环境试验与评价

航天器直接声场试验技术研究进展

刘振皓,任方,原凯,李海波,张忠,秦朝红

(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:为了使得航天器的设计、制造与试验能够并行开展,同时降低试验成本、缩短试验周期,在最近十余年,国外发展了直接声场试验技术(DFAT)。这种新型的噪声试验技术与混响场试验相比更为方便、快捷, 极大地提高了试验效率。针对未来飞行器研制与试验,论述了 DFAT 技术的进展情况。从扬声器阵列的布置 方式、控制技术的改进和 DFAT 技术目前所具备的能力现状等三个方面阐述了 DFAT 试验系统的组成与发展, 对近十年来国外开展的典型 DFAT 试验进行了梳理,并总结了在试验中发现的声场一致性、与混响场的差异、 试验件结构响应和驻波等相关问题。对 DFAT 技术的后续应用前景进行了展望,提出了我国发展 DFAT 技术 所面临的问题和挑战。

关键词:直接声场试验;扬声器;混响声场;MIMO 控制;DFAT DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.02.013 中图分类号:TJ01 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2018)02-0068-06

Progress on Spacecraft Direct Field Acoustic Testing Technique Research

LIU Zhen-hao, REN Fang, YUAN Kai, LI Hai-bo, ZHANG Zhong, QIN Zhao-hong (Science and Technology on Reliability and Environment Engineering Laboratory, Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: To achieve design, manufacture and testing of the spacecraft in parallel, decrease the test cost and reduce the cycle, in recent decade, the direct field acoustic testing (DFAT) technique was developed in foreign countries. Compared with reverberant field acoustic test, this new acoustic test technology has the advantages of convenience and shortcut, which enhance the testing efficiency remarkably. In terms of spacecraft development and test in the future, the progress instance of DFAT was discussed. The DFAT system constitution and development were elaborated in speaker matrix configuration, improvement of controlling technique and current situation. Typical DFAT cases developed by foreign countries in recent 10 years were discussed and some problems like uniform of the acoustics field, contrast with reverberant acoustic field, structure response of the test article and standing waves were summarized. The future application of DFAT technique was expected. Some problems and challenges of developing DFAT technique in China were indicated. **KEY WORDS:** direct field acoustic test; speaker; reverberant acoustic field; MIMO control; DFAT

为了考核航天器承受噪声环境的能力,需要在地 面真实地复现发射过程中其所经历的噪声环境。目前 针对航天器结构,常用的噪声试验主要有混响场试验 与行波管试验,这两种试验技术的发展已较为成熟, 且已形成了行业标准。

这两种传统的噪声试验技术存在以下几方面的 问题。

1) 对试验场地与设备存在严格的限制。开展混

作者简介:刘振皓(1985-),男,北京人,博士,高级工程师,主要研究方向为噪声环境预示与试验技术。

收稿日期: 2017-08-23; 修订日期: 2017-09-16

基金项目: 国家自然科学基金项目(11502023, 11502024, 11402028)

响场噪声试验需要具备一定规模的混响室,而开展行 波管试验则需要将试验件置于行波管内,同时此二者 均需要拥有较为庞大的气源系统。

2)试验周期较长。在正式开展混响场试验前,除 了需要经历试验件运输与安装、大量的测试电缆与传感 器的安装工作外,还需要进行液氮系统加注与稳定。

3)试验成本较高。大型的声试验所要消耗的声 能可达到数十万声瓦^[1],因此会消耗大量的液氮,以 及予以辅助的水与电能。同时,大流量氮气排放要满 足环保和安全要求,还需要配套大型的消声管道。

随着我国新一代运载火箭及新型航天器的研制, 航天产品的设计、制造与试验并行性的要求逐渐得到 了提升。在这样的条件下,则需要提高试验效率、缩 短试验周期。直接声场试验(Direct Field Acoustic Test, DFAT)技术是 20 世纪 60 年代出现的一种新型 的噪声试验技术。这种试验技术不需要混响室、行波 管和气源,只需将试验件置于电动扬声器围成的阵列 内部,通过扬声器直接对试验件产生噪声激励^[2]。 DFAT 技术方便快捷,与传统的混响场试验相比,极 大地缩短了试验周期,降低了试验成本。文中介绍并 梳理了 DFAT 技术近十年的进展情况,并对该技术的 后续应用前景进行了展望,为我国未来飞行器的研制 与试验提供参考。

1 DFAT 扬声器阵列

DFAT系统主要由电动扬声器阵列、功率放大器、 控制系统、数据采集、数据处理等系统组成。其中,扬 声器阵列与控制系统对 DFAT 试验起着重要作用。

在 DFAT 技术发展的早期,扬声器系统采用"模块化"布置。美国 Maryland Sound International (MSI) 在 1999 年所开展的 DFAT 试验中,使用了 3 组扬声 器模块,每组模块中包含 6 个 VA4 音箱,每个音箱内 装有 2 个低频扬声器、1 个中频扬声器和 1 个高频压缩 驱动器,频率覆盖 80~1000 Hz。同时还包含 4 个附加 的 SB1000 音箱,每个内装 2 个低频扬声器,频率覆盖 35~125 Hz。另外还包含 2 个 M4 音箱,每个内装 1 个 中频压缩驱动器,频率覆盖 200~800 Hz,主要用于对 200~500 Hz 的频率范围进行补充,如图 1 所示^[3]。



图 1 MSI 在 1999 年使用的扬声器模块

从 2000 年起,美国 MSI 逐渐将扬声器阵列以圆 环的形式进行布置,同时,为了使试验件顶部得到充 分的激励,将一组附加的扬声器布置在了扬声器阵列 的顶部,如图 2 所示^[3]。这样布置后发现,对于产生 25~700 Hz 噪声的效果取决于扬声器所在的位置和方 向。在 700~10 000 Hz 频率范围,在音箱正前方 1 m 处 所测得的声压级比音箱侧面高 3~6 dB,而在顶部布置 扬声器进行激励的方式容易使试验件顶部响应过大。



图 2 MSI 在 2000 年使用的扬声器阵列

为了避免这种现象, MSI 在 2009 年发现,不使 用顶部扬声器,而是通过将扬声器阵列高度延长至试 验件上方 1.5 m 取得了更好的效果,并在随后的试验 中采用了这种布置方式。其扬声器阵列的高度达到了 7.3 m,使用了 192 个 JBL/VT-4889 音箱和 60 个 EM/ Quake 音箱,如图 3 所示,该试验总声压级达到 145.2 dB^[3]。此外,John Hopkins 大学研究表明,将一些上 层的扬声器向下倾斜,得到了与混响场接近的声振效 果。2013 年,MSI 所开展的 DFAT 试验中采用了这 种布置方式,如图 4 所示^[4]。



图 3 2009 年 MSI 采用的扬声器阵列



图 4 2013 年 MSI 采用的扬声器阵列

2017 年, Sandia 国家实验室针对某飞行器仪器 设备,专门搭建了一套小型 DFAT 试验系统,如图 5 所示^[5]。该系统放置在 3 m×3 m×2.4 m 的空间内,顶 部使用消声毯进行覆盖。试验使用了 24 个小型扬声 器,分成 12 组间隔 30°均匀排布在直径为 1.5 m 的圆 周上,扬声器距离地面 1.2 m。试验采用 MIMO 控制, 使用了 12 个控制传声器,能够产生的最大总声压级 为 110 dB,而实际试验则使用到 103 dB。该试验的 目的是为某仪器设备复现更加真实的飞行环境。



图 5 Sandia 国家实验室小型 DFAT 试验系统

2 DFAT 控制技术

2.1 单输入-单输出(SISO)

大多数在 2010 年以前开展的 DFAT 试验都采用的 是单输入-单输出(SISO)控制,这种方法在 2005—2006 年被引入 DFAT 试验。由于同一个驱动信号被分成多 路至所有的音频设备,SISO 控制产生了一个高度相关 的声场,但这样的声场与飞行器的实际飞行声场具有较 大的差距。由于相干声源产生的声波干涉,使得声场内 各个控制点处的总声压级相差±5 dB,而其他不同位置 的总声压级的差异能够达到±12 dB 之多^[6]。这样的差异 极易导致"过试验"或"欠试验"。

2.2 多输入-多输出(MIMO)

MSI 在 2010 年以后开始采用多输入-多输出 (MIMO)控制技术^[7]。这种方法基于稀疏谱密度矩 阵(SDM),采用多个独立的驱动信号来控制声场中 的多个参照点,并根据每个控制通道的响应对驱动信 号进行实时更新。MIMO 控制技术目前已应用于振动 试验中^[8-12]。MIMO 控制系统示意图如图 6 所示。图 7 为 SISO 控制与 MIMO 控制谱对比。



图 6 MIMO 控制系统

SISO with APL Simulator 1.40E+02 Pa) 1.30E+02 Channel 11 Channel 12 Channel 13 Channel Channel Channel Channel 12 Channel 13 Channel 14 Channel 15 1.35E+02 20 345 1.25E+02 fef hanne 1.20E+02 hanne (qB) Control Ref +3dB Reference Ref -3dB hanne 67 1.15E+02 lhanne lhanne 1.10E+02 Channel 8 -Channel 9 -Channel 10 SPI 1.05E+02 1.00E+021.00E+01 1.00E+02 1.00E+03 1.00E+04 Frequency/Hz MIMO with APL Simulator (Current Practice) 1.40E+02 (n) 1.30E+02 Channel Channel 10 ∃ 1.35E+02 Channe Channe Channel 11 Channel 12 ິ≈ 1.25E+02 hanne Control Ref +3dB ੱਦ 1.20E+02 Channe Reference Ref –3dB hanne ∰ 1.15E+02 hanne 1.10E+02 SPI Channe 1.05E+02 1.00E+02 1.00E+01 1.00E+02 1.00E+03 1.00E+04 Frequency/Hz 图 7 SISO 控制谱与 MIMO 控制谱对比

采用 MIMO 控制的意义不仅在于能够使得扬声 器阵列内部的声场一致性得到较大的提升,更重要的 是能够有效降低试验声场的相关性^[2]。目前对于气动 噪声和起飞噪声的空间相关特性研究表明[14-16],运载 火箭实际飞行声场具有较低的空间相关性, 而混响场 的空间相关性则与实际飞行声场较为接近[15-16]。因 此,为了在 DFAT 试验中最大程度地复现飞行声场, 其声场的空间相关性应尽可能降低。MIMO 控制技术 恰好能够消除相干声源产生的声波干涉, 使 DFAT 声 场空间相关特性接近飞行声场。针对这一点,MSI 对 DFAT 声场的空间相关性进行了试验,并与混响声 场以及 Titan V 运载火箭实际飞行声场的相关性进行 了对比^[17]。试验结果表明,采用 MIMO 控制使得 DFAT 声场的相关性与混响场及实际飞行声场的相关性十 分接近。因此, MIMO 控制对于 DFAT 试验能够良好 复现实际飞行声场具有重要意义。从目前国外已发表

的文献看, DFAT 试验采用 MIMO 控制的最小通道数 一般不低于 8 通道^[17-18]。

3 国外典型 DFAT 试验与相关问题

DFAT 试验方法早在 1966 年就已被 Houten 等人 提出,并用于不适合在常规混响室开展的大型结构声 学试验^[2]。1998 年,美国喷气推进实验室(JPL)将 DFAT 技术首次应用于 QuikSCAT 航天器。试验在 Ball Aerospace Technology Corporation(BATC)开展, 使用了 31 个音箱,其环形阵列的高度为 3 m,内部 直径为 4.2 m,8 个控制传声器两两间隔 45°布置在直 径为 2.1 m 的圆周上,如图 8 所示。这样的布置对航 天器母线及太阳帆板提供了较为理想的声场环境,在 扬声器阵列空间内的声场总声压级为 135 dB。由于传 声器和太阳帆板之间的距离较小,航天器顶部与底部 的声场一致性有所不足。此次试验取得了成功,但并 未考虑声波垂直激励带来的结构低频响应问题^[19]。



图 8 QuikSCAT 航天器 DFAT 试验

2004年, JPL 实验室对 CloudSAT 航天器开展了 DFAT 试验,并且将其天线罩单独放入混响室开展了 混响场试验,其目的是为了比较在同等量级噪声激励下 的结构响应,两次试验的总声压级均为 142.9 dB^[20-22]。 图 9 为此次 DFAT 试验所用到的扬声器阵列,其内部 直径为 5.8 m,图 10 为某处结构响应对比。试验结果 表明,两种不同的试验方法获得的结构响应在大体上 是类似的,而在 70~350 Hz 范围内,针对结构不同的 位置,DFAT 试验测得的最大响应比混响场试验测得 的最大响应高出 10 dB 以上,经过分析认为有可能是 声波掠射效应所引起。

2009 年, John Hopkins 大学 APL 实验室比较了 DFAT 试验与混响场试验在声场与试验件结构响应 方面的差异^[23-24]。试验总声压级均为 143 dB,采用了 Spectral Dynamics Jaguar 控制系统,以及 8 个控制传 声器。试验表明, DFAT 声场与试验件结构响应的差 异略大于混响场,而通过移动控制点传声器的位置改



图 9 CloudSAT 航天器 DFAT 试验



图 10 某处结构响应对比

变控制点的布局能够提高 DFAT 声场与试验件结构 响应的一致性。

2010年, Orbital Sciences Corporation (OSC) 在 Star-2 航天器 DFAT 试验中重点研究了试验声场的一 致性以及对结构响应的影响^[25]。在这之前, OSC 公 司已经开展了 20 余次 DFAT 试验,并逐渐朝向高声 压级和增强控制方向发展,所能达到的最大总声压级 已超过 145 dB。此次试验使用了 132 个 VT-4889 音 箱和 48 个 MSE-118 音箱,其布局如图 11 所示。研 究表明,在不同的声场控制点处,当采用1/3倍频程 控制时, DFAT 在 2000 Hz 以上频段的一致性要好于 2000 Hz 以下的频段,并且好于同频段混响声场的一 致性, 而总声压级的偏差值最大为 2.5 dB。当采用 3.5 Hz 窄带控制时,某些频段声压级的偏差超过 30 dB。 另外,在经过声场平均的情况下,相互对称的某对测 点加速度响应存在一定的差异,在150Hz处相差15 dB以上,如图 12 所示。在随后开展的试验中依然存 在这个现象,只是这种差异有所缩小。OSC 认为,在 相互对称的结构表面存在"热点",使得结构响应有所增 大,并且这种"热点"与传声器的位置与数量无关。同时, OSC 还发现,将试验件旋转 45°后,结构响应出现了不 同程度的变化,因此试验件与扬声器阵列的相对位置对 试验结果有重要影响。Sandia 国家实验室在同年开展的 针对某飞行系统的 DFAT 试验中同样发现了试验声场 的一致性问题^[26]。在试验总声压级为 146.7 dB 的情况 下, 声场局部位置的总声压级高达 151.6 dB。



图 11 Star-2 航天器 DFAT 试验布局



图 12 试验件对称位置声场与响应

针对 DFAT 声场的一致性及其对结构响应影响 的问题, JPL 实验室在 2011 年开展的一项试验中表 明, DFAT 声场中存在的不一致现象主要是由声波干 涉和驻波引起的,通过 MIMO 控制可以降低声波干 涉的影响,而驻波在混响场和 DFAT 中是固有的,无 法通过控制策略消除或减弱。声场中的平板、面板类 结构模态与驻波存在耦合,使得个别位置的结构响应 显著增加,以至于平板不同位置在相同量级的噪声激 励下,结构响应最高能够相差 20 dB 以上^[27-28]。MSI 在 2013 年开展的 DFAT 试验中指出^[4],可以通过改 变控制传声器布局或增加控制传声器的方法对 DFAT 驻波进行控制。Sandia 国家实验室也认为^[29], 为了控制 DFAT 声场的一致性,控制传声器不能置于 同一半径的圆周上。

4 DFAT 技术现状与发展趋势

当前,DFAT 试验技术的发展尚未成熟,仍有诸 多问题需要深入研究。MSI、JPL 实验室、John Hopkins 大学以及 Sandia 国家实验室等对此已开展了多年的研 究。为了进一步加深对 DFAT 声场的认识,MSI 更是 和 ESI 软件公司一起,使用边界元法(BEM)对 DFAT 声场进行了数值仿真^[30]。Sandia 国家实验室也在 DFAT 试验的基础上开展了声学有限元的仿真工作^[31]。

2016 年, NASA 颁布了技术手册 Direct Field Acoustic Testing (DFAT) (NASA-HDBK-7010), 对

DFAT 试验系统的组成、试验方法进行了总结,为技术人员提供了统一参考。目前,在 20~20 000 Hz 频率范围内,DFAT 试验在总声压级 145~147 dB 范围内可持续 30 s, 142~145 dB 范围内可持续 1 min, 138~142 dB 范围内可持续 60 min,138 dB 以下可持续 180 min^[2]。MSI 目前正在研究提高总声压级的技术,并将在未来达到 155 dB^[17]。

5 结语

作为一项新型的噪声试验技术,DFAT 试验技术 由于其具有方便快捷、成本低的优点,目前已经越来 越多地在飞行器噪声试验中得到了应用。受扬声器阵 列、控制技术、试验件以及传声器等因素的影响, DFAT 试验手段更为多样,不同的试验系统布局会给 试验结果带来一定的差异。

为了降低试验成本, 缩短试验周期, 提高飞行器 产品设计、制造与试验的并行性, 我国有必要研究 DFAT 试验技术, 为未来飞行器噪声试验技术提供支 撑。目前, 我国发展 DFAT 试验技术将面临以下几个 问题和挑战: 扬声器阵列的数量、布置方式及试验声 场的空间尺寸的确定; 试验空间内产生较高声压级的 能力; 驻波、声波干涉以及掠射效应对 DFAT 声场一 致性及结构响应的影响; 室内试验边界(墙壁、天花 板、地面等)对 DFAT 试验的影响; 声激励设备长期 在噪声环境下使用的寿命问题。

参考文献:

- [1] 黄怀德. 振动工程(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 272-300.
- [2] NASA-HDBK-7010, Direct Field Acoustic Testing (DFAT)[S].
- [3] LARKIN P. Direct Field Acoustic Test (DFAT) Recommended Practice[C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop. El Segundo, CA, 2010.
- [4] LARKIN P. Direct Field Acoustic Testing-update 2013: Control of Standing Waves in the DFAT Environment[C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop. El Segundo, CA, 2013.
- [5] STASIUNAS E C, Raymer M K, Nelson G D. Predicting Flight Environments with a Small-scale, Direct-field Acoustic Test Facility[C]// Proceedings of the 35th IMAC, A Conference and Exposition on Structural Dynamics, Sensors and Instrumentation. California, USA, 2017.
- [6] STASIUNAS E C, SCHULZ R A, ROSS M R. Performing Direct-field Acoustic Test Environments on a Sandia Flight System to Provide Data for Finite Element Simulation[C]// Proceedings of the 34th IMAC, A Conference and Exposition on Structural Dynamics, Rotating Ma-

chinery, Hybrid Test Methods, Vibro-Acoustic & Laser Vibrometry. Florida, USA, 2016.

- [7] LARKIN P. Developments in Direct-field Acoustic Testing[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014(11): 6-10.
- [8] 王光芦, 徐明. 飞机外挂可靠性试验中 MIMO 振动响 应控制仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(1): 51-55.
- [9] 崔旭利,陈怀海,贺旭东. MIMO 随机振动试验频响估 计中激励和响应的同步方法[J].振动与冲击,2012, 31(3):92-96.
- [10] 洪增辉.双通道噪声激励与主动控制研究[D].南京: 南京航空航天大学,2010.
- [11] 孙越. 三轴六自由度振动试验系统控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [12] 杨巍. 多输入多输出正弦扫频试验控制方法研究与实现[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [13] 刘振皓,任方,王骁峰,等.旋成体模型仪器舱脉动压 力空间相关特性研究[J]. 宇航学报, 2016, 37(12): 1425-1431.
- [14] 任方,张正平,李海波,等.运载火箭起飞噪声环境缩 比模型试验方法[J]. 宇航学报,2015,36(3):344-350.
- [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.
- [16] 任方, 张正平, 李海波, 等. 运载火箭整流罩内声场空间相关特性研究[J]. 强度与环境, 2014, 41(6): 32-37.
- [17] LARKIN P, GOLDSTEIN R. Recent Developments in Direct Field Acoustic Testing[C]// 26th Space Simulation Conference. Goddard Space Flight Center, 2010.
- [18] LARKIN P. Direct Field Acoustic Testing-update 2012 [C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, El Segundo, CA, 2012.
- [19] SCHARTON T, ANTHONY D, LECCESE A. Direct Acoustic Test of QuikSCAT Spacecraft[R], 99-0375, Jet Propulsion Laborator, 1999.
- [20] O' CONNELL M. Direct Field and Reverberant Chamber Acoustic Test Comparisons[C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, El Segundo, CA, 2007.
- [21] O' CONNELL M, FRED H. Direct Acoustic Verses Reverberant Acoustic Testing of the Cloud Profiling Radar Instrument[R]. NASA 20060042857, 2006.
- [22] KOLAINI A R, O'CONNELL M, TSOI W B. Acoustically Induced Vibration of Structures: Acoustic/Structural Coupling Phenomenon[C]// Spacecraft and Launch Vehi-

cle Dynamic Environments Workshop, El Segundo, CA, 2009.

- [23] MAAHS G. Direct Field vs Reverberant Field Acoustic Testing of a Spacecraft-like Structure[C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, El Segundo, CA, 2009.
- [24] MAAHS G. Part I : Direct vs Reverberant Field Acoustic Testing Part II: Direct Field Single vs Multiple Sources [C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, 2010.
- [25] SPICER R, LARKIN P, LANGMYER B. Investigation of Acoustic Field Uniformity in Direct Field Acoustic Testing[R]. NASA 20120007338, 2012.
- [26] STASIUNAS E C, SKOUSEN T J, BABUŠKA V. Designing a Direct-field Acoustic Test of a Flight System: Requirements, Challenges, and Results[C]// Proceedings of the 81st Shock and Vibration Symposium(SAVIAC). Orlando, FL, USA, 2010.
- [27] KOLAINI A R, DOTY B, CHANG Z. Impact of Acoustic Standing Waves on Structural Responses: Reverberant Acoustic Testing (RAT) vs. Direct Field Acoustic Testing (DFAT)[C]// The Institute of Environmental Sciences and Technology(IEST), Orlando, FL, USA, 2012.
- [28] KOLAINI A R, DOTY B, CHANG Z. Reverberant Acoustic Testing and Direct Field Acoustic Testing Acoustic Standing Waves and Their Impact on Structural Responses[C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, El Segundo, CA, 2012.
- [29] ROUSE J W, CAP J, REESE G M, et al. Acoustics Research at Sandia[C]// Meeting of the North Carolina Chapter of the Acoustical Society of America. Raleigh, NC, USA, 2012.
- [30] GARDNER B, POLK M, LARKIN P. Investigation into DFAT Modeling with Boundary Element Analysis[C]// Spacecraft and Launch Vehicles Workshop. El Segundo, CA, 2013.
- [31] SCHULTZ R, WALSH T. Evaluation of Microphone Density for Finite Element Source Inversion Simulation of a Laboratory Acoustic Test[C]// Proceedings of the 34th IMAC, A Conference and Exposition on Structural Dynamics, Rotating Machinery, Hybrid Test Methods, Vibro-Acoustics & Laser Vibrometry. Orlando, USA, 2016.