# 高超声速飞行器冲压燃烧室随机振动响应分析

高金海 马艳红 洪 杰 刘 伟

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191) (中国航天科工集团公司 二院二部, 北京 100854)

**摘 要**: 利用高超声速冲压发动机燃烧室结构试验结果完成了地面试验状态下燃烧室壳体复杂结构随机振动响应分析, 并与试验结果进行了对比分析, 试验验证了所采用的飞行器复杂结构随机振动响应分析方法和技术途径. 在此基础上, 采用试验压力载荷数据, 对飞行状态下燃烧室结构的随机振动响应进行了分析, 得到燃烧室结构加速度响应的功率谱密度曲线及均方根值, 该项工作对飞行器的动力环境初步预示工作具有重要的工程应用价值.

**关 键 词**: 高超声速; 冲压发动机; 燃烧室; 随机振动; 响应分析

中图分类号: V 414

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2008)08-0981-05

# Random vibration response analysis of hypersonic flight vehicle ramjet combustor chamber structure

Gao Jinhai Ma Yanhong Hong Jie

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Liu Wei

(The Second System Design Department of the Second Research Academy of CASIC, Beijing 100854, China)

**Abstract** The testing results of combustion chamber structure of hypersonic ramjet were used, which furnished the analysis to structure random vibration response of combustion chamber shell. Meanwhile, both of them were compared, which gave us a satisfied consequence. The analysis and technology method of random vibration response of vehicle complex structure were verified by this test. On the basis of that by taking advantage of pressure load data and analysising the random vibration response of combustor chamber in flight regime, the RMS(Root Mean Square) and PSD(Power Spectral Density) of acceleration response were presented, which was very important to the work of preliminary of dynamic environment of fight vehicle.

**Key words** hypersonic; ramjet; combustor chamber; random vibration; response analysis

高超声速飞行器冲压发动机燃烧室结构在随机压力载荷作用下的响应分析一方面可用于环境预示, 另一方面可将燃烧室的随机压力载荷引起的结构响应用于结构设计, 保证结构的可靠性. 因此, 此项研究工作受到国内外学者的普遍关注[1]. 高超声速飞行器冲压发动机燃烧室结构的复杂性决定随机响应分析的解析法不再适用. 随着计算机的迅猛发展和大型有限元结构分析程序的开发, 有限元谱分析法用于中、低频段(0~2000Hz)随机响应分析成为一条切实可行的途径[2-4]. ANSYS是世界公认的著名的大型有限元分析软件, 它是能进行随机响应分析的为数不多的大型有限元分析软件之一, 本文采用该软件作为随机响应分析的工具.

本文工作是该专题研究的一个新进展, 建立了高超声速飞行器冲压发动机复杂燃烧室结构的有限元动力学计算模型. 利用冲压发动机燃烧室结构随机压力载荷试验结果对燃烧室结构地面随机振动试验进行了响应分析, 并与随机振动试验测量结果进行了比较, 取得了令人满意的结果:

收稿日期: 2007-07-09

基金项目: 教育部新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-06-0171)

作者简介: 高金海(1980-), 男, 黑龙江牡丹江人, 博士生, gaojinhaf@sjp.buaa.edu.cn.

0~2000Hz范围的振动加速度响应均方根值的计算值相对试验测量值的相对误差低于30%,试验验证了本文采用的飞行器复杂结构随机振动响应分析方法和技术途径.在此基础上,建立了高超声速飞行器整机有限元模型,从中提取燃烧室结构准确的边界条件,采用地面试验压力载荷数据,对飞行状态下高超声速飞行器冲压发动机燃烧室结构的随机振动响应进行了分析,得到燃烧室结构关键位置的功率谱密度曲线及均方根值,该项工作对飞行器的动力环境初步预示工作具有重要的工程应用价值.

## 1 载荷模型

燃烧室压力载荷对结构的作用本质上是一种空间分布的,并且往往是随时间变化的、具有一定频率分布特性的动态随机压力载荷.难以按燃烧学、气动力学、声学等理论给出燃烧室压力载荷解析函数的表达式,工程中通常是通过实测方法来建立压力载荷模型.当压力载荷的频率分布特性和结构的动态特性互相耦合时,结构就会产生显著的结构响应.

本文对高超声速飞行器冲压发动机燃烧室结构进行了地面试验,试验测得燃烧室压力载荷随时间的变化历程如图1所示.

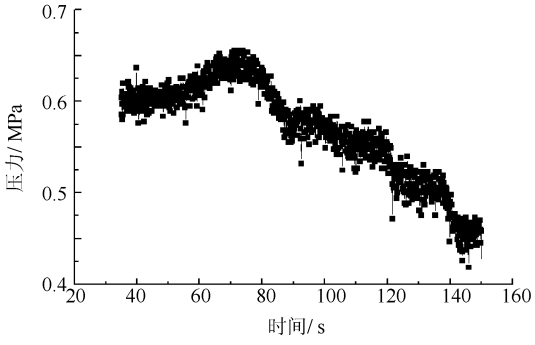



图1 燃烧室压力载荷的时间历程

本文认为燃烧室的随机压力载荷这个随机过程是一个各态遍历的平稳随机过程.在对燃烧室压力载荷进行功率谱密度分析时,只针对时间历程中某一时刻的时域压力载荷进行功率谱密度分析便可以代替整个过程的集合平均,66~70s压力载荷的时间历程如图2所示.

根据随机压力载荷信号功率谱密度的定义,利用MATLAB软件编写功率谱密度分析程序,程序中首先需要确定随机载荷信号的自相关函数,之后对其自相关函数进行傅里叶变换,便可以得到冲要发动机燃烧室压力载荷功率谱密度曲线分布,如图3所示.

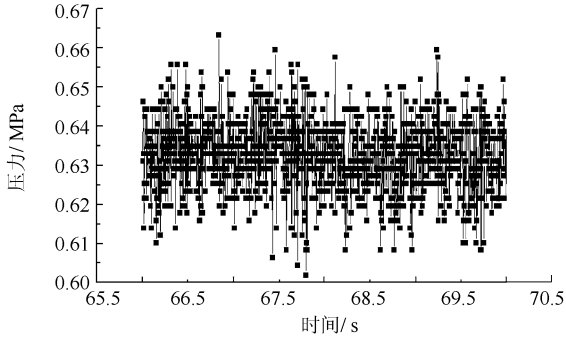



图2 66~70s压力载荷的时间历程

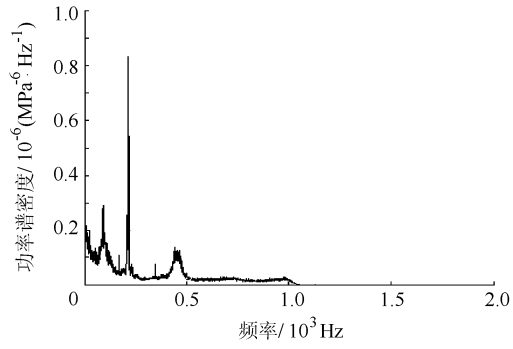



图3 燃烧室压力载荷的功率谱密度函数

由图3可看出,冲压发动机燃烧室结构承受的压力载荷能量主要集中在20~500Hz这个频带内,高频区能量相对较小.但根据燃烧室结构试验状态下的固有特性,高频区同样需要考虑,因此在对燃烧室结构进行谱分析时,给出0~2000Hz频段内压力载荷功率谱密度数值,如表1所示.

表1 地面试验状态下压力载荷的功率谱密度值

| $f$/Hz | $\varphi(f)$/(MPa$^2$·Hz$^{-1}$) |
|---|---|
| 10 | $2.0\times10^{-7}$ |
| 64 | $7.3\times10^{-8}$ |
| 92 | $2.9\times10^{-7}$ |
| 173 | $4.4\times10^{-8}$ |
| 213 | $8.4\times10^{-7}$ |
| 243 | $3.5\times10^{-8}$ |
| 404 | $2.9\times10^{-8}$ |
| 439 | $1.4\times10^{-7}$ |
| 514 | $2.4\times10^{-8}$ |
| 1000 | $2.4\times10^{-8}$ |
| 1126 | $5.9\times10^{-9}$ |
| 1518 | $2.6\times10^{-8}$ |
| 1726 | $8.8\times10^{-9}$ |
| 2000 | $2.5\times10^{-8}$ |

表1给出了地面试验状态下飞行器燃烧室结构压力载荷的功率谱密度分布,从0~2000Hz范围内压力载荷的功率谱密度数值基本都在$10^{-7}$量级以下.

## 2　模态阻尼比值的确定

模态阻尼比对响应的影响是至关重要的,没有一个准确的阻尼,要想得到准确的响应是不可能的. 结构在低频范围内阻尼相对比较容易得到,人们通过试验获得了一些比较可靠的模态阻尼值,但对于高阶模态阻尼,人们也只是大致地知道阻尼是非线性的,缺少可供参考的试验值和比较完善的理论. 为此,提出了动载荷设计中阻尼问题的工程处理方法,即认为对一个具体结构关键点的响应有重要影响的模态是主要响应模态,其他模态是非主要响应模态,关键点响应对非主要响应模态的阻尼比是不敏感的. 本文对于模态阻尼选取放宽要求,统一取一个具有统计意义的平均值或相对较低值,从低频到高频各个频率对应的模态阻尼比均取 3%,这主要是参考以往类似燃烧室结构试验得到的低频模态阻尼(前几阶模态阻尼比绝大部分在 2% ~ 3% 之间)来大致确定的[5].

## 3　地面随机振动试验验证

根据燃烧室载荷特点,可以判断燃烧室的结构响应问题属于随机振动问题. 工程中常采用有限元谱分析法对随机载荷作用下结构振动响应进行分析. 本文采用有限元谱分析法,结合地面试验状态下的载荷和加速度响应的试验数据,对燃烧室结构随机振动响应进行求解,验证谱分析方法处理飞行器复杂结构振动响应问题的可行性.

利用大型通用有限元软件,建立飞行器燃烧室结构动力学分析有限元模型,如图 4所示,共划分 8 416单元, 14 307 节点. 燃烧室地面随机振动实验时,轴向的两个位置用卡箍卡死,在对应位置施加全约束,来保证燃烧室地面实验的边界条件的准确,有限元模型以及边界条件如图 5所示.

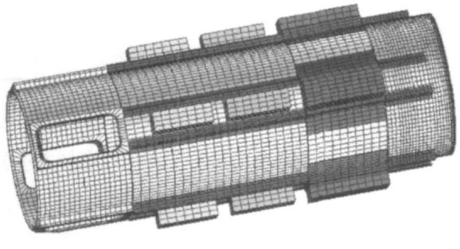


图 4　燃烧室结构有限元模型

根据本文确定的试验状态下的压力载荷模型,对飞行器燃烧室结构的随机动力响应进行了求解分析. 同时考虑到要与试验测点位置的随机响应结果进行对比分析,计算确定了测点位置 $x$, $y$, $z$ 三个方向加速度响应的功率谱密度分布,计算与试验的功率谱密度曲线对比如图 6所示.

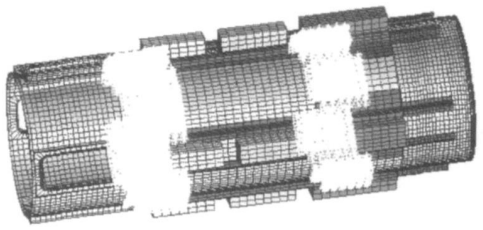
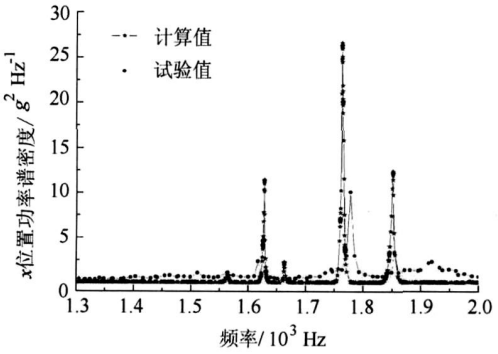
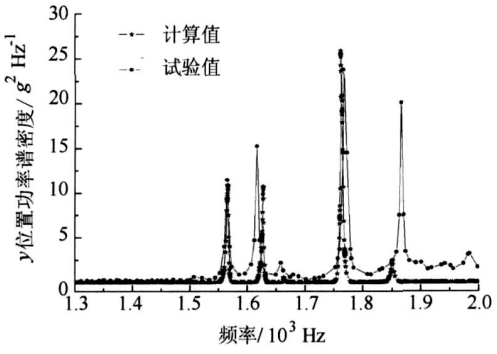


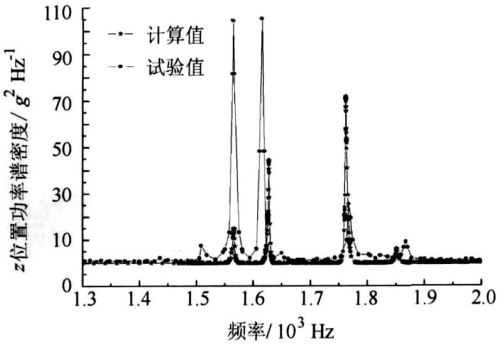
图 5　燃烧室随机振动响应计算用边界条件




a　测点位置 $x$ 方向




b　测点位置 $y$ 方向




c　测点位置 $z$ 方向

图 6　计算与试验状态下 3个方向功率谱密度曲线对比

试验测点位置的 3个方向加速度响应均方根值的计算结果与试验结果的对比,如表 2所示.

由图 6和表 2的对比结果可以看出,计算得到的燃烧室测点位置 $x$, $y$, $z$ 三个方向功率谱密度曲线与试验测得功率谱密度曲线基本吻合,主要峰值频率较为接近,且峰值频率主要集中 1 500~2 000Hz之间;采用有限元谱分析方法计算得到

燃烧室测点位置 3个方向的加速度响应均方根值与试验测得的 3个方向加速度响应均方根相对误差较小: $x$ 方向相对误差为 24.27%, $y$ 方向相对误差为 17.52%, $z$ 方向相对误差为 25.38%, 误差都在 30% 以内, 基本符合工程计算的要求; 验证了采用谱分析方法计算飞行器复杂燃烧室结构随机振动响应是可行的.

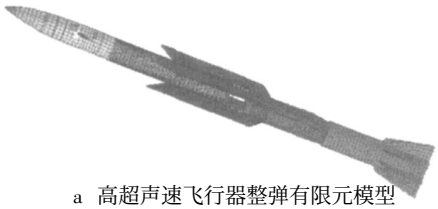
表 **2** 测点位置加速度响应均方根计算值与试验值对比

| 状态 | 加速度响应均方根值 | | |
|---|---|---|---|
| | $x$ | $y$ | $z$ |
| 计算值 | 12.75$g$ | 12.29$g$ | 20.47$g$ |
| 试验值 | 10.26$g$ | 14.90$g$ | 27.43$g$ |

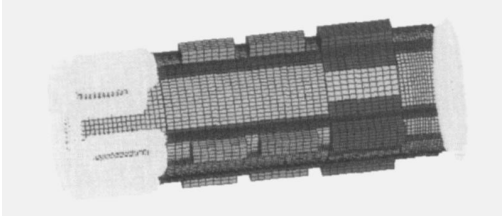
## 4 飞行状态下随机振动响应分析

复杂燃烧室结构是高超飞行器结构中的重要组成部分, 由上文的研究可知, 燃烧室结构承受着复杂的激振载荷, 并且载荷对结构的动力响应影响较为显著, 因此, 在发动机燃烧室的结构设计中, 充分地考虑结构的响应敏感性是非常必要的.

为了更为准确地对高超声速飞行器实际飞行状态下燃烧室结构的随机动力响应进行求解, 本文建立了高超声速飞行器的整弹有限元模型, 目的是从中提取更为准确的燃烧室结构的边界条件, 来模拟实际飞行情况, 由于燃烧室前、后两端分别与油箱、进气道以及助推器部件相连, 在燃烧室前后两个安装边位置以及进气道出口位置施加全约束, 实际飞行状态下提取燃烧室的边界条件, 如图 7所示.



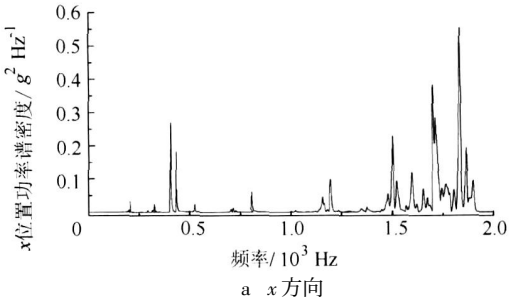
a 高超声速飞行器整弹有限元模型



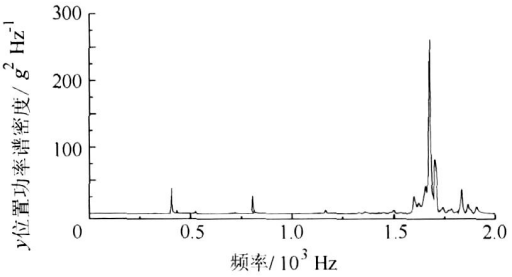
b 提取燃烧室结构的边界条件

图 7 实际飞行状态下提取燃烧室结构的边界条件

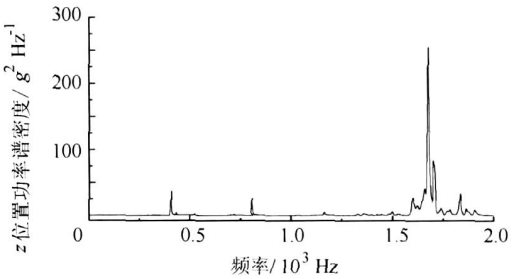
利用飞行器燃烧室结构的试验压力载荷功率谱密度分布数据, 采用大型通用有限元软件 ANSYS中的谱分析模块对燃烧室结构的随机振动响应进行了求解分析, 计算得到燃烧室关键位置的加速度响应功率谱密度曲线, 如图 8所示.




a $x$ 方向




b $y$ 方向




c $z$方向

图 8 飞行器燃烧室结构关键位置加速响应功率谱密度曲线

由 8图可以确定, 燃烧室结构关键位置加速度响应的均方根值, 如表 3所示.

表 **3** 燃烧室结构关键位置的加速响应均方根值

| 状态 | 加速度响应均方根值 | | |
|---|---|---|---|
| | $x$ | $y$ | $z$ |
| 前段 | 2.423$g$ | 21.895$g$ | 16.687$g$ |
| 中段 | 2.594$g$ | 27.065$g$ | 26.525$g$ |
| 后段 | 1.823$g$ | 18.611$g$ | 12.682$g$ |

从表 3的计算结果得知, 在试验得到的随机压力载荷作用下, 高超声速飞行器冲压发动机燃烧室结构不同关键位置 3个方向加速度响应均方根值水平较高, $y$ 向和 $z$ 向的响应峰值主要集中在高频段, 且对 1677.4Hz下激振频率最为敏感; 中段的加速度响应均方根值相对较大, $y$ 向均方根值为 27.065$g$, $z$向为 26.525$g$; 计算得到的飞行器燃烧室振动响应数值对飞行器初步结构设计具有重要的工程参考价值.

## 5 结　论

本文利用高超声速飞行器冲压发动机燃烧室结构试验结果和 ANSYS软件完成了高超声速飞行器冲压发动机燃烧室壳体复杂结构在随机面分布力作用下随机响应分析与验证,取得了较好结果: 0~ 2000Hz范围的振动加速度响应均方根值的计算值相对试验测量值的相对误差低于 30%,验证了本文采用的飞行器复杂结构随机振动响应分析方法和技术途径;从而将随机响应分析由单个激励下的结构随机响应分析推进到多个面激励下的复杂结构随机响应分析;对飞行状态下飞行器燃烧室结构的随机振动响应进行了求解分析,该项工作的开展对飞行器的动力环境初步预示工作具有重要的工程应用价值.

### 参考文献 (**References**)


[1] 徐孝诚, 王成华, 韩增尧. 再入飞行器复杂结构随机振动响应分析研究 [J]. 强度与环境, 2002, 29 (3): 1- 4
Xu Xiaocheng, Wang Chenghua, Han Zengyao. Study on random vibration response analysis of reentry vehicle complex structure [J]. Structure& Environment Engineering, 2002, 29 (3): 1- 4 (in Chinese)

[2] Wei Gao. Random seismic response analysis of truss structures with uncertain parameters [J]. Engineering Structures, 2007 (29): 1487- 1498

[3] Alkhaleefi A M, Ali A. An efficient multi-point support-motion random vibration analysis technique[J]. Computers and Structures, 2002(80): 1689- 1697

[4] 成伟, 何铁宁. 随机振动响应计算在 ANSYS中的一种实现方法 [J]. 西南交通大学学报, 2002(34): 102- 104
Cheng Wei, He Tiening. New calculation method for calculating structural responses to random vibrations[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2002(34): 102- 104(in Chinese)

[5] 尹立中, 徐孝诚. 再入飞行器的气动噪声响应分析和试验验证 [J]. 导弹与航天运载技术, 2002(3): 113- 115
Yin Lizhong, Xu Xiaocheng. Response analysis and experimental verification for reentry vehicle subjected to aerodynamic noise [J]. Missiles and Space Vehicles, 2002 (3): 113- 115 (in Chinese)


(责任编辑: 张　嵘)

(上接第 **975**页)

## 3 结　论

根据工程实践经验,当大多数预计值与现场实际值之比落入 (0. 3, 2)这个区间内,就可以认为预计效果很好[8].

根据理论分析和试验数据的验证结果,可以证明锂离子电池的基本失效率模型和工作失效率模型反映了其失效规律. 需要说明的是,由于时间、资金、试验条件等方面的限制,所建模型还不够完善,模型中的参数也有待进一步验证和修正.

### 参考文献 (**References**)


[1] 陈军, 陶占良, 苟兴龙. 化学电源——原理、技术与应用 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2006: 156- 168
Chen Jun, Tao Zhanliang, Gou Xinglong. Chemical power sources— principle, technology and application [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2006: 156- 168 (in Chinese)

[2] Abraham D P, Knuth J L, Dees D W. Performance degradation of high-power lithium-ion cells— electrochemistry of harvested electrodes[J]. Journal of Power Sources, 2007, 170(2): 465- 475

[3] Dubarry Matthieu, Svoboda Vojtech, Hwu Ruey. Capacity and power fading mechanism identification from a commercial cell evaluation[J]. Journal of Power Sources, 2007, 165(2): 566- 572

[4] 刘明治. 可靠性试验 [M]. 北京: 电子工业出版社; 2004: 75 - 80
Liu Mingzhi. Reliability test[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2004: 75- 80( in Chinese)

[5] GB /T 18287-2000, 蜂窝电话用锂离子电池总规范 [S]
GB /T 18287-2000, General specification of lithium-ion battery for cellular phone[S] (in Chinese)

[6] GJB /Z299B-1998, 电子设备可靠性预计手册 [S]
GJB /Z299B-1998, Reliability prediction handbook for electronic equipment[S] (in Chinese)

[7] Inui Y, Kobayashi Y, Watanabe Y. Simulation of temperature distribution in cylindrical and prismatic lithium ion secondary batteries[J]. Energy Conversion and Management, 2007, 48(7): 2103- 2109

[8] 冯推柏, 苏振华, 杨家铿, 等. 行波管可靠性失效率模型的研究 [J]. 电子产品可靠性与环境试验, 1998(04): 156- 168
Feng Tuibai, Su Zhenhua, Yang Jiakeng, et al. Research on reliability failure rate model of traveling wave tube[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 1998(04): 156 - 168( in Chinese)


(责任编辑: 娄　嘉)