



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014100229/06, 09.01.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
09.01.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 09.01.2014

(45) Опубликовано: 20.03.2015 Бюл. № 8

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 37774 U1, 10.05.2004. RU 2450153  
C1, 10.05.2012. RU 2173399 C2, 10.09.2001. US  
4589253 A, 20.05.1986. US 4879874 A, 14.11.1989

Адрес для переписки:

394006, г.Воронеж, ул. Ворошилова, 20, Открытое  
акционерное общество "Конструкторское бюро  
химавтоматики", начальнику отдела

(72) Автор(ы):

Вовчаренко Константин Иванович (RU),  
Гуртовой Андрей Александрович (RU),  
Ефимочкин Александр Фролович (RU),  
Шаров Григорий Николаевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество  
"Конструкторское бюро химавтоматики"  
(RU)

(54) ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

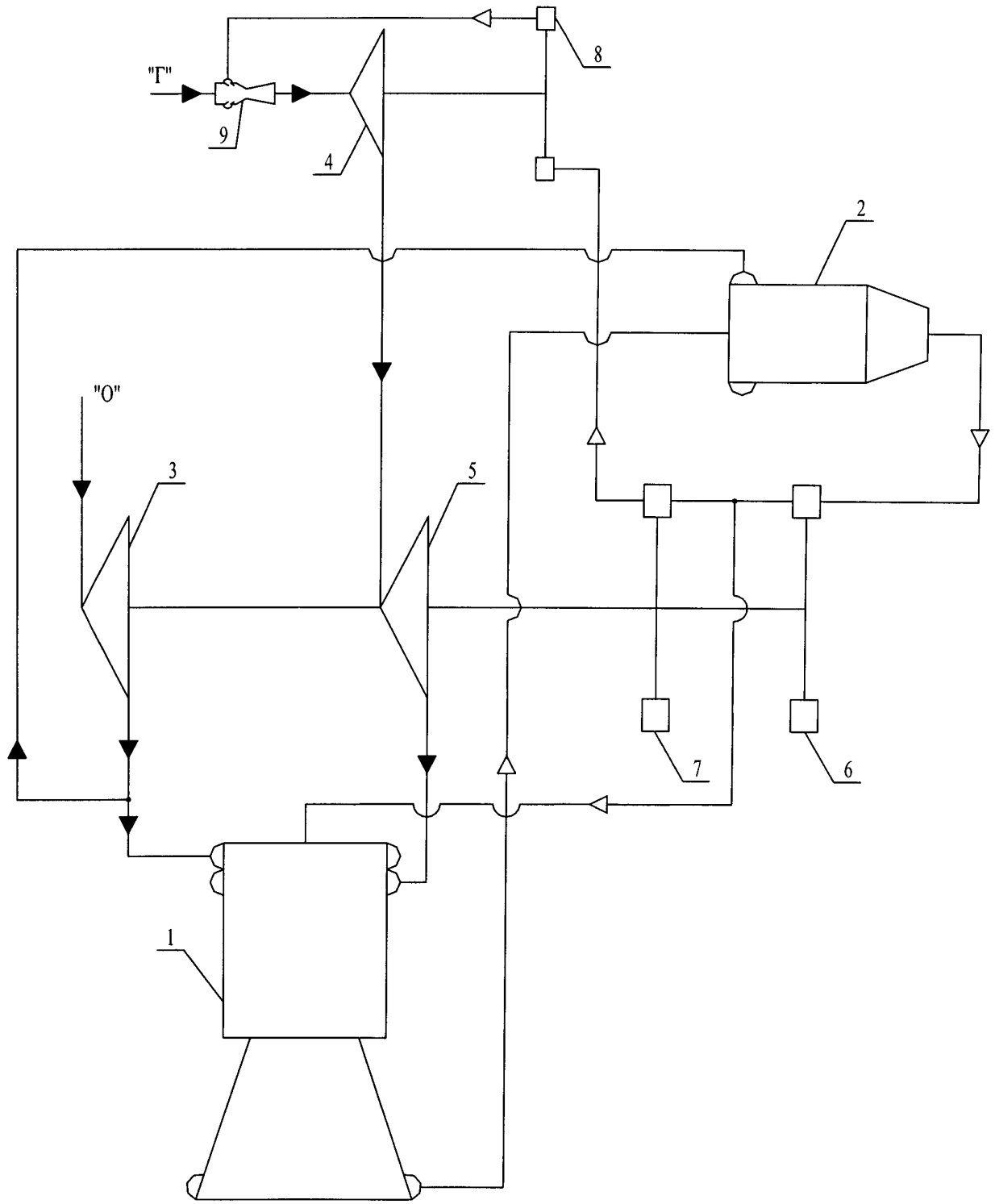
(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетному двигателестроению и может быть использовано при проектировании жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). ЖРД, содержащий камеру, газогенератор, топливные насосы и двухступенчатую турбину, питаемую генераторным газом, выход из первой ступени которой соединен с форсуночной головкой камеры, согласно изобретению, выход из второй

ступени турбины соединен с входом в корпус турбины бустерного насоса одного из компонентов топлива, выход из которого соединен со входом в двигатель или с окружающей средой. Изобретение обеспечивает повышение энергетических характеристик за счет более полного использования энергетических возможностей газа, сбрасываемого после второй ступени турбины. 1 з.п. ф-лы, 3 ил.

RU 2 544 684 C1

RU 2 544 684 C1



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2014100229/06, 09.01.2014

(24) Effective date for property rights:  
09.01.2014

Priority:

(22) Date of filing: 09.01.2014

(45) Date of publication: 20.03.2015 Bull. № 8

Mail address:

394006, g.Voronezh, ul. Voroshilova, 20, Otkrytoe  
aktsionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe bjuro  
khimavtomatiki", nachal'niku otdela

(72) Inventor(s):

Vovcharenko Konstantin Ivanovich (RU),  
Gurtovoj Andrej Aleksandrovich (RU),  
Efimochkin Aleksandr Frolovich (RU),  
Sharov Grigorij Nikolaevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo  
"Konstruktorskoe bjuro khimavtomatiki" (RU)

(54) **LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE**

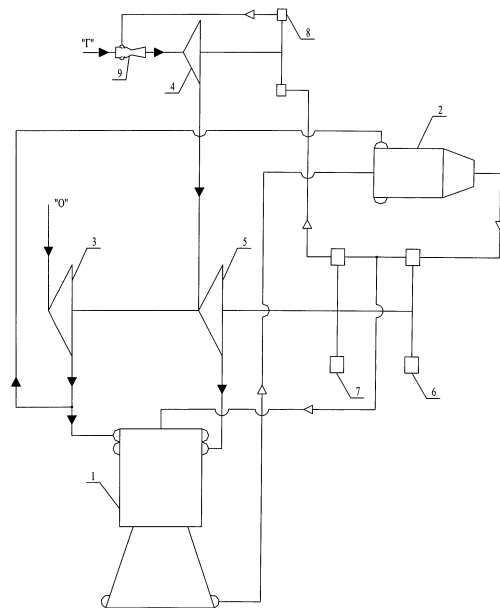
(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: proposed rocket engine comprises chamber, gas-generators, fuel pumps and two-stage turbine fed by power gas. First stage outlet is communicated with the chamber nozzle head. In compliance with this invention, turbine second stage outlet is communicated with booster pump inlet to turbine housing to feed one of fuel components. Outlet of said pump is communicated with the engine inlet or with ambient atmosphere.

EFFECT: higher power efficiency owing to complete application of gas discharged after second stage.

2 cl, 3 dwg



Фиг. 1

R U  
2 5 4 4 6 8 4  
C 1

R U  
2 5 4 4 6 8 4  
C 1

Изобретение относится к ракетному двигателестроению и может быть использовано при проектировании жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Одной из основных задач, стоящих при создании ЖРД, является повышение энергетических характеристик.

Для двигателей, работающих по схеме с дожиганием газа после турбины, существенным ограничением является уровень давления перед турбиной, повышение которого сверх определенного уровня не дает положительного эффекта, поскольку прирост мощности турбины полностью гасится приростом потребной мощности насосов. В связи с этим все реально созданные ЖРД работают с уровнем давления в камере сгорания, не превышающем 30 МПа.

В качестве прототипа рассматривается кислородно-водородный двигатель РД0120 (см. С.П. Усманский. Ракеты-носители, космодромы. М.: изд. «Рестарт+», 2001 г., с.52).

Указанный прототип выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа и имеет в своем составе: камеру сгорания, насосы горючего и окислителя, двухступенчатую турбину, газогенератор, работающий с избытком водорода, агрегаты управления и арматуру обвязки.

Недостатком прототипа является то, что мощность турбины ограничена уровнем температуры газа перед ней и отношением давлений на турбине, от которого также существенно зависит мощность последней. Целью предлагаемого изобретения является повышение энергетических возможностей ЖРД, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа. Поставленная цель достигается тем, что в ЖРД, содержащем камеру, газогенератор, топливные насосы и двухступенчатую турбину, питаемую генераторным газом, выход из первой ступени которой соединен с форсуночной головкой камеры, согласно изобретению, выход из второй ступени турбины соединен со входом в корпус турбины бустерного насоса одного из компонентов топлива, выход из которой соединен со входом в двигатель или с окружающей средой.

Предполагаемое изобретение иллюстрируется схемами, приведенными на фиг. 1, 2, 3, где показаны следующие агрегаты:

- 1 - камера сгорания;
- 2 - газогенератор;
- 3 - насос окислителя;
- 4 - бустерный насос горючего;
- 5 - насос горючего;
- 6 - первая ступень турбины;
- 7 - вторая ступень турбины;
- 8 - турбина бустерного насосного агрегата горючего;
- 9 - эжектор;
- 10 - смеситель;
- 11 - сопло.

Для упрощения схемы на фиг. 1, 2, 3 не показаны агрегаты регулирования и управления, агрегаты системы поджига компонентов топлива в газогенераторе и камере двигателя, а также бустерный насосный агрегат окислителя.

Согласно схеме, представленной на фиг. 1, двигатель состоит из камеры 1, питаемой газом из газогенератора 2, который, в свою очередь, питается частью расхода окислителя из насоса 3, другая часть окислителя по трубопроводу направляется в камеру 1. Горючее, пройдя бустерный насос 4, поступает в основной насос 5. Из насоса 5 в газогенератор 2 поступает все горючее, прошедшее предварительно через охлаждающий тракт камеры. Выход из газогенератора связан со входом в первую ступень турбины 6, выход из которой связан как со входом в камеру 1, так и со входом во вторую ступень турбины

7, выход из которой связан со входом в корпус турбины 8 бустерного насосного агрегата горючего. Выход из корпуса турбины 8 связан со входом в бустерный насос горючего 4. При этом конструкция узла подвода горячего газа во входную магистраль двигателя может быть выполнена как в виде эжектора 9 (фиг.1), так и в виде смесителя 10 (фиг.2).

5 Также возможен вариант сброса газа в окружающую среду через сопло 11 (фиг.3).

Двигатель работает следующим образом. Горючее поступает в бустерный насос 4, далее в основной насос 5 и после него в охлаждающий тракт камеры 1. Окислитель поступает в насос 3 и далее в газогенератор 2 и в камеру 1. Горючее, пройдя охлаждающий тракт, поступает в газогенератор 2, где они совместно с окислителем  
10 воспламеняются. Газогенератор вырабатывает газ (в приведенной схеме с избытком горючего). Газ поступает в первую ступень турбины, после которой поступает в камеру и частично во вторую ступень турбины. Турбины начинают вращать насосы 3 и 5, давление за которыми повышается, двигатель выходит на расчетный режим. Для более эффективного использования энергии газа, отобранного после второй ступени  
15 турбины, газ после нее сбрасывается на вход в турбину 8 бустерного насосного агрегата горючего, после которой газ поступает на вход в бустерный насос горючего 4. При этом в зависимости от параметров газа он может использоваться для эжектирования топлива, подаваемого на вход в двигатель (фиг.1), либо просто подмешиваться в топливо (фиг.2). В зависимости от требований, предъявляемых к двигателю, газ может  
20 сбрасываться через сопло 11 в окружающую среду (фиг.3).

Необходимо подчеркнуть, что при сбросе газа во входную магистраль двигателя параметры газа и параметры топлива, подаваемого на вход в двигатель, должны обеспечивать необходимые антикавитационные характеристики.

25 **Формула изобретения**

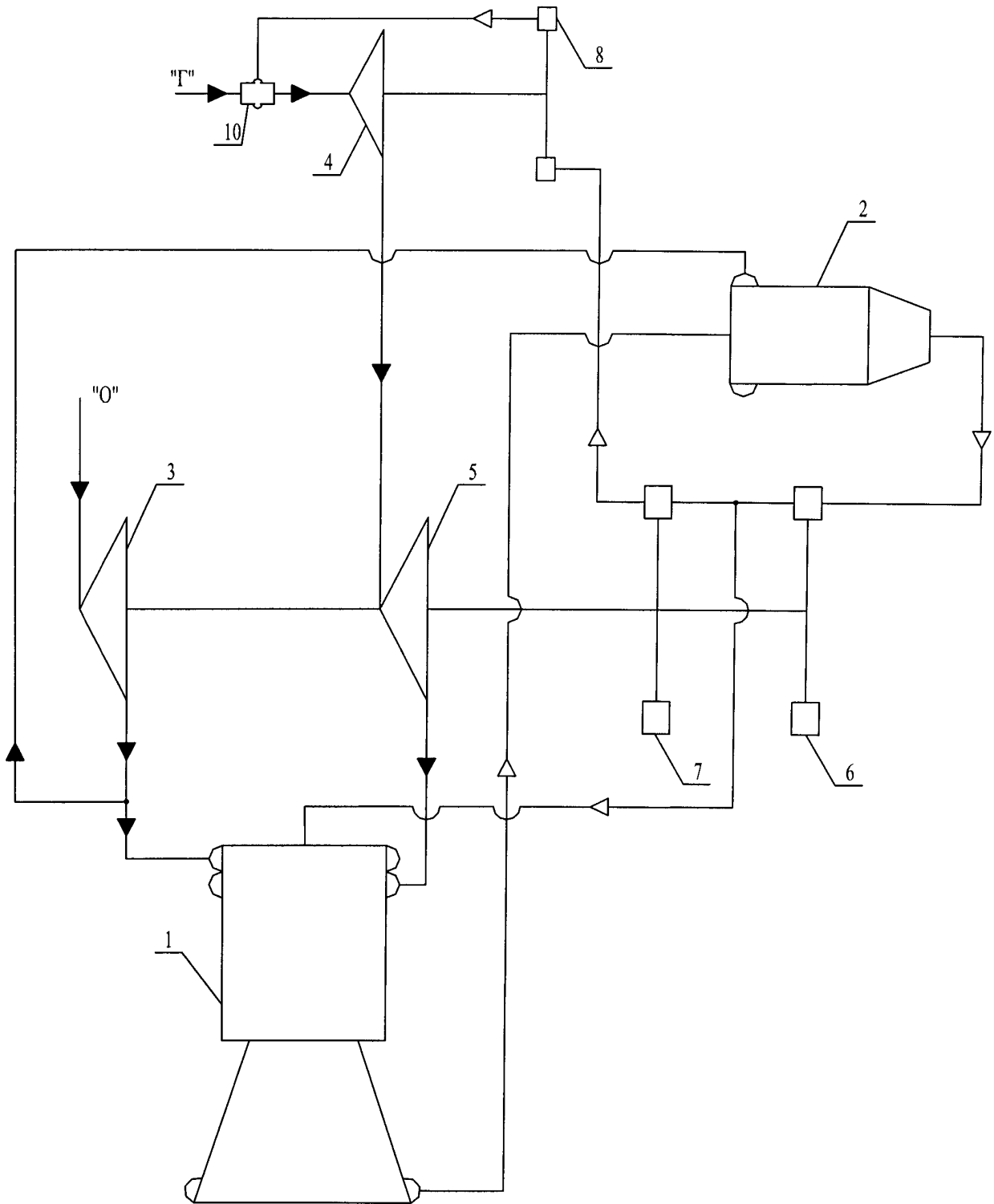
1. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру, газогенератор, топливные насосы и двухступенчатую турбину, питаемую генераторным газом, выход из первой ступени которой соединен с форсуночной головкой камеры, отличающийся тем, что выход из второй ступени турбины соединен с входом в корпус турбины бустерного  
30 насоса одного из компонентов топлива, выход из которого соединен со входом в двигатель или с окружающей средой.

2. Жидкостный ракетный двигатель по п.1, отличающийся тем, что вход в двигатель может быть выполнен в виде эжектора или смесителя.

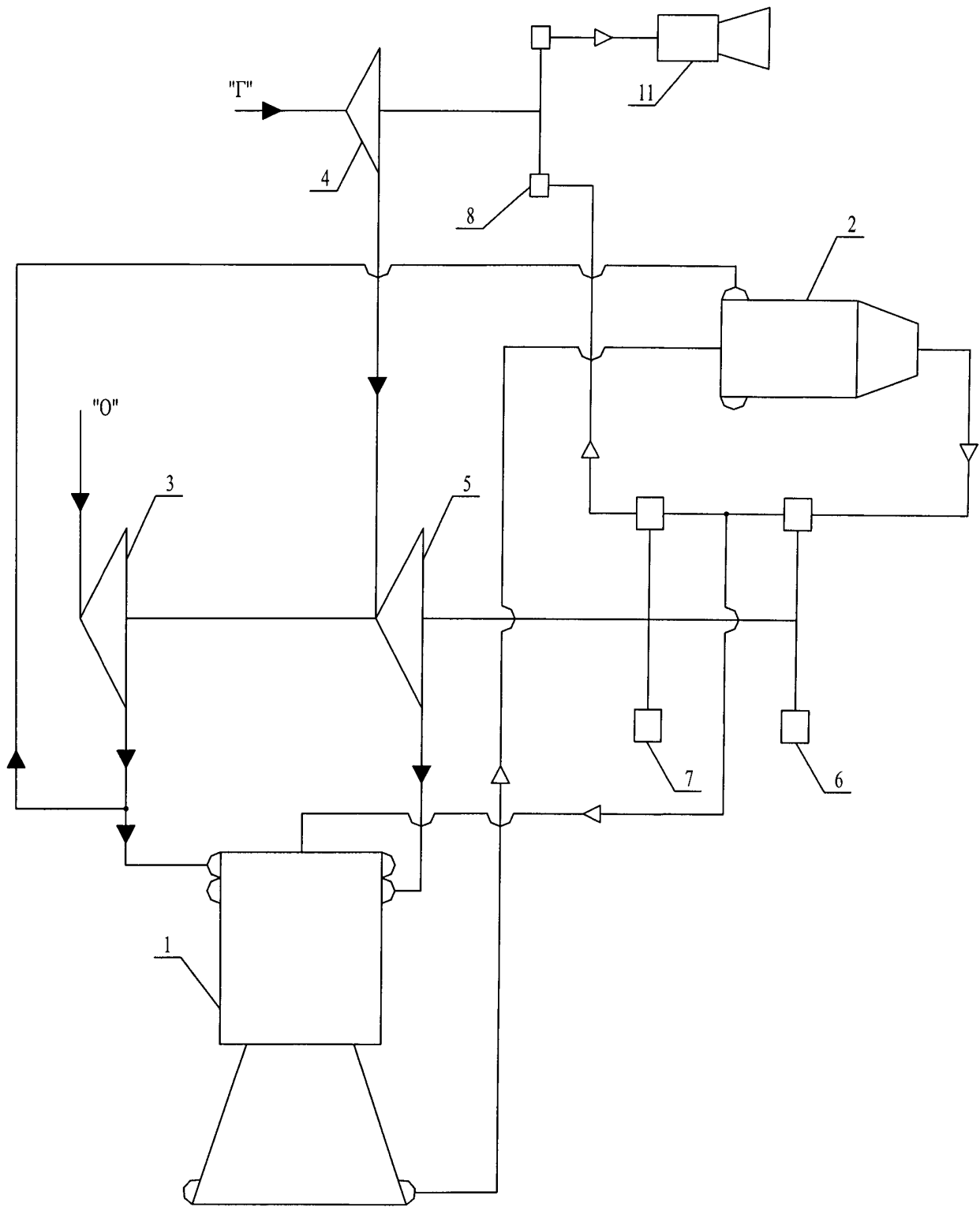
35

40

45



Фиг. 2



Фиг. 3