

# 日本在轨交会对接 技术试验卫星

ETS - VII



航天工业总公司五〇二研究所

33759503

# 日本在轨交会对接 技术试验卫星

ETS - VII

H/K60/15



责任编辑 王存恩

撰稿、翻译 王存恩 于家源 辛培庚  
王旭东 谌颖

审校 王存恩 潘科炎 王旭东



C0447004

航天工业总公司五〇二研究所

1998年7月

# 前 言

从第一颗人造卫星被送入太空到现在虽然只有 41 个年头,但航天高技术却取得了令人瞩目的发展,已由探测太空和技术实验发展到实际应用阶段。开发天疆,让太空的丰富资源为人类利用的时代已经到来,航天人担负着这一既艰巨而又伟大、光荣的使命。

要使太空的丰富资源真正能为人类所利用,各国航天专家,特别是俄、美、欧空局(ESA)、日本、加拿大等国家和空间组织的科学家们已建成或即将建造空间站等空间基础设施,同时还在致力于使这些空间设施变为加工和生产丰富资源的工厂。而无论是在太空组装空间站、大型空间平台、在月球上组装轨道站,还是为使这些设施正常运转而补充物资、加注燃料,以及提供维修服务和回收产品,两项最首要、最关键的技术之一是掌握在轨完成交会对接(RVD)。

我们所说的 RVD 是指两个或两个以上的航天器在轨道上按预定的位置和时间会合(交会),然后在结构上连接成一体(对接)的全部飞行动作过程,因此 RVD 技术是一种集多种高技术于一体的复杂的高难航天控制技术,从控制的角度讲,RVD 主要属于航天器制导导航与控制范畴,尤其是对接操作,涉及两颗航天器相对惯性空间或轨道坐标系中要进行 12 个自由度的轨道和姿态控制问题,因此,不仅仅在理论上,而且在工程技术实现上也是相当复杂的。RVD 控制理论研究是否深入,方案的选择是否恰当,地而和天上工程试验验证得是否充分,不仅关系到载人航天、空间站、月球轨道站的经济性、有效性,而且还关系到这些计划是否能获得成功。

航天器在轨 RVD 可追溯到 60 年代中期:1965 年 12 月 15 日,美国的双子星座 6 号飞船与双子星座 7 号飞船首次实现了遥控交会;翌年 3 月 16 日双子星座 8 号与阿金纳火箭首次实现了人控 RVD;1967 年 10 月苏联的宇宙-186 无人宇宙飞船与宇宙-188 无人宇宙飞船首次实现遥控 RVD;1975 年 7 月 17 日两个不同国家从不同场地发射的两颗航天器——美国的“阿波罗号”飞船与苏联的“联盟号”飞船成功地在轨完成了 RVD 飞行试验。30 多年来,各类航天器已在轨完成了 100 多次 RVD 活动,不过都是在美、俄(前苏联)两个航天大国之间进行的。欧空局(ESA)和日本宇宙开发事业团(NASDA)也在积极地从事 RVD 理论与技术方面的研究,但尚未获得在轨 RVD 的经验。

日本人认为,日本要在载人航天技术和人控 RVD 技术方面赶上或超过美俄难度很大,而在新一代自主交会对接技术上要超过美俄则是可能的。自 1991 年 4 月日本宇宙开发委员会正式批准 ETS-VII 计划开始,日本就开始了高精度自主 RVD 技术的研究工作,历时 6 年半时间,开发出了令其满意的 RVD 系统并装备在 1997 年 11 月 28 日发射人轨的 ETS-VII(菊花 7 号)上。1988 年 7 月 7 日,ETS-VII 上的目标星于日本标准时间 7 时 10 分在距地面 550 km 的圆轨道飞抵新西兰上空与跟踪星分离(分别被命名为“牵牛星”和“织女星”),7 时 30 分,在这种神话传说中牛郎会织女的日子里,“牵牛星”与“织女星”成功地实现了自主对接。使日本成为继美、俄之后第三个掌握在轨 RVD 技术的国家(牵牛星和织女星按计划在明年第一季度前还要在太空分离和 RVD 5 次),这 6 次 RVD,将进行以下 8 项试验:

- 分离前检查飞行实验
- 分离和对接飞行实验

- 最后逼近阶段飞行实验
- 相对逼近阶段飞行实验
- 检验整个 RVD 系统的飞行实验
- 应急操作飞行实验
- 远距离操作飞行实验
- 先进的 RVD 技术飞行实验

通过这些实验为日本全面地掌握航天器在轨分离和 RVD 技术,验证其开发的制导导航控制用计算机、GPS 接收机、激光雷达、接近敏感器、对接机构及飞行软件创造条件。日本研制、发射 ETS-VII 并实现 RVD,共有 3 大阶段目标:

(1) 为日本用其正在研制的火箭飞机 (HOPE) 与  $\alpha$  国际空间站日本舱 (JEM) RVD 并提供补给物资、加注燃料、回收产品服务;

(2) 为 HOPE 与日本不载人空间平台 (PE) RVD 及维修航天器服务;

(3) 为组装月球轨道站并为其补充物资、加注燃料,回收产品服务。

ETS-VII 最大特点是进行无人自主 RVD,不需配备生保系统及考虑救生问题、跟踪与目标呈对接状态一次发射到轨道上。由于 NASDA 选择了 GPS 接收机、激光雷达和载有高精度 CCD 摄像机的接近敏感器为制导导航控制敏感器,真正实现了互为备份的双冗余设计。

·相对距离 50 km ~ 500 m,由 GPS 接收机作为主敏感器,16 km ~ 500 m 以绝对 GPS 与地面引导作备份;

·相对距离 500 m ~ 2 m 以激光雷达作为主敏感器,660 m ~ 2 m 以差分 GPS 和接近敏感器作备份;

·相对距离 2 m ~ 对接以接近敏感器作主敏感器,激光雷达作备份。

从而确保了 RVD 实验系统的低风险、高可靠、低成本、高效。

“牵牛星”和“织女星”的成功对接说明 ETS-VII 方案是正确的。从事航天控制工程研究的专家和领导对属于控制范畴的 RVD 技术一直非常重视并将其列为重要研究课题,进行了大量深入、细致的研究,发表了许多研究报告,提出了很多有份量的建议。“知己知彼,百战不殆”,在开展任何一项研究前和研究过程中,同志们从来没有放弃过了解那一技术的历史,现状和发展趋势,成功的经验,存在的问题,这是使我们的研究工作即快、又好、又省的重要保障。这次出版《日本在轨交会对接技术试验卫星 ETS-VII》,就是我所情报室对国外 RVD 技术跟踪和研究工作的继续,他们在多年跟踪研究的基础上,从大量最新文献、报告乃至电传稿中精选出包括 ETS-VII 的总体设计、系统开发、实验、仿真、综合数据系统、制导误差分析、制导、导航、控制计算机、对接机构、交会对接敏感器等内容的文献,或研究分析后撰写成报告、综述,或全文译出,供从事这一工作的同志们参考。

“它山之石,可以攻玉”,希望从事 RVD 工作的同志们能从 ETS-VII 独具特色的设计、开发、实验中得到有益的启迪,更希望我们能从日本开发 ETS-VII 的成功经验、出现问题的分析中拓宽思路,提高我国 RVD 的理论研究和设计水平,选择并开发出技术先进、可靠性高的 RVD 部件,早日开发出具有世界级水平的 RVD 地面仿真设施,为我国能尽早地完成在轨 RVD 实验,从而真正掌握这一技术,进而推动我国航天高技术发展发挥一定的作用。

总装备部 921 办对本专辑选题、审稿、出版都予以了大力支持,在此深表谢意。

刘良栋 1998 年 7 月 20 日

## 目 录

|                                        |       |
|----------------------------------------|-------|
| 日本 ETS-VII 及其在轨交会对接飞行实验 .....          | (1)   |
| 日本用 ETS-VII 进行在轨交会对接和空间遥控操作机器人实验 ..... | (21)  |
| 自动交会对接技术                               |       |
| ——ETS-VII 的交会对接实验系统 .....              | (28)  |
| 无人自动对接的制导、导航、控制精度和对接条件的探讨 .....        | (41)  |
| ETS-VII 交会对接(RVD)系统的研制                 |       |
| ——初样设计和工程模型研制阶段 .....                  | (49)  |
| 技术试验卫星 VII RVD 实验系统的分系统试验结果 .....      | (60)  |
| ETS-VII 星载机器人实验系统的研制 .....             | (63)  |
| 技术试验卫星(ETS)-VII 的综合数据系统 .....          | (68)  |
| Hill 制导寻的误差分析 .....                    | (71)  |
| 分析交会制导误差的一种方法 .....                    | (86)  |
| 日本技术试验卫星 VII 的交会对接仿真技术 .....           | (90)  |
| 交会对接系统开发试验设备 .....                     | (102) |
| ETS-VII RVD 实验系统制导控制计算机 .....          | (105) |
| ETS-VII RVD 系统软件 .....                 | (108) |
| 交会对接机构及其控制 .....                       | (112) |
| ETS-VII 用的对接机构 .....                   | (128) |
| 对接机构的地面仿真试验 .....                      | (131) |
| 对接机构的分离试验 .....                        | (133) |
| ETS-VII 星载 GPS 相对导航系统的研制 .....         | (135) |
| 交会雷达的研制 .....                          | (138) |
| 交会对接用的激光雷达 .....                       | (150) |
| ETS-VII 搭载用交会雷达 .....                  | (153) |
| 交会对接用接近敏感器系统 .....                     | (157) |

# 日本 ETS-VII 及其在轨交会对接飞行实验

王存恩

**摘要** 本文简要介绍了日本技术试验卫星-VII(ETS-VII)的概况、交会对接(RVD)系统以及 RVD 实验计划。

**主题词** RVD 对接机构 飞行实验

## 1 前言

日本不仅参加空间站计划并研制自己的实验舱(JEM),同时还在研究自己的天地往返系统——HOPE(希望号)火箭飞机,它集火箭和飞机功能于一体,为空间站加注燃料、补给物资、回收实验成果服务;另外,日本宇宙开发事业团(NASDA)还计划研究发射本国的空间站、月球轨道站、应用技术实验平台(ATP)、共轨平台(COP)、极轨平台(JPOP)、静止轨道平台(GPF)、轨道服务飞行器(OSV)和轨道转移飞行器(OTV)等<sup>[1]</sup>,其计划之宏伟,投资额之庞大,大有超过欧洲成为世界第三空间大国之势。而要实现这一雄心勃勃计划必须完善空间基础设施,这其中的关键技术之一是交会对接(RVD)。而对于尚无这方面实践经验的日本,如何尽快地掌握这一关键技术,确保在轨 RVD 实验成功,早在 80 年代中期就列入了日本航天专家们的攻关课题,经近两年半的调研,专家们最后得出一致的结论:必须在充分深入研究国外 RVD 技术的同时,开发本国的技术试验卫星进行 RVD 实验,于是 ETS-VII 计划诞生了。

NASDA 迄今只发射 7 颗技术试验卫星,其中 4 颗是用来验证 N-I、N-II、H-I 和 H-II 火箭性能的(ETS-I、ETS-IV、ETS-V 和 ETS-VI),仅有三颗是验证关键技术的(ETS-II 验证静止轨道卫星技术;ETS-III 验证太阳同步轨道地球观测卫星技术),面第三颗验证关键技术的卫星 ETS-VII 就是验证 RVD 技术的,可见 RVD 技术何等重要,日本对 RVD 技术是何等重视。

日本自 70 年代就以筑波空间中心和航空宇宙技术研究所为中心,开始研究 RVD 和开发导航敏感器(川崎重工业、日本电气、东芝公司等)、对接机构(川崎重工业公司)等,川崎重工业公司研制的视觉敏感器早在 1991 年 8 月就搭载在文部省宇宙科学研究所的 M-3S II -6 火箭上,用于测量二、三级火箭分离时的相对姿态运动并获成功,使这一关键部件得以在轨验证。

NASDA 为更好地完成在轨 RVD 实验,在大量调研的基础上,耗资 8.8 亿元建成了被认为是当今世界上技术相当先进的 RVD 仿真器。而日本工业机器人技术力量雄厚,产量居世界之首。日本自 80 年代初开展空间机器人的研究,并开发出了日本实验舱(JEM)和实验观测两用、可重复使用的空间自由飞行器(SFU,已完成飞行任务成功回收)所使用的机械臂。为在轨验证 RVD 和空间机器人等关键技术,NASDA 提出了研制 ETS-VII 卫星。1991 年 4 月,日本宇宙开发委员会(SAC)正式批准了这项计划,1992 年 4 月开始方案设计(外形见图 1),

1994 年秋转入正样, 1995 年秋完成正样, 10 月进入总装, 自 1996 年秋进入综合测试。原计划 1997 年 8 月发射, 因 1997 年 6 月 30 日先进的地球观测平台卫星(ADEOS)供电系统完全失效, 为保证留有足够的检测和分析时间, 找出故障原因, 采取积极而有效的对策使 ETS-VII 不再出现类似故障, 决定把卫星推迟到 1997 年 11 月 18 日发射。正当紧张的发射准备之际, 又发现热带降雨观测卫星(TRMM)的星上计时装置出现异常, 不得不再次推迟发射 (TRMM 和 ETS-VII 是一箭双星发射), 直到 26 日测试才正常, 证明 TRMM 计时装置故障排除。11 月 28 日 6 时 27 分, H-II 火箭第 5 发箭(H-II-6, 第 6 发箭 H-II-5 是用来发射 COMETS 卫星的, 推迟到 1998 年初发射)发射, 成功地将 ETS-VII 和 TRMM 准确地送入各自预定轨道。为 NASDA 用 ETS-VII 进行在轨 RVD 实验奠定了基础。

本文在介绍了 ETS-VII 概况、发射后所发生的问题的同时, 重点地介绍了该星的 RVD 系统及其主要组成部分、RVD 实验计划, 最后提出为适应我国航天高技术发展, 尽快建立 RVD 仿真实验室, 深入开展 RVD 技术研究、做好 RVD 实验准备, 尽快进行 RVD 实验的建议。

## 2 ETS-VII 及其发射后在轨运行情况、面临的问题

NASDA 经慎重和细致研究提出了发射专门用于在轨 RVD 实验的 ETS-VII 计划, 并于 1990 年上报其空间开发决策机构——日本宇宙开发委员会(SAC); 翌年 4 月 SAC 正式批准了 NASDA 的这一计划。

东芝公司作为卫星的主承包商, 不仅参加了预研, 而且参加了系统方案设计。按 NASDA 制订的开发流程规定: 1992 年开始方案设计, 1994 年秋转入正样, 1995 年秋完成正样, 同年 10 月开始系统组装, 1996 年秋开始综合测试, 1997 年夏发射<sup>[2-4]</sup>。

ETS-VII 由跟踪星和目标星组成, 发射时呈对接状态, RVD 实验时分离, 以进行 RVD 实验和空间遥控操作机器人(RBT)实验。图 1 为 ETS-VII 的外观图, 图 2 为其功能结构图, 表 1 为其主要性能参数。

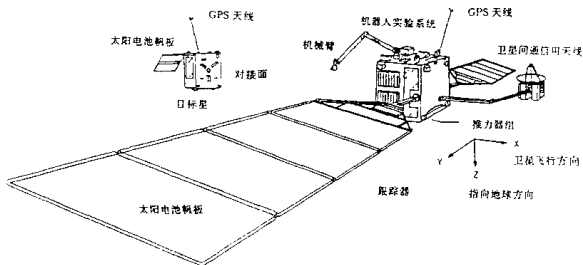


图 1 ETS-VII 外观图

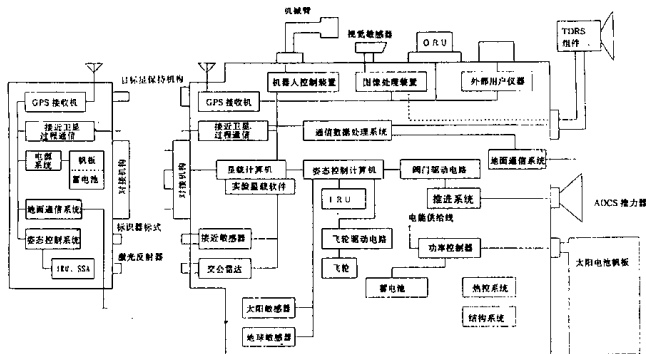


图 2 ETS-VII 的功能结构图

表 1 ETS-VI 的主要性能参数

| 项 目         |                 | 性能参数                                                                                                         |
|-------------|-----------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 发射时间        |                 | 1997 年夏季                                                                                                     |
| 运载火箭        |                 | H-II-G(和热带雨林观测卫星 TRMM 一起发射)                                                                                  |
| 轨 道         |                 | 高度 550 km, 倾角 35°的圆轨道                                                                                        |
| 发射重量        |                 | 2.9 t, 其中跟踪星 2.4 t, 目标星 0.5 t                                                                                |
| 发电能力        |                 | 跟踪星 2.4 kW, 目标星 0.6 kW                                                                                       |
| 主要飞行任务      |                 | RVD 技术实验和空间机器人技术实验                                                                                           |
| 运行方式        |                 | 利用 1998 年发射的通信广播技术卫星(COMETE)S 进行数据中继(S 波段)                                                                   |
| 分<br>系<br>统 | 通信数据处理系统        | 跟踪星: S 波段高增益、S 波段全向、USB <sup>①</sup> 全向天线<br>目标星: S 波段全向、USB 全向天线<br>跟踪星与目标星之间: S 波段报文分组数据处理 + CU - RIU 数据系统 |
|             | 电源和太阳<br>电池帆板系统 | 50 V 非稳定总线<br>Si 太阳能电池/刚性帆板                                                                                  |
|             | 姿轨控系统           | 跟踪星和目标星均采用三轴姿态控制                                                                                             |
|             | 结构、热控系统         | 帆板/中央圆桶式结构、被动式热控系统                                                                                           |
|             | 推进系统            | 20 N 单元液体肼推力器<br>1 N 冷喷气推进系统                                                                                 |
| 寿 命         |                 | 约 1.5 年                                                                                                      |

① USB: 统一的 S 波段

ETS-VII RVD 实验包括不载人航天器自动 RVD 和地面遥控 RVD, 以掌握对接、最后逼近、相对接近和 RVD 综合技术, 此外还进行 RBT 实验, 掌握协调控制、遥控操作和更换轨道替换单元(ORU)技术, 从而为 HOPE 与 JEM, HOPE 与日本空间站, HOPE 与月球轨道站等的 RVD 奠定基础。

为达到上述目的, 必须进行高精度的姿态和轨道控制, ETS-VII 采用了跟踪星和目标星上分别载有姿态轨道控制系统(AOCS)的方法<sup>[14, 15]</sup>。

跟踪星的 AOCS (C/AOCS) 采用了地球观测技术平台卫星(ADEOS)所采用的高精度零动量三轴姿态控制, 星箭分离后直接进入地球捕获, 建立初始三轴姿态, 在稳态运行阶段保持高精度三轴姿态, 确保 RVD、RBT 等实验的顺利进行(ETS-VII 在轨 1.5 年共计划进行 6 次 RVD 实验)。此外, 还组成了一个组合控制系统可完成包括变轨轨道控制、太阳帆板对太阳定向控制、与 COMETS 间的星间通信用天线的指向控制等在内的多种基础伺服控制。在 RVD 实验时, 还可增加实验专用仪器, 确保 RVD 环境的轨道和姿态控制。

目标星的 AOCS (T/AOCS) 在 RVD 实验时采用可保持独自飞行的地球指向三轴姿态控制, 提供满足 RVD 实验所需的环境。

稳态运行时, ETS-VII 的姿态控制精度为滚动、俯仰:  $0.5^\circ(3\sigma)$ , 偏航:  $1.0^\circ(3\sigma)$ ; 姿态稳定度各轴均为  $0.05^\circ/s(3\sigma)$ 。图 3 为 ETS-VII 的 AOCS 的功能方块图, 图 4 为 ETS-VII 的 AOCS 控制模式转移图。

ETS-VII 是一颗专门用于 RVD 实验、设计上技术先进的卫星, 无论是设计者和应用单位都希望它能在轨顺利地完成任务, 然而它并没有像设计者和应用者所希望的那样, 而是连续出现了两次故障:

(1) 发射后不久, 即出现太阳能电池帆板指向出现错误。

(2) 11 月 30 日, 星上惯性基准单元中陀螺仪信号噪声过大, 严重的噪声致使星载程序控制用计算机的信号与星载故障自动监测系统的信号相混淆, 导致无法正确地进行故障识别。这样不得不关闭测量卫星姿态用的地球敏感器和太阳敏感器系统, 从而又导致无法准确地测量卫星姿态, 也无法正确地进行姿态控制, 使卫星呈现一种自旋状态。

前者通过调整卫星姿态使帆板对太阳定向已彻底排除故障。

后者通过关闭故障监测系统使卫星重新恢复到了正常的稳定控制状态, 但该星的计划与运营管理负责人小田认为这种严重的噪声干扰不排除将直接影响卫星的控制精度和 RVD 任务的执行。负责惯性基准单元研制, 又是总承包商的东芝公司和 NASDA 的专家们提出了重新编制高可靠性的故障检测软件, 提高这种软件的抗陀螺信号噪声干扰能力, 以确保目标星与跟踪星分离后都有一个稳定的姿态和准确地识别故障并及时排除, 以便正确地测量目标星、跟踪星的态度, 确保安全 RVD 的方案。

五月底这种修改后的软件已装入星上并达到了预期效果, 干扰消失, 卫星恢复了稳态运行。

因此, NASDA 确定在 7 月初利用 ETS-VII 在轨进行首次 RVD 实验。就在 7 月 7 日, 神话传说中牛郎会织女的这天早晨 7 时 10 分, 呈对接状态的目标星和跟踪星在新西兰上空 550 km 高的轨道上分离(分别被命名为“牵牛星”和“织女星”), 牵牛星与织女星分离后以  $2\text{ m/s}$  的速度飞到织女星前进方向的前方 2 m 处, 在利用配备 CCD 摄像机的高精度接近敏感器, 对相对位置和相对姿态进行高精度测量等操作后, “牛郎”和“织女”在墨西哥港上空(7 时

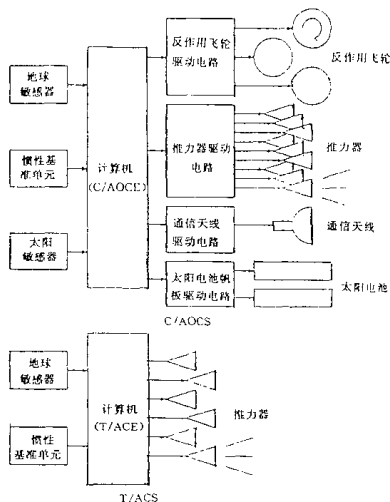


图3 ETS-VII AOCS功能方块图

30分)成功地完成了自动对接, ETS-VII第一次RVD任务完成。从而使日本成为继美、俄后第三个完成并掌握在轨RVD技术的国家。到明年第一季度前,“牵牛星”和“织女星”还将在轨道上进行5次RVD。

此外,1998年2月21日,NASDA发射了通信广播试验卫星(COMETS),这颗用H-II-5火箭发射的配备卫星间通信链路、计划为ETS-VII的目标星和跟踪星在轨分离,对接实验提供卫星间通信链路的卫星因二级火箭发动机(LE-5A)第二次点火只工作了短短的44秒钟就提前关机(原计划要工作3分钟),所以未能将卫星送入预定的对地静止轨道,卫星只进入一个远地点为1902 km,近地点为246 km的不能再低的椭圆轨道,如果不能尽快地利用姿态控制推力器升高远地点、脱离极危险的范·艾伦强辐射带,卫星不仅没有任何应用价值,而且很可能遭破坏,也就无法为ETS-VII RVD实验提供卫星间链路。只有将COMETS远地点升高到15000 km后每一个轨道周期才能有约30分钟提供卫星间通信链路的窗口,也才有可能为ETS-VII在轨RVD提供通信链路,同时还有可能开辟21 GHz高清晰度宽频数字广播实验,为此NASDA等也进行了认真研究,日本宇宙开发委员会还专门召开了紧急会议

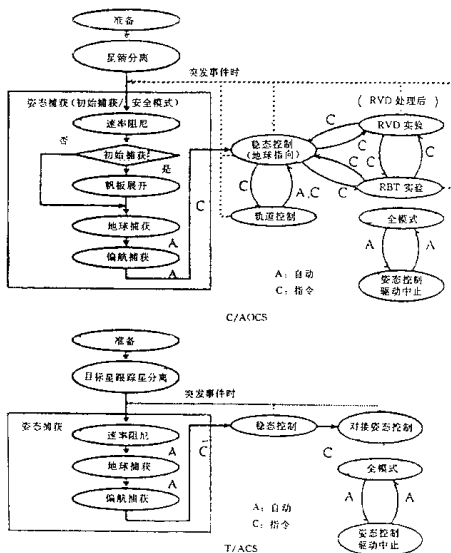


图 4 ETS-V AOCS 控制模式转移图

(1988.2.22), 做出利用姿态控制推力器升高远地点的决定。但每次执行升高远地点的轨道机动任务前都必须收拢、折叠太阳电池帆板, 升高后还需展开定向。这样一来就要大量地耗费姿态控制用推进剂, 因此制订最佳、可靠方案乃是一个极其重要的问题。据 NASDA 新闻报导, 它们已将 ETS-V 远地点升高到了 17700 km, 整个升轨工作是在 5 月底完成的。如果 COMETS 不能为 ETS-V 的目标星和跟踪星在轨分离、对接实验提供卫星间链路, 则只能租用美国的数据中继卫星<sup>[5~9]</sup>。能否按要求租用到也是一个未知数。

所以, 一些航天控制专家们普遍认为 ETS-V 虽然顺利发射入轨, 但在轨 RVD 的步骤却是十分艰难的, 而 NASDA 和东芝公司的设计者们却坚信, ETS-V 的在轨 RVD 实验一定能获成功。ETS-V 7 月 7 日在轨成功地进行了首次 RVD 实验本身就说明 NASDA 和东芝公司的设计者们对该星的可靠性有充分把握。

### 3 RVD 系统及其主要组成部件

ETS-V 的 RVD 技术, 包括 RVD 的 GNC 系统和 RVD 的对接机构两大部分。RVD 的主要

组成部件是制导控制计算机、导航敏感器——GPS 接收机(GPSR)、激光交会雷达(RVR)、接近敏感器(PXS)和对接机构(DM、双备份系统)<sup>[10~13]</sup>。

### 3.1 制导、导航和控制计算机(GCC)

它由两部分组成：I/O 控制器和 CPU，其中 CPU 采用 32 位 TRON 芯片。I/O 控制器主要有交会对接敏感器、姿态轨道控制系统和进行通信数据处理并把这些数据送入 CPU 的数据处理装置、I/O 控制器和 CPU 组成交会对接控制计算机系统。I/O 控制器采用双备份，CPU 采用三备份，所有这些部件都可以互为备份和搭配，目的是要提高计算机系统的可靠性。

CPU 是抗辐射加固的，其浮点计算速度大于 1 Mb/s(按吉布森混合法估算)，有冗余功能，采用三机表决的容错计算机系统。GCC 通过 RS-422 与 RVD 部件连接，控制周期为 125 ms。

交会对接星上计算机软件提供自主飞行管理系统的功能，包括故障容错管理功能、从近距离到对接阶段的 GNC 功能。这个软件也可根据地面指令操纵交会对接飞行程度。交会对接部件的状态确认、故障确定和切换由软件来完成。

表 2 为 GCC 的主要性能、参数。

表 2 GCC 的主要性能参数

| 项 目     | 性能、参数                                                                     |
|---------|---------------------------------------------------------------------------|
| 重 量     | 19.8 kg                                                                   |
| 尺 寸     | 388 × 340 × 259 mm                                                        |
| 功 耗     | AOCS 模式(CPU 部分停止运行)<br>17.5W(模样的数据)<br>RVD 模式<br>31.3W(模样的数据)             |
| 控制周期    | 125 ms (CPU 部分/IOC 部分)                                                    |
| MPU/PPU | CPU 部分: 32 位 MPU/PPU<br>IOC 部分: 8 位 MPU                                   |
| 工作周期    | CPU 部分的 MPU: 10MHz<br>IOC 部分的 MPU: 3MHz                                   |
| 存储器容量   | CPU 部分: ROM: 32K 字节<br>RAM: 256K 字节<br>IOC 部分: ROM: 16K 字节<br>RAM: 32K 字节 |

### 3.2 GPSR (GPS 接收机)

在相对逼近阶段(相对距离为 50 km ~ 500 m)估算跟踪星和目标星的相对距离/速度用的敏感器。

GPSR 采用了东芝公司研制的新型数字式接收机,它具有形状小、重量轻、可靠性高等优点,被称为具有世界先进水平的 GPSR。GPSR 接收到的信号可直接进行频率变换,以 5 MHz 采样,采样后的相关处理全部实现了数字化。包括 C/A 码发生器、数控振荡器(NCO)和相关器在内的数字处理电路全部采用门阵列(GA)。由多普勒处理机(DSP)处理跟踪指令信号(工作周期为 1 ms)。接收机上载有 2 台微处理机(MPU),分别进行接收和导航处理。

跟踪星和目标星上分别装有 GPSR (CGPSR 和 TGPSR),TGPSR 获取的观测数据经通信链路传送到 CGPSR。CGPSR 通过卡尔曼滤波器对 TGPSR 及其自身所观测到的数据进行处理后进行相对导航,其导航结果被送抵跟踪星的制导控制计算机(GCC)。

CGPSR 具备时间同步功能。CGPSR 接收 GCC 的脉冲信号,高精度地输出 GPS 时间系统的瞬时时间,通过 GCC 完成 RVD。表 3 给出了相对导航精度。

表 3 GPS 的相对导航精度

| 飞 行 方 式                        |     | 惯性飞行过程中        | 机动飞行过程中        |
|--------------------------------|-----|----------------|----------------|
| RGPS (相对导航 GPS)<br>(10 s 更新一次) | X 轴 | 1.5 m/0.4 cm/s | 40 m/1.2 cm/s  |
|                                | Y 轴 | 1.0 m/0.1 cm/s | 1.0 m/0.1 cm/s |
|                                | Z 轴 | 2.0 m/0.3 cm/s | 4.5 m/0.9 cm/s |
| 载波相位 RGPS<br>(10 s 更新一次)       | X 轴 | 0.5 m/0.2 cm/s | 1.1 m/1.0 cm/s |
|                                | Y 轴 | 0.4 m/0.2 cm/s | 0.7 m/0.2 cm/s |
|                                | Z 轴 | 0.5 m/0.2 cm/s | 0.7 m/0.2 cm/s |

注:几何精度衰减因子(GDOP) < 3

### 3.3 RVR(交会雷达)

RVR 作为测量 500 m ~ 2 m 这一最后逼近阶段的相对位置用的导航敏感器,采用固定探头方式,由探头部分、电子线路(安装在跟踪器上)和反射器(安装在跟踪星上)组成。表 4 和表 5 分别给出 RVR 的主要功能和性能。

RVR 是利用激光二极管(LD)由探头部分向反射器发送激光束,根据反射光和发射光的相位差进行测距,根据计测反射器反射成像后图像的位置,来计测 LOS 角( $A_L$ , EI)。反射器部分采用的是三面直角棱镜(CCR)。测距用光敏元件用的是雪崩光电二极管(APD),测角用的是二维 CCD。

ETS-VII 搭载两个彼此独立的 RVR(主系统和冗余系统),其 LD 的发光波长也各不相同,分别为 810 nm 和 860 nm(标称值)。由于 LD 的波长不同,再加之 CCR 反射后的波长可选择,故可避免主系统和冗余系统(动作冗余)间的相互干扰。通过温度补偿可提高计测精度。

表 4 RVR 的主要功能

|                |                                                  |
|----------------|--------------------------------------------------|
| (1) 计测测角测距信息功能 | 计测与反射器部分和探头部分的相对距离和 LOS 角。                       |
| (2) 捕获功能       | 自动地捕获反射器部分, 捕获后自动开始计测。                           |
| (3) 故障检测功能     | 通过自检完成故障检测, 输出故障状况信息。                            |
| (4) 干扰检测功能     | 检测有害光所致的干扰, 输出干扰状况信息, 为将干扰抑制在最小插入非线性数字滤波器。       |
| (5) 遥测/指令功能    | 通过遥测生成并输出各种状态数据。<br>根据指令改变工作模式, 还可输出 CCD 的图像和数据。 |

### 3.4 PXS(接近敏感器)

PXS 由电子线路部分(由 PXS-E<sub>0</sub>、CCD/LED 驱动器 and MPU 组成)、探头(由 PXS-H<sub>0</sub>、CCD 摄像机和 LED 照明设备组成)和目标星标识器(由 PXS-M<sub>0</sub> 和在黑色底板上以几何学方式立体配置的光反射标识器组成)组成。它是用于最终逼近阶段高精度地计测相对位置和相对姿态的导航用敏感器, 不仅具有出色的抗干扰光的能力, 而且视场非常大。在计测过程中, 是通过 LED 照射目标星标识器, 通过 CCD 对标识器的反射图形摄像并进行处理, 高精度地算出 10 m 以内逼近阶段的相对位置和相对姿态。表 6 为 PXS 的主要性能参数。

在具体交会对接过程中, 上述 3 种敏感器的应用情况如下<sup>[12,13]</sup>:

- 在相对距离为 50 km ~ 50 m, 用 GPSR;
- 在相对距离为 50 m ~ 2 m, 用 RVR;
- 在相对距离为 2 m ~ 对接, 用 PXS。

为实现高可靠性的导航, 圆满地完成 RVD 任务, ETS-VII 还采用主备份双冗余设计, 这样实现星载三种敏感器互为备份, 这也是 ETS-VII RVD 系统为什么最后选择使用这三种敏感器的主要原因, 其主备份冗余设计如下:

- 相对距离 16 km ~ 50 m: 以绝对 GPS 与地面导引作为差分 GPS(GPSR)的备份系统;
- 相对距离 660 ~ 2m: 以差分 GPS 和 PXS 作为 RVR 的备份;
- 相对距离 2 m ~ 对接: 以 RVR 作为 PXS 的备份。

图 5 为 ETS-VII 在轨 RVD 实验计划。

### 3.5 对接机构(DM)

为圆满地完成 RVD, 必须开发出理想的对接机构。NASDA 在对联盟号轨道舱、联盟号和礼炮号、阿波罗号飞船、联盟号和阿波罗等对接机构进行认真研究分析后, 决定采用如图 6 所示的 3 点式对接机构, 它具备停靠和对接两种功能。

表 5 RVR 的主要性能

## 捕获和计测条件

- (1) 最小相对距离:  $< 0.3 \text{ m}$
- (2) 最大相对距离:  $600 \text{ m}$
- (3) 计测范围 测距系统: 顶角大于  $6^\circ$  的圆锥范围  
测角系统: 顶角大于  $8^\circ$  的圆锥范围
- (4) 相对姿态角: 大于  $\pm 7^\circ$  ( $1 \text{ km} \geq R^{①}$ )  
大于  $\pm 10^\circ$  ( $600 \text{ m} \geq R$ )  
大于  $\pm 20^\circ$  ( $400 \text{ m} \geq R$ )
- (5) 相对距离变化率: 大于  $\pm 1 \text{ m/s}$  ( $20 \text{ m} \leq R$ )  
大于  $\pm 0.2 \text{ m/s}$  ( $5 \text{ m} \leq R$ )  
大于  $\pm 0.1 \text{ m/s}$  ( $5 \text{ m} > R$ )
- (6) LOS 角变化率: 大于  $\pm 5^\circ/\text{s}$
- (7) 相对姿态变化率: 大于  $\pm 5^\circ/\text{s}$

## 计测性能

## (1) 计测精度

## 1) 测距误差

(相对距离大于  $500 \text{ m}$ )偏差 (0-P)  $\Delta R = 0.5 \text{ m}$  以下随机 ( $3\sigma$ )  $\delta R = 1\% R_{\text{m}}$  以下(相对距离小于  $500 \text{ m}$ )偏差 (0-P)  $\Delta R = 0.1 \text{ m}$  以下随机 ( $3\sigma$ )  $\delta R = \text{最大 } (0.006, 0.2\% R)$  以下2) 测角误差 ( $A_e, EI$ )偏差 (0-P) 小于  $0.05^\circ$ 随机 ( $3\sigma$ ) 小于  $0.02^\circ$ (2) 捕获时间: 小于  $10 \text{ s}$ (3) 计测周期: 小于  $2 \text{ Hz}$ (4) 输出延迟时间: 小于  $0.5 \text{ s}$ 注①:  $R$  为探头基准点和反射器间的距离

该对接机构由 4 个部分组成, 即由 3 节试伸展机构、闭锁机构、定心机构和框架组成的 3 对锁定机构, 使电源线/信号通道和流体管路连接用的自动脱落式连接机构, 驱动部分和驱动线路部分, 检测跟踪星和目标星间相对距离和相对姿态用的 PXS。表 7 为对接机构的主要规格参数<sup>[22-29]</sup>。

如图 6 所示, 跟踪星上配备 3 个锁定机构、3 个开锁抓手、PXS 探头、电子线路; 目标星上配备 3 个锁柄、PXS 反射器和目标标识器。控制系统根据 PXS 提供的信息控制相对位置和相对姿态, 使目标星的锁柄以几厘米/每秒的低冲击方式插入跟踪星的开锁抓手之中, 当 3 个开锁抓手把 3 个锁柄均抓住后握紧, 实现目标星捕获。这种方式具有对接强度高、冲击力小、可靠性高等优点。

表6 PXS的主要性能参数

|                                          |
|------------------------------------------|
| 捕获计测范围                                   |
| 范围 R: $XXZq\phi$ 计测范围 0.3 m ~ 3 m        |
| XYZq 计测范围 3 m ~ 10 m                     |
| 圆锥角 L: 0 ~ 8°                            |
| 姿态角: 0 ~ 10°                             |
| 探头部分的视场 (FOV): 40°                       |
| 计测精度 (高于 3 m)                            |
| (偏差: 0 ~ P)                              |
| X: 最大 (1.0 cm, 1.0% R)                   |
| YZ: 最大 (0.2 cm, 0.5% R)                  |
| $q\phi$ : 0.5°                           |
| (随机: 3 $\sigma$ )                        |
| X: 最大 (0.5 cm, 0.5% R)                   |
| YZ: 最大 0.1 cm, 0.1% R)                   |
| $\phi$ : 0.2°                            |
| $\varphi$ : 0.2° × 最大 (1, (R - 1 m)/1 m) |
| 捕获时间: 10 s 以内                            |
| 计测周期: 2 Hz                               |
| 标识器半径: 80 mm/40 mm/10 mm                 |
| 基线长度 D: 700 mm/260 mm/160 mm             |
| 里行长度 L: 250 mm/250 mm/125 mm             |

### 3.6 ETS-VII 的 RVD 制导导航和控制

ETS-VII 完成 RVD 飞行任务需经历五种飞行阶段, 即:

- (1) 发射阶段
- (2) 变轨阶段
- (3) 相对逼近阶段
- (4) 最终逼近阶段
- (5) 对接阶段

ETS-VII 配备制导、导航和控制系统 (GNC 系统), 图 7 给出了该 GNC 系统方块图。该系统将承担 ETS-VII 在轨制导、导航和控制, 其方法如表 8 所示。

就 ETS-VII 星载 GNC 系统的制导功能而言, 它能够产生达到预定点所需的相对位置、相对姿态及相对速度。导航功能是使用导航敏感器 (如 GPS 接收机、交会激光雷达 RVR 和逼近摄影敏感器 PXS) 来估算跟踪星与目标星之间的相对位置、相对姿态及姿态变化率。控制功能是计算并驱动

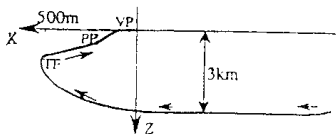
执行机构 (如推力和对接机构)。除这些 GNC 功能外, 还要由装在制导控制计算机 (GCC) 上的 RVD 飞行软件来实现飞行管理系统的功能, 包括故障识别、隔离和修复 (FDIR) 功能、模式控制功能。

严格说来, ETS-VII 所采用的是—种新型的无人全自主交会对接方式, 它采用了硬件冗余和故障操作/故障安全的容错计算机。对于与载人飞行器交会的情况则要求要有更高的安全性。

考虑到将来的 RVD 任务是与载人飞行器 (如与 JEM 对接), 因此决定采用 2 次失效安全系统来避免跟踪星与目标星碰撞。

为了实现这种高安全性的交会对接, 在设计交会对接飞行路径时, 认真考虑了以下五个条件:

- (1) 尽量减少对速度增量的要求 (包括姿态控制在内, RVD 实验至少需要 170 m/s 的速



TF: 最终逼近结束; PP: 停泊点; VF: 接近点

图5 ETS-VII在轨 RVD 飞行实验计划 (50 km - 对接)

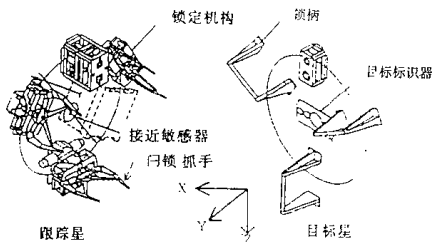


图6 ETS-V对接机构图

度增量)。

(2) 要求 RVD 飞行范围一定要限定在跟踪星与目标星之间通信链路的有效作用距离内。

(3) 由地面监视关键事件, 如对接和 RVD 各阶段的切换点 (TI、TF、PP 和 VP), 这些监视通过 COMETS 来完成 (该星发射后未进入预定轨道, 但可提供不少于

30 分钟的通信链路窗口。如不能满足要求还可能要利用美国的数据中继卫星才能完成)。

(4) 从 TI 到 PP 点, 选择无碰撞轨迹。当出现 2 次失效时, 通过切断反作用控制系统以避免碰撞 (紧急退出)。

表 7 ETS-V 对接机构的规格参数

| 项 目            | 内 容                                                                                           |
|----------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|
| 对接方式<br>主要组成部件 | 低冲击式<br>跟踪星<br>锁定机构 (含缓冲装置)<br>可自动脱落的主动式连接机构<br>驱动电路<br>紧急状况下的分离机构<br>目标星<br>手柄<br>脐带形被动式连接机构 |
| 重 量            | 跟踪星: 65 kh<br>目标星: 15 kg                                                                      |
| 所需时间           | 对接<br>60 秒之内<br>分离<br>通常情况下分离<br>60 秒钟之内<br>紧急状况下分离<br>10 秒钟之内                                |