



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112855352 B

(45) 授权公告日 2022.03.22

(21) 申请号 201911190344.2

F01D 11/14 (2006.01)

(22) 申请日 2019.11.28

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 112855352 A

CN 102252642 A, 2011.11.23

CN 110260919 A, 2019.09.20

CN 101892871 A, 2010.11.24

CN 206638415 U, 2017.11.14

CN 104075677 A, 2014.10.01

CN 104696025 A, 2015.06.10

CN 101050712 A, 2007.10.10

US 4787817 A, 1988.11.29

(43) 申请公布日 2021.05.28

(73) 专利权人 中国航发商用航空发动机有限责任公司

地址 200241 上海市闵行区莲花南路3998号

(72) 发明人 赵岩 苏巧灵 李琳 梁霄

审查员 靳文强

(74) 专利代理机构 上海专利商标事务所有限公司 31100

代理人 骆希聪

(51) Int. Cl.

F02C 9/00 (2006.01)

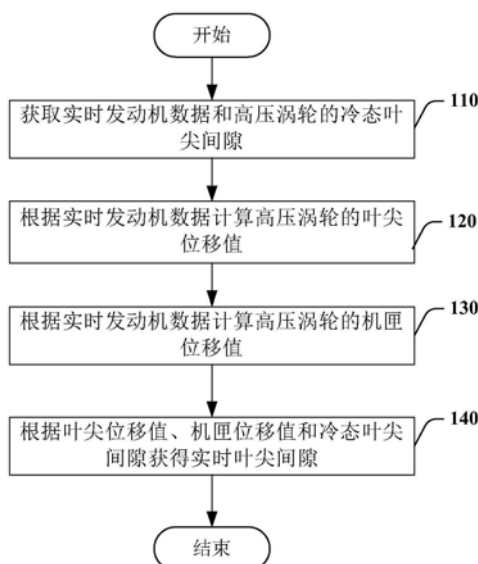
权利要求书2页 说明书14页 附图15页

(54) 发明名称

高压涡轮实时叶尖间隙的计算方法和控制方法

(57) 摘要

本发明提供了一种高压涡轮的实时叶尖间隙的计算方法和控制方法,该计算方法包括获取实时发动机数据和所述高压涡轮的冷态叶尖间隙;根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值;根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值;以及根据所述叶尖位移值、所述机匣位移值和所述冷态叶尖间隙获得所述实时叶尖间隙。该控制方法比较期望叶尖间隙和实时叶尖间隙,根据比较结果调整实时发动机数据,以使实时叶尖间隙接近期望叶尖间隙期望。本发明的计算方法和控制方法具有简单有效,计算结果精度高的有益效果。



1. 一种高压涡轮的实时叶尖间隙的计算方法,其特征在于,包括,
获取实时发动机数据和所述高压涡轮的冷态叶尖间隙;
根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值;
根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值,包括:计算机匣热位移;根据压气机出口温度、高压涡轮进口温度和高压压气机出口压力计算机匣支架位移;以及根据所述机匣热位移和所述机匣支架位移获得所述机匣位移值;以及
根据所述叶尖位移值、所述机匣位移值和所述冷态叶尖间隙获得所述实时叶尖间隙。
2. 如权利要求1所述的计算方法,其特征在于,根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值包括:
计算高压涡轮盘位移;
计算高压涡轮叶片位移;
计算高压涡轮盘杨氏模量修正值;以及
根据所述高压涡轮盘位移、所述高压涡轮叶片位移和所述高压涡轮盘杨氏模量修正值计算所述叶尖位移值。
3. 如权利要求2所述的计算方法,其特征在于,所述计算高压涡轮盘位移包括:
根据高压涡轮盘腹板瞬态温度计算高压涡轮盘腹板位移;
根据高压涡轮盘孔瞬态温度计算高压涡轮盘孔位移;以及
根据所述高压涡轮盘腹板位移和所述高压涡轮盘孔位移获得所述高压涡轮盘位移。
4. 如权利要求1所述的计算方法,其特征在于,所述计算机匣热位移包括:
根据机匣瞬态温度计算所述机匣热位移。
5. 如权利要求4所述的计算方法,其特征在于,计算所述机匣瞬态温度包括:
根据机匣稳态温度计算所述机匣瞬态温度。
6. 一种计算机可读存储介质,其上存储有计算机指令,其中当计算机指令被处理器执行时,执行如权利要求1-5任一项所述的方法。
7. 一种高压涡轮的实时叶尖间隙的控制方法,其特征在于,包括:
获取历史发动机数据、实时发动机数据和所述高压涡轮的冷态叶尖间隙;
根据所述历史发动机数据计算所述高压涡轮的期望叶尖间隙;
根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值;
根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值,包括:计算机匣热位移;根据压气机出口温度、高压涡轮进口温度和高压压气机出口压力计算机匣支架位移;以及根据所述机匣热位移和所述机匣支架位移获得所述机匣位移值;
根据所述叶尖位移值、所述机匣位移值和所述冷态叶尖间隙获得所述实时叶尖间隙;
以及
比较所述期望叶尖间隙和所述实时叶尖间隙,根据比较结果调整所述实时发动机数据,以使所述实时叶尖间隙接近所述期望叶尖间隙。
8. 如权利要求7所述的控制方法,其特征在于,所述根据所述历史发动机数据和所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的期望叶尖间隙包括:采用经训练的卷积神经网络模型计算所述期望叶尖间隙。
9. 如权利要求7所述的控制方法,其特征在于,根据所述实时发动机数据计算所述高压

涡轮的叶尖位移值包括：

计算高压涡轮盘位移；

计算高压涡轮叶片位移；

计算高压涡轮盘杨氏模量修正值；以及

根据所述高压涡轮盘位移、所述高压涡轮叶片位移和所述高压涡轮盘杨氏模量修正值计算所述叶尖位移值。

10. 如权利要求9所述的控制方法，其特征在于，所述计算高压涡轮盘位移包括：

根据高压涡轮盘腹板瞬态温度计算高压涡轮盘腹板位移；

根据高压涡轮盘孔瞬态温度计算高压涡轮盘孔位移；以及

根据所述高压涡轮盘腹板位移和所述高压涡轮盘孔位移获得所述高压涡轮盘位移。

11. 如权利要求7所述的控制方法，其特征在于，所述计算机匣热位移包括：

根据机匣瞬态温度计算所述机匣热位移。

12. 如权利要求11所述的控制方法，其特征在于，计算所述机匣瞬态温度包括：

根据机匣稳态温度计算所述机匣瞬态温度。

13. 一种计算机可读存储介质，其上存储有计算机指令，其中当计算机指令被处理器执行时，执行如权利要求7-12任一项所述的方法。

高压涡轮实时叶尖间隙的计算方法和控制方法

技术领域

[0001] 本发明主要涉及航空发动机的技术领域,尤其涉及发动机高压涡轮实时叶尖间隙的计算和控制领域。

背景技术

[0002] 发动机涡轮叶尖间隙是指发动机涡轮叶片的叶尖与其相邻的外环块之间的距离。随着发动机的运转,涡轮叶尖间隙会发生一定的变化。涡轮叶尖间隙值增加,会使叶尖处的燃气泄漏增加,使涡轮效率下降,影响发动机的性能和可靠性。如果能够获得涡轮叶尖间隙的实时值,则可以通过一些技术手段将涡轮叶尖间隙控制在一定范围内。目前获得发动机涡轮的实时叶尖间隙值的方法包括两种,其一是通过查表法,首先根据发动机数据和实验环境下获得的实时叶尖间隙值,建立起二者之间的对应关系,形成查找表,在实际飞行时,在该查找表中寻找对应于当前发动机数据的叶尖间隙值。由于实际飞行时的环境远远比实验环境要复杂,因此,查表法的精度并不高。其二是可以在发动机系统的热气路径中安装专门的间隙传感器,实时测量涡轮叶尖间隙值。然而,在发动机运转时,热气路径上的温度非常高,能够耐受极端温度又能提供准确测量结果的传感器造价昂贵,并且使用寿命短,提高了发动机的整体成本和维护要求。

发明内容

[0003] 本发明要解决的技术问题是提供一种简单有效的间接计算涡轮叶尖实时间隙值的计算方法和控制方法。

[0004] 为解决上述技术问题,本发明提供了一种高压涡轮的实时叶尖间隙的计算方法,其特征在于,包括获取实时发动机数据和所述高压涡轮的冷态叶尖间隙;根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值;根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值;以及根据所述叶尖位移值、所述机匣位移值和所述冷态叶尖间隙获得所述实时叶尖间隙。

[0005] 在本发明的一实施例中,根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值包括:计算高压涡轮盘位移;计算高压涡轮叶片位移;计算高压涡轮盘杨氏模量修正值;以及根据所述高压涡轮盘位移、所述高压涡轮叶片位移和所述高压涡轮盘杨氏模量修正值计算所述叶尖位移值。

[0006] 在本发明的一实施例中,所述计算高压涡轮盘位移包括:根据高压涡轮盘腹板瞬态温度计算高压涡轮盘腹板位移;根据高压涡轮盘孔瞬态温度计算高压涡轮盘孔位移;以及根据所述高压涡轮盘腹板位移和所述高压涡轮盘孔位移获得所述高压涡轮盘位移。

[0007] 在本发明的一实施例中,根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值包括:计算机匣热位移;计算机匣支架位移;以及根据所述机匣热位移和所述机匣支架位移获得所述机匣位移值。

[0008] 在本发明的一实施例中,所述计算机匣热位移包括:根据机匣瞬态温度计算所述

机匣热位移。

[0009] 在本发明的一实施例中,所述计算机匣瞬态温度包括:根据机匣稳态温度计算所述机匣瞬态温度。

[0010] 为解决上述技术问题,本发明还提供了一种计算机可读存储介质,其上存储有计算机指令,其中当计算机指令被处理器执行时,执行如上所述的方法。

[0011] 为解决上述技术问题,本发明还提供了一种高压涡轮的实时叶尖间隙的控制方法,其特征在于,包括:获取历史发动机数据、实时发动机数据和所述高压涡轮的冷态叶尖间隙;根据所述历史发动机数据计算所述高压涡轮的期望叶尖间隙;根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值;根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值;根据所述叶尖位移值、所述机匣位移值和所述冷态叶尖间隙获得所述实时叶尖间隙;以及比较所述期望叶尖间隙和所述实时叶尖间隙,根据比较结果调整所述实时发动机数据,以使所述实时叶尖间隙接近所述期望叶尖间隙。

[0012] 在本发明的一实施例中,所述根据所述历史发动机数据和所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的期望叶尖间隙包括:采用经训练的卷积神经网络模型计算所述期望叶尖间隙。

[0013] 在本发明的一实施例中,根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的叶尖位移值包括:计算高压涡轮盘位移;计算高压涡轮叶片位移;计算高压涡轮盘杨氏模量修正值;以及根据所述高压涡轮盘位移、所述高压涡轮叶片位移和所述高压涡轮盘杨氏模量修正值计算所述叶尖位移值。

[0014] 在本发明的一实施例中,所述计算高压涡轮盘位移包括:根据高压涡轮盘腹板瞬态温度计算高压涡轮盘腹板位移;根据高压涡轮盘孔瞬态温度计算高压涡轮盘孔位移;以及根据所述高压涡轮盘腹板位移和所述高压涡轮盘孔位移获得所述高压涡轮盘位移。

[0015] 在本发明的一实施例中,根据所述实时发动机数据计算所述高压涡轮的机匣位移值包括:计算机匣热位移;计算机匣支架位移;以及根据所述机匣热位移和所述机匣支架位移获得所述机匣位移值。

[0016] 在本发明的一实施例中,所述计算机匣热位移包括:根据机匣瞬态温度计算所述机匣热位移。

[0017] 在本发明的一实施例中,所述计算机匣瞬态温度包括:根据机匣稳态温度计算所述机匣瞬态温度。

[0018] 为解决上述技术问题,本发明还提供了一种计算机可读存储介质,其上存储有计算机指令,其中当计算机指令被处理器执行时,执行如上所述的方法。

[0019] 本发明的实时叶尖间隙的计算方法通过对容易获得的实时发动机数据进行计算和推导,间接的计算出实时叶尖间隙,计算方法简单有效,成本低,无需额外的增加探测器。本发明的实时叶尖间隙的控制方法,通过神经网络模型对历史数据进行训练,对实时叶尖间隙的期望间隙值进行预测,预测精度高,可以有效地用于对叶尖间隙的控制和调整。

附图说明

[0020] 为了让本发明的上述目的、特征和优点能更明显易懂,以下结合附图对本发明的具体实施方式作详细说明,其中:

- [0021] 图1是本发明一实施例的高压涡轮的实时叶尖间隙的计算方法的示例性流程图；
- [0022] 图2是本发明一实施例的高压涡轮的结构示意图；
- [0023] 图3是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中叶尖位移值计算模块的框图；
- [0024] 图4是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中高压涡轮盘位移计算模块的框图；
- [0025] 图5A是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘腹板温度计算子模块的框图；
- [0026] 图5B是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘腹板位移计算子模块的框图；
- [0027] 图5C是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘孔温度计算子模块的框图；
- [0028] 图5D是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘孔位移计算子模块的框图；
- [0029] 图6是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣位移值计算模块的框图；
- [0030] 图7是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣热位移计算模块的框图；
- [0031] 图8A和8B是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣温度计算子模块的框图；
- [0032] 图8C是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣热位移计算子模块的框图；
- [0033] 图9是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣支架位移计算模块的框图；
- [0034] 图10是本发明一实施例的高压涡轮的实时叶尖间隙的控制方法的示例性流程图；
- [0035] 图11是根据本发明一些实施例描述的示例性的神经网络模型的示意图。
- [0036] 附图标记
- [0037] 200 高压涡轮
- [0038] 210 叶片
- [0039] 211 叶尖
- [0040] 220 机匣
- [0041] 510、540、830 滞后-超前-滞后模块
- [0042] 520 腹板时间常数修正模块
- [0043] 530、560 稳态温度计算模块
- [0044] 550 盘孔时间常数修正模块
- [0045] 810 冷却气流计算子模块
- [0046] 820 稳态温度计算子模块
- [0047] 840 时间常数修正模块
- [0048] CDF 压气机出口流量

- [0049] CDP 高压压气机出口压力
- [0050] CDT 高压压气机出口温度
- [0051] CF 核心机气流
- [0052] COP 核心机外围气压
- [0053] FDP 风扇排气压力
- [0054] FDT 风扇排气温度
- [0055] G 叶尖间隙
- [0056] G0 冷态叶尖间隙
- [0057] Gt 实时叶尖间隙
- [0058] HPT 高压涡轮进口温度
- [0059] N2 核心机转速
- [0060] VP 阀门位置
- [0061] d1 叶尖位移值
- [0062] d11 高压涡轮盘位移
- [0063] d12 高压涡轮叶片位移
- [0064] d13 高压涡轮盘杨氏模量修正值
- [0065] d14 高压涡轮盘离心力位移
- [0066] d111 高压涡轮盘腹板位移
- [0067] d112 高压涡轮盘孔位移
- [0068] d2 机匣位移值
- [0069] d21 机匣热位移
- [0070] d22 机匣支架位移
- [0071] A 叶尖位移值计算模块
- [0072] A1 高压涡轮盘位移计算模块
- [0073] A11 涡轮盘腹板温度计算子模块
- [0074] A12 涡轮盘腹板位移计算子模块
- [0075] A13 涡轮盘孔温度计算子模块
- [0076] A14 涡轮盘孔位移计算子模块
- [0077] A2 高压涡轮叶片位移计算模块
- [0078] A3 高压涡轮盘杨氏模量修正模块
- [0079] B 机匣位移值计算模块
- [0080] B1 机匣热位移计算模块
- [0081] B11 机匣温度计算子模块
- [0082] B12 机匣热位移计算子模块
- [0083] B2 机匣支架位移计算模块
- [0084] CT 机匣稳态温度
- [0085] f1 是腹板时间常数修正函数
- [0086] f2、f4 是稳态温度计算函数
- [0087] f3 是盘孔时间常数修正函数

- [0088] f5 是时间常数修正函数
- [0089] H1 第一机匣变形系数
- [0090] H2 第二机匣变形系数
- [0091] HPTC6 第一变形系数
- [0092] HPTC7 第二变形系数
- [0093] K1 第一滞后常数
- [0094] K2 第二滞后常数
- [0095] K3 超前常数
- [0096] T1 高压涡轮盘腹板瞬态温度
- [0097] T2 高压涡轮盘孔瞬态温度
- [0098] T3 机匣瞬态温度
- [0099] Tc1a、Tc1b、Tc1c 第一时间常数
- [0100] Tc2a、Tc2b、Tc2c 第二时间常数
- [0101] Tc3a、Tc3b、Tc3c 第三时间常数
- [0102] Tsa、Tsb、Tsc 稳态温度
- [0103] Tr 是室温
- [0104] Y 高压涡轮的轴向

具体实施方式

[0105] 为了更清楚地说明本发明的实施例的技术方案,下面将对实施例描述中所需要使用的附图作简单的介绍。显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些示例或实施例,对于本领域的普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图将本发明应用于其他类似情景。除非从语言环境中显而易见或另做说明,图中相同标号代表相同结构或操作。

[0106] 如本发明和权利要求书中所示,除非上下文明确提示例外情形,“一”、“一个”、“一种”和/或“该”等词并非特指单数,也可包括复数。一般说来,术语“包括”与“包含”仅提示包括已明确标识的步骤和元素,而这些步骤和元素不构成一个排它性的罗列,方法或者设备也可能包含其他的步骤或元素。

[0107] 除非另外具体说明,否则在这些实施例中阐述的部件和步骤的相对布置、数字表达式和数值不限制本发明的范围。同时,应当明白,为了便于描述,附图中所示出的各个部分的尺寸并不是按照实际的比例关系绘制的。对于相关领域普通技术人员已知的技术、方法和设备可能不作详细讨论,但在适当情况下,所述技术、方法和设备应当被视为授权说明书的一部分。在这里示出和讨论的所有示例中,任何具体值应被解释为仅仅是示例性的,而不是作为限制。因此,示例性实施例的其它示例可以具有不同的值。应注意到:相似的标号和字母在下面的附图中表示类似项,因此,一旦某一项在一个附图中被定义,则在随后的附图中不需要对其进行进一步讨论。

[0108] 本发明中使用了流程图用来说明根据本发明的实施例的系统所执行的操作。应当理解的是,前面或下面操作不一定按照顺序来精确地执行。相反,可以按照倒序或同时处理各种步骤。同时,或将其他操作添加到这些过程中,或从这些过程移除某一步或数步操作。

[0109] 图1是本发明一实施例的高压涡轮的实时叶尖间隙的计算方法的示例性流程图。参考图1所示,该实施例的计算方法包括以下步骤:

[0110] 步骤110,获取实时发动机数据和高压涡轮的冷态叶尖间隙。

[0111] 在本步骤中,所获取的实时发动机数据包括但不限于高压压气机出口压力(CDP, Compressor Discharge Pressure)、核心机转速N2、高压压气机出口温度(CDT, Compressor Discharge Temperature)、高压涡轮进口温度(HPT, High Pressure turbine Temperature)、核心机气流(CF, Core Fluent)、风扇排气温度(FDT, Fan Discharge Temperature)、风扇排气压力(FDP, Fan Discharge Pressure)、核心机外围气压(COP, Core engine Outside Pressure)、阀门位置(VP, valve position)、压气机出口流量(CDF, Compressor Discharge Flow)等。这些实时发动机数据是由设置在发动机上或周围的传感器探测获得的,可以用于对发动机的实时监测。除了上述数据之外,本发明的计算方法中还会用到一些容易获得的常规参数,例如室温等。

[0112] 发动机的冷态即发动机没有运行的、冷却的状态。在冷态下可以测量高压涡轮的冷态叶尖间隙。本发明对冷态叶尖间隙的测量不做限制,而可以采用本领域的任何技术手段。

[0113] 步骤120,根据实时发动机数据计算高压涡轮的叶尖位移值。

[0114] 在发动机运行时,发动机的高压涡轮叶片发生移动,根据步骤110中所获得的实时发动机数据可以计算获得高压涡轮的叶尖位移值。

[0115] 步骤130,根据实时发动机数据计算高压涡轮的机匣位移值。

[0116] 在发动机运行时,发动机高压涡轮机匣会发生移动,根据步骤110中所获得的实时发动机数据可以计算获得高压涡轮的机匣位移值。

[0117] 步骤140,根据叶尖位移值、机匣位移值和冷态叶尖间隙获得高压涡轮叶尖的实时间隙值。

[0118] 下面结合附图对步骤120-140进行详细的说明。

[0119] 图2是本发明一实施例的高压涡轮的结构示意图。需要说明,图2仅用于示意和本发明的高压涡轮的实时叶尖间隙的计算方法相关的部分高压涡轮结构,不用于限制高压涡轮的具体结构或大小。参考图2所示,其中示出了高压涡轮200的叶片210和机匣220。叶片210靠近机匣220的部分为叶尖211。简单设定叶尖211和机匣220之间的距离为叶尖间隙G。假设叶尖位移值d1和机匣位移值d2都是沿着高压涡轮的轴向Y来定义的,即若叶尖211沿着轴向Y向上移动,则叶尖位移值d1>0,若叶尖211沿着轴向Y向下移动,则叶尖位移值d1<0;同理,若机匣220沿着轴向Y向上移动,则机匣位移值d2>0,若机匣220沿着轴向Y向下移动,则机匣位移值d2<0。

[0120] 叶尖位移值d1和机匣位移值d2是根据发动机运行时的实时数据计算获得的,因此可以表征由于发动机运行所造成的叶尖位移和机匣位移。将该叶尖位移值d1、机匣位移值d2和发动机没有运行(静止)时的冷态叶尖间隙G0进行比较即可获知发动机运行时的实时叶尖间隙Gt。例如,参考图2所示,由于涡轮叶片210和机匣220是相对设置的,叶尖间隙G处于涡轮叶尖和机匣之间,则实时叶尖间隙 $G_t = G_0 + d_1 - d_2$ 。可以理解,这里的计算仅为示例,不用于限制具体的计算方法。本领域技术人员可以根据实际情况,根据叶尖位移值d1、机匣位移值d2和冷态叶尖间隙G0来获得实时叶尖间隙Gt,例如给不同的数值分配相应的系数、

增加附加参数等。

[0121] 在实际的计算过程中,步骤120可以在叶尖位移值计算模块A中实施,步骤130可以在机匣位移值计算模块B中实施。在一些实施例中,可以利用Matlab中Simulink软件来实施本发明中的计算方法。

[0122] 在一些实施例中,步骤120中的根据实时发动机数据计算高压涡轮的叶尖位移值d1包括:计算高压涡轮盘位移d11;计算高压涡轮叶片位移d12;计算高压涡轮盘杨氏模量修正值d13;以及根据高压涡轮盘位移d11、高压涡轮叶片位移d12和高压涡轮盘杨氏模量修正值d13计算叶尖位移值d1。

[0123] 图3是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中叶尖位移值计算模块的框图。参考图3所示,该叶尖位移值计算模块A包括三个计算模块,分别是:高压涡轮盘位移计算模块A1、高压涡轮叶片位移计算模块A2和高压涡轮盘杨氏模量修正模块A3。其中,高压涡轮盘位移计算模块A1用于计算高压涡轮盘位移d11,高压涡轮叶片位移计算模块A2用于计算高压涡轮叶片位移d12,高压涡轮盘杨氏模量修正模块A3用于计算高压涡轮盘杨氏模量修正值d13。

[0124] 参考图3所示,该叶尖位移值计算模块A的输入包括步骤110中所获得的实时发动机数据中的高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2、高压压气机出口温度CDT和高压涡轮进口温度HPT。该叶尖位移值计算模块A的输出为高压涡轮的叶尖位移值d1。该叶尖位移值d1是对应于发动机运转时的实时数据。

[0125] 可以理解,图3所示仅为示例,并不用于限制本发明中的叶尖位移值计算模块A中所用到的输入数据,在其他的实施例中,本领域技术人员可以根据需要选用实时发动机数据中的任意参数来计算叶尖位移值d1。

[0126] 参考图3所示,高压涡轮盘位移计算模块A1的输入In_A1是高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT,输出Out_A1是高压涡轮盘位移d11。高压涡轮叶片位移计算模块A2的输入In_A2是根据高压压气机出口温度CDT和高压涡轮进口温度HPT的线性组合。例如:

[0127] $In_A2 = C1 * CDT + C2 * HPT$,

[0128] 其中,C1是高压压气机出口温度权重,C2是高压涡轮进口温度权重。在图3所示的实施例中,C1=0.36,C2=0.64。

[0129] 高压涡轮叶片位移计算模块A2的输出Out_A2是高压涡轮叶片位移d12。

[0130] 高压涡轮盘杨氏模量修正模块A3的输入In_A3是高压压气机出口温度CDT,输出Out_A3是高压涡轮盘杨氏模量修正值d13。高压涡轮盘的杨氏模量和工作温度有关,因此需要根据高压压气机出口温度CDT来修正高压涡轮盘的杨氏模量。参考图3所示,由于高压涡轮盘的离心力和核心机转速N2的平方有关,因此还需要计算核心机转速N2的平方,根据该核心机转速N2的平方和高压涡轮盘杨氏模量修正值d13一起来获得由于离心力产生的高压涡轮盘的位移,即高压涡轮盘离心力位移d14。在图3所示的实施例中,通过核心机转速N2的平方乘以高压涡轮盘杨氏模量修正值d13的倒数即可获得高压涡轮盘离心力位移d14,即

[0131] $d14 = d13 * N2 * N2$ 。

[0132] 根据图3所示的实施例,可以根据高压涡轮盘位移d11、高压涡轮叶片位移的2和高压涡轮盘杨氏模量修正值d13计算叶尖位移值d1。例如:

[0133] $d1 = d11 + d12 + d13 * N2 * N2$ 。

[0134] 在一些实施例中,高压涡轮盘位移计算模块A1计算高压涡轮盘位移d11包括:根据高压涡轮盘腹板瞬态温度T1计算高压涡轮盘腹板位移d111;根据高压涡轮盘孔瞬态温度T2计算高压涡轮盘孔位移d112;以及根据高压涡轮盘腹板位移d111和高压涡轮盘孔位移d112获得高压涡轮盘位移d11。

[0135] 图4是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中高压涡轮盘位移计算模块的框图。在该实施例中,高压涡轮盘位移计算模块A1可以包括四个子模块,分别是涡轮盘腹板温度计算子模块A11、涡轮盘腹板位移计算子模块A12、涡轮盘孔温度计算子模块A13和涡轮盘孔位移计算子模块A14。参考图4所示,其中,涡轮盘腹板温度计算子模块A11的输入In_A11是高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT,输出Out_A11是高压涡轮盘腹板瞬态温度T1。涡轮盘腹板位移计算子模块A12的输入In_A12是涡轮盘腹板温度计算子模块A11的输出Out_A11,即高压涡轮盘腹板瞬态温度T1,输出Out_A12是高压涡轮盘腹板位移d111。

[0136] 涡轮盘孔温度计算子模块A13的输入是In_A13是高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT,输出Out_A13是高压涡轮盘孔瞬态温度T2。涡轮盘孔位移计算子模块A14的输入In_A14是涡轮盘孔温度计算子模块A13的输出Out_A13,即高压涡轮盘孔瞬态温度T2,输出Out_A14是高压涡轮盘孔位移d112。

[0137] 根据图4所示的实施例,可以根据高压涡轮盘腹板位移d111和高压涡轮盘孔位移d112的线性组合获得高压涡轮盘位移d11。例如:

[0138] $d11 = d111 + d112$ 。

[0139] 图5A是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘腹板温度计算子模块的框图。参考图5A所示,涡轮盘腹板温度计算子模块A11中包括一滞后-超前-滞后模块510,该滞后-超前-滞后模块510包括四个输入项,分别是第一时间常数Tc1a、第二时间常数Tc2a、第三时间常数Tc3a和稳态温度Tsa。在本发明的计算方法中,包括和涡轮盘腹板温度相关的两个时间常数HPTDWEBTCP和HPTDWEBTP,这两个时间常数需要根据高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT进行动态调整。滞后-超前-滞后模块510输入项中的第一时间常数Tc1a和第二时间常数Tc2a就是根据高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT动态调整之后的HPTDWEBTCP和HPTDWEBTP。在图5A所示的实施例中,

[0140] $Tc1a = f1(N2 * CDP / (CDT + K)) * HPTDWEBTCP$;

[0141] 其中,f1是腹板时间常数修正函数,HPTDWEBTCP是常数,K是273.15。CDT+K,即将高压压气机出口温度转换为开氏温度。在图5A所示的实施例中,HPTDWEBTCP=55.476。根据腹板时间常数修正函数f1对腹板时间常数进行修正的步骤可以在图5A中所示的腹板时间常数修正模块520中实施,该腹板时间常数修正模块520的输入是 $N2 * CDP / (CDT + K)$,输出是修正后的腹板时间常数,即 $f1(N2 * CDP / (CDT + K))$ 。

[0142] $Tc2a = f1(N2 * CDP / (CDT + K)) * HPTDWEBTP$;

[0143] 其中,HPTDWEBTP是常数。在图5A所示的实施例中,HPTDWEBTP=5.874。

[0144] $Tsa = (CDT + K) * f2(N2) - K$;

[0145] 其中,f2是稳态温度计算函数,K是273.15。根据稳态温度计算函数f2计算稳态温

度Tsa的步骤可以在图5A中所示的稳态温度计算模块530中实施,该稳态温度计算模块530的输入是N2,输出是f2(N2)。稳态温度Tsa是摄氏温度。

[0146] 参考图5A所示,第三时间常数Tc3a为时间常数HPTDWEBK1, $Tc3a = HPTDWEBK1 = 1.0265$ 。滞后-超前-滞后模块510的输出即高压涡轮盘腹板瞬态温度T1。

[0147] 图5B是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘腹板位移计算子模块的框图。参考图5B所示,该涡轮盘腹板位移计算子模块A12的输入包括高压涡轮盘腹板瞬态温度T1。高压涡轮盘包括两个变形修正系数,分别是第一变形系数HPTC6和第二变形系数HPTC7。在涡轮盘腹板位移计算子模块A12中,利用高压涡轮盘腹板瞬态温度T1对HPTC6、HPTC7进行修正。通过修正后的HPTC6、HPTC7和高压涡轮盘腹板尺寸HPTC9即可得到高压涡轮盘腹板位移d111。腹板受热时是沿径向向外移动,设该方向为正向,因此腹板位移d111为正值。根据图5B所示的实施例,

[0148] $d111 = (T1 - Tr) * (T1 * HPTC6 + HPTC7) * HPTC9$;

[0149] 其中,Tr是室温,室温可以是例如24℃。

[0150] 图5C是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘孔温度计算子模块的框图。参考图5C所示,涡轮盘孔温度计算子模块A13中包括一滞后-超前-滞后模块540,该滞后-超前-滞后模块540包括四个输入项,分别是第一时间常数Tc1b、第二时间常数Tc2b、第三时间常数Tc3b和稳态温度Tsb。在本发明的计算方法中,包括和涡轮盘孔温度相关的两个时间常数HPTDBORETCP和HPTDBORETP,这两个时间常数需要根据高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT进行动态调整。滞后-超前-滞后模块540输入项中的第一时间常数Tc1b和第二时间常数Tc2b就是根据高压压气机出口压力CDP、核心机转速N2和高压压气机出口温度CDT动态调整之后的HPTDBORETCP和HPTDBORETP。在图5C所示的实施例中,

[0151] $Tc1b = f3(N2 * CDP / (CDT + K)) * HPTDBORETCP$;

[0152] 其中,f3是盘孔时间常数修正函数,HPTDBORETCP是常数,K是273.15。CDT+K,即将高压压气机出口温度转换为开氏温度。根据盘孔时间常数修正函数f3对盘孔时间常数进行修正的步骤可以在图5C中所示的盘孔时间常数修正模块550中实施,该盘孔时间常数修正模块550的输入是 $N2 * CDP / (CDT + K)$,输出是修正后的盘孔时间常数,即 $f3(N2 * CDP / (CDT + K))$ 。

[0153] $Tc2b = f3(N2 * CDP / (CDT + K)) * HPTDBORETP$;

[0154] 其中,HPTDBORETP是常数。

[0155] $Tsb = (CDT + K) * f4(N2) - K$;

[0156] 其中,f4是稳态温度计算函数,K是273.15。根据稳态温度计算函数f4计算稳态温度Tsb的步骤可以在图5C中所示的稳态温度计算模块560中实施,该稳态温度计算模块560的输入是N2,输出是f4(N2)。稳态温度Tsb是摄氏温度。

[0157] 参考图5C所示,第三时间常数Tc3b为时间常数HPTDBOREK1。滞后-超前-滞后模块510的输出即高压涡轮盘孔瞬态温度T2。

[0158] 图5D是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中涡轮盘孔位移计算子模块的框图。参考图5D所示,该涡轮盘孔位移计算子模块A14的输入包括高压涡轮盘孔瞬态温度T2。在涡轮盘孔位移计算子模块A14中,利用高压涡轮盘孔瞬态温度T2对高压涡轮盘的第一

变形系数HPTC6和第二变形系数HPTC7进行修正。通过修正后的HPTC6、HPTC7和高压涡轮盘孔尺寸HPTC8即可得到高压涡轮盘孔位移d112。根据图5D所示的实施例，

[0159] $d_{112} = (T_2 + T_r) * (T_2 * HPTC6 + HPTC7) * HPTC8$;

[0160] 其中， T_r 是室温，室温可以是例如24℃。

[0161] 在本发明的实施例中，由于高压涡轮盘孔的位移方向沿径向向内，因此根据图5D所示的实施例所计算获得的高压涡轮盘孔位移d112为负值。

[0162] 根据图5A-5D可以获得高压涡轮盘腹板位移d111和高压涡轮盘孔位移d112。进一步地，结合图4所示，可以获得高压涡轮盘位移d11。

[0163] 在一些实施例中，步骤130中的根据实时发动机数据计算高压涡轮的机匣位移值d2包括：计算机匣热位移d21；计算机匣支架位移d22；以及根据机匣热位移d21和机匣支架位移d22获得机匣位移值d2。

[0164] 图6是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣位移值计算模块的框图。本发明的计算方法中的步骤130可以在该实施例的机匣位移值计算模块中实施。参考图6所示，该机匣位移值计算模块B包括两个计算模块，分别是机匣热位移计算模块B1和机匣支架位移计算模块B2。其中，机匣热位移计算模块B1用于计算机匣热位移d21，机匣支架位移计算模块B2用于计算机匣支架位移d22。

[0165] 参考图6所示，该机匣位移值计算模块B的输入包括步骤110中所获得的实时发动机数据中的核心机气流CF、压气机出口温度CDT、风扇排气温度FDT、风扇排气压力FDP、核心机外围气压COP、阀门位置VP、压气机出口流量CDF、高压涡轮进口温度HPT和高压压气机出口压力CDP。该机匣位移值计算模块B的输出是机匣位移值d2。该机匣位移值d2是对应于发动机运转时的实时数据。

[0166] 可以理解，图6所示仅为示例，并不用于限制本发明中的机匣位移值计算模块B中所用到的输入数据，在其他的实施例中，本领域技术人员可以根据需要选用实时发动机数据中的任意参数来计算机匣位移值d2。

[0167] 参考图6所示，机匣热位移计算模块B1的输入In_B1是核心机气流CF、压气机出口温度CDT、风扇排气温度FDT、风扇排气压力FDP、核心机外围气压COP和阀门位置VP，输出Out_B1是机匣热位移d21。机匣支架位移计算模块B2的输入In_B2是压气机出口温度CDT、高压涡轮进口温度HPT和高压压气机出口压力CDP，输出Out_B2是机匣支架位移d22。

[0168] 根据图6所示的实施例，可以根据机匣热位移d21和机匣支架位移d22计算机匣位移值d2。例如：

[0169] $d_2 = d_{21} + d_{22}$ 。

[0170] 在一些实施例中，计算机匣热位移d21包括：根据机匣瞬态温度T3计算机匣热位移d21。

[0171] 图7是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣热位移计算模块的框图。参考图7所示，该机匣热位移计算模块B1可以包括两个子模块，分别是机匣温度计算子模块B11和机匣热位移计算子模块B12。其中，机匣温度计算子模块B11的输入项In_B11即图6中所示的机匣热位移计算模块B1的输入In_B1，输出为机匣瞬态温度T3。机匣热位移计算子模块B12的输入为机匣瞬态温度T3，输出Out_B1即机匣热位移d21。

[0172] 在一些实施例中，计算机匣瞬态温度T3包括：根据机匣稳态温度计算机匣瞬态温

度T3。该计算步骤可以通过机匣温度计算子模块B11来实施。

[0173] 图8A和8B是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣温度计算子模块的框图。其中,图8A中包括机匣温度计算子模块B11中的两个子模块,分别是冷却气流计算子模块810和稳态温度计算子模块820。其中,冷却气流计算子模块810的输入为风扇排气温度FDT、风扇排气压力FDP、核心机外围气压COP和阀门位置VP,输出为冷却气流量(COF, COoling Fluent)。在该实施例中,可以根据冷却气流计算子模块810的输入项计算出冷却气流的流量COF。稳态温度计算子模块820的输入为冷却气流量COF、风扇排气温度FDT、压气机出口温度CDT和压气机出口流量CDF,输出为机匣稳态温度CT。

[0174] 图8B中包括机匣温度计算子模块B11中的滞后-超前-滞后模块830。该滞后-超前-滞后模块830包括四个输入项,分别是第一时间常数Tc1c、第二时间常数Tc2c、第三时间常数Tc3c和稳态温度Tsc。在机匣温度计算子模块B11中还包括和机匣温度计算相关的第一滞后常数K1、第二滞后常数K2和超前常数K3。第一滞后常数K1和第二滞后常数K2需要通过根据核心机气流CF进行动态调整和修正。滞后-超前-滞后模块830输入项中的第一时间常数Tc1b和第二时间常数Tc2b就是根据核心机气流CF动态调整之后的第一滞后常数K1和第二滞后常数K2。在图8B所示的实施例中,

[0175] $Tc1c = f5(CF) * K1$;

[0176] 其中,f5是时间常数修正函数。根据时间常数修正函数f5使核心机气流CF可以用来修正第一滞后常数K1的步骤可以在图8B中所示的时间常数修正模块840中实施。该时间常数修正模块840的输入是核心机气流CF,输出是f5(CF)。

[0177] $Tc2c = f5(CF) * K2$;

[0178] $Tsc = CT$ 。

[0179] 稳态温度Tsc即图8A中所示的稳态温度计算子模块820的输出,机匣稳态温度CT。

[0180] 参考图8B所示,第三时间常数Tc3c为一常数。滞后-超前-滞后模块830的输出即机匣瞬态温度T3。

[0181] 图8C是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣热位移计算子模块的框图。参考图8C所示,该机匣热位移计算子模块B12的输入包括由图8A和8B所示的机匣温度计算子模块B11所输出的机匣瞬态温度T3。在机匣热位移计算子模块B12中,利用机匣瞬态温度T3对第一机匣变形系数H1和第二机匣变形系数H2进行修正。通过修正后的H1、H2和机匣尺寸常数H3计算机匣热位移d21。根据图8C所示的实施例,

[0182] $d21 = (T3 - Tr) * (T3 * H1 + H2) * H3$;

[0183] 其中,Tr是室温,室温可以是例如24℃。在物理上,利用T3-Tr计算两者的温差,作为机匣热位移d21的一个影响因素。

[0184] 图9是本发明一实施例的实时叶尖间隙的计算方法中机匣支架位移计算模块的框图。参考图9所示,该机匣支架位移计算模块B2的输入包括压气机出口温度CDT、高压涡轮进口温度HPT和高压压气机出口压力CDP。其中,压气机出口温度CDT和高压涡轮进口温度HPT是用于计算高压涡轮机匣支架的温度。在机匣支架位移计算模块B2中还包括一些系数,其中,HPTC10是高压涡轮进口温度HPT的插值系数,HPTC11是高压压气机出口温度CDT的插值系数。HPTC14、HPTC15是高压涡轮机匣支架的变形系数。在该机匣支架位移计算模块B2中根据高压压气机出口温度CDT和高压涡轮进口温度HPT对变形系数HPTC14、HPTC15进行修正。

[0185] HPTC13是高压压气机出口压力CDP对高压涡轮机匣支架位移的影响系数,HPTC12是机匣支架的直径尺寸。机匣支架位移计算模块B2的输出是机匣支架位移d22。根据图9所示的实施例,

[0186]
$$d22 = (HPTC14 * (CDT * HPTC11 + HPT * HPTC10) + HPTC15) * (CDT * HPTC11 + HPT * HPTC10 - HPTC5) * HPTC12 + CDP * HPTC13。$$

[0187] 根据上述的计算方法,可以获得本发明所要计算的实时叶尖间隙Gt。本发明的计算方法通过对容易获得的实时发动机数据进行计算和推导,间接的计算出实时叶尖间隙Gt,计算方法简单有效,成本低,无需额外的增加探测器。

[0188] 本发明还包括一种计算机可读存储介质,其上存储有计算机指令,其中当计算机指令被处理器执行时,可以执行图1中的实时叶尖间隙的计算方法。

[0189] 图10是本发明一实施例的高压涡轮的实时叶尖间隙的控制方法的示例性流程图。参考图10所示,该实施例的控制方法包括以下步骤:

[0190] 步骤1010,获取历史发动机数据、实时发动机数据和高压涡轮的冷态叶尖间隙。

[0191] 在本步骤中所获取的历史发动机数据可以包括发动机的状态数据、地面试车时所获得的相关数据以及真正航行时的数据。高压涡轮的冷态叶尖间隙和图1所示的步骤110中的冷态叶尖间隙相同。

[0192] 步骤1020,根据历史发动机数据计算高压涡轮的期望叶尖间隙。

[0193] 在一些实施例中,步骤1020包括采用经训练的卷积神经网络模型计算期望叶尖间隙Ge。关于本步骤将在后文中结合附图11进行说明。

[0194] 步骤1030,根据实时发动机数据计算高压涡轮的叶尖位移值。

[0195] 步骤1040,根据实时发动机数据计算高压涡轮的机匣位移值。

[0196] 步骤1050,根据叶尖位移值、机匣位移值和冷态叶尖间隙获得实时叶尖间隙。

[0197] 步骤1030-1050和图1所示的步骤120-140相同,因此,前文关于步骤120-140的说明部分和相应附图都可以用于说明图10中的步骤1030-1050。

[0198] 步骤1060,比较期望叶尖间隙和实时叶尖间隙,根据比较结果调整实时发动机数据,以使实时叶尖间隙接近期望叶尖间隙。

[0199] 在获得了期望叶尖间隙Ge和实时叶尖间隙Gt之后,对二者进行比较,并根据该比较结果来调整实时发动机数据,从而使实时叶尖间隙Gt尽可能的接近期望叶尖间隙Ge。例如,当比较结果是实时叶尖间隙Gt小于期望叶尖间隙Ge,则可以通过减小冷却气流量COF、调节阀门开度等手段来使实时叶尖间隙Gt增大;反之,则可以通过增大冷却气流量COF、调节阀门开度等手段来使实时叶尖间隙Gt缩小。

[0200] 图11是根据本发明一些实施例描述的示例性的神经网络模型的示意图。在本发明的优选实施例中,步骤1020中所的神经网络模型采用卷积神经网络模型(CNN, Convolutional Neural Networks)。该CNN模型可以包括输入层1120、多个隐藏层1140和输出层1160。多个隐藏层1140可以包括一个或多个卷积层、一个或多个修正线性单元层(ReLU层)、一个或多个池化层、一个或多个完全连接层、或类似物,或其组合。

[0201] 为了说明的目的,示出了CNN模型的多个示例性隐藏层1140,其包括卷积层1140-1、池化层1140-2和完全连接层1140-N。

[0202] 结合图10的步骤所述,可以将历史发动机数据作为CNN模型的输入数据。需要说

明,本发明用于训练CNN模型的输入数据中包括历史发动机数据以及对应的实时叶尖间隙值。相对于实际飞行状态,实验环境较为稳定,可以采用间隙传感器测量实时叶尖间隙值。这些实时叶尖间隙值通常是在发动机最优状态时通过间隙传感器测量得到的,具有良好的精度。根据这些实时叶尖间隙值及其所对应的实时发动机数据,可以对CNN模型进行训练,使CNN模型可以输出理想的期望叶尖间隙值。相对于传统的查表法来说,本发明通过CNN模型,可以对海量的数据进行处理,通过特征提取和训练,可以提高期望叶尖间隙值的预测精度。

[0203] 参考图11所示,卷积层1140-1可以包括多个内核(例如A,B,C和D)。可以使用该多个内核来从历史发动机数据中提取特征,生成二维数据。

[0204] 池化层1140-2可以将卷积层1140-1的输出作为输入。池化层1140-2可以包括多个池化节点(例如E,F,G和H)。可以使用该多个池化节点对卷积层1140-1的输出进行采样,并且因此可以减少计算机的数据处理的计算负担并且增加数据处理速度。

[0205] 完全连接层1140-N可以包括多个神经元(例如O,P,M和N)。该多个神经元可以连接到来自诸如池化层的先前层的多个节点。在完全连接的层1140-N中,CNN模型可以基于从输入数据中所提取出来的特征来定与多个神经元相对应的多个向量,并且用多个加权系数进一步加权该多个向量。

[0206] 在输出层1160中,CNN模型可以基于完全连接层1140获得的多个向量和权重系数确定输出的期望间隙值 G_e 。

[0207] 在本发明的控制方法的优选实施例中,CNN模型包括2层卷积层、2层池化层和1层全连接层。使用该CNN模型对训练集进行训练,交叉验证调参的方法包括:随机取10%样本内的数据作为验证集,在训练的同时观察CNN在验证集上的表现。

[0208] 本发明还包括一种计算机可读存储介质,其上存储由计算机指令,其中当该计算机指令被执行时,可以执行如图10所示的控制方法。在一些实施例中,该计算机指令可以被计算机中的多个处理单元来处理。例如,多个处理单元可以执行CNN模型的某些层中的并行处理。可以以这样的方式执行并行处理,即将CNN模型的层中的不同节点的计算分配给两个或更多个处理单元。例如,一个GPU可以运行与内核A和B相对应的计算,另一个(或多个)GPU可以运行卷积层1140-1中与内核C和D相对应的计算。类似地,对应于CNN模型中其他类型层中的不同节点的计算可以由多个GPU并行执行。

[0209] 需要说明,期望叶尖间隙 G_e 并不是冷态叶尖间隙 G_0 。经过本发明的控制方法中所获得的期望叶尖间隙 G_e 对叶尖间隙进行了优化,使叶尖间隙对应于实时的发动机数据可以达到最优。

[0210] 本发明的一些方面可以完全由硬件执行、可以完全由软件(包括固件、常驻软件、微码等)执行、也可以由硬件和软件组合执行。以上硬件或软件均可被称为“数据块”、“模块”、“引擎”、“单元”、“组件”或“系统”。处理器可以是一个或多个专用集成电路(ASIC)、数字信号处理器(DSP)、数字信号处理器件(DAPD)、可编程逻辑器件(PLD)、现场可编程门阵列(FPGA)、处理器、控制器、微控制器、微处理器或者其组合。此外,本发明的各方面可能表现为位于一个或多个计算机可读介质中的计算机产品,该产品包括计算机可读程序编码。例如,计算机可读介质可包括,但不限于,磁性存储设备(例如,硬盘、软盘、磁带……)、光盘(例如,压缩盘CD、数字多功能盘DVD……)、智能卡以及闪存设备(例如,卡、棒、键驱动

器……)。

[0211] 本发明中所包括的计算机可读介质可能包含一个内含有计算机程序编码的传播数据信号,例如在基带上或作为载波的一部分。该传播信号可能有多种表现形式,包括电磁形式、光形式等等、或合适的组合形式。计算机可读介质可以是除计算机可读存储介质之外的任何计算机可读介质,该介质可以通过连接至一个指令执行系统、装置或设备以实现通讯、传播或传输供使用的程序。位于计算机可读介质上的程序编码可以通过任何合适的介质进行传播,包括无线电、电缆、光纤电缆、射频信号、或类似介质、或任何上述介质的组合。

[0212] 本发明使用了特定词语来描述本发明的实施例。如“一个实施例”、“一实施例”、和/或“一些实施例”意指与本发明至少一个实施例相关的某一特征、结构或特点。因此,应强调并注意的是,本说明书中在不同位置两次或多次提及的“一实施例”或“一个实施例”或“一替代性实施例”并不一定是指同一实施例。此外,本发明的一个或多个实施例中的某些特征、结构或特点可以进行适当的组合。

[0213] 同理,应当注意的是,为了简化本发明披露的表述,从而帮助对一个或多个发明实施例的理解,前文对本发明实施例的描述中,有时会将多种特征归并至一个实施例、附图或对其的描述中。但是,这种披露方法并不意味着本发明对象所需要的特征比权利要求中提及的特征多。实际上,实施例的特征要少于上述披露的单个实施例的全部特征。

[0214] 一些实施例中使用了描述成分、属性数量的数字,应当理解的是,此类用于实施例描述的数字,在一些示例中使用了修饰词“大约”、“近似”或“大体上”来修饰。除非另外说明,“大约”、“近似”或“大体上”表明所述数字允许有 $\pm 20\%$ 的变化。相应地,在一些实施例中,说明书和权利要求中使用的数值参数均为近似值,该近似值根据个别实施例所需特点可以发生改变。在一些实施例中,数值参数应考虑规定的有效数位并采用一般位数保留的方法。尽管本发明一些实施例中用于确认其范围广度的数值域和参数为近似值,在具体实施例中,此类数值的设定在可行范围内尽可能精确。

[0215] 虽然本发明已参照当前的具体实施例来描述,但是本技术领域中的普通技术人员应当认识到,以上的实施例仅是用来说明本发明,在没有脱离本发明精神的情况下还可作出各种等效的变化或替换,因此,只要在本发明的实质精神范围内对上述实施例的变化、变型都将落在本发明的权利要求书的范围内。

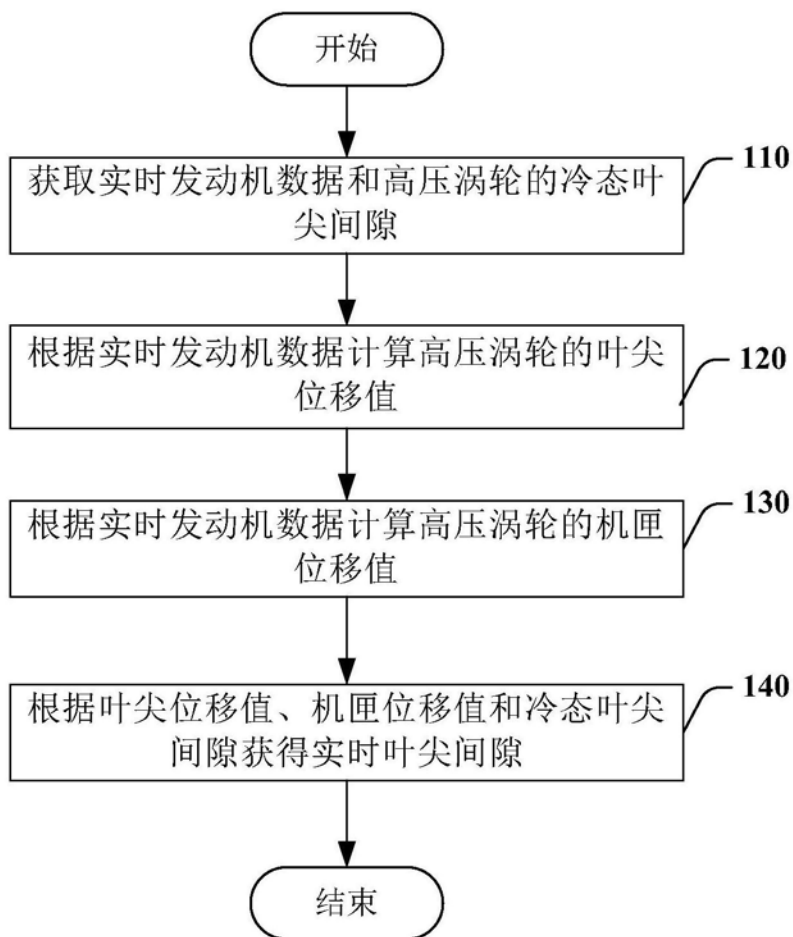


图1

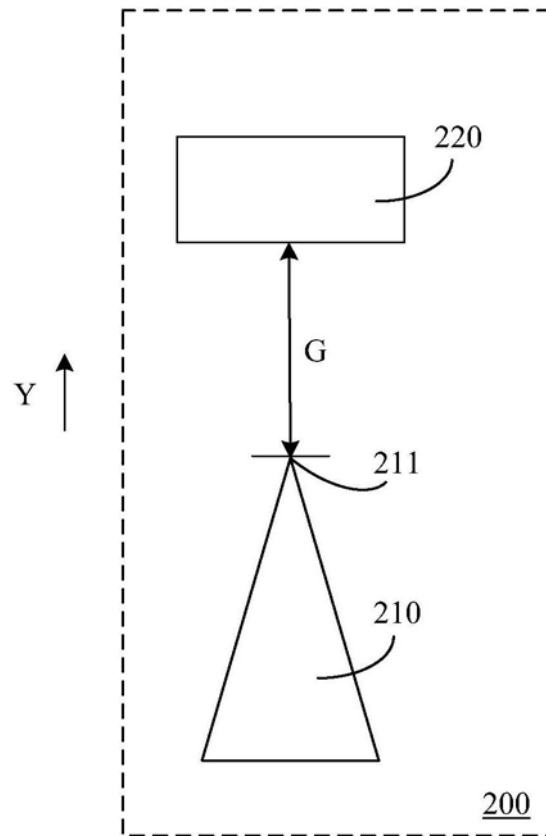


图2

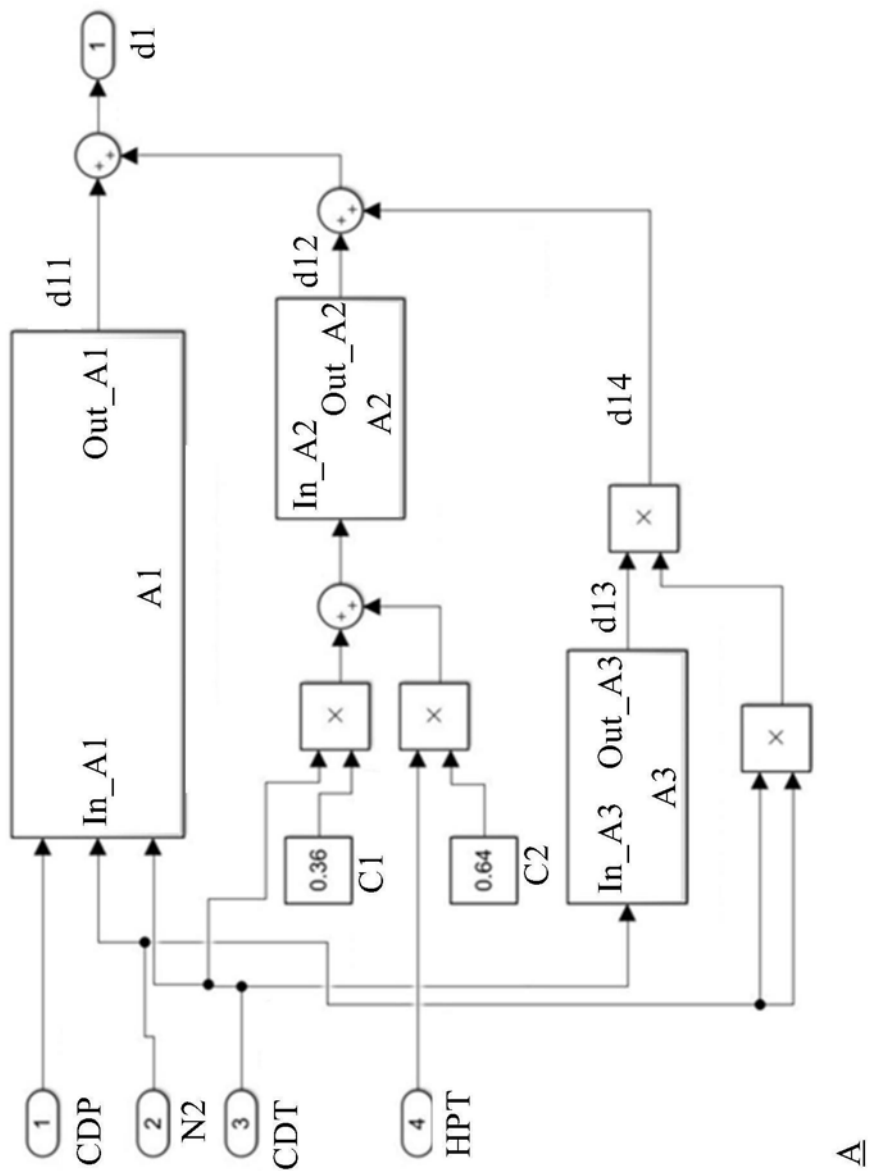


图3

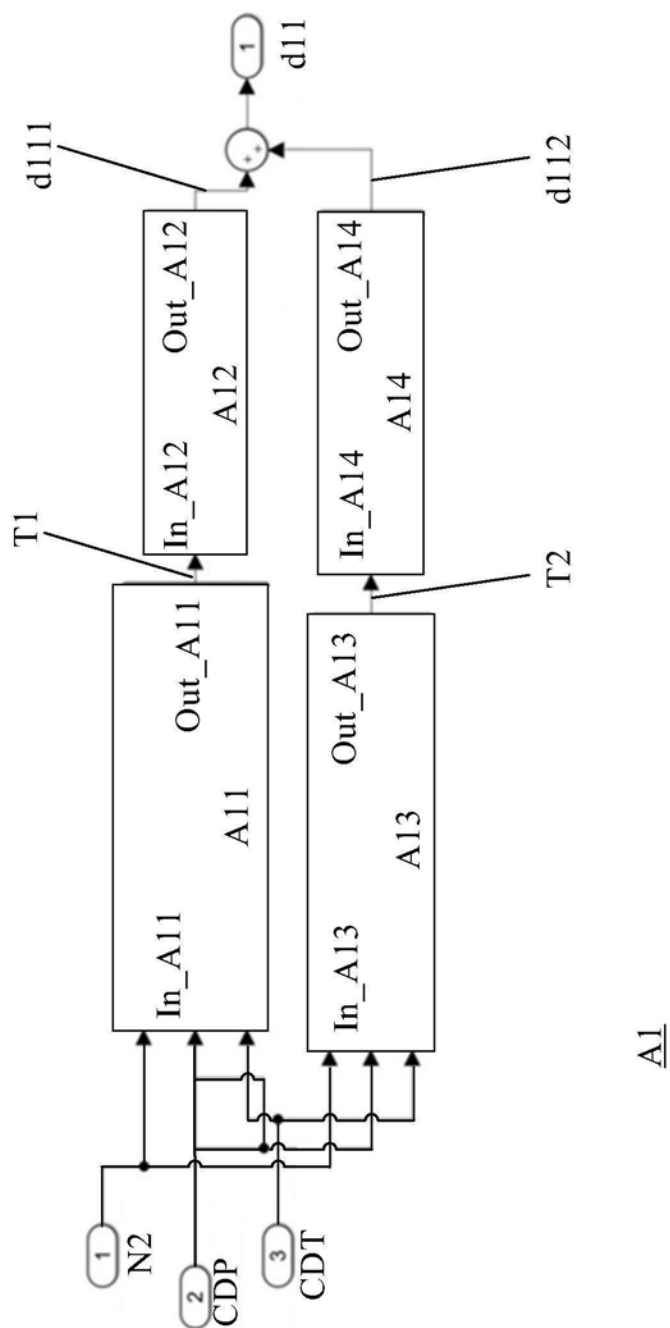


图4

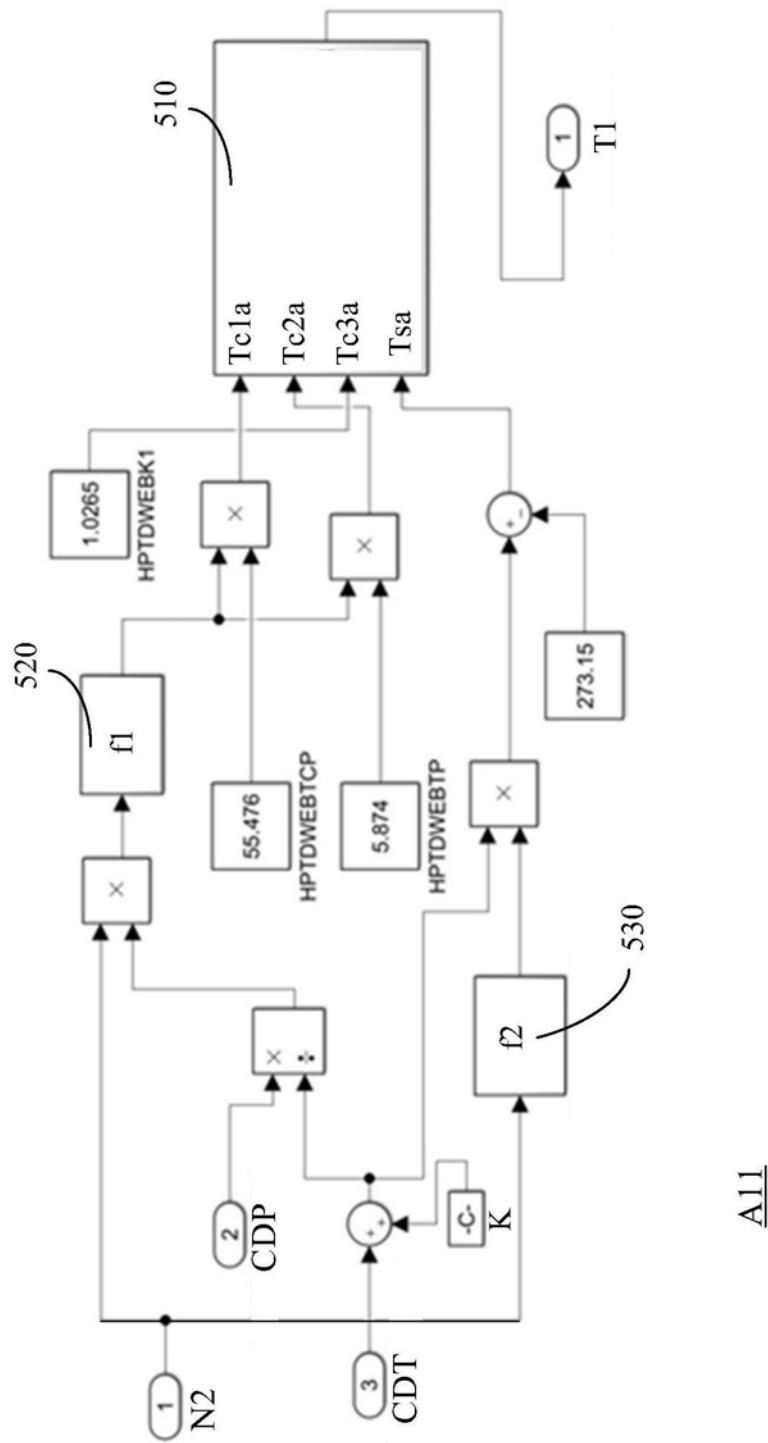
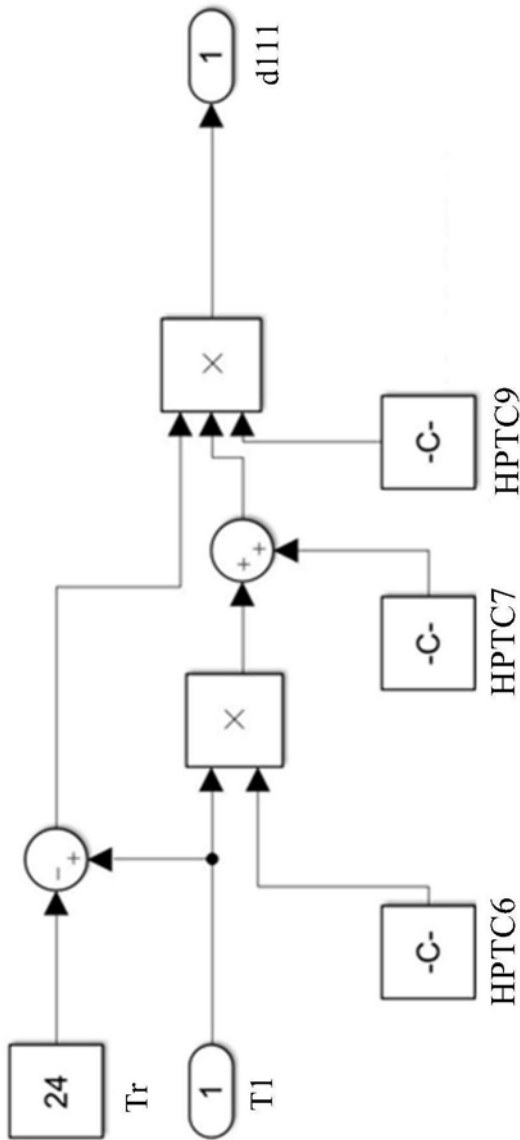


图5A

A11



A12

图5B

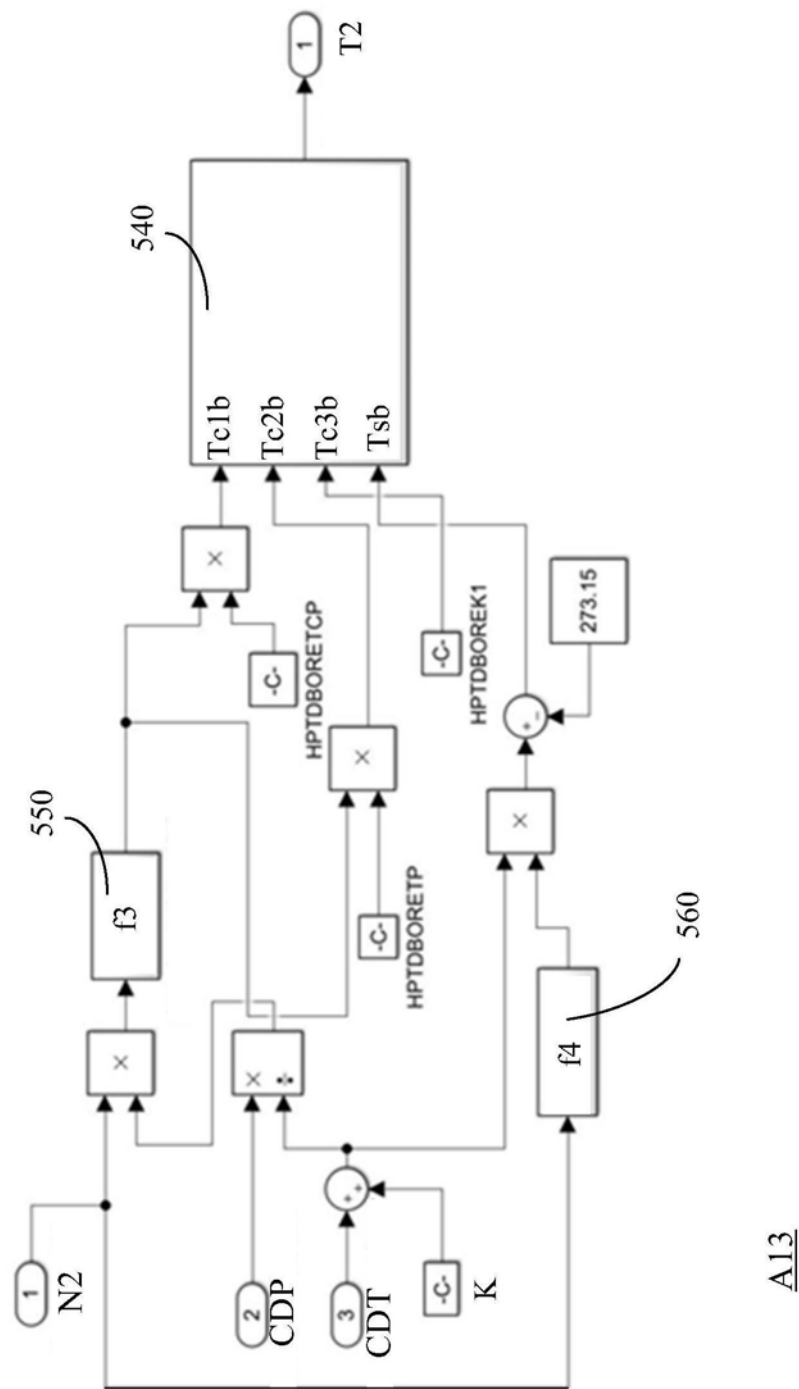


图5C

A13

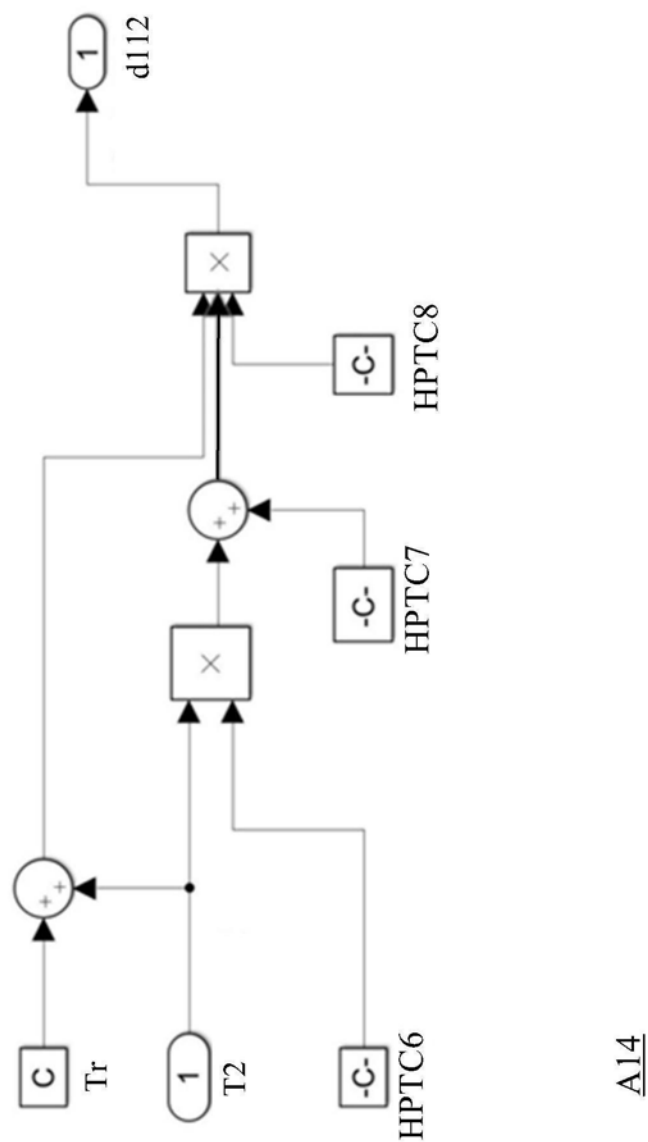
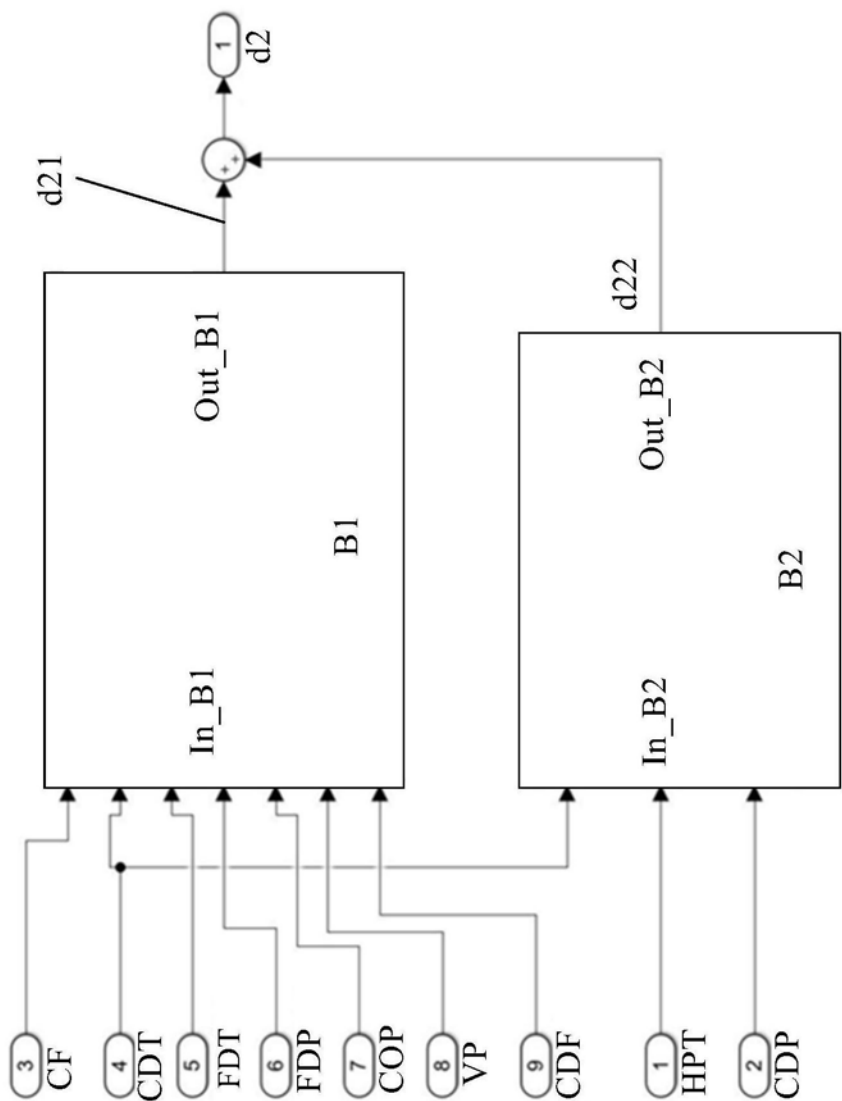


图5D

A14



B

图6

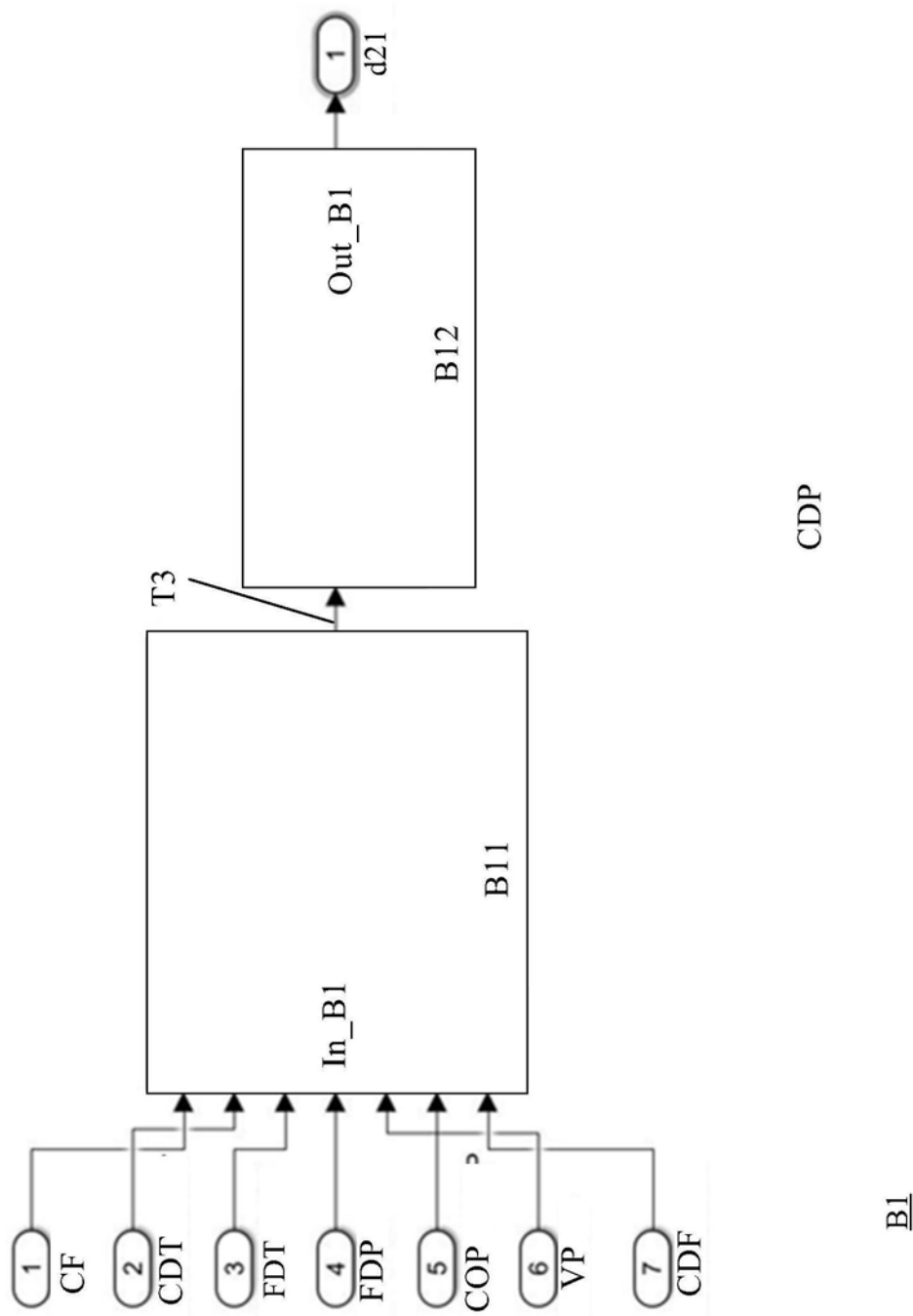
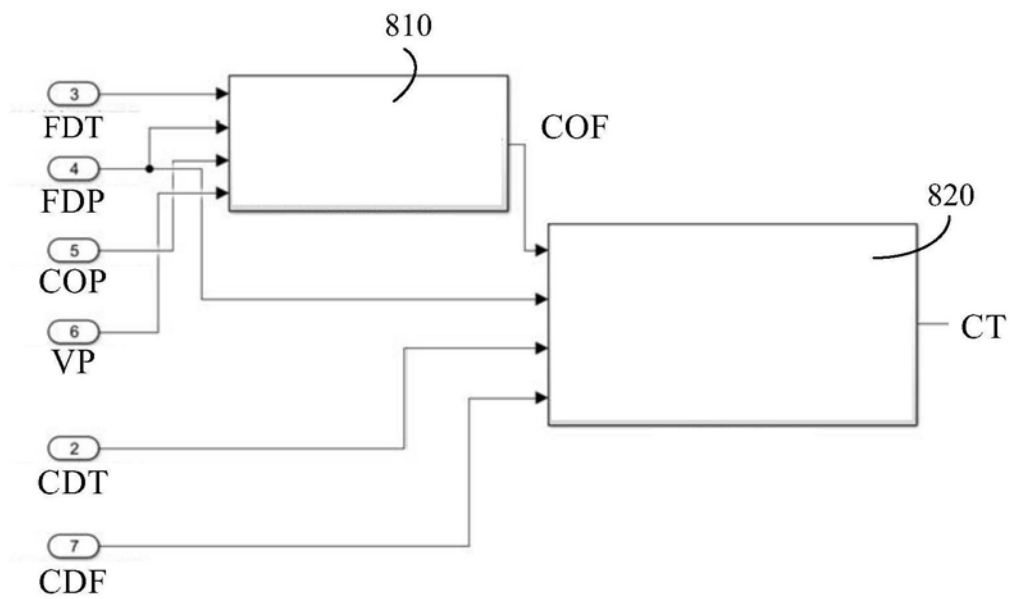
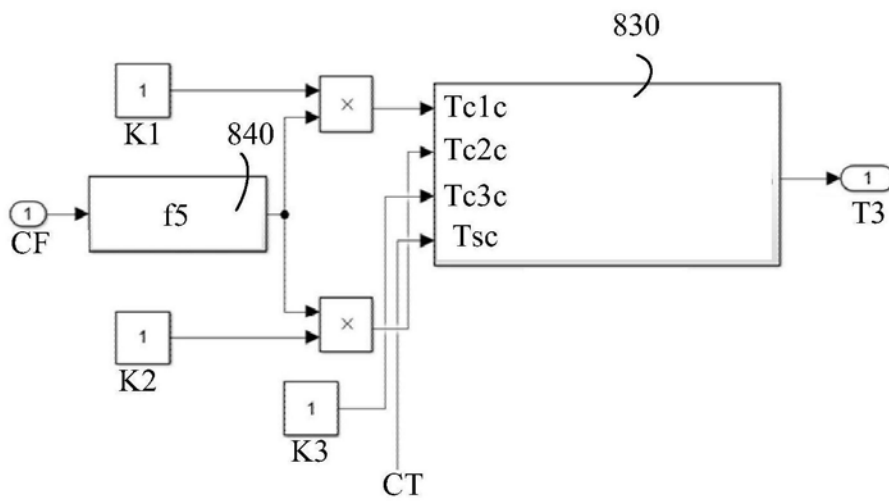


图7



B11

图8A



B11

图8B

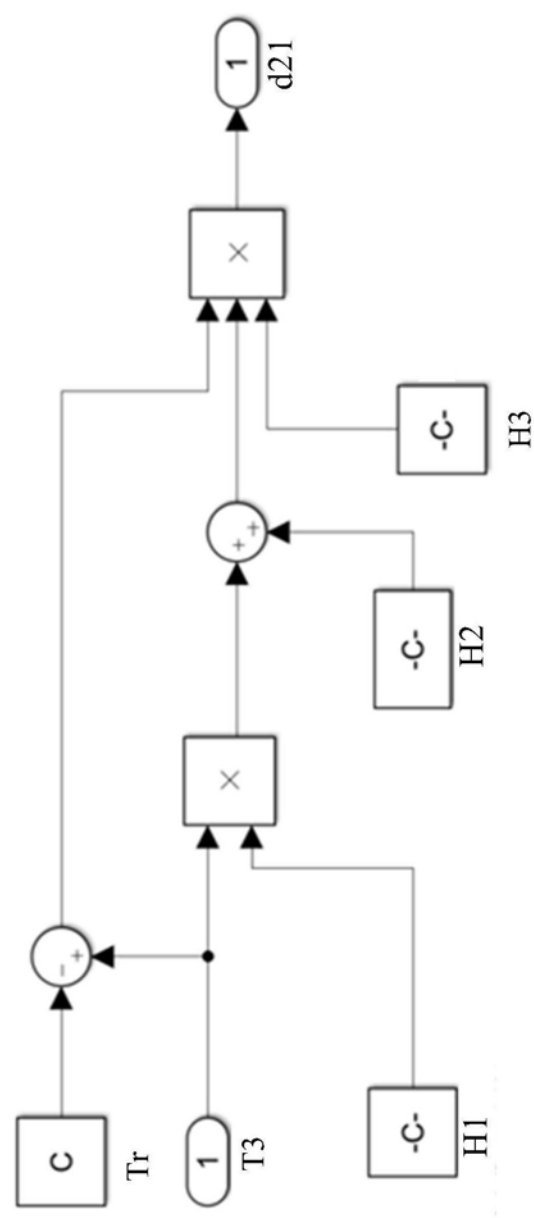
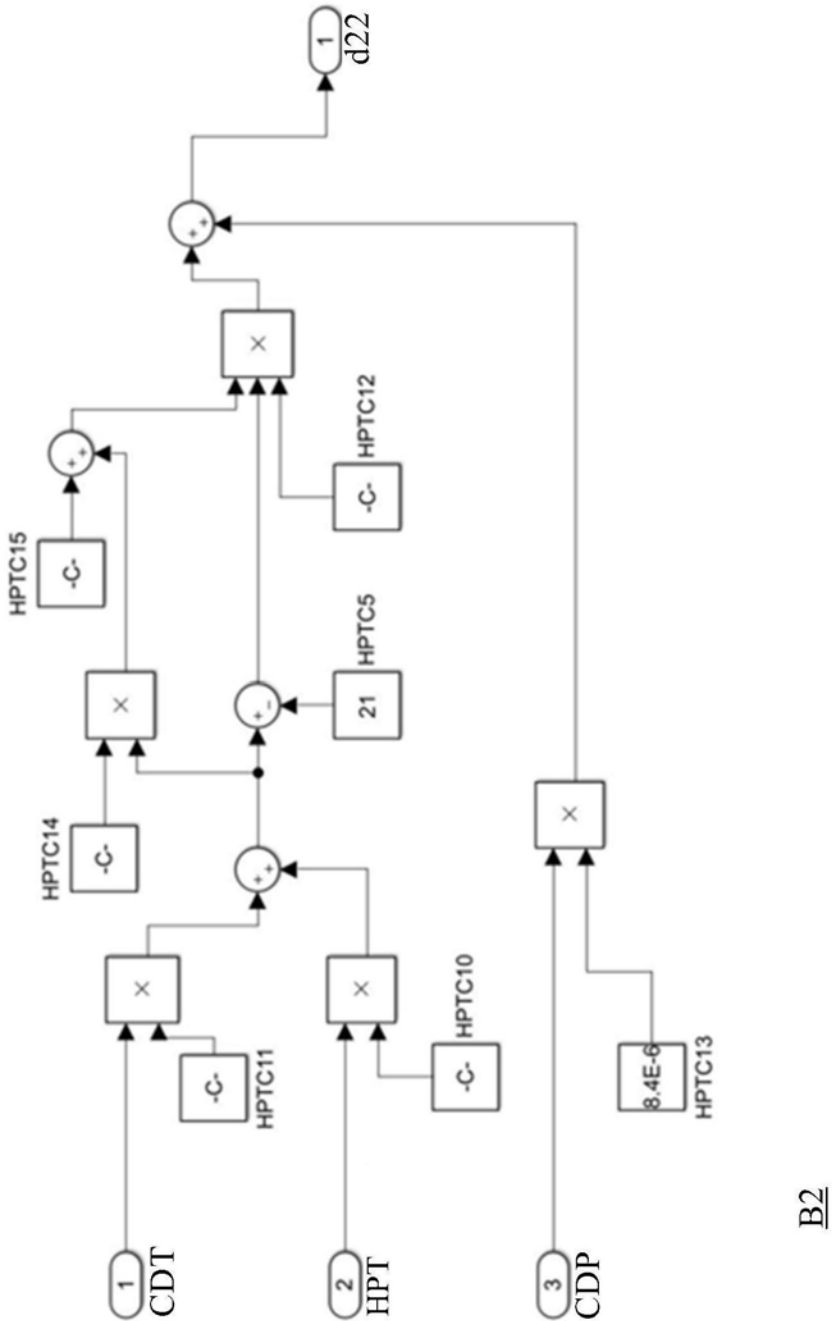


图8C

B12



B2

图9

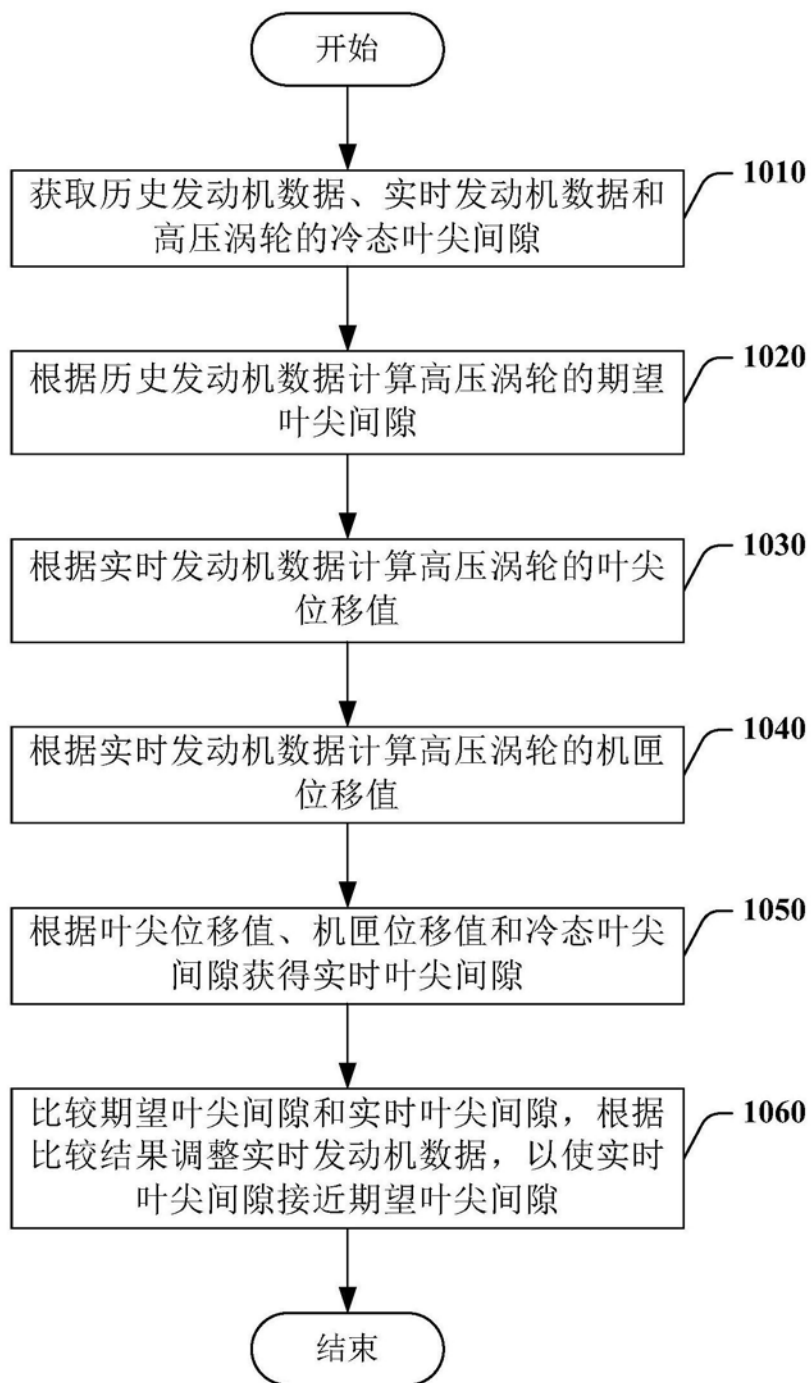


图10

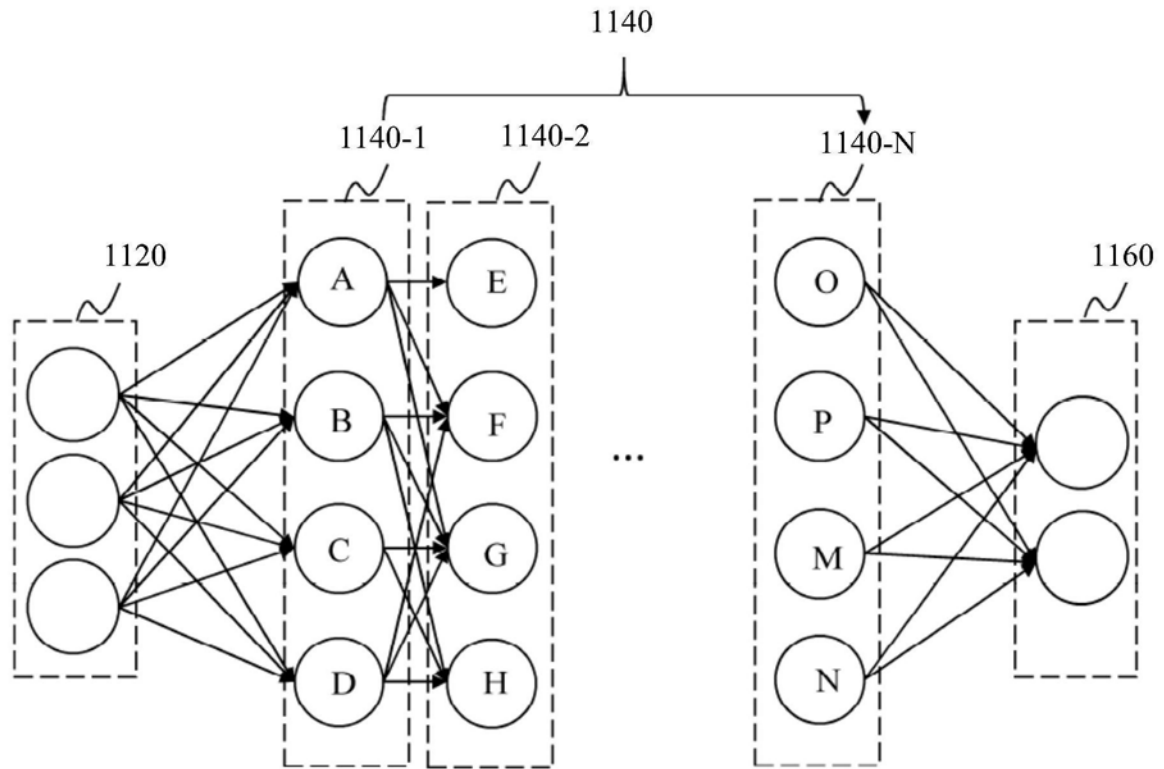


图11