

# 基于转矩振幅动态信号去噪的航空发动机 转矩振动模糊控制技术

崔 然

(黑龙江东方学院 信息工程学院, 哈尔滨 150066)

**摘要:** 航空发动机转矩振动会引起机身共振, 导致机身振动增大, 引发结构失效; 为了确保飞机的安全性, 设计基于转矩振幅动态信号去噪的航空发动机转矩振动模糊控制技术; 基于航空发动机整机动力学分析结果, 明确其运行过程中的幅值、频率、相位等振动特性; 以此为基础, 使用 MEMS 加速度传感器采集航空发动机实际转矩振幅动态信号, 并利用奇异谱分析算法对采集到的动态信号实施去噪处理, 提取出主要的信号成分; 设计模糊控制技术, 并将去噪处理后的转矩振幅动态信号作为输入变量, 实现发动机转矩振动模糊控制; 测试结果表明, 设计控制技术应用后, 具备适应不同转子位移变化的能力; 在不同支承刚度下, 设计控制技术的转矩振动抑制率较高; 在宽频状态测试点处外机匣表面加速度收敛至  $0.04 \text{ m/s}^2$  以内, 窄频状态测试点处外机匣表面加速度收敛至  $0.03 \text{ m/s}^2$  左右; 因此, 设计控制技术具有良好的控制效果, 可以保证航空发动机的稳定性和具有较高的抑制性能。

**关键词:** 振动传感器; MEMS 加速度传感器; 动态信号; 航空发动机; 转矩振动; 模糊控制

## Fuzzy Control Technology for Aircraft Engine Torque Vibration Based on Torque Amplitude Dynamic Signal Denoising

CUI Ran

(School of Information Engineering, East University of Heilongjiang, Harbin 150066, China)

**Abstract:** The torque vibration of aircraft engines can cause resonance in the fuselage, leading to increased vibration and structural failure. In order to ensure the safety of the aircraft, a fuzzy control technology for aircraft engine torque vibration based on torque amplitude dynamic signal denoising is designed. Based on the dynamic analysis results of the entire aircraft engine, clarify its vibration characteristics such as amplitude, frequency, and phase during operation. Based on this, MEMS acceleration sensors are used to collect the actual torque amplitude dynamic signals of aircraft engines, and singular spectrum analysis algorithms are used to denoise the collected dynamic signals and extract main components of the signals. Design the fuzzy control technology and take the denoised torque amplitude dynamic signal as the input variable to achieve the fuzzy control of engine torque vibration. The test results indicate that after applying the designed control technology, different rotors are suit for displacement changes, and the torque vibration suppression rate is relatively high under different support stiffness. At the broadband state test point, the surface acceleration of the outer casing converges to within  $0.04 \text{ m/s}^2$ , while at the narrowband state test point, it converges to about  $0.03 \text{ m/s}^2$ . Therefore, the design control technology has good control effects, which can ensure the stability of the aircraft engine and have a high suppression performance.

**Keywords:** vibration sensor; MEMS acceleration sensor; dynamic signal; aircraft engines; torque vibration; fuzzy control

## 0 引言

航空发动机<sup>[1]</sup>是一个复杂的多自由度系统, 其中包括涡轮、压气机和航空轴承等多个旋转部件。这些旋转部件之间存在耦合效应, 即它们的运动彼此相互影响。当发动机运转时, 涡轮叶片旋转产生的气流会对压气机和其他旋转部件施加力, 引起整个发动机结构的挠曲、扭转和弯曲等振动。同时, 由于发动机内气体的动力学特性以及各部件的质量分布不均匀, 也会导致振动的传递和放大。大量转矩振动, 会影响发动机的持久性、可靠性。同时, 振动干扰问题还会影响发动机的预估寿命与正常工作<sup>[2]</sup>。因此,

航空发动机转矩振动问题逐渐开始受到我国学界的重视。

文献 [3] 提出一种基于安装相位寻优的航空发动机多级转子振动抑制方法, 主要通过遗传算法求解最优安装相位序列, 大幅度降低航空发动机的振动位移; 文献 [4] 提出一种基于非线性能量阱的双频激励非线性系统减振方法, 并与耦合线性动力吸振器、未耦合 NES 系统进行了对比分析, 实验表明设计方法的航空发动机振动抑制效果较好; 文献 [5] 提出一种形状记忆合金变刚度结构振动控制仿真方法, 通过动力学仿真分析证明  $\text{Ti}_{50}\text{Ni}_{41}\text{Cu}_9$  形状记忆合金用于复杂结构振动控制, 在一定程度上能够抑制最大振动响应峰值。

收稿日期: 2023-10-13; 修回日期: 2023-11-24。

作者简介: 崔 然(1980-), 女, 硕士, 讲师。

引用格式: 崔 然. 基于转矩振幅动态信号去噪的航空发动机转矩振动模糊控制技术[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(12): 103-110.

转矩振动是指由于不平衡或不对称性导致的航空发动机旋转部件的非均匀振动。这种振动将对发动机和整个飞行器的性能和寿命产生负面影响。因此设计一种基于转矩振幅动态信号去噪的航空发动机转矩振动模糊控制技术,以期进一步优化控制效果,更易于实施和应用于实际航空发动机系统中。

## 1 航空发动机转矩振动模糊控制设计

### 1.1 航空发动机整机动力学分析

为了全面了解航空发动机的振动特性,为振动控制策略的设计和优化提供依据,以提高发动机的性能和可靠性。对航空发动机整机进行动力学分析。转子分析、机匣分析和离散支承分析可以提供关于航空发动机的结构和动力学性能的详细信息。通过了解振动模态、固有频率和振动幅值,可以选择合适的转矩振动控制策略和方法。因此,在动力学分析过程中<sup>[6]</sup>,分别进行转子分析、机匣分析、离散支承分析。

在转子分析中,通过有限元方法将简化后的转盘离散为梁单元,并对转子系统的陀螺力矩、转动惯量、剪切变形等进行设计。通过力矩与非线性力耦合转子及其它部件。还要注意转子节点处的外部激振力作用。构建的有限元转子动力学模型由离散的刚性盘与弹性轴构成,具体包括刚性盘运动方程、梁单元运动方程以及转子运动方程。

其中刚性盘运动方程如式(1):

$$U^T = (K_T^d + K_R^d)r^d - lF^d r^d \quad (1)$$

式中,  $U^T$  为相对于固定坐标系的刚性盘的运动轨迹,  $K_T^d$  为刚性盘的质量,  $K_R^d$  为刚性盘的质量惯性,  $r^d$  为刚性盘的端点处位移,  $l$  为刚性盘广义的位移,  $F^d$  为刚性盘的陀螺力值。

梁单元<sup>[7]</sup>运动方程如式(2):

$$U_e = (K_{te} + K_{re})r_c - (\zeta F_c)r_c + (K_{bc} + K_{ac}) \quad (2)$$

式中,  $K_{te}$  为梁单元的质量,  $K_{re}$  为梁单元质量惯性,  $r_c$  为梁单元的端点处位移,  $\zeta$  为梁单元的剪切模量;  $F_c$  为梁单元的陀螺力,  $K_{bc}$  为梁单元的弯曲和剪切刚度;  $K_{ac}$  为梁单元的拉伸刚度。

转子运动方程如式(3):

$$U_s = K_s r_s + (D_s - \zeta F_s)r_s + T_s r_s \quad (3)$$

式中,  $U_s$  为转子系统的外力值,  $K_s$  为转子系统的质量,  $r_s$  为转子系统的端点处位移,  $D_s$  为转子系统的阻尼值,  $F_s$  为转子系统的陀螺力,  $T_s$  为转子系统的刚度。

根据上述运动方程,获取转子动力学分析结果如图1所示。

尽管机匣是一个多结构、复杂的耦合结构,但机匣动力学分析可以将其简化为梁、锥壳、曲面壳单元。尽管壳体呈现出多种振动模态,但当其与转子耦合时,所产生的周向波数是1,同时由于机匣和转子在耦合节点处所产生的力为平衡状态,未产生弯曲应力,因此在机匣的动力学分析中,仅考虑周向波数为1的机匣振动模态<sup>[8]</sup>。该状态下,机匣的横截面是圆形且保持不变,而其轴向呈现弯曲模态,则可以按照梁单元的方式处理机匣模型,即按照不

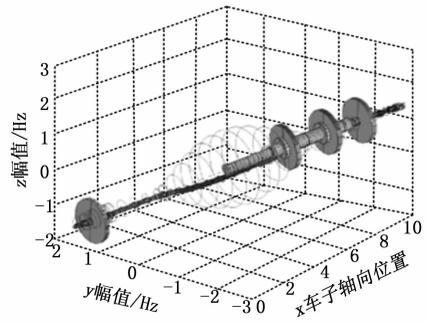


图1 转子动力学分析结果

旋转轴的形态处理,并考虑转动惯量与剪切力。如式(4):

$$U_c = K_c r_c + D_c r_c + T_c r_c \quad (4)$$

式中,  $U_c$  为机匣的外力值,  $K_c$  为机匣的质量,  $r_c$  为机匣的端点处位移,  $D_c$  为机匣的阻尼值,  $T_c$  为机匣的刚度。

基于以上分析得到的航空发动机整机动力学分析结果为:

$$U = \begin{cases} U^T = (K_T^d + K_R^d)r^d - lF^d r^d \\ U_e = (K_{te} + K_{re})r_c - (\zeta F_c)r_c + (K_{bc} + K_{ac}) \\ U_s = K_s r_s + (D_s - \zeta F_s)r_s + T_s r_s \\ U_c = K_c r_c + D_c r_c + T_c r_c \end{cases} \quad (5)$$

在航空发动机的动力学分析中,不仅需要考虑到机匣间耦合作用与转子间耦合作用,还需要考虑到机匣与转子处的连接。引入梁的多个连接处的对应设计方法,例如机匣与转子处的支承连接、机匣与转子处的线性弹簧连接、转子间的联轴器<sup>[9]</sup>连接。

### 1.2 基于 MEMS 加速度传感器的转矩振幅动态信号采集

转子是不同结构的主要连接件,根据上述动力学分析结果可以了解发动机在运行过程中的幅值、频率、相位等振动特性,然而发动机实际运行时受到气动载荷、温度变化、燃气涡流等各种外部干扰和边界条件的影响。这些边界条件影响下采集到的振动数据存在一定的不确定性,对于振动响应的精确分析和模糊控制产生负面影响。因此通过采集转矩振幅的动态信号,可以明确航空发动机振动的变化规律和趋势。除此以外,通过分析这些数据,可以确定振动的来源、频率成分以及对发动机性能和结构的影响。

考虑到航空发动机的环境条件和振动特性,需要选择具有高精度、高频率响应和耐高温的传感器。因此在动态信号采集时,使用 MEMS 加速度传感器采集航空发动机实际转矩振幅动态信号,将其安装在承力机匣的对接面与安装节转子的支撑面,以获取准确和代表性的振动数据。MEMS 加速度传感器<sup>[10]</sup>的结构示意图如图2所示。

如图2所示,最上层的盖板是一个长方形硅片,中心设置了上限位槽,底面吸附有纳米吸气剂,通过硅通孔技术(TSV, through silicon via)在4个边角处分别设置2个接线引出孔,以引出电信号。

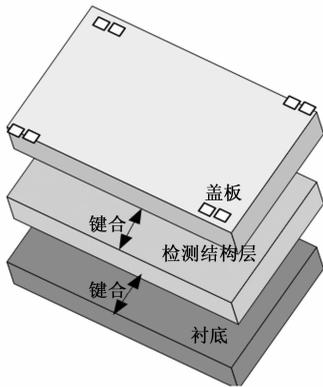


图 2 MEMS 加速度传感器的结构示意图

中间检测结构层由敏感质量块、方形外框、限位柱台、L 形的四根导向支撑梁、压电陶瓷与其导电层构成。该检测结构层是依据悬浮体离面位移原理制成的,利用 L 形的四根导向支撑梁将敏感质量块固定在外框中央,打造一个加速度敏感结构<sup>[11]</sup>。分别在敏感质量块的底面中心与顶面中心设置一个限位柱台。通过 L 形的导向支撑梁能够在有限空间中加工出长度更长的梁,使传感器整体灵敏度增大。同时 L 形的导向支撑梁端面的宽度大于梁厚度,能够提高检测结构层的抗弯刚度,以降低横向干扰。在 L 形导向支撑梁的根部设置压电陶瓷与其导电层,在压电陶瓷与其导电层的上下表面分别涂设重掺杂硅层、铝金属层以引出电极,并在其外框边角处设置两个压焊块以引出电信号。在压焊块表面刻设真空封装微槽,以增强并维持器件内部的真空度。

最下层的衬底与盖板的规格相同,也是一个长方形硅片,在其顶面设置一个活动腔凹槽,以提供敏感质量块向下活动的空间。并在该凹槽的底面中心设置一个下限位槽。

通过两次键合使三层结构形成密封腔体,利用盖板上附着的纳米吸气剂实现内部真空,增强 MEMS 加速度传感器的抗污染能力,使其更适应航空发动机的复杂工作环境。

将 MEMS 加速度传感器的信号线通过电缆连接到数据记录设备中,开始记录航空发动机的实际转矩振幅动态信号。

### 1.3 基于奇异谱分析算法的转矩振幅动态信号去噪

由于 MEMS 加速度传感器采集的转矩振幅动态信号时,受外部环境干扰存在大量的噪声。因此,使用奇异谱分析算法对采集到的数据进行去噪处理,以获取较为纯净的信号数据,从数据中提取出主要的信号成分,准确估计噪声的功率谱密度,实现高精度的去噪处理。具体步骤如下:

1) 轨迹矩阵构建。信号轨迹矩阵的构建是一个嵌入过程,是把一个一维向量均匀地、有重叠地切割为多个子向量。将分段的窗口长度定义为  $h$ 。 $h$  的选取通常不超过整体数据的三分之一,且为周期的整数倍。当子向量的窗口长度为  $h$  时,该子向量可以用  $\mathbf{A}_g = [a_g \cdots a_{g+h-1}]$  来表示。其中  $g = 1, \dots, G, G$  为切割获得的子向量总数目,满足:

$$G = U(M - h + 1) \quad (6)$$

式中,  $M$  为一维时间序列的实际长度。

则轨迹矩阵可以用一个  $h \times G$  维的矩阵来表示该轨迹矩阵:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & \cdots & a_{M-h+1} \\ a_2 & a_3 & \cdots & a_{M-h+2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_G & a_{G+1} & \cdots & a_M \end{bmatrix} \quad (7)$$

2) 奇异值分解。对  $\mathbf{B}$  的协方差矩阵估计  $\mathbf{B}'_B$  实施奇异值分解<sup>[12]</sup>。将奇异值分解获得的特征值用  $\chi_i$  来表示,特征值构成的对角矩阵用式 (8) 来表示:

$$\mathbf{\Gamma} = \text{diag}(\chi_1, \dots, \chi_h) \quad (8)$$

式中,  $\text{diag}(\cdot)$  为对角矩阵函数。

用  $c_j$  表示特征值对应的向量,其中  $j = 1, \dots, h$ ,有  $\mathbf{C} = [c_1 \cdots c_h]$ ,则  $\mathbf{B}'_B$  可以用式 (9) 来表示:

$$\mathbf{B}'_B = \mathbf{C}\mathbf{C}' \quad (9)$$

根据协方差矩阵估计的定义,  $\mathbf{B}'_B$  的特征值是轨迹矩阵  $\mathbf{B}$  的奇异值平方,而  $\mathbf{C}$  和  $\mathbf{B}$  是由  $\mathbf{B}'_B$  特征向量构成的,二者对应的左酉矩阵相同。假设  $\chi_i$  存在式 (10) 的关系:

$$\chi_1 \geq \chi_2 \geq \cdots \geq \chi_h \geq 0 \quad (10)$$

定义  $\tilde{B}_i = \mathbf{B}'_B, i = 1, \dots, h$ ,则奇异值分解后的子空间可以用式 (11) 来表示:

$$\mathbf{B}' = \sum_{i=1}^h \tilde{B}_i \quad (11)$$

3) 分组。将式 (9) 中全部  $\tilde{B}_i$  划分为不相交的有限个组。用  $N$  表示有限个组的数量,则将正整数集  $\{1, \dots, h\}$  划分为  $N$  个不相交的子集。此时,用  $J_1, \dots, J_N$  表示划分的子集,则分组后的矩阵为:

$$\tilde{B}_q = \mathbf{J}_N \sum_{i=1}^h \tilde{B}_i \quad (12)$$

式中,  $q = 1, \dots, N$ 。

各分组获得的子矩阵的维度和  $\mathbf{B}'$  是一致的,均为  $h \times G$ 。因此,分组矩阵的和即重构矩阵,具体公式如下:

$$\mathbf{B}'' = \sum_{q=1}^N \tilde{B}_q \quad (13)$$

将  $\mathbf{B}''$  分为两组,并设置一个指定的阈值  $\delta$ ,从大到小按顺序排列  $\mathbf{B}''$  的特征值  $\chi_i$ ,对各特征值在  $\chi_i$  总和中的占比进行计算,接着从大到小逐个累加所得比值,直到该值大于  $\delta$ ,将该位置所对应的  $\mathbf{B}''$  的特征值当作分界线将  $\mathbf{B}''$  分为两组。其中特征值小的一组即为需要舍弃的、含有大量噪声的成分,而对于特征值大的一组,将其和作为信号重构中所需的最佳逼近矩阵  $\hat{\mathbf{B}}_h$ ,完成信号成分和噪声成分的分。

4) 信号重构。使用对角平均法将  $\mathbf{B}''$  转化为一维 SSA 分量的形式:用  $\bar{a}_{v,q}$  表示第  $q$  个一维 SSA 分量中的第  $v$  个元素,用  $\hat{a}_{x,y,q}$  表示  $\mathbf{B}''$  中第  $x$  行、第  $y$  列元素。利用  $\bar{a}_{v,q}$  和  $\hat{a}_{x,y,q}$  对分组矩阵实施对角平均处理,将其转化为一维信号,完成信号去噪后的重构,得到最终的去噪信号  $\hat{B}_h$ 。

### 1.4 转矩振动模糊控制技术设计

基于上述去噪后的转矩振幅动态信号得到了转矩振动

的频谱特征、振幅变化等信息，以此作为输入，设计模糊控制技术，将航空发动机<sup>[13-17]</sup>实际转矩振幅动态信号与给定转矩振幅动态信号之间的偏差与二者间的偏差变化量作为其输入变量，实现航空发动机转矩振动模糊控制。该模糊控制技术的设计流程具体如下：

1) 输入输出变量定义：控制航空发动机转矩振动振幅<sup>[18]</sup>，就是对支承的刚度进行控制。因此将模糊控制技术的目标定位刚度控制，将航空发动机实际转矩振幅动态信号与给定转矩振幅动态信号之间的偏差与二者间的偏差变化量作为其输入变量，将支承刚度改变量作为其输出变量。

其中输入变量的表达式如式 (12)：

$$dn(t) = \frac{d}{dt} [\hat{B}_n(t) - b(t)] \quad (12)$$

式中， $dn(t)$  为  $\hat{B}_n(t)$  与  $b(t)$  之间的偏差变化量， $dt$  为延迟时间， $n(t)$  为  $\hat{B}_n(t)$  与  $b(t)$  之间的偏差， $\hat{B}_n(t)$  为实际转矩振幅动态信号， $b(t)$  为给定转矩<sup>[19-23]</sup>振幅动态信号。

输出变量的表达式如式 (13)：

$$\Delta p(t) = p(t) - p(t-dt)dn(t) \quad (13)$$

式中， $\Delta p(t)$  为支承刚度改变量， $p(t)$  为支承刚度。

2) 隶属函数与模糊集合定义：在模糊化阶段中<sup>[24]</sup>，使用隶属函数将清晰变量转化为模糊变量。

在研究中输入变量  $dn(t)$  是三角隶属函数，输出变量  $\Delta p(t)$  是高斯型隶属函数，为实现更加精准地控制，分别应用七种语言作为  $dn(t)$  与  $\Delta p(t)$  的模糊集合。这 7 种语言分别为负大、负中、负小、零、正小、正中、正大，分别用 NB (Negative Big, -6)、NM (Negative Middle, -4)、NS (Negative Small, -2)、ZE (Zero Error, 0)、PS (Positive Small, 2)、PM (Positive Middle, 4)、PB (Positive Big, 6) 表示。将 7 种语言的论域定义在 (-6, 6) 之间。

分别将输入变量  $dn(t)$  与输出变量  $\Delta p(t)$  7 种语言的模糊集合用  $\alpha_{j1}$ 、 $\alpha_{j2}$ 、 $\beta_j$  来表示，其中  $j$  为控制规则的编号。

3) 控制规则制定：在模糊控制技术中<sup>[25-26]</sup>，一般是根据系统的步级响应决定规则表的制定。在设计模糊控制技术中， $dn(t)$  有 7 种隶属函数，以 IF-THEN 的形式表示其规则，则共有 49 条控制规则，即  $j$  的最大值为 49。控制规则表具体如表 1 所示。

表 1 控制规则表

| dn(t) |    |    |    |    |    |    |
|-------|----|----|----|----|----|----|
| NB    | NM | NS | ZE | PS | PM | PB |
| 6     | 6  | 6  | 6  | 4  | 0  | 0  |
| 6     | 6  | 6  | 6  | 4  | 0  | 0  |
| 4     | 4  | 4  | 4  | 0  | 0  | -2 |
| 4     | 4  | 2  | 0  | 0  | -2 | -4 |
| 2     | 2  | 0  | 0  | -2 | -2 | -2 |
| 0     | 0  | 0  | 0  | -2 | -2 | -4 |
| 0     | 0  | 0  | 0  | -2 | -4 | -6 |

4) 模糊推理方法与解模糊化：在航空发动机转矩振

动<sup>[27-29]</sup>模糊控制设计中，模糊推理方法和解模糊化是两个关键步骤。模糊推理方法选用 Mamdani 作为模糊推理方法，通过对输入变量  $dn(t)$  的隶属度计算，触发相应的控制规则，并得到对应的隶属度值。

通过解模糊化<sup>[30]</sup>将模糊输出变量的隶属度转换为清晰的变量值，以获得具体的控制输出值，用于控制技术设计。至此完成航空发动机转矩振动模糊控制设计，整体流程如图 3 所示。

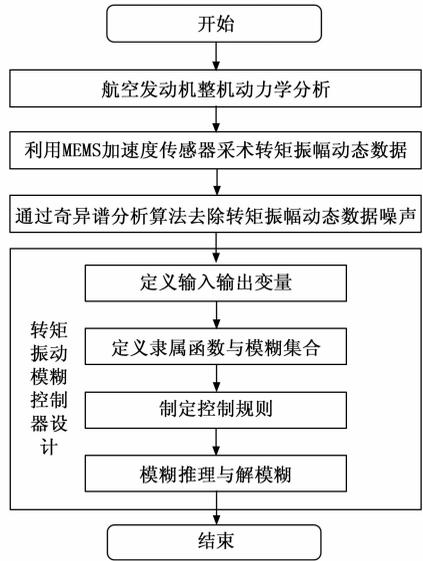


图 3 航空发动机转矩振动模糊控制流程

## 2 模糊控制测试

### 2.1 实验平台搭建

通过实验对设计的航空发动机转矩振动模糊控制方法的模糊控制效果进行测试。首先搭建一个实验平台，由压电式抗过载振动测量 MEMS 加速度传感器、PC 终端、cRIO 控制器、功率放大器以及 RR300 涡轮轴航空发动机等硬件构成。实验平台如图 4 所示。

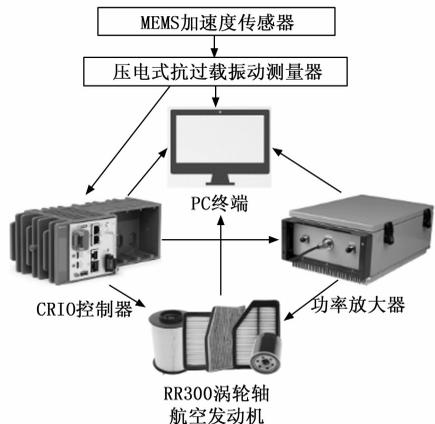


图 4 实验平台

在测量过程中，在转子叶片根部附近安装压电式抗过载振动测量 MEMS 加速度传感器，确保能准确感知转子的

振动。然后，使用螺丝固定方法，将传感器牢固稳定地安装在转子上。接着，将传感器的电缆连接到 cRIO 控制器上，确保连接牢固可靠。随后，启动 RR300 涡轮轴航空发动机，使其达到满负荷工作状态，期间开始测量并记录转子的振动信号。测试期间，压电式抗过载振动测量 MEMS 加速度传感器的作用是采集航空发动机实际转矩振幅动态信号。PC 终端的作用是接收采集的振动信号、编写模糊控制器以及输出信号等。cRIO 控制器的作用是实现加速度传感器与 PC 终端之间的通信，以及部署模糊控制器。功率放大器用于放大振动信号，便于加速度传感器的动态信号采集，其频率范围为 0~10 kHz，限流范围为 3~12 Arms。实验航空发动机选用的是第四代航空发动机，推重比在 10 以上。

实验平台的软件部分由 RT 模块与远程控制软件构成，其中 RT 模块运行于 cRIO 控制器中，远程控制软件装在 PC 终端。

## 2.2 实验流程设计

考虑到航空发动机工作环境通常存在高温和高压等严苛条件，因此传感器的工作和性能表现可能会受到环境温度的影响。即较高的环境温度可能会导致传感器的敏感元件温度升高，对传感器的准确性和稳定性产生一定的影响。因此，在航空发动机转矩振动模糊控制技术实验时，将环境温度控制在 30 °C，最大程度避免环境温度对传感器测量的影响，以确保实验获得准确可靠的转矩振动信号数据。

在上述计算机软硬件环境搭建和环境温度控制的基础上进行控制效果测试，具体测试步骤如下所示：

步骤 1：依据实验航空发动机的实况确定代入的参数。

1) 机匣与转子的单元数为：风扇转子 12 个；涡轮转子 10 个；压气机转子 12 个；机匣 4 个。机匣与转子的主要参数为：线性弹簧连接处径向刚度 0 N·s/m；线性弹簧连接处径向阻尼  $5 \times 10^6$ ；线性弹簧连接处角向刚度 0；线性弹簧连接处角向阻尼  $4.3 \times 10^6$ ；机匣节点 5 个；转子节点 7 个。

此外，代入的机匣与转子支承参数具体如表 2 所示。

表 2 代入的机匣与转子支承参数

| 支承            | D1                | D2                | D3                | D4                |
|---------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| 线阻尼 1/(N·s/m) | 2 000             | 2 000             | 2 000             | 2 000             |
| 线支承刚度 1/(N/m) | $6 \times 10^6$   | $6 \times 10^6$   | $6 \times 10^6$   | $6 \times 10^6$   |
| 线阻尼 2/(N·s/m) | 2 000             | 2 000             | 2 000             | 2 000             |
| 线支承刚度 2/(N/m) | $5.1 \times 10^6$ | $5.1 \times 10^6$ | $5.1 \times 10^6$ | $5.1 \times 10^6$ |
| 转子节点/个        | 2                 | 4                 | 13                | 10                |
| 机匣节点/个        | 3                 | 10                | 16                | 22                |

其中：线阻尼 1 是指轴承座与机匣间的线阻尼；线支承刚度 1 指的是轴承座与机匣间的线支承刚度；线阻尼 2 是指轴承座与轴承外圈间的线阻尼；线支承刚度 2 指的是轴承座与轴承外圈间的线支承刚度。通过以上参数能够求得支承处机匣作用力。

通过以上参数能够求得应用作用于第  $i$  个机匣节点与第

$j$  个转子节点处的力矩与力。

2) 转子主要参数为盘 P1、P2、P3 的相关参数，其中：比例阻尼系数为 5；密度为 9 000 kg/m<sup>3</sup>；泊松比为 0.2；弹性模量为 200 GPa；赤道惯性矩分别为 0.001、0.015、0.015 kg/m<sup>2</sup>；极惯性矩分别为 0.005、0.05、0.05 kg/m<sup>2</sup>；质量分别为 0.4、6、6 kg。

3) 机匣主要参数为：比例阻尼系数  $1.28 \times 10^{-5}$ ；泊松比 0.4；密度 8 200 kg/m<sup>3</sup>；弹性模量 22 GPa；壁厚 18 mm。

4) 滚动轴承参数具体如表 3 所示。

表 3 代入的滚动轴承参数

| 滚动轴承                       | S1                    | S2                    | S3                    | S4                    |
|----------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| 轴承座质量/kg                   | 10                    | 10                    | 10                    | 10                    |
| 外圈质量/kg                    | 0.5                   | 0.5                   | 0.5                   | 0.5                   |
| 轴承间隙/ $\mu$ m              | 0                     | 0                     | 0                     | 0                     |
| 接触刚度/(N/m <sup>3/2</sup> ) | $1.25 \times 10^{10}$ | $1.25 \times 10^{10}$ | $1.02 \times 10^{10}$ | $1.02 \times 10^{10}$ |
| 滚珠数/个                      | 14                    | 14                    | 15                    | 15                    |
| 内滚道半径/mm                   | 16.5                  | 16.5                  | 8.5                   | 8.5                   |
| 外滚道半径/mm                   | 38                    | 38                    | 26                    | 26                    |

5) 安装节与机匣处的连接参数：

(1) 连接 1：

支承连接处刚度：0 N·s·m/rad；连接阻尼： $1 \times 10^6$ ；机匣节点：10 个。

(2) 连接 2：

支承连接处刚度：0 N·s·m/rad；连接阻尼： $1 \times 10^6$ ；机匣节点：25 个。

步骤 2：代入以上参数后获得给定转矩振幅动态信号。首先将 MEMS 加速度传感器安装于承力机匣的对接面与安装节转子的支撑面，采集航空发动机实际转矩振幅动态信号，将采样时间设置为 9 000 s。所采集的动态信号如图 5 (a) 所示，利用奇异谱分析算法对图 5 (a) 的动态信号实施去噪处理，去噪后的动态信号如图 5 (b) 所示。

由图 5 可知，本文利用奇异谱分析算法可以获取 MEMS 加速度传感器采集数据中较为纯净的信号数据，为下一步航空发动机转矩振动模糊控制提供较为可靠的数据依据。

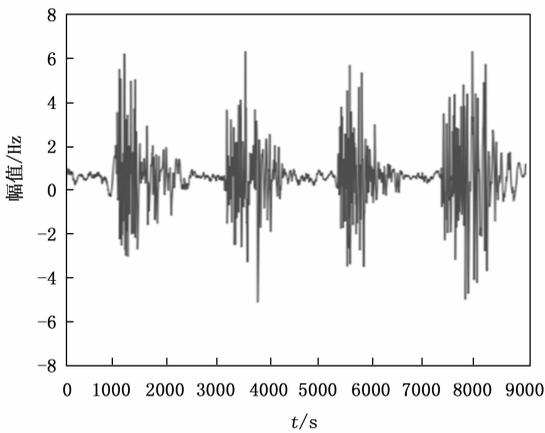
步骤 3：依次计算航空发动机实际转矩振幅动态信号与给定转矩振幅动态信号之间的偏差与二者间的偏差变化量  $dn(t)$ ，通过设计的模糊控制技术实现航空发动机转矩振动模糊控制。

## 2.3 测试结果分析

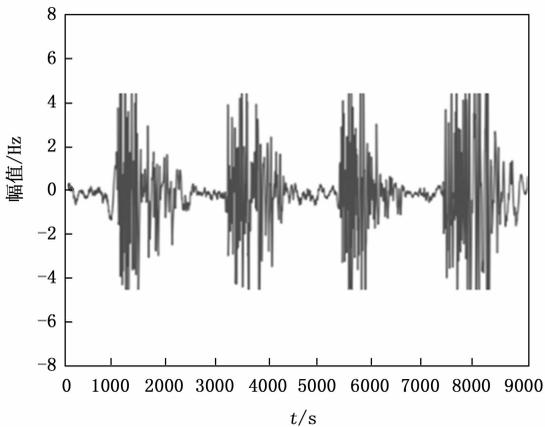
在测试中，将前文提到的基于安装相位寻优与基于非线性能量阱的双频激励非线性系统减振方法作为对比方法，共同进行控制效果测试，以获得对比性能清晰的测试结果。分别用方法 1、方法 2 来表示这两种对比测试方法。

### 2.3.1 韧性分析

高韧性可以评估所提方法设计的模糊控制技术对可能出现的传感器失效或其他系统故障的适应能力。高韧性的



(a) 采集到的动态信号



(b) 去噪后的动态信号

图 5 动态信号

模糊控制技术能够通过故障检测和容错机制来维持系统的稳定运行，并执行合适的控制策略以减小振动。在不同转子位移下，得到所提方法设计的模糊控制技术韧性分析结果如图 6 所示。

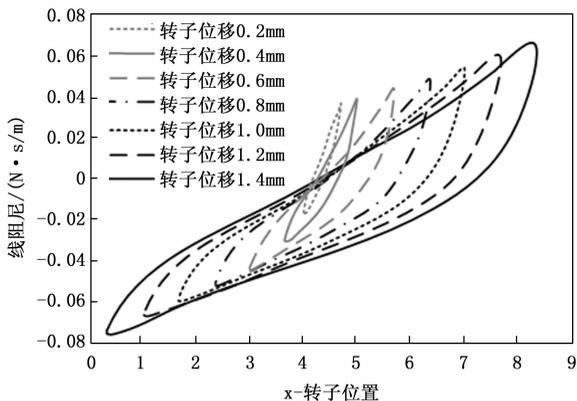


图 6 韧性分析结果

由图 6 可知，所提方法设计的模糊控制技术具备应对不同转子位移变化的能力，并能够根据变化调整控制策略，保证系统的稳定性和抑制性能。在实验中，当转子位移增

加时，所提方法设计的模糊控制技术会自动感知到振动幅值的增大，并相应地调整控制信号，以抑制振动。该控制技术能够适应位移变化并提供准确的控制输出，使得系统能够稳定地工作，并保持较低的振动水平。无论转子位移处于 0.2 mm 还是 1.4 mm，所提方法设计的模糊控制技术都能够提供稳定而有效的振动抑制效果。

### 2.3.2 振动幅值抑制率分析

振动幅值抑制率用于评估模糊控制技术对转矩振动的抑制效果。通过比较无控制状态、设计方法、方法 1 与方法 2 的振动幅值之间的差异来衡量控制效果。较高的抑制率表示模糊控制技术在减小发动机转矩振动幅值方面取得了良好的效果。实验结果如表 4 所示。

表 4 振动幅值抑制率实验结果

| 支承刚度/组 | 无控制状态 | 设计方法 | 方法 1 | 方法 2 |
|--------|-------|------|------|------|
| 1      | —     | —    | —    | —    |
| 2      | 0.78  | 0.92 | 0.86 | 0.89 |
| 3      | 0.82  | 0.96 | 0.88 | 0.91 |
| 4      | 0.76  | 0.94 | 0.85 | 0.88 |
| 5      | 0.83  | 0.97 | 0.89 | 0.92 |
| 6      | 0.75  | 0.93 | 0.84 | 0.87 |
| 7      | 0.81  | 0.95 | 0.87 | 0.90 |
| 8      | 0.79  | 0.93 | 0.85 | 0.89 |
| 9      | 0.84  | 0.97 | 0.89 | 0.92 |
| 10     | 0.77  | 0.94 | 0.86 | 0.88 |

表 4 中，初始情况下航空发动机自身的抑制率用“—”表示。由表 4 可知，设计方法具有最佳的振动抑制效果。在所有的支承刚度条件下，设计方法都展示出相对较高的抑制率，高于无控制状态和其他两种方法。表明设计方法在抑制转矩振动方面具有更好的性能。通过对比方法 1 和方法 2 的振动抑制率可知，二者的效果相对接近，没有明显的差异。在大多数支承刚度条件下，方法 1 和方法 2 的抑制率略高于无控制状态，但仍然低于设计方法。表明方法 1 和方法 2 可能需要进一步优化或改进，以提高其抑制效果。此外，在不同的支承刚度条件下，振动抑制率存在一定的差异。如在支承刚度为 4 和 6 组时，无控制状态下的振动抑制率较低，而在支承刚度为 3、5、9 和 10 组时，抑制率较高。这表明支承刚度的变化对于转矩振动的抑制效果有一定的影响，不同的支承刚度可能需要针对性的控制策略。综上所述，设计方法在转矩振动抑制方面表现较好，方法 1 和方法 2 的抑制效果相对较弱，在不同支承刚度下振动抑制率存在差异。

### 2.3.3 振动控制效果分析

分别在宽频、窄频状态下测试设计方法的控制效果。具体实验结果如下所示。

1) 宽频振动控制实验：在宽频状态下，选取外机匣表面作为测试点，该处无控制状态、设计方法、方法 1 与方法 2 的控制效果如图 7 所示。

图 7 的测试结果表明，在无控制状态下，选取的测试

点处外机匣表面加速度已经超过  $0.06 \text{ m/s}^2$ ，在设计方法的作用下，测试点处外机匣表面加速度收敛至  $0.04 \text{ m/s}^2$  以内，在方法 1、方法 2 的作用下，测试点处外机匣表面加速度分别收敛至  $0.05 \text{ m/s}^2$ 、 $0.057 \text{ m/s}^2$  左右，有一定收敛效果。设计方法的收敛程度较好，具有较好的控制效果。

2) 窄频振动控制实验：接着在窄频状态下，选取另一

个点-内机匣表面作为测试点，该处无控制状态、设计方法、方法 1 与方法 2 的控制效果如图 8 所示。

根据图 8 可知，在无控制状态下，选取的测试点处内机匣表面加速度已经超过  $0.06 \text{ m/s}^2$ ，在方法 1、方法 2 的作用下，测试点处内机匣表面加速度分别收敛至  $0.062 \text{ m/s}^2$ 、 $0.080 \text{ m/s}^2$  左右，二者的控制效果大致相似。在设计方法的作用下，测试点处内机匣表面加速度收敛至  $0.03 \text{ m/s}^2$  左右，

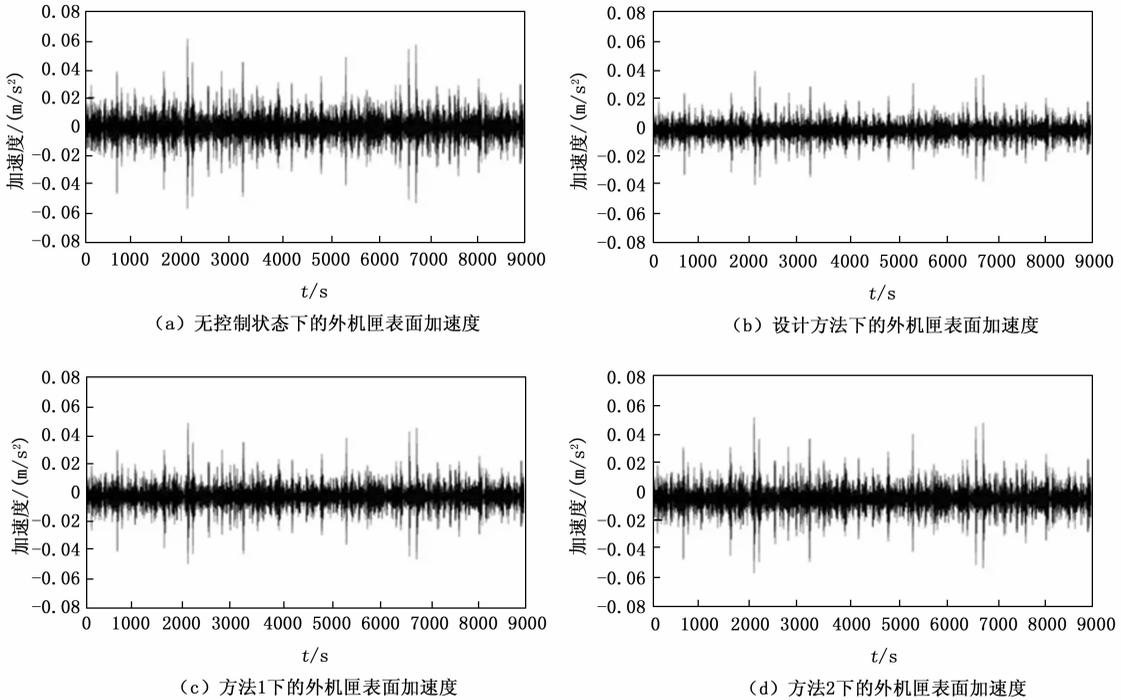


图 7 外机匣表面测试点下的控制效果对比测试结果

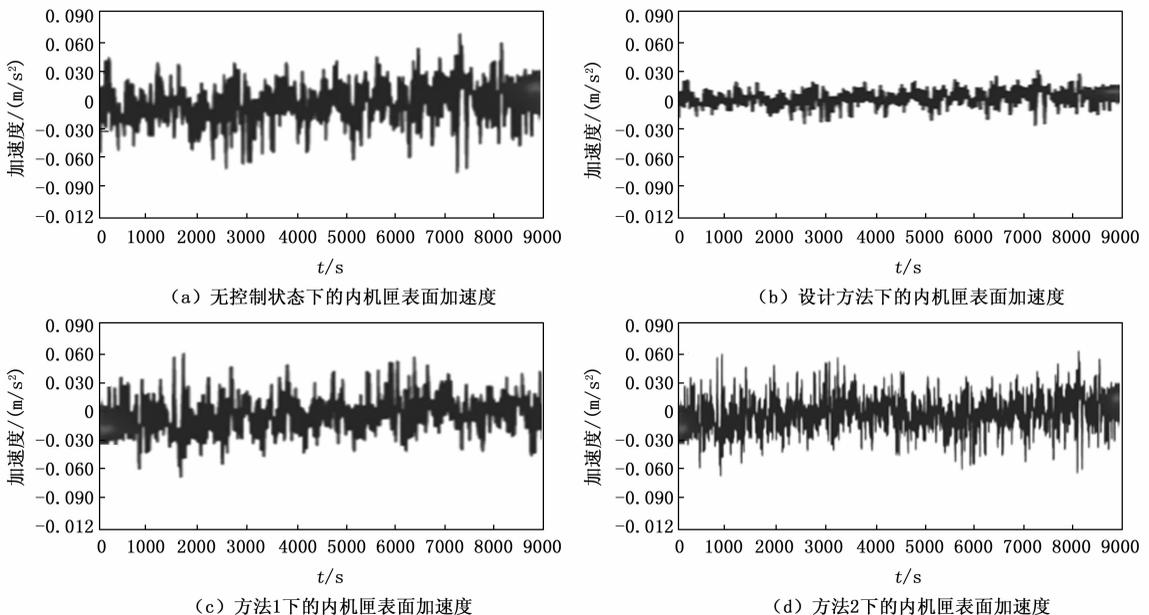


图 8 内机匣表面测试点下的控制效果对比测试结果

其收敛幅度较大,即设计方法的控制效果较好。

### 3 结束语

在航空发动机转矩振动控制问题的研究中,设计了一种基于转矩振幅动态信号去噪的航空发动机转矩振动模糊控制技术。并通过搭建的实验平台验证了该方法的控制效果,在宽频振动控制实验中,测试点处外机匣表面加速度收敛至  $0.04 \text{ m/s}^2$  以内;在窄频振动控制实验中,测试点处内机匣表面加速度收敛至  $0.03 \text{ m/s}^2$  左右。试验中设计方法的收敛幅度较大,控制效果较好,为航空发动机转矩振动控制的研究增添了颇有意义的研究成果。今后将针对该方向进行扩展研究,并积极完善现取得的研究成果。

#### 参考文献:

- [1] 赵静怡,石岩,吴玉虎,等. 基于平滑切换策略的航空发动机转速调节控制设计 [J]. 推进技术, 2022, 43 (4): 337-344.
- [2] 刘少文,王里达,杨光林,等. 基于 MFXLMS 算法的汽车发动机振动主动控制研究 [J]. 汽车工程学报, 2023, 13 (2): 210-217.
- [3] 陈越,崔继文,孙逊,等. 基于安装相位寻优的航空发动机多级转子振动抑制方法 [J]. 振动与冲击, 2022, 41 (15): 138-145.
- [4] 孙斌,吴志强. 基于非线性能量阱的双频激励非线性系统减振 [J]. 应用数学和力学, 2017, 38 (11): 1240-1250.
- [5] 洪杰,郑华强,杨鑫. 形状记忆合金变刚度结构振动控制仿真研究 [J]. 推进技术, 2018, 39 (6): 1369-1378.
- [6] 王嘉登,张高雄,茅敏,等. 卫星控制力矩陀螺微振动抑制装置的动力学建模与实验研究 [J]. 振动与冲击, 2021, 40 (1): 1-7.
- [7] 徐训,朱亚杉,吴浩. 基于修正形函数的 Euler-Bernoulli 开口裂纹梁单元刚度矩阵 [J]. 振动与冲击, 2022, 41 (17): 292-302.
- [8] 罗现强,代江波,符顺国,等. 基于真实机匣振动的受感部振动环境试验方法研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2022, 35 (3): 38-42.
- [9] 姚润晖,周瑾,关旭东,等. 磁悬浮轴承系统联轴器不对中动态特性研究 [J]. 振动·测试与诊断, 2022, 42 (1): 124-128.
- [10] 陈建勋,王璐,邵胜林,等. 基于 MEMS 加速度传感器的自动扶梯制动参数检测 [J]. 自动化与仪表, 2022, 37 (7): 63-67.
- [11] 许蔚,杨杰,刘珉强. MEMS 加速度计微敏感结构的伽马辐照退化效应 [J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2022, 20 (10): 1101-1106.
- [12] 朱红求,程菲,胡浩南,等. 基于 FFT 奇异值分解的光谱信号去噪算法 [J]. 光谱学与光谱分析, 2022, 42 (1): 277-281.
- [13] 陈越,崔继文,孙逊,等. 基于安装相位寻优的航空发动机多级转子振动抑制方法 [J]. 振动与冲击, 2022, 41 (15): 138-145.
- [14] 林荣洲,侯磊,孙传宗,等. 某航空发动机整机系统非线性振动特性分析 [J]. 振动工程学报, 2022, 35 (3): 557-568.
- [15] 金业壮,许卓,邓奕辰,等. 航空发动机典型振动故障分析软件开发及应用 [J]. 机床与液压, 2023, 51 (6): 188-193.
- [16] 路阳,葛向东,高强,等. 航空发动机振动标准研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2022, 35 (3): 16-19.
- [17] 唐庆,单金光,黄森,等. 航空发动机附件振动夹具等效优化设计 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34 (3): 43-48.
- [18] 魏芬,王素青,邓海琴,等. 基于模糊控制算法的一级倒立摆控制研究 [J]. 计算机仿真, 2023, 40 (3): 320-325.
- [19] 徐劲松,聂珂,黄国勇,等. 压燃式航空活塞发动机转矩与空燃比的控制 [J]. 航空动力学报, 2021, 36 (5): 1083-1093.
- [20] 张欣,崔宇轩,薛奇成. PHEV 行进间启动发动机的转矩协调控制策略 [J]. 华南理工大学学报: 自然科学版, 2021, 49 (8): 129-139.
- [21] 孙素娟,霍乾涛,孙立鑫,等. 考虑整机转矩控制的双馈风机轴系扭振机理分析及抑制策略 [J]. 中国电力, 2022, 55 (5): 39-46.
- [22] 刘献宇,韩清振,王骏骋. 转矩扰动激励下盘式制动器非线性振动分析 [J]. 噪声与振动控制, 2023, 43 (2): 179-184.
- [23] 李佩颖,夏加宽,万成超. 基于动态转矩反馈的机械臂柔性系统振动抑制 [J]. 电气传动, 2023, 53 (4): 9-14.
- [24] SINGH K V, BANSAL H O, SINGH D. Development of an adaptive neuro-fuzzy inference system-based equivalent consumption minimisation strategy to improve fuel economy in hybrid electric vehicles [J]. IET Electrical Systems in Transportation, 2021, 11 (3): 171-185.
- [25] SHANG L, JIA Y, ZHENG L, et al. A genetic algorithm for optimizing yaw operation control in wind power plants [J]. FDMP: Fluid Dynamics & Materials Processing, 2022, 18 (3): 511-519.
- [26] YE C, SHAO J, LIU Y, et al. Fuzzy active disturbance rejection control method for an omnidirectional mobile robot with MY3 wheel [J]. Industrial Robot, 2023, 50 (4): 706-716.
- [27] 罗现强,代江波,符顺国,等. 基于真实机匣振动的受感部振动环境试验方法研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2022, 35 (3): 38-42.
- [28] 李加旺,兰州,尹子明,等. 带 VVT 发动机正时传动系统的振动特性研究 [J]. 机械传动, 2021, 45 (6): 171-176.
- [29] 李艳,向东,王君英. 桥式起重机双边驱动起升机构机电耦合动力学模型及验证 [J]. 机械工程学报, 2022, 58 (11): 170-182.
- [30] MEDINA J M, BLANCO I J, PONS O. A fuzzy database engine for mongoDB [J]. International Journal of Intelligent Systems, 2022, 37 (9): 5691-5724.