



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106882390 B

(45)授权公告日 2020.06.19

(21)申请号 201510937679.1

B64D 15/02(2006.01)

(22)申请日 2015.12.15

F02G 5/00(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106882390 A

(43)申请公布日 2017.06.23

(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 陈潇

(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.

B64D 13/08(2006.01)

(56)对比文件

CN 101148197 A,2008.03.26,

CN 104354567 A,2015.02.18,

CN 204236187 U,2015.04.01,

CN 104948286 A,2015.09.30,

CN 101059108 A,2007.10.24,

徐李云.民用飞机环境控制系统研究.《航空科学技术》.2015,第26卷(第7期),42-45.

审查员 王荣

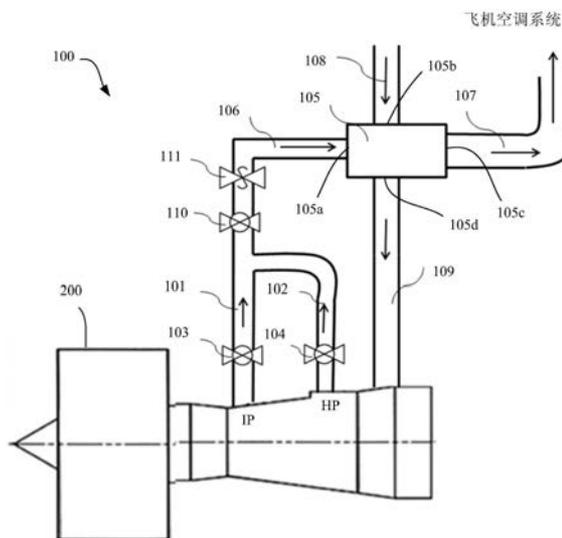
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

飞机引气预冷回热系统

(57)摘要

本发明涉及一种飞机引气预冷回热系统,包括第一引气管、第二引气管、第一引气阀、第二引气阀、热量回收装置、导管、以及空气管,该第一引气管一端连接飞机发动机的压气机中间级,该第一引气阀设在该第一引气管上,该第二引气管一端连接飞机发动机的压气机末级,该第二引气阀设在该第二引气管上;该导管一端连接该第一引气管的另一端和该第二引气管另一端,该导管另一端连接该热量回收装置的第一输入端,该热量回收装置的第一输出端连接该空气管一端,该空气管另一端连接飞机空调系统,该热量回收装置从飞机引气回收热量用于飞机的运行。本发明能够有效地二次利用飞机引气气流热量,避免降低发动机风扇外涵道效率和压气机效率。



1. 一种飞机引气预冷回热系统,包括第一引气管、第二引气管、第一引气阀、第二引气阀、热量回收装置、导管、以及空气管,该第一引气管一端连接飞机发动机的压气机中间级,该第一引气阀设在该第一引气管上,该第二引气管一端连接飞机发动机的压气机末级,该第二引气阀设在该第二引气管上,该导管一端连接该第一引气管的另一端和该第二引气管另一端,该导管另一端连接该热量回收装置的第一输入端;该热量回收装置的第一输出端连接该空气管一端,该空气管另一端连接飞机空调系统,该热量回收装置从飞机引气回收热量用于飞机的运行;

其中,该热量回收装置为空气燃油散热器,该空气燃油散热器内部为容许气体通过的通道,在该通道中设有分散的多根燃油支管。

2. 如权利要求1所述的飞机引气预冷回热系统,其特征在于,还包括压力调节阀,设在该导管上。

3. 如权利要求1或2所述的飞机引气预冷回热系统,其特征在于,还包括过压阀,设在该导管上。

4. 如权利要求1所述的飞机引气预冷回热系统,其特征在于,该空气燃油散热器还具有第二输入端和第二输出端,该第二输入端输入燃油,该第二输出端输出燃油至燃油总管。

5. 如权利要求1所述的飞机引气预冷回热系统,其特征在于,该热量回收装置为换热器,该换热器的蒸发端具有该第一输入端和该第一输出端。

6. 如权利要求5所述的飞机引气预冷回热系统,其特征在于,该换热器的冷凝端设在飞机发动机需要除冰的部位。

7. 如权利要求5所述的飞机引气预冷回热系统,其特征在于,该蒸发端上设有隔热结构或者隔热涂层。

飞机引气预冷回热系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机领域,尤其是涉及一种飞机引气预冷回热系统。

背景技术

[0002] 飞机引气是从航空发动机压气机的适当位置抽取空气至飞机机舱的过程。飞机引气一般是通过在航空发动机高压压气机的前几级或后几级引气,再通过压力调节阀、过压阀进入预冷器,将空气温度调整到所需的飞机空调进口温度值。另一方面,引入发动机风扇外涵道的气流进入预冷器来冷却引气。但是这种冷却方式一方面浪费了来自高压压气机气流的热量,另一方面单独引外涵道的气流作为冷气也导致发动机外涵效率降低,影响发动机总体效率。

发明内容

[0003] 本发明所要解决的技术问题是提供一种飞机引气预冷回热系统,可以利用飞机引气气流散失的热量,并避免降低发动机外涵道效率或者压气机效率。

[0004] 本发明为解决上述技术问题而采用的技术方案是提出一种飞机引气预冷回热系统,包括第一引气管、第二引气管、第一引气阀、第二引气阀、热量回收装置、导管、以及空气管,该第一引气管一端连接飞机发动机的压气机中间级,该第一引气阀设在该第一引气管上,该第二引气管一端连接飞机发动机的压气机末级,该第二引气阀设在该第二引气管上,该导管一端连接该第一引气管的另一端和该第二引气管另一端,该导管另一端连接该热量回收装置的第一输入端,该热量回收装置的第一输出端连接该空气管一端,该空气管另一端连接飞机空调系统,该热量回收装置从飞机引气回收热量用于飞机的运行。

[0005] 在本发明的一实施例中,上述的飞机引气预冷回热系统还包括压力调节阀,设在该导管上。

[0006] 在本发明的一实施例中,上述的飞机引气预冷回热系统,还包括过压阀,设在该导管上。

[0007] 在本发明的一实施例中,该热量回收装置为空气燃油散热器,该空气燃油散热器还具有第二输入端和第二输出端,该第二输入端输入燃油,该第二输出端输出燃油至燃油总管。

[0008] 在本发明的一实施例中,该空气燃油散热器内部为容许气体通过的通道,在该通道中设有分散的多根燃油支管。

[0009] 在本发明的一实施例中,该热量回收装置为换热器,该换热器的蒸发端具有该第一输入端和该第一输出端。

[0010] 在本发明的一实施例中,该换热器的冷凝端设在飞机发动机需要除冰的部位。

[0011] 在本发明的一实施例中,该蒸发端上设有隔热结构或者隔热涂层。

[0012] 本发明上述的飞机引气预冷回热系统不需要引风扇外涵气流来冷却飞机引气,并且飞机引气气流多余热量还能被再次回收用于飞机的运行。因此本发明能够有效地二次利

用飞机引气气流热量,避免降低发动机风扇外涵道效率和压气机效率。

附图说明

[0013] 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:

[0014] 图1是本发明第一实施例的飞机引气预冷回热系统的布局图。

[0015] 图2是图1所示飞机引气预冷回热系统的工作原理图。

[0016] 图3A、3B是本发明一实施例的空气燃油散热器的结构图。

[0017] 图4是本发明第二实施例的飞机引气预冷回热系统的布局图。

具体实施方式

[0018] 本发明的实施例描述一种飞机引气预冷回热系统,可以利用飞机引气气流散失的热量,并避免降低发动机外涵道效率或者压气机效率。

[0019] 图1是本发明第一实施例的飞机引气预冷回热系统的布局图。参考图1所示,本实施例的飞机引气预冷回热系统100包括第一引气管101、第二引气管102、第一引气阀103、第二引气阀104、热量回收装置105、导管106以及空气管107。第一引气管101的一端连接飞机发动机200的压气机中间级IP;第一引气阀103设在第一引气管101上。第二引气管102一端连接飞机发动机200的压气机末级(HP);第二引气阀104设在第二引气管102上。第一引气管101和第二引气管的另一端交汇。导管106一端同时连接第一引气管101的另一端和第二引气管102的另一端,导管106的另一端则连接热量回收装置105。与已有技术仅仅着眼于引入额外的气体(例如发动机外涵道气体)来冷却飞机引气不同的是,本发明实施例的热量回收装置是从飞机引气中回收热量用于飞机的运行。

[0020] 在本实施例中,热量回收装置105的示例是空气燃油散热器,其具有第一输入端105a、第二输入端105b、第一输出端105c以及第二输出端105d。第一输入端105a连接导管106的另一端,第一输出端105c则连接空气管107一端。空气管107另一端则连接飞机空调系统(图中未示)。空气燃油散热器作为热量回收装置105,其第二输入端105b连接进油管108以输入燃油,其第二输出端105d连接出油管109以输出燃油至燃油总管。

[0021] 另外,本实施例的飞机引气预冷回热系统100还可包括压力调节阀110,其设在导管106上。飞机引气预冷回热系统100还可包括过压阀111,也设在导管106上。

[0022] 如图1所示,飞机引气的气流来自高压压气机的中间级IP或末级HP。在发动机巡航状态或者较高转速状态,打开第一引气阀(IPCV)103,气流通过第一引气管101经过压力调节阀(PRV)110,再通过过压阀(OPV)111进入空气燃油散热器105,气流再通过空气管107进入飞机空调系统。在发动机慢车状态或者其他较低转速状态,中间级引气不能满足飞机供气压力需要,需要打开第二引气阀(HPCV)104引入高压压气机末级的气,气流通过第二引气管102,再经过压力调节阀门110和过压阀111进入空气燃油散热器(AFHE)105,最后通过空气管107进入飞机空调系统(A/C)。空气燃油散热器105的另外两个进出口分别连结进油管108和出油管109,燃油经过空气燃油散热器105加热后进入燃油总管,供给燃烧室。图2为图1的原理图。从图1和图2可以看出,本实施例的飞机引气预冷回热系统无风扇外涵气流引入,且飞机引气气流在空气燃油散热器中经过预冷,散失的热量可利用来加热燃油,替代了

燃滑油散热器的功能,实现回热二次利用。相比之下,已有的飞机引气系统着眼于通过预冷器将引气冷却以便达到飞机空调进气所需的温度。然而,飞机引气本身携带的热量非但无法被利用,还需要额外的引气来冷却。

[0023] 如图3A、3B所示为本发明一实施例的空气燃油散热器的结构图。参考图3A、3B所示,空气燃油散热器105内部具有容许气体通过的通道310,在通道310中设有分散的多根燃油支管322组成燃油流路320。飞机引气气流301通过导管106与空气燃油散热器侧壁面连结的孔进入空气燃油散热器105。燃油流路320在空气燃油散热器中通过若干根燃油支管322进入和流出。燃油支管322可安装在支架324上,支架324的数目根据具体的设计确定。飞机引气气流301在燃油支管322外面的通道内流动。通过设置这样若干根燃油支管322,扰动空气,加强空气与燃油换热强度,最后预冷后的空气从空气燃油散热器另外一边侧壁面与空气管107连结的孔流出,而燃油也从空气燃油散热器105中流出,汇入燃油出油管109中。

[0024] 在替代实施例中,空气燃油散热器也可以采用带肋片的结构形式实现。

[0025] 图4是本发明第二实施例的飞机引气预冷回热系统的布局图。与第一实施例不同的是,在本实施例中,热量回收装置105的示例是换热器,其具有蒸发端A以及冷凝端B。蒸发端A以及冷凝端B之间通过由多个热管411组成的热管束410连接。蒸发端A具有第一输入端105a和第一输出端105c,第一输入端105a连接导管106的另一端,第一输出端105c则连接空气管107一端。空气管107另一端则连接飞机空调系统。换热器的冷凝端B则设在飞机发动机需要除冰的部位。

[0026] 工作时,飞机引气经过过压阀111后进入换热器,飞机引气热量通过蒸发端A吸收热量,再通过冷凝端B把热量补充给发动机或者飞机需要除冰的位置。在本实施例中,热管在换热器以及在需要除冰位置的安装方式,热管的材料属性、类型以及数目都不限制。为了提高热管使用寿命,可以在热管的蒸发端上设置隔热结构或隔热涂层,隔热涂层例如陶瓷涂层,或者在热管本体上敷设其他隔热材料。

[0027] 本实施例可以使得飞机引气气流温度降低,并且减少了发动机或飞机防冰所需要额外引气,避免降低发动机效率。

[0028] 本发明的上述实施例的飞机引气预冷回热系统不需要引风扇外涵气流来冷却飞机引气,并且飞机引气气流多余热量能被再次利用于加热燃油或除冰等功能。因此本发明的实施例能够有效地二次利用飞机引气气流热量,避免降低发动机风扇外涵道效率和压气机效率。

[0029] 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、变型都将落在本申请的权利要求书的范围内。

飞机空调系统

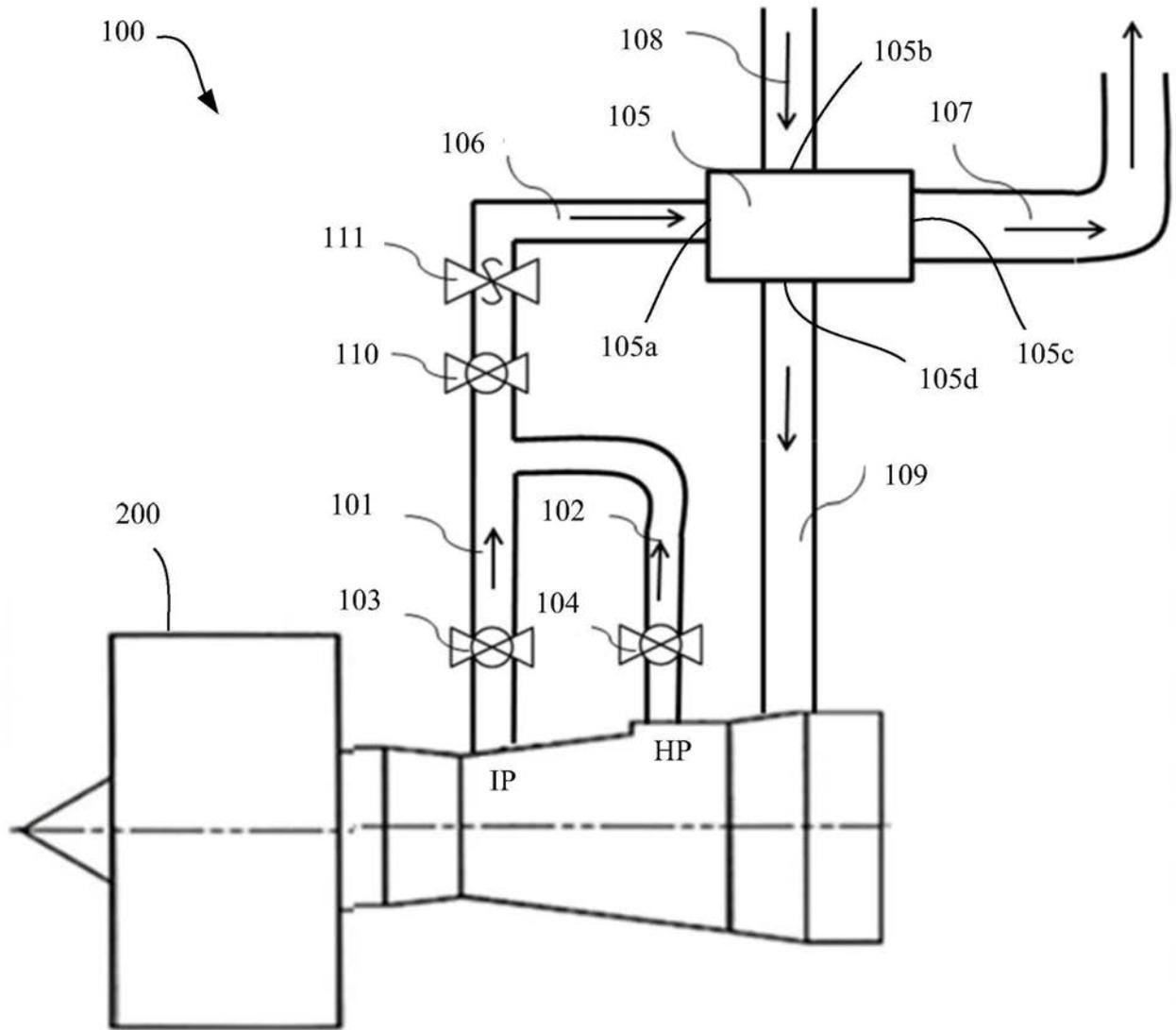


图1

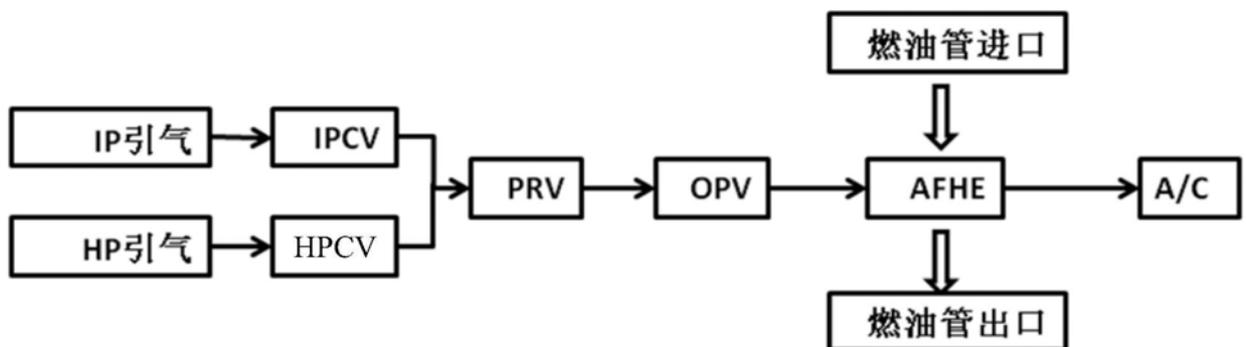


图2

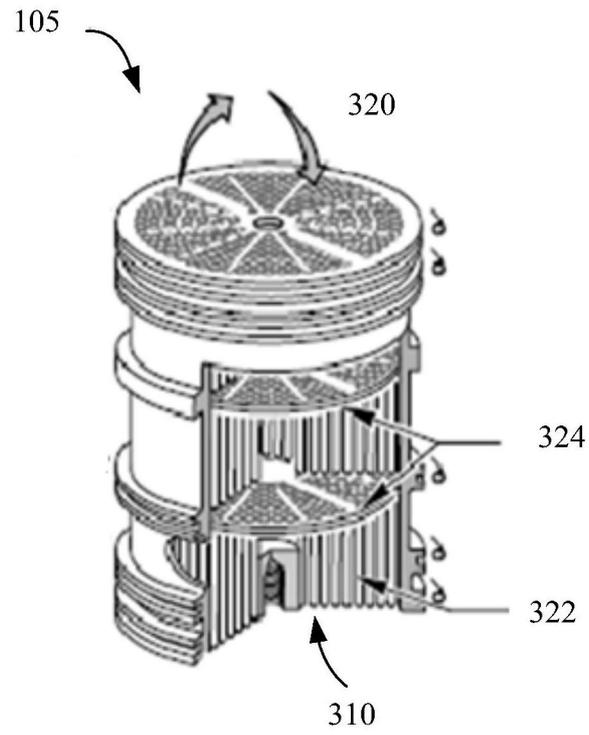


图3A

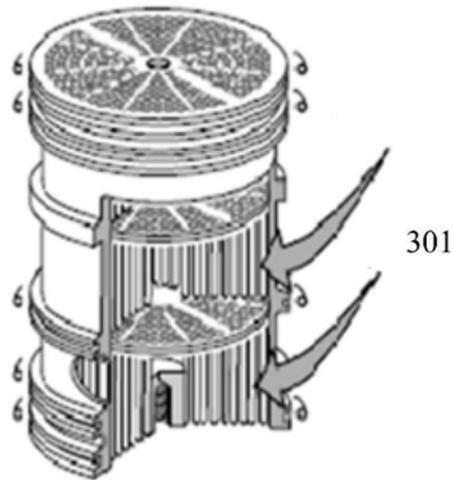


图3B

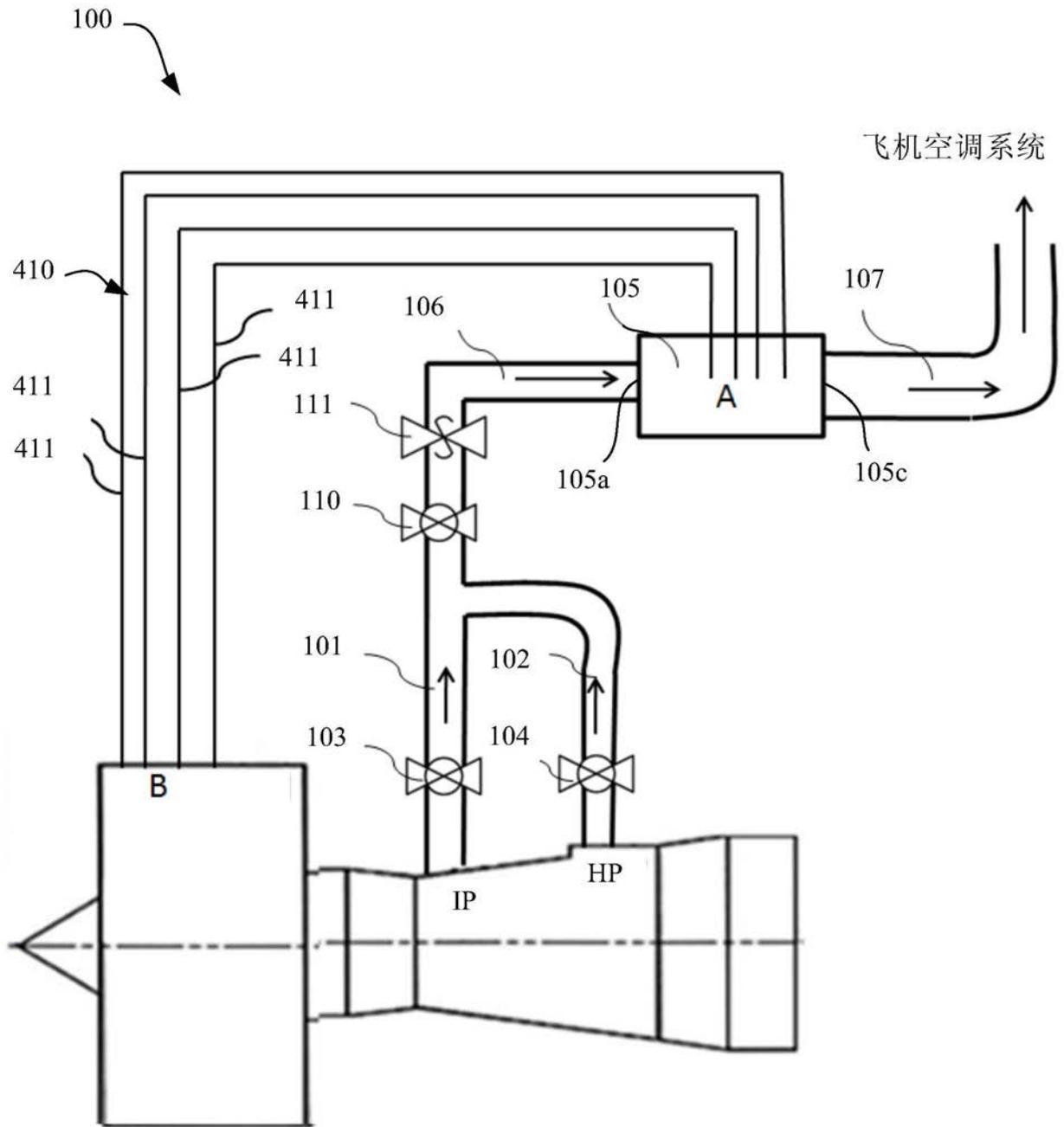


图4