



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 106536350 B

(45) 授权公告日 2021.10.19

(21) 申请号 201580021826.9

(22) 申请日 2015.04.03

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106536350 A

(43) 申请公布日 2017.03.22

(30) 优先权数据

1453123 2014.04.08 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2016.10.31

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/FR2015/050878 2015.04.03

(87) PCT国际申请的公布数据

W02015/155450 FR 2015.10.15

(73) 专利权人 赛峰飞机发动机公司

地址 法国巴黎

专利权人 赛峰直升机发动机公司

(72) 发明人 罗曼·蒂里耶 卡梅尔·瑟雷吉娜

帕垂克·马考尼

让-路易斯·贝斯

帕斯卡尔·吉耶梅

吉拉姆·德梅组 菲利浦·巴拉特

弗朗索瓦·当吉

让-米歇尔·圣尼诺

尼古拉斯·马吕什·彻纳峪

(74) 专利代理机构 北京派特恩知识产权代理有

限公司 11270

代理人 张颖玲 浦彩华

(51) Int.Cl.

B64C 27/12 (2006.01)

F02C 7/277 (2006.01)

F02C 7/275 (2006.01)

F02C 3/10 (2006.01)

(56) 对比文件

GB 2460246 A, 2009.11.25

GB 605971 A, 1948.08.04

GB 1389403 A, 1975.04.03

FR 2992024 A1, 2013.12.20

US 2986879 A, 1961.06.06

审查员 倪芳原

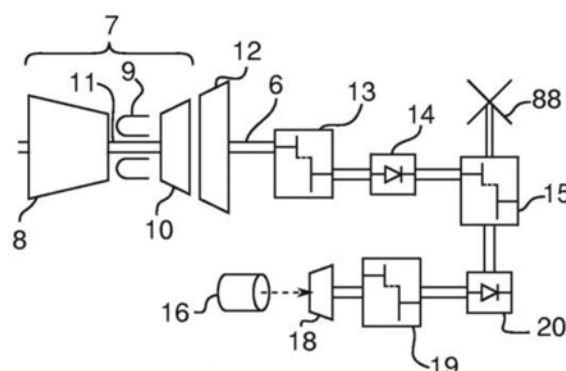
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

用于辅助单引擎直升机的推进系统的辅助装置

(57) 摘要

本发明涉及用于辅助单引擎直升机的推进系统的装置,该单引擎直升机包括被连接到动力传输齿轮箱(15)的发动机,该动力传输齿轮箱适于使直升机的旋翼旋转,其特征在于,该装置包括:用于驱动被机械连接到所述动力传输齿轮箱(15)的输出轴(34)旋转的涡轮(18);以及用于为所述驱动涡轮(18)供给加压流体以允许所述涡轮(18)将来自所述加压流体的能量转换成用于旋转所述输出轴(34)的机械能量的控制构件(16)。



1. 用于辅助单引擎直升机的推进系统的辅助装置,所述单引擎直升机包括被连接到动力传输齿轮箱的发动机,所述动力传输齿轮箱适于使所述直升机的旋翼旋转,所述发动机包括气体发生器、被连接到所述气体发生器的自由涡轮、减速齿轮箱以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮,所述自由涡轮被连接到所述动力传输齿轮箱,所述辅助装置包括:

- 用于驱动输出轴旋转的驱动涡轮,所述输出轴适于被机械连接到所述动力传输齿轮箱,

- 用于为所述驱动涡轮供给加压流体以允许所述驱动涡轮将来自所述加压流体的能量转换成用于旋转所述输出轴的机械动力的控制供给构件,

其特征在于,所述辅助装置进一步包括另一自由叶轮,所述另一自由叶轮按照以下的构型被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间,所述构型为:

- 所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到被布置在所述发动机的所述动力自由叶轮和所述动力传输齿轮箱之间的轴的构型。

2. 用于辅助单引擎直升机的推进系统的辅助装置,所述单引擎直升机包括被连接到动力传输齿轮箱的发动机,所述动力传输齿轮箱适于使所述直升机的旋翼旋转,所述发动机包括气体发生器、被连接到所述气体发生器的自由涡轮、减速齿轮箱以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮,所述自由涡轮被连接到所述动力传输齿轮箱,所述辅助装置包括:

- 用于驱动输出轴旋转的驱动涡轮,所述输出轴适于被机械连接到所述动力传输齿轮箱,

- 用于为所述驱动涡轮供给加压流体以允许所述驱动涡轮将来自所述加压流体的能量转换成用于旋转所述输出轴的机械动力的控制供给构件,

其特征在于,所述辅助装置进一步包括另一自由叶轮,所述另一自由叶轮按照以下的构型被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间,所述构型为:

- 所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到被布置在所述发动机的所述减速齿轮箱和所述发动机的所述动力自由叶轮之间的轴的构型。

3. 用于辅助单引擎直升机的推进系统的辅助装置,所述单引擎直升机包括被连接到动力传输齿轮箱的发动机,所述动力传输齿轮箱适于使所述直升机的旋翼旋转,所述发动机包括气体发生器、被连接到所述气体发生器的自由涡轮、减速齿轮箱以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮,所述自由涡轮被连接到所述动力传输齿轮箱,所述辅助装置包括:

- 用于驱动输出轴旋转的驱动涡轮,所述输出轴适于被机械连接到所述动力传输齿轮箱,

- 用于为所述驱动涡轮供给加压流体以允许所述驱动涡轮将来自所述加压流体的能量转换成用于旋转所述输出轴的机械动力的控制供给构件,

其特征在于,所述辅助装置进一步包括另一自由叶轮,所述另一自由叶轮按照以下的构型被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间,所述构型为:

- 所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到被布置在所述自由涡轮和所述发动机的所述减速齿轮箱之间的轴的构型。

4. 根据权利要求1至3中任一项所述的辅助装置,其特征在于,所述驱动涡轮的所述控

制供给构件包括：

-至少一个固体推进剂气体发生器，所述至少一个固体推进剂气体发生器包括被连接到所述驱动涡轮的入口的气体出口，

-用于对电力控制的气体发生器进行点火的至少一个装置。

5. 根据权利要求1至4中任一项所述的辅助装置，其特征在于，所述辅助装置包括多个固体推进剂气体发生器，以使得具有多个不同的用于提供动力的源。

6. 根据权利要求4所述的辅助装置，其特征在于，所述辅助装置包括多个固体推进剂气体发生器，以使得具有多个不同的用于提供动力的源，其中，用于供给所述驱动涡轮的所述控制供给构件进一步包括分配阀，所述分配阀由电子模块控制，所述电子模块将所述气体发生器的气体出口连接到所述驱动涡轮的入口。

7. 单引擎直升机的推进系统的架构，其特征在于，所述架构包括至少一个根据权利要求1至4中任一项所述的辅助装置。

8. 包括推进系统的直升机，其特征在于，所述推进系统具有根据权利要求7所述的架构。

用于辅助单引擎直升机的推进系统的辅助装置

技术领域

[0001] 本发明涉及用于辅助单引擎直升机的推进系统的装置和方法。具体地,这种类型的装置尤其用于在直升机的发动机失效之后的自动旋转飞行期间辅助单引擎直升机,所述发动机可以是涡轮轴发动机、燃烧发动机或电动机。

背景技术

[0002] 单引擎直升机是仅装备有一个涡轮轴发动机或内燃发动机的直升机。当这种类型的直升机的单个发动机在任务期间失效时,飞行员必须非常快速地遵循被称为自动旋转飞行的递降飞行政序。

[0003] 如具体在GB 2 460 246 A和GB 605 971 A中所说明的,在实践中,执行这种程序是复杂的,尤其是旨在在操纵开始时减小总距(collective pitch)的步骤,以及旨在在操纵结束时使总距上的动作与向地面靠近的方法同步的步骤。附带地,统计数据显示,在实践中,超过50%的由飞行员实施的自动旋转导致对直升机造成损坏。

[0004] 因此,需要提供用于辅助单引擎直升机的装置,该装置能够在自动旋转飞行期间使用,或者,如果单引擎直升机的单个发动机失效时能够将通道固定到自动旋转飞行中。

[0005] 发明目的

[0006] 本发明旨在提供用于辅助单引擎直升机的推进系统的装置,该装置能够在发动机以不可控制的方式停止工作的情况下在自动旋转飞行期间辅助单引擎直升机。

[0007] 本发明还旨在至少在一个实施例中提供这种类型的装置,这种类型的装置不会对直升机的总重量产生显著的影响。

[0008] 本发明还旨在提供用于辅助单引擎直升机的推进系统的方法。

发明内容

[0009] 为此,本发明涉及用于辅助单引擎直升机的推进系统的装置,该单引擎直升机包括被连接到动力传输齿轮箱的发动机,该动力传输齿轮箱适于使直升机的旋翼旋转,所述发动机包括气体发生器、被连接到气体发生器的自由涡轮、减速齿轮箱以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮,该自由叶轮被连接到所述动力传输齿轮箱,所述辅助装置包括:

[0010] -用于驱动输出轴旋转的涡轮,该输出轴适于被机械连接到所述动力传输齿轮箱,

[0011] -用于为所述驱动涡轮(18)供给加压流体以允许所述涡轮将来自所述加压流体的能量转换成用于旋转所述输出轴的机械动力的控制构件,

[0012] 其特征在于,所述辅助装置进一步包括适于按照以下的构型之一被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮,所述构型为:

[0013] -所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到所述动力传输齿轮箱的构型,

[0014] -所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到被布置在所述涡轮轴发动机的所述动力自由叶轮和所述动力传输齿轮箱

之间的轴的构型，

[0015] -所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到被布置在所述涡轮轴发动机的所述减速齿轮箱和所述涡轮轴发动机的所述动力自由叶轮之间的轴的构型，

[0016] -所述被布置在所述驱动涡轮的所述输出轴和所述动力传输齿轮箱之间的自由叶轮被直接连接到被布置在所述自由涡轮和所述涡轮轴发动机的所述减速齿轮箱之间的轴的构型。

[0017] 因此，根据本发明的装置允许在必要时为动力传输齿轮箱(在下文中被称为BTP)提供机械动力。因此，这种类型的装置尤其适于在自动旋转飞行期间尤其是在飞行的最后阶段机械地辅助直升机。

[0018] 此外，这种类型的装置包括驱动涡轮和用于为该涡轮供给流体的构件。这是尺寸较小并且具有与直升机的总重量相比可忽略不计的重量的设备。因此，这种设备可被安装在单引擎直升机中，而不会对直升机的性能产生有害影响。这种设备也是更可靠的，意味着根据本发明的装置是结实且可靠的。

[0019] 因此，根据本发明的装置的使用能够使直升机的自动旋转飞行更加可靠，并且能够大幅度地改善着陆速度，而且不受损坏地进行着陆，而这需要直升机在很长一段时间保持不动。

[0020] 根据本发明的装置还允许用于多个构型。例如，根据一个构型，根据本发明的装置包括减速齿轮箱和被布置在驱动涡轮的输出轴和动力传输齿轮箱(BTP)之间的自由叶轮。

[0021] 根据另一构型，自由叶轮被直接连接到所述动力传输齿轮箱。这种类型的构型具有的优点在于，它能够提供尽可能接近BTP的剩余功率，并且在这种构型中，它适用于其他类型的发动机，诸如内燃发动机。因此，辅助装置能够缓解位于BTP上游的所有发动机元件的失效。

[0022] 根据另一构型，自由叶轮被直接连接到被布置在所述发动机的所述动力自由叶轮和所述动力传输齿轮箱之间的轴。这种类型的构型还具有的优点在于它能够提供尽可能接近BTP的输入的剩余功率。与前一构型相比，这种构型还具有的优点在于对被布置在发动机周界内的轴提供连接。

[0023] 根据另一构型，自由叶轮被直接连接到被布置在所述发动机的所述减速齿轮箱和所述发动机的所述动力自由叶轮之间的轴。这种类型的构型具有保持在发动机周界内的优点。然而，它不能够缓解动力自由叶轮失效的可能性。

[0024] 根据另一构型，装置不包括减速齿轮箱。这种类型的装置仅包括被直接连接到发动机的减速齿轮箱的上游的轴的自由叶轮。这种类型的构型具有的优点在于考虑到辅助装置使用发动机的减速齿轮箱而不需要特定于辅助装置的减速齿轮箱。这允许节省空间和重量。

[0025] 有利地并且根据本发明，用于为所述涡轮供给流体的所述控制构件根据情况而包括气动的、液压的、烟火的和/或电力的构件。

[0026] 用于根据本发明的装置的驱动涡轮可以是任何类型的。具体地，驱动涡轮被供给有加压的气态流体。用于对所述涡轮的预热进行控制的构件可以是气动的、液压的、电力的或烟火的。

[0027] 有利地并且根据本发明,用于供给驱动涡轮的所述控制构件包括:

[0028] -至少一个固体推进剂气体发生器,该至少一个固体推进剂气体发生器包括被连接到驱动涡轮的入口的气体出口,

[0029] -用于对电力控制的气体发生器进行点火的至少一个装置。

[0030] 为驱动涡轮供给加压流体的这种类型的控制构件使用包括固体推进剂气体发生器的新技术。这种类型的发生器是相对紧凑的并且能够被容易地整合到例如涡轮轴发动机中或者沿用于将动力传输到主传输齿轮箱的链条的其他点处。固体推进剂使得能够通过燃烧(氧化还原反应)而产生高能量燃烧产品。例如,用于供给驱动涡轮的这种类型的控制构件与蓄电池相比具有高的功率和能量密度。此外,这种类型的供给构件获益于直升机的电子网络的自主性。

[0031] 当发动机失效时,用于对气体发生器进行点火的装置在适当的时间被飞行员激活(在失效最先开始时,以便抵消旋翼旋转的急剧下降,或以便靠近地面)。这种激活使得固体推进剂气体发生器启动。由发生器产生的气体使涡轮旋转以用于驱动涡轮轴,并且因此来驱动被机械连接到该输出轴的动力传输齿轮箱。

[0032] 因此,根据本发明的这种变型的辅助装置能够通过提供允许驱动动力传输齿轮箱并因此允许驱动直升机的待维持的旋翼系统的动力而迅速地辅助无法使用其发动机的单引擎直升机。这种类型的装置或者在自动旋转开始时被激活以便在旨在减少总距的临界阶段辅助飞行员,或者在旨在使总距上的动作与向地面靠近的方法同步的阶段期间在自动旋转结束时被激活。

[0033] 有利地并且根据本发明,该装置包括多个固体推进剂气体发生器,以使得具有多个不同的用于提供动力的源,并使得能够连续地激活所述装置。

[0034] 有利地并且根据这种变型,用于供给驱动涡轮的构件进一步包括分配阀,该分配阀由电子模块控制,电子模块将气体发生器的气体出口连接到驱动涡轮的入口。

[0035] 本发明还涉及单引擎直升机的推进系统的架构,其特征在于,该架构包括至少一个根据本发明的辅助装置。

[0036] 有利地并且根据本发明的一个变型,推进系统的架构包括:

[0037] -涡轮轴发动机,该涡轮轴发动机包括气体发生器、由所述气体发生器供给的自由涡轮、被布置在自由涡轮的输出端处的减速齿轮箱、以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮,该自由叶轮被布置在减速齿轮箱和动力传输齿轮箱之间,

[0038] -根据本发明的辅助装置,该辅助装置包括被布置在驱动涡轮的输出轴和涡轮轴发动机的减速齿轮箱的输入端之间的自由叶轮。

[0039] 有利地并且根据本发明的另一变型,推进系统的架构包括:

[0040] -涡轮轴发动机,该涡轮轴发动机包括气体发生器、由所述气体发生器供给的自由涡轮、布置在自由涡轮的输出端处的减速齿轮箱、以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮,该自由叶轮被布置在减速齿轮箱和动力传输齿轮箱之间,

[0041] -根据本发明的辅助装置,该辅助装置包括减速齿轮箱和被布置在驱动涡轮的输出轴和动力传输齿轮箱之间的自由叶轮。

[0042] 本发明还涉及包括推进系统的直升机,其特征在于,所述推进系统具有根据本发明的架构。

[0043] 本发明还涉及用于辅助单引擎直升机的推进系统的方法,该单引擎直升机包括被连接到动力传输齿轮箱的发动机,动力传输齿轮箱适用于使直升机的旋翼旋转,其特征在于,该方法包括:

[0044] -对加压流体到驱动涡轮的供给进行控制的步骤,该驱动涡轮被机械连接到所述动力传输齿轮箱,

[0045] -通过所述驱动涡轮将来自加压流体的动力转换成机械动力以使所述动力传输齿轮箱旋转的步骤。

[0046] 本发明还涉及一种辅助方法、推进系统的架构以及直升机,其特征在于通过上文或下文中描述的所有的特征或一些特征来进行组合。

附图说明

[0047] 通过阅读以下的仅以非限制性的示例给出的且参考附图的说明,本发明的其它目的、特征和优点将变得明显,在附图中:

[0048] -图1为根据本发明的一个实施例的用于辅助单引擎直升机的推进系统的装置的示意图,

[0049] -图2为根据本发明的一个实施例的推进系统的架构的示意图,该架构包括根据本发明的一个实施例的辅助装置,

[0050] -图3为根据本发明的另一实施例的推进系统的架构的示意图,该架构包括根据本发明的一个实施例的辅助装置,

[0051] -图4为根据本发明的另一实施例的推进系统的架构的示意图,该架构包括根据本发明的一个实施例的辅助装置,

[0052] -图5为根据本发明的另一实施例的推进系统的架构的示意图,该架构包括根据本发明的另一实施例的辅助装置,

[0053] -图6为根据本发明的另一实施例的推进系统的架构的示意图,该架构包括根据本发明的另一实施例的辅助装置。

具体实施方式

[0054] 如图1所示,根据本发明的辅助装置包括用于驱动输出轴34进行旋转的涡轮18,该输出轴被机械连接到直升机的动力传输齿轮箱15,该动力传输齿轮箱进而被连接到直升机的旋翼88。

[0055] 该辅助装置还包括用于为驱动涡轮18供给加压流体的控制构件16,以允许涡轮18将来自所述加压流体的能量转换成用于旋转输出轴34的机械动力。

[0056] 根据图1的实施例,用于供给驱动涡轮18的控制构件16是烟火信号构件(pyrotechnic means)。该控制构件包括固体推进剂气体发生器22、用于对固体推进剂进行点火的被电力控制的装置24、以及被连接到点火装置24的计算机28。发生器22的气体出口通过导管被连接到驱动涡轮18的入口44。

[0057] 在这种情况下,气体发生器22包括圆筒形本体,该圆筒形本体包含一个或多个固体推进剂装料,该一个或多个固体推进剂装料的形状适于发生器的期望的气体质量流动规律,该本体充当燃烧室。应当注意的是,期望的质量流动规律可通过装料的形状的恰当的选

择来获得,和/或通过完全或部分地抑制装料的某些部分来获得。

[0058] 在对推进剂装料的表面进行点火之后,装料的表面燃烧,并且根据源于装料的形状和抑制率(inhibition)的质量流动规律通过产生高压燃烧气体而前进。气体在发生器的出口处被排放并且被输送到涡轮18的入口44。气体的进程由箭头30和32示出。

[0059] 点火装置24被计算机28所电控,并且被用于一旦计算机28发出相应的信号就激活推进剂的燃烧。

[0060] 计算机28是诸如为在航空领域中普遍使用的那些电子控制模块的电子控制模块。当飞行员检测出单引擎直升机的单个涡轮轴发动机上的功率损失时,飞行员发送指令到计算机28,这激活点火装置24,使得驱动涡轮18被供应有由固体推进剂的燃烧所产生的燃烧气体。

[0061] 例如,驱动涡轮18是超音速类型的涡轮。该驱动涡轮基本包括支撑转子叶轮36的轴34,该轴34通过安装在涡轮的壳体42中的轴承40被引导旋转。壳体42包括径向开口,该径向开口形成涡轮18的入口44并通向用于供给涡轮的环形的腔46。该腔46可从上游到下游具有的恒定的横截面,或者相反,该腔可具有从上游到下游变化的横截面,该腔被本领域技术人员所优化。

[0062] 进入该腔46的燃烧气体膨胀并流过叶轮36的叶片48(箭头50),这使叶轮36旋转,并且因此使轴34绕其轴线旋转(箭头52)。然后气体通过所述涡轮的排气喷管离开涡轮18,并被排放到外部(箭头50)。过滤器53可被安装在涡轮的上游,以限制固体颗粒被引入到涡轮的导管中。

[0063] 轴34能够通过减速齿轮箱19和自由叶轮20将扭矩传输到动力传输齿轮箱15。

[0064] 根据其他实施例,驱动涡轮可以是向内流动的涡轮,并且一般可以是能够将来自流体的动力转换成机械动力的任何类型的旋转机器。例如,驱动涡轮可以是以本申请人的名义申请的专利申请FR2990004中所描述的正小齿轮发动机。

[0065] 图2至图6示出了包括根据本发明的辅助装置的直升机的推进系统的架构的不同实施例。这些不同架构展示了轴34和动力传输齿轮箱15之间的不同的联接构型。在图2至图6中,为了清楚起见,涡轮18和用于控制和产生能量流体的构件16未被详细地示出。

[0066] 根据图2至图6中的实施例,推进系统包括:由供给自由涡轮12的气体发生器7形成的涡轮轴发动机或内燃发动机中的任一个、减速齿轮箱13以及被称为动力自由叶轮的自由叶轮14,该自由叶轮被连接到动力传输齿轮箱15。众所周知,气体发生器7包括至少一个空气压缩机8,该至少一个空气压缩机供给用于燃烧压缩空气中的燃料的室9并且将热气体供给到至少一个涡轮10以用于使气体部分地膨胀,该涡轮通过驱动轴11来使压缩机8旋转。然后气体驱动自由动力传输涡轮12。该自由涡轮12包括动力传输轴6,该动力传输轴通过减速齿轮箱13和动力自由叶轮14被连接到动力传输齿轮箱15。该动力自由叶轮14能够防止涡轮轴发动机的机械锁定引起动力传输齿轮箱15的机械锁定以及相关地其上安装有所述涡轮发动机的直升机的旋翼的机械锁定。

[0067] 图2示出了自由叶轮20被直接连接到动力传输齿轮箱15的实施例。该实施例也适用于内燃发动机。

[0068] 图3示出了自由叶轮20被连接到被布置在涡轮轴发动机的动力自由叶轮14和动力传输齿轮箱15之间的轴21的实施例。该实施例也适用于内燃发动机。

[0069] 图4示出了自由叶轮20被连接到涡轮轴发动机的减速齿轮箱13的输出端或中间级的实施例。自由叶轮20和减速齿轮箱13的输出端之间的这种机械连接由图4中的轴66呈现出。

[0070] 图5示出了自由叶轮20被连接到涡轮轴发动机的减速齿轮箱13的输入端的实施例。根据该实施例,辅助装置不包括特定的减速齿轮箱。自由叶轮20和减速齿轮箱13的输入端之间的这种机械连接由图5中的轴6呈现出。

[0071] 最后,图6示出了辅助装置包括至少两个固体推进剂气体发生器16a、16b的实施例。

[0072] 这种类型的辅助装置形成多冲程系统,因此多冲程系统比单冲程系统具有更多的动力。在这种多冲程系统的情况下,用于供给驱动涡轮18的控制构件除了包括固体推进剂气体发生器16a、16b之外还可包括分配阀26,该分配阀将气体发生器的气体出口连接到驱动涡轮18的入口44,以选择哪个气体发生器供给驱动涡轮18。因此,能够对气体发生器的点火装置进行控制的计算机被连接到该阀26以使该阀可被控制。

[0073] 根据另一变型,隔离阀23被布置在发生器16a和涡轮18之间以便在发生器16b运行时保护发生器16a。当发生器16b总是首先运行时,这种类型的变型尤其适用。

[0074] 根据另一变型(附图中未示出),并且如果尚未确定哪个发生器将首先运行,两个隔离阀23被分别布置在发生器16a和涡轮18之间以及发生器16b和涡轮18之间。这种类型的变型能够在另一发生器运行时保护每个发生器。

[0075] 为了清楚起见,图6同时示出了隔离阀23和分配阀26。也就是说,这两个阀不一定同时出现。换句话说,三种架构是可能的:提供了两个隔离阀的架构;如果总是同一发生器首先被激活则提供了单个的隔离阀的架构;以及提供了单个分配阀的架构。

[0076] 本发明还涉及用于辅助单引擎直升机的推进系统的方法,该单引擎直升机包括涡轮轴发动机,涡轮轴发动机被连接到动力传输齿轮箱,动力传输齿轮箱适于使直升机的旋翼旋转。这种类型的方法包括控制加压流体被供给到驱动涡轮的步骤,驱动涡轮被机械地连接到所述动力传输齿轮箱,这种类型的方法还包括通过所述驱动涡轮将来自加压流体的动力转换成机械动力以使所述动力传输齿轮箱旋转的步骤。

[0077] 用于将加压流体供给到驱动涡轮18的控制指令由直升机的飞行员通过驾驶舱中的开关来执行。例如,如结合图1所述,如果涡轮被源自固体推进剂气体发生器的气体供给,这种开关能够使用专用的电子网络来为充当烟火信号启动器(pyrotechnic initiator)的计算机28供以动力。

[0078] 为了防止辅助装置被意外地激活,控制构件可被配置成使得如果至少一个预定条件未被满足,则不执行控制指令。每个预定条件通过下述的情况来表征:该情况考虑到飞行条件使通过系统驱动BTP变得危险或失效。

[0079] 例如,以下条件的逻辑组合被提供以防止控制指令被执行:

[0080] -直升机以大于最低高度 H_{sol_min} (例如,100英尺)的高度飞行,

[0081] -旋翼的旋转速度NR大于最低预定旋转速度 NR_{min} (例如,来自飞行手册的 NR_{min})。

[0082] 当然,也可根据需求以及基于需要被落实到位的防护措施来提供其他条件。

[0083] 本发明不仅限于上述的实施例。具体地,根据其他实施例,辅助装置可包括多个固体推进剂气体发生器,以使驱动涡轮可被发生器中的任一个供给。这使得能够在飞行期间

的潜在的两个不同时刻(例如,自动旋转过程的开始时刻和结束时刻)通过至少两个不同的路径而具有额外的动力。另外,这使得能够具有不同尺寸的储存装置,并且这还使期望的轮廓能够被调整。

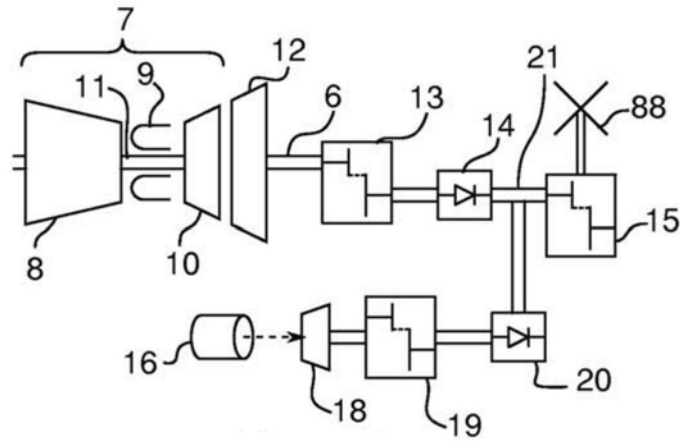


图3

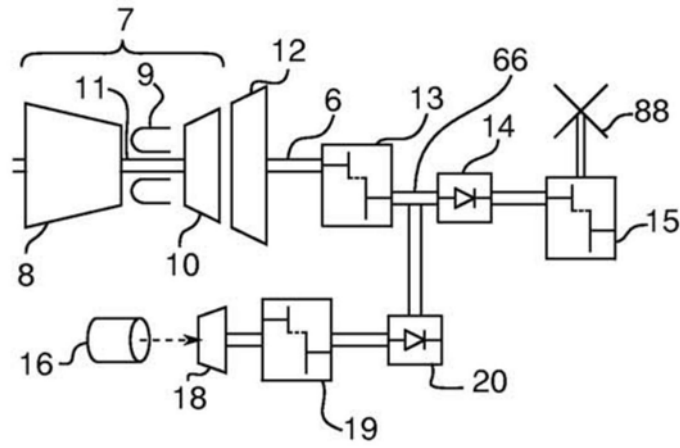


图4

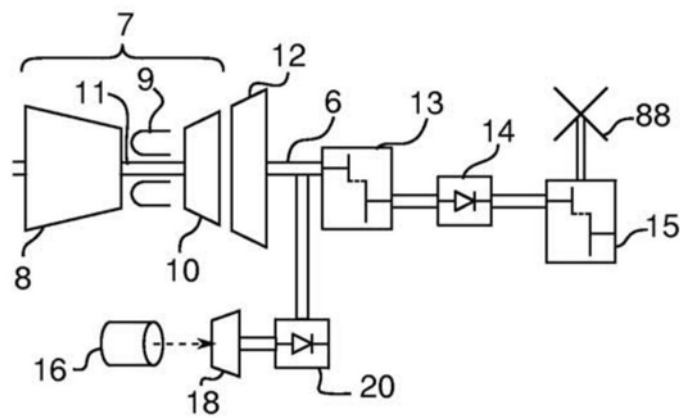


图5

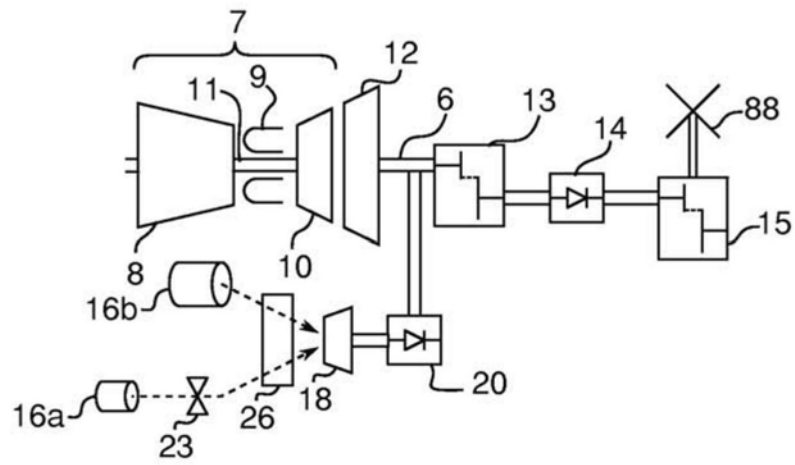


图6