



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103299047 A

(43) 申请公布日 2013. 09. 11

(21) 申请号 201280004905. 5

代理人 宋义兴 曾海艳

(22) 申请日 2012. 01. 03

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

F02C 7/262(2006. 01)

1150206 2011. 01. 11 FR

(85) PCT申请进入国家阶段日

2013. 07. 09

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2012/050005 2012. 01. 03

(87) PCT申请的公布数据

W02012/095590 FR 2012. 07. 19

(71) 申请人 涡轮梅坎公司

地址 法国波尔多

(72) 发明人 休伯特·帕斯卡尔·维迪尔

飞利浦·艾特彻帕尔

皮埃尔·吉拉尔特 卢克·雷博尔加

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务所有限公

司 11234

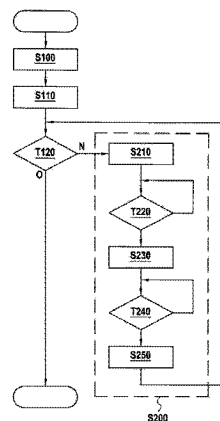
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

起动涡轮发动机的方法

(57) 摘要

本发明涉及起动涡轮发动机的方法。本发明特征在于该方法还包括重试步骤,如果在轴达到第一预定速度值时主喷射器未能点火,该重试步骤被执行,所述重试步骤包括:停止步骤(S210),在该停止步骤中,起动器和点火器装置被停止;第二点火步骤(S230),在该第二点火步骤中,燃料被喷射进燃烧室中,点火器装置被开动,当轴的转速达到第二预定速度值时所述第二点火步骤被执行;以及第二起动步骤(S250),在该第二起动步骤中,起动器再次被开动,以驱动轴旋转。



1. 起动涡轮发动机(10)的方法,该涡轮发动机包括:
具有点火器装置和至少一个主喷射器(30)的燃烧室(22),该燃烧室具有出口;
连接至压缩机轮(14)的轴(12),所述压缩机轮(14)设置在所述燃烧室的上游,以将压缩空气提供给所述燃烧室;以及
连接至所述轴的起动器(44);
所述方法包括:
第一起动步骤,在该第一起动步骤中,所述起动器被开动,以驱动所述轴旋转;
第一点火步骤,在该第一点火步骤中,燃料被喷射进所述燃烧室中,所述点火器装置被开动;
所述方法特征在于其还包括重试步骤(S200),如果在所述轴达到第一预定速度值(NG1)时所述主喷射器(30)未能点火,该重试步骤被执行,所述重试步骤包括:
停止步骤(S210),在该停止步骤中,所述起动器和所述点火器装置被停止;
第二点火步骤(S230),在该第二点火步骤中,燃料被喷射进所述燃烧室中,所述点火器装置被开动,当所述轴的转速达到第二预定速度值(NG2)时所述第二点火步骤被执行;以及
第二起动步骤(S250),在该第二起动步骤中,所述起动器再次被开动,以驱动所述轴旋转。
2. 如权利要求1所述的起动方法,其中,如果当所述轴(12)达到所述第一预定速度值(NG1)时在所述燃烧室的出口处测得的温度(T)低于所述第一预定温度值(T1),则所述停止步骤(S210)被执行。
3. 如权利要求1或2所述的起动方法,其中所述第二起动步骤(S250)在所述第二点火步骤过去一定量的时间之后被执行。
4. 如权利要求2和3所述的起动方法,其中所述第二起动步骤(S250)在当所述燃烧室(22)的下游(24)的所述温度(T)达到第二预定温度值(T2)时被执行。
5. 如权利要求1或2所述的起动方法,其中所述第二起动步骤(S250)伴随着所述第二点火步骤(S230)被执行。
6. 如权利要求1至5任意一项所述的起动方法,其中所述起动器(44)和所述点火器装置(32)在所述轴(12)达到第三预定速度值(NG3)之后被停止。
7. 如权利要求1至6任意一项所述的起动方法,其中所述燃烧室还包括起动喷射器(28),其中,在所述第一点火步骤中所述起动喷射器将燃料喷射进所述燃烧室中;其中,在所述停止步骤中所述起动器被停止;并且在所述第二点火步骤中所述起动喷射器将燃料喷射进所述燃烧室中。
8. 如权利要求6和7所述的起动方法,其中所述起动喷射器在所述轴达到所述第三预定速度值(NG3)之后被停止。
9. 计算机程序,其在计算机(40)上运行并包括指令,这些指令用于执行如权利要求1至8任意一项所述的起动方法的步骤。
10. 计算机可读存储介质(42),其上存储有如权利要求9所述的计算机程序。
11. 涡轮发动机计算机(40),其包括如权利要求10所述的存储介质。

起动涡轮发动机的方法

[0001] 本发明涉及涡轮发动机领域,具体涉及飞机涡轮轴发动机领域。

[0002] 更确切地说,本发明涉及起动涡轮发动机的方法,该涡轮发动机包括:

[0003] 具有点火器装置和至少一个主喷射器的燃烧室,该燃烧室具有出口;

[0004] 连接至压缩机轮的轴,所述压缩机轮设置在燃烧室的上游,以将压缩空气提供给燃烧室;

[0005] 连接至所述轴的起动机;

[0006] 所述方法包括:

[0007] 第一起动步骤,在该第一起动步骤中,起动机被开动,以驱动轴旋转;以及

[0008] 第一点火步骤,在该第一点火步骤中,燃料被喷射进燃烧室中,点火器装置被开动。在该步骤中,主喷射器优选被供给燃料。

[0009] 通常,在第一起动步骤结束时,在燃烧室被点火器装置点着之后,在燃烧室中建立起稳定的燃烧,点火器装置通常为火花塞,由此使涡轮发动机起动。

[0010] 一旦涡轮发动机被起动,即,一旦高压涡轮被离开燃烧室的燃烧气体流驱动旋转,并以自主方式使得轴被驱动旋转,点火器装置和起动机被关掉。

[0011] 但是,起动涡轮发动机的尝试可能会失败,例如,如果来自起动机的转矩太高,或如果燃料喷射压力被建立而与此同时轴被起动机以太快的转速驱动需要来自起动机的转矩。举例来说,这可能由于在燃料供给线路中存在空气而发生,或者可能当外部气温非常低时发生。

[0012] 本发明的一个目的是提供一种更为可靠的起动涡轮发动机的方法,同时使得可以在难以启动的条件下进行启动,例如,在高海拔或非常低的温度启动。

[0013] 借助该方法还包括重试步骤这一事实,本发明得以实现上述目的,如果在轴达到第一预定速度值时未能达到适当的燃烧,重试步骤被执行,所述重试步骤包括:

[0014] 停止步骤,在该停止步骤中,起动机和点火器装置被停止;

[0015] 第二点火步骤,在该第二点火步骤中,燃料被喷射进燃烧室中,点火器装置被开动,当轴的转速达到第二预定速度值时所述第二点火步骤被执行;以及

[0016] 第二起动步骤,在该第二起动步骤中,起动机再次被开动,以驱动轴旋转。

[0017] 因此,如果涡轮发动机点火失败,重试步骤被执行。

[0018] 在点火步骤和启动步骤中,燃料通过主喷射器喷射,或通过启动喷射器(如果有的话)以及主喷射器喷射。启动喷射器可以异于主喷射器,也可以合并在主喷射器中(双线路主喷射器)。

[0019] 涡轮发动机点火失败在此的定义是:当轴达到第一预定速度值时,缺乏产生足够热量的燃烧。在这种情况下,轴的速度位于速度窗口之外,该窗口称作“启动”窗口,被限定在一非常低的速度值和另一速度值之间,所述另一速度值位于第一预定速度值和第二预定速度值之间。

[0020] 此外,第二点火步骤和第二启动步骤在减速步骤之后进行。

[0021] 因此,可以理解的是,当对涡轮发动机进行点火的第一次尝试失败时,重试步骤是

起动涡轮发动机的一次新尝试。有利地,该步骤在当轴的转速由于起动机停止而降低,并充分降低至再一次位于点火窗口之中时被执行。

[0022] 此外,借助本发明,轴的转速能够更久地保持在点火窗口中,由此使起动的机会最大化。

[0023] 在本发明中,轴的转速通过在执行第二点火步骤之前停止起动机而降至点火窗口。换句话说,轴在停止步骤期间减速。

[0024] 优选但非唯一地,燃料的喷射在停止步骤期间停止。

[0025] 在一个变型中,第二点火步骤以及第二起动步骤可以是相伴的。

[0026] 在优选但非唯一的方式中,对于用于直升机类型的飞机的涡轮轴发动机而言,第一预定速度值位于最大发动机速度的 15% 至 20% 的范围内,而第二预定速度值位于最大发动机速度的 10% 至 15% 的范围内。

[0027] 有利地,如果当轴达到第一预定速度值时在燃烧室出口处测得的温度低于第一预定温度值,则停止步骤被执行。

[0028] 在燃烧室出口处测得的温度是一个指标,从确定燃烧是否被正确进行(即,主喷射器是否被正确点火,和 / 或起动喷射器是否被正确点火)的观点来看,该指标是有益的。

[0029] 因此,第一预定温度值被选择为,如果在燃烧室出口处测得的温度大于该第一预定温度值,则燃烧室很可能被正确地点火。

[0030] 相反,如果测得的温度低于第一预定温度值,则燃烧室很可能未被点火。

[0031] 在优选但非唯一的方式中,第一预定温度值处于 150° C 至 250° C 的范围内。

[0032] 在一个变型中,第一预定温度值由第一点火步骤开始时涡轮发动机的温度确定。举例来说,第一预定温度值可以对应于比第一次起动尝试开始时涡轮发动机的温度高大约 100° C 的温度。

[0033] 因此,如果在第一点火步骤期间燃烧室点火失败,该失败通过测量燃烧室出口处的温度而被检测到,则起动机和点火器装置被停止,直到轴的速度低于第二预定速度,此后,第二点火步骤被执行。

[0034] 有利地,第二起动步骤在第二点火步骤过去一定量的时间之后被执行。

[0035] 一个优势是确保主喷射器(或起动喷射器,如果有的话)在再一次增加轴的转速之前被正确点火,由此限制再次离开点火窗口而燃烧室未被点火的风险。

[0036] 优选地,第二起动步骤在当燃烧室出口处的温度达到第二预定温度值时被执行。

[0037] 这样能够确保主喷射器和 / 或起动喷射器正确点火。

[0038] 第二预定温度值低于第一预定温度值。第二预定温度值优选处于 50° C 至 150° C 的范围内。

[0039] 在一个变型中,第二预定温度值由第二点火步骤开始时涡轮发动机的温度来确定。举例来说,第二预定温度值可以对应于比第二点火步骤开始时涡轮发动机的温度高大约 25° C 的温度。

[0040] 有利地,第二起动步骤伴随着第二点火步骤被执行。

[0041] 在第二起动步骤之后,轴的速度再次增加,并且在本发明中,如果当轴再次达到第一预定速度值时在燃烧室中仍然未能正确进行燃烧,则上面提到的重试步骤被重复。

[0042] 有利地,起动机和点火器装置在轴达到第三预定速度值之后被停止。

[0043] 第三预定速度值高于第二预定速度值,并被选择为使得当轴的速度达到该值时,涡轮发动机一定能够自主运行。

[0044] 此时,燃料仅被主喷射器雾化。

[0045] 优选地,第三预定速度值位于最大发动机速度的 30% 至 65% 的范围内。

[0046] 在该变型中,如果出现连续失败,重试步骤可能被重复若干次。但是,限制尝试的次数可能是有利的,这些尝试应该优选地被合适的控制装置自动实行。通过非限制性的实施例,就直升机发动机而言,优选在启动时仅进行两次尝试(第一启动步骤和重试步骤)。

[0047] 在优选实施方式中,燃烧室还包括启动喷射器,该喷射器优选不同于主喷射器。在第一点火步骤中,启动喷射器将燃料喷射进燃烧室中。

[0048] 因此,可以理解的是,在该实施方式中,这种涡轮发动机(其可以例如是,但不一定非得是直升机涡轮轴发动机)通过利用一个或多个称作启动喷射器的专用喷射器而被启动。为了启动涡轮发动机,来自这些喷射器的火焰随后被传递至由主喷射器组成的主喷射系统中。

[0049] 在该实施方式中,优选但非唯一地,启动喷射器在停止步骤和重试步骤中也被停止。

[0050] 此外,在该实施方式中,在第二点火步骤中,启动喷射器将燃料喷射进燃烧室中。

[0051] 本发明还涉及包括指令的计算机程序,这些指令用于当在计算机上运行该计算机程序时执行本发明的方法的步骤。本发明还涉及计算机可读存储介质,其上存储有上面提到的计算机程序。

[0052] 最后,本发明提供涡轮发动机计算机,其包括本发明的存储介质。

[0053] 通过阅读下面以非限制性实施例给出的实施方式的描述,可以更好地理解本发明,并且其优势能够更好地显现。描述参考了附图,在这些附图中:

[0054] 图 1 示出了实施本发明的方法时,燃烧室出口处的温度,轴的转速,以及燃料喷射压力随着时间的变化;

[0055] 图 2 为流程图,其示出了本发明的启动方法;以及

[0056] 图 3 示出了直升机涡轮轴发动机,其包括用于实施本发明的启动方法的计算机。

[0057] 图 3 中示出了直升机涡轮轴发动机 10 的实施例。通常而言,涡轮轴发动机 10 具有轴 12,在轴 12 上连续安装有压缩级 16 的压缩机轮 14,及高压涡轮机叶轮 18。涡轮轴发动机 10 还有通往压缩级的新鲜空气入口 20。由压缩级 16 所压缩的空气被带入燃烧室 22,并在燃烧室中与燃料混合。由此获得的混合物被燃烧,并且燃烧气体通过燃烧室 22 的出口 24 从燃烧室排出。在图 3 中可见,燃烧气体流驱动高压涡轮机叶轮 18 旋转,并且也驱动自由涡轮 26 旋转,该自由涡轮设置在高压涡轮机叶轮 18 的下游。

[0058] 因此,公知地,在正常运行中,轴由燃烧室产生的燃烧气体流驱动旋转。

[0059] 在此,对燃烧室 22 给予更多的关注。

[0060] 如图 3 中可见,燃烧室具有一个或多个启动喷射器 28 (仅仅示出了一个)及若干个主喷射器 30 (仅仅示出了一个)。

[0061] 当然,本发明的启动方法可以用于燃烧室中不具有任何启动喷射器的涡轮发动机中,或者燃烧室中主喷射器也被用作启动喷射器的涡轮发动机中。因此,以下描述的实施方式是非限制性的。

[0062] 主喷射器的功能是在燃烧室 22 中雾化燃料以使其同压缩空气混合。

[0063] 此外,同起动喷射器 28 相关的点火器装置 32 使得这些起动喷射器能够被点火。点火器装置 32 用于点燃起动喷射器 28 所雾化的燃料。举例来说,点火器装置可以是一个用于产生火花的火花塞。起动喷射器 28 的合适点火接下来产生火焰,火焰在燃烧室中蔓延并点燃主喷射器 30 所雾化的燃料。

[0064] 根据本发明,涡轮轴发动机 10 包括具有存储介质的计算机 40,存储介质为随机存取存储器(RAM),只读存储器(ROM),或硬盘类型存储器,或任何其它类型的存储器,介质上存储有计算机程序,该程序包括用于执行以下所描述的起动方法的步骤的指令。计算机还具有用于进行运算的微处理器。因此,计算机程序由计算机 40 执行。

[0065] 如图 3 中可见,起动喷射器 28,主喷射器 30,以及点火器装置 32 由计算机 40 控制。

[0066] 轴 12 也通过已知种类的传动装置 46 连接至起动器 44。起动器 44 按照惯例用于在起动涡轮轴发动机时驱动轴旋转。

[0067] 起动器 44 也由计算机 40 控制。

[0068] 最后,连接至计算机 40 的温度传感器 48 设置在燃烧室 22 的下游,以测量离开燃烧室 22 的燃烧气体的温度 T,优选地,温度传感器 48 位于高压涡轮 18 和自由涡轮 26 之间。

[0069] 参照图 1 和 2,接下来描述本发明的用于直升机涡轮轴发动机 10 的起动方法的实施方式。当然,该起动方法完全适用于其它类型的涡轮发动机。

[0070] 图 1 所示的图形是多个曲线的叠加,即,标绘燃烧室下游的燃烧气体的温度 T 的曲线,标绘轴 12 的转速 NG 的曲线,以及标绘起动喷射器 28 所雾化的燃料的压力 Dp 的曲线。

[0071] 时间 t 沿着横坐标轴标绘。

[0072] 更确切地,图 1 示出了本发明的起动方法,有益地,其包括重试步骤 E2,该步骤在第一次起动尝试 E1 失败之后执行。

[0073] 在第一次起动尝试期间,执行第一起动步骤 S100,在该第一起动步骤 S100 期间起动器 44 被开动以驱动轴 12 旋转。该步骤在瞬间 t1 之后不久被触发。

[0074] 在瞬间 t1,执行第一点火步骤 S110,在该步骤期间,起动喷射器将燃料喷射进燃烧室 22 中,点火器装置自身被开动以点燃由起动喷射器所雾化的燃料。也就是说,从瞬间 t1 开始,要求先点火起动喷射器然后再点火主喷射器。

[0075] 在瞬间 t1 和 t2 之间,在起动喷射器雾化燃料的同时,被起动器 44 驱动的轴 12 的速度增加,但是不能产生足够稳定的火焰来点燃燃烧室。由此,温度 T 增加的非常少。

[0076] 根据本发明,温度 T 在瞬间 t2 被测量,该瞬间 t2 对应于这样一个瞬间,即,在该瞬间,轴 12 的转速超过第一预定速度值 NG1,特别地,第一预定速度值 NG1 为最大发动机速度 NGmax 的 20%,该速度为大约每分钟几千转(rpm)。

[0077] 在该阶段,进行测试 T120:如果测得的温度高于或等于第一预定温度值 T1,特别地,第一预定温度值 T1 为 250°C,则测试为正,这意味着燃烧被正确引发且涡轮发动机正确起动。

[0078] 否则,如果测得的温度 T 如实施例中所指示的那样低于 T1,则测试为负,这意味着主喷射器 30 未能点火,也就是说,燃烧未被正确进行且因此涡轮发动机未起动。

[0079] 在这种情况下,根据本发明,执行重试步骤 S200,以求再次尝试起动涡轮轴发动机 10。

[0080] 该重试步骤 S200 依次包括如下步骤。

[0081] 首先,在停止步骤 S210 中,起动器 44,起动喷射器 28 以及点火器装置 32 被停止。此后,轴 12 的速度 NG 降低到其不再被起动器驱动的程度。

[0082] 此后,在测试 T220 中,确定轴 12 的速度 NG 是否达到第二预定速度值 NG2,特别地,第二预定速度值 NG2 为上述最大发动机速度的 10%。如果测试 T220 为负,则测试被重复。相反,如果测试为正,这意味着轴 12 的速度返回到点火范围。接着,在本发明中,执行第二点火步骤 S230,以点火起动喷射器,在该步骤中,起动喷射器 28 将燃料喷射进燃烧室 22 中,点火器装置 32 接着被开动。在图 1 的图形中,第二点火步骤 S230 在瞬间 t3 起动。

[0083] 然后,执行第二起动步骤 S250,在该步骤中,起动器再次被开动以驱动轴 12 旋转。如果在测试 T240 期间检测到在燃烧室出口处测得的温度 T 达到第二预定温度值 T2,特别地,第二预定温度值 T2 为 50°C,则执行该第二起动步骤 S250。在所示的实施例中,第二起动步骤 S250 在瞬间 t4 执行。从该瞬间开始,轴 12 的转速 NG 再次增加。

[0084] 此后,再次执行测试 T120,即,在轴 12 再次达到值 NG1 的瞬间,测量燃烧室 22 的出口处的温度。在该图形中,可以看到,在此瞬间,温度 T 高于第一预定温度值 T1,表明主喷射器 30 点燃了,并且因此涡轮轴发动机 10 非常可能正确地起动了。

[0085] 在瞬间 t5,当轴达到第三预定速度值 NG3,特别地,第三速度值 NG3 为最大速度的 50%,起动器以及起动喷射器和点火器装置被停止,因为涡轮轴发动机此时以自主方式运行。

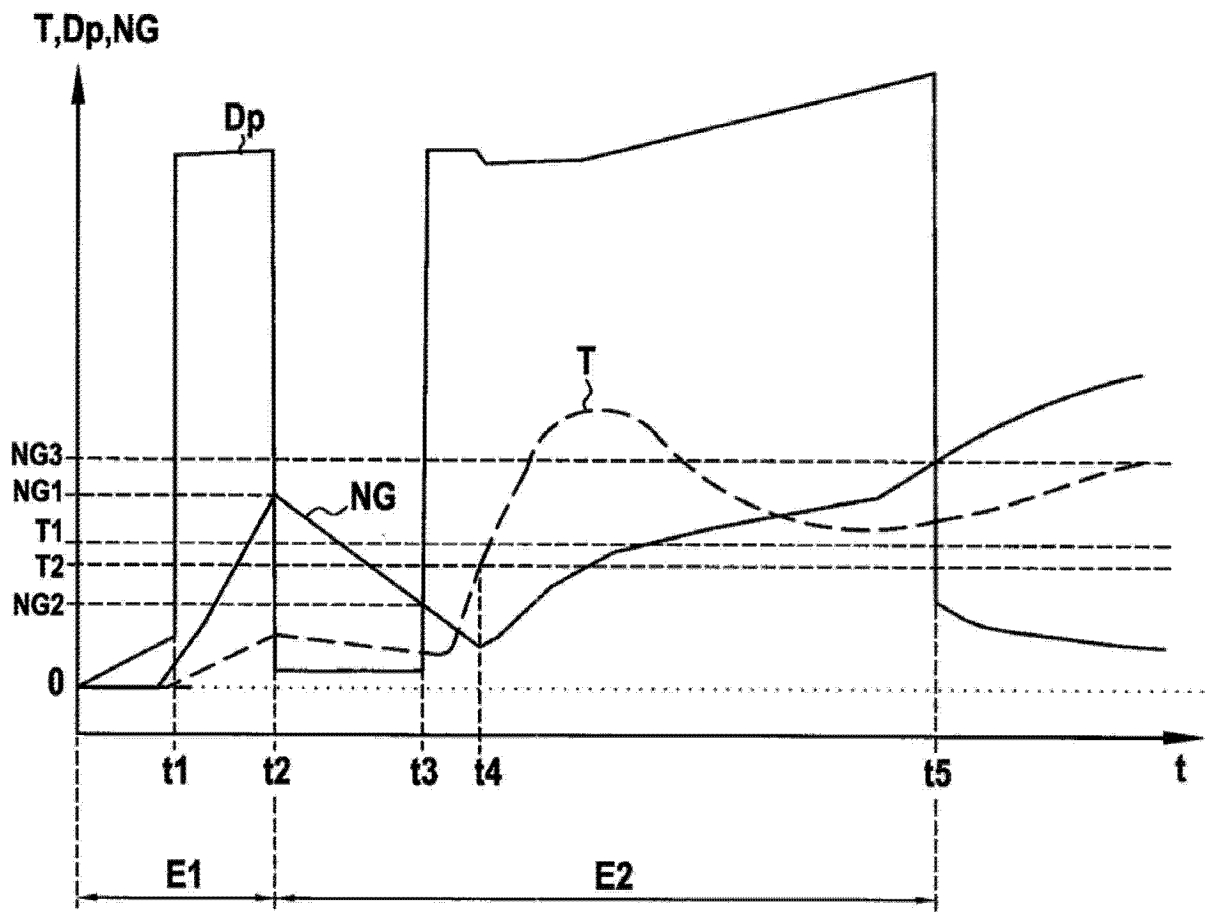


图 1

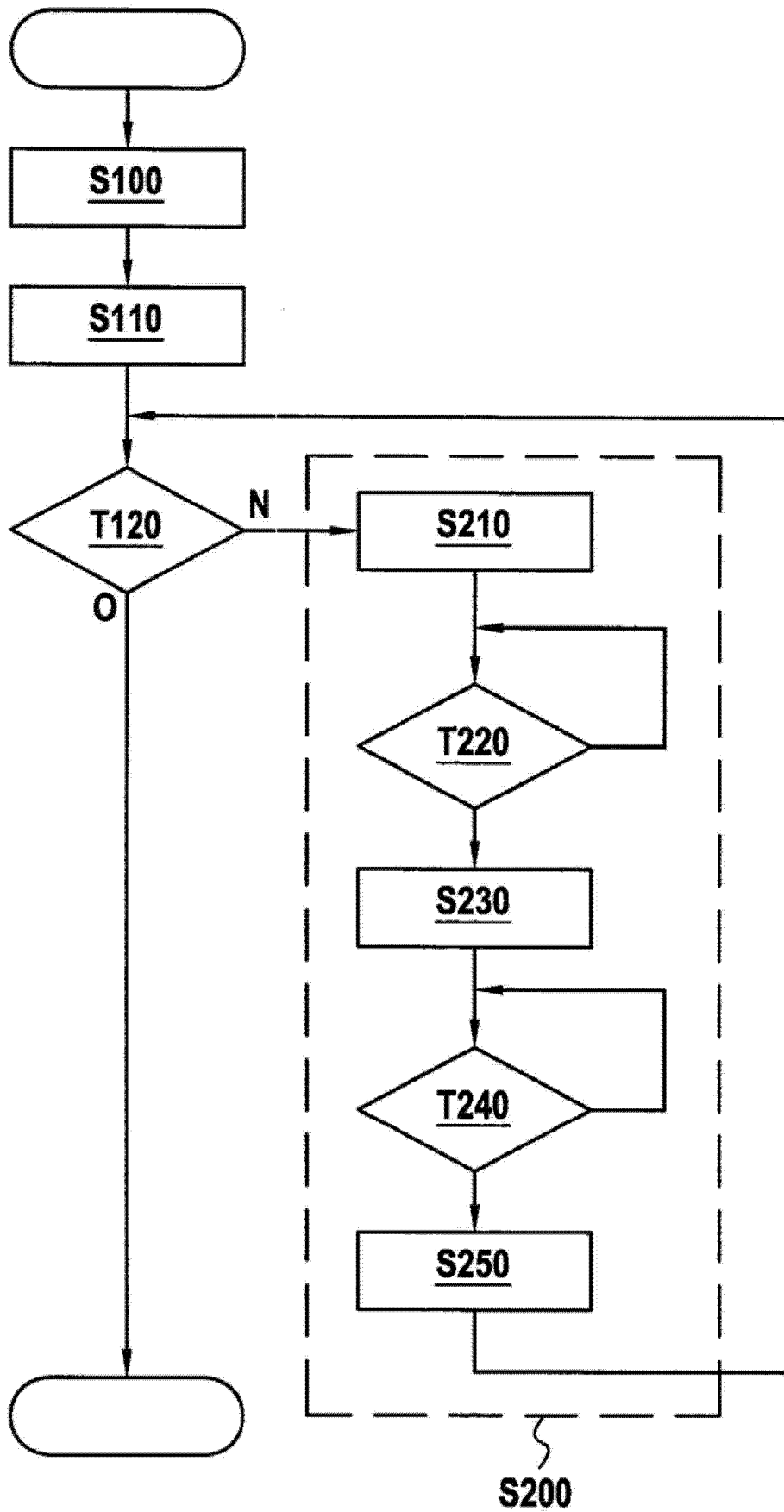


图 2

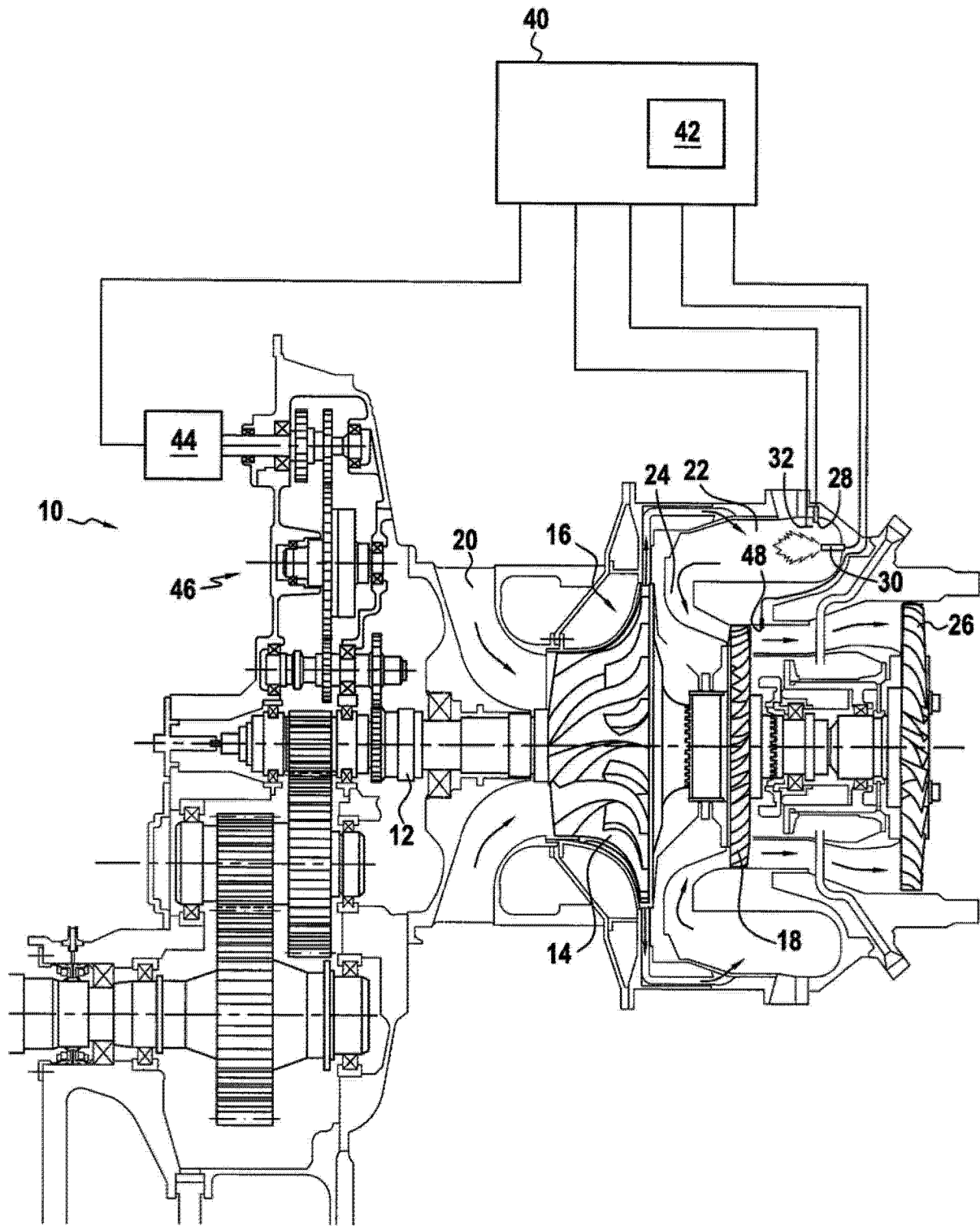


图 3