

星箭适配器 (PAF) 隔振技术的进展

王跃宇, 冷力强, 李志, 李勇

(中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 星箭适配器 (PAF) 隔振技术是指在不修改卫星原有结构的前提下, 设计具有隔振效能的适配器或在适配器与星箭界面之间引入隔振装置, 以隔离卫星发射阶段轴向或侧向的振动。该技术可以降低卫星的质量控制成本, 提高卫星发射的可靠性。文章对星箭适配器隔振技术国内外研究进展进行了总结和评述, 对美国 CSA 和欧空局 EADS 的产品做了介绍, 并对我国星箭适配器隔振技术的未来发展途径提出了建议。

关键词: 隔振技术; 星箭适配器; 运载火箭

中图分类号: V474; O328

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2007)01-0043-04

1 前言

卫星在发射段将经历复杂的声振力学环境, 承受来自运载火箭的多种不同动态载荷, 如各级火箭发动机启动、关机时的推力变化、级间分离产生的轴向瞬态载荷、跨音速飞行段激波与分离流相互干扰产生的横向压力脉动等^[1, 2]。为确保卫星从发射到入轨期间不会因声振失效, 运载火箭研制部门一般对卫星结构提出较严格的抗过载要求, 增加了卫星结构设计、研制和试验验证的成本。如果采用整星隔振技术, 既可以降低卫星及其重要设备的质量控制成本, 提高卫星发射的可靠性, 又可以减少卫星的冗余重量, 提高有效载荷比。

为改善发射段力学环境, 美、法等国正积极发展星箭适配器 (Payload Attach Fitting, PAF) 隔振技术^[3, 4], 其主要思路是设计具有隔振效能的适配器或在适配器与星箭界面之间引入主动或被动隔振装置。目前, 星箭适配器隔振技术已在国外的航天工程实践中得到成功应用, 并且还在不断的发展之中^[5-9]。

本文在调研国内外相关文献的基础上, 对国内外星箭适配器隔振技术的最新研究进展进行了总结和评述, 并对我国未来星箭适配器隔振技术的发展途径提出了具体建议。

2 星箭适配器隔振技术的国内外进展

结构振动控制技术 (也称减、隔振技术) 从

概念提出到工程应用已经有上百年的历史, 在航空、航天、船舶、精密机床、高精度隔振平台等领域均有广泛的应用。随着工程控制理论和方法的发展、传感元件和伺服机构的日趋完善以及计算机技术的迅猛发展和广泛应用, 某些领域振动控制的效果已经达到很高水平, 如采用主动隔振的伺服平台可以将振动加速度控制在 $10^{-9}g$ 的水平上; 美国飞行员座椅的主动隔振系统能隔绝 90% 以上的振动。

从控制策略看, 结构振动控制分为 3 类: 主动控制、被动控制和主被动一体化控制。从控制效果看, 主动控制有利于控制低频振动, 被动控制适用于控制高频振动, 而主被动一体化控制则有利于实现低频和高频振动的同步控制^[9-10]。

星箭适配器通常设计得比较刚硬, 对卫星发射段力学环境的影响比较突出。消除这一影响的传统做法是对卫星结构加固或对卫星上的关键设备、部件采取局部隔振措施, 该方法增加了卫星的研制成本和冗余重量。如果直接在星箭适配器上增加隔振装置, 就可以克服上述方法带来的弊端。

美国空军研究实验室 (Air Force Research Laboratory) 和 CSA 工程公司 (CSA Engineering, Inc.) 早在 1993 年就开始了针对不同运载火箭 (固体燃料或液体燃料) 的 PAF 隔振技术的工程应用研究。CSA 工程公司的有关理论研究和产品开发工作分为两个阶段: 第一阶段, 重点开展星箭适

收稿日期: 2006-11-20; 修回日期: 2007-01-11

作者简介: 王跃宇 (1967-), 男, 高级工程师, 现从事卫星总体设计、复杂结构动力学研究。联系电话: (010)68747483。

配器被动减、隔振技术的研发工作；第二阶段，发展星箭适配器振动主被动一体化控制技术。CSA 公司研制的隔振系统 SoftRide 首次应用于 1998 年 2 月轨道科学公司的 Taurus 运载火箭搭载 GFO (Geosat Follow-On) 航天器的发射任务，迄今为止已经成功应用于 5 次发射任务^[8]。欧空局也正在着手研发主动式适配器，准备在 Ariane 5 型和其它运载火箭上应用^[5]。

我国星箭适配器隔振技术的工程应用研究起步较晚，但起点较高。目前，已有高校完成星箭适配器隔振器的样件研制及地面验证试验。试验结果表明，这种隔振器能够有效地隔离卫星在宽频带上的横向和纵向的振动^[11]。

2.1 国外的最新进展

(1) 美国 CSA 工程公司

通过十余年的努力，CSA 公司已研制出两种被动式整星隔振器——SoftRide Uniflex 和 SoftRide Multiflex，并已申请专利。SoftRide Uniflex 是专为以轴向过载为主的运载火箭设计的。这种隔振器的刚度和阻尼特性的分析与具体的发射任务有关。隔振器是由一组柔性阻尼元件（见图 1）构成的一个隔振系统。每个柔性元件由钛金属和粘弹性约束层阻尼材料制成。该隔振器在航天器和运载火箭之间形成了坚固、响应可预示的、稳定的连接。其典型安装方式见图 2。

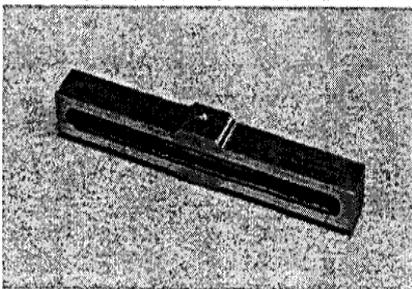


图 1 SoftRide Uniflex 隔振器
Fig.1 SoftRide Uniflex isolator

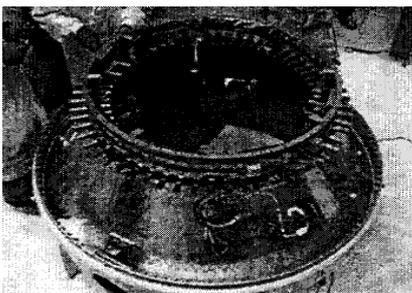


图 2 SoftRide Uniflex 的安装
Fig.2 SoftRide Uniflex installation

SoftRide Multiflex 是为轴向和横向过载均需隔绝的运载火箭设计的。与 SoftRide Uniflex 类似，这种隔振器的刚度和阻尼特性的分析设计也与具体的发射任务有关。隔振器由一对 Uniflex 的柔性阻尼元件加一个连接杆（见图 3）。柔性元件组合体的抗剪能力可以抑制横向过载。SoftRide Multiflex 隔振器的典型安装方式见图 4。SoftRide 隔振器成功应用于 Taurus/STEX 的发射任务中。它的减振能力可由 PSD 图（图 5~6）判读出来。

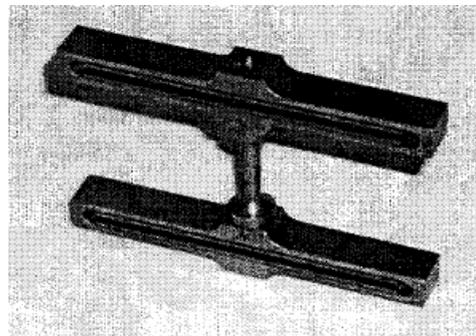


图 3 SoftRide Multiflex 隔振器
Fig.3 SoftRide Multiflex isolator

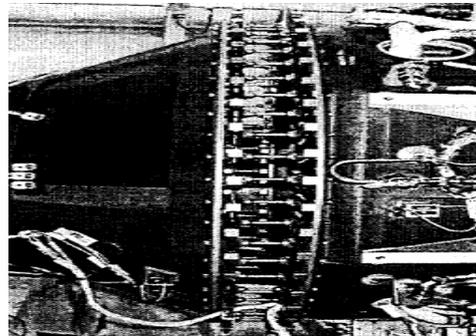


图 4 SoftRide Multiflex 的安装
Fig.4 SoftRide Multiflex installation

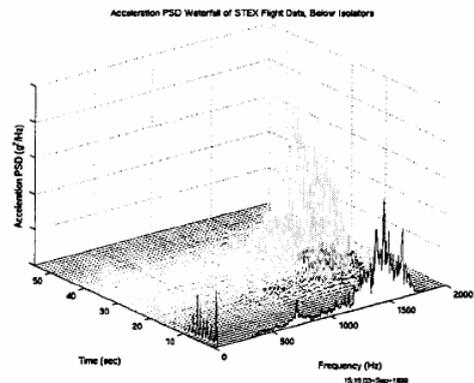


图 5 隔振前 STEX 轴向加速度 PSD
Fig.5 Waterfall PSD of STEX - below isolators

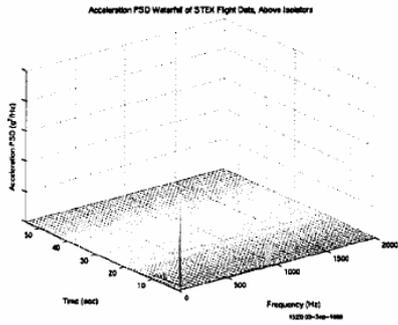


图 6 隔振后 STEX 轴向加速度 PSD
Fig.6 Waterfall PSD of STEX - above isolators

(2) 欧空局EADS空间运输公司

“Ariane 5”型运载火箭是 ESA 新一代的大型固体运载火箭,于 1997 年 10 月 30 日首飞成功,可以发射通信、对地观测等卫星。其基本型 “Ariane 5 Generic” 高达 52 m, 直径 5.4 m, 可将 6 t 有效载荷送到地球同步转移轨道 (GTO), 9.5 t 有效载荷送到太阳同步轨道 (SSO); 其改进型 “Ariane 5 ECA” 可将 9.6 t 有效载荷送到 GTO。

欧空局 EADS 空间运输公司 (EADS Space Transportation) 针对 “Ariane 5 ECA” 的载荷环境和星箭界面的实际尺寸设计了一种主动式有效载荷适配器, 该适配器为桁架结构, 由两个界面环和 24 根主动压电杆构成 (见图 7)。主动适配器应具有与常规的被动适配器相同的整体刚度, 以确保不破坏运载火箭控制系统关注的弯曲模态 (5~10 Hz)。

现阶段, EADS 的主动式有效载荷适配器项目组已完成考虑控制律反馈的星箭耦合模型 (见图 8) 闭环仿真工作。仿真结果表明, 采用这种有效载荷适配器可以将 100 Hz 以内的低频振动水平降低 12 dB。目前, 研究人员正在对样件准备地面试验, 以验证压电杆的动力学特性。

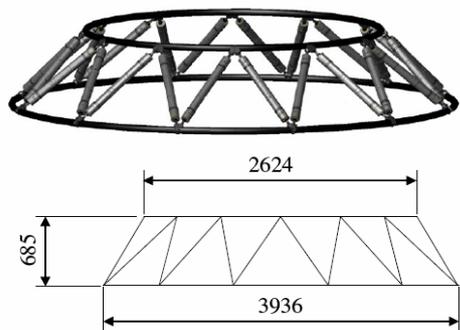


图 7 EADS 的主动式有效载荷适配器
Fig.7 Active payload adaptor of EADS

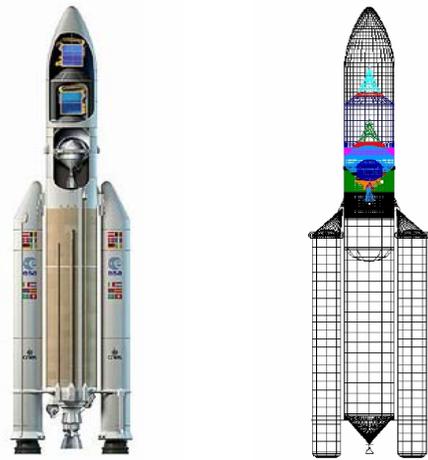


图 8 Ariane 5 ECA 及其星箭耦合系统模型
Fig.8 Ariane 5 ECA and its system model

2.2 国内的最新进展

上海交通大学振动、冲击和噪声国家重点实验室根据某配重星模型的隔振要求和约束条件, 研制出一种 PAF 隔振器 (如图 9 所示)。有限元分析和试验表明, 这种隔振器可以有效隔离卫星在宽频带上的横向和纵向的振动载荷。

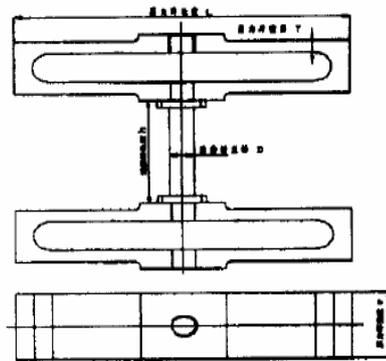


图 9 隔振器结构示意图
Fig.9 Scheme of the structure of SJU isolator

上海交大 PAF 隔振器是由两个压力环和一个连接杆组成的弹性支承。压力环内表面粘贴粘弹性约束阻尼层, 以增加结构阻尼。压力环和连接杆分别主要提供隔振器的纵向和横向刚度。这一设计思路与美国 CSA 公司的 SoftRide Multiflex 隔振器极为相似。

上海交大对隔振前后整星各主要测点的加速度响应进行了实测。试验结果表明, 卫星质心附近某测点的加速度均方值横向上衰减 9.2 dB, 纵向上衰减 5.4 dB; 加速度响应峰值也分别下降了 9.0 dB 和 3.9 dB。对于不同的发射任务, 运载火

箭搭载不同的卫星,需要对隔振器尺寸进行适应性修改,以组成新的整星隔振系统。

3 结论和建议

设计开发具有隔振功能的星箭适配器产品具有较强的工程需求和较高的工程应用价值。该产品可以改善发射段卫星所处的振动环境,降低卫星平台结构的设计要求,从而有助于提高卫星平台的承载能力。

未来航天任务对我国卫星平台性能指标的要求越来越高,因此,开展航天器发射段 PAF 隔振技术工程应用的理论与试验研究及在轨飞行试验验证工作日益重要。为此建议:

(1) 采用粘弹性约束阻尼材料实现星箭适配器被动隔振功能这一技术途径具有结构简单、成本低、可靠性好等优点,可以作为现阶段我国星箭适配器隔振技术发展的一条主要途径;

(2) 在 PAF 主动隔振理论与试验研究中,会遇到星箭耦合系统动力学建模、载荷工况设定、控制律设计与仿真、压电元件结构优化设计、地面试验验证等一系列技术难题,建议我国卫星主力研制部门和有关高校加强“产、学、研”合作,优势互补,携手攻关,借鉴国外的研制思路和经验,进行跟踪研究,开展 PAF 主动隔振器的分析设计和工程研制工作;

(3) 根据运载火箭和卫星型谱关系,以系列化、标准化为目标,在航天系统内部协同工作、联合攻关,积极推动主动式/被动式隔振星箭适配器产品的工程化、试验验证和型号应用工作。

参考文献 (References)

- [1] Wilke P S, Johnson C D, Fosness E R. Payload isolation system for launch vehicles[J]. SPIE, 1997, (3045): 20~30
- [2] 袁家军,等. 卫星结构设计与分析[M]. 中国宇航出版社 [Yuan Jiajun, *et al.* Design and analysis of satellite structures[M]. China Astronautic Publishing House]
- [3] Edberg D L, Johnson C D, Davis L P, Fosness E R. On the development of a launch vibration isolation system[J]. SPIE, 1997, (3045): 31~37
- [4] Johnson C D, Wilke P S, Grosserode P J. Whole-spacecraft vibration isolation system for the GFO/Taurus mission[J]. SPIE, 1999, (3672): 175~185
- [5] Rittweger A, Beig H, Konstanzer P, Dacal R B. Active payload adaptor for ariane 5[A]. IAC-05-C2-4-02, 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, 2005
- [6] Johnson C D, Wilke P S, Darling K R. Multi-axis whole-spacecraft vibration isolation for small launch vehicles[J]. SPIE, 2001, (4331): 162~174
- [7] Wilke P S, Johnson C D, Fosness E R. Whole-spacecraft passive launch isolation[J]. J of Spacecraft & Rockets, 1998, 35(5): 690~694
- [8] Denoyer K K, Johnson C D. Recent achievements in vibration isolation systems for space launch and on-orbit application[A]. IAC-01-I.2-01, 52nd International Astronautical Congress, Toulouse, France, 2001
- [9] Mace B R. Active control of flexible vibrations[J]. J of Sound & Vibration, 1987, 114: 253~270
- [10] Meirovitch L, Baruh H, *et al.* A comparison of control techniques for large flexible systems[J]. J of Guidance, Control & Dynamics, 1983, 6: 302~310
- [11] 张军, 谌勇, 张志谊, 华宏星. 一种整星隔振器的研制[J]. 振动与冲击, 2005, 24(5): 35~38 [Zhang Jun, Chen Yong, Zhang Zhiyi, Hua Hongxing. The development of a kind of whole-spacecraft vibration isolation system[J]. Chinese J of Vibration and Shock, 2005, 24(5): 35~38]

The Recent Development of Vibration Isolation Technique of Payload Attach Fitting

WANG Yueyu, LENG Liqiang, LI Zhi, LI Yong
(China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The vibration isolation technique of payload attach fitting(PAF) refers to inserting isolators or the isolating PAF between the satellite and the launch vehicle to isolate the satellite axial/lateral vibration without any alterations of the existing satellite structure. The use of this vibration isolation technique can reduce the launch-induced dynamic loads and the quality control costs of the satellite, and to improve the satellite reliability during launch. In this paper, the recent development of the researches and engineering applications of the vibration isolation technique of PAF are introduced in detail and some suggestions about future development of this vibration isolation technique in China are proposed.

Key words: vibration isolation technique; payload attach fitting; launch vehicle