

(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
2022 年 3 月 31 日 (31.03.2022)



(10) 国际公布号
WO 2022/061871 A1

- (51) 国际专利分类号:
G06F 17/00 (2019.01) **F02C 9/00** (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2020/118338
- (22) 国际申请日: 2020 年 9 月 28 日 (28.09.2020)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (71) 申请人: 大连理工大学(DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) [CN/CN]; 中国辽宁省大连市凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。大连理工大学人工智能大连研究院(DUT ARTIFICIAL INTELLIGENCE INSTITUTE, DALIAN) [CN/CN]; 中国辽宁省大连市高新技术产业园区火炬路 56A-22 层大连理工大学人工智能大连研究院, Liaoning 116023 (CN)。
- (72) 发明人: 孙希明(SUN, Ximing); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024

(CN)。王晨(WANG, Chen); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。杜宪(DU, Xian); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (CN)。艾璐(AI, Lu); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号大连理工大学, Liaoning 116024 (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, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, IT, 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, 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。

(54) Title: HYBRID-ADAPTIVE DIFFERENTIAL EVOLUTION-BASED ITERATIVE ALGORITHM FOR AEROENGINE MODEL

(54) 发明名称: 一种基于混合自适应差分进化的航空发动机模型迭代算法

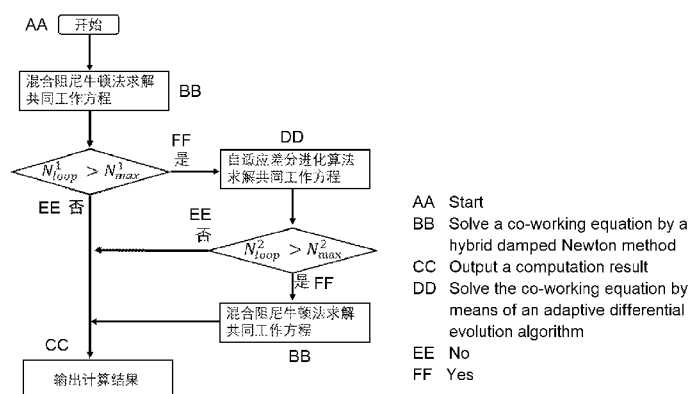


图 2

(57) Abstract: A hybrid-adaptive differential evolution-based iterative algorithm for an aeroengine model, comprising the following steps: establishing an aeroengine component-level model; solving an engine model by means of a hybrid-adaptive differential evolution algorithm; and establishing an aeroengine dynamic computational model. The aeroengine model established by means of the algorithm is widely applicable to conventional turbojet and turbofan engines, advanced inlet and engine integrated propulsion systems, variable cycle engines, and the like, the computation of a dynamic model can be maintained to be not interrupted due to a crash, and time relevancy requirements are satisfied under most working conditions.

(57) 摘要: 一种基于混合自适应差分进化的航空发动机模型迭代算法, 步骤如下: 航空发动机部件级模型的建立; 混合自适应差分进化算法求解发动机模型; 建立航空发动机动态计算模型。该算法建立的航空发动机模型广泛适用于传统涡喷及涡扇发动机、先进的进发一体推进系统、变循环发动机等, 可维持动态模型计算不死机中断, 且在绝大部分工况条件下满足实时性要求。

(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, 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))。

一种基于混合自适应差分进化的航空发动机模型迭代算法

技术领域

本发明属于航空发动机数值计算技术领域，包含了航空发动机非线性气动热力学模型的建立、基于自适应差分进化及阻尼牛顿混合算法的非线性模型迭代求解、航空发动机非线性动态模型的构建三部分，是针对航空发动机部件级非线性模型数值迭代算法的研究。

背景技术

在航空发动机研究中，发动机数学模型被广泛应用于解析余度，故障诊断，飞机设计和控制系统的研究工作中。其中，控制系统的分析和设计中发动机的数学模型更是重要的研究内容，有资料显示，航空发动机控制及监视系统的研究中，发动机建模和对动力系统特性的理解占总工作量的 80%。由此可见，在航空发动机控制系统的设计中建模具有极为重要的意义和价值。

鉴于航空发动机是多变量、非线性、时变的复杂系统，控制规律设计与分析阶段对数学模型的精度要求较高，并且需同时具备稳态和动态特性，一般采用部件级的非线性气动热力学模型。对航空发动机非线性模型要求主要有三个方面，数值计算的精度或保真度、运算模型的实时性和收敛性。精度是发动机模型定量描述的基本要求，这主要依赖于精确的部件特性及模型计算算法的收敛误差；实时性要求发动机模型的动态运行速度足够快，与控制系统的运行周期能够匹配；收敛性则是指发动机模型计算中的数值迭代算法的收敛性。现代发动机半物理试验及控制系统中普遍使用了发动机实时模型，因此建模中需要对模型精度和实时性进行适当的折中。鉴于航空发动机模型的强非线性，并且

随着推进系统组合循环发动机，变循环发动机等先进技术的革新，发动机模型变量增加，复杂性增强，收敛性逐渐成为了非常突出的问题。因此，如何在满足计算精度的基础上，提高发动机模型算法的收敛性和实时性，成为了亟需解决的问题。

针对上述问题，国内外学者做了大量研究。早期迭代算法主要用于稳态条件下发动机仿真技术，包含了 SPEEDY、CARPET 等参数循环法，以及 AFQUIR 和 DSPOOL 等循环嵌套的平衡循环法，这些方法可以实现稳态模型的计算，但迭代计算时间较长。此后，最速下降法、N+1 残量法、Newton-Raphson 法和 Broyden 法等基于梯度的优化算法均被应用于数值计算中，不需要嵌套循环，是基于初始值多次迭代法，国内学者骆广琦、李家瑞等人对这些方案做了研究。Newton-Raphson 法和 Broyden 拟牛顿法是被最广泛应用的模型迭代方法，其中美国空军通用仿真程序 SMOTE，GENENG 及 DYNENG 等都应用了 Newton-Raphson 法。传统 Newton-Raphson 算法具有二阶收敛性，但每次计算需要迭代雅可比矩阵，效率较低，对实时性要求较高的条件下，Broyden 法被广泛使用，主流仿真程序美国航空航天局 NASA 的 NCP、荷兰国家航空航天实验室 NLR 的 GSP 与 TERTS 发动机模型都采用了 Broyden 法。该方法的使用避免了传统 N-R 方法重复计算雅可比矩阵的问题，减少模型计算次数，实时性显著提高，但收敛稳定性不如传统 N-R 法。Newton-Raphson 法和 Broyden 法作为基于梯度迭代的局部收敛性算法，存在的共性问题是对迭代初值的依赖过高，这也制约了传统迭代算法应用于“大偏离”动态发动机模型与仿真的发展。为解决这个问题，J. Biazar, M.A. Noor 等人先后提出了初值拟合、有限域优化搜索、部

件特性拓展及变步长等方法，并尝试提出 N-R 和 Broyden 法混合算法方案，一定程度上改进了模型的收敛性，但随着先进发动机工况变化范围的扩大和迭代变量的增加，在大偏离动态模型计算中不收敛的情况仍旧存在，这些方案无法从根源解决收敛性问题。近年来，很多学者如苏三买、王星博、樊伟健等人将先进的智能优化算法应用到该问题当中，如遗传算法、粒子群算法等。智能算法由于具有全局收敛性的优势，能够使模型摆脱传统迭代算法对初值敏感的问题，但由于航空发动机模型的强非线性和多迭代变量的特点，应用智能算法存在实时性差，且容易快速陷入局部收敛无法获得精确解的问题。如何合理的设计航空发动机迭代算法，对计算实时性和精度有效的折中，提高收敛性并扩大收敛范围，对航空发动机模型技术发展具有重要的价值。

发明内容

为克服传统航空发动机模型迭代算法的收敛稳定性差以及智能算法的计算效率低的问题，本发明提出基于自适应进化差分 and 阻尼牛顿法混合迭代算法，提高发动机模型的收敛性，并保证计算精度和实时性，满足非线性实时模型动态计算的需要。

本发明的基本思想为：发动机模型选用混合阻尼牛顿法为主体算法，性能计算时首先使用混合阻尼牛顿法开展迭代计算；然后，对在规定最大迭代次数内主体算法不收敛的工作点采用自适应差分进化算法；当差分进化循环迭代次数达到设定值后，再次采用混合阻尼牛顿法，达到迭代后期快速收敛的目的。该方法通过两种算法的混合计算，最大程度上满足了宽广范围甚至全局的收敛要求。另外，融合了自适应差分进化算法迭代初期的高效率和混合阻尼牛顿法

小偏离初值迭代的实时性和高精度优势，保证了模型的精度和实时性。

本发明的技术方案：

一种基于混合自适应差分进化的航空发动机模型迭代算法，步骤如下：

S1：航空发动机部件级模型的建立

S1.1：确定航空发动机模型的部件数量及种类，并获取关键部件（风扇、压气机、涡轮等）的特性曲线；

S1.2：基于气动热力学，按照发动机部件顺序逐一建立单个部件的输入输出模块，由气体流动方程、热力方程等构成；结合稳态和动态的共同工作方程，按其输入/输出关系把他们连接起来；

S1.3：基于发动机模型工作条件和状态确定模型已知输入参数，通过共同工作方程确定迭代变量数量及种类，按照气体流程进行仿真计算。

S2：混合自适应差分进化算法求解发动机模型

S2.1：基于发动机模型设计点（迭代变量初值表）数据为迭代起点，应用阻尼牛顿法对模型的解精确搜索，当平衡方程残差满足误差范围时，迭代终止，跳转至 S3；

S2.2：若阻尼牛顿法在最大迭代次数内未收敛，则转入自适应差分进化算法；

S2.3：通过发动机部件特性曲线及实际限制，确定每一个迭代变量的取值范围，作为自适应差分进化算法种群的变量取值域；设置差分进化算法的初始种群数量，并选取合适的缩放因子的初始值，确定迭代终止步数及收敛终止条件；

S2.5：选取发动机模型每个共同工作方程残差建立适应度函数，做为优化目标函数；

S2.6: 通过变异、交叉、选择操作, 获取差分进化算法搜索的最优变量参数。

S2.7: 以差分进化算法得到的变量参数为迭代初值, 应用阻尼牛顿法对模型的解精确搜索, 当平衡方程残差满足误差范围时, 迭代终止;

S3: 建立航空发动机动态计算模型

S3.1: 通过 C++ 编程实现航空发动机部件级模型及迭代算法的设计, 通过引入动态链接库的方法将发动机迭代模型封装, 并引入 simulink 模块中;

S3.2: 确定动态过程采样时间, 依据发动机实际工况确定模型输入条件, 实现航空发动机动态过程的仿真。

本发明的有益效果: 本发明提出的混合自适应差分进化算法综合了传统牛顿迭代法的在局部的高计算效率及差分进化算法的全局收敛性, 提高了航空发动机模型迭代的收敛稳定性并维持较高的计算效率, 使模型适用于变量初值偏离较大的状态点计算, 在工况变化范围较大的情况下发动机模型依然具有较好的收敛稳定性。因此, 本发明算法建立的航空发动机模型广泛适用于传统涡喷及涡扇发动机、先进的进发一体推进系统、变循环发动机等, 可维持动态模型计算不死机中断, 且在绝大部分工况条件下满足实时性要求。

附图说明

图 1 是典型推进系统部模型流程图。

图 2 是混合自适应差分进化算法计算流程示意图。

图 3 是自适应差分进化算法流程示意图。

图 4 是航空发动机动态过程计算 simulink 平台示意图。

图 5 是小偏离动态过程动态误差随时间的变化曲线。

图 6 是小偏离动态过程部件计算次数随时间的变化曲线。

具体实施方式

下面结合附图及技术方案，对本发明的实施方式做进一步详细说明。

一种基于混合自适应差分进化的航空发动机模型迭代算法，步骤如下：

S1：航空发动机部件级模型的建立

S1.1：基于气体流程和气动热力学公式，建立部件级进气道、风扇、压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、外涵道、混合室、加力燃烧室、尾喷管的输入输出模块；其中，关键部件（风扇、压气机、涡轮等）的建模多采用包含特性线的插值方法，不同发动机模型用不同的特性线。

S1.2：在发动机处于稳态或动态工作状态时，需要同时满足流量、功率以及转子动力学平衡方程，转子动力学平衡方程的残差用 e 来表示；基于不同计算需求，选取 n 个独立变量 x ，联立求解 n 个共同工作方程组：

$$f_1(x_0, x_1, x_2 \dots, x_n) = e_1$$

$$f_2(x_0, x_1, x_2 \dots, x_n) = e_2$$

... ..

$$f_n(x_0, x_1, x_2 \dots, x_n) = e_n$$

S1.3：基于发动机模型工作状态确定模型环境输入参数：马赫数、飞行高度、主燃油流量、加力燃油流量、尾喷管面积，该问题实质变为独立变量为未知数的非线性隐式方程组，当共同工作方程 6 个残差值趋于 0 时，认为发动机模型获得可靠解；

S2：混合自适应差分进化算法求解发动机模型

为求解航空发动机模型的非线性隐式方程组，设计了混合自适应差分进化算法，其计算思路为：

S2.1：首先基于发动机模型设计点（迭代变量初值表）数据为迭代起点，应用混合阻尼牛顿法对发动机模型的解精确搜索；混合阻尼牛顿法是指带阻尼因子的 N-R 法，其基本原理为将非线性方程 $F(X)$ 按照泰勒级数展开，取一阶近似形成自变量的迭代通式：

$$\begin{aligned} X^{k+1} &= X^k - \alpha_k \Delta X \\ \Delta X &= \left[\frac{\partial F(X^k)}{\partial X} \right]^{-1} F(X^k) \\ \alpha_k &= \min \left\{ c \cdot \frac{F(X_m^k)}{\Delta X_m^k}, 1 \right\} \end{aligned}$$

其中， $\frac{\partial F(X^k)}{\partial X}$ 偏导数为 $F(X^k)$ 的雅可比矩阵，且该雅可比矩阵非奇异； α_k 为阻尼因子， X_m^k 表示各独立变量中使 $\frac{F(X_m^k)}{\Delta X_m^k}$ 最大的变量， c 为可调节常数项。航空发动机模型计算时， $F(X^k)$ 为由共同工作方程确定的误差 E^k ，雅可比矩阵的微分项采用前向差分代替，即

$$\frac{\partial E^k}{\partial X} = \frac{\Delta E^k}{\Delta X^k}$$

为降低迭代计算量，混合阻尼牛顿法是指以阻尼牛顿法为主体算法，每次迭代后不立刻修正雅可比矩阵，而采用 Broyden 拟牛顿法计算；根据设定收敛速度和范围的指标，交替采用两种迭代算法，有效减少气动热力学迭代步数；假定第 n 次阻尼牛顿法的迭代结果为 $X^{(n)}$ ，中间 m 步使用 Broyden 拟牛顿法，从 $n+1$ 步开始再次使用阻尼牛顿法，迭代格式如下：

$$\begin{cases} X^{(n,0)} = X^{(n)} \\ X^{(n,j)} = X^{(n,j-1)} - \alpha_{j-1} B_{j-1}^{-1} F(X^{(n,j-1)}); B_j = B_{j-1} + \beta_{j-1} \frac{(y_{j-1} - B_{j-1} s_{j-1}) s_{j-1}^T}{s_{j-1}^T s_{j-1}} \\ X^{(n+1)} = X^{(n,m)} \end{cases}$$

式中 $X^{(n,j)}$ 表示第 n 次牛顿迭代中第 j 次使用 Broyden 拟牛顿法, $y_{j-1} = F(X^{(n,j)}) - F(X^{(n,j-1)})$, $s_{j-1} = X^{(n,j)} - X^{(n,j-1)}$, β_{j-1} 和 α_{j-1} 为阻尼因子, B_0 取 $X^{(n,0)}$ 点的雅可比矩阵;

S2.2: 设置阻尼牛顿法的最大迭代次数 N_{max}^1 ; 若混合阻尼牛顿法在最大迭代次数 N_{max}^1 内未收敛或迭代发散 ($N_{loop}^1 > N_{max}^1$), 则终止计算并转入自适应差分进化算法; 若平衡方程残差在有限迭代次数内满足误差范围时, 迭代终止, 跳转至步骤 S3;

S2.3: 初始化种群; 基于发动机部件特性及工况限制, 确定自适应差分进化算法中每一个迭代变量的取值范围, 作为自适应差分进化算法初始种群的变量取值域 $x_{j,i}^L$ 和 $x_{j,i}^U$; 设置差分进化算法的初始种群数量 NP , 初始种群 $\{x_i(0) | x_{j,i}^L \leq x_{i,j}(0) \leq x_{j,i}^U, i = 1, 2, \dots, NP; j = 1, 2, \dots, D\}$ 随机产生:

$$x_{j,i}(0) = x_{j,i}^L + rand(0,1) \cdot (x_{j,i}^U - x_{j,i}^L)$$

其中, $x_{j,i}(0)$ 表示第 0 代的第 i 个个体的第 j 个基因, NP 表示种群大小, $rand(0,1)$ 表示在 $(0,1)$ 区间均匀分布的随机数;

选取发动机模型每个共同工作方程 (方程数目为 m) 的残差 $e[m]$, 取 $O_f = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^{m-1} e(j)$ 为适应度函数, 作为优化目标函数;

S2.4: 自适应变异策略: 本算法尝试使用两种不同的变异策略, 引入了概率 p 来控制选择变异策略; p 根据计算过程中的学习经验进行自适应, 缩放因子 F 基于高斯分布函数获取; p 初始化为 $p = 0.5$, 当种群在本轮全部演化完成后,

记录由 v_i 在 $U_i(0,1) < p$ 条件下进入下一代的个体数 $ns1$ 及未进入下一代的个体数 $nf1$ ，由 v_i 在 $U_i(0,1) \geq p$ 条件下进入下一代的个体数 $ns2$ 及未进入下一代的个体数 $nf2$ ，其中 x_{best} 表示当前最优个体；对这两组数分别记录 50 代，称为“学习周期”，当概率 p 在学习周期之后更新完毕，重设 $ns1$ ， $ns2$ ， $nf1$ ， $nf2$ 的值；适应变异策略的公式如下所示：

$$v_i = \begin{cases} x_{i1} + F \cdot (x_{i2} - x_{i3}), & \text{if } U_i(0,1) < p, (1) \\ x_{best} + F \cdot (x_{i1} - x_{i2}) + F \cdot (x_{i1} - x_{i2}), & \text{otherwise. (2)} \end{cases}$$

$$F_i = N_i(0.5, 0.3)$$

$$p = \frac{ns1 \cdot (ns2 + nf2)}{ns2 \cdot (ns1 + nf1) + ns1 \cdot (ns2 + nf2)}$$

S2.5：交叉操作。自适应进化交叉操作是针对维度进行的，新个体有 CR 的概率选择 $v_i(j)$ 中的维度，其余维度选择 $x_i(j)$ 。其中，自适应交叉率 CR 给每一个体都分配了交叉率 CR_i ，初始化 $CR_m = 0.5$ ， CR_i 每 5 代更新。每一代中， CR_m 的值与子代成功进入下一代，对应的 CR_i 进入数组 CR_{rec} 中，每隔 25 代一次更新，更新完后，对 CR_r 进行一次清空。

$$u_i(j) = \begin{cases} v_i(j), & \text{if } U_i(0,1) < CR \text{ or } j = j_{rand} \\ x_i(j), & \text{otherwise.} \end{cases}$$

$$CR_i = N_i(CR_m, 0.1)$$

$$CR_m = \sum_{k=1}^{|CR_{rec}|} CR_{rec}(k)$$

S2.6：选择操作。选择操作在于采用贪婪算法在变异个体 u_i 和旧个体 x_i 选取更好的个体，生成新生个体 x'_i 。

$$x'_i = \begin{cases} u_i, & \text{if } f(u_i) \leq f(x_i) \\ x_i, & \text{otherwise.} \end{cases}$$

S2.7: 确定自适应差分进化迭代终止步数 t_{max} 及终止条件($N_{loop}^2 > N_{max}^2$)。

以差分进化算法得到的变量参数为迭代初值, 再阻尼牛顿法对模型的解精确搜索, 当平衡方程残差满足误差范围时, 迭代终止。

S3: 建立航空发动机动态计算模型

S3.1: 通过 C++ 代码实现航空发动机部件模型设计后, 通过引入动态链接库的方法将发动机迭代模型封装, 并引入 simulink 模块中, 封装模块如图 4 所示;

S3.2: 确定动态过程采样时间, 依据发动机实际工况确定模型输入条件, 实现航空发动机动态过程的仿真。

S4: 仿真结果与分析

S4.1: 将本发明的混合自适应差分进化算法(Hybrid saDE)同传统 Newton-Raphson 法对比。图 5 表示不同迭代算法在小偏离动态过程的动态误差随时间的变化曲线, 图 6 表示了不同迭代算法的部件计算次数随时间的变化曲线。可以看出, 在小偏离动态过程中, 混合自适应差分进化算法和传统 Newton-Raphson 法在整个过程中均能收敛。Newton-Raphson 法部件计算次数较多, 混合自适应差分进化算法相比传统算法显著提高了模型动态计算的实时性及部件计算次数。

S4.2: 分析不同初值和迭代步长对三种迭代模型(Hybrid saDE, Newton-Raphson, Broyden)收敛性的影响发现, 随着初值误差范数的增大, 传统 Newton-Raphson, Broyden 模型的收敛性下降, 当初始误差大于 0.187 后, 传统 Newton-Raphson, Broyden 模型已经不收敛, 而混合自适应差分进化算法在大偏离计算中虽然部件计算次数增加, 但仍然能够保证迭代收敛。

权利要求书

1.一种基于混合自适应差分进化的航空发动机模型迭代算法，其特征在于，步骤如下：

S1：航空发动机部件级模型的建立

S1.1：基于气体流程和气动热力学公式，建立部件级进气道、风扇、压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、外涵道、混合室、加力燃烧室、尾喷管的输入输出模块；其中，风扇、压气机和高压涡轮的建模多采用包含特性线的插值方法，不同发动机模型用不同的特性线；

S1.2：在发动机处于稳态或动态工作状态时，需要同时满足流量、功率以及转子动力学平衡方程，转子动力学平衡方程的残差用 e 来表示；基于不同计算需求，选取 n 个独立变量 x ，联立求解 n 个共同工作方程组：

$$f_1(x_0, x_1, x_2 \dots, x_n) = e_1$$

$$f_2(x_0, x_1, x_2 \dots, x_n) = e_2$$

... ..

$$f_n(x_0, x_1, x_2 \dots, x_n) = e_n$$

S1.3：基于发动机模型工作状态确定模型环境输入参数：马赫数、飞行高度、主燃油流量、加力燃油流量、尾喷管面积，该问题实质变为独立变量为未知数的非线性隐式方程组，当共同工作方程 6 个残差值趋于 0 时，认为发动机模型获得可靠解；

S2：混合自适应差分进化算法求解发动机模型

为求解航空发动机模型的非线性隐式方程组，设计了混合自适应差分进化算法，其计算思路为：

S2.1：首先基于发动机模型设计点数据为迭代起点，应用混合阻尼牛顿法对发动机模型的解精确搜索；混合阻尼牛顿法是指带阻尼因子的 N-R 法，其基本

原理为将非线性方程 $F(X)$ 按照泰勒级数展开，取一阶近似形成自变量的迭代通式：

$$\begin{aligned} X^{k+1} &= X^k - \alpha_k \Delta X \\ \Delta X &= \left[\frac{\partial F(X^k)}{\partial X} \right]^{-1} F(X^k) \\ \alpha_k &= \min \left\{ c \cdot \frac{F(X_m^k)}{\Delta X_m^k}, 1 \right\} \end{aligned}$$

其中， $\frac{\partial F(X^k)}{\partial X}$ 偏导数为 $F(X^k)$ 的雅可比矩阵，且该雅可比矩阵非奇异； α_k 为阻尼因子， X_m^k 表示各独立变量中使 $\frac{F(X_m^k)}{\Delta X_m^k}$ 最大的变量， c 为可调节常数项；航空发动机模型计算时， $F(X^k)$ 为由共同工作方程确定的误差 E^k ，雅可比矩阵的微分项采用前向差分代替，即

$$\frac{\partial E^k}{\partial X} = \frac{\Delta E^k}{\Delta X^k}$$

为降低迭代计算量，混合阻尼牛顿法是指以阻尼牛顿法为主体算法，每次迭代后不立刻修正雅可比矩阵，而采用 Broyden 拟牛顿法计算；根据设定收敛速度和范围的指标，交替采用两种迭代算法，有效减少气动热力学迭代步数；假定第 n 次阻尼牛顿法的迭代结果为 $X^{(n)}$ ，中间 m 步使用 Broyden 拟牛顿法，从 $n+1$ 步开始再次使用阻尼牛顿法，迭代格式如下：

$$\begin{cases} X^{(n,0)} = X^{(n)} \\ X^{(n,j)} = X^{(n,j-1)} - \alpha_{j-1} B_{j-1}^{-1} F(X^{(n,j-1)}); B_j = B_{j-1} + \beta_{j-1} \frac{(y_{j-1} - B_{j-1} s_{j-1}) s_{j-1}^T}{s_{j-1}^T s_{j-1}} \\ X^{(n+1)} = X^{(n,m)} \end{cases}$$

式中， $X^{(n,j)}$ 表示第 n 次牛顿迭代中第 j 次使用 Broyden 拟牛顿法， $y_{j-1} = F(X^{(n,j)}) - F(X^{(n,j-1)})$ ， $s_{j-1} = X^{(n,j)} - X^{(n,j-1)}$ ， β_{j-1} 和 α_{j-1} 为阻尼因子， B_0 取 $X^{(n,0)}$ 点的雅可比矩阵；

S2.2：设置阻尼牛顿法的最大迭代次数 N_{max}^1 ；若混合阻尼牛顿法在最大迭代次数 N_{max}^1 内未收敛或迭代发散($N_{loop}^1 > N_{max}^1$)，则终止计算并转入自适应差分

进化算法；若平衡方程残差在有限迭代次数内满足误差范围时，迭代终止，跳转至步骤 S3；

S2.3: 初始化种群；基于发动机部件特性及工况限制，确定自适应差分进化算法中每一个迭代变量的取值范围，作为自适应差分进化算法初始种群的变量取值域 $x_{j,i}^L$ 和 $x_{j,i}^U$ ；设置差分进化算法的初始种群数量 NP，初始种群 $\{x_i(0)|x_{j,i}^L \leq x_{i,j}(0) \leq x_{j,i}^U, i = 1, 2, \dots, NP; j = 1, 2, \dots, D\}$ 随机产生：

$$x_{j,i}(0) = x_{j,i}^L + rand(0,1) \cdot (x_{j,i}^U - x_{j,i}^L)$$

其中， $x_{j,i}(0)$ 表示第 0 代的第*i*个个体的第 j 个基因，NP表示种群大小， $rand(0,1)$ 表示在(0,1)区间均匀分布的随机数；

选取发动机模型每个共同工作方程的残差 $e[m]$ ，m 为方程数目，取 $O_f = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^{m-1} e(j)$ 为适应度函数，作为优化目标函数；

S2.4: 自适应变异策略：本算法尝试使用两种不同的变异策略，引入了概率 p 来控制选择变异策略；p 根据计算过程中的学习经验进行自适应，缩放因子 F 基于高斯分布函数获取；p 初始化为 $p = 0.5$ ，当种群在本轮全部演化完成后，记录由 v_i 在 $U_i(0,1) < p$ 条件下进入下一代的个体数 ns1 及未进入下一代的个体数 nf1，由 v_i 在 $U_i(0,1) \geq p$ 条件下进入下一代的个体数 ns2 及未进入下一代的个体数 nf2，其中 x_{best} 表示当前最优个体；对这两组数分别记录 50 代，称为“学习周期”，当概率 p 在学习周期之后更新完毕，重设 ns1，ns2，nf1，nf2 的值；适应变异策略的公式如下所示：

$$v_i = \begin{cases} x_{i1} + F \cdot (x_{i2} - x_{i3}), & \text{if } U_i(0,1) < p \\ x_{best} + F \cdot (x_{i1} - x_{i2}) + F \cdot (x_{i1} - x_{i2}), & \text{otherwise} \end{cases}$$

$$F_i = N_i(0.5, 0.3)$$

$$p = \frac{ns1 \cdot (ns2 + nf2)}{ns2 \cdot (ns1 + nf1) + ns1 \cdot (ns2 + nf2)}$$

S2.5: 交叉操作: 自适应进化交叉操作是针对维度进行的, 新个体有 CR 的概率选择 $v_i(j)$ 中的维度, 其余维度选择 $x_i(j)$; 其中, 自适应交叉率 CR 给每一个体都分配了交叉率 CR_i , 初始化 $CR_m = 0.5$, CR_i 每 5 代更新; 每一代中, CR_m 的值与子代成功进入下一代, 对应的 CR_i 进入数组 CR_{rec} 中, 每隔 25 代一次更新, 更新完后, 对 CR_{rec} 进行一次清空;

$$u_i(j) = \begin{cases} v_i(j), & \text{if } U_i(0,1) < CR \text{ or } j = j_{rand} \\ x_i(j), & \text{otherwise.} \end{cases}$$

$$CR_i = N_i(CR_m, 0.1)$$

$$CR_m = \sum_{k=1}^{|CR_{rec}|} CR_{rec}(k)$$

S2.6: 选择操作: 选择操作在于采用贪婪算法在变异个体 u_i 和旧个体 x_i 选取更好的个体, 生成新生个体 x'_i ;

$$x'_i = \begin{cases} u_i, & \text{if } f(u_i) \leq f(x_i) \\ x_i, & \text{otherwise.} \end{cases}$$

S2.7: 确定自适应差分进化迭代终止步数 t_{max} 及终止条件($N_{loop}^2 > N_{max}^2$); 以差分进化算法得到的变量参数为迭代初值, 再阻尼牛顿法对模型的解精确搜索, 当平衡方程残差满足误差范围时, 迭代终止;

S3: 建立航空发动机动态计算模型

S3.1: 实现航空发动机部件模型及迭代算法的设计后, 通过引入动态链接库的方法将发动机迭代模型封装;

S3.2: 确定动态过程采样时间, 依据发动机实际工况确定模型输入条件, 实现航空发动机动态过程的仿真。

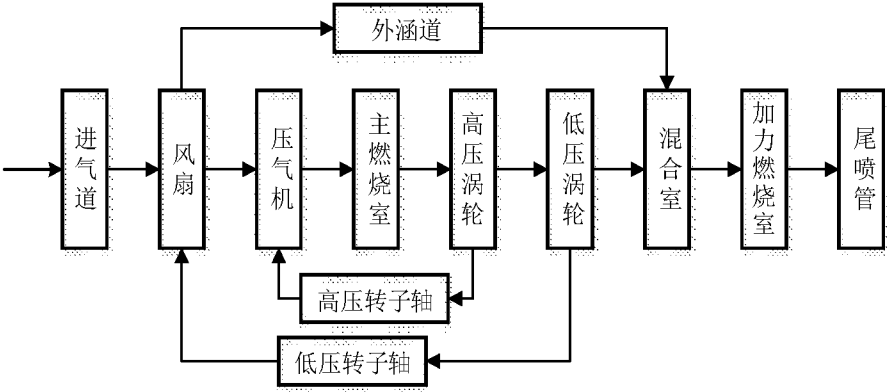


图 1

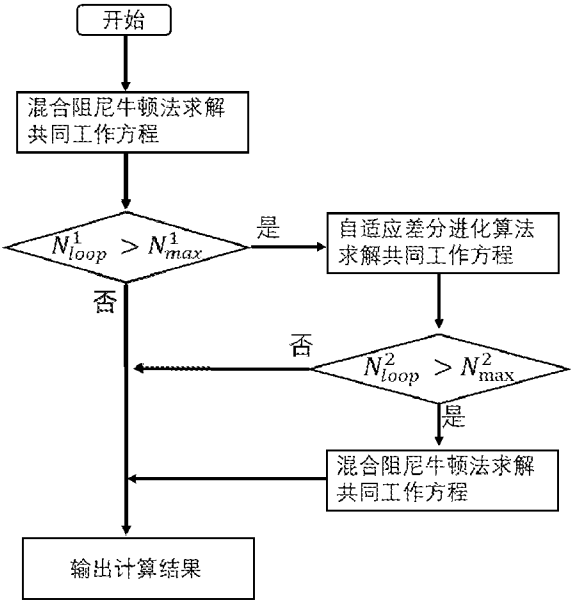


图 2

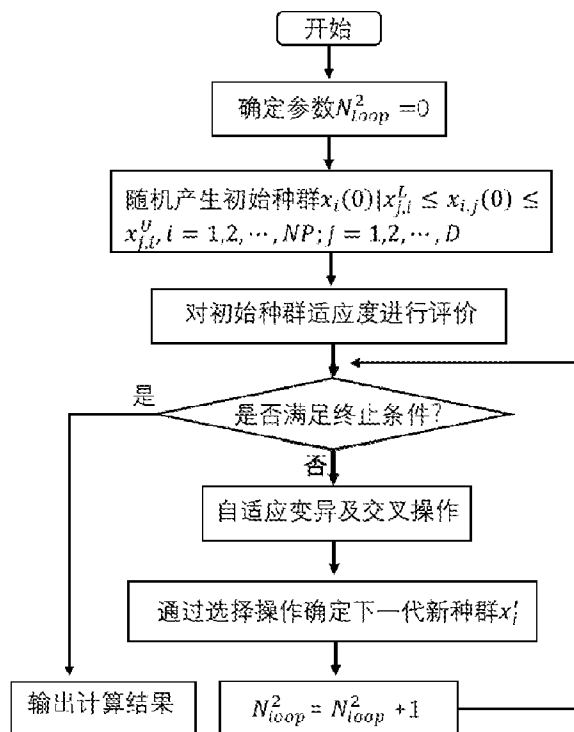


图 3

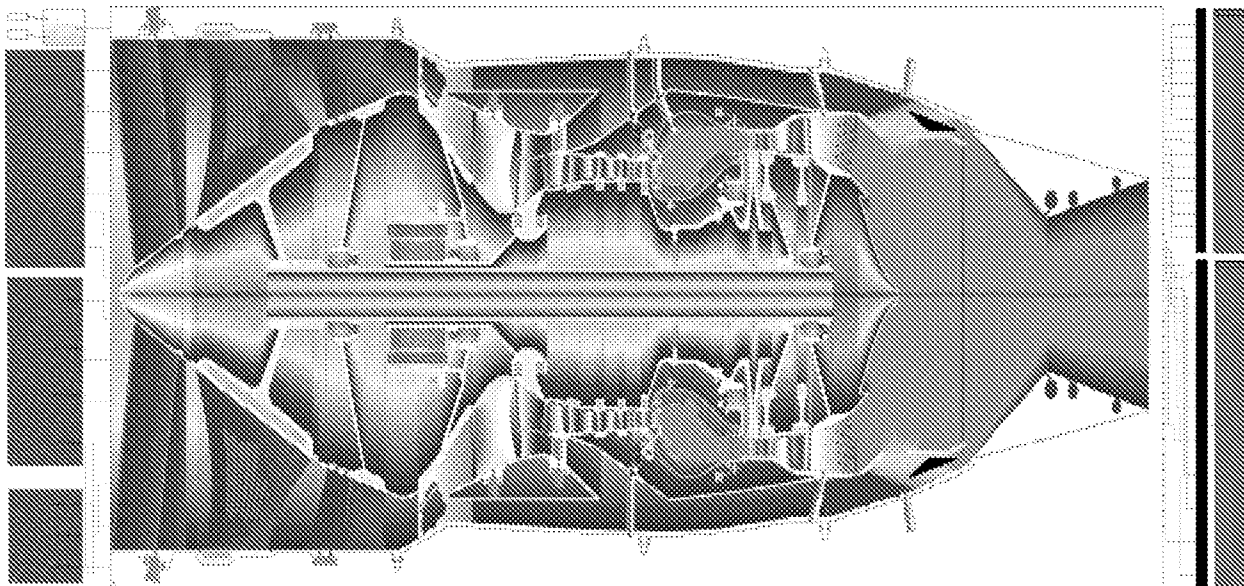


图 4

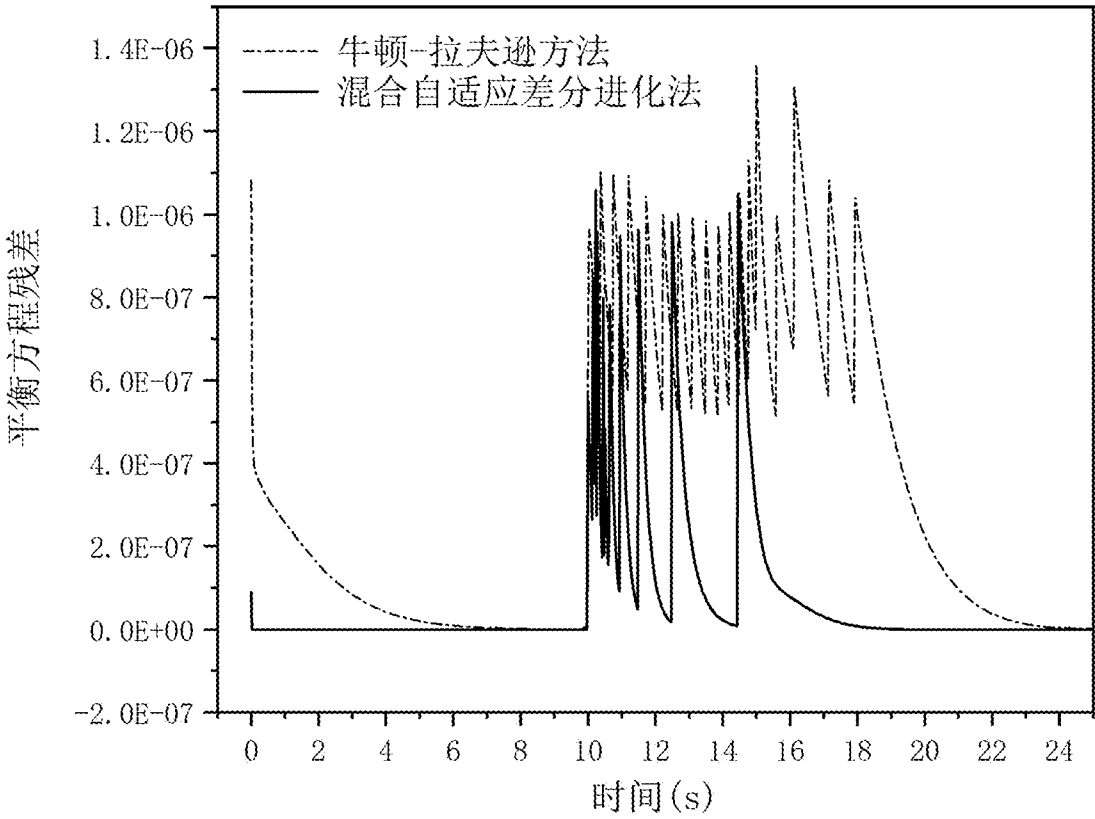


图 5

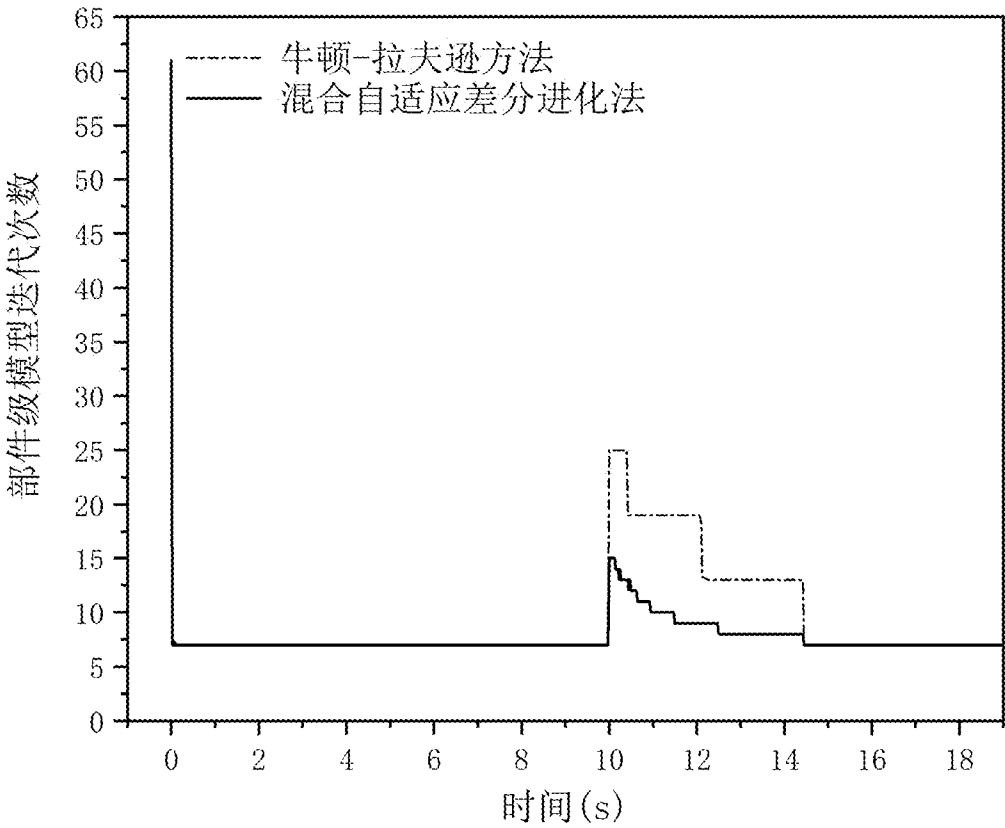


图 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2020/118338

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G06F 17/00(2019.01)i; F02C 9/00(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)

G05B; G06F; F02C

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)

CNPAT, CNKI: 大连理工大学, 孙希明, 杜宪, 艾璐, 王晨, 航空, 发动机, 飞机, 迭代, 算法, 精度, 响应, 收敛, 时效, 差分, 牛顿法, 自适应, 混合, 模型, 仿真; WPI, EPODOC: aircraft, engine, iteration, arithmetic, simulation, precision, response, convergence, time, difference, newton, selfadapting, mix, model

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 105404750 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 16 March 2016 (2016-03-16) description, embodiments, figures 1-6	1
A	CN 108416086 A (DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) 17 August 2018 (2018-08-17) entire document	1
A	CN 109799803 A (DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) 24 May 2019 (2019-05-24) entire document	1
A	CN 110821683 A (DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) 21 February 2020 (2020-02-21) entire document	1
A	CN 111219257 A (DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) 02 June 2020 (2020-06-02) entire document	1
A	US 2009106173 A1 (MICROSOFT CORP.) 23 April 2009 (2009-04-23) entire document	1



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
 “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

04 June 2021

Date of mailing of the international search report

30 June 2021

Name and mailing address of the ISA/CN

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

Facsimile No. (86-10)62019451

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2020/118338

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	105404750	A	16 March 2016	None			
CN	108416086	A	17 August 2018	None			
CN	109799803	A	24 May 2019	US	2020339285	A1	29 October 2020
				WO	2020118512	A1	18 June 2020
CN	110821683	A	21 February 2020	None			
CN	111219257	A	02 June 2020	None			
US	2009106173	A1	23 April 2009	US	7933847	B2	26 April 2011

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2020/118338

A. 主题的分类 G06F 17/00(2019.01)i; F02C 9/00(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) G05B; G06F; F02C 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)) CNPAT, CNKI: 大连理工大学, 孙希明, 杜宪, 艾璐, 王晨, 航空, 发动机, 飞机, 迭代, 算法, 精度, 响应, 收敛, 时效, 差分, 牛顿法, 自适应, 混合, 模型, 仿真; WPI, EP0D0C: aircraft, engine, iteration, arithmetic, simulation, precision, response, convergence, time, difference, newton, selfadapting, mix, model																							
C. 相关文件 <table border="1"> <thead> <tr> <th>类 型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>CN 105404750 A (南京航空航天大学) 2016年 3月 16日 (2016 - 03 - 16) 说明具体实施方式和图1-6</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108416086 A (大连理工大学) 2018年 8月 17日 (2018 - 08 - 17) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 109799803 A (大连理工大学) 2019年 5月 24日 (2019 - 05 - 24) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 110821683 A (大连理工大学) 2020年 2月 21日 (2020 - 02 - 21) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 111219257 A (大连理工大学) 2020年 6月 2日 (2020 - 06 - 02) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 2009106173 A1 (MICROSOFT CORP.) 2009年 4月 23日 (2009 - 04 - 23) 全文</td> <td>1</td> </tr> </tbody> </table>			类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	A	CN 105404750 A (南京航空航天大学) 2016年 3月 16日 (2016 - 03 - 16) 说明具体实施方式和图1-6	1	A	CN 108416086 A (大连理工大学) 2018年 8月 17日 (2018 - 08 - 17) 全文	1	A	CN 109799803 A (大连理工大学) 2019年 5月 24日 (2019 - 05 - 24) 全文	1	A	CN 110821683 A (大连理工大学) 2020年 2月 21日 (2020 - 02 - 21) 全文	1	A	CN 111219257 A (大连理工大学) 2020年 6月 2日 (2020 - 06 - 02) 全文	1	A	US 2009106173 A1 (MICROSOFT CORP.) 2009年 4月 23日 (2009 - 04 - 23) 全文	1
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																					
A	CN 105404750 A (南京航空航天大学) 2016年 3月 16日 (2016 - 03 - 16) 说明具体实施方式和图1-6	1																					
A	CN 108416086 A (大连理工大学) 2018年 8月 17日 (2018 - 08 - 17) 全文	1																					
A	CN 109799803 A (大连理工大学) 2019年 5月 24日 (2019 - 05 - 24) 全文	1																					
A	CN 110821683 A (大连理工大学) 2020年 2月 21日 (2020 - 02 - 21) 全文	1																					
A	CN 111219257 A (大连理工大学) 2020年 6月 2日 (2020 - 06 - 02) 全文	1																					
A	US 2009106173 A1 (MICROSOFT CORP.) 2009年 4月 23日 (2009 - 04 - 23) 全文	1																					
☐ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。																							
<table border="0"> <tr> <td> * 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 “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 </td> <td> “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 </td> </tr> </table>			* 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 “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																			
* 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 “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		国际检索报告邮寄日期																					
2021年 6月 4日		2021年 6月 30日																					
ISA/CN的名称和邮寄地址		受权官员																					
中国国家知识产权局(ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451		王俊理 电话号码 86-10-53960864																					

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2020/118338

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	105404750	A	2016年 3月 16日	无			
CN	108416086	A	2018年 8月 17日	无			
CN	109799803	A	2019年 5月 24日	US	2020339285	A1	2020年 10月 29日
				WO	2020118512	A1	2020年 6月 18日
CN	110821683	A	2020年 2月 21日	无			
CN	111219257	A	2020年 6月 2日	无			
US	2009106173	A1	2009年 4月 23日	US	7933847	B2	2011年 4月 26日