



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2007122144/06, 13.06.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
13.06.2007

(45) Опубликовано: 20.02.2009 Бюл. № 5

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2157909 C1, 20.10.2000. RU 2215890
C2, 13.08.2001. GB 990911 A, 05.05.1965. US
6584751 B1, 01.07.2003. US 3768926 A,
30.10.1973. RU 2106509 C1, 10.03.1998.Адрес для переписки:
630090, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,
ИТПМ СО РАН

(72) Автор(ы):

Латыпов Альберт Фатхиевич (RU),
Фомин Василий Михайлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

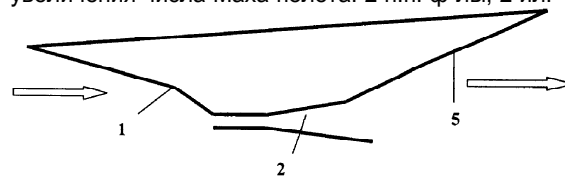
Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича Сибирское отделение
Российской академии наук (ИТПМ СО РАН) (RU)

(54) СПОСОБ РАБОТЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ И СВЕРХЗВУКОВОЙ ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Способ работы сверхзвукового пульсирующего прямооточного воздушно-реактивного двигателя включает подачу и сжигание топлива в сверхзвуковом потоке в расширяющемся канале камеры сгорания. Подачу и сжигание топлива осуществляют в нескольких расширяющихся участках камеры сгорания в импульсно-периодическом режиме. Камера сгорания выполнена из последовательно размещенных друг за другом расширяющихся участков с устройствами для импульсно-периодической подачи топлива в места стыка участков и через пилоны, размещенные в потоке каждого участка. Участки камеры сгорания выполнены так, что входное

сечение последующего участка больше выходного сечения предыдущего участка. Количество и частоту подводимого топлива на каждом участке камеры сгорания задают из условия сохранения сверхзвуковой скорости нестационарного потока по всему каналу камеры. Изобретение направлено на повышение эффективности работы пульсирующего прямооточного воздушно-реактивного двигателя для увеличения числа Маха полета. 2 н.п. ф-лы, 2 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2007122144/06, 13.06.2007**

(24) Effective date for property rights: **13.06.2007**

(45) Date of publication: **20.02.2009 Bull. 5**

Mail address:
**630090, g.Novosibirsk, ul. Institutskaja,
4/1, ITPM SO RAN**

(72) Inventor(s):
**Latypov Al'bert Fatkhievich (RU),
Fomin Vasilij Mikhajlovich (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Institut teoreticheskoy i prikladnoj
mekhaniki im. S.A. Khristianovicha Sibirskoe
otdelenie Rossijskoj akademii nauk (ITPM SO
RAN) (RU)**

(54) **METHOD FOR OPERATION OF SUPERSONIC PULSE ATHODYD AND SUPERSONIC PULSE ATHODYD**

(57) Abstract:

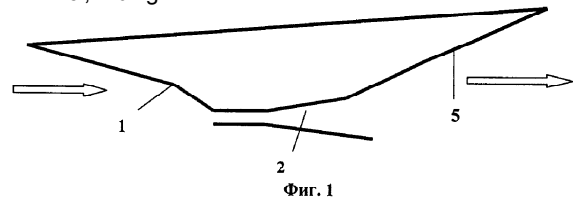
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: method for operation of supersonic pulse athodyd includes supply and combustion of fuel in supersonic flow in expanding channel of combustion chamber. Fuel supply and combustion is carried out in several expanding sections of combustion chamber in pulse periodic mode. Combustion chamber is made of expanding sections that are serially installed one after another with devices for pulse periodic supply of fuel into points of sections joint and via pylons that are available in flow of every section. Sections of combustion chamber are arranged so that inlet section of subsequent section is more than outlet

section of the previous section. Amount and frequency of supplied fuel in every section of combustion chamber is specified based on condition of non-stationary flow supersonic speed maintenance in the whole of chamber channel.

EFFECT: invention is aimed at increase of pulse athodyd operation efficiency to increase Mach number of flight.

2 cl, 2 dwg



RU 2 347 098 C1

RU 2 347 098 C1

Изобретение относится к авиации и может быть использовано в двигателестроении летательных аппаратов.

Известен способ работы прямооточного воздушно-реактивного двигателя путем сжигания топлива в скоростном потоке. С целью увеличения предельных значений высоты и скорости полета скорость рабочего тела по тракту двигателя по данному способу поддерживают большей местной скорости звука, а подачу и сжигание топлива проводят в сверхзвуковом потоке. Данный способ реализуется в двигателях, в которых отсутствуют переднее и заднее критические сечения /1/.

Недостатком данного способа является то, что не удается сохранить вдоль всего тракта двигателя сверхзвуковой поток при сжигании необходимого для создания тяги количества топлива в стационарном режиме.

Известен сверхзвуковой пульсирующий детонационный прямооточный двигатель (СПДПД) со сверхзвуковым потоком в камере сгорания и с горением в пульсирующей детонационной волне, выбранный за прототип. В СПДПД пульсирующий нестационарный процесс инициируется периодическими прерываниями подачи топлива. СПДПД содержит сверхзвуковой воздухозаборник, сверхзвуковую камеру смешения, сверхзвуковую камеру сгорания, сверхзвуковое сопло, устройство запуска двигателя, систему подачи топлива, сопла и клапаны изменения режима подачи топлива /2/.

Способ функционирования СПДПД заключается в том, что в момент запуска двигателя подают топливо, создают топливовоздушную смесь и инициируют детонационную волну. Дальнейшую работу двигателя обеспечивают изменением подачи топлива, реализуя в камере сгорания богатую и бедную топливовоздушную смесь и вызывая изменение направления и скорости перемещения детонационной волны относительно камеры сгорания от ее выхода к входу по богатой смеси и в обратном направлении по бедной смеси.

Недостатком прототипа является следующее: 1) подготовка гомогенной топливовоздушной смеси для осуществления устойчивого детонационного горения связана с задачей эффективного смешения сверхзвуковых струй на ограниченной длине, которая сегодня не имеет удовлетворительного решения; 2) применение СПДПД возможно при числах Маха полета не более 7,5.

Задачей предлагаемого технического решения является повышение эффективности работы прямооточного воздушно-реактивного двигателя для увеличения числа Маха полета.

Поставленная задача реализуется в предлагаемом способе работы сверхзвукового пульсирующего прямооточного воздушно-реактивного двигателя, заключающегося в том, что подачу и сжигание топлива осуществляют в импульсно-периодическом режиме в нескольких расширяющихся участках камеры сгорания, сопряженных ступенчато расширяющимися сечениями, причем часть топлива подают в зону рециркуляции газа в местах стыка участков, другую часть - через пилоны в поток каждого участка, при этом количество и частоту подводимого топлива на каждом участке камеры сгорания задают из условия сохранения сверхзвуковой скорости нестационарного потока в канале камеры сгорания.

Предложенный способ реализуется в сверхзвуковом пульсирующем прямооточном воздушно-реактивном двигателе, содержащем воздухозаборник, расширяющуюся сверхзвуковую камеру сгорания, сопло. Камера сгорания выполнена из последовательно расширяющихся ступенчатых участков с установленными в них устройствами для импульсно-периодического ввода топлива и снабженными системой периодического прерывания подачи топлива. Расширяющиеся участки камеры сгорания выполнены так, что входное сечение последующего участка больше выходного сечения предыдущего участка, причем количество участков, их геометрические параметры, а также количество и частоту подводимого топлива на каждом участке камеры сгорания выбирают из условия сохранения сверхзвукового течения в канале камеры сгорания. На каждом участке камеры сгорания часть топлива (водород) периодически подают в зону рециркуляции газа в местах стыка предыдущего и последующего участков, другую часть, также периодически, -

через пилоны, установленные в потоке каждого участка.

Технический результат достигается благодаря тому, что при числах Маха полета больше шести в зонах рециркуляции газа создаются условия для самовоспламенения топлива (водорода), реализующийся при этом периодический подвод тепла сопровождается

5 периодическим увеличением давления газа. Продукты сгорания выносятся в канал камеры сгорания, способствуя смешению подаваемого через пилоны топлива (водорода) с воздухом и его горению в потоке. При распределенной периодической подаче топлива возникает система нестационарных ударных волн, за которыми сохраняется сверхзвуковая скорость потока на всех участках камеры сгорания.

10 Указанные признаки не выявлены в других технических решениях при изучении уровня данной области техники и, следовательно, решение является новым и имеет изобретательский уровень.

На фиг.1 приведена схема двигателя, на фиг.2 - расширяющиеся участки камеры сгорания.

15 Сверхзвуковой пульсирующий прямоточный воздушно-реактивный двигатель, содержит воздухозаборник 1, расширяющуюся сверхзвуковую камеру сгорания 2 с устройствами импульсно-периодической подачи топлива 3 в зону рециркуляции газа в местах стыка предыдущего и последующего участков и пилонами 4 для импульсно-периодической

20 подачи топлива в поток каждого участка, сопло 5. Камера сгорания выполнена из нескольких последовательно расположенных друг за другом ступенчато расширяющихся участков. На фиг.2 стрелками показаны места ввода топлива. Расширяющиеся участки камеры сгорания выполнены так, что входное сечение последующего участка больше выходного сечения предыдущего участка. Количество участков их геометрические

25 параметры, а также количество и частоту подводимого топлива на каждом участке камеры сгорания выбирают из условия сохранения сверхзвукового течения нестационарного потока во всех участках камеры сгорания.

Способ работы сверхзвукового пульсирующего прямоточного воздушно-реактивного двигателя осуществляется следующим образом.

При числе Маха полета больше шести непрерывная подача топлива меняется на

30 импульсно-периодический режим. В зонах рециркуляции газа (в местах стыка ступенчатых участков) создаются условия для самовоспламенения топлива (водорода), реализующийся при этом периодический подвод тепла сопровождается увеличением давления продуктов сгорания, которые выносятся в канал камеры сгорания, способствуя смешению подаваемого через пилоны топлива (водорода) с воздухом и его горению в потоке. При

35 распределенной импульсной подаче топлива возникает система нестационарных ударных волн, за которыми сохраняется сверхзвуковая скорость потока газа. Распределение подачи топлива в участках камеры сгорания регулируют исходя из условия сохранения сверхзвуковой скорости нестационарного потока по всему каналу камеры сгорания. Данный способ позволяет увеличить диапазон применения прямоточного воздушно-реактивного

40 двигателя до чисел Маха полета $M=13,5-14,5$.

Источники информации

1. А.с. №471815, F02K 7/10, 1957 г., публ. 10.04.2000 г.
2. Патент RU №2157909, F02K 7/14, 1999, публ. 20.10.2000 г - прототип.

45 Формула изобретения

1. Способ работы сверхзвукового пульсирующего прямоточного воздушно-реактивного двигателя включает подачу и сжигание топлива в сверхзвуковом потоке в расширяющемся канале камеры сгорания, отличающийся тем, что подачу и сжигание топлива осуществляют

50 в нескольких расширяющихся участках камеры сгорания в импульсно-периодическом режиме, причем часть топлива подают в зону рециркуляции газа в местах стыка участков, другую часть - через пилоны в поток каждого участка, при этом количество и частоту подводимого топлива на каждом участке камеры сгорания задают из условия сохранения сверхзвуковой скорости нестационарного потока по всему каналу камеры сгорания.

2. Сверхзвуковой пульсирующий прямоточный воздушно-реактивный двигатель, содержащий воздухозаборник, камеру сгорания, сопло, устройство периодической подачи топлива, отличающийся тем, что камера сгорания выполнена из последовательно размещенных друг за другом расширяющихся участков с устройствами для импульсно-периодической подачи топлива в места стыка участков и через пилоны, размещенные в потоке каждого участка, при этом участки камеры сгорания выполнены так, что входное сечение последующего участка больше выходного сечения предыдущего участка, причем количество участков и их геометрические параметры задают из условия сохранения сверхзвуковой скорости нестационарного потока по всему каналу камеры сгорания.

10

15

20

25

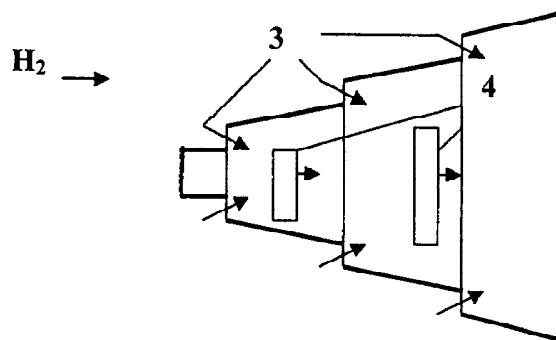
30

35

40

45

50



Фиг. 2