

空间飞行器的对接分离与地面模拟试验的仿真分析研究

张 华¹, 肖余之¹, 徐博侯², 陶伟明²

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201108; 2. 浙江大学应用力学研究所, 杭州 310027)

摘 要: 对两对接飞行器的分离过程和地面模拟试验过程进行了理论分析, 论述了两飞行器在分离瞬间空间分离过程与地面模拟试验过程之间的对应比拟关系; 依据地面试验中给出的多种工况, 利用多体动力学软件 ADAMS 仿真分析并对比了地面和空间零重力两种环境条件下两飞行器分离时的运动特性, 讨论了地面五自由度对接分离气浮平台模拟两飞行器在空间实际分离时带来的原理误差影响。

关键词: 空间飞行器; 空间对接机构; 对接分离; 仿真研究

中图分类号: V475; V526

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2008)06-1761-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2008.06.015

0 引言

两空间飞行器(运输飞船称为主动飞行器, 空间站称为目标飞行器)在空间零重力环境下需要实现空间的对接和分离^[1,2], 空间对接机构^[3,4]即为实现上述功能的一个接口, 为了保证空间飞行器的下一次再次对接成功, 需要空间飞行器在上一次分离时满足一定的姿态角和姿态角速度指标, 这对空间对接机构的各项设计参数提出了非常严格的技术要求, 为此, 我们在地面上开展了大量的地面试验研究工作。飞行器在零重力的空间具有六个自由度, 但是在地面上由于有重力的作用无法模拟飞行器在空间的六自由度的运动情况, 鉴此我们特意设计了五自由度的大型对接分离气浮平台来模拟两飞行器在空间分离时的运动特性。

本文对两对接飞行器分离的地面模拟试验和空间实际飞行状况进行了理论分析, 以主动端为例, 论述了地面模拟试验和空间实际飞行中在分离瞬间的运动情况及其相互对比关系; 依据地面试验中给出的多种工况, 本文利用多体动力学仿真软件 ADAMS^[5,6]对地面和空间零重力两种环境条件下两飞行器分离时的运动特性进行了仿真分析验证, 讨论了地面五自由度对接分离气浮平台模拟两飞行器在空间实际分离时带来的原理误差影响。

1 理论模型分析

空间对接机构安装有大量的传动机构和零部件, 为了对其数学模化来分析分离时的运动特性, 提取了其中主要的力学参数条件: 质量惯量特性, 弹簧推杆(分布于对接机构框面, 提供分离时的动力), 对接锁系(连接两飞行器, 解锁时难以做到同步性)等等。本文建立了两种环境条件下的数学模型, 一种是地面模拟试验条件下包含空间对接机构、飞行器和对接分离试验台的五自由度模型, 另一种是只包含空间对接机构和飞行器的空间实际飞行情况的六自由度模型。

空间对接机构包含主动对接机构和被动对接机构, 主动对接机构与主动飞行器相连, 称之为主动端, 被动对接机构与目标飞行器相连称之为被动端。为方便研究本文取其中之一的主动端单体作为研究对象, 载荷条件为分离过程中的弹簧推力和因解锁不同步引起的力矩。

1.1 地面五自由度模型

Ω_1 和 Ω_2 分别是模拟器和气浮平台, 质量分别为 m_1 和 m_2 , 见图 1, Ω_1 在 Y 向与地面作用无法移动, 其余 5 个方向自由度(2 个方向移动和 3 个方向转动)放开。o-xyz 为固结在 Ω_1 上的动坐标系, o 是回转(质量)中心; Q_1 -XYZ 为固定坐标系, 初始时刻与 o-xyz 重合。

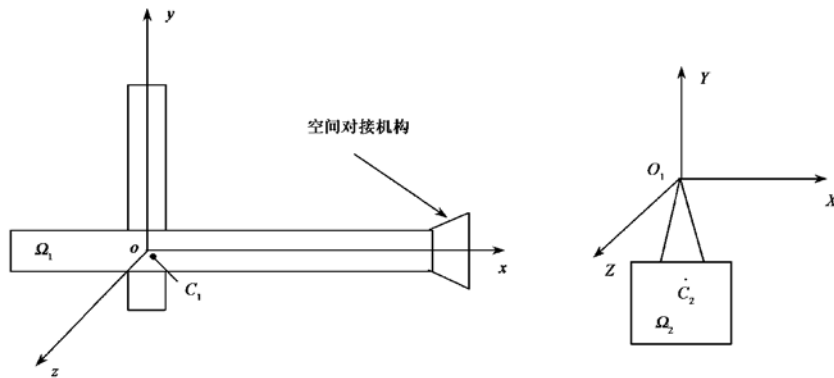


图 1 坐标系的定义

Fig.1 The coordinate definition

取 o 点在 XZ 平面上的位移 u, w 为广义位移, 再加上 Ω_1 绕 o 转动的三个角 φ, θ 和 Ψ 作为转动的广义坐标: φ 为俯仰角, θ 为滚转角, Ψ 为偏航角, 从

O_1 -XYZ 系到 o -xyz 系的变换矩阵可由分离平台的三个姿态角按 2-3-1 的顺序由 A 阵给出, 三个方向的角度速度与姿态角的变换矩阵由 B 阵给出^[7,8]:

$$A = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \Psi & \sin \theta \sin \Psi - \cos \theta \sin \varphi \cos \Psi & \sin \Psi \cos \theta + \cos \Psi \sin \theta \sin \varphi \\ \sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi & -\cos \varphi \sin \theta \\ -\sin \Psi \cos \varphi & \cos \varphi \sin \theta + \sin \Psi \sin \varphi \cos \theta & \cos \theta \cos \Psi - \sin \theta \sin \varphi \sin \Psi \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \sin \varphi \\ \sin \theta & 0 & \cos \varphi \cos \theta \\ \cos \theta & 0 & \cos \varphi \sin \theta \end{bmatrix}$$

Ω_1, Ω_2 组成的系统的总动能为式(1):

$$T = 1/2 \{ \tilde{v} \}^T D \{ \tilde{v} \} \quad (1)$$

其中 $\{ \tilde{v} \}$ 广义速度:

$$\{ \tilde{v} \} = [\dot{u} \quad \dot{w} \quad \dot{\varphi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\Psi}]$$

D 为一包含模拟器和气浮平台质量惯量特性及运动方向角的矩阵, 可简化为。

$$D = \begin{bmatrix} m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 \\ & & I_x & \theta \epsilon I_x & \theta (I_y - I_x) \\ & & sym & I_x & \epsilon I_x + \varphi (I_x + I_y) \\ & & & & I_y + I_z + 2 \varphi \epsilon I_x \end{bmatrix}$$

ϵ 为模拟器惯性积与主惯量的比值 ($\epsilon \ll 1$)。

四根弹簧推杆(见图 2)中每一根的推力都是作用在 $x = \text{const}$ 端面上, 且沿 x (负) 方向(见图 3)。

$$F_i = \begin{cases} F_0 + k u_{xi}, & |u_{xi}| \leq s_0 \\ 0 & |u_{xi}| > s_0 \end{cases}, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (2)$$

F_i 是第 i 根杆作用的推力, $u_{xi} (\leq 0)$ 是第 i 根杆的端面在 x 方向(分离方向)的位移, F_0, k 为推杆的弹簧常数, s_0 是弹簧推杆的最大伸出长度, M_0 为模拟器转动阻力矩。四根弹簧推杆的推力可以简

化为作用在 o 点的力和力矩。

$$\{ \tilde{F} \} = - [4F_0 A_{11} \quad 4F_0 A_{31} \quad M_0 \text{sign} \dot{\varphi} \quad M_0 \text{sign} \dot{\theta} \quad 0]^T -$$

$$4k \begin{bmatrix} \bar{A}\bar{A} & 0 \\ 0 & R_1^2 \bar{B}^T \bar{B} \end{bmatrix} \{ \tilde{u} \} \quad (3)$$

这里 $\{ \tilde{F} \}$ 为广义力列阵, $\{ \tilde{u} \}$ 为广义位移列阵

$$\{ \tilde{F} \} = [F_u \quad F_w \quad M_\varphi \quad M_\theta \quad M_\Psi]^T$$

$$\{ \tilde{u} \} = [u \quad w \quad \varphi \quad \theta \quad \Psi]^T$$

$$\bar{A} = [A_{11} \quad A_{31}]$$

$$\bar{B} = \begin{bmatrix} B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \quad \bar{I} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 3 \end{bmatrix}$$

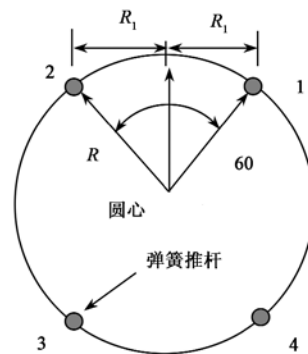


图 2 弹簧推杆作用点

Fig.2 Action point of spring handspike

应用第二类拉格朗日方程^[9]

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\tilde{v}}} - \frac{\partial T}{\partial \tilde{u}} = \{\tilde{F}\} \quad (4)$$

简化后得到动力学方程式(5):

$$D\{\ddot{\tilde{u}}\} + C\{\dot{\tilde{u}}\} + 4kP\{\tilde{u}\} = -\{f\} \quad (5)$$

其中

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/2(I_x + I_y) \dot{\Psi} & (I_y - I_x - 1/2 I_x - 1/2 I_y) \dot{\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 1/2(I_x - I_y) \dot{\Psi} & 0 & (I_x - 1/2 I_y + I_y + 1/2 I_x) \dot{\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & (I_y - I_x) \dot{\theta} & (I_x + I_y) \dot{\varphi} & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

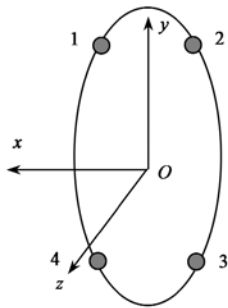


图 3 坐标系

Fig.3 The coordinate

将各类输入条件(质量惯量特性、弹簧推杆力参数、空间对接机构尺寸等)带入式(5)可以获得 5 个方向的分离速度的一阶解:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -0.4930 t \\ \dot{v} &= 0.4930 d_0 t \\ \dot{\varphi} &= (4.780 \times 10^{-5} - 0.6770 b_0) t \\ \dot{\theta} &= (0.2234 \varepsilon + 0.4232 b_0) d_0 t \\ \dot{\Psi} &= (4.637 \times 10^{-5} b_0 + \\ & 2.226 \times 10^{-5} \varepsilon - 0.2234 d_0) t \end{aligned} \quad (6)$$

t 为对接解锁到飞行器分离所需的时间(毫秒级), b_0, d_0 为因分离弹簧不同步作用而引起的初始俯仰角和偏航角。

1.2 空间飞行六自由度模型

该种状态相当于上述中只有 Ω_1 , 但质量惯量特性和 Ω_1 与 Ω_2 之和等效, 坐标系的选取与上述相同, 广义坐标选 o 点的位移 u, v, w 和绕 o 点的转动 φ, θ, Ψ 。

$$\{f\} = [4 F_0 \quad -4 F_0 \Psi \quad M_0 \text{sign} \dot{\varphi} \quad M_0 \text{sign} \dot{\theta} \quad 0]^T$$

$$P = \begin{bmatrix} 1 & -\Psi & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & 3 R_1^2 & 0 & -2 \theta R_1^2 & \\ \text{sym} & & & 0 & 0 & \\ & & & & & R_1^2 \end{bmatrix}$$

动能为

$$T' = 1/2 \{\dot{\tilde{v}}\}^T D' \{\dot{\tilde{v}}\} \quad (7)$$

同样 D' 为一包含飞行器质量惯量特性及运动方向角的矩阵, 可简化为:

$$D' = \begin{bmatrix} m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 \\ & & & I_x & \theta \varepsilon I_x & \theta(I_y - I_x) \\ \text{sym} & & & & I_x & (\varepsilon + \varphi) I_x \\ & & & & & I_y + 2 \varphi \varepsilon I_x \end{bmatrix}$$

式中广义速度, 广义力和广义位移列阵分别为:

$$\begin{aligned} \{\dot{\tilde{v}}\} &= [\dot{u} \quad \dot{v} \quad \dot{w} \quad \dot{\varphi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\Psi}]^T \\ \{\tilde{F}\} &= [F_u \quad F_v \quad F_w \quad M_\varphi \quad M_\theta \quad M_\Psi]^T \\ \{\tilde{u}\} &= [u \quad v \quad w \quad \varphi \quad \theta \quad \Psi]^T \end{aligned}$$

类似的利用第二类拉各朗日方程可以得到该种状态下动力学方程:

$$D'\{\ddot{\tilde{u}}\} + C'\{\dot{\tilde{u}}\} + 4kP'\{\tilde{u}\} = -\{f'\} \quad (8)$$

其中

$$P' = \begin{bmatrix} 1 & \varphi & -\Psi & 0 & 0 & 0 \\ 0 & & & 0 & 0 & 0 \\ & & & 0 & 0 & 0 \\ & & & 3 R_1^2 & 0 & -2 \theta R_1^2 \\ \text{sym} & & & & 0 & \\ & & & & & R_1^2 \end{bmatrix}$$

$$C' = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/2 \dot{\Psi} I_x & \dot{\theta}(I_y - I_z - 1/2 I_x) \\ 0 & 0 & 0 & -1/2 \dot{\Psi}(I_y - I_z) & 0 & \dot{\varphi}(I_x - 1/2 I_y + 1/2 I_z) \\ 0 & 0 & 0 & \dot{\theta}(I_y - I_z) & \dot{\varphi} I_x & 0 \end{bmatrix}$$

$$\{f'\} = [4F_0 \quad 4F_0 \varphi \quad -4F_0 \Psi \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$$

同样将相应的输入条件带入式(8)后可以得到该种状态下 6 个方向的分离速度的一阶解:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= -0.6686 b_0 t \\ \dot{\theta} &= (0.2234 \varepsilon + 0.2234 b_0) d_0 t \\ \dot{\Psi} &= -0.2234 d_0 t \\ \dot{\varphi} &= -0.6686 b_0 t \\ \dot{\theta} &= (0.2234 \varepsilon + 0.2234 b_0) d_0 t \\ \dot{\Psi} &= -0.2234 d_0 t \end{aligned} \quad (9)$$

1.3 比较分析

地面试验和空间飞行两种情况下的运动方程在形式上是一致的,都是由第二类拉格朗日方程导出,由式(6)和式(9)结果的比较,主要区别在于:

(1) 两者自由度不同,空间比地面试验多了关于质心 y 向的位移的第二个方程,这个方程与其它自由度的耦合体现在力向量中,但其它 5 个方程并不与它发生耦合;

(2) 地面试验中的气浮台与模拟件并非完全一体,发生俯仰角后导致总的绕 y 轴的转动惯量发生变化,体现在 D 和 D' 阵中;

(3) 在因分离弹簧不同步作用而引起的初始俯仰角和偏航角 b_0, d_0 较小的情况下,式(6)和式(9)计算的结果除滚转角速度外基本一致,但滚转角速度由于本身量级就非常小(10^{-3} 以下),本文认为与预先要求指标(10^{-1})相比可以认为没有影响。

2 仿真分析

在开展理论分析的同时,对上述两种模型利用 ADAMS 多体动力学商业软件建立了数字样机模型,通过给定相同的初始输入条件,考查二者得出的相对分离速度和相对角速度的差值来评价地面五自由度对接分离平台模拟空间连接分离的影响。

图 4 为简化后的地面试验原理性模型,隐藏了某些外形尺寸敏感的零部件,模型中主要包含:重力

环境、主被动模拟件的质量和惯量、导向销套的接触碰撞(包含库伦摩擦模型)、试验台机械装置的摩擦阻力矩、重力平衡装置、锁系间解锁的不同步性、弹簧推杆力及作用行程等;空间六自由度模型在图 4 基础上去除重力场和气浮平台,修改相应的质心和质量惯量即可。

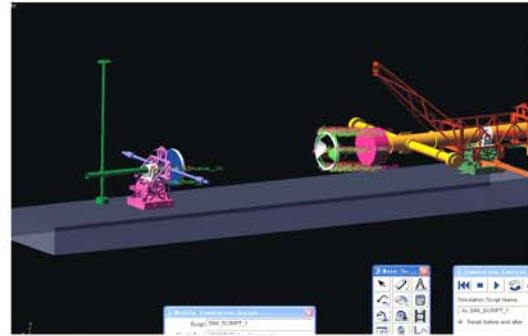


图 4 简化后的地面 5 自由度原理性模型

Fig.4 The 5-DOF test desk principle simple model

依据试验中测得的 10 种解锁时序对地面试验台和空间状态两种模型分别进行了仿真对比分析,出于保密要求,本文给出的计算结果做了正则化处理,即将地面五自由度模型获得的结果看作为 1,空间模型则为前者与后者实际计算结果的比值,由此表 1 给出的是两个模型的相对值,具体见表 1(另外两个横向速度不作主要关注不做列举)。

从仿真结果上进行横向比较,两种状态在分离速度上非常接近,可以认为没有变化;此外,在滚转方向上的角速度两者的离散性比较大,但是它们本身的绝对数值却非常小(基本在 10^{-3} 量级),可以认为两者没有影响,表 1 就不做赘述列举;偏航和俯仰方向两种状态的角速度也非常接近,基本上在比值为 1 的附近,依据以上分析结果可以推断,地面对接分离平台在原理上对分离试验产生的影响不大,地面对接分离试验能模拟两飞行器在空间的实际分离情况。

表1 地面试验平台模型和空间模型的仿真
计算结果对比

Table 1 Simulation result of ground test desk model
VS space model

序号	V_x		ω_y 偏航		ω_z 俯仰	
	地面	空间	地面	空间	地面	空间
1	1	0.978	1	0.941	1	0.955
2	1	0.978	1	0.996	1	1.00
3	1	0.978	1	1.01	1	0.94
4	1	0.978	1	0.83	1	0.943
5	1	0.978	1	0.972	1	0.957
6	1	0.978	1	1.00	1	0.92
7	1	0.972	1	0.986	1	0.934
8	1	0.978	1	0.88	1	0.90
9	1	0.967	1	0.872	1	0.921
10	1	0.973	1	0.91	1	0.915

3 结论

本文从理论分析和数值仿真两个角度论述了地面试验用对接分离平台在模拟两空间飞行器实际分离情况时带来的原理误差影响。理论分析和数值仿真计算结果非常吻合,可以互为验证。依据理论分析和仿真结果,本文认为地面对接分离平台能够真实模拟两飞行器在空间的实际分离情况,虽然滚转方向两者角速度比值相差较大,但是其本身的绝对值却非常小(后期的地面试验验证了这一点),远小于限定的将来实际分离时的阈值,因此可以认为在滚转方向角速度的差值可以忽略不计。

参考文献:

- [1] Ghofranian S, Schmidt M, McManamen J. Space shuttle docking to mir mission[C]. AIAA 95-1196-Cp.
- [2] Fehse W. Rendezvous and docking technology development for future European missions[J]. ESAJ. 1985, 9(01).

- [3] 娄汉文,曲广吉,刘济生. 空间对接机构[M]. 北京:航空工业出版社,1992:30-70. [LOU Han-wen, QU Guang-ji, LIU Ji-sheng. Space Docking Mechanism [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992: 30-70(in Chinese).]
- [4] 陈宝东,唐平. 空间对接机构技术及其研制[J]. 上海航天, 2005,22(05):6-8. [CHEN Bao-dong, TANG Ping. The technology development of docking mechanism system[J]. Aerospace Shanghai, 2005,22(05):6-8(in Chinese).]
- [5] 王国强,张进平,马若丁. 虚拟样机技术及其在 ADAMS 上的实践[M]. 西安:西北工业大学出版社,2002. [WANG Guo-qiang, ZHANG Jin-ping, MA Ruo-ding. Virtual Prototype Technology and Its Application in ADAMS[M]. Xi'an: Press of Northwestern Polytechnical University, 2002(in Chinese).]
- [6] Yang F, QU G J, YANG L. A study on kinematics and dynamics modeling of differential damping mechanism in space docking[C]. 49th International Astronomical Congress, Sept 28-Oct 2, 1998.
- [7] 黄圳圭. 航天器姿态动力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1997. [HUANG Zhen-gui. Spacecraft Attitude Dynamics[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997(in Chinese).]
- [8] 贾沛然,陈克俊,何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1993:7-16. [JA Pei-ran, CHEN Ke-jun, HE Li. Long-Distance Rocket Ballistics[M]. Changsha: National University of Defense technology Press, 1993:7-16(in Chinese).]
- [9] 陆明万,张雄. 从动能定理到第二类拉各朗日方程[J]. 力学与实践, 2003, 25(05):66-68. [LU Ming-wan, ZHANG Xiong. Kinetic energy law and Lagrange equation[J]. Mechanics in Engineering, 2003, 25(05):66-68(in Chinese).]



作者简介:张华(1977-),男,硕士,高级工程师,固体力学专业,主要研究方向为结构的优化设计与动力学仿真。
通信地址:上海市闵行区金都路3805号仿真中心(201108)
电话:(021)34074508-4102
E-mail:Robin_moon@sohu.com

Analysis Study on Separation of Aerospace Vehicle and Ground Simulation Test

ZHANG Hua¹, XIAO Yu-zhi¹, XU Bo-hou², TAO Wei-ming²

(1. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China; 2. Institute of Applied Mechanics of Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Theory analysis is studied about separation of two docking aircraft's ground simulation test and space real flight, analogue relation and motion of which is discussed during the course of their separation. Through simulation of multi-body dynamics software ADAMS, this paper analyzes motion characteristic of under the conditions of ground and space zero-g when two aircrafts separate with each other, and discusses the principle error effect which is brought when ground 5-DOF buffer test desk simulates separation of the real flight of two aircraft in the space.

Key words: Space aircraft; Space docking mechanism; Docking and separation; Simulation