

# 风洞试验绳牵引并联机器人高精度控制仿真\*

王晓光<sup>†</sup> 王义龙 林麒 岳遂录

(厦门大学航空系, 厦门 361005)

**摘要** 针对一种应用于风洞试验的六自由度绳牵引并联机器人系统, 研究其支撑的飞行器模型高精度运动控制问题. 首先从系统运动学角度出发, 针对绳与飞行器模型之间可能出现的干涉问题, 基于绳系时变结构的理念, 建立了一个单自由度时变运动方程. 构建了驱动系统与飞行器的动力学模型, 设计了基于飞行器位姿直接反馈的比例微分控制器, 并进行稳定性分析. 最后, 分别以单自由度和多自由度运动为例, 进行绳系结构非时变系统与时变系统的数值仿真. 分析结果表明, 本文所建立的数学模型是正确可行的, 采用一种单自由度时变结构可以有效避免俯仰运动干涉. 通过合理设置预紧力, 可以避免运动过程中牵引绳松弛. 采用 PD 控制率可以实现飞行器模型的高精度运动控制, 从而满足风洞试验的实际应用需求.

**关键词** 绳牵引并联机器人, 风洞试验, 动力学, 时变系统, 高精度控制

DOI: 10.6052/1672-6553-2015-66

## 引言

绳牵引并联机构是基于机器人技术的一种新型机构, 与传统的刚性连接并联机构相比, 前者最大的优点是具有可伸缩性. 通过传动机构调整绳索的长度很容易实现较大的工作空间, 同时具有结构简单、成本低、惯性小、运动灵活等特点, 非常适合应用于机器人吊车、机械加工、天文望远镜等领域<sup>[1-3]</sup>, 已成为近年来研究的热点. 在航空领域, 采用绳牵引并联机构作为飞行器模型风洞试验的支撑具有很大的创新性, 为风洞试验提供了一种新型支撑技术.

绳牵引并联机构实质上是复杂的强耦合、多输入多输出、非线性时变系统<sup>[4-5]</sup>. 在风洞试验应用中, 若要求该系统实现高精度的多自由度运动, 则其动力学建模与控制是关键.

近年来, 绳牵引并联支撑系统在风洞试验中的应用已取得了一定的进展. 国外具有代表性的是法国国家航空研究局支持的低速风洞绳牵引并联支撑系统“SACSO 项目”. 该系统已经用于战斗机的风洞测力实验中, 但其研究成果很少见诸于学术刊物<sup>[6]</sup>. 国内学者也对绳牵引并联机构在风洞试验应用开展了相关研究. 如林麒、郑亚青等<sup>[7-9]</sup>进行了

六自由度绳牵引并联支撑系统的机构设计、运动学和动力学分析, 实现了飞行器模型的开环运动控制, 并进行了动态试验等. 西安电子科技大学的仇原鹰等<sup>[10-11]</sup>进行了六自由度柔索并联机器人的动力学建模与基于刚度增强的运动控制. 但其控制精度不满足风洞试验的要求(通常要求角度精度达到  $0.05^\circ$ , 位置精度达亚 mm 级). 总之, 已有的六自由度绳牵引并联支撑系统的运动控制研究均是开环或半闭环, 控制精度较低.

首先针对支撑飞行器模型的六自由度绳牵引并联系统, 进行运动学建模, 并以避免俯仰运动干涉为例, 建立一种绳系时变结构的系统运动方程. 基于构建的系统动力学方程, 采用基于位姿反馈的全闭环控制方法, 进行 PD 控制率设计, 并证明其稳定性. 最后, 以单自由度和多自由度运动为例, 给出绳系结构非时变系统与时变系统的数值仿真和理论分析结果.

## 1 绳牵引并联支撑系统描述

采用六自由度绳牵引并联机构作为风洞吹风试验的模型支撑系统, 其由机架、飞行器模型、牵引绳、驱动系统和运动控制系统等组成. 系统结构原

2015-09-16 收到第 1 稿, 2015-10-13 收到修改稿.

\* 国家自然科学基金资助项目(11472234), 福建省自然科学基金计划资助项目(2016J05134)

<sup>†</sup> 通讯作者 E-mail: xgwang@xmu.edu.cn

理如图1所示,它是由八根绳牵引的六自由度并联机构—WDPSS (Wire - Driven Parallel Suspension System),其中静坐标系  $OXYZ$  与机架固连,动坐标系  $Pxyz$  建立在飞行器模型上.

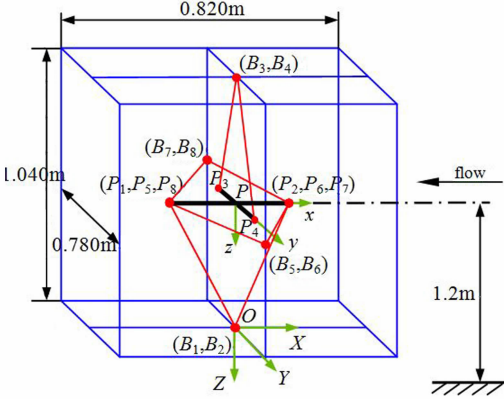


图1 WDPSS-8 结构原理图

Fig. 1 Principle sketch of WDPSS-8 structure

记  $P_i = \overrightarrow{OP_i}$  和  $B_i = \overrightarrow{OB_i}$ . 则绳与模型的连接点  $P_i$  ( $X_{P_i}, Y_{P_i}, Z_{P_i}$ )<sup>T</sup> 在静坐标系  $OXYZ$  中的坐标满足:

$$P_i = X_p + R x_{P_i} \quad (1)$$

式中,  $X_p$  是动坐标系  $Pxyz$  的原点  $P$  在静坐标系  $OXYZ$  中表示, 坐标为  $(X_p, Y_p, Z_p)$ <sup>T</sup>,  $x_{P_i}$  是  $P_i$  点在动坐标系  $Pxyz$  中的表示, 坐标为  $(x_{P_i}, y_{P_i}, z_{P_i})$ <sup>T</sup>, ( $i = 1, 2, \dots, 8$ ),  $R$  为旋转变换矩阵.

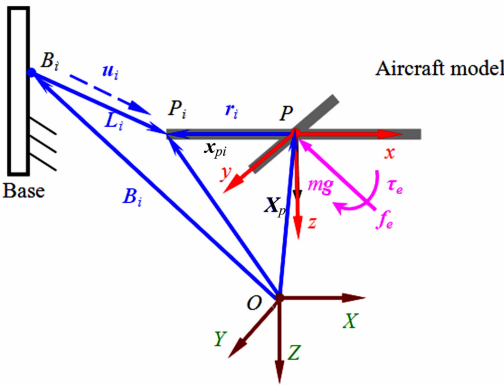


图2 WDPSS-8 运动学示意图

Fig. 2 The sketch of WDPSS-8 systematic motion

若记第  $i$  根绳的长度为  $L_i$ , 其表达式为:

$$L_i = \sqrt{(X_p + R x_{P_i} - B_i)^T (X_p + R x_{P_i} - B_i)} \quad (2)$$

式中,  $B_i (X_{B_i}, Y_{B_i}, Z_{B_i})$ <sup>T</sup> 为各铰链点  $B_i$  在静坐标系中的坐标.

### 1.1 运动学建模

设  $X = (X_p, Y_p, Z_p, \varphi, \theta, \psi)$ <sup>T</sup> 为飞行器模型的位姿,  $\dot{X}_\omega = (\dot{X}_p, \dot{Y}_p, \dot{Z}_p, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$ <sup>T</sup> 为飞行器模型

的运动速度矢量,  $\varphi, \theta$  和  $\psi$  分别是飞行器模型的滚转角、俯仰角和偏航角,  $v = (\dot{X}_p, \dot{Y}_p, \dot{Z}_p)$ <sup>T</sup> 为  $P$  点的运动速度,  $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ <sup>T</sup> 为飞行器模型的角速度矢量,  $L = (l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6, l_7, l_8)$ <sup>T</sup> 为绳系矢量,  $\dot{Q} = (\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ <sup>T</sup>. 根据刚体绕定点转动原理, 可得:

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ -\sin\theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = H \dot{Q} \quad (3)$$

飞行器模型的运动速度矢量  $\dot{X}_\omega$  与飞行器模型的位姿  $X$  存在如下关系:

$$\dot{X}_\omega = \begin{bmatrix} v \\ \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & H \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ \dot{Q} \end{bmatrix} = G \dot{X} \quad (4)$$

根据并联机构微分运动学, 绳向量的运动学模型为:

$$\dot{L} = J \dot{X}_\omega = JG \dot{X} \quad (5)$$

### 1.2 单自由度时变系统运动学建模

在风洞动态试验中, 随着模型运动状态的变化, 绳索与模型之间、绳索之间可能发生干涉, 影响实验的正常进行. 为避免干涉现象, 这里提出绳系时变结构的概念, 给出一种时变运动模型.

以俯仰方向运动为例, 绳牵引并联机构时变系统运动原理如图3. 为增大飞行器模型的工作空间, 对铰链点  $B_2$  进行实时调整, 即根据俯仰角的运动规律给铰链点  $B_2$  施加一个与此相关的运动规律. 从而始终保持线  $PP_2$  与牵引绳  $B_2P_2$  的初始夹角  $\eta$  不变, 进而避免干涉现象发生.

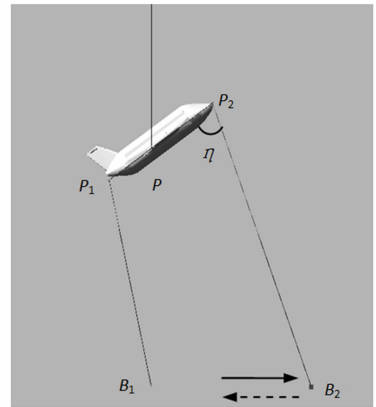


图3 WDPSS-8 时变结构运动原理图

Fig. 3 The sketch of time-variant motion

假设铰链点  $B_2$  的运动规律为:

$$B_2(t) = B_2(X_{B_2}(t), 0, 0) \quad (6)$$

结合动平台的运动规律和机构的各结构参数,可得:

$$X_{B_2}(t) = [ |P'_2| \quad |P| ] \begin{bmatrix} \frac{\sin\eta}{\sin[\eta + \theta(t)]} \\ -\cot[\eta + \theta(t)] \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中,  $\theta(t)$  为飞行器模型俯仰角,  $P'_2$  是静坐标系原点  $P$  到动平台端点  $P_2$  的向量,  $P$  是静坐标系原点  $O$  到动坐标系原点  $P$  的向量。

## 2 系统动力学建模

WD PSS-8 完整的动力学模型包括驱动系统(含传动机构)与飞行器模型两部分,下面将分别阐述。

### 2.1 驱动系统动力学模型

驱动系统主要由八个交流伺服电机和伺服驱动器组成,电机输出轴与梅花联轴器联接,经由滚珠丝杠与滑块实现对绳索长度的调节。其动力学方程可表示为:

$$M_0 \ddot{\theta}_m + C_0 \dot{\theta}_m - \mu T = \tau \quad (8)$$

式中,  $M_0$  为等效到电机轴上的转动惯量矩阵,  $M_0 = \text{diag}[J_{e1} \quad J_{e2} \quad \cdots \quad J_{e8}]$ ,  $J_{ei}$  为第  $i$  轴的等效转动惯量,  $C_0$  为等效粘性摩擦系数矩阵,  $\theta_m$  为伺服电机的转角,  $\mu$  为滚珠丝杠的传动系数,与导程有关,  $T$  为绳系拉力矢量,  $\tau$  为电机驱动力矩矢量,两者均为八维列向量。

由伺服电机与滚珠丝杠之间的连接,可推导出  $\theta_m$  与  $L$  之间的关系:

$$\dot{\theta}_m = \dot{L}/\mu \quad (9)$$

### 2.2 飞行器模型动力学模型

采用 Newton-Euler 法建立飞行器动力学模型:

$$\begin{cases} m\ddot{P} = f_e + \sum_{i=1}^8 (-u_i t_i) + mg \\ A_c \dot{\omega} = \tau_e + \sum_{i=1}^8 r_i \times (-u_i t_i) - \omega \times (A_c \omega) \end{cases} \quad (10)$$

式中,  $\ddot{P} = (\ddot{X}_p, \ddot{Y}_p, \ddot{Z}_p)^T$  为飞行器模型的线性加速度向量,  $f_e$ 、 $\tau_e$  分别为作用在飞行器模型上的外力和外力矩,  $u_i$  为第  $i$  根绳的方向向量,  $t_i$  为第  $i$  根绳的拉力,  $r_i = \overrightarrow{PP_i} = R x_{p_i}$  为  $P_i$  点在动坐标系中的位置向量,  $A_{cc}$  为飞行器模型关于重心的惯性矩矩阵,  $A_c = R \cdot A_{cc} \cdot R^T$ 。

将上式整理为矩阵形式可得:

$$M(X)\ddot{X} + N(X, \dot{X}) - w_g - w_e = -J^T T \quad (11)$$

式中,  $M(X)$  为飞行器模型的惯性矩阵,表示为

$$M(X) = \begin{bmatrix} (mI)_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & A_{G3 \times 3} H \end{bmatrix};$$

$N(X, \dot{X})$  为非线性哥氏离心力矩矩阵,表示为

$$N(X, \dot{X}) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ A_c H \dot{Q} + (H \dot{Q}) \times (A_c H \dot{Q}) \end{bmatrix}_{6 \times 1};$$

$w_g$  为飞行器模型的重力向量,表示为

$$w_g = (0, 0, mg, 0, 0, 0)^T;$$

$w_e$  为飞行器模型所受空气动力载荷,表示为

$$w_e = [f_e \quad \tau_e]^T;$$

$J$  为系统的雅克比矩阵,表示如下

$$J^T = \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & \cdots & u_7 & u_8 \\ r_1 \times u_1 & r_2 \times u_2 & r_7 \times u_7 & r_8 \times u_8 \end{bmatrix}_{6 \times 8}$$

综合式(8)~(11),系统整体动力学方程为:

$$M_{eq} \ddot{X} + C_{eq} \dot{X} + N(X, \dot{X}) = -J^T \tau / \mu + w_g + w_e \quad (12)$$

式中,  $M_{eq}(X) = M(X) + J^T M_0 J G / \mu^2$ ,

$$C_{eq}(X, \dot{X}) = (J^T M_0 J G + J^T M_0 \dot{J} G + J^T C_0 J G) / \mu^2.$$

此外值得注意的是,绳拉力的变化可通过式(11)式求解:

$$T = -(J^T)^+ W_R + (I - (J^T)^+ J^T) w \quad (13)$$

其中,  $W_R$  为作用在飞行器模型上的广义外力矢量,  $(J^T)^+$  为  $J^T$  的 Moore-Penrose 逆矩阵。等式右侧第一项为补偿外力的平衡项,第二项是零空间项,通过系数  $w$  调节绳的内力。

## 3 控制器设计

为实现飞行器模型的高精度位姿控制,满足风洞试验的要求,可采用单目视觉测量模型运动状态直接反馈。基于系统动力学模型,采用算法简单、可靠性好的 PD 控制方法,系统闭环控制原理框图如图4所示。针对电机的驱动力矩  $\tau$ ,进行控制率设计,可表示为:

$$\tau = -(J^T)^+ [K_p (X_d - X) + K_d (\dot{X}_d - \dot{X}) + M_{eq} \ddot{X}_d + C_{eq} \dot{X}_d + N(X, \dot{X})] + p_g + p_e \quad (14)$$

其中,  $K_p$  是系统的比例控制增益,  $K_d$  是系统的微分控制增益,其余均可视为干扰补偿项,  $p_g = \mu (J^T)^+ w_g$  是飞行器模型的重力补偿向量,  $p_e = \mu (J^T)^+ w_e$  是飞行器模型所受的外力补偿向量,  $M_{eq} \ddot{X}_d + C_{eq} \dot{X}_d$

可通过逆动力学求解.

令  $e = X_d - X, \dot{e} = \dot{X}_d - \dot{X}$ , 并将式(14)代入式(12)可得:

$$M_{eq} \ddot{e} + (C_{eq} + K_d) \dot{e} + K_p e = 0 \quad (15)$$

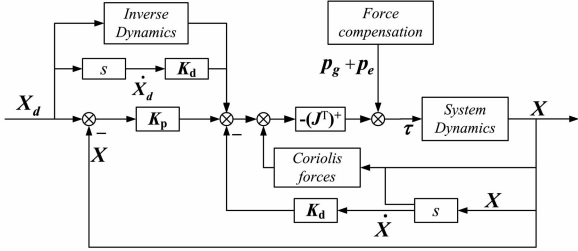


图4 WDPSS-8 仿真框图

Fig. 4 The chart of system simulation programme

下面简要证明该控制方法的稳定性<sup>[12]</sup>, 选择 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \dot{e}^T M_{eq} \dot{e} + \frac{1}{2} e^T K_p e \quad (16)$$

显然  $V$  是正定矩阵. 进一步对时间求导:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{e}^T M_{eq} \ddot{e} + \frac{1}{2} \dot{e}^T M_{eq} \dot{e} + e^T K_p \dot{e} \\ &= -\dot{e}^T (K_v + 2J^T C_0 J) \dot{e} \end{aligned}$$

由于  $K_v, 2J^T C_0 J$  均为正定矩阵, 故  $\dot{V} \leq 0$ . 当且仅当  $X_d = X$  时,  $\dot{V} = 0$ . 因此, 对任何初始位姿  $X_0$  而言, 采用式(14)的控制方法, 总能够渐进稳定到期望位姿  $X_d$ .

### 4 仿真计算与分析

为了验证所建立的系统模型和所选取的控制方法的有效性, 利用 Matlab 编程对系统进行控制仿真研究.

飞行器模型上的铰链点和机架上的滑轮位置如表1所示. 绳的材料选自凯芙拉线, 直径  $d = 0.5\text{mm}$ , 弹性模量  $E = 43.9\text{GPa}$ , 驱动电机的额定输出力矩  $\tau_r = 0.64\text{N} \cdot \text{m}$ , 驱动系统等效到电机端的转动惯量为  $J_e = 7.76 \times 10^{-5}\text{kg} \cdot \text{m}^2$ , 等效到电机端的黏性阻尼系数为  $c_0 = 5 \times 10^{-3}\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ , 滚珠丝杠的传动系数为  $\mu = a/2\pi$ , 本文所用滚珠丝杠的螺距为  $a = 0.005\text{m}$ . 飞行器模型采用 ABS 树脂材质, 机身长度为  $278.5\text{mm}$ , 翼展为  $283\text{mm}$ , 机身高度为  $60\text{mm}$ , 重量为  $mg = 8.5\text{N}$ , 在局部坐标系下的惯性张量为  $A_{CC} = \text{diag}(0.0016, 0.0033, 0.0046)\text{kg} \cdot \text{m}^2$ . 飞行器模型质心  $P = (0, 0, -520)^T\text{mm}$ . 仿真计算时采用变步长的四阶-五阶 Runge-Kutta 算法, 采样时间为  $0.01\text{s}$ .

表1 铰接点与滑轮的位置

Table 1 The positions of attaching points

Symbol	Coordinates	Symbol	Coordinates
B <sub>1</sub>	$(-22.5, -28)^T$	P <sub>1</sub>	$(-114.5, 0, 0)^T$
B <sub>2</sub>	$(15, -5, -29)^T$	P <sub>2</sub>	$(164, 0, 0)^T$
B <sub>3</sub>	$(5, -15, -1012.5)^T$	P <sub>3</sub>	$(0, -142, 0)^T$
B <sub>4</sub>	$(-5, 18, -1012.5)^T$	P <sub>4</sub>	$(0, 142, 0)^T$
B <sub>5</sub>	$(-18, 361.5, -525)^T$	P <sub>5</sub>	$(-114.5, 0, 0)^T$
B <sub>6</sub>	$(15, 361.5, -525)^T$	P <sub>6</sub>	$(164, 0, 0)^T$
B <sub>7</sub>	$(20, -360.5, -525)^T$	P <sub>7</sub>	$(164, 0, 0)^T$
B <sub>8</sub>	$(-11, -360.5, -525)^T$	P <sub>8</sub>	$(-114.5, 0, 0)^T$

下面给出单自由度、三自由度运动下系统的控制仿真结果.

#### 4.1 单自由度俯仰运动

假设模型的期望轨迹为:  $\theta = \pi/6 * \sin(t), 0 \leq t \leq 10\text{s}$ . 对于非时变系统, 经调试, PD 控制参数为:  $K_p = 155, K_d = 100$ .

控制仿真结果如图5~图7所示, 其中由图5可知, 俯仰角最终趋于稳定, 控制误差约小于  $0.03^\circ$ . 由图6可知, 飞行器模型在做俯仰运动时, 1、2号绳长变化最明显, 其余各绳长相对较小, 这是由于绳的布局原因, 俯仰运动主要取决于1、2号绳.

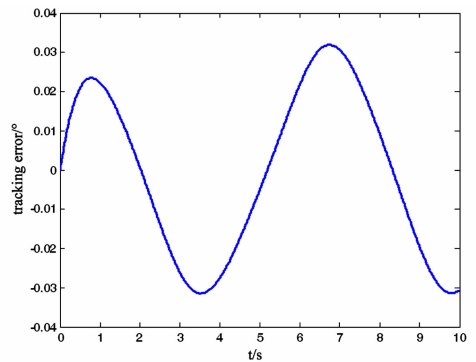


图5 俯仰角跟踪误差

Fig. 5 Tracking error of pitch angle

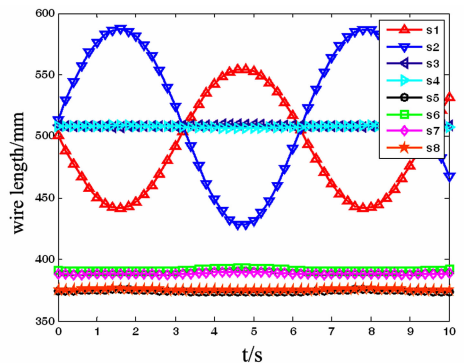


图6 绳长变化图

Fig. 6 Time history of wire length

为了避免飞行器模型运动过程中,牵引绳松弛,应设置充分的预紧力,根据式(12),取 $w$ 为20对应的绳拉力进行仿真计算.图8显示绳拉力变化结果,在俯仰运动过程中,1、2号绳为驱动绳,拉力变化幅度较大,其余各绳为从动绳,拉力变化幅度较小.

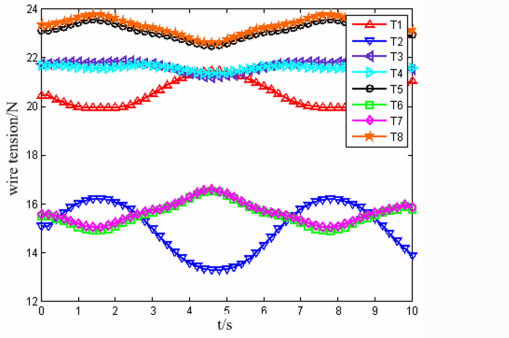


图7 绳拉力变化图

Fig. 7 Time history of wire tension

为与前者加以对比,对单自由度绳系时变系统进行控制仿真.需要说明的是,单自由度时变情况下,由式(6)可知,仅绳与机架的联接点 $B_2$ 发生变化,因此并不影响动力学方程的形式.经调试取 $K_p = 170, K_d = 100$ ,同样可达到与非时变系统相同的控制精度.因此,当运动角度较大时,采用这种时变系统可以有效避免绳索与机身的干涉.此外,图8显示相应的绳长变化,在绳系时变结构中飞行器模型做俯仰运动情况下,1、2绳长变化最明显.其中与图5相比较,2绳的变化幅度较非时变时更大,这是由于铰链点 $B_2$ 做实时运动而引起的.

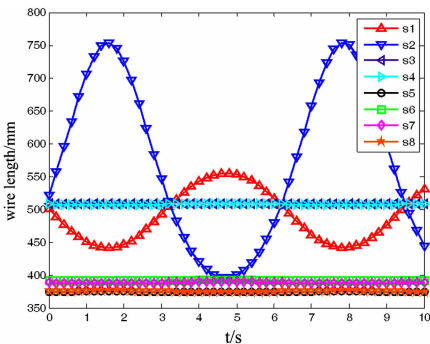


图8 八根绳长变化图

Fig. 8 Time history of wire length

#### 4.2 三自由度复合运动

假设飞行器模型的期望轨迹为: $\varphi = \theta = \psi = \pi/6 * \sin(t), 0 \leq t \leq 10s$ .经调试,PD控制参数可取为: $K_p = \text{diag}(0, 0, 0, 200, 150, 410), K_d = \text{diag}(0, 0, 0, 100, 100, 100)$ .受篇幅限制,这里只给出滚转角,俯仰角,偏航角跟踪误差对比图.由图9可知,复合

运动时,控制精度仍可达 $0.03^\circ$ ,可以满足风洞试验对运动精度的要求.

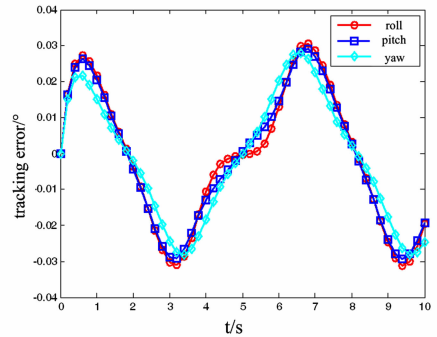


图9 姿态角跟踪误差对比图

Fig. 9 The tracking error of model's orientation

## 5 结论

本文针对应用于风洞试验的六自由度绳牵引并联系统,研究结果如下:

(1)考虑到运动过程中牵引绳与飞行器模型之间可能出现的干涉问题,建立了一种单自由度绳系时变运动方程.

(2)建立了驱动系统和飞行器模型的动力学模型.基于飞行器模型的位姿反馈,设计了对干扰项进行补偿的PD控制率,实现了全闭环控制.

(3)以单自由度和多自由度为例进行数值仿真.分析结果表明,本文所建立的数学模型是正确且可行的.通过合理调整牵引绳的张力系数,可以保持绳索始终张紧.且能够实现模型的高精度位姿控制,满足风洞试验的实际要求.

## 参考文献

- Mohammad A, Hamid D. Robust PID control of cable-driven robots with elastic cables. In: Proceeding of the 2013 RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics, Tehran, Iran. IEEE, 2013:331 ~ 336
- Dallej T, Gouttefarde M, Andreff N, et al. Towards vision-based control of cable-driven parallel robots. Proceeding of the 2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Francisco, CA, USA. IEEE, 2011:2855 ~ 2860
- 刘志华,唐晓强,邵珠峰等.6自由度索并联机构的振动特性.机械工程学报,2013,49(3):49 ~ 55 (Liu Z H, Tang X Q, Shao Z F, et al. Vibration characteristic of 6-DOF cable-driven parallel manipulator. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013,49(3):49 ~ 55 (in Chinese))
- 郭胜鹏,李东旭,孟云鹤等.漂浮基空间机器人自适应

- RBF网络终端滑模控制. 动力学与控制学报, 2014, 12(4): 341~347 (Guo S P, Li D X, Meng Y H, et al. Adaptive RBF based terminal sliding mode control of free-floating space robots. *Journal of Dynamics and Control*, 2014, 12(4): 341~347 (in Chinese))
- 5 陈根良, 王皓, 来新民等. 基于广义坐标形式牛顿-欧拉方法的空间并联机构动力学正问题分析. 机械工程学报, 2009, 45(7): 41~48 (Chen G L, Wang H, Lai X M, et al. Forward dynamics analysis of spatial parallel mechanisms based on the newton-euler method with generalized coordinates. *Journal of Mechanical Engineering*, 2009, 45(7): 41~48 (in Chinese))
- 6 ONERA. SACS0, suspension active pour essais en soufflerie. <http://www.onera.fr/dcsd/sacso/index.php>. 2008, 12, 5
- 7 林麒, 梁斌, 郑亚青. 低速风洞绳牵引并联机器人支撑系统的模型姿态与振荡控制研究. 实验流体力学, 2008, 22(3): 75~79 (Lin Q, Liang B, Zheng Y Q. Control on model attitude and oscillation by wire-driven parallel manipulator support system for low-speed wind tunnel. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2008, 22(3): 75~79 (in Chinese))
- 8 Xiao Y W, Lin Q, Zheng Y Q, et al. Model aerodynamic tests with a wire-driven parallel suspension system in low-speed wind tunnel. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 4(23): 393~400
- 9 黄琴, 郑亚青, 林麒. 6自由度绳牵引并联机构飞行器模型单自由度振荡运动的动力学分析. 工程力学, 2010, 27(10): 230~234 (Huang Q, Zheng Y Q, Lin Q. Dynamic analysis for single-DOF oscillation of vehicle model in a 6-DOF wire-driven parallel manipulator. *Engineering Mechanics*, 2010, 27(10): 230~234 (in Chinese))
- 10 刘欣, 仇原鹰, 盛英. 风洞试验绳牵引冗余并联机器人的刚度增强与运动控制. 航空学报, 2009, 30(6): 1156~1164 (Liu X, Qiu Y Y, Sheng Y. Stiffness enhancement and motion control of a 6-DOF Wire-driven parallel manipulator with redundant actuators for wind tunnels. *Acta Aeronautica and Astronautica Sinica*, 2009, 30(6): 1156~1164 (in Chinese))
- 11 刘欣, 仇原鹰, 盛英. 6自由度柔索并联机器人的动力学建模与抗扰控制. 系统仿真学报, 2009, 21(18): 5801~5806 (Liu X, Qiu Y Y, Sheng Y. Dynamic modeling and disturbance-rejection control of 6-DOF cable driven parallel manipulator. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(18): 5801~5806 (in Chinese))
- 12 苏玉鑫, 郑春红, Muller P C. 非线性机械系统PID控制渐近稳定性分析. 自动化学报, 2008, 34(12): 1544~1548 (Su Y X, Zheng C H, Muller P C. Asymptotic stability of PID controller for nonlinear mechanical systems. *Acta Automation Sinica*, 2008, 34(12): 1544~1548 (in Chinese))

## HIGH PRECISION CONTROL OF WIRE-DRIVEN PARALLEL ROBOT IN WIND TUNNEL TEST\*

Wang Xiaoguang<sup>†</sup> Wang Yilong Lin Qi Yue Suilu

(Department of Aeronautics, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

**Abstract** The high precision motion control of aircraft model supported by a six-DOF wire-driven parallel robot in the application of wind tunnel test wire is studied in this paper. Firstly, in view of the possible interference between wire and aircraft model, based on the concept of time-variant wire system, a kind of time-variant kinematic equation is designed. And the dynamic equations of the driven system and aircraft model are then established. Secondly, according to the constructed system dynamic model, a proportional and differential controller is proposed on the base of pose feedback, and the stability of the closed-loop system is analyzed. Finally, numerical simulations of time-invariant and time-variant systems are developed as the examples of single-DOF and multi-DOF motion. The analysis results show that the built mathematic models are appropriate and practicable, and a single-DOF time variant system can effectively avoid the pitch motion interference. Meanwhile, the proper selection of wire pretension can keep the wire from slackness. Furthermore, a PD control law with interference compensation term realizes the aircraft's high precision motion control, accordingly to meet the application requirements of wind tunnel test.

**Key words** wire-driven parallel robot, wind tunnel test, dynamics, time-variant system, high precision control

Received 16 September 2015, revised 13 October 2015.

\* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (11472234), Natural Science Foundation of Fujian province of China (2016J05134)

<sup>†</sup> Corresponding author E-mail: xgwang@xmu.edu.cn