



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118871663 A

(43) 申请公布日 2024. 10. 29

(21) 申请号 202380022496.X

(22) 申请日 2023.02.16

(30) 优先权数据

FR2201480 2022.02.18 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2024.08.19

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/FR2023/050210 2023.02.16

(87) PCT国际申请的公布数据

W02023/156741 FR 2023.08.24

(71) 申请人 赛峰飞机发动机公司

地址 法国巴黎

(72) 发明人 于盖特·德沃格夫斯

罗伊克·波拉

(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 马转霞 陈鑫

(51) Int.Cl.

F02C 7/236 (2006.01)

F04D 1/06 (2006.01)

F04D 13/14 (2006.01)

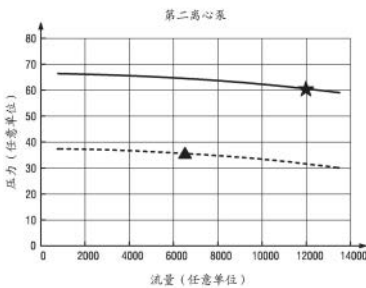
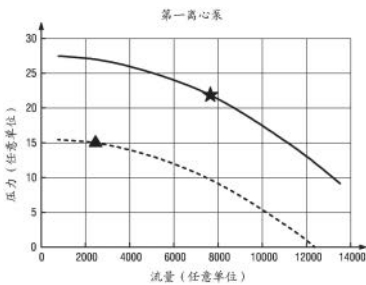
权利要求书2页 说明书7页 附图5页

(54) 发明名称

燃料控制系统

(57) 摘要

本发明涉及一种燃料控制系统 (4), 该燃料控制系统包括: 燃料源; 供给管线; 主回路, 该主回路包括: 第一离心泵、连接管线、第二离心泵、排出管线; 以及次级回路。



1. 一种用于飞行器(100)发动机(2)的燃料控制系统(4),所述系统(4)包括:
燃料源(40);
供给管线(400),所述供给管线被连接到所述燃料源(40);
主回路(41),所述主回路包括:
第一离心泵(411),所述第一离心泵包括进入端口(4110)和排出端口(4112),所述进入端口(4110)被连接到所述供给管线(400);
连接管线(413),所述连接管线被连接到所述第一离心泵(411)的排出端口(4112);
第二离心泵(412),所述第二离心泵包括进入端口(4120)和排出端口(4122),所述第二离心泵(412)的进入端口(4120)被连接到所述连接管线(413);
排出管线(414),所述排出管线被连接到所述第二离心泵(412)的排出端口(4122),所述排出管线(414)还被构造成连接到所述发动机的燃烧室(24)的喷射器;以及
次级回路(412),所述次级回路包括至少一个构件(4200),所述至少一个构件被构造成由在所述次级回路(412)内流通的燃料的压力致动,所述次级回路(412)包括被连接到所述排出管线(414)的进入管线(420)和被连接到所述连接管线(413)的输出管线(421)。
2. 根据权利要求1所述的系统(4),其中,所述第一离心泵(411)和所述第二离心泵(412)被构造成使得在运行中,所述第一离心泵(411)供应第一压力,并且所述第二离心泵(412)供应第二压力,所述第一压力小于所述第二压力。
3. 根据权利要求1或2所述的系统(4),其中,所述第一离心泵(411)和所述第二离心泵(412)被构造成使得在运行中,所述第一离心泵(411)输送仅专用于供给所述燃烧室(24)的第一流体流量,并且所述第二离心泵(412)输送专用于供给所述燃烧室(24)和致动所述至少一个构件(4200)的第二流体流量,所述第一流量小于所述第二流量。
4. 根据权利要求1至3中任一项所述的系统(4),其中,所述主回路(41)还包括限制部(417),所述限制部被布置在所述排出管线(414)处,并且被构造成控制由所述第二离心泵(412)排出的燃料的流量。
5. 根据权利要求1至4中任一项所述的系统(4),其中,所述至少一个构件(4200)是可变几何结构单元。
6. 根据权利要求1至5中任一项所述的系统(4),其中,所述第一离心泵(411)和所述第二离心泵(412)中的每一个包括转子部分和定子部分,所述第一离心泵(411)的转子部分与所述第二离心泵(412)的转子部分一体地旋转。
7. 根据权利要求1至6中任一项所述的系统(4),其中,所述第一离心泵(411)和所述第二离心泵(412)中的每一个包括转子部分和定子部分,所述第一离心泵(411)的定子部分被固定地安装在所述第二离心泵(412)的定子部分上。
8. 一种飞行器(100)发动机(2),所述飞行器发动机包括:
根据权利要求6或7所述的系统(4);
电动马达(2),所述电动马达包括旋转元件,所述旋转元件被连接到所述第一离心泵(411)的转子部分和所述第二离心泵(412)的转子部分中的至少一个,以驱动转子部分相对于定子部分旋转;
电源,所述电源被连接到所述电动马达(2)以向该电动马达传输电力,以驱动所述旋转元件旋转;以及

燃烧室(24),所述燃烧室包括喷射器,所述喷射器被连接到所述排出管线(414)以从所述第二离心泵(412)接收燃料。

9.一种飞行器(100)发动机(2),所述飞行器发动机包括:

根据权利要求6或7所述的系统(4);

附件齿轮箱,所述附件齿轮箱包括旋转元件,所述旋转元件被连接到所述第一离心泵(411)的转子部分和所述第二离心泵(412)的转子部分中的至少一个,以驱动转子部分相对于定子部分旋转;

旋转本体,所述旋转本体被连接到所述附件齿轮箱,以驱动所述旋转元件旋转;以及

燃烧室(24),所述燃烧室包括喷射器,所述喷射器被连接到所述排出管线(414)以从所述第二离心泵(412)接收燃料。

10.一种飞行器(100),所述飞行器包括根据权利要求8或9所述的飞行器(100)发动机(2)。

燃料控制系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航空领域。更确切地,本发明涉及飞行器发动机内的燃料的控制。

背景技术

[0002] 飞行器发动机内的燃料的控制通常由如下系统提供,该系统包括由发动机的旋转本体(corps)驱动的容积式泵。用离心泵代替容积式泵可以获得某些优点;特别地,这将使得燃料控制系统增加其耐用性。然而,离心泵具有某些缺点;特别地,该离心泵的效率取决于该离心泵所输送的燃料的流量。

发明内容

[0003] 本发明的一个目的是改进一种用于包括至少一个离心泵的飞行器发动机的燃料控制系统。

[0004] 为此,根据本发明的一个方面,提出了一种用于飞行器发动机的燃料控制系统,该系统包括:

[0005] 燃料源;

[0006] 供给管线,该供给管线被连接到燃料源;

[0007] 主回路,该主回路包括:

[0008] 第一离心泵,该第一离心泵包括进入端口和排出端口,该进入端口被连接到供给管线;

[0009] 连接管线,该连接管线被连接到第一离心泵的排出端口;

[0010] 第二离心泵,该第二离心泵包括进入端口和排出端口,该第二离心泵的进入端口被连接到连接管线;

[0011] 排出管线,该排出管线被连接到第二离心泵的排出端口,该排出管线还被构造成连接到发动机的燃烧室的喷射器;以及

[0012] 次级回路,该次级回路包括至少一个构件,至少一个构件被构造成由在次级回路内流通的燃料的压力致动,次级回路包括被连接到排出管线的进入管线和被连接到连接管线的输出管线。

[0013] 有利地但可选地,根据本发明的系统可以包括单独采用或组合采用的以下特征中的至少一个特征:

[0014] -第一离心泵和第二离心泵被构造成使得在运行中,第一离心泵供应第一压力,并且第二离心泵供应第二压力,第一压力小于第二压力;

[0015] -第一离心泵和第二离心泵被构造成使得在运行中,第一离心泵输送仅专用于供给燃烧室的第一流体流量,并且第二离心泵输送专用于供给燃烧室和致动至少一个构件的第二流体流量,第一流量小于第二流量;

[0016] -主回路还包括限制部,该限制部被布置在排出管线处,并且被构造成控制由第二离心泵排出的燃料的流量;

- [0017] -至少一个构件是可变几何结构单元；
- [0018] -第一离心泵和第二离心泵中的每一个包括转子部分和定子部分，第一离心泵的转子部分与第二离心泵的转子部分一体地旋转；以及
- [0019] -第一离心泵和第二离心泵中的每一个包括转子部分和定子部分，第一离心泵的定子部分被固定地安装在第二离心泵的定子部分上。
- [0020] 根据另一方面，本发明涉及一种飞行器发动机，该飞行器发动机包括：
- [0021] 如前所述的系统；
- [0022] 电动马达，该电动马达包括旋转元件，该旋转元件被连接到第一离心泵的转子部分和第二离心泵的转子部分中的至少一个，以驱动转子部分相对于定子部分旋转；
- [0023] 电源，该电源被连接到电动马达以向该电动马达传输电力，以驱动旋转元件旋转；以及
- [0024] 燃烧室，该燃烧室包括喷射器，该喷射器被连接到排出管线以从第二离心泵接收燃料。
- [0025] 根据另一方面，本发明涉及一种飞行器发动机，该飞行器发动机包括：
- [0026] 如前所述的系统；
- [0027] 附件齿轮箱，该附件齿轮箱包括旋转元件，该旋转元件被连接到第一离心泵的转子部分和第二离心泵的转子部分中的至少一个，以驱动转子部分相对于定子部分旋转；
- [0028] 旋转本体，该旋转本体被连接到附件齿轮箱，以驱动旋转元件旋转；以及
- [0029] 燃烧室，该燃烧室包括喷射器，该喷射器被连接到排出管线以从第二离心泵接收燃料。
- [0030] 根据另一方面，本发明涉及一种包括如前所述的飞行器发动机的飞行器。

附图说明

- [0031] 通过以下是纯说明性和非限制性的并且必须参照附图来阅读的说明，本发明的其它特征、目的和优点将被揭示，在附图中：
- [0032] 图1示意性地示出了飞行器。
- [0033] 图2是用于飞行器的推进组件的示意性剖视图。
- [0034] 图3示意性地示出了根据本发明的一个实施例的燃料控制系统。
- [0035] 图4示出了根据本发明的一个实施例的燃料控制系统的两个离心泵中的每一个离心泵在两个不同运行条件下的压力/流量特性。
- [0036] 图5示出了两个离心泵中的每一个离心泵在两个运行条件中的每一个运行条件下的效率/流量特性，每一个离心泵的压力/流量特性如图4所示。
- [0037] 在所有附图中，相似的元件具有相同的附图标记。

具体实施方式

- [0038] 飞行器
- [0039] 图1示出了包括至少一个推进组件1，在这种情况下包括两个推进组件1的飞行器100。所示的飞行器100是民用或军用的飞机，但也可以是任何其他类型的飞行器100，例如直升机。推进组件1被施加并附接到飞机100，每个推进组件在飞机100的一个机翼下方，如

图1可见。然而,这不是限制性的,因为至少一个推进组件1也可以安装在飞机的机翼上或甚至安装在飞机机身的后部。

[0040] 推进组件

[0041] 图2示出了推进组件1,该推进组件具有纵向轴线X-X并且包括发动机2(或涡轮机)和围绕发动机2的机舱3。

[0042] 推进组件1旨在以例如图1所示的方式安装在飞行器100上。就这一点而言,推进组件1可以包括吊架(未示出),该吊架旨在将推进组件1连接到飞行器100的一部分。

[0043] 图2所示的发动机2是双本体、双流、直接驱动的涡轮喷气发动机。然而,这不是限制性的,因为发动机2可以包括不同数量的本体和/或流,和/或该发动机是另一种类型的涡轮喷气发动机,诸如具有减速齿轮的涡轮喷气发动机或涡轮螺旋桨发动机。

[0044] 除非另有说明,否则术语“上游”和“下游”参照运行中通过推进组件1的整体空气流动方向来使用。同样,轴向方向对应于纵向轴线X-X的方向,径向方向是垂直于纵向轴线X-X并与纵向轴线X-X相交的方向。此外,轴向平面是包含纵向轴线X-X的平面,径向平面是垂直于纵向轴线X-X的平面。圆周应理解为属于径向平面的圆,该圆的中心属于纵向轴线X-X。切向方向或圆周方向是与圆周相切的方向,切向方向或周向方向垂直于纵向轴线X-X,但不穿过纵向轴线X-X。最后,形容词“内部”(或“内”)“外部”(或“外”)参照径向方向来使用,使得元件的内部部分在径向方向上比同一元件的外部部分更靠近纵向轴线X-X。

[0045] 如图2可见,发动机2从上游到下游包括风扇20、压缩部段22(包括低压压缩机220和高压压缩机222)、燃烧室24和膨胀部段26(包括高压涡轮262和低压涡轮260)。燃烧室24包括燃料喷射斜坡(未示出)和多个点火喷射器(未示出)。喷射斜坡和/或点火喷射器构成发动机2的主要燃料消耗构件。风扇20、低压压缩机220的转子部分和低压涡轮260的转子部分通过沿着纵向轴线X-X延伸的低压轴280连接在一起,然后,风扇20、低压压缩机220和低压涡轮260形成作为第一旋转本体的低压本体20、220、260、280。高压压缩机222的转子部分和高压涡轮262的转子部分通过沿着纵向轴线X-X延伸的高压轴282联接在一起,然后,高压压缩机222和高压涡轮262形成作为第二旋转本体的高压本体222、262、282。如图2可见,压缩部段22、燃烧室24和膨胀部段26被发动机壳体23围绕,而风扇20被风扇壳体25围绕。发动机壳体23和风扇壳体25通过成型结构臂联接在一起,该成型结构臂形成全部围绕纵向轴线X-X周向分布的矫直器(或“出口导向轮叶(Outlet Guide Vanes,OGV)”)。纵向轴线X-X形成用于风扇20、压缩部段22的转子部分和膨胀部段26的转子部分(即,用于低压本体20、220、260、280和高压本体222、262、282)的旋转轴线,该风扇、该压缩部段的转子部分和该膨胀部段的转子部分(即,该低压本体和该高压本体)能够被驱动成围绕纵向轴线X-X相对于发动机壳体23和风扇壳体25旋转。

[0046] 发动机2还可以包括至少一个附件齿轮箱(Accessory gear box,AGB)(未示出),至少一个附件齿轮箱例如容纳在设置在机舱3内的空腔中。附件齿轮箱包括一组旋转元件,例如齿轮,这组旋转元件使得多个轴被驱动成围绕多个轴的自身轴线旋转,附件安装在这些轴上以从这些轴的旋转中吸取有用的机械动力。齿轮组件本身借助于动力输出轴驱动,通常通过与高压轴282和低压轴280中的至少一个啮合而被驱动,该动力输出轴可能借助于传动箱(未示出)将附件齿轮箱连接到高压本体222、262、282和低压本体20、220、260、280中的至少一个。就这一点而言,动力输出轴可以在设置在结构臂27之一内的纵向空腔内部延

伸。以这种方式,机械动力可以从高压本体222、262、282和低压本体20、220、260、280中的至少一个提取,以借助于附件齿轮箱输送到附件中的至少一个。

[0047] 发动机2包括被构造成借助于燃料致动的一定数量的构件(或单元)。更确切地,这些构件是液压致动的,并且规定在压力下使用燃料以供构件运行。这些构件通常被命名为“可变几何结构单元(或附件)4200”或者更简单地“可变几何结构4200”。可变几何结构4200的一些示例是:可变桨距叶片(例如,高压压缩机222的定子叶片)、主流路A或次级流路B排放阀。因此,这些可变几何结构4200需要与燃料压力相关的气动能量来运行。然而,与燃烧室的喷射器(用于点火或用于喷射斜坡)不同,由于可变几何结构4200不通过燃烧使燃料降解,因此可变几何结构不消耗燃料。

[0048] 机舱3全部围绕纵向轴线X-X在发动机2外部径向地延伸,以围绕风扇壳体25和发动机壳体23,并且与发动机壳体23的下游部分一起限定次级流路B的下游部分,次级流路B的上游部分由风扇壳体25和发动机壳体23的上游部分限定。机舱3的上游部分还限定进气口29,风扇20通过该进气口吸入流通通过推进组件1的空气流。机舱3与风扇壳体25成一体,并且借助于吊架施加并附接到飞行器100。

[0049] 在运行中,风扇20吸入空气流,该空气流的一部分在从端部到端部穿过发动机壳体23的主流路A内流通,该空气流的这一部分在压缩部段22内连续地压缩,在燃烧室24内通过燃料的燃烧被点燃,并且在膨胀部段26内膨胀,然后被排出发动机2。空气流的另一部分在第二流路B内流通,该第二流路呈现围绕发动机壳体23的延伸的环形形状,由风扇20吸入的空气被矫正器27矫正,然后被排出推进组件1。以这种方式,推进组件1产生推力。该推力例如可以用于飞行器100的益处,推进组件1被施加并附接到该飞行器。

[0050] 燃料控制系统

[0051] 为了同时供给燃料消耗构件(诸如燃烧室24的喷射器(点火或喷射斜坡))和可变几何结构4200,发动机2包括燃料控制系统4,如图3所示。

[0052] 燃料控制系统4包括燃料源40(诸如储存器),该燃料源包含用于可变几何结构4200的运行和用于在燃烧室24内燃烧的燃料。此外,供给管线400被连接到燃料源40。

[0053] 如图3所示,燃料控制系统4包括主回路41和次级回路42,次级回路42被连接到主回路41,该主回路通过供给管线400被连接到燃料源40。

[0054] 有利地,离心增压泵4000在供给管线400上布置在燃料源40和主回路41之间,以用于对主回路41和次级回路42进行加压。

[0055] 主回路41包括串联安装的一定数量的构件,在一定数量的构件中有第一离心泵411和第二离心泵412。第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个包括进入端口4110、4120和排出端口4112、4122。另外,连接管线413将第一离心泵411的排出端口4112连接到第二离心泵412的进入端口4120,使得第一离心泵411排出的全部流体被第二离心泵412吸入。

[0056] 第一离心泵411被布置成使得该第一离心泵的进入端口4110连接到供给回路400,以从燃料源40吸入可能预先由增压泵4000加压的燃料。

[0057] 如图3可见,主回路41还包括排出管线414,该排出管线被连接到第二离心泵412的排出端口4122并且被连接到燃料消耗构件,例如燃烧室24的喷射器,使得燃料消耗构件从第二离心泵412接收燃料。因此,由第二离心泵412排出的燃料的至少一部分可以被吸入燃烧室24内,以与源自压缩部段22的空气混合,以被点燃。

[0058] 有利地,主回路41包括热交换器415和/或过滤器416,该热交换器和/或过滤器位于第一离心泵411的排出端口4112和第二离心泵412的进入端口4120之间的连接管线413上。过滤器416使得能够处理在燃料控制系统4内流通的燃料,以便优化该燃料控制系统的运行。此外,热交换器415使得能够对发动机1的外壳的与燃料流通接触的油回路进行冷却,然后燃料控制系统被认为是能够吸收卡路里的冷源。

[0059] 有利地,主回路41还包括限制部417,该限制部被布置在排出管线414处并且被构造控制由第二离心泵412排出的燃料的流量。更确切地,限制部417被构造在排出管线414内产生热性质的同轴损失(或头部损失),这使得能够调节将排出管线414连接到燃烧室24的喷射器的管线内的燃料的流量。限制部417可以是由伺服阀控制的可变横截面阀。

[0060] 次级回路42与主回路41并联布置,更确切地与第二离心泵412并联布置,有利地还与热交换器415和过滤器416并联布置。就这一点而言,次级回路42包括被连接到排出管线414的进入管线420和被连接到连接管线413的输出管线421。

[0061] 此外,次级回路42包括至少一个可变几何结构4200,因此至少一个可变几何结构由第二离心泵412排出的燃料的至少一部分供给。在燃料已经通过可变几何结构4200之后,然后燃料被排出到连接管线413中,使得由第二离心泵412吸入的燃料的一部分实际上已经流通通过可变几何结构4200。换言之,由第二离心泵412吸入的燃料的一部分通过第一离心泵411排出,由第二离心泵吸入的燃料的其余部分在次级回路42内流通。此外,由第二离心泵412排出的燃料的一部分在次级回路42内流通,由第二离心泵排出的燃料的其余部分在燃烧室24内燃烧。

[0062] 第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个包括转子部分和定子部分,转子部分通常通过离心泵411、412的输入轴围绕其自身轴线的旋转可相对于定子部分移动。通常,第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个是旋转机器,该旋转机器通过迫使燃料通过带叶片的轮或螺旋桨(通常称为“叶轮”)来泵送燃料,带叶片的轮或螺旋桨与轴成一体并且与轴一起形成转子部分。叶轮被容纳在离心泵411、412的形成定子部分的壳体内。由于叶轮的旋转作用,泵送的燃料被轴向地(即,在与轴的轴线平行的方向上)吸入到离心泵411、412中,然后被径向地(即,在与轴的轴线垂直的方向上)加速,并且最终被切向地(即,在与轴的轴线相切的方向上)排出。有利地,离心增压泵4000具有与第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个的结构相同的结构。无论哪种方式,应该注意的是,与作为流量源的容积式泵不同,离心泵411、412、4000是压力源。实际上,离心泵411、412、4000被构造使得在运行中,该离心泵可以输送可变的燃料流量,因为该燃料流量取决于离心泵的转子部分相对于离心泵的定子部分的旋转速度,但是使得进入端口4110、4120和排出端口4112、4122之间的压力增加,无论流量如何,该压力保持恒定或实际上恒定,特别地如图4可见。

[0063] 有利地,第一离心泵411的转子部分与第二离心泵412的转子部分一体地旋转。通常,第一离心泵411的输入轴与第二离心泵412的输入轴共用。

[0064] 还有利地,第一离心泵411的定子部分被固定地安装在第二离心泵412的定子部分上。通常,第一离心泵411的壳体被固定地安装在第二离心泵412的壳体上。

[0065] 第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个的转子部分相对于定子部分的旋转驱动可以以不同的方式实现。

[0066] 在一个变型中,飞行器100的发动机2包括电动马达(未示出),该电动马达可以是

同步的或异步的并且包括旋转元件,通常是输出轴,该旋转元件被连接到第一离心泵411的转子部分和第二离心泵412的转子部分中的至少一个,以驱动转子部分相对于定子部分旋转。此外,飞行器100的发动机2包括电源,通常是由高压本体222、262、282和低压本体20、220、260、280中的至少一个驱动的电池或发电机,该电源被连接到电动马达以向该电动马达传输电力,以驱动电动马达的旋转元件旋转。电动马达的使用使得第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个能够输送必要的燃料流量,特别是能够输送到可变几何结构4200,这即使在旋转本体20、22、26的低驱动速度下也是如此。实际上,即使在旋转本体20、22、26的低驱动速度下,电动马达也能够以高旋转速度驱动第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个,因为电动马达的驱动速度与旋转本体20、22、26的旋转速度无关。在这种情况下,特别是对于可变几何结构4200,没有必要使离心泵411、412的尺寸过大以能够在旋转本体20、22、26的低驱动速度下响应燃料流量需求。此外,如果需要,电动马达的使用还使得能够优化从旋转本体20、22、26提取的动力。

[0067] 在另一个变型中,附件齿轮箱的齿轮系被连接到第一离心泵411的转子部分和第二离心泵412的转子部分中的至少一个,以驱动转子部分相对于定子部分旋转。在该另一个变型中,有用的是提供被连接到主回路41的辅助构件,以在旋转本体20、22、26的低运行速度下在次级回路42和排出管线414中供应足够的燃料压力。

[0068] 图4和图5示出了离心泵411、412在两个不同运行速度下的特性,一个由实线示出,另一个由虚线示出。

[0069] 图4示出了对于第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个,压差(即,排出端口4112、4122处的燃料压力与进入端口4110、4120处的燃料压力之间的差)随着由离心泵411、412排出的燃料的流量的变化。如图4可见,这种变化根据离心泵411、412的运行速度,即根据泵的转子部分相对于泵的定子部分的驱动速度而不同。

[0070] 图5示出了对于第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个,对于与图4所示的运行速度相同的运行速度,离心泵411、412的效率随着由离心泵411、412排出的燃料的流量的变化。另外,图5也示出了这种变化根据离心泵411、412的运行速度而不同。

[0071] 为了优化燃料控制系统4的效率,应当运行以使第一离心泵411相对于第二离心泵412不平衡。更确切地,第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个应当被构造然后被运行,使得无论第一离心泵和第二离心泵中的每一个的速度如何,第一泵411输送的流量小于由第二离心泵412输送的流量,并且第一泵在主回路41中引入燃料压力的增加,该燃料压力的增加小于由第二离心泵412在主回路41中引入的压力的增加。在该构型中,由第一离心泵411输送的流体的流量实际上仅专用于供给燃烧室24,而由第二离心泵412输送的流体的流量尤其专用于供给燃烧室24和致动可变几何结构4200。

[0072] 这在图4和图5中特别地可见,其中,三角形标记当飞行器100巡航时第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个的运行点,而星形标记当飞行器100起飞时第一离心泵411和第二离心泵412中的每一个的运行点。这些运行点中的每一个对应于第一离心泵411和第二离心泵412的不同速度,与起飞相关联的运行速度由实线曲线示出,而与巡航相关联的运行速度由虚线示出。

[0073] 获得的优点

[0074] 通常,离心泵比容积式泵更坚固、更紧凑。

[0075] 另一方面,离心泵的效率取决于离心泵的运行点,如果离心泵在远离效率最大的运行点的情况下运行,则离心泵的效率会变得非常低,如图5可见。

[0076] 由于燃料控制系统,其中,离心泵可以是不平衡的,即在不同的压力和流量下运行,离心泵中的每一个在该离心泵的最大效率附近运行,因此可以覆盖发动机的整个运行范围,而无需在对燃料控制系统施加最高约束的发动机性能水平下确定离心泵中的一个和/或另一个的尺寸。实际上,无论所考虑的发动机速度如何,离心泵将始终在该离心泵的最大效率下运行。

[0077] 此外,由于离心泵,不需要在电动马达和向飞行器发动机的燃料控制系统供给的泵之间设置减速器,这使得能够减小发动机的质量。事实上,与容积式泵不同,离心泵可以在更高速度下驱动,这使得电动马达的尺寸最小化。

[0078] 此外,由于第一泵和第二泵中的每一个的构型和运行方法,而且还由于次级回路相对于主回路的布置,第二离心泵输送对可变几何结构有用的剩余燃料流量,而传递到燃烧室的喷射器的燃料流量实际上由第一离心泵输送。此外,第二离心泵供应用于致动可变几何结构的所需压力,喷射器所需的压力与由第一离心泵提供的压力和由第二离心泵供应的压力之和相关。

[0079] 第一泵和第二泵中的每一个的这种构型和这种运行方法的益处也在图5中可见。实际上,如该图可见,对于参照图4描述的每个运行速度,仍然分别由用于巡航的三角形和用于起飞的星形示出的第一泵的运行点和第二泵的运行点接近离心泵的与该运行速度相对应的最大效率,并且对于两个离心泵,第一泵的运行点和第二泵的运行点是相同的或实际上相同的。更确切地,无论飞行器的运行速度如何,燃料控制系统的效率作为一个整体保持恒定或实际上恒定。总之,这种构型使得能够利用配备有双离心泵的系统获得最佳效率。

[0080] 最后,即使在需要限制的实施例,这也比使用容积式泵时耗散更少的呈热量形式的能量。如果可变几何结构所需的压力不太高,则第一离心泵相对于第二离心泵的不平衡更相关。

[0081] 实际上,由第二离心泵供应的压力被应用到可变几何结构所需的值,而没有过大尺寸,这与运行速度无关。

[0082] 因此,有利地获得了离心泵的尺寸和质量的优化、系统的总效率的优化以及如果可能的话电动马达的尺寸和质量的优化。

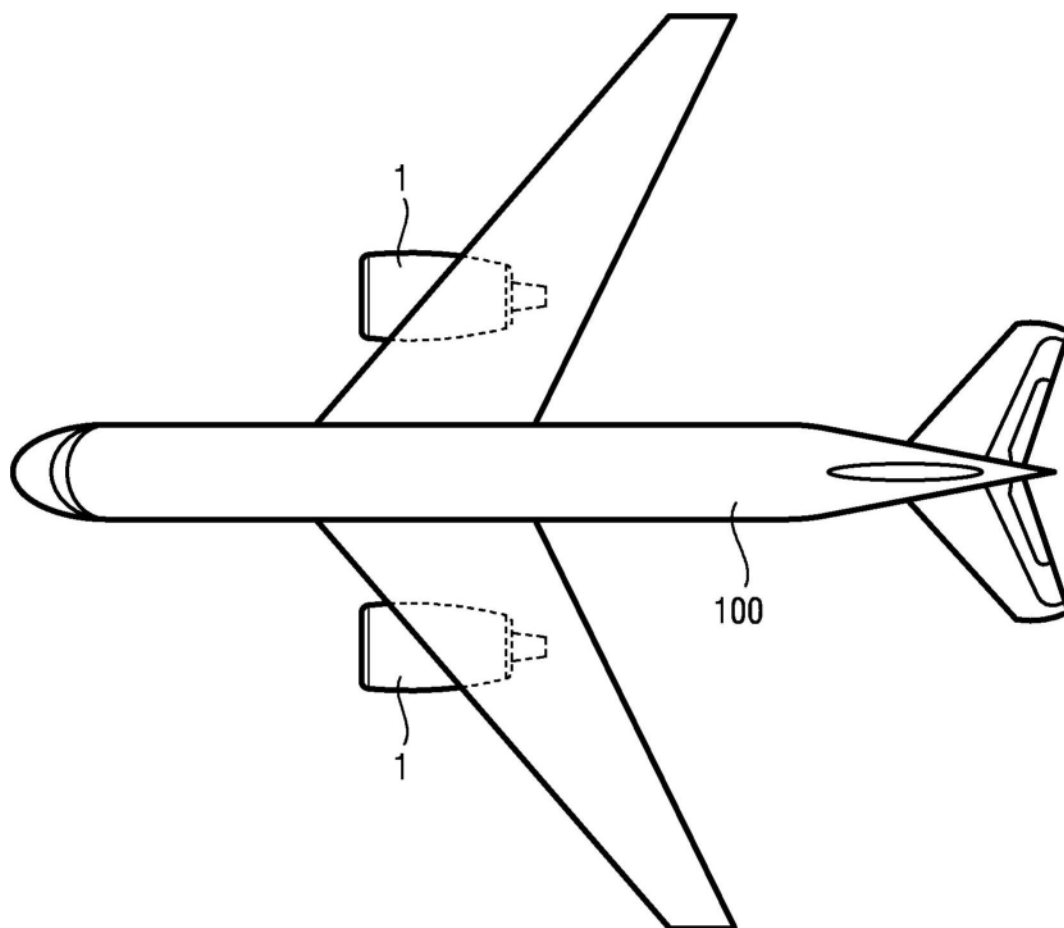


图1

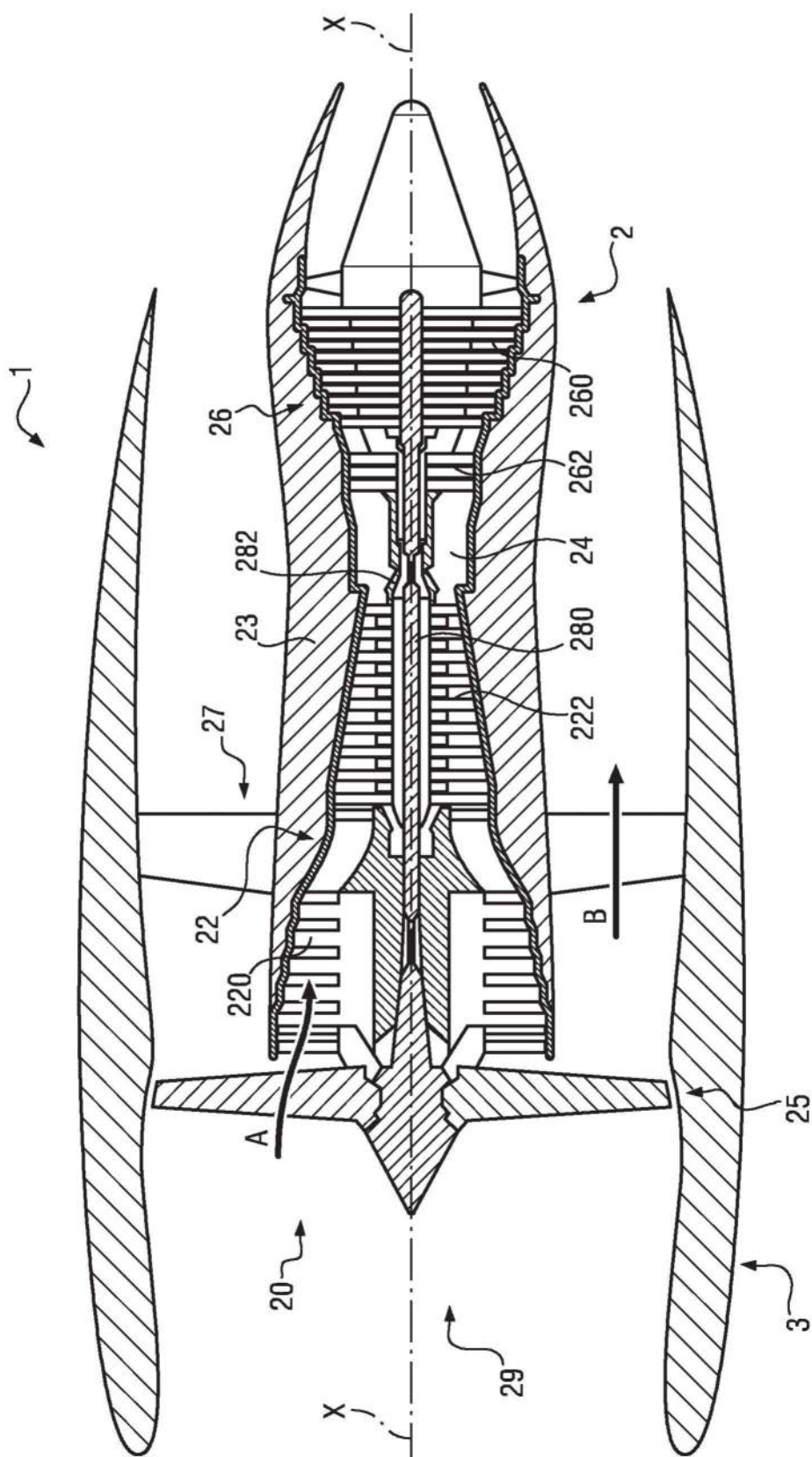


图2

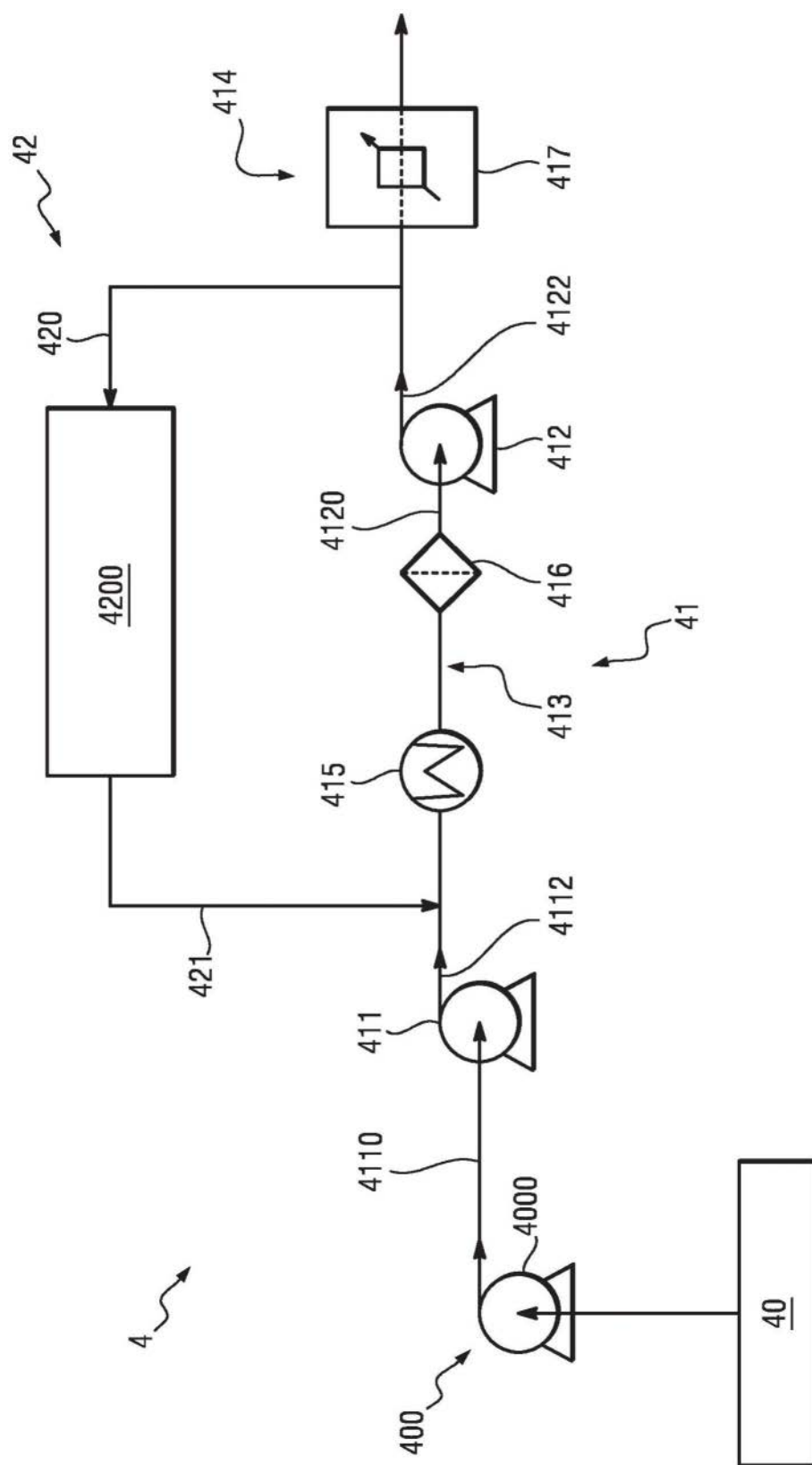


图3

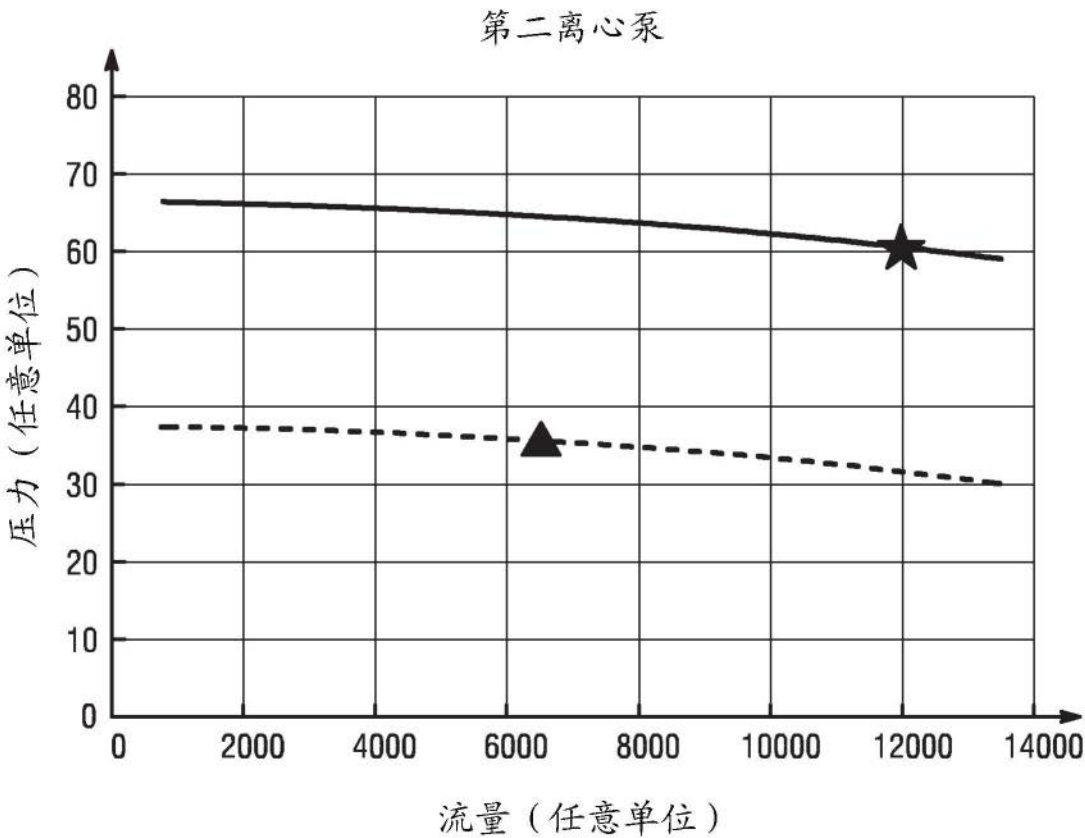
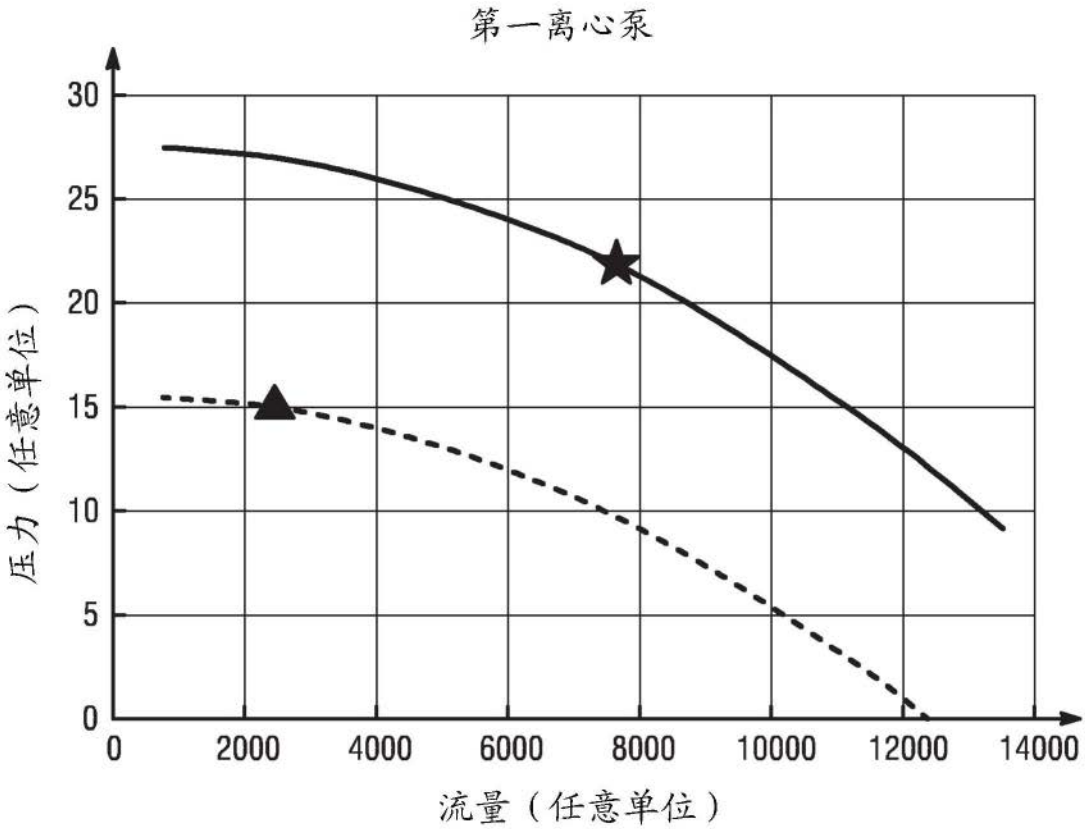


图4

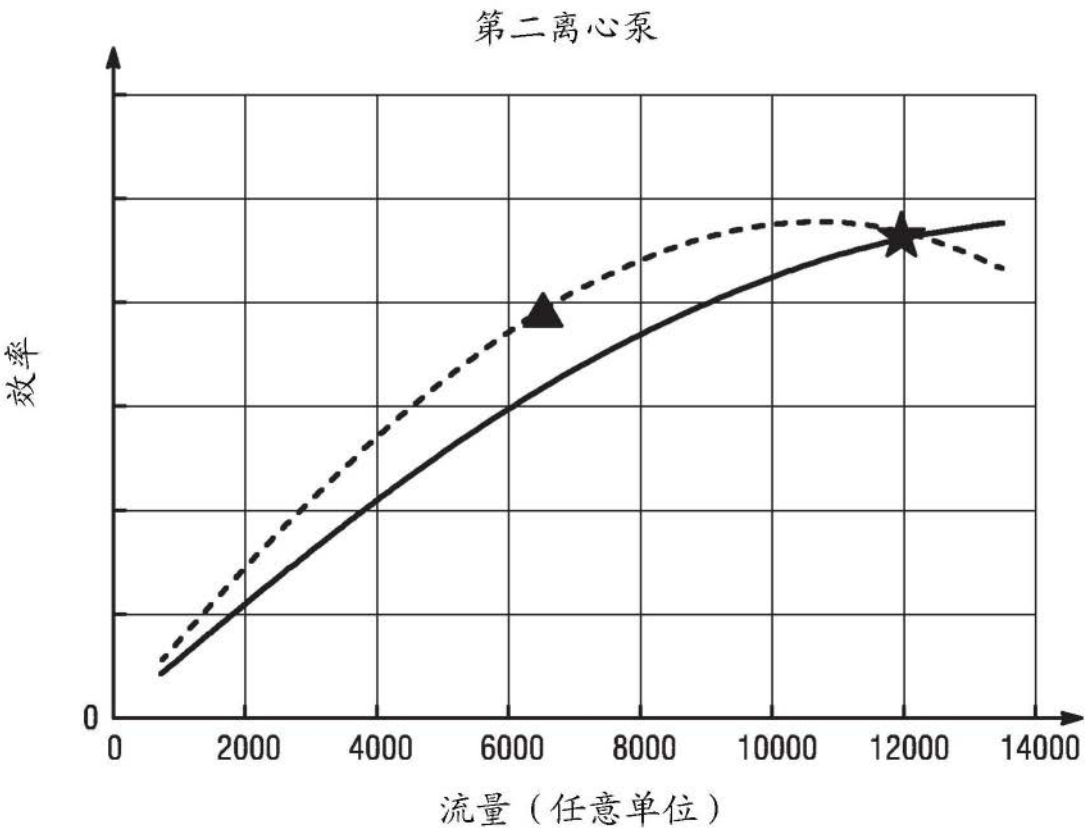
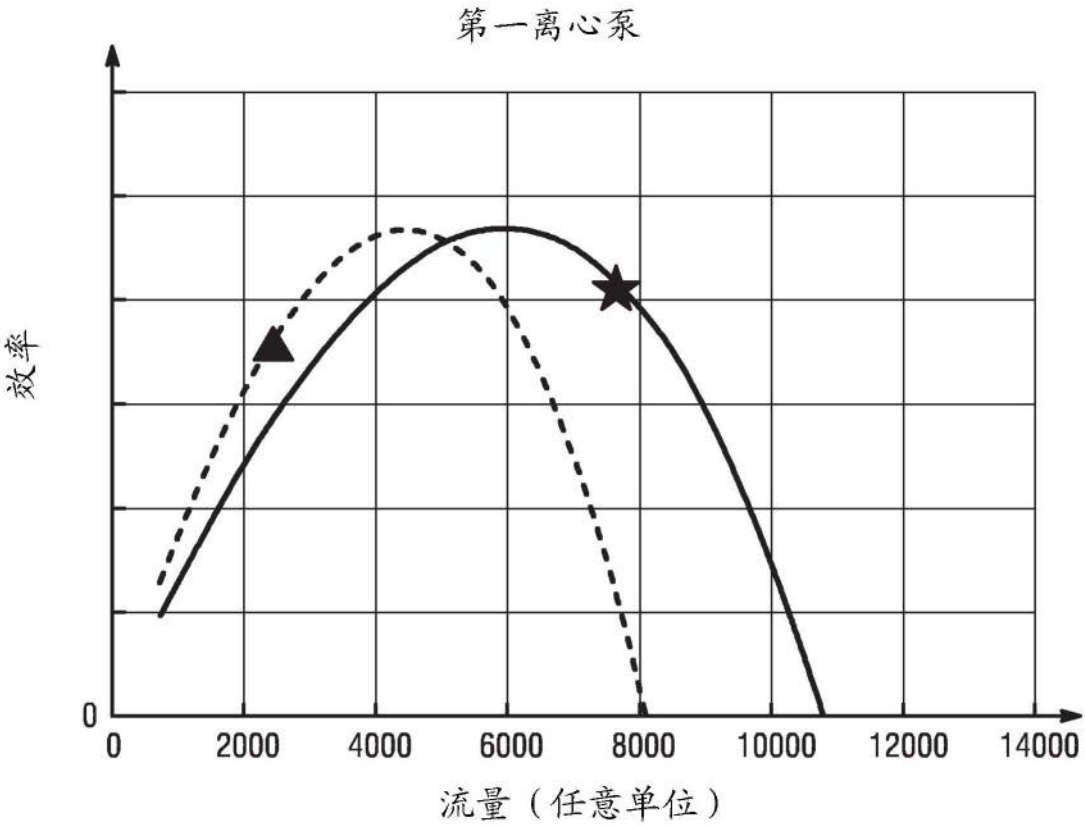


图5