



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109441663 A

(43)申请公布日 2019.03.08

(21)申请号 201811518697.6

(22)申请日 2018.12.12

(71)申请人 清华大学

地址 100084 北京市海淀区清华园

(72)发明人 计自飞 张会强

(74)专利代理机构 北京五洲洋和知识产权代理

事务所(普通合伙) 11387

代理人 张婷婷 张向琨

(51)Int.Cl.

F02K 7/16(2006.01)

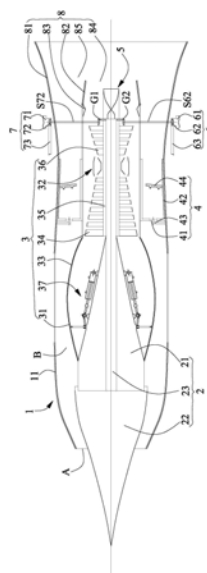
权利要求书2页 说明书8页 附图6页

(54)发明名称

组合循环发动机

(57)摘要

本发明提供了一种组合循环发动机,其包括壳体、中心锥体、燃气涡轮单元、冲压燃烧单元、辅助火箭、氧化剂供给单元、燃料供给单元以及尾喷管组件。当组合循环发动机在过渡模式下工作时,由于辅助火箭能够为组合循环发动机提供推力补充,从而提高了组合循环发动机在过渡模式下的动力性能,由此有效地解决了组合循环发动机在燃气涡轮模态与冲压燃烧模态之间的“推力鸿沟”问题。并且,过渡模式下的飞行速度对于辅助火箭的引射来说是最理想的工作条件,从而提高了组合循环发动机的综合动力性能。此外,本发明的组合循环发动机的结构简单、鲁棒性好。



1. 一种组合循环发动机,其特征在于,包括:

壳体 (1);

中心锥体 (2), 设置于壳体 (1) 内且与壳体 (1) 形成有空气入口 (A);

燃气涡轮单元 (3), 设置于壳体 (1) 内并与壳体 (1) 形成有进气通道 (B), 进气通道 (B) 连通于空气入口 (A), 且燃气涡轮单元 (3) 具有: 第一进气口 (31), 受控连通于进气通道 (B); 以及第一燃烧室 (32), 连通于第一进气口 (31);

冲压燃烧单元 (4), 设置于燃气涡轮单元 (3) 与壳体 (1) 之间并具有: 第二进气口 (41), 连通于进气通道 (B); 以及第二燃烧室 (42), 连通于第二进气口 (41);

辅助火箭 (5), 固定设置于燃气涡轮单元 (3) 内并沿轴向位于第一燃烧室 (32) 下游;

氧化剂供给单元 (6), 连通于辅助火箭 (5);

燃料供给单元 (7), 受控连通于燃气涡轮单元 (3) 的第一燃烧室 (32)、冲压燃烧单元 (4) 的第二燃烧室 (42) 以及辅助火箭 (5); 以及

尾喷管组件 (8), 连通于燃气涡轮单元 (3)、冲压燃烧单元 (4) 和辅助火箭 (5);

其中, 设组合循环发动机当前的飞行速度为  $V$ , 则组合循环发动机的工作过程为:

当  $0 < V < V_1$  时, 第一进气口 (31) 处于打开状态、燃料供给单元 (7) 连通于燃气涡轮单元 (3) 的第一燃烧室 (32)、且燃料供给单元 (7) 与冲压燃烧单元 (4) 的第二燃烧室 (42) 和辅助火箭 (5) 不连通, 此时燃料供给单元 (7) 向第一燃烧室 (32) 内供入的燃料与经由第一进气口 (31) 进入第一燃烧室 (32) 内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件 (8) 排出、经由第二进气口 (41) 进入第二燃烧室 (42) 内的空气不参与燃烧并直接经由尾喷管组件 (8) 排出;

当  $V_1 \leq V < V_2$  时, 第一进气口 (31) 处于打开状态、燃料供给单元 (7) 连通于燃气涡轮单元 (3) 的第一燃烧室 (32) 和辅助火箭 (5)、且燃料供给单元 (7) 与冲压燃烧单元 (4) 的第二燃烧室 (42) 不连通, 此时燃料供给单元 (7) 向第一燃烧室 (32) 内供入的燃料与经由第一进气口 (31) 进入第一燃烧室 (32) 内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件 (8) 排出、燃料供给单元 (7) 向辅助火箭 (5) 内供入的燃料与经由氧化剂供给单元 (6) 供入辅助火箭 (5) 内的氧化剂混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件 (8) 排出、经由第二进气口 (41) 进入第二燃烧室 (42) 内的空气不参与燃烧并直接经由尾喷管组件 (8) 排出;

当  $V_2 \leq V$  时, 第一进气口 (31) 处于关闭状态、燃料供给单元 (7) 连通于冲压燃烧单元 (4) 的第二燃烧室 (42)、且燃料供给单元 (7) 与燃气涡轮单元 (3) 的第一燃烧室 (32) 和辅助火箭 (5) 不连通, 此时燃料供给单元 (7) 向第二燃烧室 (42) 内供入的燃料与经由第二进气口 (41) 进入第二燃烧室 (42) 内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件 (8) 排出气。

2. 根据权利要求1所述的组合循环发动机, 其特征在于, 壳体 (1) 还设置有: 放气口 (12), 受控连通于进气通道 (B)。

3. 根据权利要求1所述的组合循环发动机, 其特征在于, 中心锥体 (2) 包括: 后体 (21), 固定于壳体 (1); 前体 (22), 设置于空气入口 (A) 处并滑动连接于后体 (21); 以及推杆 (23), 固定连接于前体 (22), 用于带动前体 (22) 沿轴向相对后体 (21) 运动, 以调节空气入口 (A) 大小。

4. 根据权利要求1所述的组合循环发动机, 其特征在于,

燃气涡轮单元 (3) 包括机匣 (33)、压气机 (34)、传动轴 (35)、涡轮 (36) 以及调节组件

(37)；

机匣(33)的外表面与壳体(1)的内表面形成所述进气通道(B)，且机匣(33)的前部固定连接于中心锥体(2)；

第一进气口(31)贯通设置于机匣(33)的前部，第一燃烧室(32)设置于机匣(33)的后部内并位于压气机(34)与涡轮(36)之间；

压气机(34)和涡轮(36)固定连接于传动轴(35)，且涡轮(36)沿轴向位于压气机(34)下游；

调节组件(37)设置于机匣(33)的前部与中心锥体(2)之间并包括：调节片(371)，设置于第一进气口(31)处并设置有开口；动力机构(372)，设置于中心锥体(2)，用于带动调节片(371)旋转运动以调节第一进气口(31)的大小。

5. 根据权利要求1所述的组合循环发动机，其特征在于，

第二燃烧室(42)具有：第二外壁(421)，固定于壳体(1)；第二内壁(422)，位于第二外壁(421)内侧并固定于涡轮(36)燃气涡轮(36)单元(3)，且第二外壁(421)与第二内壁(422)形成第二燃烧腔(423)；以及第二前壁(424)，连接于第二外壁(421)和第二内壁(422)并设置所述第二进气口(41)；

冲压燃烧单元(4)还包括：喷嘴(43)，一端设置于第二进气口(41)处、另一端受控连通于燃料供给单元(7)；以及稳定器(44)，固定设置于第二燃烧室(42)内。

6. 根据权利要求1所述的组合循环发动机，其特征在于，辅助火箭(5)具有：第三内壁(51)，形成有第三燃烧腔(53)和火箭喷管(56)；以及第三外壁(52)，位于第三内壁(51)外侧并与第三内壁(51)形成有冷却通道(55)，且所述冷却通道(55)受控连通于燃料供给单元(7)；以及第三前壁(54)，设置有进料口，且所述进料口连通于冷却通道(55)和氧化剂供给单元(6)。

7. 根据权利要求4所述的组合循环发动机，其特征在于，燃料供给单元(7)包括：燃料储箱(71)；燃料泵(72)，位于燃料储箱(71)内并具有燃料泵轴(S72)，且所述燃料泵轴(S72)通过第一齿轮组(G1)连接于燃气涡轮单元(3)的传动轴(35)；以及燃料管道(73)，连通于燃料储箱(71)。

8. 根据权利要求4所述的组合循环发动机，其特征在于，氧化剂供给单元(6)包括：氧化剂储箱(61)；氧化剂泵(62)，位于氧化剂储箱(61)内并具有氧化剂泵轴(S62)，且所述氧化剂泵轴(S62)通过第二齿轮组(G2)连接于燃气涡轮单元(3)的传动轴(35)；以及氧化剂管道(63)，连通于氧化剂储箱(61)。

9. 根据权利要求4所述的组合循环发动机，其特征在于，尾喷管组件(8)包括：外壳(81)，位于冲压燃烧单元(4)的尾部并连接于壳体(1)；以及内壳(82)，位于燃气涡轮单元(3)的尾部并转动连接于机匣(33)，且内壳(82)形成有第一喷口(84)、内壳(82)与外壳(81)形成有第二喷口(85)；以及调节机构(83)，用于带动内壳(82)相对机匣(33)运动，以调节第一喷口(84)和第二喷口(85)的大小。

10. 根据权利要求1所述的组合循环发动机，其特征在于， $V_1$ 的范围为 $(2 \pm 0.5)$ 马赫， $V_2$ 的范围为 $(3 \pm 0.5)$ 马赫。

## 组合循环发动机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及发动机技术领域,尤其涉及一种组合循环发动机。

### 背景技术

[0002] 传统的组合循环发动机包括燃气涡轮单元和冲压燃烧单元,且燃气涡轮单元与冲压燃烧单元可采用串联式布局,也可采用并联布局。对于串联式布局来说,组合循环发动机难以在马赫数5.0以上的条件下工作;对于并联式布局来说,由于燃气涡轮单元与冲压燃烧单元在模式转换点附近(即过渡模态下)性能均较差,因而燃气涡轮单元与冲压燃烧单元在过渡模态下存在“推力鸿沟”问题。

[0003] 目前,为了解决燃气涡轮单元与冲压燃烧单元之间的“推力鸿沟”问题,组合循环发动机通常在进气通道内设置换热器的方法来扩大燃气涡轮单元的有效工作范围,但仍存在系统复杂、鲁棒性差、技术成熟度偏低等问题,在短时间内仍无法满足空天运输系统对动力系统的需求。

### 发明内容

[0004] 鉴于背景技术中存在的问题,本发明的目的在于提供一种组合循环发动机,其提高了过渡模态下的动力性能,有效地解决了组合循环发动机在燃气涡轮模态与冲压燃烧模态之间的“推力鸿沟”问题,且该种类型的组合循环发动机结构简单、鲁棒性好。

[0005] 为了实现上述目的,本发明提供了一种组合循环发动机,其包括:壳体;中心锥体,设置于壳体内且与壳体形成有空气入口;燃气涡轮单元,设置于壳体内并与壳体形成有进气通道,进气通道连通于空气入口,且燃气涡轮单元具有:第一进气口,受控连通于进气通道;以及第一燃烧室,连通于第一进气口;冲压燃烧单元,设置于燃气涡轮单元与壳体之间并具有:第二进气口,连通于进气通道;以及第二燃烧室,连通于第二进气口;辅助火箭,固定设置于燃气涡轮单元内并沿轴向位于第一燃烧室下游;氧化剂供给单元,连通于辅助火箭;燃料供给单元,受控连通于燃气涡轮单元的第一燃烧室、冲压燃烧单元的第二燃烧室以及辅助火箭;以及尾喷管组件,连通于燃气涡轮单元、冲压燃烧单元和辅助火箭。其中,设组合循环发动机当前的飞行速度为 $V$ ,则组合循环发动机的工作过程为:

[0006] 当 $0 < V < V_1$ 时,第一进气口处于打开状态、燃料供给单元连通于燃气涡轮单元的第一燃烧室、且燃料供给单元与冲压燃烧单元的第二燃烧室和辅助火箭不连通,此时燃料供给单元向第一燃烧室内供入的燃料与经由第一进气口进入第一燃烧室内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件排出、经由第二进气口进入第二燃烧室内的空气不参与燃烧并直接经由尾喷管组件排出;

[0007] 当 $V_1 \leq V < V_2$ 时,第一进气口处于打开状态、燃料供给单元连通于燃气涡轮单元的第一燃烧室和辅助火箭、且燃料供给单元与冲压燃烧单元的第二燃烧室不连通,此时燃料供给单元向第一燃烧室内供入的燃料与经由第一进气口进入第一燃烧室内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件排出、燃料供给单元向辅助火箭内供入的燃料与经

由氧化剂供给单元供入辅助火箭内的氧化剂混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件排出、经由第二进气口进入第二燃烧室内的空气不参与燃烧并直接经由尾喷管组件排出；

[0008] 当 $V_2 \leq V$ 时，第一进气口处于关闭状态、燃料供给单元连通于冲压燃烧单元的第二燃烧室、且燃料供给单元与燃气涡轮单元的第一燃烧室和辅助火箭不连通，此时燃料供给单元向第二燃烧室内供入的燃料与经由第二进气口进入第二燃烧室内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体经由尾喷管组件排出气。

[0009] 壳体还设置有：放气口，受控连通于进气通道。

[0010] 中心锥体包括：后体，固定于壳体；前体，设置于空气入口处并滑动连接于后体；以及推杆，固定连接于前体，用于带动前体沿轴向相对后体运动，以调节空气入口大小。

[0011] 燃气涡轮单元包括机匣、压气机、传动轴、涡轮以及调节组件。机匣的外表面与壳体的内表面形成所述进气通道，且机匣的前部固定连接于中心锥体。第一进气口贯通设置于机匣的前部，第一燃烧室设置于机匣的后部内并位于压气机与涡轮之间。压气机和涡轮固定连接于传动轴，且涡轮沿轴向位于压气机下游。调节组件设置于机匣的前部与中心锥体之间并包括：调节片，设置于第一进气口处并设置有开口；动力机构，设置于中心锥体，用于带动调节片旋转运动以调节第一进气口的大小。

[0012] 第二燃烧室具有：第二外壁，固定于壳体；第二内壁，位于第二外壁内侧并固定于涡轮燃气涡轮单元，且第二外壁与第二内壁形成第二燃烧腔；以及第二前壁，连接于第二外壁和第二内壁并设置所述第二进气口。冲压燃烧单元还包括：喷嘴，一端设置于第二进气口处、另一端受控连通于燃料供给单元；以及稳定器，固定设置于第二燃烧室内。

[0013] 辅助火箭具有：第三内壁，形成有第三燃烧腔和火箭喷管；以及第三外壁，位于第三内壁外侧并与第三内壁形成有冷却通道，且所述冷却通道受控连通于燃料供给单元；以及第三前壁，设置有进料口，且所述进料口连通于冷却通道和氧化剂供给单元。

[0014] 燃料供给单元包括：燃料储箱；燃料泵，位于燃料储箱内并具有燃料泵轴，且所述燃料泵轴通过第一齿轮组连接于燃气涡轮单元的传动轴；以及燃料管道，连通于燃料储箱。

[0015] 氧化剂供给单元包括：氧化剂储箱；氧化剂泵，位于氧化剂储箱内并具有氧化剂泵轴，且所述氧化剂泵轴通过第二齿轮组连接于燃气涡轮单元的传动轴；以及氧化剂管道，连通于氧化剂储箱。

[0016] 尾喷管组件包括：外壳，位于冲压燃烧单元的尾部并连接于壳体；以及内壳，位于燃气涡轮单元的尾部并转动连接于机匣，且内壳形成有第一喷口、内壳与外壳形成有第二喷口；以及调节机构，用于带动内壳相对机匣运动，以调节第一喷口和第二喷口的大小。

[0017]  $V_1$ 的范围为 $(2 \pm 0.5)$ 马赫， $V_2$ 的范围为 $(3 \pm 0.5)$ 马赫。

[0018] 本发明的有益效果如下：

[0019] 在根据本发明的组合循环发动机中，当组合循环发动机在过渡模式下工作时，由于辅助火箭能够为组合循环发动机提供推力补充，从而提高了组合循环发动机在过渡模式下的动力性能，由此有效地解决了组合循环发动机在燃气涡轮模态与冲压燃烧模态之间的“推力鸿沟”问题。并且，过渡模式下的飞行速度对于辅助火箭的引射来说是最理想的工作条件，从而提高了组合循环发动机的综合动力性能。此外，本发明的组合循环发动机的结构简单、鲁棒性好。

## 附图说明

[0020] 图1是本发明的组合循环发动机的结构示意图。

[0021] 图2是图1中的组合循环发动机去除壳体、部分中心锥体、氧化剂供给单元、燃料供给单元以及尾喷管组件后的结构示意图。

[0022] 图3是燃气涡轮单元的第一进气口处于关闭状态时的结构示意图。

[0023] 图4是燃气涡轮单元的第一进气口处于打开状态时的结构示意图。

[0024] 图5是本发明的组合循环发动机的在燃气涡轮模态下的工作原理示意图,其中箭头表示气体的流动路径。

[0025] 图6是本发明的组合循环发动机的在过渡模态下的工作原理示意图,其中箭头表示气体的流动路径。

[0026] 图7是本发明的组合循环发动机的在冲压燃烧模态下的工作原理示意图,其中箭头表示气体的流动路径。

[0027] 其中,附图标记说明如下:

|        |          |          |
|--------|----------|----------|
| [0028] | 1壳体      | 43喷嘴     |
| [0029] | 11放气口    | 44稳定器    |
| [0030] | 2中心锥体    | 5辅助火箭    |
| [0031] | 21后体     | 51第三内壁   |
| [0032] | 22前体     | 52第三外壁   |
| [0033] | 23推杆     | 53第三燃烧腔  |
| [0034] | 3燃气涡轮单元  | 54第三前壁   |
| [0035] | 31第一进气口  | 55冷却通道   |
| [0036] | 32第一燃烧室  | 56火箭喷管   |
| [0037] | 321第一外壁  | 6氧化剂供给单元 |
| [0038] | 322第一内壁  | 61氧化剂储箱  |
| [0039] | 323第一燃烧腔 | 62氧化剂泵   |
| [0040] | 33机匣     | S62氧化剂泵轴 |
| [0041] | 34压气机    | 63氧化剂管道  |
| [0042] | 35传动轴    | 7燃料供给单元  |
| [0043] | 36涡轮     | 71燃料储箱   |
| [0044] | 37调节组件   | 72燃料泵    |
| [0045] | 371调节片   | S72燃料泵轴  |
| [0046] | 372动力机构  | 73燃料管道   |
| [0047] | 3721联动环  | 8尾喷管组件   |
| [0048] | 3722摇杆   | 81外壳     |
| [0049] | 3723作动筒  | 82内壳     |
| [0050] | 3724曲柄   | 83调节机构   |
| [0051] | 4冲压燃烧单元  | 84第一喷口   |
| [0052] | 41第二进气口  | 85第二喷口   |
| [0053] | 42第二燃烧室  | A空气入口    |

|        |          |         |
|--------|----------|---------|
| [0054] | 421第二外壁  | B进气通道   |
| [0055] | 422第二内壁  | G1第一齿轮组 |
| [0056] | 423第二燃烧腔 | G2第二齿轮组 |
| [0057] | 424第二前壁  |         |

### 具体实施方式

[0058] 为了使本申请的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本申请进行进一步详细说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅仅用以解释本申请,并不用于限定本申请。

[0059] 在本申请的描述中,除非另有明确的规定和限定,术语“多个”是指两个或两个以上,除非另有规定或说明;术语“连接”、“固定”等均应做广义理解,例如,“连接”可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接,或电连接,或信号连接;“连接”可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本申请中的具体含义。

[0060] 本说明书的描述中,需要理解的是,本申请实施例所描述的“前”、“后”、“尾部”等方位词是以附图所示的角度来进行描述的,不应理解为对本申请实施例的限定。

[0061] 下面参照附图来详细说明根据本发明的组合循环发动机。

[0062] 参照图1至图7,根据本发明的组合循环发动机包括:壳体1、中心锥体2、燃气涡轮单元3、冲压燃烧单元4、辅助火箭5、氧化剂供给单元6、燃料供给单元7以及尾喷管组件8。

[0063] 壳体1是组合循环发动机的主要承力框架。中心锥体2同轴设置于壳体1内并与壳体1形成有空气入口A。

[0064] 燃气涡轮单元3设置于壳体1内并与壳体1形成有具有进气通道B,进气通道B连通于空气入口A,且燃气涡轮单元3具有:第一进气口31,受控连通于进气通道B;以及第一燃烧室32,连通于第一进气口31。

[0065] 冲压燃烧单元4设置于燃气涡轮单元3与壳体1之间(即进气通道B内)并具有:第二进气口41,连通于进气通道B;以及第二燃烧室42,连通于第二进气口41。

[0066] 辅助火箭5固定设置于燃气涡轮单元3内并沿轴向位于第一燃烧室32下游。氧化剂供给单元6连通于辅助火箭5。燃料供给单元7受控连通于燃气涡轮单元3的第一燃烧室32、冲压燃烧单元4的第二燃烧室42以及辅助火箭5。尾喷管组件8连通于燃气涡轮单元3、冲压燃烧单元4和辅助火箭5,用于排出气体以产生推力。

[0067] 组合循环发动机主要包括三种工作模态(即燃气涡轮模态、过渡模态和冲压燃烧模态),设组合循环发动机当前的飞行速度为V,且组合循环发动机具体工作过程说明如下。

[0068] 参照图5,当 $0 < V < V_1$ 时(即此时组合循环发动机处于燃气涡轮模态),第一进气口31处于打开状态、燃料供给单元7连通于燃气涡轮单元3的第一燃烧室32、且燃料供给单元7与冲压燃烧单元4的第二燃烧室42和辅助火箭5不连通,此时燃料供给单元7向第一燃烧室32内供入的燃料与经由第一进气口31进入第一燃烧室32内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体先排入尾喷管组件8中并进行膨胀加速后再经由尾喷管组件8排出、经由第二进气口41进入第二燃烧室42内的空气不参与燃烧且直接经由尾喷管组件8排出。换句话说,组合循环发动机在燃气涡轮模态下工作时,仅燃气涡轮单元3的第一燃烧室32内部发生了燃烧,且

第一燃烧室32内的混合燃烧后的气体在尾喷管组件8中进行膨胀加速的过程中产生了组合循环发动机的推力。

[0069] 参照图6,当 $V_1 \leq V < V_2$ 时(即此时组合循环发动机处于过渡模态),第一进气口31处于打开状态、燃料供给单元7连通于燃气涡轮单元3的第一燃烧室32和辅助火箭5、且燃料供给单元7与冲压燃烧单元4的第二燃烧室42不连通,此时燃料供给单元7向第一燃烧室32内供入的燃料与经由第一进气口31进入第一燃烧室32内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体先排入尾喷管组件8中并进行膨胀加速后再经由尾喷管组件8排出、燃料供给单元7向辅助火箭5内供入的燃料与经由氧化剂供给单元6供入辅助火箭5内的氧化剂混合燃烧且混合燃烧后的气体膨胀加速后排入尾喷管组件8中再经由尾喷管组件8排出、经由第二进气口41进入第二燃烧室42内的空气不参与燃烧并直接经由尾喷管组件8排出。换句话说,组合循环发动机在过渡模态下工作时,燃气涡轮单元3的第一燃烧室32内部和辅助火箭5内部均发生了燃烧。其中,第一燃烧室32内的混合燃烧后的气体在尾喷管组件8中进行膨胀加速的过程中产生了推力,同时辅助火箭5内的混合燃烧后的气体在辅助火箭5内进行膨胀加速的过程中也产生了推力,由此产生了组合循环发动机的全部推力。

[0070] 参照图7,当 $V_2 \leq V$ 时(即此时组合循环发动机处于冲压燃烧模态),第一进气口31处于关闭状态、燃料供给单元7连通于冲压燃烧单元4的第二燃烧室42、且燃料供给单元7与燃气涡轮单元3的第一燃烧室32和辅助火箭5不连通,此时燃料供给单元7向第二燃烧室42内供入的燃料与经由第二进气口41进入第二燃烧室42内的空气混合燃烧且混合燃烧后的气体先排入尾喷管组件8中并进行膨胀加速后再经由尾喷管组件8排出。换句话说,组合循环发动机在冲压燃烧模态下工作时,仅冲压燃烧单元4的第二燃烧室42内部发生了燃烧,且第二燃烧室42内的混合燃烧后的气体在尾喷管组件8中进行膨胀加速的过程中产生了组合循环发动机的推力。

[0071] 在根据本发明的组合循环发动机中,当组合循环发动机在过渡模态下工作时,由于辅助火箭5能够为组合循环发动机提供推力补充,从而提高了组合循环发动机在过渡模态下的动力性能,由此有效地解决了组合循环发动机在燃气涡轮模态与冲压燃烧模态之间的“推力鸿沟”问题。并且,过渡模态下的飞行速度对于辅助火箭5的引射来说是最理想的工作条件,从而提高了组合循环发动机的综合动力性能。此外,本发明的组合循环发动机的结构简单、鲁棒性好。

[0072] 需要说明的是, $V_1$ 的取值范围可为 $(2 \pm 0.5)$ 马赫, $V_2$ 的取值范围可为 $(3 \pm 0.5)$ 马赫。

[0073] 参照图1,壳体1设置有放气口11,所述放气口11为一系列沿壳体1周向间隔分布的阀门。当组合循环发动机在飞行过程中遇到强进气畸变时,进气通道B内的一部分空气可经放气口11排出,以保证进气通道B中的气体流量始终与压力状况相匹配。并且,放气口11的闭合或打开以及打开时的开度由组合循环发动机的控制系统根据进气通道B中的流量和压力状况确定。

[0074] 参照图1,中心锥体2可包括:后体21,固定于壳体1;前体22,与壳体1形成空气入口A并滑动连接于后体21;以及推杆23,固定连接于前体22,用于带动前体22沿轴向相对后体21运动,以调节空气入口A大小(具体根据组合循环发动机的工作模态和工作条件进行调节)。

[0075] 前体22的截面大小沿轴向从前往后逐渐增大(如图1所示),推杆23的一端可进行伸缩运动、而另一端固定不动(即可固定于下文所述的燃气涡轮单元3的机匣33)。当推杆23带动前体22沿轴向相对后体21向前运动时,空气入口A逐渐减小;当推杆23带动前体22沿轴向相对后体21向后运动时,空气入口A逐渐增大。并且,为了在调节过程中便于调节前体22与后体21之间的相对运动,前体22与后体21的安装面均设置有相互配合(如凹凸配合)的连接结构(如滑槽和凸起)。

[0076] 参照图1和图2,燃气涡轮单元3还包括机匣33、压气机34、传动轴35、涡轮36以及调节组件37。机匣33的外表面与壳体1的内表面形成所述进气通道B,且机匣33的前部固定连接于中心锥体2。第一进气口31贯通设置于机匣33的前部,第一燃烧室32设置于机匣33的后部内并位于压气机34与涡轮36之间。压气机34和涡轮36固定连接于传动轴35,且涡轮36沿轴向位于压气机34下游。调节组件37设置于机匣33的前部与中心锥体2之间,并根据组合循环发动机的工作状态调节第一进气口31的开闭或打开时的开度。

[0077] 需要说明的是,当燃气涡轮单元3启动工作时,经由第一进气口31进入的空气经压气机34增压后进入第一燃烧室32中并与燃料供给单元7供入的燃料(如煤油)混合燃烧后产生高温高压气体,高温高压气体进入涡轮36后带动涡轮36做功,随后经尾喷管组件8排出。其中,涡轮36产生的轴功一部分经传动轴35带动压气机34高速转动、一部分经下文所述的燃料泵轴S72带动燃料泵72转动做功以将燃料输送至燃气涡轮单元3的第一燃烧室32、辅助火箭5以及冲压燃烧单元4、其余部分经下文所述的氧化剂泵轴S62带动氧化剂泵62转动做功以将氧化剂输送至辅助火箭5中。

[0078] 调节组件37包括:调节片371,设置于第一进气口31处并设置有开口;动力机构372,设置于中心锥体2,用于带动调节片371旋转运动以调节第一进气口31的大小。

[0079] 第一进气口31为多个,所述多个第一进气口31沿机匣33的周向间隔设置于机匣33。调节片371上的开口在数量上与第一进气口31一致。参照图3,当需要闭合第一进气口31时,动力机构372带动调节片371正向旋转运动,以使调节片371的对应部分(即未设置开口的部分)完全处于对应的第一进气口31中,此时调节片371的所述对应部分与机匣33配合以将第一进气口31闭合。参照图4,当需要打开第一进气口31时,动力机构372带动调节片371反向旋转运动,以使第一进气口31与调节片371的开口至少部分重叠,此时调节片371的开口与第一进气口31互相连通以将第一进气口31打开。其中,第一进气口31与调节片371的开口的重叠部分越多,则第一进气口31越大。

[0080] 具体地,参照图2,动力机构372可包括:联动环3721,套设于中心锥体2;摇杆3722,一端铰接于调节片371、另一端铰接于联动环3721;作动筒3723,铰接于中心锥体2;以及曲柄3724(包括两根连接杆,且所述两根连接杆形成有一定夹角并固连在一起),铰接于中心锥体2且一端连接于作动筒3723、另一端铰接于联动环3721。其中,联动环3721的轴线与组合循环发动机的轴线重合,且联动环3721在曲柄3724的带动下绕轴线转动和沿轴线方向移动,最终联动环3721的转动和移动可通过摇杆3722转换为调节片371的周向转动。

[0081] 参照图2,燃气涡轮单元3的第一燃烧室32套设于传动轴35并具有:第一外壁321;以及第一内壁322,位于第一外壁321内侧并与第一外壁321形成第一燃烧腔323。

[0082] 冲压燃烧单元4的中心轴线与燃气涡轮单元3的中心轴线重合。参照图2,第二燃烧室42具有:第二外壁421,固定于壳体1;第二内壁422,位于第二外壁421内侧并固定于燃气

涡轮单元3的机匣33,且第二外壁421与第二内壁422形成第二燃烧腔423;以及第二前壁424,连接于第二外壁421和第二内壁422并设置所述第二进气口41。冲压燃烧单元4还包括:喷嘴43,一端设置于第二进气口41处、另一端受控连通于燃料供给单元7;以及稳定器44,固定设置于第二燃烧室42内并用于稳定第二燃烧室42内部的火焰。其中,稳定器44为环形结构,且稳定器44的中心轴线与冲压燃烧单元4的中心轴线重合。并且,稳定器44可以悬臂式方式固定于第二燃烧室42的第二外壁421或第二内壁422。

[0083] 辅助火箭5可直接固定于燃气涡轮单元3的机匣33,也可固定于中心锥体2的推杆23的所述另一端(由于推杆23的所述另一端固定于机匣33)。参照图2,辅助火箭5可具有:第三内壁51,形成有第三燃烧腔53和火箭喷管56;第三外壁52,位于第三内壁51外侧并与第三内壁51形成有冷却通道55,且所述冷却通道55受控连通于燃料供给单元7;以及第三前壁54,设置有进料口(未示出),且所述进料口连通于冷却通道55和氧化剂供给单元6。其中,第三内壁51为沿轴向先减缩、再扩张式的结构以形成第三燃烧腔53和火箭喷管56,当辅助火箭5在过渡模态下工作时,第三燃烧腔53内的混合燃烧后的气体排入火箭喷管56中并进行膨胀加速,由此产生了推力,之后再经由尾喷管组件8排出。

[0084] 辅助火箭5可为轴对称构型,且辅助火箭5的中心轴线与燃气涡轮单元3的中心轴线重合。由于第三燃烧腔53外部设置有冷却通道55且冷却通道55受控连通于燃料供给单元7,因而当燃料供给单元7需要向辅助火箭5供入燃料时,燃料会首先进入冷却通道55,此时燃料能够对辅助火箭5的第三内壁51进行冷却保护,从而使得辅助火箭5可以实现重复利用,进而使得整个组合循环发动机实现重复利用。

[0085] 参照图1,氧化剂供给单元6可包括:氧化剂储箱61;氧化剂泵62,位于氧化剂储箱61内并具有氧化剂泵轴S62,且所述氧化剂泵轴S62通过第二齿轮组G2连接于燃气涡轮单元3的传动轴35;以及氧化剂管道63,连通于氧化剂储箱61。当氧化剂供给单元6工作时,氧化剂泵62用于将氧化剂储箱61内的氧化剂抽吸入氧化剂管道63中。

[0086] 参照图1,燃料供给单元7可包括:燃料储箱71;燃料泵72,位于燃料储箱71内并具有燃料泵轴S72,且所述燃料泵轴S72通过第一齿轮组G1连接于燃气涡轮单元3的传动轴35;以及燃料管道73,连通于燃料储箱71。当燃料供给单元7工作时,燃料泵72用于将燃料储箱71内的燃料抽吸入燃料管道73中。

[0087] 参照图1,尾喷管组件8可包括:外壳81,位于冲压燃烧单元4的尾部并连接于壳体1;以及内壳82,位于燃气涡轮单元3的尾部并转动连接于机匣33,且内壳82形成有第一喷口84、内壳82与外壳81形成有第二喷口85;以及调节机构83,用于带动内壳82相对机匣33运动以调节第一喷口84和第二喷口85的大小。其中,内壳82可由一系列圆弧形调节片构成,调节机构83可根据组合循环发动机的工作状态(即工作条件)调节形成内壳82的调节片与组合循环发动机的中心轴线的夹角,由此实现燃气涡轮单元3与冲压燃烧单元4的工作匹配。

[0088] 在一实施例中,组合循环发动机可用作高超声速飞行器的动力装置。其中,高超声速飞行器的飞行过程详细说明如下。

[0089] 当高超声速飞行器从地面零速起飞时,组合循环发动机首先以燃气涡轮模态工作(如图5所示),此时仅燃气涡轮单元3启动工作,冲压燃烧单元4不工作,并且冲压燃烧单元4的第二燃烧室42为引射气流通道(即不发生燃烧、只供空气流通):外界空气经空气入口A进入进气通道B,进气通道B中的绝大部分空气经燃气涡轮单元3的第一进气口31进入燃气涡轮

轮单元3中、少量空气经冲压燃烧单元4的第二进气口41进入冲压燃烧单元4中。在该模态下,随着高超声速飞行器的飞行速度的增大(但小于 $(2\pm 0.5)$ 马赫),中心锥体2的前体22逐渐向前移动、燃气涡轮单元3的第一进气口31逐渐关小,尾喷管组件8的可调内壳82在调节机构83的作用下逐渐向靠近组合循环发动机的轴线方向转动以调小第一喷口84、增大第二喷口85,燃气涡轮单元3混合燃烧后的气体经由第一喷口84排出。

[0090] 当高超声速飞行器的飞行速度达到 $(2\pm 0.5)$ 马赫时,组合循环发动机以过渡模态工作(如图6所示),此时燃气涡轮单元3和辅助火箭5启动工作,冲压燃烧单元4不工作,并且冲压燃烧单元4的第二燃烧室42为引射气流通道(即不发生燃烧、只供空气流通)。辅助火箭5工作后,大量气流被引射进入进气通道B,进气通道B中的一部分空气经燃气涡轮单元3的第一进气口31进入燃气涡轮单元3中、另一部分经冲压燃烧单元4的第二进气口41进入冲压燃烧单元4中。在该模态下,随着高超声速飞行器的飞行速度的增大(但小于 $(3\pm 0.5)$ 马赫),中心锥体2的前体22继续向前移动、燃气涡轮单元3的第一进气口31继续关小,尾喷管组件8的可调内壳82在调节机构83的作用下继续向靠近组合循环发动机的轴线方向转动以进一步调小第一喷口84、增大第二喷口85,随后燃气涡轮单元3中的混合燃烧后的气体和辅助火箭5中的混合燃烧后的气体均经由第一喷口84排出。

[0091] 当高超声速飞行器的飞行速度达到 $(3\pm 0.5)$ 马赫及以上时,组合循环发动机以冲压燃烧模态工作(如图7所示),此时冲压燃烧单元4启动工作,燃气涡轮单元3和辅助火箭5停止工作:进气通道B中的全部空气经冲压燃烧单元4的第二进气口41进入第二燃烧室42中。在该模态下,中心锥体2的前体22的尖部处于距离壳体1最远的极限位置、燃气涡轮单元3的第一进气口31完全关闭,尾喷管组件8的可调内壳82处于靠近发动机轴线方向的极限位置。此时,若高超声速飞行器有进气畸变时,少量空气可经壳体1上的放气口11排出,从而保证进气通道B的稳定工作。

[0092] 当然,本发明的组合循环发动机不仅限于用作高超声速飞行器的动力装置,其还可用作高超声速导弹的动力装置或者全速域飞行器的动力装置,且高超声速导弹或全速域飞行器的工作过程与高超声速飞行器类似。

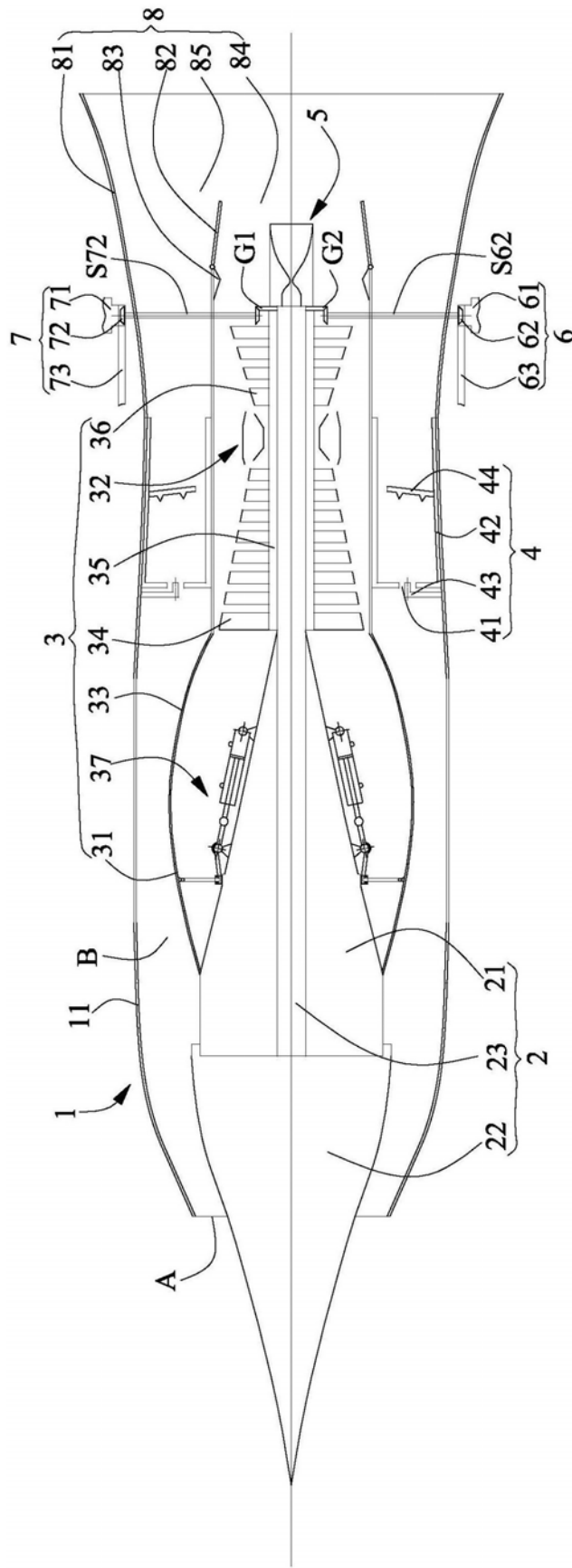


图1



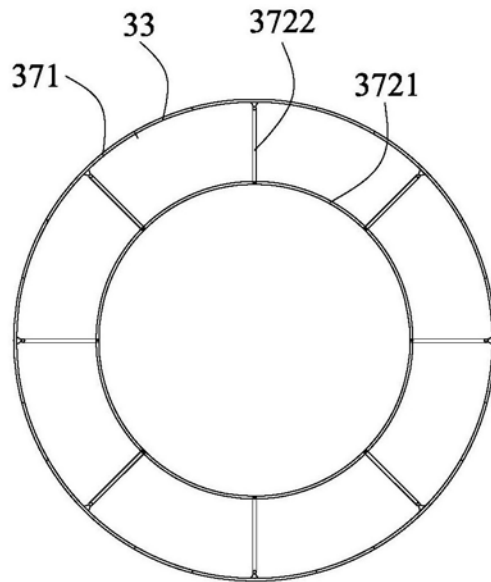


图3

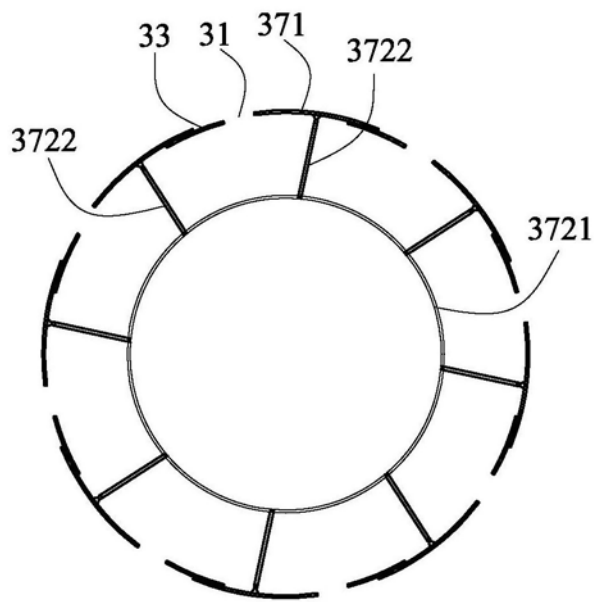


图4

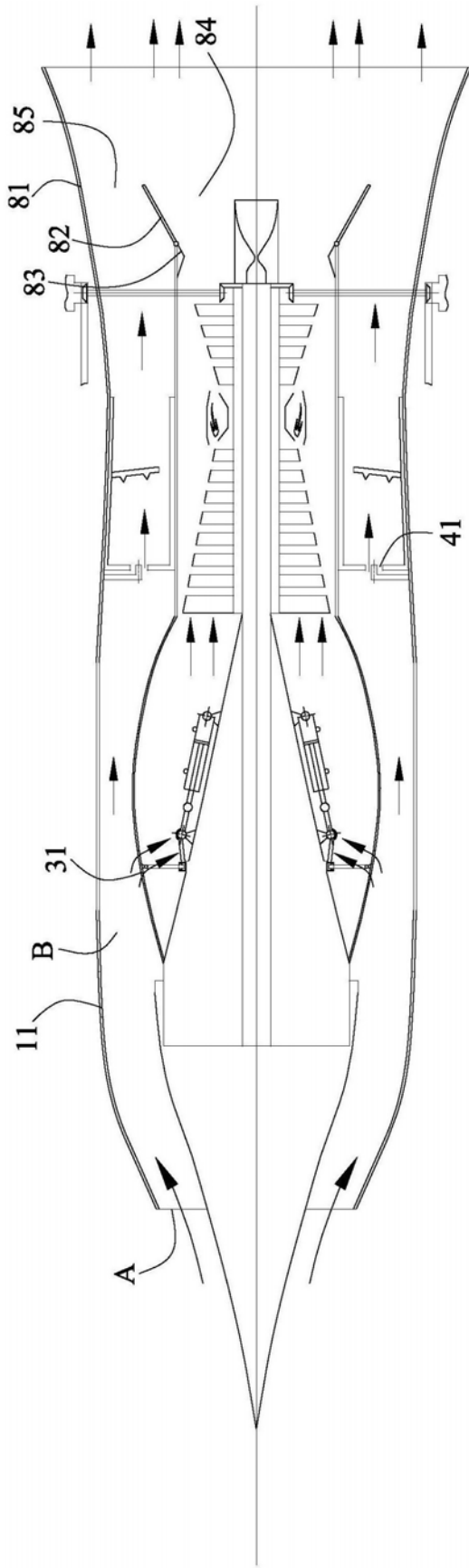


图5

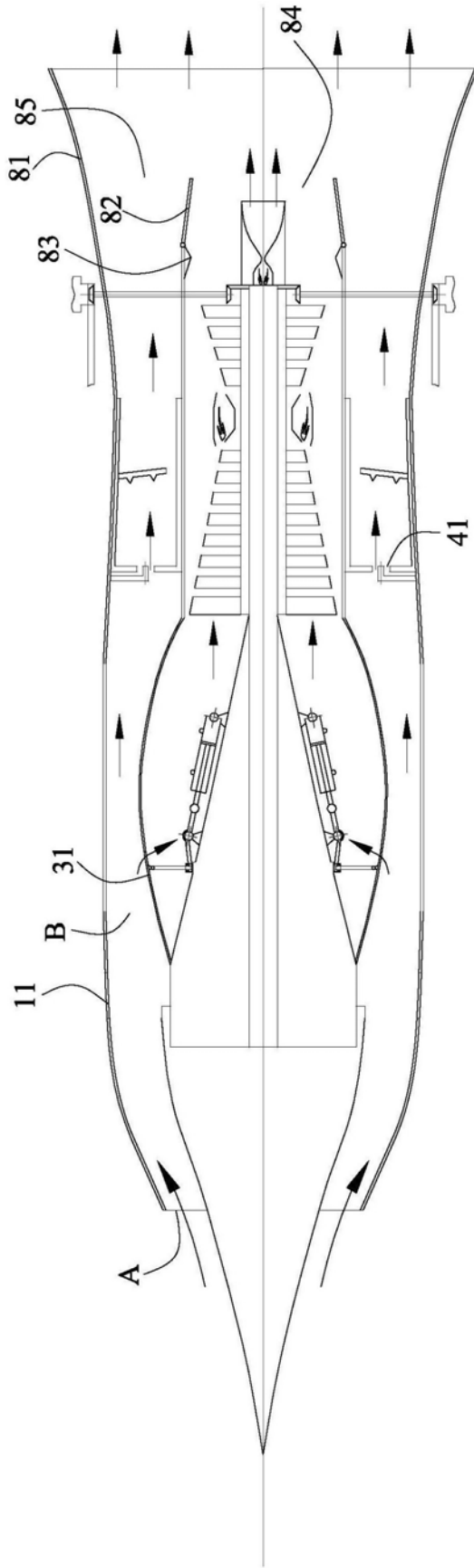


图6

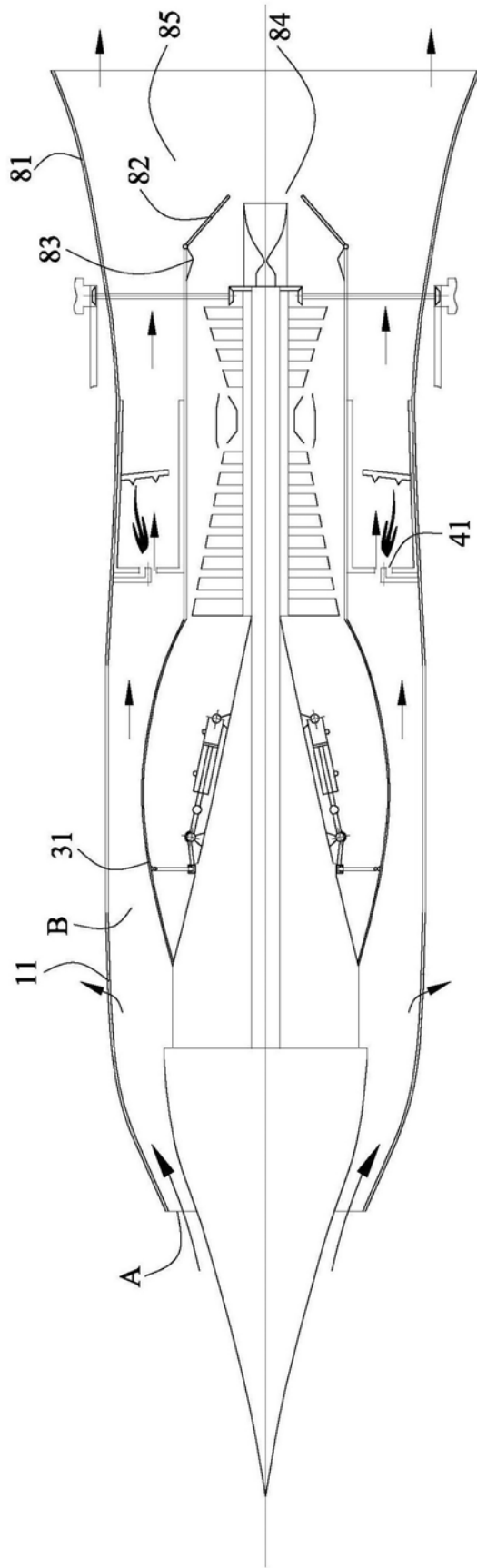


图7