



(10) 授权公告号 CN 118378552 B

(45) 授权公告日 2024. 09. 06

(21) 申请号 202410827416.4

(22) 申请日 2024.06.25

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 118378552 A

(43) 申请公布日 2024.07.23

(73) 专利权人 北京航空航天大学

地址 100082 北京市海淀区学院路37号

专利权人 西安航天动力研究所

(72) 发明人 金平 杨丹奇 刘炳阳 杜飞平

高玉闪 蔡国飙

(74) 专利代理机构 北京超凡宏宇知识产权代理

有限公司 11463

专利代理师 邓超

(51) Int. Cl.

G06F 30/27 (2020.01)

G06F 30/15 (2020.01)

G06N 3/044 (2023.01)

G06N 3/084 (2023.01)

G06N 3/006 (2023.01)

F02K 9/72 (2006.01)

G06F 119/02 (2020.01)

G06F 119/08 (2020.01)

G06F 119/14 (2020.01)

G06F 113/08 (2020.01)

(56) 对比文件

CN 104408257 A, 2015.03.11

CN 116542164 A, 2023.08.04

审查员 郝宁

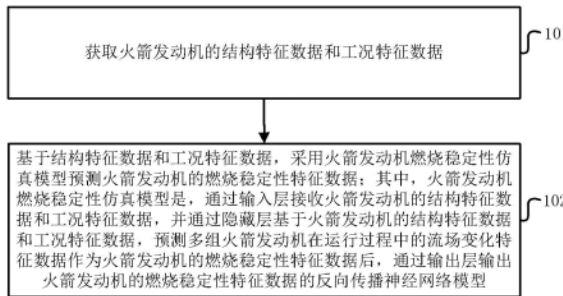
权利要求书2页 说明书10页 附图3页

(54) 发明名称

火箭发动机稳定性预测方法、装置、设备及介质

(57) 摘要

本申请公开了一种火箭发动机稳定性预测方法、装置、设备及介质,应用于航空航天技术领域,用以解决现有技术对火箭发动机燃烧稳定性预测的成本较高、周期较长的问题。具体为:获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,采用具有反向传播神经网络特点的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,基于结构特征数据和工况特征数据,计算火箭发动机在运行过程中流场变化特征数据,从而可以基于流场变化特征数据,进一步预测火箭发动机的燃烧稳定性,进而可以高效且精准地预测出火箭发动机在目标工况下燃烧稳定性特征以及不同因素对火箭发动机燃烧稳定性的影响。



1. 一种火箭发动机稳定性预测方法,其特征在于,包括:

获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据;其中,所述结构特征数据包括喷注形式、燃烧室直径、喷管扩张比;所述工况特征数据包括工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角;

基于所述结构特征数据和所述工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测所述火箭发动机的燃烧稳定性特征数据;其中,所述火箭发动机燃烧稳定性仿真模型是,通过输入层接收所述火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,通过隐藏层基于所述火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组所述火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为所述火箭发动机的燃烧稳定性特征数据后,对多组所述火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据进行分析得到用于表征所述火箭发动机的燃烧稳定性的燃烧稳定性结果数据,通过输出层输出所述火箭发动机的燃烧稳定性结果数据的反向传播神经网络模型;所述火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过学习所述火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据与燃烧稳定性特征数据之间的映射关系,对所述火箭发动机的燃烧稳定性特征数据进行预测;所述燃烧稳定性特征数据包括所述火箭发动机不同位置点的瞬态压力和瞬态释热的随时间变化数据,以及不同时刻的流场压力、流场温度和流场速度的分布特征数据。

2. 如权利要求1所述的火箭发动机稳定性预测方法,其特征在于,还包括:

获取训练数据集合;其中,所述训练数据集合包括多个训练样本数据;每一所述训练样本数据包括结构样本数据和工况样本数据以及流场变化标准数据;

基于所述训练数据集合,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型执行迭代训练操作,直至确定满足迭代训练终止条件时,基于最后一次执行所述迭代训练操作时更新的所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值,得到所述火箭发动机燃烧稳定性仿真模型;其中,所述迭代训练操作包括:

从所述训练数据集合中选取目标训练样本数据;

将所述目标训练样本数据中的结构样本数据和工况样本数据输入所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,以使所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收所述结构样本数据和所述工况样本数据,并通过隐藏层对所述结构样本数据和所述工况样本数据进行处理得到流场变化预测数据后,通过输出层输出所述流场变化预测数据;

基于所述流场变化预测数据与所述目标训练样本数据中的所述流场变化标准数据之间的预测误差,更新所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值。

3. 如权利要求2所述的火箭发动机稳定性预测方法,其特征在于,获取训练数据集合,包括:

获取所述火箭发动机的结构数据和工况参数;

获取所述火箭发动机适用的目标湍流模型及目标燃烧模型;

基于所述目标湍流模型和所述目标燃烧模型,对所述火箭发动机在所述工况参数对应的目标工况下的运行过程进行仿真;

获取仿真过程中所述火箭发动机的流场变化数据;

基于所述火箭发动机的结构数据、工况参数、流场变化数据,获得所述训练数据集合。

4. 如权利要求2所述的火箭发动机稳定性预测方法,其特征在于,还包括:

在对所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型执行迭代训练操作的过程中,对所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值进行优化。

5.如权利要求4所述的火箭发动机稳定性预测方法,其特征在于,对所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值进行优化,包括:

随机生成一粒子群以及所述粒子群中各个粒子的初始速度和初始位置;其中,每一所述粒子包括所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值的参数值;

基于所述粒子群执行迭代优化操作,直至确定满足迭代优化终止条件时,基于最后一次执行所述迭代优化操作时优化的所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值迭代执行所述迭代训练操作;其中,所述迭代优化操作包括:

采用适应度函数,计算所述粒子群中各个所述粒子的适应度值;

基于所述粒子群中各个所述粒子的适应度值,更新全局最优位置和个体最优位置;

基于更新后的所述全局最优位置和所述个体最优位置,优化所述初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值以及更新所述粒子群中各个所述粒子的当前位置和当前速度。

6.一种火箭发动机稳定性预测装置,其特征在于,包括:

数据获取单元,用于获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据;其中,所述结构特征数据包括喷注形式、燃烧室直径、喷管扩张比;所述工况特征数据包括工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角;

特征预测单元,用于基于所述结构特征数据和所述工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测所述火箭发动机的燃烧稳定性特征数据;其中,所述火箭发动机燃烧稳定性仿真模型是,通过输入层接收所述火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,通过隐藏层基于所述火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组所述火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为所述火箭发动机的燃烧稳定性特征数据后,对多组所述火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据进行分析得到用于表征所述火箭发动机的燃烧稳定性的燃烧稳定性结果数据,通过输出层输出所述火箭发动机的燃烧稳定性结果数据的反向传播神经网络模型;所述火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过学习所述火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据与燃烧稳定性特征数据之间的映射关系,对所述火箭发动机的燃烧稳定性特征数据进行预测;所述燃烧稳定性特征数据包括所述火箭发动机不同位置点的瞬态压力和瞬态释热的随时间变化数据,以及不同时刻的流场压力、流场温度和流场速度的分布特征数据。

7.一种电子设备,其特征在于,包括存储器、处理器和存储在所述存储器上并可在所述处理器上运行的计算机程序,所述处理器执行所述计算机程序时实现如权利要求1-5任一项所述的火箭发动机稳定性预测方法。

8.一种计算机可读存储介质,其特征在于,所述计算机可读存储介质存储有计算机指令,所述计算机指令被处理器执行时实现如权利要求1-5任一项所述的火箭发动机稳定性预测方法。

## 火箭发动机稳定性预测方法、装置、设备及介质

### 技术领域

[0001] 本申请涉及航空航天技术领域,尤其涉及一种火箭发动机稳定性预测方法、装置、设备及介质。

### 背景技术

[0002] 火箭发动机燃烧室具有高温、高压、高容热强度、高流量密度、高热交换强度且工质停留时间短等特点,在采用液态燃料时极易诱发燃烧不稳定性。燃烧不稳定性破坏性强、复杂度高、随机性强且控制难度大,是制约火箭发动机研制预使用的关键瓶颈。目前,国内外对燃烧不稳定性产生的机理和抑制手段认识进展缓慢,需要开展大量地面热试车试验进行迭代改进,但燃烧不稳定性的高复杂度和强随机性等特点,导致基于地面热试车试验的燃烧稳定性检测的效率、成本和周期不可预估。

### 发明内容

[0003] 本申请提供了一种火箭发动机稳定性预测方法、装置、设备及介质,用以解决现有技术对火箭发动机稳定性预测的成本较高、周期较长的问题,本申请提供的技术方案如下:

[0004] 一方面,本申请提供了一种火箭发动机稳定性预测方法,包括:

[0005] 获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据;

[0006] 基于结构特征数据和工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测火箭发动机的燃烧稳定性特征数据;其中,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型是,通过输入层接收火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,并通过隐藏层基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据后,通过输出层输出火箭发动机的燃烧稳定性特征数据的反向传播神经网络模型。

[0007] 在一种可能的实施方式中,结构特征数据包括喷注形式、燃烧室直径、喷管扩张比;工况特征数据包括工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角。

[0008] 在一种可能的实施方式中,基于结构特征数据和工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测火箭发动机的燃烧稳定性特征数据之后,还包括:

[0009] 基于多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据,确定火箭发动机的燃烧稳定性。

[0010] 在一种可能的实施方式中,本申请提供的火箭发动机稳定性预测方法还包括:

[0011] 获取训练数据集合;其中,训练数据集合包括多个训练样本数据;每一训练样本数据包括结构样本数据和工况样本数据以及流场变化标准数据;

[0012] 基于训练数据集合,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型执行迭代训练操作,直至确定满足迭代训练终止条件时,基于最后一次执行迭代训练操作时更新的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,得到火箭发动机燃烧稳定性仿真模型;其中,迭代训练操作包括:

- [0013] 从训练数据集合中选取目标训练样本数据；
- [0014] 将目标训练样本数据中的结构样本数据和工况样本数据输入初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,以使初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收结构样本数据和工况样本数据,并通过隐藏层对结构样本数据和工况样本数据进行处理得到流场变化预测数据后,通过输出层输出流场变化预测数据；
- [0015] 基于流场变化预测数据与目标训练样本数据中的流场变化标准数据之间的预测误差,更新初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值。
- [0016] 在一种可能的实施方式中,获取训练数据集合,包括：
- [0017] 获取火箭发动机的结构数据和工况参数；
- [0018] 获取火箭发动机适用的目标湍流模型及目标燃烧模型；
- [0019] 基于目标湍流模型和目标燃烧模型,对火箭发动机在工况参数对应的目标工况下的运行过程进行仿真；
- [0020] 获取仿真过程中火箭发动机的流场变化数据；
- [0021] 基于火箭发动机的结构数据、工况参数、流场变化数据,获得训练数据集合。
- [0022] 在一种可能的实施方式中,本申请提供的火箭发动机稳定性预测方法还包括：
- [0023] 在对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型执行迭代训练操作的过程中,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值进行优化。
- [0024] 在一种可能的实施方式中,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值进行优化,包括：
- [0025] 随机生成一粒子群以及粒子群中各个粒子的初始速度和初始位置；其中,每一粒子包括初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值的参数值；
- [0026] 基于粒子群执行迭代优化操作,直至确定满足迭代优化终止条件时,基于最后一次执行迭代优化操作时优化的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值迭代执行迭代训练操作；其中,迭代优化操作包括：
- [0027] 采用适应度函数,计算粒子群中各个粒子的适应度值；
- [0028] 基于粒子群中各个粒子的适应度值,更新全局最优位置和个体最优位置；
- [0029] 基于更新后的全局最优位置和个体最优位置,优化初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值以及更新粒子群中各个粒子的当前位置和当前速度。
- [0030] 另一方面,本申请提供了一种火箭发动机稳定性预测装置,包括：
- [0031] 数据获取单元,用于获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据；
- [0032] 特征预测单元,用于基于结构特征数据和工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测火箭发动机的燃烧稳定性特征数据；其中,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型是,通过输入层接收火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,并通过隐藏层基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据后,通过输出层输出火箭发动机的燃烧稳定性特征数据的反向传播神经网络模型。
- [0033] 另一方面,本申请提供了一种电子设备,包括存储器、处理器和存储在存储器上并可在处理器上运行的计算机程序,处理器执行计算机程序时实现上述火箭发动机稳定性预测方法。

[0034] 另一方面,本申请提供了一种计算机可读存储介质,计算机可读存储介质存储有计算机指令,计算机指令被处理器执行时实现上述火箭发动机稳定性预测方法。

[0035] 本申请的有益效果如下:

[0036] 本申请通过利用具有反向传播神经网络特点的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组火箭发动机在运行过程中压力变化特征数据、释热变化特征数据和流场变化特征数据,可以在降低火箭发动机的燃烧稳定性检测成本的同时,提高火箭发动机的燃烧稳定性特征数据预测的效率和精准度,从而可以为火箭发动机的燃烧稳定性评估提供较为精准的数据支持,进而可以提高火箭发动机的燃烧稳定性检测的效率和精准度。

[0037] 本申请的其它特征和优点将在随后的说明书中阐述,并且,部分地可以从说明书中变得显而易见,或者通过实施本申请而了解。本申请的目的和其他优点可通过在所写的说明书、权利要求书、以及附图中特别指出的结构来实现和获得。

## 附图说明

[0038] 此处所说明的附图用来提供对本申请的进一步理解,构成本申请的一部分,本申请的示意性及其说明用于解释本申请,并不构成对本申请的不当限定。在附图中:

[0039] 图1为本申请中火箭发动机稳定性预测方法的概况流程示意图;

[0040] 图2为本申请中火箭发动机燃烧稳定性仿真模型训练过程示意图;

[0041] 图3为本申请中火箭发动机燃烧稳定性仿真模型优化过程示意图;

[0042] 图4为本申请中火箭发动机稳定性预测装置的功能结构示意图;

[0043] 图5为本申请中电子设备的硬件结构示意图。

## 具体实施方式

[0044] 为了使本申请的目的、技术方案及有益效果更加清楚明白,下面将结合实施例及附图,对本申请的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅是本申请一部分实施例,并不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

[0045] 为便于本领域技术人员更好地理解本申请,下面先对本申请涉及的技术用语进行简单介绍。

[0046] 火箭发动机,为利用冲量原理为火箭飞行提供所需的动力,且自带推进剂、不依赖外界空气的喷气发动机,本申请中,火箭发动机可以是液体火箭发动机,液体火箭发动机是采用液体推进剂的火箭发动机的简称,液体推进剂由输送系统送到发动机泵前,经泵加压后进入发动机推力室的燃烧室进行燃烧或分解,将推进剂的公演能变为热能,产生高温高压燃气,通过推力室喷管膨胀,将热能变为动能,以高速方式从喷管内向外喷出,产生反作用力也即推力,为火箭飞行提供所需的动力。

[0047] 结构特征数据,为用于体现火箭发动机的结构特征的数据,本申请中,结构特征数据包括喷注形式、燃烧室直径、喷管扩张比等。

[0048] 工况特征数据,为用于体现火箭发动机运行过程中的工况特征的数据,本申请中,工况特征数据包括工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角等。

[0049] 燃烧稳定性特征数据,为用于体现火箭发动机运行过程中的燃烧稳定性特征的数据,本申请中,燃烧稳定性特征数据包括火箭发动机不同位置点的瞬态压力和/或瞬态释热随时间变化数据以及不同时刻的流场压力、流场温度和流场速度分布特征数据等流场变化特征数据。

[0050] 火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,为通过学习结构特征数据和工况特征数据与压力变化特征数据、释热变化特征数据和流场变化特征数据之间的映射关系,实现对火箭发动机的燃烧稳定性特征数据进行预测的反向传播神经网络模型(BackPropagation Neural Network, BPNN);本申请中,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型包括输入层、隐藏层和输出层,输入层和隐藏层的数量均为至少一个,每一隐藏层包括信息正向传播和误差反向传播两个过程;其中:

[0051] 输入层与隐藏层之间的数学关系可表示为:

$$[0052] \quad y_j = f_I \left( \mu_j + \sum_{m=t-n}^{t-1} \mu_{jm} y_m \right) (0 \leq \mu_j, \mu_{jm} \leq 1)$$

[0053] 隐藏层与输出层之间的数学关系可表示为:

$$[0054] \quad y_t = f_O \left( \lambda_0 + \sum_{j=1}^I \lambda_{0j} y_j \right) (0 \leq \lambda_0, \lambda_{0j} \leq 1)$$

[0055] 其中,  $y_m$  和  $y_j$  分别表示输入层和隐藏层的输入;  $y_t$  表示预测出的第  $t$  个燃烧稳定性特征数据;  $\mu_{jm}$  和  $\lambda_{0j}$  表示输出层和隐藏层的权重;  $\mu_j$  和  $\lambda_0$  表示隐藏层和输出层的阈值;  $n$  和  $I$  分别表示输入层和隐藏层的节点数;  $f_I$  和  $f_O$  分别表示隐藏层和输出层的激活函数,可以采用逻辑函数和双曲线函数作为隐藏层激活函数  $f_I$ ,采用线性函数作为输出层激活函数  $f_O$ 。

[0056] 本申请中提及的“和/或”,描述的是关联对象的关联关系,表示可以存在三种关系,例如,A和/或B,可以表示:单独存在A,同时存在A和B,单独存在B这三种情况。字符“/”一般表示前后关联对象是一种“或”的关系。

[0057] 在介绍了本申请涉及的技术用语后,接下来,对本申请提供的技术方案进行详细说明。

[0058] 本申请实施例提供了一种火箭发动机稳定性预测方法,参阅图1所示,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法的概况流程如下:

[0059] 步骤101:获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据。

[0060] 本申请实施例中,在对火箭发动机进行燃烧稳定性预测时,可以获取火箭发动机的喷注形式、燃烧室直径、喷管扩张比等作为火箭发动机的结构特征数据,并获取火箭发动机当前运行工况下的工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角等作为火箭发动机的工况特征数据。

[0061] 步骤102:基于结构特征数据和工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测火箭发动机的燃烧稳定性特征数据;其中,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型是,通过输入层接收火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,并通过隐藏层基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作

为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据后,通过输出层输出火箭发动机的燃烧稳定性特征数据的反向传播神经网络模型。

[0062] 本申请实施例中,输入数据为喷注形式、燃烧室直径和喷管扩张比等结构特征数据以及工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角等工况特征数据;输出数据为火箭发动机不同位置点的瞬态压力、瞬态释热随时间变化数据(例如输出数据包括以时间为横轴以瞬态压力和/或瞬态释热为纵轴的第一流场变化特征数据)以及不同时刻的流场压力、流场温度和流场速度分布特征数据(例如输出数据包括流场压力、流场温度和流场速度等各参数在每一个时刻的物理量云图)等流场变化特征数据;火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据后,通过隐藏层对火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据进行处理以计算多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据,之后通过输出层输出多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据。这样,通过利用具有反向传播神经网络特点的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组火箭发动机在运行过程中流场变化特征数据,可以在降低火箭发动机的燃烧稳定性检测成本的同时,提高火箭发动机的燃烧稳定性特征数据预测的效率和精准度,从而可以为火箭发动机的燃烧稳定性评估提供较为精准的数据支持,进而可以提高火箭发动机的燃烧稳定性检测的效率和精准度。

[0063] 进一步的,基于结构特征数据和工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测火箭发动机的燃烧稳定性特征数据之后,还可以基于多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据,确定火箭发动机的燃烧稳定性。本申请实施例中,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型还可以具有燃烧稳定性预测功能,例如,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据后,可以通过隐藏层对火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据进行处理以计算多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据,进一步对多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据进行分析得到用于表征火箭发动机的燃烧稳定性的燃烧稳定性结果数据(比如稳定或不稳定),之后,通过输出层输出火箭发动机在当前运行工况下的燃烧稳定性结果数据,从而通过利用具有反向传播神经网络特点的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测火箭发动机在当前运行工况下的燃烧稳定性结果数据,可以在降低火箭发动机的燃烧稳定性检测成本的同时,提高火箭发动机的燃烧稳定性预测的效率和精准度。

[0064] 下面对本申请实施例提供的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的训练过程进行详细说明,参阅图2所示,本申请实施例提供的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型训练过程如下:

[0065] 步骤201:获取训练数据集合;其中,训练数据集合包括多个训练样本数据;每一训练样本数据包括结构样本数据和工况样本数据以及流场变化标准数据。

[0066] 本申请实施例中,在获取训练数据集合时,可以采用但不限于以下方式:

[0067] 首先,获取火箭发动机的结构数据和工况参数,以及获取火箭发动机适用的目标湍流模型及目标燃烧模型。

[0068] 然后,基于目标湍流模型和目标燃烧模型,对火箭发动机在工况参数对应的目标

工况下的运行过程进行仿真,并获取仿真过程中火箭发动机的流场变化数据。

[0069] 最后,基于火箭发动机的结构数据、工况参数、流场变化数据,获得训练数据集合。

[0070] 步骤202:从训练数据集合中选取目标训练样本数据。

[0071] 步骤203:将目标训练样本数据中的结构样本数据和工况样本数据输入初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,以使初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收结构样本数据和工况样本数据,并通过隐藏层对结构样本数据和工况样本数据进行处理得到流场变化预测数据后,通过输出层输出流场变化预测数据。

[0072] 步骤204:基于流场变化预测数据与目标训练样本数据中的流场变化标准数据之间的预测误差,更新初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值。

[0073] 步骤205:判断是否满足迭代训练终止条件;若是,则执行步骤206;若否,则返回步骤202;其中,迭代训练终止条件为迭代次数不低于次数阈值,或者,预测误差不高于误差阈值。

[0074] 步骤206:基于最后一次执行迭代训练操作时更新的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值,得到火箭发动机燃烧稳定性仿真模型。

[0075] 为了提高火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的训练速度和准确度,本申请实施例中,在对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型进行迭代训练过程中,还可以对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值进行优化,具体的,参阅图3所示,本申请实施例提供的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型优化过程如下:

[0076] 步骤301:随机生成一粒子群以及粒子群中各个粒子的初始速度和初始位置;其中,每一粒子包括初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值的参数值。

[0077] 步骤302:采用适应度函数,计算粒子群中各个粒子的适应度值;其中,适应度函数可以是但不限于是预测误差的平方和等。

[0078] 步骤303:基于粒子群中各个粒子的适应度值,更新全局最优位置和个体最优位置。

[0079] 步骤304:基于更新后的全局最优位置和个体最优位置,优化初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值以及更新粒子群中各个粒子的当前位置和当前速度。

[0080] 步骤305:判断是否满足迭代优化终止条件;若是,则执行步骤306;若否,则返回步骤302;其中,迭代优化终止条件为迭代次数不低于次数阈值,或者,预测误差不高于误差阈值。

[0081] 步骤306:基于最后一次执行迭代优化操作时优化的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值迭代执行上述步骤202-步骤206的迭代训练操作。

[0082] 基于上述火箭发动机燃烧稳定性仿真模型优化过程,本申请实施例提供的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型训练过程具体如下:

[0083] 步骤a.随机生成粒子群,初始化全局最优位置和个体最优位置;

[0084] 步骤b.基于每个粒子包含的各权重和各阈值的参数值,组成初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型;

[0085] 步骤c.从训练数据集合中选取目标训练样本数据,将目标训练样本数据中的结构样本数据和工况样本数据输入初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型进行训练,以使初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收结构样本数据和工况样本数据,并通过隐

藏层对结构样本数据和工况样本数据进行处理得到流场变化预测数据后,通过输出层输出流场变化预测数据;

[0086] 步骤d.通过各粒子的适应度值,更新全局最优位置和个体最优位置;

[0087] 步骤e.若满足迭代优化终止条件,则将基于全局最优位置和个体最优位置确定的最优粒子作为优化后的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值,优化算法结束;若不满足迭代优化终止条件,则基于更新后的全局最优位置和个体最优位置,更新粒子群中各个粒子的当前位置和当前速度后转到步骤b;

[0088] 步骤f.基于优化后的各权重和各阈值,确定初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型;

[0089] 步骤g.将训练数据集合中的训练样本数据划分为训练数据和测试数据,分别对训练数据和测试数据进行归一化处理;

[0090] 步骤h.确定输入层和隐藏层的数量;

[0091] 步骤i.通过训练数据,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型进行训练,满足迭代训练终止条件时得到火箭发动机燃烧稳定性仿真模型;

[0092] 步骤k.通过测试数据,对火箭发动机燃烧稳定性仿真模型进行测试,以检验火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的准确性。

[0093] 本申请实施例中,在对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值进行优化时,还可以采用其他优化算法,例如遗传算法(GA-BP)、灰狼优化算法(GWO-BP)、鲸鱼优化算法(WOA-BP)、麻雀搜索算法(SSA-BP)和布谷鸟搜索算法(CS-BP)等。这样,通过对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值进行优化,可以加快初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的训练速度,提高最终训练出的火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的权重和阈值的精准度,从而可以提高火箭发动机燃烧稳定性仿真模型对火箭发动机的燃烧稳定性特征数据和/或燃烧稳定性结果数据的预测准确度。

[0094] 基于上述实施例,本申请实施例提供了一种火箭发动机稳定性预测装置,参阅图4所示,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测装置400至少包括:

[0095] 数据获取单元401,用于获取火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据;

[0096] 特征预测单元402,用于基于结构特征数据和工况特征数据,采用火箭发动机燃烧稳定性仿真模型预测火箭发动机的燃烧稳定性特征数据;其中,火箭发动机燃烧稳定性仿真模型是,通过输入层接收火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,并通过隐藏层基于火箭发动机的结构特征数据和工况特征数据,预测多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据作为火箭发动机的燃烧稳定性特征数据后,通过输出层输出火箭发动机的燃烧稳定性特征数据的反向传播神经网络模型。

[0097] 在一种可能的实施方式中,结构特征数据包括喷注形式、燃烧室直径、喷管扩张比;工况特征数据包括工质流量、氧燃比、液滴粒径和喷雾锥角。

[0098] 在一种可能的实施方式中,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测装置400还包括:

[0099] 稳定性预测单元403,用于基于多组火箭发动机在运行过程中的流场变化特征数据,确定火箭发动机的燃烧稳定性。

[0100] 在一种可能的实施方式中,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测装置400

还包括:

[0101] 模型训练单元404,用于获取训练数据集合;其中,训练数据集合包括多个训练样本数据;每一训练样本数据包括结构样本数据和工况样本数据以及流场变化标准数据;基于训练数据集合,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型执行迭代训练操作,直至确定满足迭代训练终止条件时,基于最后一次执行迭代训练操作时更新的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值,得到火箭发动机燃烧稳定性仿真模型;其中,迭代训练操作包括:从训练数据集合中选取目标训练样本数据;将目标训练样本数据中的结构样本数据和工况样本数据输入初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型,以使初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型通过输入层接收结构样本数据和工况样本数据,并通过隐藏层对结构样本数据和工况样本数据进行处理得到流场变化预测数据后,通过输出层输出流场变化预测数据;基于流场变化预测数据与目标训练样本数据中的流场变化标准数据之间的预测误差,更新初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值。

[0102] 在一种可能的实施方式中,模型训练单元404,具体用于获取火箭发动机的结构数据和工况参数;获取火箭发动机适用的目标湍流模型及目标燃烧模型;基于目标湍流模型和目标燃烧模型,对火箭发动机在工况参数对应的目标工况下的运行过程进行仿真;获取仿真过程中火箭发动机的流场变化数据;基于火箭发动机的结构数据、工况参数、流场变化数据,获得训练数据集合。

[0103] 在一种可能的实施方式中,模型训练单元404,还用于在对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型执行迭代训练操作的过程中,对初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值进行优化。

[0104] 在一种可能的实施方式中,模型训练单元404,具体用于随机生成一粒子群以及粒子群中各个粒子的初始速度和初始位置;其中,每一粒子包括初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值的参数值;基于粒子群执行迭代优化操作,直至确定满足迭代优化终止条件时,基于最后一次执行迭代优化操作时优化的初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型的各权重和各阈值迭代执行迭代训练操作;其中,迭代优化操作包括:采用适应度函数,计算粒子群中各个粒子的适应度值;基于粒子群中各个粒子的适应度值,更新全局最优位置和个体最优位置;基于更新后的全局最优位置和个体最优位置,优化初始火箭发动机燃烧稳定性仿真模型各权重和各阈值以及更新粒子群中各个粒子的当前位置和当前速度。

[0105] 需要说明的是,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测装置400解决技术问题的原理与本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法相似,因此,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测装置400的实施可以参见本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法的实施,重复之处不再赘述。

[0106] 在介绍了本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法和装置之后,接下来,对本申请实施例提供的电子设备进行简单介绍。

[0107] 参阅图5所示,本申请实施例提供的电子设备500至少包括处理器501、存储器502和存储在存储器502上并可在处理器501上运行的计算机程序,处理器501执行计算机程序时实现本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法。

[0108] 本申请实施例提供的电子设备500还可以包括连接不同组件(包括处理器501和存

存储器502)的总线503。其中,总线503表示几类总线结构中的一种或多种,包括存储器总线、外围总线、局域总线等。

[0109] 存储器502可以包括易失性存储器形式的可读存储介质,例如随机存储器(Random Access Memory, RAM) 5021和/或高速缓存存储器5022,还可以进一步包括只读存储器(Read Only Memory, ROM) 5023。存储器502还可以包括具有一组(至少一个)程序模块5024的程序工具5025,程序模块5024包括但不限于操作子系统、一个或者多个应用程序、其它程序模块以及程序数据,这些示例中的每一个或某种组合中可能包括网络环境的实现。

[0110] 处理器501可以是一个处理元件,也可以是多个处理元件的统称,例如,处理器501可以是中央处理器(Central Processing Unit, CPU),或者是被配置成实现本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法的一个或多个集成电路。具体的,处理器501可以是通用处理器,包括但不限于CPU、专用集成电路(Application Specific Integrated Circuit, ASIC)、现成可编程门阵列(Field Programmable Gate Array, FPGA)或者其他可编程逻辑器件、分立门或者晶体管逻辑器件、分立硬件组件等。

[0111] 电子设备500可以与一个或多个外部设备504(例如键盘、遥控器等)通信,还可以与一个或者多个使得用户能与电子设备500交互的设备(例如手机、电脑等)通信,和/或,与使得电子设备500与一个或多个其它电子设备500进行通信的设备(例如路由器、调制解调器等)通信。这种通信可以通过输入/输出(Input /Output, I/O)接口505进行。并且,电子设备500还可以通过网络适配器506与一个或者多个网络(例如局域网(Local Area Network, LAN),广域网(Wide Area Network, WAN)和/或公共网络,例如因特网)通信。如图5所示,网络适配器506通过总线503与电子设备500的其它模块通信。应当理解,尽管图5中未示出,可以结合电子设备500使用其它硬件和/或软件模块,包括但不限于微代码、设备驱动器、冗余处理器、外部磁盘驱动阵列、磁盘阵列(Redundant Arrays of Independent Disks, RAID)子系统、磁带驱动器以及数据备份存储子系统等。

[0112] 需要说明的是,图5所示的电子设备500仅仅是一个示例,不应对本申请实施例的功能和使用范围带来任何限制。

[0113] 下面对本申请实施例提供的计算机可读存储介质进行介绍。本申请实施例提供的计算机可读存储介质存储有计算机指令,该计算机指令被处理器执行时实现本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法。具体地,该计算机指令可以内置或者安装在处理器中,这样,处理器就可以通过执行内置或者安装的计算机指令实现本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法。

[0114] 另外,本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法还可以实现为一种计算机程序产品,该计算机程序产品包括程序代码,该程序代码在处理器上运行时实现本申请实施例提供的火箭发动机稳定性预测方法。

[0115] 本申请实施例提供的计算机程序产品可以采用一个或多个计算机可读存储介质,而计算机可读存储介质可以是但不限于是电、磁、光、电磁、红外线、或半导体的系统、装置或器件,或者以上任意合适的组合,具体地,计算机可读存储介质的更具体的例子(非穷举的列表)包括具有一个或多个导线的电连接、便携式盘、硬盘、RAM、ROM、可擦式可编程只读存储器(Erasable Programmable Read Only Memory, EPROM)、光纤、便携式紧凑盘只读存储器(Compact Disc Read-Only Memory, CD-ROM)、光存储器件、磁存储器件、或者以上任意

合适的组合。

[0116] 本申请实施例提供的计算机程序产品可以采用CD-ROM并包括程序代码,还可以在例如计算机等电子设备上运行。然而,本申请实施例提供的计算机程序产品不限于此,本申请实施例中,计算机可读存储介质可以是任何包含或存储程序代码的有形介质,该程序代码可以被指令执行系统、装置或者器件使用或者与其结合使用。

[0117] 应当注意,尽管在上文详细描述中提及了装置的若干单元或子单元,但是这种划分仅仅是示例性的并非强制性的。实际上,根据本申请的实施方式,上文描述的两个或更多单元的特征和功能可以在一个单元中具体化。反之,上文描述的一个单元的特征和功能可以进一步划分为由多个单元来具体化。

[0118] 此外,尽管在附图中以特定顺序描述了本申请方法的操作,但是,这并非要求或者暗示必须按照该特定顺序来执行这些操作,或是必须执行全部所示的操作才能实现期望的结果。附加地或备选地,可以省略某些步骤,将多个步骤合并为一个步骤执行,和/或将一个步骤分解为多个步骤执行。

[0119] 尽管已描述了本申请的优选实施例,但本领域内的技术人员一旦得知基本创造性概念,则可对这些实施例作出另外的变更和修改。所以,所附权利要求意欲解释为包括优选实施例以及落入本申请范围的所有变更和修改。

[0120] 显然,本领域的技术人员可以对本申请实施例进行各种改动和变型而不脱离本申请实施例的精神和范围。这样,倘若本申请实施例的这些修改和变型属于本申请权利要求及其等同技术的范围之内,则本申请也意图包含这些改动和变型在内。

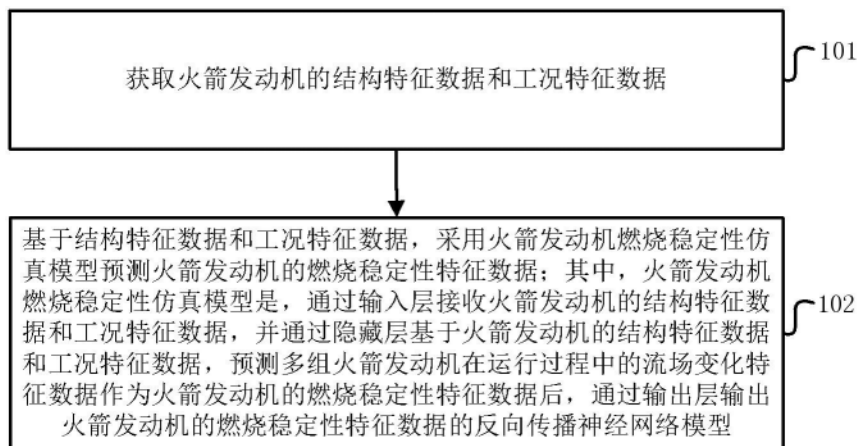


图1

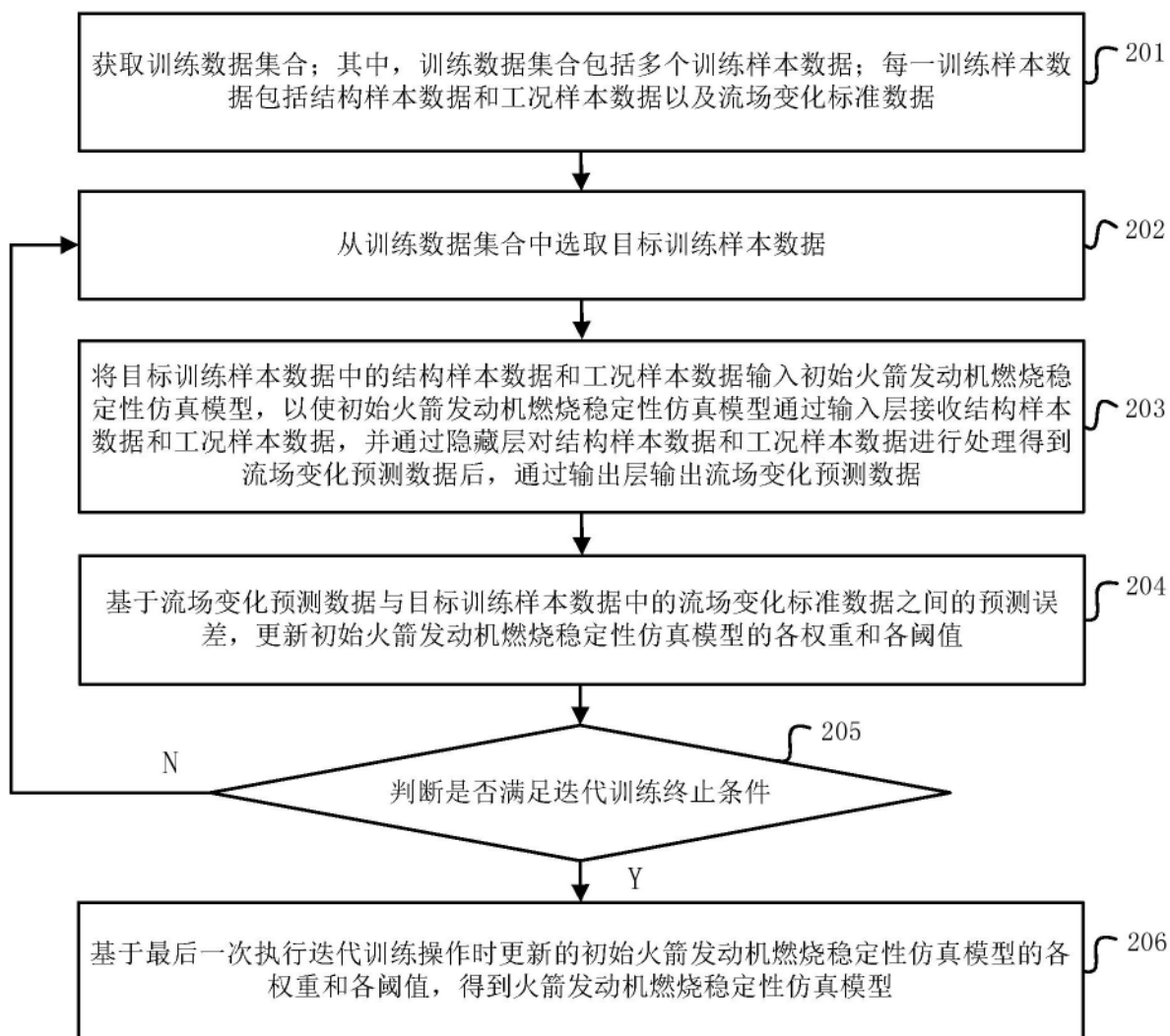


图2

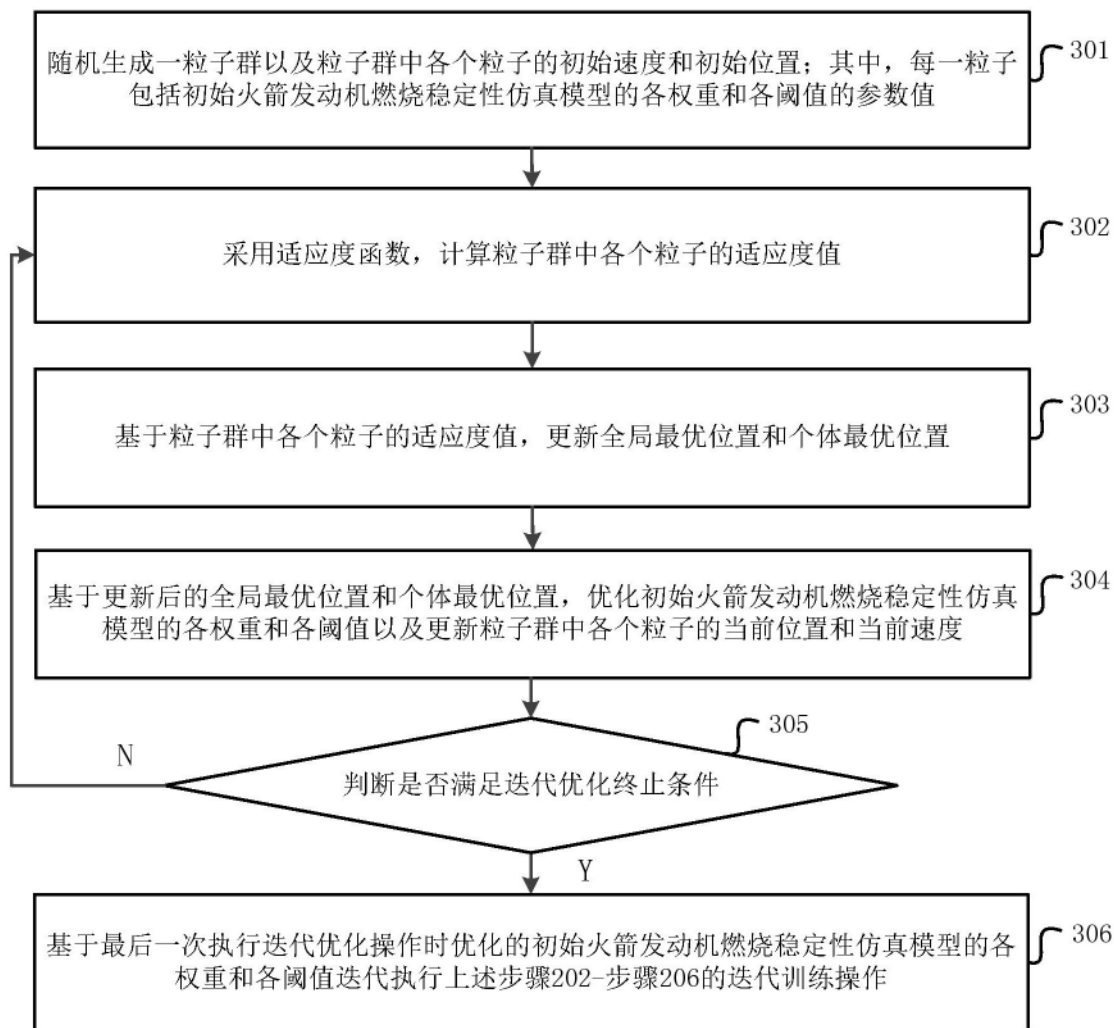


图3

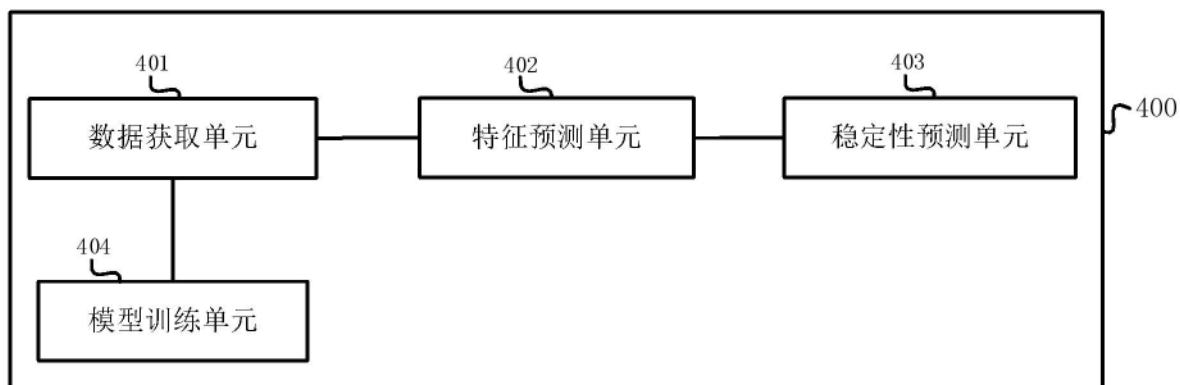


图4

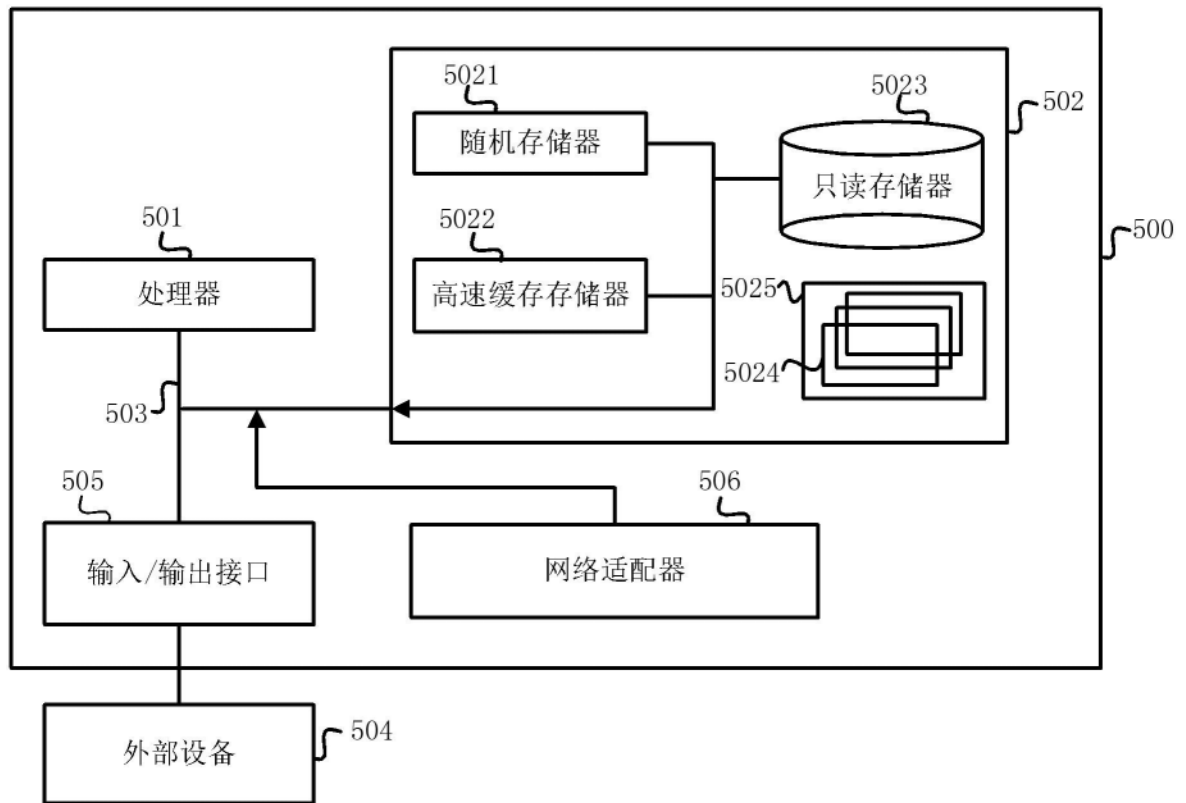


图5