

(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
2025 年 2 月 6 日 (06.02.2025)



(10) 国际公布号
WO 2025/025317 A1

(51) 国际专利分类号:
G06F 30/20 (2020.01) **G01M 15/14** (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2023/120425

(22) 国际申请日: 2023 年 9 月 21 日 (21.09.2023)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
202310968706.6 2023年8月2日 (02.08.2023) CN

(71) 申请人:清华大学(TSINGHUA UNIVERSITY) [CN/CN]; 中国北京市海淀区清华园, Beijing 100084 (CN)。中国航发沈阳发动机研究所(AECC SHENYANG ENGINE RESEARCH INSTITUTE) [CN/CN]; 中国辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号, Liaoning 110015 (CN)。

(72) 发明人:朱旭(ZHU, Xu); 中国北京市海淀区清华园, Beijing 100084 (CN)。张轲(ZHANG, Ke); 中国辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号, Liaoning 110015 (CN)。郑培英(ZHENG, Peiying); 中国辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号, Liaoning 110015 (CN)。温孟阳(WEN, Mengyang); 中国北京市海淀区清华园, Beijing 100084 (CN)。杨合理(YANG, Heli); 中国北京市海淀区清华园, Beijing 100084

(CN)。 娄方远(LOU, Fangyuan); 中国北京市海淀区清华园, Beijing 100084 (CN)。

(74) 代理人:北京安信方达知识产权代理有限公司(AFD CHINA INTELLECTUAL PROPERTY LAW OFFICE); 中国北京市海淀区学清路38号(B座)21层2108, Beijing 100083 (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, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, 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, CV, 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, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF,

(54) **Title:** METHOD AND APPARATUS FOR EVALUATING TEMPERATURE DISTRIBUTION FACTOR OF TURBINE ENGINE COMBUSTOR OUTLET

(54) 发明名称: 评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法及装置

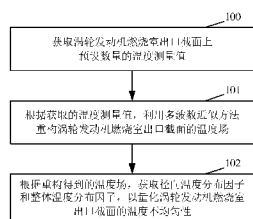


图 1

- 100 Acquire a preset number of temperature measurement values on the cross section of a turbine engine combustor outlet
- 101 On the basis of the acquired temperature measurement values, use a multi-wavenumber approximation method to reconstruct a temperature field of the cross section of the turbine engine combustor outlet
- 102 On the basis of the reconstructed temperature field, acquire a radial temperature distribution factor and an overall temperature distribution factor, to quantify the cross section of the temperature non-uniformity of the turbine engine combustor outlet

(57) **Abstract:** The present application discloses a method and apparatus for evaluating the temperature distribution factor of a turbine engine combustor outlet. The temperature non-uniformity of a turbine engine combustor is simply and accurately predicted, and costs are reduced. Embodiments of the present application effectively solve the problem of hot spot related features in a reconstructed temperature field, by means of sparse measurement, allows for acquisition of a radial temperature distribution factor almost the same as that obtained by means of actual measurement, and have high practicability.

(57) **摘要:** 本申请公开了一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法及装置, 简单、准确地预测涡轮发动机燃烧室的温度非均匀性, 且降低成本。本申请实施例有效地解决了热斑相关特征在重构温度场中的问题, 并使用稀疏测量获得了与实际测量几乎相同的径向温度分布因子, 实用性强。

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))。

评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法及装置

技术领域

本申请涉及但不限于燃气涡轮发动机技术，尤指一种评估涡轮发动机
5 燃烧室的出口温度分布因子的方法及装置。

背景技术

燃气涡轮发动机广泛用于各种应用领域，包括飞机推进、发电和海上
10 推进等。燃气涡轮发动机中，燃烧室出口截面上的温度场是复杂且不稳定的，存在大的径向和周向变化。目前，用于表征燃烧室出口温度非均匀性的方法需要旋转靶子进行数百个周向测点测量，费时且成本高昂。

如何简单、准确地量化涡轮发动机燃烧室的温度非均匀性，成为亟需解决的技术问题。

15 发明概述

本申请提供一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法及装置，能够解决上述任意技术问题。

本申请实施例提供了一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，包括：

20 获取涡轮发动机燃烧室出口截面上预设数量的温度测量值；

根据获取的温度测量值，利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场；

根据重构得到的温度场，获取径向温度分布因子和整体温度分布因子，以量化涡轮发动机燃烧室出口截面的温度不均匀性。

25 在一种示例性实例中，所述重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场之后，所述获取径向温度分布因子和整体温度分布因子之前，还包括：

基于皮尔逊相关系数评估所述重构的温度场的置信度。

在一种示例性实例中，所述皮尔逊相关系数 ρ 的计算公式如下：

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^m T_{fit,i} - (\sum_{i=1}^m T_i \sum_{i=1}^m T_{fit,i})/m}{\sqrt{(\sum_{i=1}^m T_i^2 - (\sum_{i=1}^m T_i)^2/m)(\sum_{i=1}^m T_{fit,i}^2 - (\sum_{i=1}^m T_{fit,i})^2/m)}};$$

其中, T_i 表示测量的与第 i 个波数相关的真实温度值, $T_{fit,i}$ 表示所述重构后得到的温度场的与第 i 个波数相关的温度值, 脚标 i 用于指示与第 i 个波数相关的参数。

5 在一种示例性实例中, 所述重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场之后, 所述获取径向温度分布因子和整体温度分布因子之前, 还包括:

基于以下参数之一或任意组合评价重构的温度场的精确度: 径向温度变化、整体温度变化、周向温度变化、周向平均径向温度分布参数。

在一种示例性实例中, 对于基于所述径向温度变化评价重构的温度场的精确度的情况, 所述径向温度变化 RTV 的计算公式如下:

$$10 \quad RTV = \frac{\bar{T}_{4,max}^{cir} - \bar{T}_4^{area}}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } \bar{T}_{4,max}^{cir} \text{ 表示所述涡轮发动机燃烧室出口的周向平均最大温度, } \bar{T}_4^{area} \text{ 表示所述涡轮发动机燃烧室出口的区域平均温度;}$$

对于基于所述整体温度变化评价重构的温度场的精确度的情况, 所述整体温度变化 OTV 的计算公式如下:

$$OTV = \frac{T_{4,max} - \bar{T}_4^{area}}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } T_{4,max} \text{ 表示燃烧室出口的最大温度;}$$

15 对于基于所述周向温度变化评价重构的温度场的精确度的情况, 所述周向温度变化 CTV 的计算公式如下:

$$CTV(r) = \frac{T_{4,max}(r) - \bar{T}_4^{area}}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } T_{4,max}(r) \text{ 表示在径向 } r \text{ 的圆周位置内最高温度;}$$

20 对于基于所述周向平均径向温度分布参数评价重构的温度场的精确度的情况, 所述周向平均径向温度分布参数 RTP 的计算公式如下:

$$RTP(r) = \frac{\bar{T}_4^{cir}(r)}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } \bar{T}_4^{cir}(r) \text{ 表示在径向 } r \text{ 位置沿周向平均温度值。}$$

在一种示例性实例中, 使用以下任一或任意组合方式获取所述温度测量值: 热电偶、燃气分析、激光诱导荧光或红外热成像等测量技术。

在一种示例性实例中, 所述预设数量为少于 20。

25 在一种示例性实例中, 所述利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场包括: 通过下面公式计算:

$T_{r=R}(\theta) \approx c_0 + \sum_{j=1}^N (a_i \sin(W_{n,i}\theta) + b_i \cos(W_{n,i}\theta))$; 其中,

$T(\theta)$ 表示半径为 R , 位置为 θ 处的温度场, c_0 表示温度信号的直流分量, W_n 表示所选取的主导波数, $a_i = A_i \cos \varphi_i$, $b_i = A_i \sin \varphi_i$, 其中, A 和 φ 分别表示第 i 波数相关所述温度的幅度和相位, 脚标 i 用于指示与第 i 波数相关的参数, N 表示主导波数的数目。

在一种示例性实例中, 基于所述重构得到的温度场沿周向积分, 获取所述径向温度分布因子和所述整体温度分布因子。

在一种示例性实例中, 还包括: 根据所述获取的径向温度分布因子和整体温度分布因子优化所述涡轮发动机燃烧室的冷却气流的分布。

在一种示例性实例中, 所述涡轮发动机燃烧室出口截面包括: 单头部燃烧室出口截面, 或双头部扇形燃烧室出口截面, 或全环形燃烧室出口截面。

本申请实施例还提供一种计算机可读存储介质, 存储有计算机可执行指令, 所述计算机可执行指令用于执行上述任一项所述评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法。

本申请实施例再提供一种实现评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的设备, 包括存储器和处理器, 其中, 存储器中存储有以下可被处理器执行的指令: 用于执行上述任一项所述的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法的步骤。

本申请实施例又提供一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的装置, 包括: 获取模块、重构模块, 以及评估模块; 其中,

获取模块, 用于获取涡轮发动机燃烧室出口截面上预设数量的温度测量值;

重构模块, 用于根据获取的温度测量值, 利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场;

评估模块, 用于根据重构得到的温度场, 获取径向温度分布因子和整体温度分布因子, 以量化涡轮发动机燃烧室出口截面的温度不均匀性。

在一种示例性实例中, 所述重构模块还用于: 基于皮尔逊相关系数评

估所述重构的温度场的置信度。

在一种示例性实例中，所述重构模块还用于：基于以下参数之一或任意组合评价所述重构的温度场的精确度：径向温度变化、整体温度变化、周向温度变化、周向平均径向温度分布参数。

5 通过本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，简单、准确地预测涡轮发动机燃烧室的温度非均匀性，且降低成本。本申请实施例有效地解决了热斑相关特征在重构温度场中的问题，并使用稀疏测量获得了与实际测量几乎相同的径向温度分布因子，实用性强。

10 本发明的其它特征和优点将在随后的说明书中阐述，并且，部分地从说明书中变得显而易见，或者通过实施本发明而了解。本发明的目的和其他优点可通过在说明书、权利要求书以及附图中所特别指出的结构来实现和获得。

15 附图概述

附图用来提供对本申请技术方案的进一步理解，并且构成说明书的一部分，与本申请的实施例一起用于解释本申请的技术方案，并不构成对本申请技术方案的限制。

20 图 1 为本申请实施例中评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法的流程示意图；

图 2 为本申请实施例中利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场的过程演示示意图；

图 3(a)为相关技术中发动机燃烧室出口的实际测量的时均温度场示意图；

25 图 3(b)为本申请实施例应用于单头部燃烧室的场景中发动机燃烧室出口重构的温度场示意图；

图 4 为本申请实施例应用于单头部燃烧室的场景中，从实验结果和重构数据集中获得的 RTP 的对比示意图；

图 5(a)为本申请实施例应用于双头部扇形燃烧室的场景中，两次独立测量的无量纲温度分布示意图；

图 5(b) 为本申请实施例应用于双头部扇形燃烧室的场景中重构的温度分布示意图；

5 图 6 为本申请实施例应用于双头部扇形燃烧室，测量 a 实验和重构温度场径向温度分布 RTP 的比较图；

图 7 为本申请实施例应用于双头部扇形燃烧室，测量 b 实验和重构温度场径向温度分布 RTP 的比较图；

图 8(a)为典型环管形燃烧室的出口截面测量的温度场示意图；

10 图 8(b) 为本申请实施例应用于全环形燃烧室中重构的温度分布示意图；

图 9 为本申请实施例应用于全环形燃烧室，从实验中和重构的温度场获得的 RTP 比较示意图；

15 图 10 为本申请实施例中评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的装置的组成结构示意图。

详述

为使本申请的目的、技术方案和优点更加清楚明白，下文中将结合附图对本申请的实施例进行详细说明。需要说明的是，在不冲突的情况下，20 本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互任意组合。

为了便于理解本申请，下面将参照相关附图对本申请进行更全面的描述。附图中给出了本申请的实施例。但是，本申请可以以许多不同的形式来实现，并不限于本文所描述的实施例。相反地，提供这些实施例的目的是使本申请的公开内容更加透彻全面。

25 除非另有定义，本文所使用的所有的技术和科学术语与属于本申请的技术领域的技术人员通常理解的含义相同。本文中在本申请的说明书中所使用的术语只是为了描述具体的实施例的目的，不是旨在于限制本申请。

在航空发动机的转动部件（压气机和涡轮）中，相关技术提出应用多

波数近似的方法预测流场。对于航空发动机的燃烧室，其位置位于压气机和涡轮之间，结构与转动部件（压气机和涡轮）存在着较大的差异，其设计目标是在任何条件下保持稳定燃烧并且出口温度场均匀。借鉴在压气机和涡轮中使用的方法，尝试使用一种多波数近似方法来重构燃烧室温度场，
5 需要检验本方法可以适用于部件级燃烧室或全环形燃烧室等场景，验证重构的温度场的精度满足期望。

图 1 为本申请实施例中评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法的流程示意图，如图 1 所示，可以包括：

步骤 100：获取涡轮发动机燃烧室出口截面上预设数量的温度测量值。

10 在一种示例性实例中，在涡轮发动机燃烧室出口布置测量探针位置，以在涡轮发动机燃烧室出口截面上获取预设数量的温度测量值。

在一种示例性实例中，温度测量值包括少于 20 的少量离散的测量值。

在一种示例性实例中，可以使用以下任一或任意组合方式获取温度测量值：热电偶、燃气分析、激光诱导荧光或红外热成像等测量技术。

15 步骤 101：根据获取的温度测量值，利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场。

本申请实施例中利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场的过程如图 2 所示。在一种示例性实例中，步骤 101 中的利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场，可以通过公式

20 (1)计算：

$$T_{r=R}(\theta) \approx c_0 + \sum_{i=1}^N (a_i \sin(W_{n,i}\theta) + b_i \cos(W_{n,i}\theta)) \quad (1)$$

公式(1)中， $T(\theta)$ 表示半径为 R ，位置为 θ 处的温度场， c_0 表示温度信号的直流分量， W_n 表示所选取的主导波数， $a_i = A_i \cos \varphi_i$ 和 $b_i = A_i \sin \varphi_i$ ，其中， A 和 φ 分别表示第 i 波数相关温度的幅度和相位，脚标 i 用于指示与第
25 i 个波数相关的参数， N 表示主导波数的数目。其中，主导波数指主导波束的波数（Wavenumber）即波束沿周向重复的次数。

理论上，空间周期为 2π 的半径为 R 的燃烧室出口截面处的稳态（时均）温度场可以如公式(2)所示，用不同波数的无限序列来描述：

$$T_{r=R}(\theta) = c_0 + \sum_{i=1}^{\infty} (A_i \sin(W_{n,i}\theta + \varphi_i)) \quad (2)$$

公式(2)中, $T(\theta)$ 表示半径为 R , 位置为 θ 处的温度场, c_0 表示温度信号的直流分量, W_n 表示波数, A 和 φ 分表表示温度信号的幅度和相位, 脚标 i 用于指示与第 i 波数相关的参数。定义 $a_i = A_i \cos \varphi_i$, $b_i = A_i \sin \varphi_i$, 那么公式(2)可以转换为如公式(3)所示:

$$T_{r=R}(\theta) = c_0 + \sum_{i=1}^{\infty} (a_i \sin(W_{n,i}\theta) + b_i \cos(W_{n,i}\theta)) \quad (3)$$

以航空发动机燃烧室为例, 航空发动机燃烧室的温度流场沿着圆周方向通常由少数几个波数主导, 因此, 不用使用方程(3)或(4)中描述的无限数量的波数。燃烧室的温度流场中的圆周流动可以采用几个(如 N 个)主导波数来近似, 从而得到如公式(1)所示。公式(1)是本申请实施例中重构圆周流场的公式, 由于公式(1)将公式(2)中的未知数数量从无穷大减小到 $2N + 1$, 因此, 当确定了所有主导波数 W_n 的幅度和相位, 则可以使用公式(1)来重构圆周流场。

在一种示例性实例中, 为了求解包含 $2N + 1$ 个未知数的方程, 需要在不同圆周位置测量的最少数量的数据点包括: $\theta = (\theta_1, \theta_2, \theta_3, \dots, \theta_m)$ 。该系统可以描述为: $AF = T$, 其中, A 称为设计矩阵, 维度为 $m \times (2N + 1)$, F 表示包含 $2N + 1$ 个未知系数的向量, T 表示包含来自不同圆周位置的所有测量数据点的 m 个元素向量。 A 、 F 和 T 的数学表达式如下所示:

$$A = \begin{pmatrix} \sin W_{n,1}\theta_1 & \cos W_{n,1}\theta_1 & \cdots & \sin W_{n,N}\theta_1 & \cos W_{n,N}\theta_1 & 1 \\ \sin W_{n,1}\theta_2 & \cos W_{n,1}\theta_2 & \cdots & \sin W_{n,N}\theta_2 & \cos W_{n,N}\theta_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \sin W_{n,1}\theta_m & \cos W_{n,1}\theta_m & \cdots & \sin W_{n,N}\theta_m & \cos W_{n,N}\theta_m & 1 \end{pmatrix},$$

其中, $W_{n,1}$ 、 $W_{n,2}$... $W_{n,N}$ 表示 N 个主导波数, $\theta = (\theta_1, \theta_2, \theta_3, \dots, \theta_m)$ 表示在不同圆周位置上的 m 个测点。

$$F = \begin{pmatrix} a_1 \\ b_1 \\ \vdots \\ a_N \\ b_N \\ c_0 \end{pmatrix}, \quad T = \begin{pmatrix} T(\theta_1) \\ T(\theta_2) \\ \vdots \\ T(\theta_m) \end{pmatrix}.$$

求解方程中描述的 N 个主导波数, 向量 T 中数据点的个数必须大于未知

系数的个数, 即 $m \geq 2N+1$ 。然而, 在实践应用中, 由于 $T(\theta)$ 的不确定性, 重构信号包含误差, 评估重构信号的置信度至关重要, 这需要 $T(\theta)$ 中的额外数据点, 因此, 至少需要 $2N+2$ 个测量点来表征 N 个主导波数。但是, 这样又会产生一个方程多于未知数的超定系统。

- 5 设计矩阵 A 的条件数是主导波数 W_n 和测量位置 θ 的函数。矩阵条件数的计算公式有多种, 本实施例中可以采用二范数进行向量和矩阵范数计算。条件数使用 $k = \|A\| \|A^+\|$ 来计算, 其中, A^+ 是方阵 A 的逆, 或者是非方阵 A 的穆尔-彭罗斯 (Moore-Penrose) 广义逆矩阵。使用一组选定的 W_n , A 的条件数衡量重构温度对探针放置误差的敏感程度。通过上述分析可以得出, 最佳测量位置对应最小设计矩阵 A 的条件数。
- 10

步骤 102: 根据重构得到的温度场, 获取径向温度分布因子和整体温度分布因子, 以量化涡轮发动机燃烧室出口截面的温度不均匀性。

- 燃气涡轮发动机燃烧室出口处的温度场是高度三维的, 具有较大的径向和周向变化。温度分布因子 (TDF) 用于量化燃烧室出口处的温度不均匀性。两个广泛采用的参数包括径向 TDF (RTDF) 和整体 TDF (OTDF), 其中, RTDF 是用于测量周向平均温度场不均匀性的剖面因子, OTDF 是用于测量最热斑与平均温度的差异的模式因子。RTDF 和 OTDF 的表示分别如公式(4)和公式(5)所示:
- 15

$$\text{RTDF} = \frac{\overline{T_{4,\max}^{\text{cir}}} - \overline{T_4^{\text{area}}}}{\overline{T_4^{\text{area}}} - \overline{T_3^{\text{area}}}}$$

20 (4)

$$\text{OTDF} = \frac{\overline{T_{4,\max}^{\text{area}}} - \overline{T_4^{\text{area}}}}{\overline{T_4^{\text{area}}} - \overline{T_3^{\text{area}}}}$$

(5)

- 公式(4)、公式(5)中, T_3 表示燃烧室进口的温度, T_4 表示燃烧室出口的温度, 上标 area 表示区域平均, 上标 cir 表示周向平均, max 表示最大。
- 25 公式(4)、公式(5)中, $\overline{T_{4,\max}^{\text{cir}}}$ 表示燃烧室出口的周向平均最大温度, $\overline{T_4^{\text{area}}}$ 表示燃烧室出口的区域平均温度, $\overline{T_3^{\text{area}}}$ 表示燃烧室进口的区域平均温度, $\overline{T_{4,\max}}$ 表示燃烧室出口的最大温度。

在一种示例性实例中, 可以基于重构得到的温度场沿周向积分, 获取

径向温度分布因子和整体温度分布因子。

本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，简单、准确地预测涡轮发动机燃烧室的温度非均匀性，且降低成本。

本申请实施例有效地解决了热斑相关特征在重构温度场中的问题，并使用
5 稀疏测量获得了与实际测量几乎相同的径向温度分布因子，实用性强。

在一种示例性实例中，在步骤 101 中重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场之后，步骤 102 之前，还可以包括：

基于皮尔逊相关系数评估重构的温度场的置信度。

为了评估重构信号的置信度，在一种实施例中，使用皮尔逊相关系数
10 ρ 来针对重构的圆周流场，预测的流动特性与所有测量位置的实际值的一致性，以评估重构的温度场的置信度。皮尔逊相关系数 ρ 的计算如公式(6)所示：

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^m T_{fit,i} - (\sum_{i=1}^m T_i \sum_{i=1}^m T_{fit,i})/m}{\sqrt{(\sum_{i=1}^m T_i^2 - (\sum_{i=1}^m T_i)^2/m)(\sum_{i=1}^m T_{fit,i}^2 - (\sum_{i=1}^m T_{fit,i})^2/m)}} \quad (6)$$

公式(6)中， T_i 表示测量的真实信号值， $T_{fit,i}$ 表示重构后得到的信号值，
15 脚标*i*用于指示与第*i*个波数相关的参数。皮尔逊相关系数 ρ 的范围在 0 和 1 之间。对于重构良好的圆周流场，预测的流动特性应与所有测量位置的实际值一致，皮尔逊相关系数 ρ 的值接近 1，反之，皮尔逊相关系数 ρ 的值远离 1。在本申请实施例中， T_i 表示步骤 100 获取的与第*i*个波数相关的温度测量值， $T_{fit,i}$ 表示步骤 101 重构后得到的温度场中与第*i*个波数相关的温度
20 值。

在一种示例性实例中，在步骤 101 中重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场之后，步骤 102 之前，还可以包括：

基于以下参数之一或任意组合评价重构的温度场的精确度：径向温度变化、整体温度变化、周向温度变化、周向平均径向温度分布参数。

25 为了评估重构信号的精确度，本申请实施例中引入以下一些参数定义。如公式(4)和公式(5)所示，在 RTDF 和 OTDF 的定义中包含有 $(\bar{T}_4^{area} - \bar{T}_3^{area})$ ，但是，缺少燃烧室入口的区域平均温度 $\bar{T}_3^{area}$ ，本申请实施例中，使用燃烧

室出口的区域平均温度 $\bar{T}_4^{\text{area}}$ 来定义如下参数指标:

比如: 燃烧室出口的径向温度变化 (RTV, Radial Temperature Variation), 用于表征燃烧室出口的周向平均温度场的不均匀性。RTV 的计算公式如公式(7)所示:

$$\text{RTV} = \frac{\bar{T}_{4,\text{max}}^{\text{cir}} - \bar{T}_4^{\text{area}}}{\bar{T}_4^{\text{area}}} \quad (7)$$

再如: 整体温度变化 (OTV, Overall Temperature Variation), 用于表征最热斑与平均温度的偏差, OTV 的计算公式如公式(8)所示:

$$\text{OTV} = \frac{T_{4,\text{max}} - \bar{T}_4^{\text{area}}}{\bar{T}_4^{\text{area}}} \quad (8)$$

RTV 与 RTDF 的关系如公式(9)所示, OTV 与 OTDF 的关系如公式(10)所示:

$$\text{RTV} = C_0 \text{RTDF} \quad (9)$$

$$\text{OTV} = C_0 \text{OTDF} \quad (10)$$

公式(9)、公式(10)中的 C_0 如公式(11)所示:

$$C_0 = \frac{\bar{T}_4^{\text{area}} - \bar{T}_3^{\text{area}}}{\bar{T}_4^{\text{area}}} \quad (11)$$

从本申请实施例中的 RTV 和 OTV 的定义可以看出, RTV 与 RTDF、OTV 与 OTDF 都是线性关系。

又如: 周向温度变化 (CTV, Circumferential Temperature Variation), 用来评估热斑的温度偏差幅度。CTV 的计算公式如公式(12)所示:

$$\text{CTV}(r) = \frac{T_{4,\text{max}}(r) - \bar{T}_4^{\text{area}}}{\bar{T}_4^{\text{area}}} \quad (12)$$

公式(12)中, $T_{4,\text{max}}(r)$ 表示在径向 r 的圆周位置内最高温度。

还如: 周向平均径向温度分布 (RTP, circumferentially averaged Radial

Temperature Profile)，RTP 的计算公式如公式(13)所示：

$$\text{RTP}(r) = \frac{\overline{T}_4^{\text{cir}}(r)}{\overline{T}_4^{\text{area}}}$$

(13)

公式(13)中， $\overline{T}_4^{\text{cir}}(r)$ 表示在径向 r 位置沿周向平均温度值。

5 本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，可以应用于部件级燃烧室试验，比如单头部燃烧室、双头部扇形燃烧室，也可应用于全环形燃烧室，如直流式全环形燃烧室、折流式全环形燃烧室，以及环管形燃烧室等。本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法具有鲁棒性，易于实现。使用本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，通过减少周向测点，进而显著降低了燃气涡轮发动机研制过程中的试验验证成本。本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法还可用于航空发动机运维过程中的实时健康监测。

15 本申请还提供一种计算机可读存储介质，存储有计算机可执行指令，所述计算机可执行指令用于执行上述任一项所述的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法。

20 本申请再提供一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的设备，包括存储器和处理器，其中，存储器中存储有以下可被处理器执行的指令：用于执行上述任一项所述的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法的步骤。

为了验证本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法的精确度，下面以几个实际应用场景进行描述。

25 在一种示例性实例中，本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法应用于单头部燃烧室的场景，在一种实施例中，选择 Rolls-Royce 公司航空发动机单头部燃烧室为例。图 3(a)显示了发动机燃烧室出口的实际测量的时均温度场，这是相关技术中公开的单头部燃烧室的测量结果，该测量结构是使用 90 个测量点（如图中的小黑点表示）制作的等温线，包括整个燃烧室 10 个径向位置和 9 个圆周位置。从图 3(a)

可见，在燃烧室出口处观察到明显的温度不均匀性，测得的无量纲温度范围是 $0.68 < T/\bar{T} < 1.21$ 。此外，从图 3(a)可见，沿圆周方向和径向方向都存在显著的不均匀性，比如沿径向测得的无量纲温度范围是 $0.74 < T/\bar{T} < 1.14$ ，而沿周向测得的无量纲温度范围是 $0.97 < T/\bar{T} < 1.05$ 。从图 3(a)还

可见，在喷油嘴的位置上有明显的热斑，温度分布比较对称。

图 3(b)显示了采用本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，使用五个圆周位置的测量值重构的温度场，位置如图 3(b)中的小黑点所示。测量位置经过仔细选择，使得最佳测量位置对应最小设计矩阵A的条件数k，以实现上文中讨论的设计矩阵A的小条件数(本实施例中 $k = 1.61$)。在一种实施例中，可以选择波数等于燃烧室数目的单个小波来重构所有半径处的周向温度分布。如图 3(b)所示，重构的温度场很好地捕捉到了热斑，包括这些热斑的位置、面积和强度。然而，在端壁区域重构的温度分布和实验结果之间存在偏差。比如底部端壁附近重构的温度分布与实验中观察到的结构不同，这是由于只选择了一个小波来重构温度分布。因此，在燃烧室单头部覆盖周向范围内只有一个低温点，而不是在实验中观察到的下端壁区域附近的两个低温点。图 4 比较了从实验结果和重构数据集中获得的 RTP，如图 4 所示，最大偏差小于 1.6%，重构温度与实验测量值对比，取得了良好的一致性。需要说明的是，尽管测量温度场和重构温度场之间端壁区域附近的详细温度分布存在偏差，但是，

由于端壁区域附近沿圆周方向的温度不均匀性较弱，因此，这种偏差并不会影响平均径向温度的一致性。

此外，本申请实施例中重构的温度场的 RTV 与实验产生了极好的一致性，偏差仅为 0.8 点，如表 1 所示，表 1 为单头部燃烧室实验和重构的 RTV、OTV 比较。然而，重构的信号高估了 OTV 的大小，导致与实验的偏差为 6.8%。

参数	实验值	重构值	偏差, %
RTV	0.139	0.131	0.8
OTV	0.213	0.281	6.8

表 1

表 2 为单头部燃烧室实验和重构的 CTV 比较，表 2 中列出了实验和

重构信号在所有跨度方向位置的 CTV 值，以及相应的皮尔逊相关系数，如表 2 所示，总体而言，重构信号获得的 CTV 值与实验结果处于相同的数量级。此外，与端壁区域相比，中跨区域中的皮尔逊相关系数值更高，也就是说，使用本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，单波数近似方法在中跨区域获得的重构信号更具精确性。

跨度 Span, %	实验值	重构值	偏差, %	皮尔逊相关系数
3.6	0.020	0.040	2.0	0.70
6.1	0.022	0.032	1.0	0.56
18.7	0.081	0.062	1.9	0.21
31.2	0.160	0.165	0.5	0.76
43.8	0.186	0.218	3.2	0.98
56.3	0.194	0.239	4.5	0.99
68.9	0.213	0.281	6.8	0.94
81.5	0.098	0.179	8.1	0.91
94.1	-0.157	-0.124	3.3	0.81
96.6	-0.205	-0.181	2.3	0.82

表 2

从本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法应用于单头部燃烧室的场景来看，本申请实施例中利用多波数近似方法，在用更少的测量值表征燃烧室出口热斑方面显示出了良好的潜力；而且，重构得到的燃烧室出口温度分布也很好地捕捉到了与热斑相关的特征，并且，产生的 RTP 与从详细实验结果中获得的 RTP 几乎相同；之外，重构的信号还产生了 RTV 的相近值。从本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法用于单头部燃烧室的场景来看，验证了本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法用于单头部燃烧室出口截面温度场的精确度。

在一种示例性实例中，本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法应用于双头部扇形燃烧室的场景，在一种实施例中，选择 Rolls-Royce 公司航空发动机双头部扇形燃烧室为例（包含两个燃油喷嘴）。温度场从牛津大学、QinetiQ 公司和 Rolls-Royce 公司开发的增强型模拟器中获得。

图 5(a)显示了来自两次独立测量的无量纲温度分布，本实施例中分别

为测量 a 和测量 b，每次测量由 9 个径向测量点和 19 个圆周测量点组成，两次测量的差异体现在探针的位置上，在测量 a 和测量 b 之间，探针偏移了 3mm（约 5% 的高度），因此，对测量的温度场进行比较分析，测得的无量纲温度为 $0.82 < T/\bar{T} < 1.16$ 。此外，如图 5(a) 所示，在径向方向和圆周方向上都存在显著的不均匀性，比如平均径向 $((T_{\max} - T_{\min})/T)$ 的最大无量纲变化为 28%，沿圆周方向的变化为 17%。两次测量的温度分布非常相似，并且都具有极好的对称性。

图 5(b) 显示了采用本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，使用七个圆周位置的测量重构的温度分布，数据量大小减少了 63%。测量位置经过仔细选择，使得最佳测量位置对应最小设计矩阵 A 的条件数 k，以实现上文中讨论的设计矩阵 A 的小条件数（本实施例中 $k = 1.22$ ）。在一种实施例中，选择波数等于燃烧室数目的单个小波来重构温度分布。在这两种情况下，如图 5(b) 所示，重构的温度分布很好地表征了热斑特征。结合图 6、图 7 所示，实验结果和重构结果在 RTP 中取得了良好的一致性，在所有高度上，两次测量的无量纲径向温度的最大偏差都小于 1.4%。

与本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法应用于单头部燃烧室类似，本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法应用于双头部扇形燃烧室的场景中，重构信号的 RTV 与实验产生了极好的一致性，表 3 为双头部扇形燃烧室实验和重构的 RTV、OTV 比较，如表 3 中列出的两次不同测量结果相比，偏差都小于半个百分点。同样，重构的信号也高估了 OTV 的幅度，导致与实验的偏差大约为 7%。

	参数	实验值	重构值	偏差, %
测量 a	RTV	0.074	0.077	0.3
	OTV	0.134	0.205	7.1
测量 b	RTV	0.083	0.084	0.1
	OTV	0.138	0.205	6.7

表 3

表 4 为双头部扇形燃烧室实验和重构的 CTV 比较（测量 a）。

跨度 Span, %	实验值	重构值	偏差, %	皮尔逊相关系数
11.9	-0.060	-0.051	0.8	0.56
21.4	0.021	0.012	1.0	0.70
30.8	0.087	0.104	1.7	0.93
40.3	0.127	0.169	4.2	0.95
49.9	0.139	0.212	7.3	0.99
59.2	0.124	0.202	7.8	0.95
68.7	0.097	0.134	3.7	0.83
78	0.000	0.005	0.5	0.62
87.5	-0.124	-0.152	2.8	0.10

表 4

表 5 为双头部扇形燃烧室实验和重构的 CTV 比较（测量 b）。

跨度 Span, %	实验值	重构值	偏差, %	皮尔逊相关系数
16.9	-0.004	-0.015	1.1	0.51
26.3	0.056	0.087	3.1	0.97
35.7	0.108	0.158	5.0	0.92
45.2	0.134	0.203	6.8	0.97
54.7	0.143	0.212	6.9	0.99
64.0	0.122	0.175	5.4	0.96
73.5	0.082	0.090	0.8	0.92
82.9	-0.053	-0.053	0.0	0.54
92.4	-0.173	-0.160	1.3	0.66

5

表 5

如图 4、表 5 所示，列出了来自实验的所有跨度方向位置的 CTV 值以及来自两次不同测量（即表 4 的测量 a，和表 5 的测量 b）的重构信号相应的皮尔逊相关系数。总体而言，从重构信号中获得的 CTV 值与实验结果处于相同的数量级，并且可以得出相同的结论。从本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法用于双头部扇形燃烧室的场景来看，验证了本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法用于双头部扇形燃烧室出口截面温度场的精确度。

10

在一种示例性实例中，本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法应用于全环形燃烧室的场景，在一种实施例中，

选择 QinetiQ 公司航空发动机全环形燃烧室为例，其具有 20 个喷油器。图 8(a)是典型环管形燃烧室的出口截面测量的温度场，如图 8(a)所示，对于 2072K 的平均温度，测得的无量纲温度在 $0.59 < T/\bar{T} < 1.24$ 的范围内。正如预期的那样，沿径向方向存在显著的不均匀性，在轮毂和机匣端壁处存在由燃烧室冷却剂流引起的相对低温区域。此外，由于喷油嘴的离散特性，周向变化（热斑）也很明显。更重要的是，由于第一排和第二排混合喷嘴，燃烧室头部之间存在明显的变化，这样，也使得本实施例中的全环形燃烧室提供了一个很好的例子来检查本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法在存在燃烧室头部不对称的极端条件下的精确度。

图 8(b)显示了在所有半径上使用单个波数近似方法在十个圆周位置进行测量时重构的温度分布，波数等于喷油嘴的数量（本实施例中即为 20）。类似地，这些测量的圆周位置，如图中的小黑点所示，被选择以产生相关条件数的最小值。如图 8(b)所示，重构的温度场很好地捕捉到了与燃烧室出口温度流场相关的主要特征，比如轮毂和机匣端壁附近的冷流区域以及上中部区域的热斑的温度分布得到了很好的解决。不过，在重构的温度场中，燃烧室不同头部对应区域不对称的特征也是不存在的。图 9 比较了从实验中获得 RTP 和重构的温度场，如图 9 所示，重构的温度场产生了与从实验中获得 RTDF 相似的形状，在重构的流量和测量的流量之间，端壁区域的周向平均温度值非常一致。重构的温度场产生的峰值周向平均温度值低于估计值，重构结果和测量结果之间的峰值周向平均温度存在最大 2.4% 的偏差，这种偏差是多波数近似方法无法处理圆周非周期特征的结果，也是几乎无法通过增加测量次数来减少。

尽管在重构的温度场中没有燃烧室不同头部非对称信息，但是，重构 RTV 的大小与实验方面产生了极好的一致性，偏差小于半个百分点，表 6 为全环形燃烧室实验和重构的 RTV、OTV 比较示意，如表 6 所示，与单头部燃烧室和双头部扇形燃烧室不同的是，全环形燃烧室中重构的温度分布低估了 OTV 2.4%。

参数	实验值	重构值	偏差, %
RTV	0.138	0.135	0.3

OTV	0.215	0.191	2.4
-----	-------	-------	-----

表 6

表 7 为全环形燃烧室实验和重构的 CTV 比较示意，表 7 列出了实验和重构信号在所有跨度方向位置的 CTV 值，以及实验的相应皮尔逊相关系数。如表 7 所示，从重构信号获得的 CTV 值与实验结果处于相同的数量级。与单头部燃烧室和双头部扇形燃烧室相比，可能是由于燃烧室出口处的温度分布中的不同头部出口温度分布非周期性，使得全环形燃烧室中重构的温度分布的皮尔逊相关系数的值较低。从本申请实施例提供的评估涡轮增压发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法用于全环形燃烧室的场景来看，验证了本申请实施例提供的评估涡轮增压发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法用于全环形燃烧室出口截面温度场的精确度。

跨度 Span, %	实验值	重构值	偏差, %	皮尔逊相关系数
5.7	-0.038	-0.065	2.8	0.633
28.4	0.129	0.118	1.0	0.561
50.2	0.213	0.198	1.5	0.436
72.4	0.189	0.153	3.6	0.422
94.7	0.026	-0.028	5.4	0.456

表 7

通过上述三个具有代表性的发动机燃烧室测试实施例，包括单头部燃烧室、双头部扇形燃烧室和全环形燃烧室，检验了本申请实施例提供的评估涡轮增压发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法中多波数近似方法在重构燃烧室出口非均匀温度场方面的有效性。在前两种情况即应用于单头部燃烧室、双头部扇形燃烧室的场景下，燃烧室出口温度分布显示出了良好的周向对称性，使用单波数近似方法重构的温度分布很好地捕捉到了燃烧室出口的热斑，包括其区域、中心位置和强度。而且，重构的温度分布产生的 RTP 和 RTV 与从实验中获得的几乎相同。在存在明显的头部-头部出口温度场非对称的情况下，使用单小波方法重构的温度分布仍然可以捕捉主要的热斑相关特征，并产生与实验中的 RTP 和 RTV 的代表值相似的形状，也就是说，虽然仅使用沿圆周方向的稀疏采样测量，还是表明使用多波数近似方法来近似燃烧室出口温度分布因子具有的巨大潜力。

在一种示例性实例中，进一步的优化还可以使用本申请实施例中提到

的多波数近似方法来对单头部燃烧室、双头部扇形燃烧室或全环形燃烧室出口截面进行重构,基于重构的温度场沿周向积分以得到 RTDF 和 OTDF。结果表明,基于少数离散探针数据,采用本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法,实现了高精度的流场重构及关键
5 截面流场均值计算,而且,基于重构温度场获取的燃烧室出口截面的 RTDF、OTDF 均值误差在 1.0%以内。

本申请实施例使用稀疏测量获得了与相关技术中基于旋转耙子沿周向每 $1^{\circ} \sim 2.5^{\circ}$ 测量几乎相同的径向温度分布因子,而且其中大部分预测值的差异小于 1.0%。本申请实施例提供的量化涡轮发动机燃烧室的温度非
10 均匀性的方法可以应用于单头部燃烧室、双头部扇形燃烧室和全环形燃烧室等场景,通过减少周向测点,进而显著降低了燃气涡轮发动机燃烧室研制及试验验证成本。本申请实施例提供的量化涡轮发动机燃烧室的温度非均匀性的方法还可用于航空发动机运维过程中的实时健康监测。

在一种示例性实例中,进一步的优化还可以使用本申请实施例提供的
15 评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法得到的 RTDF 和 OTDF 来优化燃烧室的设计,尤其是冷却气流的分布。举个例子来看,高压涡轮(HPT)叶片或转子叶片的轻微表面温度超高会导致严重损坏或显著缩短部件寿命,相关技术中,由于在燃烧室出口处没有直接的温度测量,HPT 叶片/转子的冷却尺寸一般是为最坏的情况设计的,通常是预测的峰值温度,
20 这会导致大量的冷却量需求,目前已经达到了高压压气机流量的 30%,对发动机造成了显著的性能损失。在一种示例性实例中,使用本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法,可以通过少量的测量值来重构温度场,比较容易地获得 RTDF 和 OTDF,相比与以前需要通过复杂和昂贵的实验来获得温度场数据,这对优化燃烧室的设计取到
25 了积极的意义。

图 10 为本申请实施例中评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的装置的组成结构示意图,如图 10 所示,包括:获取模块、重构模块,以及评估模块;其中,

获取模块,用于获取涡轮发动机燃烧室出口截面上预设数量的温度测

量值;

重构模块, 用于根据获取的温度测量值, 利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场;

5 评估模块, 用于根据重构得到的温度场, 获取径向温度分布因子和整体温度分布因子, 以量化涡轮发动机燃烧室出口截面的温度不均匀性。

在一种示例性实例中, 温度测量值包括少于 20 的少量离散的测量值。在一种实施例中, 可以使用以下任一或任意组合方式获取温度测量值: 热电偶、燃气分析、激光诱导荧光或红外热成像等测量技术。

10 在一种示例性实例中, 评估模块可以用于: 基于重构得到的温度场沿周向积分, 获取径向温度分布因子和整体温度分布因子。

在一种示例性实例中, 重构模块还可以用于: 基于皮尔逊相关系数评估重构的温度场的置信度。

15 在一种示例性实例中, 重构模块还可以用于: 基于以下参数之一或任意组合评价重构的温度场的精确度: 径向温度变化、整体温度变化、周向温度变化、周向平均径向温度分布参数。

本申请实施例提供的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的装置, 简单、准确地预测涡轮发动机燃烧室的温度非均匀性, 且降低成本。本申请实施例有效地解决了热斑相关特征在重构温度场中的问题, 并使用稀疏测量获得了与实际测量几乎相同的径向温度分布因子, 实用性强。

20 虽然本申请所揭露的实施方式如上, 但所述的内容仅为便于理解本申请而采用的实施方式, 并非用以限定本申请。任何本申请所属领域内的技术人员, 在不脱离本申请所揭露的精神和范围的前提下, 可以在实施的形式及细节上进行任何的修改与变化, 但本申请的专利保护范围, 仍须以所附的权利要求书所界定的范围为准。

25

权 利 要 求 书

1、一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法，其特征在于，包括：

获取涡轮发动机燃烧室出口截面上预设数量的温度测量值；

5 根据获取的温度测量值，利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场；

根据重构得到的温度场，获取径向温度分布因子和整体温度分布因子，以量化涡轮发动机燃烧室出口截面的温度不均匀性。

2、根据权利要求 1 所述的方法，所述重构涡轮发动机燃烧室出口截面
10 面的温度场之后，所述获取径向温度分布因子和整体温度分布因子之前，还包括：

基于皮尔逊相关系数评估所述重构的温度场的置信度。

3、根据权利要求 2 所述的方法，其中，所述皮尔逊相关系数 ρ 的计算公式如下：

$$15 \quad \rho = \frac{\sum_{i=1}^m T_{\text{fit},i} - (\sum_{i=1}^m T_i \sum_{i=1}^m T_{\text{fit},i})/m}{\sqrt{(\sum_{i=1}^m T_i^2 - (\sum_{i=1}^m T_i)^2/m)(\sum_{i=1}^m T_{\text{fit},i}^2 - (\sum_{i=1}^m T_{\text{fit},i})^2/m)}};$$

其中， T_i 表示测量的与第 i 个波数相关的真实温度值， $T_{\text{fit},i}$ 表示所述重构后得到的温度场的与第 i 个波数相关的温度值，脚标 i 用于指示与第 i 个波数相关的参数。

4、根据权利要求 2 所述的方法，所述重构涡轮发动机燃烧室出口截面
20 面的温度场之后，所述获取径向温度分布因子和整体温度分布因子之前，还包括：

基于以下参数之一或任意组合评价重构的温度场的精确度：径向温度变化、整体温度变化、周向温度变化、周向平均径向温度分布参数。

5、根据权利要求 4 所述的方法，其中，对于基于所述径向温度变化
25 评价重构的温度场的精确度的情况，所述径向温度变化 RTV 的计算公式如下：

$RTV = \frac{\bar{T}_{4,max}^{cir} - \bar{T}_4^{area}}{\bar{T}_4^{area}}$; 其中, $\bar{T}_{4,max}^{cir}$ 表示所述涡轮发动机燃烧室出口的周向平均最大温度, $\bar{T}_4^{area}$ 表示所述涡轮发动机燃烧室出口的区域平均温度;

对于基于所述整体温度变化评价重构的温度场的精确度的情况, 所述整体温度变化 OTV 的计算公式如下:

$$5 \quad OTV = \frac{T_{4,max} - \bar{T}_4^{area}}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } T_{4,max} \text{ 表示燃烧室出口的最大温度;}$$

对于基于所述周向温度变化评价重构的温度场的精确度的情况, 所述周向温度变化 CTV 的计算公式如下:

$$CTV(r) = \frac{T_{4,max}(r) - \bar{T}_4^{area}}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } T_{4,max}(r) \text{ 表示在径向 } r \text{ 的圆周位置内最高温度;}$$

10 对于基于所述周向平均径向温度分布参数评价重构的温度场的精确度的情况, 所述周向平均径向温度分布参数 RTP 的计算公式如下:

$$RTP(r) = \frac{\bar{T}_4^{cir}(r)}{\bar{T}_4^{area}}; \text{ 其中, } \bar{T}_4^{cir}(r) \text{ 表示在径向 } r \text{ 位置沿周向平均温度值。}$$

6、根据权利要求 1、2 或 4 所述的方法, 其中, 使用以下任一或任意组合方式获取所述温度测量值: 热电偶、燃气分析、激光诱导荧光或红外热成像等测量技术。

15

7、根据权利要求 1、2 或 4 所述的方法, 其中, 所述预设数量为少于 20。

8、根据权利要求 1、2 或 4 所述的方法, 其中, 所述利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场包括: 通过下面公式计算:

$$20 \quad T_{r=R}(\theta) \approx c_0 + \sum_{j=1}^N (a_i \sin(W_{n,i}\theta) + b_i \cos(W_{n,i}\theta)); \text{ 其中,}$$

$T(\theta)$ 表示半径为 R , 位置为 θ 处的温度场, c_0 表示温度信号的直流分量, W_n 表示所选取的主导波数, $a_i = A_i \cos \varphi_i$, $b_i = A_i \sin \varphi_i$, 其中, A 和 φ 分别表示第 i 波数相关所述温度的幅度和相位, 脚标 i 用于指示与第 i 波数相关的参数, N 表示主导波数的数目。

25 9、根据权利要求 1、2 或 4 所述的方法, 其中, 基于所述重构得到的温度场沿周向积分, 获取所述径向温度分布因子和所述整体温度分布因子。

10、根据权利要求 1、2 或 4 所述的方法，还包括：根据所述获取的径向温度分布因子和整体温度分布因子优化所述涡轮发动机燃烧室的冷却气流的分布。

5 11、根据权利要求 1、2 或 4 所述的方法，其中，所述涡轮发动机燃烧室出口截面包括：单头部燃烧室出口截面，或双头部扇形燃烧室出口截面，或全环形燃烧室出口截面。

12、一种计算机可读存储介质，存储有计算机可执行指令，所述计算机可执行指令用于执行权利要求 1~权利要求 11 任一项所述评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法。

10 13、一种实现评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的设备，包括存储器和处理器，其中，存储器中存储有以下可被处理器执行的指令：用于执行权利要求 1~权利要求 11 任一项所述的评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的方法的步骤。

15 14、一种评估涡轮发动机燃烧室的出口温度分布因子的装置，其特征在于，包括：获取模块、重构模块，以及评估模块；其中，

获取模块，用于获取涡轮发动机燃烧室出口截面上预设数量的温度测量值；

重构模块，用于根据获取的温度测量值，利用多波数近似方法重构涡轮发动机燃烧室出口截面的温度场；

20 评估模块，用于根据重构得到的温度场，获取径向温度分布因子和整体温度分布因子，以量化涡轮发动机燃烧室出口截面的温度不均匀性。

15 15、根据权利要求 14 所述的装置，所述重构模块还用于：基于皮尔逊相关系数评估所述重构的温度场的置信度。

25 16、根据权利要求 14 或 15 所述的装置，所述重构模块还用于：基于以下参数之一或任意组合评价所述重构的温度场的精确度：径向温度变化、整体温度变化、周向温度变化、周向平均径向温度分布参数。

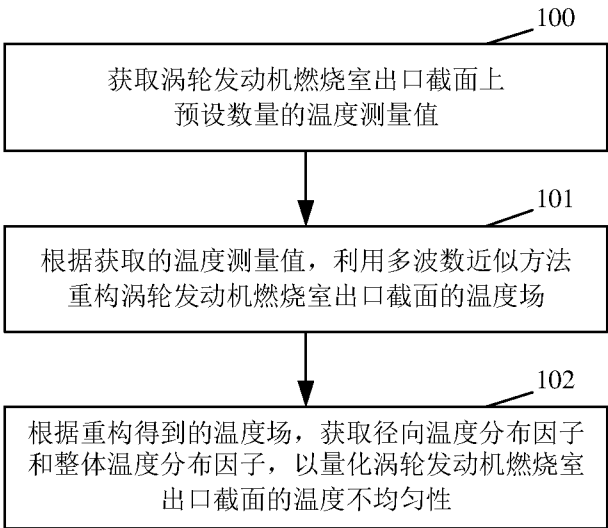


图 1

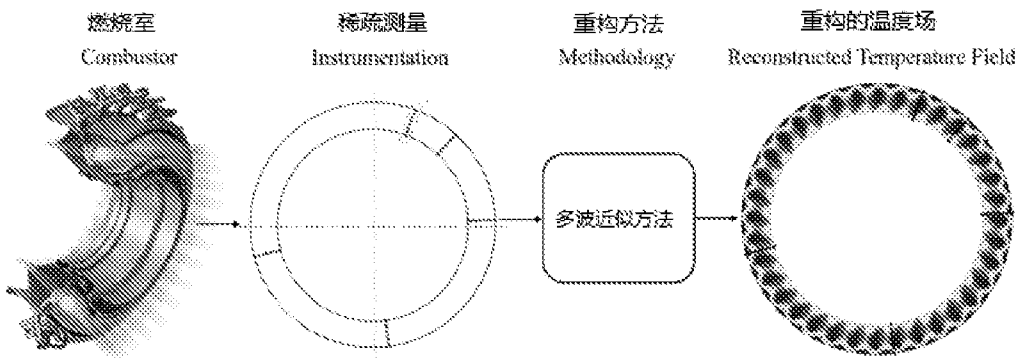


图 2

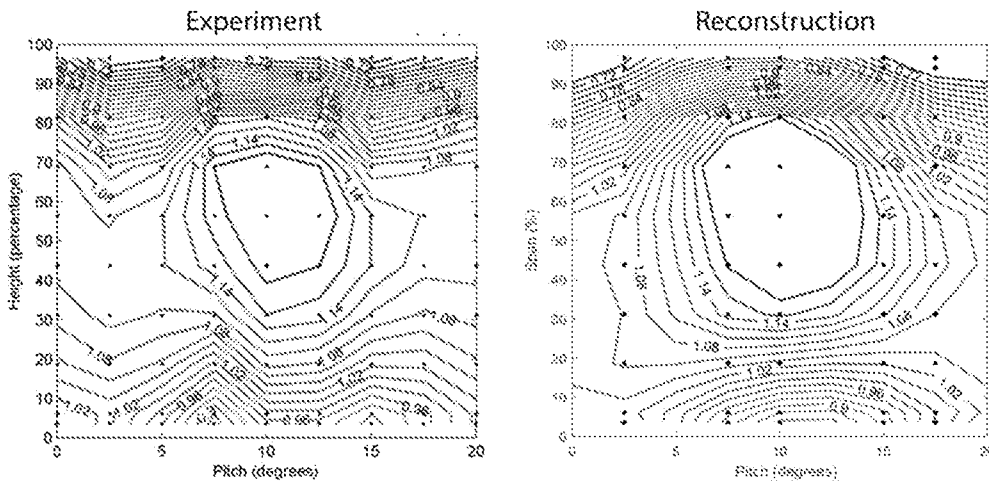


图 3(a)

图 3(b)

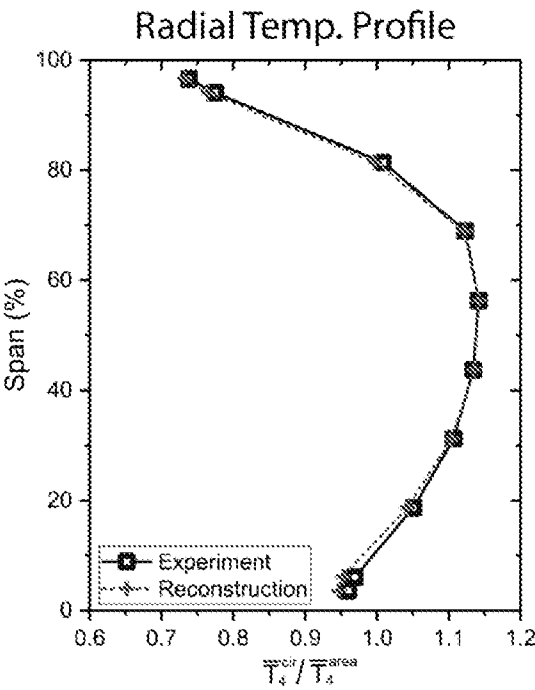


图 4

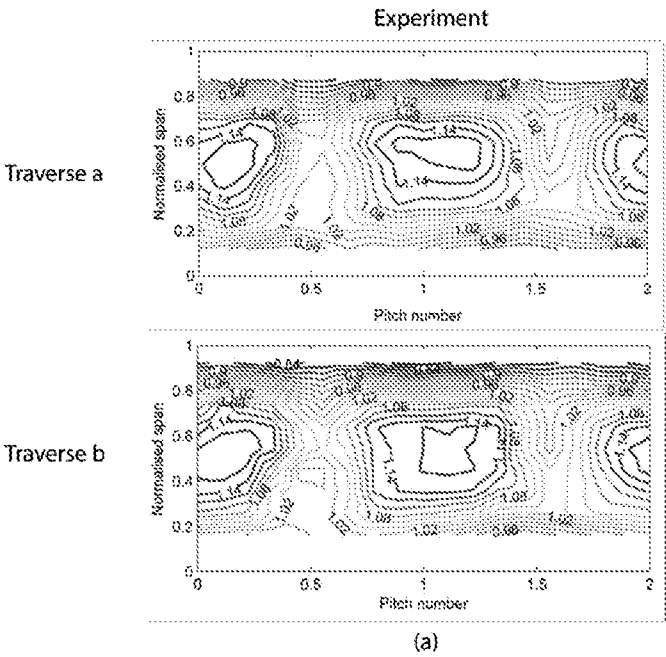


图 5(a)

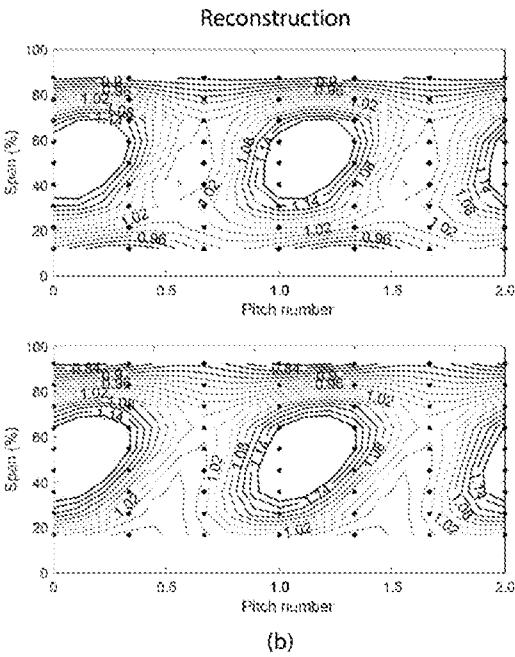


图 5(b)

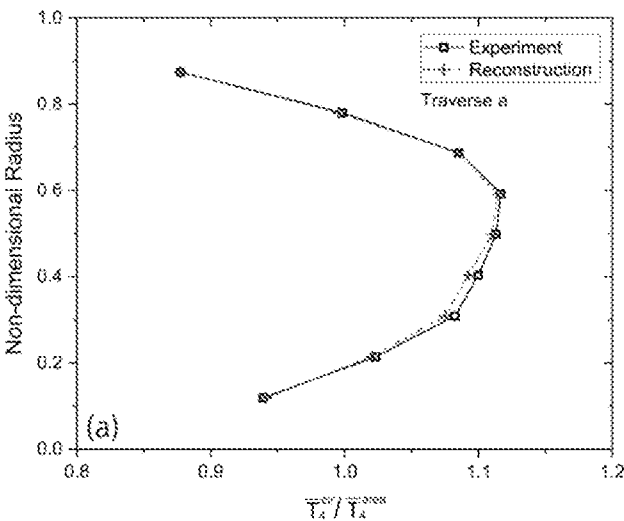


图 6

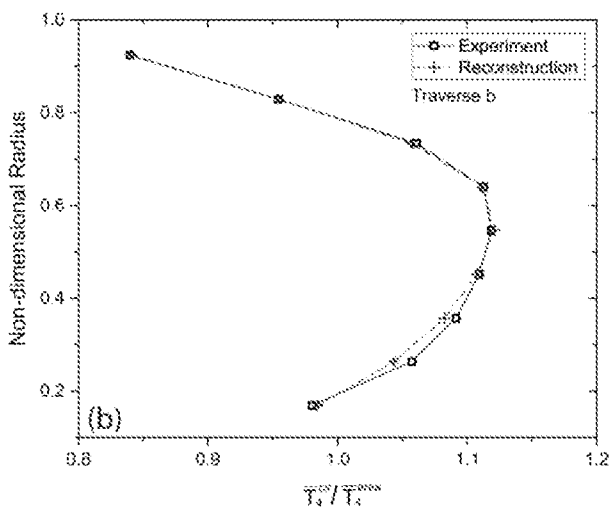


图 7

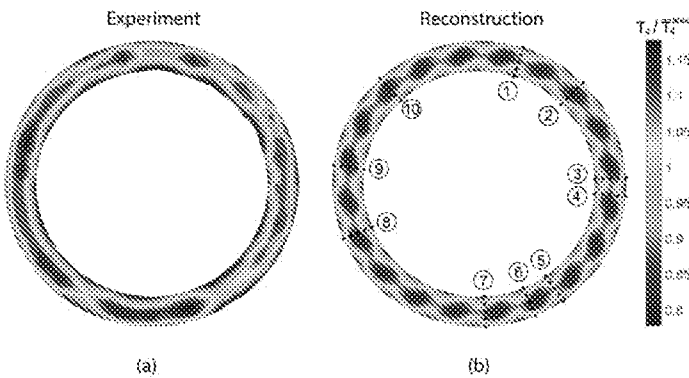


图 8(a)

图 8(b)

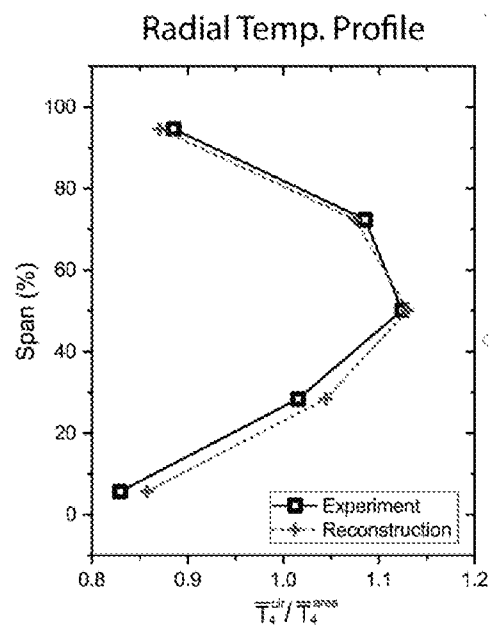


图 9



图 10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2023/120425

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G06F 30/20(2020.01)i; G01M 15/14(2006.01)i

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: G06F, G01M

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: 涡轮, 发动机, 燃烧室, 燃烧罐, 出口, 温度, 构造, 重构, 建立, 重建, 测量, 多波, 波数, 多小波, 近似, 不均匀, 温度分布, turbomachine, combustion, chamber, turbine, outlet, temperature, reconstruct, measure, multi, wavelet, wavenumber, approximation, OTDF, RTDF, TDF

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	CN 106370433 A (SHENYANG ENGINE DESIGN AND RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION INDUSTRY OF CHINA CORP.) 01 February 2017 (2017-02-01) description, paragraphs [0002]-[0039], and figures 1-3	1-16
Y	US 2022065127 A1 (PURDUE RESEARCH FOUNDATION) 03 March 2022 (2022-03-03) description, paragraphs [0003] and [0009]-[0072]	1-16
A	CN 110489863 A (CHENGLI AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 22 November 2019 (2019-11-22) entire document	1-16
A	CN 111639401 A (AVIC GUIYANG ENGINE DESIGN INSTITUTE) 08 September 2020 (2020-09-08) entire document	1-16
A	US 2021156315 A1 (JOINT STOCK COMPANY "ROTEC") 27 May 2021 (2021-05-27) entire document	1-16
A	US 2004093147 A1 (KUMAR, A. et al.) 13 May 2004 (2004-05-13) entire document	1-16



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

02 April 2024

Date of mailing of the international search report

09 April 2024

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

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2023/120425

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	106370433	A	01 February 2017	None			
US	2022065127	A1	03 March 2022	US	2023258102	A1	17 August 2023
				US	11814971	B2	14 November 2023
				US	2022065126	A1	03 March 2022
				US	11634999	B2	25 April 2023
CN	110489863	A	22 November 2019	None			
CN	111639401	A	08 September 2020	None			
US	2021156315	A1	27 May 2021	SG	11202010358	XA	27 November 2020
				RU	2696919	C1	07 August 2019
				WO	2019203696	A1	24 October 2019
US	2004093147	A1	13 May 2004	US	6952639	B2	04 October 2005

A. 主题的分类

G06F 30/20(2020.01)i; G01M 15/14(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: G06F, G01M

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: 涡轮, 发动机, 燃烧室, 燃烧罐, 出口, 温度, 构造, 重构, 建立, 重建, 测量, 多波, 波数, 多小波, 近似, 不均匀, 温度分布, turbomachine, combustion, chamber, turbine, outlet, temperature, reconstruct, measure, multi, wavelet, wavenumber, approximation, OTDF, RTDF, TDF

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
Y	CN 106370433 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2017年2月1日 (2017 - 02 - 01) 说明书第[0002]-[0039]段、图1-3	1-16
Y	US 2022065127 A1 (PURDUE RESEARCH FOUNDATION) 2022年3月3日 (2022 - 03 - 03) 说明书第[0003],[0009]-[0072]段	1-16
A	CN 110489863 A (成立航空技术有限公司) 2019年11月22日 (2019 - 11 - 22) 全文	1-16
A	CN 111639401 A (中国航发贵阳发动机设计研究所) 2020年9月8日 (2020 - 09 - 08) 全文	1-16
A	US 2021156315 A1 (JOINT STOCK COMPANY ROTEC) 2021年5月27日 (2021 - 05 - 27) 全文	1-16

☒ 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

2024年4月2日

国际检索报告邮寄日期

2024年4月9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

授权官员

董洪梅

电话号码 (+86) 010-53961528

PCT/ISA/210 表(第2页) (2022年7月)

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
A	US 2004093147 A1 (KUMAR, Aditya et al.) 2004年5月13日 (2004 - 05 - 13) 全文	1-16

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2023/120425

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	106370433	A	2017年2月1日	无	
US	2022065127	A1	2022年3月3日	US	2023258102 A1 2023年8月17日
				US	11814971 B2 2023年11月14日
				US	2022065126 A1 2022年3月3日
				US	11634999 B2 2023年4月25日
CN	110489863	A	2019年11月22日	无	
CN	111639401	A	2020年9月8日	无	
US	2021156315	A1	2021年5月27日	SG	11202010358 XA 2020年11月27日
				RU	2696919 C1 2019年8月7日
				WO	2019203696 A1 2019年10月24日
US	2004093147	A1	2004年5月13日	US	6952639 B2 2005年10月4日