

用统计能量法分析飞行器声振响应影响因素

张国军, 闫云聚, 李鹏博

(西北工业大学力学与土木建筑学院, 陕西西安, 710129)

摘要 基于统计能量分析(SEA)原理,对高超声速飞行器X-43A建立了SEA模型,并合理划分子系统,采用理论及经验公式确定SEA模型的参数。针对结构子系统的内损耗因子以及声腔子系统的吸声系数,讨论了响应灵敏度分析。对平板子系统划分方式和材料厚度对声振响应的影响进行了对比分析。结果表明:飞行器壳体材料结构和阻尼因子以及厚度的改变对壳体声振响应特性影响较大,子结构划分方式对计算精度有较大影响,在声学结构设计中要综合考虑这些因素的影响。

关键词 飞行器;统计能量分析;参数确定;影响因素;声振响应

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.02.006

中图分类号 V2144;TB53 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2013)02-0023-05

Applications of Statistical Energy Analysis in Influencing Factors Analysis of Aircraft Vibro-acoustic Response Characteristics

ZHANG Guo-jun, YAN Yun-ju, LI Peng-bo

(School of Mechanics, Civil and Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The SEA model of hypersonic aircraft X-43A is established based on statistical energy analysis (SEA) theory. Three parameters of the SEA model are established by the theory and experiential formula. According to the damping loss factors of model subsystem and the acoustic absorptivity of cavity, sensitivity analysis of vibro-acoustic response is discussed. The effect of vibro-acoustic response caused by the division way on plate subsystem and material structure are analyzed. The analysis results show that the material structure, damping loss factors and material type have a great effect on the characteristics of vibro-acoustic response. The division way of plate subsystem can affect computational accuracy greatly. The influencing factors should be synthetically considered in the design of acoustics structure.

Key words: aircraft; statistical energy analysis; parameter determination; influencing factors; vibro-acoustic response

发动机推进系统及其喷气噪声和气动噪声易使高速飞行器产生“声振”(vibroacoustic),进而引起飞行器系统中的设备元件的振动,甚至发生共振,导致疲劳破坏及在电路中产生电噪声^[1]。传统上研究

声振采用确定性分析方法,虽然理论上可以在任何频率范围内预示复杂结构的声振环境,但由于高阶模态参数、载荷以及生产工艺等存在着很大的不确定性,因此在飞行器设计初期和后期阶段难以应用。

收稿日期:2012-10-22

基金项目:教育部博士点基金资助项目(200806990019)

作者简介:张国军(1979—),男,陕西宝鸡人,博士生,主要从事流固耦合,噪声致振,声振耦合等方面研究。

E-mail: zgj2004@163.com

统计能量分析方法(SEA)基于统计观点,把能量作为独立的动力学变量,用来统一处理结构和流体声场间的耦合动力学问题,采用功率流平衡方程描述耦合子系统间的相互作用。但该方法只能给出子系统的平均响应,不能预示某个局部位置的精确响应^[1]。

刘海生^[2]等从声振系统激励和响应的频谱特征、预测模型的特点、精度等方面总结了 SEA 在多个领域内的应用成果;聂旭涛^[3]等利用稳态 SEA 对其包含机动抖振的随机振动环境进行预示,同时采用基于冲击响应谱的瞬态 SEA 预示导弹设备舱内的高频冲击环境;孙目^[4]等针对某型号导弹的仪器舱进行了高频动力学环境预示,其仿真结果在 300 Hz 以上与试验值较好的吻合。

本文以 X-43A 为研究对象,针对每个影响飞行器声振响应特性的因素,通过数值模拟计算飞行器结构振动响应和舱内声场响应,分析了飞行器声振响应的变化规律。

1 飞行器结构声振耦合统计能量建模

飞行器主体结构采用 3 mm 全等厚不锈钢板(304)焊接,其物理参数如下:密度 ρ 为 7 800 kg/m³,弹性模量 E 为 2.1e+11 Pa,剪切模量 G 为 8e+10 Pa,泊松比 μ 为 0.312 5。建立飞行器的有限元模型并导入 Vaone 软件中,SEA 模型见图 1。将其简化为内部中空的壳体结构飞行器,属于板壳结构,外壳直接受外界噪声场激励,振动能量只有壳体-内部声腔传递路线,各个子系统间的能量传递见图 2。

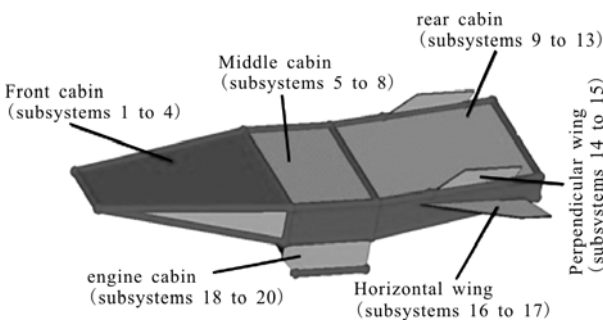


图 1 Vaone 中建立的 SEA 模型
Fig. 1 SEA model in Vaone

根据统计能量法划分子结构的原理,结合自然几何形状、材料介质性质以及能量储存方式,将飞行器模型划分为前舱段、舱体中段、后舱段、发电机段、垂直机翼、水平机翼等 20 个结构子系统和一个声腔子系统,在能量传递的过程中,还有子系统本身的能量损耗,为了突出声激励能量传递到内声腔的路径,

所以,图中并未标出各系统自身损耗的那部分能量。

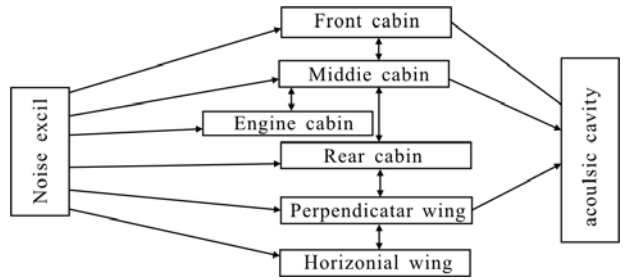


图 2 能量流传递路径
Fig. 2 Energy flow transmission path

2 确定统计能量分析参数

2.1 模态密度

文献[5~6]给出了板的模态密度估算公式为:

$$n(f) = n(\omega) = \frac{S \sqrt{3}}{ct} \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (1)$$

式中: S 为板面积; t 为板厚; $c = \sqrt{\frac{E}{\rho(1-\mu^2)}}$ 为板内纵波速度。

三维声腔的模态密度估算公式为^[1]:

$$n(f) = n(\omega) = \frac{4\pi f^2 V}{C_a^3} + \frac{\pi f A}{2C_a^2} + \frac{L}{8C_a} \quad (2)$$

式中: V 为声场的体积; A 为声腔内表面积; L 为声腔边线总长; C_a 为声速。

2.2 内损耗因子

内损耗因子 η_i 是由 3 种结构子系统内种彼此独立的阻尼机理^[1]构成的:

$$\eta_i = \eta_{is} + \eta_{ir} + \eta_b \quad (3)$$

式中: η_{is} 为系统本身材料内摩擦构成的结构损耗因子; η_{ir} 为振动声辐射阻尼形成的损耗因子; η_b 为系统边界连接阻尼构成的损耗因子。

2.3 耦合损耗因子

两结构之间线连接的耦合损耗因子^[7]为:

$$\eta_{ij} = \frac{2c_{B_i} L_0 \tau_{ij}}{\pi \omega S_i} \quad (4)$$

式中: c_{B_i} 为第 i 块板弯曲波的波速; L_0 为直线长度; ω 为频带的中心频率; S_i 为第 j 个子系统的表面积; τ_{ij} 为子系统 i 到 j 直线连接的波传播系数。

结构与声场之间的耦合损耗因子^[6]:

$$\eta_{sv} = \frac{\rho_0 C_a \sigma}{\omega \rho_s} \quad (5)$$

式中: 下标 s, v 分别代表结构与声腔; ρ_0, ρ_s 分别为声腔和结构的密度; σ 为结构的声辐射系数。

2.4 输入功率

为了重点研究飞行器声振响应的性质和规律,本文假定飞行器外部噪声场已知,噪声激励强度为

140 dB。

3 建立功率流平衡方程组

根据能量流传递路径建立功率流平衡方程^[1]:

$$P_{iin} = P_{id} + \sum_{j=1, j \neq i}^{21} (\omega \eta_{ij} E_i - \omega \eta_{ji}) = \omega \sum_{k=1}^{21} \eta_{ik} E_i - \omega \sum_{j=1, j \neq i}^{21} \eta_{ji} E_j \quad (i, j = 1, 2, \dots, 21) \quad (6)$$

式中: P_{iin} 外界对为子系统 i 的输入功率; P_{id} 为子系统 i 的损耗功率。

式(6)可写成如下形式:

$$\sum_{j=1}^{21} L_{ij} E_j = \frac{P_{iin}}{\omega}, \quad i, j = 1, 2, \dots, 21 \quad (7)$$

$$L_{ij} = \begin{cases} -\eta_{ji} & , i \neq j \\ \sum_{k=1}^{21} \eta_{ik} & , i = j \end{cases}$$

将互易原理关系式 $n_i(\omega) \eta_{ji} = n_j(\omega) \eta_{ij}$ 代入式(7),即可求得各子系统的振动能量。

4 统计能量计算结果分析

4.1 内损耗因子对飞行器声振响应的影响

结构内损耗因子也称阻尼损耗因子,表征了系统的阻尼特性,在整个响应计算中是十分重要的参数,通过其可以确定更加合理的数值。 η_i 与对应的舱内响应声压级和子系统 5 的加速度功率谱密度见图 3~图 4。

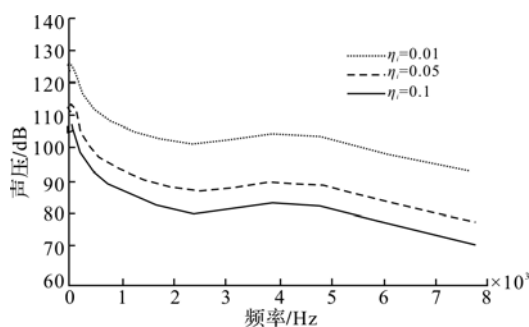


图 3 η 变化时舱内响应声压级对比

Fig. 3 Noise pressure spectra with different η

可以看出:舱内响应声压级和子结构加速度功率谱密度的最大值都在 200 Hz 左右,这是由于作为激励的频带声压级测量值,其最大值在 200 Hz 左右;内损耗因子越大,子结构加速度功率谱密度和舱内声压值越小,内损耗因子对舱内声压影响较于子结构加速度功率谱密度的影响更为明显。在低频段加速度功率谱密度相差幅度较大,中心频率越大,其相差幅度越小;声压值在低频和频段相差幅度基本相同。内损耗因子为 0.05 和 0.1 时的加速度功率

谱密度较接近,尤其在高频更为接近;内损耗因子为 0.05 和 0.1 时的舱内声压值相差幅度也明显较小。因此,提高材料的阻尼对降低壳体系统的声辐射特性的效果比较明显。

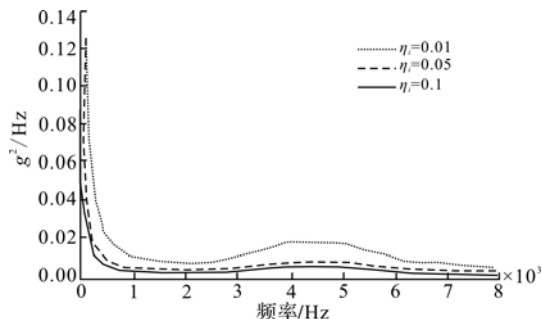


图 4 η 变化时子结构加速度功率谱密度对比

Fig. 4 Subsystem acceleration power spectral density with different η

4.2 吸声系数对飞行器声振响应的影响

吸声系数 α 也表征了系统的阻尼特性,它和内损耗因子 η 的关系为: $\alpha = \frac{8\pi f V \eta}{C_a}$,吸声系数分别为 0.01, 0.025, 0.04, 其对应舱内响应声压级和子系统 5 的加速度功率谱密度见图 5~图 6。

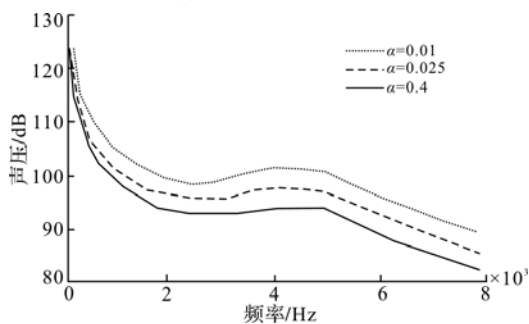


图 5 α 变化时舱内响应声压级对比

Fig. 5 Noise pressure spectra with different α

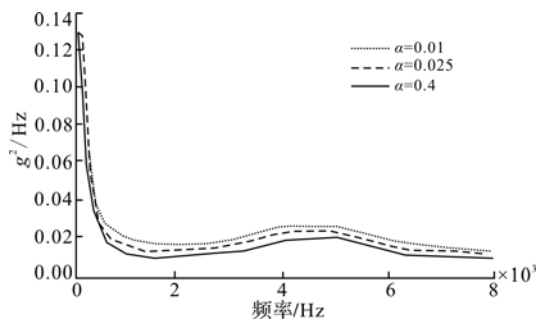


图 6 α 变化时子结构加速度功率谱密度对比

Fig. 6 Subsystem acceleration power spectral density with different α

可以看出:声腔声压值与子结构加速度功率谱密度的频域分布规律基本一致,主要集中在 200 Hz 左右;声腔子系统吸声系数越大,子结构加速度功率谱密度和舱内声压值越小,吸声系数对舱内声压的影响较于子结构加速度功率谱密度的影响更为明显。

在低频段,舱内声压值相差幅度较小,随着中心频率的增加,相差幅度逐渐变大;子结构加速度功率谱密度在低频段相差很小,随着中心频率的增加,相差较大,其幅值基本保持不变。

4.3 子系统划分方式对飞行器声振响应的影响

飞行器舱体中段上表面子结构为一平板,周长为 1.173 m,面积为 0.084 44 m²。将该平板分别划分为 1 个子系统,2 个子系统和 5 个子系统,模型中平板的子系统划分方式见图 7 所示。

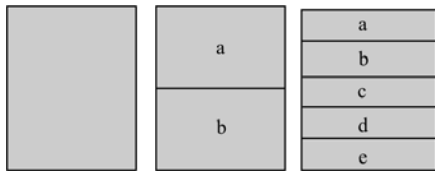


图 7 模型中平板的子系统划分方式
Fig. 7 Division way of plate subsystem

按照 3 种划分方式,分别建模计算出舱内响应声压级和该平板子结构的加速度功率谱密度,计算结果见图 8~9。

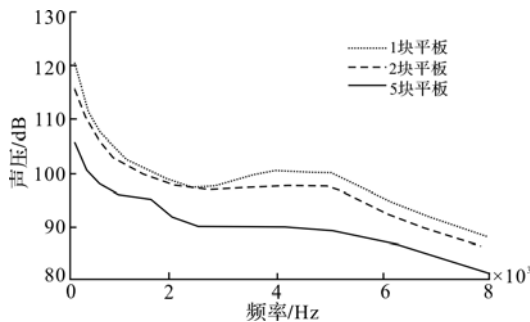


图 8 平板数变化时舱内响应声压级对比
Fig. 8 Noise pressure spectra with different plates

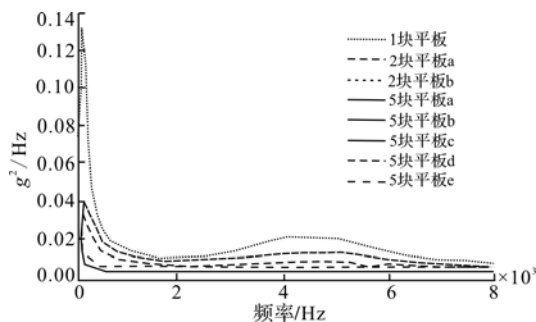


图 9 平板数变化时子结构加速度功率谱密度对比
Fig. 9 Subsystem acceleration power spectral density with different plates

可以看出:平板划分子系统越多,计算的响应值越小。平板划分为 1 个子系统和 2 个子系统时舱内声压值较为接近,在低频段基本吻合,划分为 5 块板时相差幅度较大;子系统的划分对加速度功率谱密度的影响较为明显,2 个子系统分别对应的加速度功率谱密度比较接近,但与其它加速度功率谱密度在低频段相差较大;5 个子系统分别对应的加速

度功率谱密度也比较接近,与其它方式下加速度功率谱密度相差较大。因此,合理划分 SEA 模型子系统有利于计算结果精度的提高。

4.4 壳体厚度对飞行器声振响应的影响

在相同的噪声激励强度下,飞行器壳体厚度分别为 1 mm,3 mm,5 mm,其对应的舱内响应声压级和子系统 5 的加速度功率谱密度见图 10~图 11。

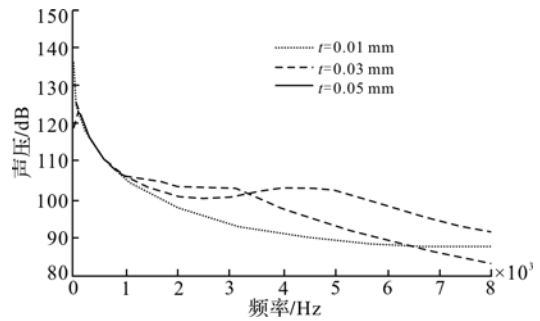


图 10 壳体厚度变化时舱内响应声压级对比
Fig. 10 Noise pressure spectra with different *t*

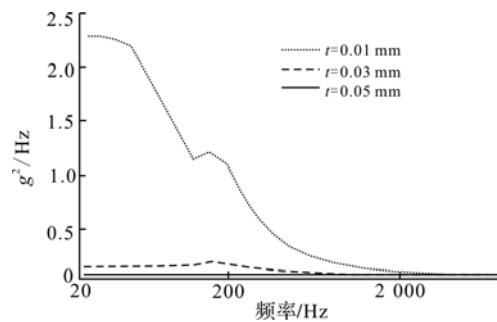


图 11 壳体厚度变化时子结构加速度功率谱密度对比
Fig. 11 Subsystem acceleration power spectral density with different *t*

可以看出,飞行器壳体厚度的改变在低频段对子系统加速度功率谱密度影响非常明显,厚度越大,其值越小,随着中心频率的增大,厚度改变对子系统加速度功率谱密度的影响不明显,基本上较为吻合。在 0~1 kHz 内,不同厚度下舱内声压值基本变化不大;在 1~3 kHz 之间,壳体厚度越小,舱内声压值越小,最大相差 5 dB;3 kHz 以上,舱内声压值与厚度变化没有特定的规律。

5 结论

本文以 X-43A 为研究对象,按照 SEA 的基本思想,将飞行器划分为 21 个子系统,把各子系统之间作为保守耦合的假设下,建立了飞行器的 SEA 模型;假定飞行器外部噪声场已知,从而确定了系统的输入功率;采用理论及经验公式确定了 SEA 模型的其它参数。通过数值模拟对影响飞行器声振响应的因素进行了分析,主要结论如下:

1) 结构内损耗因子及声场的吸声系数对子结构加速度功率谱密度和舱内响应声压级的影响较为一致,两种影响因素的值越大,响应计算值越小;

2) 单板子结构划分越多,其子结构加速度功率谱密度和舱内响应声压级越小,划分的子结构对应的计算值越接近;

3) 飞行器壳体厚度的改变在低频段对子系统加速度功率谱密度影响非常明显,在 0~1 kHz 内,厚度改变对舱内响应声压级影响不大。

参考文献(References):

- [1] 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.
YAO Deyuan, WANG Qizheng. Statistical energy analysis theory and its application [M] Beijing: Beijing institute of technology press, 1995. (in Chinese)
- [2] 刘海生,杨春庄,陈士杰. 统计能量分析方法声振预测应用研究[J]. 声学技术,2010,29(2): 192-197.
LIU Haisheng, YANG Chunzhuang, CHEN Shijie. Statistical energy analysis methods sound vibration prediction applied research[J]. Acoustic technology, 2010, 29(2): 192-197. (in Chinese)
- [3] 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.
NIE Xutao, XIONG Feiqiao. Application of statistical energy analysis method pre-type air-to-air missile compartment kinetic environment [J]. Vibration and shock, 2007, 26(4):140-143. (in Chinese)
- [4] 孙目,王小军,潘忠文,等. 统计能量分析在飞行器动力学环境预示中的应用[J]. 导弹与航天运载技术,2009,301(3):11-14.
SUN Mu, WANG Xiaojun, PAN Zhongwen, et al. Applications of statistical energy analysis in prediction of flight dynamics environment [J]. Missiles and space vehicles technology, 2009,301 (3):11-14. (in Chinese)
- [5] Cremer L, Heckl M, Ungar E E. Structure-borne sound[M]. Berlin:Springer-verlag,1988.
- [6] Lyon R H. Statistical energy analysis of dynamical systems:theory and applications[M]. Massachusetts:MIT press,1975.
- [7] 程广利,朱石坚,伍先俊. 统计能量分析法及其损耗因子确定方法综述[J]. 船舶工程,2004,26(4):10-15.
CHENG Guangli, ZHU Shijian, WU Xianjun. A summary of statistical energy analysis method and its loss factor's determination [J]. Ship engineering,2004, 26(4):10-15. (in Chinese)
- (编辑:徐敏)
-
- (上接第22页)
- LI Yinghong, WU Yun. Progress of research on plasma flow control technology[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012,13(3):1-5. (in Chinese)
- [5] Suzen Y B, Huang P G, Jacob J D, et al. Numerical simulations of plasma based flow control applications [R]. AIAA 2005-4633.
- [6] Suzen Y B, Huang G. Simulations of flow separation control using plasma actuators [R]. AIAA 2006-0877.
- [7] Suzen Y B, Huang P G, Arships D E. Numerical simulations of flow separation control in low-pressure turbines using plasma actuators [R]. AIAA 2007-0937.
- [8] 毛枚良,邓小刚,向大平,等. 辉光放电等离子体对边界层流动控制的机理研究[J]. 空气动力学学报,2006,24(3): 269-274.
MAO Meiliang, DENG Xiaogang, XIANG Daping, et al. Numerical study for the influence of high-pressure glow discharged induced plasma on the flow of boundary region[J]. Acta aerodynamica sinica, 2006, 24(3): 269-274. (in Chinese)
- [9] 张靖周,常海洋. 传热学[M]. 北京:科学出版社,2009.
ZHANG Jingzhou, CHANG Haiping. Heat transfer theory[M]. Beijing: Science press, 2009. (in Chinese)
- [10] 菅井秀郎. 等离子体电子工程学[M]. 张海波,张丹译. 北京:科学出版社 & OHM社,2002.
Hideo Sugai. Plasma electronic engineering [M]. ZHANG Haibo, ZHANG Dan, translated. Beijing: Science press & OHM, Ltd, 2002. (in Chinese)
- [11] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
HU Jun, WU Tieying, CAO Renjing. Aeronautical blade machine theory [M]. Beijing: National defense industry press, 2006. (in Chinese)
- [12] 赵小虎,李应红,岳太鹏,等. 等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅流动分离的实验研究[J]. 高电压技术,2011,37(6): 1521-1528.
ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, YUE Taipeng, et al. Experimental investigation of separation flow control on highly loaded compressor cascade by plasma aerodynamic actuation [J]. High voltage technique, 2011,37(6): 1521-1528. (in Chinese)
- (编辑:徐敏)