固液捆绑火箭星箭耦合分析技术研究

刘佳俊,毛玉明,博 伟,李 鑫,狄文斌 (上海宇航系统工程研究所,上海 201109)

摘 要:新一代中型固液捆绑火箭频率低、模态密、全箭动力学特性复杂,助推与芯级之间的力的传递特性在 纵横扭方向存在耦合,传统纵横向分离的星箭耦合分析方法无法准确预示星箭界面力学环境。本文针对固液捆绑 火箭的特点,建立了星箭耦合系统纵横扭一体化有限元模型;根据火箭飞行特定设计工况建立具有时变飞行特征 的外力函数,对火箭特征工况进行了瞬态响应分析;通过子结构内力恢复对固液捆绑火箭的星箭界面力学环境进 行了准确预示,具有较高的工程应用价值。

关键词:固液捆绑火箭;星箭耦合分析;纵横扭一体化;时变外力函数;子结构内力恢复
 中图分类号: V 214.3 文献标志码: A DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.05.010

Research on Coupled Load Analysis Technology for Launch Vehicles with Strap-on Solid Rocket Boosters

LIU Jiajun, MAO Yuming, BO Wei, LI Xin, DI Wenbin (Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Medium size launch vehicles with a liquid core level and several strap-on solid rocket boosters (SRBs) have complex dynamic characteristics. The fundamental frequency is low, the mode is dense, and the loads of the core level and boosters are coupled in the longitudinal, lateral, and torsional directions. Traditional coupled load analysis (CLA) methods cannot accurately foreshow the mechanical environment of the satellite-launch vehicle interface. Based on the characteristics of launch vehicles with SRBs, this paper establishes a longitudinal-lateral-torsional integrated satellite-launch vehicle finite element model and a set of time-varying force functions. The CLA is conducted by using modal transient analysis. With the substructure force recovery technique, the mechanical environment of the satellite-launch vehicle interface is shown. The CLA method has high value in the design of launch vehicles with SRBs.

Key words: strap-on solid-liquid rocket booster; satellite-launch vehicle coupled load analysis; longitudinal-lateraltorsional integration; time-varying external force function; substructure internal force recovery

0 引言

固液捆绑火箭,通常由液体芯级捆绑数个固体 助推器组成,可充分发挥液体发动机性能高、工作 时间长和固体发动机推力大、使用维护简单的各自 优势。运载火箭在飞行过程中,受到平稳风、阵风、 跨声速脉动压力、发动机推力等外力作用,产生随 时间变化的载荷和动响应。预示火箭与卫星之间 在飞行过程中的力学环境是火箭和卫星结构设计 的关键之一。与单芯级火箭相比,固液捆绑火箭力 学环境较复杂,火箭和卫星之间的力学环境设计是 固液捆绑火箭总体设计中的难点。

星箭耦合分析是预示火箭和卫星力学环境的 重要方法。星箭耦合分析主要关注火箭飞行纵、横 向载荷较为严酷的工况,例如发动机开机、关机、舱 段分离、跨声速抖振最大动压(Maximum Dynamic Pressure, MDP)等。星箭耦合分析通常基于星箭 耦合系统的有限元模型,在特定的外力输入下,通 过频率响应分析或瞬态响应分析求解目标结构的 频域或时域响应^[1-2]。星箭系统有限元模型一般规 模较大,考虑到求解效率,响应分析一般采用模态

收稿日期:2022-07-28;修回日期:2022-09-14

作者简介:刘佳俊(1993—),男,硕士,工程师,主要研究方向为运载火箭结构动力学设计、载荷设计。

法,然后通过子结构内力恢复得到结构响应和载 荷^[3-5]。固液捆绑火箭具有频率低、模态密、纵横扭 耦合等特点,动力学特性复杂,建立能够准确反映 固液捆绑火箭动力学特性的有限元模型是星箭耦 合分析的关键之一。

固液捆绑火箭星箭耦合分析中的外力函数设 计也是难点之一。火箭飞行过程中,受到的外力主 要包括平稳风、切变风、阵风、跨声速脉动压力、发 动机控制力、发动机推力、舱段分离冲击等[6-7]。由 于固液捆绑火箭纵横向力的传递特性存在耦合,需 要同时施加纵横向外力,传统纵横向分离的星箭耦 合分析方法无法应用于固液捆绑火箭。传统的耦 合分析中,平稳风、切变风、发动机控制力等准静态 外力一般直接当做静态外力,或者采用时域法计算 载荷;阵风、脉动压力等动态外力一般采用频域法 计算响应和载荷。分别计算静动态响应后,再迭加 获得结构的总响应。火箭受到的阵风、脉动压力等 横向动态外力是多向的,需要分解为正交方向施 加,而频域法会导致两个正交方向的外力失去时间 相关性^[8]。另外,将控制力视为准静态外力无法体 现固、液发动机控制力对箭体动响应的实时反馈^[9]。

针对以上固液捆绑火箭在动力学建模和外力 函数设计中存在的问题,本文建立了典型固液捆绑 火箭星箭耦合系统的纵横扭一体化有限元模型,提 出基于火箭飞行特征的时域外力函数设计方法。 以此为基础,针对固液捆绑火箭 MDP横向振动工 况和一级关机纵向振动工况进行瞬态响应分析,通 过子结构内力恢复方法,可以对星箭界面响应进行 准确预示。

1 固液捆绑火箭子结构内力恢复

在外部动态载荷作用下,固液捆绑火箭结构动 力学控制方程可以写为

 $M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F \tag{1}$

式中:M为质量阵;C为阻尼阵;K为刚度阵;F为外 力向量;将物理坐标u转化到模态空间,即 $u = \Phi \xi$, Φ 是模态向量。

利用模态向量的正交性解耦式,可以求得模态 坐标 *ξ*,进而求得 *u*。

结构的内力F。可以表示为[10]

$$F_{s} = K \boldsymbol{u} = K \boldsymbol{\Phi} \boldsymbol{\xi} \tag{2}$$

式(2)称为模态迭加法,或模态位移法。Φ采

用有限阶次模态时,模态迭加法是近似的,其优势 在于计算效率高。但是在纳入足够多的模态的条 件下,模态迭加法也可达到较高的精度^[11-12]。

在固液捆绑火箭星箭耦合分析中,使用子结构 方法可以简化模型,提高计算效率。对于一个子结构,物理坐标 u 可以区分为界面自由度 u,和内部自 由度 u,则式(1)可以写为^[13]

 $\begin{bmatrix} M_{jj} & M_{ji} \\ M_{ij} & M_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{u}_{j} \\ \ddot{u}_{i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{jj} & K_{ji} \\ K_{ij} & K_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{j} \\ u_{i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{j} \\ F_{i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_{j} \\ 0_{i} \end{bmatrix} (3)$ 式中: 下标 *j* 为界 面量; 下标 *i* 为内 部量; *R*_i 为界 面力。

为了简略,式(3)中忽略了阻尼项,在实际星箭 耦合分析计算中含有阻尼项。

将物理位移u的内部自由度转化到模态空间, 即 $u = \boldsymbol{\Phi}_{sub} \boldsymbol{\xi}$,其中

$$\boldsymbol{\Phi}_{\text{sub}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_{jj} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\phi} & \boldsymbol{\psi} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\xi} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{u}_{j} \\ \boldsymbol{\xi} \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:**φ**的列向量分别对应着界面各个自由度的约 束模态向量;**ψ**为子结构的界面约束模态阵;**ς**为内 部模态坐标。

对于固液捆绑火箭,可以划分火箭子结构r和 卫星子结构s。将式(4)代入式(3),并将火箭子结 构和卫星子结构组装。由于界面力协调作用,界面 力*R*,相互抵消,获得系统动力学方程为

$$\boldsymbol{\Phi}_{\text{sub}}^{\text{T}} \boldsymbol{M} \boldsymbol{\Phi}_{\text{sub}} \begin{bmatrix} \ddot{\boldsymbol{u}}_{j} \\ \ddot{\boldsymbol{\varsigma}}_{s} \\ \ddot{\boldsymbol{\varsigma}}_{r} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\Phi}_{\text{sub}}^{\text{T}} \boldsymbol{K} \boldsymbol{\Phi}_{\text{sub}} \begin{bmatrix} \boldsymbol{u}_{j} \\ \boldsymbol{\varsigma}_{s} \\ \boldsymbol{\varsigma}_{r} \end{bmatrix} = \boldsymbol{\Phi}_{\text{sub}}^{\text{T}} \boldsymbol{F} \quad (5)$$

由式(5)可以求解火箭子结构r和卫星子结构s 的位移,代入式(3)可以得到火箭和卫星之间的界 面力*R*_i。

在火箭动力学模型上施加准确的外力,通过固 液捆绑火箭子结构内力恢复方法,可以获得星箭界 面响应。因此,固液捆绑火箭星箭耦合分析的关键 是结构动力学建模和外力函数设计。

2 固液捆绑火箭动力学建模

针对典型固液捆绑火箭(液体芯级直径 3.35 m,捆绑4台直径 2.00 m的固体助推器)开展结构动 力学精细化有限元建模。固体助推器按火箭象限 位置,编号为助推 I ~ Ⅳ。模型参考坐标系定义如 下:X轴为火箭轴向,Y轴指向箭体 Ⅲ象限,Z轴指 向箭体 Ⅳ象限,如图1所示。

针对固液捆绑火箭动力学特性,建立纵横扭一

体化的梁-壳组合模型。芯级纵向液体弹性特性由 分块纵向质量-弹簧模型进行模拟^[1417]。整流罩用 壳单元模拟,以保证该处脉动压力的响应计算准确 性。捆绑连接机构由两部分组成:后捆绑位于助推 器尾部,为球铰,是主传力机构;前捆绑接近助推器 头锥,为三根二力杆组成的平面杆系,是辅助传力 机构。后捆绑采用一个BUSH单元模拟,前捆绑采 用三个ROD单元模拟。卫星模型采用动力缩聚模 型,并应用子结构内力恢复方法求解响应和内 力^[18-20]。该模型能较好模拟固液捆绑火箭的低频动 特性,并保证较高的计算效率。



图 1 典型固液捆绑火箭有限元模型 Fig. 1 Typical strap-on solid-liquid rocket finite element model

 基于火箭飞行特征的外力函数设计 针对固液捆绑火箭飞行试验特点,提出基于火 箭飞行特征的外力函数设计方法,其主要特征为:
 ①静动态外力函数统一在时域下给出;②控制力 实时闭环反馈。平稳风、切变风、阵风引起的横向 气动力大小可以通过火箭动压、攻角等飞行状态参 数和平稳风、切变风、阵风风速等风场参数获得;通 过设定平稳风、切变风、阵风周期,可以构造相应的 时程函数。发动机推力可以基于发动机地面试车 数据实测,按照工况时间截取,并进行高空推力换 算。外力函数设计过程中,主要难点是脉动压力时 程函数设计以及控制力反馈设计,以下对这两项分 别进行说明。

3.1 脉动压力时程函数设计

脉动压力是火箭跨声速飞行时在整流罩等变 截面位置产生的压力波动,本文基于脉动压力地面 风洞试验构造脉动压力时程,如图2所示。火箭设 计阶段,需要基于缩比模型进行脉动压力地面风洞 试验,试验测得脉动压力激励截面两个正交方向的 截面合成脉动压力时程数据。这一时程数据经过 缩比模型试验状态和实际火箭飞行状态的时间相 似变换,即可得到飞行工况下的脉动压力时程数 据。时间相似变换如下:

$$T_{\rm f} = T_{\rm m} \frac{D_{\rm f}}{D_{\rm m}} \cdot \frac{V_{\rm m}}{V_{\rm f}} \tag{6}$$

式中:T为时间;D为截面直径;V为速度;下标m为 缩比模型风洞试验中的参数;下标f为实际飞行状 态中的参数。

在耦合分析中,截取同一时段两个正交方向的 时程数据作为脉动压力施加,即可以保留正交方向 脉动压力数据之间的时间相关性。需要注意由于 存在时域上的截断,获得的脉动压力时程数据的功 率谱与脉动压力试验平均功率谱一般存在差异,需 进行一定修正,以防止时域截断引起的随机性影响 星箭耦合分析结果。





3.2 固液捆绑火箭控制力反馈设计

火箭在飞行过程中,通过惯组、陀螺等敏感元 件获得自身的运动信息,并通过控制系统反馈给发 动机使发动机摆动,产生横向的控制力。控制系统 的仿真可通过在 MSC.Nastran 平台中应用控制系 统传递函数实现。其反馈过程为:从模型对应位置 获得姿态角、角速度等运动信息,经过控制系统的 传递函数,获得反馈的固、液发动机摆角,并转化为 控制力施加于发动机处,反馈过程如图3所示。典 型固液捆绑火箭 MDP工况中,在外力作用下,经过 控制系统反馈得到的固、液发动机摆角时程如图4 所示。



图3 控制系统反馈回路







4 固液捆绑火箭星箭耦合分析

基于上述固液捆绑火箭星箭耦合系统有限元 模型以及外力函数,进行瞬态响应分析,通过子结 构内力恢复对火箭典型工况 MDP 工况和一级关机 工况的星箭界面总时域加速度响应进行预示,并依 据获得的星箭界面总加速度时域响应,计算星箭界 面冲击响应谱(Shock Response Spectrum, SRS), 本文取品质因子 Q=10。

4.1 MDP工况

火箭 MDP 工况的星箭界面响应最大值预示结 果见表1。星箭界面加速度时域结果和 SRS 如图 5 所示。从分析结果来看,该工况 SRS 最大横向响 应为 0.6 g量级,在4、10、16、25 Hz 附近出现峰值, 其来源主要是横向外力输入与星箭组合体在对应 频率产生耦合,产生较大的横向响应。

表1 MDP工况星箭界面 SRS 最大响应

```
Tab. 1 Maximum SRS response of the satellite-launch vehicle interface under the MDP working condition
```

参数	X 向	Y 向	Z向
峰值/ g	0.041	0.304	0.564
峰值频率/Hz	25.7	15.5	24.5







4.2 一级关机工况

火箭一级关机工况的星箭界面响应最大值预示 结果见表2。星箭界面加速度时域结果和SRS如图 6所示。从分析结果来看,该工况SRS最大纵向响应 为0.4g量级,在16、30 Hz附近出现峰值,其来源主 要是发动机关机过程推力下降引起的冲击与星箭组 合体在对应频率产生耦合,产生较大的纵向响应。

表2 一级关机工况星箭界面 SRS 最大响应

Tab. 2 Maximum SRS response of the satellite-launch vehicle interface under the first stage shutdown working condition

参数	X 向	Y 向	Z向
峰值/g	0.332	0.082	0.038
峰值频率/Hz	16.3	35.1	34.9



图6 一级关机工况星箭界面时域响应和SRS

Fig. 6 Response of the satellite-launch vehicle interface and SRS under the first stage shutdown working condition

5 结束语

针对固液捆绑火箭星箭耦合分析在结构动力 学建模和外力函数设计中存在的技术难点,建立了 纵横扭一体化星箭耦合系统有限元模型,提出基于 火箭飞行特征的外力函数设计方法。对星箭耦合 系统进行瞬态响应分析,并通过子结构内力恢复, 对固液捆绑火箭 MDP、一级关机等典型工况星箭界 面低频振动力学环境进行准确预示。本文提出的 星箭耦合分析方法具有较高的工程应用价值,该方 法在后续研究中通过进一步提升动力学建模精细 度,还可以应用于火箭特定位置的力学环境预示。

参考文献

- [1] FPELLISSETTI M, FRANSEN S, PRADLWARTER H J, et al. Stochastic launchersatellite-coupled dynamic analysis [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(6):1308-1318.
- [2]冯纪生.资源一号/长征四号星箭耦合分析综述[J].航

天器工程,2003,12(1):19-22.

- [3] QIU J B, WILLIAMS F W, QIU R X. A new exact substructure method using mixed modes [J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 266(4): 737-757.
- [4]邱吉宝,张正平,李海波,等.运载火箭/航天器耦合分支 模态综合法(上)[J].强度与环境,2011,38(6):24-33.
- [5] 邱吉宝,张正平,李海波,等.运载火箭/航天器耦合分 支模态综合法(下)[J].强度与环境,2012,39(1):1-11.
- [6] LESTE H C. Determination of loadson a flexible launch vehicle during ascent through winds [R]. Washington D.C.: NASA, 1965.
- [7] WILLIAMS R, BREKKE J, MCCALL S, et al. Ares
 I-X fluctuating pressure predictions and comparison to flight: Data processing techniques and observations
 [R]. [S.L.]: AIAA 2011-3016, 2011.
- [8] 杨虎军,安军,赵美英,等.基于时域法的运载火箭风载 荷动力响应分析[J].强度与环境,2013(4):22-26.
- [9] 陈力奋,崔升,柳征勇,等.基于传递函数的星箭耦合载 荷分析[J].振动与冲击,2010,29(6):84-87,120.
- [10] KARPEL M, PRESENTE E. Structural dynamic loads in response to impulsive excitation[J]. Journal of Aircraft. 1995, 32(4): 853-861.
- [11] JONES R, RICKS E, BOOKOUT P. Examination of three methods of loads recovery from a coupled loads analysis on space shuttle payloads [R]. [S.L.]: AIAA 1996-1235, 1996.
- [12] RESCHKE C. Flight loads analysis with inertially coupled equations of motion[R]. [S.L.]; AIAA 2005-6026, 2005.
- [13] CRAIG R R, BAMPTON M C C. Coupling of substructures for dynamic analyses [J]. AIAA Journal, 1968, 6(7): 1313-1319.
- [14] 张忠,李海波,任方,等.星箭耦合系统多状态模型修正 技术研究[J].强度与环境,2012,39(6):22-29.
- [15] 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[J].宇航学报,2010,31(5):1310-1316.
- [16] 潘忠文,王小军,马兴瑞,等.基于梁模型的蒙皮加筋结构纵横扭一体化建模研究[J].中国科学:技术科学, 2014,44(5):517-524.
- [17] 唐玉花,狄文斌,刘靖华.液体运载火箭一维纵横扭一体化建模技术[J].宇航学报,2017,38(1):89-96.
- [18] 吴松,秦川,刘松,等.星箭耦合力学分析中的卫星混合 模型研究[J].上海航天,2021,38(6):36-39.
- [19] 邱吉宝,张正平,李海波,等.动态子结构法在航天工程 中的应用研究[J].振动工程学报,2015,28(4):510-517.
- [20] 钱志英,罗文波,阮剑华.MSC.NASTRAN子结构法 在航天器结构动力学分析中的应用研究[J].宇航总体 技术,2018,2(1):49-55.