

液体火箭发动机声振环境试验 及统计能量分析研究

刘小勇, 李 君, 周云端
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 对试车台上某型液体火箭发动机单机试车时发动机产生的喷流噪声和发动机上方目标声场进行了多次测量, 并基于统计能量分析方法建立了该箭体-火箭发动机系统的声振分析模型, 以试验和计算相结合的方法对有效载荷舱目标声场进行仿真计算, 并和试车台上目标声场测试结果进行了对比分析, 两者具有较好的一致性, 表明该分析方法在中高频进行结构声振预示的可行性。

关键词: 火箭发动机; 喷流噪声; 统计能量分析

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 03-0049-05

Measurement and analysis of noise field of rocket engine based on statistical energy analysis

Liu Xiaoyong, Li Jun, Zhou Yunduan

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The jet noise and specific sound field produced by a rocket engine on the ground test stand were measured, and the vibro-acoustic model was built based on statistical energy analysis to predict the noise environment of the rocket engine. During the test, the sound pressure levels around the engine nozzle and the payload cabin were measured. The result can support the noise spectrum prediction of the key rocket part.

Key words: rocket engine; jet noise; statistical energy analysis

收稿日期: 2009-07-30; 修回日期: 2010-01-13。

作者简介: 刘小勇 (1980—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机强度试验。

0 引言

声振环境是航天飞行器的重要力学环境之一。运载火箭在发射期间若产生过高强度的振动和声载荷则会损伤有效载荷的关键硬件,如机电设备、卫星天线、太阳能帆板和光学仪器等。在新型运载器的研制阶段,若能给出符合实际的较为精确的动力学环境预示数据,既可以提高系统的可靠性,又能带来较大的经济效益,因此要加强航天器结构声振环境的预示研究。

声振环境预示通常采用有限元/边界元法和统计能量分析法(Statistical Energy Analysis 或简称为 SEA)。对于有限元方法,在低频易于实现且精度较高,但随着频率增高,结构模态逐渐密集,进行有限元分析的计算量也越来越大,并且面对种种不确定因素(如结构连接方式、高阶模态参数等)会显得力不从心。

统计能量分析方法是上世纪 60 年代初发展起来的一种动态系统随机振动分析方法,SEA 把研究对象从用随机参数描述的总体中抽取出来,忽略被研究对象的具体细节,关心的是结构响应在频域、空间上的统计平均值,适用于分析含有高频、高模态密度的复杂系统(尤其是含声学系统和结构子系统或其它子系统)的耦合动力学问题,可以预示复杂系统的声振环境问题,目前这种分析方法已经在航空、船舶、航天结构在声场作用下的动态特性、结构振动功率流特性及结构响应分析、机械噪声控制研究等方面得到了广泛的应用。

目前,出现了不少针对航天器结构设计方面的研究,但是关于运载火箭及其动力系统的声振环境预示问题的相关报道并不多见,本文对试车台上某型液体火箭发动机单机试车时周围声场声压级进行测量分析,并利用 AutoSEA2 软件建立了运载火箭的 SEA 模型,利用试车测量结果对模型加载,预示了火箭整流罩舱内动力学环境,为了说明统计能量分析方法的可行性,将试验测量结果和预示结果进行了比较和评估。

1 统计能量分析方法

1.1 理论基础

SEA 运用能量流关系对结构动力特性、振动响应及声辐射进行理论评估,是一种模型化分析方法。该方法将整个系统划分为若干子结构,子结构之间存在能量流。两个藕合系统间的传输功率与系统的实际振动能量差成正比。双振子藕合系统是一个典型的 SEA 模型,如图 1 所示。

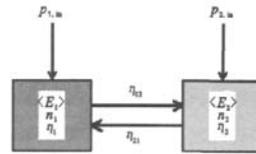


图 1 双振子耦合系统 SEA 模型

Fig.1 SEA model of double-subsystem

对每个子系统可以写出在给定频带内的能量平衡方程

$$\begin{aligned} p_{1,in} &= \omega \eta_1 \langle E_1 \rangle + \omega \eta_{12} \langle E_1 \rangle - \omega \eta_{21} \langle E_2 \rangle \\ p_{2,in} &= \omega \eta_2 \langle E_2 \rangle + \omega \eta_{21} \langle E_2 \rangle - \omega \eta_{12} \langle E_1 \rangle \end{aligned} \quad (1)$$

其中, $p_{1,in}$ 、 $p_{2,in}$ 为子系统 1、2 的输入功率, ω 为圆频率, η_1 、 η_2 分别为子系统 1 和 2 的内损耗因子, $\langle E_1 \rangle$ 、 $\langle E_2 \rangle$ 为子系统 1 和 2 储存的平均能量, η_{12} 、 η_{21} 分别为从子系统 1 到子系统 2 的耦合损耗因子和子系统 2 到子系统 1 的耦合损耗因子。

每个结构子系统或声学子系统都具有一个与其时间平均或空间平均振动速度 $\langle \bar{V}_s^2 \rangle_{sp}$ 或声压 $\langle \bar{P}^2 \rangle_{sp}$ 成比例的稳态能量。

对于质量为 m_s 的结构子系统

$$\langle E_s \rangle_{\Delta\omega} = m_s \langle \bar{V}_s^2 \rangle_{sp} \quad (2)$$

对于体积为 V 的结构子系统

$$\langle E_s \rangle_{\Delta\omega} = V \langle \bar{P}^2 \rangle_{sp} / \rho_0 c_0 \quad (3)$$

其中, $\langle E_s \rangle_{\Delta\omega}$ 、 $\langle E_s \rangle_{\Delta\omega}$ 为子系统的稳态能量; ρ_0 、 c_0 为声学子系统的密度和声速。

推广到多个子系统,统计能量分析方法的能量平衡方程可写为

$$P_i = \omega \eta_i E_i + \sum_{j=1, j \neq i}^n (\omega \eta_j E_j - \omega \eta_i E_i) \quad (i=1, 2, \dots, n) \quad (4)$$

1.2 参数计算

在进行 SEA 分析中,需要计算某些参数,这些称为 SEA 参数,可以分为“能量存储”和“能量转移”两种类型参数。能量存储决定于每个子系统选择频带 $\Delta\omega_0$ 内的有效模态数 N_1, N_2, \dots , 模态数 N 与带宽 $\Delta\omega_0$ 之比称为模态密度 n 。能量转移参数包括确定输入功率的子系统输入阻抗,损耗因子和耦合损耗因子,损耗因子反映子系统能量与消耗功率的相互关系,耦合损耗因子反映传输功率和子系统模态能量之间的关系。以上参数的计算与试验测量方法可参考相关文献,在此不再叙述,本研究所用软件 AutoSEA2 可以根据结构连接形式自动计算耦合损耗因子和模态密度。

2 火箭的 SEA 模型

在应用 SEA 过程中的第一步就是划分子系统,子系统的数量 N 确定 SEA 模型的自由度和必须求解的方程数目,在 AutoSEA2 软件中直接影响计算时间。SEA 要求子系统分析带宽内的模态数必须大于 5,因此子结构的划分不能过小过细。



图2 SEA 模型
Fig.2 SEA model

所建立的火箭模型分为三级,由带加强肋骨的圆柱壳体 and 锥壳以及平板组成,如图 2(a)所示。

火箭内部仪器级辅助设备忽略,各级火箭之间通过板件连接,发动机和箭体之间通过锥壳连接,燃烧室和喷管子结构划分如图 2(b)所示,燃烧室和喷管内部空间为声腔子系统。火箭第三级和整流罩子结构划分如图 2(c)所示,整流罩内部包含两个声腔子结构代表有效载荷所处空间,一个锥壳子结构和一个圆形平板子结构代表有效载荷。

3 SEA 模型的加载

3.1 发动机试车力学环境测量

为了了解火箭发动机工况下的噪声数据,在某次试车过程中进行了声学测试工作。通过试车现场声学测量来确定发动机的噪声特性(声功率、声源指向性、声源近场特性)有很大难度,首先,试验现场环境条件复杂(发动机近场高温、导流槽水雾),发动机处于半封闭空间,试车台周围存在很多不规则反射体,对发动机噪声产生无规律的反射和吸收,形成复杂的声场环境;其次,想要获得发动机详细的噪声数据,需要理想的测试环境和大量的测点,这些条件在试车现场无法得到满足。综合上述情况,在试车现场共布置了九个声学测点,由于篇幅有限,测试系统及过程在此不详细描述。

为了和理论计算结果进行比较,声学参数仅给出 2 号和 8 号测点的声压级(SPL),1/3 倍频程谱如图 3、4 所示,由于发动机声源距离 2 号测点比 8 号测点远,从声压级结果可以看出,2 号测点声压级比 8 号测点要小。振动测量数据仅列出燃烧室三个方向振动加速度 1/3 倍频程谱,如图 5、6、7 所示,参考加速度为 1m/s^2 。

3.2 火箭 SEA 模型加载仿真结果

对于统计能量分析而言,确定系统的输入功率或者任意一个子系统的能量是方程组求解的前提。本研究根据运载火箭起飞段的实际工况,结合发动机试车力学环境和速变参数测量,将 SEA 模型输入功率分为三部分:发动机喷管子系统内部声腔声压级、发动机燃烧室子系统三个方向振动加速度、发动机和箭体连接机架子系统推力脉动,输入数据均来源于发动机试车测量结果,如

图 4~7 所示，加载模型如图 8 所示。

由于统计能量分析方法适用于中高频段的计算，本研究设定的计算频段为 125~10000Hz，结果形式为 1/3 倍频程谱。统计能量分析方法给出的是空间和频域的平均值，即不会得到系统内特殊位置和频率处响应的详细信息，但是能够较精确地从统计意义上预示整个子系统的动态响应级，相对于有限元方法，这既是统计能量分析法的局限性，也是其优点所在，因为在结构初步设计阶段，一些具体参数不明确的情况下就可以较为准确地预示系统的动力学响应级。

经过计算，得到了火箭整流罩内部空间声场声压级，如图 9 所示。从图中可以看出，在 2000Hz 以下频段，两者误差不超过 10%，在 2000Hz 以上频段，两者误差不超过 5%，这于统计能量分析更加适用于高频计算的原理一致。

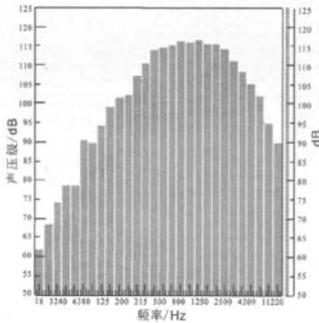


图 3 2号测点声压级
Fig.3 SPL of point 2

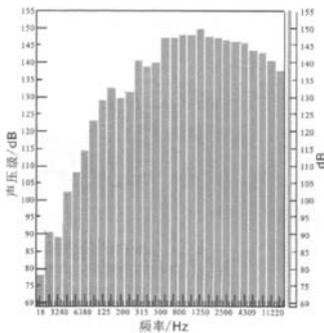


图 4 8号测点声压级
Fig.4 SPL of point 8

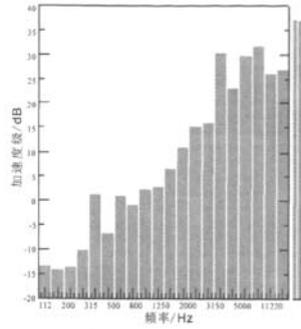


图 5 燃烧室轴向振动
Fig.5 Axial acceleration of the combustion chamber

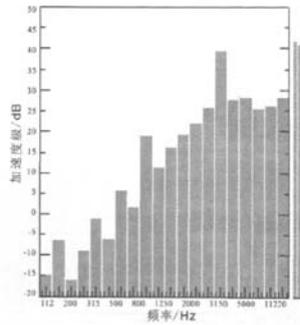


图 6 燃烧室径向振动
Fig.6 Radial acceleration of the combustion chamber

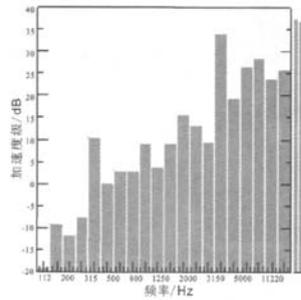


图 7 燃烧室切向振动
Fig.7 Tangential acceleration of the combustion chamber



图 8 SEA 模型载荷示意图
Fig.8 Loads of SEA model

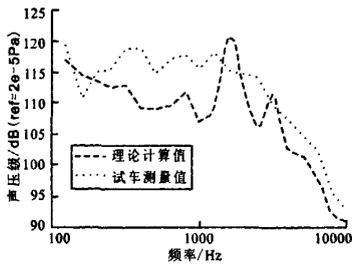


图 9 计算值和测量值比较

Fig.9 Calculation result vs test result

由于发动机试车台声学测量时 2 号测点位于试车台顶棚以上高度, 当时顶棚处于半开状态, 在低频段, 声场特性比较复杂, 声波衍射和干涉作用明显, 所以实际测量值比真实值偏大, 这是实测值与理论值存在差异的原因之一; 其次, 由于在火箭 SEA 模型中, 从发动机子系统到箭体整流罩子系统存在结构声传递和空气声传递两种路径, 而试车测量时从声源到传声器则是空气声传递一种路径, 这种潜在的影响也是导致两者差异的因素之一。

4 结论

基于 SEA 原理, 利用 AutoSEA2 软件对某型号火箭建立了 SEA 模型, 通过火箭发动机试车测量得到的真实数据对火箭相应子系统加载计算, 获得了启动段火箭整流罩内部声场子系统的声压级, 并与发动机试车时声学测量结果进行了比较, 两者具有较好的一致性, 表明该分析方法在中高频进行结构声振预示的可行性。但是由于该分析模型只是运载火箭的简化模型, 在 SEA 建模过程中忽略了一些结构部件, 包括火箭内部的相关结构, 故今后可在这一方面进行深入的

研究, 以达到最好的预期效果。

参考文献:

- [1] 宋文治. NASA 在声振领域研究的新成果[J]. 强度与环境. 2006, 33(2): 58-64.
- [2] 冯涛, 王晶. 声学中的数值模拟方法及其应用范围[J]. 北京工商大学学报. 2004, 22(1): 41-43.
- [3] 商德江. 加肋双层圆柱壳振动声辐射数值计算分析[J]. 声学学报, 2001, 26(3): 193-201.
- [4] 王其政. 结构藕合动力学[M]. 北京: 宇航出版社, 1999.
- [5] Bharj T, Cimerman B. Application of Statistical Energy Analysis to a Passenger Vehicle: Combining Analytical and Test -Based Prediction in a Hybrid Model [C]. Proceeding of Inter Noise, 1996, Liverpool: 1303-1306.
- [6] Parrett A V, Hicks B, John K. Statistical Energy Analysis of Airborne and Structure-Borne Automobile[C]. Proceedings of Inter Noise, 1997.
- [7] 盛美萍. 复杂耦合系统的统计能量分析及其应用[J]. 中国工程科学, 2002, 4(6): 77-84.
- [8] 聂旭涛, 熊飞峤. 运用统计能量分析法预示空空导弹舱内动力学环境[J]. 振动与冲击, 2007, 26(4): 140-143.
- [9] 胡莹, 陈克安, 潘凯. 基于统计能量分析的飞机舱室降噪研究[J]. 噪声与振动控制. 2007, 04(2): 65-68.
- [10] 刘小勇, 盛美萍, 雷焯, 等. 双层圆柱壳噪声预报及统计能量参数灵敏度分析[J]. 振动与冲击. 2007, 26(7): 50-53.
- [11] 谢久林, 杨松, 张俊刚, 等. 航天器声振动力学环境响应分析[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(2): 83-86.
- [12] 姚德源, 王其政. 统计能量分析原理及其应用[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1995.
- [13] 仲伟聪, 张锋. 单喷嘴燃烧流场仿真研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(6): 27-30.
- [14] 李琪琪, 叶斌, 陈锋, 等. 液体火箭发动机试验频率量信号的处理与仿真[J]. 火箭推进, 2008, 34(5): 39-42.

(编辑: 陈红霞)