

基于约束运动理论的航天员舱外救生中的姿态运动控制

林泰明¹, 李东旭², 陈浩¹

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073; 2. 中国航天员科研训练中心, 北京 100093)

摘 要: 航天员舱外救生或作业时相对母体航天器经常要进行大角度姿态机动或姿态保持, 利用欧拉四元数描述姿态无奇异性且冗余度小。然而航天员舱外调姿时通常含有一定的约束或是沿着某种预定轨迹, 而且欧拉四元数在计算过程中可能发散。基于 Udwadia 和 Kalaba 提出的约束运动理论, 分析了航天员和航天器的相对姿态的描述方法, 直接用四元数对航天员的姿态进行动力学建模, 将四元数 2 范数为 1 的约束加入到动力学方程里。利用该约束运动理论推导和仿真了航天员姿态欧拉角奇异时的姿态跟踪控制方法。该控制方法对航天员肢体变化引起的转动惯量等参数的改变具有鲁棒性, 能通过平衡解稳定参数的选取方便地对控制系统的性能进行调节, 且计算量小。

关键词: 出舱活动; 约束运动; 姿态控制

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2010)02-0602-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.02.047

0 引言

航天员出舱活动技术是载人航天的三大关键技术之一^[1]。航天员在舱外救生或作业时遇到的一个问题是可能需要经常变换其姿态或稳定身体, 而航天员姿态最直接的参照物是航天器, 所以研究这两者的相对姿态控制是必要的。文献[2]和[3]都研究了航天员携带机动装置出舱活动的姿态问题, 但它们都是基于传统的欧拉动力学方程进行建模, 对于姿态角发生奇异时的处理比较麻烦, 而且还没有关注到航天员相对航天器的姿态, 在处理一些复杂约束时也显得困难。文献[4]采用拉格朗日乘子法仿真人体运动, 每一步都要求解拉格朗日乘子, 运动方程不是显式的。

为突破上述研究的局限性, 本文引入了一种新颖的约束运动理论。F. E. Udwadia 和 R. E. Kalaba 1992 年在文献[5]中首次提出该理论(以下简称 Udwadia-Kalaba 方法)。

1 Udwadia-Kalaba 方法简介

Udwadia-Kalaba 方法的数学基础是 Moore-Pen-

rose 矩阵广义逆定理。若矩阵同时满足

$$AGA = A, GAG = G,$$

$$(AG)^H = AG, (GA)^H = GA$$

则称矩阵为矩阵 A 广义逆, 或简称为 M-P 逆, 并记为 A^+ 。对广义逆矩阵的研究现已形成一套系统的理论。更加详细的介绍请参看相关矩阵分析的文献。

1.1 约束运动分析力学

首先考虑一个无约束的离散动力学系统, 该系统可由 n 个广义坐标描述, 设为

$$\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad \cdots \quad q_n]^T$$

采用 Newton 或 Lagrange 力学总能将系统的运动方程表述为

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}, t)\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \quad (1)$$

式中, \mathbf{M} 是 n 阶对称正定矩阵。现假设系统服从于如下形式的约束方程

$$\Phi(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) = 0 \quad (2)$$

式中, Φ 为 m 维列向量。假设约束是一阶光滑的, 对它们求时间导数, 总可以化为如下形式

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t)\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{b} \quad (3)$$

式中, \mathbf{A} 为 $m \times n$ 阶矩阵, 称之为约束矩阵, \mathbf{b} 为 m 维列向量。如果将约束作用看成对原先无约束系统

施加了一个附加的约束力,则系统的动力学方程(3)可以改写为

$$M\ddot{q} = Q(q, \dot{q}, t) + Q_c(q, \dot{q}, t) \quad (4)$$

式中, Q_c 是由约束(3)引起的附加约束力。

在任意时刻 t , 假设 $q(t)$ 和 $\dot{q}(t)$ 已知, 则由 Gauss 最小约束原理可以构造如下 Gauss 函数

$$\zeta = [\ddot{q} - a(q, \dot{q}, t)]^T M [\ddot{q} - a(q, \dot{q}, t)] \quad (5)$$

则真实的广义加速度 \ddot{q} 就是满足约束条件且使 ζ 取极小值的那一个。Udwadia 利用 M-P 广义逆推导了该约束极值问题的解如下式

$$\ddot{q} = a + M^{-1/2}(AM^{-1/2})^+ (b - Aa) \quad (6)$$

式中, $M^{-1/2}$ 表示 M 的平方根矩阵的逆。以 M 矩阵左乘(6)式, 得

$$\begin{aligned} M\ddot{q} &= Ma + M^{1/2}(AM^{-1/2})^+ (b - Aa) \\ &= Q + K(b - Aa) \end{aligned} \quad (7)$$

式中, $K \triangleq M^{1/2}(AM^{-1/2})^+$ 可视为增益矩阵, 则附加约束力为

$$Q_c = K(b - Aa) \quad (8)$$

1.2 轨迹跟踪控制方法

如果把运动系统的期望轨迹表示成(3)式的形式, 则显然 Q_c 就是对该期望轨迹进行跟踪控制所需要的控制力^[6]。考虑控制目标是以最小的控制代价使系统沿期望轨迹运动, 可以提出如下控制代价二次型函数

$$J(t) = (Q_c)^T N(q, t) Q_c \quad (9)$$

式中, $N(q, t)$ 为 n 阶对称正定的权系数方阵。又 $Q_c = M\ddot{q} - Q$, 将其代入上式, 易见问题化为与(5)相似的形式。所以类似地可以得到最优控制力

$$Q_c = N^{-1/2} G^+ (b - AM^{-1} Q) \quad (10)$$

式中, $G \triangleq A(N^{1/2} M)^{-1}$ 。当取权系数方阵 $N = M^{-1}$ 时, Q_c 的表达式就变为与一致的形式, 从而揭示了最优跟踪控制问题与分析力学之间的联系。

注意到实际中观测量一般都存在误差导致约束方程可能不相容, 但由 M-P 广义逆的性质可知上述 $\ddot{q}(t)$ 在形式上是自动满足最小二乘意义解的。因此式(10)所给的控制力对测量误差在最小二乘意义上也是最优的。

上面推导的控制方法要求初始条件 $q(0) = q_0, \dot{q}(0) = \dot{q}_0$ 满足跟踪轨迹约束, 但在实际中初始条件一般由于各种因素无法满足约束关系。根据微分方程平衡解的稳定性理论, 可以构造如下微分方程:

$$\Phi(q, \dot{q}, t) = -f(\Phi, t; \alpha) \quad (11)$$

式中, $f(\Phi, t; \alpha)$ 为 m 维列向量, α 是与系统动态特性有关的一个参数向量。 $f(\Phi, t; \alpha)$ 的选择必须使上述系统满足如下性质:

(1) $\Phi = 0$ 是系统的一个平衡解;

(2) 该平衡解是全局渐进稳定的。该条件一般可以放宽至系统轨迹邻域的局部渐进稳定。

通常都可以找到许多符合上述条件的系统, 例如 $\dot{\phi}_i = -\alpha_i \phi_i$, 只需 $\alpha_i > 0, i = 1, 2, \dots, m$, 其中 ϕ_i 为 Φ 的第 i 个元素。而对于完整的期望轨迹约束, 即(2)可以积分为

$$\phi_i(q, t) = 0, i = 1, 2, \dots, m \quad (12)$$

可以将该轨迹约束修改为

$$\ddot{\phi}_i + \zeta_i \dot{\phi}_i + \lambda_i \phi_i = 0, i = 1, 2, \dots, m \quad (13)$$

则当 $\zeta_i, \lambda_i > 0$ 时系统的平衡解 $\phi_i = \dot{\phi}_i = 0$ 就是渐进稳定的。将修改后的模型经过适当的变形变换到(3)式的形式, 即可以用于相应的轨迹跟踪控制, 而且可以通过 ζ_i 和 λ_i 来配置系统极点。

2 航天员姿态运动方程

航天员在返回母航天器过程中, 四肢的运动是受到一定的限制的, 这里暂时将航天员躯体 + 生命保障系统 + 机动装置在一起看成一个刚体, 并简称为航天员。与航天员姿态描述相关的坐标系如下:

(1) 参考轨道坐标系 ($Oxyz$) 坐标原点位于航天器质心, x 轴与航天器地心矢径重合, y 轴在航天器轨道面内垂直于 x 轴并以指向航天器运动方向为正向, z 轴和 x, y 轴构成右手系。

(2) 惯性坐标系

初始时刻和参考轨道坐标系重合的惯性系。

(3) 航天器本体坐标系 ($Ox_i y_i z_i$) 坐标系原点在航天器质心上, 各坐标轴分别为航天器的惯量主轴, 当假设航天器呈当地垂直当地水平 (Local Vertical Local Horizontal, LVLH) 姿态时, 可认为该坐标系与参考轨道坐标系 $Oxyz$ 重合。

(4) 航天员本体坐标系 ($O_b x_b y_b z_b$) 坐标系原点 O_b 在航天员 (附带航天服、生保系统和移动装置等, 下同) 质心上, x_b 轴沿人体垂轴指向头顶, z_b 轴沿人体矢状轴指向身体前方, $O_b x_b y_b z_b$ 构成右手坐标系。

2.1 航天员姿态动力学方程

下面先考察航天员相对于惯性坐标系的姿态运动。设航天员本体角速度为 ω_b , 姿态四元数为

$\mathbf{q} = q_0 + \vec{q} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$, 先定义一对在四元数运算中经常用到的 3×4 矩阵^[7]

$$\begin{aligned} \mathbf{L}(q) &\triangleq [-\vec{q} \quad q_0 \mathbf{I}_3 - \vec{q}^\times] \\ \mathbf{R}(q) &\triangleq [-\vec{q} \quad q_0 \mathbf{I}_3 + \vec{q}^\times] \end{aligned} \quad (14)$$

式中, \mathbf{I}_3 为三阶单位矩阵, \vec{q}^\times 定义为

$$\vec{q}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

由欧拉四元数与本体角速度的转换关系得

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_b \end{bmatrix} = 2 \begin{bmatrix} \mathbf{q}^T \\ \mathbf{L}(q) \end{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \quad (16)$$

此处先假设出舱移动装置内部没有飞轮等其它可运动部件, 则航天员转动动能为

$$\begin{aligned} T_{rot} &= \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_b^T \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_b \\ &= \frac{1}{2} [0 \quad \boldsymbol{\omega}_b^T] \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \mathbf{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_b \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

式中, \mathbf{J} 为航天员的转动惯量张量矩阵, 若记^[8]

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \mathbf{J} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{L} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}^T \\ \mathbf{L}(q) \end{bmatrix} \quad (18)$$

则(17)式可改写为

$$T_{rot} = 2 \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{L}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} = 2 \mathbf{q}^T \dot{\mathbf{L}}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} \quad (19)$$

上式用到四元数性质 $\dot{\mathbf{L}} \dot{\mathbf{q}} = -\dot{\mathbf{L}} \dot{\mathbf{q}}$ 。

以刚体四元数为广义坐标, 假设四个参量之间是互相独立的。应用拉格朗日方程

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right) - \frac{\partial T}{\partial \mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_q \quad (20)$$

式中, $\boldsymbol{\tau}_q$ 为刚体所受广义力矩。将式(19)代入上式, 整理后得

$$4 \mathbf{L}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \ddot{\mathbf{q}} + 8 \dot{\mathbf{L}}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} + 4 \mathbf{L}^T \dot{\mathbf{J}} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_q \quad (21)$$

所以方程(21)可以化简为

$$4 \mathbf{L}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \ddot{\mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_q - 8 \dot{\mathbf{L}}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} - 4 \mathbf{L}^T \dot{\mathbf{J}} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} \quad (22)$$

上式可以写成(1)式的形式

$$\begin{aligned} \mathbf{M} \ddot{\mathbf{q}} &= \mathbf{Q} \\ \mathbf{M} &\triangleq 4 \mathbf{L}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \\ \mathbf{Q} &\triangleq \boldsymbol{\tau}_q - 8 \dot{\mathbf{L}}^T \mathbf{J} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} - 4 \mathbf{L}^T \dot{\mathbf{J}} \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}} \end{aligned} \quad (23)$$

因四元数之间存在一个约束关系, 并非独立, 所以上式还不是完整的航天员姿态动力学方程。下面将姿态四元数的约束关系 $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ 对时间进行两次微分, 可得

$$\mathbf{q}^T \ddot{\mathbf{q}} = -\dot{\mathbf{q}}^T \dot{\mathbf{q}} \quad (24)$$

上式写成约束式(3)的形式, 有

$$\begin{aligned} \mathbf{A} \ddot{\mathbf{q}} &= \mathbf{b} \\ \mathbf{A} &\triangleq \mathbf{q}^T, \quad \mathbf{b} \triangleq -\dot{\mathbf{q}}^T \dot{\mathbf{q}} \end{aligned} \quad (25)$$

将式(23)和(25)代入式(6)就得到了真实的航天员姿态动力方程。

2.2 航天员相对航天器姿态运动学

假设航天器的姿态四元数和角速度 \mathbf{q}_i 和 $\boldsymbol{\omega}_i$ 已知。则由姿态四元数的运算法则可知, 航天员相对航天器的姿态四元数(下面简称相对四元数)和角速度为

$$\tilde{\mathbf{q}} = \mathbf{q} \otimes \mathbf{q}_i^{-1} \quad (26)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega}_b - \mathbf{C}_b \boldsymbol{\omega}_i \quad (27)$$

式中, \mathbf{q}_i^{-1} 为四元数的逆, \otimes 为四元数的乘法符号, 分别定义为

$$\mathbf{q}^{-1} \triangleq [q_0 \quad -q_1 \quad -q_2 \quad -q_3]^T$$

$$\mathbf{q} \otimes \mathbf{p} \triangleq \mathbf{L}^T(q) \mathbf{p}$$

而 $\mathbf{C}_b = \mathbf{L}(\tilde{\mathbf{q}}) \mathbf{R}^T(\tilde{\mathbf{q}})$ 为航天员本体坐标系到航天器本体坐标系的转换矩阵。

姿态四元数在物理意义上不够直观, 若转换成欧拉角则更易于理解, 它们之间的转换关系可参见文献[9]。

2.3 航天员所受外力矩分析

广义力矩 $\boldsymbol{\tau}_q$ 在物理意义上难以理解, 但可以通过 Lagrange 分析力学的坐标变换获得与实际的力矩 $\boldsymbol{\tau}$ 的关系

$$\boldsymbol{\tau}_q = \sum_{i=1}^3 \frac{\partial \omega_{bi}}{\partial q_j} \boldsymbol{\tau}_i, \quad j = 1, 2, 3, 4 \quad (28)$$

上式可以写为

$$\boldsymbol{\tau}_q = \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_b}{\partial \dot{\mathbf{q}}^T} \boldsymbol{\tau} \quad (29)$$

由四元数性质 $\boldsymbol{\omega}_b = 2 \mathbf{L} \dot{\mathbf{q}}$ 可得

$$\boldsymbol{\tau}_q = 2 \mathbf{L}^T \boldsymbol{\tau} \quad (30)$$

若将实际的外力矩 $\boldsymbol{\tau}$ 看成是 $\boldsymbol{\tau}_q$ 的广义变换量, 则有

$$\boldsymbol{\tau} = \frac{1}{2} \mathbf{L} \boldsymbol{\tau}_q \quad (31)$$

外力矩中包含控制力矩和环境力矩。对于近地轨道出舱的航天员, 舱外机动装置喷嘴的喷气力矩远大于环境力矩^[1,10], 所以在姿态机动时环境力矩可忽略不计。

3 仿真算例

若航天员的姿态描述采用 3-2-1 的欧拉转

序,则当绕 y 轴的俯仰角 $\theta = \pm 90^\circ$ 姿态会出现数学描述上的奇异,此时刚体的姿态只有 θ 和 $(\varphi - \Psi)$ 两个自由度,其中 φ 和 Ψ 分别为绕 x 和 z 轴的转角。假设某段时间段 $t_0 \sim t_f$ 内航天员的俯仰角 θ 必须保持在 90° 以便进行某项操作,例如 NASA 航天员出舱检修航天飞机热防护瓦时就必须与其保持一个最佳俯仰角,以便于工作且不发生碰触^[12]。又设滚转角 φ 和偏航角 Ψ 服从如下的线性机动律

$$\varphi - \Psi = \phi_0 + 2\dot{\phi}(t - t_0) \quad t \in [t_0, t_f] \quad (32)$$

式中, $\phi_0, \dot{\phi}$ 为常数。为方便起见,不妨取 $\phi_0 = t_0 = 0$ 。利用欧拉角转换到四元数的公式,可以得到航天员航天器的相对姿态四元数^[9]

$$\tilde{\mathbf{q}} = \frac{\sqrt{2}}{2} [\cos \dot{\phi} t \quad -\sin \dot{\phi} t \quad -\cos \dot{\phi} t \quad \sin \dot{\phi} t]^T \quad (33)$$

假定出舱期间航天器呈 LVLH 姿态,如与国际空间站对接的航天飞机就是 LVLH 的,则

$$\boldsymbol{\omega}_l = \boldsymbol{\omega} = [0 \quad 0 \quad n]^T \quad (34)$$

于是可由四元数与角速度的关系式(16)得到微分方程组

$$\begin{cases} \dot{q}_{10} = -\frac{1}{2} q_{13} n, & \dot{q}_{11} = -\frac{1}{2} q_{12} n, \\ \dot{q}_{12} = \frac{1}{2} q_{11} n, & \dot{q}_{13} = \frac{1}{2} q_{10} n \end{cases} \quad (35)$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \ddot{q}_{10} + \frac{1}{4} q_{10} n^2 = 0 \\ \ddot{q}_{11} + \frac{1}{4} q_{11} n^2 = 0 \end{cases}$$

取初始条件 $\mathbf{q}_l = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$, 则容易得到该微分方程组的解析解

$$\mathbf{q}_l = \left[\cos \frac{nt}{2} \quad 0 \quad 0 \quad \sin \frac{nt}{2} \right]^T \quad (36)$$

该结果也可以直接由四元数与欧拉轴/角的关系得到。将式(36)代入式(26),即可得

$$\tilde{\mathbf{q}} = \mathbf{q} \otimes \mathbf{q}_l^* = \begin{bmatrix} q_0 \cos \frac{nt}{2} + q_3 \sin \frac{nt}{2} \\ q_1 \cos \frac{nt}{2} - q_2 \sin \frac{nt}{2} \\ q_2 \cos \frac{nt}{2} + q_1 \sin \frac{nt}{2} \\ q_3 \cos \frac{nt}{2} - q_0 \sin \frac{nt}{2} \end{bmatrix} \quad (37)$$

对比式(33)和(37),四个方程对应四个未知量,可直接求得 \mathbf{q} 的解析解

$$\mathbf{q}_e = \frac{\sqrt{2}}{2} [\cos \Theta t \quad -\sin \Theta t \quad -\cos \Theta t \quad \sin \Theta t]^T \quad (38)$$

式中, $\Theta = n/2 + \dot{\phi}$ 。 \mathbf{q}_e 就是航天员姿态的期望轨迹。为使该平衡解渐进稳定,采用 1.2 节介绍的完整约束的处理方法,则系统的期望轨迹为:

$$\ddot{\mathbf{q}} + \Theta^2 \mathbf{q}_e + \zeta(\dot{\mathbf{q}} - \dot{\mathbf{q}}_e) + \lambda(\mathbf{q} - \mathbf{q}_e) = 0 \quad (39)$$

式中, $\zeta, \lambda > 0$ 。上式写为类(25)的规范形式得

$$\mathbf{A} \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{b} \quad (40)$$

$$\mathbf{A} \triangleq \mathbf{I}_4, \mathbf{b} \triangleq -\Theta^2 \mathbf{q}_e - \zeta(\dot{\mathbf{q}} - \dot{\mathbf{q}}_e) - \lambda(\mathbf{q} - \mathbf{q}_e)$$

式中, \mathbf{I}_4 代表 4 阶单位矩阵。式(25)和(40)就分别成为无控时和有控时的约束方程。

注意到本文所要求的控制力矩为连续量,所以本文的仿真基于机动装置的推力器系统已采用脉冲调制技术,通过调频调宽,把推力器系统的开关控制量转化为连续控制量。假设姿态敏感器是惯性陀螺,测量到的是航天员相对惯性系的姿态和角速度。若采用视觉定位等其它方法还可以直接得到航天员相对航天器的姿态。航天员姿态控制系统如框图 1 所示。

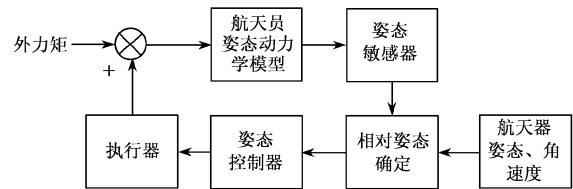


图 1 相对姿态运动测量和控制示意图

Fig.1 The relative attitude sensing and control flowchart

仿真时取初始时刻航天员相对航天器的滚动、俯仰和偏航角分别为 $5^\circ, 85^\circ, 0^\circ$, 角速度为 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 = [2 \quad 0 \quad 0]^T \text{ }^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi} = 10^\circ/\text{s}$; 航天器的轨道高度 350 km, 初始姿态四元数为 $\mathbf{q}_l = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$; 航天员初始时刻的转动惯量取为失重状态下的自然姿态值^[11]

$$\mathbf{J}_0 = \begin{bmatrix} 5 & 0.08 & -3 \\ 0.08 & 11 & -0.06 \\ -3 & -0.06 & 13 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

将 \mathbf{J}_0 作为控制系统的计算参数。航天员四肢的随机运动会改变其转动惯量,设实际转动惯量随时间呈现如下变化规律

$$\mathbf{J} = \mathbf{J}_0 [1 + 0.5 \sin(t/10)]$$

取控制加权阵 $\mathbf{N} = \mathbf{M}^{-1}$, 2 组平衡解稳定参数 ζ_1

$= 2, \lambda_1 = 5; \zeta_2 = 0.5, \lambda_2 = 1$ 。根据上述的仿真参数设置采用 matlab ode15s 进行积分, 分别得到控制力矩和相应跟踪控制误差曲线如下图 2 和 3 所示。

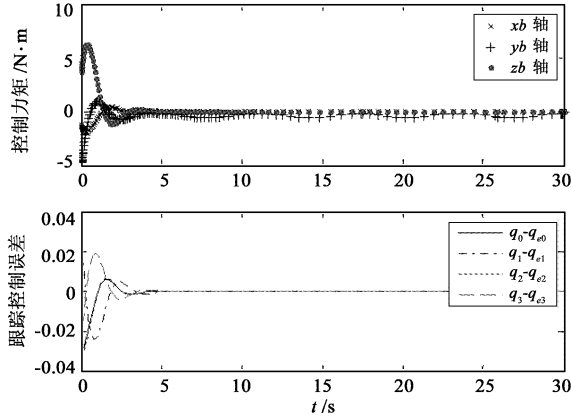


图 2 $\zeta_1 = 2, \lambda_1 = 5$ 时的系统输入及响应

Fig.2 The system input and output for $\zeta_1 = 2, \lambda_1 = 5$

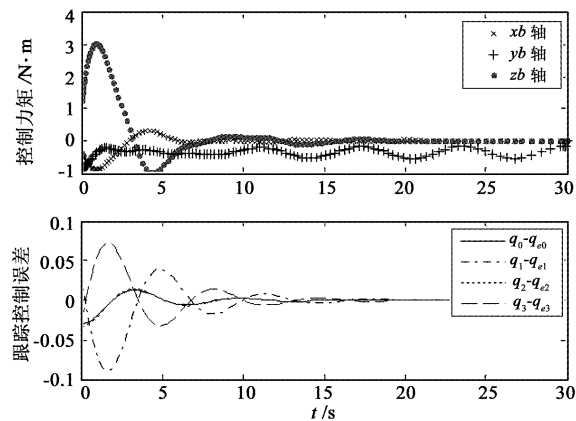


图 3 $\zeta_1 = 0.5, \lambda_1 = 1$ 时的系统输入及响应

Fig.3 The system input and output for $\zeta_1 = 0.5, \lambda_1 = 1$

由图 2 和 3 的姿态跟踪渐进稳定, 可知该控制方法对初始状态误差和转动惯量参数的变化是鲁棒的。而从图 2 和图 3 的对比可知, 当稳定参数取得大时, 控制系统的稳定时间和超调量都较小, 但所需的控制力矩较大; 反之, 当稳定参数取得小时, 控制系统的稳定时间和超调量都较大, 但所需的控制力矩较小。实际设计控制系统时, 根据实际条件可以采用经典的二阶阻尼系统的极点配置方法来调节系统的性能。

定义姿态跟踪误差 $e(t) = \| \mathbf{q}(t) - \mathbf{q}_e(t) \|_2$, 以及不含画图时间的仿真计算时间, 推力器工质为液氮, 比冲 70s, 则可以得到相应的控制性能相关特征参数如下表 1 所示。

表 1 控制性能特征参数

Table 1 Performance of the control system

	跟踪误差 $e(30)$	计算时间/s	消耗工质/g
第一组	3.769×10^{-7}	0.919827	121.8
第二组	5.055×10^{-5}	0.912488	119.7

4 结论

本文利用 Udwadia-Kalaba 约束运动理论推导了航天员舱外姿态运动方程, 航天员和航天器姿态都用四元数进行建模, 二者相对姿态可以通过四元数的代数运算获得, 数值性态好; 对航天员姿态控制器进行了设计, 通过平衡解稳定参数的选取可以调节控制系统的性能; 给出了一个调姿轨迹的控制律仿真算例, 仿真结果表明所设计的控制器对系统参数变化具有鲁棒性, 且精度高; 运算中大部分是矩阵运算, 速度快, 适合于实时控制。

文中采用了单刚体模型对舱外航天员进行建模, 下一步的研究可以考虑对航天员进行更精细地多体建模, 并将该方法用于求航天员关节约束力/力矩。

参考文献:

- [1] 陈善广. 航天员出舱活动技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007. [CHENG Shan-guang. Extravehicular Activity Technology for Astronaut[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 2007 (in Chinese).]
- [2] 定光成, 潘科炎, 王旭东. 载人机动装置的姿态与轨迹控制[J]. 航天控制, 1999, (3): 34 - 42. [DING Guang-cheng, PAN Ke-yan, WANG Xu-dong. Research on manned maneuvering unit (MMU)[J]. Aerospace Control, 1999, (3): 34 - 42 (in Chinese).]
- [3] 程剑, 范秀敏, 洪鑫, 等. 考虑航天员肢体干扰的载人机动装置虚拟样机系统[J]. 上海交通大学学报, 2005, 39(1): 129 - 133. [CHENG Jian, FAN Xiu-min, HONG Xin, et al. Virtual prototyping system of manned maneuvering unit considering the disturbance from astronaut's limbs[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2005, 39(1): 129 - 133 (in Chinese).]
- [4] 刘冰啸, 周荷琴, 王磊. 基于约束物理系统和运动捕捉的人体运动仿真[J]. 计算机仿真, 2006, 23(3): 187 - 189. [LIU Bing-xiao, ZHOU He-qin, WANG Lei. A physical based human motion simulation combined with motion capture data[J]. Computer Simulation, 2006, 23(3): 187 - 189(in Chinese).]
- [5] Udwadia E F, Kalaba E R. A new perspective on constrained motion [C]. Proceedings of the Royal Society, London, A539, 407 - 410, 1992.

- [6] Udewadia E F. A new perspective on the tracking control of nonlinear structural and mechanical systems[C]. Proceedings of the Royal Society, London, 2003.
- [7] 洪嘉振. 计算多体系统动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1999.[HONG Jia-zhen. Computational Dynamics of Multibody Dynamics[M]. Beijing: Higher Education Publishing House, 1999 (in Chinese).]
- [8] Udewadia E F, Schuute A D, Lam T. Formation flight of multiple rigid body spacecraft[C]. Proc. of 48th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf, Honolulu, Hawaii, 2007:2391 – 2406.
- [9] 耿长福. 航天器动力学[M]. 北京: 中国科学技术出版, 2006. [GENG Chang-fu. Spacecraft Dynamics[M]. Beijing: China Science and Technology Publishing House, 2006(in Chinese).]
- [10] 洪鑫, 黄卫东. 空间舱外机动装置发展综述[J]. 上海航天, 2003 (1):39 – 44[HONG Xin, HUANG Wei-dong. A review on evolution of extravehicular activity maneuvering unit[J]. Aerospace Shanghai, 2003(1):39 – 44(in Chinese).]
- [11] 李东旭, 陈善广. 航天员 – 航天器耦合动力学分析[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007. [LI Dong-xu, CHENG Shan-guang. Dynamics Analysis on Coupled Astronaut-vehicle System[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 2007(in Chinese).]
- [12] Zebulon C, Sudhakar R. SAFER inspection of space shuttle thermal protection system[C]. Proc. of 2005 AIAA Space Conf, California, 2005:6722 – 6740.

作者简介: 林泰明(1984 –), 男, 硕士研究生, 主要从事航天员舱外作业动力学研究。
通信地址: 长沙国防科技大学航天与材料工程学院空间所 3 室(410073)
电话: (0731)4573186
E-mail: limtaiming@yahoo.com.cn

An Attitude Control Method Based on Constrained Motion Theory for Extravehicular Activity Rescue by Astronaut

LIN Tai-ming¹, LI Dong-xu², CHEN Hao¹

(1. Aerospace and Material Engineering College, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Aerospace Medical Engineering Institute, Beijing 100093, China)

Abstract: Attitude maneuvering is essential for the astronaut during extravehicular rescue or operation. However the extravehicular astronaut is often limited by some constraint or trajectory requirement. The Udewadia and Kalaba's constrained motion theory was used to model the attitude motion mentioned above. The relative attitude relation between the astronaut and the spacecraft was developed via quaternion operation. An explicit tracking control method was introduced to design the attitude control systems of extravehicular rescue aid equipment. From the simulation, conclusion can be made that this explicit control method is robust to parameters uncertainty of the system such as the moment of inertia variance due to astronaut's limb disturbance, as well as that its simplicity implies its capability for real-time control.

Key words: Extravehicular activity; Constrained motion; Attitude control