



地球同步轨道废弃卫星清理方法初步研究

李于衡^{①*}, 杨开忠^②, 单长胜^②, 罗丹^②, 关晖^②, 郑军^②, 陈宏^②, 满莉^②

① 西安电子科技大学, 西安 710071;

② 西安卫星测控中心, 西安 710043

* E-mail: henrysatellite@sina.com

收稿日期: 2010-05-10; 接受日期: 2010-08-30

国家自然科学基金(批准号: 60172029)资助项目

摘要 美国 IRIDIUM 33 卫星与俄罗斯 COSMOS 2251 卫星相撞事件表明解决在轨卫星相撞事件已经是现实问题. 文章分析了失效卫星轨道长期变化规律和对工作在同步轨道航天器的影响, 给出了 2009 年 7 月两颗地球同步轨道卫星非常接近的计算实例, 尽管碰撞并未发生, 但同步轨道上由于两颗卫星距离太近而进行规避控制已经是卫星在轨测控的重要内容. 基于现成的卫星制造和控制技术, 提出了一种清理失效卫星的设想, 清理卫星由母星和子星组成, 子星体积小且质量轻, 用于捕抓失效卫星并将其带离同步轨道, 母星携带足够燃料停留在定点位置, 用于给子星补充燃料, 使子星能够反复使用. 文章设计了轨道接近和捕获策略, 推导了计算公式, 分析结果表明该方法能够充分节省燃料, 理论上只需要几颗清理卫星就可以清理干净地球同步轨道.

关键词

清理卫星
地球同步轨道
废弃卫星
离轨控制
交会对接

在地球同步轨道上运行的静止卫星寿命通常不超过 15 年, 这些卫星失效后, 如果不采取措施, 它们仍将会停留在静止轨道上, 而采取措施就会多消耗约 3 个月的卫星正常运营燃料^[1]. 基于下述考虑, 一些卫星被废弃在同步轨道上: 一是商业利益, 很多卫星运营商一般都会尽量延长卫星的使用, 直到卫星彻底不能使用为止; 二是技术问题, 比如说卫星剩余燃料计算精度始终是未解决的卫星控制技术难题, 它会导致燃料意外用完. 以加拿大通信卫星公司为例, 它计算的 Anik 系列卫星的剩余燃料不确定度最好也只能达到 ± 3 kg, 这些燃料已经与卫星离轨的消耗量相当^[2]; 三是卫星出现了严重故障, 地面无法对其实施控制, 自然也就无法离轨了. 截止到 2010 年 4 月, 地球同步轨道上已经有多达 1220 个卫星, 其中只有 505 个处于正常工作状态^[3].

2009 年 2 月 11 日, 尽管计算得到的碰撞概率是 10^{-5} , 还是发生了美国依星系列 33 号卫星(IRIDIUM 33)与俄罗斯宇宙系列 2251 号卫星(COSMOS 2251)相撞事件, 造成两颗卫星损毁^[4]. 还有更多其它相撞事件, 它们表明解决在轨卫星相撞事件已经是紧迫的现实问题. 为了避免相撞, 各国都采取了规避策略, 即当两个空间目标相互靠近时, 通过轨道控制, 改变其中一个目标的运行轨道, 保证在一定时间范围内两个目标间的距离足够大. 轨道规避会额外增加卫星的燃料消耗, 同时它还会干扰卫星正常的在轨运行业务, 是权宜之计, 根本的解决办法是彻底清理空间环境. 与近地卫星轨道不同, 那里堆积了大量火箭、卫星残骸和碎片, 而地球同步轨道上的报废卫星基本上都是一个外形完好的整体, 如果有手段将它们清除出去, 就可以恢复一个干净的空间环境.

20 世纪 60 年代至今, 全世界已成功进行了近 300 次两个独立目标空间交会对接, 它表明对接技术已经发展成为空间例行的常规操作^[5]. 在此基础上, 国外提出了救援卫星概念并正在付诸实施, 如日本国家通信与信息技术研究所提出了轨道维持系统 (OMS), 它设想当一颗在轨卫星出现故障时, 利用另一颗卫星与其靠近和联接, 对其进行控制燃料和电源补充, 恢复其正常工作^[6]. 2006 年日本利用 SmartSat-1 的两颗卫星在同步卫星转移轨道进行了成功的演示和验证^[7].

因此, 充分考虑地球同步轨道卫星运动特性, 设计合理的轨道停靠策略, 结合最新的目标跟踪和机械臂控制技术, 制造一颗卫星, 专门用于清理地球同步轨道的废弃卫星, 为正常运行的卫星提供洁净的运行环境是现实可行的. 具体来说, 就是设计一颗清理卫星, 将其发射至地球同步轨道, 由地面控制它对废弃卫星进行追踪, 并通过实施变轨最终靠近废弃星, 悬停在其附近, 然后通过机械臂抓捕废弃星, 抓捕完成后, 将清理卫星和废弃星连为一体, 然后对清理卫星进行变轨控制, 将废弃星携带到远离干扰同步轨道上运行卫星的安全轨道上, 再控制清理卫星与废弃卫星分离, 将其永远停放在那里. 清理卫星可以反复使用, 一颗清理卫星可以处理多颗废弃星, 这样只要设计合理, 使用数量不多的清理卫星就可以清理干净地球同步轨道的废弃卫星.

1 废弃 GEO 卫星对其它卫星影响分析

1.1 轨道特性

地球同步卫星轨道是指距离地球表面约 36000 km 的一个宽 50 km, 高 30 km 的 360° 环形区域, 在这里卫星受到地球非球形引力、日月引力和太阳光压的影响, 会引起卫星轨道面和形状发生变化^[8], 反映在轨道倾角和半长轴的变化上.

1) 轨道倾角

太阳、月球摄动和地球引力势的带谐项引起卫星轨道倾角的漂移为

$$\begin{cases} \dot{i}_x = i_x(0) \cos \omega_i t - 0.973 i_y(0) \sin \omega_i t + 0.128 \sin \omega_i t, \\ \dot{i}_y = 1.028 i_x(0) \sin \omega_i t + i_y(0) \cos \omega_i t + 0.131(1 - \cos \omega_i t), \end{cases} \quad (1)$$

式中 $i_x(0)$ 和 $i_y(0)$ 是轨道倾角初始值, ω_i 是轨道平面周

期性进动的角频率, n_e 为地球自转速度. (1) 式表明如果初始轨道倾角为零, 在地球、日、月摄动作用下, 地球同步轨道的法线在一个近似圆锥面上进动, 圆锥中心线的倾角是 7.5°, 并倒向黄极方向, 进动周期 54 年, 最大倾角接近 15°, 变化规律如图 1 所示.

2) 轨道半长轴

失去控制的废弃卫星会在同步轨道上绕稳定点象摆锤一样前后对称地摆动, 其周期超过两年, 如图 2 所示, 周期值 T 为^[9]

$$T = \frac{4}{k} \int_0^{\gamma_{\max}} \frac{dr}{\sqrt{\sin^2 \gamma_{\max} - \sin^2 \gamma}}, \quad (2)$$

式中 k 为常数, $\gamma_{\max}$ 为最大漂移幅度. 对应半长轴变化的最大值 $|\Delta a|_{\max}$ 为

$$|\Delta a|_{\max} = 4R_e \sqrt{J_{22}} \approx 34 \text{ (km)}. \quad (3)$$

1.2 一个接近实例

1995 年 10 月发射的俄罗斯卫星 LUCH-1 因为某种原因于 1999 年 4 月被放弃, 成为同步轨道上漂移的一颗废弃星, 它于 2009 年 7 月漂到 77E° 的 CTDRS 卫星附近, 引起了碰撞的担忧. 根据 2009 年 7 月 4 日北美防空司令部公布的这两颗卫星的两行根数, 我们利用 STK 软件计算可能会出现的碰撞情况, 表 1

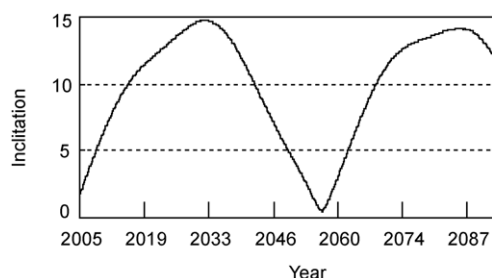


图 1 地球同步轨道倾角变化情况

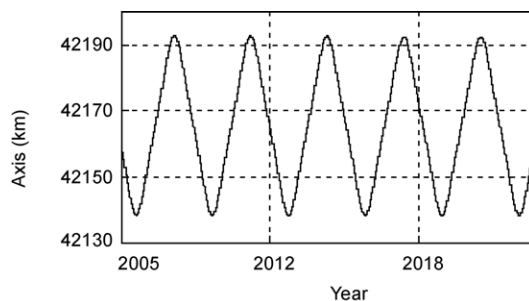


图 2 地球同步轨道半长轴变化情况

表 1 2009 年 7 月 LUCH-1 与 CTDORS 卫星接近计算结果

Serial number	Date	Start time	End time	Time length (s)	Minimal distance (km)	Corresponding time
1	7-14	23:32:46	23:33:27	41	0.67	23:33:07
2	7-15	23:28:53	23:29:19	26	7.87	23:29:06
3	7-26	10:47:47	10:48:11	24	8.19	10:47:59
4	7-27	10:43:40	10:44:20	40	3.23	10:44:00

列出了 2009 年 7 月 4 日至 8 月 2 日两颗卫星距离小于 10 km 区间的计算结果, 可以看出这期间两颗卫星空间距离小于 10 km 的次数有 4 次, 最小距离为 0.67 km、持续时间 41 s.

图 3 画出了当天这两颗卫星的星下点曲线, 图 3 中短粗线是 CTDORS 卫星的星下点, 它与 LUCH 卫星“8”字型曲线相交点就是两星相距最近的时刻. 图 4 是这段时间两颗卫星距离变化的情况. 文献[10]的分析表明北美防空司令部公布的卫星轨道根数可信度很高. 尽管事后碰撞并未发生, 但从卫星安全管理角度来说, 这是一个很危险的事件.

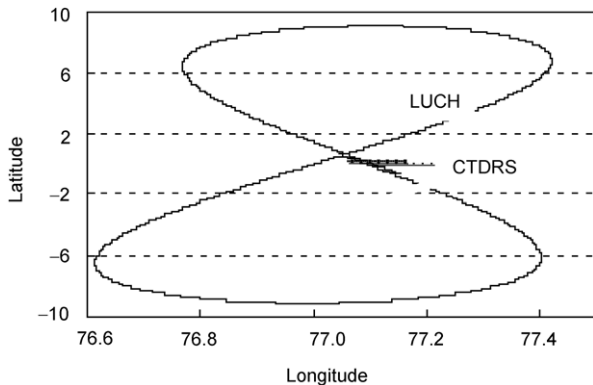


图 3 7 月 14 日两颗卫星星下点曲线

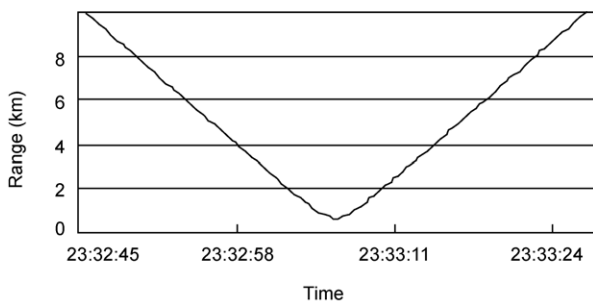


图 4 7 月 14 日两星空间距离变化情况

1.3 废弃卫星对其它卫星的影响

1) 对同步轨道运行卫星的影响

离平衡点越近的废弃星在同步轨道上振荡范围越小, 但在每个位置停留的时间长, 对在该位置工作的卫星影响大; 离平衡点越远的废弃星振荡范围越大, 它经过的定点位置多, 影响的卫星多, 但在每个位置停留时间短, 对在该位置上运行的卫星影响小.

2) 对同步卫星发射的影响

GEO 卫星在进入地球同步轨道前, 通常要经过 3 次变轨才能最终达到同步轨道. 从第一次变轨开始后的每次变轨, 卫星都要经过高度为地球同步轨道高度的远地点, 到最后卫星进入同步轨道后, 还要漂移到指定的位置, 这些过程中靠近远地点的废弃卫星都可能会对发射造成影响.

2 一种高效的轨道清理策略

2.1 废弃卫星的安全位置

鉴于目前空间推进系统的局限性, 要在运行寿命结束时从 GEO 高度回收卫星或使卫星返回地面是不切实际的. 因此寻求将废弃卫星放置到一个不影响其它卫星正常运行的地方是唯一可行的办法. 机构间空间碎片协调委员会(IADC)规定, GEO 上受保护区域的径向距离应为 200 km, 由(3)式可以看出摄动引起的距离变化不超过 35 km, 结合光压等影响, 废弃卫星应高于同步轨道高度 $\Delta h^{[11]}$:

$$\Delta h > 235 + 1000C_r A / M \text{ (km)}, \quad (4)$$

式中 C_r 是寿命初期卫星的反射系数, A 是卫星暴露于太阳的面积, M 是卫星干质量. 满足(4)式空间区域又称为卫星墓地^[12]. 以风云二号(FY-2)气象卫星为例, 它的质量 600 kg, 面积为 10.5 m², 由(4)式计算出它的离轨高度应该高于同步轨道 260 km.

2.2 清理策略

基于当前通用的地球同步卫星平台, 设计一颗清理卫星, 用于捕获同步轨道的废弃卫星, 然后利用清理卫星的自身动力, 通过轨道控制, 携带被捕获的废弃卫星到满足(4)式的卫星墓地, 从而彻底清理地球同步轨道的运行环境。

出于发挥最大性能考虑, 清理卫星由一颗母卫星和一颗子卫星组成, 子卫星质量小, 负责靠近、捕获同步轨道上的废弃卫星并携带其离轨; 母卫星携带足够多的燃料, 负责为子卫星加注燃料。清理卫星从地面发射到进入同步轨道之前, 母卫星和子卫星连在一起的, 卫星定点后, 母卫星和子卫星分离。母卫星定点在地球同步轨道的固定位置, 等待子卫星靠近、对接和对其加注燃料; 子卫星利用自身的燃料和控制系统, 独立完成靠近、捕获和辅助废弃卫星离轨任务, 当子卫星剩余燃料不多时, 它靠近母卫星, 与其对接, 补充燃料。子卫星可以循环完成多次任务, 直到母卫星燃料耗尽或载荷异常。

3 轨道靠近和目标捕获

轨道靠近是实现清理卫星捕获废弃卫星的关键, 由远距离追踪和近距离接近两个过程组成, 由于控制量大小和精度要求不同, 远距离追踪和近距离接近的控制方法和策略是不一样的。前者将清理卫星逐渐引导到距离废弃卫星的一定范围内, 允许较大的控制误差, 后者通过高精度轨道控制, 进一步缩小两颗星间的距离, 引导清理卫星到达捕获废弃卫星所需要的位置, 如图 5 所示。其中清理卫星完成远距离追踪后, 到达接近点, 接近区控制完成后清理卫星到达捕获点, 然后沿以废弃卫星为中心的圆形轨迹绕飞, 圆的半径是清理卫星的机械臂可以抓捕废弃卫星的长度。

选择绕飞抓捕的原因是考虑到通常情况下废弃

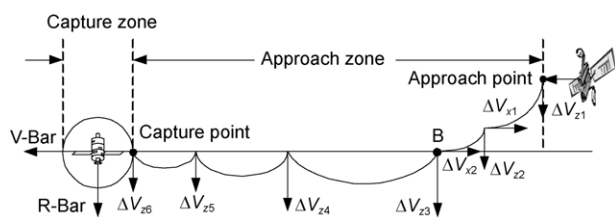


图 5 清理卫星靠近废弃星过程示意图

卫星是失控卫星, 空间姿态不确定, 甚至处于旋转状态, 对这类非合作目标, 如果象通常空间交会对接一样, 只固定一个位置抓捕废弃卫星, 就可能造成清理卫星即使接触到废弃卫星, 也可能无法捕获。清理卫星在绕飞过程中, 由于两者相对距离固定, 清理卫星可以选择最佳相对位置对废弃卫星进行抓捕。

3.1 远距离追踪

在地面控制下, 远距离追踪将完成清理卫星的轨道面修正和对废弃卫星追赶, 使清理卫星在给定误差范围内尽量靠近废弃卫星, 到达接近点。远距离追踪轨道控制由轨道平面修正、轨道漂移和调相控制三个部分组成^[13]。

1) 轨道平面修正

轨道平面修正是使清理卫星与废弃星轨道面重合, 需要的速度增量 ΔV_i 为

$$\Delta V_i = 2v_1 \sin \frac{(i_2 - i_1)}{2}, \quad (5)$$

式中 i_1 , v_1 分别是清理卫星的轨道倾角和运行速度, i_2 是废弃星的轨道倾角。结合后面的分析, 可以看出, 清理卫星靠近废弃星过程中轨道平面修正消耗燃料最多。因此为了节省清理卫星的燃料, 应该在卫星失效后、倾角不大时, 尽快对其进行捕获; 如果失效时间很长了, 其倾角已经相当大了, 最好充分利用倾角周期变化特性, 等待它的轨道平面接近清理卫星轨道平面时, 再进行清理卫星对其靠近控制。如 1966 年发射的地球同步通信卫星到 2010 年 4 月, 倾角已经回到 7.4° , 大约再过 7 年, 倾角就到 0° 附近^[14]。

2) 调相控制

调相控制是减小清理卫星和废弃星之间的距离和相位差。通常同步轨道漂移的废弃星轨道高度大于清理卫星, 如图 6 轨道转移示意图所示, 清理卫星的轨道速度比废弃星快, 因此清理卫星需要对废弃卫星进行追赶。图 6 轨道转移示意图中清理卫星位于 A 点、废弃星位于 B 点, 二者相位差 θ_0 , 在 A 点对清理卫星施加冲量 ΔV_1 , 使之通过椭圆转移轨道在 C 点和废弃卫星交会, 再在 C 点施加冲量 ΔV_2 , 就可实现清理卫星轨道与废弃卫星轨道相同。清理卫星轨道转移所需的速度增量 ΔV_{a1} 为

$$\Delta V_{a1} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = \left[\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 + \sqrt{\frac{r_1}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right) \right] \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (6)$$

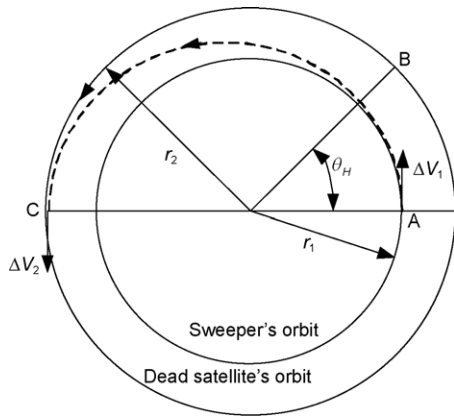


图 6 轨道转移示意图

式中 r_1 和 r_2 分别为清理卫星和废弃星的轨道半径. 清理卫星通过椭圆转移轨道的时间 t_{tr} 等于半个椭圆转移轨道的周期, 即

$$t_{tr} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right)^{3/2}. \quad (7)$$

失效卫星由 B 点运行至 C 点所需时间 t_{tp} 为

$$t_{tp} = \frac{\pi - \theta_H}{\sqrt{\mu}} r_2^{3/2}. \quad (8)$$

要使清理卫星和废弃星在 C 点交会的条件是二者时间相等, 即 $t_{tr} = t_{tp}$, 由此可得初始相位差 θ_H 为

$$\theta_H = \pi \left[1 - \left(\frac{r_1 + r_2}{2r_2} \right)^{3/2} \right]. \quad (9)$$

3) 轨道漂移

(9)式是清理卫星和废弃卫星完成调相任务需要满足的前提条件. 实际在同步轨道上, 清理卫星和废弃卫星位置可能相差较远, 例如 $\theta_H + \Delta\theta$, 则清理卫星须在轨道上追赶一段时间 Δt , 消除 $\Delta\theta$ 后才能开始调相控制. 等待时间 Δt 为

$$\Delta t = \frac{\Delta\theta}{\sqrt{\mu} (r_1^{-3/2} - r_2^{-3/2})}. \quad (10)$$

通常情况下 r_1 和 r_2 相差很小, 如果 $\Delta\theta$ 值较大, 由 (10) 式计算的 Δt 时间将很大, 通常这种等待时间是无法接受的, 因此在调相前需要进行漂移控制, 减小等待时间.

给定漂移时间 Δt , 改变清理卫星轨道半长轴可以实现漂移速度控制, 这时清理卫星半长轴改变量 Δr 为

$$\Delta r = \left| r_1 - \left(r_1^{-3/2} - \frac{\Delta\theta}{\Delta t \sqrt{\mu}} \right)^{-2/3} \right|. \quad (11)$$

需要的速度增量为 ΔV_{a2} :

$$\Delta V_{a2} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_3}{r_1 + r_3}} - 1 \right), \quad (12)$$

式中 $r_3 = r_1 + \Delta r$. (11) 和 (12) 式表明合适的 Δt 可以降低速度增量的需求. 结合 (5), (6) 和 (12) 式, 完成轨道平面修正、轨道漂移和调相控制需要的速度增量 ΔV_1 为

$$\Delta V_1 = \Delta V_i + \Delta V_{a1} + \Delta V_{a2}. \quad (13)$$

3.2 接近控制

远距离追踪结果会存在较大的误差, 在高度方向上通常为百米量级, 在轨道方向上通常为公里量级^[5]. 需要进行接近控制, 直至引导清理卫星到达捕获点. 考虑到清理卫星和废弃星的偏心率都很小, 可将它们的轨道视为圆轨道, 有相对运动方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} = \gamma_x, \\ \ddot{y} - \omega^2 y = \gamma_y, \\ \ddot{z} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = \gamma_z. \end{cases} \quad (14)$$

采用以废弃星质心为圆点的本体轨道坐标系, 式中轨道速度矢量方向为 $\mathbf{V}$ -Bar 方向, 从圆点指向地球中心方向为 $\mathbf{R}$ -Bar 方向. γ_x , γ_y 和 γ_z 是在 x , y 和 z 方向施加的力, ω 是废弃星的轨道角速度. 采用不同的轨道接近控制策略, (14) 式得出不同的解.

1) 接近区轨道控制

采用脉冲径向($\mathbf{R}$ -Bar)机动, 如图 7 所示, 它仅仅影响轨道偏心率而不影响轨道周期, 所以不会产生相对废弃星轨道的漂移. 这里选择脉冲径向机动的另一个重要原因是它具有很好的安全性和可操作性. 因为脉冲径向机动形成的轨迹是一个椭圆, 它具有一个轨道周期后卫星回到起始控制点位置的特点, 这一特点在因故无法实施下一个控制时, 可以重新进行, 而不用担心轨迹发散. 设初始条件为: $x_0, y_0, z_0 = 0$, $\dot{x}_0, \dot{y}_0 = 0$ 和 $\dot{z}_0 = \Delta V_z$, 代入 (14) 式解得:

$$\begin{cases} x(t) = \frac{2}{\omega} \Delta V_z (1 - \cos(\omega t)), \\ y(t) = 0, \\ z(t) = \frac{2}{\omega} \Delta V_z \sin(\omega t). \end{cases} \quad (15)$$

由(15)式计算一个周期内不同时刻清理星运行的位置, 得到下列结论.

a) $T/4$ 控制

图 7 中, 在起始点卫星 R-Bar 方向施加脉冲 ΔV_z , 经过 $T/4$ 时间, 清理卫星在 V-Bar 方向运动的距离 $\Delta x = \frac{2}{\omega} \Delta V_z$, 在 R-Bar 方向运动的距离 $\Delta z = \frac{1}{\omega} \Delta V_z$, 卫星如果要在 $T/4$ 处停止, 需要在 x 方向施加的速度增量为 $|\Delta V_x| = 2|\Delta V_z|$, 因此速度增量为 $3\omega\Delta z$.

b) $T/2$ 控制

图 7 中, 在起始点卫星 R-Bar 方向施加脉冲 ΔV_{z1} , 经过 $T/2$, 清理卫星在 V-Bar 方向运动 $\Delta x = \frac{4}{\omega} \Delta V_{z1}$, 在 R-Bar 方向运动 $\Delta z = 0$, 卫星如果要在 $T/2$ 处停止, 需要在 z 方向施加的速度增量为 $\Delta V_{z2} = \Delta V_{z1}$, 因此速度增量为 $\omega\Delta x/2$.

上述结论 a) 用到图 5 中清理卫星相对废弃星在 V-Bar 和 R-Bar 方向都需要控制的情况, 即从接近点到 B 点; 结论 b) 用到图 5 中清理卫星相对废弃星只在 V-Bar 方向需要控制的情况, 即从 B 点到捕获点. 因此, 如果清理卫星从接近点开始, 相对废弃星运动到捕获点, 需要在 V-Bar 方向运动 X_r , 在 R-Bar 方向运动 Z_r , 则需要的速度增量 ΔV_{r1} 为

$$\begin{aligned}\Delta V_{r1} &= 3\omega Z_r + \frac{\omega}{2}(X_r - 2Z_r) \\ &= 2\omega Z_r + \frac{\omega}{2}X_r.\end{aligned}\quad (16)$$

2) 捕获点轨道控制

当清理卫星到达捕获点后, 采用连续推力机动实现清理卫星对废弃星的绕飞, 如图 8 所示. 设初始条件为

$$\begin{aligned}x_0 &= -R_{fa}, y_0, z_0 = 0, \dot{x}_0, \\ \dot{y}_0 &= 0, \dot{z}_0 = \Delta V_{zi}, \gamma_y = 0,\end{aligned}$$

式中 R_{fa} 是绕飞半径. 清理卫星的运动方程:

$$\begin{cases} x(t) = -R_{fa} \cos(\omega_r t), \\ y(t) = 0, \\ z(t) = R_{fa} \cos(\omega_r t), \end{cases}\quad (17)$$

式中 ω_r 是绕飞的角速度, 施加的初始速度增量 ΔV_{zi} 为

$$\Delta V_{zi} = R_{fa} \omega_r. \quad (18)$$

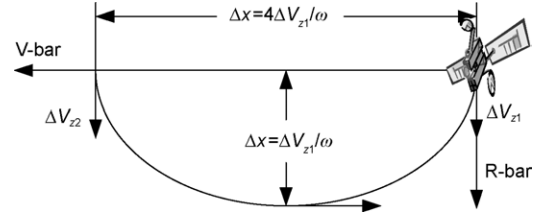


图 7 R-Bar 机动示意图

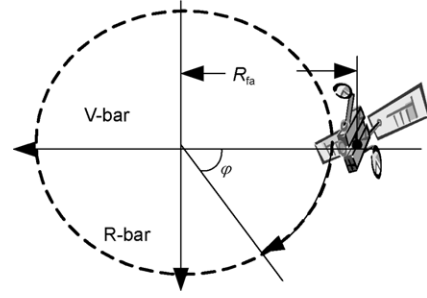


图 8 受迫圆形绕飞运动示意图

由初始条件和(17)式解(14)式得到在绕飞轨迹上清理卫星必须施加的力 γ_x 和 γ_z 为

$$\begin{cases} \gamma_x = -R_{fa} \omega_r (2\omega - \omega_r) \cos(\omega_r t), \\ \gamma_z = -R_{fa} (\omega_r^2 - 2\omega\omega_r + 3\omega^2) \sin(\omega_r t), \end{cases}\quad (19)$$

式中 ω 是轨道角速度. 如果从时间 t_s 开始绕飞, 时间 t_e 结束, 清理卫星旋转了 φ 角, 它需要施加的力为

$$\begin{cases} \Delta V_{x\varphi} = \int_{t_s}^{t_e} \gamma_x(t) dt, \\ \Delta V_{z\varphi} = \int_{t_s}^{t_e} \gamma_z(t) dt. \end{cases}\quad (20)$$

如果清理卫星绕废弃卫星一周完成捕获废弃星任务, 由(18)和(20)式得到需要的速度增量 ΔV_{r2} 为

$$\begin{aligned}\Delta V_{r2} &= |\Delta V_{zi}| + |\Delta V_{x\varphi}| + |\Delta V_{z\varphi}| \\ &= R_{fa} \omega_r + 4R_{fa} |(\omega_r - 2\omega)| \\ &\quad + 4R_{fa} \left| \left(2\omega - \omega_r - 3\frac{\omega^2}{\omega_r} \right) \right|.\end{aligned}\quad (21)$$

结合式(16)和(21), 完成清理卫星接近和捕获废弃星需要的速度增量 ΔV_2 为

$$\Delta V_2 = \Delta V_{r1} + \Delta V_{r2}. \quad (22)$$

3.3 离轨

待清理卫星捕捉到废弃卫星后, 就可以对其实

施辅助离轨, 采用霍曼转移将其送入静止轨道上方 Δr 公里的垃圾轨道, 所需要的速度增量为

$$\Delta V_3 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1} \left(\sqrt{1 + \frac{\Delta r}{2r_1 + \Delta r}} - 1 \right)}, \quad (23)$$

式中 r_2 是废弃星的轨道半径.

3.4 燃料消耗

由速度增量可以计算需要消耗的燃料. 结合式 (13), (22) 和 (23), 完成轨道平面修正、转移、调相, 靠近、目标捕获, 离轨和返回地球同步轨道需要的总速度增量 ΔV 为

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + 2\Delta V_3, \quad (24)$$

对应的燃料消耗量 DM 为

$$\Delta M = M \left[e^{\frac{\Delta V}{I_{sp}g}} - 1 \right] = Mf(\Delta V), \quad (25)$$

式中 $f(\Delta V) = e^{\frac{\Delta V}{I_{sp}g}} - 1$, I_{sp} 为推力和推进剂燃烧后质量速度比, M 为清理卫星质量. 由 (24) 和 (25) 式, 计算出总燃料消耗 ΔM 为

$$\begin{aligned} \Delta M = & M_1 f(\Delta V_1) + M_1 f(\Delta V_2) \\ & + 2(M_1 + M_2) f(\Delta V_3), \end{aligned} \quad (26)$$

式中 M_1 是清理卫星质量, M_2 是废弃星质量. 由于废弃星质量固定, 由 (26) 式可以看出, 清理卫星质量越小, 就越能节省燃料.

如果方案中子卫星和母卫星质量分别为 M_1 , M_m , 与直接使用一颗质量为 $M_1 + M_m$ 作为清理卫星相比, 一次捕获、离轨能够节省燃料的系数 R 为

$$R = \frac{(M_m + M_1) f(\Delta V_1) + (M_m + M_1) f(\Delta V_2) + (2M_m + 2M_1 + M_2) f(\Delta V_3)}{M_1 f(\Delta V_1) + M_1 f(\Delta V_2) + (2M_1 + M_2) f(\Delta V_3)}. \quad (27)$$

通常情况下 $\Delta V_1 \gg \Delta V_2$ 和 $\Delta V_1 \gg \Delta V_3$, (27) 式可以简化为

$$R \approx \frac{(M_m + M_1) f(\Delta V_1)}{M_1 f(\Delta V_1)} = \frac{M_m + M_1}{M_1}. \quad (28)$$

(28) 式表明, 采用子卫星加母卫星组成清理卫星方案, 燃料节省效果约等于它们之间的质量比, 在子卫星质量满足自身运行和捕获要求的条件下, 质量比相差越大节省燃料越多.

3.5 计算示例

假设清理卫星位于 75°E , 轨道倾角 0° 、质量 $M_1 = 200 \text{ kg}$, I_{sp} 为 290 s ; 废弃星位于 105°E 、轨道倾角 1° 、质量 $M_2 = 1500 \text{ kg}$, 计算清理卫星捕获废弃星、辅助其离轨并回到同步轨道的燃料消耗量.

1) 轨道面修正

卫星轨道运行速度 3.07 km/s , 清理卫星倾角修正 1° , 需要速度增量 53.5 m/s , 消耗燃料 3.8 kg .

2) 轨道漂移

用 30 d 时间完成清理卫星从 75°E 向西漂移到 105°E 附近并停止, 需要改变清理卫星的轨道半长轴 78 km , 速度增量 $2 \times 2.85 \text{ m/s}$, 消耗燃料 0.4 kg .

3) 调相控制

清理卫星和废弃星的轨道半长轴分别为 42164.78 和 42195.78 km , 需要速度增量 $2 \times 1.1 \text{ m/s}$, 消耗燃料 0.15 kg .

4) 接近控制

假设接近点在 Z_r 方向 500 m , X_r 方向 2000 m , 控制清理星从接近点到捕获点需要速度增量 0.15 m/s ; 绕飞半径 5 m , 角速度 $0.1^\circ/\text{s}$, 绕飞一圈需要的速度增量 0.07 m/s . 因此接近控制需要的速度增量为 0.22 m/s , 消耗燃料 0.03 kg .

5) 离轨

清理星捕获废弃星后, 抬高轨道 300 km , 需要的速度增量 11 m/s . 携带废弃星机动到垃圾轨道, 消耗燃料 6.6 kg ; 清理星回到地球同步轨道消耗燃料 0.8 kg .

上述轨道机动控制总共消耗清理卫星燃料 11.7 kg . 如果清理卫星(子卫星+母卫星)携带燃料 2000 kg , 理论上它可以处理约 160 颗这类废弃卫星.

4 结论

文章提出的子卫星加母卫星构成同步轨道清理卫星的方案是基于当前成熟的卫星制造和控制技术, 设计了子卫星从轨道平面修正、位置漂移、目标接近和捕获到辅助废弃星离轨整个过程的轨道控制策略, 推导了详细的计算公式. 根据目前同步轨道上废弃卫星的数量, 由给出的计算实例可以看出, 只要子卫星和母卫星的质量比设计合理, 只需要几颗清理卫星就可以清理出干净地球同步轨道的运行环境.

参考文献

- 1 Vladimir C. Ground assisted rendezvous with geosynchronous satellites for the disposal of space debris by means of Earth-oriented tethers. *ACTA Astron*, 2009, 64: 946–951
- 2 Tarabini L. Ground guided Cx-Olev rendezvous with uncooperative geostationary satellite. In: 57th International Astronautical Congress, Paper No. IAC-06-C1.6.1, Valencia, Spain, 2006
- 3 <http://www.planet4589.org/space/log/geo.date>
- 4 William A. Space Traffic Control and Space Debris. The Aerospace Corporation, 2009
- 5 Wigbert F. *Automatics Rendezvous and Docking of Spacecraft*. Cambridge: Cambridge University Press, 2003
- 6 Kimura S, Nagai Y, Yamamoto H, et al. Experimental concept on technologies for in orbit maintenance using small twin-sat. In: 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Canada, 2004
- 7 Chobotov V, Melamed N. Re-orbiting of geosynchronous satellites by earth-oriented tethers. In: 57th International Astronautical Congress, Paper No. IAC-06-D4.3.05, Valencia, Spain, 2006
- 8 Park C, Guibout V, Scheeres D J. Solving optimal continuous thrust rendezvous problems with generating functions. *J Guid Contr Dynam*, 2006, 29: 321–331
- 9 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京: 航天航空大学出版社, 1998
- 10 杨维廉. 两行根数的精度评估. *航天器工程*, 2009, 18: 8–13
- 11 Beigelman I, Gurfil P. Graph-theory-based optimal impulsive formation keeping. In: *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Hilton Head, 2007
- 12 Barber D B, Redding J D, McLain T W, et al. Vision-based target geo-location using a fixed-wing miniature air vehicle. *J Intel Robot Syst*, 2006, 47: 361–382
- 13 Zhang S J, Zhou Q. A novel algorithm for satellite data transmission. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2009, 52: 1429–1434
- 14 Xiao C J. Recent studies in satellite observations of three-dimensional magnetic reconnection. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2007, 50: 380–385