新一代运载火箭姿态控制技术

吴燕生 何麟书

(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：开展了新一代运载火箭姿态控制设计技术研究，推导了工程适用的姿态动力学模型，基于牛顿-欧拉法建立了刚体质心和绕质心运动方程、液体晃动方程，基于有限元方法建立了火箭弹性振动方程，弹性运动方程基于空间模态，反映了横向、纵向、扭转与助推器局部模态对火箭的姿态与载荷的影响. 基于空间模态的姿态动力学模型研究了姿控系统设计方法，给出了工程适用的姿控系统设计方法. 开展了容错重构技术研究，分析了伺服机构故障对姿控系统的影响，为提高运载火箭的飞行可靠性和抗故障能力奠定了基础. 对主动减载技术进行了研究，能够对高空风产生的气动载荷进行主动抑制，放宽了发射条件，对新一代捆绑运载火箭姿控系统的设计具有重要的借鉴意义.

关 键 词：弹性模态；姿态控制；容错；减载

中图分类号：V 448.22

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)11-1294-04

Attitude control technology of new-generation launch vehicles

Wu Yanshen He Linshu

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

Abstract: A detail analysis was presented for attitude control design of new-generation launch vehicles. First, rigid body dynamics models and fluid sloshing dynamics models were developed based on Newton-Euler equations, and then elastic dynamics models which suggest a potential for interaction between attitude control and the structural dynamics of the vehicle, was investigated based on finite element method. According to dynamic models, attitude control system was designed. Toward the end, the method to reduce aerodynamics loads and fault tolerance design was aimed. In order to enhance the reliability of launch vehicle, fault-tolerant reconfiguration system was designed, and servo system fault influence on attitude control system was considered. Accelerometer feedback was used to reduce the aerodynamic lateral loads caused by in-flight atmospheric. All the results derived form above research are well suit for attitude control design of new-generation launch vehicles.

Key words: bending mode; attitude control; fault tolerance; load reduce

我国新一代运载火箭遵循“1 个系列、2 种发动机、3 个模块”的总体发展思路. 控制力分析表明，新一代大、中型运载火箭仅依靠摆动芯级发动机不能满足控制力要求，因此需要摆动助推器发动机参与姿态控制. 国外的大型运载火箭如前苏联的“东方号”、“联盟号”，美国“宇宙神 LV-3B”，欧空局“阿里安 5”，日本的 H2-A 均摆动助推器发动机参与姿态控制，但是摆助推发动机控制技术在我国还是一个空白，本文借鉴国外研究成果，对我国新一代运载火箭助推器参与摆动的姿态控制技术进行研究.

1 新一代火箭姿控技术面临的问题

新一代运载火箭随着火箭重量、推力和长细比的增大，表现出比我国在飞火箭更突出的特点[1-2]：助推器与芯级发动机联合摆动参与姿态

收稿日期：2008-05-14

作者简介：吴燕生(1963－)，男，北京人，博士生，wuysh@spacechina.com.

控制;整体火箭呈现出低频密频模态、强耦合振动、复杂的局部变形等特征;发动机-伺服机构回路存在低频谐振.因此,新一代运载火箭在控制方式、控制对象品质、控制执行元件特性 3 个方面均发生明显的变化,给全箭姿态控制方案设计带来全新的挑战.在充分考虑各种耦合的前提下采用简洁的建模方法推导工程实用的姿态动力学模型,采用经典的频域设计方法是否适用新一代火箭等问题已成为工程研制部门迫切需要研究解决的关键技术.

2　基于空间模态的姿态动力学模型

我国传统的姿态动力学模型主要是在 50,60 年代基于串联火箭的模式推导获得[3],鉴于新一代捆绑火箭全箭弹性特性的复杂性以及助推发动机摆动控制的特点,传统的姿态动力学模型已经明显不适用,重新推导全新的姿态动力学模型就成为必然的选择.本文采用质心运动定理和动量矩定理导出火箭刚体运动方程、液体晃动方程,基于有限元理论推导出箭体弹性振动方程,最终得出刚-晃-弹耦合的捆绑火箭姿态动力学模型.

2.1　箭体上任意点绝对加速度

如图 1 所示,箭体质心 O_1 在发射惯性系中的矢径为 $\boldsymbol{r}_0$,火箭上任意一点 P(本文假设为活动质量)在箭体坐标系中弹性变形前的矢径为 $\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{R}}$,相对箭体运动产生的位移为 $\boldsymbol{\rho}_1$,相对等效刚体纵轴的附加弹性位移为 $\boldsymbol{\zeta}$(指附加弹性平动位移),箭体旋转角速度为 $\boldsymbol{\omega}_1$.考虑到 $\boldsymbol{\zeta},\boldsymbol{\omega}_1,\boldsymbol{\rho}_1$ 均为小量,

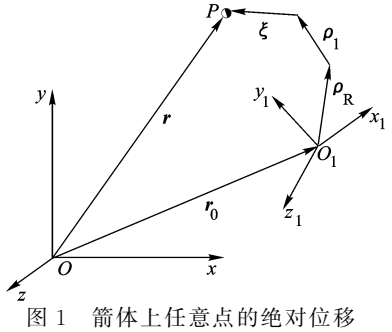

图 1　箭体上任意点的绝对位移

可得 P 点的绝对加速度简化公式.

$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}=\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_0}{\mathrm{d}t^2}+\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_1}{\mathrm{d}t}\times\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{R}}+\frac{\delta^2\boldsymbol{\rho}_1}{\delta t^2}+\frac{\delta^2\boldsymbol{\xi}}{\delta t^2}\tag{1}$$

式(1)可用来求发动机摆动质心和液体晃动质量的绝对加速度,进而列出发动机振动方程和液体晃动方程.

2.2　质心运动方程

由质心运动定理,惯性坐标系中弹性箭体在外力 $\boldsymbol{F}_k$ 作用下的力平衡方程为

$$\sum_{k=1}^{m}\boldsymbol{F}_k=\int_m\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}\mathrm{d}m\tag{2}$$

将式(1)代入式(2),写成质心运动方程形式,并忽略弹性变形产生的惯性力,得质心运动方程:

$$m_0\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_0}{\mathrm{d}t^2}=\sum_{k=1}^{m}\boldsymbol{F}_k-\int_m\frac{\delta^2\boldsymbol{\rho}_1}{\delta t^2}\mathrm{d}m\tag{3}$$

式(3)左边是无活动质量时的刚性箭体运动参数,其中 m_0 为包含发动机质量和推进剂晃动质量后箭体的总质量;右边第 1 项 $\sum_{k=1}^{m}\boldsymbol{F}_k$ 是弹性变形后作用在箭体上的所有外力;第 2 项是活动质量相对箭体运动产生的附加惯性力.将式(3)中各项在半速度坐标系各轴上投影就可以得到质心运动方程的分量表达式.

2.3　绕质心运动方程

由动量矩定理,惯性坐标系中箭体在外力 $\boldsymbol{F}_k$ 作用下绕质心力矩平衡方程为

$$\sum_{k=1}^{m}\boldsymbol{\rho}_k\times\boldsymbol{F}_k=\int_m(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{R}}+\boldsymbol{\rho}_1+\boldsymbol{\xi})\times\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}\mathrm{d}m$$

式中,$\boldsymbol{\rho}_k$ 为火箭质心到第 k 个外力 $\boldsymbol{F}_k$ 的矢径,共有 m 个外力.考虑到 $\frac{\delta\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{R}}}{\delta t}=\frac{\delta^2\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{R}}}{\delta t^2}=0$,$\boldsymbol{\xi},\boldsymbol{\omega}_1$ 和 $\boldsymbol{\rho}_1$ 均为小量,忽略二阶小量乘积项,结合质心的定义力矩平衡方程:

$$\overline{I}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_1}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{\omega}_1\times(\overline{I}\boldsymbol{\omega}_1)=\sum_{k=1}^{m}\boldsymbol{\rho}_k\times\boldsymbol{F}_k-\int_m(\boldsymbol{\rho}_1+\boldsymbol{\xi})\times\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_0}{\mathrm{d}t^2}\mathrm{d}m-\int_m\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{R}}\times\frac{\delta^2\boldsymbol{\rho}_1}{\delta t^2}\mathrm{d}m\tag{4}$$

式中,$\overline{I}$ 为刚性箭体惯量张量.式(4)为考虑活动质量运动(发动机摆动与推进剂晃动)和箭体弹性变形后的绕质心运动方程.

2.4　弹性振动方程

大型捆绑火箭呈现出的模态特征和单根连续梁的模态特征完全不同,芯级与助推之间,纵、横、扭之间耦合严重,可在 NASTRAN 等有限元软件中建立捆绑火箭的集中质量梁模型,分析固有模态和频率.对应的有限元方程为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{X}}+\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{X}}+\boldsymbol{K}\boldsymbol{X}=\boldsymbol{F}\tag{5}$$

式中,$\boldsymbol{M}$ 为集中质量矩阵;$\boldsymbol{C}$ 为阻尼矩阵;$\boldsymbol{K}$ 为刚度矩阵;$\boldsymbol{X}$ 为节点位移向量;$\boldsymbol{F}$ 为节点载荷向量,包括外力以及活动质量相对箭体运动产生的附加惯性力在相应位置的节点力和力矩.忽略刚柔耦合项,采用振型叠加法,式(5)可解耦为

$$\ddot{q}_i+2\xi_i\omega_i\dot{q}_i+\omega_i^2q_i=Q_i/M_i,i=1,2,3,\cdots,n$$

式中,n 为考虑的模态阶数;ω_i,ξ_i,q_i,Q_i 和 M_i 为对应第 i 阶模态的频率,阻尼比,模态坐标,广义

力和广义质量. Q_i 和 M_i 的具体表达式为

$$M_i = \boldsymbol{\varphi}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{M} \boldsymbol{\varphi}_i$$

$$Q_i = \boldsymbol{\varphi}_i^{\mathrm{T}} \boldsymbol{F}$$

式中，$\boldsymbol{\varphi}_i$ 为第 i 阶模态向量；M_i 可由软件自动计算得到；Q_i 需要手工推导计算表达式. 下面给出基于空间模态的弹性运动方程(已简化)：

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i \overline{\omega}_i \dot{q}_i + \overline{\omega}_i^2 q_i = D_{2zi}^{\varphi} + \Delta\delta_{\varphi z} + D_{3xi}^{\varphi} \Delta\delta_{\varphi x} + D_{3zi}^{\psi} \delta_{\psi z} + D_{3xi}^{\psi} \delta_{\psi x} + d_{3zi} \delta_{\gamma z} + d_{3xi} \delta_{\gamma x} + \overline{Q}_{xi}$$

该弹性运动方程所具有的特点是，弹性广义位移 q_i 同时受到 δ_φ，δ_Ψ，δ_r 3个控制变量的影响. 因此弹性运动位移3个通道的控制力矩相关，是一个空间方向的复合运动，这是与我国已飞型号弹性运动方程最大的差别.

2.5 液体晃动方程

工程上一般采用质量-弹簧-阻尼器模型等效力学模型来模拟液体晃动. 第 p 个贮箱内液体的晃动质量 m_p、质心位置 x_p、晃动频率 Ω_p 和阻尼比 ζ_p 根据相关等效原理与试验测定. 通过计算晃动质量在惯性空间的绝对加速度，求出对应的惯性力，将惯性力和重力代入力的平衡方程，在箭体系各轴上投影，则液体晃动方程为(以俯仰通道为例)：

$$\ddot{y}_p + 2\zeta_p \Omega_p \dot{y}_p = \left(-\frac{\mathrm{d}^2 \boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2} + \boldsymbol{g} \right) \Big|_{m_p}^{y_p}$$

3 姿控系统设计技术

3.1 控制器设计方法研究

由于俯仰、偏航、滚动3个通道的弹性方程合并为一个，弹性运动的控制不能够再按照3个波道单独设计，传统三通道完全独立的计算与分析模式是否成立需要分析. 由于多变量频域控制理论非常成熟，因此在控制参数设计方面可以考虑按照该理论来开展.

一种选取变量的模式如下，状态变量：$\boldsymbol{X} = [\Delta\dot{\varphi}\ \Delta\varphi\ \Delta\theta\ \dot{\psi}\ \psi\ \sigma\ \dot{\gamma}\ \gamma\ \dot{q}_i\ q_i\ \Delta\dot{y}_p\ \Delta y_p\ \Delta\dot{z}_p\ \Delta z_p]^{\mathrm{T}}$；输入变量：$\boldsymbol{U} = [\Delta\delta_{\varphi_{x_j}}\ \Delta\ddot{\delta}_{\varphi x_j}\ \Delta\delta_{\varphi z_t}\ \Delta\ddot{\delta}_{\varphi z_t}\ \delta_{\psi x_j}\ \ddot{\delta}_{\psi x_j}\ \delta_{\psi z_t}\ \ddot{\delta}_{\psi z_t}\ \delta_{\gamma x_j}\ \ddot{\delta}_{\gamma x_j}\ \delta_{\gamma z_t}\ \ddot{\delta}_{\gamma z_t}]^{\mathrm{T}}$；输出变量：$\boldsymbol{Y} = [\Delta\varphi_{\mathrm{PT}}\ \Delta\dot{\varphi}_{\mathrm{ST}}\ \psi_{\mathrm{PT}}\ \dot{\psi}_{\mathrm{ST}}\ \gamma_{\mathrm{PT}}\ \gamma_{\mathrm{ST}}]^{\mathrm{T}}$.

因此，系统的状态方程的形式为

$$\boldsymbol{T}\dot{\boldsymbol{X}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{U} + \boldsymbol{D}$$

$$\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{X}$$

将状态方程直接转换为传递函数的形式，得出三通道弹性耦合9个传递函数：

$$\begin{bmatrix} \varphi(s) \\ \psi(s) \\ \gamma(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi(s)/\delta_\varphi(s) & \varphi(s)/\delta_\psi(s) & \varphi(s)/\delta_\gamma(s) \\ \psi(s)/\delta_\varphi(s) & \psi(s)/\delta_\psi(s) & \psi(s)/\delta_\gamma(s) \\ \gamma(s)/\delta_\varphi(s) & \gamma(s)/\delta_\psi(s) & \gamma(s)/\delta_\gamma(s) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_\varphi(s) \\ \delta_\psi(s) \\ \delta_\gamma(s) \end{bmatrix}$$

可以看出，由于弹性模型的交联，新一代火箭单个通道的控制摆角对3个通道的姿态均有影响，而传统模型单个通道的摆角与姿态角是一一对应的.

根据经典的多变量频域设计思想，可以采用如下方式对耦合模型开展设计：如果耦合矩阵本身是对角占优势的，则忽略耦合项，将3个通道分开进行频域设计；如果没有对角占优势的特点，则乘以合适的转换矩阵，构成对角占优的形式，然后进行单波道设计.

经过分析，新一代某一构型火箭在数学模型上存在三通道弹性耦合，但频域模型本身具有主对角占优的特点. 因此，对于姿控系统设计而言，仍旧可以采用传统三通道解耦的频域设计方法.

3.2 容错重构技术

由于发动机系统造成的失败事件占有较大的比例，新一代火箭在助推器参与控制后，控制系统的伺服机构增加到8个，出现故障的概率增加，为了增加控制系统的可靠性，提高我国新一代火箭的抗故障能力，需要开展姿控系统重构研究.

新一代某构型火箭一级发动机布置如图2所示. 其中 $Ox_1y_1z_1$ 为移动到箭体尾部的箭体坐标系，x_{j_1} 和 x_{j_2} 表示2个芯级发动机，$z_{t_1} \sim z_{t_4}$ 表示4个助推发动机. 两台芯级发动机连线与 y_1，z_1 轴成45°，四台助推发动机采用“+”字形布置. 各发

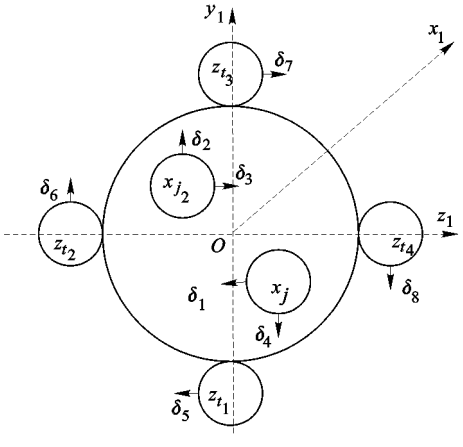

图2 某构型发动机布局示意图

动机的摆角按图 2 所示方向为正.

假设 x_{j_1} 发动机发生故障,摆角 δ_4 被卡在 δ_c 位置不动,其中 δ_c 为一个未知角度. δ_4 被卡在 δ_c 位置会在火箭的滚动通道产生一个逆时针的干扰力矩,同时也会产生俯仰通道的干扰力矩,使得俯仰通道和滚动通道耦合.

本论文设计了自适应控制系统,消除故障对火箭姿态运动产生的影响. 故障下助推发动机的自适应控制律为

$$\delta_{\varphi z}=(a_{0z}^{\varphi}+k_{0\varphi}\mid\Delta\varphi\mid)\Delta\varphi+(a_{1z}^{\varphi}+k_{1\varphi}\mid\Delta\dot{\varphi}\mid)\Delta\dot{\varphi}$$

$$\delta_{\gamma z}=(a_{0z}^{\gamma}+k_{0\gamma}\mid\gamma\mid)\gamma+(a_{1z}^{\gamma}+k_{1\gamma}\mid\dot{\gamma}\mid)\dot{\gamma}$$

由于系数 a_{0z}^{φ} 和 a_{0z}^{γ} 对姿态角的偏差起主要作用,$k_{0\varphi}$ 和 $k_{0\gamma}$ 的大小需要根据其对姿态角偏差的影响来确定. 仿真结果表明,故障的情况下,在自适应控制器的作用下箭体姿态角偏差会趋向于一个常数,而且这一常数会随 $k_{0\varphi}$ 的增大而减小. 但是采用自适应控制器,如何从频域角度分析系统的稳定裕度是一个难题,有待进一步开展分析与研究工作.

3.3　主动减载技术研究

载荷计算表明,在大风区箭体承受的横向载荷最大. 因此,在稳定回路中使用横法向过载反馈控制,即主动减载技术[4]. 主动减载具有实时性强,不需要射前进行高空风测量的优点. 通过对相关资料的查询和研究表明,国外运载火箭大都采用主动减载方法对由于高空风产生的气动载荷进行控制. 这项技术在国外已经被广泛应用,技术成熟,只是目前在我国运载火箭上还没有使用主动减载技术,因此迫切需要突破技术瓶颈.

引入减载回路后姿控系统信号流程如图 3 所示,a_0 和 a_1 分别表示姿态角偏差和姿态角速度的增益,g_2 表示加速度计的反馈增益.

在一般情况下,加速度反馈不引入姿态控制回路,但是在恶劣的飞行条件下,加速度反馈会起到很大的作用,达到减轻载荷的目的.

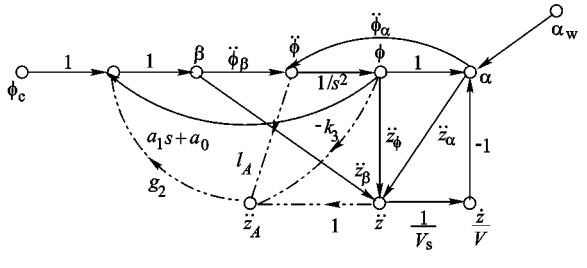

图 3　姿控系统信号流程图

4　结 束 语

本文针对新一代捆绑运载火箭低频密频模态、强耦合振动、复杂局部变形等特点,推导出了工程实用的姿态动力学模型,新的模型基于空间模态,弹性运动方程采用一个 q_i 表达的形式,能够完整地揭示横向、纵向、扭转与助推器局部模态对火箭的姿态与载荷的影响. 本文还基于空间模态的姿态动力学模型开展了姿控系统设计方法研究,给出了工程适用的姿控系统设计方法,并开展了容错重构和减载技术研究,对新一代捆绑火箭姿控系统的设计具有重要的借鉴和指导意义.

参考文献(References)

[1] 杨云飞,李家文,陈宇,等. 大型捆绑火箭姿态动力学模型研究[J]. 中国科学,2009,39(3):490－499
Yang Yunfei, Li Jiawen Chen Yu, et al. Research on attitude dynamics model of large launch vehicle[J]. Science in China,2009,39(3):490－499

[2] Loewy R G, Joglekar M M. Matrix holzer analysis for fully-coupled vibrations of clustered launch-vehicle configurations including applications to the Titan IIIC and uncoupled Saturn I cases[R]. NASA CR-592, 1966

[3] 徐延万. 液体弹道导弹与运载火箭系列-控制系统[M]. 北京:宇航出版社,1989
Xu Yanwan. Control system design of liquid propellant ballistic missile and launch Vechicle[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1989(in Chinese)

[4] Mori H. Control system design of flexible-body launch vehicles[J]. Control Engineering Practice, 1999,7,1163－1175

(编　辑:张　嵘)