

# 结构动力学模型修正技术在液体火箭发动机中的应用

闫松<sup>1</sup>, 李斌<sup>2</sup>, 李锋<sup>1</sup>

(1. 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘要:**可重复使用成为未来液体火箭发动机的重要发展趋势, 载荷分析是进行疲劳问题分析的前提, 而精确的结构动力学模型又是进行响应计算和界面载荷分析的基础。由于液体火箭发动机结构的复杂性, 需要采用模型修正技术对初始建立的有限元模型进行修正。主要介绍了MC-1发动机的模型修正及界面载荷研究, SSME发动机模型修正过程、模型修正技术在航空航天其他领域的应用情况。根据是否考虑试验结果的不确定性, 将模型修正方法分为确定性模型修正和随机模型修正两大类。主要阐述了经典的基于灵敏度的模型修正方法和对发展方向进行展望。

**关键词:**液体火箭发动机; 模型修正; MC-1发动机; SSME; 界面载荷分析

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374(2018)01-0027-10

## Application of structural dynamic model updating technique in liquid rocket engine

YAN Song<sup>1</sup>, LI Bin<sup>2</sup>, LI Feng<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory for Science and Technology on Liquid Rocket Engine, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Reusable engines will be an important development trend of liquid rocket engine (LRE). Load analysis is the prerequisite of fatigue analysis. Accurate structural dynamic model is the basis of response calculation and interface load analysis. Model updating techniques need to be used to tune the initial finite element (FE) model due to the complexity of liquid rocket engine. The model updating and interface load research of MC-1 engine, the updating process of SSME engine model, and the application of model updating technique in other fields of aerospace are introduced in this paper. According to whether consider uncertainty of the test results, the model updating method is divided into deterministic model updating and stochastic model updating. The classical model updating method based on sensitivity is focused here. At last, the research result is summarized and the future development is prospected.

**Keywords:** liquid rocket engine; model updating; MC-1 engine; SSME; interface load analysis

## 0 引言

液体火箭发动机是载人登月、深空探测、重型空间站等活动的重要动力系统<sup>[1]</sup>,由于其结构及工作环境的复杂性,研制的技术难度较大。目前国内液体火箭发动机沿用性能设计为主、静强度分析校核、故障问题为导向的动强度试验验证考核的研制模式。这种设计模式容易导致产品有较大呆重,发动机推重比低,而薄弱环节的可靠性依然不足。国外先进液体动力设计采用结构设计与动力学设计同步进行的方案(图1),在设计制造涡轮泵、喷管、推力室等各部件的同时建立其有限元模型,通过开展部件级模态试验不断修正各部件的有限元模型,最终通过合成的整机模型计算界面载荷和应力应变水平,这种设计方式由于在发动机结构设计阶段考核了发动机的动强度,不仅缩短了研制周期,而且避免了不必要的结构强度冗余,大大提高了发动机性能<sup>[2]</sup>。

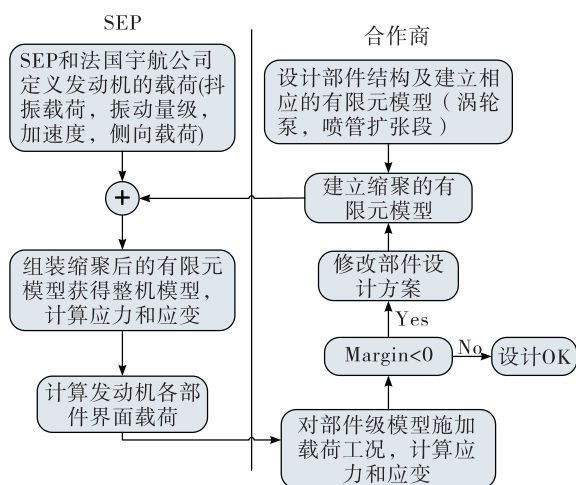


图1 Vulcain 发动机力学设计过程<sup>[2]</sup>

Fig.1 Mechanical design process of Vulcain engine<sup>[2]</sup>

为了节约成本,可重复使用成为未来液体火箭发动机的发展趋势。计算结构疲劳寿命,首先必须清楚知道结构的动载荷。美国在1996年启动的MC-1发动机项目,其研究目标是制造低成本可重复使用的发动机,该发动机界面载荷计算采用如下分析方法:由发动机试车时关键部位测点的一组加速度响应PSD曲线定义发动机动力学环境,通过在有限元模型上(涡轮泵、燃烧室、燃气发生器)施加

一组等效激励再现该动力学环境。图2为MC-1发动机多源激励试验研究,这也是NASA第一次采用发动机整机结构动力学模型计算界面载荷,不仅得到了局部结构修改导致整个发动机中载荷传递路径的变化情况,而且振动响应仿真结果和热试车数据取得很好的一致性<sup>[3]</sup>。



图2 MC-1发动机多源激励试验<sup>[3]</sup>

Fig.2 Multi-source excitation test of MC-1 engine<sup>[3]</sup>

目前国内液体火箭发动机结构设计难以考虑发动机动强度,原因主要有两点:1)结构动力学模型精度不足以进行动力学设计;这是由于发动机组成结构复杂、连接与约束形式多样化,特别对于螺旋铣槽、夹层结构等,难以准确建立其动力学模型。2)模型施加多大的等效力载荷不清楚,多源载荷等效方法欠缺。模型修正技术作为液体动力技术基础研究的一个重要研究方向<sup>[4]</sup>,是提高液体火箭发动机结构动力学模型精度的有效途径,本文对其在液体火箭发动机中的应用情况作介绍,并对目前模型修正技术进行分类,重点介绍适用于液体火箭发动机的基于灵敏度的模型修正方法,最后指出模型修正技术的未来发展趋势。

## 1 模型修正技术的应用情况

### 1.1 MC-1发动机

MC-1(Fastrac)发动机是由马歇尔航天飞行中心设计研制的6万磅(27.2 t)推力的液氧煤油发动机,在MC-1发动机研制过程中,NASA建立了包括燃烧室、喷管、涡轮泵、燃气发生器、常平座和主要管路的整机有限元模型(图3)。为了获得整机精

确的结构动力学模型,共进行了超过5轮的模型修正,并单独开展了高温下复合材料喷管的模态试验用于修正喷管的动力学模型(图4):

第1轮:涡轮泵采用集中质量;

第2轮:增加并修改部分管路模型;

第3轮:涡轮泵由集中质量单元修改为梁单元,增加推进剂供应管路,修正涡轮泵模型;

第4轮:开展喷管自由-自由模态试验,修正800Hz内喷管模型;

第5轮:重新设计喷管,重新构建动力学模型。

最终建立整机有限元模型前10阶固有频率都和试验值吻合较好,最大误差不超过5%,第一次在新发动机设计中使用整机模型计算了发动机界面载荷力<sup>[3, 5, 6]</sup>。

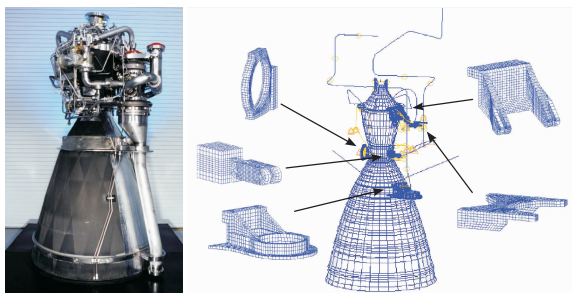


图3 MC-1发动机及其结构动力学模型<sup>[6]</sup>

Fig.3 MC-1 engine and dynamic FE model<sup>[6]</sup>

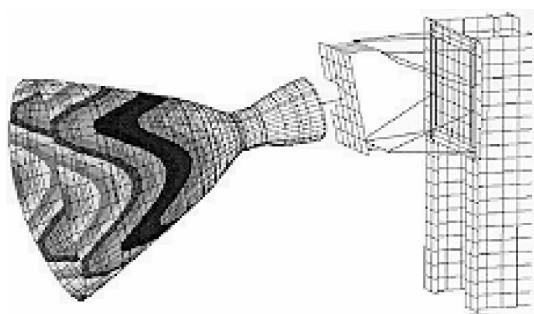


图4 试验台上的喷管二节径振型<sup>[7]</sup>

Fig.4 Two nodal diameter (ND) mode of nozzle on test stand<sup>[7]</sup>

## 1.2 SSME 模型修正发展历程

SSME 是最早应用结构动力学模型进行设计分析的液体火箭发动机。1976年5月至1978年4月,基于SPAR有限元计算程序分别建立了高压燃料泵、高压氧泵和SSME(不包括涡轮泵)的有限元模

型用于动力学仿真。1977年8月20日至9月1号结构动力学研究公司(Structural Dynamics Research Corporation)在国家空间技术试验室(National Space Technology Laboratory)对SSME进行模态试验。由于当时计算机水平限制,整机动力学模型以梁单元为主(图5),但修正后整机动力学模型具有相当高的精度,选择氧泵有较大相对位移的15阶振型与试验结果对比,其中有9阶的误差小于5%,有3阶误差小于10%,只有3阶模态没能描述<sup>[8]</sup>。

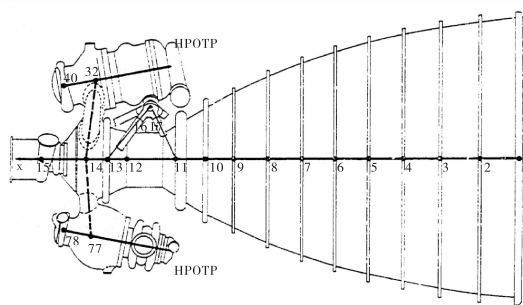


图5 SSME模型<sup>[8]</sup>

Fig.5 SSME model<sup>[8]</sup>

随着计算机水平的提高,SSME 结构动力学模型不再限制于梁单元。1983年,Lockheed-Huntsville建立了包含实体单元、壳单元更为详细的SSME 整机动力学模型(图6),为了提高计算效率,整机模型采用超单元,将SSME分为燃气管,主燃烧室,高压燃料泵,高压氧泵,喷管5个超单元<sup>[9]</sup>。

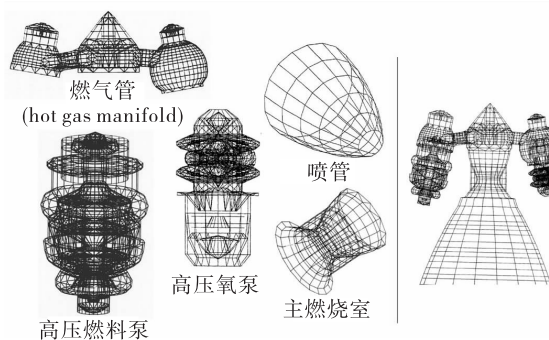


图6 SSME各部件及整机结构动力学模型  
(喷管未显示完全)<sup>[9]</sup>

Fig.6 FE models of SSME components and whole system structure (The nozzle is not shown completely)<sup>[9]</sup>

而后,SSME 对燃气弯管进行了改进设计,并采用单晶叶片用于旋转部件,为了了解高压氧泵详细的动力学特性,Lockheed – Huntsville 建立了氧泵壳体和转子部件的动力学模型,并利用试验结果修正了动力学模型,花费了相当大的人力物力<sup>[10]</sup>。

1984 年在地面试车过程中由于燃料泵的异常同步振动导致试车终止,深入调查表明在燃料泵一级叶轮盖板上形成了高周疲劳裂纹,由于这次疲劳失效以及其他相关的转子问题,NASA 投入了相当大的精力研究分析该部件,进行了大量的相关试验。理论建模方面仅转子的动力学模型就有 5 个,Lockheed NASTRAN 模型、Rockwell STARDYNE 模型、NASA/MSFC EAL 模型、Lockheed DIAL 模型和 Lockheed EAL 模型。分析结果表明一级转子的共振频率落在了泵的工作频率内<sup>[11]</sup>。

2011 年,SSME 的结构动力学模型用于计算喷管流动分离的侧向力载荷引起的动力学响应<sup>[12]</sup>,从图 7 可以看出,该模型较以往的模型更加精细,氧泵和燃料泵可以反映产品的外形,且整机模型中包含了较细的管路。

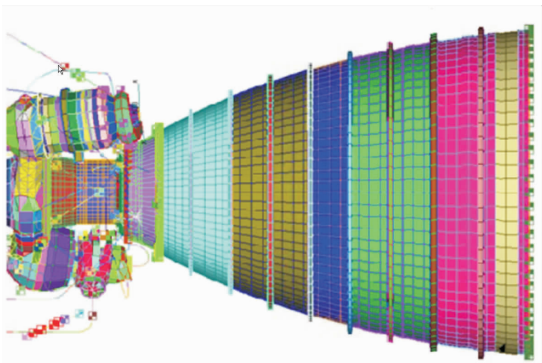


图 7 SSME 结构动力学模型<sup>[12]</sup>

Fig. 7 SSME structural dynamic FE model<sup>[12]</sup>

1.3 国外模型相关性评价标准

国外航空航天部门对有限元模型修正技术的工程应用极为重视,各国航天机构都制定了有限元模型和试验相关性的评价标准,其中欧洲空间标准公司( European Cooperation for Space Standardization, ECSS )<sup>[13]</sup>和 NASA<sup>[14]</sup>的标准如表 1 所示,不满足该标准的结构动力学模型禁止使用,MC – 1 发动机的结构动力学模型严格符合 NASA 的模型相关性评价标准,对于重要模态,固有频率误差小于 5% 的要求。

表 1 ECSS 和 NASA 模型相关性标准  
Tab. 1 Model correlation standard of ECSS and NASA

机构	项目	准则
ECSS	一阶弯曲模态	$MAC > 0.9; \Delta f/f < 3\%$
	有效模态质量大于 10% 的其他模态	$MAC > 0.85; \Delta f/f < 5\%$
	100Hz 以内的其他模态	$MAC > 0.8; \Delta f/f < 10\%$
	互正交性矩阵	对角项 $> 0.9$ ; 非对角项 $< 0.1$
	界面力和力矩	有效质量大于 10% 的模态,偏差小于 10%
NASA	频率(对于重要的模态)	$\Delta f/f < 5\%$
	自正交性矩阵(对于重要的模态)	对角项 $> 0.95$ ; 非对角项 $< 0.1$
	互正交性矩阵(对于重要的模态)	对角项 $> 0.9$ ; 非对角项 $< 0.1$

1.4 国内研究情况

西安航天动力研究所开展了液体火箭发动机的建模和模型修正工作,建立了 YF – 115、YF – 115 四机并联、YF – 100 双机等各型号的整机模型(图 8)。在对 YF – 100 发动机进行结构动力学建模时,模态试验在试车台进行,由于试车台动圈的影响,不可能提供完全刚性的边界条件,李锋<sup>[15]</sup>在其博士

论文中,采用弹簧单元模拟试车台边界条件,利用 BP 神经网络方法对边界参数进行了识别,识别结果与试验值在低频段取得了较好的一致性,这本质上是对边界参数的修正。黄道琼<sup>[16]</sup>通过对推力室、涡轮泵等结构等效简化,建立了可以反映四级并联发动机低频动态特性的有限元模型。上海宇航系统工程所董寻虎<sup>[17]</sup>采用商业软件 MSC. Patran 建立了



液体火箭发动机的整机模型,计算所得前3阶固有频率和试验值符合较好。这些模型都只考虑了低频(一般为前3阶)的动力学特性,这样的整机结构动力学模型与国外建立的整机模型在精度上还有一定差距,特别是达不到 NASA 标准(对于重要模态,频率误差小于 $<5\%$ 的要求),究其原因,一是对于如推力室夹层结构、发动机复杂连接结构的建模方法缺乏研究,二是我们建立的动力学模型还处于手工修改的阶段,对于液体火箭发动机这样一个大型复杂的工程结构,缺乏系统的行之有效的模型修正方法。

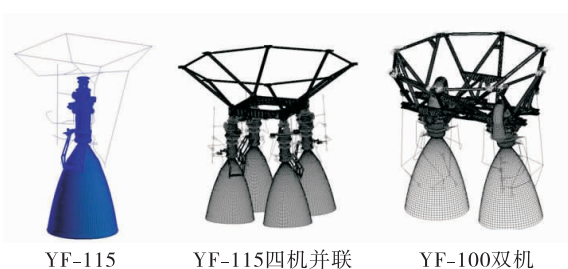


图8 液体火箭发动机结构动力学模型

Fig. 8 Structural dynamic models of LRE

精确的模态试验结果是进行模型修正的依据,近年来,非接触式测量技术,如三维扫描测振技术<sup>[18]</sup>、数字图像相关技术的发展使得短时间内获得结构的全场振型成为可能。为了提高液体火箭发动机结构动力学模型精度,西安航天动力研究所闫松对比分析了传统模态测试方法和三维扫描测振技术对于模型修正的优缺点,并将三维扫描测振技术获得的模态数据应用于液体火箭发动机部件的模型修正<sup>[19]</sup>(图9)。相比于传统模态试验手段,该方法无附加质量影响,振型空间分辨率高,测点空间定位准确,特别适合于液体火箭发动机等具有复杂表面和弱刚度结构的模态试验和模型修正问题。

### 1.5 模型修正在航空航天其他领域的应用

最早在20世纪60年代,美国航空航天工业的需求促使了适用于有限元模型的半自动修正方法的发展。对于土星-V运载火箭,早期的1维梁模型用于分析土星-V的横向振动问题。1974年,利用实验模态数据修正了28个梁单元的剪切和弯曲刚度系数,修正程序使得共振频率误差从修正前的5%减少到修正后的0.05%<sup>[20]</sup>。

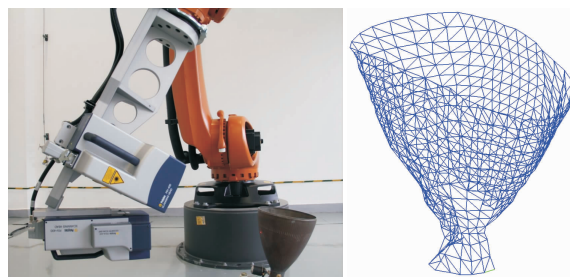


图9 基于三维扫描测振的模态试验及实测喷管2节径振型<sup>[19]</sup>

Fig. 9 Modal test based on 3D scanning vibrometry technique and obtained 2ND mode shape<sup>[19]</sup>

目前模型修正技术已经成功应用于大型复杂航空航天结构动力学模型,如航空发动机,直升机,卫星等。文献[21]基于灵敏度修正方法,采用3步策略对航空发动机整机动力学模型(图10)进行修正,第一步,对各部件模型(component model)进行修正;第二步,对各部件组成的子结构(sub-assembly model)进行模型修正,主要修正连接处的刚度系数;第三步,对整机有限元模型进行修正。

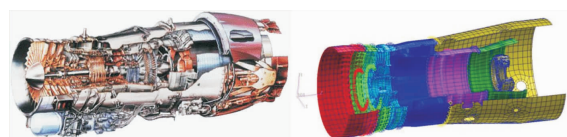


图10 航空发动机及其结构动力学模型<sup>[21]</sup>

Fig. 10 Aero-engine and its dynamic model<sup>[21]</sup>

为了降低直升机振动和噪声量级,提高乘坐舒适度,往往采用结构动力学模型预测直升机结构修改后的动力学特性。文献[22]详细介绍了对 Lynx Mk7 直升机结构动力学模型(图11)的修正过程,包括误差定位方法、待修正参数选择方法等,采用的是经典的基于灵敏度的模型修正方法,最后对修正后的模型进行动力学响应分析,理论和试验结果符合较好。

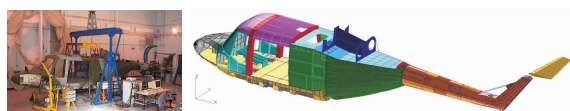


图11 Lynx Mk7 直升机及其结构动力学模型<sup>[22]</sup>

Fig. 11 Lynx Mk7 helicopter and its baseline FE model<sup>[22]</sup>

火箭发射和上升阶段作用于航天器的动力学载荷,可以通过对卫星和箭体进行耦合载荷分析(Coupled Load Analysis, CLA)来模拟,卫星模型的准确性决定了低频状态下动力学响应分析的精度。为了提高分析的准确性,卫星的有限元模型必须根据动力学试验结果来修正<sup>[23]</sup>。Doupe<sup>[24]</sup>详细介绍了对FalconSAT-5卫星的模型修正过程,为了得到高质量的模态数据,卫星采用激振器激励并使用激光测振系统采集数据,先根据试验数据对卫星的六个面板的模型进行修正,得到准确的面板模型后对整个卫星模型进行修正,最终预测的固有频率误差在3%以内。

洪良友<sup>[25]</sup>研究了获得高精度动特性模型的方法,构建了建模-预试验-试验结果评估-模型修正的技术链。丁继峰<sup>[26]</sup>综合有限元建模、模态试验、相关分析和模型修正等技术,构造了一套系统的航天器结构有限元模型试验验证策略,针对我国新一代大型卫星平台-东方红四号卫星开展了整星有限元模型的试验验证研究。

## 2 模型修正方法的分类

基于实测振动信息来修正结构的有限元模型,使得有限元模型和试验模型之间的误差在给定的范围内达到最小,称为动力学模型修正。根据修正对象不同,本质上有两种不同的模型修正方法:矩阵型和参数型。矩阵型修正方法直接对质量、刚度和阻尼矩阵进行修正,修正后可以精确的再现试验模态参数,但该方法不考虑实际物理结构,修正后有限元节点的连通性不能保证,目前该方法逐渐被淘汰。参数型修正方法通过迭代修正有限元模型中不确定的物理参数,通常是材料弹性模量、连接刚度等,修正后的质量矩阵和刚度矩阵有物理意义,且修正结果可以为将来再对相似结构进行建模时提供借鉴。正是由于这些优势,参数型修正方法成为目前研究的主流。

模型修正技术自60年代中期发展至今,已广泛应用于航空航天<sup>[27-28]</sup>领域,模型修正技术从单目标优化发展到多目标优化<sup>[29-30]</sup>,从确定性模型修正到统计方法用于模型修正<sup>[31]</sup>。众多学者在这一领域做出了突出贡献,提出了各种各样的修正方法,Mottershead<sup>[32]</sup>、朱宏平<sup>[33]</sup>、李辉<sup>[34]</sup>、杨智春<sup>[35]</sup>、郭勤

涛<sup>[36]</sup>等人从不同角度对模型修正问题进行了述评和总结,本文重点关注的是参数型模型修正方法,依据是否考虑试验结果不确定性,参数型修正方法分为确定性模型修正和随机模型修正两大类(图12)。确定性模型修正不考虑试验结果的不确定性,认为试验结果是确定且唯一的,模型修正过程是调整模型参数使之精确再现该试验结果。目前确定性模型修正技术逐渐趋于完善,归纳起来,确定性修正方法主要包括经典的基于灵敏度的修正方法<sup>[37-38]</sup>,响应面法<sup>[39-40]</sup>,基于优化算法的修正方法<sup>[41]</sup>三类,目前发展较为成熟的是基于灵敏度的模型修正方法。

## 3 基于灵敏度的模型修正

基于灵敏度的修正方法假设试验结果是原始有限元模型的扰动,通过修改模型中参数使得试验结果和理论结果足够接近。只有当初始有限元模型和试验结果差别较小,这种方法才有效,该方法需要计算模态参数或者频响函数对于设计变量(杨氏模量、密度、截面积、几何尺寸)的灵敏度,灵敏度定义为设计参数发生微小改变时,模态参数改变量与设计参数变化量的比值。

假设测量响应与理论计算之间的误差为 $\varepsilon$

$$\varepsilon = z_T - z = z_T - (z_j + S_j \Delta\theta) = \Delta z_j - S_j \Delta\theta \quad (1)$$

式中:下标 $j$ 表示第 $j$ 次迭代值; $z_T$ 是测量值; $z$ 是理论计算值; $S$ 是灵敏度矩阵; $\Delta\theta = \theta_{j+1} - \theta_j$ 是设计变量的改变量。式(1)中已经将理论计算结果 $z$ 在 $z_j$ 处Taylor展开。

建立如下形式的目标函数

$$J = \varepsilon^T W_{zz} \varepsilon \quad (2)$$

式中权矩阵 $W_{zz}$ 是试验结果准确程度的度量。通常情况下测量的响应数目比设计参数要多,这时方程是超定的,要获得严格满足 $\varepsilon = 0$ 的方程的解是不可能的,只能获得最小二乘意义下的解。将式(1)代入式(2),并令 $\partial J / \partial \Delta\theta = 0$ ,可以求得满足目标函数最小的 $\Delta\theta$ ,建立如下递推关系

$$\theta_{j+1} = \theta_j + [S_j^T W_{zz} S_j]^{-1} S_j^T W_{zz} (z_T - z_j) \quad (3)$$

实际计算中,灵敏度矩阵 $S$ 可能是秩亏的或者是接近秩亏的,这时采用式进行计算,待修正参数每次迭代都会有大的波动而不收敛,称为病态问题,处理病态问题的方法包括正则化、奇异值分

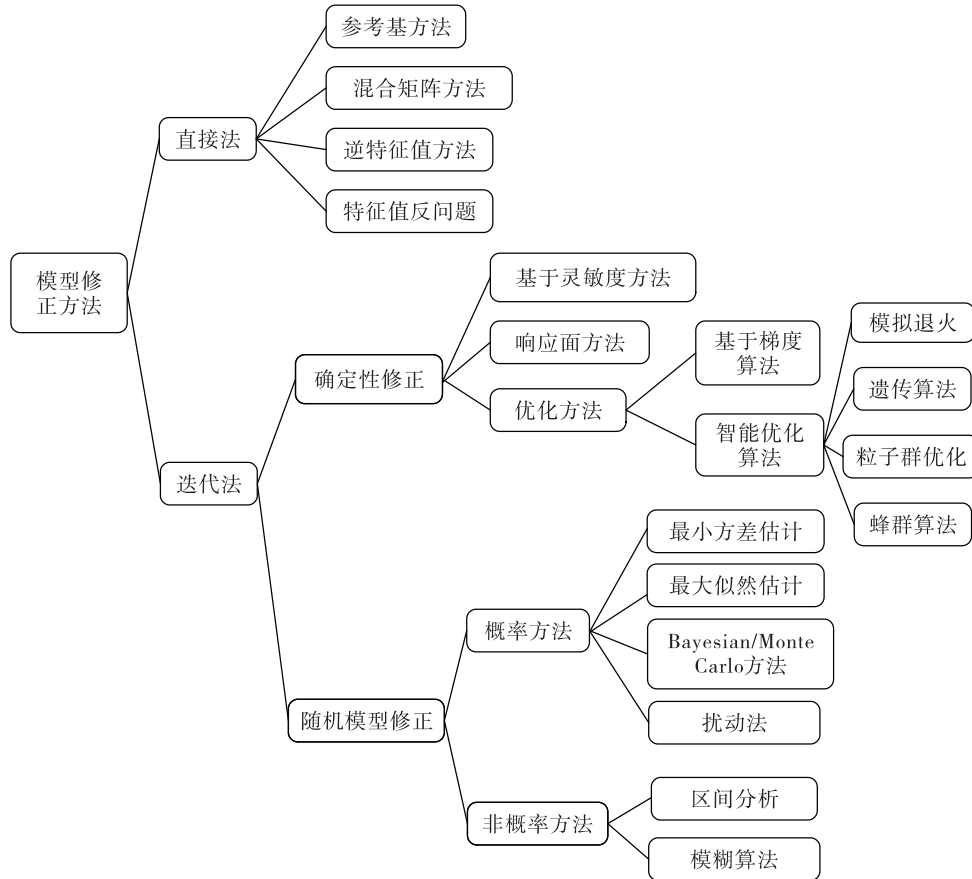


图 12 有限元模型修正技术分类

Fig. 12 Classification of FE model updating technique

解<sup>[42-44]</sup>等。通常做法是将每次迭代过程中参数的变化量  $\Delta\theta$  限制在某一范围内

$$J(\Delta\theta) = \varepsilon^T W_{zz} \varepsilon + \lambda^2 \Delta\theta^T W_{\theta\theta} \Delta\theta \quad (4)$$

参数权值矩阵  $W_{\theta\theta}$  的选择应反映出对初始估计参数的不确定性大小,当  $W_{\theta\theta} = I$  时( $I$  是单位矩阵),就是经典的 Tikhonov 正则化方法<sup>[45]</sup>。 $\lambda$  是正则化常数,用来平衡误差项  $J_\varepsilon(\theta) = \varepsilon^T W_{zz} \varepsilon$  和参数改变项  $J_\theta(\theta) = \Delta\theta^T W_{\theta\theta} \Delta\theta$ ,如果  $\lambda$  过小,则新问题接近于原始的病态问题,如果  $\lambda$  过大,则新问题的解会严重偏离原问题。由式(4)可知,误差项和参数改变项都是  $\lambda$  的函数:  $J_\varepsilon(\lambda)$ ,  $J_\theta(\lambda)$ 。 $\lambda$  通常通过绘制  $L$  曲线给出,其位于  $L$  曲线的拐角处, $L$  曲线是随着  $\lambda$  变化,反映  $\sqrt{J_\varepsilon(\lambda)}$  和  $\sqrt{J_\theta(\lambda)}$  变化规律的图形。Hansen<sup>[46]</sup>指出,在合理的信噪比和满足 Picard 条件下, $L$  曲线在  $\lambda < \lambda_{opt}$  时是近乎竖直的,  $\lambda > \lambda_{opt}$  时迅速变为水平的。

得递推关系

$$\theta_{j+1} = \theta_j + [S_j^T W_{zz} S_j + \lambda^2 W_{\theta\theta}]^{-1} S_j^T W_{zz} (z_T - z_j) \quad (5)$$

基于灵敏度的模型修正方法在过去几十年中取得了飞速的发展,已经成功应用于修正如航空发动机、直升机等大型复杂结构<sup>[21-22]</sup>。目前可以使用的模型修正商业软件如 FEMTools, SDTools 也都是基于灵敏度分析的,但是成功修正模型需要工程师的工程经验和对所建立模型的深刻认识。闫松<sup>[19]</sup>采用基于灵敏度的序列二次规划算法成功对液体火箭发动机喷管的动力学模型进行了修正。Mez-zapasa 等<sup>[47]</sup>将无人机分成机身、机翼等各个子部件,以频率和振型为目标函数采用商业软件 FEM-tools 对各个部件进行修正,修正后的各部件理论和试验的固有频率和 MAC 值符合较好,但采用 MPC 刚性单元合成整机后理论和试验值相关性较差,指出今后修正目标集中在对于连接的模拟上。

## 4 总结及展望

目前总体来讲国外液体火箭发动机模型精度

较高,模型修正技术应用较多,对于理论模型与试验结果相关性有量化的评价标准。误差定位技术、修正参数选取技术等已经应用于如航空发动机、直升机等大型结构上;相对而言,国内对于液体火箭发动机模型修正研究虽然起步较晚,但目前的优势是计算机能力较七、八十年代大大提升,使得我们不再限制于梁单元、壳单元等,可以建立一个更加完善、精细的液体火箭发动机动力学模型。此外,新的测试技术,如三维激光扫描测振技术在液体火箭发动机领域的应用将会大大促进相关分析、模型修正等技术的发展。基于灵敏度的优化算法目前已发展较为成熟,一般可以在较少的迭代步内收敛,在处理复杂的工程问题时,直接应用成熟的商业软件往往可以大大减少工作量。实际工程中获得的试验结果往往是不精确、不完备且不确定性的,未来模型修正将会更多的从确定性模型修正向随机模型修正发展。

#### 参考文献:

- [1] 李斌,丁丰年,张小平. 载人登月推进系统[M]. 北京:中国宇航出版社,2011.
- [2] JAMES P, ROBIN P, KERNILIS A. Dynamic testing, finite element simulation of the vulcain engine, updating and application to buffeting load case [C]// Proceedings of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing. Braunschweig, Germany: [ s. n. ], 1999:111-118.
- [3] CHRISTENSEN E R, BROWN A M, FRADY G P. Calculation of dynamic loads due to random vibration environments in rocket engine systems [C]// Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2007:120-127.
- [4] 李斌. 构建基础研究平台,推动液体动力技术创新发展[J]. 火箭推进. 2014, 40(1):1-9.  
LI Bin. Establishment of fundamental research platform for promoting innovative development of liquid propulsion technology [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(1):1-9.
- [5] CHRISTENSEN E R, FRADY G. Structural dynamic analysis of the X-34 rocket engine; AIAA-98-2012 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [6] FRADY G, JENNINGS J M, MIMS K, et al. Engine system loads analysis compared to hot-fire data [C]// Proceedings of 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, Colorado, 2002:1-13.
- [7] BROWN A M. Temperature-dependent modal test analysis correlation of X-34 FASTRAC composite rocket nozzle [J]. Journal of propulsion and power, 2002, 18(2):284-288.
- [8] MULLER G R. Finite element models of the space shuttle main engine; NASA TM-78260 [R]. USA: NASA, 1980.
- [9] FOLEY M J, TILLEY D M, WELCH C T. SSME structural dynamic model development-final report. NASA-CR-170960 [R]. USA: NASA, 1983.
- [10] FOLEY M J, WILSON V L. SSME structural dynamic model development-phase II. NASA-CR-178708 [R]. USA: NASA, 1985.
- [11] FOLEY M J. SSME structural dynamic model development-final report. NASA-CR-183671 [R]. USA: NASA, 1989.
- [12] BAKER M, PRAY C. Understanding critical dynamic loads for nozzle and nozzle extension design [C]// Proceedings of 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California: AIAA, 2011:123-129.
- [13] Standardization European Cooperation for Space. Space engineering: structural finite element models ECSS-E-ST-32-03C- 2008 [S]. [S. l. : s. n. ], 2008:3.
- [14] National Aeronautics and Space Administration. Load analyses of spacecraft and payloads; NASA-STD-5002 [S]. USA: NASA, 1996:1.
- [15] 李锋. 液氧煤油发动机低频结构动力学修改研究[D]. 西安:西北工业大学, 2011.
- [16] 黄道琼, 张继桐, 何洪庆. 四机并联发动机低频动态特性分析[J]. 火箭推进. 2004, 30(4):27-31.  
HUANG Daoqiong, ZHANG Jitong, HE Hongqing. Low frequency dynamic characteristics of four parallel connected engines [J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(4):27-31.
- [17] 董寻虎, 张晓漫. 某火箭发动机系统振动特性测试和仿真分析[J]. 火箭推进. 2006, 32(1):54-58.  
DONG Xunhu, ZHANG Xiaoman. Dynamics test and simulation of a launch vehicle engine system [J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32(1):54-58.
- [18] 闫松, 李斌, 李斌潮等. 三维扫描测振技术在液体火箭发动机模态试验中应用[J]. 宇航学报. 2017, 38(1):



- 97-103.
- [19] YAN S, LI B, LI F, et al. Finite element model updating of liquid rocket engine nozzle based on modal test results obtained from 3-D SLDV technique [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 69: 412-418.
- [20] COLLINS J D, HART G C, HASELMAN T K, et al. Statistical identification of structures [J]. *AIAA Journal*, 1974, 12(2): 185-190.
- [21] BOSWALD M, LINK M, SCHEDLINSKI C. Computational model updating and validation of aero-engine finite element models based on vibration test data [C]// *Proceedings of Conference: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*. Munich, Germany: [s. n.], 2005: 221-228.
- [22] HATCH C, SKINGLE G W, GREAVES C H, et al. Methods for refinement of structural finite element models; summary of the GARTEUR AG14 collaborative programme [C]// *Proceedings of the 32nd European Rotorcraft Forum*. Maastricht, Netherlands: [s. n.], 2006: 24-29.
- [23] LIM J H. A correlation study of satellite finite element model for coupled load analysis using transmissibility with modified correlation measures [J]. *Aerospace science and technology*, 2014, 33(1): 82-91.
- [24] DOUPE C C, SWENSON E D, GEORGE L E, et al. Finite element model tuning with 3D mode shapes from Falcon-SAT-5 [C]// 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, California: AIAA, 2009: 18-26.
- [25] 洪良友, 贾亮, 吴艳红等. 航天结构动力学模型修正方法研究[J], *强度与环境*. 2015, 42(1): 23-30.
- [26] 丁继峰, 韩增尧, 马兴瑞. 大型复杂航天器结构有限元模型的验证策略研究[J], *宇航学报*. 2010, 31(2): 547-555.
- [27] MARWALA T, SIBISI S. Finite element model updating using Bayesian framework and modal properties[J]. *Journal of aircraft*, 2005, 42(1): 275-278.
- [28] PAK C, TRUONG S. Creating a test-validated finite-element model of the X-56A aircraft structure [J]. *Journal of aircraft*. 2014, 51(2): 1-24.
- [29] JIN S S, CHO S, JUNG H J, et al. A new multi-objective approach to finite element model updating[J]. *Journal of sound and vibration*, 2014, 333(11): 2323-2338.
- [30] JAISHI B, REN W X. Finite element model updating based on eigenvalue and strain energy residuals using multiobjective optimisation technique [J]. *Mechanical systems and signal processing*, 2007, 21(5): 2295-2317.
- [31] BOULKAIBET I, MTHEMBU L, MARWALA T, et al. Finite element model updating using the shadow hybrid Monte Carlo technique [J]. *Mechanical systems and signal processing*, 2015, 52: 115-132.
- [32] MOTTERSHEAD J E. Model updating in structural dynamics: a survey [J]. *Journal of sound and vibration*, 1993, 167(2): 347-375.
- [33] 朱宏平, 徐斌, 黄玉盈. 结构动力模型修正方法的比较研究及评估[J]. *力学进展*. 2002, 32(4): 513-525.
- [34] 李辉, 丁桦. 结构动力模型修正方法研究进展[J]. *力学进展*. 2005, 35(2): 170-180.
- [35] 杨智春, 王乐, 李斌, 等. 结构动力学有限元模型修正的目标函数及算法[J]. *应用力学学报*. 2009(02): 288-296.
- [36] 郭勤涛, 张令弥, 费庆国. 结构动力学有限元模型修正的发展-模型确认[J]. *力学进展*. 2006, 36(1): 36-42.
- [37] LEE N L. Comparative study of model updating methods based on 2D finite element models for a practical tower structure [J]. *工程科技与教育学刊*, 2014, 11(1): 43-51.
- [38] VEPS A, HAAPANIEMI H, LUUKKANEN P, et al. Application of finite element model updating to a feed water pipeline of a nuclear power plant [J]. *Nuclear engineering and design*, 2005, 235(17): 1849-1865.
- [39] 蒋寅军. 基于响应面方法的复杂结构模型修正方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2011.
- [40] 费庆国, 韩晓林, 苏鹤玲. 响应面有限元模型修正的实现与应用[J]. *振动、测试与诊断*. 2010, 30(2): 132-134.
- [41] 于开平, 刘荣贺. 多族群粒子群优化算法飞行器结构模型修正[J]. *振动与冲击*. 2013, 32(17): 79-83.
- [42] AHMADIAN H, MOTTERSHEAD J E, FRISWELL M I. Regularisation methods for finite element model updating [J]. *Mechanical systems and signal processing*, 1998, 12(1): 47-64.
- [43] HASAN W M, VIOLA E. Use of the singular value decomposition method to detect ill-conditioning of structural identification problems [J]. *Computer & structure*, 1997, 63(2): 267-275.

(上接第 35 页)

- [44] FRISWELL M I, MOTTERSHEAD J E, AHMADIAN H. Finite element model updating using experimental test data: parametrization and regularization [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: mathematical, physical and engineering sciences, 2001, 359: 169-186.
- [45] TIKHONOV A N, ARSENIN V Y. Solutions of ill-posed problems [M]. New York: John Wiley, 1977.
- [46] HANSEN P C. Analysis of discrete ill-posed problems by means of the L-curve [J]. SIAM review, 1992, 34(4): 561-580.
- [47] MEZZAPESA S A, ARRAS M, COPPOTELLI G, et al. Correlation and updating of an unmanned aerial vehicle finite element model [C]// Proceedings of 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2015: 123-131.

(编辑:陈红霞)