运载火箭纵横扭大回路耦合动力学研究

杨云飞^{①*}, 李东^①, 谭述君^②, 陈宇^①, 胡鹏翔^①

① 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

② 大连理工大学航空航天学院, 大连 116024

* E-mail: kevin_yyf@163.com

收稿日期: 2014-02-25; 接受日期: 2014-03-20

摘要 大型运载火箭姿态控制回路与 POGO 回路的相互作用, 容易形成“推进—结构—控制”动力学交叉耦合的纵横扭大回路动力学耦合现象, 传统将姿态控制与 POGO 回路分离设计的方法无法准确得知耦合的程度. 本文研究建立“推进—结构—控制”一体的动力学模型, 适度简化后, 形成稳定性分析模型, 以开展大回路特征值计算与稳定性分析. 本研究揭示了姿态控制回路与 POGO 回路动力学耦合的途径与耦合程度, 并通过算例验证了“受到控制作用的一阶弯曲模态稳定性不会与液压系统耦合而出现问题”的结论. 本文给出了后续研究的建议.

关键词火箭
纵横扭大回路
姿态控制
POGO

1 引言

大型液体运载火箭是一个复杂的动力学耦合系统^[1]. 发射飞行过程中, 箭体飞行速度和高度不断增大, 火箭贮箱中推进剂的不断燃烧消耗导致全箭质量分布随飞行时间而变化, 会引发一系列动力学时变与交叉耦合现象. 一方面, 低频模态密集, 助推器局部变形明显的模态比较普遍^[2,3], 且弹性模态与晃动模态的频率靠近, 导致“刚-弹-晃-控”动力学的耦合程度大大增强; 另一方面, 大型液体捆绑火箭的很多模态为空间模态, 在纵, 横, 扭 3 个方向都有显著的振型分量, 同一阶模态有可能同时与推进系统(含推进剂输送和发动机系统)和姿态控制系统直接发生耦合关系; 除此之外, 大型摇摆发动机是推进回路与姿态控制回路共同的激励之源, 而大型摇摆发动机具有推力大, 摇摆部分质量大, 摇摆频率偏低的特点,

其局部动力学特性对推进系统与姿态控制系统的稳定性均会带来严重影响. 因此大型液体捆绑火箭很容易出现“推进—结构—控制”动力学交叉耦合的现象, 考虑到结构模态纵横扭分布是串联这种耦合现象的关键, 将之形象命名为纵横扭大回路耦合.

2 国内外研究现状

传统液体火箭的动力学耦合分析通常包含两方面的内容. 第一, 箭体的刚体运动, 推进剂晃动, 弹性振动和反馈控制系统强烈耦合. 柔性箭体在闭环有控飞行过程中的姿态稳定性是液体火箭“刚-弹-晃-控”耦合动力学研究的主要目的; 第二, 箭体结构与火箭推进系统(含增压输送系统和动力系统)的振动耦合可引发独特纵向耦合振动, 简称为 POGO 振动^[4]. POGO 振动的稳定性分析与抑制方法是“箭体结构-推

引用格式: 杨云飞, 李东, 谭述君, 等. 运载火箭纵横扭大回路耦合动力学研究. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 510–516

Yang Y F, Li D, Tan S J, et al. A study of longitudinal-lateral-torsional coupling dynamics of launch vehicles (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 510–516, doi: 10.1360/N092014-00038

进剂输送系统”耦合动力学研究的主要内容. 在传统液体火箭设计中, 姿态控制回路分析主要考虑箭体横向和扭转振动与控制系统的耦合, 推进回路分析主要考虑箭体纵向振动与推进系统的耦合, 而人为假定姿控回路与推进回路之间不存在耦合影响.

我国载人火箭的飞行数据显示^[5], 在火箭出现 POGO 振动的同时, 姿态控制回路的速率陀螺等测量元件敏感到强烈的振动, 振动信息已经进入到姿态控制回路, 幸运的是, 由于 POGO 现象持续的时间不长, 同时姿态控制回路具有足够的鲁棒性, 火箭没有出现飞行姿态失稳现象.

土星 AS-502 火箭的一次飞行实验显示^[6,7], 火箭

的 POGO 振动引起了有效载荷(登月舱)强烈的横向振动. 经过分析, 发生了 2 个耦合: 1) 火箭结构与推进系统耦合导致 POGO 振动; 2) 登月舱安装结构不对称性, 其质量偏移后结构模态纵横耦合. 在 2 个因素共同作用下, 登月舱在 5.2 Hz 附近出现强烈振动, 纵向加速度达到 0.72g, 而横向加速度同样达到 0.65g(图 1). 通过地面的模拟仿真, 基本复现了飞行现象.

土星 V 的研究资料表明^[7], 为详细分析结构模态对控制与推进回路的影响, 土星 V 的结构动力学模型经过多次演变, 从单纯的梁模型逐步过渡到梁和局部三维相结合模型(图 2).

图 1 登月舱纵向与横向加速度模拟和实际比较

图 2 土星 V 结构动力学模型

欧洲阿里安 4 火箭在推进回路稳定性设计过程兼顾了大回路耦合现象的研究^[8]。基本结论为: 传统的 POGO 回路模态受姿态控制干扰影响很大, 受到控制作用的一阶弯曲模态稳定性不会与液压系统耦合而出现问题。

我国在 20 世纪 80 年代初开始重视 POGO 现象研究, 提出纵向回路设计准则, 然而我国载人火箭在执行首次载人任务时依旧发生了明显的 POGO 振动现象^[5], 姿态控制回路的速率陀螺敏感到强烈的振动现象。最终该火箭通过调整蓄压器设计成功实现了对 POGO 振动的抑制, 与此同时我国开始重视 POGO 与姿控耦合的现象, 肖利红^[5]通过研究指出了载人火箭 POGO 现象与姿控回路一种耦合的模式, 并采用仿真手段模拟火箭出现 POGO 振动时滚动速率陀螺抖动的现象, 然而更深的机理分析并没有开展。

综合国内外研究现状可以知道, 要彻底搞清楚大回路耦合现象的机理与影响程度, 需要建立“结构-推进-控制”一体的动力学模型, 并以此为基础开展稳定性分析与数值仿真, 因此开展大回路耦合动力学建模研究是一项关键工作。

3 大回路动力学建模

3.1 姿态控制回路模型

捆绑火箭姿态控制回路(图 3)模型包括箭体动力学模型(刚体, 晃动, 弹性运动方程, 测量方程)和反馈控制方程, 伺服机构的动力学方程等部分。关于火箭姿态动力学建模的资料很多^[9~14], 其中文献^[14]提供了一种详细的火箭刚体、晃动、弹性运动建模方法。

一般火箭状态空间形式的姿态动力学方程为^[9]

$$E_a \dot{X}_a = A_a X_a + B_a U + W_a, \quad (\text{状态方程}) \quad (1)$$

$$Y = C X_a, \quad (\text{测量方程}) \quad (2)$$

$$U = K X_a, \quad (\text{反馈控制方程}) \quad (3)$$

式中

$$X_a = [\Delta\theta \ \Delta\phi \ \Delta\psi \ \sigma \ \psi \ \dot{\psi} \ \gamma \ \dot{\gamma} \ \dots y_p \dots \dot{y}_p \dots z_p \dots \dot{z}_p \dots q_1 \dots \dot{q}_1 \dots]^T,$$

其中 $\Delta\theta \ \Delta\phi \ \Delta\psi \ \sigma \ \psi \ \dot{\psi} \ \gamma \ \dot{\gamma}$ 为俯仰、偏航、滚动三通道姿态角与角速度变量, $y_p \dots \dot{y}_p \dots z_p \dots \dot{z}_p$ 为横、法向晃动位移与速度变量, $q_1 \dots \dot{q}_1$ 为弹性模态广义位移与速度变量, 各符号具体含义可以参考^[14]。

为下面分析的方便, 将状态变量拆分为“刚体+晃动”运动变量与弹性变量, 并根据火箭弹性运动方程形式, 可得到如下形式的状态方程

$$E\dot{X} = AX + BU + W + L_0 q + L_1 \dot{q} + L_2 \ddot{q}, \quad (\text{刚, 晃运动方程}) \quad (4)$$

$$M_s[\ddot{q} + Z_s \dot{q} + \Omega_s q] = \phi^T F, \quad (\text{弹性振动方程}) \quad (5)$$

式中,

$$X_a = [\Delta\theta \ \Delta\phi \ \Delta\psi \ \sigma \ \psi \ \dot{\psi} \ \gamma \ \dot{\gamma} \ \dots y_p \dots \dot{y}_p \dots z_p \dots \dot{z}_p \dots]^T, \\ q = [q_1 \dots q_i \dots]^T,$$

F 为作用在火箭上的外力矩阵, 包括推力, 控制力, 分布式气动外力等。

对于轴向与横、扭方向弹性运动耦合不明显的火箭构型, 姿态控制回路只考虑横向与扭转模态, 而对于纵、横、扭耦合明显的大型液体捆绑火箭构型, 则往往需要同时考虑纵、横、扭 3 个方向的主模态。

3.2 POGO 回路模型

分析 POGO 振动现象, 需要同时开展推进回路与箭体纵向结构动力学建模。火箭推进回路又包括

图 3 火箭姿态控制回路示意图

贮箱、波纹管、推进剂输送管、蓄压器、泵、发动机等环节(图 4).

1) 推进回路方程

关于 POGO 回路建模与分析的文献很多^[15~19], 目前对液体火箭推进回路建模主要参考文献^[19]的方法. 一般地, 对贮箱、波纹管、推进剂输送管、蓄压器、泵、动机等环节建立基于流量位移与脉动压力形式的微分方程, 最后将各个单元方程合并, 可以形成状态空间形式的方程.

一个通用的推进回路模型为

$$E_p \dot{X}_p = A_p X_p + \tilde{f}_{ps}, \quad (6)$$

式中,

$$X_p = [w^T, \tilde{p}^T, \dot{w}^T]^T; w = [w_1, w_2, \dots, w_{nr}]^T$$

为推进回路各个单元节点脉动压力; $\tilde{p} = [\tilde{p}_1, \dots, \tilde{p}_{nr}]^T$ 为推进回路各个单元节点脉动推力. $\tilde{f}_{ps} = \tilde{U}_{rq0} q + \tilde{U}_{rq1} \dot{q} + \tilde{U}_{rq2} \ddot{q}$ 为结构模态弹性振动对推进回路带来的惯性力影响等.

2) 结构纵向模型

适用于 POGO 分析的结构纵向振动方程形式为

图 4 (网络版彩图)火箭推进回路示意图

$$M_s[\ddot{q} + Z_s \dot{q} + \Omega_s q] = \phi^T f_p, \quad (7)$$

式中, f_p 为推进回路液体流量脉动与压力脉动对结构带来的作用力, 有 $f_p = Q_0 w + Q_1 \dot{w} + Q_2 \ddot{w} + Q_3 \tilde{p}$, $q = [q_{z1} \dots q_{zn}]$, 即在 POGO 回路中只考虑轴向模态的影响.

需要说明的是, 对推力室单元, 其脉动压力与脉动推力的关系为

$$\tilde{P} = C_p \tilde{p}. \quad (8)$$

即发动机脉动推力与燃烧室的脉动压力成比例, 脉动推力作用到结构上, 形成对结构模态最大的激励作用.

3.3 大回路动力学模型

将姿态控制回路与 POGO 回路的动力学方程合并, 可以得到大回路动力学方程. 在整个大回路动力学方程推导过程中, 要注意 2 个方面的变化.

1) 对结构模态方程的合并处理

为分析两个回路的相互作用, 需要同时考虑纵、横、扭 3 个方向的主模态, 且要同时考虑稳态外力和推进回路脉动力对结构的影响. 新的结构动力学方程形式为

$$M_s[\ddot{q} + Z_s \dot{q} + \Omega_s q] = \phi^T F + \phi^T (Q_0 w + Q_1 \dot{w} + Q_2 \ddot{w} + Q_3 \tilde{p}), \quad (9)$$

式中, $q = [q_1 \dots q_l \dots \dot{q}_1 \dots \dot{q}_l \dots]^T$, 包括纵、横、扭 3 个方向的主模态.

2) 考虑发动机推力脉动的影响

发动机推力出现脉动后, 有总推力 $P^* = P + \tilde{P}$ 其中, P 为推力稳态分量, $\tilde{P}$ 为脉动推力.

在刚体、晃动、弹性与反馈控制等方程中, 凡是与推力相关的项目, 均需要用 P^* 代替 P 进行计算.

下面仍旧将刚体、晃动与结构弹性方程合并, 形成统一的箭体动力学模型, 定义:

$$X_a = [\Delta\theta \ \Delta\phi \ \Delta\psi \ \sigma \ \psi \ \gamma \ \dot{\gamma} \ \dots y_p \ \dots \dot{y}_p \ \dots z_p \ \dots \dot{z}_p \ \dots | q_i \ \dots | \dot{q}_i \ \dots]^T,$$

则大回路箭体动力学方程为

$$E_a \dot{X}_a = A_a X_a + B_a U + W_a + Q_{a0} w + Q_{a1} \dot{w} + Q_{a2} \ddot{w} + Q_{a3} \tilde{p}. \quad (10)$$

式中

$$E_a = \begin{bmatrix} E(P^*) & 0 & -L_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & M_s \end{bmatrix}, A_a = \begin{bmatrix} A(P^*) & L_0 & L_1 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -M_s \Omega_s - M_s Z_s \end{bmatrix},$$

$$B_a = \begin{bmatrix} B(P^*) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, W_a = \begin{bmatrix} W(P^*) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, Q_{am} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_m \end{bmatrix} \quad (m=0\ldots 3).$$

推进回路方程形式不变

$$E_p \dot{X}_p = A_p X_p + \tilde{U}_{rq0} q + \tilde{U}_{rq1} \dot{q} + \tilde{U}_{rq2} \ddot{q}. \quad (11)$$

反馈控制方程形式为

$$U = KX_a, \quad (12)$$

测量方程形式为

$$Y = CX_a. \quad (13)$$

上述(10)~(13)式构成大回路完整的方程形式. 一个体现大回路动力学耦合关系示意图如图 5.

式中

$$\tilde{E} \dot{X} = \tilde{A}X + \tilde{B}U + \tilde{W}_a, \quad (14)$$

$$\tilde{E} = \begin{bmatrix} E_a & E_{ap} \\ E_{pa} & E_p \end{bmatrix}, \tilde{A} = \begin{bmatrix} A_a & -A_{ap} \\ -A_{pa} & A_p \end{bmatrix},$$

$$\tilde{B} = \begin{bmatrix} B_a \\ 0 \end{bmatrix}, \tilde{W}_a = \begin{bmatrix} W_a \\ 0 \end{bmatrix}.$$

如果定义输出为三通道的姿态角和姿态角速度的测量, 则输出方程为

$$Y = \tilde{C}X, \quad (15)$$

$$\text{式中 } \tilde{C} = \begin{bmatrix} C \\ 0 \end{bmatrix}.$$

反馈控制方程为

$$U = \tilde{K}X, \quad (16)$$

$$\text{式中 } \tilde{K} = \begin{bmatrix} K \\ 0 \end{bmatrix}.$$

4 大回路稳定性分析

引入总的状态变量 $X^T = [X_a^T, X_p^T]$, 即

$$X = [\Delta\theta \ \Delta\varphi \ \Delta\dot{\varphi} \ \sigma \ \psi \ \dot{\psi} \ \gamma \ \dot{\gamma} \ \dots y_p \ \dots \dot{y}_p \ \dots$$

$$z_p \ \dots \dot{z}_p \ \dots q_i \ \dots \dot{q}_i \ \dots w^T \ \dot{p}^T \ \dot{w}^T]^T.$$

根据(10)和(11)式, 可得到大回路状态方程形式如下

联立状态方程(14), 测量方程(15)与控制方程(16), 依据基本控制原理, 可以开展闭环系统的特征值计算^[20], 判别整个大回路的稳定性. 需要说明的是, 由于脉动推力相对稳态推力为小量, 在开展稳定性分析的过程中, 火箭动力学方程中推力只考虑稳态分量, 即在计算 E_a, A_a, B_a, W_a 时取 $P^*=P$.

图 5 大回路动力学耦合关系示意图

5 稳定性分析结果

采用上节给出的模型, 对某型号开展大回路特征值计算, 获得结构模态频率与阻尼(图6和7), 从计算结果可以知道.

1) 由大回路耦合动力学模型计算得到结构模态频率与纯箭体结构的各阶模态频率基本一致.

图6 耦合模型模态频率

图7 耦合模型模态阻尼

2) 姿态回路反馈控制作用大大增加横向一阶模态的阻尼; 推进回路作用改变了部分结构模态阻尼, 其中与推进回路模态频率接近的纵向结构模态阻尼受到的影响最大. 本算例一定程度验证了阿里安4火箭关于“受到控制作用的一阶弯曲模态稳定性不会与液压系统耦合而出现问题”的结论.

3) 大回路各阶模态阻尼为正, 即整个大系统是稳定的.

m 为 POGO 回路 1 个参数, 分析中考虑其取值为 1 与 4 两种情况.

6 结论

大型运载火箭纵横扭大回路耦合是一个非常复杂的动力学现象, 本文详细的论述了国内外的研究现状; 在基于对姿态控制与 POGO 2 个回路耦合途径准确认识的基础上, 给出了大回路耦合动力学模型. 一组算例分析结果显示: 大回路是稳定的, 同时也验证了“受到控制作用的一阶弯曲模态稳定性不会与液压系统耦合而出现问题”的结论.

在本文的分析过程中, 认为脉动推力相对稳态推力为小量, 因此忽略了脉动推力对姿态控制回路模型参数的影响, POGO 与姿态控制 2 个回路的耦合主要是通过纵横扭一体的结构模态方程实现的, 为实现脉动推力对控制回路影响分析, 时域仿真手段是必不可少的. 因此对该专题后续还有不少工作要做, 包括: 1) 对火箭纵横扭一体的结构有限元模型优化, 准确获取三维空间模态开展耦合分析的前提; 2) 对大回路特征参数开展敏感性分析, 寻找关键参数的边界范围, 为稳定设计提供依据; 3) 开展大回路变系数时域仿真, 验证稳定性分析结论, 并通过仿真模型模拟一些环节的非线性特性^[21-23], 从而实现

参考文献

- 1 龙乐豪. 总体设计(上). 北京: 中国宇航出版社, 1989
- 2 Glasor R F, Beam E E, George C. Vibration analysis of clustered launch vehicles. NASA Technical Note, NASA TN D-3090
- 3 潘忠文, 王旭, 邢誉峰, 等. 基于梁模型的火箭纵横扭一体化建模技术. 宇航学报, 2010, 40: 920-928
- 4 Rubin S. Prevention of coupled structure-propulsion instability (POGO). AIAA-SP-8055, 1970
- 5 肖利红. 捆绑型火箭助推段扭转与纵向振动耦合的分析. 航天控制, 2001, 2: 14-19
- 6 Noll R B, Zvara J. Structural interaction with control systems. NASA-SP-8079, 1971
- 7 Ryan R S, Papadopoulos J G. A study of Saturn AS-502 coupling longitudinal structural vibration and lateral bending response during

- booster. AIAA 7th Aerospace Sciences Meeting, 1969
- 8 About G B, Bonnal C, David N, et al. A new approach of POGO phenomenon three-dimensional studies of the Ariane 4 launcher. 37th International Astronautical Congress, Innsbruck, Austria, 1986
 - 9 徐延万. 液体弹道导弹与运载火箭系列——控制系统(上). 北京: 宇航出版社, 1989. 524–561
 - 10 阿瑟 L 格林雪. 飞行控制系统的分析与设计. 北京: 国防工业出版社, 1978
 - 11 柯列斯尼可夫 K C, 苏霍夫 B H, 著, 关世义, 常伯浚, 译. 作为自动控制对象的弹性飞行器. 北京: 国防工业出版社, 1979. 51–58
 - 12 黄文虎, 曹登庆, 韩增尧. 航天器动力学与控制的研究进展与展望. 力学进展, 2012, 42: 367–394
 - 13 岳宝增, 宋晓娟. 具有刚-柔-液-控耦合的航天器动力学研究进展. 力学进展, 2013, 43: 163–173
 - 14 杨云飞, 李家文, 陈宇, 等. 大型捆绑火箭姿态动力学模型研究. 中国科学: 技术科学, 2009, 39: 490–499
 - 15 Rubin, S. Longitudinal instability of liquid rockets due to propulsion feedback (POGO). J Spacecraft Rockets, 1966, 3: 1188–1195
 - 16 Ujino, T. POGO analysis on the H-II launch vehicle. 30th ASME, ASCE, AHS, and ASC, Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1989. 460–467
 - 17 Dotson, K W, Rubin, S, Sako, B H. Mission-specific POGO stability analysis with correlated pump parameters. J Propul Power, 2005, 21: 619–626
 - 18 Zhao Z, Ren G, Yu Z, et al. A parameter study on POGO stability of liquid rockets. J Spacecraft Rockets, 2011, 48: 537–541
 - 19 Oppenheim, B W, Rubin, S. Advanced POGO stability analysis for liquid rockets. J Spacecraft Rockets, 1993, 30: 2048–2062
 - 20 余成波, 张莲, 胡晓倩, 等. 自动控制原理. 北京: 清华大学出版社, 2006. 88–89
 - 21 任辉, 任革学, 荣克林, 等. 液体火箭 POGO 振动蓄压器非线性仿真研究. 强度与环境, 2006, 33: 1–6
 - 22 严海, 方勃, 黄文虎. 液体火箭的 POGO 振动研究与参数分析. 导弹与航天运载技术, 2009, 304: 35–40
 - 23 赵治华. 液体火箭 POGO 振动的多体动力学建模及稳定性分析. 博士学位论文. 北京: 清华大学航天航空学院, 2011

A study of longitudinal-lateral-torsional coupling dynamics of launch vehicles

YANG YunFei¹, LI Dong¹, TAN ShuJun², CHEN Yu¹ & HU PengXiang¹

¹ Beijing Aerospace Systems Engineering Institute, Beijing 100076, China;

² School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China

Interactions of attitude control loop and POGO loop of the large-scale launch vehicle tend to result in the longitudinal-lateral-torsional coupling phenomenon. The traditional design methods which separate the attitude control design and POGO are unable to accurately grasp the degree of coupling relationships. In this paper, the propulsion-structure-control integrated dynamics model is constructed. With appropriate simplification, the model is used for large-loop eigenvalue calculation and stability analysis. The coupling way and strength between attitude control loop and POGO loop are revealed. And the conclusion that the stability of the first-order bending mode under control will not meet coupling problems with the propulsion system is verified by examples. Suggestions for further studies are also given in this paper.

rocket, longitudinal-lateral-torsional coupling loop, attitude control, POGO

doi: 10.1360/N092014-00038