

航天员舱外行走的多体动力学与稳定性仿真

柯 伦¹ 刘新建² 潘 腾³

(1,3 中国空间技术研究院总体部 2 国防科技大学航天学院)

摘 要 通过开展航天员舱外行走全过程的多体动力学建模、开发并应用基于 MATLAB 平台的航天员舱外行走动力学与姿态稳定性分析仿真软件,对航天员全过程行走的动力学特性、扰动力矩和飞船的相关总体参数对喷气次数、喷气冲量的影响、飞船受扰的姿态稳定性,以及航天员身体受飞船姿控发动机喷气作用时受扰特性等问题完成了初步的研究分析。

关键词 航天员舱外活动 航天多体动力学 飞船姿态干扰

1 引 言

航天员舱外行走试验是载人航天工程任务、空间实验室以及空间站建设的必要阶段。空间站由各舱段逐步对接建造而成,但飞船的质量、尺寸、转动惯量远比空间站的质量、尺寸和转动惯量小,因此航天员在飞船舱外的行走活动对飞船的姿态有较大的干扰,其扰动力矩远比重力梯度力矩、太阳辐射光压力矩、轨道气动力矩、帆板弯曲振动等引起的姿态干扰大。在轨道上,飞船与航天员组成的系统在没有控制力矩的情况下,所受到的外力矩可以近似为零,遵守动量矩守恒原理,然而航天员的行走运动会使飞船随之扰动,并随时间积累姿态的开环扰动误差会不断增大。航天员如果太用劲,会不会影响控制的稳定性以致造成“翻船”,或者虽然稳定,会不会过多地喷气,消耗了不必要的宝贵燃料,航天员扰动情况下控制系统的合理参数是什么,扰动强度控制在什么范围,什么样的舱外行走扰动大,而另外的扰动相对较小,这些问题是进行航天员舱外行走试验任务迫切需要回答的。

研究航天员的舱外行走动力学与飞船姿态控制的稳定性,可为飞船总体参数提供设计上的分析,也为航天员舱外行走活动提供指导,消除不必要的心里恐慌,对开展航天员舱外行走的工程试验任务等具有重要的意义。

有关航天员舱外行走动力学与控制稳定性方面

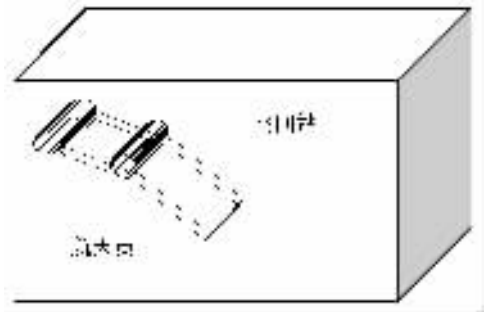


图 1 舱内活动的密歇根大学双摆模型

所发表的研究文献较为少见,虽然美国密歇根大学简要报道了航天员在空间站舱内活动的扰动研究,模型如图 1 所示,但所建立的动力学模型仅是针对固定支点的单连杆或双摆模型,还不能更好地描述航天员舱外行走全过程行走的动力学特性。

本文开展了航天员舱外行走全过程的多体动力学建模、并开发了基于 MATLAB 平台的航天员舱外行走动力学与姿态稳定性分析的仿真软件,此数值仿真软件能较好分析航天员全过程行走的动力学特性、扰动力矩以及飞船的相关总体参数对喷气次数、喷气冲量的影响、飞船受扰的姿态稳定性以及航天员身体受飞船姿控发动机喷气作用时的受扰特性。

2 航天员与飞船的多体动力学建模和扰动力矩法

2.1 航天员舱外行走的特点

分析航天员舱外行走的特点,对于扰动动力学

建模较为重要。航天员在太空是不能象地面一样靠脚施力走路的,因为没有重力,航天员相对飞船处于漂浮状态,所以航天员在太空舱外是靠双手行走,通过一只手抓牢飞船舱外的扶手施力,然后移动另外一只手,同时摆动大腿和身体,使身体质心向前移动。航天员手、腿和身体的转动和摆动,通过手腕对飞船施加了作用力,这个力不通过飞船的质心,因此形成对飞船的干扰力矩。据此,航天员舱外行走活动的扰动力矩可以概括为如下特性:

(1)多体运动的复杂性:人本身是由多个关节连接而成的,航天员的舱外行走是一个复杂的多体动力学行为,航天员在舱外的行走运动与飞船的三轴欧拉姿态运动构成的系统,是一个复杂的多体运动动力学问题。

(2)随机不确定性:航天员的舱外行走试验路线若是预先设计好的,当然是确定的。但行走时的力度、步数、停留时间、扰动形式、扰动位置、扰动方向是随机不确定的。一旦这些随机变量给定后,扰动量又是确定的,将遵循牛顿-欧拉动力学方程。

2.2 航天员舱外行走的动力学建模

根据航天员舱外行走的特点,将航天员划分成 10 个转动的多刚体,加上飞船共 11 个刚体,将航天

员穿上航天服时总的质量按人各肢体的质量百分数分配,各关节设定为单自由度,转轴方向根据航天员行走动作设置。行走时与飞船扶梯的接触方式按单手和双手分为 1 个支点和 2 个支点模型,如图 2 所示。

(1)左图为绕 1 个支点的身姿多体运动扰动(各种摆动组合构成不同的干扰形式);

(2)右图为绕 2 个支点的身姿多体运动扰动(各种摆动组合构成不同的干扰形式);

(3)图中各段位置:1.右前臂;2.右后臂;3.躯干;4.右大腿;5.右小腿;6.左前臂;7.左后臂;8.左大腿;9.左小腿;10.头部。

进行航天员舱外行走和多体动力学建模时,严格讲航天员与飞船各自的质心之间、各自姿态之间,质心与姿态之间是均存在相互耦合的非线性多体动力学方程组。但是,航天员的质量相对飞船小得多,质量比大概是 1:40 左右,如果航天员沿飞船舱壁行走,对飞船质心的本体坐标系的转动惯量比为 1:45 左右,因此航天员的舱外行走虽然对飞船姿态有一定的扰动,还不足以构成哑铃式的强耦合扰动。这时,航天员舱外行走的动力学建模就不必建立高维的非线性耦合的微分方程组,求解高维非线性耦合

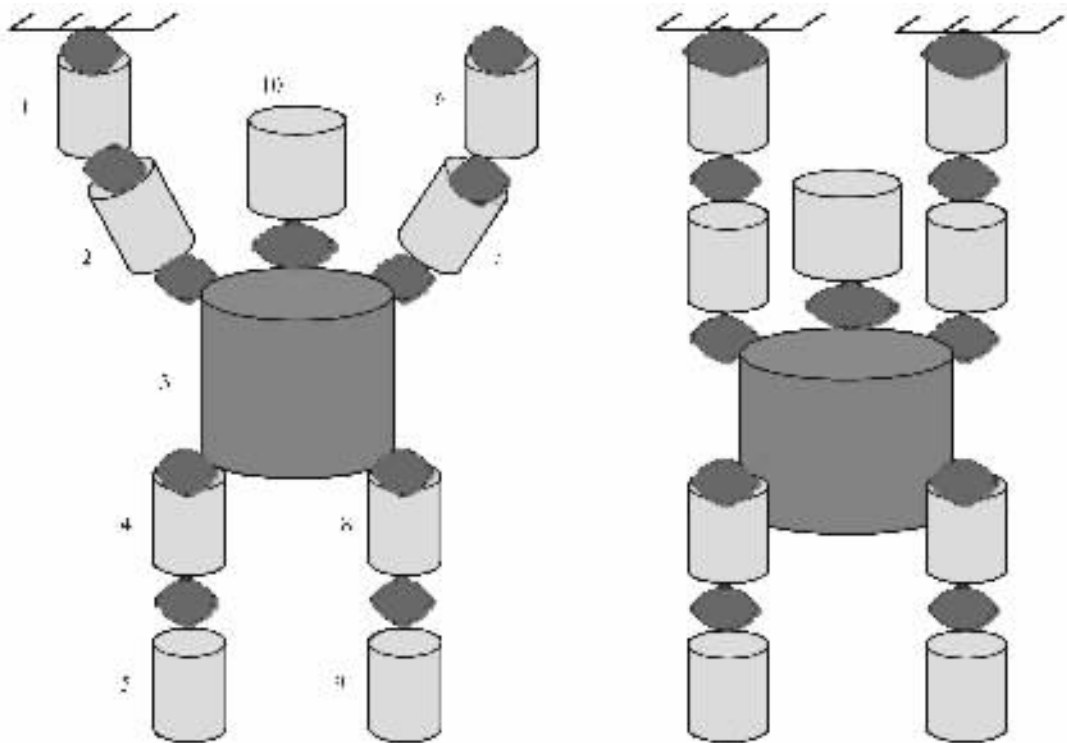


图 2 航天员舱外行走的 1 支点、2 支点模式图

的动力学方程组时,就要计算高维时变的雅可比逆矩阵,不仅费时而且某些时刻因误差积累导致数值积分发散。

既然飞船的转动惯量比航天员对飞船质心的转动惯量大得多,不妨假设航天员身体各关节运动的参数是已知的、独立于飞船的姿态变量,从而可采用扰动力矩法,计算航天员行走运动对飞船的扰动力矩函数,进而仿真飞船的扰动动力学。方法如下:

(1) 根据航天员的关节相对运动和飞船的牵连运动,利用速度和角速度合成定理,逐个求出航天员各部分“连杆模型”的绝对角速度和质心绝对速度,根据动量守恒和动量矩守恒,求出对飞船的扰动速度和角速度;

(2) 利用加速度和角加速度合成定理,逐个求出航天员各部分“连杆模型”的绝对角加速度和质心绝对加速度;

(3) 对航天员各连杆和飞船加上惯性力和惯性力矩;

(4) 根据达朗伯原理或动静法,求出飞船的扰动加速度和角加速度;

(5) 根据飞船的欧拉动力学求出作用在飞船上的扰动力矩;

(6) 对扰动力矩进行开关喷气控制的闭环动力

学仿真。

2.3 航天员多体运动的关节运动输入函数

选择角加速度为棒-棒型的函数,较为符合航天员各关节摆动动作的描述,如图 3、图 4 所示。

3 航天员舱外行走的动力学与稳定性数值仿真

数值仿真的原理性框图如图 5 所示。

数值仿真软件界面如图 6 所示,图 7 中给出了舱外行走参数的设置,包括出舱、进舱、中间过程各阶段的步数、步幅、每步时间、每步驻留停顿时间、转身跨步模式、转身幅度等随机变量。至于航天员人体的各连杆长度、质量、质心、转动惯量、关节转动方向以及飞船的转动惯量矩阵、开关控制参数(开关门限、开关曲线斜率)和姿控发动机的控制力矩,均在 Simulink 模块中设置,这样就可以进行航天员舱外行走过程的动力学仿真,改变随机变量,就可以得出相应的输出结果。

仿真输出结果包括航天员舱外行走的步平均扰动力矩、飞船姿态控制力矩、喷气控制冲量和飞船姿态的闭环响应。进行一系列不同随机变量的仿真,就可以得出扰动力矩和喷气控制冲量的变化范围,以及飞船的姿态稳定性情况。

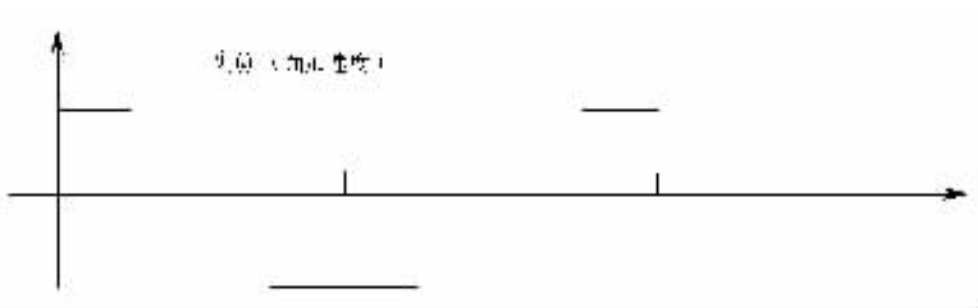


图 3 航天员迈步时角加速度为棒-棒型输入的前进后退函数

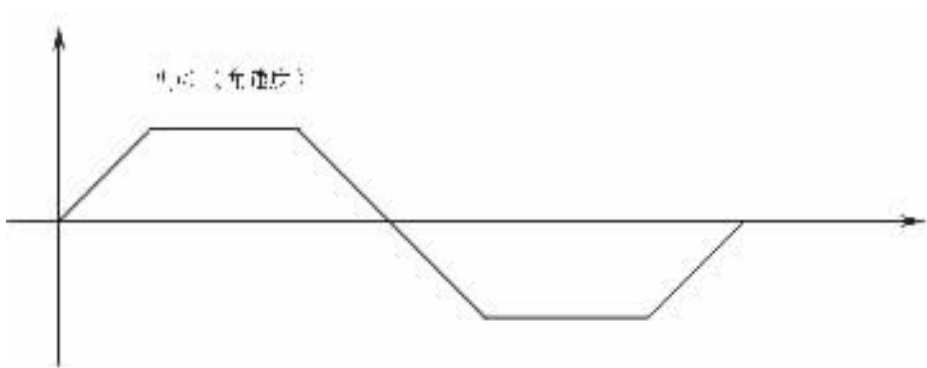


图 4 对于角速度为棒-棒输入的角速度函数

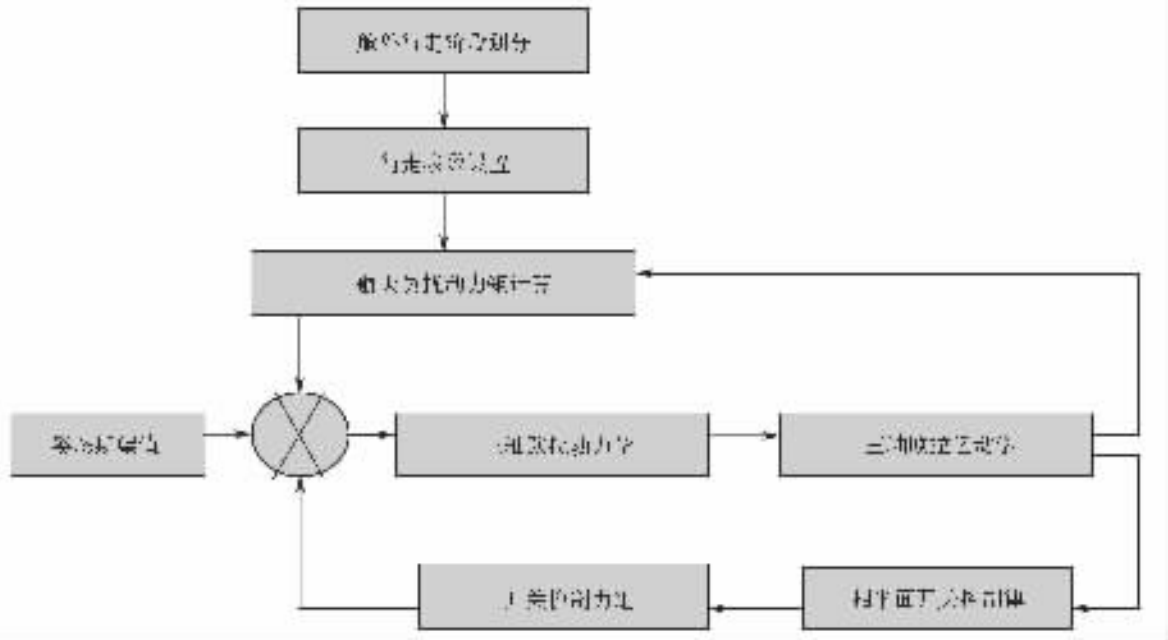


图 5 航天员舱外行走的飞船姿态扰动与稳定性仿真框图



图 6 航天员舱外行走仿真的主界面

4 航天员舱外行走全过程仿真算例

这里以俄罗斯“联盟”飞船的参数为对象,假设航天员沿某路径行走分 6 段,每段 6 步,步幅 20°,每步停顿时间 50s,考虑了 3 个位置的转身跨步,从出舱至进舱的全过程仿真,整个仿真时间 31min,姿态

控制的开关门限为 2°。

从图 8 中看出,航天员沿飞船舱壁外的行走,扰动力矩并不很大,远小于控制力矩。因为飞船滚动轴的转动惯量小于偏航、俯仰轴的转动惯量,所以滚动轴的喷气次数相对比俯仰、偏航轴的多。但姿态的闭环控制响应是稳定的,被严格限制在极限



图 7 扰动过程仿真参数设置

环内振荡。

5 结论

本文提出了航天员舱外行走多体动力学建模和稳定性研究的思路和方法，并通过 MATLAB 和 Simulink 编写的仿真软件完成了数值仿真。

通过仿真分析可见，开关阈值增大可减小喷气冲量，意味着喷气次数减少，那么对航天员的干扰就小，航天员容易克服紧张情绪、稳定自身姿态完成舱外行走任务。总的说来，虽然飞船转动惯量比空间站小，但通过仿真分析可知，航天员沿飞船舱壁的舱外行走，只要动作不剧烈、不必过分紧张，喷气控制系

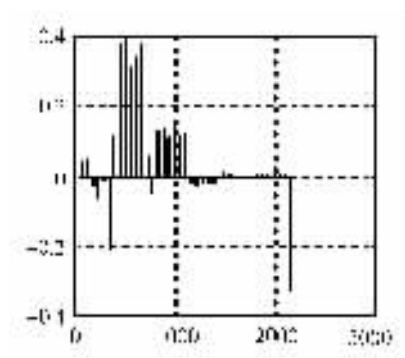


图 8(1) 滚动轴平均步扰动力矩

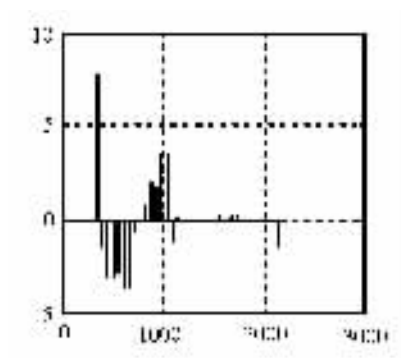


图 8(2) 偏航轴平均步扰动力矩

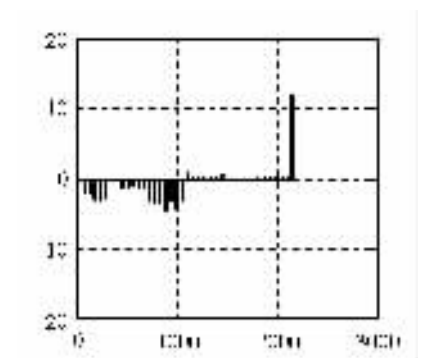


图 8(3) 俯仰轴平均步扰动力矩

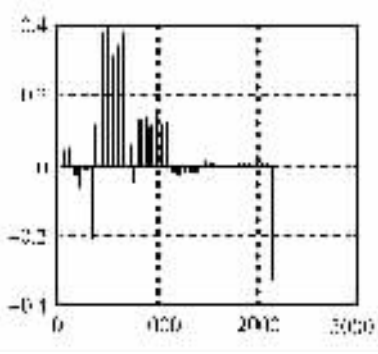


图 8(4) 飞船滚动轴控制力矩

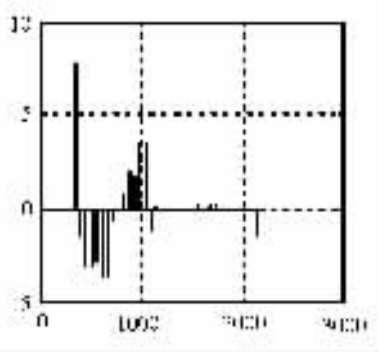


图 8(5) 飞船偏航轴控制力矩

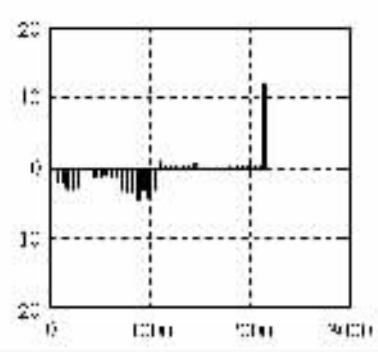


图 8(6) 飞船俯仰轴控制力矩

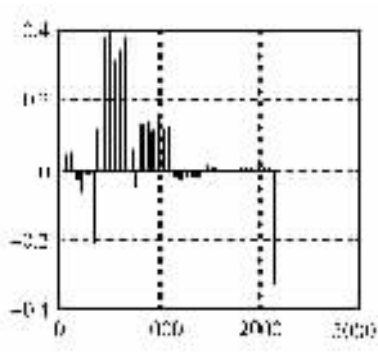


图 8(7) 飞船滚动轴喷气控制冲量

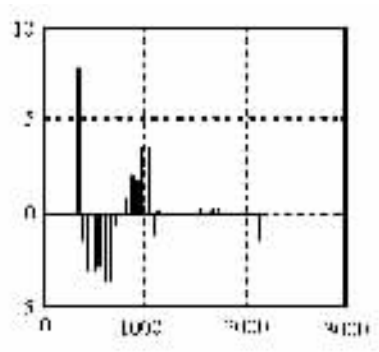


图 8(8) 飞船偏航轴喷气控制冲量

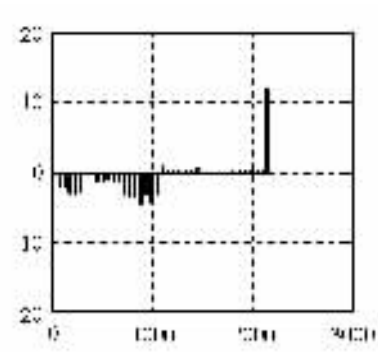


图 8(9) 飞船俯仰轴喷气控制冲量

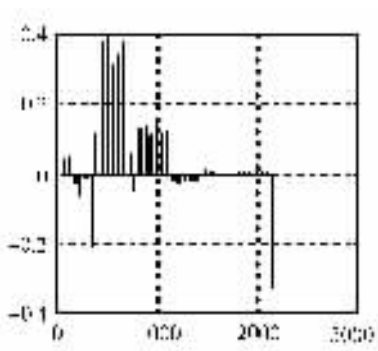


图 8(10) 飞船滚动角的闭环响应

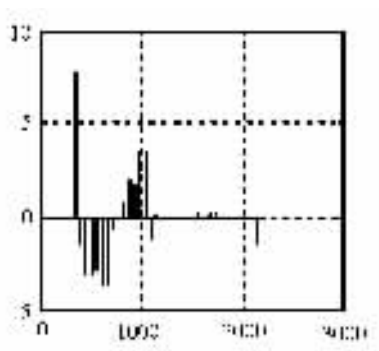


图 8(11) 飞船偏航角的闭环响应

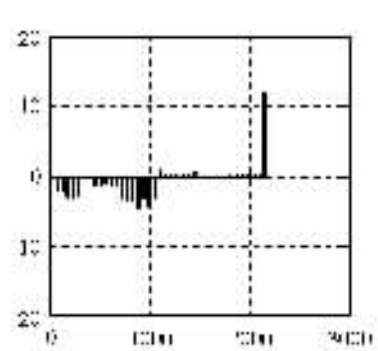


图 8(12) 飞船俯仰角的闭环响应

统是鲁棒稳定的。

参 考 文 献

[1] J R Michael et al. Space Station Attitude Disturbances Arising from the Internal Motion, N93-29995, 1993

◇ [2] 黄圳珪编著. 航天器姿态动力学. 国防科技大学出版社, 1993
 [3] 孙世贤主编. 理论力学. 国防科技大学出版社, 1997
 [4] 魏丁伯格著(德). 多刚体动力学. 科学出版社, 1988
 [5] 薛定宇. MATLAB 的控制系统设计与仿真. 清华大学出版社, 1994