

冲压发动机热结构振动环境预示研究

韩苍芹, 赵保平, 孙建亮, 王大鹏

(北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要: 目的 研究脉动压力作用下冲压发动机燃烧室热结构振动环境预示方法。方法 建立发动机结构的力学模型, 同时开展相应的常温和热模态试验, 对有限元模型进行对比、修正, 以最终得到的力学模型为基础, 分段对发动机结构施加脉动压力, 完成冲压发动机脉动压力作用下热振动响应计算, 并与试验结果进行对比分析。结果 预示结果与试验结果基本相符, 验证了所采用的冲压发动机振动响应分析方法和技术途径的可行性和正确性。结论 这种热-结构分析方法可用于冲压发动机振动环境预示, 同时也可用于优化发动机结构设计, 对飞行器研制初期环境预示及结构设计工作具有重要的工程应用价值。

关键词: 冲压发动机; 热-结构-振动; 环境预示

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2017.06.014

中图分类号: TJ03

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2017)06-0072-05

Prediction Method for Thermal-structural-vibrational Environment of Ramjet Engine

HAN Cang-qin, ZHAO Bao-ping, SUN Jian-liang, WANG Da-peng
(Beijing Electro-mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

ABSTRACT: Objective To study prediction method for thermal-structural-vibrational environment of ramjet engine under the action of pulsating pressure. **Methods** A mechanical model was established for the engine structure. The engine structure under normal and high temperature was tested. The finite element model was also compared and corrected. Based on the mechanical model obtained, pulsating pressure was applied to the engine structure in sections to calculate the vibration response of the engine structure. **Results** The result of prediction was basically in line with that of test. The feasibility and validity of method and technique adopted for vibration response analysis of ramjet engine were verified. **Conclusion** The thermal-structural analysis method could be used for predicting vibration environment of ramjet engine. Meanwhile, it might also be used for design optimization of ramjet engines. It has important engineering application value for dynamic environment prediction and structure tool design of flight vehicle in the initial development stage.

KEY WORDS: ramjet engine; thermal-structural-vibration; environment prediction

以冲压发动机为动力装置的超声速飞行器在飞行过程中经受的振动、噪声等动力学环境比亚音速型号恶劣得多, 冲压发动机带来的复杂流动和振动噪声响应难以精确预测, 给研制带来困难。许多国家都有过失败的教训, 多次出现由于环境预示不足等原因导致飞行试验失利的实例。目前还未充分认识超声速导弹冲压发动机诱发振动环境的形成与作用机理, 尚未

掌握准确的预测方法。冲压发动机诱发的振动、噪声环境预示问题成为专业技术发展的瓶颈。

冲压发动机是飞行器的重要结构, 其结构响应特性是飞行器研究中的关键问题之一。以地面发动机热试车试验测得的燃烧室脉动压力数据作为激励, 并考虑发动机高温热环境, 分析获得发动机结构热振动响应对于预示结构在实际服役过程中的动力学环境具有重要的意

义。建立正确的力学模型是开展数值仿真分析的关键基础。文中研究了利用高温热环境下试验建模和数值建模相结合的方法验证了所建数值仿真模型的正确性。对于试验建模, 又利用互易法、MAC 值和相干函数验证了模态试验结果的正确性。随后以试车试验测得的脉动压力数据为激励, 实现了发动机分段激励作用下热振动响应的计算, 获得了发动机各典型工况下的振动特征和产生振动的主要原因, 给出了发动机地面试验振动响应计算方法, 为飞行状态振动环境预示提供了参考, 为制定地面振动考核试验条件提供了依据。

1 热振动响应计算的基本理论^[1]

1.1 热环境下的应力描述

在已知瞬态温度场的基础上计算每一时刻各点的温度初应变 $\varepsilon_0 = \alpha(t - t_0)$, α 为热膨胀系数。对于弹性体结构, 在有约束无法自由热膨胀或在外载荷作用下产生应变。因此, 当弹性结构存在初应变的情况下, 其总应变为温度初应变和弹性应变之和, 即:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + D^{-1}\sigma \quad (1)$$

式 (1) 可以改写为:

$$\sigma = D(\varepsilon - \varepsilon_0) \quad (2)$$

式中: σ 为热应力; D 为弹性矩阵。

1.2 结构热刚度矩阵的形成

考虑温度效应的情况下, 结构初始刚度矩阵主要受两种状态的影响而发生变化。其一是升温使得结构材料的弹性模量 E 发生变化, 其二是结构升温后内部存在的温度梯度引起了热应力。

针对上述两种状态, 分析初始刚度矩阵的变化。记升温后结构的刚度矩阵为:

$$\mathbf{K}_T = \int [B]^T [D_T] [B] d\Omega \quad (3)$$

式中: $[B] = [B_L] + [B_N]$ 为几何矩阵, 包括线性和非线性两个部分; $[D_T]$ 为与材料弹性模量 E 和泊松比 μ 相关的弹性矩阵, 温度变化时 $[D_T]$ 也相应发生变化。则

$$\mathbf{K}_T = \mathbf{K}_L + \mathbf{K}_N \quad (4)$$

式中: $\mathbf{K}_L$ 为初始刚度矩阵, $\mathbf{K}_L = \int [B_L]^T [D_T] [B_L] d\Omega$; $\mathbf{K}_N$ 为几何非线性刚度矩阵, $\mathbf{K}_N = \int_{\Omega} [B_L]^T [D_T] [B_N] + [B_N]^T [D_T] [B_L] + [B_N]^T [D_T] [B_N] d\Omega$ 。

对于第二种情况, 即当结构升温后内部存在的温度梯度引起的热应力, 需要在结构的刚度矩阵中附加一初始应力刚度矩阵。记结构的初始应力刚度矩阵为 $\mathbf{K}_\sigma = \int [G]^T [\Gamma] [G] d\Omega$, 其中 $[G]$ 为形函数矩阵, $[\Gamma]$ 为应力矩阵。当考虑结构的几何非线性 ($\mathbf{K}_N$) 时, 结

构总的刚度矩阵为:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_L + \mathbf{K}_N + \mathbf{K}_\sigma \quad (5)$$

1.3 考虑温度效应的结构热模态分析方法

在稳态温度场下, 无阻尼系统的自由振动方程为:

$$M\ddot{x} + Kx = 0 \Rightarrow (K - \omega^2 M)\Phi = 0 \quad (6)$$

式中: K 为热效应下修正的热刚度矩阵; Φ 为 n 阶向量; ω 为与向量 Φ 对应的振动频率。

1.4 基于振型叠加的响应计算方法

振型叠加法是以无阻尼系统的振型向量为基底来实现坐标变换。当求得 n 个模态位移 $\xi_i(t) (i=1, 2, \dots, n)$ 后, 系统的物理位移响应就可以通过每一阶振动的响应进行叠加求得, 即:

$$u(t) = \Phi \xi(t) = \sum_{i=1}^n \xi_i(t) \phi_i \quad (7)$$

2 冲压发动机地面试车状态建模及结果验证

首先建立了发动机结构的力学模型, 同时开展相应的常温和热模态试验对有限元模型进行对比、修正, 最终得到了可靠的力学模型, 为后续发动机结构的振动响应计算提供基础^[3-5]。

建立正确可靠的力学模型具有重要意义: 是进行仿真分析的基础, 它与理论分析、试验研究相辅相成以完成后续的动力学分析; 可以了解系统结构振动响应的总体分布情况, 为制定设备力学环境条件提供支撑; 可为发动机结构优化设计提供基础。

2.1 冲压发动机结构建模分析流程

冲压发动机结构由燃烧室和进气道组成。首先进行燃烧室和进气道各自自由状态常温和高温环境的建模、修模及验证, 确保每一组件级建模的准确性。在此基础上相继进行燃烧室与进气道组合自由状态以及冲压发动机地面试车状态的建模、修模及验证, 最终建立地面试车状态高温环境下模型。设计的冲压发动机建模分析与试验验证流程如图 1 所示。

2.2 冲压发动机结构有限元模型

发动机自由-自由状态有限元模型是试验系统的核心部件, 图 2a 给出了进气道自由-自由状态下有限元模型, 图 2b 给出了两者组合状态的有限元模型。该模型在所建立的自由-自由状态有限元模型的基础上, 又建立了与该模型相关连接子结构的 CAD 模型、有限元模型, 考虑实际的边界条件, 最终组装成发动机地面试车系统的有限元模型。

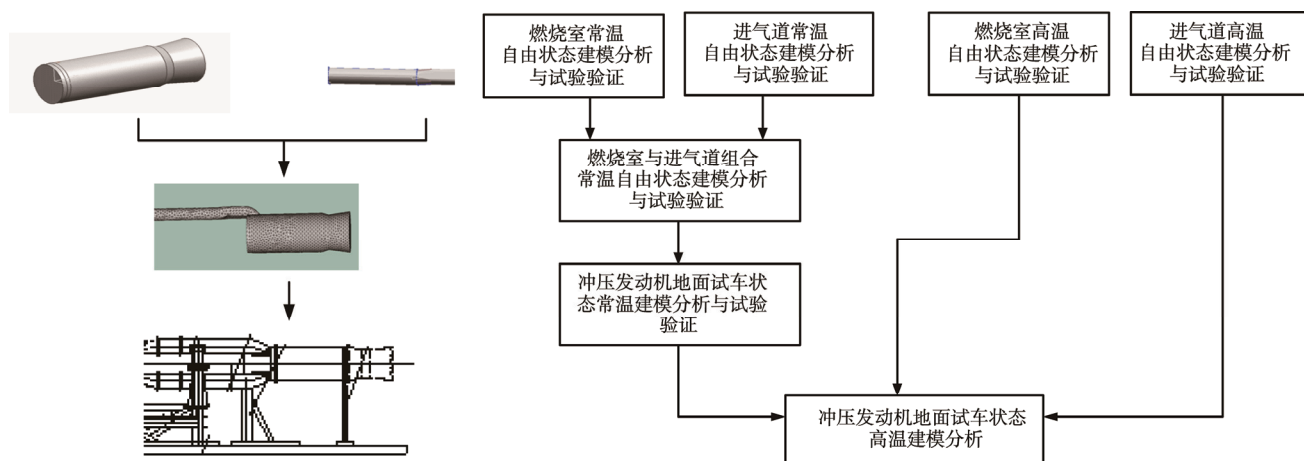


图1 冲压发动机建模分析流程

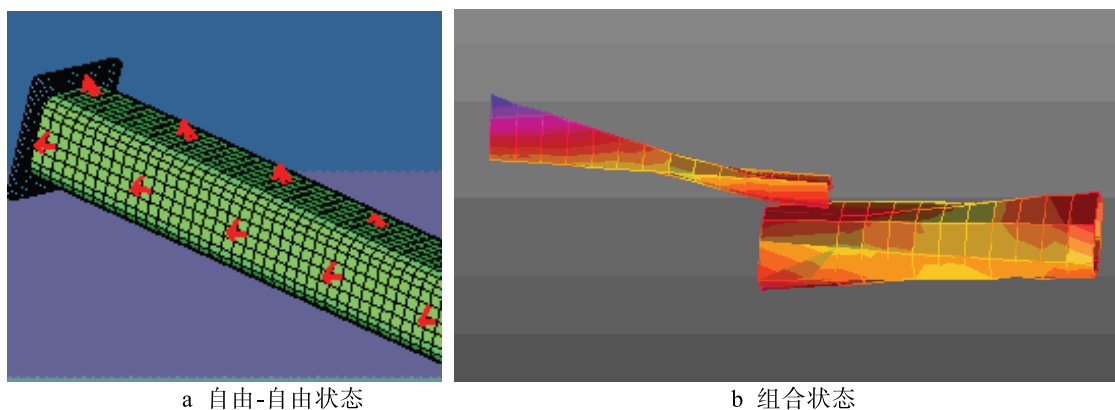


图2 冲压发动机有限元模型

2.3 冲压发动机结构试验模型

为验证及修正有限元模型的准确性，搭建了常温和高温环境下的模态试验系统。为了保证测量模型的正确性，试验过程中进行了互易性检验、相干函数分析和MAC值检验，其结果如图3所示。

2.4 发动机地面试车系统动力学模型的修正

文中所采用的模型修正技术主要利用 LMS.Virtual.Lab 软件实现。首先利用软件中的灵敏度（Sensitivity）模块分析各种优化变量的变化对结构固有频率影响的灵敏性，然后利用相关性（Correla-

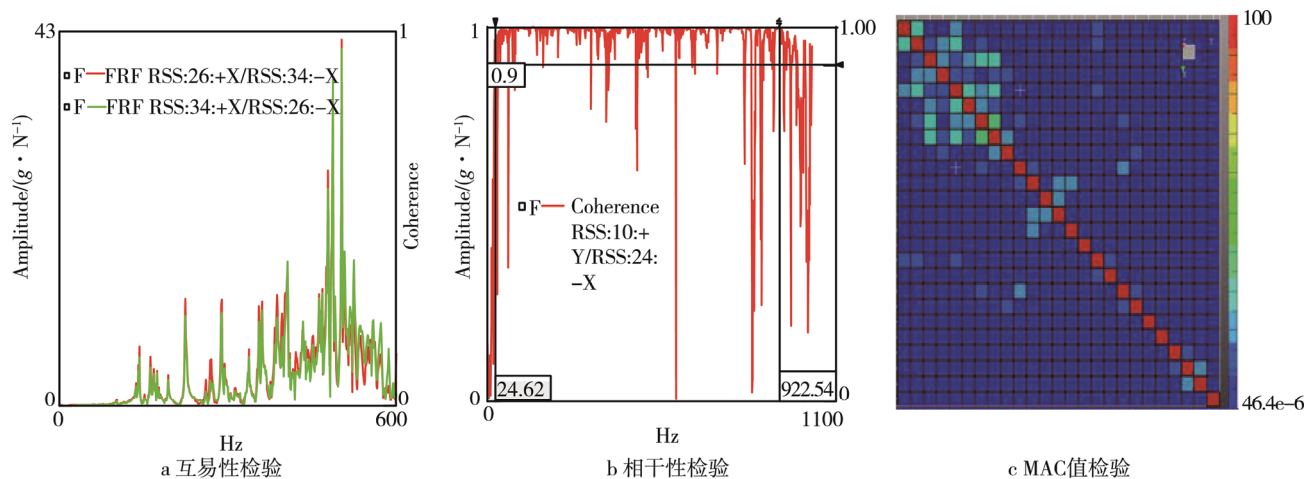
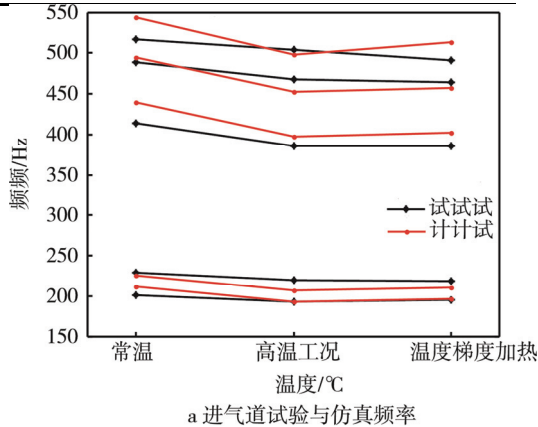


图3 模态试验的可信性检验

正后的数值模型与试验结果的频率比较,表 2 为地面试车状态经修正后的数值模型与试验结果的频率比较。通过比较可知,数值模型与试验结果各阶固有频率的误差均满足设定的指标要求,振型吻合。由此,所建立的有限元模型合理、有效。

表 1 燃烧室常温和高温试验和仿真前 3 阶结果对比

试验状态	阶数	仿真频	试验频	MAC 值	误差/%
常温环境下 燃烧室自由状态	1	141.6	142.1	0.91	0.3
	2	142.7	154.2	0.91	7.5
	3	197.7	172.8	0.63	14.4
高温环境下 燃烧室自由状态	1	135.8	140.6	0.78	3.4
	2	137.9	145.8	0.63	5.5
	3	181.1	167.4	0.89	8.5



阶数	仿真频率/Hz	试验频率 /Hz	MAC值	误差/%
1	36.0	39.3	0.74	8.28
2	55.0	55.1	0.83	0.02
3	67.4	68.1	0.55	1.10

2.5 冲压发动机常温和高温环境下动力学特性差异及规律

从试验和仿真两方面,研究了发动机进气道和燃烧室结构在不同温度环境下的动力学特性差异^[6-7]。燃烧室温度工况包括:常温与 4 个高温环境(t_1 , $t_1+100\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_1+200\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_1+300\text{ }^{\circ}\text{C}$)。进气道包括常温、 t_1 高温和温度梯度加热工况。进气道和燃烧室结构频率随温度变化曲线如图 4 所示。研究发现,随着温度

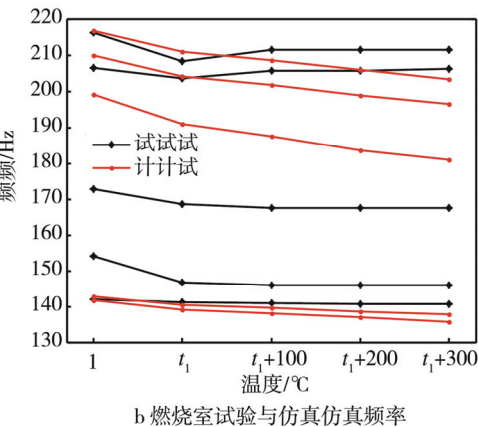


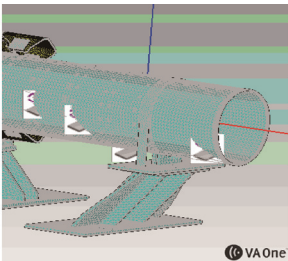
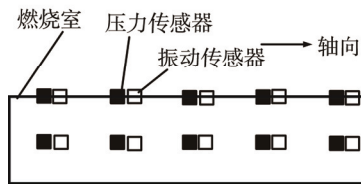
图 4 前 5 阶模态频率随温度变化曲线

的升高,发动机结构的模态频率呈下降趋势,主要是由于加热使得结构材料的弹性模量降低,进而降低结构的刚度,使得模态频率下降。模态振型基本不随温度发生变化,试验和仿真的变化规律趋势基本一致。

3 冲压发动机脉动压力作用下热振动响应分析

地面热试车试验中模拟了低空、中空大马赫数飞行的典型工况,各工况下测量得到燃烧室壁面脉动压

力和结构振动响应。以燃烧室壁面脉动压力作为振动响应分析的激励载荷输入,进行振动响应数值分析,并以振动测量数据验证分析方法的正确性^[8-9]。热试车试验中,通过螺接及转接金属块,在发动机结构上均匀布置了 8 个耐高温脉动压力传感器和 24 个振动传感器,传感器布置如图 5a 所示。基于前述模态分析结果进行热结构振动环境预示分析,采用了模态叠加法。首先利用 NASTRAN 程序获得模态仿真结果,然后将其导入 VAOne 中,沿燃烧室母线方向分段施加试验测得的脉动压力,选取试车振动测点作为响应



a 脉动压力和振动传感器布置 b 对发动机结构分段施加脉动压力

图 5 冲压发动机脉动压力作用下热振动响应分析

点,最后完成响应计算分析。将发动机燃烧室从头部到后端分为6段,在燃烧室和进气道内部表面分段施加脉动压力,如图5b所示。

选取三个关键测点的仿真结果与试验结果总均方根值误差进行对比,见表3。其中测点2对比曲线见图6。结果表明,燃烧室关键位置加速度总均方根值误差均在 ± 4.5 dB以内,满足工程应用要求。

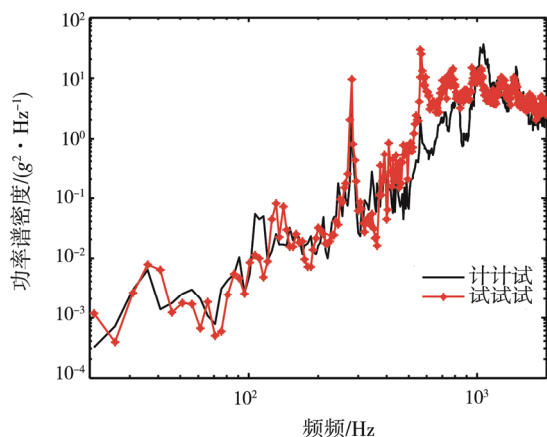


图6 冲压发动机脉动压力作用下热振动响应分析仿真与试验比较

表3 响应计算与试验总均方根值误差 dB

测点	1	2	3
低空飞行	0.68	1.65	3.63
中空飞行	3.05	0.30	2.20

4 结论

研究了超声速飞行器冲压发动机在模拟低空、中空大马赫数飞行的不同典型工况中,燃烧室脉动压力作用下热结构振动环境预示方法。另外还研究了冲压发动机燃烧室结构在常温和高温环境下的动力学特性及变化规律。首先建立了发动机结构的力学模型,同时开展相应的常温和热模态试验对有限元模型进行对比、修正,最终得到了可靠的力学模型。以此力学模型为基础导入VAOne中,分段对发动机结构施加脉动压力,完成了冲压发动机脉动压力作用下热振

动响应计算,并与试验结果进行了对比分析。分析表明,预示结果与试验结果基本相符,验证了所采用的冲压发动机振动响应分析方法和途径的可行性和正确性。这种热-结构分析方法可用于冲压发动机振动环境预示,同时也可用于优化发动机结构设计,对飞行器研制初期环境预示及结构设计工作具有重要的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 王宏宏. 热效应对结构固有振动特性影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [2] MURPHY K D, VIRGIN L N, RIZZI S A. The Effect of Thermal Prestress on the Free Vibration Characteristics of Clamped Rectangular Plates: Theory and Experiment[J]. J Vib Acoust, 1997, 119(2): 243—249.
- [3] GU Li-li, QIN Zhao-ye, CHU Fu-lei. Analytical Analysis of the Thermal Effect on Vibrations of a Damped Timoshenko Beam[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2015, 118(1): 132—138..
- [4] 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速飞行器中空翼结构高温热振动特性试验研究[J]. 力学学报, 2013, 45(4): 598—605.
- [5] 王智勇. 飞行器气动加热环境与结构响应耦合的热结构试验方法[J]. 强度与环境, 2006, 33(4): 59—63.
- [6] 刘芹. 弹体结构热振动特性分析[D]. 西北工业大学, 2004.
- [7] JEON B H, KANG H W, LEE Y S. Free Vibration Characteristics of Rectangular Plate under Rapid Thermal Loading[C]// The 9th International Congress on Thermal Stresses. Budapest, 2011.
- [8] HO Sook-Ying. Coupled Thermal, Structural and Vibrational Analysis of a Hypersonic Engine for Flight Test[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10 (5): 420—426.
- [9] 张晓蕾. 气动加热环境下结构动态特性及动响应分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.