

文章编号: 1000-8055(2024)00-20220088-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220088

固体火箭发动机喷焰瞬态特性实验

魏天宇¹, 傅德彬¹, 刘浩天^{1,3}, 冯自瑞², 刘岭岳²

- 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;
- 西安北方惠安化学工业有限公司, 西安 710302;
- 中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621999)

摘要: 以固体火箭发动机系留实验采集图像数据为基础, 采用图像均值与方差分析、喷焰典型位置亮度时间序列的快速傅里叶变换(FFT)、改进 Hilbert-Huang 变换(改进 HHT)等方法对其瞬态特性进行分析处理。分析结果表明: 在获取的频带内, 喷焰整体不存在明显的主脉动频率, 各个频率上均存在较小的脉动分量, 且核心区的脉动幅值要小于湍流混合区, 同时湍流混合区的脉动与核心区的脉动之间存在相关性, 基于改进的自适应噪声完备集合经验模态分解算法(ICEEMDAN)的改进 HHT 变换可作为分析固体火箭发动机喷焰等非平稳信号瞬态特征变化机理的有效手段。

关键词: 固体火箭发动机; 喷焰脉动; 时频特性; ICEEMDAN 算法; HHT 变换

中图分类号: V19

文献标志码: A

Experimental study on transient characteristics of solid rocket motor exhaust plume

WEI Tianyu¹, FU Debin¹, LIU Haotian^{1,3}, FENG Zirui², LIU Lingyue²

- School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
- Xi'an North Huian Chemical Industries Company Limited, Xi'an 710302, China;
- Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang Sichuan 621999, China)

Abstract: Based on the image data collected by the solid rocket motor mooring experiment, the image mean and variance analysis, the fast Fourier transform (FFT) of the time series of the brightness of the typical position of the flame, and the improved Hilbert-Huang transform (improved HHT) are used to analyze the data. Transient characteristics are analyzed and processed. The analysis results show that: in the obtained frequency band, there is no obvious main pulsation frequency in the entire exhaust plume, and there are small pulsation components at each frequency, and the pulsation amplitude in the core area is smaller than that in the turbulent mixing zone. There is a correlation between the pulsations in the core region and that in the turbulent mixing zone, and the improved HHT transform based on the improved adaptive noise complete set empirical mode decomposition algorithm (ICEEMDAN) can be used as an effective means to analyze the transient characteristic change mechanism of non-stationary signals such as solid rocket engine flames.

收稿日期: 2022-02-27

基金项目: 基础计划加强重点基础研究项目(2019-JCJQ-ZD-045-02-02)

作者简介: 魏天宇(1998—), 男, 硕士生, 主要从事发射及推进系统研究。

通信作者: 傅德彬(1978—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事发射系统理论研究。E-mail: fdb007@bit.edu.cn

引用格式: 魏天宇, 傅德彬, 刘浩天, 等. 固体火箭发动机喷焰瞬态特性实验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(X): 20220088. WEI Tianyu, FU Debin, LIU Haotian, et al. Experimental study on transient characteristics of solid rocket motor exhaust plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(X): 20220088.

Keywords: solid rocket motor; exhaust plume pulsation; time-frequency characteristic; ICEEMDAN algorithm; HHT transform

固体火箭发动机作为现代火箭导弹的主要动力装置,应用极为广泛。固体火箭发动机出口下游的喷焰流动特征和脉动特性一方面反映了发动机工作状态,一方面也是目标识别跟踪的重要对象,在国内外均得到重视和研究^[1-3]。

针对火箭发动机尾喷焰的流场结构和稳态特征, Franquet 等^[4]进行了较为系统的综述。针对喷焰流动的瞬态特性,国内学者应用了一系列的分析方法。杨乐等^[5]利用 FLUENT 配合 UDF 对大长径比固体火箭发动机燃烧室内流场进行数值分析,研究了发动机内压强、温度随时间变化的瞬态特性及发动机内燃气的流动特性。由于火箭发动机尾喷焰瞬态特性涉及复杂的振荡现象和脉动机理,数值求解较为困难,目前更多采用实验方法对喷焰流动以及其他类型火焰的瞬态特征进行研究考察。杨懿等^[6]组建了一套火箭发动机的脉动压力测量系统,运用快速傅里叶变换算法以及小波包分解算法对测量结果进行分析,通过分析脉动压力和振动数据在频域上的吻合特征以及脉动压力数据在中、低频段的能量分布特征推断该型号发动机在径向和切向上产生了不稳定燃烧。张翔宇等^[7]在对固体火箭发动机不稳定燃烧机理进行研究时引入快速傅里叶变换(FFT)对固体火箭发动机的内弹道性能进行探究,成功获取内弹道频谱特征。张弛等^[8]针对民用发动机的同心旋流分层火焰,使用本征正交分解(POD)算法提取火焰图像时域内的脉动特性。Qiu 等^[9]提出了一类自适应计算火焰边缘的算法,通过检测火焰图像中的多余边缘,在识别火焰边缘的同时去除无关信号。Liu 等^[10]利用 POD 算法研究了入口雷诺数、入口温度、油气混合比例及喷嘴安装位置对燃烧脉动情况的影响,并对分解出的模态图像的灰度作快速傅里叶变换,得到了各阶模态的主频率。Li.X 等^[11]利用动力学模态分解(DMD)算法,对驰振响应结果的相干流结构进行分解,成功解算得出驰振现象的各阶模态。商旭升等^[12]在处理固体火箭发动机水下实验的推力特性时,引入了基于小波变换的软阈值去噪算法,成功将推力瞬态数据分解为低频近似分量与高频近似分量,取得了较好的效果。周帆等^[13]通过小波变换与快速傅里叶变换(FFT)的方法,对固体火箭发动机的噪声特性进行了有效的预测与研究。付宇

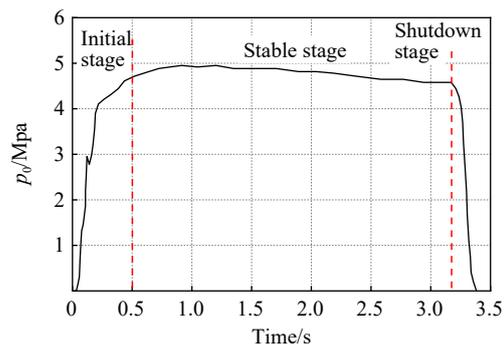
等^[14]在常温常压下对贫燃预混旋流火焰的燃烧不稳定性进行分析时,引入了 HHT 变换方法成功获得了燃烧室脉动压力的瞬时频率,效果较好。

国内外相关研究针对低速流动燃烧震荡的图像处理技术应用较广,但对于火箭发动机喷焰等高速脉动燃烧研究较少。本文结合固体火箭发动机地面系留实验采集的喷焰图像序列,利用图像均值与方差分析、喷焰典型位置亮度时间序列的 FFT 变换^[15]、改进 HHT^[16]变换等方法进行处理分析,获得火箭发动机尾喷焰瞬态流动的典型特点和脉动特性,为尾喷焰瞬态特征的应用研究提供参考。

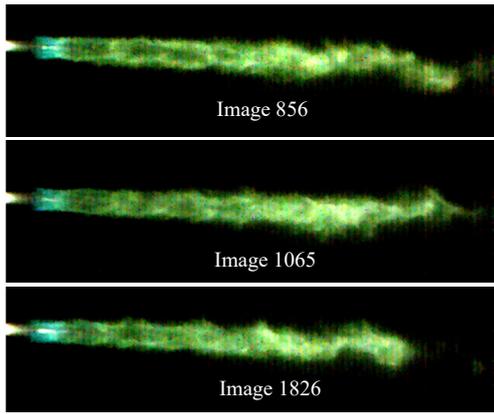
1 固体火箭发动机系留实验与测量图像

固体火箭发动系留实验采用 118 型标准实验发动机,推进剂装药采用丁羟复合固体推进剂,其基础配方比例为高氯酸氨(AP)75%、端羟基聚丁二烯(HTPB)10%、铝粉(Al)13%、其他 2%。为满足图像采集需要,设计发动机工作时间大于 3s,采用具有收缩扩张段的拉瓦尔喷管获得超声速喷焰流动,膨胀比为 4.97。

系留实验采用压力传感器对燃烧室工作压强进行测量。采用 Phantom-V4 型高速摄像采集发动机尾喷焰可见光图像,图像分辨率为 1 280 × 960,采样频率为 1 000 Hz。发动机工作过程中,固体推进剂的点火、传火、喷焰形成初始阶段以及发动机关机阶段具有显著的瞬变特性,由于这些阶段持续时间短,这里不作详细考察,而重点对发动机工作稳定阶段的典型图像及其脉动特性进行处理分析。发动机工作燃烧室压强及稳定阶段采集的原始图像如图 1 所示。Initial stage 为实



(a) 燃烧室压强变化



(b) 稳定工作状态喷焰图像

图 1 系留实验采集的压强和图像

Fig. 1 Pressure and images acquired from tethered experiments

验发动机的初始工作阶段, stable stage 为稳定工作阶段, 而 shutdown stage 为实验发动机的关机阶段。

2 喷焰的稳态结构及瞬态分布

为有效地从采集图像中提取特征信息, 通过灰度加权平均法^[17]对图像进行灰度化处理如式(1)所示:

$$G_s(i, j) = \frac{R(i, j) + G(i, j) + B(i, j)}{3} \quad (1)$$

式中的 $R(i, j)$ 、 $G(i, j)$ 与 $B(i, j)$ 分别对应图像中坐标为 (i, j) 的像素点具有的红色、绿色与蓝色灰度值, G_s 为当前像素点对应的灰度。为获取喷焰流场的稳态状态和瞬态分布, 采用喷焰图像均值 \bar{I} 及方差 σ^2 来分析喷焰的整体特性, 均值与方差计算公式为:

$$\bar{I} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n I_i \quad (2)$$

$$\sigma^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (I_i - \bar{I})^2 \quad (3)$$

式中 n 表示图像总数, i 表示图像序列中的第 i 张图像。

图 2(a) 给出了不同数量的图像均值状态, 可以看出发动机的喷焰稳态结构, 在流动发展过程中存在明显的核心区、过渡区和湍流混合区。其中灰度最大的区域位于第一个马赫波节内, 表明此处受喷焰膨胀影响, 温度最高, 亮度最强。而在后续的核心区内, 存在显著的灰度明暗变化, 表明在马赫波节内流动温度的波动变化。在湍流

混合区内, 喷焰灰度增加, 表明在这一区域同样具有较高温度, 这一现象与空气中的氧气被卷入喷焰中产生的复燃效应有关^[18]。

图 2(b) 给出了单帧图像与 1 000 张图像均值的灰度差值, 在灰度较大区域, 表明存在显著的瞬态变化。为进一步表征瞬态变化较为集中的区域, 图 2(c) 给出了多幅图像与均值方差的加权图像, 灰度值越大区域, 表明整个瞬态特征越明显, 灰度值较小区域, 表明喷焰流动越稳定。可以看出在喷焰核心区大部分区域流动较为稳定, 而在湍流混合区, 流动具有显著的瞬态特性。在核心区第一个波节最为明亮区域, 由于存在过曝光和非过曝光差异, 因此方差加权值也具有较大灰度, 该现象主要由测量引起, 在文中不作深入探讨。

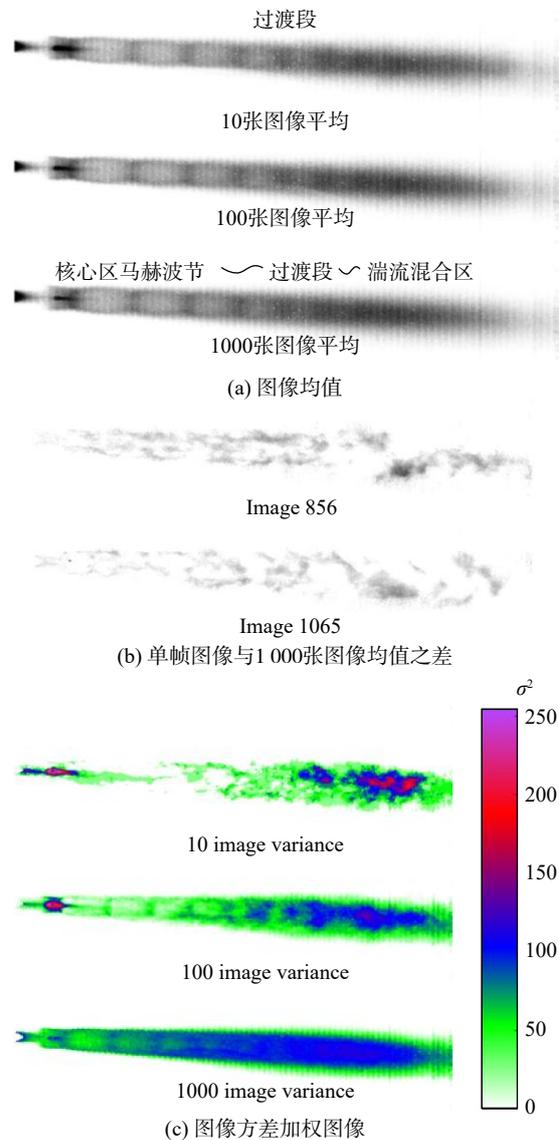


图 2 图像序列均值与方差

Fig. 2 Image sequence mean and variance

3 基于频域与时频域分析的脉动特征

图像的方差反映了喷焰瞬态特性的空间分布和时间上的叠加状态,并不能反映喷焰的脉动时频特性,因此后文引入时频处理方法,对典型位置灰度值的时间序列进行处理和分析。研究重点考察位置如图 3 中 A、B、C 所示,其中 A 点位于喷焰核心区内,流动较为稳定;B 点位于过渡段区域,具有较为明显的瞬态特性;C 点位于湍流混合区内,瞬态效应最为显著。

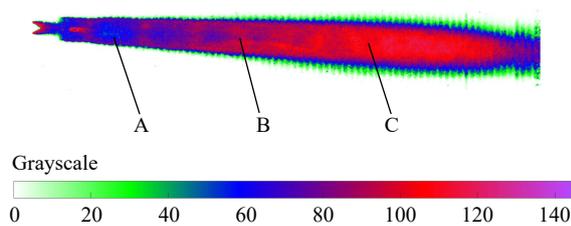


图 3 采样点位置

Fig. 3 Sampling point location

对实验获取图像序列中的上述采样点灰度值逐帧进行采样记录,得出的灰度时间序列如图 4 所示。图中时间零点统一设置为发动机工作稳定段的起始图像采样点,与发动机点火零点不同。后文的处理分析均以此序列为基础。

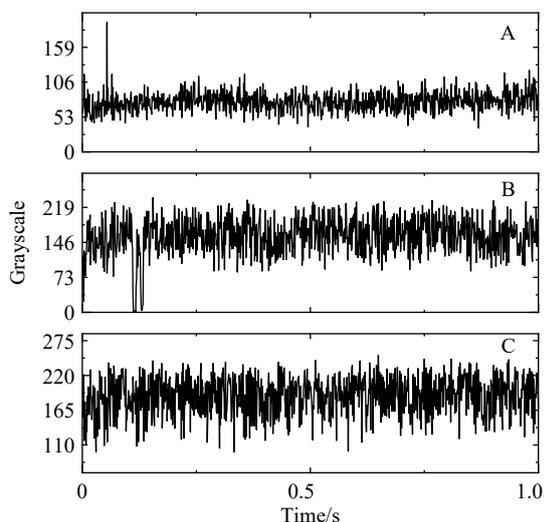


图 4 灰度采样结果

Fig. 4 Grayscale sampling result

通过采样灰度时间序列可以发现,三个采样点获得的灰度序列震荡均较为明显,表明当地的燃烧状态存在较为明显的脉动现象。本文采用 FFT 算法与改进 HHT 算法对采集获得的灰度时间序列瞬态特性进行分析。

3.1 图像灰度 FFT

对图像中某点灰度值的时间序列进行傅里叶变换即可获得时间序列的频谱特性,若对所有像素进行傅里叶变换,即可获得整体的脉动结构。这种算法针对存在明显脉动主频的喷焰是有效的,采样点位置的不同只会略微影响脉动的幅值和相位,不会干扰输入时间序列的脉动主频。对采样获得的灰度时间序列进行 FFT 变换,结果如图 5 所示。

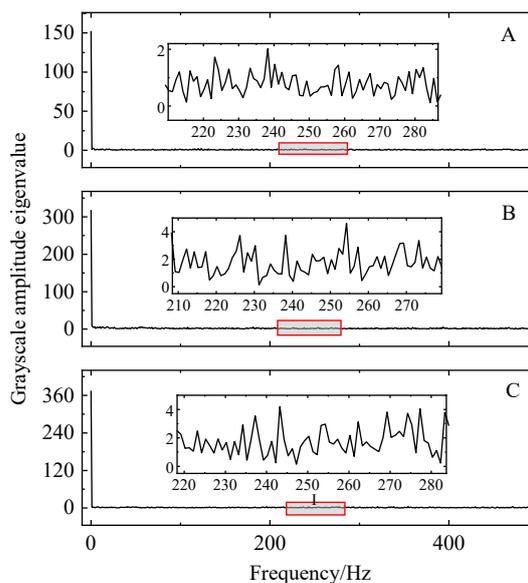


图 5 脉动采样点 FFT 结果

Fig. 5 FFT results of pulsating sampling points

由于香农采样定理的限制,FFT 算法所能分辨的最大频率为采样频率的一半,这个频率又名 Nyquist 频率,频谱图关于 Nyquist 频率对称,由于高速摄像机采样频率为 1000 Hz,因此可供分析的频谱最高频率为 500 Hz。

FFT 变换的结果显示,喷焰的脉动现象体现在频谱中为单调直流分量和一系列小幅脉动分量的组合,没有体现出很强烈的周期性脉动特征,而且由于 FFT 结果中明显 0 Hz 振幅相对较大,证明灰度时间序列存在幅值较大的趋势项,因此使用 FFT 算法不能捕捉此稳定喷焰的脉动特征,也初步说明了这种工况下发动机的工作状态较为稳定。同时考虑到过渡段与湍流混合区之间以及几个核心区之间时间序列与频谱均较为相似,因此后续分析中将仅对 A 点与 C 点的时间序列进行分析。

3.2 灰度时间序列 ICEEMDAN 分解

为对固体火箭发动机的喷焰状态有进一步的

认识,有必要引入时频域分析方法对喷焰特征点灰度采样时间序列进行分析。考虑到火箭发动机工作过程中的脉动燃烧属于非平稳随机现象,喷焰图像灰度的时间序列具有趋势性、随机性、非线性及混沌等多种复杂特性^[19],本文引入基于改进完全自适应噪声集合经验模态分解算法(ICEEMDAN)的改进 HHT 变换对实验得到的喷焰图像进行处理,以便捕捉发动机喷焰的稳态趋势以及脉动特性^[20]。ICEEMDAN 算法基于经验模态分解算法(EMD)改进而来,针对原始 EMD 算法存在的同一模态中频率成分复杂的模态混叠问题以及可能存在的分解出过多小振幅本征模态分量(IMF)的问题,ICEEMDAN 算法通过在分解迭代过程中人为加入高斯白噪声的方式将上述问题予以部分解决,同时增加抗干扰性。而相较于 CEEMDAN 算法通过多个加噪信号分解出的 IMF 的均值作每步迭代解算的 IMF,ICEEMDAN 算法采用上一步迭代的残差减去本次迭代的多个加噪信号残差的平均作为原信号迭代算出的 IMF,可以进一步减轻 IMF 中的噪声残留现象以及模态混叠问题^[21],改善分解效果。因此本文以 ICEEMDAN 算法代替 HHT 变换内使用的 EMD 算法,以改善对时间序列的分析效果。ICEEMDAN 算法示意流程图如图 6 所示。

图 6 中 $x(t)$ 是待分析时间序列, I_k 为第 k 阶 IMF,算子 $E_i(\cdot)$ 是指求一个信号 EMD 分解的第 i 阶 IMF 分量,算子 $M(\cdot)$ 是求原始信号减去当前阶 IMF 分量后残余的残差, $w^{(i)}[n]$ 指每次 ICEEMDAN 分解迭代过程中添加的 0 dB 高斯白噪声, ε_i

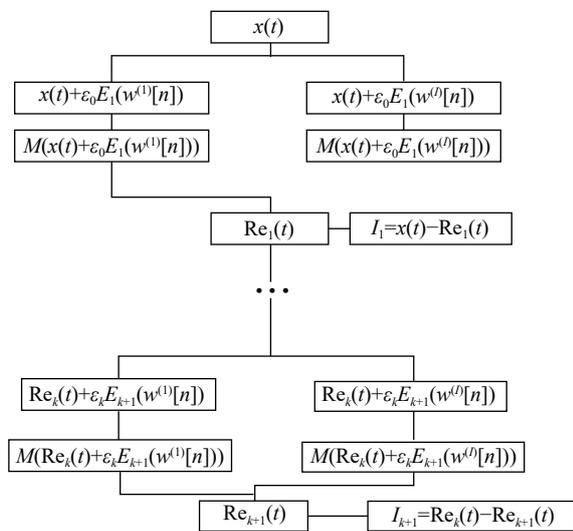


图 6 ICEEMADAN 算法示意图

Fig. 6 Schematic diagram of ICEEMADAN algorithm

指向原始序列中添加噪声 IMF 分量的增益值,该值本质上是加噪信号的期望信噪比,其计算方式如式(4)所示:

$$\varepsilon_k = \frac{a_k \sigma(Re_k(t))}{\sigma(E_{k+1}(w^{k+1}[n]))} \quad (4)$$

式(4)中 a_k 指高斯白噪声的幅值,算子 $\sigma(\cdot)$ 的作用是求目标序列的数学期望,而 $Re(\cdot)$ 的作用是求取对应复数的实部值。在判断当前步算出的剩余残差是否单调之外,引入柯西收敛法则,当相邻的两阶 IMF 分量之间满足式(5),即可认为 ICEEMDAN 分解完成,式(5)中 I_n 指计算得出的第 n 阶 IMF。

$$\Delta = \frac{\|I_{k+1} - I_k\|_2}{\|I_k\|_2} \leq 0.2 \quad (5)$$

若仅在时域范围内观察 ICEEMDAN 分解的结果,其残差由于一定是常数或者单调函数,因此可以将其理解为剥离了震荡分量的信号变化趋势,也即会导致 FFT 变换频谱零频率幅值过大的直流分量,也称趋势项。从原始信号内剥离出来的脉动信号则从高频到低频依次体现在各阶 IMF 分量中,由于高频谐波分量会首先从 $x(t)$ 中剥离,因此越早分离出的 IMF 分量,其具有的平均频率越高。将去除了直流分量的湍流混合区原始信号进行重构,结果可参考图 7。

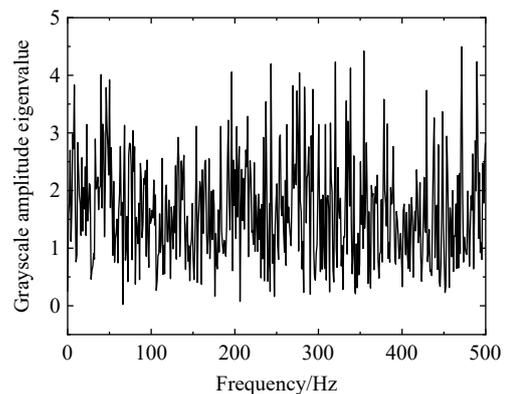


图 7 湍流混合区重构信号频谱

Fig. 7 Reconstructed signal spectrum in turbulent mixing region

将 A 与 C 采样点的图像灰度的时间序列当作原信号进行 ICEEMDAN 分解,设置初始噪声标准差与信号标准差之比为 0.2,每步对信号的平均次数设置为 500 次,在此基础上对获得的 IMF 及残差求取其对应频谱。计算结果如图 8 与图 9 所示。图中的 I_n 指分解得出的第 n 阶 IMF 模态, Res 为分解的单调残差项,对应的纵坐标幅值为

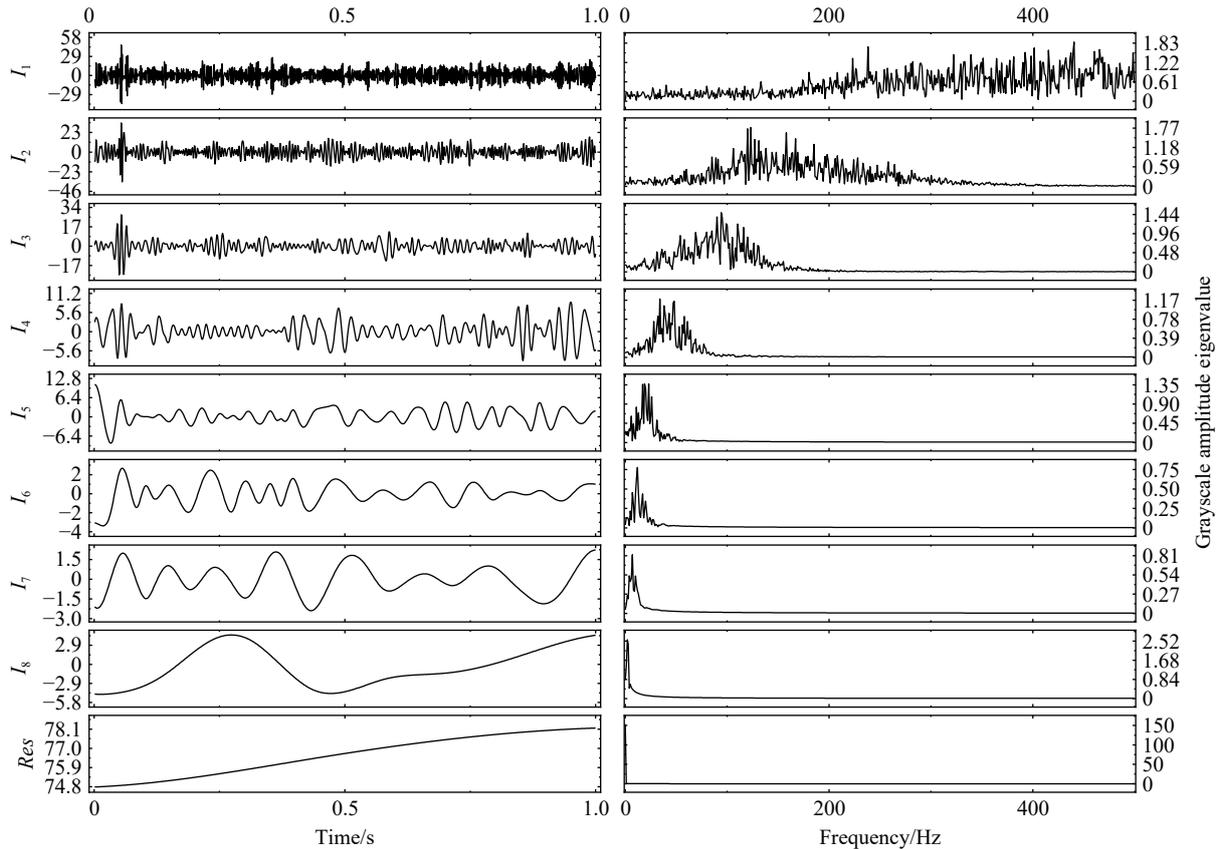
图 8 A 点 ICEEMDAN 分解结果

Fig. 8 ICEEMDAN decomposition result at point A

该阶脉动每一时刻对应的灰度。

分析 A 采样点时间序列各分解模态内 IMF 的脉动状态及对应频谱可以发现,在以 A 采样点为代表的第二核心区内,喷焰的脉动现象大多被分解进前五阶模态内,其中第 1 阶 IMF 的振幅较大,多数时间内振幅维持在 20 附近,而第 2 第 3 阶 IMF 多维持在 10 附近,第 4 阶 IMF 的脉动幅值约为 5。而观察代表时间序列整体趋势的 Res 余项,发现其振幅最小值为 74,远大于各阶模态的振幅。同时观察每一阶模态内 IMF 脉动对应的频谱图可以发现,伴随着模态阶次的增长,各阶 IMF 对应的频谱逐渐在向低频区集中,这也是 EMD 族算法的特点,即越先分解出的模态内 IMF 的整体频率越高。观察各阶 IMF 的频谱图中代表脉动能量的纵轴,可以发现这些模态内的 IMF 脉动能量均远小于 Res 余项,表明采样获得的灰度时间序列中存在着较强的趋势项,信号中稳定分量占比远高于脉动分量,也进一步验证了上文中 FFT 变换中得出的原始信号中趋势项强的结论,也进一步说明在此工况下发动机核心区处的喷焰处于较为稳定的状态,不存在较为强烈

的脉动燃烧现象。

C 采样点获得的时间序列反映了喷焰湍流混合区的燃烧状态。分析 C 点时间序列的 ICEEMDAN 分解结果及各阶模态内脉动所对应的频谱。可以发现此采样点获取的时间序列灰度明显要大于 A 采样点。相应的,若在 C 采样点分解结果中选取前五阶 IMF 分量来描述原信号中的脉动状态,即可发现第 1 阶 IMF 的振幅约为 50,第 2 阶与第 3 阶 IMF 的振幅约为 20,第 4 阶 IMF 的振幅约为 10,第 5 阶 IMF 振幅约为 5,均要大于 A 点的对应阶 IMF 分量。说明湍流混合区的燃烧脉动现象相对更明显,这和上文中基于燃烧图像方差得出的结论相吻合。与核心区类似,该点采样获取的时间序列中各阶脉动幅值相较稳定的趋势项幅值而言仍属小量。此外比较两采样点的各阶 IMF 对应的频谱可以发现,每阶 IMF 的频带均落在相似的一个区间内,因此可以认为两组原时域实信号的脉动频谱之间具有一定的相似性。

此外,由于 ICEEMDAN 分解获得的 Res 项物理意义即为原始信号的趋势,可由此剔除原始信号中的趋势项,进而重构信号,获取信号较易分

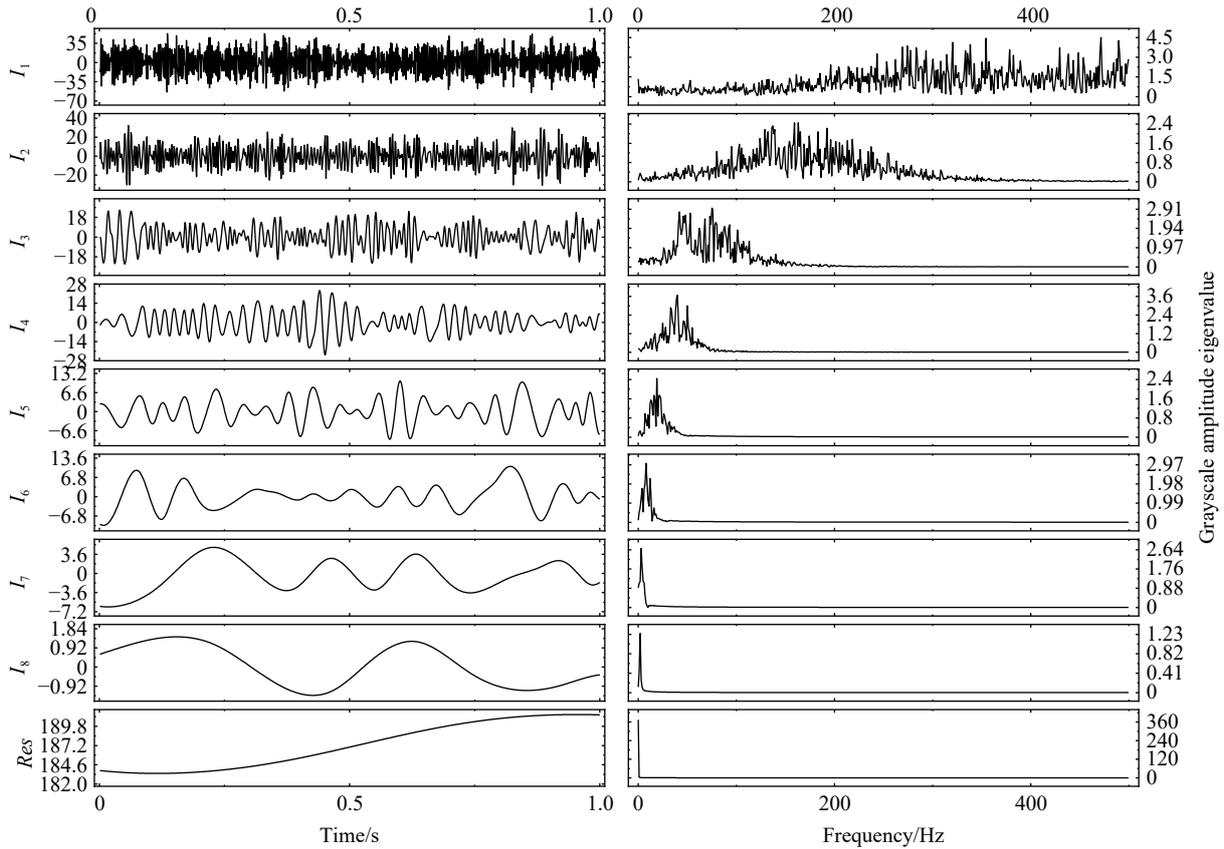


图 9 C 点 ICEEMDAN 分解结果

Fig. 9 ICEEMDAN decomposition result at point C

析的频谱,在此以湍流混合区为例进行信号重构,结果如图 7 所示。

重构结果表明,去除趋势项后,原频谱内的 0 频率分量被剔除,喷焰湍流混合区内不存在明显的主脉动频率,与上文中基于 FFT 频谱获得的结论相吻合。

3.3 IMF 的 Hilbert 谱分析

经前文对原始时间序列进行 ICEEMDAN 分解可以获得一系列模态的 IMF 分量及 Res 残差,每一阶 IMF 分量都反映了喷焰脉动灰度时间序列震荡模态,而 Res 残差分量则反映了时间序列的趋势项。Hilbert 变换可将时域信号进行移相,进而将原有的时域信号转换为解析信号,在复数域内对信号进行分析,相比之下能够更多地反映信号的瞬态特征。假设原有时间序列为 $h(t)$,若设 Hilbert 变换结果为 $\hat{h}(t)$,则有:

$$\hat{h}(t) = h(t) * \frac{1}{\pi t} = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{h(\tau)}{t-\tau} d\tau \quad (6)$$

式中的*表示卷积,基于 Gabor^[22]发展的解析信号相关理论即可获得复数域实值信号的解析表示:

$$z(t) = h(t) + i\hat{h}(t) = a(t)e^{i\varphi(t)} \quad (7)$$

式中的 $a(t)$ 代表解析信号振幅,而 $\varphi(t)$ 代表解析信号的相位。由此即可获得解析信号的瞬时频率:

$$\omega(t) = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{d\varphi(t)}{dt} \quad (8)$$

基于式(8)即可将式(7)获取的解析信号改写,如下式所示:

$$z(t) = a(t)e^{i2\pi \int \omega(t) dt} \quad (9)$$

式的实部即为 Hilbert 谱,其计算公式如式(10)所示:

$$H(\omega, t) = Rea(t)e^{i \int 2\pi \omega(t) dt} \quad (10)$$

虽然本文采用 ICEEMDAN 算法代替传统 HHT 变换中采用的经典 EMD 算法,但本质上仍属于 HHT 变换的范畴。Hilbert 谱是 HHT 变换得到的最直观结果,其反映的是信号时间、瞬时频率和幅值之间的关系,是一类时频谱。该图谱可以用于分析包含混合分量信号中各分量随时间变化的规律,以便于识别原信号的局部特征。

基于以上 ICEEMDAN 分解结果的频谱可以发现,核心区与湍流混合区的脉动主要被分解进各自所对应的前五阶 IMF 中,因此主要对这十阶

IMF 进行时频域分析, 经计算可得各阶 IMF 所对应的 Hilbert 时频谱, 结果如图 10 及图 11 所示。

上图中 I_n 指分解得出的第 n 阶 IMF 模态, 横轴代表信号持续的时间, 纵轴代表该阶信号在某一时刻的频率, 而色谱则与该阶信号在某一时刻的振幅呈正相关。在分析之前本文将频率小于 200Hz 的信号分类为低频带信号以便于对获取

的信号进行描述与分析。核心区前五阶 IMF 的 Hilbert 谱如图 10 所示, 分析可得, 核心区采样结果分解得到的 IMF 中, 在整个时间序列中, 前两阶 IMF 的频率成分均较为稳定, 第 1 阶 IMF 的脉动频率区间约为 150~450 Hz, 第 2 阶 IMF 的脉动区间约为 100~250 Hz, 这两阶 IMF 在 Hilbert 谱中的幅值均在 200 以上, 显著大于其余阶 IMF,

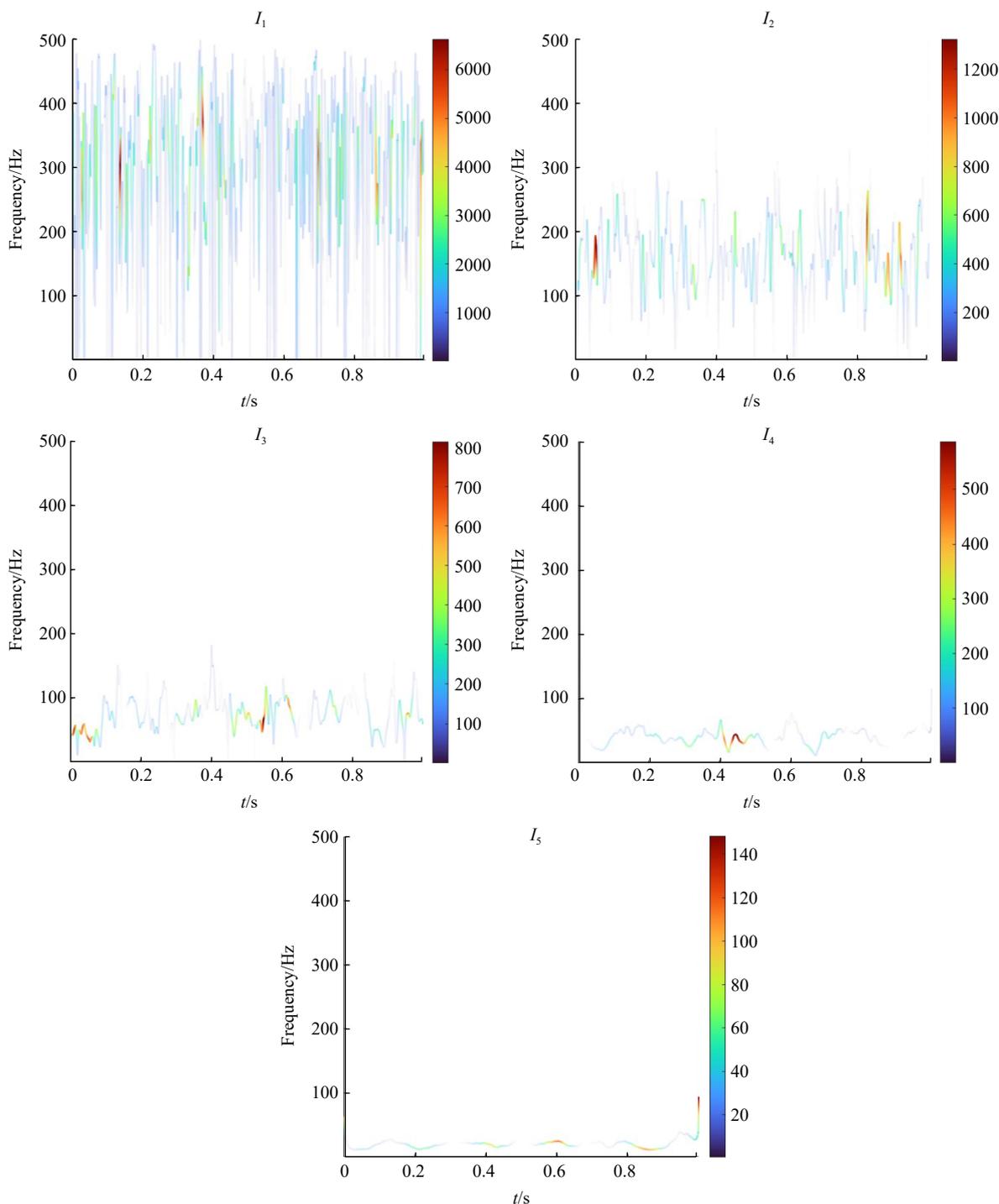


图 10 核心区典型模态 Hilbert 谱

Fig. 10 Hilbert spectrum of typical modes in the core area

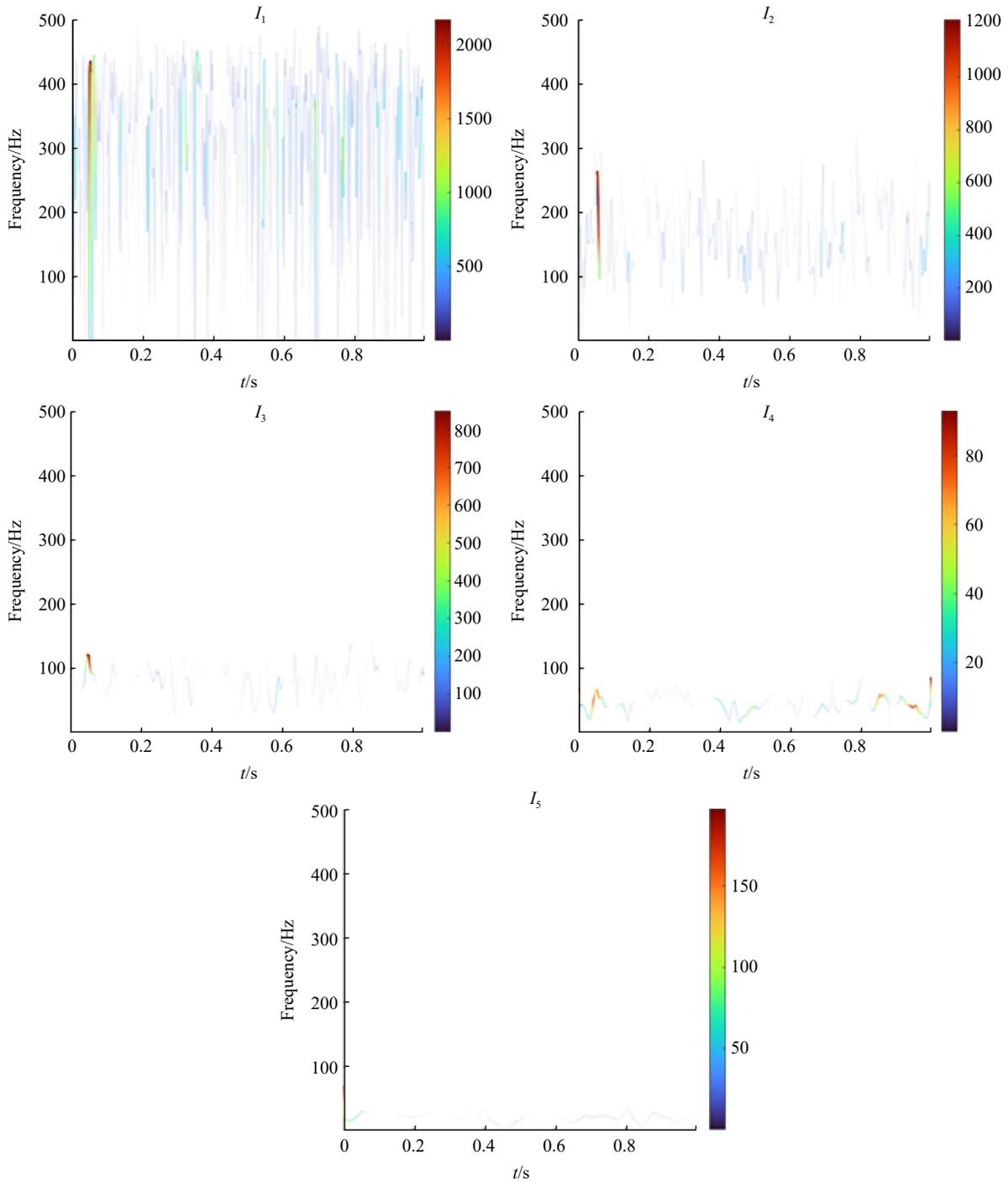


图 11 湍流混合区典型模态 Hilbert 谱

Fig. 11 Typical modal Hilbert spectrum in turbulent mixing region

而 Hilbert 谱中的幅值与信号的振幅呈正相关, 因此在诸多 IMF 中, 前两阶 IMF 对脉动的表征最为明显, 原始灰度时间序列的中高频带脉动谐波分量绝大多数被分解进这二阶 IMF 中, 而低频带谐波分量被分散到第 3 阶到第 8 阶 IMF 中, 由 FFT 频谱可知不考虑趋势项的前提下低频带谐波分量成分与高频带谐波分量成分类似, 而低频信号对应的高阶 IMF 数量较多, 因此每一阶高阶 IMF 对

应的 Hilbert 谱幅值均较小。

湍流混合区采样时间序列前五阶 IMF 的 Hilbert 谱如图 11 所示, 相较于核心区 IMF 的 Hilbert 谱, 湍流混合区对应各阶 IMF 的 Hilbert 谱幅值均较大, 湍流混合区第 1 阶 IMF 的 Hilbert 谱幅值均大于 1 000, 后续的几阶 IMF 的幅值也均大于核心区序列对应模态的幅值, 说明湍流混合区对应的脉动幅值要大于核心区, 类似地可以用前三

阶模态的分量来代表湍流混合区时间序列的脉动。同时可以发现两个区域对应模态的 Hilbert 谱频率的分布区间类似,也印证了前文由各阶 IMF 以及对对应频谱得出的核心区与湍流混合区之间存在脉动频率耦合结论,这一点也与陈长江等^[23]的研究成果相符合。从理论上讲,喷焰核心区(A点)振荡主要由发动机工作状态决定,而湍流混合区(C点)的振荡不但受到上游核心区的影响,也会受到喷焰对环境大气的湍流卷吸效应和复燃效应影响,因此其振荡状态既与核心区振荡存在关联关系,也呈现出更强的振荡幅值和更多的震荡细节。

4 结 论

本文结合固体火箭发动机系留实验采样图像,对发动机喷焰流动瞬态特性进行考察和分析,获得如下结论:

1) 针对以脉动喷焰采样灰度时间序列为代表的非平稳信号,基于 ICEEMDAN 算法的改进 HHT 变换算法能够对其时频特性进行有效的分析。相较于经典 EMD 算法,ICEEMDAN 算法能够切实改善模态混叠问题。

2) 固体火箭发动机稳定工作阶段,在高速摄像系统能够分析的频带内,去除原时间序列中存在的趋势项,对应频谱内不存在明显的主脉动频率。

3) 由于射流不同区域之间的相干性,本固体火箭发动机喷焰核心区与湍流混合区之间脉动频带类似,频带内各频率对应幅值近似互成比例。

参考文献:

- [1] 王伟臣. 固体火箭发动机排气羽流红外特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2011.
WANG Weichen. Research on infrared radiation signature of exhaust plume from solid rocket motor [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [2] TOSCANO A M, LATO M R, FONTANAROSA D, et al. Optical diagnostics for solid rocket plumes characterization: a review[J]. *Energies*, 2022, 15(4): 1470.
- [3] 戴伟. 高温喷焰辐射代理模型与发动机参数辨识[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
DAI Wei. Surrogate model of high temperature plume radiation and identification of engine parameters[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)
- [4] FRANQUET E, PERRIER V, GIBOUT S, et al. Free underexpanded jets in a quiescent medium: a review[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 77: 25-53.
- [5] 杨乐, 余贞勇, 何景轩. 大长径比固体火箭发动机点火瞬态内流场特性分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2018(4): 33-36.
YANG Le, YU Zhenyong, HE Jingxuan. Analysis of inner flow characteristic of ignition transient for large aspect ratio solid rocket motor[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2018(4): 33-36. (in Chinese)
- [6] 杨懿, 于涛, 郭亚男, 等. 脉动压力测量技术在火箭发动机试验中的应用[J]. *宇航学报*, 2021, 42(7): 917-926.
YANG Yi, YU Tao, GUO Yanan, et al. Application of fluctuating pressure measurement technology in rocket engine test[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(7): 917-926. (in Chinese)
- [7] 张翔宇, 高波, 甘晓松, 等. 飞行过载对固体火箭发动机不稳定燃烧的影响[J]. *宇航学报*, 2019, 40(8): 972-976.
ZHANG Xiangyu, GAO Bo, GAN Xiaosong, et al. Impacts of flight acceleration on combustion instability of solid rocket motor[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(8): 972-976. (in Chinese)
- [8] 张弛, 王波, 邹鹏飞, 等. 同心旋流分层火焰的外激脉动特性统计学分析[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(8): 1801-1808.
ZHANG Chi, WANG Bo, ZOU Pengfei, et al. Statistical analysis on the forced dynamic of internally-staged-swirling stratified flame [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(8): 1801-1808. (in Chinese)
- [9] QIU Tian, YAN Yong, LU Gang. An autoadaptive edge-detection algorithm for flame and fire image processing[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2012, 61(5): 1486-1493.
- [10] LIU Yunpeng, LI Jinghua, HAN Qixiang, et al. Study of combustion oscillation mechanism and flame image processing[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(2): 824-835.
- [11] LI Xintao, LYU Zhen, KOU Jiaqing, et al. Mode competition in galloping of a square cylinder at low Reynolds number[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 867: 516-555.
- [12] 商旭升, 吴智锋, 何宇峰. 固体火箭发动机水下试验的数据处理方法研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(8): 1128-1133.
SHANG Xusheng, WU Zhifeng, HE Yufeng. Analysis and processing of solid rocket motor underwater test data[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(8): 1128-1133. (in Chinese)
- [13] 周帆, 姜毅, 张学文, 等. 火箭发动机射流复杂噪声测量数据时频分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2012, 32(3): 145-147, 151.
ZHOU Fan, JIANG Yi, ZHANG Xuewen, et al. Time-frequency analysis of test data from complex noise of rocket engine jet[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2012, 32(3): 145-147, 151. (in Chinese)
- [14] 付宇, 郭志辉, 杨甫江, 等. 基于经验模态分解的燃烧不稳定性分析[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(3): 623-630.
FU Yu, GUO Zhihui, YANG Fujiang, et al. Analysis on combustion instability based on empirical mode decomposition[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(3): 623-630. (in Chinese)
- [15] 赖安卿, 刘云鹏, 付尧明, 等. 振荡燃烧火焰图像处理[J]. *燃烧科学与技术*, 2020, 26(1): 10-17.
LAI Anqing, LIU Yunpeng, FU Yaoming, et al. Image processing of combustion oscillating flame[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2020, 26(1): 10-17. (in Chinese)
- [16] 于森, 张耀鲁, 徐泽辰, 等. 基于 MEEMD-HHT 的分布式光纤振动传感系统信号特征提取方法[J]. *红外与激光工程*, 2021, 50(7): 207-218
YU Miao, ZHANG Yaolu, XU Zechen, et al. Signal feature extraction method based on MEEMD-HHT for distributed optical fiber vibration sensing system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(7): 207-218. (in Chinese)
- [17] 蔡尊, 王振国, 孙明波, 等. 基于高速摄影图像处理统计分

- 析的点火过程试验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1105-1112.
- CAI Zun, WANG Zhengguo, SUN Mingbo, et al. Experiment of ignition process based on statistical analysis of image processing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(5): 1105-1112. (in Chinese)
- [18] 姜毅, 傅德彬. 固体火箭发动机尾喷焰复燃流场计算[J]. *宇航学报*, 2008, 29(2): 615-620.
- JIANG Yi, FU Debin. Numerical simulation for non equilibrium chemically reacting fluid field of the solid rocket motor exhaust plume[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(2): 615-620. (in Chinese)
- [19] 沈春颖, 何士华, 张代青, 等. 基于小波分析的淹没水跃脉动压力时频变化研究[J]. *昆明理工大学学报(自然科学版)*, 2018, 43(3): 125-132.
- SHEN Chunying, HE Shihua, ZHANG Daiqing, et al. A study on time-frequency variation of flow pulsating pressure of submerged hydraulic jump based on wavelet analysis[J]. *Journal of Kunming University of Science and Technology (Natural Science)*, 2018, 43(3): 125-132. (in Chinese)
- [20] COLOMINAS M A, SCHLOTTHAUER G, TORRES M E. Improved complete ensemble EMD: a suitable tool for biomedical signal processing[J]. *Biomedical Signal Processing and Control*, 2014, 14: 19-29.
- [21] 管一臣, 童攀, 冯志鹏. 基于 ICEEMDAN 方法和频率解调的行星齿轮箱故障电流信号特征分析[J]. *振动与冲击*, 2019, 38(24): 41-47.
- GUAN Yichen, TONG Pan, FENG Zhipeng. Planetary gearbox fault diagnosis via current signature analysis based on ICEEMDAN and frequency demodulation[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2019, 38(24): 41-47. (in Chinese)
- [22] GABOR D. Theory of communication. Part 1: the analysis of information[J]. *Journal of the Institution of Electrical Engineers - Part III: Radio and Communication Engineering*, 1946, 93(26): 429-441.
- [23] 陈长江, 刘勇, 魏建平, 等. 不同膨胀比下气体射流流场结构及脉动频率[J]. *煤炭学报*, 2021, 46(12): 3883-3890.
- CHEN Changjiang, LIU Yong, WEI Jianping, et al. Flow field structure and pulsation frequency of air jet under different pressure ratios[J]. *Journal of China Coal Society*, 2021, 46(12): 3883-3890. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)