



(21) 申请号 201980044453.5

(22) 申请日 2019.07.03

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112368207 A

(43) 申请公布日 2021.02.12

(30) 优先权数据
1856156 2018.07.04 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2020.12.30

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/FR2019/051650 2019.07.03

(87) PCT国际申请的公布数据
W02020/008147 FR 2020.01.09

(73) 专利权人 赛峰飞机发动机公司
地址 法国巴黎

(72) 发明人 N·J·J·唐托
弗朗索瓦·加莱特

(74) 专利代理机构 北京派特恩知识产权代理有限公司 11270

专利代理师 江海 李雪

(51) Int.Cl.

B64D 27/14 (2006.01)

B64D 27/357 (2024.01)

B64D 27/359 (2024.01)

B64D 27/20 (2006.01)

F02K 3/072 (2006.01)

F02C 6/02 (2006.01)

B64D 27/24 (2024.01)

F01D 15/10 (2006.01)

F02K 3/04 (2006.01)

F02K 3/062 (2006.01)

F02K 3/12 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

B64D 33/02 (2006.01)

F01D 13/02 (2006.01)

B64D 27/00 (2006.01)

(56) 对比文件

US 2017175565 A1, 2017.06.22

US 2011167835 A1, 2011.07.14

W0 2015134081 A2, 2015.09.11 (续)

审查员 郑硕

权利要求书2页 说明书11页 附图2页

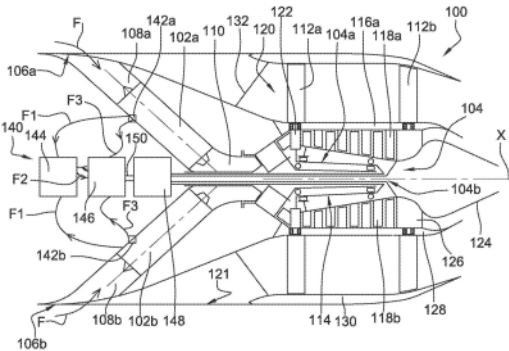
(54) 发明名称

飞行器推进系统以及由装入飞行器机身后部的这种推进系统提供动力的飞行器

(57) 摘要

本发明涉及一种用于装入飞行器机身后部的飞行器推进系统(100),该推进系统包括:至少两个气体发生器(102a,102b),该至少两个气体发生器供应具有两个反向旋转的涡轮转子(104a,104b)的动力涡轮(104),以用于驱动两个风扇(112a,12b);和用于供应每个气体发生器的独立的空气入口(106a,106b),其特征在于,该推进系统包括电驱动设备(140)、至少一个发电机(142a,142b)和电动马达(146),该电驱动设备被配置成使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转,至少一个发电机被配置成将来自气体发生器的

流的一部分能量转换成电功率,电动马达由所述发电机供应并能够使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转,所述发电机安装在所述气体发生器中的一个气体发生器上,并且所述涡轮转子能够同时通过来自所述气体发生器的流以及通过电驱动设备而旋转。



[转续页]

[接上页]

(56) 对比文件

CN 102438894 A, 2012.05.02

CN 107161349 A, 2017.09.15

CN 104791101 A, 2015.07.22

US 2016214727 A1, 2016.07.28

CN 107923342 A, 2018.04.17

CN 104781143 A, 2015.07.15

1. 用于被整合到飞行器机身(2)后部的飞行器推进系统(100),所述飞行器推进系统在所述飞行器推进系统中的气流方向上从上游到下游包括:至少两个气体发生器(102a, 102b),所述至少两个气体发生器供应具有两个反向旋转的涡轮转子(104a, 104b)的动力涡轮(104),以用于驱动设置在所述气体发生器(102a, 102b)下游的两个风扇(112a, 112b);和用于供应每个气体发生器(102a, 102b)的独立的空气入口(106a, 106b),其特征在于,所述飞行器推进系统包括电驱动设备(140),所述电驱动设备被配置成使所述涡轮转子(104a, 104b)中的至少一个涡轮转子旋转并包括至少一个发电机(142a, 142b)和电动马达(146),所述至少一个发电机被配置成将来自所述气体发生器(102a, 102b)的流的一部分能量转换成电功率,所述电动马达由所述发电机(142a, 142b)供应并能够使所述涡轮转子(104a, 104b)中的至少一个涡轮转子旋转,所述发电机(142a, 142b)安装在所述气体发生器(102a, 102b)中的一个气体发生器上,并且所述涡轮转子能够同时通过来自所述气体发生器(102a, 102b)的流以及通过所述电驱动设备(140)而旋转。

2. 根据权利要求1所述的飞行器推进系统(100),其中,所述电驱动设备(140)包括电能存储装置(144),所述电能存储装置由所述发电机(142a, 142b)供应并被配置成供应所述电动马达(146)。

3. 根据权利要求2所述的飞行器推进系统(100),其中,所述存储装置(144)被配置成针对至少三个连续的全推进功率飞行阶段供应所述电动马达(146)。

4. 根据权利要求2或3所述的飞行器推进系统(100),其中,所述存储装置(144)被配置成在功率减小的飞行阶段期间供应所述电动马达(146),并且其中,所述涡轮转子(104a, 104b)中的至少一个涡轮转子在功率减小的飞行阶段期间能够仅通过所述电驱动设备(140)旋转。

5. 根据权利要求2或3所述的飞行器推进系统(100),其中,所述气体发生器(102a, 102b)被配置成在全推进功率飞行阶段期间向所述涡轮转子(104a, 104b)提供80%至95%的主要主功率,并且所述存储装置(144)和所述电动马达(146)被配置成在全推进功率飞行阶段期间向所述涡轮转子(104a, 104b)提供5%至20%的主要主功率。

6. 根据权利要求2或3所述的飞行器推进系统(100),其中,所述存储装置(144)被配置成在全推进功率飞行阶段期间放电并供应所述电动马达(146),并且所述存储装置被配置成在中等推进功率飞行阶段期间进行再充电。

7. 根据权利要求1至3中的一项所述的飞行器推进系统(100),其中,所述电驱动设备(140)包括减速器(148),所述减速器连接到所述电动马达(146)和所述涡轮转子(104a, 104b)并被配置成将来自所述电动马达(146)的电功率转换成所述涡轮转子(104a, 104b)上的机械功率。

8. 根据权利要求7所述的飞行器推进系统(100),其中,所述减速器(148)是差动式减速器。

9. 根据权利要求1至3中的一项所述的飞行器推进系统(100),其中,所述气体发生器(102a, 102b)和所述涡轮转子(104a, 104b)在机械上是独立的。

10. 根据权利要求1至3中的一项所述的飞行器推进系统(100),其中,所述涡轮转子(104a, 104b)被配置成直接使所述风扇(112a, 112b)旋转。

11. 根据权利要求3所述的飞行器推进系统(100),其中,所述存储装置(144)被配置成

在所述飞行器起飞或爬升期间供应所述电动马达。

12. 根据权利要求4所述的飞行器推进系统(100), 其中, 所述存储装置(144) 被配置成在空转、超空转或着陆期间供应所述电动马达。

13. 根据权利要求5所述的飞行器推进系统(100), 其中, 所述气体发生器(102a, 102b) 被配置成在起飞期间向所述涡轮转子提供80%至95%的主要主功率。

14. 根据权利要求6所述的飞行器推进系统(100), 其中, 所述存储装置(144) 被配置成在所述飞行器起飞或爬升期间放电并供应所述电动马达。

15. 根据权利要求6所述的飞行器推进系统(100), 其中, 所述存储装置被配置成在巡航飞行期间进行再充电。

16. 由根据权利要求1至15中的一项所述的飞行器推进系统(100) 提供动力的飞行器, 所述飞行器推进系统被整合到所述飞行器的机身(2) 后部。

17. 使用根据权利要求1至15中的一项所述的飞行器推进系统(100) 的方法, 所述方法包括同时通过来自所述气体发生器(102a, 102b) 的流以及通过所述电驱动设备(140) 使所述涡轮转子(104a, 104b) 中的至少一个涡轮转子旋转。

飞行器推进系统以及由装入飞行器机身后部的这种推进系统提供动力的飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及例如特别为民用飞行器的飞行器领域,该飞行器由反向旋转风扇推进系统提供动力,该反向旋转风扇推进系统被整合到飞行器机身后部,作为飞行器机身的延伸部。更具体地,本发明涉及一种整合到推进系统中以向推进系统提供空气动力能和电能的组合的设备。

背景技术

[0002] 现有技术特别包括专利申请W0-A1-2016/020618、US-A1-2018/003071、DE-A1-10 2013 209538、US-A1-2017/320584、US-A1-2018/057150以及EP-A2-2 730 501。

[0003] 在申请人的专利申请FR-A1-2 997 681中,已经提出了一种新的飞行器架构,该新的飞行器架构通过吸收边界层来限制空气动力学阻力,从而减少了飞行器噪声污染和燃料消耗。

[0004] 在这样的架构中,如图1所示,飞行器1由涡轮机(在这种情况下为涡轮喷气发动机10)提供动力,该涡轮机具有反向旋转的涵道风扇,该涡轮机被整合在飞行器的机身2的后尖端中。在操作中,这种涡轮喷气飞行器相当于双发动机配置。通常,如图2所示,涡轮喷气发动机10在箭头F所示的气流方向上从上游到下游包括并联连接的两个独立的气体发生器12a、12b,这两个独立的气体发生器供应单个动力涡轮14。动力涡轮14包括两个反向旋转的涡轮转子14a、14b,这两个反向旋转的涡轮转子使位于气体发生器12a、12b下游的两个风扇20a、20b旋转。独立的侧向空气入口18a、18b被布置成供应每个气体发生器12a、12b。以此方式,气体发生器空气动力学地供应动力涡轮。在气体发生器12a、12b的下游,风扇20a、20b被布置在飞行器的机身2的延伸部中且通常由以轴线X为中心的环形圈供应,该环形圈以如下方式连接到边界层:所述方式即吸收围绕机身2形成的边界层的至少一部分。风扇20a、20b的直径约为机身2在其最大截面上的直径。特别是为了确保叶片尖端的速度是亚音速,风扇20a、20b的旋转速度通常低于常规涡轮机的旋转速度。

[0005] 然而,这种架构在保持最小推力水平方面存在问题(该最小推力水平大约等于标称总推力的50%),并且在推进系统的一部分发生故障的情况下,这种架构还存在推进系统的鲁棒性方面的问题。

[0006] 此外,还有一些涡轮机被配置成驱动辅助器械。在申请人的专利申请FR-A1-3 039 206中已经提出了这样的架构,该架构包括自由涡轮转子,该自由涡轮转子与动力涡轮解耦并被配置成将来自气体发生器的主流的一部分能量转换成辅助旋转轴上的机械动力,且被构造成联接到至少一个辅助器械,例如发电机。辅助器械是不参与由涡轮机供应推力的器械,但是该器械通过执行诸如发电或使流体循环的功能而参与涡轮机的操作,或更普遍地参与飞行器的操作。

[0007] 此外,需要使由化石燃料的燃烧产生的污染排放(诸如未燃烧的CO₂或NO_x的排放)最小化。

[0008] 因此,需要一种被设计成整合在飞行器机身后部的推进系统,该推进系统能够保持最小的推力水平,并在推进系统的一部分发生故障的情况下提供改进的鲁棒性,同时减少了飞行器的污染排放。

[0009] 本发明特别旨在为这些问题提供一种简单、经济和有效的解决方案,使得可以避免已知技术的缺点。

[0010] 特别地,本发明允许基于空气动力能和电能的组合来推进飞行器。

发明内容

[0011] 为此目的,本发明涉及一种用于被整合到飞行器机身后部的飞行器推进系统,该推进系统在推进系统中的气流方向上从上游到下游包括:至少两个气体发生器,该至少两个气体发生器供应具有两个反向旋转的涡轮转子的动力涡轮,以用于驱动布置在气体发生器下游的两个风扇;和用于供应每个气体发生器的独立的空气入口,其特征在于,该推进系统包括电驱动设备,该电驱动设备被配置成使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转并包括至少一个发电机和电动马达,该至少一个发电机被配置成将来自气体发生器的流的一部分能量转换成电功率,该电动马达由所述发电机供应并能够使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转,所述发电机安装在所述气体发生器中的一个气体发生器上,并且所述涡轮转子能够同时通过来自所述气体发生器的流以及通过电驱动设备而旋转。

[0012] 有利地,根据本发明的推进系统使得可以通过空气动力学能和电能的组合供应飞行器,而不是在根据现有技术的推进系统的情况下仅基于空气动力学能来供应飞行器。这具有减少化石燃料的使用从而减少污染排放的优点。

[0013] 有利地,电驱动设备的尺寸被设计成精确地需要来自推进系统的辅助,从而使所述电驱动设备的质量影响最小化。此外,由于电驱动设备提供的电辅助,可以减小推进系统的气体发生器的尺寸。

[0014] 此外,电驱动设备使得可以补偿根据本发明的推进系统的至少一部分的故障,从而提高了包含该推进系统的飞行器的鲁棒性。

[0015] 此外,有利地,电驱动设备根据基于本发明的推进系统的元件的故障状态可升级并可重新配置。

[0016] 替代地,电驱动设备可以包括单个电机(例如起动机/发电机),该电机被配置成将来自气体发生器的流的一些能量转换成电功率并使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。

[0017] 优选地,电驱动设备包括电能存储装置,该电能存储装置由发电机供应并被配置成供应电动马达。存储装置包括例如电池或超级电容器。

[0018] 存储装置可以被配置成针对至少三个连续的全推进功率飞行阶段供应电动马达,例如在飞行器起飞或爬升期间供应电动马达。

[0019] 存储装置可以被配置成在功率减小的飞行阶段期间供应电动马达,例如在空转、超空转或着陆期间供应电动马达。

[0020] 空转阶段被定义为如下阶段:推进系统在最小功率下操作以满足飞行器的非推进能量需求,例如飞行器的电力需求和压缩空气需求。

[0021] 超空转阶段被定义为推进系统在最小功率下操作的阶段,在该阶段期间,飞行器的非推进能量需求不是由推进系统提供,而是由飞行器的另一系统提供。

[0022] 在这种情况下,涡轮转子中的至少一个涡轮转子在功率减小的飞行阶段期间能够仅通过电驱动设备而旋转。

[0023] 存储装置可以被配置成在全推进功率飞行阶段期间放电并供应电动马达,例如在飞行器起飞或爬升期间放电并供应电动马达。存储装置可以被配置成在中等推进功率飞行阶段期间进行再充电,例如在巡航飞行期间进行再充电。

[0024] 存储装置可以被配置成在至少一个气体发生器发生故障的情况下至少提供推进能量,并且在标称操作的情况下以及在推进系统的至少一部分发生故障的情况下提供非推进能量。

[0025] 优选地,气体发生器被配置成在全推进功率飞行阶段期间向涡轮转子提供80%至95%的主要主功率,例如在起飞期间向涡轮转子提供80%至95%的主要主功率。在这种情况下,存储装置和电动马达可以被配置成在全推进功率飞行阶段期间向涡轮转子提供5%至20%的主要主功率。

[0026] 可选地,电驱动设备可包括减速器,该减速器连接到电动马达和涡轮转子并被配置成将由电动马达供应的电功率转换成涡轮转子上的机械功率。

[0027] 这使得输入到涡轮转子中的每个涡轮转子的扭矩能够适应能量需求。

[0028] 减速器可以是差动式减速器。

[0029] 当然,电动马达可以直接驱动涡轮转子,即,在电动马达与涡轮转子之间没有连接减速器。

[0030] 推进系统可以包括中央脉状物,该中央脉状物被构造成将来自气体发生器的流引导至动力涡轮。优选地,中央脉状物被构造成在气体发生器中的至少一个气体发生器发生故障的情况下降低流速。

[0031] 推进系统可包括制动设备,该制动设备被配置成在涡轮转子中的至少一个涡轮转子发生故障的情况下停止该涡轮转子的旋转。优选地,制动设备包括被构造成与所述涡轮转子发生接触的至少一个活塞。

[0032] 气体发生器和涡轮转子在机械上可以是独立的。特别地,在飞行器飞行的所有阶段期间,气体发生器和涡轮转子在机械上可以是独立的。

[0033] 涡轮转子可被配置成直接使风扇旋转。

[0034] 本发明还涉及一种由根据本发明的推进系统提供动力的飞行器,该推进系统被整合到飞行器的机身后部。

[0035] 本发明还涉及一种使用根据本发明的飞行器推进系统的方法。该方法包括同时通来自气体发生器的流以及通过电驱动设备使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。

[0036] 在标称操作模式下,在飞行器的全推进功率飞行阶段期间,例如在起飞、爬升或着陆制动期间(即在反向推力期间),该方法可包括使电驱动设备的存储装置给所述电驱动设备的电动马达放电,以帮助涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。

[0037] 在标称操作模式下,在中等推进功率飞行阶段期间,例如,在飞行器爬升结束时或在巡航飞行中,该方法可以包括仅根据来自气体发生器的流使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。特别地,该方法可以包括从气体发生器的流中给电驱动设备的存储装置提取电功率。换句话说,该方法可以包括给电驱动设备的存储装置充电。当所述存储装置充满电时,该方法可以包括停止从气体发生器的流中提取电功率。

[0038] 在标称操作模式下,在推进功率减小的飞行阶段期间,该方法可以包括在气体发生器燃烧室的熄灭极限处操作,或者将气体发生器轴的旋转速度降低到与维持相应室中的燃烧所需的最小值(如通过电驱动设备实现的涡轮转子的再加速能力所允许的)对应的速度,从而确保快速获得推力,而与气体发生器的操作点无关。该方法还可包括使电驱动设备的存储装置放电以向各种飞行器部件提供非推进功率和/或为气体发生器压缩机的加速提供供电辅助。

[0039] 在标称操作模式下,在着陆时推进功率减小的阶段期间,该方法可以包括关闭气体发生器并仅根据电驱动设备使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。

[0040] 在气体发生器中的一个气体发生器发生故障的情况下,该方法可以包括减小从气体发生器到动力涡轮的流的流速,以及根据来自另一气体发生器的流以及电驱动设备而使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。

[0041] 在两个气体发生器都发生故障的情况下,该方法可以包括仅根据电驱动设备而使涡轮转子中的至少一个涡轮转子旋转。

[0042] 在推进器全部或部分发生故障的情况下,该方法可以包括制动涡轮转子的旋转,以便减慢然后停止涡轮转子的旋转。

[0043] 出于本发明的目的,推进系统包括推进器和气体发生器,推进器包括位于飞行器下游并产生推进力的所有涡轮转子和风扇。

[0044] 在后一种情况下,该方法可以包括停止从气体发生器的流中提取电功率。此外,该方法可以包括使电驱动设备的存储装置放电以便向各种飞行器部件提供非推进能量。

附图说明

[0045] 通过参照附图阅读下面对非限制性示例的描述,将会更好地理解本发明,并且本发明的其他细节、特征和优点将更加清楚地显现,在附图中:

[0046] -图1示出了根据现有技术的由涡轮喷气发动机提供动力的飞行器的示意性透视图;

[0047] -图2示出了图1的飞行器的涡轮喷气发动机的II-II横截面图;

[0048] -图3示出了根据本发明的飞行器推进系统的横截面图;以及

[0049] -图4示出了根据本发明的实施例的飞行器推进系统的一部分的横截面图。

具体实施方式

[0050] 本发明涉及一种由整合到飞行器机身后部的推进系统提供动力的飞行器。

[0051] 图3示出了根据本发明的飞行器的推进系统100,该推进系统在箭头F所示的气流方向上从上游到下游包括并联连接的两个独立的气体发生器102a、102b,这两个独立的气体发生器供应动力涡轮104。独立的空气入口106a、106b被布置成供应每个气体发生器102a、102b。为了优化气体发生器的热效率,空气入口106a、106b被布置成使得气体发生器102a、102b不摄取边界层。

[0052] 每个气体发生器102a、102b可包括至少一个压缩机(例如一个低压压缩机和一个高压压缩机)、一个燃烧室以及至少一个涡轮(例如一个低压涡轮和一个高压涡轮)。

[0053] 每个气体发生器102a、102b被容置在主流脉状物108a、108b内。如图3所示,主流脉

状物108a、108b会聚在飞行器的纵向轴线(标记为X)上,并在主流脉状物108a、108b之间形成上游开口“V”,优选地,该上游开口的敞开角度介于 80° 至 120° 之间。两个主流脉状物108a、108b会聚在为动力涡轮104提供动力的中央脉状物110中。

[0054] 中央脉状物110被构造成将来自气体发生器102a、102b的流引导至动力涡轮104。在气体发生器102a、102b中的至少一个气体发生器发生故障的情况下,中央脉状物110可以被构造成减小从气体发生器102a、102b到动力涡轮104的流的流速。换句话说,在气体发生器102a、102b中的至少一个气体发生器发生故障的情况下,中央脉状物110的横截面会受到限制。

[0055] 混合器可以定位在主流脉状物108a、108b的会聚区域110处,以混合来自两个气体发生器102a、102b的气流,从而产生单个均质气流,以供应动力涡轮104。

[0056] 动力涡轮104包括两个反向旋转的涡轮转子104a、104b,这两个反向旋转的涡轮转子使布置在气体发生器102a、102b下游的两个风扇112a、112b反向旋转。换句话说,涡轮转子104a、104b旋转地连接到风扇112a、112b。涡轮转子104a、104b直接使风扇112a、112b旋转。涡轮转子104a、104b是同轴的并关于飞行器的纵向轴线X居中。涡轮转子104a、104b围绕附接到飞行器结构的中央壳体114旋转。

[0057] 空气入口121被布置成供应风扇112a、112b。空气入口121被布置成使得边界层被推进器摄取,即边界层通过空气入口121被摄取。具体地,风扇由围绕飞行器机身2形成的全部或部分边界层供应。边界层的低速使得穿过推进系统的气体具有低进气速度,从而具有低喷射速度,进而导致高的推进效率。

[0058] 涡轮转子中的一个涡轮转子104a(被称为第一涡轮转子)包括管状主体116a,在该管状主体116a上布置有叶片118a。第一转子104a的主体116a将主流脉状物、即动力涡轮104中的中央脉状物110与次级流脉状物120分开,风扇112a、112b位于该次级流脉状物中。第一转子104a的叶片118a和主体116a通过支撑臂122连接到中央壳体114上的转子支撑轴承,该支撑臂122穿过动力涡轮104上游的中央脉状物110。

[0059] 涡轮转子中的另一涡轮转子104b(被称为第二涡轮转子)包括叶片118b,叶片118b连接到动力涡轮104中的中央脉状物110的径向内壁,并纵向地插入第一涡轮转子104b的叶片118a之间。

[0060] 在动力涡轮104的下游,中央脉状物110的径向内壁延伸到中央主体124中。如图3所示,该壁通过支撑臂126连接到用于下游风扇112b的叶片118b的支撑圈128。圈128使第一转子104a的主体116a延伸并包括向后的延伸部,以便与中央主体124一起在动力涡轮104的出口处形成主排气喷嘴。

[0061] 在图3中,上游风扇112a(被称为第一风扇)位于动力涡轮104的入口。第一风扇112a在支撑臂122处连接到第一转子104a,支撑臂122在上游支撑第一转子104a的主体116a。因此,第一风扇112a以与动力涡轮104的第一转子104a相同的速度旋转。

[0062] 下游风扇112b(被称为第二风扇)位于动力涡轮104的出口。第二风扇112b在支撑圈128和支撑臂126处连接到第二转子104b,支撑臂126支撑该支撑圈。因此,第二风扇112b以与动力涡轮104的第二转子104b相同的速度旋转。

[0063] 风扇112a、112b被附接到飞行器结构的机舱130遮盖。特别地,机舱130附接到飞行器的竖直稳定器(在图1中标记为4)。

[0064] 风扇112a、112b串联安装在次级流脉状物120中。因此,推进系统100是双流系统。

[0065] 由于风扇112a、112b串联连接,因此在风扇中的一个风扇发生故障的情况下,另一风扇可以接替。

[0066] 类似地,由于动力涡轮104由两个气体发生器102a、102b供应,因此在气体发生器中的一个气体发生器发生故障的情况下,另一气体发生器可以继续供应动力涡轮。

[0067] 推进系统100还包括定子132,该定子132由一圈叶片组成,该一圈叶片将机舱130连接到上游风扇112a上游的飞行器机身2。该定子132可以有利地用于例如通过充当整流器来提高上游风扇的效率。

[0068] 推进系统100还包括被配置成使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转的电驱动设备140。

[0069] 涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子能够同时通过来自气体发生器102a、102b的流以及通过电驱动设备140而旋转。

[0070] 例如,第一涡轮转子104a可通过来自气体发生器102a、102b的流以及通过电驱动系统140两者而旋转,而第二涡轮转子104b可仅通过来自气体发生器102a、102b的流而旋转。

[0071] 第一涡轮转子104a可以仅通过电驱动设备140而旋转,而第二涡轮转子104b可以同时通过来自气体发生器102a、102b的流以及通过电驱动设备140而旋转。

[0072] 第一涡轮转子104a也可以仅通过电驱动设备140而旋转,而第二涡轮转子104b可以仅通过来自气体发生器102a、102b的流而旋转。

[0073] 例如,两个涡轮转子104a、104b也可以同时通过来自气体发生器102a、102b的流以及通过电驱动设备140而旋转。

[0074] 两个涡轮转子104a、104b也可以仅通过来自气体发生器102a、102b的流而旋转。

[0075] 两个涡轮转子104a、104b例如可以仅通过电驱动设备140而旋转。

[0076] 电驱动设备140包括至少一个发电机,该至少一个发电机被构造成将来自气体发生器102a、102b的流的一些能量转换成电功率。优选地,电驱动设备140包括两个发电机142a、142b,每个发电机被安装在气体发生器102a、102b上。具体地,一个发电机142a、142b被安装在一个气体发生器102a、102b的轴中的一个轴上,优选地被安装在气体发生器的低压轴上。

[0077] 电驱动设备140还包括由一个或多个发电机142a、142b供应的电存储装置144。存储装置144优选地被布置在发电机142a、142b附近。在图3中,箭头F1表示存储装置144的、来自发电机142a、142b的电力供应。存储装置144包括例如电池或超级电容器。

[0078] 存储装置144被配置成供应电动马达146。在图3中,箭头F2表示电动马达146的、来自存储装置144的电力供应。

[0079] 替代地,电驱动设备140可以包括诸如起动机/发电机的单个电机,而不是发电机142a、142b和电动马达146。电机可以被配置成将来自气体发生器102a、102b的流的一部分能量转换成电功率并使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。具体地,起动机/发电机可以组合由发电机142a、142b和电动马达146分别提供的功能。

[0080] 存储装置144被配置成由气体发生器102a、102b经由发电机142a、142b再充电并被配置成例如给电动马达146放电。

[0081] 特别地,存储装置144被配置成针对至少三个连续的全功率飞行阶段供应电动马达146。换句话说,存储装置144的存储容量被设计成提供全推进功率飞行的至少三个阶段(例如一个爬升阶段和两个起飞阶段)或该至少三个阶段的等价阶段(就功率消耗而言)。这些飞行阶段由存储装置144连续执行,并且不用给存储装置144再充电。这有利于涵盖在紧接初始起飞之后紧急降落期间需要复飞的情况。

[0082] 存储装置144可以被配置成在功率减小的飞行阶段(诸如空转、超空转或着陆)期间供应电动马达146。特别地,在功率减小的飞行阶段期间,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子可以仅通过电驱动设备140旋转。换句话说,存储装置144的容量被配置成以全电气化模式涵盖飞行器的着陆演变。在这种配置中,气体发生器102a、102b可以被关闭,即,气体发生器的燃烧室可以被关闭。

[0083] 存储装置144还可被配置成涵盖针对气体发生器102a、102b的压缩机加速的多个过渡辅助。

[0084] 电动马达146由一个或多个发电机142a、142b供应或由存储装置144供应。在图3中,箭头F3表示由发电机142a、142b向电动马达146供应的功率。

[0085] 电动马达146能够使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。

[0086] 电动马达146可以经由减速器148(例如差动式减速器、行星式减速器或周转式减速器)使涡轮转子104a、104b旋转。在这种情况下,减速器148连接到电动马达146和涡轮转子104a、104b,并被配置成将由电动马达146供应的电功率转换成涡轮转子104a、104b上的机械功率。如图3所示,减速器148在上游通过轴150连接到电动马达146,在下游连接到涡轮转子104a、104b。因此,减速器148参与使反向旋转的风扇112a、112b旋转的发电。

[0087] 特别地,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子通过来自气体发生器102a、102b的、穿过中央脉状物110的气流以及通过电动马达146经由减速器148而旋转。

[0088] 气体发生器102a、102b被配置成在全推进功率飞行阶段期间(例如在起飞期间)向涡轮转子104a、104b提供80%至95%的主要主功率。附加功率由存储装置144和电动马达146提供。换句话说,存储装置144和电动马达146被配置成在全推进功率飞行阶段期间向涡轮转子104a、104b提供5%至20%的主要主功率。例如,气体发生器102a、102b可以向涡轮转子104a、104b提供90%的主要主功率,然后,存储装置144和电动马达146向涡轮转子104a、104b提供10%的主要主功率。

[0089] 在涡轮转子104a、104b发生故障的情况下,电动马达146可被配置成施加负扭矩,以便经由减速器148使所述涡轮转子的旋转减慢或停止。

[0090] 此外,推进系统100可包括制动设备,该制动设备被构造成在所述涡轮转子发生故障的情况下使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子的旋转停止,以使得飞行器能够通过将寄生阻力和发生故障的推进转子超速的风险最小化而返回机场。

[0091] 例如,如图4所示,推进系统100可包括第一制动设备170和第二制动设备160,该第一制动设备170与第一涡轮转子104a相关联并被构造成与第一涡轮转子104a接触以使第一涡轮转子104a减慢然后停止,该第二制动设备160与第二涡轮转子104b相关联并被构造成与第二涡轮转子104b接触以使第二涡轮转子104b减慢然后停止。

[0092] 第一制动设备170和第二制动设备160可以独立地致动以选择必须停止的涡轮转子。

[0093] 第一制动设备170和第二制动设备160可采用盘164、174的形式,盘164、174被附接到中央壳体114并压在涡轮转子104a、104b的相应部分上。

[0094] 固定到第一制动设备170的中央壳体114的部分可以被容纳在第一涡轮转子104a的上游部分与中央壳体114之间的自由空间中。活塞172将盘174推靠在位于轴线X上的第一涡轮转子104a的腹板的部分176上,该部分176在上游风扇112a的正上方。因此,第一涡轮转子104a在上游风扇112a将力施加在第一涡轮转子104a上的水平处被第一制动设备170阻挡。这防止了当第一涡轮转子104a停止时,在第一涡轮转子104a的长度上将扭矩施加在第一制动设备170与风扇112a之间。

[0095] 类似地,固定到第二制动单元160的中央壳体114的部分可以被容纳在第二涡轮转子104b的下游部分与中央壳体114之间的自由空间中。活塞162将盘164推靠在位于轴线X上的第二涡轮转子104b的腹板的部分166上,该部分166在下游风扇112b的正上方。

[0096] 现在将描述根据本发明的推进系统的不同操作模式。

[0097] 在标称操作模式下(即在推进系统没有发生故障的情况下),对如下三种操作情况进行了区分,这三种情况为:在飞行器的全推进功率下操作、在中等推进功率下操作以及在飞行和着陆时在减小的推进功率下操作。

[0098] 在飞行器的全推进功率下操作对应于例如在飞行器的起飞或爬升期间的飞行阶段。气体发生器102a、102b被配置成以最大容量操作并供应热气体,该热气体通过动力涡轮104使涡轮转子104a、104b旋转。存储装置144被配置成放电,即,存储装置144通过动力涡轮104供应涡轮转子中的至少一个涡轮转子(例如两个涡轮转子104a、104b)和电动马达146。具体地,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子通过来自气体发生器102a、102b的流以及通过电驱动设备140的存储装置144和电动马达146而旋转。

[0099] 在中等推进功率下操作对应于例如巡航飞行的飞行阶段。气体发生器102a、102b被配置成以最大容量操作。只要存储装置144没有完全充电,气体发生器102a、102b就通过所排放的热气体供应所有的推进功率,该热气体随后通过动力涡轮104被转换。换句话说,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子仅通过来自气体发生器102a、102b的流而旋转。气体发生器102a、102b还供应飞行器所需的所有非推进功率以及供应为存储装置144再充电的多余能量。发电机142a、142b被配置成从气体发生器102a、102b的流中给存储装置144提取电功率。因此,存储装置144被配置成再充电。一旦存储装置144充满电,发电机142a、142b就被配置成停止从气体发生器102a、102b的流中提取电功率。然后,气体发生器102a、102b以减小的速度操作以供应保持飞行器所需的推进能量和非推进能量。有利地,降低气体发生器的速度使得可以使污染排放最小化。实际上,降低气体发生器的速度使得可以减少化石燃料的燃烧,进而减少污染排放,例如未燃烧的CO₂或NO_x排放。

[0100] 当在飞行器的减小的推进功率飞行下(即以空转速度)操作时,气体发生器102a、102b可以在“超空转”速度下操作,即,以气体发生器轴的低转速操作,而燃烧室在其熄灭极限下操作。在超空转速度下,气体发生器的燃烧室燃烧尽可能最少量的燃料,以确保气体发生器的操作。有利地,以这种模式操作气体发生器的能力使得可以使污染排放最小化,同时满足飞行器的推进力和非推进能量要求。涡轮转子104a、104b可以处于“自转”模式,即,风扇112a、112b自由旋转。然后,存储装置144被配置成向涡轮转子104a、104b按时供应推进功率,以用于这些转子的快速再加速。推进功率的按时供应一直进行到气体发生器102a、102b

返回其正常操作范围为止。换句话说,存储装置144被配置成以如下方式使涡轮转子104a、104b再加速:所述方式即保证根据推进系统的特性在最短时间内获得全功率推力。存储装置144还被配置成向各种飞行器部件供应非推进能量,例如最小压力下的空气或机械功率。存储装置144可以被配置成供应用于使气体发生器102a、102b的压缩机加速的电辅助。这具有限制泵送偏移现象的优点。然后可以将气体发生器102a、102b的压缩机设计成具有较低的泵送裕量。这是因为在飞行器加速操纵期间,泵送裕量受泵送偏移的影响。这导致更高的压缩机效率,从而导致更少的污染排放。此外,这使得可以实现更好的压缩机可操作性,特别是当涡轮喷气发动机在空转速度下操作时,更好的压缩机可操作性限制了最小残余推力,从而使得可以优化飞行器的飞行曲线以使飞行器能够快速下降。

[0101] 当在飞行器的着陆演变期间以减小的推进功率操作时,即以空转速度或接近空转速度操作时,可以关闭气体发生器102a、102b。实际上,如果存储装置144的充电状态足够,则气体发生器102a、102b被关闭,且飞行器的推进功率由电驱动设备140供应。在这种情况下,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子仅通过电驱动设备140旋转。然后,推进系统100不排放污染排放物。如果存储装置144的充电状态不足,则气体发生器102a、102b在空转模式下操作。在这种情况下,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子通过来自气体发生器102a、102b的流和电驱动设备140两者而旋转。该操作模式也可以应用于飞行器在着陆时的减速和制动阶段,飞行器在着陆时的减速和制动通常由反向推力来实现:涡轮转子104a、104b在“反向”模式下的旋转由电驱动设备140结合例如为格栅型或门型的位于机舱130(在此未描述)上的空气流反向装备的激活来提供,而气体发生器102a、102b保持关闭或以非常低的功率操作。这种使用可最小化降落时着陆减速阶段的污染排放,并避免了有害于气体发生器寿命的额外高功率循环。

[0102] 在气体发生器102a、102b中的一个气体发生器发生故障的情况下,中央脉状物110可被配置成将来自气体发生器102a、102b并传输至动力涡轮104的流的通过容量减少到例如一半。未发生故障的气体发生器被构造成以最大容量操作,且存储装置144被配置成支持推力的产生。换句话说,存储装置144可以被配置成至少供应推进能量。具体地,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子通过来自未发生故障的气体发生器的流和电驱动设备140两者而旋转。中央脉状物、未发生故障的气体发生器以及存储装置的这些配置允许推进系统在标称操作模式下供应推进系统的容量的50%以上。

[0103] 在两个气体发生器102a、102b同时发生故障的情况下,存储装置144被配置成以最大容量操作,从而确保最小推力,同时保持一些非推进能量的产生。换句话说,涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子仅通过电驱动设备140旋转。

[0104] 在推进器全部或部分发生故障的情况下,气体发生器102a、102b被配置成以最大容量操作。第一制动设备170和第二制动设备160被配置成阻挡一个或多个发生故障的涡轮转子104a、104b的旋转。因此,制动设备使涡轮转子104a、104b在中央脉状物110中的任何旋转停止。电动马达146可被配置成施加负扭矩,以经由减速器148帮助减慢和停止涡轮转子104a、104b的旋转。发电机142a、142b被配置成停止从气体发生器102a、102b的流中给存储装置144提取电功率。在推进器的两个转子同时发生故障的情况下,来自气体发生器102a、102b的热气流在由推进系统的喷射部分形成的喷嘴中直接膨胀,并在直接喷射模式下产生紧急推力。这提供了推进系统的总推力的50%以上。存储装置144被配置成放电并向各种飞

行器部件供应非推进能量。

[0105] 本发明还涉及一种使用根据本发明的飞行器推进系统100的方法。

[0106] 在标称操作模式下,即在推进系统100没有发生故障的情况下,该方法可以包括以下步骤:在全推进功率飞行阶段期间,例如在飞行器起飞或爬升期间,同时根据来自气体发生器102a、102b的流和电驱动设备140使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。该旋转步骤可包括使存储装置144给电动马达机146放电以使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转的子步骤。

[0107] 该方法可以包括以下步骤:在中等推进功率飞行阶段期间,仅根据来自气体发生器102a、102b的流而使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。特别地,该方法可以包括以下步骤:从来自气体发生器102a、102b的流中给存储装置144提取电功率。换句话说,该方法可以包括对存储装置144进行充电的步骤。一旦存储装置144充满电,该方法可包括以下步骤:停止从气体发生器102a、102b的流中提取电功率。

[0108] 该方法可以包括以下步骤:在推进功率减小的飞行阶段期间,即在气体发生器102a、102b的燃烧室处于熄灭极限的操作阶段以及降低气体发生器102a、102b的轴的旋转速度的阶段期间,在“超空转”速度下操作气体发生器。此外,该方法可以包括以下步骤:通过电驱动设备140对涡轮转子104a、104b再加速。在“超空转”速度下,气体发生器燃烧室仍被供应并使气体发生器压缩机和涡轮以非常低的速度旋转,即处于熄灭极限而旋转。这样,气体发生器便无法在规定所要求的最短时间内响应于返回到更高的能量速度的突然需求。有利地,电驱动设备140通过使得可以几乎瞬时地向推进器供应所需功率而使这种情况成为可能,而气体发生器则从“超空转”速度过渡到供应所需推力所需的速度。

[0109] 该方法还可包括以下步骤:使存储装置144放电以便向飞行器的不同部件供应非推进能量。该方法还可包括以下步骤:使存储装置放电以便供应电辅助,从而使气体发生器102a、102b的压缩机加速。

[0110] 根据存储装置144的充电状态,该方法可以包括以下步骤:关闭气体发生器102a、102b;以及在着陆时推进功率减小的阶段期间仅根据电驱动设备140而使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。替代地,根据存储装置144的充电状态,该方法可以包括以下步骤:根据来自气体发生器102a、102b的流和电驱动设备140而使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。

[0111] 在气体发生器中的一个气体发生器发生故障的情况下,该方法可以包括以下步骤:降低从气体发生器102a、102b到动力涡轮104的流的流速;以及根据来自气体发生器中的另一气体发生器的流以及电驱动设备140而使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。具体地,降低流速的步骤包括以下子步骤:限制中央脉状物110的横截面面积,以便降低来自气体发生器102a、102b并传输到动力涡轮104的流的流速。

[0112] 在两个气体发生器102a、102b都发生故障的情况下,该方法可以包括以下步骤:仅根据电驱动设备140而使涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子旋转。

[0113] 在推进器全部或部分发生故障的情况下,该方法可包括以下步骤:制动涡轮转子104a、104b中的至少一个涡轮转子(优选地,两个涡轮转子)的旋转,以便减慢然后停止所述涡轮转子的旋转。该方法可以包括以下步骤:停止从气体发生器102a、102b的流中提取电功率。此外,该方法可以包括以下步骤:使存储装置144放电以便向各种飞行器部件供应非推

进能量。

[0114] 优选地,在将具有两个气体发生器的推进系统整合到飞行器机身的后部尖端中的情况下提出了本发明。当然,本发明决不限于所描述和所示出的实施例,这些实施例仅作为示例给出。相反,在不超出本发明的范围的情况下,也可以考虑使用多于两个气体发生器(例如三个气体发生器)来供应动力涡轮或使用任何其他高能量的空气源。

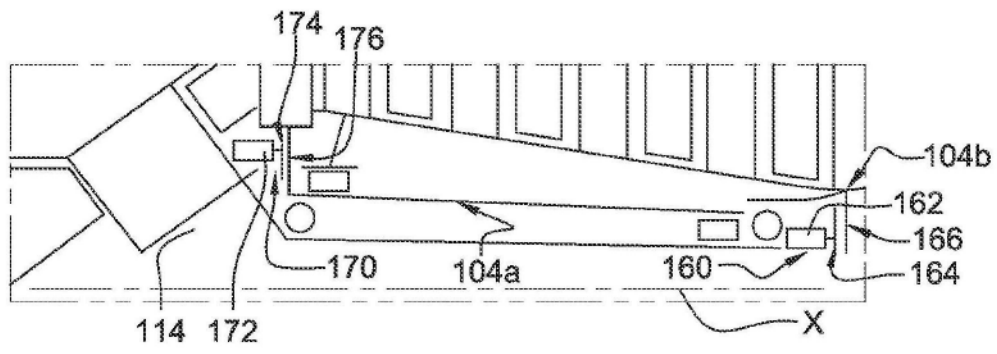


图4