

# 远程自主接近轨道设计技术

郑莉莉<sup>1</sup>, 郝照平<sup>2</sup>, 贺元军<sup>3</sup>, 解永锋<sup>1</sup>, 王传魁<sup>1</sup>

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;  
3. 中央军委装备发展部载人航天工程办公室, 北京 100083)

**摘要:** 对完成任务的运载火箭末级、失效卫星等空间非合作目标进行空间操作是复杂的, 需要地面测控网与主动航天器的密切合作才能完成抵近及相应操作。以火箭末级残骸作为空间非合作目标, 给出了远程自主接近的轨道设计方法。通过地面遥控上传的目标轨道参数, 主动航天器进行自主异面机动、主动调相等多次点火, 完成对非合作目标的远程接近, 接近距离在50km之内, 2016年6月底远征一号甲上面级的成功飞行验证了该方法和设计结果的有效性。

**关键词:** 上面级; 自主接近; 非合作目标; 轨道设计

中图分类号: V412

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2018) 01-0021-06

## Orbit Design Method of Long Range Approach Autonomously

ZHENG Li-li<sup>1</sup>, HAO Zhao-ping<sup>2</sup>, HE Yuan-jun<sup>3</sup>, XIE Yong-feng<sup>1</sup>, WANG Chuan-kui<sup>1</sup>

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;  
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;  
3. Manned Space Engineering Office of Equipment Development Department of China Central Military Commission, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Non-cooperation space target, such as the final debris of the launch vehicle or disabled satellite, is key target of space operate. The mission is complex and very interesting, which needs the chase vehicle cooperating with ground measurement and control network to approach and operate. Orbit design method of long range approach with non-cooperation space target is described in this paper. The target here is the final stage of the launch vehicle which has completed its mission. The spacecraft performs self-control based on the orbit elements uploaded by the remote control. Nonplanar maneuvering and phase maneuvering give rise to multiple burns. Thereafter, the chase vehicle approaches the target vehicle, and the minimum distance is less than 50km. The flight of Yuan-Zheng-1A upper stage has tested the method at the end of June, 2016.

**Key words:** Upper stage; Autonomy approach; Non-cooperation target; Orbit design

### 0 前言

目前交会对接中多为合作目标, 例如我国于2011年9月至2013年6月期间完成的天宫一号与神舟八号、九号和十号飞船的3次交会对接任务,

均是基于地面或航天员对目标航天器天宫一号的运行轨道与运行状态完全掌握的前提下, 而且所有交会过程均有地面飞控人员或飞船上航天员的参与。美国航天飞机、俄罗斯进步号或联盟号飞船与国际空间站的交会对接也是类似情况, 即所

收稿日期: 2017-11-27; 修订日期: 2017-12-22

作者简介: 郑莉莉 (1982-), 女, 工学博士, 高级工程师, 研究方向为航天器轨道设计研究。

E-mail: gainlyzheng@163.com

有参数与运行状态已知,甚至交会过程有人参与。

针对失效卫星等非合作目标进行在轨服务操作,有利于挽救高价值卫星及航天器,是在轨服务的智能技术,也是未来发展的趋势之一。针对非合作目标接近的研究主要集中在相对位置控制<sup>[1]</sup>与相对导航的研究<sup>[2]</sup>等,郝瑞<sup>[3]</sup>和程博等<sup>[4]</sup>即使考虑轨道与制导设计方面内容,也是基于相对运动模型,即研究限于主动航天器与目标近程交会阶段,作用距离一般不超过千米量级。当目标与主动航天器轨道参数差异大,采用自主机动模式进行远程交会,这种模式目前仍然是国际前沿研究中的关键技术。2016年长征七号火箭首飞中远征一号甲上面级在轨采用自主机动模式远程接近无控的末级火箭残骸,是对远程自主接近的一次成功试验,取得了令人满意的成果。

本文给出上面级远程接近非合作目标的轨道设计方法,及远征一号甲上面级的飞行结果。

## 1 轨道设计中的多目标约束

远程接近非合作目标,首先需要通过地面测控网搜集目标定轨,预测目标轨道参数,将初值上传至主动飞行器(上面级)。初步定轨结果上传后,上面级箭机自主进行轨道推算,然后实现自主远程接近。

上面级整个轨道设计过程需要关注的约束条件包括:

1) 空间目标的定轨计算:初步估算目标运行轨道;实际飞行中结合地面测定轨支持,箭机进行在线计算。

2) 满足测控条件约束:空间目标定轨参数上传至主动飞行器上面级,一般选择在上面级长时间滑行期间,且地面测控可覆盖弧段作为目标轨道参数上传窗口;对于长时间不能覆盖的区域,启用天基测控,飞行姿态受相应测控要求约束。

3) 异面变轨需求:由于在轨飞行时间较长,实施接近前上面级与空间目标(末级火箭)轨道不同,且存在轨道面差异,需要异面机动。

4) 整个任务实施过程需要综合考虑在轨时间、推进剂耗量等多重约束条件。

5) 满足热控约束:为了兼顾上面级的热设计,在长时间滑行中需要关注飞行姿态对飞行热环境影响,进行合理姿态设计。

6) 上面级具备20次以上多次点火能力,整个

任务飞行过程小于48h。

上面级飞行轨道设计采用发射惯性系动力学模型,参见文献[5],滑行段轨道推算考虑了地球非球形 $J_2$ 项摄动与大气阻力摄动,参见文献[5-6]。

## 2 远程接近非合作目标的轨道设计

### 2.1 设计思路与优化指标

本小节以远征一号甲实际飞行为例,说明进行远程接近轨道设计的主要思路。上面级在与火箭分离后入轨,首先要完成多有效载荷异轨部署任务,完成3次点火,飞行时间约20h,然后执行在轨非合作目标接近任务。因此接近任务总时间应小于28h,点火次数在17次之内。

轨道设计的首要考虑因素是在多约束前提下推进剂消耗最小,因此轨道设计的原则是以 Hohmann 机动为主调整轨道高度与相位。实际飞行每次点火过程控制参数较少,便于制导控制,异面机动与同面机动分次进行。接近任务在多个有效载荷部署后进行,最后分离的有效载荷为用于大气再入试验的返回舱,返回舱分离时的轨道为 $0\text{km}\times 300\text{km}$ (分离高度为170km),即上面级须从此轨道快速调整轨道高度回到近地轨道,以免进入大气烧毁无法继续飞行,因此首次点火必须使用快速变轨的 Lambert 变轨方式(以发动机有限推力实现),要求近地点高度在130km以上,远地点高度约400km,这次点火作为本文进行远程接近任务的起点,后续点火除异面机动外均为 Hohmann 变轨。

考虑到要接近的空间目标末级火箭在任务完成后会钝化,然后完全失控,因此目标是非合作状态,其具体轨道参数、位置需要地面联合测定,然后将轨道参数上传至上面级作为轨道推算基准。指令上传工作在上面级近圆停泊轨道运行时实施(此轨道与目标轨道在惯性空间有交点),异面机动需要在上传后进行,经过设计与仿真分析,目标轨道参数上传窗口三亚站。执行接近任务的最小点火次数为5次,飞行时间在22h内,以推进剂耗量最小为优化指标完成接近任务,理论设计要求最小接近距离在10km内,任务执行过程中考虑测控、传感器、导航等多项偏差要求最终接近距离小于200km。

## 2.2 变轨策略

### 2.2.1 变轨前停泊轨道的选取

上面级在远程接近非合作目标（末级火箭）验证飞行前，首先完成多星部署任务，已经机动多次，因此需要根据目标轨道与当前轨道选取接近前的停泊轨道，而且为了异面机动不影响轨道高度，选取圆轨道为宜。

上面级飞行中选取的目标为完成任务后的末级火箭，考虑到其初始轨道近似为  $200\text{km} \times 400\text{km}$  椭圆轨道，上面级在进行接近前可以选取  $200\text{km}$  或  $400\text{km}$  圆轨道作为其初始停泊轨道，为了异面机动更省燃料，而且地基测控覆盖时间更长，飞行任务中选取了  $400\text{km}$  近圆轨道。

### 2.2.2 异面机动

上面级与目标（末级火箭）同时入轨，不考虑分离速度影响，初始时刻两者轨道面相同，但是上面级经过多星部署，在飞行 24 小时后，两者受到的摄动不同，轨道面出现差异，因此需要异面机动，消除轨道面偏差。

考虑到异面差异是由摄动引起，而低地轨道 LEO 影响最大的摄动因素为地球非球形与大气阻力摄动，地球扁率不造成轨道倾角的长期摄动，而会引起升交点赤经的长期漂移，即轨道进动<sup>[7]</sup>。因此实际设计中主要考虑消除升交点赤经偏差，轨道倾角基本不变，而且升交点赤经的变化量  $\Delta\Omega$  较小（小于  $1^\circ$ ）。对于一般情况，轨道面改变  $\delta$  不仅造成轨道倾角的变化，也会引起升交点赤经变化，设异面机动前轨道倾角为  $i_1$ ，升交点赤经为  $\Omega_1$ ，在两轨道面交点，即纬度幅角为  $u$  的位置机动，机动后轨道倾角和升交点赤经分别为  $i_2$  和  $\Omega_2$ ，根据球面三角形关系可得：

$$\begin{cases} \cos i_2 = \cos i_1 \cos \delta - \sin i_1 \sin \delta \cos u \\ \cos \delta = \cos i_1 \cos i_2 + \sin i_1 \sin i_2 \cos(\Omega_2 - \Omega_1) \end{cases} \quad (1)$$

对于本文实际情况轨道倾角摄动较小，升交点赤经差异较大，即  $i_1 \approx i_2$ ，且  $(\Omega_2 - \Omega_1)$  为小量， $\delta$  为小量，且两者近似。则根据式 (1) 可以推导出  $\cos u$  为与  $\tan(\delta/2)$  同量级的小量，则  $u$  近似位置在  $90^\circ$  或  $270^\circ$  附近。即在圆轨道纬度幅角  $90^\circ$  或  $270^\circ$  附近进行垂直轨道面机动，改变升交点赤经，而轨道高度与轨道倾角基本不变。机动产生  $\Delta\Omega$  变化量需要考虑调相过程上面级与目标的轨道进度差异，与两者半长轴相关，参见文献 [6]。

$$(\Delta\Omega)_{2\pi} = -3\pi J_2 \frac{1}{(a/R_E)^2 (1-e^2)} \cos i \quad (2)$$

式 (2) 为地球扁率引起升交点赤经的变化（以  $J_2$  为例），其中  $a$  为轨道半长轴， $i$  为轨道倾角。

### 2.2.3 同平面主动调相

进行接近机动前，上面级先完成了多星部署任务，所以上面级与目标在不同轨道上飞行较长时间，与目标相位差异较大，但是上面级与目标轨道高度差异不大，而且目标运行于椭圆轨道上，因此无法通过长时间的滑行自然调相消除相位差，为了在有限燃料、飞行时间限制下尽快接近，需要通过施加推力进行主动调相<sup>[8]</sup>，实际飞行中需要 24h 内完成整个接近过程。

理论上以某一圆轨道为初始轨道进行主动调相时，当前高度可以为近地点，加速抬升轨道；也可以是远地点，减速降低轨道。但是根据前面停泊轨道的设计，上面级在  $400\text{km}$  高度进行机动主动调相，降低轨道高度范围有限，因此选用加速抬升轨道的变轨策略。调相轨道运行圈数受到燃料与时间双重制约，需要互相权衡。

综上，针对近似为  $200\text{km} \times 400\text{km}$  椭圆轨道目标，上面级部署完其他载荷后以  $400\text{km}$  近圆轨道为停泊轨道进行后续接近机动，首先在纬度幅角为  $90^\circ$  或  $270^\circ$  位置垂直轨道面点火，消除异面；然后在合适位置加速进入调相轨道；通过  $N$  圈主动调相轨道运行消除相位差后，再次点火可以减速回到目标轨道上，接近空间目标。主要的设计难点在于异面机动与调相机动。

## 2.3 调相轨道设计

采用主动调相，调相轨道的设计原理参见图 1。上面级处于  $C_1$  时可以进行调相机动，假设开始调相时刻目标的相位为  $\theta_0$ ，上面级需要在调相轨道运行  $N$  圈才能满足相位要求，暂时不考虑有限推力的机动时长，采用脉冲理论，根据主动调相原理可知总调相时间  $T_{\text{phase}}$  为：

$$T_{\text{phase}} = \frac{\pi - \theta_0}{\omega_T} + M \cdot T_T = N \cdot T_{Lx} \quad (3)$$

其中  $\omega_T$ 、 $T_T$  分别为目标轨道平均角速度和周期， $\omega_T = \sqrt{\mu/a^3}$ ， $T_{Lx}$  为调相轨道周期， $M$  为非负整数， $N$  为正整数，分别表示目标轨道运行圈数和调相轨道上的运行圈数，合理设置  $M$  和  $N$  值，通过式 (3) 即可以求得调相轨道周期（对应半长

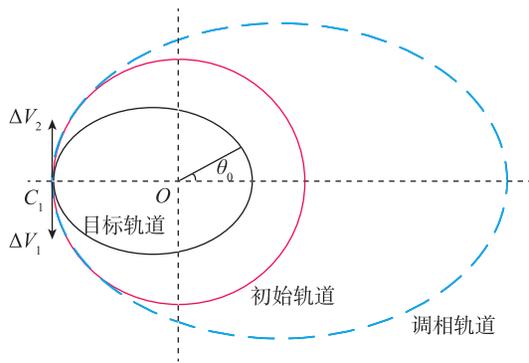


图1 主动调相轨道设计示意图

Fig. 1 Orbit design of phase maneuvering

轴)，从而计算出调相轨道远地点高度（或近地点高度），进一步可以通过发动机参数计算机动所需推进剂耗量与推力作用时间。对于减速情况（调相轨道周期小于初始轨道周期），原理类似，一定要注意调相轨道近地点高度不得低于近地轨道最低高度（一般取120km）限制。

本次任务使用加速情况，调相轨道远地点高度依据相位差和燃料、接近任务时间等多种约束限制，根据实际需求，上面级在飞行31h20min（惯性空间上面级轨道与目标轨道近似交点）进行加速机动，进入调相轨道，任务选用的调相轨道运行6圈，根据初始相位差初步估算出调相轨道远地点高度约为1400km。

#### 2.4 上面级飞行剖面

长征七号末级火箭完成发射任务后，只进行钝化，不再进行机动动作，钝化对轨道影响较小，摄动因素在轨道推算中考虑，初步轨道设计中按照目标初始入轨为 $200\text{km} \times 400\text{km}$ 椭圆轨道（目标轨道示意图2中轨道⑥）进行轨道推算，由于摄动影响近地点幅角和升交点赤经会有变化。设计的多次点火远程接近轨道见图2，上面级完成多载荷部署任务（之前共实施3次点火），分离返回舱后快速调姿，首先进行Lambert机动（第4次变轨）进入约 $140\text{km} \times 400\text{km}$ 椭圆轨道（图2中轨道①）；然后在轨道远地点进行Hohmann变轨（第5次变轨），使轨道圆化，进入400km近圆轨道（图2中轨道②）停泊，等待地面注入目标实际轨道参数。

上面级在停泊轨道运行，在国内三亚站可测控窗口进行遥控上行，地面测控系统将非合作目标末级火箭的定轨数据上传至上面级，然后在圆轨道纬度幅角 $270^\circ$ 进行异面变轨（第6次变轨），

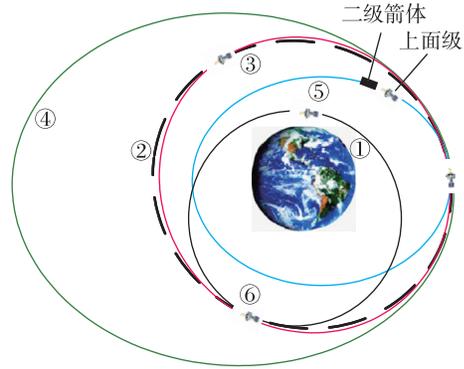


图2 远程定点机动飞行过程示意图

(二级箭体即长征七号末级火箭)

Fig. 2 Flight route of far range approach

消除接近后的上面级与目标轨道的升交点赤经差，不改变轨道高度与轨道倾角，机动后仍然为轨道高度400km左右（图2中轨道③）的近圆轨道；然后上面级在目标轨道远地点附近进行加速进入调相轨道（图2中轨道④）（第7次变轨），轨道半长轴由上面级与空间目标（二级箭体）的相位差决定，设计方法见2.3节；在经过 $N$ 圈（ $N$ 值取决于飞行时间与推进剂耗量，在长征七号首飞试验中 $N$ 的设计值为6）滑行后，上面级与空间目标在目标远地点附近相遇，上面级进行最后一次机动（第8次变轨），减速进入目标相近轨道（图2中轨道⑤），与目标接近。

上面级飞行过程中，变轨段俯仰、偏航姿态根据变轨策略计算，滚动角的设计满足天基测控可见性约束；长时间滑行段上面级采用对地指向姿态，保证热控条件。

### 3 理论仿真结果与飞行验证

#### 3.1 理论弹道计算仿真结果

上面级搭载长征七号火箭起飞，然后完成多载荷部署，在返回舱分离再入后，上面级迅速调姿拉起轨道高度回到近地轨道，然后远地点变轨进入接近400km近圆轨道停泊，等待目标轨道参数上行。上面级轨道设计过程中，根据空间目标二级箭体入轨初值推测出上传目标轨道参数见表1。上面级在接到目标参数前其停泊轨道参数见表1，上面级在经过上传窗口后，依次进行异面机动、调相机动，在飞行41.6h后，第8次点火后逐渐与二级箭体接近，并与目标形成近似伴飞关系，每次机动后轨道参数见表1。

表 1 轨道参数 (瞬根)

Tab. 1 Orbital elements (instantaneous elements)

时间/s	半长轴/km	偏心率 $e$	轨道倾角 /( $^{\circ}$ )	近地点幅角 /( $^{\circ}$ )	升交点赤经 /( $^{\circ}$ )	真近点角 /( $^{\circ}$ )	备注
89267.6305	6670.4	0.013584	40.796	177.039	309.835	128.038	设计推算出的上传目标轨道参数
83147.8704	6771.8	0.00006115	40.7669	338.2943	310.3621	256.4066	上面级停泊轨道参数
89267.6305	6769.1	0.00037181	40.7604	78.1720	309.0892	195.0076	设计的第 6 次机动后轨道参数
112704.6022	7267.8	0.06833348	40.8008	350.5850	307.4282	6.5313	设计的第 7 次机动后轨道参数
149684.4129	6675.4	0.01256429	40.8241	180.7671	305.3550	181.2260	设计的第 8 次机动后轨道参数
89267.6305	6671.1	0.012401	40.806	177.958	309.824	127.606	实际上传目标轨道参数
89402.3031	6769.7	0.00036763	40.8602	70.9899	309.0664	210.2634	实际飞行的第 6 次机动后轨道参数
112773.4899	7266.2	0.06892788	40.8932	355.6202	307.4233	5.0833	实际飞行的第 7 次机动后轨道参数
149786.6842	6675.3	0.01347015	40.8969	184.8944	305.3599	183.4781	实际飞行的第 8 次机动后轨道参数

上面级经过多次变轨, 可与目标形成伴飞状态, 接近最近距离约 8km, 保持相对距离 15km 范围内大于 3000s, 参见上面级与目标的接近距离  $d_r$  随时间变化趋势图 3。

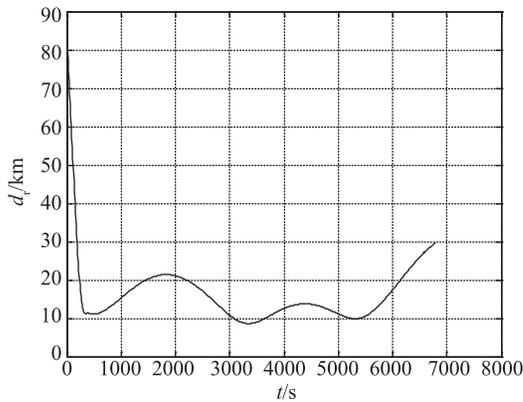


图 3 上面级与目标接近距离仿真结果

Fig. 3 Approach distance between the upper stage and the target (simulation result)

### 3.2 实际飞行结果

2016年6月25日, 远征一号甲上面级搭载长征七号火箭起飞, 6月26日, 完成多载荷部署, 于北京时间19时进入停泊轨道, 在6月26日20时20分上传地面测控网提供的目标轨道定轨参数, 参数见表1。上面级在轨根据地面上传的目标参数, 计算目标实时飞行位置, 并据此将第6~8次点火位置与轨道机动参数进行在线调整(实际飞行参数见表1), 于6月27日13时36分完成第8

次点火, 与末级火箭目标在远地点接近, 保持接近伴飞状态, 两者实际相对位置  $d_r$  随时间的变化见图4。鉴于上面级不做近程机动, 不具备避障手段, 为了保证不碰撞, 在实际飞行控制过程中特意增加轨道倾角偏置量, 避免两飞行器完全同平面与接近距离不可控情况, 从而造成最终接近距离在 50km 量级。

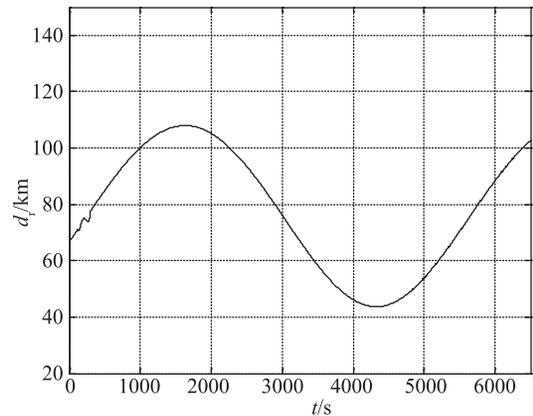


图 4 上面级与目标相对距离的实际飞行结果

Fig. 4 Approach distance between the upper stage and the target (flight result)

从实际飞行结果可以看出, 上面级异面机动升交点赤经终值及调相轨道半长轴与理论设计结果接近, 其中升交点赤经实际值与仿真值偏差约  $0.02^{\circ}$ , 调相轨道半长轴实际值与仿真值偏差约 1.6km; 上面级经过多次机动, 完成第8次点火时与火箭末级箭体接近距离约 67km, 之后两者距离

先增大后缩小, 呈现周期性变化趋势, 最小相对距离约 44km, 最大相对距离约 108km。考虑到实际飞行发动机推力偏差和控制偏差, 上面级的飞行过程和结果与预期完全一致, 验证飞行圆满成功, 也佐证了本文设计方法的有效性。

#### 4 结论

本文针对空间非合作目标进行远程接近的机动轨道设计, 提出相应设计方案与方法, 得出如下结论:

- 1) 远程接近非合作目标轨道参数需要测控系统支持, 上传相应轨道参数需选择合适遥控窗口;
- 2) 一般工程应用中主要考虑因素为推进剂耗量较省, 针对非合作目标的机动需要异面机动、调相等多次点火实现;
- 3) 通过目标轨道参数上行注入, 上面级可以通过远程轨道机动, 在 2d 内接近非合作空间目标, 接近距离在几十 km 量级;
- 4) 如果进行在轨服务等更近距离的空间操作, 需要进行近程制导、交会对接等设计工作。

#### 参考文献

- [1] 徐李佳, 胡勇. 非合作机动目标交会的相对位置控制 [J]. 空间控制技术与应用, 2015, 41 (6): 13-18.
- [2] 杨东春, 赵春慧, 顾冬晴. 基于激光测距和惯导的非合作目标远程交会相对导航算法研究 [J]. 上海航天, 2016, 33 (4): 75-80.
- [3] 郝瑞. 空间机器人在轨接近运动规划与制导控制研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- [4] 程博, 荆武兴, 陈伟跃. 远程自主交会改进制导算法 [J]. 宇航学报, 2008, 29 (6): 1804-1808.
- [5] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2009.
- [6] 肖亚伦. 航天器飞行动力学原理 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1995.
- [7] 刘瞰, 赵钧. 空间飞行器动力学 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003.
- [8] 周文雅, 刘恒, 李顺利, 等. 基于空间交会的天基反卫作战方案 [J]. 上海航天, 2009, 26 (3): 12-17.