

大型动力装置结构振动试验设备

赵 连 忠

(航空航天部11所)

摘要: 本文通过对本单位引进的目前国际上较为先进的振动试验设备简评, 结合航天器大型动力装置说明结构振动试验研究方法和手段。简略地举例介绍了我们在该领域中已经完成和正在进行的研究工作。

主题词: 振动试验, 动力装置, 振动试验设备

一、概 述

大型动力装置结构动力学的研究是动力装置可靠、安全工作的保证。由于航天技术日新月异的发展及载客的需要, 对动力装置提出了更加苛刻的振动环境要求。因而发动机作为全系统的振源而言, 振动量级越低越好。

六十年代初始, 结构振动的传统试验方法是基于稳态正弦激励的共振方法, 该法在我国航天技术研究工作中起到了重要作用。70年代由于FFT(快速富里哀变换)技术、专用微机数据采集、跟踪滤波技术、人机对话分析方法及数字化自动控制工程等的采用, 开始逐步形成了建立在随机激励、脉冲激励和快速扫描等宽带激励基础上的试验方法。

八十年代美国喷气推进实验室对伽利略航天器进行结构模态试验评审中, 选择了典型的调谐正弦波驻留技术为基本试验方法, 同时还采用了单点和多点随机激励、快速正弦扫描等技术。事实证明, 这些方法均是针对各种具体课题有效的试验方法。此外, 该实验室采用了多种分析方法, 从而使试验得到了满意的结果。美国在进行航天飞机主发动机的谐振试验研究中, 为了得到更多有用的信息, 安置了154个加速度计并配置了相应的设备。

在对长征四号三级液体火箭发动机(单机)进行的随机激励振动试验中, 安置了42个加速度计, 用磁带机记录信息, 记录信号在微型处理机上进行处理, 得到力谱、传递函数的幅频特性、相频特性及相干函数。并由此确定动力装置各部件的固有频率和振型以及振动的传递路线。

显然, 要想有效地、更深入地进行大型动力装置的动态特性研究, 必需依靠先进的振动试验与分析设备。

二、振动试验台及多功能控制系统

振动试验最基本的设备如图1所示。

该系统激振力为40kN、空台加速度最大为100g峰值、最大速度1.78m/s、最大位移25.4mm、频率范围为5~3000Hz。

```

graph LR
    CS[控制系统] --> CA[控制加速度计]
    CA --> PA[功放]
    PA --> VT[振动台]
    VT --> MA[监视器加速度计]
    MA --> CS
  
```

图 1 振动试验基本系统

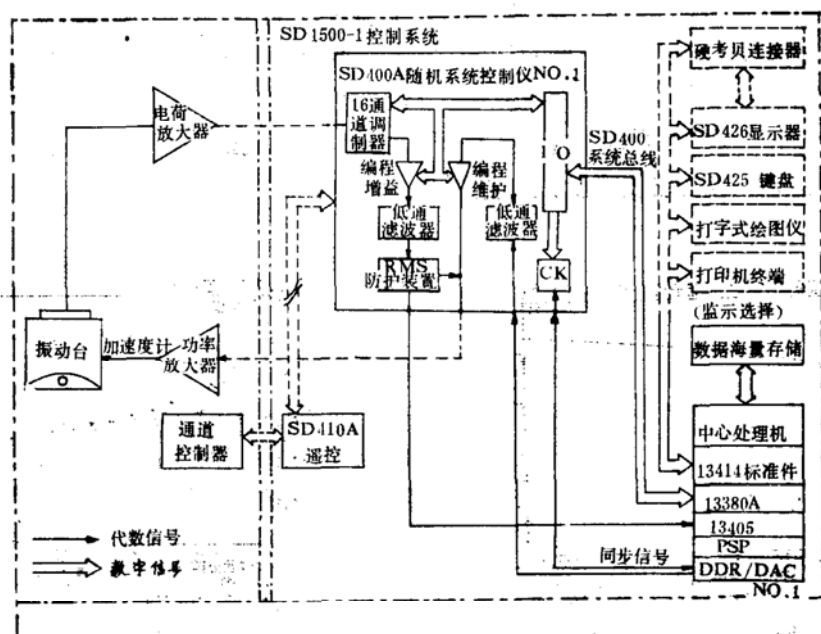


图 2 SD1500系统进行多台控制

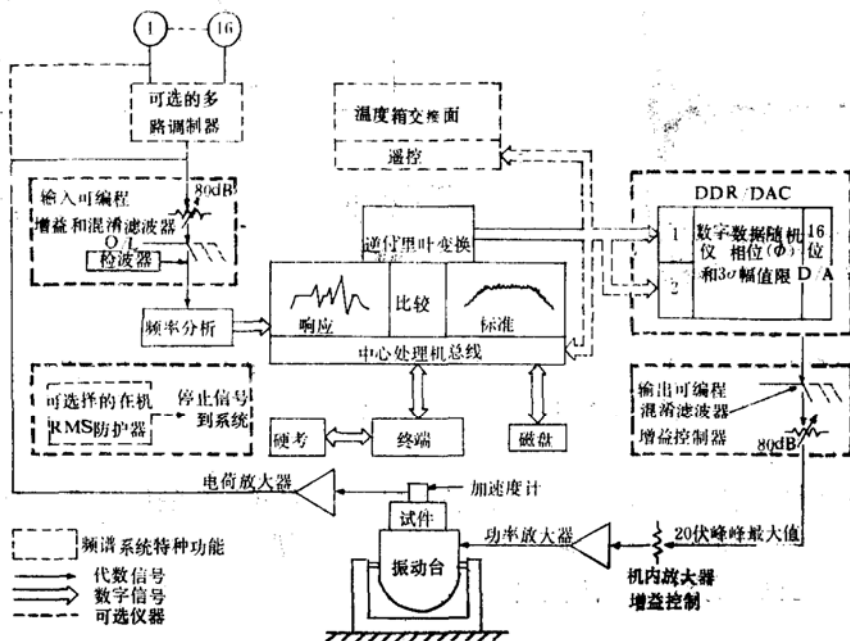


图3 利用SD1500
系统激励单
个振动台

SD1500控制系统包括:

硬件: SD450中央处理机、SD400A随机信号控制仪、SD415正弦信号控制仪等。

软件: RT11(人机对话)、Shock Response Spectrum(冲击响应谱SRS)、Classical Shock(经典冲击)、ATAGS(炮击)、Sin-Ran(正弦与随机)等。

Sin-Ran 软件: 经由SD415正弦信号控制仪和SD400A随机信号控制仪实现正弦试验及随机试验。正弦试验包括: 正弦波扫描、频率驻留、自动相位驻留、相位驻留、谐振搜索等技术。随机试验可以根据试验规范或你认为合理的随机标准谱进行制订。Sin-Ran软件 可以使SD1500系统分别通过SD415和SD400A同时控制两个振动台, 即该系统可以同时两个完全不相干的正弦和随机试验。Sin-Ran软件 还可以实现在随机谱中混杂有正弦信号的振动试验。

SRS软件: 利用该软件实现冲击/瞬态环境试验, 见图4。

利用 SRS 软件可以确定在预期的冲击/瞬态环境下结构有无破坏的危险并捕捉到危险位置, 可以验证在冲击环境下工作的结构设计是否合理。

经典冲击软件, 可实现的冲击/瞬态波形有矩形、半正弦、末端为锯齿形峰、起始为锯齿形峰、三角形等。半正弦波形及频谱见图5。

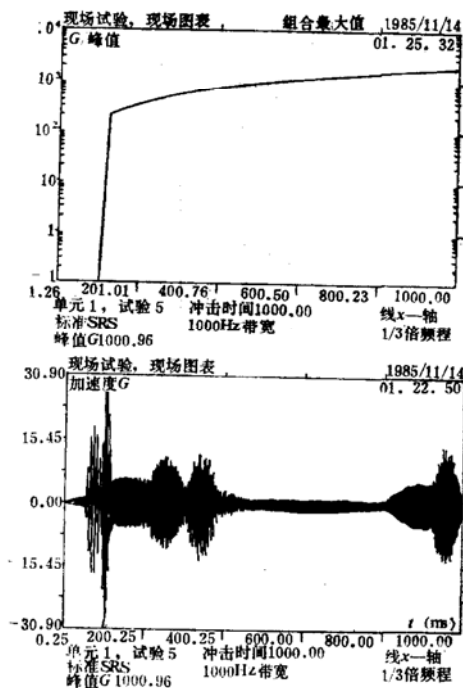


图4 冲击/瞬态试验频谱及时间历程

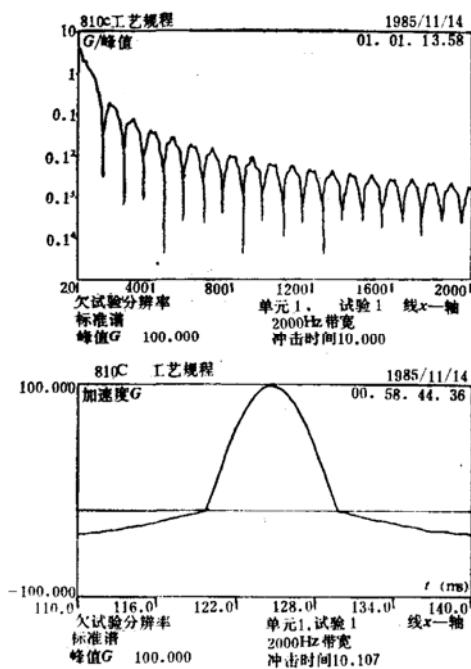


图5 半正弦冲击的频谱及波形

ATAGS软件: 它可以仿真由美国标准MIL-STD-8100规定的各种炮击和运输试验。图6为伪随机直升机标准谱的例子。

ATAGS软件可实现随机加窄带随机(一般火炮或枪的射击)、伪随机或随机“拍”(Gating炮击)、在随机“拍”上加窄带随机扫描(运输)、窄带随机-随机(螺旋桨式飞机)、随机上叠加随机“拍”(直升飞机)、随机或伪随机(窄带扫描)等。

SD1500系统一个很突出的功能是可以采用实际现场的振动环境条件,通过磁带记录重放、输入给SD1500系统,传送给振动台,使产品重现实际现场的环境条件。

大量广泛的试验表明,使用现场频谱和响应量值来诱导现场模拟环境的试验方法、远优越于以往的环境模拟试验。

三、数据处理及结构模态分析方法

SD1500数控系统本身可以进行一般的数据处理及功率谱密度分析,但它主要用途是驱动振动台,实现工程技术人员所需要的各种振动试验的控制。强有力的数据处理与分析功能水平是试验成败的关键一环,美国Scientific-Atlanta公司的SD2003SM结构模态分析系统是目前国内使用的多种分析设备最为先进的手段之一。该系统主要包括的硬件是:SD380Z型FFT分析仪、HP9836U型计算机及其外围设备。软件包括:SAS3.0、fesdec有限元程序。为了扩充该系统的功能,计算机配置了Basic3.0、Pascal3.0、Fortron 77三种语言。

SD380Z型FFT分析仪功能齐全、试验数据经它处理,可以得到研究人员所需要的幅值域、频域、时域的完整数据处理结果,从而提取各种有用的信息。显然,SD380Z型分析仪的用途要远比用于结构振动试验技术广泛得多。

SAS3.0软件包括:Modal3.0、SDM3.0及FRS3.0三部分。

Modal3.0通过计算机将FFT分析仪变成有效的、灵活随意的模态分析系统。它提供精确的测量数据处理,得出结构模态参数(模态频率、模态阻尼和振型)。模态数据是建立结构模态动力模型的依据。它有一系列完整的计算、处理和显示模态数据库。

SDM3.0可以回答“如果……结果会怎样”的问题。例:如果在结构上A、B两点间增加一个刚性元件,结构动态特性变化的结果会怎样。通过SDM3.0软件的应用,可以得到让你满意的答案。从而可使研究人员有效地减少寻找故障时间,避免了重新设计、制造和测试而造成的大量浪费。技术人员可以根据结构更改的可行性随意地在SD2003SM系统中更改设计,快速地得出更改后的结构动态特性。这在研究大型液体火箭的“POGO”问题中,对动力系统泵前蓄压器的设计十分有用。

FRS3.0可使技术人员有效地研究强迫振动响应。一旦通过Modal3.0未经修改的或经SDM3.0修改后的模态数据确定后,可用FRS3.0预估结构上任一位置或整体的强迫响应。它实际上相当于根据确定的结构与环境进行结构振动环境仿真试验,与真实试验不同的是在计算机上进行。显然,这对结构设计可靠性验证是非常重要的。

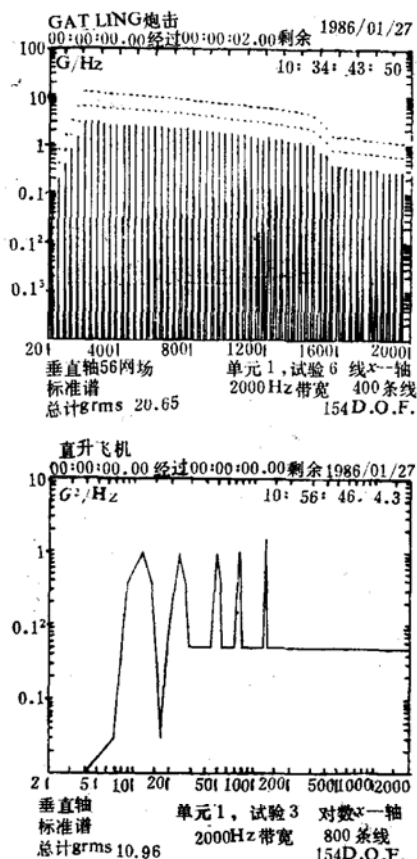
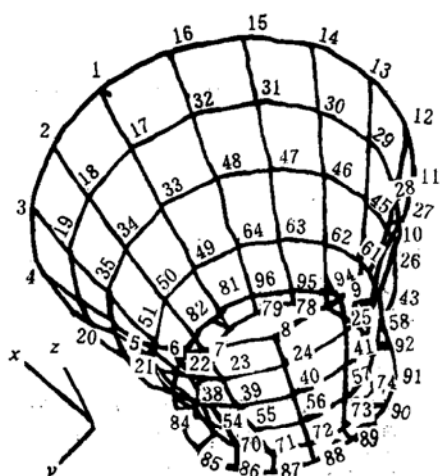


图6 伪随机直升机标准谱

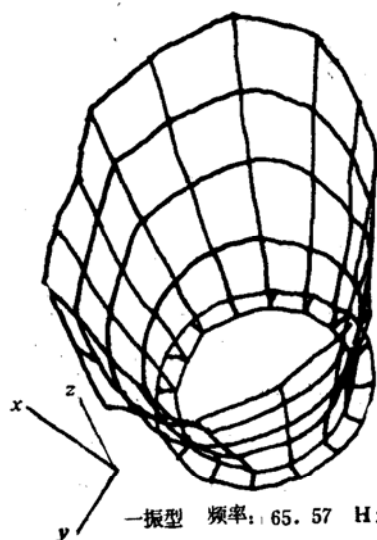
四、喷管振动试验分析

长征四号三级发动机推力室喷管延伸段是单层对称旋转薄壁结构,端部由法兰盘与推力室扩散段相连,喷管延伸段出口和中部各有一个环形加强箍。试验时将喷管延伸段倒置在预先选择好的合适的海绵垫上。试前将喷管延伸段按柱面坐标画分网格、沿轴向分成六段,每段在环向取16个节点、整个喷管延伸段共计96个节点。将节点结构几何参数送入HP9836U计算机中,在CRT上显示出如图7所示的结构模型。



未变形的结构

图7 喷管延伸段结构模型



一振型 频率: 65.57 Hz
阻尼: 216 % 视角: <-5,3,2>

图8 喷管延伸段前9阶模态参数

表2 喷管延伸段前9阶模态参数

振型	项目 数值	频率 (Hz)	阻尼 (%)	视角 (x,y,z)
1		65.57	2.16	-5,3,2
2		157.89	1.06	-3,2,5
3		295.95	0.58	-3,2,5
4		472.53	0.61	-3,2,5
5		493.93	0.51	-3,2,5
6		703.63	0.58	-3,2,5
7		888.22	0.89	-3,2,5
8		918.75	0.54	-3,2,5
9		949.85	0.48	-3,2,5

采用锤击脉冲激励喷管延伸段,经调试,最后确定采用铝锤头敲击。在点*i*处粘贴加速度传感器(美国PCB公司,质量为1g),锤子在*j*=1……96。各处敲击,从而给出传递函数矩阵 $[h_{ij}(w)]$ 。通过平均、加窗及SD2003SM系统的曲线拟合等技术处理,得出如图8及表2的前9阶模态参数。

五、结 束 语

液体火箭动力装置是由上千乃至近万个零、组件组成的庞大系统。全系统的动态特性研究是一个相当复杂的问题。虽然通过对各部件以至整机的试验,已初步取得了一些有益的结果。随着科学技术的不断发展,试验方法与手段的不断完善,更有效的解决大型动力装置的振动问题已经指日可待。 (下转第34页)

四、结 论

对小推力氢氧烃三组元燃烧室试验件的传热分析可见,冷却是可以过关的。对大推力氢氧烃三组元试验发动机燃烧室的传热分析指出:热流仅相当于相同推力氢氧双组元发动机的 $1/3 \sim 1/2$,热壁温完全满足设计要求,但流阻较大,这对氢泵工作不利。如通过调整流道布置,在给定壁温条件下,就可以大大降低冷却流阻损失。

参 考 文 献

- (1) (日)高性能火箭燃烧室技术合作研究小组:有冷却槽的火箭发动机燃烧室的应力分析,《国外导弹与航天运载器》,1988,4。
- (2) Nguyen, T. V. etc.; Aerodynamic Performance Analysis of Dual-Fuel/Dual-Expander Nozzle, AIAA-88-2818.
- (3) Giovanetti, A.J. etc.; Deposit Formation and Heat Transfer in Hydrocarbon Rocket Fuels, AIAA-84-0512.
- (4) Hydrogen Technology Survey, Thermophysical Properties, NASA-SP-3089, 1975.
- (5) 休泽耳, D.K.; 液体推进剂火箭发动机设计,国防工业出版社,1973年。

(上接第56页)

参 考 文 献

- (1) Richard C. Stroud; The Modal Survey of the Galileo Spacecraft, Sound and Vibration, Apr.1984.
- (2) 大保久信行:机械模态分析,上海交通大学出版社,1984。
- (3) 赵连忠: FESDEC有限元程序简介,《强度与环境》1989年第一期。
- (4) 赵连忠: 902SR 振动系统、SD1201 数字式控制系统、SD2003SM 结构模态分析系统设备简介、评述及应用,《火箭推进》1987年第一期。