

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.03.008

非均匀受热贫油直喷燃烧室动力学特性分析

刘璐

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:以贫油直喷燃烧室为研究对象,建立燃烧室不同温度载荷下的有限元模型,对燃烧室在不同不均匀分布热环境下的动力学特性进行仿真计算分析,发现燃烧室在不同热环境下部分阶次模态发生了模态偏移现象。开展燃烧室燃烧状态下的振动测试实验。分析实验结果发现:由于燃烧室内不均匀的温度分布导致燃烧室结构构型发生了变化,其产生的类似双曲面的圆顶形状变形,直接导致燃烧室的模态发生偏移。研究得到的这种贫油直喷燃烧室在非均匀温度载荷下的动力学特性变化规律,能够为工程实践中对燃烧室的结构动力学优化设计、延长使用寿命提供有效参考。

关键词:贫油直喷燃烧室;不均匀温度场;动力学特性;模态分析

中图分类号:V231.2 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)03-0038-05

Analysis of Dynamic Properties of Lean Direct Injection Combustion Chamber Under Non-uniform Heating

LIU Lu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper focuses on the lean direct injection combustion chamber and establishes a finite meta-model under different temperature loads. When the dynamic properties of the combustion chamber in various unevenly-distributed heating environments are simulated and calculated, it is spotted that certain order modal experiences modal shifting phenomena when combustion chamber is under different thermal conditions. As vibration tests were conducted on the combustion chamber under combustion conditions, the analysis results indicated that the non-uniform temperature distribution inside the combustion chamber led to structural configuration changes. The deformation that happened to a hyperbolic-like-shaped dome directly caused modal shifting in the combustion chamber. The dynamic property variation pattern of the lean direct injection combustion chamber under non-uniform temperature loads provides valuable insights for the structural and dynamic optimization design in engineering practice, contributing to the extension of its operational lifespan.

Keywords: lean direct injection combustion chamber; non-uniform temperature field; dynamic properties; modal analysis

0 引言

燃烧室是航空发动机的重要组件,其中贫油直喷燃烧室的结构最早于1990年由TACINA^[1]提出,并且经过长时间的实践证明该结构的燃烧室在避免预混室中出现自燃和回火等问题方面具有明显优势。因此,近年来贫油直喷燃烧室开始广泛应用于各航空发动机结构中。贫油直喷燃烧室通常工作在高温和高压载荷环境中,这会对燃烧室结构的动力学特性产生不同程度的影响^[2-3],导致其结构经常经历疲劳,从而缩短生命周期^[4-5]。因此,准确分析燃烧室在不同燃烧工况下的结构动力学特性变化,能够为燃烧室的结构动力学优化设计,延长使用寿命提供有效参考。

近年来,一些学者对热态环境下燃烧室结构的动力学特性展开了相关研究。张家铭等^[6]采用数值仿真分析方法对航空发动机短环形火焰筒结构的多场耦合非线性动力学响应特性进行了分析并获得了对应载荷作用下的动力学响应规律。沙云东等^[7]针对热声载荷作用下燃烧室薄壁结构大挠度非线性响应进行了研究,总结了薄壁结构屈曲前后特定区域拉应力和压应力的变化规律。SANTOS等^[8]对非均匀加热矩形板的高温模态进行了试验和模拟,对高温下矩形板谐振响应的变化进行了验证。本文在这些文献的基础上,进一步对于贫油直喷燃烧室整体结构在非均匀温度载荷下的动力学特性进行了研究。

作者简介:刘璐(1999—),男,江苏淮安人,硕士研究生,研究方向为结构强度与振动,2929103824@qq.com。

1 燃烧室有限元建模

1.1 常温下燃烧室有限元建模

贫油直喷燃烧室由进气机匣、燃烧室机匣、排气机匣组成,各部件之间由法兰螺栓连接,其几何模型如图 1 所示。燃烧室的材料为 1Cr18Ni9Ti,其具体材料属性如表 1 所示。

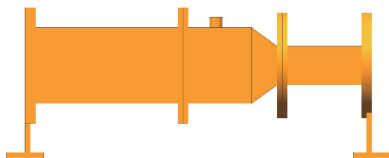


图 1 贫油直喷燃烧室

表 1 燃烧室材料属性

材料名称	密度/(kg/m ³)	弹性模量/GPa	泊松比
1Cr18Ni9Ti	7 900	184	0.3

采用 2 阶四面体单元 (Solid187) 对燃烧室进行网格划分,划分之后的燃烧室有限元模型如图 2 所示。

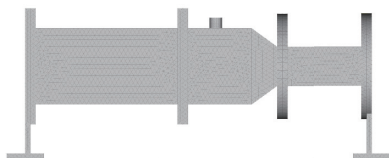


图 2 燃烧室有限元建模

为验证所建立的有限元模型能够准确地描述燃烧室实际结构的动态特性,本文对常温下的燃烧室进行了模态试验测试如图 3 所示。

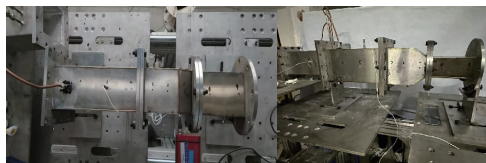


图 3 常温下燃烧室模态试验

获得的 750 Hz 以内的燃烧室模态测试频响函数,如图 4 所示。图 4 中 750 Hz 以内的主要振动模态有 3 阶,分别为第 1 个较明显峰值处的 326.11 Hz、第 2 个峰值处的 489.22 Hz、第 3 个峰值处的 630.8 Hz。将试验测得的 750 Hz 内主要 3 阶模态与有限元仿真计算的模态进行对比发现,燃烧室 750 Hz 内的主要 3 阶振动模态频率误差分别为 4.7%、-1.4% 和 1.6%,误差都在 5% 以内,说明建立的燃烧室有限元模型能够准确反应实际

结构的动力学特性,具体如表 2 所示。

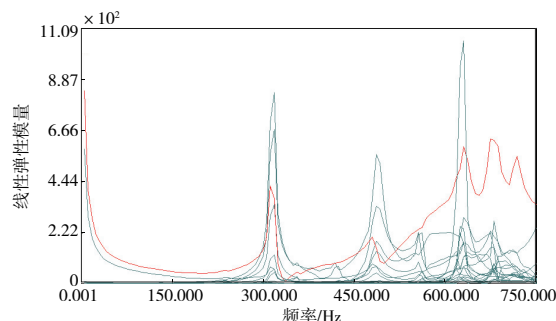


图 4 燃烧室模态测试频响函数

表 2 有限元模态频率与试验频率误差

试验模态/Hz	有限元模态/Hz	频差/%
326.11	341.59	4.7
489.22	482.50	-1.4
630.80	640.60	1.6

1.2 温度场下燃烧室有限元建模

燃烧室内喷火燃烧时,壁温温度分布如图 5 所示。使用 MATLAB 将对应位置的温度赋值给有限元模型每个单元节点上,并且在有限元软件中加载随温度变化的材料弹性模量及对应温度变化区间的热膨胀系数,假设燃烧室整个壁厚的温度梯度可以忽略不计。

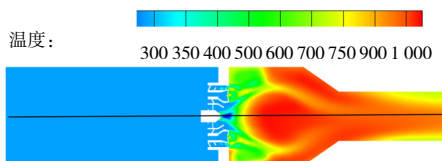


图 5 燃烧室内燃烧温度梯度

由于燃烧室在喷火燃烧时,其壁面会受到内部的火焰气流压力^[9-10],因此在燃烧室壁面施加温度载荷的同时还需要施加压力载荷。如图 6 所示本文采用表面效应单元 SURF154 对燃烧室进行压力场的加载。表面效应单元 SURF154 可以用于各种变化载荷和表面效应,可以覆盖在任意 3D 单元面上。该单元用于 3D 结构分析,而且变载荷和表面效应可以同时存在。

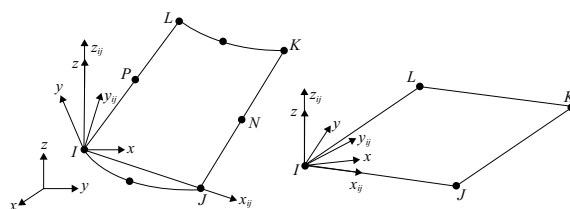


图 6 表面效应单元示意图

在燃烧室表面建立一层厚度为 0.1 mm 的表面效应单元,对其表面效应单元的材料参数不做设置,表 3 为燃烧室表面效应单元数目与节点数。

表 3 燃烧室表面效应单元参数

SURF154(2 阶)	进口	燃烧室	出口
单元数	5 072	3 105	1 916
节点数	10 272	6 338	3 924

在 Fluent 中计算不同温度载荷下燃烧室对应坐标处的压力场数据,一共 219 700 组数据。因为燃烧室表面效应单元数不到 30 000,远小于压力场节点数,且压力场相邻坐标点的压强变化较小,所以压力场加载时,在压力场数据中查找离燃烧室表面效应单元最近的坐标点,将其压强沿单元法向赋值给该单元,具体流程如下:

1) 在 ANSA 中将燃烧室上的 SURF154 单元编号及单元中心坐标导出;

2) 在压力场数据中查找与每个表面效应单元中心点最近的坐标值;

3) 将最近坐标值的压强赋值在表面效应单元上,单元方向设为 1,即为表面效应单元法向。若存在负压,则压强值为负。

图 7 为燃烧室加载的压力场示意图,其中垂直壁面向内方向为正,垂直壁面向外方向为负。

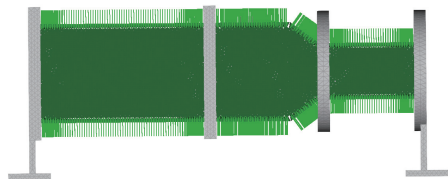


图 7 燃烧室表面效应单元压力场加载

2 热态工作条件下燃烧室模态分析

为了研究燃烧室在热态环境下的动力学特性,分别建立了不同温度载荷下燃烧室的有限元模型,将建好的燃烧室有限元模型两端支架的底座固支,计算不同温度场下燃烧室的模态频率^[11-12],得到的前 12 阶燃烧室模态频率及不同温度载荷下各阶模态频差如表 4 所示。观察表 4 中数据可以看出,燃烧室在热环境下的模态频率随着温度场的升高,各阶模态频率降低,其中第 3 阶、第 7 阶、第 8 阶模态频差明显较大,分别对比其振型图如图 8 所示(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。

表 4 不同热环境下的模态对比

模态阶次	实测温度场模态频率/Hz	温度增加 10%模态频率/Hz	频差/%	温度增加 20%模态频率/Hz	频差/%
1	209.258	207.746	-0.722 6	203.772	-2.621 6
2	246.941	238.602	-3.376 9	209.798	-15.041 2
3	314.448	294.320	-6.401 1	248.937	-20.833 7
4	375.845	370.893	-1.317 6	366.634	-2.450 7
5	430.899	413.349	-4.072 9	369.673	-14.208 9
6	468.919	462.087	-1.457 0	375.192	-19.987 9
7	565.877	501.636	-11.352 5	401.462	-29.054 9
8	570.311	524.950	-7.953 7	453.446	-20.491 5
9	599.882	563.565	6.054 0	501.526	16.395 9
10	622.165	614.091	-1.297 7	522.069	-16.088 3
11	659.234	649.083	-1.539 8	601.598	-8.742 9
12	679.361	669.799	-1.407 5	607.14	-10.630 7

根据图 8 对比相应振型图,发现燃烧室第 7 阶、第 8 阶的振型已经完全改变,其不同温度载荷工况下的振动模态发生了模移现象。对比分析其余阶次振型,发现实测温度场下的第 9 阶模态振型在温度载荷提高之后出现了明显的模态前移现象,其第 9 阶模态振型分别对应温度提高 10% 工况下的第 8 阶振型和温度提高 20% 工况下的第 7 阶振型^[13-14],具体如图 9 所示。

因此,当燃烧室内存在温度场时,随着温度场温度的升高,燃烧室的振动模态会存在模移现象,部分模态振型出现的模态顺序随着温度的升高而发生变化。这可能是由于随着温度载荷增加以及空间不均匀的温度分布导致燃烧室平板的构型发生变化,模态振型发生切换。为了验证该现象,针对燃烧室进行燃烧状态下的振动测试试验,分析燃烧室各部位在温度压力场下的变形情况。

3 燃烧室燃烧状态下的振动测试试验

向燃烧室内喷油点火燃烧,利用激光测振仪测量其在燃烧状态下的振动特性,激光测振仪的测点分别选在了燃烧室出口位置、进口位置以及燃烧室主体位置。试验测点布置如图 10 所示。

分别对燃烧室在稳定燃烧工况下和不稳定燃烧工况下的振动响应进行测试,处理试验数据,可以得到燃烧室在不同燃烧工况下各测点的时域响应及其相应有效值,具体如图 11 所示。

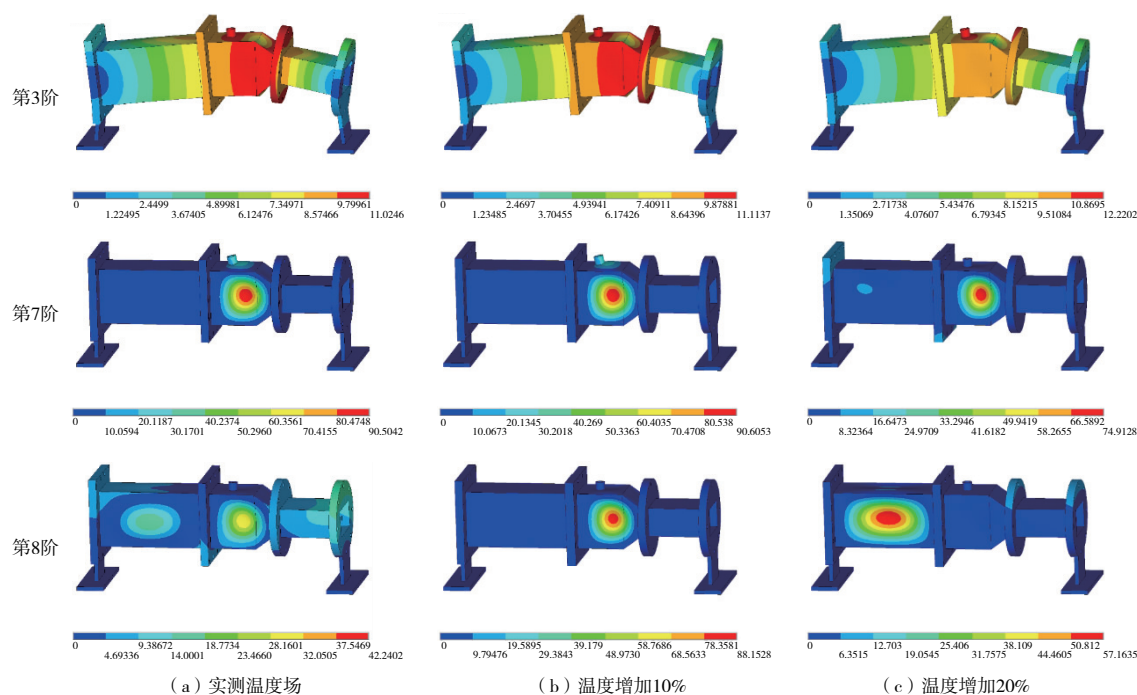


图8 不同温度工况下第3阶、7阶、8阶模态振型对比

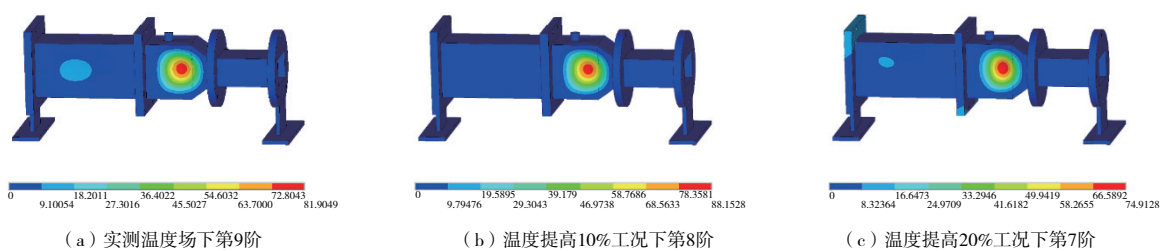


图9 燃烧室温度场升高工况下的模态前移

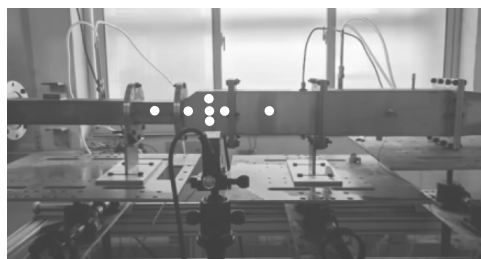
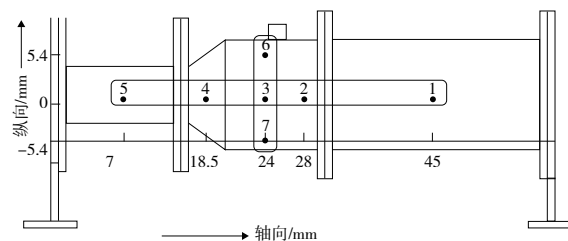


图10 不稳定燃烧振动测试试验



(a) 试验测点布置坐标图

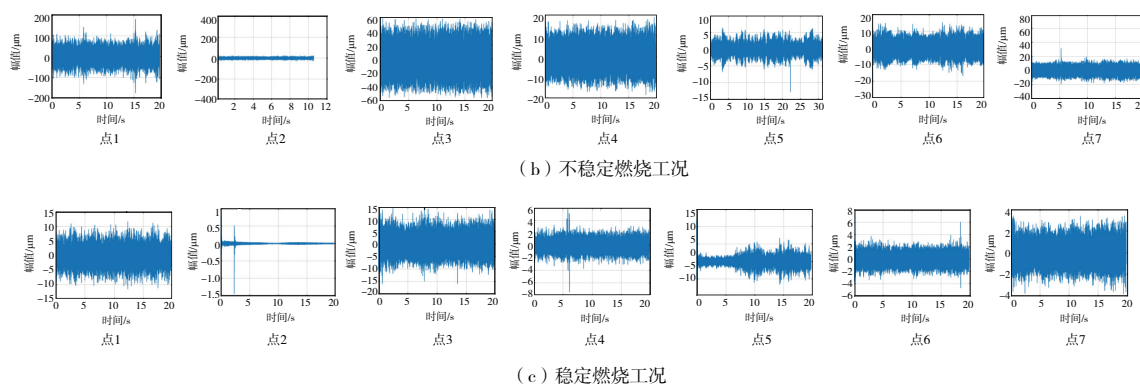


图11 燃烧室各测点位置及对应时域响应

分别将不稳定燃烧工况下燃烧室轴向分布测点响应值与稳定燃烧工况下燃烧室轴向分布测点响应值进行对比分析,得到的各测点轴向坐标下的响应有效值对比如图 12(a)所示,各测点纵向坐标下的响应有效值对比如图 12(b)所示。从图 12 中可以看出燃烧室各测点处的振动响应在不稳定燃烧工况下要明显大于稳定燃烧工况下的振动响应,这表明在不稳定燃烧工况下,由于燃烧室表面的温度分布比稳定燃烧工况下的温度分布更加不均匀^[15],导致燃烧室的结构变形更大。另一方面,针对仿真计算中燃烧室主体部分模态振型的偏移现象,对燃烧室主体部分的测点响应值进行

对比分析,从图 12 中可以看出位于主体中间位置的 3 号测点处的响应值最大,而位于主体四周边缘位置的 2 号测点处、6 号测点处、4 号测点处、7 号测点处的响应值相对较小,即燃烧室主体结构处因为不均匀温度场的存在,导致了不均匀的面内压应力和拉伸应力,产生了类似双曲面的圆顶形状变形,这种圆顶形状的变形结果会直接导致燃烧室的模态发生偏移,这种现象与 CHEN 等^[16-17]对单矩形板的高温模态研究结果一致,他们发现当空间温度不均匀导致板的结构发生变化时,就会发生模态偏移现象。

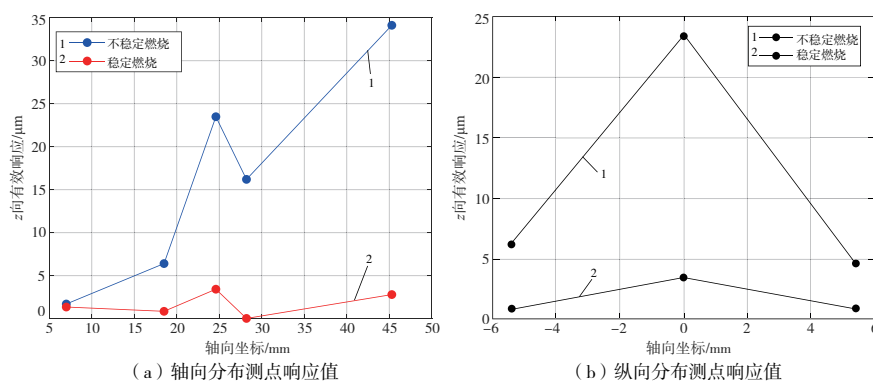


图 12 燃烧室轴向和纵向分布测点振动响应

4 结语

本文以典型的贫油直喷燃烧室为研究对象,建立了能够精确反应燃烧室实际结构动力学特性的有限元模型;在建立的有限元模型基础上,进一步对燃烧室施加温度场和压力场,研究了燃烧室在随工况温度场变化时燃烧室动力学特性的变化规律;最后,对燃烧室进行了燃烧状态下的振动测试试验,验证了仿真计算结果中燃烧室在高温工况下的模移现象。得出的结论具体如下:

1) 建立了不均匀温度场下的燃烧室动力学模型,将燃烧室在不同热环境下的模态进行了对比分析,发现燃烧室在热环境下的模态频率随着温度升高,各阶模态频率降低,并且部分阶次模态也发生了模态偏移现象。

2) 燃烧室各测点处的振动响应在不稳定燃烧工况下要明显大于稳定燃烧工况下的振动响应。这是由于在不稳定燃烧状态下,燃烧室内温度分布相对稳定燃烧状态更加不均匀,导致燃烧室结构构型发生较大变化。

3) 燃烧室主体结构处因为不均匀温度场的存在,导致了不均匀的面内压应力和拉伸应力,产生了类似双曲面的圆顶形状变形,直接导致了燃烧室的模态发生偏移。

参考文献:

- [1] TACINA R. Low NO(x) potential of gas turbine engines [C]//28th Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA. AIAA, 1990: AIAA1990-550.
- [2] DAI HW, ZHANG J H, REN Y Y, et al. Effect of cooling hole configurations on combustion and heat transfer in an aero - engine combustor [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 182: 115664.
- [3] 吴宝宁, 刘放, 董蓉, 等. 基于改进傅里叶级数的薄板结构自由振动特性研究[J]. 机械强度, 2025, 47(6): 66-71.
- [4] SHA YD, ZHAO W Q, TANG X N, et al. Acoustic and vibration response and fatigue life analysis of thin-walled connection structures under heat flow conditions [J]. Aerospace, 2024, 11(4): 287.

(下转第 57 页)

- 收稿日期:2024-01-18

收稿日期:2024-01-25