

运载火箭起飞噪声环境缩比模型试验方法

任 方, 张正平, 李海波, 韩 丽, 秦朝红, 刘振皓

(北京强度环境研究所可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 基于相似理论建立缩比模型试验相似准则,提出了火箭发动机喷流声场试验预示方法的流程。通过缩比模型系留点火试验,根据几何相似、喷流参数相似、发射环境相似来预示起飞噪声环境,在国内首次给出了运载火箭表面的噪声环境的空间相关特性,结果表明预测结果与遥测数据之差小于 1.5 dB,校验了缩比模型方法的有效性。缩比模型方法对于我国新一代运载火箭的起飞噪声环境预示、噪声载荷设计、地面试验具有重要意义。

关键词: 运载火箭; 起飞噪声环境; 缩比模型试验; 相似准则; 空间相关

中图分类号: V414; V416 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2015)03-0344-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.03.014

The Lift-off Acoustic Prediction Methods with Scale Model Acoustic Test of Launch Vehicle

REN Fang, ZHANG Zheng-ping, LI Hai-bo, HAN Li, QIN Zhao-hong, LIU Zhen-hao

(Science and Technology on Reliability and Environment Engineering Laboratory,
Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on similarity theory the similarity criteria of scaled model acoustic field test are established and the prediction process for jet noise test of rocket engine is proposed. Through the scaled rocket model mooring ignition test, the lift-off acoustic environment is predicted according to similar geometry, jet flow parameters and launch environment. Then the spatial correlation characteristic of acoustic environment on launch vehicle surface is given. It is found from comparison that the error between prediction result and telemetry data is below 1.5 dB, and the validity of the proposed method is demonstrated. The scaled model method is of great significance for lift-off acoustic environment prediction, acoustic load design and ground test of Chinese new generation launch vehicle.

Key words: Launch vehicle; Lift-off acoustic environment; Scaled model acoustic test; Similarity criteria; Spatial correlation

0 引 言

运载火箭及航天器在发射过程中要经受复杂和严酷的力学环境,其诱因主要源于两条途径:一条是通过发动机喷流噪声和整流罩内的噪声环境直接作用在结构表面;另一条则通过星箭对接而传递的振动环境、整流罩外喷流噪声和气动噪声通过结构传递的高频随机振动环境等。在航天工程实践中,由于对力学环境重视不足,认识不全面曾多次造成结

构失效,甚至导致整个任务失败,发生灾难性的事故^[1-2]。

大型运载火箭在起飞段,火箭发动机喷流噪声源受到导流槽、发射台的限制和不断反射,产生严酷的噪声环境。这种噪声环境的声压级(SPL)最大约为 170 dB,不仅对环境造成了污染,由此带来的声压载荷会对有效载荷、仪器设备甚至运载火箭结构自身造成一定的损害。新一代运载火箭前置设备距离发射台更近,恶劣的噪声载荷也将对前置发射设

备造成影响。因此,起飞噪声的研究和控制是大型运载火箭研制期间不可或缺的一项重要内容。

高声强声场的理论分析十分困难,试验和理论分析表明,声压级在 130 dB 以上时简单的非线性理论已不适用,而喷流的近场声压高达 170 dB 以上时声的传播中表现为极强的非线性。实际飞行测量很困难,只能获取少量可用数据,外推法和经验公式法预示发动机噪声误差较大,不能预示空间相关特性。同时当发射结构比较特殊,没有相似型号数据或需要精确的声环境时,相对精细的喷流噪声环境预示方法显得尤为重要。基于缩比模型试验的起飞噪声预示方法能够揭示在发射起飞段声源传播规律及复杂声边界效应,在设计阶段给出较为准确的噪声环境,对于改进噪声环境设计、发射台及结构设计具有重要意义。

噪声场由总声压级、声功率谱密度及空间相关系数 3 个因素决定,噪声环境设计时应充分考虑这些参数才能完整描述噪声场。在 20 世纪 50 年代中期,首先对噪声的机理、影响和描述参数进行了研究。1959 年 Stephen 等人出版的《Random Vibration》作了一个总结,确定火箭噪声是平稳高斯随机过程,而且是“各态历经”的,描述它的完整参数是声压的频谱、声压空间分布和空间相关系数 3 个参数^[3]。

Lighthill 根据对亚声速射流提出喷流产生噪声的理论,噪声与速度的八次方成正比^[4-5]。火箭是超声速射流,火箭发动机的噪声功率等于全部发动机功率的理论已经不能适用。声的非线性传播在数学上处理困难较大,因此国外发展了缩比模拟试验技术进行喷流噪声环境的预示。50 年代末美国采用缩比模型试验方法对雷神中程飞行器、大力神地下井、大力神 III C、航天飞机等进行了发射时的噪声环境预示,天地一致性在 2 dB 以内^[6-8]。

NASA 将缩比模型噪声试验方法用于 AresI、SLS(Space Launch System)等新型号的研制,目的是验证预示的起飞噪声环境、喷水降噪系统减缓效果评估、发射台设计等。开展的 AresI 缩比模型试验 1:20(二级直径 27.5 cm,一级直径 16.75 cm),验证了起飞噪声环境,评估了喷水系统的降噪效果,如图 1 所示;SLS 将在肯尼迪航天中心开展缩比模型试验,该计划已于 2014 年完成,验证起飞噪声环境

的正确性^[9-10]。

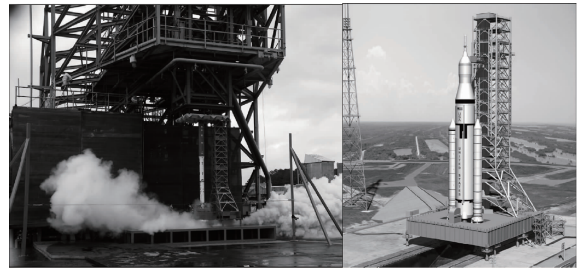


图 1 AresI 和 SLS 缩比模型试验

Fig. 1 Scaled model test of AresI and SLS

北京强度环境研究所较早开展了火箭噪声的研究,重点研究发射噪声预示,使用常温空气超音速喷管研究相似准则,建立了基于模拟发动机比例模型试验的运载火箭喷流噪声预示方法,结果表明,天地相应点的声谱误差在 ± 2 dB 之内,该技术应用到航天型号发射噪声和声振环境预示^[11,13]。

本文建立了缩比模型试验相似准则,建立了火箭发动机喷流声场试验预示方法的流程,通过缩比模型系留点火试验,通过几何相似、喷流参数相似、发射环境相似来预示起飞噪声环境,在国内首次给出了运载火箭表面的噪声环境的空间相关特性。

1 研究理论

1.1 无量纲功率谱

声功率谱同发动机推力、喷管出口参数有关,对于小推力发动机,声谱峰值在高频范围,且量级较小;对于大推力发动机,声谱峰值在低频范围,且量级较大。

无量纲功率谱 $\bar{W}(\bar{f})$ 与无量纲频率(斯德鲁哈尔数) \bar{f} 分别为^[4]

$$\bar{W}(\bar{f}) = \frac{W(f)u}{WD}, \quad \bar{f} = f \frac{D}{u} \quad (1)$$

式中 $W(f)$ 为特定运载火箭声功率谱。

大量研究基础表明,按无量纲方法进行归一化处理时,各种推力的试验发动机的归一化无量纲功率谱均可重叠为同一条曲线,此结果为缩比模拟试验方法的重要依据,归一化的无量纲功率谱曲线见图 2 所示^[12-13]。

运载火箭机械功率

$$W_m = \frac{1}{2}Mu = \frac{1}{2}\rho Au^3 = \frac{\pi}{8}\rho D^2 u^3 \quad (2)$$

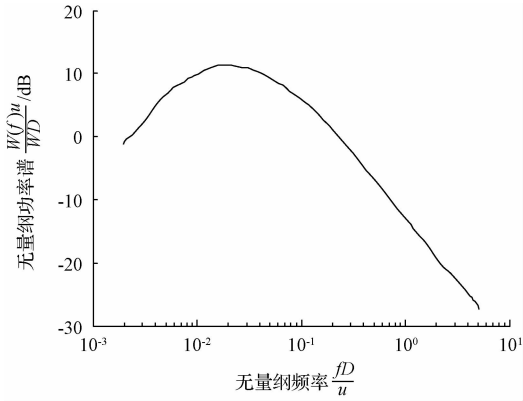


图2 火箭发动机的归一化无量纲功率谱

Fig.2 Normalized sound power spectrum level for rocket engine/motor acoustic noise

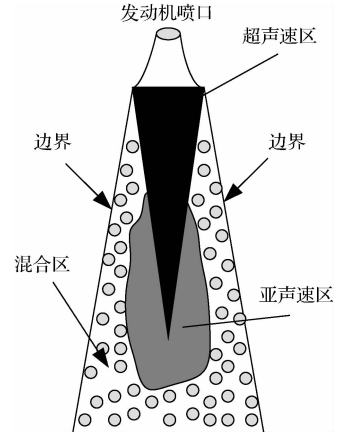


图3 超声速喷流形状图

Fig.3 Shape of supersonic jet flow

式中： M 是喷流总质量， ρ 是喷流密度， u 是喷流速度， A 是发动机出口面积， D 是喷口直径。

总声功率可写成声效率与机械功率的函数

$$W = \eta W_m = \frac{\pi}{8} \eta \rho D^2 u^3 \quad (3)$$

式中 η 是声效率。

$$\overline{W}(f) = W(f)u/WD = \frac{8W(f)}{\eta\pi\rho D^3 u^2} \quad (4)$$

全尺寸运载火箭的无量纲声功率谱为

$$\overline{W}_q(f_q) = \frac{8W_q(f_q)}{\eta_q\pi\rho_q D_q^3 u_q^2} \quad (5)$$

下标 q 代表全尺寸运载火箭。

缩比模型发动机的无量纲声功率谱为

$$\begin{cases} \overline{W}_m(f_m) = \frac{8W_m(f_m)}{\eta_m\pi\rho_m D_m^3 u_m^2} \\ f = f_q D_q / u_q = f_m D_m / u_m \end{cases} \quad (6)$$

下标 m 代表缩比模型运载火箭。

当 $\overline{W}_q(f_q) = \overline{W}_m(f_m)$ 时，则有

$$\overline{W}_q(f_q) / \overline{W}_m(f_m) = \frac{\eta_q \pi \rho_q D_q^3 u_q^2}{\eta_m \pi \rho_m D_m^3 u_m^2} \quad (7)$$

1.2 相似准则

如图4所示，对于特定火箭型号，采用几何相似且推力相对较小的运载火箭和相似的地面发射状态，严格按照比例模型缩小，使用成本较低的缩比模型火箭，根据相似规律即可预示实际火箭的噪声环境。

若使声场相似，须使喷流中漩涡的强度和分布相似，即喷流的几何形状相似，如图3所示^[11,14]。

喷流声功率是 ρ 和 u 的函数，因此声压方程可

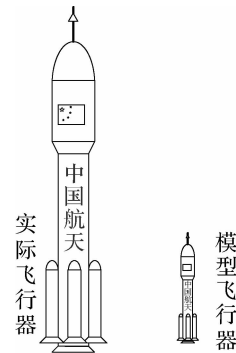


图4 实际火箭与缩比模型火箭

Fig.4 Full scale and scaled model for launch vehicle

以写成^[14]

$$p = \eta \frac{\rho^t u^n D}{r} G(\theta) G'(kr) \quad (8)$$

式中： p 是声压， η 是声效率， ρ 是喷流密度， u 是喷流速度， D 是喷口直径， r 是测点坐标， t 和 n 是需要测定的常数。 $G(\theta)$ 和 $G'(kr)$ 是方向性系数。

缩比模型试验相似要求是：

- 1) 喷管都工作在完全膨胀状态；
- 2) 发动机喷管出口密度、速度 u_j 和马赫数相等；
- 3) 运载火箭、发动机喷管、发射结构和环境几何相似；
- 4) 大气条件相同，若不相同则必须进行修正，试验测得的声压需修正；
- 5) 频率无量纲参数 fD/u ；

6) 由几何相似，可得在相似位置 $R_q/D_q = R_m/D_m$ 发声效率相同的情况下，1/3 倍频程上声压相等，由声速相同及无量纲参数可得到，中心频率

$$f_q = f_m D_m / D_q。$$

1.3 声场预示

噪声是随机声环境,以声谱、声压级、空间相关等参数描述。频谱带宽,通常将较宽的频带范围划分为若干个较小的频带,常用 n 倍频程表示,定义为频带上限为下限的 2^n 倍。 n 取 1 时即为倍频程, n 取 1/3 时即为 1/3 倍频程。

引用远场声功率与声压的关系式

$$W \propto 4\pi R^2 p / (\rho a) \quad (9)$$

其中 \propto 表示正比关系。

可得

$$p_{1/3}(f_c) = [f_c p(f_c)]^{1/2} \quad (10)$$

式中: $p_{1/3}(f_c)$ 是 1/3 倍频程声压频谱; f_c 是频谱的中心频率。

由式(6)和式(10)有

$$\frac{p_{1/3}(f_q)}{p_{1/3}(f_m)} = \left[\frac{\eta_q f_q \rho_q D_q^3 u_q^2 R_q^2 \rho_q a_q}{\eta_m f_m \rho_m D_m^3 u_m^2 R_m^2 \rho_m a_m} \right]^{1/2} \quad (11)$$

式中下标 q 代表全尺寸运载火箭, m 代表缩比模型运载火箭。

将 $f_q = f_m D_m / D_q$ 代入式(11),则全尺寸和模型的 1/3 倍频程谱的关系是

$$\frac{p_{1/3}(f_q)}{p_{1/3}(f_m)} = \left[\frac{\eta_q \rho_q D_q^2 u_q^2 R_q^2 \rho_q a_q}{\eta_m \rho_m D_m^2 u_m^2 R_m^2 \rho_m a_m} \right]^{1/2} \quad (12)$$

由模型得到的外声场即可按照式(12)来修正转化之后的 1/3 倍频程谱和总声压级,即可得到实际火箭外声场。

2 缩比模型试验方法

在实际的起飞噪声测量时,大部分测点分布在发射塔架上,由发射塔架的噪声环境获取到整流罩、仪器舱部位的噪声环境国内没有很精确的方法,只有工程估计方法,国外一般采用缩比模型试验预示方法。缩比模型试验预示方法是采用与实尺寸几何相似、喷流参数相似、发射环境相似的小模型进行喷流噪声试验,可预示箭体表面任意位置的声压级、谱型及表面空间相关,且预示精度高,因此用缩比模型的方法来预示真实的起飞噪声环境是一条有效的途径。

2.1 试验模型设计及试验流程

试验模型包括发动机模型、运载火箭模型、发射台及其它反射面。依据新型号的外形尺寸参数和发

动机参数,选取缩比模型尺寸,根据缩尺比例按几何相似要求设计缩比模型。噪声传感器安装在运载火箭模型内部,传声器测量面从运载火箭模型内探出与表面齐平,电缆不能影响测量声场,如图 5 所示。



图 5 噪声传感器安装方法

Fig. 5 Installation of noise sensor

选取较为空旷的试验场地,安装发射台模型、发动机模型和运载火箭模型,开展缩比模型点火试验并进行数据测量。根据相似准则处理数据,分析对应点的声压、频谱和空间相关系数。图 6 是火箭发动机喷流噪声环境试验预示方法的流程图。

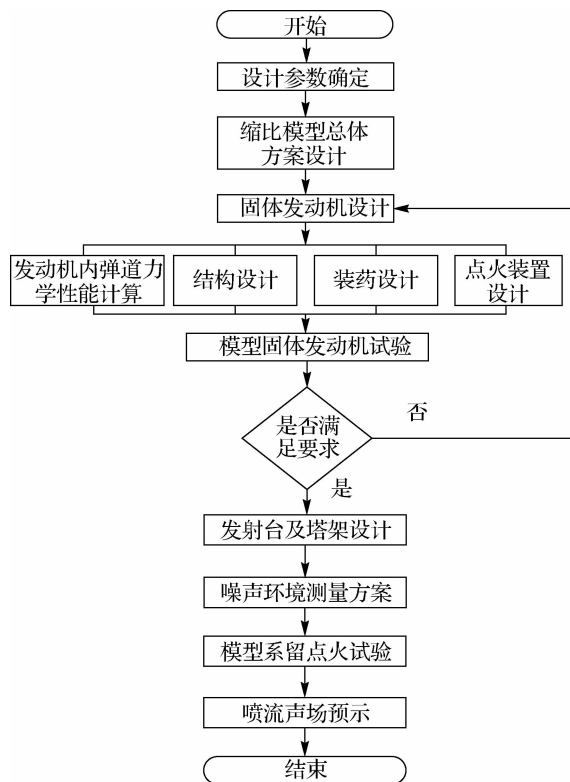


图 6 喷流噪声试验预示方法流程

Fig. 6 Flow chart of predication method for jet noise test

2.2 模型发动机试验

为验证推力、喷流、马赫数等参数是否满足设计要求,同时发动机试车前后无损伤;在试车台上进行模型发动机试车试验,结果表明,试验后喷管无破

损,喉部无破裂,满足设计要求。图 7 是模型发动机设计指标验证试验。

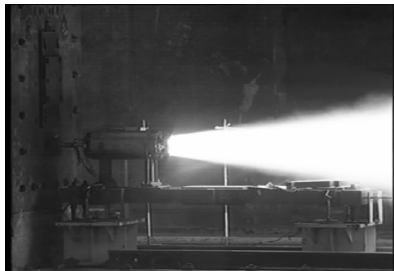


图 7 模型发动机点火状态

Fig. 7 Scaled motor ignition state

2.3 缩比模型系留点火试验

系留点火试验是将缩比模型固定不动模拟运载火箭起飞相对缓慢的准静态过程,从而进行噪声等环境环境参数获取的试验。运载火箭模型和发射台连接工装连接,噪声及燃烧室压力测试系统连接保持良好,开展缩比模型系留点火试验,进行重复多次试验,分析试验的稳定性和试验结果散差。如图 8 所示。

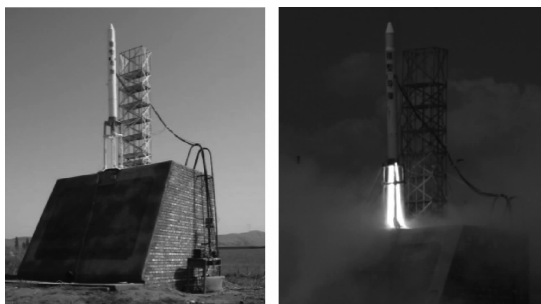


图 8 缩比模型系留点火状态

Fig. 8 Scaled vehicle model stand test

3 结果分析

根据模型发动机 3 次试验,可计算出发动机推力曲线稳定时间 5 秒;燃烧室压力均在 8 MPa 左右,推力 F 为 12 kN,马赫数 Ma 为 3.5,参数满足设计要求。

试验时,在箭体上布置了噪声响应测点和空间相关测点^[15]。

以发射塔架上两点 T1、T2 和箭体上 S11 的数据为例,对测量的噪声时域数据进行频谱处理。T1、T2、S11 测点布置如图 9 所示。

通过对采集时间历程取其中一段平稳数据分析,获取发射塔架上测点 T1 的 1/3 倍频程谱及总声

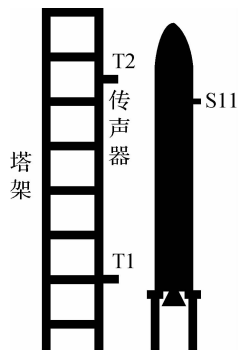


图 9 噪声测点布置图

Fig. 9 Measuring points distribution of noise field

压级为 157 dB;塔架上测点 T2 的 1/3 倍频程谱及总声压级为 142 dB;弹体上测点 S11 的 1/3 倍频程谱及总声压级为 143 dB。各点 1/3 倍频程谱如图 10~12 所示。

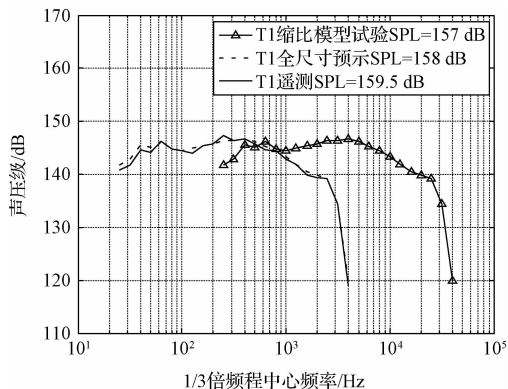


图 10 塔架上测点 T1 的 1/3 倍频程谱

Fig. 10 1/3 octave spectrum of point T1 on tower

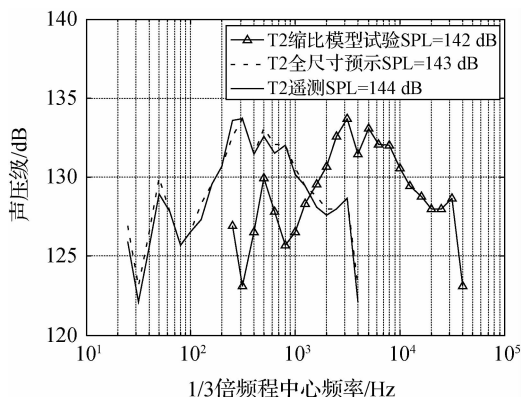


图 11 塔架上测点 T2 的 1/3 倍频程谱

Fig. 11 1/3 octave spectrum of point T2 on tower

依据箭体表面噪声测量时域数据,其中环向测点 7 个,纵向测点 5 个,获取了箭体表面的空间相关

特性,如图13、14所示。

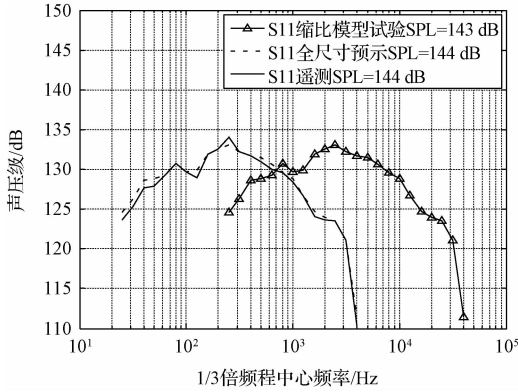


图12 缩比模型上测点S11的1/3倍频程谱

Fig. 12 1/3 octave spectrum of point S11 on scaled model

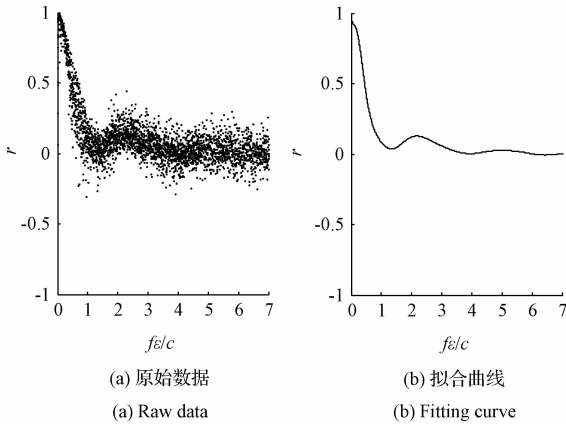


图13 箭体表面环向空间相关特性

Fig. 13 Spatial correlation coefficient of launch vehicle in circular direction

由式(12)进行缩比模型试验结果的修正,计算修正值为1 dB,通过试验测试结果和计算修正值进行起飞噪声预示,将缩比模型试验获取的1/3倍频程声压谱进行1 dB的修正,频率按 $f_q = f_m D_m / D_q$ 进行缩放,得出实尺寸运载火箭起飞噪声预示结果,见表1,预示结果与遥测数据对比最大误差1.5 dB,较以往2 dB的预示精度有所提升。

表1 试验结果和遥测数据结果对比

Table 1 Comparison of test data and telemetry data

声测点	试验测试结果 /dB	预示结果 /dB	遥测结果 /dB	精度 /dB
S11	143	144	144	0
T1	157	158	159.5	1.5
T2	142	143	144	1

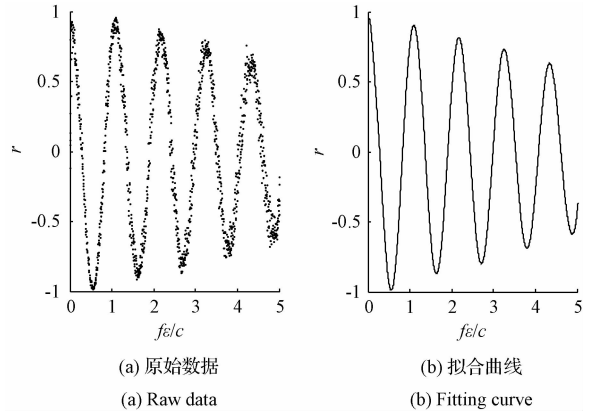


图14 箭体表面纵空间相关特性

Fig. 14 Spatial correlation coefficient of launch vehicle in vertical direction

4 结论

针对运载火箭起飞噪声精细化预示问题,本文通过研究提出了缩比模型试验方法,具有以下优点:1)设计简单,经济实用;2)可解决箭体表面声压级只能估算而不能得到声压分布和空间相关的问题;3)在噪声测量方面,采用传声器头部从箭体内部伸出,对声场无干扰,提高数据了可靠性;4)基于缩比模型试验方法的噪声环境预示精度较高。

我国新一代运载火箭的起飞噪声环境会更加恶劣,严重影响运载火箭的发射可靠性。使用缩比模型的方法来预示起飞噪声环境,可解决箭体表面无法布点或测点有限的难题,给出箭体表明声压分布及空间相关特性,为未来型号在设计阶段提供噪声设计载荷,对提高地面试验的有效性具有重要意义。

参考文献

[1] 马兴瑞,于登云,韩增尧,等. 星箭力学环境预示与试验技术研究进展[J]. 宇航学报,2006,27(3):323-331. [Ma Xing-rui, Yu Deng-yun, Han Zeng-yao, et al. Research evolution on the satellite-rocket mechanical environment analysis and test technology[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(3): 323-331.]

[2] 马兴瑞,韩增尧,邹元杰,等. 航天器力学环境分析与条件设计研究进展[J]. 宇航学报,2012,33(1):1-12. [Ma Xing-rui, Han Zeng-yao, Zou Yuan-jie, et al. Review and assessment of spacecraft mechanical environment analysis and specification determination[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(1): 1-12.]

[3] Stephen H C. Random vibration [M]. New York: The Technology Press of The MIT and John Wiley&Sons, Inc, 1959:

- 187 - 210.
- [4] Lighthill M J. Sound generated aerodynamically[J]. Proc. Roy. Soc. 1962; 147 - 182.
- [5] Lighthill M J. Jet noise [J]. AIAA J, 1963, 1(7): 1507 - 1517.
- [6] Potter R C, Crocker M J. Acoustic prediction methods for rocket engines including the effects of clustered engines and deflected exhaust flow[R]. NASA CR - 566, 1966.
- [7] Morgan W V, Sutherland L C, Young K J. The use of acoustic scale models for investigating near field noise of jet and rocket engines[R]. WADD TR 61 - 178, Apr 1961.
- [8] Smith E G, Brown W L. Acoustic scale-model tests of high-speed flows, phase II final report[R]. Rept. CR - 66 - 75, Martin Marietta Corp, 1966.
- [9] Doug C, Janice H. Overview of the Ares I scale model acoustic test program[C]. Noise and Physical Acoustics; Launch Vehicle Noise II Session 4pNS, New York, 2011.
- [10] Doug C, Janice H. Verification of Ares I liftoff acoustic environments via the Ares I scale model acoustic test[C]. 27th Aerospace Testing Seminar, NASA Marshall Space Flight Center, Los Angeles, 2012.
- [11] 张正平,任方,冯秉初. 飞机噪声技术研究——工程解决方法[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1207 - 1212. [Zhang Zhengping, Ren Fang, Feng Bing-chu. Noise task of aircraft—resolve in engineering [J]. Acta Aeronautic et Astronautica Sinic, 2008, 29(5): 1207 - 1212.]
- [12] NASA-HDBK - 7005. Dynamic environmental criteria [S]. 2001.
- [13] 黄怀德. 振动工程[M]. 北京:中国宇航出版社, 1995:300 - 303.
- [14] 马大猷. 声学手册[M]. 北京:科学出版社, 2004:31 - 36.
- [15] 任方,冯秉初,鲁勇. 半自由声场和混响声场等效转换方法研究[J]. 强度与环境, 2012, 39(2): 20 - 26. [Ren Fang, Feng Bing-chu, Lu Yong. Research on the equivalent conversion method for semi-free field and reverberant field [J]. Structure and Environment Engineering, 2012, 39(2): 20 - 26.]

作者简介:

任方(1981 -),男,高级工程师,主要从事动力学环境方面研究。

通信地址:北京市 9200 信箱 72 分箱(100076)

电话:(010)68756468

E-mail:renfang2000@sohu.com

(编辑:曹亚君)