

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2024 年 3 月 14 日 (14.03.2024)



(10) 国际公布号
WO 2024/050883 A1

- (51) 国际专利分类号:
G05B 23/02 (2006.01) **G01D 18/00** (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2022/121216
- (22) 国际申请日: 2022 年 9 月 26 日 (26.09.2022)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:
202211093004.X 2022年9月8日 (08.09.2022) CN
- (71) 申请人: 大连理工大学 (**DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY**) [CN/CN]; 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。
- (72) 发明人: 孙希明 (**SUN, Ximing**); 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。孙涛 (**SUN, Tao**); 中国辽宁省大连凌工

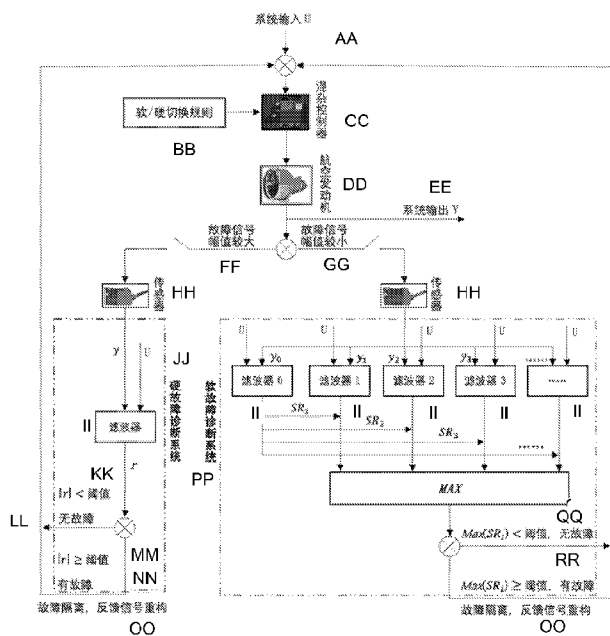
路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。杨航 (**YANG, Hang**); 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。

(74) 代理人: 辽宁鸿文知识产权代理有限公司 (**LIAONING HONGWEN INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY CO., LTD.**); 中国辽宁省大连甘井子区黄浦路 439 号科技创业大厦 1102-02 室李晓, Liaoning 116085 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA,

(54) **Title:** FAULT-TOLERANT SOFT-HARD HYBRID CONTROL METHOD FOR FAULT DIAGNOSIS OF SENSOR OF AERO-ENGINE

(54) 发明名称: 一种针对航空发动机传感器故障诊断的容错软硬混杂控制方法



- AA System input
BB Soft/hard switching rule
CC Hybrid controller
DD Aero-engine
EE System output
FF Larger fault signal amplitude
GG Smaller fault signal amplitude
HH Sensor
II Filter
JJ Hard-fault diagnosis system
KK $|r| < \text{threshold value}$
LL No fault
MM $|r| \geq \text{threshold value}$
NN Has a fault
OO Fault isolation, and feedback signal reconstruction
PP Soft-fault diagnosis system
QQ If $\text{Max}(SR_i) < \text{threshold value}$, there is no fault
RR If $\text{Max}(SR_i) \geq \text{threshold value}$, there is a fault

图 1

(57) **Abstract:** The present invention belongs to the field of aero-engine fault diagnosis. Provided is a fault-tolerant soft-hard hybrid control method for fault diagnosis of a sensor of an aero-engine. In the method, detection of a soft/hard fault of a sensor of an aero-engine and estimation of the true state of a system are realized by means of a Kalman filter group in a soft/hard fault diagnosis system. A designed soft-fault diagnosis system performs residual processing on measured values of sensors and estimated values of a group of Kalman filters, and solves the weighted sum of squares of same, so as to compare the weighted sum with a known threshold value to further detect whether there is a fault. A designed hard-fault diagnosis system compares the residual absolute value of the measured



PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

- (84) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:

— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

values of the sensors and the estimated value of a Kalman filter with the known threshold value, so as to further detect whether there is a fault. It is verified that by means of the method, the negative effect of a fault of a sensor of an aero-engine on the overall performance of a system can be effectively removed, such that the system is more stable, and various performance indexes can better meet requirements.

(57) 摘要: 本发明属于航空发动机故障诊断领域, 提出一种针对航空发动机传感器故障诊断的容错软硬混杂控制方法。该方法通过软/硬故障诊断系统中的卡尔曼滤波器组, 实现对航空发动机传感器软/硬故障的检测和对系统真实状态的估计。其中所设计的软故障诊断系统通过对传感器测量值和一组卡尔曼滤波器估计值进行残差处理并对其加权平方求和, 以比较已知阈值来进一步检测是否存在故障; 所设计的硬故障诊断系统通过将传感器测量值和卡尔曼滤波器估计值的残差绝对值与已知阈值进行比较, 以进一步检测是否存在故障。经验证, 该方法能够有效去除航空发动机传感器故障对系统总体性能产生的负面影响, 使得系统更加稳定, 各项性能指标更能满足要求。

一种针对航空发动机传感器故障诊断的容错软硬混杂控制方法

技术领域

本发明提出了一种针对航空发动机传感器的容错软硬混杂控制方法，属于航空发动机故障诊断领域。

背景技术

当下，高性能航空发动机正朝着高推重比、高速度、高可靠性等方面发展，航空发动机的控制系统实现的功能越来越复杂，而对控制系统可靠性的要求也越来越高。系统的故障会直接影响整个系统的可靠性，而故障诊断和容错控制系统，就是针对提高系统可靠性、可维护性和有效性提出的。航空发动机传感器主要测量与反映其工作状态的各个参数，如转子转速、部分气路工作截面的温度、压力等。传感器测量参数的精确程度直接影响控制系统工作与故障诊断结果的精度。随着航空发动机技术的发展，对航空发动机的控制系统中传感器的稳定性也提出了更高的要求。但传感器工作于高温及强振环境中，属于系统中可靠性比较低的元件，比较容易发生故障。传感器故障的分类，按照故障程度的大小可分为硬故障（泛指结构损坏导致的故障，一般幅值较大，变化突然）和软故障（泛指特性的变异，一般幅值较小，变化缓慢）。硬故障一般由于传感器元件损坏、电系统发生短路、断路或受较强脉冲干扰等原因引起。软故障一般是由部件老化、零点漂移等原因引起。典型的航空发动机传感器故障主要有三种：固有偏差故障、漂移故障、脉冲干扰故障。

由于传感器的故障影响控制系统的测量输出，进而也会通过错误的反馈影响控制器的工作和控制算法的实现，最终对整个系统的稳定性及其它性能带来负面影响。因此，当传感器发生故障时，控制系统需要及时隔离故障传感器，并重构发动机正常工作时的传感器信号，使得控制系统维持在无故障的工作状态，为排除发动机故障赢得宝贵的时间。如果能够在出现故障时正确地估计出系统的真实状态，就可以得到正确的反馈控制信号，使系统免受故障的影响。而传感器容错控制为提高系统的可靠性、可维护性和有效性开辟了一条路径，成为航空航天领域的一个研究重点。容错控制的根本特征是当控制系统发生故障时，系统依然能够维持其自身运行在安全状态，并尽可能的满足一定的性能指标要求。它可以使一个动态系统适应其环境的显著变化，避免因系统的一个或多个较关键部件的失效而对整个系统的稳定性及其它性能带来影响。因此，对航空发动机传感器容错控制方法的研究很有必要。

容错控制系统的设计方法有“硬件冗余”和“软件冗余”。硬件冗余是通过对重要部件或易发生故障部件提供备份，以提高系统的容错能力。软件冗余是通过设计控制器来提高整个系统的冗余度，从而改善系统的容错性能。航空发动机控制系统中有许多传感器，因此采用硬

件冗余提高元器件的可靠性及高可靠性设计的方法成本较高，系统的复杂程度增加，且影响系统性能。而利用由解析数学模型产生的冗余信号的故障诊断及容错控制技术可以大大降低成本。在传感器故障中可以利用一个卡尔曼滤波器组，得到所监视系统的故障指示信号，通过对各个故障指示信号变化的趋势分析来实现故障诊断的目的。

本发明中提出了一种针对航空发动机传感器的容错软硬混杂控制方法，该方法通过软/硬故障诊断系统中的卡尔曼滤波器组，实现对航空发动机传感器软/硬故障的检测和对系统真实状态的估计。当传感器无故障时，传感器测量值直接反馈到容错混杂控制器；当传感器存在故障时，反馈卡尔曼滤波器的估计输出，实现信号的重构，使反馈到容错混杂控制器的信号不会有太大波动，发动机仍然处于稳定工作状态，从而实现对传感器软/硬故障的容错控制。本发明由中国博士后科学基金项目（2022TQ0179），国家中国自然科学基金 61890920、61890921，和国家重点研发计划项目 2018YFB1700102 资助。

发明内容

为了去除航空发动机传感器故障对系统总体性能产生的负面影响，使得系统更加稳定，各项性能指标更能满足要求，本发明提供了一种针对航空发动机传感器的容错软硬混杂控制方法。

本发明的技术方案为：

一种针对航空发动机传感器的容错软硬混杂控制方法，该方法以基于卡尔曼滤波器的故障诊断为基础，实现对航空发动机传感器软/硬故障的检测，并在发生传感器故障时对系统的真实状态加以估计，重构反馈信号，从而实现对传感器软/硬故障的容错混杂控制，步骤如下：

S1 根据航空发动机模型建立卡尔曼滤波器。

S1.1 首先基于航空发动机部件级气动热力非线性模型，利用拟合法建立小偏离线性化模型，针对稳态工作点计算出其状态空间模型的各个系统矩阵。

所述小偏离线性化模型的输入量 u 为燃油流量 W_{fm} ；状态变量 x 为高压转子转速 $XNLP$ 、低压转子转速 $XNHPC$ ；输出量 y 为高、低压转子转速，高压压气机出口静压 P 和低压涡轮进口总温 T ；并以稳态工作点上的相应参数值为基准值，即 (x_s, u_s, y_s) ，其中， x_s 表示稳态工作点上的状态变量、 u_s 表示稳态工作点上的输入量、 y_s 表示稳态工作点上的输出量。

令 Δx 、 Δu 分别为状态变量和输入量的偏离量， Δy 为输出量的偏离量，在稳态工作点 (x_s, u_s, y_s) 处可得小偏离线性化模型的状态空间方程如下：

$$\begin{cases} \Delta \dot{x} = A\Delta x + B\Delta u, \\ \Delta y = C\Delta x + D\Delta u, \end{cases} \quad (1)$$

其中， $\dot{\cdot}$ 表示一阶导数， $x = x_s + \Delta x, u = u_s + \Delta u, y = y_s + \Delta y$ ，然后由程序拟合计算出系统矩

阵 A, B, C, D 。

S1.2 建立卡尔曼滤波器：在稳态工作点 (x_s, u_s, y_s) 处建立的线性模型的基础上，对于输入不包含健康参数偏离量的发动机线性模型，形如下式：

$$\begin{cases} \Delta \dot{x} = A\Delta x + B\Delta u + w, \\ \Delta y = C\Delta x + D\Delta u + v, \end{cases} \quad (2)$$

式中， w 和 v 分别为系统噪声和测量噪声，并假设 w 和 v 为均值为零的高斯白噪声，其协方差矩阵分别为 Q 和 R 。接下来可以建立如下式的卡尔曼滤波器：

$$\begin{cases} \Delta \hat{x} = A\Delta \hat{x} + B\Delta u + K(\Delta y - \Delta \hat{y}), \\ \Delta \hat{y} = C\Delta \hat{x} + D\Delta u, \\ K = PC^T R^{-1}, \end{cases} \quad (3)$$

式中， $\hat{\cdot}$ 代表对变量的估计， K 表示卡尔曼增益矩阵； P 为公式 (4) 所示的黎卡提方程 (Riccati Equation) 的解：

$$AP + PA^T - PC^T R^{-1} CP + Q = 0. \quad (4)$$

S2 根据故障信号的幅值大小和软/硬切换规则，将航空发动机的输出信号输入到传感器硬故障诊断系统或软故障诊断系统中。

S3 设计航空发动机传感器硬故障诊断系统。

采用步骤 S1 中已建立的卡尔曼滤波器搭建传感器硬故障诊断系统，将航空发动机传感器测量参数的输出值输入到卡尔曼滤波器中，再将经过卡尔曼滤波器之后测量参数的估计值和传感器测量参数的输出值求差，二者之差即为对应卡尔曼滤波器的残差。

当某个或多个传感器测量值对应的卡尔曼滤波器残差的绝对值超出其自身的阈值（由传感器测量参数对应部件特性而定）时，就可以判断传感器发生了故障，并对其进行隔离，切断发生故障的传感器，由卡尔曼滤波器的估计值取代故障传感器的测量值反馈到控制器，实现信号的重构。

当某个或多个传感器测量值对应的卡尔曼滤波器残差值的绝对值小于阈值时，则可以判断传感器无故障，将传感器的输出反馈到控制器。

S4 设计航空发动机传感器软故障诊断系统。

发生传感器软故障时，传感器测量参数的输出值偏离正常值的幅值较小，极容易被干扰噪声淹没。因而不能通过简单地比较残差是否超过阈值来判断，需要采用一组卡尔曼滤波器，并对残差序列进行加权平方和的处理。具体如下：

S4.1 假设故障诊断模型中共用到 n 个输出参数，分别对应 n 个传感器，则采用 $n+1$ 个卡

尔曼滤波器；其中：卡尔曼滤波器 0 的输入 y_0 ，使用全部 n 个传感器测量值，代表正常状态；卡尔曼滤波器 i 的输入 y_i ，使用除去对应自身传感器外的其余所有 $n-1$ 个传感器测量值。卡尔曼滤波器的输入值 y_i 和滤波之后的估计输出值 $\hat{y}_i$ 之差即为残差。

S4.2 对卡尔曼滤波器 i 的残差求取加权平均和 $WSSR_i (i = 1, 2, 3, \dots)$ ，当某一个传感器发生故障时，发动机测量参数与滤波器估计输出之间残差的特性相应发生改变， $WSSR_i$ 就会发生较大的变化。再将每个滤波器的统计量 $WSSR_i$ 与正常模态的值 $WSSR_0$ 相减，得到统计量 SR_i ：

$$SR_i = WSSR_0 - WSSR_i.$$

S4.3 检测传感器软故障时，求取各统计量 $SR_i (i = 1, 2, 3, \dots)$ 中的最大值 $MAX(SR_i)$ ，将其与既定的阈值进行比较，如果没有超出阈值，则可以认为系统没有发生传感器故障，直接反馈传感器测量值到控制器；如果超出阈值，则认为 SR_i 最大值对应的传感器发生了故障；然后再依次判断其他 SR_i 值中的最大值是否超过阈值，直到检测出所有传感器。如果有故障时，则用卡尔曼滤波器的估计值取代故障传感器的测量值反馈到控制器，重构反馈信号。

S5 构建航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统。

根据故障信号的幅值大小和软/硬切换规则，将航空发动机的输出信号输入到传感器硬故障诊断系统或软故障诊断系统中。经软/硬故障诊断系统判断，当传感器无故障时，信号直接反馈到控制系统输入端；当传感器存在故障时，故障检测与诊断系统诊断出故障，及时报警，同时重构反馈信号，使发动机仍然处于正常的稳定工作状态；而不至于当发动机正常工作时，由于传感器的故障导致反馈信号的失真，使得整个系统出现严重后果。此时，针对航空发动机传感器软/硬故障建立的容错混杂控制系统就具有了容错能力，能在很大程度上缓解传感器故障对系统总体性能的负面影响。

本发明的有益效果：

本发明针对航空发动机传感器的故障诊断问题，设计了基于卡尔曼滤波器的容错混杂控制系统。其中所设计的软故障诊断系统通过对传感器测量值和一组卡尔曼滤波器估计值进行残差处理并对其加权平方求和，以比较已知阈值来进一步检测是否存在故障；所设计的硬故障诊断系统通过将传感器测量值和一个卡尔曼滤波器估计值的残差绝对值与已知阈值进行比较，以进一步检测是否存在故障。此航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统，实现了对航空发动机传感器软/硬故障的有效检测，并在发生传感器故障时对系统的真实状态加以估计，重构发动机正常工作时的传感器信号，从而实现对传感器软/硬故障的容错混杂控制，能够有效去除航空发动机传感器故障对系统总体性能产生的负面影响，从而保证了航空发动机控制系统在传感器故障存在情形下的稳定运行。该方法和采用硬件冗余提高传感器可靠性的设计方法相比，成本大大降低；同时该方法不仅能够实现传感器容错控制，还能够定位到是哪个

或哪几个传感器出现故障，还可以估计出现故障的大小及严重性。

附图说明

图 1 为航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统结构示意图；

图 2 为航空发动机传感器硬/软故障系统无容错控制的 W_{fm} 信号仿真图；图 2 (a) 为航空发动机传感器硬故障系统无容错控制的 W_{fm} 信号仿真图，图 2 (b) 为航空发动机传感器软故障系统无容错控制的 W_{fm} 信号仿真图。

图 3 为航空发动机传感器硬/软故障系统带有容错控制的 W_{fm} 信号仿真图；图 3 (a) 为航空发动机传感器硬故障系统带有容错控制的 W_{fm} 信号仿真图，图 3 (b) 为航空发动机传感器软故障系统带有容错控制的 W_{fm} 信号仿真图。

具体实施方式

下面结合附图对本发明作进一步说明。

图 1 为航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统的结构示意图。其中图 1 中左侧虚线框为航空发动机传感器硬故障诊断系统，图 1 中右侧虚线框为航空发动机传感器软故障诊断系统。

如图 1 所示，航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统根据故障信号的幅值大小和软/硬切换规则，将航空发动机的输出信号输入到传感器硬故障诊断系统或软故障诊断系统中；经软/硬故障诊断系统判断，当传感器无故障时，信号直接反馈到控制系统输入端；当传感器存在故障时，故障检测与诊断系统诊断出故障，及时报警，同时重构反馈信号，使发动机仍然处于正常的稳定工作状态；而不至于当发动机正常工作时，由于传感器的故障导致反馈信号的失真，使得整个系统出现严重后果。

如图 1 左侧虚线框所示，所设计的航空发动机传感器硬故障诊断系统中，传感器测量参数的输出值 y 和经过卡尔曼滤波器之后测量参数估计值之差即为残差 r ，若用 $\hat{y}$ 表示卡尔曼滤波器的估计值，则有： $r = \hat{y} - y$ 。当某个或多个传感器测量值对应的卡尔曼滤波器残差 r 的绝对值超出其自身的阈值时，就可以判断传感器发生了故障，并对其进行隔离，切断发生故障的传感器，由卡尔曼滤波器的估计值取代故障传感器的测量值反馈到控制器，实现信号的重构。当卡尔曼滤波器残差值 r 的绝对值小于阈值时，则可以判断传感器无故障，将传感器的输出反馈到控制器。

如图 1 右侧虚线框所示，所设计的航空发动机传感器软故障诊断系统中，滤波器 0 使用了所有的传感器测量值，代表正常状态。其他滤波器的输入 y_i 是除去相应自身传感器输出以外的其它所有传感器的输出。这么做的原因是，假设某个传感器发生了故障，由于只有和该

传感器对应的卡尔曼滤波器没有使用有故障的传感器的测量值，因此只有它得到的估计结果是正确的，而其余的卡尔曼滤波器由于都使用了有故障的传感器的测量值，所以其余的卡尔曼滤波器的估计结果都会不同程度的偏离准确值，这样就可以进一步判断出故障的存在。卡尔曼滤波器的输入值 y_i 和滤波之后的估计输出值 $\hat{y}_i$ 之差即为残差 r ，对于卡尔曼滤波器 i ，则有：

$$r_i = \hat{y}_i - y_i, \quad i = 0, 1, 2, 3, \dots$$

由此可以得到残差序列 r_i ，当传感器无故障且滤波过程趋于稳定时，残差向量 r_i 服从多维正态分布 $r_i \sim N(0, \sigma_i^2)$ ，因此可以构造传感器故障指示变量：

$$WSSR_i = (r_i)^T \cdot (\Sigma^i)^{-1} \cdot r_i,$$

$$\Sigma^i = \text{diag}[\sigma_i^2],$$

$WSSR_i$ (Weight Sum of Squared Residuals) 称为残差加权平方和，由于 $r_i \sim N(0, \sigma_i^2)$ ，所以 $WSSR_i$ 服从 χ^2 分布。当某一个传感器发生故障时，发动机测量参数与滤波器估计输出之间残差的特性相应发生改变， $WSSR_i$ 就会发生较大的变化。再将每个滤波器的统计量 $WSSR_i (i = 1, 2, 3, \dots)$ 与滤波器 0 的正常模态的值 $WSSR_0$ 相减，得到统计量 SR_i ：

$$SR_i = WSSR_0 - WSSR_i.$$

检测传感器软故障时，求取各统计量 $SR_i (i = 1, 2, 3, \dots)$ 中的最大值 $\text{MAX}(SR_i)$ ，将其与既定的阈值进行比较，如果没有超出阈值，则可以认为系统没有发生传感器故障，直接反馈传感器测量值到控制器；如果超出阈值，则认为 SR_i 最大值对应的传感器发生了故障；然后再依次判断其他 SR_i 值中的最大值是否超过阈值，直到检测出所有传感器。如果有故障时，则用卡尔曼滤波器的估计值取代故障传感器的测量值反馈到控制器，重构反馈信号。

本发明实施案例 1 和实施案例 2 分别加入低压转子转速 $XNLPC$ 传感器硬故障和软故障，并将传感器硬故障/软故障系统加容错混杂控制措施前后的反馈到控制器的主燃油流量 W_{fm} 信号作对比，通过仿真实例，验证航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统的容错效果。

图 2 为航空发动机传感器硬/软故障系统无容错控制的 W_{fm} 信号仿真图；图 2 (a) 为航空发动机传感器硬故障系统无容错控制的 W_{fm} 信号仿真图，图 2 (b) 为航空发动机传感器软故障系统无容错控制的 W_{fm} 信号仿真图。图 3 为航空发动机传感器硬/软故障系统带有容错控制的 W_{fm} 信号仿真图；图 3 (a) 为航空发动机传感器硬故障系统带有容错控制的 W_{fm} 信号仿真图，图 3 (b) 为航空发动机传感器软故障系统带有容错控制的 W_{fm} 信号仿真图。

在实施案例 1 中，加入低压转子转速 $XNLPC$ 传感器硬故障，模拟为：在 $t=20s$ 的时候，低压转子转速 $XNLPC$ 传感器输出突然增加 50 转，持续时间为 2 秒。由图 2 (a) 和图 3 (a)

可以看出,当传感器硬故障发生后,不加容错调整措施时,系统经过控制器的调整,虽然最终能达到稳定,但其动态过程的波动较大。加入容错控制措施后,传感器硬故障诊断系统及时诊断出故障,同时反馈卡尔曼滤波器的估计输出,重构反馈信号,使发动机仍然处于正常的稳定工作状态,系统动态过程的波动以及动态响应时间明显大幅度降低,起到了很好的容错控制效果。

在实施案例2中,加入低压转子转速 $XNLPC$ 传感器软故障,模拟选择随时间漂移的故障,以此来模拟传感器软故障,故障信号出现在20秒到30秒之间。由图2(b)和图3(b)可以看出,当传感器软故障发生后,不加容错调整措施时,随着时间的推移,故障系统输出信号逐渐偏离稳态值,直到 $t=30s$ 故障排除后才逐渐恢复到稳态值;加入容错控制措施后,漂移故障积累到一定程度,传感器软故障诊断系统中故障判断标志 $MAX(SR_i)$ 将会超过预先设置的阈值,从而触发信号重构开关,切换到卡尔曼滤波器的估计输出,使反馈到控制器的信号不会有太大波动,达到维持整个系统正常稳定的目的。

综上所述,本发明提出的针对航空发动机传感器的容错软硬混杂控制方法是可行的,该方法以基于卡尔曼滤波器的故障诊断为基础,实现对航空发动机传感器软/硬故障的检测,并在发生传感器故障时对系统的真实状态加以估计,从而实现对传感器软/硬故障的容错混杂控制,能够有效去除航空发动机传感器故障对系统总体性能产生的负面影响,使得系统更加稳定,各项性能指标更能满足要求。

以上所述实施例仅表达本发明的实施方式,但并不能因此而理解为对本发明专利的范围的限制,应当指出,对于本领域的技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干变形和改进,这些均属于本发明的保护范围。

权利要求书

1.一种针对航空发动机传感器故障诊断的容错软硬混杂控制方法，其特征在于，所述的控制方法以基于卡尔曼滤波器的故障诊断为基础，实现对航空发动机传感器软/硬故障的检测，并在发生传感器故障时对系统的真实状态加以估计，重构反馈信号，从而实现对传感器软/硬故障的容错混杂控制，步骤如下：

S1 根据航空发动机模型建立卡尔曼滤波器；

S2 根据故障信号的幅值大小和软/硬切换规则，将航空发动机的输出信号输入到传感器硬故障诊断系统或软故障诊断系统中；

S3 设计航空发动机传感器硬故障诊断系统；

采用步骤 S1 中已建立的卡尔曼滤波器搭建传感器硬故障诊断系统，将航空发动机传感器测量参数的输出值输入到卡尔曼滤波器中，再将经过卡尔曼滤波器之后测量参数的估计值和传感器测量参数的输出值求差，二者之差即为对应卡尔曼滤波器的残差；

当某个或多个传感器测量值对应的卡尔曼滤波器残差的绝对值超出其自身的阈值时，则判断传感器发生故障，并对其进行隔离，切断发生故障的传感器，由卡尔曼滤波器的估计值取代故障传感器的测量值反馈到控制器，实现信号的重构；

当某个或多个传感器测量值对应的卡尔曼滤波器残差值的绝对值小于阈值时，则判断传感器无故障，将传感器的输出反馈到控制器；

S4 设计航空发动机传感器软故障诊断系统；

发生传感器软故障时，采用一组卡尔曼滤波器，并对残差序列进行加权平方和的处理；

S4.1 假设故障诊断模型中共用到 n 个输出参数，分别对应 n 个传感器，则采用 $n+1$ 个卡尔曼滤波器；其中：卡尔曼滤波器 0 的输入 y_0 ，使用全部 n 个传感器测量值，代表正常状态；卡尔曼滤波器 i 的输入 y_i ，使用除去对应自身传感器外的其余所有 $n-1$ 个传感器测量值；卡尔曼滤波器的输入值 y_i 和滤波之后的估计输出值 $\hat{y}_i$ 之差即为残差；

S4.2 对卡尔曼滤波器 i 的残差求取加权平均和 $WSSR_i (i = 1, 2, 3, \dots)$ ，当某一个传感器发生故障时，发动机测量参数与滤波器估计输出之间残差的特性相应发生改变， $WSSR_i$ 发生变化；再将每个滤波器的统计量 $WSSR_i$ 与正常模态的值 $WSSR_0$ 相减，得到统计量 SR_i ：

$$SR_i = WSSR_0 - WSSR_i.$$

S4.3 检测传感器软故障时，求取各统计量 $SR_i (i = 1, 2, 3, \dots)$ 中的最大值 $MAX(SR_i)$ ，将其与既定的阈值进行比较，如果没有超出阈值，则可以认为系统没有发生传感器故障，直接反馈传感器测量值到控制器；如果超出阈值，则认为 SR_i 最大值对应的传感器发生了故障；然后再依次判断其他 SR_i 值中的最大值是否超过阈值，直到检测出所有传感器；如果有故障时，则用卡尔曼滤波器的估计值取代故障传感器的测量值反馈到控制器，重构反馈信号；

S5 构建航空发动机传感器容错软硬混杂控制系统；

根据故障信号的幅值大小和软/硬切换规则，将航空发动机的输出信号输入到传感器硬故障诊断系统或软故障诊断系统中；经软/硬故障诊断系统判断，当传感器无故障时，信号直接反馈到控制系统输入端；当传感器存在故障时，故障检测与诊断系统诊断出故障，及时报警，同时重构反馈信号，使发动机处于正常的稳定工作状态。

2.根据权利要求 1 所述的一种针对航空发动机传感器故障诊断的容错软硬混杂控制方法，其特征在于，所述的步骤 S1 建立卡尔曼滤波器具体步骤为：

S1.1 首先基于航空发动机部件级气动热力非线性模型，利用拟合法建立小偏离线性化模型，针对稳态工作点计算出其状态空间模型的各个系统矩阵；

所述小偏离线性化模型的输入量 u 为燃油流量 W_{fm} ；状态变量 x 为高压转子转速 $XNLP$ 、低压转子转速 $XNHPC$ ；输出量 y 为高、低压转子转速，高压压气机出口静压 P 和低压涡轮进口总温 T ；以稳态工作点上的相应参数值 (x_s, u_s, y_s) 为基准值，其中， x_s 表示稳态工作点上的状态变量、 u_s 表示稳态工作点上的输入量、 y_s 表示稳态工作点上的输出量；

令 Δx 、 Δu 分别为状态变量和输入量的偏离量， Δy 为输出量的偏离量，在稳态工作点 (x_s, u_s, y_s) 处可得小偏离线性化模型的状态空间方程如下：

$$\begin{cases} \Delta \dot{x} = A\Delta x + B\Delta u, \\ \Delta y = C\Delta x + D\Delta u, \end{cases} \quad (1)$$

其中， $x = x_s + \Delta x, u = u_s + \Delta u, y = y_s + \Delta y$ ，然后由程序拟合计算出系统矩阵 A, B, C, D ；

S1.2 建立卡尔曼滤波器：在稳态工作点 (x_s, u_s, y_s) 处建立的线性模型的基础上，对于输入不包含健康参数偏离量的发动机线性模型，形如下式：

$$\begin{cases} \Delta \dot{x} = A\Delta x + B\Delta u + w, \\ \Delta y = C\Delta x + D\Delta u + v, \end{cases} \quad (2)$$

式中， w 和 v 分别为系统噪声和测量噪声，并假设 w 和 v 为均值为零的高斯白噪声，其协方差矩阵分别为 Q 和 R ；建立如下式的卡尔曼滤波器：

$$\begin{cases} \Delta \dot{\hat{x}} = A\Delta \hat{x} + B\Delta u + K(\Delta y - \Delta \hat{y}), \\ \Delta \hat{y} = C\Delta \hat{x} + D\Delta u, \\ K = PC^T R^{-1}, \end{cases} \quad (3)$$

式中， $\hat{\cdot}$ 代表对变量的估计， K 表示卡尔曼增益矩阵； P 为公式 (4) 所示的黎卡提方程的解：

$$AP + PA^T - PC^T R^{-1} CP + Q = 0 \quad (4)。$$

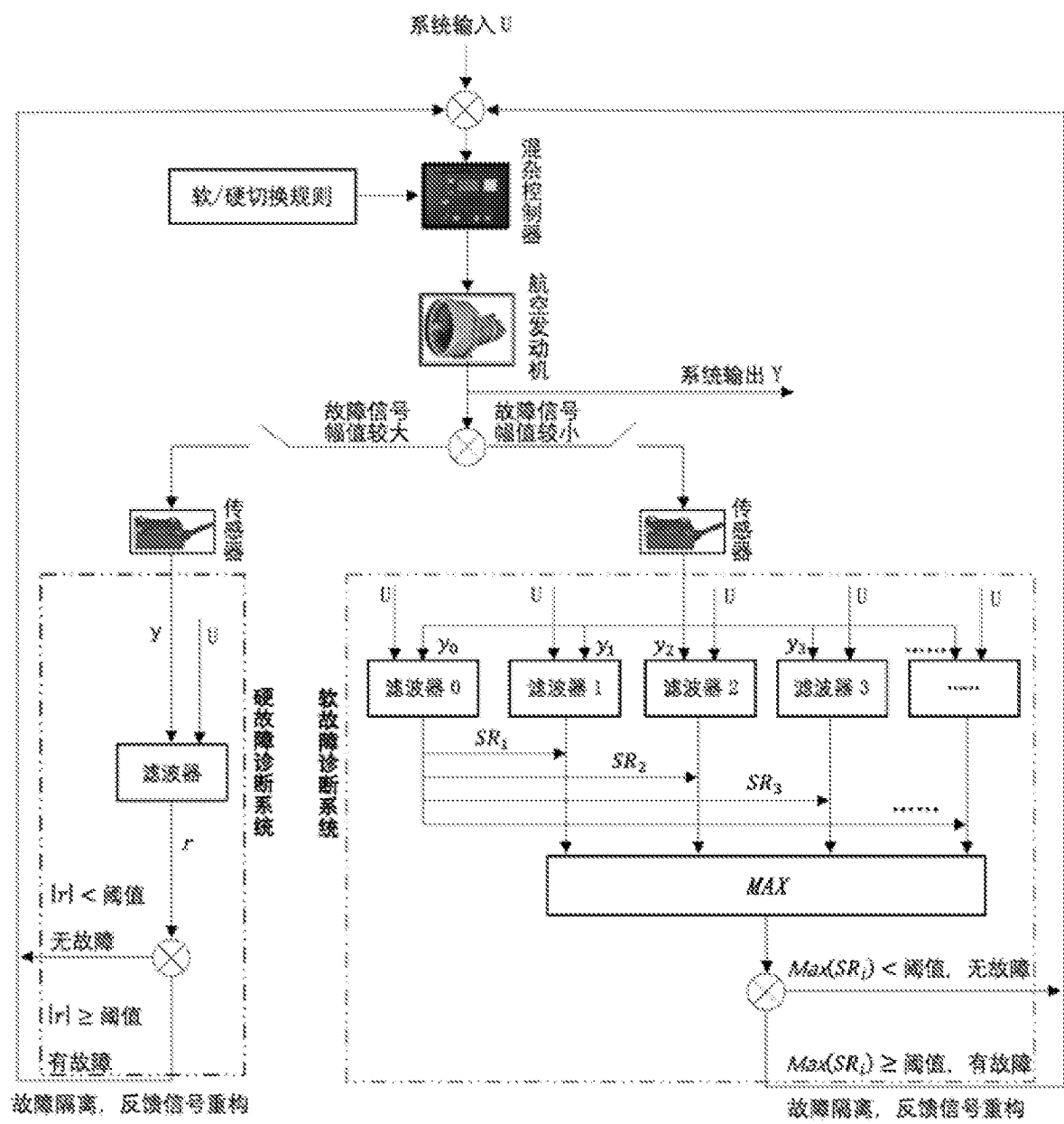


图 1

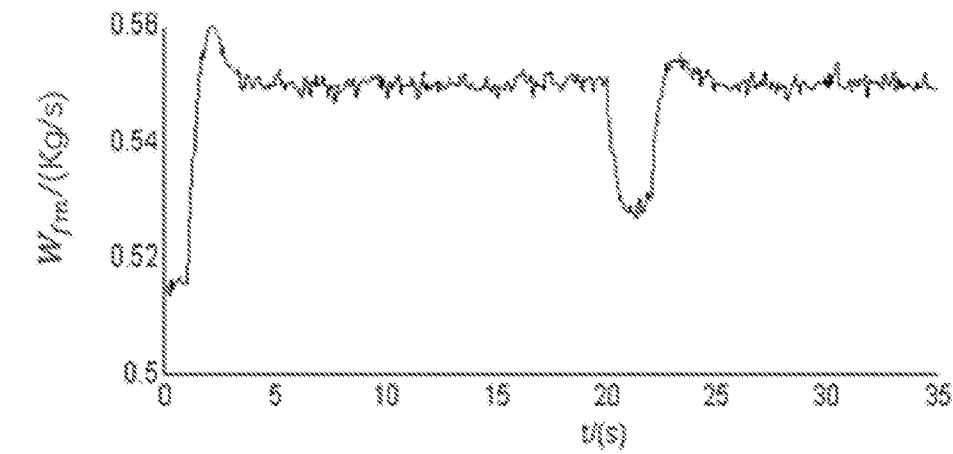


图 2(a)

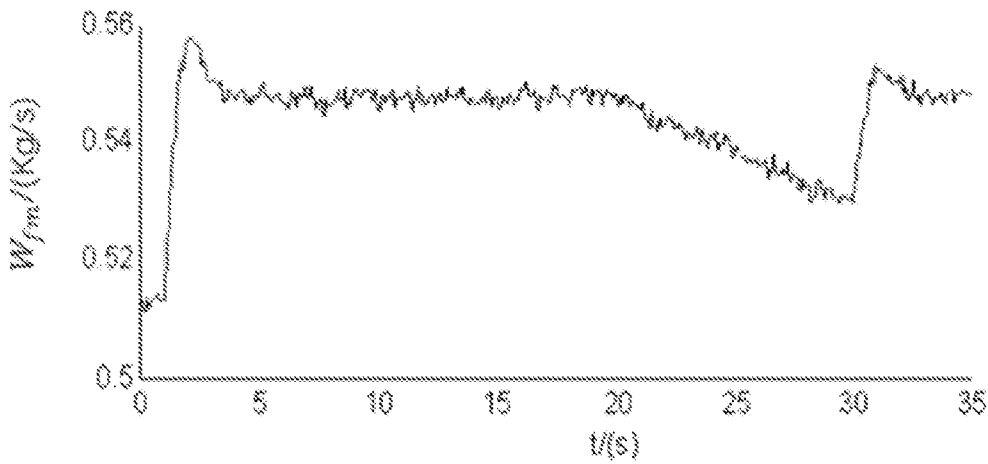


图 2(b)

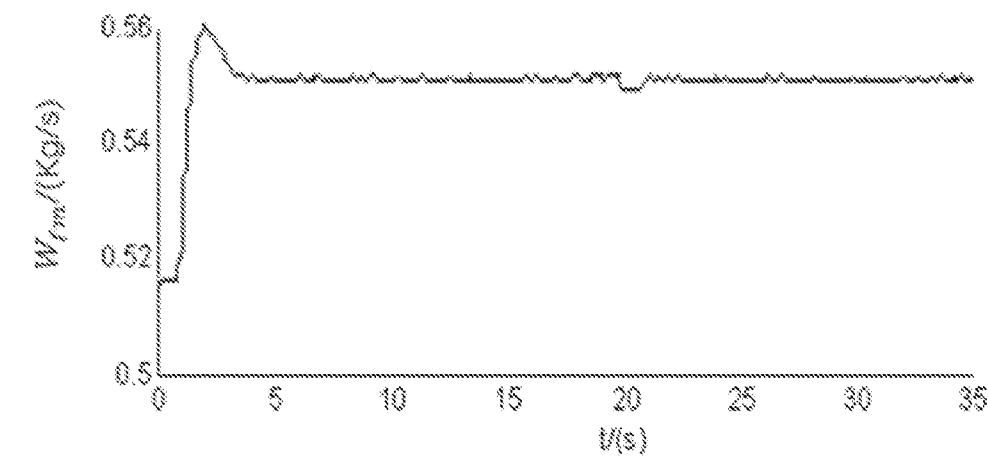


图 3(a)

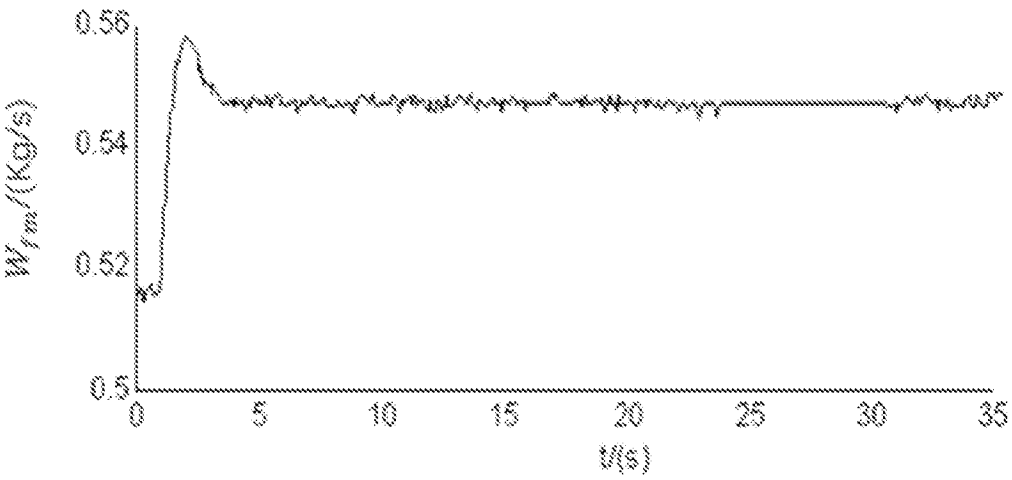


图 3(b)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2022/121216

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G05B 23/02(2006.01);G01D 18/00(2006.01);

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC: G05B, G01D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

VEN, CNABS, CNTXT, WOTXT, EPTXT, USTXT, CNKI, IEEE: 发动机, 传感器, 故障, 卡尔曼, 滤波, 残差, 加权, engine, sensor, fault, Kalman, filtering, residual, weight

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	韩冰洁 等 (HAN, Bingjie et al.). "一种基于故障匹配的多重故障诊断方法 (A Method of Multiple Fault Diagnosis Based on Fault Matching)" 航空计算技术 (Aeronautical Computing Technique), Vol. 45, No. 1, 31 January 2015 (2015-01-31), ISSN: 1671-654X, introduction, and sections 1-3	1
A	CN 103440418 A (CENTRAL SOUTH UNIVERSITY) 11 December 2013 (2013-12-11) entire document	1-2
A	CN 109857094 A (HANGZHOU DIANZI UNIVERSITY) 07 June 2019 (2019-06-07) entire document	1-2
A	US 9002678 B1 (KING FAHD UNIVERSITY OF PETROLEUM AND MINERALS) 07 April 2015 (2015-04-07) entire document	1-2



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"D" document cited by the applicant in the international application

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

14 April 2023

Date of mailing of the international search report

20 April 2023

Name and mailing address of the ISA/CN

China National Intellectual Property Administration (ISA/
CN)
China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao, Haidian District,
Beijing 100088

Facsimile No. (86-10)62019451

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2022/121216

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
CN	103440418	A	11 December 2013	None	
CN	109857094	A	07 June 2019	None	
US	9002678	B1	07 April 2015	None	

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2022/121216

A. 主题的分类

G05B 23/02 (2006.01) i; G01D 18/00 (2006.01) i

按照国际专利分类 (IPC) 或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献 (标明分类系统和分类号)

IPC: G05B, G01D

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

在国际检索时查阅的电子数据库 (数据库的名称, 和使用的检索词 (如使用))

VEN, CNABS, CNTXT, WOTXT, EPTXT, USTXT, CNKI, IEEE: 发动机, 传感器, 故障, 卡尔曼, 滤波, 残差, 加权, engine, sensor, fault, Kalman, filtering, residual, weight

C. 相关文件

类 型*

引用文件, 必要时, 指明相关段落

相关的权利要求

X

韩冰洁 等. “一种基于故障匹配的多重故障诊断方法”
《航空计算技术》, 第45卷, 第1期, 2015年1月31日 (2015 - 01 - 31),
ISSN: 1671-654X,
引言, 第1-3节

1

A

CN 103440418 A (中南大学) 2013年12月11日 (2013 - 12 - 11)
全文

1-2

A

CN 109857094 A (杭州电子科技大学) 2019年6月7日 (2019 - 06 - 07)
全文

1-2

A

US 9002678 B1 (KING FAHD UNIVERSITY OF PETROLEUM AND MINERALS) 2015年4月7日
(2015 - 04 - 07)
全文

1-2

☐ 其余文件在C栏的续页中列出。☒ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型:

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“D” 申请人在国际申请中引证的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的)

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期

2023年4月14日

国际检索报告邮寄日期

2023年4月20日

ISA/CN的名称和邮寄地址

中国国家知识产权局

中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088

传真号 (86-10)62019451

授权官员

孙韬敏

电话号码 (+86) 010-53961420

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2022/121216

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN	103440418	A	2013年12月11日	无	
CN	109857094	A	2019年6月7日	无	
US	9002678	B1	2015年4月7日	无	