

文章编号: 1001- 2486(2010) 03- 0007- 04

## 对接组合体初始姿态影响的建模研究\*

黄海兵, 李海阳, 王 华, 唐国金

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 建立了对接过程对组合体初始姿态影响的解析与数值模型。解析模型采用相对于整体质心的动量矩定理, 给出了对接完成后组合体姿态角速度计算的解析表达式。结合追踪器的绝对运动方程和目标器的相对运动方程, 建立了基于对接动力学的数值模型。通过单一偏差和组合偏差两种算例, 对解析和数值模型得到的组合体初始姿态角速度进行了对比分析。计算结果表明, 两种模型绝对偏差在  $0.07/s$  以内, 相对偏差在 10% 以内, 另外给出了两种模型在工程任务中各自的适用阶段。

**关键词:** 对接组合体; 姿态; 动量矩定理; 对接动力学

中图分类号: V526 文献标识码: A

## Modeling Research of Influence on Docking Combined Spacecraft's Initial Attitude

HUANG Hai bing, LI Hai yang, WANG Hua, TANG Guo jin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Analytical and numerical models of influence of docking process on combined spacecraft's initial attitude were developed. Based on the theorem of angular momentum with respect to total centroid, the general expression of numerical model for combined spacecraft's attitude angular velocity was obtained. By combining chase spacecraft's absolute motion with target spacecraft's relative motion equations, numerical model based on docking dynamics was developed. Finally, combined spacecraft's attitude angular velocity was contrasted with analytical and numerical models on different cases of single error and multi error. The results show that absolute error is within  $0.07/s$  and relative error is less than 10 percent between two models. Additionally, applicable phases of two models for engineering missions are presented.

**Key words:** docking combined spacecraft; attitude; theorem of angular momentum; docking dynamics

在交会对接任务中, 对接过程对组合体姿态的影响可能会引起姿态控制模式的切换, 因此需要对其进行评估。对接过程一般包括接触、捕获、缓冲校正和拉紧四个阶段, 从完成捕获开始, 两航天器就形成了软连接, 待两对接环之间的相对状态完成缓冲校正后, 才能拉紧完成刚性连接。由于软连接的存在, 航天器在对接过程中需要停控, 以保证缓冲系统能够通过自身能量耗散机制来校正两航天器的相对状态, 停控也会引起航天器姿态发生较大的变化。在交会对接工程任务的论证阶段, 工程总体必须清楚对接过程对组合体的姿态影响程度, 据此来确定组合体初始时刻是否会失去姿态基准而需启动姿态捕获; 在方案设计阶段, 需要清楚对接过程的影响用以确定对接初始条件的范围; 而在方案的详细设计和初样阶段, 需开展详细的动力学仿真, 尽可能模拟真实飞行状态。

20 世纪 90 年代, 曲广吉和于登云<sup>[1-2]</sup> 等人就对周边式对接机构的工作过程进行了细致的研究, 给出了导向瓣外翻的周边式对接机构在对接过程中接触作用点、碰撞力、缓冲阻尼系统的数学模型, 建立了惯性参考系下的对接动力学方程并进行了数值仿真。关英姿<sup>[3-5]</sup> 建立了首次接触、捕获阶段以及捕获后的校正阶段的对接环接触点判断模型和对接动力学方程, 编写了计算程序并进行了数值仿真。赵阳<sup>[6]</sup> 和杨芳<sup>[7]</sup> 从对接机构的内部结构出发, 对接机构的缓冲阻尼特性进行了详尽的研究, 建立了缓冲

\* 收稿日期: 2009- 10- 10

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10902121)

作者简介: 黄海兵(1978—), 男, 讲师, 在职博士生。

阻尼机构的数学模型。另外,朱仁璋<sup>[8]</sup>采用冲量和冲量矩定理对接触动力学进行了简化分析,得到了中心冲击和非中心冲击的捕获速度, Fehse<sup>[9]</sup>对接触过程的动量交换和振动衰减进行叙述。

上述研究中都集中于对接过程的两个重要阶段:捕获阶段和捕获后的校正阶段,没有对整个对接进行全过程的分析和计算,也没有考虑对接过程对后续的组合体运行阶段的影响。另外,上述文献均采用求解对接动力学方程来得到相关的动力学参数特性,在工程论证和方案的初步设计阶段,很多参数尚未确定的情况下,难以很好地应用。

## 1 基于动量矩定理的解析模型

### 1.1 坐标系定义和模型假设

为了描述方便,定义三类坐标系:(1)航天器轨道坐标系  $oxyz$ : 原点  $o$  位于航天器质心,  $y$  轴背向地心方向指向天顶,  $x$  轴位于轨道面内垂直于  $y$  轴指向速度方向,  $z$  轴与  $xy$  轴构成右手直角坐标系。(2)航天器质心坐标系  $ox_cy_cz_c$ , 原点  $o$  位于航天器质心上,  $x_c$  轴沿航天器轴线指向前,  $y_c$  轴由航天器腹部指向背部,  $z_c$  轴与其他两坐标轴构成右手直角坐标系。(3)对接框坐标系  $o_d x_d y_d z_d$ , 坐标原点  $o_d$  位于追踪器的对接框中心, 各坐标轴与追踪器质心坐标系坐标轴相互平行, 算例中的两航天器的对接初始条件偏差在此坐标系下给出。

将追踪器和目标器看成一个整体, 追踪器和目标器之间的作用力均为内力, 整体所受外力主要包括地球引力和摄动力。由于重心和质心基本重合, 地球引力引起的重力梯度力矩对组合体动量矩的改变相对于两航天器初始动量矩是一小量, 摄动力主要包括三体摄动、大气摄动、光压摄动以及地球非球形摄动, 由于对接过程时间较短和摄动力很小, 因此基于动量矩定理的解析模型忽略地球引力和摄动力的影响。

### 1.2 首次接触和对接完成时的动量矩

在追踪器和目标器的对接环发生首次接触时, 两航天器相对于整体质心坐标系的动量矩可以通过下式来描述:

$$L_0 = L_c + L_t \quad (1)$$

其中,  $L_0$ 、 $L_c$  和  $L_t$  分别表示整体、追踪器和目标器首次接触时相对于整体质心坐标系的动量矩。由相对于固定点和相对于质心的动量矩之间的关系可知:

$$L_c = I_c \cdot \omega_c + r_{c0} \times m_c V_{c0}, \quad L_t = I_t \cdot \omega_t + r_{t0} \times m_t V_{t0} \quad (2)$$

其中,  $I_c$  和  $I_t$  分别表示追踪器和目标器相对于其自身质心坐标系的惯量张量矩阵,  $\omega_c$  和  $\omega_t$  分别为追踪器和目标器的角速度矢量,  $r_{c0}$  和  $r_{t0}$  分别为追踪器质心和目标器质心在整体质心坐标系中的位置矢量,  $m_c$  和  $m_t$  分别表示追踪器和目标器的质量,  $V_{c0}$  和  $V_{t0}$  分别表示对接环首次接触时追踪器和目标器的质心速度。

对接完成时, 追踪器和目标器固连成一个组合体, 其相对于整体质心坐标系的动量矩可以写成

$$L_1 = I_z \cdot \omega_z \quad (3)$$

$I_z$  为组合体相对于其自身质心坐标系的惯量张量矩阵,  $\omega_z$  为对接完成时组合体的角速度矢量。

### 1.3 组合体初始角速度

由于对接过程系统外力均忽略不计, 由动量矩定理可知, 整体相对于质心的动量矩守恒, 因此有

$$L_0 = L_1 \quad (4)$$

求解上式, 可得对接完成时组合体的角速度为

$$\omega_z = I_z^{-1} \cdot \left( I_c \cdot \omega_c + r_{c0} \times m_c V_{c0} + I_t \cdot \omega_t + r_{t0} \times m_t V_{t0} \right) \quad (5)$$

## 2 基于对接动力学的数值模型

对接动力学方程通常包括两部分, 追踪器绝对运动动力学方程和目标器相对运动动力学方程, 追踪器绝对运动动力学方程可描述为

$$\begin{cases} m_c \frac{dV_c}{dt} = F_p + F_g + F_s & \frac{dr_c}{dt} = V_c \\ I_c \frac{d\omega_c}{dt} + \omega_c \times (I_c \cdot \omega_c) = M_c & \frac{dq_c}{dt} = \frac{1}{2} \Omega(q_c) \cdot \omega_c \end{cases} \quad (6)$$

其中,  $F_p$ 、 $F_g$  和  $F_s$  分别为追踪器受到的控制力、地球引力和摄动力,  $I_c$  为航天器相对于其质心坐标系的惯量张量矩阵,  $\omega_c$  为追踪器角速度,  $M_c$  为航天器在质心坐标系上的外力矩,  $q_c$  为追踪器相对于惯性参考系的四元数。

目标器相对运动动力学方程基于追踪器质心坐标系建立,可描述为

$$\begin{cases} \frac{dV_{21}}{dt} = \frac{F_t}{m_t} - \frac{F_c}{m_c} - \varepsilon_c \times r_{21} - \omega_c \times V_{21}, & \frac{dr_{21}}{dt} = V_{21} \\ \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\Psi} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = B_{tc} \cdot (\omega_t - T_{tc} \cdot \omega_c) \end{cases} \quad (7)$$

其中,  $V_{21}$  和  $r_{21}$  分别为目标器质心在追踪器质心坐标系中的相对速度和相对位置,  $F_t$  和  $F_c$  分别为作用在目标器和追踪器上外力的主矢量, 在对接过程的四个阶段, 这两个主矢量的形式有不同的形式,  $\varepsilon_c$  为追踪器角加速度矢量。设目标器相对于追踪器的欧拉角转动次序为 231, 于是式(7)中的

$$B_{tc} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos \gamma \tan \varphi & \sin \gamma \tan \varphi \\ 0 & \cos \gamma \sec \varphi & -\sin \gamma \sec \varphi \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (8)$$

式(8)中  $\gamma$ 、 $\Psi$  和  $\varphi$  为目标器质心坐标系相对于追踪器质心坐标系三轴的欧拉角,  $T_{tc}$  为追踪器质心坐标系到目标器质心坐标的转移矩阵。

在给定追踪器和目标器对接前的初始状态后, 积分对接动力学方程即可得到对接过程中追踪器和目标器在每一仿真步长的状态参数。当对接完成时, 追踪器和目标器固连成组合体, 此时的姿态参数即是组合体的初始姿态参数。

### 3 算例

为了验证本文方法的正确性, 共设计了两个算例。第一个算例只考虑目标器相对于追踪器对接初始条件的单一偏差情况, 单一偏差包括目标器相对于追踪器的位置、速度、姿态和角速度偏差, 分别采用基于动量矩定理的解析形式和基于对接动力学的数值形式的两种模型对组合体的初始姿态角速度进行求解, 计算结果和对比图表见表 1 和图 1。

表 1 单一偏差对组合体姿态角速度的影响

Tab. 1 Influence on combined spacecraft's attitude angular velocity for single error

工况序号	偏差	组合体姿态角速度矢量(°/s)								
		解析形式			数值形式			差值		
1	$\Delta y$ (0.15m)	-0.00004	-0.00002	-0.00947	0.00000	0.00000	-0.00878	-0.00004	-0.00002	-0.00069
2	$\Delta z$ (0.15m)	0.00455	-0.06967	-0.07100	0.00455	-0.06470	-0.06590	0.00000	-0.00497	-0.00510
3	$\Delta v_y$ (0.1m/s)	-0.00056	-0.00185	0.75980	-0.00035	-0.00170	0.70500	-0.00021	-0.00015	0.05480
4	$\Delta v_z$ (0.1m/s)	-0.00066	-0.83820	-0.07427	-0.00054	-0.77700	-0.06890	-0.00012	-0.06120	-0.00537
5	$\Delta \gamma$ (°)	-0.01371	-0.00017	-0.07720	-0.01370	-0.00013	-0.07170	-0.00001	-0.00004	-0.00550
6	$\Delta \Psi$ (°)	0.01129	0.09882	-0.08106	0.01130	0.09180	-0.07530	-0.00001	0.00702	-0.00576
7	$\Delta \varphi$ (°)	0.00011	0.00001	0.07964	0.00000	0.00000	0.07400	0.00011	0.00001	0.00564
8	$\Delta \omega_x$ (0.8°/s)	0.39510	-0.07329	0.02182	0.39500	-0.06800	0.02030	0.00010	-0.00529	0.00152
9	$\Delta \omega_y$ (0.8°/s)	-0.00459	0.20040	-0.07453	-0.00455	0.18600	-0.06920	-0.00004	0.01440	-0.00533
10	$\Delta \omega_z$ (0.8°/s)	-0.00003	0.00000	0.12610	0.00001	0.00001	0.11700	-0.00004	-0.00001	0.00910

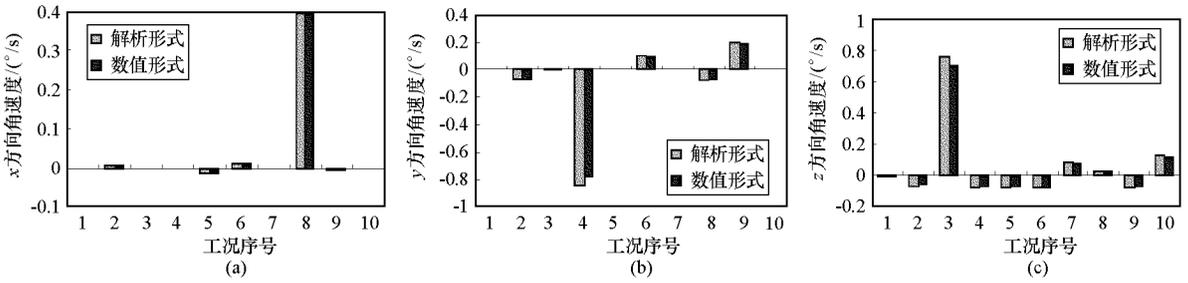


图1 单一偏差下两种模型求解的组合体角速度矢量

Fig. 1 Combined spacecraft's angular velocity for single error of two models

第二个算例考虑目标器相对于追踪器的对接初始条件为组合偏差情况,分析工况和计算结果对比如表2和图2所示。

表2 组合偏差对组合体姿态的影响

Tab. 2 Influence on combined spacecraft's attitude angular velocity for multi error

工况序号	偏差	组合体姿态角速度矢量(°/s)								
		解析形式		数值形式		差值				
1	$\Delta y (0.15m)$	0.00001	0.07773	-0.00659	-0.00011	0.07218	-0.00608	0.00012	0.00555	-0.00051
	$\Delta z (-0.15m)$									
2	$\Delta y (-0.15m)$	-0.00565	-0.03202	-0.13689	-0.00567	-0.02973	-0.12712	0.00002	-0.00229	-0.00977
	$\Delta z (0.15m)$									
3	$\Delta z (0.15m)$	0.09678	-0.45493	-0.80210	0.09663	-0.42178	-0.74354	0.00015	-0.03315	-0.05856
	$\Delta v_y (-0.1m/s)$									
4	$\Delta \gamma (5^\circ)$	0.00898	-0.84842	-0.00321	0.00879	-0.78672	-0.00300	0.00019	-0.06170	-0.00021
	$\Delta v_z (0.1m/s)$									
5	$\Delta \omega_y (-0.8^\circ/s)$	0.00044	-0.20026	0.12365	0.00004	-0.18589	0.11476	0.00040	0.01437	0.00889
	$\Delta \omega_z (0.8^\circ/s)$									

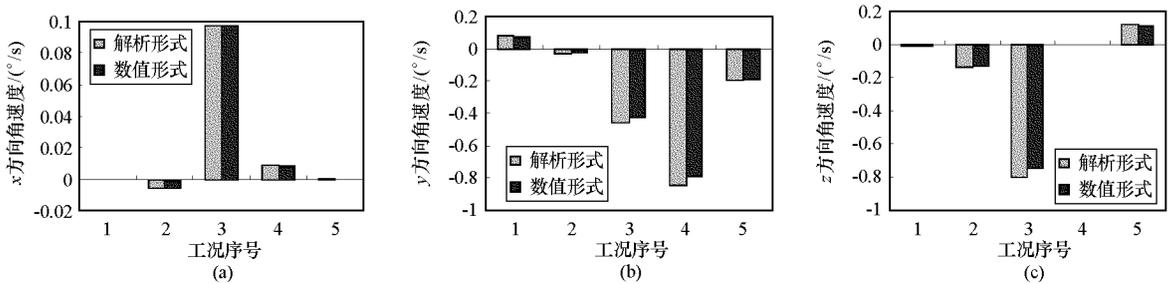


图2 组合偏差下两种模型求解的组合体角速度矢量

Fig. 2 Combined spacecraft's angular velocity for multi error of two models

从表1、表2、图1和图2可以看出,基于动量矩定理的解析形式和基于对接动力学的数值形式的两种模型计算出的组合体姿态角速度相差在 $0.07^\circ$ 以内,相对误差在10%以内,这种解析计算精度在航天器空间对接任务的工程论证和方案初步设计阶段是可以接受的。

### 4 结论

针对两航天器的空间对接过程,本文提出了可对组合体姿态影响进行分析的解析和数值两种模型,通过单一偏差和组合偏差的算例对两种模型进行了对比和正确性验证。计算结果表明,两种模型计算结果相差很小。其中,基于动量矩定理的解析形式由于形式简单,物理意义清晰,是在相关模型假设的情况下获得的,适用于空间对接任务的论证和方案的初步设计阶段。而基于对接动力学的数值模型,由于物理过程描述清晰,可考虑各种摄动,能够保证足够的计算精度,适用于工程任务的方案详细设计和初样阶段。两种模型搭配使用,可很好地服务于交会对接任务工程总体部门研制的全过程。

化效果明显优于任意量化方法,降势策略对不同结构数据集的效果不尽相同,但在大部分情况下其时间及内存效率性能较为突出。

下一步对于降势策略将会进行更具体的评估以证明它的有效性及其高效性。此外,在混合数据集中如何选取适当变元可视化能更准确地发掘隐含信息也是一个值得讨论的开放性问题。

## 参考文献:

- [1] Gershon N D, Eick S G. Information Visualization[J]. IEEE Computer Graphics and Applications, 1997, July/Augusts: 29– 31.
- [2] Bendix F, Kosara R, Hauser H. Parallel Sets: Visual Analysis of Categorical Data[C]//Proc. IEEE Symposium on Information Visualization 2005. Los Alamitos, IEEE Computer Society, 2005: 133– 140.
- [3] Johansson S, Jern M, Johansson J. Interactive Quantification of Categorical Variables in Mixed Data Sets[C]//Proc. the 12<sup>th</sup> International Conference Information Visualization. Washington, DC: IEEE, 2008: 3– 10.
- [4] Greenacre M. Correspondence Analysis in Practice[M]. 2<sup>nd</sup> ed. Chapman & Hall, 2007.
- [5] Rosario G E, Rundenst einer E A, Brown D C, et al. Mapping Nominal Values to Numbers for Effective Visualization[J]. Information Visualization, 2004, 3(2): 80– 95.
- [6] Kandogan E. Visualizing Multidimensional Clusters, Trends, and Outliers Using Star Coordinates [C]//Proc. of the Seventh ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM Press, 2001: 107– 116.
- [7] Friendly M. Visualizing Categorical Data [M]. New York, SAS Publishing, 2000.
- [8] Friendly M. Mosaic Displays for Multirway Contingency Tables[J]. Journal of the American Statistical Association, 1994, 89:190– 200.
- [9] Inselberg A. The Plane with Parallel Coordinates[J]. The Visual Computer, 1985, 1(2): 69– 91.
- [10] Huang Z X. Extensions to the  $k$  means Algorithm for Clustering Large Data Sets with Categorical Values[J]. Data Mining and Knowledge Discovery, 1998, 2(3):283– 304.
- [11] 刘青宝,侯东风,邓苏,等. 基于相对密度的增量式聚类算法[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(5): 73– 79.
- [12] 赵宇,李兵,李秀,等. 混合属性数据聚类融合算法[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2006, 46(10): 1673– 1676.

(上接第10页)

## 参考文献:

- [1] 曲广吉,于登云,曾辛. 航天器空间对接动力学分析仿真软件DODASS及其工程应用[J]. 航天器工程, 1995, 4(4): 1– 10.
- [2] 于登云,曲广吉,曾辛,等. 航天器对接接触过程撞击动力学分析[J]. 空间科学学报, 1998, 18(1): 62– 68.
- [3] 关英姿,崔乃刚,刘育华. 航天器对接中接近至首次接触阶段的数值仿真[J]. 上海航天, 1999 (1): 21– 26.
- [4] 关英姿,崔乃刚,刘育华. 空间航天器对接动力学的数值仿真研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1999, 31(4): 121– 124.
- [5] 关英姿,康为民,崔乃刚. 空间对接预捕获阶段的建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2000, 12(6):664– 667.
- [6] 赵阳,王萍萍,田浩,等. 考虑惯性特性的对接机构缓冲系统特性研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2004, 36(1): 1– 3.
- [7] 杨芳,曲广吉,杨雷. 空间对接中差动式缓冲阻尼机构的建模研究[J]. 中国空间科学技术, 1999 (1):1– 8.
- [8] 朱仁璋. 航天器交会对接技术[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [9] Fehse W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft[M]. Cambridge University Press, 2003.