

# 对接机构六自由度试验台半物理仿真试验原理

徐 峰<sup>1,2</sup> 唐乾刚<sup>2</sup> 王丽再<sup>1</sup>

(1 上海宇航系统工程研究所 2 国防科技大学宇航科学与工程系)

**摘要** 对接机构研制是实施载人航天工程不可缺少的一项关键技术。空间对接机构必须在地面进行充分的对接动力学试验,其中最重要的是在六自由度综合试验台上进行的仿真试验。为此,结合目前的研制工作介绍对接机构综合试验台的半物理仿真试验原理。

**关键词** 对接机构 仿真 半物理

## 1 引言

空间两飞行器进行的对接,包括对接机构间的接触碰撞、缓冲校正和拉近等动力学过程,同时也包括飞行器姿控系统作用引起的运动。对接过程中,两飞行器之间会发生力的作用,并伴有能量传递和消耗。这一过程能否完成取决于对接机构的捕获与缓冲校正能力。为了验证对接机构的设计和研究对接过程的动力学规律需要进行地面仿真试验,对接机构综合试验台(以下简称综合台)就是进行

对接机构动力学仿真试验的关键设备。综合台为半物理仿真试验平台,具有适应性强、精度高的特点,本文就综合台的半物理仿真试验特点进行了分析。

## 2 对接机构综合试验台

### 1.1 系统组成

对接机构综合试验台,为典型的半物理地面仿真试验设备,主要由测量(力传感器)、控制(包含数学模型)和执行(运动模拟器)3部分构成;试验对象为真实的对接机构,如图1所示。其主要功能是:

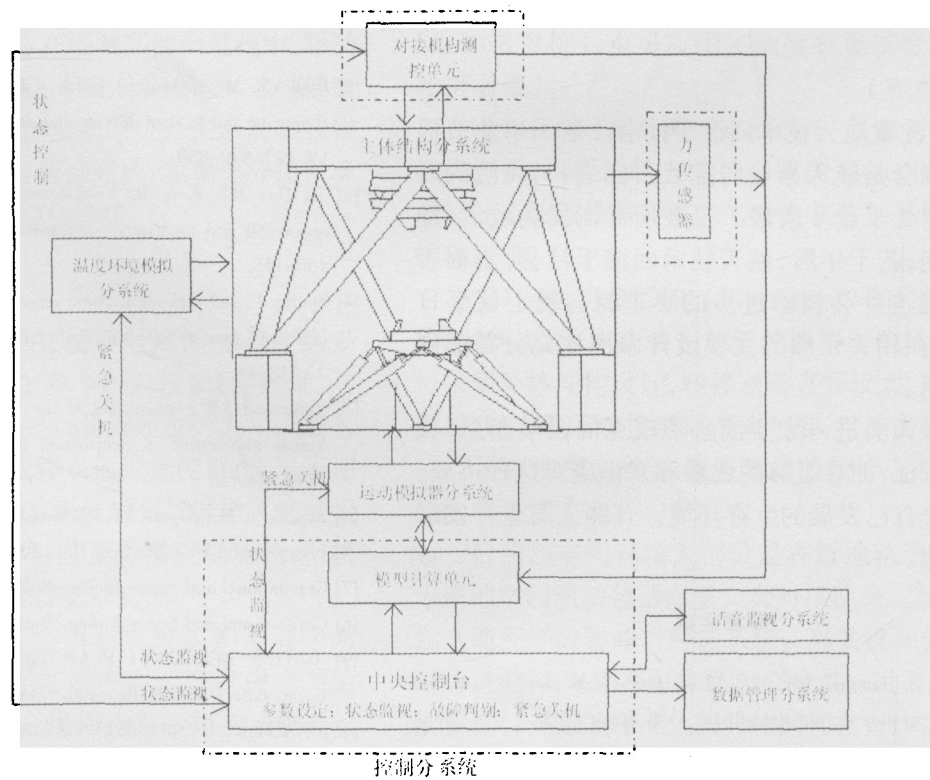


图1 综合试验台系统组成图

(1) 被试对接机构安装在主体结构分系统的固定平台上，并在其上方安装一个六维力/力矩传感器，用于测量接触碰撞过程中的力和力矩；

(2) 控制分系统的模型计算单元，根据实测的力和力矩实时计算主、被动飞行器间的相对运动；

(3) 运动模拟器根据模型计算的实时计算结果，再现飞行器间的相对运动；

(4) 温度环境分系统用于模拟空间高低温环境。

### 3 工作原理

综合台半物理仿真原理如图 2 所示。试验时，

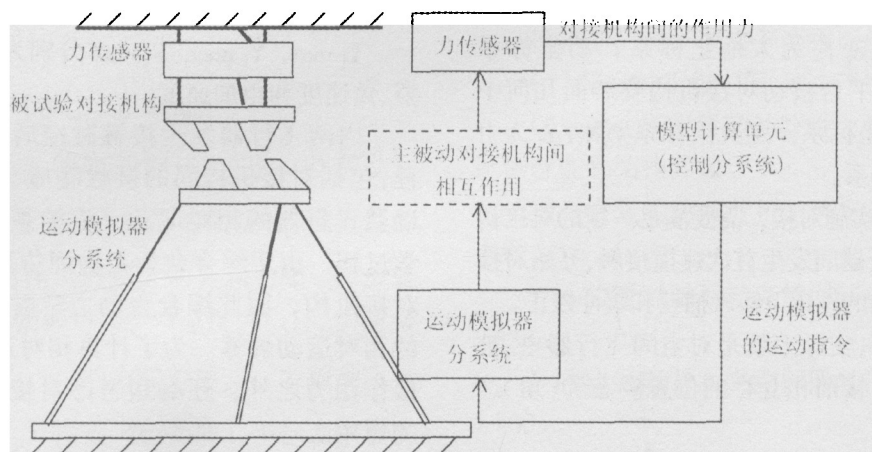


图 2 对接机构综合试验台半物理仿真试验原理图

的工作原理及对接过程的动力学特点，综合台的设计需满足以下要求：

(1) 力/力矩传感器能够高精度地给出对接过程中产生的六维力和力矩信息；

(2) 运动模拟器的工作空间包含对接试验过程需要的相对运动空间；

(3) 试验台系统能够再现 0~6Hz 范围内的相对运动；

(4) 控制系统完成回路控制的响应周期为 1ms。

### 4 系统实现

#### 4.1 六维力/力矩测量

目前，力/力矩传感器按照测力原理可分为应变式和压电式两大类。根据综合台的使用要求，选用压电传感器。

图 3 为选定的压电传感器外形，由 4 组高预载的石英力敏元件装在上下平台之间，每组力敏元件有 3 个石英薄片，一个用于测量 z 向力，另外两个分别用于测量 x、y 向剪力，产生的力及力矩输出信号

由控制分系统根据对接初始条件控制运动模拟器运动，即模拟主、被动对接飞行器间的相互运动；当主、被动对接机构间发生接触碰撞时，六维力/力矩传感器给出对接机构间的作用力信息，控制系统的模型计算单元根据动力学模型（包含了对接飞行器质量惯量特性和控制特性）实时计算给出下一时刻飞行器间的相对位置关系，并转换为对运动模拟器分系统的指令，再由运动模拟器分系统实现主、被动飞行器间的相对运动。依此往复构成控制回路，直到完成对接捕获与缓冲校正过程。

为了完成对接机构的半物理仿真，根据综合台

经测量处理后可直接显示所测数值，其性能指标如表 1 所示。

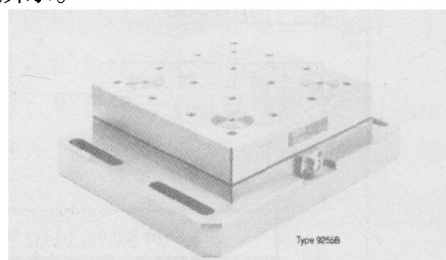


图 3 压电传感器外形

表 1 传感器性能指标

测量范围	Fz	-10 ~ 40 kN
	Fx	± 20 kN
	Fy	± 20 kN
固有频率	Fx Fy	2000Hz
	Fz	3000Hz
线性度(满量程)		≤ ± 0.5% FSO
迟滞(满量程)		≤ 0.5 % FSO
耦合误差		≤ 2%

### 4.2 回路控制用数学模型

定义综合台坐标系如图 4。

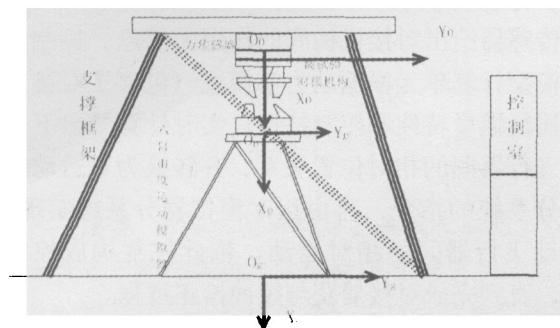


图 4 综合台坐标系

坐标系  $O_g X_g Y_g Z_g$  称为大地坐标系，动坐标系  $O_p X_p Y_p Z_p$  定义在上平台被动对接机构安装面几何中心，称为运动平台坐标系。定义坐标系  $O_r X_r Y_r Z_r$  为力传感器的输出坐标系。

空间两飞行器实施对接，需要满足一定的对接初始条件。之后，飞行器间发生首次碰撞接触，开始对接过程，并在对接机构的作用下实现捕获和缓冲校正。

对接初始条件，实际上就是对空间飞行器主、被动对接机构进到对接前相互存的位置姿态和(角)速度偏差的限制要求。

为此，综合台进行空间对接过程仿真试验的回路控制模型包含两部分：模拟实现对接初始条件的

轨迹规划模型和解算飞行器的相对运动模型。

描述轨迹规划模型的基本方法是，用一个 5 次多项式模拟一运动轨迹曲线，当试验平台按此轨迹运动到终点时，刚好能够满足规定的(角)速度和位姿要求，即对接初始条件。

定义  $Y_j(t)(j=1,6)$  代表试验平台位姿，则有边界条件：

$$t=0 \quad Y_j(0)=0, \dot{Y}_j(0)=0$$

$t=t_k$  满足规定的对接初始条件， $t_k$  为规划完成时间，同时需考虑如下约束：

$$Y_j \leq Y_j \max, \dot{Y}_j \leq \dot{Y}_j \max, \ddot{Y}_j \leq \ddot{Y}_j \max$$

$Y_j \max, \dot{Y}_j \max, \ddot{Y}_j \max$  分别为试验平台最大位姿、角速度和角加速度。

当两飞行器发生接触碰撞后开始空间对接过程，包括对接机构间的接触碰撞、捕获、缓冲校正，以及飞行器的相对运动、姿控系统的作用等动力学过程。由于综合台为半物理仿真，并采用真实的对接机构，因此综合台动力学解算主要为飞行器的相对运动解算。为了计算相对运动，除了考虑对接作用力之外，还必须考虑对接过程中姿控系统的作用。

综合试验台动力学解算过程如图 5。基本算法如下：

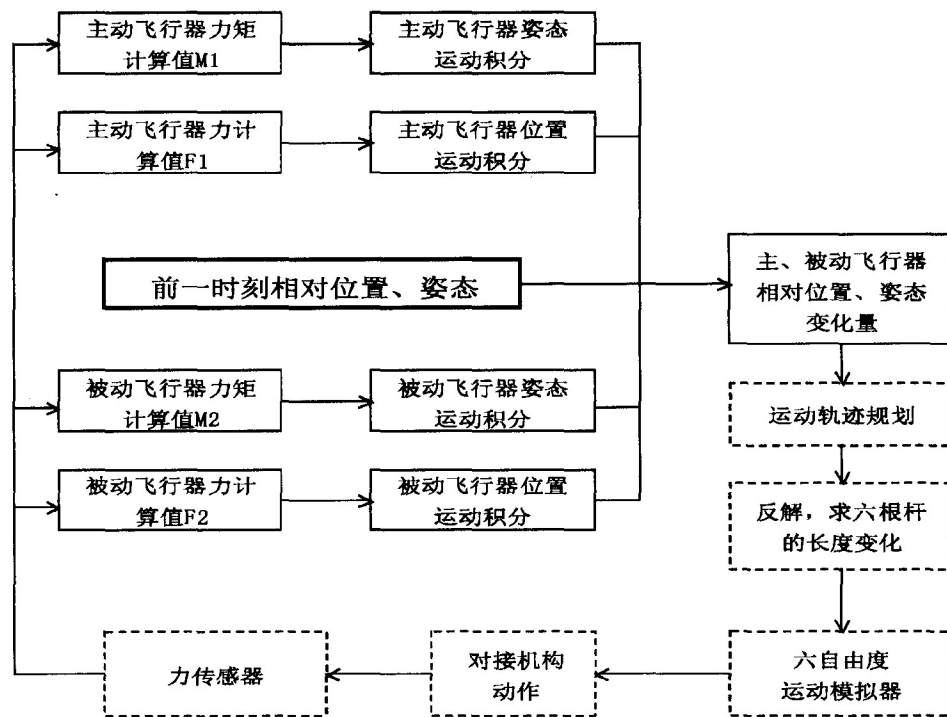


图 5 试验整合控制用数学模型

由牛顿-欧拉动力学方程,列出运动方程:

$$\vec{r}_{10} = (\vec{F}_1 + \vec{F}_1^y) / m_1$$

$$\vec{r}_{20} = \vec{F}_2 / m_2$$

$$I_1 \vec{\omega}_1 + \vec{\omega}_1 \times (I_1 \vec{\omega}_1) = \vec{M}_1 + \vec{M}_1^y$$

$$I_2 \vec{\omega}_2 + \vec{\omega}_2 \times (I_2 \vec{\omega}_2) = \vec{M}_2$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \cos \varphi_i / \cos \theta_i & -\sin \varphi_i / \cos \theta_i \\ 0 & \sin \varphi_i & \cos \varphi_i \\ 1 - \cos \varphi_i \operatorname{tg} \theta_i & \sin \varphi_i \operatorname{tg} \theta_i & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{ix} \\ \omega_{iy} \\ \omega_{iz} \end{pmatrix}$$

$$\vec{v}_{21} = \vec{v}_2 - \vec{v}_1$$

$$(\vec{r}_{21})_1 = \vec{r}_{21} - \vec{\omega}_1 \times \vec{r}_{21}$$

$$\vec{\omega}_{12} = \vec{\omega}_2 - A_{12} \vec{\omega}_1$$

其中,  $\vec{r}_{i0}$ -飞行器的加速度( $i=1$  主动,  $i=2$  被动),  $\vec{\omega}_i$ -飞行器的角速度,  $m_i$ -飞行器的质量,  $I_i$ -飞行器的惯量,  $\vec{F}_i$ ,  $\vec{M}_i$ -作用在飞行器上的力和力矩,  $\varphi_i$ -滚转角,  $\psi_i$ -偏航角,  $\theta_i$ -俯仰角,  $\omega_i$ -角速度,  $\vec{F}_1^y$ ,  $\vec{M}_1^y$  为对接过程中发动机工作产生的力和力矩,  $\vec{v}_{21}$ -主被动飞行器相对线速度,  $(\vec{r}_{21})_1$ -主动飞行器质心坐标系中被动飞行器的质心相对主动飞行器质心的速度,  $\vec{\omega}_{12}$ -主被动飞行器相对角速度,  $A_{12}$ -从主动坐标系到被动坐标系的转换矩阵。

当空间两飞行器发生首次接触时, 飞行器关闭姿态控系统, 打开助推发动机, 当两飞行器实现对接后关闭发动机, 设助推力为  $F$ , 则

$$\vec{F}_1 = F, \vec{M}_1^y = 0$$

考虑发动机推力建立和衰减的时间, 则推力曲线见图 6。

定义运动平台上动坐标系  $O_p X_p Y_p Z_p$  的坐标系原

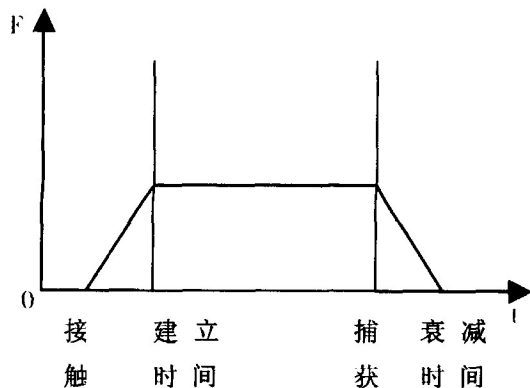


图 6 推力曲线

点为控制点, 因此飞行器的相对运动需转换为  $O_p$  的直线运动和转动。

$$\vec{\omega}_p = \vec{\omega}_{12}$$

$$\vec{r}_p = (\vec{r}_{21})_1 + A_{21} \vec{\omega}_{12} \times (\vec{r}_2 + \vec{h}_2)$$

$$q_p = q_{12}$$

式中,  $A_{21}$ -从被动坐标系到主动坐标系的转换矩阵,  $q_p$ -控制点的姿态角,  $q_{12}$ -主被动相对姿态角。

### 1.4 六自由度运动模拟器

运动模拟器为综合台的执行部件, 其性能决定了综合台的性能和精度。综合台运动模拟器采用 6-SPS 构形的“Stewart”平台, 伺服系统采用液压驱动。运动模拟器的设计取决于两方面的指标:

- (1) 平台的工作空间, 取决于“Stewart”构形参数;
- (2) 运动模拟器随动特性, 取决于液压伺服系统的性能和结构参数。

通过大量的仿真分析, 确定运动模拟器的结构参数为:

- 运动模拟器下虎克铰回转中心分布圆直径为 7.330m;
- 运动模拟器上虎克铰回转中心分布圆直径为 2.800m;
- 运动模拟器两相邻上虎克铰回转中心的最短距离为 0.244m;
- 运动模拟器两相邻下虎克铰回转中心的最短距离为 0.511m;
- 运动模拟器伺服液压缸中位时, 上下虎克铰回转中心的长度为 4.300m。

依此参数设计的运动模拟器, 可达运动空间如图 7 所示, 能够满足再现对接过程中主、被动飞行器

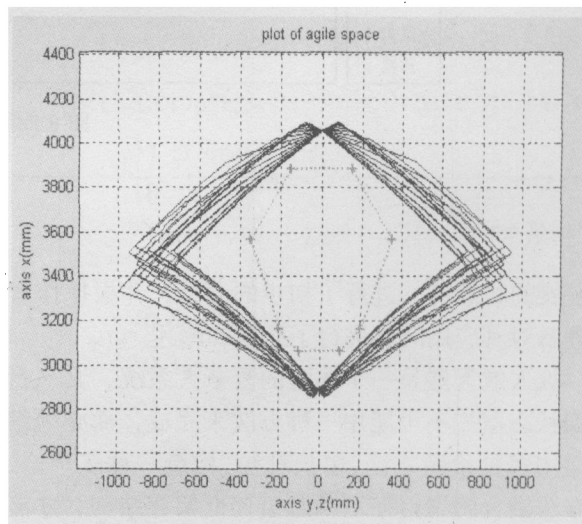


图 7 综合台运动空间

间的相对运动要求。

### 1.5 控制系统实现

对接机构综合试验台采用分布式控制方案（亦称集散型控制），即：

- 各分系统自身的控制与实现由各分系统的控制计算机完成。
- 各分系统通过高速的通信网络(以太网)与中央控制台连接。
- 由中央控制台实现对接试验全过程的集中管理,包括操作控制、状态监视、安全报警、数据处理。
- 回路控制采用实时分布式计算方案。
- 模型采取实时分布式并行计算,包括模型计算单元和运动模拟器伺服控制单元,实时响应要求为 1ms。
- 对接机构作为参与半物理仿真试验的实际产品,对其输入输出信号的测量和控制也是整个系统实时性必须考虑的,实际系统将对接机构的测控计算机也纳入实时分布式并行计算环境。

实时分布式计算环境采用加拿大 OPAL-RT 公

司的 RT-Lab 软件,实时操作系统则采用主流的 QNX,控制器之间的通讯采用高速的 IEEE 1394。整个系统的开发采取快速控制原型技术建立控制对象及控制器模型,并对整个控制系统进行离线、在线试验,以验证控制系统软、硬件方案的可行性。

采用 RTLab 后,控制系统见图 8。

### 结束语

本文介绍了对接机构综合试验台半物理仿真试验的工作原理与实施方案。该方案采用了快速原型技术和 RT-Lab 实时分布式仿真计算等先进手段,初步研制结果表明这种方法简便可行。 ◇

### 参考资料

- [1] 姜汉文,曲广吉,刘济生.空间对接机构.航空工业出版社,1992.
- [2] 洪嘉振.计算多体系统动力学.高等教育出版社.
- [3] 张崇峰,肖余之.空间对接过程的仿真研究.航天控制,1998,3.
- [4] 萨莉.对接综合试验台轨迹规划算法研究.
- [5] S Ghofranian,M Schmidt,J McManamen,J Schliesing,T Briscoe. Space Shuttle Docking to Mir Mission. AIAA95-1196-Cp.

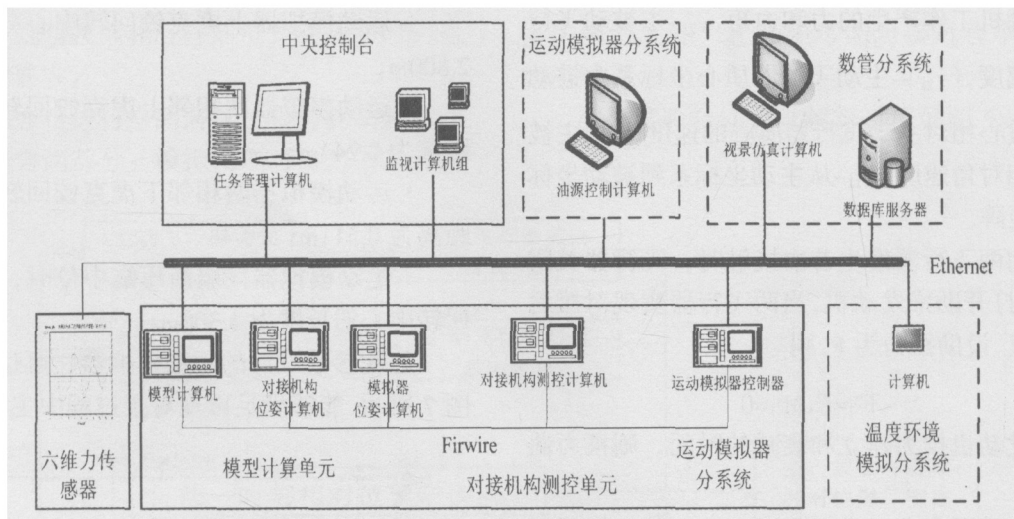


图 8 控制系统示意图

(上接第 47 页)

前发展的状态对其进行了初步的介绍,并根据作者的理解对其应用问题进行了探讨和阐述。

载人航天器是一个典型的复杂大系统,其飞行控制状态监控不可能用一种方法来完成,而必须综合运用多种诊断方法,取长补短,构造一种多理论、多方法融合的飞行控制状态监控框架和结构,才能很好地完成。本文提出的基于多源信息融合的载人

航天器飞行控制状态监控方法,就是一种新的思路,也是一次既有理论价值又有实践意义的探索。 ◇

### 参考文献

- [1] 韩崇昭等著.多源信息融合.北京:清华大学出版社,2006.3.
- [2] 韩崇昭,朱洪艳.多传感信息融合与自动化.自动化学报,2002.12,28 卷,增刊.