

ATV、HTV 与 ISS 交会对接技术分析

张丽艳

(中国载人航天工程办公室)

摘要 简要介绍了自动转移飞行器(ATV)和HII转移飞行器(HTV)总体参数、结构组成、与国际空间站(ISS)交会程序和飞行任务概况,总结了飞行任务规划和程序设计特点,分析了 ATV 和 HTV 交会对接试验验证、交会对接任务安全性和可靠性设计、应急程序设计等方面的规律与启示。

关键词 ATV HTV 自动交会

分类号 V526 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2010) 01-0001-08

1 概述

自动转移飞行器(ATV)是欧空局(ESA)投资 25 亿欧元研制的不载人飞行器,旨在为国际空间站(ISS)提供货物运输、推进剂补加、轨道提升、姿态控制,以及垃圾运送等服务,货运能力是“进步”号货运飞船的 3 倍,是迄今为止欧洲研制的最复杂、最大的飞行器。2008 年 3 月,首发 ATV——“儒勒·凡尔纳”(ATV-JV)与 ISS 哥伦布实验舱成功对接,给 ISS 俄罗斯“星辰”服务舱补加了推进剂、水和纯氧。今后,ESA 希望以一年半到两年发射一次的频度为 ISS 提供在轨运营服务,获取 ISS 每年 8.3%的运营费用。

HII 转移飞行器(HTV)是日本航天开发机构(JAXA)研制的不载人货运飞行器,低轨货运能力 6t,它以机械臂方式与 ISS 对接,配置非压力密封舱和舱门足够宽的压力密封舱,具备向 ISS 运送标准大型设备机架的能力。2009 年 9 月 11 日,H-IIB 火箭从种子岛空间中心(TNSC)发射升空,将首个 HTV 送入预定轨道。

ATV、HTV 与“阿波罗”飞船和“进步”号货运飞船外形比较如图 1 所示。

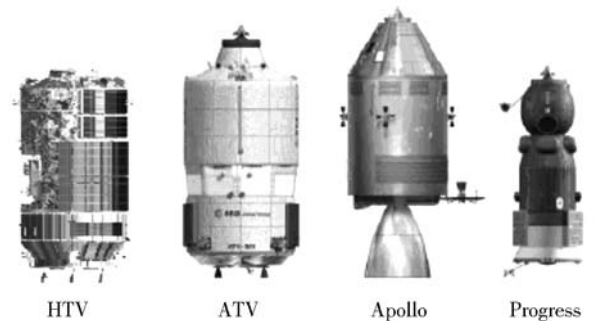


图 1 ATV、HTV 与 Apollo、Progress 外形比较示意图

2 飞行器概况

2.1 主要总体参数

ATV 全长 10.77m, 外径 4.48m, 太阳帆板翼展 22.28m; 密封压力舱体积 46.5m³, 载荷安装空间 16m³; 发射重量 20.7t, 其中货舱重 5.15t, 服务舱重 5.32t; 载荷运输能力 7.667t, 其中压力密封舱 5.5t, 可运送水 840kg, 气 100kg, 推进剂 860kg; 任务初期供电能力 4.8kw, 寿命末期供电能力 3.8kw; 最长停靠时间 6 个月。

HTV 全长 9.8m, 外径 4.4m; 载荷运输能力 6t, 其中压力密封舱 4.5t, 非压力密封舱 1.5t; 最长在轨飞行时间 100 小时, 停靠时间大于 30 天。

来稿日期:2009-12-26;修回日期:2010-03-01。

作者简介:张丽艳(1972.02-),女,博士,高级工程师,主要从事载人航天工程总体工作。

2.2 结构与组成

2.2.1 ATV 结构与系统组成

ATV 由货舱和服务舱组成,如图 2 所示。

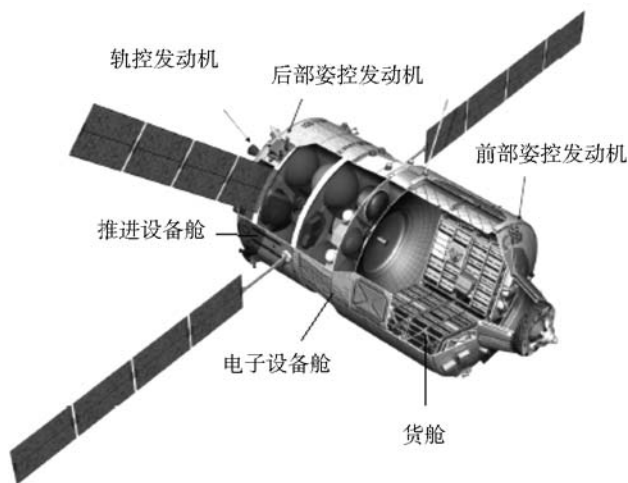


图 2 ATV 结构示意图

货舱包括一个压力密封段(EPM)、一个外挂设备段(EEB)和一个前端锥。其中,EPM 是由意大利研制的向 ISS 运送大型设备的密封多功能舱段改进而成,为铝合金材料制成的两端锥状的圆柱体结构,外表面安装有微陨石和碎片防护系统,内部可安装 8 个货运机架。EEB 位于密封舱和服务舱之间,可安装 10 个储存用于在轨补加的推进剂、水和气的储箱。前端锥安装有对接机构和交会传感器等交会对接相关设备。成功对接后,航天员可进入压力密封舱卸载货物,利用 6 个高压氦瓶提供的储箱压力将 EEB 上储箱携带的推进剂通过对接机构上的连接器输送给 ISS 俄罗斯舱段,利用独立的水、气补给系统向 ISS 输送水和气体,利用压力密封舱和饮用水储箱带走垃圾和废水。

服务舱包括电子设备装置(EAB)和推进设备装置(EPB)两部分。其中,EAB 是直径 4.5m 的环形结构,EPB 上安装有 ATV 推进系统大部分设备,可为 ATV 和 ISS 轨道机动提供约 6.76t 推进剂,外表面同样安装有微陨石和碎片防护系统。

ATV 采用俄罗斯飞船使用的对接机构,对接机构上的舱门直径 80cm,不具备向 ISS 运送标准大型载荷的能力。ATV 安装有 4 块太阳帆板,每块太阳帆板上配置了 4 块 1.16m×1.82m 电池板,阴影区内由镍镉电池供电。停靠 ISS 期间,根据 ATV 不同工作模式,ISS 分别向 ATV 提供 900w (工作模式)和 400w (睡眠模式)电能。ATV 推进分系统由 4 台推力 490N

的轨控主发动机和 28 台推力 200N 的姿控和轨道转移小发动机组成;主发动机用于调相、再入和速度增量大于 5m/s 的轨道机动;小发动机用于速度增量小于 5m/s 的导航机动和姿态控制。

2.2.2 HTV 结构与系统组成

HTV 由压力密封舱、非压力密封舱、电子设备舱和推进舱组成,如图 3 所示。

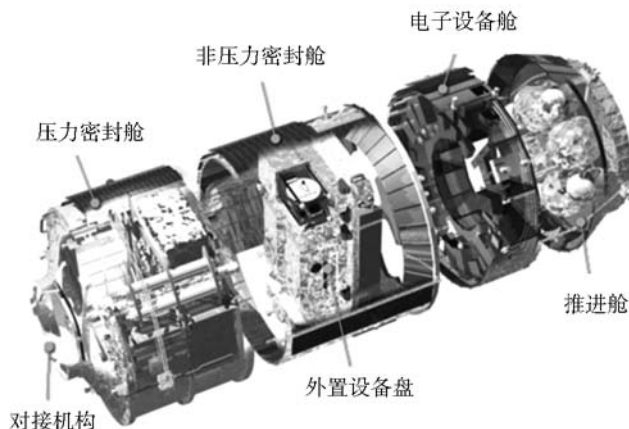


图 3 HTV 结构示意图

压力密封舱由环控、电源、热控、乘员支持和导航灯等设备组成,安装有被动对接机构。独立飞行和停靠 ISS 期间,压力密封舱内压力传感器、烟雾传感器等负责监控舱内环境,当舱压超限、发生火情等情况下进行报警,并启动排气孔调整压力、关闭气体流通设备抑制火情。舱内壁安装的加热器完成温度控制,确保与 ISS 联通前两舱温度基本相同,避免联通后设备结露。电源设备为舱内电子设备提供 50V 电源,停靠期间接收 ISS 提供的 120V 电能。压力密封舱内有 2 个各可容纳 4 个机架的机架柜,其中一个为国际标准机架,可安装需转运至 ISS 的大型设备。压力密封舱内除安装了 4 个用于乘员进出和货物装卸的照明灯外,还安装了 4 个用于姿控和 2 个用于捕获控制的辅助灯。当 HTV 接近 ISS 至 1km 或 500m 范围内时,ISS 乘员可分别通过捕获灯和姿态灯粗略估计 HTV 姿态及位置。与 ISS 分离前,烟雾传感器、照明灯等可被拆下并转移至 ISS 上再利用。

非压力密封舱外安装了 1 个货运能力 1.5t 的外置仪器盘,其上有 2 到 3 个 ISS 替换单元机架。HTV 与 ISS 对接后,外置仪器盘被 ISS 和“希望”号的机械臂配合拆下并暂时悬挂在 ISS 或“希望”号上,为 HTV 压力密封舱货物卸载提供便利。

电子设备舱包括导航、通信、控制、数据处理和

电源系统。导航系统包括 GPS 天线、交会传感器、地球敏感器,以及导航控制计算机、中止控制单元等;通信系统包括 S 频段近距离通信和卫星中继链路设备;数据处理系统接收并转发指令,传送遥测参数,同时完成电子设备舱和推进舱的热控、环控以及异常检测和告警;电源系统包括 2 个总线单元、11 组主电池组、2 个电池控制单元、一个二次电源和 1 个电源控制器;太阳能电池阵系统包括 HTV 外壁贴覆的 57 组太阳能电池片。

推进舱安装了 4 个可储存 2t 燃料的大贮箱、4 个增压氮气贮箱,以及 4 个 490N 主推进器和 28 个 110N 姿态控制推进器。

3 飞行任务概况

3.1 飞行阶段及程序

3.1.1 ATV 飞行阶段及程序

(1) ATV 飞行阶段划分

ATV 任务通常划分为如下 5 个阶段:

①发射和早期运行段。从起飞至 ATV 入轨后 2 圈结束。

②轨道调相段。通过多次轨道机动追赶相位差和高度差,控制 ATV 运行至自主引导瞄准点(AP, ISS 后方 39km,下方 5km),在 2 次霍曼变轨(4 个脉冲)基础上,一般包括 2 个机动至漂移轨道的脉冲(TP,同时修正发射延迟和入轨偏差)、漂移轨道上的远离飞行能力和碰撞规避能力验证脉冲(AT、CAMD)、弥补计算累积误差的脉冲(MC1,MC2)、减小轨道高度差和修正轨道误差的脉冲(TV),以及 0.5 圈为间隔的 3 个瞄准 AP 点的脉冲(IF)。

③交会对接段。自主控制接近并与 ISS 实现对接。

④联合飞行段。其间可为 ISS 提供升轨控制、规避空间碎片碰撞的轨道机动,以及 ISS 计算机失效或陀螺需要卸载时的备份姿态控制。

⑤分离再入段。控制 ATV 在人烟稀少的区域再入烧毁。

(2) ATV-JV 交会对接飞行程序

ATV-JV 作为 ATV 首飞任务,其射前的集成、组装、测试在位于法国的圭亚那空间中心进行,历时约 7 个月(后续 ATV 任务将缩短至约 15 周);射前 11 天,ATV-JV 与火箭对接。ATV-JV 交会对接主要程序如图 4 所示。

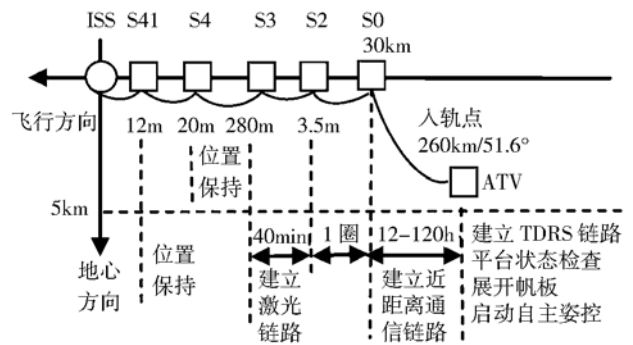


图 4 ATV-JV 飞行程序

2008 年 3 月 9 日 05:09:43, ATV-JV 进入高度 260km、倾角 51.6°的近圆轨道;其后,建立 TDRS 通信链路,完成太阳帆板展开、平台状态检测、推进系统初始化等工作;经过约 10.3 天调相变轨,以切向 3m 的误差到达 AP 点;在 S0 与 ISS 建立相对通信链路后约 1 圈,运行至 ISS 后 3.5km 处(S2);约 40 分钟后,在 ISS 后 250m 处(S3),调整姿态使其光学交会对接传感器指向安装在 ISS 俄罗斯舱段后端的激光反射器;运行至 ISS 后 20m 处(S4)时进行位置保持,其间完成滚动控制校准;在 ISS 后 12m 处(S41),再次进行位置保持,等待 ISS 乘员视角良好的时刻实施最后对接。

联合飞行期间,ATV-JV 提供了 15.8m/s 的速度增量,6 次抬升 ISS 轨道。

分离再入段,在俄罗斯地面站监视下,ATV-JV 端锁紧机构缩回,1 分钟后在 -4m/s 后退脉冲作用下,ATV-JV 从 ISS 前进方向渐渐远离,其后依次触发分离脉冲,最终在南太平洋上空再入烧毁。

(3) ATV-JV 飞行程序设计特点

ATV-JV 飞行程序安排如图 5 所示。相对一般 ATV 任务,ATV-JV 程序设计有如下特点:

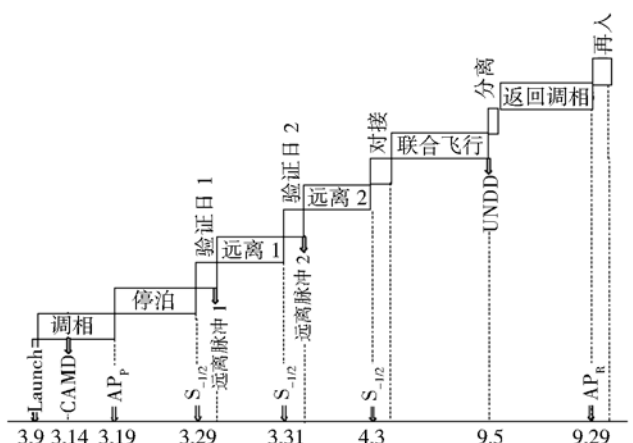


图 5 ATV 与 ISS 交会对接程序

①结合调相安排了发动机试验

ATV-JV 结合调相过程进行了碰撞规避能力试验(CAMD)和远离 ISS 过程需要的发动机长时间开机试验(AT)。

②对接前安排了两次近距离交会试验(DD1、DD2)

入轨后第 20 和 22 天,进行了两次各历时 2 天的近距离交会试验。DD1 试验中,ATV-JV 接近 ISS 至 S2,在此以 -4m/s 的远离脉冲终止接近过程,其后 48 小时内实施多次轨道机动返回 AP 点;DD2 试验中,ATV-JV 接近 ISS 至 S4 点,同样以 -4m/s 的远离脉冲终止接近过程,并在 72 小时内实施多次轨道机动返回 AP 点。

③启动近距离接近过程前设置了停泊点

AP 点作为地面控制和近距离自主控制的切换点(S-1/2),其位置设置是在对接段尽量短、满足 GPS 导航滤波器收敛时间要求两者间权衡确定的。为适应近距离接近控制算法和测控可见要求,ATV-JV 必须在确定的时刻以一定精度到达该点(x 向误差要求小于 3.3km ,分离过程 AP_r 点 x 向误差要求小于 43km)。而为遵守 ISS 计划,避开其它飞行器离轨等事件会导致对接时机的不确定性,为适应此不确定性,同时适应发射延迟带来的影响,设计了等待向 AP 接近的停泊点(AP_p,ISS 前方 2000km),其到达时间不受测控条件约束,且无需满足 AP 点所要求的高精度要求。等待向 AP 机动的过程中,ATV-JV 在距离 ISS $2000\pm 250\text{km}$ 的位置范围内停泊,这一范围的设计主要考虑了安全因素,同时使得无论控制误差和大气阻力大小,轨道控制的频率最多为 2 天 1 次。

3.1.2 HTV 飞行阶段及程序

(1)HTV 飞行阶段划分

HTV 飞行一般分为发射、交会飞行、对接、联合飞行、分离和再入几个阶段。

(2)HTV-1 交会对接飞行程序

射前约 1 个月,HTV 完成推进剂加注;射前 20 天,HII B 整流罩扣罩;HTV-1 进入高度 $200/300\text{km}$,倾角 51.6° 的初始椭圆轨道后,首先进行自检和姿态保持,通过 NASA 中继卫星通信链路建立与 TNSC 任务控制室的联系;经过 3 天的交会飞行,HTV-1 运行至与 ISS 距离 23km 的接近通信区并建立与 ISS

直接通信联系;利用相对 GPS 信息,HTV 自主运行至 ISS 后方 5km 处的初始点(AI),并在此处进行位置保持,等待 ISS 任务小组(IMMT)发出允许开始接近机动的指令;收到接近许可指令后,HTV-1 从 ISS 下方自主接近 ISS,运行至相对距离 500m 处(RI)时,建立与 Kibo 的激光通信链路;运行至 ISS 下方 300m 时,进行位置保持,偏航调姿 180° ,为应急机动做好准备;运行至 ISS 下方 30m 处时再次停泊;运行至 ISS 下方 10m 时 HTV 进行位置保持,等待 IMMT 确认 HTV 状态,发出停控指令,HTV-1 进入自由漂移模式;其后,ISS 机械臂抓住 HTV 并将其停靠在和谐号节点舱下方。

联合飞行期间,ISS 乘员进入 HTV 压力密封舱拆卸货物,完成外置载荷拆卸与安装,将 ISS 垃圾转移至 HTV。

HTV 与 ISS 交会对接程序如图 6 所示。

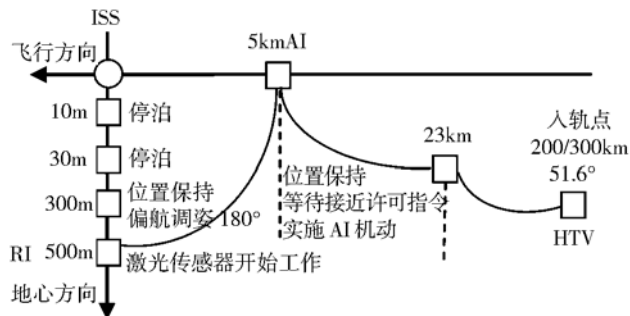


图 6 HTV 与 ISS 交会对接程序

(3)HTV-1 飞行程序设计特点

HTV-1 飞行程序设计有如下特点:

①安排了在轨试验

HTV-1 入轨后第 2 天实施了远距离交会机动,第 3 天进行了在轨试验,主要包括规避碰撞轨道机动、被动中止交会程序、姿态控制、大姿态偏差修正、自由漂移试验等试验内容,第 6 天 IMMT 对 HTV 平台和试验情况进行了充分技术评估后,才于第 7 天开始了真正与 ISS 对接的程序和操作。

②采用了 R-bar 接近方式

HTV 采用 R-bar 接近方式,在 ISS 下方 300m 、 30m 和 10m 处分别设置停泊点和位置保持点,确保接近过程的安全。

3.2 飞行控制

3.2.1 ATV 飞行控制

如图 7 所示,ATV 飞行任务由位于法国吐鲁兹的控制中心控制,任务中心位于莫斯科(MCC-M)和

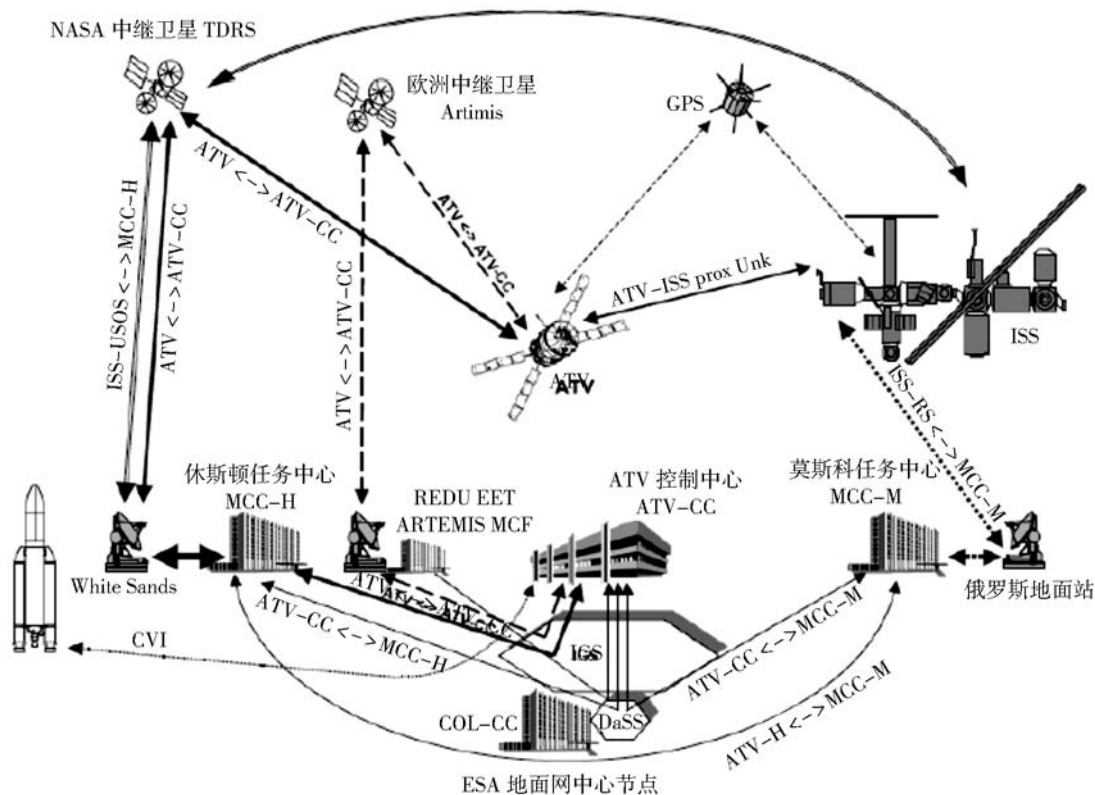


图 7 ATV 飞行控制系统组成示意图

休斯顿(MCC-H)。控制中心、任务中心、ISS 及 ATV 间通过德国哥伦比亚控制中心的 ESA 地面网中心保持联系和信息交换。ATV-CC 负责发射窗口、轨道参数、通信覆盖率、轨道机动参数计算和姿态确定等任务分析工作,负责与两个任务中心、TDRS、阿特米斯网络、法国圭亚那空间中心地面系统的协调,以及调相、变轨、离轨、再入、对接期间 ATV 管理、和抬高 ISS 轨道机动等飞行控制管理工作。MCC-M 和 MCC-H 负责提供 ISS 绝对轨道,MCC-H 还负责碎片碰撞预警。ATV 遥测数据可传输至位于 Mureaux 的 EADS Astrium Space Transportation 研制队伍, Astrium 研制队伍利用专门研制的设备和硬、软件工具为 ATV-CC 提供飞控技术支持。

上升段,库鲁的测距站、大西洋中部的遥测站、位于亚迷尔群岛的机动站接力跟踪;其后,法国海军跟踪船 Monge、德国应用科学研究所的雷达设备接力跟踪;这些雷达站还为澳大利亚和新西兰的遥测站提供目标轨道根数;星箭分离过程由新西兰地面站完成监控。

ATV 载两套互为冗余的 S 波段系统从星箭分离前 4 分钟开始至几乎全部飞行过程均工作,可通过

TDRS、Artemis 及其配套地面传输网络与任务中心建立通信链路,具备前向发送 5000 条遥控指令,返向传送 35000 个遥测参数的能力。

3.2.2 HTV 飞行控制

HTV 任务系统组成如图 8 所示。JAXA 的 Tsukuba 空间中心的任务控制室(MCR)负责 HTV 飞行控制和管理,NASA 约翰逊中心的任务控制中心在 AI 点前 90 分钟启动对 HTV 的监控。

HTV 与 HII B 分离后,即建立与 TDRS 的通信链路,与 JAXA 的 MCR 取得联系,MCR 完成对遥测和飞行参数的监视,发送相关遥控指令,控制 HTV 完成轨道机动。MCR 设飞控小组,由对整个飞行任务负责的飞控组长及组长助理负责,设置了三类岗位:第一类是遥测、遥控、计划等飞行控制监控,以及 GNC、推进、电源、热控、电路、载荷等飞行监控岗位;第二类是交会控制岗位,包括交会操作和调相控制,分别负责监视 HTV 状态并与 NASA 任务中心协调完成 HTV 交会操作,以及调相轨道机动控制;第三类是返回再入岗位,负责对返回再入计划做出独立评估,监测和评估再入状态。此外,NASA 控制中心设交会专家,负责 JAXA 和 NASA 间协调。

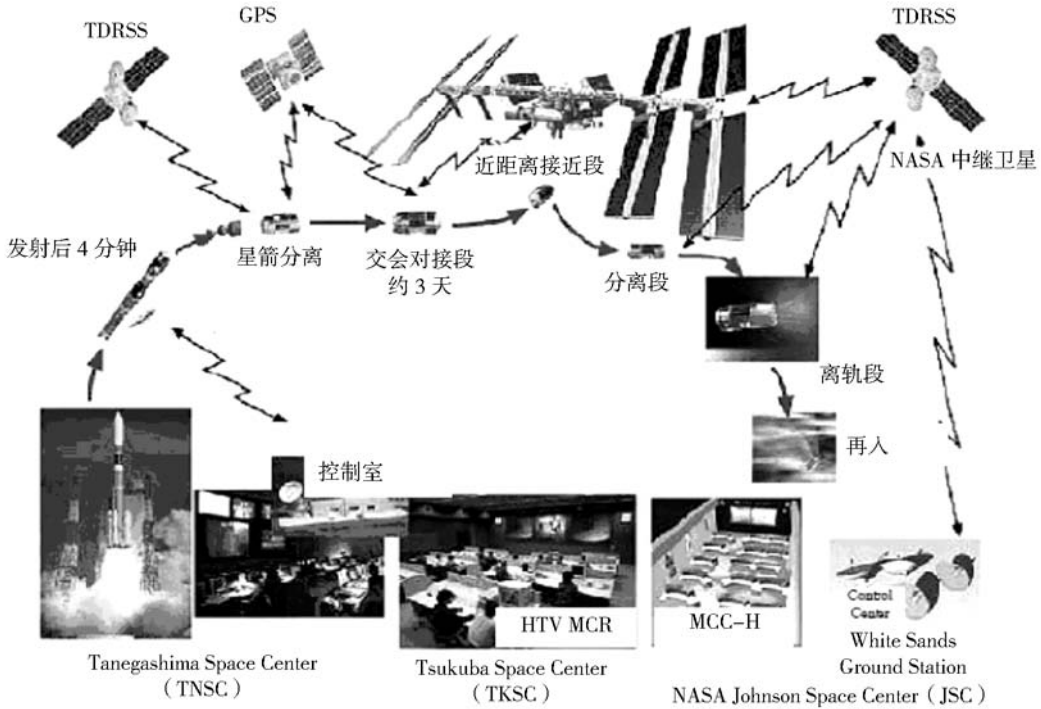


图 8 HTV 飞行控制系统组成示意图

4 技术分析

4.1 地面测试验证

ATV 是欧洲第一个按载人标准设计的飞行器,为验证技术方案的正确性和有效性,其承制方 Astrium 开展了大量的地面仿真和测试。

1998 年 11 月, Astrium 与 ESA 签署了研发 ATV 和研制 ATV-JV 的协议, 2001 年底和 2002 年底分别完成了结构热控和电性 ATV 的组装(结构 ATV 之后被改装成航天员训练模拟器综合利用), 2004 年完成了 ATV-JV 初样产品的组装并开始了为期三年的地面测试, 直至 2007 年 7 月运输至圭亚那。

ESA 很重视 ATV 地面测试与验证, 在法国建设了一套半实物仿真系统(FSF), 和一个 545m 长的模拟仿真大厅。FSF 能模拟飞行环境, 甚至联合飞行段 ISS 的虚拟视景, 具有故障设置能力, 具备正常和各种异常情况下与在轨 ATV 同步运行的能力, ATV-JV 在 FSF 进行了长达几年的测试和试验。模拟仿真大厅利用 ISS 俄罗斯舱段仿真器和安装在平台上的 ATV 敏感器, 可对最后接近段进行 1:1 模式仿真, 仿真系统采用真实飞行软件形成闭环控制, 可验证正常和异常程序下交会对接程序的正确性。

4.2 交会对接验证

ATV-JV 和 HTV-1 入轨后均未直接实施轨道交

会对接, 而是在与 ISS 对接前先开展了多项验证交会飞行技术的试验。

ATV-JV 在轨试验除结合调相过程进行的碰撞规避机动、发动机长时间开机试验外, 还进行了 2 次近距离轨道交会试验, 在与 ISS 对接前充分考核了 ATV-JV 自主控制、自动接近、应急情况下紧急终止并撤离等交会对接功能。

虽然日本专门在试验卫星 ETS-VII 上开展了交会对接试验, 但 HTV-1 任务定位仍是交会对接验证, 其任务目标是对 HTV-1 电子设备和推进系统性能、交会飞行操作和飞行控制能力、控制可靠性和鲁棒性, 以及航天员进入压力密封舱的可行性等进行工程验证。飞行程序安排上在 HTV-1 入轨后第 3 天, 进行了多项试验验证, IMMT 在对 HTV-1 和试验情况进行了充分技术评估的基础上, 到第 7 天才真正开始了与 ISS 交会对接的远距离交会和近距离操作。

分析 ATV-JV 和 HTV-1 飞行程序安排, 可以看见: ①交会对接的技术复杂性决定了首次交会对接任务中, 在推进剂等资源和条件允许的情况下, 开展交会对接技术和程序试验对于确保飞行器安全和任务的圆满成功是有益的; ②ATV-JV 和 HTV-1 交会对接任务验证的项目一般包括碰撞规避、中止接近

程序、发动机性能验证等功能、性能验证试验,以及近距离接近等程序验证试验。

4.3 安全性与可靠性设计

ATV 安全性设计的原则也是“一度故障保任务、二度故障保安全”。ATV 和 HTV 分别采用了冗余设计、备份监控、应急控制等手段确保交会对接任务的安全性和可靠性。

4.3.1 冗余设计

ATV 配置了 2 套无线电测向仪 (telegoniometers)、电视接收机 (videometers)、GPS 导航设备、激光雷达和计算机系统。远距离交会和近距离接近过程中, ATV 分别依靠两套 GPS 接收机完成绝对 GPS 和相对 GPS 导航任务;最后接近和对接段,依靠 2 套激光雷达系统获取两飞行器相对位置、距离、速度、姿态测量数据。此外,飞控软件分别运行在三冗余的主、备份计算机上。主份计算机上运行的飞控软件由约 50 万条代码组成,规模是阿里安飞控软件的 10 倍,备份计算机上运行的是严重故障模式下具有更高优先权的简化版飞控软件。硬件连接上,备份计算机独立供电,与无线电测向仪、交会敏感器等设备有线连接,能确保在主系统失效情况下获得必要的相对位置、相对距离等测量信息。

4.3.2 备份监控

ATV 所有最后接近过程的自主轨道机动均要求在 ISS 乘员、ATV 任务中心和 ATV 备份控制系统监控下实施。尽管 ATV 系统多为自动控制,但除联合飞行外的其它飞行阶段,ATV 均在控制中心监控下实施各种操作。ATV-JV 任务中,ATV-CC 的飞行动力学系统计算并上载了 50 套轨控参数;在向 DD1 的 AP 点转移控制脉冲实施前,推进控制系统设备 (PDE) 报警,ATV-JV 系统重置并取消后续轨控后,ATV-CC 在 15 分钟内上载了 2 套新的瞄准 AP 的轨控参数,ATV-JV 在这两个机动成功实施后又重启了正常程序,到达 DD1 AP 点的 x 向误差为 2km,满足指标要求。

HTV 交会对接任务也一直是在 TNSC 监控下实施的,根据飞控要求,HTV 运行至 AI 点前 90min 时,NASA 约翰逊空间中心的任务控制中心也介入监控。HTV 最后接近段操作还要求在 ISS 乘员监控下实施并在程序上预留了在轨等待 ISS 乘员进入工作时段后再启动后续操作的时间。

4.3.3 故障和应急控制

(1) 安全模式设计

ATV 任务设计了正常模式 (nominal mode)、一度故障情况下的降级模式 (degraded flight condition, single malfunction) 和两度故障情况下的安全模式 (safety mode, double failures) 三种在轨飞行模式。当出现异常情况时,可将系统切换至安全模式,控制 ATV 在当前位置停泊、退回上一个参考点,或通过 ISS 提供反方向控制力的方式使 ATV 远离 ISS。紧急情况下,避撞系统还可发出避撞脉冲,利用独立于主系统的敏感器和推进器,控制 ATV 转移至安全距离外的较低轨道。故障排除后,由 ATV-CC 对 ATV 进行系统重置并继续实施后续调相机动控制。

HTV 最终接近过程中,ISS 乘员可通过指令仪表盘 (Hardware Command Panel) 向 HTV 发出位置保持、后退 (至 30m 或 100m)、中止程序、自由漂移 4 个即时指令,应急情况下控制 HTV 进入安全的飞行模式;确认 HTV 已运行至与 ISS 相对距离 10m 的停泊点时,控制操作室和 ISS 乘员可发出指令,停止推进系统工作,使 HTV 处于自由漂泊状态。

可见,安全模式设计可避免接近过程中两飞行器的碰撞,确保安全。

(2) 碎片规避能力

微陨石和空间碎片有可能与 ISS 及造访的飞行器碰撞,危害其安全。为此,ATV 和 HTV 在飞行器设计上,地面控制中心在软件功能上都具备碰撞预警和规避能力。实际任务中,ATV-JV 与 ISS 联合飞行及离轨过程中,各实施了 1 次速度增量分别为 1m/s、-1.7m/s 的碎片规避轨道机动。

总结 ATV 和 HTV 在确保安全性和可靠性方面的共同做法,可以看到:①产品设计层面充分考虑了冗余备份,并且是从测量敏感器到控制器、从硬件连接到软件控制的独立冗余;②监控层面有充分备份手段,既有自主控制、自动控制的主要手段,也有地面控制、人工控制的辅助手段;③飞控实施层面,充分考虑了发射延迟、等待对接时机、规避碎片、避免与 ISS 碰撞等可能的意外情况,设计了安全模式、碰撞规避等故障模式及应急飞行程序。

4.4 发射窗口设计

ATV 发射窗口的确定要考虑很多因素。首先,要避免轨道面调整带来的燃料消耗昂贵成本,通过发

射窗口设计确保 ATV 在库鲁发射场随地球自转经过 ISS 轨道面的时刻入轨。其次,ATV 接近 ISS 过程中必须确保阳光从特定角度入射,以确保对接阶段使用的传感器能正常工作,这条限制与太阳帆板朝向角限制结合起来,一年中不再是每天都有可选发射窗口。最后,发射窗口的确定还要受其对接目标飞行器的限制,即 ISS 成员国间签署的 ISS 年度对接计划,遵循有飞行器停靠期间不实施对接和撤离操作的风险规避原则。

值得一提的是,ATV 采用 V-bar 方式接近 ISS,当 ATV 运行至 ISS 后方 280m 处的 S3 点时,调整飞行姿态,使光学交会对接传感器指向安装在 ISS 俄罗斯舱段后端的激光反射器;HTV 采用 R-bar 方式接近 ISS,当 HTV 运行至 ISS 下方 500m 处的 RI 点时,才建立与 Kibo 的激光通信链路。ATV 和 HTV 的光学传感器均在相对距离几百米范围内才开始工作,从而使得阳光从特定角度入射,光学传感器正常工作对发射窗口限制不是制约发射窗口的主要因素。

4.5 测控支持

ATV、HTV 任务均使用了中继卫星系统提供测控通信支持。ATV 任务测控支持方案中,NASA 的 TDRSS 系统和 ESA 的 Artimis 系统共同为 ATV 提供测控通信和数据传输支持,火箭分离前 4min 开始至几乎全部飞行过程均工作,通过配套地面传输网络与任务控制中心建立通信链路。HTV 任务使用了 TDRSS 系统,入轨后一个首要的关键事件之一即是建立与中继卫星系统的通信链路,并通过它与任务控制中心取得联系。

4.6 航天员主观能动性

ATV、HTV 交会对接任务均为自动交会对接,但 ISS 乘员在系统状态监视、试验监控、应急控制等方面同样发挥了重要作用,体现了有人参与的好处。如 ATV、HTV 与 ISS 的最终接近过程均要求在 ISS 乘员工作时间和视角良好的情况下进行,同时 ISS 乘员具备通过近距离通信系统向 ATV、HTV 发送指令,控制其停泊、后退或远离的能力,具备应急情况下的故障处理能力。此外,HTV-1 任务中,JAXA 的航天员 Akihiko Hoshide 还在任务中心 MCR 控制台上参与了利用机械臂进行载荷转移操作的控制,对航天员熟悉任务、增加感性认识发挥了重要作用。

5 结论

分析 ATV、HTV 和 ISS 的交会对接任务,可见两者在在轨进行交会对接技术验证,通过冗余设计、备份控制和应急控制设计确保任务的安全性和可靠性,利用中继卫星提供连续测控支持等方面的设计是共同的,其成功的经验可供我国交会对接任务借鉴和参考。

参 考 文 献

- [1] ATV JULES VERNE MISSION MANEUVER PLAN,P.Labourdette, E.Julien, F.Chemama, D.Carbonne, Proceedings of 21st International Symposium on space flight dynamics, Toulouse France, September 28 -October 2.2009
- [2] HTV-1Mission Press Kit. Japan:Japan Aerospace Exploration Agency, 2009.9
- [3] The ATV a freighter and a space tug for the ISS. Astrium,2008.2
- [4] J.Legenne. SpaceFlight Dynamics, Chapter 16, Orbital Rendezvous [M].法国:航天局出版社,1995

Analysis on Rendezvous and Docking Technology of ATV and HTV with ISS

ZHANG Liyan

(China Manned- Space Engineering Office)

Abstract: This paper briefly introduces the main parameters and system constitution of ATV and HTV, as well as the rendezvous procedure with ISS and flight missions. The characteristics of mission planning and program design are summarized, and the testing results of on-orbital demonstrations, safety and reliability design, and non-nominal control of ATV and HTV are analyzed.

Keywords: ATV;HTV;Automated Rendezvous