

基于多传感信息融合技术的航空发动机 喘振控制系统设计

曹蕊

(汉中职业技术学院 汽车与机电工程学院, 陕西 汉中 723002)

摘要: 喘振是航空发动机在特定工况下出现的一种非稳定现象, 表现在飞机进行大迎角爬升过程中, 发动机设备的流量、压力等参数发生周期性的明显波动; 当前单一传感器数据无法全面捕捉到发动机所有关键的性能参数, 导致喘振误判、消喘失败等问题; 为了提升航空发动机喘振控制性能, 利用多传感信息融合技术, 优化设计航空发动机喘振控制系统; 加设振动、温度等多个传感器设备, 改装数据处理器和喘振控制器, 通过系统连接电路的调整, 实现硬件系统的优化; 分析航空发动机工作过程的模拟结果, 确定传感器的安装位置, 在多传感信息融合技术支持下, 采集航空发动机多方面的工作数据, 通过特征提取与匹配, 实现航空发动机喘振状态的监测; 针对存在喘振现象的发动机, 求解其控制目标, 通过控制量计算、控制指令生成与执行等步骤, 实现系统的航空发动机喘振控制; 通过测试实验得出结论: 在巡航、爬升、着陆 3 种工况下, 与传统控制系统相比, 优化设计系统的裕度最高达 21.2%, 优于其他设计系统, 具有更优的喘振控制效果。

关键词: 多传感信息; 喘振裕度; 航空发动机; 喘振控制; 喘振幅度

Design of Aircraft Engine Surge Control System Based on Multi Sensor Information Fusion Technology

CAO Rui

(School of Automotive and Electromechanical Engineering, Hanzhong Vocational and
Technical College, Hanzhong 723002, China)

Abstract: Surge is an unstable phenomenon that occurs in aircraft engines under specific operating conditions, which is characterized by periodic and significant fluctuations in parameters such as flow and pressure of engine equipment during high angle of attack climb. Currently, a single sensor can not fully capture all key performance parameters of engines, resulting in issues such as misjudgment of surge and failure of anti surge. In order to improve the performance of aircraft engine surge control, a multi sensor information fusion technology is used to optimize the design of aircraft engine surge control systems. Add multiple sensors such as vibration and temperature, modify data processors and surge controllers, and optimize the hardware system by adjusting the system connection circuit. Analyze the simulation results of the working process of aircraft engines, determine the installation position of sensors, and collect various working data of aircraft engines with the support of the multi-sensor information fusion technology. Through feature extraction and matching, monitor the surge state of aircraft engines. For engines with a surge phenomenon, the control objective is solved, and the system's aviation engine surge control is achieved through steps such as control quantity calculation, control instruction generation and execution. Through testing experiments, it is concluded that compared to traditional control systems, the optimized design system has a maximum margin of 21.2% under three operating conditions: cruise, climb, and landing. It is superior to other design systems and has a better surge control effect.

Keywords: multi sensor information; surge margin; aircraft engine; surge control; surge amplitude

收稿日期:2024-11-19; 修回日期:2024-12-25。

基金项目:2023 年度陕西高等职业教育教学改革研究项目(23GY076)。

作者简介:曹蕊(1985-),女,硕士,讲师。

引用格式:曹蕊. 基于多传感信息融合技术的航空发动机喘振控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(12): 111-117, 153.

0 引言

航空发动机是为航空器提供飞行所需动力的精密热力机械装置, 其设计、研发和制造水平直接影响飞机的性能、可靠性及经济性。航空发动机在不稳定工作状态下, 气流出现周期性倒流的现象, 即发生喘振现象, 通常表现为发动机声音异常、压力波动、功率下降等, 是航空发动机震动故障中的一个典型类型^[1-2]。航空发动机中喘振现象的产生会直接导致发动机工作功率和效率的降低, 给航空飞行安全带来隐患, 为了预防和减轻振动现象的发生, 确保航空发动机能够在各种工况下稳定运行, 设计并开发了航空发动机喘振控制系统。

航空发动机喘振控制是指通过一系列技术手段和措施, 预防或减轻航空发动机在特定工况下出现的喘振现象, 以确保发动机稳定运行和飞行安全的过程。目前文献 [3] 设计基于滑模观测的自适应喘振控制系统, 根据滑模观测值实时更新其自适应规律, 通过李雅普诺夫算法分析了控制系统的整体稳定性。上述方法主要以无人驾驶水面车辆作为控制对象, 将其应用到航空发动机的喘振控制工作中, 无法保证对喘振的控制效果。文献 [4] 设计基于声压信号的发动机喘振识别系统, 采用声压传感器收集了轴流与离心压气机两侧的声压数据, 利用时频分析技术, 检测了因进气量降低所导致的压气机叶片失速团和低频喘振的特征, 运用小波变换低频重构方法, 成功提取并识别了特定型号涡轴发动机的喘振信号。然而上述方法在运行过程中, 声压信号的采集极易受到发动机运行环境中其他因素的干扰, 最终导致喘振识别存在偏差, 进而影响对喘振的控制效果。文献 [5] 设计基于差分隐私的航空发动机喘振故障检测系统。运用差分隐私随机梯度下降法来更新神经网络参数, 构建DP-CNN模型, 利用此DP-CNN模型对航空发动机喘振故障实施检测。上述方法在运行过程中, 差分隐私随机梯度算法在更新神经网络参数时, 需要引入额外的噪声来保护数据隐私, 会增加模型的训练时间, 降低训练效率, 直接降低故障检测效果, 进而对发动机的喘振控制效果产生负面影响。文献 [6] 设计基于传感信号采集的发动机振动故障监测系统。采用放大传感信号增益、滤波及模数转换的方法处理待测信号, 确保数据基础的可靠性, 通过小波包分解与重构技术, 提取信号的时域特征和小波能谱熵, 构建三维特征向量, 运用“一对一”分解策略优化孪生支持向量机, 构建多元分类模型, 使其更契合振动故障监测这一多分类任务, 将待测信号的特征向量输入该模型, 通过识别故障类型实现持续监测。上述方法主要以电控发动机作为研究对象, 该类型发动机与航空发动机之间存在明显的工作原理与组成结构差异, 将其应用到航空发动机中, 无法保证其振

动故障监测结果, 进而影响其控制效果。综上所述, 传统喘振控制系统在实际运行过程中, 均存在不同程度的控制效果不佳的问题, 为此引入多传感器信息融合技术。

多传感信息融合技术是利用计算机技术将来自多个传感器或多源的信息和数据, 在一定的准则下加以自动分析和综合的信息处理过程。通过多传感信息融合技术的应用, 对航空发动机喘振控制系统进行优化设计, 以期能够提升系统的控制功能。

1 航空发动机喘振控制硬件系统设计

喘振是航空发动机在特定工况下出现的一种非稳定现象, 可能导致发动机性能下降甚至损坏。设计喘振控制硬件系统的主要目的是实时监测发动机状态, 一旦监测到喘振迹象, 立即采取措施进行干预, 从而保障发动机在各种工况下都能稳定运行。

1.1 传感器控制模块设计

为实现航空发动机实时工作状态的检测, 在航空发动机控制对象中安装振动、温度、位姿、压力及流量等多种类型传感器, 其中振动传感器主要用于实时监测航空发动机在运行过程中的振动情况, 通过对振动传感器输出信号的分析, 判断当前航空发动机是否存在喘振现象^[7]。优化设计系统中振动传感器的工作原理如图 1 所示。

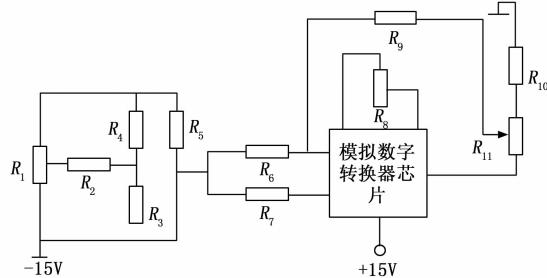


图 1 航空发动机振动传感器工作原理图

改装的振动传感器以模拟数字转换器芯片作为核心芯片, 在传统振动传感器的基础上, 添加调零电桥和差动放大器, 调零电桥由电阻 R、二极管 D 以及晶体管 Q 组成。优化调零电桥的设计可以提高传感器的线性和稳定性, 从而减少喘振的检测误差。差动放大器在电路中起到了放大微弱信号的作用, 差动放大器的选择型号为 OP07。振动传感器的内部设备连接方式主要涉及传感器元件与核心芯片之间的连接。在改装设计中, 可以采用先进的封装技术和精密的电路板设计, 确保传感器元件与核心芯片之间的连接稳定可靠。具体来说, 可以采用贴片式封装, 将传感器元件直接焊接在电路板上, 以减少连接点的数量, 降低连接损耗和噪声干扰。设计系统中流量变化主要通过电磁流量计获得。温度传感器

主要由传感元件、信号处理电路和输出接口等部分组成, 传感元件负责感知航空发动机内部的温度信息, 并将其转换为电信号; 信号处理电路则对传感元件输出的电信号进行放大、滤波和线性化处理, 以提高信号的准确性和稳定性; 输出接口则用于将处理后的信号传输给控制系统。为保证温度传感器能够适应航空发动机的运行环境, 选择 K 型热电偶作为温度传感器的核心元件, 替换传统传感器中的传感设备。另外, 航空发动机中使用的位姿传感器融合 MEMS 陀螺仪和加速度传感器两个部分, 通过精密的电路板和连接线进行连接, 实现两传感模块的连接, 并通过内部总线实现传感结果的统一输出。

1.2 数据处理器设计

数据处理器旨在实时处理传感信号, 其核心构成包括 AD 转换通道、FPGA、DSP、SRAM 及 FLASH 等 16 个组件。

鉴于发动机振动参数需要高采样率, 导致数据量大且计算复杂。此外, 参数算法的计算量庞大, 单一 DSP 难以满足速度要求。因此, 优化后的硬件系统采用了 FPGA 内嵌的多核 DSP, 以实现高速的参数解析计算。数据处理器搭载了高性能的 32/40 位浮点 DSP 芯片。

1.3 喘振控制器设计

优化设计系统中喘振控制器参考振动控制器的工作原理, 结合航空发动机的工作原理, 实现喘振控制器的优化, 并以此作为系统喘振控制的执行元件。优化设计喘振控制器的组成框架如图 2 所示。

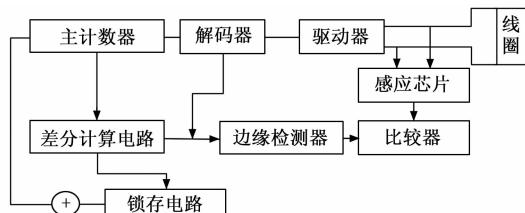


图 2 喘振控制器组成框图

从图 2 可以看出, 优化设计的喘振控制器由控制信号生成器和控制执行电路两个部分组成, 控制信号生成器根据航空发动机工作状态的检测结果, 确定控制位置、强度及控制量等内容, 将其通过信号生成器输出控制信号, 在信号驱动下, 通过控制执行器执行相应的控制操作, 达到喘振控制的目的^[8]。优化设计系统使用的喘振控制器在运行过程中设计开环控制和闭环控制两个部分, 开环控制用于初步调节, 而闭环控制则用于根据反馈信号进行精确调整。在传统控制器基础上, 添加计数器组件, 作为控制逻辑的一部分, 用于触发警报或调整控制策略。控制器中的 H 桥用于控制发动机内部执行机构的工作状态, 从而调整发动机的气流特性。

1.4 系统电路设计

优化设计的喘振控制硬件系统供电直接从航空发动机获取 DC 28 V 作为工作电源。为满足设备需求, 电源设计首先在输入端实施初级滤波, 将经过滤清的电流输送到电源模块。同时, 输入端装备了欠压与过压保护电路, 防止异常电压损坏设备。一旦保护电路启动, 系统内的储能电容即刻介入, 为设备供电, 确保能在 50 毫秒内应对欠过压冲击^[9]。此外, 电源模块采用高效电路设计, 效率高达 92%, 显著降低了自身发热, 有效减少了系统运行时的散热需求, 保障系统的供电稳定性。为了降低航空发动机工作环境对喘振检测与控制效果产生的影响, 采用金属屏蔽层对电路进行屏蔽, 设计合理的接地系统, 确保系统各部分的电位一致, 减少接地电阻和接地电位差引起的干扰。同时, 在电路的关键部位加入滤波电路和去耦电容, 以消除高频噪声和干扰。系统电路设计逻辑如图 3 所示。

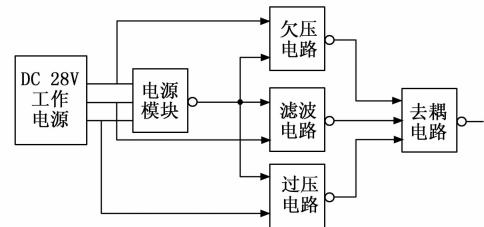


图 3 电路设计的逻辑图

2 航空发动机喘振控制系统软件功能设计

在优化设计硬件系统的支持下, 对系统的软件部分进行设计, 系统软件功能的基本运行原理为: 在多传感器信息融合技术的支持下, 确定发动机运行状态, 判断航空发动机是否存在喘振现象, 若检测到喘振迹象, 系统立即启动相应的控制策略。通过调节发动机参数, 如燃油流量、空气流量等, 迅速抑制喘振现象, 确保发动机在安全、高效的工况下运行。

2.1 模拟航空发动机工作过程

从组成结构上来看, 航空发动机通过多部件协同工作, 为飞机的航行提供所需动力。在实际运行过程中, 进气道负责引导空气进入发动机, 压气机对进入的空气进行压缩, 提高空气的压力和密度, 为燃烧室提供足够的氧气^[10]。在燃烧室内燃油与高压空气混合并燃烧, 产生燃气推动涡轮旋转, 涡轮再将部分热能转化为机械能, 驱动设备工作并产生推力。在涡轮风扇发动机中, 部分燃气还会通过外涵道排出, 产生额外的推力^[11]。航空发动机的工作涵盖流动、传热、燃烧等多个物理场的耦合, 航空发动机中流过发动机各部件的质量流量之间的关系可以量化表示为:

$$M = M_{\text{inner}} \cdot (1 + \xi) \quad (1)$$

其中: M 和 M_{inner} 分别表示航空发动机中的总质量流量和流过发动机内侧的质量流量, ξ 为外侧和内侧流量的比值。另外, 发动机能量平衡方程可以表示为:

$$W_T = W_c \Delta h_c + M P_T \Delta h_T + H \frac{d\omega}{dt} \quad (2)$$

式中, W_T 和 W_c 分别为流过涡轮的质量流量和流过压气机的质量流量, Δh_T 和 Δh_c 分别为涡轮中的焓降和压气机中的焓升, P_T 为涡轮输出的功率, H 和 ω 分别为转动惯量和角加速度^[12]。按照上述方式, 综合考虑航空发动机的多个组成元件, 完成对航空发动机工作过程的模拟。

2.2 确定传感器在航空发动机中的安装位置

航空发动机发生喘振的原因主要包括: 空气流量突然减少、压气机叶片转速过快、压气机设计制造不佳等, 综合考虑航空发动机工作过程, 选择进气道、压气机及涡轮等多个位置作为传感器的安装位置^[13]。航空发动机中传感器安装位置的设定情况如图 4 所示。

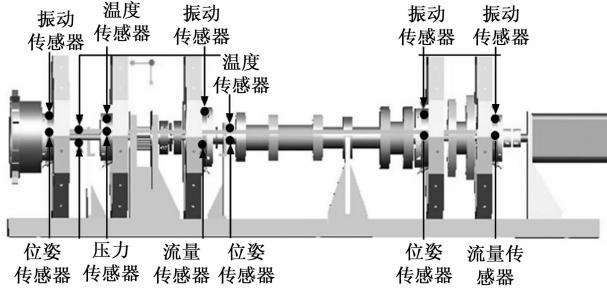


图 4 航空发动机中传感器安装位置布设图

将硬件系统中优化设计的传感器设备安装到图 4 表示的安装位置上, 保证能够对航空发动机的实时工作数据进行采集。

2.3 航空发动机工作数据采集及融合

利用安装在航空发动机上的传感器设备, 对航空发动机的实时工作数据进行采集, 并利用多传感器融合技术, 得出包含多种运行参数的工作数据采集结果^[14]。以振动传感器为例, 综合考虑传感器的工作原理, 可以得出航空发动机工作温度、位姿、压力及流量等数据的采集结果^[15]。多传感器融合技术执行原理如图 5 所示。

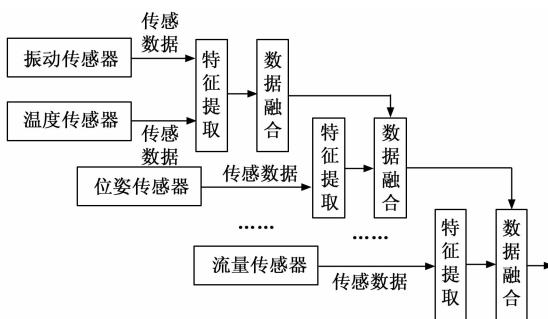


图 5 多传感器融合技术原理图

加权融合是对多源冗余信息进行加权平均, 结果作

为融合值, 是一种直接对数据源进行操作的方法。融合策略为: 根据传感器的精度和可靠性确定权重, 对原始数据进行去噪、校准和归一化处理, 以提高数据的准确性和一致性, 采用加权平均法进行数据融合。对融合结果进行准确性和可靠性评估, 通过与实际值或标准值进行对比, 验证融合算法的有效性。

按照图 5 所示的原理, 采用加权融合的方式, 得出任意时刻航空发动机工作数据的采集公式, 即:

$$x(t) = \omega_1 x_T(t) + \omega_2 x_Z(t) + \omega_3 x_W(t) + \omega_4 x_P(t) + \omega_5 x_P(t) \quad (3)$$

式中, $x_T(t)$ 、 $x_Z(t)$ 、 $x_W(t)$ 和 $x_P(t)$ 分别为 t 时刻航空发动机的工作温度、位姿、流量和压力值, ω_i 为传感器数据 i 的融合权重值^[16]。按照上述方式, 将传感器的实时输出结果代入公式 (4) 中, 即可得出航空发动机工作数据的采集结果。

2.4 检测航空发动机喘振状态

基于多传感器融合后的发动机工作数据进行匹配, 来确定当前航空发动机是否存在喘振现象, 以此作为系统喘振控制程序的启动条件。

2.4.1 设定航空发动机喘振标准特征

当航空发动机中的压气机陷入喘振状态时, 其压力和流量均展现出一种稳定的周期性波动, 基于这一观察, 采用非线性动力学中的摄动理论, 对压气机的喘振行为进行深入剖析, 结合动量守恒方程在压气机中的应用, 以及质量守恒方程在集气箱中的使用, 可以得出压气机喘振的量化分析结果, 由此设定航空发动机在喘振状态下的标准运行特征, 设定结果为:

$$\lambda_b = x(t) \left[\frac{\Delta P_{\max}}{\bar{P}}, \frac{\Delta W_{\max}}{\bar{W}}, \bar{\omega}, A \right] \quad (4)$$

其中: ΔP_{\max} 和 \bar{P} 分别为航空发动机压力的最大值和平均值, ΔW_{\max} 和 \bar{W} 分别为发动机流量的最大值和平均值, $\frac{\Delta P_{\max}}{\bar{P}}$ 和 $\frac{\Delta W_{\max}}{\bar{W}}$ 分别为压力波动和流量波动的相对幅值, $\bar{\omega}$ 和 A 为振动频率和振动幅值^[17]。根据发动机的喘振强度与特征, 确定上述变量的具体取值, 以此作为判定当前航空发动机作用状态的比对标准。

2.4.2 提取航空发动机工作特征

以初始采集的航空发动机工作数据为处理对象, 从时域和频域两个方面提取其工作特征, 其中时域特征的提取结果为。将多传感器融合数据的处理结果代入到时域特征的提取结果中, 即可得出时域特征分量的提取结果^[18]。另外, 航空发动机频域特征分量的提取结果如下:

$$\lambda_{\text{table}} = \lim_{L \rightarrow \infty} \frac{1}{L} |X(g)|^2 \quad (5)$$

其中: $X(g)$ 为信号的傅里叶变换, L 为航空发动机工作信号的时间长度。按照上述方式, 实现频域特征的

提取^[19]。在此基础上, 采用直接拼接特征向量的方式将提取出的时域特征和频域特征进行融合, 融合结果记为 λ_{extract} 。

2.4.3 确定航空发动机喘振状态与参数

根据航空发动机工作特征的提取结果, 采用特征匹配的方式判定当前航空发动机是否存在喘振现象, 特征匹配结果为 s , 融合航空发动机喘振标准特征的设定结果以及当前发动机工作特征的提取结果, 即可得出特征匹配度的计算结果, 若计算得出特征匹配度高于阈值 s_0 , 证明当前航空发动机存在喘振, 否则认为当前发动机无喘振现象。针对存在喘振的航空发动机, 需要对其振动参数进行求解, 具体包括: 喘振裕度、喘振幅度、喘振频率等, 其中喘振幅度和喘振频率的求解公式为:

$$\begin{cases} g_{\text{surge}} = s \frac{n_{\text{surge}}}{\Delta t} \\ A_{\text{surge}} = x_{\max} - x_{\min} \end{cases} \quad (6)$$

其中: n_{surge} 为 Δt 时段发动机的喘振次数, x_{\max} 和 x_{\min} 分别为喘振状态下发动机工作信号的最大值和最小值。重复上述操作, 通过实时工作数据的特征提取与匹配, 即可得出航空发动机喘振状态与参数的检测结果。

2.5 求解航空发动机喘振控制目标

航空发动机的喘振现象会受到流量、压力、温度及转速等因素的影响, 因此以压气机为控制对象, 分析压气机工作参数与喘振之间的关系, 由此得出喘振控制的目标值。以转速为例, 航空发动机喘振控制目标的求解公式如下:

$$\omega_m = A_{\text{surge}} \kappa_{\text{fitting}} (W_m, P_m, T_m) \quad (7)$$

式中, κ_{fitting} 为拟合系数, W_m 、 P_m 和 T_m 分别为流量、压力和温度的控制目标值。同理可以得出其他航空发动机其他喘振临界值的求解结果, 以此作为系统喘振系数控制目标。

2.6 实现系统航空发动机喘振控制功能

通过多传感器设备的运行, 确定当前航空发动机的工作参数, 以此作为控制初始数据, 通过初始控制数据与喘振控制目标的对比, 得出航空发动机喘振控制量的计算结果, 以转速为例控制量为 K_{ω} 。

同理可以得出所有航空发动机工作参数控制量的计算结果, 并由此生成控制指令。综合考虑航空发动机的工作原理, 在实际喘振控制过程中, 通过调整发动机的进口导叶角度、级间放气阀的开度等方式, 改变进入压气机的空气流量, 通过调整发动机的燃油供给量、改变压气机的转速等方式, 控制压气机出口压力^[20]。根据燃油供给量的调整结果 ΔR , 调整发动机的转速, 改变压气机叶片的旋转速度, 从而影响压气机内的气流状态, 最终达到减小喘振的目的。一旦喘振被控制, 系统

需要逐步恢复正常运行, 即恢复油门杆位置和点火状态。在系统运行过程中, 重复上述操作, 根据喘振的检测结果对实时控制指令进行调整, 当检测发现当前航空发动机无喘振现象时, 终止系统喘振控制程序。

3 系统测试

为保证优化设计的航空发动机喘振控制系统能够作用到航空发动机中, 并适应发动机的不同运行工况, 达到预期的喘振控制效果, 设计系统测试实验。此次实验的基本原理为: 将优化设计控制系统作用到巡航、爬升以及着陆工况下的航空发动机中, 通过对系统作用前后航空发动机各个测点位置上喘振情况的采集, 得出反映系统控制效果的测试结果。

3.1 选择航空发动机控制对象

此次实验选择 CJ-1000A 型号的航空发动机作为研究对象, 选择航空发动机的直径和长度分别为 1.95 m 和 3.29 m, 包含的叶片数量为 18 片, 起飞推力不小于 14 000 kgf。在实验开始之前, 将准备的航空发动机样机安装到飞机上进行飞行测试, 评估其在真实飞行环境中的性能和可靠性, 保证初始选择的航空发动机处于正常运行状态。

3.2 配置航空发动机工况

为了验证优化设计控制系统是否能够适应航空发动机的不同运行工况, 此次实验对发动机样机进行工况配置, 具体包括巡航工况、爬升工况和着陆工况。发动机在稳定飞行时所处的状态, 其推力输出满足飞机巡航所需, 此状态下, 发动机运行稳定, 燃油消耗相对较低, 是飞机飞行过程中持续时间最长的工况, 高度 37 000 ft 和 Ma0.8 的巡航状态。发动机在飞机爬升阶段所处的状态, 其推力输出逐渐减小, 但仍需保持一定的功率以维持飞机的爬升速度。随着飞机高度的增加, 空气密度逐渐减小, 发动机推力也会相应减小。发动机在飞机进近和着陆阶段所处的状态, 其推力输出逐渐减小至最低水平, 以满足飞机减速和着陆的需求。此状态下, 发动机运行功率和推力均较低, 燃油消耗也相对较少。上述 3 种运行工况下, 航空发动机的工作参数配置情况如表 1 所示。

表 1 航空发动机工作参数配置表

航空发动机运行工况	推力/kN	燃油流量/(kg/h)
巡航工况	80	2 000
爬升工况	120	3 500
着陆工况	50	1 200

除表 1 中的工作参数外, 还需要对航空发动机的转速和排气温度进行配置, 巡航时, 转速稳定在中等范围内, 排气温度适中以确保发动机安全和效率; 爬升时, 转速增加、排气温度上升; 着陆时, 转速降低, 并准备

关闭发动机，同时降低工作温度。

3.3 布设喘振控制硬件系统设备

根据航空发动机喘振控制硬件系统的优化设计结果，将多传感器安装到航空发动机样机中，并实现硬件设备之间的连接。

传感器设备安装完成后，使用校准装置对传感器进行校准，确保传感器的测量精度和准确性。将硬件系统中的其他装置安装到航空发动机的工作环境中，并利用电路实现设备之间的连接，为保证多传感器之间的同步性，设置所有传感器的工作频率均为 50 Hz。

3.4 多传感器下航空发动机喘振数据采集结果

在实验开始之前，启动航空发动机，并利用多传感器收集实际喘振数据，以此作为控制系统的初始数据，数据样本的收集情况如图 6 所示。

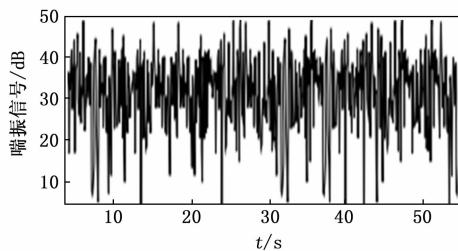


图 6 航空发动机初始喘振信号波形图

根据图 6 表示的初始喘振信号生成多组喘振控制任务，控制目标均为：喘振幅值=0。使用 Eclipse 作为优化设计基于多传感信息融合技术的航空发动机喘振控制系统软件部分的开发工具，设置多传感器信息融合技术的融合权重系数设置为 0.2，在航空发动机样机上设置多个喘振测点，保证任意测点之间的距离不大于 0.5 m。将开发的喘振控制系统作用到航空发动机样机中，记录控制系统作用下发动机的实际喘振情况。优化设计系统的喘振控制执行结果，如图 7 所示。

按照上述方式在不同工况下，执行航空发动机的喘振控制任务，并记录相应的控制结果数据。实验设置传统的基于滑模观测的自适应喘振控制系统和基于差分隐私的航空发动机喘振控制系统作为实验对比，通过对比系统的开发将其作用到同一航空发动机上，利用测点位置上的传感器，记录系统作用下的喘振控制结果数据。其中，基于滑模观测的自适应喘振控制系统的设计过程及主要参数如下：

1) 针对 USV 的时变特性，基于吃水深度及其高阶项作为自变量，推导出了质量和各个水动力导数的解析表达式；

2) 考虑到变质量 USV 的运动状态与吃水深度之间的高度相关性，描述 USV 在受到外力作用时，其运动状态（如速度、加速度、角速度等）与水动力（如阻

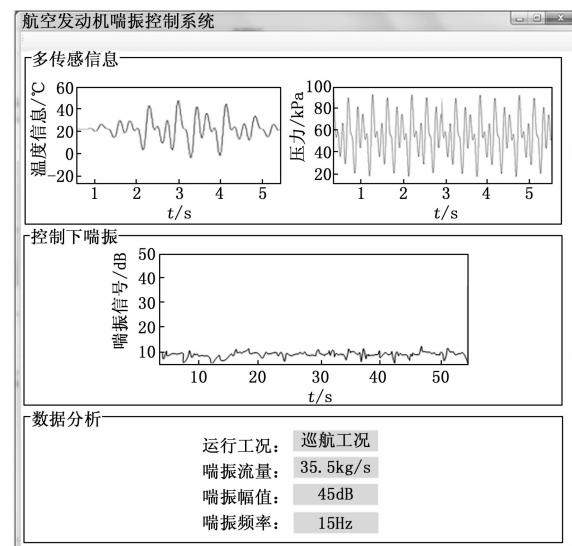


图 7 航空发动机喘振控制系统执行界面

力、升力、力矩等）之间关系的参数，并设计了一个滑动模态观测器；

3) 基于滑动模态观测器的输出结果，提出了一种自适应喘振控制算法；

4) 利用 Lyapunov 算法对控制系统的整体稳定性进行了分析，确保了控制策略的有效性和可靠性。

基于差分隐私的航空发动机喘振控制系统的设计过程及主要参数如下：

1) 将差分隐私技术融入卷积神经网络中，提出了一种具有差分隐私的卷积神经网络故障检测模型；

2) 差分隐私技术通过添加噪声来扰动原始数据，确保数据在输出时受单条记录的影响始终低于某个阈值，从而保护个体敏感信息不被泄露；

3) 采用隐私预算参数衡量隐私保护的程度。隐私预算越小，噪声越大，结果可用性越小，但隐私保护越好；

4) 设置发动机参数，如 EPR (发动机压力比)、N1 (低压转子转速)、N2 (高压转子转速)、EGT (排气温度) 等，分析这些参数在喘振发生时出现的波动情况；

5) 将 DP-CNN 模型用于航空发动机喘振故障的检测中，提高控制能力。

3.5 设置系统控制功能测试指标

此次系统测试实验选择控制作用下的喘振裕度作为控制功能的测试指标，该指标的测试计算式为：

$$U_K = \left(\frac{W_e - W_{\text{surge}}}{W_e} \right) \times 100\% \quad (8)$$

式中， W_e 和 W_{surge} 分别为航空发动机的额定流量和喘振流量。喘振裕度越大，表示发动机的进气口流量变化需要达到更大的程度才会引发喘振，即发动机的工作点离喘振边界线越远，飞行越安全，因此最终计算得出喘振裕度取值越大，证明对应系统的控制功能越优。

3.6 系统测试实验结果与分析

3.6.1 巡航工况

在航空发动机的巡航工况下, 通过喘振控制系统的运行以及测点喘振数据的读取, 得出该工况下系统喘振控制功能的测试结果, 数据获取步骤如下:

- 1) 在航空发动机上安装多种类型的传感器, 包括振动、温度、位姿、压力和流量传感器;
- 2) 在每个系统的作用下, 使航空发动机在巡航工况下稳定运行一段时间, 以确保系统能够充分响应并控制喘振现象;
- 3) 在每个测点位置, 使用相应的传感器测量并记录航空发动机的实际流量数据;
- 4) 整理测量得到的数据如表 2 所示。

表 2 巡航工况下航空发动机喘振控制功能测试数据表

kg/s

测点编号	额定流量	基于滑模观测的自适应喘振控制系统作用下的喘振流量	基于差分隐私的航空发动机喘振控制系统作用下的喘振流量	基于多传感信息融合技术的航空发动机喘振控制系统作用下的喘振流量
1	45.2	38.7	36.2	35.5
2	52.1	44.3	42.7	40.6
3	60.8	51.2	50.6	49.2
4	48.9	41.6	40.8	39.6
5	57.3	48.7	47.5	45.1
6	63.2	53.4	52.1	50.8
7	49.5	42.1	41.4	40.2
8	54.6	46.9	45.2	43.9

将表 2 中的数据代入公式(8)中, 计算得出 3 种喘振控制系统作用下航空发动机的平均喘振裕度分别为 15.0%、17.4% 和 20.1%。

3.6.2 爬升工况

通过对航空发动机工作参数的调整, 将样机调整至爬升工况, 启动喘振控制系统, 对样机的实际喘振数据进行测量, 得出爬升工况下的喘振控制功能测试结果, 如图 8 所示。

通过平均值计算, 得出 3 种控制系统作用下, 航空发动机的平均喘振裕度分别为 13.6%、15.2% 和 20.0%, 即优化设计系统的喘振控制功能更优。这是因为设计系统通过多传感器信息融合技术, 能够更准确地获取发动机的实时工作状态, 包括进气流量、压力波动、温度分布等关键参数。一旦检测到喘振迹象, 系统立即启动相应的控制策略, 以迅速抑制喘振现象, 提高系统的整体控制能力。

3.6.3 着陆工况

在航空发动机的着陆工况下, 通过喘振流量数据的统计, 得出该工况下喘振控制功能的测试对比结果, 如

图 9 所示。

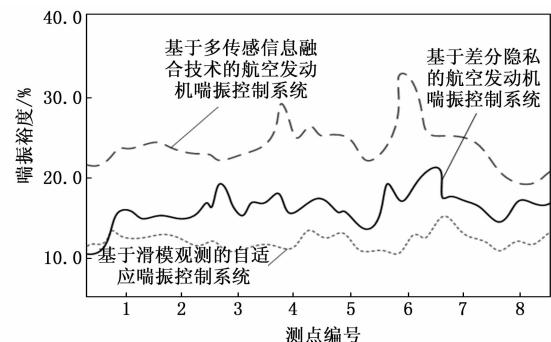


图 8 爬升工况下航空发动机喘振控制功能测试结果

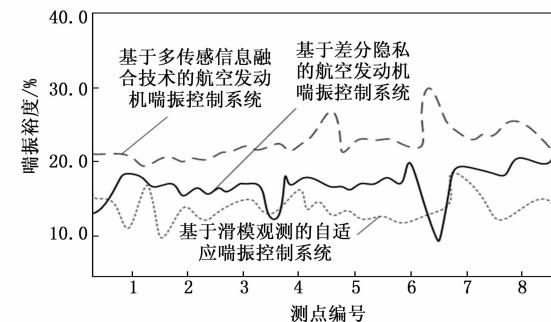


图 9 爬升工况下航空发动机喘振控制功能测试结果

从图 9 中可以直观看出, 与两种传统控制系统相比, 优化设计系统的喘振裕度明显提升, 通过数据读取与平均值计算, 得出 3 种系统控制下, 航空发动机的喘振裕度平均值分别为 15.2%、17.8% 和 21.2%。这是因为设计系统根据着陆工况下发动机的工作特点, 对喘振检测和控制策略进行适应性调整。在着陆过程中, 系统更加注重对进气流量和压力波动的监测和控制, 以确保发动机在减速过程中的稳定运行。

4 结束语

航空发动机是现代工业领域中的重要组成部分, 更是一个国家科技、工业和国防实力的重要体现。目前, 航空发动机正在进一步加速发展, 航空发动机不断成熟, 使航空器更快、更可靠。为此, 本文设计了一种基于多传感信息融合技术的航空发动机喘振控制系统。通过优化传感器控制模块、数据处理器、喘振控制器及系统电路设计, 实现了对航空发动机喘振现象的实时监测与控制。在软件功能设计方面, 系统能够模拟航空发动机工作过程, 采集多传感器数据, 并基于特征提取与匹配技术检测喘振状态, 进而求解控制目标并实现喘振控制功能。系统测试实验结果表明, 在巡航、爬升及着陆工况下, 优化设计系统的喘振控制功能均优于传统控制系统, 有效提升了航空发动机的稳定性和安全性。在未

(下转第 153 页)