

空间交会对接自主导航段轨道策略研究

周亚强 孙 军 李 剑

(北京航天飞行控制中心)

摘要 探讨空间交会对接自主导航段的轨道设计问题, 给出设计这一阶段轨道时需考虑的因素和约束条件, 并基于以上约束条件的分析, 设计了一个沿 $-V\text{-Bar}$ 方向逼近的自主导航段交会轨道。

关键词 交会对接 自主导航 轨道设计 $-V\text{-Bar}$ 逼近

1 引言

空间交会对接任务通常可划分为发射段、远距离导引段(或称调相段)、近距离导引段、逼近段、靠拢与对接段、联合飞行段和分离段^[1,2]。发射和远距离导引段通常由地面测控站或导航卫星(如 GPS、GLONASS)进行导引, 远距离导引段结束时, 地面测控系统或卫星导航系统以一定的位置精度、速度精度和时间要求将追踪飞行器导引至设计的预定位置。之后, 船载自主相对导航系统开始工作。自主相对导航段交会轨道的设计是十分复杂的, 需要综合考虑许多因素与约束条件, 主要包括: 对接几何条件、测量传感器性能、靠拢与对接段视频监控要求、船载可用资源、目标飞行器规定的靠近原则等^[3]。本文首先较详细地分析了这些因素对自主导航段轨道设计的影响, 然后基于以上约束条件, 设计了一个沿 $-V\text{-Bar}$ 方向逼近的自主导航段交会轨道, 文中的分析对于我国未来空间交会对接任务具有一定的参考价值。

2 坐标系的定义

2.1 目标飞行器当地轨道坐标系

当地轨道坐标系通常用于描述飞行器相对于某一在轨飞行器的位置。由于在轨飞行器的运动, 当地轨道坐标系的原点位置和指向是随时变化的。本文选择在轨飞行器为目标飞行器, 所以也称为目标飞行器当地轨道坐标系。

定义目标飞行器当地轨道坐标系为: 原点 O 为目标飞行器质心; X 轴指向运动方向(不一定与速度方向重合), 满足 $X=Y \times Z$, 在交会对接任务中该方向也称为 $V\text{-bar}$ 方向; Y 轴指向目标飞行器轨道角速

度反方向, 也称为 $H\text{-bar}$ 方向; Z 轴沿目标飞行器质心指向地心, 也称为 $R\text{-bar}$ 方向, 如图 1 所示。

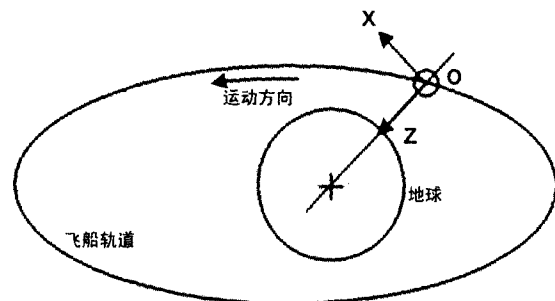


图 1 目标飞行器当地轨道坐标系

3 自主导航段轨道策略的影响因素

3.1 目标飞行器对接轴的位置和对接方向

空间交会对接自主导航段交会轨道的设计很大程度上取决于目标飞行器对接轴的位置和对接方向, 即: (1) 目标飞行器对接轴是在 $\pm V\text{-Bar}$ 、 $R\text{-Bar}$ 方向线上还是在平行于这些方向线但相隔一定距离处, 如图 2 所示; (2) 追踪飞行器是从 $+V\text{-Bar}$ 、 $-V\text{-Bar}$ 还是 $R\text{-Bar}$ 方向接近目标飞行器。目标飞行器对接轴的位置和对接方向影响交会轨道的潜在安全性和燃料消耗。但是, 无论是 $\pm V\text{-Bar}$ 还是 $R\text{-Bar}$ 接近, 由于操作、验证等原因, 一般均在沿 $-V\text{-Bar}$ 方向上设置一个或多个保持点。

通常, 目标飞行器可能是包含多个模块的在轨组装体(如国际空间站, ISS), 目标飞行器对接轴的位置可能不在 $\pm V\text{-Bar}$ 、 $R\text{-Bar}$ 方向线上, 而在平行于这些方向线但相隔一定距离处, 如图 2 所示。以 $V\text{-Bar}$ 靠近为例, 假设对接轴偏离 $\pm V\text{-Bar}$ 方向的距离为 Δz , 则 Δz 的正负(对接轴在 $V\text{-Bar}$ 方向线的下面还是上面)和大小对轨道的潜在安全性有非常重要的

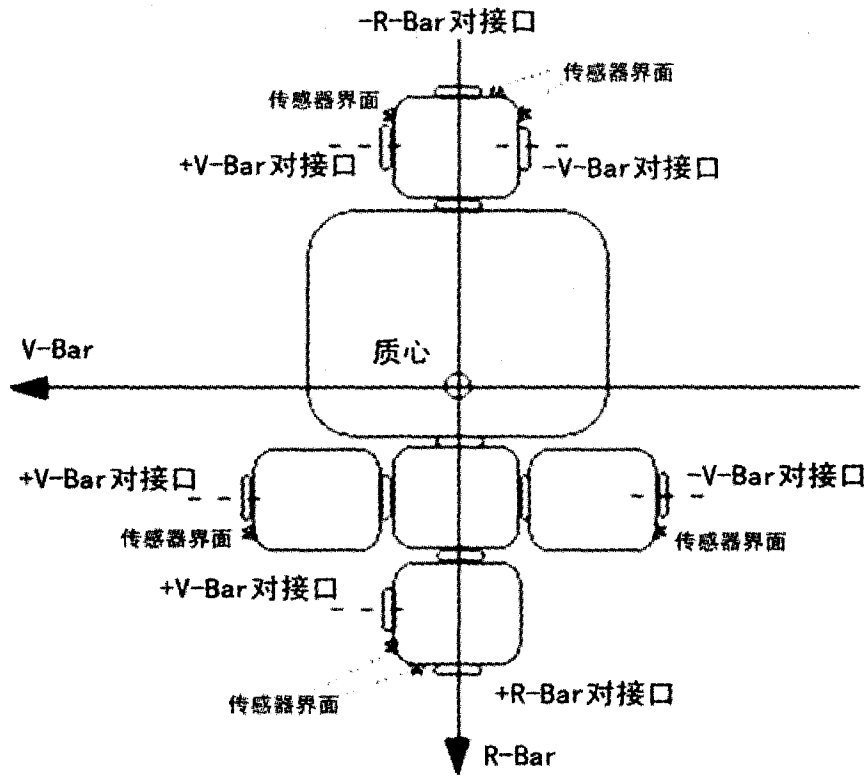


图 2 对接口的位置和方向

影响。以下两图示意性地给出了控制故障情况下,不同 Δz 时保持点和强迫直线逼近轨道的潜在安全性。

由图 3 可见:在控制故障情况下,高于 V-Bar 方向线对接轴上 ($-\Delta z$) 的保持点将朝 -V-Bar 方向运动,低于 V-Bar 方向线对接轴上 ($+\Delta z$) 的保持点将朝 +V-Bar 方向运动。由图 4 可见,直线逼近轨道上出现控制故障时,追踪与目标飞行器相对运动速度和方向取决于逼近时的方向、速度和 Δz 的大小与正负,低于 V-Bar 方向的逼近轨道在控制丧失的情况下更靠近目标,所以该条轨道安全性较低。

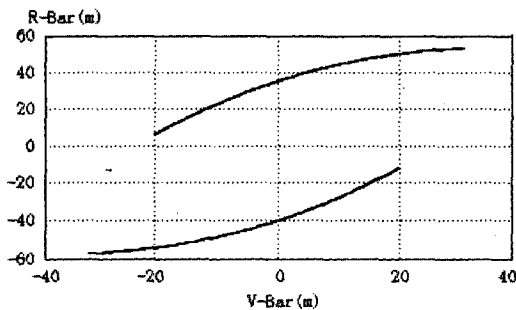


图 3 保持点控制丧失 ($x=\pm 20m, \Delta z=\pm 10m$)

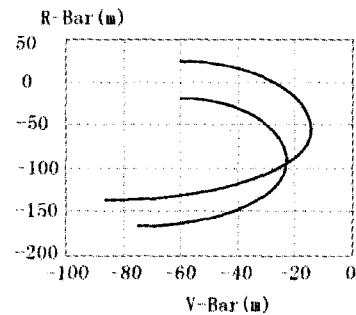


图 4 以 0.1m/s 速度直线接近过程中的控制丧失 ($x=-60m, \Delta z=\pm 10m$)

对于接近过程中的闭环控制轨道,从 $\pm V$ -Bar、R-Bar 等不同方向靠近时,所消耗的燃料有所不同。

3.2 交会测量传感器的性能

由于大多数测量传感器都有一定的作用距离限制,且交会对接要求导航精度随着追踪与目标飞行器间距离的减小不断提高,所以只使用一种类型的传感器无法满足对整个交会过程的测量覆盖和精度要求,必须组合使用多种传感器。常用的测量传感器有微波雷达、绝对 GPS 导航卫星、相对 GPS 导航卫星、光学传感器(包括激光测距仪和相机传感器),它们的作用距离、测量精度、视场范围等都影响着自主导航段交会轨道的设计。

微波雷达的作用距离一般约为 100km 左右,主要取决于发射信号功率,测量精度随着相对距离的减小不断提高,约为 1%R(R 为追踪与目标飞行器间的相对距离)。GPS 导航卫星覆盖整个地球表面,所以绝对 GPS 导航没有最大作用距离约束,在有 SA 情况下,测量精度为 100m 左右;无 SA 情况下,测量精度为 30~40m 左右。相对 GPS 导航要利用两个飞行器上 GPS 接收机的原始数据,所以两飞行器间能够直接通信的距离决定了相对 GPS 导航的最大距离,一般为几十公里,相对 GPS 导航的精度可以达到约 10m 左右的量级。光学传感器最大作用距离从几十米到几百米,取决于被照射的目标面大小,测量精度可以达到厘米的量级。

需要指出的两点是:(1)利用绝对 GPS 导航和相对 GPS 导航时,两个飞行器间相对距离不能小于一定值,这主要是由于两个飞行器相距很近时,多路径和遮蔽效应非常显著,特别是对于体积庞大且结构复杂的空间站,这一最小距离一般定义为空间站尺寸的 10 倍左右;(2)光学传感器存在视场角的约束,即由于照明所需的功率(对相机类传感器)和扫描周期(对扫描激光传感器)的限制,光学传感器的视场角通常不大,这决定了这类传感器只能用于交会对接的最后靠近阶段。

根据传感器的测量距离范围、测量精度和视场角的不同,在不同交会阶段选择不同类型的传感器。通常为:

(1) 最终靠近与对接段:使用光学传感器,如激光测距仪、相机传感器等,工作距离从 100~500m 直至对接;

(2) 逼近段:采用相对 GPS 测量、雷达或其他类型的射频传感器,工作距离从几十公里到进入靠拢与对接段;

(3) 近距离交会段:绝对 GPS 测量、雷达或其他类型的射频传感器,工作距离从 100km 左右到进入逼近段;

(4) 远距离交会段:绝对 GPS 测量或地面测控站测量,工作距离从发射入轨到进入近距离交会段。

3.3 靠近与对接段视频监视的同步性要求

在最后的靠近与对接阶段,要求地面操作人员或在轨航天员能够视频监视这一过程,所以存在多个外部事件的同步问题。主要有:(1)合适的日照条件,最终靠近与对接段的视频监视需合适的太阳光照;(2)可得的通信窗口,视频监视数据需要通过地

面站或数据中继卫星传给地面监控人员;(3)在轨航天员的工作计划,对于靠近国际空间站,紧急情况下,要求航天员能够立即接管对追踪飞行器的控制。

3.3.1 日照条件

以追踪飞行器沿-V-Bar 靠近为例讨论日照条件,并假定目标图案最好安装在目标飞行器一侧,而视频相机则安装在追踪飞行器一侧。对于-V-Bar 靠近,在轨道的日出点,太阳在追踪飞行器的前面,此时将照射追踪飞行器对接口;相反,在轨道日落点,太阳位于追踪飞船的后面,此时将照射目标飞行器对接口,如图 5 所示。目标对接口一侧的最佳照射条件位于轨道中午点和日落点的中间,即图中所示的 P 点。根据追踪飞行器与目标飞行器几何配置,适合于监视的日照条件位于围绕 P 点 $\pm 20^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 的太阳俯仰角范围内(太阳角的定义见图 6 所示),即太阳俯仰角在 $105^{\circ} \sim 165^{\circ}$ 的范围内时适合于监视。对于一个 400km 的圆轨道,这一监视范围对应约 15 分钟。以上是在太阳角 β 为零的情况下得出的结论,实际上,可用的监视时间随着 β 角的增大而减小。 β 角为 90° 时,即太阳方向垂直于轨道面,则在整个轨道上没有合适的监视条件。为了达到合适的日照条件, β 角必须在 $\pm 70^{\circ}$ 的范围内。

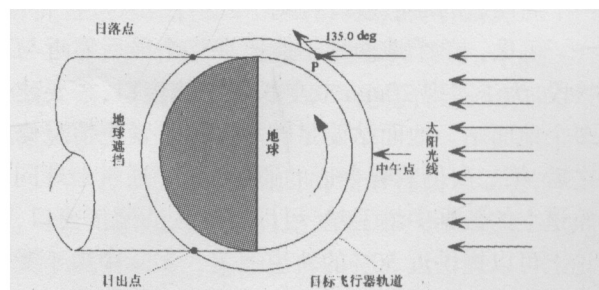


图 5 太阳俯仰角在一个轨道周期的变化

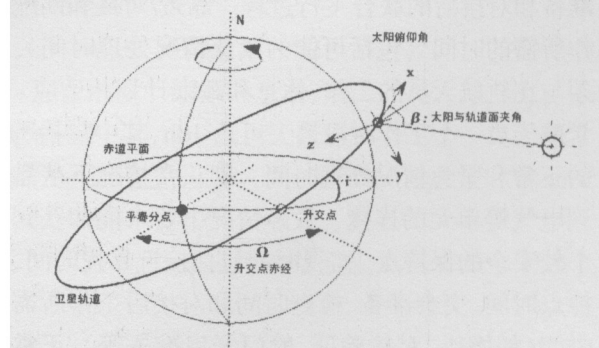


图 6 飞行器坐标系中的太阳角

3.3.2 通信窗口

在轨飞行器可以与地面站无线电通信的时间称为通信窗口。由于在最后靠拢阶段要求追踪飞行器向地面连续发送监视数据,所以必须安排合适的靠拢时间线,使得当开始最终的靠拢与捕获时,追踪飞行器进入通信窗口。

追踪与目标飞行器既可以通过船载天线直接与地面通信,也可以通过中继卫星间接与地面通信。直接通信时,通信时间取决于轨道高度、地面站天线最小仰角和轨道实际经过天线圆锥的部分。地面站天线最小仰角取决于低仰角时地面障碍物、地球大气反射和其他干扰,一般为 $5^{\circ}\sim 7^{\circ}$,故天线接收/发射的最大半锥角为 85° 。对于一个低轨卫星,在最佳通信条件下(卫星飞过圆锥中心上空),400km 轨道高度的通信时间约为 10min,300km 时约为 7.5min。如果卫星没有通过地面天线圆锥的中心上空,通信时间将进一步减小。

由于地球的旋转,飞行器运行一个轨道周期,地面站东移大约 $\Delta\lambda=-15^{\circ}T$, $\Delta\lambda$ 为经度的改变, T 为轨道周期。对于一个 400km 高度的轨道, $\Delta\lambda$ 约为 23° 。由于从地球中心计算的地面天线半圆锥角不大于 20° ,所以能够与当前地面站建立通信窗口的轨道,一个周期后的通信窗口将减小或不存在。

可见,单个地面站不能监视整个最后靠近与对接段,为了实现 20min 或更长的通信窗口,需要建立多个地面站。地面站要足够多以便对紧急情况修复之后,第二次仍然有合适的通信窗口。通过地球同步轨道上的数据中继卫星,可以实现大的通信窗口,理论上可以提供近 50%的轨道覆盖,实际中由于受到追踪飞行器天线等装置的限制,通信窗口将减小。

3.3.3 在轨航天员工作计划

在轨航天员的大部分时间用于监管靠近、对接准备和对接后的联合飞行过程。靠近/对接和匹配操作所需的时间(包括可能的紧急情况处理时间),必须与在轨航天员的工作、休息和睡眠计划相适应。通常航天员一个工作时段最大可达 10h,其中包括所有的正常和紧急情况处理时间,即正常情况下从靠近到电气等单元的连接,故障情况下要求能捕获到一个较安全的保持点。监视时间包括接近靠拢时间、保持点时间、交会准备、检查时间和对接后工作所需的时间(如增压、对接验证、舱门开启准备等),正常情况下需要航天员参与的时间约为 4~6h。考虑一些附加操作和紧急情况处理预留时间,需航天员参与的

时间将增加。

3.3.4 远距离交会段和自主导航段的时间灵活性

任务时间线的同步是交会轨道设计中的一个主要问题。从运载火箭发射至最终对接,需要不断校正同步性,以补偿发射和机动偏差。用于实现同步的轨迹元素和操作方法称为时间灵活性元素。理论上讲,可以有 3 种时间灵活性元素:(1)在不同高度轨道上的漂移;(2)保持点;(3)直线靠近段的速度。

由于远距离交会段的时间较长,而自主交会阶段的轨道机动复杂,所以任务时间线的同步应尽可能在远距离交会段完成,这样在保持点就可以停留较少的时间。根据同步要求,可以让追踪飞行器在较低轨道漂移较长(较短)时间来减小(延长)远距离交会段的时间。保持点包括在 V-Bar 轴线上的被动保持点、主动保持点和安全椭圆 3 种形式。理论上讲,最后直线靠近段的速度大小也可以用于调节任务同步性,然而实际中,由于只有在所有条件验证正常的情况下才能启动最后的直线靠近,人们总是希望最终靠近段按照标称的速度接近,所以这一灵活性元素不能使用。

3.4 船载资源的约束

船载资源对交会轨道设计有很大的影响,主要包括电源功率、热防护能力和推进剂。为了获得太阳能电池阵的最大输出,需要周期性地调整飞行器姿态对准太阳,这就要求在任何的脉冲机动后和保持点处,都要调整飞行器姿态以便太阳能电池阵重新充电。热防护能力约束要求在所有可能的情况下,改变飞行器姿态以便热辐射表面能够指向深空。燃料的约束导致应尽量减小燃料消耗大的轨道类型,如强迫直线逼近轨道、闭环控制脉冲转移轨道等。

3.5 目标飞行器规定的靠近原则

在发射段和远距离交会段,追踪飞行器和目标飞行器没有任何直接的联系,它们分别由各自的飞控中心控制。一旦进入自主导航段,追踪和目标飞行器必须以协同的方式工作。由于两个飞行器有各自的飞控中心,且这两个飞控中心可能隶属于不同组织,所以在邻近目标飞行器时,必须建立正确的控制权限层次和联合操作程序。如果一个飞行器载人而另一个不载人,通常载人飞行器及其地面控制中心在一定距离处接管后续交会任务的控制权。控制权的接管最好在交会策略的定义点上,在该处飞行器的实际状态能够被验证,或者有足够的机会和时间执行这一验证。当然,控制权的接管并非意味着对飞

飞行器实际控制操作的接管, 而只是顶层决策权限的接管。

体积庞大且结构复杂的空间站只允许访问飞行器在距对接口一定的球体区域内靠近和分离, 这一区域的起点和中心线取决于传感器类型和安装于目标与追踪飞行器上的目标图案。在这一控制区域内, 规定了控制权限层次、允许的最大 Δv_i 操作程序和对接与分离走廊等。

控制区域的大小没有什么物理性的法则, 定义的目的在于便于理解、便于控制边界。在这些边界处, 按照确定的准则对访问飞行器的状态进行检查。对接与分离走廊的定义需要考虑以下因素: (1) 地面控制人员和在轨航天员要能够通过直观的视频数据快速判断轨道的安全性; (2) 热负荷与污染, 靠近或分离飞行器的推进器排气对空间站表面的热负荷与污染应该限制在一定范围内; (3) 围绕空间站的防碰撞安全余量; (4) 对接与分离走廊不能与轨道的安全边界冲突。图 7 给出了由国际空间站规定的靠近原则, 外层区域为接近椭球体 (AE), x 方向伸展为 $\pm 2000\text{m}$, 其他方向伸展为 $\pm 1000\text{m}$ 。在进入 AE 之前,

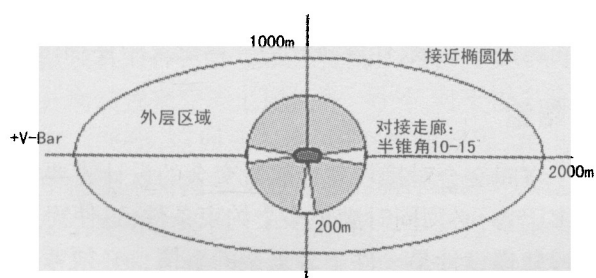


图 7 国际空间站规定的靠近原则

控制权限全部由国际空间站控制中心接管。内层的区域称为保持区域, 是一个半径为 200m 的球体, 只能从沿 $\pm V\text{-Bar}$ 、 $R\text{-Bar}$ 方向的进入对接与分离走廊。

4 -V-bar 接近的交会轨道策略

基于以上的分析, 本文设计一个从 -V-Bar 方向靠近国际空间站对接口的交会轨道, 测量传感器选择相对 GPS 导航 (RGPS) 和激光扫描测量仪。

4.1 交会策略

图 8 为交会策略示意图, 该策略类似于欧空局的 ATV 飞船接近国际空间站时的接近策略。轨道策略包含以下 5 部分:

(1) 自由漂移。远距离交会段结束时, 追踪飞行器进入比目标飞行器轨道低 3000~5000m 的准圆形轨道, 在这一轨道漂移期间, 完成与目标飞行器通信链路的捕获和 RGPS 导航滤波器的收敛。

(2) Hohman 转移至目标轨道, 相对 GPS 导航。需要注意的是, 转移轨道的终点在任何偏差情况下均不能进入到接近椭球体内;

(3) 目标轨道上的保持点, 位于接近椭球体外。在这个保持点处对追踪飞行器进行最后的状态检查, 对外部事件进行最后一次同步校正, 只有在得到 ISS 允许后才能启动进入接近椭球体的操作。

(4) 径向脉冲转移进入接近椭球体, 相对 GPS 导航。这一转移要进入到光学测量传感器的捕获距离范围以内。

(5) 在 -V-Bar 方向线的强迫直线运动, 光学导航。这一轨道直到达到 ISS 对接口, 要求测量各飞行器间的相对运动姿态信息。

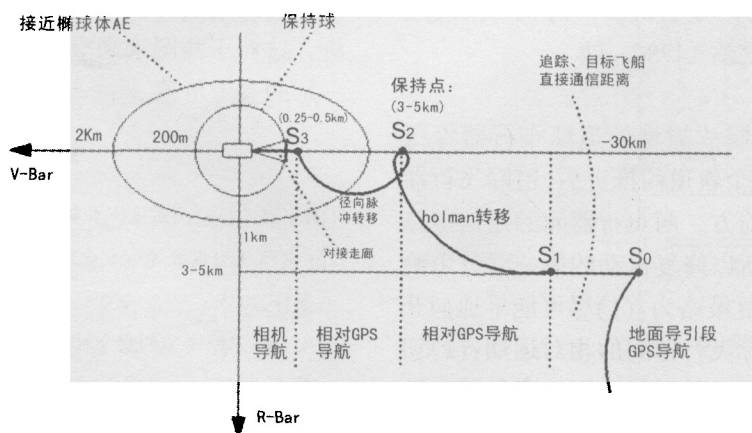


图 8 靠近到 -V-Bar 对接口的交会轨道策略

4.2 捕获目标轨道

4.2.1 S_0 位置的捕获

S_0 之前的导航传感器为绝对 GPS, 当追踪飞行器进入到与目标空间站的通信距离后, 在 S_0 至 S_1 的漂移轨道期间才能捕获相对 GPS。假设两飞行器通信距离为 30km, 绝对 GPS 的导航精度假定为 100m 量级, 速度精度为 0.1m/s 的量级 (即带 SA 的精度)。

S_0 位置的确定需要考虑接近椭球体的要求、后续自由漂移和 Hohman 转移轨道要求、目标空间站瞬时位置精度和预报精度、导航传感器的测量精度、推进器控制精度等因素, 同时还要考虑留有一定的余量。基于以上因素, 经过仔细分析, 选择 S_0 位置为较标称目标轨道低 3000~5000m、在空间站后约 35km 处。

4.2.2 转移进入目标轨道

保持点 S_2 到接近椭球体边界的距离不能小于 500m, S_1 到 S_2 之间转移轨道可以有 3 种不同的策略: (1) 追踪飞行器与目标飞行器间通信链路建立后, 间隔固定的时间启动 Hohman 转移, 切向脉冲实现。这一固定时间考虑了相对 GPS 滤波器的收敛和地面确认时间, 该策略导致位置变化范围较大, 从而使得后续机动量的变化范围较大; (2) 根据 S_2 的标称位置和目标与漂移轨道的差异计算 Hohman 转移的起始点 S_1 , S_2 之后的机动将是标准的。由径向脉冲实现; (3) 通信链路建立后间隔固定的时间作为转移的起点 S_1 , 标称 S_2 位置作为终点, 通过 Lambert 转移捕获目标轨道, 切向与径向混合脉冲实现, 这是策略 1 和策略 2 的混合。实际中, 切向脉冲机动易于验证, 可靠性高, S_2 之后的标准机动便于地面和空间站航天员的监视, 所以策略 2 更为合理。综上所述, S_2 应在空间站之后 3000m 处, 对于 3000m 的轨道高度差异, S_1 应在目标空间站之后 10070m 处, 对于 5000m 的轨道高度差异, S_1 应在目标空间站之后 14780m 处。

4.2.3 修复策略

S_0 与 S_2 之间的控制故障将使追踪飞行器停留在漂移轨道上, 经过一个轨道的推进后, 追踪飞行器将位于目标空间站的前方。两飞行器间的通信链路可能已经不复存在, 所以修复机动的第一部分由绝对 GPS 系统导航。修复策略为: (1) 尽可能早地捕获目标轨道, 减小与目标飞行器间的相对运动; (2) 切向脉冲转移到 -V-Bar 一侧, 要与空间站有足够大的

距离 (大于 50km); (3) 从 -V-Bar 位置点转移到比目标轨道低 3000~5000m 的漂移轨道, 进入通信距离后, 自动接近过程重新启动。

4.3 最终对接走廊的捕获

这一阶段就是逼近段, 其任务是将追踪飞行器从位于接近椭圆体外的保持点转移到接近椭球体内、保持区域外的保持点 S_3 处。 S_2 处要能够启动最终的靠拢与对接。 S_3 的位置和 S_2 、 S_3 间的转移轨道类型决定了该阶段的转移策略。

S_3 的位置取决于: (1) 保持区域的半径; (2) 靠拢段测量传感器的最大作用距离; (3) 最坏情况下 S_3 位置的散布; (4) 相对 GPS 的最小作用距离。转移轨道类型选择时通常要考虑: 被动轨道安全性; S_3 的开环控制散布; 接近修复的难易程度; 燃料消耗; 转移周期。基于以上因素, 经过仔细分析, 选择 S_3 位置在距离目标空间站 300~500m 处, 轨道类型为径向脉冲转移。

4.4 对接轴的捕获

靠拢段最重要的要求是轨道必须位于空间站定义的对接走廊内。由于对接走廊角度、对接轴接合以及轨道监视的要求, 这一阶段的轨道类型只能选择强迫直线 V-Bar 靠近轨道。瞬时对接轴的捕获与控制问题比较复杂, 作者将在另一篇论文中详细讨论。

5 结论

空间交会对接自主导航段交会的设计需要考虑很多因素, 必须同时满足多个约束条件, 这使得这一阶段轨道设计是一件十分复杂的事情。必须考虑的因素和约束条件包括: 目标飞行器对接轴的位置和对接方向; 交会测量传感器的性能; 最终靠拢段对日照、通信窗口和航天员活动计划的同步要求; 船载资源; 靠近规则等。本文对这些问题做了一些初步分析, 这对于我国未来空间交会对接任务的实施具有一定的参考价值。 ◇

参考文献

- [1] 林来兴. 空间交会对接技术. 国防工业出版社出版社, 1995
- [2] 张淑琴, 王忠贵等. 空间交会对接测量技术工程应用. 中国宇航出版社, 2005.
- [3] 朱仁璋, 尹艳等. 空间交会对接最终平移段控制策略. 中国空间科学技术, 2005.