航天器地面实验的相似性分析方法

何兆伟 师 鹏 葛 冰 赵育善

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了航天器地面实验的相似性问题,给出了完全相似条件和近似相似度量方法. 首先,应用量纲分析法推导了航天器地面实验的完全相似准则,并讨论了相似准则应用上的局限性;然后,在键合图理论的基础上,提出了一种系统状态变量的活性分析方法,并据此构建了实验模型近似相似程度的量化度量函数;最后,分别对轨道绝对运动与相对运动的模拟实验进行了相似性分析,给出了多种不同的非理想约束条件对实验相似性的影响,提出了有效的实验建议. 仿真计算表明:所提出的方法可作为实验相似程度的量化判别依据,且快捷有效,对工程实验有重要参考价值.

关 键 词: 相似性; 键合图; 活性; 地面实验系统

中图分类号: V 416.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0502-07

Similitude investigation for ground experiment of spacecraft

He Zhaowei Shi Peng Ge Bing Zhao Yushan

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The similitude problem for ground experiment of spacecraft was investigated. Dimensional analysis was revisited and employed to develop the necessary similarity conditions, and the constraints on the application of these similarity conditions were also discussed. The activity analyses of the states were proposed based on bond graph, furthermore, a continuous metric that could quantify the proximity of a given model to exact similitude was developed. The viability of this metric was demonstrated using two case studies, one focusing on two-body motion simulation and the other focusing on relative orbit motion simulation. Numerical simulation results prove that the method can be used to quantify the degree to which the model is close to satisfying the exact similitude quickly and effectively at engineering analyses.

Key words: similitude; bond graph; activity; ground experiment system

相似理论与方法是一种可以把个别现象的研究结果推广到所有相似的现象上的科学方法. 相似性问题在航天领域的研究已经取得了很多成果,但主要集中在航天材料、结构等的设计与实验上[1-3],在航天器动力学问题上的应用还非常少.

通过建立问题的相似准则,可以给出系统的全尺寸原型与其缩放模型的对应关系,从而可以通过对缩小的(有时是放大的)、廉价的、易于实现的系统模型的实验,推断原型的特性. 建立相似准则时通常采用量纲分析法[4-6],该方法无需已知系统的数学模型. 但因实际工程约束的存在,地面实验过程往往不能精确地满足全部的相似准则,同时,量纲分析的过程也不能量化地评价模型实验的相似程度.

本文首先应用量纲分析给出了航天器动力学问题地面实验的相似准则;然后针对相似准则在面对工程约束条件时应用的局限性,进一步深入讨论了近似相似的问题,给出了近似相似程度的量化度量方法;最后针对中性浮力实验系统[7-9],进行了地面实验任务的相似性分析,验证了方法

收稿日期: 2010-12-22; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0915.007.html

作者简介: 何兆伟(1984 -),男,天津人,博士生,zhaowei_he@sa.buaa.edu.cn.

的有效性,并为实验环境的建立和实验方式的选取等提出了适当的建议.

1　相似准则的建立

理想情况下,航天器地面实验过程应与空间真实运动过程构成完全相似关系,即二者服从同一动力学规律,可以用完全相同的方程组所描述,组成相似现象的一切单值量彼此互成比例,且比例因子存在一定约束关系.

依据量纲分析方法和 Buckingham Pi 定理[4],2 个系统完全相似的充分条件为原型与模型的全部相关 π 值相等,即相似准则为

$$(\pi_i)_{\mathrm{p}} = (\pi_i)_{\mathrm{m}} \quad i = 1,2,\cdots,k-r \tag{1}$$

其中,k 为所有描述系统的变量的个数;r 为系统的基本量纲数;下标 p 表示原型;下标 m 表示模型.

对于航天器动力学问题,描述该问题的一般变量如表 1 所示.

表 1　航天器动力学相关变量及量纲

参数	量纲	参数	量纲
轨道半长轴 s	L	力矩 M	ML^2T^{-2}
航天器质量 m	M	周期 P	T
转动惯量 J	ML^2	角速度 Ω	T^{-1}
引力系数 μ	L^3T^{-2}	角加速度 α	T^{-2}
力 F	MLT^{-2}	冲量 I	MLT^{-1}
速度 v	LT^{-1}	角动量 h(单位质量)	L^2T^{-1}
加速度 a	LT^{-2}		

上述 13 个物理量共有 3 个基本量纲,从而根据 Pi 定理,可导出 13 −3 =10 个无量纲数:

$$\pi_1 = \frac{J}{s^2 m} \qquad \pi_2 = \frac{\mu P^2}{s^3}$$

$$\pi_3 = \frac{FP^2}{sm} \qquad \pi_4 = \frac{vP}{s}$$

$$\pi_5 = \frac{aP^2}{s} \qquad \pi_6 = \frac{MP^2}{s^2 m}$$

$$\pi_7 = P\Omega \qquad \pi_8 = P^2\alpha$$

$$\pi_9 = \frac{IP}{sm} \qquad \pi_{10} = \frac{hP}{s^2}$$

依据式(1)给出的相似准则,各个变量在系统原型与模型间的比例因子要满足如下约束关系:

$$\lambda_J = \lambda_s^2 \lambda_{\mathrm{m}} \qquad \lambda_\mu = \frac{\lambda_s^3}{\lambda_{\mathrm{p}}^2}$$

$$\lambda_F = \frac{\lambda_s \lambda_{\mathrm{m}}}{\lambda_{\mathrm{p}}^2} \qquad \lambda_v = \frac{\lambda_s}{\lambda_{\mathrm{p}}}$$

$$\lambda_a = \frac{\lambda_s}{\lambda_{\mathrm{p}}^2} \qquad \lambda_M = \frac{\lambda_s^2 \lambda_{\mathrm{m}}}{\lambda_{\mathrm{p}}^2}$$

$$\lambda_\Omega = \frac{1}{\lambda_{\mathrm{p}}} \qquad \lambda_\alpha = \frac{1}{\lambda_{\mathrm{p}}^2}$$

$$\lambda_I = \frac{\lambda_s \lambda_{\mathrm{m}}}{\lambda_{\mathrm{p}}} \qquad \lambda_h = \frac{\lambda_s^2}{\lambda_{\mathrm{p}}}$$

π 关系式中一般将不带量纲的物理量直接作为 π 项处理. 因而,角度(ψ)、偏心率(e)等无量纲量在原型与模型间需保持大小不变.

$$\left.\begin{aligned} \lambda_\psi &= 1 \\ \lambda_e &= 1 \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

如果以球坐标参数作为描述航天器轨道问题的状态变量,即径向距离 r、仰角 θ、方位角 φ 以及它们的变化率 $\dot{r}$,$\dot{\theta}$,$\dot{\varphi}$,则其相应的 π 项为

$$\left.\begin{aligned} \pi_1 &= \frac{r}{s} \\ \pi_2 &= \theta \\ \pi_3 &= \varphi \\ \pi_4 &= \frac{\dot{r}P}{s} \\ \pi_5 &= \dot{\theta}P \\ \pi_6 &= \dot{\varphi}P \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

进而变量在原型与模型间的比例因子需满足:

$$\left.\begin{aligned} \lambda_r &= \lambda_s \\ \lambda_\theta &= 1 \\ \lambda_\varphi &= 1 \\ \lambda_{\dot{r}} &= \lambda_s/\lambda_{\mathrm{p}} \\ \lambda_{\dot{\theta}} &= 1/\lambda_{\mathrm{p}} \\ \lambda_{\dot{\varphi}} &= 1/\lambda_{\mathrm{p}} \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

如果在问题的整个讨论时间内,原型与模型在任意对应点和对应时刻上均满足式(4)所给出的关系,则认为航天器的空间真实轨道运动与实验体在地面实验环境中的模拟运动满足完全相似关系.

然而,完全相似是一个不连续的概念,只有“相似”与“不相似”2 种离散的状态. 在问题的整个讨论时间内,所有的相似准则均满足,为“相似”;反之,任意对应时刻,任意对应点上,任意相似准则无法满足,则为“不相似”.

而在实际的工程中,由于客观约束的存在,如可利用的空间、时间、原材料实际的工业规格、能源动力、设备仪器、加工装配等问题,均可能导致实验中的某些参数无法严格满足相似准则的要求. 这时,完全相似的标准就失去了应用价值,而需要建立一套可以连续的、量化的度量原型与模型间近似相似程度的方法,以此来评判实验过程与真实情况的贴近程度.

2 近似相似的度量

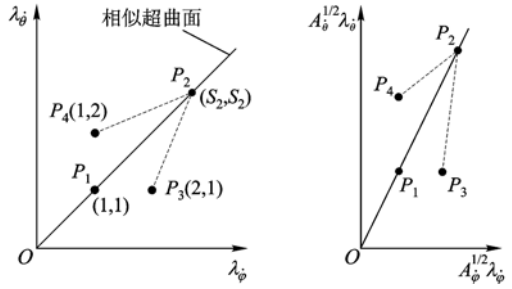
度量模型近似相似的程度,实际上就是量化实际模型与理想模型(即与原型完全相似的模型)之间的差异. 差异越小,则模型的相似度越高,进而仿真实验的过程越贴近真实情况,实验数据的可信度越高.

如前所述以球坐标参数作为状态变量,可以初步建立度量函数 Q',如式(5)所示. 由于各个状态量的物理单位不同,Q'的建立并不采用状态量自身的差值,而是基于无量纲的比例因子.

$$Q' = (\lambda_r - S_1)^2 + (\lambda_\theta - 1)^2 + (\lambda_\varphi - 1)^2 + (\lambda_{\dot r} - S_1S_2)^2 + (\lambda_{\dot\theta} - S_2)^2 + (\lambda_{\dot\varphi} - S_2)^2 \tag{5}$$

式中,为 1 的 2 项表示理想模型的 θ 与 φ 的比例因子为 1,即这 2 个状态量在原型与理想模型间保持大小不变;S_1 理想模型的长度比例因子;S_2 理想模型的时间比例因子的倒数.

图 1a 中解释了 Q'的物理意义. 为了观察和说明的便利,这里仅取 6 个比例因子中的最后 2 个,即 $\lambda_{\dot\theta}$ 和 $\lambda_{\dot\varphi}$.



a 原始的比例因子坐标系　　b 改善的比例因子坐标系

图 1 比例因子坐标系

图 1a 中由于 P_1 点在比例因子坐标系中的坐标值为(1, 1),所以其代表了问题的原型,P_2,P_3,P_4 点为 3 个不同的模型,第 1 象限的线段表示了完全相似条件下 $\lambda_{\dot\theta}$ 与 $\lambda_{\dot\varphi}$ 的关系(此处要求二者相等,P_2 点满足要求,P_3,P_4 点均不满足),因而可将其命名为"相似曲线",超过三维的情况下便是"相似超曲面",一般相似超曲面为非线性的.

任意位于相似超曲面上的点所代表的模型均满足完全相似准则,反之任意相似超曲面外的则不满足. 而 Q'则表征了问题的实际模型距相似超曲面上某点的距离(如图 1a 中 P_3,P_4 点距 P_2 点的距离). 用(S_2,S_2)表示 P_2 点而非某个具体的数值,是为了说明这里的距离为距相似超曲面上任意点的距离;而某个具体的 S_2 的值则代表了实际的设计目标或要求.

但是,距相似超曲面的距离相等也并不代表相对于原型的近似相似程度相同. 这是因为每个变量在描述系统时所占有的重要程度不同. 即越重要的变量,当它偏离完全相似模型等比例大小时,对相似性的惩罚越大.

本文引入一种基于能量的度量方法——活性,来衡量描述系统的各变量的重要程度. 活性的概念最先由文献[10]提出,并被证实是一种评估系统元件相对重要程度的有效度量手段,在线性系统和非线性系统中均可应用.

活性的数学定义为

$$A = \int_0^T | e(t)f(t) | \mathrm{d}t \tag{6}$$

其中,e 与 f 分别为元件的广义势变量和广义流变量;T 为系统的讨论时间;A 为元件的活性. 元件活性的物理意义为在整个系统讨论时间内流入和流出该元件的能量总和. 即流经某元件的能量越多,则该元件对系统而言越重要.

将上述对系统元件的活性度量引入到本问题中来对状态变量的重要程度进行分析,并认为高活性的状态变量所对应的比例因子对模型相似性的影响更大.

为了得到变量的活性,首先要建立所研究问题的键合图模型,然后依据式(6)计算模型中各节点的活性值,最后归纳计算得到各变量所对应的活性. 采用键合图建模方法,是因为它是一种跨能阈的功率流图[11],其各个节点的功率都十分便于计算,从而容易进一步得到能量及活性的大小.

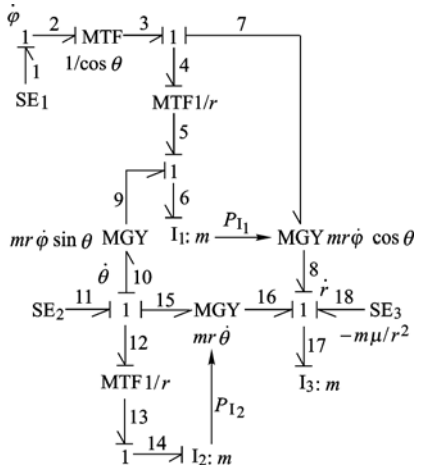
同样地,采用球坐标的描述方式,应用拉格朗日方法建模并反推键合图,得到图 2、图 3 所示的模型:图 2 为航天器轨道运动的动力学模型,即二体问题模型;图 3 为近距离相对运动的动力学模型,即基于 CW(Clohessy-Wiltshire)方程假设下的模型.

得到状态变量的活性后,还可进一步计算其活性比率. 活性比率更加直观地给出了各变量在系统中的重要程度,其数学定义为

$$A_i^{\mathrm{Index}} = \frac{A_i}{A^{\mathrm{Total}}} = \frac{\int_0^T | e_i(t)f_i(t) | \mathrm{d}t}{\sum_{i=1}^{k}\left\{\int_0^T | e_i(t)f_i(t) | \mathrm{d}t\right\}} \quad i = 1,2,\cdots,k \tag{7}$$

其中,A_i 为第 i 个变量的活性;A^{Total} 为各变量活性之和;A^{Index} 为活性比率;k 为变量个数.

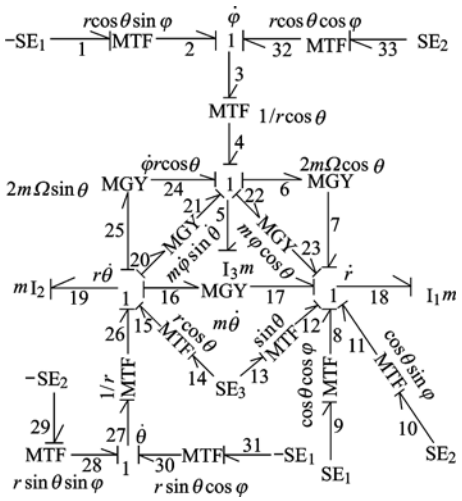
活性概念的引入解释了不同状态变量对系统行为的影响不尽相同,因而当其偏离理想模型等比例大小时,对模型相似程度的影响也不同. 据



$$m\ddot{\varphi}r^2\cos^2\theta + 2mr\dot{\varphi}\dot{r}\cos^2\theta - 2mr^2\dot{\varphi}\dot{\theta}\sin\theta\cos\theta$$

$$E_2 = mr^2\ddot{\theta} + 2mr\dot{\theta}\dot{r} + 2mr^2\dot{\varphi}^2\sin\theta\cos\theta$$

图 2　二体问题的键合图模型



$$SE_1 = f_x + 3m\Omega^2 r\cos\theta\cos\varphi;\ SE_2 = f_y;$$

$$SE_3 = f_z - m\Omega^2 r\sin\theta.$$

图 3　相对运动的键合图模型

此,可以进一步完善度量函数,将其改造为

$$Q'' = A_r(\lambda_r - S_1)^2 + A_\theta(\lambda_\theta - 1)^2 + A_\varphi(\lambda_\varphi - 1)^2 + A_{\dot{r}}(\lambda_{\dot{r}} - S_1S_2)^2 + A_{\dot{\theta}}(\lambda_{\dot{\theta}} - S_2)^2 + A_{\dot{\varphi}}(\lambda_{\dot{\varphi}} - S_2)^2 \quad (8)$$

如图 1b 所示,每个坐标轴在原有比例因子的基础上都乘以了相应变量活性的平方根,使得原有的相似超曲面发生了倾斜. 从而,改进的度量函数 Q''的物理意义为系统的实际模型距新坐标系下相似超曲面上某点的距离. 从图 1b 中容易看出,之前距 P_2等距的 P_3,P_4点在新坐标系下的距离出现了差异.

实际模型与理想模型之间差异的比较为对应时刻间的比较,而总差异为各时刻差异在系统讨论时间内的积分. 从而,最终衡量实际模型近似相似程度的度量函数为

$$Q = A_r\int_0^T(\lambda_r(t) - S_1)^2\mathrm{d}t + A_\theta\int_0^T(\lambda_\theta(t) - 1)^2\mathrm{d}t + A_\varphi\int_0^T(\lambda_\varphi(t) - 1)^2\mathrm{d}t + A_{\dot{r}}\int_0^T(\lambda_{\dot{r}}(t) - S_1S_2)^2\mathrm{d}t + A_{\dot{\theta}}\int_0^T(\lambda_{\dot{\theta}}(t) - S_2)^2\mathrm{d}t + A_{\dot{\varphi}}\int_0^T(\lambda_{\dot{\varphi}}(t) - S_2)^2\mathrm{d}t \quad (9)$$

3　算例分析

为验证方法的有效性,本节将结合地面微重力环境模拟实验系统中的一类——中性浮力地面实验系统,对具体的实验任务算例进行仿真计算与分析,并考虑了该类实验系统可能存在的多种实际工程约束.

中性浮力实验系统可获得长时间的与空间类似的自由运动,允许用原尺寸的飞行器模型做实验,可以进行 6 自由度的运动模拟,并且相对气浮系统而言其控制形式为被动的[7-9].

3.1　绝对轨道运动实验的相似性分析

选取大椭圆轨道为原型轨道,航天器质量 $m_p = 1\,650$ kg,不失一般性的,取模拟时间为一个轨道周期 $P_p = 43\,062$ s,轨道根数如表 2 所示.

表 2　原型轨道根数

s_p/km	e_p	i_p/(°)	Ω_p/(°)	ω_p/(°)	M_p/(°)
26 553.4	0.740 969	63.4	17.337 8	270	0

取中性实验环境的有效直径 $D_m = 16$ m,且模拟轨道的远地点达到实验环境的外边界,模拟轨道周期 $P_m = 10$ min,实验体质量 $m_m = 50$ kg,从而可以得到模型在长度、时间以及质量 3 个基本量纲上的比例因子:

$$\left.\begin{aligned}\lambda_s &= \lambda_L = \frac{s_p(1+e_p)}{D_m/2}\\ \lambda_p &= \lambda_T = \frac{P_p}{P_m}\\ \lambda_m &= \frac{m_p}{m_m}\end{aligned}\right\} \quad (10)$$

据此,首先给出 4 个实验模型,其轨道根数及引力系数见表 3.

表 3　模型轨道根数及中心引力系数

模型	s_m/m	e_m	i_m/(°)	Ω_m/(°)	ω_m/(°)	M_m/(°)	μ_m/(m³·s⁻²)
A	4.595 1	0.740 969	63.4	17.337 8	270	0	0.010 6
B	4.595 1	0.703 921	63.4	17.337 8	270	0	0.010 6
C	4.595 1	0.740 969	63.4	17.337 8	270	0	0.010 1
D	4.595 1	0.740 969	60.2	17.337 8	270	0	0.010 6

其中模型 A 为依据式(4)、式(10)所决定的理想模型;模型 B 表征了由于实验环境的布局而影响了模拟轨道的形状;模型 C 表征了设备的误差令实验过程中产生了“非理想力”;模型 D 为实验环境的形状和尺寸影响了模拟轨道的方向. 取相应参数(e_m,μ_m和 i_m)均偏离理想值 5%.

状态变量的活性计算结果如表 4 所示,3 种实际模型在系统讨论时间内的 Q 值如图 4 所示.

表 4 状态变量的活性及活性比率

参数	状态变量					
	r	θ	φ	$\dot{r}$	$\dot{\theta}$	$\dot{\varphi}$
A/J	8.6853	3.7234	0	1.8035	4.5005	3.7234
A^{Index}/%	38.71	16.60	0	8.04	20.06	16.60

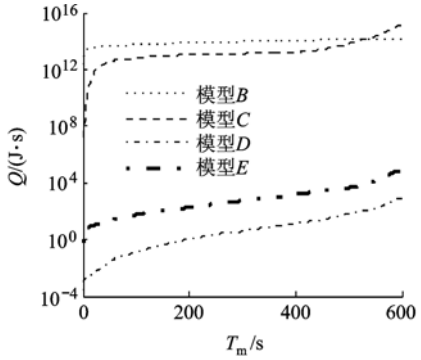


图 4 实际模型的 Q 值

需要说明的是,表 4 中变量 φ 的活性为 0,是因为其并未出现在键合图模型中,即 φ 虽然作为系统坐标之一决定了航天器每一时刻的位置,但其本身大小的改变对系统能量的影响为 0.

如图 4 所示,模型 C 的 Q 值最大,即其实验过程与空间真实运动的相似性最差. 模型 B 与模型 C 相对接近,而模型 D 的 Q 值仅为模型 C 的 7.06×10^{-13}. 通过对比实际模型与理想模型的实时状态可知,定性上讲,3 种实际模型偏离完全相似的程度均不严重,而在此前提下,模型 D 的 Q 值相对模型 B 与模型 C 依然小到可以忽略不计,说明模拟轨道的倾角改变 5% 对实验相似性的影响可以忽略不计.

事实上,即使轨道倾角出现大幅度改变,如实验倾角仅为理想值的 5%(视为模型 E),从图 4 中可以看出,模型 E 的 Q 值相对模型 D 虽有明显的增长,但仍仅为模型 C 的 5.70×10^{-11},可忽略不计.

从而,由于大型地面实验系统的实验环境存在水平面内尺寸易扩充,而深度尺寸不易扩充的工程特点,所以在进行绝对轨道运动模拟的时候可以人为降低其倾角,从而充分利用实验环境在水平方向上的尺寸优势.

进一步仔细研究,从图 4 的计算结果中可以看出,非理想力对模型相似性的影响较其他因素来说更明显,而地面实验系统中可能存在的非理想力不仅仅包含模型 C 所代表的中心引力的模拟偏差,还包含不能精确提供零重力环境而产生的剩余重力(RG,Residual Gravity)和不能精确抵消实验体运动过程中液体阻力而产生的剩余阻力(RD,Residual Drag).

沿用上一算例中的模型 A 与模型 C. 令模型 B 为存在 RG 的实际模型,RG 的大小以实验体重力的百分比表示,即 $K_G m_m g$,其中 K_G 为 RG 系数,若出现过度补偿则 K_G 取负;令模型 D 为存在 RD 的实际模型,RD 的大小以实验体在液体中运动所受阻力的百分比表示,即 $K_R F_D$,其中 K_R 为 RD 系数(过度补偿时取负),F_D 为实验体受到的阻力,表达式[12]为

$$F_D = C_D\rho\frac{V^2}{2}S \tag{11}$$

其中,C_D 为总阻力系数;ρ 为液体密度;V 为参考速度;S 为迎流面积.

取 $K_G = 0.0000002$,$K_R = 0.0001$,实验体为球形,直径 1 m,中性实验环境中的液体为 4℃、标准海平面大气压下的水,则 3 种实际模型在系统讨论时间内的 Q 值如图 5 所示.

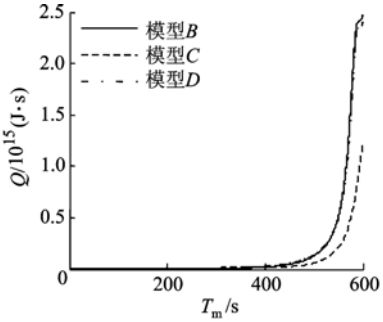


图 5 含有非理想力的模型的 Q 值

图 5 表明当 RG 为其本身重力的 0.000002%,RD 为其实时阻力的 0.01% 时,模型 B 与模型 D 的 Q 值与模型 C 在同一数量级上(大小约为模型 C 的一倍),即与中心引力偏差 5% 的模型的近似相似程度在同一个水平上. 因而,若想提高地面实验过程与空间真实运动的相似程度,进而达到更好的实验效果或更准确的实验数据,对实验系统在零重力实现和阻力抵消这 2 项功能上提出了很高的要求,尤其是零重力的实现.

进一步地,图 6 和图 7 分别给出了在模型 B 和模型 D 中,模拟轨道的倾角对实验相似性的影响.

图 6 表明在给定 RG 的前提下,降低倾角令

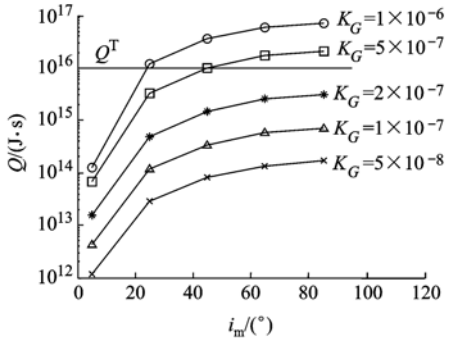


图 6　模型 B 中 Q 与轨道倾角的关系

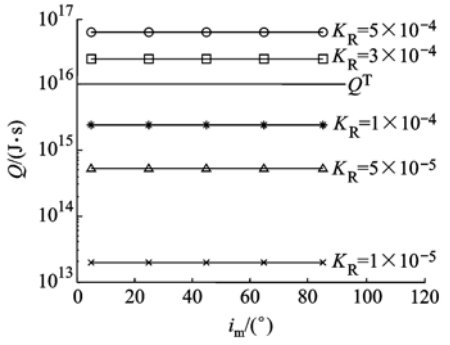


图 7　模型 D 中 Q 与轨道倾角的关系

实验过程的相似程度变好,即模拟轨道倾角的人为降低有利于减弱 RG 对实验相似性的影响. 而图 7 则表明,倾角的改变与 RD 对实验相似性的影响无关.

若以某 Q 值作为近似相似度量的阈值,用 Q^T 表示(图 6、图 7 中 $Q^T = 1\times10^{16}$),即当模型的 Q 值大于或等于 Q^T时,认为其相似度已超过工程或实验的容许范围,不再具备实验价值. 则图 6 的计算结果表明,在给定 Q^T的前提下,模拟轨道倾角的降低可令系统可容忍的 RG 变大,这意味着对地面实验系统在设计和建造方面的要求降低,针对本问题而言即对系统在零重力实现上的精度要求降低,从而更利于其工程实现.

因而,在考虑实验环境尺寸因素和非理想力对实验相似性的影响的情况下,应在轨道绝对运动模拟的过程中人为降低轨道倾角.

3.2　相对轨道运动实验的相似性分析

由于尺寸约束,在中心引力环境下模拟轨道绝对运动的同时演示实验物体的相对运动,在地面环境中是不易实现的,所以一般中性浮力实验系统大都采用主被动方式进行相对运动的演示和实验. 即被动实验体位于实验环境的中心固定不动,通过主动实验体的主动运动来实现交会对接等操作.

由于主被动方式实际上是以地面的绝对运动来模拟空间的相对运动,所以为了实现空地的相似性,须另在主动实验体上施加补偿力来补偿 2 种运动形式的差,补偿力 U 在被动实验体 Hill 坐标系下的分量形式为

$$\left.\begin{aligned} U_x &= m_m(2\Omega_m\dot{y} + 3\Omega_m^2 x)\\ U_y &= -2m_m\Omega_m\dot{x}\\ U_z &= -m_m\Omega_m^2 z \end{aligned}\right\} \qquad (12)$$

其中,Ω_m为被动实验体的轨道角速度.

为验证相似性度量方法在相对运动实验中的有效性,选取一个 y 向连续推力转移任务算例,并令空间真实运动与地面实验过程在时间和长度 2 个维度上都是等比例的,这对于这里给出的任务是可能实现的,因此实验的理想模型实际上也就是问题的原型,其初值和参数如表 5 所示.

表 5　y 向连续推力转移算例初值及参数

参数	数值	参数	数值
f_x	0	x_0	0
f_y	$m_m\Omega_m^2\Delta x/4\pi$	y_0/m	14
f_z	0	z_0	0
T_m	$2\pi/\Omega_m$	v_{x0}	0
m_m/kg	50	v_{y0}	0
Ω_m/(rad·s^{-1})	0.001	v_{z0}	0
Δx/m	6		

根据实验系统可能存在的非理想力,给出 3 种实际模型:模型 A 为存在剩余补偿力(以 RU 表示)的实际模型,RU 系数 $K_U = 0.01$,表示主动实验体所受补偿力 U 存在 1% 的实时误差;模型 B 存在 RG,$K_G = 0.000\,000\,1$;模型 C 存在 RD,$K_R = 0.002$.

表 6 给出了状态变量的活性,图 8 给出了 3 种实际模型在系统讨论时间内的 Q 值.

表 6　状态变量的活性及活性比率

参数	状态变量					
	r	θ	φ	$\dot{r}$	$\dot{\theta}$	$\dot{\varphi}$
A/J	0.080 0	0.120 5	0.052 3	0.023 1	0	0.050 3
A^{Index}/%	24.53	36.93	16.04	7.08	0	15.42

从图 8 看出,误差最小的重力配平,其模型实验的相似度反而最差;补偿力施加的相对误差最大,模型的相似度反而相对较好.

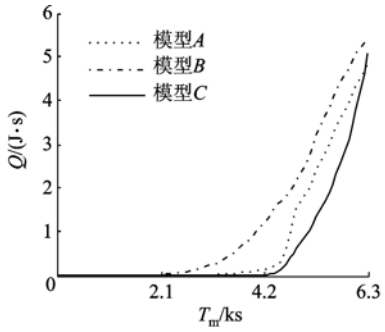


图 8　实际模型的 Q 值

多种任务的大量仿真表明,在相对轨道运动实验中,RG 对实验的相似性影响最大,实验中应首先保证地面实验环境有较高的重力配平精度;RD 的影响次之;RU 的影响最小.

在中性浮力地面实验系统中,被动实验体的摆放姿态、对接口或机械臂等的位置以及任务的接近策略等决定了相对运动轨迹在地面惯性系中的方向. 与绝对轨道运动模拟问题的结论类似,当实验环境为理想的零重力环境时,相对运动轨迹方向的改变并不影响实验过程的相似性;而实际环境中 RG 的存在使得不同轨迹方向下实验过程的相似程度不同. 图 9 证实了这一点.

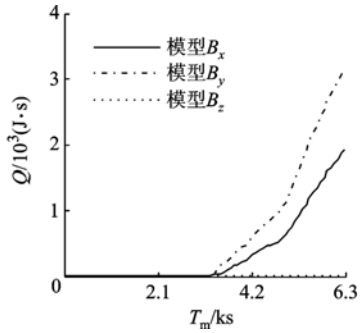


图 9 存在剩余重力的模型的 Q 值

图 9 中模型 B_z 为本算例中的原模型 B,其 RG 沿被动实验体 Hill 坐标系的 $-z$ 方向;模型 B_x 与 B_y 分别表示 RG 沿被动实验体 Hill 坐标系的 x 方向和 y 方向. 3 种模型均为原算例任务,在 K_G 均为 0.000 000 1 的情况下,模型 B_x 与模型 B_y 的 Q 值远大于模型 B_z,即实验过程的相似程度比模型 B_z 差. 从而,在进行空间飞行器相对运动模拟实验时,应根据地面系统的条件选择合适的布局或实验方式,尽量保证主动实验体的运动轨迹与 RG 的方向垂直.

4 结 论

本文研究了航天器地面实验的相似性问题,建立了相似准则,并针对其应用上的局限性给出了近似相似程度的量化度量方法,弥补了完全相似在概念上的不连续性. 结合中性浮力地面实验系统,分别对轨道绝对运动与相对运动模拟实验进行了相似性分析. 结果表明:①因工程实际约束而产生的多种非理想因素中,非理想力对实验相似性的影响一般较大,而其中以剩余重力的影响最显著,剩余阻力次之;②实验过程应尽量保证实验体的运动轨迹与地面水平面平行,或夹角最小.

所建立的相似程度度量方法可以横向对比实验系统的各种实际约束对实验本身的影响,有助于工程设计人员找到并确定系统的“短板”,将有限的资金和资源投入到对系统影响更大的约束条件的改善上;可以作为评判实验过程相似性的量化判断依据;可以给出在实验环境的建立、实验方式的采取等方面的适当的建议,从而有利于得到更准确的实验过程和数据. 本文给出的相似性分析方法对航天器动力学问题的地面实验分析具有一定的普适意义和工程应用价值.

参考文献(References)

[1] Rezaeepazhand J, Yazdi A A. Similitude requirements and scaling laws for flutter prediction of angle-ply composite plates[J]. Composites: Part B, 2010, 42(1): 51 – 56

[2] Torkamani Sh, Navazi H M, Jafari A A, et al. Structural similitude in free vibration of orthogonally stiffened cylindrical shells [J]. Thin-Walled Structures, 2009, 47: 1316 – 1330

[3] Hong Yanji, Cao Zhengrui, Li Qian. Study on energy law of similitude for laser propulsion in repetitively-pulsed mode[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22: 583 – 589

[4] Jha A, Sedaghati R, Bhat R. Dynamic testing of structures using scale models[R]. AIAA 2005-2259, 2005

[5] Elsen M V, Al-Bender F, Kruth J. Application of dimensional analysis to selective laser melting[J]. Rapid Prototyping Journal, 2008, 14(1): 15 – 22

[6] Tam C K W. Dimensional analysis of jet-noise data[J]. AIAA Journal, 2006, 44(3): 512 – 522

[7] 徐文福, 梁斌, 李成, 等. 空间机器人微重力模拟实验系统研究综述[J]. 机器人, 2009, 31(1): 88 – 96
Xu Wenfu, Liang Bin, Li Cheng, et al. A renew on simulated micro-gravity experiment systems of space robot[J]. Robot, 2009, 31(1): 88 – 96(in Chinese)

[8] 姚燕生, 梅涛. 空间操作的地面模拟方法——水浮法[J]. 机械工程学报, 2008, 44(3): 182 – 188
Yao Yansheng, Mei Tao. Simulation method of space operation on the ground: buoyancy method[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44(3): 182 – 188(in Chinese)

[9] Menon C, Busolo S, Cocuzza S, et a1. Issues and solutions for testing free-flying robots[J]. Acta Astronautica, 2007, 60(12): 957 – 965

[10] Louca L S. An energy-based model reduction methodology for automated modeling[D]. Michigan: Department of Mechanical Engineering, University of Michigan, 1998

[11] McBride R T. System analysis through bond graph modeling [D]. Arizona: Department of Electrical and Computer Engineering, University of Arizona, 2005

[12] Finnemore E J, Franzini J B. Fluid mechanics with engineering applications[M]. Boston: McGraw-Hill, 2002: 374 – 381

(编 辑:赵海容)