空间对接机构差动式缓冲阻尼及传动系统力学特性研究*

赵 阳 曹喜滨 王兴贵 邵成勋
(哈尔滨工业大学航天工程与力学系 150001)

摘 要

空间对接机构差动式缓冲阻尼及传动系统的模化是航天器对接动力学中的核心内容之一，本文在分析该系统运动学原理的基础上研究系统的动力学特性，给出了精确的动力学模型，进行对接动力学仿真研究.

关键词 空间对接机构—差动式缓冲阻尼系统—动力学建模

1 引 言

航天器在轨对接是空间站更换和营救宇航员、物质补给、燃料加注、航天器在轨维修，以及建造大型空间设施的惟一的技术途径，是航天器在轨运行中最复杂的一项技术操作[1,2]. 而缓冲系统动力学特性分析是对接系统研制中的关键技术之一，特别是进行对接动力学仿真的核心内容.

差动式缓冲阻尼系统是苏联在执行“联盟-阿波罗”计划时研制的[3,4]，经过实践和改进，特别是美国航天飞机和俄罗斯和平空间站对接时的成功应用，都证明该系统是优秀的. 国外 70 年代就开始对该系统缓冲特性的研究工作. 他们将对接碰撞过程模化成两个刚体动力学行为，中间缓冲系统模化为多级弹簧和阻尼器，并给出一套简化的动力学模型用以验证缓冲阻尼系统的参数和特性. 它把航天器和对接机构简化成等效质量通过弹簧、阻尼器同不动障碍物连接，按不同工况确定等效质量，最后给出了 6 个自由度不同的等效缓冲特性[5,6]. 国内哈尔滨工业大学和航天工业总公司自 80 年代率先开展了对接动力学仿真研究，当时考虑的是液压式缓冲阻尼器[7-9].

本文在分析差动式缓冲阻尼系统运动学关系基础上，构造了运动学模型，并利用虚功原理建立 6 根丝杠力模型，进一步通过空间几何关系把丝杠力同航天器姿态联系起来，最终给出缓冲系统的动力学模型.

2 系统运动学原理及模型

差动式缓冲阻尼及传动系统主要由 3 个相同的丝杠联系差动组合 A 、B 、C, 由其支撑的带导向瓣的捕获环，2 个副杆联系差动组合 Ⅰ 、Ⅱ 和驱动电机组成，如图 1 所示，图

* 国家自然科学基金资助项目 19682003
1998-04-23 收到原稿，1999-01-25 收到修定稿

1 中 a 为丝杠组合中的弹簧机构， b 为电磁制动器， c 为杆间弹簧机构， d 为差速器， e 为自动调节摩擦制动器， f 为驱动机构. 在捕获缓冲阻尼过程中，系统释放各差动组合的定位销，每个组合都变成 2 个自由度传动， 6 根滚珠丝杠螺杆行程变化 (相对滚珠丝杠螺杆原长) s_i $(i=1,2,\cdots,6)$ 是差动式缓冲阻尼及传动系统的 6 个独立运动输入.

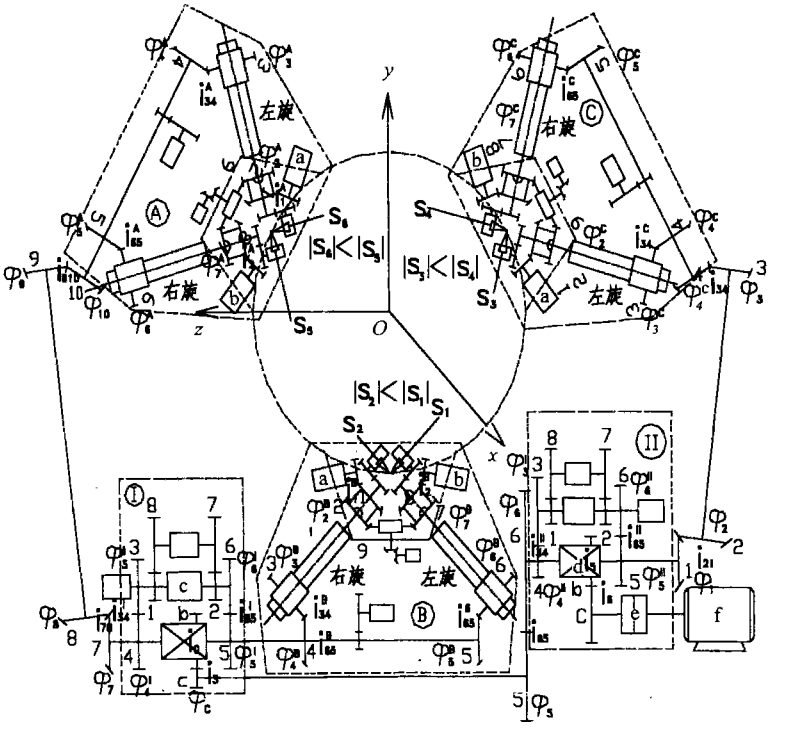


图 1 差动式缓冲阻尼及传动系统机构运动原理图

Fig.1 Moving principle diagram of differential buffer damping and transmission system

每组丝杠组合中的 2 个丝杠为左、右旋向交错分布， 3 组丝杠组合中的丝杠旋向如图 1 所示. 假设对于第 j (j =A 、 B 、 C) 个丝杠组，其传动结构是左右对称的，则显然由联系齿轮的作用，总有 $\varphi_2^j=\varphi_7^j$, 且 $\varphi_3^j=\varphi_6^j$. 因而有

$$\varphi_2^j=\frac{\pi}{L_0}(s_1^j-s_2^j)=\varphi_7^j,\quad \varphi_3^j=\frac{\pi}{L_0}(s_1^j+s_2^j)=\varphi_6^j. \tag{1}$$

丝杠组中弹簧器 M_k^j 及电磁制动器 M_c^j 的特性关系分别为

$$M_k^j(M_j)=k_j(\varphi_j+\varphi_{0j}),\quad M_c^j=C_j\cdot\dot{\varphi}. \tag{2}$$

副杆联系差动组合 Ⅰ 、 Ⅱ 中的差速器 i_0^j (j =I, II) 有如图 2 所示结构，则有

$$\varphi_{\rm B}=\frac{\varphi_{\rm H}(i_0^j+1)-\varphi_{\rm A}}{i_0^j},\ \text{且}\ \varphi_{\rm H}=\varphi_4^j,\ \varphi_{\rm A}=\varphi_5^j,\ \varphi_{\rm B}=\varphi_{11}^j. \tag{3}$$

其中副杆联系差动组合 Ⅰ、Ⅱ 中的弹簧器 M_j 特性类似于弹簧器 M_k^j, 其对应的转角分别为 $\varphi_6^j-\varphi_3^j$.

自动调整摩擦制动器 M_{br} 的特性公式为

$$M_{\mathrm{br}}=\begin{cases} M_m, & \varphi_{\mathrm{br}}\geqslant\varphi_k; \\ k_3\cdot\varphi_{\mathrm{br}}, & \varphi_{\mathrm{br}}<\varphi_k. \end{cases} \tag{4}$$

其中 φ_{br} 为摩擦制动器中弹簧扭转最大转角.

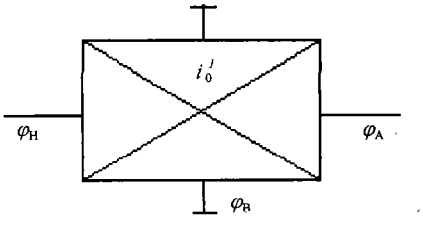


图 2　差速器示意图

Fig.2　Sketch map of differential gear

由图 1 中的传动关系可得如下关系式

$$\varphi_k^j=\frac{1}{i_1^j}\cdot\varphi_2^j,\quad \varphi_{\mathrm{c}}^j=\frac{1}{i_2^j}\cdot\varphi_7^j,\qquad (j=\mathrm{a},\ \mathrm{b},\ \mathrm{c}), \tag{5}$$

$$\varphi_6^1=i_{65}^1\cdot\varphi_5^1=\frac{i_{65}^1}{i_{34}^{\mathrm{b}}}\cdot\varphi_3^{\mathrm{b}}, \tag{6}$$

$$\varphi_3^1=i_{34}^1\cdot\varphi_4^1=i_{34}^1\cdot i_{78}\cdot i_{810}\cdot\varphi_{10}=i_{34}^1\cdot i_{78}\cdot i_{810}\cdot\frac{1}{i_{65}^{\mathrm{a}}}\cdot\varphi_6^{\mathrm{a}}, \tag{7}$$

$$\varphi_3^2=i_{34}^2\cdot\varphi_4^2=i_{34}^2\cdot i_{65}\cdot\varphi_5=i_{34}^2\cdot i_{65}\cdot\frac{1}{i_3}\cdot\varphi_{11}^1, \tag{8}$$

$$\varphi_6^2=i_{65}^2\cdot\varphi_5^2=i_{65}^2\cdot i_{21}\cdot\varphi_2=i_{65}^2\cdot i_{21}\cdot i_{43}\cdot\varphi_4^{\mathrm{c}}=i_{65}^2\cdot i_{21}\cdot i_{43}\cdot\frac{1}{i_{34}^{\mathrm{c}}}\cdot\varphi_3^{\mathrm{c}}, \tag{9}$$

$$\varphi_{\mathrm{br}}=\frac{1}{i_6}\cdot\varphi_{11}^2. \tag{10}$$

考虑 $s_1^{\mathrm{b}}=s_1$; $s_2^{\mathrm{b}}=s_2$; $s_1^{\mathrm{c}}=s_3$; $s_2^{\mathrm{c}}=s_4$; $s_1^{\mathrm{a}}=s_5$; $s_2^{\mathrm{a}}=s_6$, 将 (1) 式代入 (5)—(7) 及 (9) 式, 可得

$$\varphi_k^j=\frac{1}{i_1^j}\varphi_2^j=\frac{1}{i_1^j}\frac{\pi}{L_0}(s_1^j-s_2^j), \tag{11}$$

$$\varphi_{\mathrm{c}}^j=\frac{1}{i_2^j}\varphi_2^j=\frac{1}{i_2^j}\frac{\pi}{L_0}(s_1^j-s_2^j), \tag{12}$$

$$\varphi_6^1=\frac{i_{65}^1}{i_{34}^{\mathrm{b}}}\frac{\pi}{L_0}(s_1+s_2),\ \varphi_6^2=i_{65}^2i_{12}i_{34}\frac{1}{i_{34}^{\mathrm{a}}}\frac{\pi}{L_0}(s_3+s_4), \tag{13}$$

$$\varphi_3^1 = i_{34}^1 i_{78} i_{810} \frac{1}{i_{65}^{\mathrm{a}}} \frac{\pi}{L_0}(s_5 + s_6). \tag{14}$$

考虑 (3) 式有

$$\varphi_3^2 = i_{32}^2 i_{65} \frac{1}{i_3} \frac{\varphi_4^1(i_0^j + 1) - \varphi_5^1}{i_0^1}, \quad \varphi_{\mathrm{br}} = \frac{1}{i_6} \frac{\varphi_4^2(i_0^1 + 1) - \varphi_5^1}{i_0^2}. \tag{15}$$

由图 1 可见：

$$\varphi_4^1 = i_{78}\varphi_8 = i_{78} i_{810} \varphi_5^{\mathrm{a}} = i_{78} i_{810} \frac{1}{i_{65}^{\mathrm{a}}} \frac{\pi}{L_0}(s_5 + s_6), \tag{16}$$

$$\varphi_5^1 = \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{b}}}\varphi_3^{\mathrm{b}} = \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{b}}} \frac{\pi}{L_0}(s_1 + s_2), \tag{17}$$

$$\varphi_5^2 = i_{12}\varphi_2 = i_{12} i_{43} \varphi_4^{\mathrm{c}} = i_{12} i_{34} \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{c}}} \frac{\pi}{L_0}(s_3 + s_4), \tag{18}$$

$$\varphi_4^2 = \frac{i_{65}}{i_3}\varphi_{11}^1 = \frac{i_{65}}{i_3 i_0^1}\left[(i_0^1 + 1)\frac{i_{78} i_{810}}{i_{65}^{\mathrm{a}}} \frac{\pi}{L_0}(s_5 + s_6) - \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{b}}} \frac{\pi}{L_0}(s_1 + s_2)\right], \tag{19}$$

由 (16)—(19) 式代入 (15) 式得

$$\varphi_3^2 = i_{34}^2 i_{65} \frac{1}{i_3 i_0^1}\left[(i_0^1 + 1) i_{78} i_{810} \frac{1}{i_{65}^{\mathrm{a}}} \frac{\pi}{L_0}(s_5 + s_6) - \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{b}}} \frac{\pi}{L_0}(s_1 + s_2)\right], \tag{20}$$

$$\varphi_{\mathrm{br}} = \frac{1}{i_6 i_0^2}\Big\{ - i_{12} i_{34} \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{c}}} \frac{\pi}{L_0}(s_3 + s_4) + (i_0^2 + 1) i_{65} \frac{1}{i_3 i_0^1} \cdot \left[(i_0^1 + 1) i_{78} i_{810} \frac{1}{i_{65}^{\mathrm{a}}} \frac{\pi}{L_0}(s_5 + s_6) - \frac{1}{i_{34}^{\mathrm{b}}} \frac{\pi}{L_0}(s_1 + s_2)\right]\Big\}. \tag{21}$$

3 系统的力学建模

本文将缓冲系统模化为 6 根丝杠力作用的模型，可认为 6 个独立的丝杠缓冲力作用在捕获环上. 首先由虚功原理可写出：

$$\sum_i^6 f_i \delta s_i = \sum_j M_j \delta\varphi_j = M_k^{\mathrm{A}} \delta\varphi_k^{\mathrm{A}} + M_k^{\mathrm{B}} \delta\varphi_k^{\mathrm{B}} + M_k^{\mathrm{C}} \delta\varphi_k^{\mathrm{C}} + M_1(\delta\varphi_6^1 - \delta\varphi_3^1) +$$

$$M_c^{\mathrm{A}} \delta\varphi_c^{\mathrm{A}} + M_c^{\mathrm{B}} \delta\varphi_c^{\mathrm{B}} + M_c^{\mathrm{C}} \delta\varphi_c^{\mathrm{C}} + M_2(\delta\varphi_6^2 - \delta\varphi_3^2) + M_{\mathrm{br}} \delta\varphi_{\mathrm{br}}.$$

将 (8)—(12) 式及 (17)、(18) 式代入上式，且令 $i_0^1 = i_0$, $i_0^2 = i_5$, $i_{65} = 1/i_4$, 整理可得

$$f = A_{fm} \cdot M. \tag{22}$$

其中

$$f = (f_1, f_2, f_3, f_4, f_5, f_6)^{\mathrm{T}},$$

$$M = (M_k^{\mathrm{b}}, M_c^{\mathrm{b}}, M_k^{\mathrm{c}}, M_c^{\mathrm{c}}, M_k^{\mathrm{a}}, M_c^{\mathrm{a}}, M_1, M_2, M_{\mathrm{br}})^{\mathrm{T}},$$

$$A_{fm}=\frac{\pi}{L_0}\times\begin{bmatrix}
\frac{1}{i_1^{\mathrm{b}}} & \frac{1}{i_2^{\mathrm{b}}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
-\frac{1}{i_1^{\mathrm{b}}} & -\frac{1}{i_2^{\mathrm{b}}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & \frac{1}{i_1^{\mathrm{c}}} & \frac{1}{i_2^{\mathrm{c}}} & 0 & 0 \\
0 & 0 & -\frac{1}{i_1^{\mathrm{c}}} & -\frac{1}{i_2^{\mathrm{c}}} & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{i_1^{\mathrm{a}}} & \frac{1}{i_2^{\mathrm{a}}} \\
0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{i_1^{\mathrm{a}}} & -\frac{1}{i_2^{\mathrm{a}}}
\end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix}
-\frac{i_{65}^1}{i_{34}^{\mathrm{b}}} & -\frac{i_{34}^2}{i_0i_3i_4i_{34}^{\mathrm{b}}} & -\frac{(i_5+1)}{i_0i_3i_4i_5i_6i_{34}^{\mathrm{b}}} \\
-\frac{i_{65}^1}{i_{34}^{\mathrm{b}}} & -\frac{i_{34}^2}{i_0i_3i_4i_{34}^{\mathrm{b}}} & -\frac{(i_5+1)}{i_0i_3i_4i_5i_6i_{34}^{\mathrm{b}}} \\
0 & -\frac{i_{65}^2i_{21}i_{43}}{i_{34}^{\mathrm{c}}} & -\frac{i_{21}i_{43}}{i_5i_6i_{34}^{\mathrm{c}}} \\
0 & -\frac{i_{65}^2i_{21}i_{43}}{i_{34}^{\mathrm{c}}} & -\frac{i_{21}i_{43}}{i_5i_6i_{34}^{\mathrm{c}}} \\
\frac{i_{34}^1i_{78}i_{810}}{i_{34}^{\mathrm{a}}} & \frac{i_{34}^2(i_0+1)i_{78}i_{810}}{i_0i_3i_4i_{34}^{\mathrm{a}}} & \frac{(i_0+1)(i_5+1)i_{78}i_{810}}{i_0i_3i_4i_5i_6i_{34}^{\mathrm{a}}} \\
\frac{i_{34}^1i_{78}i_{810}}{i_{34}^{\mathrm{a}}} & \frac{i_{34}^2(i_0+1)i_{78}i_{810}}{i_0i_3i_4i_{34}^{\mathrm{a}}} & \frac{(i_0+1)(i_5+1)i_{78}i_{810}}{i_0i_3i_4i_5i_6i_{34}^{\mathrm{a}}}
\end{bmatrix}.$$

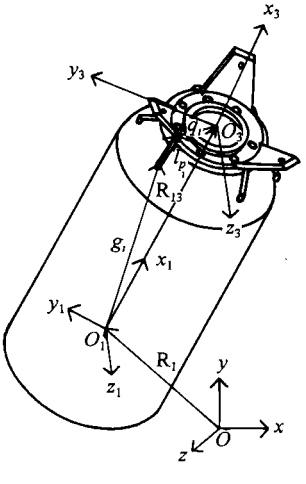


图 3　航天器系统构形图

Fig.3　System configuration of spacecraft

对 (12) 式求导可得电磁制动器 M_c^j 的转角变化率为

$$\dot{\varphi}_c^j = \frac{1}{i_2^j}\frac{\pi}{L_0}(\dot{s}_1^j - \dot{s}_2^j). \tag{23}$$

考虑 $\dot{s}_1^b = \dot{s}_1$; $\dot{s}_2^b = \dot{s}_2$; $\dot{s}_1^c = \dot{s}_3$; $\dot{s}_2^c = \dot{s}_4$; $\dot{s}_1^a = \dot{s}_5$; $\dot{s}_2^a = \dot{s}_6$, 将 (11) 、 (13) 、 (14) 式及 (20) 、 (21) 、 (23) 式代入 (2) 、 (4) 式的特性公式中，则 M 可简化表示为

$$M = W \cdot S. \tag{24}$$

其中 $S = (s_1, s_2, s_3, s_4, s_5, s_6, \dot{s}_1, \dot{s}_2, \dot{s}_3, \dot{s}_4, \dot{s}_5, \dot{s}_6)^{\mathrm{T}}$, $W = (A \vdots B)$,

$$A = \begin{bmatrix}
\frac{k\pi}{L_0 i_1^b} & -\frac{k\pi}{L_0 i_1^b} & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & \frac{k\pi}{L_0 i_1^c} \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
-\frac{k_1 i_{65}^1 \pi}{L_0 i_{34}^b} & -\frac{k_1 i_{65}^1 \pi}{L_0 i_{34}^b} & 0 \\
-\frac{k_2 i_{34}^2 \pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_{34}^b} & -\frac{k_2 i_{34}^2 \pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_{34}^b} & -\frac{k_2 i_{34}^2 \pi}{L_0 i_{21} i_{43} i_{34}^c} \\
-\frac{k_3 (i_5+1)\pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_5 i_6 i_{34}^b} & -\frac{k_3 (i_5+1)\pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_5 i_6 i_{34}^b} & -\frac{k_3 i_{21} i_{43} \pi}{L_0 i_5 i_6 i_{34}^c}
\end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix}
0 & 0 \\
0 & 0 \\
-\frac{k\pi}{L_0 i_1^c} & 0 \\
0 & 0 \\
0 & \frac{k\pi}{L_0 i_1^a} \\
0 & 0 \\
0 & \frac{k_1 i_{34}^1 i_{78} i_{810} \pi}{L_0 i_{34}^a} \\
-\frac{k_2 i_{34}^2 \pi}{L_0 i_{21} i_{43} i_{34}^c} & \frac{k_2 i_{34}^2 i_{78} i_{810} (i_0+1)\pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_{34}^a} \\
-\frac{k_3 i_{21} i_{43} \pi}{L_0 i_5 i_6 i_{34}^c} & \frac{k_3 i_{78} i_{810} (i_0+1)(i_5+1)\pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_5 i_6 i_{34}^a}
\end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix}
0 \\
0 \\
0 \\
0 \\
-\frac{k\pi}{L_0 i_1^a} \\
0 \\
\frac{k_1 i_{34}^1 i_{78} i_{810} \pi}{L_0 i_{34}^a} \\
\frac{k_2 i_{34}^2 i_{78} i_{810} (i_0+1)\pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_{34}^a} \\
-\frac{k_3 i_{78} i_{810} (i_0+1)(i_5+1)\pi}{L_0 i_0 i_3 i_4 i_5 i_6 i_{34}^a}
\end{bmatrix},$$

$$B=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dfrac{c\pi}{L_0 i_2^{\mathrm{b}}} & -\dfrac{c\pi}{L_0 i_2^{\mathrm{b}}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dfrac{c\pi}{L_0 i_2^{\mathrm{c}}} & -\dfrac{c\pi}{L_0 i_2^{\mathrm{c}}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dfrac{c\pi}{L_0 i_2^{\mathrm{a}}} & -\dfrac{c\pi}{L_0 i_2^{\mathrm{a}}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

由 (22)、(24) 式可得丝杠力表达式为

$$f = A_{fm} \cdot W \cdot S. \tag{25}$$

如图 3 所示给出惯性坐标系 $Oxyz$、航天器体坐标系 $O_1x_1y_1z_1$、法兰盘坐标系 $O_3x_3y_3z_3$，从图 3 中可看出第 i $(i=1,2,\cdots,6)$ 丝杠螺杆位置 $\boldsymbol{l}_{pi}$ 为

$$\boldsymbol{l}_{pi} = \boldsymbol{r}_{13} + \boldsymbol{q}_i - \boldsymbol{g}_i.$$

第 i 丝杠螺杆速度为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{l}}_{pi} =& \dot{\boldsymbol{r}}_{13} + \dot{\boldsymbol{q}}_i - \dot{\boldsymbol{g}}_i = \mathring{\boldsymbol{r}}_{13} + \boldsymbol{\omega}_1 \times \boldsymbol{r}_{13} + \boldsymbol{\omega}_1 \times \boldsymbol{q}_i + \boldsymbol{\omega}_{13} \times \boldsymbol{q}_i - \boldsymbol{\omega}_1 \times \boldsymbol{g}_i = \\ & \boldsymbol{\omega}_1 \times \boldsymbol{l}_{pi} + \mathring{\boldsymbol{r}}_{13} + \boldsymbol{\omega}_{13} \times \boldsymbol{q}_i. \end{aligned}$$

其中 $\boldsymbol{\omega}_1$ 为航天器相对惯性坐标系的角速度，$\boldsymbol{\omega}_{13}$ 为法兰盘相对航天器的角速度，$\boldsymbol{q}_i$、$\boldsymbol{g}_i$ 为丝杠螺杆上下端矢量，$\dot{\boldsymbol{r}}_{13}$ 为法兰盘相对惯性坐标系的速度，$\mathring{\boldsymbol{r}}_{13}$ 为法兰盘相对航天器的速度.

丝杠螺杆的长度为

$$l_{pi} = \sqrt{\boldsymbol{l}_{pi} \cdot \boldsymbol{l}_{pi}}.$$

对上式两边平方求导，可得丝杠螺杆长度变化率为

$$\dot{l}_{pi} = \frac{\dot{\boldsymbol{l}}_{pi} \cdot \boldsymbol{l}_{pi}}{l_{pi}}.$$

则 $s_i = l_{pi}$，$\dot{s}_i = \dot{l}_{pi}$，从而算得矩阵 S. 丝杠力则可表示为

$$\boldsymbol{f}_i = f_i \frac{\boldsymbol{l}_{pi}}{l_{pi}}.$$

4　结　　论

1. 由差动式缓冲阻尼及传动系统中各差动组合的运动学关系及全系统的传动关系可看出，各缓冲元件同丝杠姿态间存在着运动学联系.

2. 从缓冲系统的力学分析中可得到，缓冲力是系统中的传动参数、缓冲元件的动力学特性及航天器姿态的函数.

3. 本文提供的缓冲阻尼及传动系统的力学模型，将为对接系统的工程设计和对接动力学仿真提供理论模型.

参 考 文 献

[1] 林来兴. 空间交会对接技术. 北京: 国防工业出版社. 1995:1—18

[2] 娄汉文, 曲广吉, 刘济生. 空间对接机构. 北京: 航空工业出版社. 1992:136—173

[3] Nease A. Shuttle MIR Missions Precursor to International Space Station Alpha. AIAA94—4603. 1994

[4] Schliesing J A. Dynamic Analysis of Apollo-Salyut/Soyuz Docking. Proc. 7th AMS, 1972:47—58

[5] Сыромятников В С. Метод исследования процесса соударений космических кораблей при стыковке. *Космические Исследования* , 1975, **13**(2):164—170

[6] Сыромятников В С. Исследование амортитации стыкуемых космических кораблей после сцепки. *Космические Исследования* , 1976, **14**(2):220—229

[7] 于登云等. 航天器对接接触过程撞击动力学分析. 空间科学学报. 1998, **18**(1):62—68

[8] 王学孝等. 空间飞行器对接动力学研究. 宇航学报. 1991, **12**(3):19—24

[9] 曲广吉等. 空间对接动力学仿真软件 DODASS 及其工程应用. 航天器工程. 1995, **4**(4):1—10

DYNAMIC CHARACTERISTICS ON DIFFERENTIAL CUSHION DAMPING AND TRANSMISSION SYSTEM OF SPACE DOCKING MECHANISM

ZHAO Yang CAO Xibin WANG Xinggui SHAO Chengxun

(*Department of Astronautics and Mechanics, Harbin Institute of Technology*, 150001)

Abstract

The model of a differential cushion damping and transmission system is one of the main fields of spacecraft docking dynamics. The dynamic characteristics of the differential cushion damping and transmission system are researched based on the analysis of system kinematics relationship. A new applied dynamic modeling is given for docking dynamic simulation.

Key words Space-docking mechanism, Differential cushion damping and transmission system, Dynamic modeling