根据交会时间要求, 建立远距离导引瞄准点偏差方程, 以燃料消耗和变轨精度等为约束, 优化控制参数, 采用综合变轨方式综合修正轨道平面内、外的偏差, 得到燃料最省的目标函数. 此方法对应的轨控次数较少, 但每次轨控往往需要飞船调整至特定姿态满足速度增量方向要求, 轨控位置也难以满足测控支持约束, 相比拱点调相交会法, 控制难度和风险加大.

结合我国载人航天工程实际, 首次空间交会对接任务远距离导引控制选择拱点调相交会方法, 控制策略如表 1 所示.

为在特定远距离导引策略下提高导引终点精度, 进行了三个方面的设计: 一是在现有测控网的基础上开展国际联网, 充分利用中继卫星系统, 以扩大测控覆盖率、改善观测几何、缩短预报时长, 从而提高定轨和预报精度; 二是通过合理分配跟踪两个飞行器的测控资源, 实现对两个目标的高精度定轨; 三是优化两飞行器相对定轨和预报算法, 从而提高相对定轨精度.

采用以上三项措施后, 对远距离导引和近距离导引进行联合仿真, 证明能够实现地面导引与飞船自主导引的交接, 并最终实现两飞行器交会对接. 以表 2 所示初值为例进行仿真, 结果表明, 在上述导引控制策略下, 远距离导引精度为: 轨道面内相对位置误差约 1.2 km, 相对速度误差约 0.7 m/s; 轨道面外相

表 1 地面导引段变轨方案及测控通信支持情况

序号	变轨点位置 (纬度辐角)	变轨目的	测控支持
1	第 5 圈远地点	提高近地点高度	远六船, TL-1 02 星
2	第 13 圈 (0°~360°)	修正轨道面偏差	TL-1 01, 02 卫星(视轨道情况)
3	第 16 圈近地点	提高远地点高度	远五船, TL-1 01 星
4	第 19 圈远地点 (290°~330°)	圆化轨道	TL-1 02 星(视轨道情况)
5	第 24 圈 (185°~225°)	组合修正	纳米比亚站, TL-1 01 星(视轨道情况)
6	第 28 圈	寻的段第一次机动	TL-1 01 星(视轨道情况)

表 2　远距离导引精度仿真初值

项目		目标飞行器	飞船
初轨误差	半长轴	20 m	−20 m
	偏心率	10^{-5}	10^{-5}
	轨道倾角	0.0015°	−0.0015°
	升交点赤经	0.0015°	−0.0015°
	纬度幅角	−0.001°	0.001°
	平近点角	0.5°	−0.5°
轨控误差	大小误差	$\delta v = 0.03 + 0.0008\Delta V$	
	方向误差	1°	
空间环境参数	F10.7	150	
	Ap	12	

对位置误差约 700 m, 相对速度误差约 0.9 m/s, 满足飞船转入自主导引控制的精度要求.

4.2　测控支持方案

4.2.1　测控通信网组成

我国首次空间交会对接任务中, 由东风中心、北京中心、西安中心, 18 个测控站(船)、2 颗中继卫星, 以及 IP 化信息传输网构成的陆海天基测控网, 完成交会对接任务测控信息获取、处理、传输和应用任务. 首次空间交会对接任务测控网组成如图 2 所示.

4.2.2　双目标测控支持

远距离导引段, 设计不同方案满足不同相对距离情况下两飞行器的双目标测控需求: 相对距离较近时, 采用同波束测控体制; 相对距离较远时, 采用合理调配测控资源的方案.

4.2.2.1　同波束测控体制

同波束测控是指在一台测控设备同一波束内, 为两个目标提供测控支持. 这一方式是通过改造现有测控设备实现的.

对于陆海基测控设备, 具体的技术措施是对现有测控设备进行改造, 综合利用其射频部分, 增加一套基带和相关设备, 建设具备双目标测控能力的综合测控设备. 这一解决途径相比在一个测站内配置两套测控设备的方案, 在实现了双目标测控的同时, 有效地利用了现有测控设备的潜力, 综合效费比较高. 针对交会对接任务轨道设计, 选择轨道覆盖率高、关键测控事件集中的喀什、渭南和青岛站, 对其测控设备进行改造, 使之具备同时接收飞船和目标飞行器工程遥测数据和数传数据的能力.

对于中继卫星系统, 对其地面终端站进行改造, 通过增配 1 套中低速数传终端, 达到增加 1 路上行 SSA 链路, 实现前向 3 路、返向 4 路的测控支持能力, 满足同时为飞船和目标飞行器测控下行遥测和上行遥控支持的测控需求.

远距离导引飞船轨道仿真结果表明: 当两飞行器相对距离小于约 10 km 后, 改造后的陆基测控站可提供双目标测控支持; 当两飞行器相对距离分别小于约 1000 和 100 km 时, 可通过中继卫星 SSA 链路和 KSA 链路提供双目标测控支持.

4.2.2.2　资源合理调配

资源调配的解决途径适合于非对接段的双目标协同管理, 具体技术措施是: 优化任务准备操作流程, 将任务准备操作时间由之前的 30 min 压缩为 10 min, 在确保任务准备操作可靠的前提下, 尽可能延长对过境的目标飞行器和飞船的测控通信支持; 当两飞行器进、出同一测控站时间间隔大于 10 min 时, 分别对两飞行器实施测控, 当两飞行器进、出同一测控站时间小于 10 min 时, 分配陆海基测控资源分别为两目标提供测控通信支持; 此外, 综合利用着陆场系统测控通信设备和国际联网设备, 在远距离导引段为目标飞行器提供测控支持.

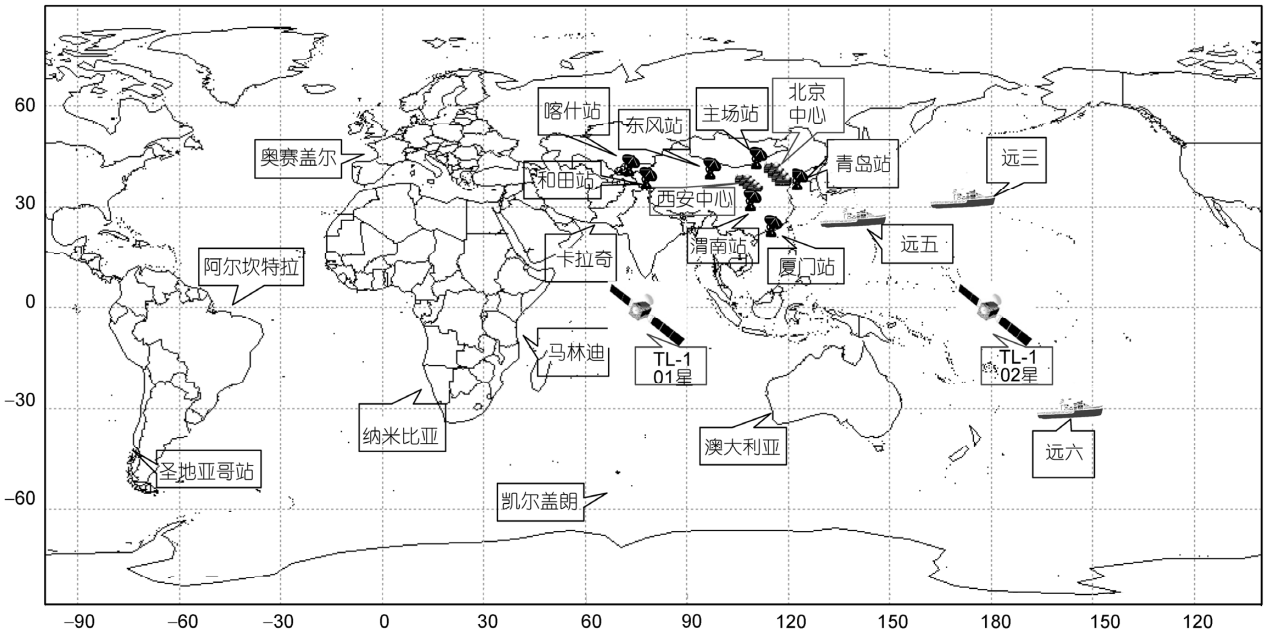

图 2　交会对接任务的测控通信资源配置情况

4.3　高精度测定轨

在特定轨控方案约束条件下, 提高远距离导引精度的思路是: 增加观测手段和资料; 合理分配跟踪两个飞行器的测控资源, 保证精密定轨所需观测数据的有效性; 改进模型和方法.

具体技术措施包括: 1) 充分利用两颗中继卫星对飞船进行长弧段测轨, 大大增加观测资料、改善测轨几何条件; 2) 新建澳大利亚站, 与巴西阿尔坎特拉站、法国凯尔盖朗和奥赛盖尔站开展国际联网; 3) 优化飞控流程, 压缩注入数据生成和会签的时间, 争取将更多时间用于积累观测数据; 4) 融合利用中继卫星系统、USB 系统和卫星导航系统多源观测资料[12]; 5)利用与飞船运行在相近轨道上的目标飞行器, 开展定轨预报试验, 进行目标飞行器飞行动力学模型相关参数辨识试验, 获取相关大气参数, 为飞船发射后的轨道确定提供参考.

4.4　飞控实施方案

交会对接任务具有关键控制事件多、天地协同交互强等新特点, 对飞行控制的实时性、可靠性提出了更高的要求. 首次交会对接任务面临的最突出的两个问题是提高数据注入的实时性, 以及确保地面远距离导引和飞船自主导引切换控制的可靠性.

4.4.1　快速的数据注入

首次交会对接任务中, 规范了从测轨数据获取、定轨预报计划、控制策略计算、注入数据生成, 到注入数据验证、飞控操作实施的操作程序和流程, 在此基础上还采取了如下提高数据注入实时性的技术措施: 1) 改进了注入数据自动生成软件, 实现了不同数据注入流程的快速加载, 提高了注入数据生成的自动程度和实时性. 2) 改进了注入数据验证软件, 在传统的原码反算功能基础上, 增加了更为灵活的帧间数据比对、错误告警等自动比判和辅助人工比对功能, 提高了软件的适应性和注入数据自动验证的效率. 3) 以网络传输方式实现飞控计划、控制参数、指令发送申请等数据在不同系统、不同岗位间的数据交互, 以及会签和确认. 4) 设计了仿真验证接口, 将飞行器仿真机接入任务计算机系统, 实现了与在轨飞行器同步的在线实时验证.

通过采用自动比判、电子会签、网络传输等一系列以自动替代人工的技术途径, 大大提高了用户注入申请、飞控中心注入数据生成、数据传输、系统间比判与会签等过程的效率, 为正常飞控操作和应急决策处置奠定了基础.

表 3　首次交会对接任务远距离导引终点精度

指标参数	理论值	实测值	偏差
迹向相对位置 (m)	−50000	−49000	1000
径向相对位置 (m)	−13500	−13700	−200
法向相对位置 (m)	0	146	146

4.4.2　可靠的控制切换

地面将飞船导引至与目标飞行器相距约 50 km 后, 通过两飞行器相对测量敏感器和空空通信链路实现相对导航, 飞船转入自主导引控制, 天地导引控制的成功交接是实现交会对接任务的关键环节.

为保证控制切换的可靠性和实时性, 飞行方案设计和飞控实施方案中提出了测量弧段有搭接、控制切换有备份、控制过程有监视、应急情况有预案的原则. 具体技术实现为: 1) 两飞行器相距 100 km 至 5 km 时, 以导航设备为主、微波雷达测量备份, 相距 5 km 至 140 m 时, 以导航设备为主、激光雷达和微波雷达备份, 设备的冗余和弧段的搭接可有效保证天地导引控制切换的可靠性; 2) 在第 28 圈陆基测控站跟踪弧段内监视判断飞船工况、相对导航计算情况和导引控制切换情况, 天地导引控制的切换以飞船程控为主、地面遥控备份; 3) 当出现地面判断飞船相对导航异常, 但飞船已自主转入自主导引控制的情况时, 地面可通过发送遥控指令终止飞船自主导引控制, 按故障预案实施应急处置.

5　飞行验证

2011 年 9 月 29 日 21:16, 天宫一号目标飞行器由长征二号 F T1 运载火箭准确送入预定轨道; 11 月 1 日 05:58, 神舟八号飞船由长征二号 F Y8 运载火箭发射入轨. 飞船发射入轨后, 按远距离导引策略, 从初始轨道转移到高度约 330 km 的近圆轨道, 在与目标飞行器相距约 52 km 处与其建立了稳定的空空通信链路, 飞船成功转入自主导航, 最终实现了“准确进入轨道、精确交会对接、稳定组合运行、安全撤离返回”的预定目标.

其中, 远距离导引段分别于第 5, 13, 16, 19 和 24 圈进行了五次变轨, 于 11 月 2 日 23:08 到达导引终点位置(第 28 圈圣地亚哥站测控区内), 实现了高精度远距离导引控制, 验证了导引控制策略的正确性. 远距离导引终点精度如表 3 所示.

首次交会对接任务中, 定点于东经 77°和东经 176.8°的两颗天链一号中继卫星, 以及测控站/船构建的陆海天基测控网为目标飞行器和飞船分别提供了 69%和 67%的测控覆盖率; 两艘测量船与地面站搭接而成的测控弧段, 为对接过程提供了约 40 min 的连续测控支持; 最后平移靠拢段的测控覆盖达到了 100%的指标要求. 高效、可靠的飞行控制模式圆满完成了远距离导引段 5 次变轨控制, 以及天地导引控制的切换. 飞船运行第 24 圈, 中继卫星 SSA 链路同时为两个飞行器提供了测控支持; 两飞行器相对距离小于 86 km 后, 中继卫星系统同时接收两飞行器的返向 KSA 数据, 并对飞船建立了前向 KSA 链路.

本文针对交会对接任务远距离导引, 分析了远距离导引的主要任务及导引控制策略、测控通信支持等方面的需求, 进行了远距离导引方案设计, 并给出了在我国首次空间交会对接任务中的验证情况.

参考文献

1　王永志. 实施我国载人空间站工程推动载人航天事业科学发展. 载人航天, 2011, 1: 1–4
2　张淑琴, 王忠贵, 冉隆燧. 空间交会对接测量技术及工程应用, 中国宇航出版社, 2005, 10: 1–21
3　朱仁璋, 汤溢, 李颐黎, 等. 航天器交会飞行设计方法研究. 中国空间科学技术, 2006, 2: 9–16
4　罗亚中, 张进, 李海阳, 等. 空间交会调相轨道设计和变轨规划研究评述. 载人航天, 2009, 1: 19–24
5　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: 132–143

6 张丽艳, 戚发轫, 李颐黎. 交会对接远距离导引精度分析. 北京航空航天大学学报, 2006, 32: 667–670
7 张柏楠. 航天器交会对接任务分析与设计. 中国科学: 技术科学, 2011, 6: 179–231
8 刘世勇, 彭利文. 空间交会对接调相轨道误差特性分析. 载人航天, 2010, 4: 46–52
9 汤溢, 王翔. 航天器远距离导引段误差敏感度研究. 航天器工程, 2010, 19: 40–44
10 汤溢, 张进, 黄海兵. 基于正交试验设计的交会远距离导引误差分析. 航空计算技术, 2010, 40: 26–29
11 于志坚. 载人航天测控通信系统. 宇航学报, 2004, 25: 247–250
12 方群, 曾峰. 航天器交会对接中 GPS 的应用. 宇航学报, 1995, 16: 73–76