第21卷 第2期 空 间 科 学 学 报 Vol.21, No.2
2001 年 4 月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE Apr., 2001

含无质量系绳的卫星系统平面运动和常规动力学*

于绍华 刘 强
(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100080)

摘 要

研究绳系卫星系统在同一轨道平面内运动，由子星-母星之间相对位置向量描述，亦即由该向量的长度变化和方位角的变化而决定. 在引入距离速率控制算法之后，系统的动力学主要由方位角运动而定. 当母星轨道为圆形时，系统运动状态具有极限点，而在椭圆轨道下则有极限环. 采用了非线性动态系统的方法和技术来计算极限状态和分析它们的稳定特性. 用本文中方法对 TSS-1 以及其他绳系卫星系统方案作了数值模拟.

关键词 绳系卫星－控制规律－常规动力学

1 引 言

1974 年，意大利天文学家 Colombo 提出把一个绳系探测器从航天飞机下放到距地面 120—150 km 处，对大气物理特性进行连续测量 [1]. 由此得出绳系卫星系统 (简称 TSS) 的现今定义：一个子星由一条又细又长的软绳与母星系连；通过系绳伸卷机构可把子星放出、留位和回收至母星中. TSS 在较大空域和尺度内为太空环境探测、通信、太阳能源利用、电导系绳和航天器机动等太空计划展现了新的技术前景 [2−5]，但同时也给航天科技界提出新的研究课题.

迄今为止成功的太空飞行都是单元卫星或与其相当的多元卫星的结合体，例如货运船与太空站对接后组成的刚性结合体. 这种飞行技术已被掌握. 至于多元卫星松软联合体系统，其结构跨度很大 (例如 TSS 中系绳长达 100 km)，成员卫星之间有复杂的连接和非单一的空间环境干扰，可以想象该系统飞行的难度有多么大. 美、意两国联合开发的 TSS-1 计划 [6] 两次飞行失败说明了这一点. 这里有许多待攻克的技术问题，而该系统的成功飞行可能是人类航天史上下一个目标.

技术问题之一是 TSS 的动力学分析，例如 TSS 回收运动的不稳定性. Beletsky 等人针对地球引力场内 TSS 自由运动或扰动运动的动力学作出了基础性研究 [7]，Ivanov 和 Sitarsky 成功地运用非线性动态系统方法研究了 TSS 动力学 [8]，Rupp 于 1975 年提出了 TSS 的早期的张力控制方法 [9].

本文以距离速率控制为前提 [10]，以 TSS 受控运动为对象，给出无质量系绳系统平面运动动力学分析，尤其是在文献中尚未出现的当母星轨道为椭圆时的 TSS 动力学分析.

* 国家自然科学基金资助项目 (69884004)
2000-04-21 收到原稿， 2001-02-01 收到修定稿

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

2　数学模型

在研究 TSS 平面运动的常规动力学时，可采用简化的数学模型，但前提是：

1) 除地球中心引力外，暂不考虑其他外部干扰力，例如大气阻力和系绳电动力等；

2) 子、母星都认为质点，母星的轨道用开普勒定律来确定，故可以取母星为参考基准来研究整个 TSS 系统的运动；

3) 除了张力外，系绳即无弯曲刚度亦无扭转刚度，并忽略系绳的质量和弹性. 因此，用简化模型描述的 TSS 系统运动，实质上便是子星相对母星的相对运动，它是由两星间的相对位置向量的变化决定的，并由一组常微分方程来描述.

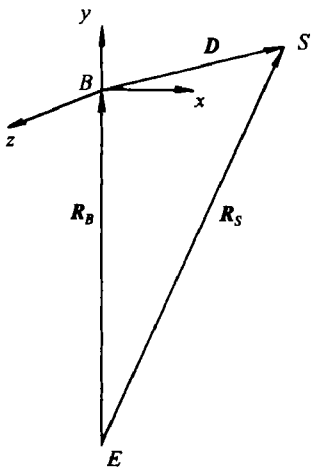


图 1　卫星几何位置和轨道坐标系
Fig.1　Geometric position orbital coordinate system

图 1 中的 E、B 和 S 分别为地心、母星和子星的空间位置，以及由它们构成的位置向量 $\boldsymbol{R}_B$ 和 $\boldsymbol{R}_S$；BS 为两星间的视线，相对位置向量用 $\boldsymbol{D}=\boldsymbol{R}_S-\boldsymbol{R}_B$ 表示，取 B_{xyz} 和 $B_{S\varphi\theta}$ 分别为固联于母星上的轨道坐标系和视线坐标系，则 TSS 的运动方程，亦即向量 $\boldsymbol{D}$ 在 $B_{S\varphi\theta}$ 中的运动方程可表示为 [10,11]

$$\ddot{D}-D\dot{\theta}^2-D(\dot{\nu}+\dot{\varphi})^2\cos^2\theta=\frac{\mu}{R_B^2}D(3\cos^2\theta\sin^2\varphi-1)-\frac{T}{m}, \tag{1}$$

$$D(\ddot{\nu}+\ddot{\varphi})+2\dot{D}(\dot{\nu}+\dot{\varphi})-2D(\dot{\nu}+\dot{\varphi})\dot{\theta}\tan\theta=3\frac{\mu}{R_B^3}D\cos\varphi\sin\varphi, \tag{2}$$

$$D\ddot{\theta}+2\dot{D}\dot{\theta}+D(\dot{\nu}+\dot{\varphi})^2-\cos\theta\sin\theta=-3\frac{\mu}{R_B^3}D\sin^2\varphi\cos\theta\sin\theta. \tag{3}$$

其中 μ 为地球引力常数，ν 为母星轨道的真近点角，m 为子星质量，T 为系绳张力. D 为向量 $\boldsymbol{D}$ 的模数 (系绳长度即两星间距离)，φ 和 θ 为向量 $\boldsymbol{D}$ 的方位角，称为 (轨道) 平面内的相位角 (由 B_x 轴算起)；θ 称为偏轨角. 向量 $\boldsymbol{D}$ 在 B_{xyz} 中的投影为

$$x=D\cos\theta\cos\varphi,$$
$$y=D\cos\theta\sin\varphi,$$
$$z=-D\sin\theta.$$

设 $\theta=0$，则得到 TSS 的平面运动方程

$$\ddot{D}-D(\dot{\nu}+\dot{\varphi})^2-\frac{\mu}{R_B^3}D(3\sin^2\varphi-1)=-\frac{T}{m}, \tag{4}$$

$$D(\ddot{\nu}+\ddot{\varphi})+2\dot{D}(\dot{\nu}+\dot{\varphi})-3\frac{\mu}{R_B^3}D\cos\varphi\sin\varphi=0. \tag{5}$$

在回收子星 (回卷系绳) 的运动中，$\dot{D}<0$.(5) 式中的 $2\dot{D}\dot{\varphi}$ 一项为负阻尼，能激发出 TSS 的不稳定运动. 为了稳定 TSS 运动，必须采用一定的控制规律.

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

3 距离速率控制算法

在方程 (4) 和 (5) 中，有 3 个变量 D、φ 和 T, 故其中的一个变量可作成控制变量. 如果取 T 为控制变量，则可得到系绳张力控制规律 [9]; 如果 D 作为控制变量，把它的控制规律定为 [10,11]

$$\dot{D}_{\mathrm{c}}=\frac{k\dot{\nu}+k_1\dot{\varphi}}{\dot{\nu}+\dot{\varphi}}\dot{\nu}D,\quad k\in(-0.75,0.75),\quad k_1>0. \tag{6}$$

(6) 式称作距离速率控制算法简称为 RRCA. 根据此算法，要求控制系绳伸卷机构，以使系绳长度的变化速度 $\dot{D}$ 等于 $\dot{D}_{\mathrm{c}}$. 这种机电式伸卷机构，其控制精度相当高，故可认为 $\dot{D}=\dot{D}_{\mathrm{c}}$. 取不同的参数 k, 可得到不同的 TSS 运动：子星的放出、留位和回收运动分别对应 $k>0$、$k=0$ 和 $k<0$.

(4)、(5) 和 (6) 式决定了 TSS 的受控运动在相平面 $(\varphi,\dot{\varphi})$ 上具有极限状态. 当母星的轨道为圆形时，TSS 运动最终将进入极限点或称作驻点；当母星轨道为椭圆时，TSS 运动将进入极限环或称作驻环. 因此，TSS 的受控运动最终将由其极限状态的特性 (包括稳定性) 来决定.

4 TSS 运动的驻点

4.1 驻点的定义和在驻点状态下的 TSS 运动

对于圆形轨道：

$$\dot{\nu}=\omega=(\mu R_B^{-3})^{0.5}=\mathrm{const}.$$

将 (6) 式代入到 (5) 式后得：

$$\ddot{\varphi}+2k_1\omega\dot{\varphi}-\frac{3}{2}\omega^2\sin 2\varphi=-2k\omega^2. \tag{7}$$

(7) 式描述 TSS 中相位角 φ 的运动. 当 φ 角由 (7) 式确定并代入到 (6) 式后便得到距离变化率 $\dot{D}$ 的变化；将 φ 和 D 代入到 (4) 式后，最后可得知 T, 即 TSS 运动的全部三个变量.

TSS 运动的驻点定义为其相位角运动方程 (7) 的稳态解：

$$\varphi=\varphi_0=\mathrm{const},$$

该解满足下式

$$E(\varphi)=\sin 2\varphi_0-\frac{4}{3}k=0.$$

对于每一个预选的参数 $k\in(-0.75,0.75)$ 存在 4 个驻点，用 $\varphi_0(1)$、$\varphi_0(2)$、$\varphi_0(3)$ 和 $\varphi_0(4)$ 标定，相当于图 2、3 中的 1、2、3 和 4 各点. 驻点 $\varphi_0(1)$ 和 $\varphi_0(3)$ 位于曲线 $E(\varphi)$ 的负斜率段：$\cos 2\varphi_0(1)=\cos 2\varphi_0(3)<0$, 位差为 180°; 而 $\varphi_0(2)$ 和 $\varphi_0(4)$ 位于正斜率段：$\cos 2\varphi_0(2)=\cos 2\varphi_0(4)>0$, 位差为 180°.

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

在驻点状态中，子星的运动轨迹为一直线，方向角为 φ_0，两星之间距离 (系绳长度)D 的变化规律 $D = D_0 \exp(k\omega t)$，而系绳张力 T 可由 (4) 式得出

$$T = m\omega^2 D[k^2 - 3\sin^2\varphi_0] = 3m\omega^2 D\left(1 - \frac{3}{4}\cos^2\varphi_0\right)\sin^2\varphi_0 > 0.$$

张力取正值是 TSS 正常工作的标志之一．如果 $T = 0$，则系绳处于松弛状态，子母星不受相互约束，那么也就没有什么 TSS 可言．正张力说明 RRCA 算法的可取性，因此，驻点状态可谓是 TSS 运动的一种有价值的可取形态．那么问题将归结为： TSS 运动的驻点状态是否稳定？任意初始 TSS 运动能否最终进入驻点状态？该问题的答案涉及驻点的稳定性和它的吸引域．

4.2　驻点的稳定性分析

从力学观点看，驻点体现了作用在子星上的系绳张力、地球引力、离心力和哥氏力在相位角的运动方向上的平衡关系．这些作用力之间的相互关系又因 φ_0 的数值不同而不同，故 $\varphi_0(1)$、$\varphi_0(2)$、$\varphi_0(3)$ 和 $\varphi_0(4)$ 的稳定特性也随之不一．

当采用 Lyapunov 理论分析驻点的稳定性时，首先假设相位角相对 φ_0 有一小偏差 $\Delta\varphi$，即 $\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi_0$．将此代入 (7) 式而得到相位角小偏差的线性化方程

$$\Delta\ddot{\varphi} + 2k_1\omega\cdot\Delta\dot{\varphi} - 3\omega^2\cos^2\varphi_0\Delta\varphi = 0. \tag{8}$$

小偏差线性化方程的两个特征根为

$$\lambda_{1,2} = -k_1\omega \pm \omega(k_1^2 + 3\cos 2\varphi_0)^{1/2}. \tag{9}$$

对于 $\varphi_0(1)$ 和 $\varphi_0(3)$，$\cos 2\varphi_0 < 0$，它们的 $\lambda_{1,2}$ 的实数部分为负．按照 Lyapunov 的理论，$\varphi_0(1)$ 和 $\varphi_0(3)$ 是渐近稳定的．对于 $\varphi_0(2)$ 和 $\varphi_0(4)$．$\cos\varphi_0 > 0$，λ_1 具有正实数部分，故 $\varphi_0(2)$ 和 $\varphi_0(4)$ 是不稳定的鞍点．

4.3　稳定驻点的吸引域

在相平面 $(\varphi, \dot{\varphi})$ 上，每一个稳定的驻点都有各自的吸引域 (简称 DOA)，布于其周围，见图 2，图 3．在 DOA 内的所有的相轨迹都收敛到它的稳定的驻点．与稳定的驻点不同，在相平面上只有二条相轨迹通过不稳定的鞍点，其中的一条相轨迹在通过鞍点时的斜率

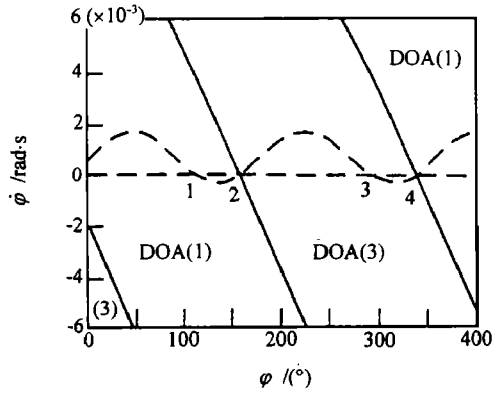


图 2　结点吸引域 ($k = -0.5$, $k_1 = 2.0$)
Fig.2　Domain of attraction ($k = -0.5, k_1 = 2.0$)

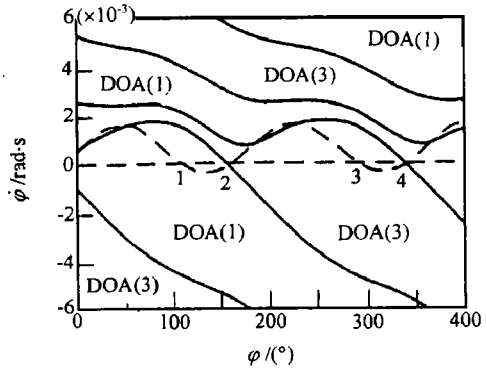


图 3　焦点吸引域 ($k = -0.5$, $k_1 = 0.5$)
Fig.3　Domain of attraction ($k = -0.5, k_1 = 0.5$)

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

是 λ_2. 该相轨迹正是 $\varphi_0(1)$ 的 DOA(1) 和 $\varphi_0(3)$ 的 DOA(3) 的分界线， DOA 可以了解驻点在有限区域的全局稳定性. 同时 DOA 又指明了对不同的参数 k, 即放出、留位或回收运动，子星的运动轨迹位于参考坐标系的哪一个区域.

5 TSS 运动的驻环

母星所在的椭圆轨道要素的表达式如下

$$R_B = p(1+e\cos\nu)^{-1},$$
$$\dot{\nu} = \left(\frac{\mu}{p^3}\right)^{0.5}(1+e\cos\nu)^2,$$
$$\ddot{\nu} = 2\frac{\mu}{p^3}(1+e\cos\nu)^3 e\sin\nu.$$

其中 p、e 分别为轨道的半通径、偏心率. 当 $e<0.3$ 时, 近似地有 $(1+e\cos\nu)^{-1}\approx 1-e\cos\nu$. 将 (6) 式代入 (5) 式得到

$$\ddot{\varphi} + 2k_1\dot{\nu}\dot{\varphi} - 1.5\frac{\mu}{R_B^3}\sin 2\varphi = -2k\dot{\nu}^2 - \ddot{\nu}. \tag{10}$$

以 ν 置换自变量 t, 上式化为

$$\varphi'' + 2[k_1 - e\sin\nu(1-e\cos\nu)]\varphi' - \frac{3}{2}(1-e\cos\nu)\sin 2\varphi = -2k + 2e\sin\nu(1-e\cos\nu). \tag{11}$$

其中 $'$ 和 $''$ 为对 ν 的微分. 非线性和耗散性动态方程 (11) 具有 2π 周期系数, 因此可能存在周期解即驻环.

5.1 驻环的计算方法

令 $x_1=\varphi_1$, $x_2=\varphi'$ 和 $X=(x_1,x_2)^{\mathrm{T}}$ 则方程 (11) 的向量表达式为

$$X' = F(X,e,\nu), \tag{12}$$

其中

$$F(X,e,\nu) = \{x_2, 1.5(1-e\cos\nu)\sin 2x_1 - 2[k_1 - e\sin\nu(1-e\cos\nu)]x_2 + 2e\sin\nu(1-e\cos\nu) - 2k\}^{\mathrm{T}}.$$

方程 (12) 的周期解应满足边界条件

$$X(2\pi) = X(0). \tag{13}$$

计算驻环递推方法的工作程序归纳如下 [11,12]:

1) 取 e 作为参数变量;

2) 设 $e(k)$ 和 $X(k)$ 分别为递推过程的第 k 步上的参数值和方程 (12) 的解 (或近似解);

3) 取 $e(k+1)=e(k)+\Delta e$ 为第 $k+1$ 步上的参数值, 而方程的解写作 $X(k+1)=X(k)+\Delta X(k+1)$;

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

4) 代入到方程 (12) 后得到

$$X'(k)+\Delta X'(k+1)=F(X(k)+\Delta X(k+1),e(k)+\Delta e,\nu).$$

展开上式后得到关于未知变量 $\Delta X(k+1)$ 的线性化方程

$$\begin{aligned}&\Delta X'(k+1)=F'_X(X(k),e(k),\nu)\cdot\Delta X(k+1)+Fe'(X(k),e(k),\nu)\Delta e+r(k),\\&r(k)=F(X(k),e(k),\nu)-X'(k).\end{aligned}\tag{14}$$

其解应满足边界条件

$$\Delta X(k+1)|_{2\pi}=\Delta X(k+1)|_0.\tag{15}$$

式中 F'_X 和 F'_e 为导数阵. 因为 $X(k)$ 可能是一近似解，故一般而言 $r(k)\neq 0$. 方程 (14) 是该递推算法的基本. 如果步长 Δe 取足够小，则求到的周期解有很高的精度.

为了启动递推过程，应予设初始值 $e(1)$ 和 $X(1)$. 取 $e(1)=0$, 即从圆形轨道作起，方程 (11) 有两组准确解 (2 个 TSS 的稳定驻点):

$$x_1(1)=(n+0.5)\pi-0.5\sin^{-1}\left(\frac{4}{3}k\right),\quad x_2(1)=0,\quad n=0,1.$$

$n=0$ 对应驻点 $\varphi_0(1)$, $n=1$ 对应 $\varphi_0(3)$. 在作完 N 步递推过程后，便可得到由 $\varphi_0(3)$ 演生出来的一组驻环，它们对应的椭圆轨道的偏心率值段为 $[0,N.\Delta e]$.

方程 (14) 是一非齐次方程，它的解可分解为

$$\Delta X(k+1)=y_{K+1}+\boldsymbol{Y}_{K+1}\cdot\boldsymbol{\alpha}$$

其中 y 是原方程特解，$\boldsymbol{Y}$ 是原方程齐次部分的基础解阵. $\boldsymbol{\alpha}$ 是用以匹配边界条件的系数向量. 它们分别出自下列方程的解:

$$\begin{aligned}&y'_{k+1}=F'_X(X(x),e(k),\nu)y_{k+1}+Fe'(X(k),e(k),\nu)\Delta e+r(k),y_{k+1}(0)=0,\\&Y'_{k+1}=F'_X(X(k),e(k),\nu)Y_{k+1},Y_{k+1}(0)=E.\end{aligned}\tag{17}$$

根据 (15) 式得

$$y_{k+1}(2\pi)+\boldsymbol{Y}_{k+2}(2\pi)\cdot\boldsymbol{\alpha}=E\boldsymbol{\alpha}.$$

由此得

$$\boldsymbol{\alpha}=[E-Y_{k+1}(2\pi)]^{-1}\cdot y_{k+1}(2\pi).$$

运用上边提供的递推算法，参照 RRCA 参数取 $k=-0.5$ 和 $k_1=0.5$, 对于不同的偏心率 e 计算出一组驻环，见图 4.

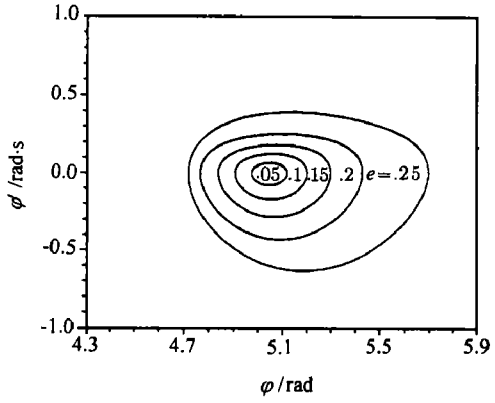


图 4　驻环

Fig.4　Limit cycles

5.2　驻环的稳定性和吸引域

令 ρ 为 $\boldsymbol{Y}_{k+1}(2\pi)$ 的特征根:

$$\det[\rho E-Y_{k+1}(2\pi)]=0.$$

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

依照 Lyapunov 理论，若 $|\rho|<1$ 则于第 $k+1$ 步上计算出来的驻环是渐近稳定的. 在递推过程中出现 $|\rho|>1$ 时，表示正在计算的驻环是不稳定的，这个递推过程应当停止. 此时所对应的偏心率称为临界偏心率 e_c. 它表示，在给定的 RRCA 参数值下，母星的椭圆轨道的最大偏心率为 e_c, 如果母星轨道的偏心率超出 e_c, 则不会有稳定的 TSS 运动. 因为 e_c 与 RRCA 参数 k 和 k_1 的配值有关，当适当地选取这些参数值时， e_c 可达到 0.8—0.9.

在每一个稳定驻环周围，有一个吸引域，位于其中的 TSS 运动，经过一段过渡过程之后，会收敛到该驻环上.

6 计算机模拟

TSS 系统在轨道平面内的受控运动具有常规动力学形态：暂态过渡性运动和终态 (常态) 极限运动 (驻点和驻环),Lyapunov 理论是其研究的基本手段. 研究结果可用计算机进行模拟.

6.1 圆形轨道上的 TSS-1 系统运动

根据文献 [6] 规定的 TSS-1 飞行制式和形态，对其全程各段的受控运动进行了计算机模拟，包括子星从航天飞机向后上方放出至 20 km 后，进入留位状态，即距离和位置保持状态，待经过数十小时科学实验后，开始回收运动. 当子星回收到 2.4 km 时，进行第二次留位实验，最后再把子星回收到航天飞机内.

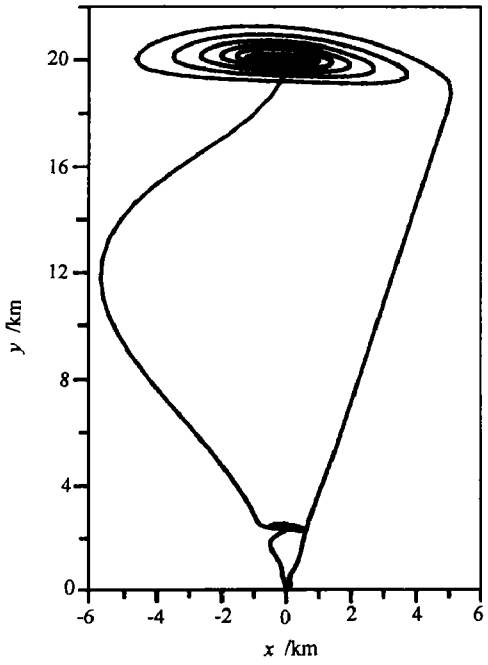


图 5 TSS-1 子星轨迹

Fig.5 Subsatellite's trajectory in TSS-1

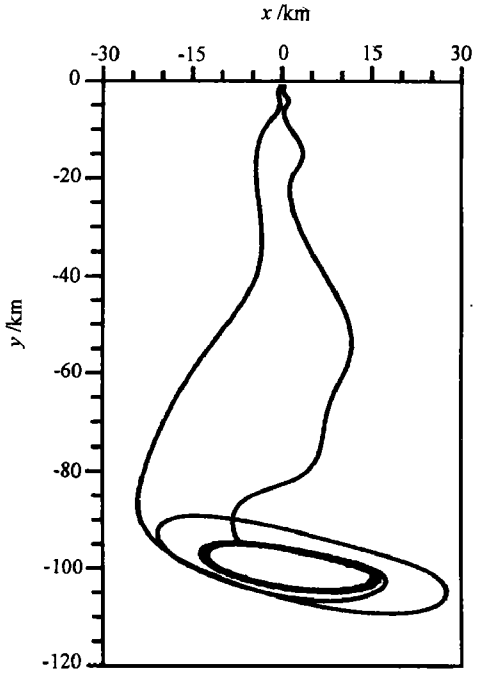


图 6 子星轨迹

Fig.6 Subsatellite's trajectory

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

在 TSS-1 的整轮全程模拟中, 取 RRCA 为其惟一的控制规律. 控制参数 $k_1 = 0.5$ 于全程不变. 但是在放出段取 $k = 0.5$, 在留位段中 k 在 0 值附近自动调整以保持 20 km 标定距离; 在回收段, 取 $k = -0.5$. 在各段接面处, 设一小过渡区. 在过渡区中, k 值将平滑地改变以达到其下一段的额定值.

图 5 是子星的全程运动轨迹, 其右方的直线部分, 上方的极限点和左方的直线部分分别地对应子星放出, 留位和回收各段的驻点状态.

6.2 椭圆轨道上的 TSS 运动

取近地点为 300 km, 远地点为 2 000 km 的椭圆轨道, 对应 $e \approx 0.11$. 子星从母星前下方放出, 在 100 km 处留位, 然后从后下方回收至母星内. 周期性变化表现于 TSS 运动的各个参数中 (见图 6).

7 结　　论

研究 TSS 平面运动, 能得出许多有价值的结果, 例如推导出距离速率控制算法, TSS 的驻点和驻环等常规动力学特性分析, 求解驻环的递推算法技术, 以及所采用极有代表性的系统状态变量, 参考坐标系和运动方程式模型等等, 为 TSS 的进一步研究打下坚实基础. 在另外一些场合例如两个航天飞行器的相对运动和交会运动的控制方面将这些结果移植过来, 有可能以完整的体系和形式解决它们的控制问题.

参　考　文　献

[1] Golombo G *et al.* Shuttle-Borne "Skyhook": A New Tool for Low-Altitude Research. Cambridge, Massachusetts: Smithsonian Astrophys. Obs., Report in Geoastronomy, 1974, 1

[2] Napolitano L G, Bevilacqua F. Tethered Constellations. Their utilization as Microgravity Platforms and Relevant Features. In: 35th Intern. Astron. Cong., Lausanne, Switzerland, 1984. 84-43

[3] Garol J A. Tether application in space transportation. *Acta Astron.*, 1986, **13**:165—174

[4] McCoy J E. Electrodynamic Tethers. In: 35th Intern. Aatron. Cong.. Lausanne, Switzerland, 1984. 84—440

[5] Chobotov V A. Gravitationally stabilized satellite solar power station in orbit. *J. Spacec. Rockets*, 1977, **14**: 149—254

[6] Musetti B *et al.* Tethered satellite system dynamics and control. In: Proc. First Intern. Conf. Dynamics of Flexible Structure in Space. Berlin:Springer-Verlag, 1990. 563—585

[7] Beletsky V V, Levin E M. Dynamics of sqace tether systems. *Adv. Astron. Sci.*, 1993, **83**

[8] Ivanov V A, Sitarsky. Flight Dynamics of Flexible Tethered System of Space Objects, Moscow, Mashinostroenie, 1986

[9] Rupp C C. A Tether tension control law for tethered satellite deployed along local vertical. Marshall Space Flight Center. NASA TM X-64963, 1975

[10] 于绍华. 空间系留卫星系统动力学与控制. 宇航学报, 1992, **13**(2):87—94

[11] 于绍华. 绳系卫星系统中的周期运动. 宇航学报, 1997, **18**(3):51—58

[12] Guliaev V A *et al.* Stability of Periodic Processes in Nonlinear Mechanical Systems. Lvov:Veisha Shkola. Pub. Lvov Univ., 1983

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

IN-PLANAR MOTION AND REGULAR DYNAMICS OF MASS-LESS TETHER SATELLITE SYSTEM

YU Shaohua LIU Qiang

(*The Center for Space Science and Applied Research, The Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100080)

Abstract

The motion of tether satellite system inner the orbital plane is described by the relative position vector between the subsatellite and base-satellite. As soon as the range rate control algorithm is established, the motion of the system is determined by the direction angle of the position vector, which has a stationary state. The stationary state is a limit point if the orbit is circular, and a limit cycle if the orbit is elliptical. An iterative algorithm is introduced to compute the limit cycle, and a method for stability analysis of the stationary state is also discussed. Computer simulations are carried out for both the limit point and limit cycle.

Key words Tether satellite, Control algorithm, Regular dynamics

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com