中国载人交会对接技术的设计与实现

张柏楠*, 马晓兵, 郑伟, 常跃东

中国空间技术研究院载人航天总体部, 北京 100094

* E-mail: zhangbainan@cast.cn

收稿日期: 2013-11-03; 接受日期: 2013-11-29

摘要 中国在载人航天工程第二步第一阶段任务中, 自主研制了天宫一号目标飞行器和神舟八号、神舟九号、神舟十号载人飞船, 通过 3 次在轨飞行任务完成了 8 次交会、6 次对接, 覆盖了自动和手动等多种交会对接模式, 突破并掌握了交会对接技术. 从交会对接系统、交会轨道、交会测量和控制、信息传输、对接与分离、飞行方案, 以及试验验证等方面对中国载人交会对接设计的技术特点、所采用的创新技术方法和解决的技术难题进行了介绍, 在飞行验证的基础上分析了工程任务取得的成果, 与国际水平进行了综合比较, 对中国载人交会对接技术的设计和研制情况进行了总结.

关键词
载人航天
交会对接
飞行方案
试验验证

1 引言

航天器交会对接(rendezvous and docking, RVD)技术是航天工程中的一项关键技术, 是实现空间站、空间平台和空间运输系统空间装配、回收、补给、维修及营救等在轨服务, 以及载人登月、外星采样和星际航行任务的基石^[1,2].

1962 年 8 月 12 日, 苏联发射的东方 4 号飞船与东方 3 号首次在太空实现交会飞行(最近相距 5 km). 1966 年 3 月 16 日, 美国发射双子座 8 号飞船首次与阿金纳舱体在太空实现对接. 自从 20 世纪 60 年代以来, 美苏(俄)已经进行了 200 多次交会对接. 其他各国也在积极开展相关研究, 欧洲太空局的 ATV-1(JULES VERNE)和日本 HTV-1 货运飞船, 分别于 2008 年 4 月 3 日、2009 年 9 月 17 日在国际空间站的配合下实现了无人交会对接.

中国在载人航天工程第二步第一阶段的任务中, 通过自主研制天宫一号目标飞行器以及神舟八号、神舟九号、神舟十号载人飞船, 于 2011 年 11 月 3 日实

现首次交会对接, 2012 年 6 月 16 日实现首次载人交会对接, 2013 年 6 月 26 日完成首次载人交会对接应用性飞行任务, 3 次飞行任务共在轨完成 8 次交会、6 次对接, 覆盖了自动和手动、前向和后向、阳照区和阴影区等多种交会对接模式, 系统突破并掌握了交会对接技术.

2 交会对接系统设计

2.1 系统设计

2.1.1 技术要求

1992 年我国确定了以建设空间站为目标的载人航天工程三步走战略. 空间站的建造和运营必须具备舱段在轨组装、组合体运行、人员运输和物资补给能力, 必须掌握出舱活动、交会对接、组合体控制等关键技术.

从 1999 年 11 月 20 日至 2005 年 10 月 12 日, 我国连续发射了 6 艘飞船, 实现了载人飞行技术的历史

引用格式: 张柏楠, 马晓兵, 郑伟, 等. 中国载人交会对接技术的设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 1-11
Zhang B N, Ma X B, Zheng W, et al. Design and implementation of China's manned rendezvous and docking technology (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 1-11, doi: 10.1360/092013-1219

性突破, 完成了第一步任务. 我国载人航天第二步第一阶段主要任务是突破出舱活动和交会对接技术, 建立短期有人照料的空间实验室. 在 2008 年 9 月神舟七号突破了出舱活动技术后, 突破交会对接技术成为中国载人航天工程的主要任务.

航天器交会对接技术是指两飞行器于同一时间在轨道同一位置以相同速度会合并结构上连成一个整体的技术^[3,4]. 完整的载人交会对接技术包括交会、对接、组合体管理与控制、人员物品转移等 4 项技术, 以实现空间站建造和运营所需能力.

2.1.2 技术途径选择

本着多快好省和独立自主的原则, 在充分地面试验的基础上, 以自主研发可用于空间站工程的标准载人运输飞船为目标, 一次突破和掌握交会对接全部技术.

交会对接的追踪飞行器选择为改进型神舟载人运输飞船, 对接目标为长寿命且可实现短期有人驻留的试验性载人空间实验室(天宫一号目标飞行器). 任务发射天宫一号目标飞行器和神舟八号、神舟九号、神舟十号飞船 4 个航天器. 通过神舟八号无人飞行试验, 验证标准运输飞船的设计状态和交会对接方案, 通过后续载人飞船飞行试验, 全面充分验证交会、对接、组合体控制及人员物品转移 4 项关键技术, 达到突破和掌握航天器交会对接技术的目的.

2.1.3 技术难点和解决途径

空间交会对接对我国来说, 是一项全新的大型空间技术试验活动.

需要同时控制两个飞行器, 以多种模式运行, 涉及船器一千余台设备, 系统构成和功能运转复杂; 在对接接触时刻, 两个飞行器的位置、速度、姿态和姿态角速度 12 个变量都要同时满足要求, 控制难度大; 在空间环境下需实现从相距数千公里开始相对导引, 直至达到厘米级的交会对接精度, 空间范围大、精度要求高; 不经过其他专门的飞行验证, 状态一次到位, 飞行试验要求一次成功, 需要克服天地环境不一致, 验证不充分的问题; 自主研发大量高新设备, 指标要求高, 跨度大; 在各种可能的故障条件下, 既要保证完成交会对接任务, 更要保证航天员安全, 载人交会对接可靠性和安全性要求高.

设计研制采取了高度集约化、系统化、精细化的

系统工程设计技术, 解决这些技术难题. 通过两飞行器联合协同设计, 按功能流程分析和时间序列分析确定了交会对接各项功能的层次关系和界面, 形成了复杂系统功能体系结构; 通过综合运用数字物理仿真建模等系统综合验证技术, 明确了交会对接系统的产品和指标体系结构, 确定了集中力量解决的攻关要点; 通过自主研发, 采用光电结合的高精度相对测量系统, 作为控制的基础; 提出多维度矩阵分析试验规划技术, 保证验证全面和充分; 通过系统的故障覆盖分析和对策设计验证, 保证任务可靠和安全.

2.1.4 总体技术方案

执行交会对接任务的标准载人运输飞船, 新增交会对接功能, 提高了设备的性能和智能化程度, 适应交会对接任务和未来发展的需要. 以空间实验室为目标研制天宫一号目标飞行器, 具备与飞船对接后的组合体控制功能.

交会过程分为远距离导引和自主控制两个阶段. 远距离导引段由地面高精度测量和预报两飞行器轨道, 并采用最优的轨控策略快速生成控制参数, 由飞船准确执行轨道机动, 直到相对导航敏感器测量范围内. 自主控制段飞船采用光电结合、远近搭配、相互备份的相对测量系统测量与目标飞行器的相对位置、速度、姿态和姿态角速度, 采用自动控制为主, 人工控制为辅的综合控制方案, 提高了可靠性, 采用 C-W 制导、视线制导和六自由度控制等多种控制模式, 通过平移和姿态综合机动, 逼近目标飞行器, 直到对接机构接触.

对接过程主要由对接机构完成. 飞船通过姿态与轨道控制建立对接初始条件, 由主动对接机构和被动对接机构共同完成捕获、缓冲、校正、拉回、锁紧等动作, 建立两个飞行器的机械和电路连接.

组合体管理与控制以天宫一号为主, 神舟飞船作为备份以确保航天员安全. 对接完成后形成的组合体, 由天宫一号统一负责两个飞行器的姿态与轨道控制、供电与信息并网控制以及密封舱环境和热控制, 在故障状态下飞船具备稳定组合体控制, 保证航天员安全撤离的能力.

人员物品转移首先由飞船检查和建立密封通道, 由航天员操作开启舱门, 通过拆卸、转移、安装等操作完成转移任务.

交会对接系统设计中重点需要解决涉及两飞行

器间系统层面的交会对接轨道、交会对接相对测量和控制、飞行器间信息传输、对接分离, 以及协同飞行方案等设计.

2.2 交会轨道设计

交会轨道设计是如何设计追踪飞行器的发射和飞行路径, 以及目标飞行器的配合飞行路径, 以实现两飞行器的接近, 是实现交会对接的关键技术. 具体包括发射窗口、目标飞行器调相轨道、载人飞船交会转移轨道设计, 以及故障状态下的轨道重构设计.

2.2.1 交会对接发射窗口设计

发射窗口是指可供航天器发射的时间集合, 其中包括发射日期和发射时间.

载人飞船交会对接任务一年中的可发射日期受轨道日照角、热控、能源、光学导航测量设备阳光抑制角等多项约束严格限制, 同时受目标飞行器轨道共面和自身发射方位角限制, 可发射日期中每天只有一个发射机会(零窗口). 在工程实施中, 还需要考虑轨道高度不同受轨道摄动差异带来的升交点漂移影响等因素. 为了在以上约束条件下, 获取最多的载人飞船发射窗口机会, 减小对任务计划安排的压力, 载人飞船与天宫一号目标飞行器发射窗口采用了耦合迭代联合设计的方式, 获取最优的载人飞船交会对接发射窗口设计结果. 联合设计使发射窗口的计算更加复杂, 任务中通过对各种约束条件的数学模型化和优化算法研究, 设计了精确的发射窗口迭代计算方法, 分析了各种约束对交会对接发射窗口的影响, 计算得到了交会对接任务目标飞行器和追踪飞行器的发射窗口集合, 提高了发射机会. 综合多约束条件下的发射窗口分析示例如图 1 所示.

2.2.2 目标飞行器调相轨道设计

为减少追踪飞行器交会飞行推进剂消耗, 交会对接轨道设计采用了目标飞行器进行主动降轨调相的技术方案, 在载人飞船发射前将目标飞行器机动到固定初始相位的位置. 目标飞行器设计采用了前期大气阻力衰减为主, 后期主动控制为主的调相轨控方案, 在节省推进剂的同时又确保了最终精度.

受大气阻力、升交点赤经漂移及轨道误差对相位角目标的影响, 调相轨道计算是一个复杂的摄动交会调相综合变轨问题. 通过综合选择摄动轨道机动

图 1 发射窗口联合分析示例

参数、调相方向与机动圈次 3 个方面, 建立了目标调相轨道机动计算模型, 通过动态优化调整调相半长轴, 解决了求解计算的难题, 得到了可以满足初始相位角要求的调相轨道机动策略.

2.2.3 载人飞船交会转移轨道设计

交会转移轨道设计一般采用调相交会的方法, 即追踪飞行器发射进入初始轨道, 利用轨道高度低的航天器角速度大的性质, 通过轨道机动在适当的地方调整追踪航天器的轨道高度, 以调整相位角变化率, 逐步缩小相位差和相对位置差, 最后选择合适的时刻使追踪飞行器与目标飞行器相交会.

综合考虑转自主控制终端条件、测轨和轨道预报精度、轨道相位要求, 载人飞船采用特征点变轨与组合修正相结合的控制方式, 设计了以推进剂消耗最少为优化目标的 5 次变轨方案, 如图 2. 每一次变轨设计不仅计算本次变轨参数, 同时综合规划计算后续所有的变轨参数, 依次通过循环迭代, 逐步减小误差, 提高轨控目标精度, 达到了远程导引高精度的终端指标条件. 同时为提高了每次轨道控制的精度, 设计采用大发动机+小发动机联合变轨的方案, 在充分发挥了大发动机大推力特点减小弧段重力效应的同时, 也利用了小发动机小尾推力特点, 减少尾推力效应, 提高了轨控精度.

2.2.4 交会对接超差故障轨道重构设计

为应对交会对接中出现入轨轨道高度异常、变轨未执行、变轨速度增量超差和变轨姿态超差等极端情况, 设计了包括入轨故障应急变轨策略、轨控故障应急变轨策略和应急返回变轨策略的超差故障轨道重

图2 远程导引段变轨机动示意

构方案。故障轨道重构方案覆盖了任意组合轨道偏差情况,提高了交会对接的可靠性和航天员的安全性。

入轨故障应急变轨策略针对火箭入轨高度过高与过低的各种情况,以推进剂最省为原则设计了紧急轨道抬升、增加变轨次数和调整变轨圈次等应急变轨策略。

轨控故障应急变轨策略考虑了变轨未执行、变轨速度增量超差、变轨姿态超差、异常转出自主控制的故障模式,以故障发生多长时间后能够处理完毕进行应急变轨为变化量,设计了2或3天内完成交会对接的30多种应急轨道控制策略。

应急返回变轨策略考虑了故障发生后能够快速实施返回以确保航天员安全,对轨道机动和制动轨道条件进行了优化设计,满足了轨道偏差情况下航天员安全返回的要求。

2.3 交会测量和控制方案设计

为实现交会功能,首先需要精确地测量两飞行器之间的相对位置,设计最优控制策略控制相对运动,由发动机系统精确执行,最终满足对接捕获所需的初始条件,是交会对接的关键技术。载人飞船新增配置了船载自主交会相对测量系统,增加了自控/人控交会控制模式,推进系统增加了交会对接发动机等配置,天宫一号目标飞行器配备了自主交会测量设备合作目标。

自主交会测量系统用于两航天器间的相对运动测量,主要技术难点包括:测量范围大,从百公里到

对接;测量精度高,需高于对接机构捕获误差允许的精度;测量参数多,包括相对位置、相对速度、相对姿态、相对姿态变化率等;测量数据动态获取要求高,在动态运动中,数据实时性强且要求正确连续不间断。

鉴于交会测量的空域变化较大,空间环境复杂,且对测量精度和测量参数的要求都随着相对距离的渐近而变化,设计采用了适应远、中、近不同作用距离的、光电结合的以及基于不同物理机理的交会测量体制。综合利用微波雷达、激光雷达、CCD 像机、TV 摄像机等交会测量设备在不同距离下的测量优势,通过敏感器的测量精度阶梯化、作用距离接力式使用,降低单一敏感器的研制难度,实现测量系统功能最优,实现了传感器在轨毫米级的高精度相对测量,满足了交会测量需求。同时,设计不同传感器的工作距离相重叠,至少实现在同一自主测量范围有两种测量传感器相互冗余备份,消除了测量环节的单一因素失效风险,提高了可靠性。

为实现交会对接轨道平移控制功能,载人飞船新增配置了平移和反推发动机,采用了平移、反推、大小姿控、轨控等多种功能的发动机作为执行机构,与控制计算机系统、自主交会测量系统共同形成了具有自身特色、功能完备的交会测量控制体系。

2.4 交会对接信息传输设计

交会对接信息传输系统是交会对接过程中实现两飞行器动作协调匹配的关键,神舟载人飞船与天宫一号目标飞行器交会对接和组合体飞行中,采用

空空通信机无线信息传输和并网总线有线信息传输两条链路,用于两飞行器之间的信息通信.交会对接飞行阶段两飞行器无物理连接,测控以载人飞船为主,设计两飞行器间使用空空通信链路传输信息.对接完成组合体飞行状态建立后两飞行器形成物理连接,组合体飞行测控以目标飞行器为主,通过对接总线有线连接实现信息的传输.

2.5 对接与分离设计

追踪飞行器和目标飞行器之间的机械捕获、缓冲和锁紧功能由对接机构实现,在组合体飞行任务结束后对接机构还需实现追踪飞行器和目标飞行器的安全分离,是交会对接的关键技术.对接机构需具备在偏差条件下相互捕获,校正两航天器间的相对位置和相对姿态偏差,缓冲和吸收撞击能量,实现两飞行器间的刚性连接,并形成密封的可供航天员和运输物资通过的内部通道,保证两飞行器电、气、液路的可靠连通,以及实现两飞行器安全分离.

国际上目前通用的对接机构形式包括俄罗斯联盟、进步号飞船和欧洲 ATV 货运飞船所使用的杆-锥式对接机构,美国航天飞机所使用的异体同构周边式对接机构,都是由俄罗斯研制生产.日本的 ATV 和美国 SPACE X 公司的“龙”飞船使用了 CBM 类型的通用停靠机构,但其通过空间站的机械臂抓获飞船后实现与空间站的连接,不具备捕获、缓冲能力.

从与对接目标的可互换性考虑,我国独立设计了采用导向板内翻的异体同构周边式对接机构,对接通道在导向板结构的中央,增大了对接通道.载人飞船配置主动对接机构,目标飞行器配置被动式对接机构,对接机构捕获锁采用撞击开锁方案,利用对接撞击能量实现对接机构间的机械捕获.两飞行器间的刚性连接利用对接锁系实现,锁紧力保证对接

刚度和密封要求.采用机电式方案,由机电系统在捕获完成后缓冲并吸收撞击能量.配置电、气、液路浮动断接器,连通两飞行器间的电、气、液路.采用分离弹簧提供分离力,实现两飞行器的分离.对接机构能够完成自动控制程序,并能够采用手动控制完成基本操作和故障处理,提高了设计可靠性.各种对接机构的构型如图 3 所示.

2.6 交会对接飞行方案设计

交会对接飞行方案是突破交会对接的系统级关键技术,是在轨实施交会对接飞行的依据.交会对接飞行方案设计是我国首次对两相关载人航天器进行统一的飞行规划.通过交会对接正常飞行方案、应急飞行方案和飞行故障预案的设计,形成了系统的飞行方案体系,确定了量化的系统功能和性能,全面指导和支持了我国交会对接任务飞行器间和天地间协同飞行控制.

2.6.1 交会对接正常飞行方案设计

交会对接飞行中变轨次数多,光照条件与测量敏感器工作时段相耦合,飞行关键事件紧密且时序匹配性要求强,特别是交会、对接、停泊、撤离过程中,两飞行器多种模式飞行状态要求必须协调匹配.为确保两飞行器飞行过程协调、时序匹配,设计中采用了多航天器相对时域-空域综合分析方法,通过时间轴和空间轴两个维度综合分析,在识别交会对接测控、光照、能源、两飞行器信息交互等约束条件基础上,根据交会对接轨控策略、敏感器作用距离、控制精度、测控条件、飞行任务目标等要素,设计了目标降轨调相、飞船发射、远距离导引飞行、自主控制飞行、对接、组合体飞行、组合体分离、飞船撤离、飞船返回准备、飞船返回地面、目标升轨 11 个交会

图 3 各种对接机构的构型(从左至右依次为杆-锥式、国外和我国的异体同构对接机构)

对接任务飞行阶段的详细飞行方案, 实现了交会对接全过程航天员、载人飞船、目标飞行器、地面测控系统的高效协同, 确保了自动和手动交会对接任务的成功, 任务过程如图 4 所示。

交会对接飞行方案设计中, 轨道变化范围大, 关键飞行事件安排与测控弧段耦合紧密, 在考虑飞行条件变化和航天员在轨操作灵活度的情况下, 必须解决飞行程序实时更新匹配的问题, 为此提出并采用了飞行程序动态规划与在轨重构方法, 通过设置停泊点补偿和协调时序, 通过制定了多个可重组的飞行程序模块实现了交会对接飞行程序的快速在轨重构, 确保了交会对接时序的精确、可靠控制。

2.6.2 交会对接应急飞行方案设计

交会对接应急飞行方案设计以确保交会对接任务成功和航天员安全返回为目标, 综合考虑故障发生时间和影响的不确定性, 分别制定了继续任务、任务降级和应急返回等应急组合策略, 形成了完备的任务执行和安全体系。

为提高交会对接成功率, 在远距离导引段通过调整变轨圈次、增加变轨次数、调整远距离导引终端时间, 使载人飞船接近目标飞行器, 确保转入自主控制。在自主控制段通过调整停泊点等待时间、撤退至上一停泊点、调整对接时间、重入自主控制等增加对接机会, 最大可能的实现两飞行器交会对接。研究设计了逆向推演和时序累积相结合的交会对接应急飞行方案设计方法, 解决了在轨实施时, 在处置时间、控制权交接、测控、光照等多约束变化情况下, 快速准确确定接触、分离等交会对接特征点并生成应急飞行

方案的难题。

为保证航天员安全返回, 在飞船独立飞行期间设计了自主应急返回等应急返回飞行方案。在组合体运行期间, 通过优化设计时序关系, 保证故障情况下载人飞船与目标飞行器可在最短时间内实现分离, 安全返回地面。

2.6.3 交会对接飞行故障预案设计

为保证飞行任务的安全性, 采用面向过程的跨航天器故障模式识别与处置技术, 涵盖了交会对接飞行全过程中的飞行事件和设备, 统一分析两飞行器故障模式, 联合调配两飞行器资源, 实现了两飞行器关联故障模式的协同处置。结合正常飞行过程, 设计了航天员自主处置、飞行器自动处理以及地面干预的处置准则, 制定切备机、功能降级、降功耗等措施进行故障快速实时处置, 有效防止故障影响扩散, 形成了覆盖全面的故障判断和应急处置体系。

3 系统试验验证

实现高精度测量和控制, 外部环境和系统内设备间的兼容等影响因素都不能忽略。例如, 大气衰减对轨道预报精度的影响, 光照条件对光学敏感器的影响, 电磁兼容和多径效应对微波测量的影响, 羽流对位置姿态控制精度的影响, 不同敏感器之间的相互影响, 主动与被动合作目标的相容与互换等。要求影响因素分析全面, 准确。为降低风险, 国外采用编队飞行、测量设备搭载、近距离交会等多种方式提前进行飞行试验, 获取飞行数据, 验证系统性能。我国

图 4 交会对接任务飞行图

载人交会对接任务要求不经过其他专门的飞行验证, 直接进行飞行试验. 由此带来因天地差异导致地面模拟分析的全面性、真实性和准确性的技术风险, 必须靠全面、充分、准确的地面验证来保证, 地面仿真验证试验技术也成为了交会对接的关键技术. 交会对接地面试验验证是一个系统性的工作, 通过影响因素综合分析、试验规划、试验覆盖性分析、试验设计实施、数据评估和归纳总结的试验设计流程, 开展了系统试验验证工作.

3.1 试验规划

根据交会对接任务需求和研制情况, 对交会对接设计方案的验证方案进行了系统性分析, 采用多维矩阵式规划方法, 从功能性能、飞行方案、接口、故障和对策、可靠性安全性、互换性等多维度, 从单机试验、分系统级试验、系统级试验、大系统级试验等多层次, 从大气、羽流、电磁辐射、光学等多要素, 从方案阶段、初样阶段、正样阶段等多阶段进行了系统性交会对接地面试验分析与规划设计, 设计了广泛、全面的交会对接地面试验验证项目, 如图 5 所示.

从飞行试验事后评估结果看, 试验规划全面, 试验结果准确, 为一次实现高精度对接奠定了坚实的基础.

3.2 飞行方案地面试验验证

为验证飞行方案的正确性, 采用交会对接飞行任务仿真系统进行了全过程联合仿真, 分析了运载火箭入轨精度、航天器变轨精度、空间环境、大气模型等误差因素下交会对接飞行过程, 证明在各种误差条件下交会对接方案能够满足任务要求.

图 5 交会对接地面验证试验规划方案图

为验证在近距离时的综合性能, 利用九自由度半物理试验平台系统开展了近距离闭环试验, 进行了自控正常对接、人控正常对接、故障应急流程等多个工况试验, 检验平移靠拢段飞船测量及闭环控制特性, 验证了两飞行器控制性能及各分系统协同工作能力.

3.3 交会测量验证

通过对交会对接的交会测量系统地面验证难点的分析, 在交会对接敏感器单机验证试验的基础上, 针对系统级的交会对接通信测量设备配置及使用方案, 按飞行器在轨相对距离的远近设计了联合校飞试验、近距离交会综合试验、九自由度闭环试验等地面系统级试验, 对通信测量设备性能、工作的匹配性进行验证.

为验证中、远距离段交会对接通信测量设备工作性能, 提出了基于空间几何变换的交会测量等效验证方法, 利用两架分别安装交会对接测量敏感器飞机进行了联合校飞试验, 模拟载人飞船和目标飞行器在轨交会对接飞行中远距离、高动态条件下的相对运动, 对交会对接通信测量敏感器的捕获、跟踪和测量性能进行全面验证, 如图 6 所示.

为验证中、近距离交会通信测量敏感器工作特性, 提出了地面对日姿态与能量积分修正相结合的在轨光照条件模拟试验方法, 利用载人飞船轨道舱和目标飞行器实验舱进行了近距离交会综合试验, 对近距离段交会通信测量设备工作的匹配性进行系统级全面验证, 如图 7 所示.

3.4 接口验证

通过对交会对接飞行器之间机、电、热接口地面验证难点的分析, 采用交会对接飞行器接口地面验证技术, 提出了船器对接与分离时序试验、对接通道泄复压等一系列系统级船器接口验证试验.

设计研制了对接气浮试验台系统进行了对接分

图 6 联合校飞试验方案示意图

图7 近距离交会综合试验方案示意图

离试验,验证了撞击力、相对姿态、相对速度等对接机构对接分离指标和能力。利用水平真空舱试验系统,采用主、被动对接机构真实产品,完成了对接通道泄复压和检漏试验,验证了对接通道泄复压性能、对接通道漏率和对接面小腔漏率的检测方法及程序。

采用静态测试与动态对接相结合的交会对接同步闭环试验技术,建立了真实船器配备对接半物理仿真综合验证平台,完成了船器对接分离时序试验。

采用动态改变外热流、补偿热支持等边界条件模拟试验方法,解决了地面试验条件的限制,成功实现了组合体热平衡试验,验证了载人飞船和目标飞行器的热设计的正确性。

3.5 环境验证

为分析设计状态对交会对接飞行过程中电磁波的多路径反射效应,目标反射太阳光相关谱段的光干扰,电子设备之间的电磁兼容,发动机羽流产生的热、力、污染影响等特殊环境的适应性,针对性的开展了目标特性、EMC、羽流影响等验证试验。

为了验证舱体表面特性对交会通信测量敏感器工作特性的影响,利用载人飞船轨道舱建造试验系统进行了多径干扰和目标特性试验,验证了在真实舱体表面特性条件下,设备安装方式和材料包覆设计的正确性。为了验证载人飞船和目标飞行器之间的电磁兼容性能,利用真实舱体在暗室进行了 EMC 兼容性试验。利用先进的羽流效应数值仿真方法,对载人飞船受到的发动机羽流干扰力、羽流热和羽流污染进行了分析评估,并加强了防护处理措施,如图 8。

3.6 试验评估

采用高精度的标校系统、不同数据来源的综合统计分析、地面环境影响建模修正等方法,创建了交会对接试验数据综合评估系统,实现了自动交会测量、手控交会操作等复杂系统功能性能的准确有效评估,评估结果与最终在轨实测数据一致,如图 9。

图8 羽流效应数值仿真分析

图9 测量结果标校图

4 飞行验证情况及取得的成果

2011 年 11 月,神舟八号飞船与天宫一号目标飞行器完成了两次自动交会对接,飞船返回舱成功着陆,我国首次无人交会对接任务圆满完成。2012 年 6 月,神舟九号载人飞船搭乘 3 名航天员完成了一次自动交会对接、一次手动交会对接和撤离段交会接近试验,航天员安全着陆,我国首次载人交会对接任务圆满完成。2013 年 6 月,神舟十号载人飞船搭乘 3 名航天员完成了一次自动交会对接、一次手动交会对接和撤离段绕飞接近试验,航天员安全着陆,我国首次载人交会对接应用性飞行任务圆满完成。

3 次飞行试验中,船器协同控制正确,6 次对接初始精度均满足要求,对接功能正常。在轨 8 次交会 6 次对接均一次成功,解决了载人航天过程二步一阶段的重大技术难题,标志着我国突破并掌握了空间交会对接技术(如图 10~12)。

通过我国载人交会对接飞行任务的实施, 获得的主要技术成果包括以下几方面^[5-8].

1) 载人飞船与目标飞行器交会对接系统设计技术.

设计并实现了载人飞船与目标飞行器交会对接系统, 攻克了空间系统安全、羽流减缓控制等多项关键技术, 完成了我国首次自控及人控交会对接飞行

试验和航天员首次访问目标飞行器, 实现了厘米级高精度交会对接.

2) 多约束、多变量交会对接轨道设计与重构技术.

基于我国现有发射、测控、着陆及应急落区等约束条件, 提出了多约束、多变量交会对接轨道设计与超差故障轨道重构方案, 解决了以推进剂消耗最少和轨控终端精度最高为目标的两飞行器全局轨道优化设计难题, 实现了轨道超差和随机故障等极端条件下的轨道重构, 确保了准确交会.

3) 适应高动态、大范围、高精度的复合交会测量技术.

提出了多模式、多冗余的光电结合交会测量方案, 解决了交会过程高动态、大范围、高精度测量难题, 实现了自主导引全过程船器相对位置和姿态的多冗余测量, 精度达到国际水平.

4) 多航天器相对时域-空域交会对接飞行方案设计技术.

提出了多航天器相对时域-空域交会对接飞行方案联合设计方法, 解决了在多变轨、飞行事件时序强耦合等约束条件下, 两飞行器交会、对接、停泊、撤离多种模式飞行状态匹配的难题, 实现了航天员、飞行器、地面的高效协同, 确保了自动和手动交会对接任务的成功.

5) 对接机构技术.

研制成功国内规模最大、技术最复杂的空间机构, 解决了对接过程动力学仿真试验、关键部件设计制造等技术难题, 实现了可靠对接分离.

6) 多维矩阵式交会对接地面试验规划技术.

采用了多维矩阵式试验规划设计方法, 规划了交会对接地面试验项目, 解决了交会对接功能验证静态范围广、精度要求高、工作模式多、天地差异大、空间环境综合模拟等难题, 在地面全面准确地验证了交会对接技术, 实现了飞行试验一次成功.

5 与当前国际水平的系统综合比较

综合比较当前国际技术的发展, 我国交会对接技术具有以下特点和水平^[5,9].

5.1 技术跨越大

苏联和美国在 20 世纪 60 年代, 利用载人飞船与

图 10 神舟八号自动交会对接

图 11 神舟九号航天员手动交会操作

图 12 神舟十号航天员太空授课

表 1 各国航天器的交会对接技术对比

名称	交会敏感器系统	对接机构	对接方式
航天飞机	包括星跟踪器、Ku 频段被动式交会雷达、乘员光学瞄准观察器(COAS)和跟踪控制敏感器(TCS)	异体同构周边式对接机构	以手动交会为主
联盟号飞船、进步号飞船	远、中距离: Kurs 测量系统 近距离: 激光测距仪与目视光学瞄准镜	杆-锥式	以自动交会对接为主
ATV	远距离: 绝对 GPS; 中距离: 相对 GPS(RGPS) 近距离: 扫描雷达范围探测器类型的光学敏感器/相机类型的光学敏感器	杆-锥式	以自动交会对接为主
HTV	远距离: 绝对 GPS; 中距离: 相对 GPS(RGPS) 近距离: 光学雷达范围探测器类型的光学敏感器	CBM 类型的通用停靠机构	以自动交会为主, 用机械臂“捕获”
神舟飞船	远距离: 微波雷达 中距离: 微波雷达、激光雷达 近距离: 激光雷达、CCD 光学成像敏感器、TV 摄像机	异体同构周边式对接机构	以自动交会对接为主

特定对接目标,或载人飞船与载人飞船,通过先验证交会,再逐步提高接近距离,进而验证对接的方式,通过多次飞行试验实现了交会对接.与俄(苏联)、美相比,我国交会对接起步较晚,技术积累薄弱,但设计了清晰的发展路线和飞行规划,通过充分做好地面试验,飞行试验一次成功,飞船状态一次到位.即验证和突破了技术,又研制成功了可用于未来空间站工程的标准载人运输飞船.技术跨越幅度大.

我国在飞行任务中均规划了两次交会对接,神舟八号的两次交会对接分别验证了在阴影和阳照条件下的自动交会对接技术,神舟九号的两次交会对接则分别验证了载人自动交会对接技术和人控交会对接技术,飞行试验验证效率高.

5.2 技术起点高

我国神舟飞船与各国航天器的交会对接技术方案先进,比较如表 1 所示.

我国独立设计的交会对接控制系统采用了自动控制 and 人工控制相结合,自动控制为主的模式,提高了系统冗余度和可靠性,6 次对接自动/人控交会控制精度均达到了厘米级,从公开报道数据评估处于国际领先水平.

我国独立研制了自成体系的交会测量系统,具有较强的冗余度和抗干扰能力,测量精度达到了国际领先水平.

我国独立研制使用的异体同构周边式对接机构实现了两飞行器的密封对接,与国外对接机构技术相当,达到了国际先进水平.

6 结语

中国载人航天工程按照独立自主、循序渐进的技术发展路线,通过神舟八号、神舟九号载人飞船和天宫一号目标飞行器的两次次飞行任务,实现了太空自控与人控交会对接,航天员成功访问目标飞行器,突破和掌握了空间交会对接技术,神舟十号提前进入到应用阶段,显著提升了我国航天技术综合水平(如图 13).交会对接技术的突破建立起了我国航天技术的又一基石,为我国空间站的建造、装配、回收、补给、维修及营救等在轨服务提供了技术基础,也为更广阔的航天器在轨服务、太空救援、星际航行与外星采样等航天应用提供了基础.

图 13 空间交会对接

参考文献

- 1 张柏楠. 航天器交会对接任务分析与设计. 北京: 科学出版社, 2011
- 2 唐国金, 罗亚中, 张进. 空间交会对接任务规划. 北京: 科学出版社, 2008
- 3 林来兴. 空间交会对接技术. 北京: 国防工业出版社, 1995
- 4 Fehse W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft. London: Cambridge University Press, 2003
- 5 尚志. 中国首次交会对接任务的技术成就和展望. 航天器工程, 2011, 20: 11–15
- 6 周建平. 载人航天交会对接技术. 载人航天, 2011, 17: 1–8
- 7 周建平. 天宫一号/神舟八号交会对接任务总体评述. 载人航天, 2012, 18: 1–5
- 8 Ma X B, Huang Z, Yang Q. Achievements and expectation of China's rendezvous and docking task. In: 64th International Astronautical Congress. China, Beijing: IAF, 2013, IAC-13,B3,2,8,x17954
- 9 张蕊. 国际空间站到访航天器交会对接技术及未来发展研究. 空间技术情报研究, 2011

Design and implementation of China's manned rendezvous and docking technology

ZHANG BaiNan, MA XiaoBing, ZHENG Wei & CHANG YueDong

Institute of Manned Space System Engineering, China Academic of Space Technology, Beijing 100094, China

In the first step of the second phase of China's manned space program, China independently developed "Tiangong-1", "Shenzhou-8", "Shenzhou-9" and "Shenzhou-10" spacecrafts. Through three in-orbit spaceflight missions, China successfully completed eight rendezvous and six docking missions covering various autonomous and manual modes of rendezvous and docking (RVD), and eventually made a breakthrough and mastered the RVD technology. From the aspects of RVD system, rendezvous orbit, rendezvous measurement and control, information transmission, docking and separation, flight plan and experimental verifications, this paper introduces the technology characteristics, innovation technology methods, and technical problems solved in China's RVD. Based on the flight tests, this paper also analyzes the achievements made by the mission and compares them with international levels. Finally the design and development conditions of China's RVD technology are summarized.

manned space, rendezvous and docking (RVD), flight plan, experimental verifications

doi: 10.1360/092013-1219