

# 某型飞机油量传感器修正及其流量特征提取方法研究

吴祯涛<sup>1</sup>, 李学仁<sup>2</sup>, 杜军<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 针对某型飞机油量传感器记录时易受外界环境影响而导致所记录信号存在大量噪声且不具有单调性, 同时缺少燃油流量参数的记录问题, 提出了一种改进的自适应噪声完备经验模态分解 (CEEMDAN) 方法, 在保证单调性的前提下对传感器数据的记录进行了修正, 并实现了对流量特征的提取; 首先提取飞参记录器中记录的剩余油量信号, 然后使用改进的 CEEMDAN 方法提取固有模态函数和剩余分量并进行重构, 最后将处理之后的剩余油量信号进行求一阶导数得到发动机的燃油消耗率; 实验表明, 使用改进 CEEMDAN 去噪方法相比于 CEEMDAN 去噪方法的信噪比提升了 48.6%, 均方根误差降低了 69.9%。

**关键词:** 燃油消耗; 油量传感器; 飞参数据; 经验模态分解; 模态混叠

## Research on Modification of Aircraft Fuel Sensor and Extraction of Fuel Flow Characteristic

Wu Zhentao<sup>1</sup>, Li Xueren<sup>2</sup>, Du Jun<sup>2</sup>

(1. Air Force Engineering University Graduate College, Xi'an 710038, China;

2. Air Force Engineering University Aeronautics Engineering College, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the fuel flow sensor of a certain type of aircraft is susceptible to the external environment when recording, which results in a large amount of noise and non-monotonicity in the recorded signal, and lacks the recording of fuel flow parameters, an improved Complete Ensemble Empirical Mode Decomposition (CEEMDAN) method is proposed, which corrected the recording of sensor data and realized the extraction of fuel flow characteristic on the premise of monotonicity. Firstly, extracted the residual fuel volume recorded in the Flight Data Recorder (FDR). Secondly, the improved CEEMDAN method was used to extract the intrinsic mode function (IMF) and residual components and reconstructed them. Finally, the fuel consumption rate of the engine can be obtained by calculating the first derivative of the residual fuel volume. Experiments show that the SNR of the improved CEEMDAN method is 48.6% higher than that of the CEEMDAN method, and the RMSE is reduced by 69.9%.

**Keywords:** fuel consumption; fuel volume sensor; flight data; empirical mode decomposition; mode mixing

## 0 引言

燃油作为飞机的主要动力来源, 其状态直接关乎着飞机的飞行安全。飞机燃油的状态由油量传感器记录并保存在飞参记录器中, 在飞行结束时, 可以通过卸载飞参记录器得到传感器所记录的数据。燃油消耗率参数是其中最为重要的, 它携带了大量飞行过程中的信息, 在实际研究中具有重大的意义。一方面, 通过监控燃油消耗率以及其他发动机参数来监测发动机的状态, 发现发动机是否存在故障等<sup>[1-2]</sup>; 另一方面, 可以通过与飞机状态参数以及外界环境参数等共同建立飞机燃油消耗模型, 用来预测飞机的燃油消耗或污染物排放等等<sup>[3-6]</sup>。但是, 目前很多飞机的发动机上并未安装燃油流量传感器, 大多数只是安装了油量传感器来反映当前飞机的剩余油量, 所以飞参记录器中无法

得到燃油消耗率参数。此外, 由于飞机姿态的改变以及电磁信号的干扰等等, 使得剩余油量参数的记录也不够准确, 并且呈现出强烈的非线性和非平稳性<sup>[7-8]</sup>。更重要的是, 剩余油量参数具有单调递减的特性, 但是由于量化噪声的干扰使得实际记录的信号并不具有单调性, 虽然整体趋势是递减的, 但是受飞机姿态影响较大。所以, 采用传统的傅里叶变化和小波变换的方法虽然在一定程度上可以消除信号的噪声, 但是无法保证记录参数的单调性。

对于剩余油量传感器记录信号进行修正的问题, 孙文桂等<sup>[9]</sup>使用了斜率约束二次样条 Hermite 插值结合中值滤波的方式实现了对飞机剩余燃油信号保单调的去噪, 并提取了燃油流量特征, 但是步骤十分繁琐; 王小飞等<sup>[10]</sup>提出了复数据经验模态分解的方法对飞机地面试车数据进行了剩余油量保单调的去噪和流量特征的提取, 但是对于实际飞行数据并没有进行研究。经验模态方法是由 N. E. Huang 等<sup>[11]</sup>人提出的, 基本思想是根据原始信号本身的时间尺度特征规律自适应地分解为若干个固有模态函数 (intrinsic mode function, IMF) 和剩余分量, 主要应用于非线性非平

收稿日期: 2019-09-17; 修回日期: 2019-10-28。

基金项目: 国家自然科学基金项目(11447174)。

作者简介: 吴祯涛(1995-), 男, 河南新乡人, 硕士研究生, 主要从事智能数据处理方向的研究。

稳信号的滤波问题，但是存在模态混叠的问题。为了改善模态混叠的问题，后续又提出了多种改进方法，例如集成经验模态分解（ensemble empirical mode decomposition, EEMD）、自适应噪声的完备集成经验模态分解（complete ensemble empirical mode decomposition with adaptive noise, CEEMDAN）方法等，但是仍旧存在重构误差、伪模态和残余噪声等问题<sup>[12-14]</sup>。

笔者针对油量传感器的信号特点，提出了一种改进的自适应噪声完备集成经验模态分解（improved complete ensemble empirical mode decomposition with adaptive noise, ICEEMDAN）的方法，能够有效地解决模态混叠的问题并能大幅度减少重构误差，相比于 CEEMDAN 方法具有更强的鲁棒性，可以在保证剩余油量信号单调性的前提下去除噪声，之后求其一阶导数完成对燃油流量特征的提取，以便进行后续的研究。

### 1 剩余油量信号特点分析

目前国内飞机的油量传感器分为浮筒式、油尺式、电容式和超声波式，其中最为广泛的是电容式<sup>[15-16]</sup>。其原理是利用圆筒形电容传感器将油面高度转换为电容的变化，再用自平衡电桥将电容的变化转换为相应的电压输出，之后通过放大器进行放大再经过随动系统使指示器指示当前剩余油量的多少，图 1 为电容式油量表的原理图。

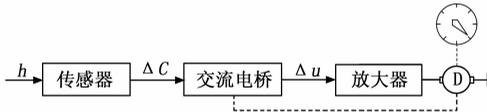


图 1 电容式油量表原理图

电容式油量传感器为同心圆筒形极板组成的圆筒形传感器，如图 2 所示。当油箱内的油量增加时，油面升高，电容相应增大；油量减少时，油面降低，电容相应减小，从而实现从油量变化到电容变化的转变。

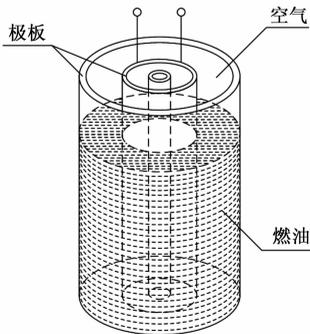


图 2 电容式油量传感器

当油箱中无油时，电容器的初始电容  $C_0$  为：

$$C_0 = \frac{2\pi\epsilon_1 H}{\ln \frac{r_2}{r_1}} \quad (1)$$

式中， $\epsilon_1$  为空气的介电系数， $H$  为油箱的高度， $r_1$  和  $r_2$  分别为内外极板的半径。当油箱中有油时，电容器的电容

$C$  为：

$$C = \frac{2\pi\epsilon_1(H-h)}{\ln \frac{r_2}{r_1}} + \frac{2\pi\epsilon_2 h}{\ln \frac{r_2}{r_1}} \quad (2)$$

式中， $\epsilon_2$  为燃油的介电系数， $h$  为油面高度。整理后可得：

$$C = \frac{2\pi\epsilon_1 H}{\ln \frac{r_2}{r_1}} + \frac{2\pi(\epsilon_2 - \epsilon_1)h}{\ln \frac{r_2}{r_1}} = C_0 + \Delta C \quad (3)$$

由式 (3) 可知，传感器电容随着燃油液面的升高而增加，因此传感器电容的变化可以反映油量的变化。

值得注意的是，虽然电容式传感器构造简便，但是存在较大的误差。一方面，飞机在空中姿态不断改变，导致液面也随之改变，电容式传感器在此情况下不能实现剩余油量的精确测量，测量结果会产生较大的波动，甚至会产生剩余油量上升这种不符合常理的现象；另一方面，飞机飞行过程中的电磁环境较为复杂，在传感器进行数据采集时易受到影响产生误差。从某型飞机飞参系统中卸载得到的剩余油量信号如图 3 所示。

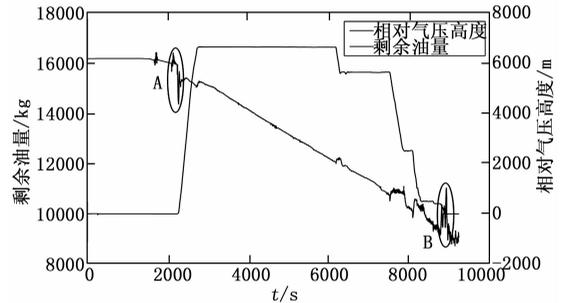


图 3 飞参系统记录的实际剩余油量信号

由图 3 可以看出，A 部分的剩余油量信号出现上升的情况，根据相对气压高度可以判断此时飞机正处于上升阶段，由于其本身的姿态发生改变，导致了传感器测量的失准。B 部分数据出现了持续的抖动，根据相对气压高度判断此时处于下降阶段，同样是由于飞机姿态的改变导致了剩余油量的波动，此外存在大量锯齿状信号，判断是由于电磁信号的干扰导致了传感器测量的失准。要获得真实的剩余油量信号，一方面要剔除其中的噪声，另一方面则需要修正趋势呈单调递减趋势，满足正常采集规律，才可获得真实剩余油量信号，进而求其一阶导数提取燃油消耗率参数。

### 2 改进的自适应噪声的完备集成经验模态分解

对于时间序列信号  $x(t)$ ，对其进行标准 EMD 分解的步骤如下：

1) 找到时间序列信号  $x(t)$  的所有极大值点和极小值点，使用三次样条插值将所有的极大值点依次相连构成待测信号的上包络线，再将所有的极小值点依次相连构成待测信号的下包络线；

2) 将上下包络线时间序列信号相加得到平均后的时间序列信号为  $m_1(t)$ ，再将原始时间序列信号  $x(t)$  减去  $m_1(t)$

得到新的时间序列信号  $h_1(t)$ :

$$h_1(t) = x(t) - m_1(t) \quad (4)$$

3) 若  $h_1(t)$  中的极点与零点个数最多相差 1, 且任取其中的一段数据点, 其上下包络线的平均值为 0, 则可以认为形成的新时间序列信号  $h_1(t)$  为第一个 IMF 分量; 若不满足上述条件, 则重复 1) 和 2), 直至满足上述条件。将满足条件后得到的时间序列信号记为  $c_1(t)$ , 则  $c_1(t)$  为  $x(t)$  的第一个 IMF 分量;

4) 将  $c_1(t)$  从  $x(t)$  中筛选得到:

$$r_1(t) = x(t) - c_1(t) \quad (5)$$

5) 将  $r_1(t)$  作为待分解的新时间序列信号, 重复 1) ~ 4), 直至  $r_n(t)$  无法继续分解出 IMF 分量, 最终原始信号  $x(t)$  可以表示为:

$$x(t) = \sum_{i=1}^n c_i(t) + r_n(t) \quad (6)$$

其中:  $r_n(t)$  为最终信号分解得到的残余分量,  $c_i(t)$  为信号分解产生的第  $i$  阶 IMF 分量, 分解所得到的 IMF 分量频率也随着阶数增加而减小。但是, 标准的 EMD 分解存在较强的模态混叠问题, 之后的一系列改进虽然大大降低了模态混叠的概率, 但是仍然存在重构误差、残余噪声和伪模态的问题, 下面主要针对残余噪声和伪模态两个问题提出解决方案。

对于存在的残余噪声问题, 通过加入高斯白噪声信号辅助的主要目的是为了保持原有局部均值不变的情况下产生新的极值。EEMD 独立地分解每次添加白噪声之后的信号, 分解后总会存在一个局部均值和一个模态分量, 但信号相应模态分量的平均值才是真正的模态分量, 故最终的分解结果中混有部分残余噪声。CEEMDAN 将每次信号分解之后的第一个分量作为最终模态分量, 将剩余信号进行分解得到其余的模态分量, 与 EEMD 不同, CEEMDAN 将当前残余信号与局部均值的差值作为最终的模态分量。我们引入算子  $M(\cdot)$  计算信号的局部均值,  $S(t)$  为待分解的剩余油量信号, EMD 分解产生的第  $j$  个模态为  $E_j(\cdot)$ , 令  $E_1(S(t)) = S(t) - M(S(t))$ 。[ $\cdot$ ] 代表均值, 那么对于信号  $S_i(t) = S(t) + \epsilon_0 \omega_i(t)$  就能得到第一个模态:

$$\begin{aligned} \text{imf}_1'(t) &= [E_1(S_i(t))] = [S_i(t) - M(S_i(t))] = \\ &= [S_i(t)] - [M(S_i(t))] = S(t) - [M(S_i(t))] \end{aligned} \quad (7)$$

这样就可以从对模态的估计转化为对局部均值的估计, 从而消除残余噪声。

对于伪模态问题, CEEMDAN 分解过程中, 在进行下一个模态分解的时候需要加入与剩余分量相关度较大模态分量。例如当我们要进行分解得到  $\text{imf}_2'(t)$  时, 需要先分解信号  $R_1(t) + E_j(\omega_i(t))$ , 由于  $r_1(t)$  是第一次分解之后的残余分量, 那么在进行叠加的时候自然会出现严重的重叠现象, 所以我们在加入高斯白噪声时不进行直接添加, 而是通过加入  $E_j(\omega_i(t))$  来代替。具体步骤如下:

1) 对信号  $S_i(t) = S(t) + \epsilon_0 E_1(\omega_i(t))$  利用 EMD 分解计算局部均值并得到第一个残余部分:

$$R_1(t) = [M(S_i(t))] \quad (8)$$

2) 计算第一个模态分量:

$$\text{imf}_1'(t) = S(t) - R_1(t) \quad (9)$$

3) 将第二个残余部分分量作为信号  $R_1(t) + \epsilon_1 E_2(\omega_i(t))$  的局部均值, 定义第二个模态分量为:

$$\begin{aligned} \text{imf}_2'(t) &= R_1(t) - R_2(t) = \\ &= R_1(t) - [M(R_1(t) + \epsilon_1 E_2(\omega_i(t)))] \end{aligned} \quad (10)$$

4) 计算第  $j$  个残余部分分量:

$$R_j(t) = [M(R_{j-1}(t) + \epsilon_{j-1} E_j(\omega_i(t)))] \quad (11)$$

5) 计算第  $j$  个模态分量:

$$\text{imf}_j'(t) = R_{j-1}(t) - R_j(t) \quad (12)$$

重复执行步骤 4) 和步骤 5), 直至残余部分分量不能继续分解时停止计算。

### 3 实验分析

#### 3.1 实验环境及数据选择

本文实验使用 Matlab R2014a 进行, 实验数据选用某型飞机在某次飞行中全航程的真实飞参数据, 从中提取剩余油量参数作为本次实验的数据集。飞行时长 7 878 s 共 7 878 个点, 采样率 1 Hz, 采样分辨率为 1 kg。

#### 3.2 评价指标

为了客观地评价和检验文中的方法, 引入信噪比 SNR 和均方根误差 RMSE 作为评价指标, 其中信噪比 SNR 表示测量信号中的噪声量度, SNR 越大说明去噪效果越好, 均方根误差 RMSE 表示修正信号与原始信号间的误差大小。计算公式如下:

$$\text{SNR} = \frac{\lg \text{power}_s}{\lg \text{power}_n} = \lg \frac{\sum y_i^2}{\sum (y_i - \hat{y})^2} \quad (13)$$

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (14)$$

其中:  $\hat{y}_i$  表示修正信号,  $y_i$  表示原始信号,  $n$  表示信号长度。

#### 3.3 实验过程及结果分析

由于飞机发动机本身没有燃油流量传感器, 所以在该飞机飞行之前加装了高精度的燃油流量传感器。但是由于该传感器价格较为昂贵, 并且安装复杂, 故只能在实验时进行加装, 日常飞行时通常不加装。将本次实验所选取的剩余油量信号记为  $S(t)$ , 分别使用 CEEMDAN 方法和 ICEEMDAN 方法进行分解, 其残余部分信号与频率最高的四阶信号结果如图 4 所示。

由图 4 可以发现, 两种方法之间存在着一定的差距。使用 CEEMDAN 方法进行分解, 剩余分量虽然表现了实际剩余油量信号的变化趋势, 但是与其数值之间差距太大, 这是由于大量真实信息混叠于其他的 IMF 分量之中; 使用 ICEEMDAN 方法进行分解, 剩余分量可以在体现原始信号变化的基础上更加接近原始信号的数值大小。

虽然  $R(t)$  能够反映剩余油量的变化趋势, 但是会有部分真实信息混入到低频部分。因此, 考虑使用低阶 IMF

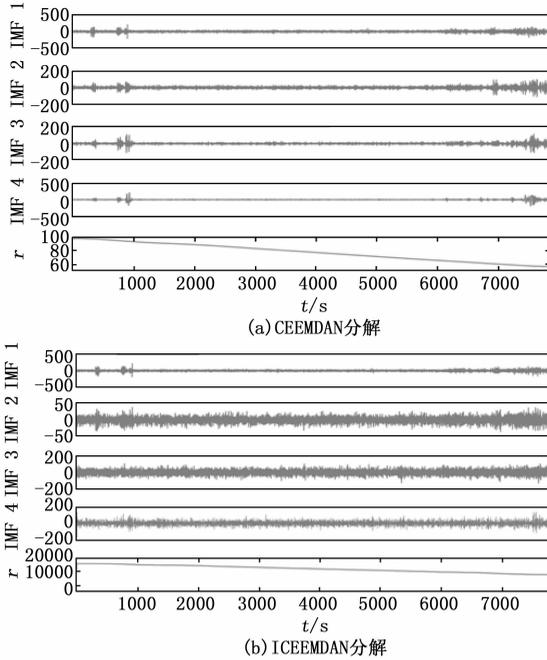


图 4 CEEMDAN 分解和 ICEEMDAN 分解结果的对比

分量与原始信号之间的 Pearson 相关系数  $\rho$  来判断其中是否包含真实信息, 倘若  $\rho$  大于某一阈值, 说明其中包含了真实信息, 就需要将该 IMF 分量加入到  $R(t)$  中。若部分低阶 IMF 分量与原始信号之间的  $\rho$  大于某一阈值, 那么最终的剩余燃油信号估计值  $\hat{F}(t)$  可以表示为:

$$\hat{F}(t) = R(t) + \sum C_i(t) \quad (15)$$

经过多次试验, 发现当  $\rho$  取 0.25 时,  $\hat{F}(t)$  与  $S(t)$  的相关度最高, 由此分别得到 CEEMDAN 方法和 ICEEMDAN 方法所修正的剩余油量信号, 图 4 为使用两种方法修正之后的剩余油量信号与飞参实际记录的剩余油量信号的对比。

由图 5 可以看到, 经过 ICEEMDAN 分解方法得到的剩余分量信号能够在保持单调性的前提下去除实际剩余油量信号中的噪声, 得到了较为平滑的曲线, 能够较为准确地刻画剩余油量信号特征, CEEMDAN 分解方法虽然具有较为准确的趋势特征, 但是由于其重构误差较大, 不能准确地反映实际剩余油量的数值。

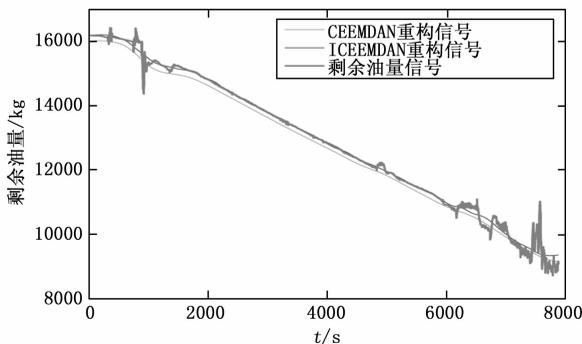


图 5 EMD 和 ICEEMDAN 修正后与原始数据的对比

由表 1 就可以清楚地看出, 使用 ICEEMDAN 方法修正后的 RMSE 降低了 36.9%, 信噪比提升了 48.6%, 相比于 CEEMDAN 方法保留了更多的信息, 更接近于原始信号, 这为后续进行燃油消耗率参数的提取打下了良好的基础。

表 1 两种方法进行参数修正的效果对比

	RMSE/kg	SNR/dB
CEEMDAN	8.575 1	3.523 5
ICEEMDAN	5.412 3	5.234 3

对分别使用两种方法修正之后的剩余油量信号求一阶导数, 分别得到 CEEMDAN 方法估计的燃油消耗率参数以及 ICEEMDAN 方法估计的燃油消耗率参数, 评价指标依旧使用均方根误差 RMSE 和信噪比 SNR, 计算结果如表 2 所示, 两种方法估计结果与高精度燃油流量传感器实际记录的部分结果对比如图 6 所示。

表 2 两种方法进行燃油消耗率参数估计的效果对比

	RMSE/(kg/h)	SNR/dB
CEEMDAN	131.274 3	3.429 3
ICEEMDAN	39.387 8	5.475 1

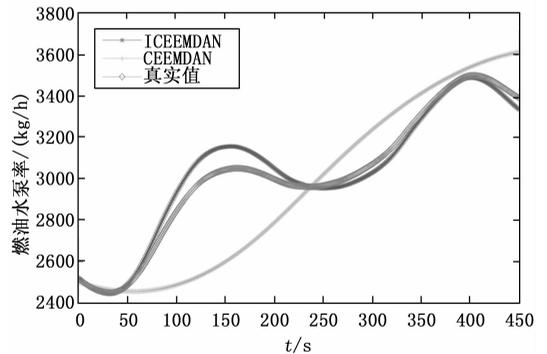


图 6 CEEMDAN 和 ICEEMDAN 燃油消耗率提取结果对比

由图 6 可以看出, 使用 ICEEMDAN 方法的效果明显好于 CEEMDAN 方法, 表 2 中可以看出使用 ICEEMDAN 方法的 RMSE 降低了 69.9%, SNR 提升了 59.7%。CEEMDAN 方法估计的燃油消耗率参数由于重构误差较大的影响, 导致剩余油量信号修正时出现了误差, 使得后续进行燃油消耗率的估计时不够准确, 与高精度燃油流量传感器的实际记录值相差较大, 出现了较大幅度的波动现象。使用 ICEEMDAN 方法估计的结果明显较好, 主要是因为通过加入了经过 EMD 分解后的高斯白噪声克服了降低了重构误差, 同时对于残余噪声和伪模态的问题进行了解决, 说明本文提出的对 CEEMDAN 的改进方法具有良好的效果。

#### 4 结束语

本文针对某型飞机发动机剩余油量传感器存在较大误差同时缺乏关键参数的记录问题, 提出了一种 ICEEMDAN

算法,能够在保证参数单调性的基础上大幅度消除传感器在记录中量化噪声以及飞机姿态的改变带来的影响,并解决了 CEEMDAN 方法存在的重构误差问题,以及残余噪声和伪模态问题。实验表明,使用文中提出的 ICEEMDAN 方法的效果明显优于 CEEMDAN 方法,能够在保留原始信号更多信息的同时有更高的精度,可以更准确的提取到燃油消耗率参数,并在实际的飞行数据中得到了验证,为后续进行发动机监控以及飞机燃油消耗预测模型的构建打下了良好的基础,同时本文提出的 ICEEMDAN 方法也可为解决保单调的去噪问题提供指导作用。

#### 参考文献:

- [1] Yildirim M T, Kurt B. Aircraft gas turbine engine health monitoring system by real flight data [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 2018: 1-12.
- [2] Jigajinni V S, Upendranath V. ANFIS-based fault diagnosis tool for a typical small aircraft fuel system [A]. *Proceeding of International Conference on Intelligent Communication, Control and Devices* [C]. 2016, 479: 391-405.
- [3] Baklacioglu T. Modeling the fuel flow-rate of transport aircraft during flight phases using genetic algorithm-optimized neural networks [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 49: 52-62.
- [4] Zhu Q, Pei J, Liu X B, et al. Analyzing commercial aircraft fuel consumption during descent: A case study using an improved K-means clustering algorithm [J]. *Journal of Cleaner Production*, 2019, 223: 869-882.
- [5] Pagoni I, Psaraki-Kalouptsi V. Calculation of aircraft fuel consumption and CO<sub>2</sub> emissions based on path profile estimation by clustering and registration [J]. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 2017, 54: 172-190.
- [6] Turgut E T, Usanmaz O. Effect of climb angle on aircraft fuel

consumption and nitrogen oxides emissions [J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55 (6): 1-9.

(上接第 256 页)  
定条件下 1% 的试验控制精度也能够通畅快速地运行飞机结构疲劳试验。所采用的技术方案具有可移植性,能够为类似的试验提供方案应用依据。为飞机结构疲劳试验在试验设计,设备选型,运行调谐,参数维护等方面提供了参考及借鉴。方案结合谱优化技术可以作为飞机结构疲劳试验高质快速运行的研究方向进行进一步的探索。

#### 参考文献:

- [1] 谭申刚. 大型飞机结构疲劳试验设计技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- [2] 强宝平. 飞机结构强度地面试验 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [3] 郭兰中, 等. 飞机疲劳试验工程优化方法 [J]. *兰州工业学院学报*, 2000 (2): 1-3.
- [4] 斯而健. 民用飞机结构的全尺寸疲劳试验 [J]. *民用飞机设计与研究*, 2012 (1): 47-52.

- [7] Guo X M, Zhang J, Tie L, et al. HS-SA-Based precise modeling of the aircraft fuel center of gravity using sensors data [J]. *Sensors*, 2019, 19 (11): 2457.
- [8] 刘 韬. 飞机油量测量系统电磁干扰问题研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2009.
- [9] 孙文柱, 曲建岭, 周胜明, 等. 基于斜率约束插值的燃油流量特征提取方法 [J]. *计算机工程与设计*, 2014, 35 (2): 531-535.
- [10] 王小飞, 曲建岭, 高峰, 等. 基于 CEMD 的燃油消耗率提取方法 [J]. *振动. 测试与诊断*, 2015, 35 (5): 902-907, 992.
- [11] Huang N E, Norden E, Long S R, et al. The empirical mode decomposition method and the Hilbert spectrum for non-stationary time series analysis [J]. *Proceedings of the Royal Society of London*, 1998, 454 (1971): 903-995.
- [12] 王 凤, 潘广贞, 孙艳青. 基于 EEMD 多尺度模糊熵的心电分类算法 [J]. *传感器与微系统*, 2018, 37 (12): 125-127, 135.
- [13] Torres M E, Colominas M A, Schlotthauer G, et al. A complete ensemble empirical mode decomposition with adaptive noise [A]. *IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing* [C]. IEEE, 2011: 4144-4147.
- [14] Gu H Y, Liu X X, Zhao B L, et al. The In-Operation drift compensation of MEMS gyroscope based on bagging-ELM and improved CEEMDAN [J]. *IEEE Sensors Journal*, 2019, 19 (13): 5070-5077.
- [15] 于相斌, 常丽敏, 张亚刚. 具有 RS232 串口的电容式油量传感器的设计 [J]. *仪表技术与传感器*, 2007, 4: 56-60.
- [16] 李小刚, 曹克强, 苏新兵, 等. 高精度超声波式飞机油量传感器设计 [J]. *现代制造工程*, 2011, 11: 101-104.
- [5] 王逾涯, 李 岷, 陈群志, 等. 飞机结构静强度与疲劳试验双向加载技术研究 [J]. *实验室研究与探索*, 2007 (11): 297-307.
- [6] 赵俊杰, 杨慧宇, 王 智, 等. 飞机活动翼面疲劳试验控制方法研究 [A]. 第 16 届全国疲劳与断裂学术会议会议程序册 [C]. 2012: 65-65.
- [7] 王 凯, 李扬眉, 姜小玉, 等. 疲劳试验中高频正弦运动动作筒所需流量的分析与计算 [J]. *液压与气动*, 2016 (4): 88-91.
- [8] 汤子龙, 张 鑫. 二维飞行机构控制策略研究 [J]. *自动化技术与应用*, 2016 (12): 20-23.
- [9] 王辛望, 沈小林. 重复补偿控制 PID 控制器的设计与仿真 [J]. *电子科技*, 2017 (7): 37-39.
- [10] 孙双双, 杨衍舒, 王 云, 等. 低通滤波器在数据采集系统中的应用 [J]. *教练机*, 2017 (3): 68-70.
- [11] 焦丽娟. 交叉耦合补偿控制和谱自优化技术在疲劳试验中的应用 [J]. *工程与试验*, 2017 (4): 10-13.