



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014128563/06, 14.07.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
14.07.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 14.07.2014

(45) Опубликовано: 20.10.2015 Бюл. № 29

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: US 5537815 A1, 23.07.1996. US 7000398 B2, 21.02.2006. RU 2171388 C2, 27.07.2001. RU 2269022 C2, 27.01.2006. RU 2315193 C1, 20.01.2008. US 5072582 A1, 17.12.1991. RU 2445491 C2, 20.03.2012. US 4441312 A1, 10.04.1984

Адрес для переписки:

111116, Москва, ул. Авиамоторная, 2, ФГУП
"ЦИАМ им. П.И. Баранова", Отдел
интеллектуальной собственности

(72) Автор(ы):

Суриков Евгений Валентинович (RU),
Яновский Леонид Самойлович (RU),
Бабкин Владимир Иванович (RU),
Шаров Михаил Сергеевич (RU),
Ширин Алексей Павлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное унитарное
предприятие "Центральный институт
авиационного моторостроения имени П.И.
Баранова" (RU)

(54) ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ТВЕРДОМ ГОРЮЧЕМ И СПОСОБ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

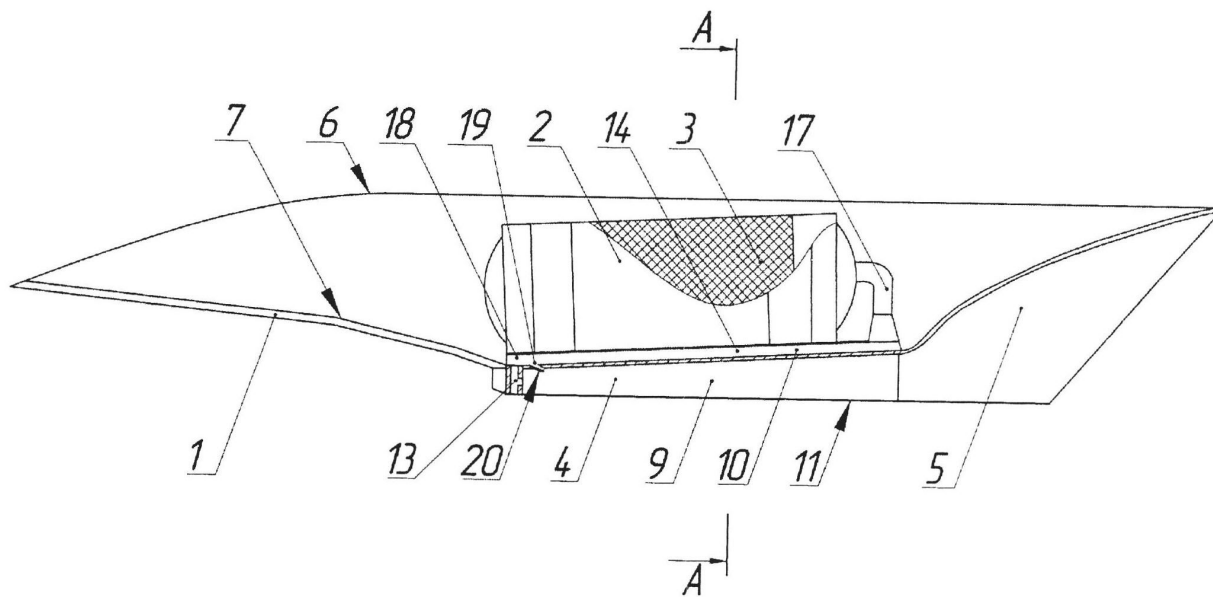
(57) Реферат:

Изобретение относится к авиационному двигателестроению и предназначено для прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем содержит воздухозаборник, газогенератор с зарядом твердого горючего в отдельном корпусе, камеру дожигания и сопло. Функционирование двигателя в режиме сверхзвукового горения включает неполное торможение воздушного потока в воздухозаборнике, газификацию твердого горючего в газогенераторе, разложение продуктов газификации в охлаждающем тракте,

смешение воздуха и продуктов разложения, воспламенение и сжигание смеси в камере дожигания, расширение продуктов сгорания в сопле. Также представлен способ функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем. Изобретение позволяет улучшить массогабаритные характеристики, повысить энергоемкость при быстром и полном сгорании горючего, а также обеспечить надежную защиту и охлаждение стенок камеры дожигания. 2 н. и 16 з. п. ф-лы, 4 ил.

RU 2 565 131 C 1

RU 2 565 131 C 1



Фиг. 1

RU 2565131 C1

RU 2565131 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
F02K 7/10 (2006.01)
F02K 9/64 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2014128563/06, 14.07.2014

(24) Effective date for property rights:
14.07.2014

Priority:

(22) Date of filing: 14.07.2014

(45) Date of publication: 20.10.2015 Bull. № 29

Mail address:

111116, Moskva, ul. Aviamotornaja, 2, FGUP
"TsIAM im. P.I. Baranova", Otdel intellektual'noj
sobstvennosti

(72) Inventor(s):

**Surikov Evgenij Valentinovich (RU),
Janovskij Leonid Samojlovich (RU),
Babkin Vladimir Ivanovich (RU),
Sharov Mikhail Sergeevich (RU),
Shirin Aleksej Pavlovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe
predprijatje "Tsentral'nyj institut aviatsionnogo
motorostroenija imeni P.I. Baranova" (RU)**

(54) **RAMJET ENGINE RUNNING ON SOLID PROPELLANT AND METHOD OF ITS OPERATION**

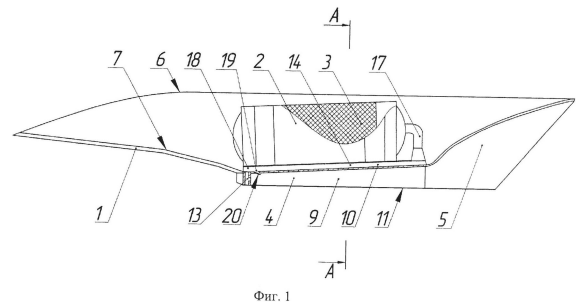
(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: claimed engine comprises air intake, gas generator with solid propellant charge in a separate case, after afterburner and nozzle. Operation of this engine under conditions of supersonic combustion comprises the steps that follow. Airflow is subjected to incomplete braking in air intake. Solid propellant is gasified in gas generator. Gasification products are decomposed in the cooling duct. Air and decomposition products are mixed, the mix is ignited and combusted in the afterburner. Combustion products are expanded in the nozzle. Invention discloses also the operation of this engine on solid propellant under conditions of supersonic combustions.

EFFECT: decreased weight and overall dimensions, higher power capacity and fast and completer propellant combustion, reliable protection and cooling of afterburner walls.

18 cl, 4 dwg



RU 2 565 131 C1

RU 2 565 131 C1

Изобретение относится к авиационному двигателестроению, а именно к прямоточным воздушно-реактивным двигателям.

Для использования в качестве двигательных установок (ДУ) летательных аппаратов (ЛА) различного назначения значительный интерес вызывают прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердом горючем (ПВРДТ), в которых сверхзвуковой маршевый режим работы осуществляется с помощью сжигания в воздушном потоке продуктов газификации твердого несамогорящего горючего.

К твердым горючим относятся полимеры (полиэтилен, полистирол, полибутадиен с концевыми гидроксильными группами и др.), высокоплотные тяжелые углеводороды (ДАМСТ, бинор-5, антрацен), каучук, резины и их комбинации с ультрадисперсными порошками металлов.

Функционирование прямоточного воздушно-реактивного двигателя в режиме сверхзвукового горения включает неполное торможение воздушного потока в воздухозаборнике, газификацию твердого горючего в газогенераторе, воспламенение и сжигание продуктов газификации в воздушном потоке в камере дожигания, расширение продуктов сгорания в сопле.

Проблемы работы двигателя заключаются в обеспечении быстрого и полного сгорания продуктов газификации твердого горючего в сверхзвуковом воздушном потоке и надежного охлаждения конструкции двигателя. Известные гиперзвуковые двигатели способны использовать в качестве горючего и охладителя жидкий водород, керосин, метан и другие жидкие и газообразные горючие (заявка US 2005/0235629 A1).

Известны схема ПВРДТ с перепуском воздуха и вкладным стартовым зарядом и схема ПВРДТ без перепуска воздуха с вкладным сбрасываемым ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) (см. Л.С. Яновский, В.Н. Александров и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. М., ИКЦ «Академкнига», 2006, с. 25, рис. В21). К главным достоинствам простой схемы следует отнести высокий энергетический потенциал твердого горючего, незначительную чувствительность скорости горения по отношению к начальной температуре горючего и определенное авторегулирование двигателя при изменении высот полета. Ключевыми проблемами здесь являются обеспечение устойчивости рабочего процесса, получение высокой полноты сгорания при низком значении гидравлических потерь, достижение требуемых скоростей сжигания горючего, влияние способов регулирования на тягово-экономические характеристики ПВРДТ.

Известен ПВРД комбинированного цикла (патент US 4441312, 22.06.79), содержащий воздухозаборник, газогенератор с зарядом твердого горючего, камеру сгорания с размещенным в ней зарядом твердого топлива разгонного двигателя (РД) и зарядом твердого горючего маршевого двигателя и выходное сопло. При этом на режиме работы ПВРД осуществляются совместный процесс дожигания газогенераторных топливных струй и тепломассоподвод в пограничном слое распределенный по длине заряда твердого горючего на его поверхности. Недостатком данного технического решения является то, что эффективное смешение и дожигание горючих компонентов, накопленных в пограничном слое, требует большой длины камеры. Это ухудшает массогабаритные характеристики двигателя.

Известен ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе (РПДТ) (см. Зенитные ракетные комплексы ПВО СВ. - Техника и вооружение, 1999, №5-6), который имеет цилиндрический газогенератор с зарядом, горящим по торцу. Переобогащенные горючими веществами топливные струи через сопла истекают из газогенератора в воздушную камеру, где смешиваются и догорают в спутном воздушном потоке,

поступающем из воздухозаборника. Особенностью рабочего процесса в двигателе является сосредоточенный (локализованный) в начале воздушной камеры подвод воздуха из воздухозаборника и топлива из газогенератора. В двигателе, благодаря большой длине камеры и низкому значению коэффициента стехиометрии топлива L_O в зависимости от коэффициента избытка воздуха достигается высокая полнота сжигания $\eta=0,87-0,95$ топлива малой теплотворной способности $H_u < 5000$ ккал/кг в спутном воздушном потоке. Невысокие значения температуры торможения воздушного потока $T_B \leq 500K$, поступающего в воздушную камеру, также способствовали хорошему смешению спутных топливных струй с воздушным потоком и их дожиганию. Недостатками данного РПДТ являются узкий диапазон скоростей использования, соответствующих числу Маха $M=2$, низкая калорийность топлива и низкие удельные параметры двигателя.

Кроме того, одной из основных проблем при создании двигателей с высокими плотностями теплового потока является обеспечение надежного охлаждения стенок камеры сгорания. При достижении определенного значения давления наиболее распространенный наружный способ охлаждения стенок камеры путем подачи охладителя в тракт охлаждения оказывается недостаточно эффективным.

Одним из путей решения данной проблемы может быть использование внутренних стенок (вставок) камер сгорания с транспирационным охлаждением, выполненных из пористого проницаемого материала, в которых охладитель подается в камеру сгорания сквозь поры в материале стенки (см., например, патент РФ №2171388, 20.08.1999). При этом создается защитная завеса, а плотность теплового потока из камеры в стенку снижается. На режиме критического расхода стенка защищается сплошной завесой охладителя. Подача части охладителя через поры в камеру сгорания приводит к некоторой потере экономичности двигателя, но позволяет обеспечить требуемую работоспособность. Этот тип охлаждения использован также в камере сгорания по патенту US 7,000,398 B2, 21.02.2006. Здесь внутренняя стенка камеры изготовлена из термоструктурированного композиционного материала, который выполнен пористым для горючего, проходящего через нее. Пористость внутренней стенки регулируется таким образом, чтобы соотношение горючего, проходящего через стенку, составляло от 5 до 15% общего расхода горючего, поступающего в двигатель.

Наиболее близким аналогом по устройству и способу функционирования, выбранным за прототип, является ПВРД на твердом горючем, патент US 5,537,815, 23.07.1996. Двигатель содержит воздухозаборник, газогенератор с зарядом твердого горючего, камеру дожигания и сопло. Воздухозаборник и газогенератор гидравлически соединены с соплом через камеру дожигания.

Способ функционирования двигателя заключается в том, что маршевое твердое горючее, расположенное в газогенераторе, воспламеняется запальным устройством, далее выбрасываются заглушки воздухозаборника. Продукты газификации твердого горючего поступают в камеру дожигания, смешиваются с потоком воздуха, подаваемым через воздухозаборник, полученная смесь воспламеняется и сгорает. Продукты сгорания истекают через реактивное сопло, создавая тягу.

Основным недостатком такого технического решения является то, что эта конструкция не обеспечивает длительную работу на больших скоростях полета. При использовании в ПВРДТ новых компонентов твердого горючего, повышающих энергетические характеристики, в камере дожигания существенно повышается температура горения твердого горючего. Кроме того, при увеличении числа Маха

полета нагрев стенок камеры дожигания возрастает настолько, что необходима система для их охлаждения даже при использовании перспективных высокотемпературных теплозащитных и эрозионно стойких материалов. При температуре поверхности конструкции выше 3000К начинается испарение углерода, содержащегося в современных теплозащитных и эрозионно стойких материалах, изготовленных из углепластиков, углерод-углеродных и углерод-керамических материалов или образующихся при термодеструкции в виде кокса на поверхности деталей, изготовленных из материалов на основе резин и каучуков. Использование таких материалов возможно только при малых ресурсах или при уменьшении уровня тепловых потоков, а также эрозионного и химического воздействий на конструкцию двигателя с помощью активной тепловой защиты в виде завесы, образованной низкотемпературным газовым потоком.

В основу изобретения положены следующие задачи:

- улучшение массогабаритных характеристик ПВРДТ;
- повышение энергоемкости твердого горючего;
- обеспечение быстрого и полного сгорания твердого горючего в сверхзвуковом воздушном потоке;
- обеспечение длительной работы ПВРДТ на больших скоростях полета;
- организация надежной защиты и охлаждения стенок ПВРДТ, нагруженных тепловыми потоками из камеры дожигания.

Поставленные задачи для конструкции решаются тем, что ПВРДТ содержит воздухозаборник, газогенератор с зарядом твердого горючего, камеру дожигания и реактивное сопло. Воздухозаборник и газогенератор гидравлически сопряжены с соплом через камеру дожигания.

Новым в изобретении является то, что воздухозаборник выполнен в виде передней части нижней поверхности планера летательного аппарата и имеет форму пространственного клина. Камера дожигания выполнена в виде каналов проточного тракта, которые в поперечном сечении имеют прямоугольную форму. При этом проточный тракт камеры дожигания сформирован верхней и нижней горизонтальными стенками и набором попарно противоположных вертикальных стенок. Каждый канал снабжен на входе, по меньшей мере, одним топливным пилоном с форсунками. Сопло выполнено в виде кормовой части нижней поверхности планера. Газогенератор выполнен в отдельном корпусе и установлен на двигателе в планере. Верхняя стенка камеры дожигания со стороны планера создана комбинированной, имеет охлаждающий тракт с наружной и внутренней стенками, входным и выходным газоходами. Выход из газогенератора соединен входным газоходом с началом охлаждающего тракта камеры дожигания в зоне начала сопла. Окончание охлаждающего тракта соединено с началом проточного тракта камеры дожигания выходным газоходом. Твердое горючее выбрано с эндотермическим эффектом разложения.

При такой конструкции ПВРДТ:

- выполнение воздухозаборника в виде передней части нижней поверхности планера летательного аппарата в форме пространственного клина обеспечивает улучшение массогабаритных характеристик двигателя и летательного аппарата в целом за счет интеграции компонентов двигательной установки с планером летательного аппарата;
- выполнение камеры дожигания в виде каналов проточного тракта, которые в поперечном сечении имеют прямоугольную форму, где тракт сформирован верхней и нижней стенками и набором попарно противоположных вертикальных стенок обеспечивает улучшение массогабаритных характеристик за счет повышения жесткости конструкции;

- наличие на входе в каждый канал, по меньшей мере, одного топливного пилона с форсунками обеспечивает равномерное распределение продуктов разложения твердого горючего по сечению проточного тракта камеры дожигания, что приводит к повышению полноты сгорания топлива в сверхзвуковом воздушном потоке;

5 - выполнение сопла в виде кормовой части нижней поверхности планера обеспечивает улучшение массогабаритных характеристик двигателя и летательного аппарата в целом за счет их интеграции;

- осуществление газогенератора в отдельном корпусе, установленном на двигателе в планере, обеспечивает автономность процесса газификации компонентов твердого
10 горючего от процессов, происходящих в камере дожигания;

- выполнение верхней стенки камеры дожигания со стороны планера с охлаждающим трактом с наружной и внутренней стенками обеспечивает надежную защиту и
охлаждение стенок камеры дожигания ПВРДТ за счет конвекции и эндотермических
реакций разложения компонентов твердого горючего на больших скоростях полета;

15 - снабжение охлаждающего тракта входным и выходным газоходами, где выход из газогенератора соединен входным газоходом с началом охлаждающего тракта камеры дожигания в зоне начала сопла, а окончание охлаждающего тракта соединено с началом проточного тракта камеры дожигания выходным газоходом, обеспечивает необходимое и достаточное тепловое воздействие на продукты газификации в процессе разложения
20 во время прохождения ими охлаждающего тракта;

- соединение начала проточного тракта камеры дожигания с выходным газоходом посредством направляющих устройств с козырьками, установленными после пилонов на входе в каждый канал, обеспечивает создание пристеночного слоя из продуктов
разложения продуктов газификации с низким содержанием окислительных элементов
25 с целью организации надежной защиты и стенок камеры дожигания ПВРДТ;

- выбор твердого горючего с эндотермическим эффектом разложения обеспечивает
охлаждение стенок ПВРДТ, нагруженных тепловыми потоками из камеры сгорания.

Развитие и уточнение совокупности существенных признаков изобретения для частных случаев его выполнения показано далее:

30 - введение в твердое углеводородное горючее добавок (бора и его соединений, алюминия и т.д.) в виде мелкодисперсного порошка обеспечивает существенное повышение энергоемкости горючего. Проведенные экспериментальные исследования процесса горения образцов металлизированных горючих на основе НТРВ (полибутadiен с концевыми гидроксильными группами) с добавками бора, карбида бора, Mg, Al и
35 других металлов показали, что для металлизированных горючих доля радиационного теплового потока в суммарном тепловом потоке к поверхности горючего возрастает;

- выполнение внутренней стенки охлаждающего тракта сплошной из жаропрочного материала, например, типа ВЖ171 обеспечивает работоспособность двигателя в течение
заданного ресурса;

40 - выполнение внутренней стенки охлаждающего тракта пористой проницаемой обеспечивает транспирационное охлаждение внутренней стенки охлаждающего тракта камеры дожигания;

- выполнение внутренней стенки охлаждающего тракта из композиционных материалов с углеродной и керамической матрицей позволяет уменьшить массу
45 двигательной установки;

- выполнение внутренней стенки охлаждающего тракта пористой проницаемой на основе деформированного и диффузионно спеченного пакета металлических сеток из жаропрочного материала обеспечивает равномерное распределение продуктов

газификации и разложения твердого горючего по всей площади охлаждаемой поверхности стенки камеры дожигания. В этом случае используются фундаментальные свойства пористых сетчатых материалов - достигаются высокие значения коэффициента теплообмена между охладителем и пористым материалом, имеющим развитую

5 поверхность теплообмена;

- выполнение внутренней стенки охлаждающего тракта пористой проницаемой из каталитически активного материала на основе меди (Cu), никеля (Ni), платины (Pt), палладия (Pd) обеспечивает дополнительное охлаждение стенки за счет эндотермической реакции каталитической конверсии внутри самой стенки;

10 - выполнение внутренней стенки охлаждающего тракта комбинированной из сплошного жаропрочного материала, например типа ВЖ171, и двух поперечных пористых проницаемых поясов из материала с углеродной или керамической матрицей, расположенных в зонах передней и задней частей камеры дожигания, где выход из газогенератора соединен входным газоходом с началом охлаждающего тракта и

15 поперечными проницаемыми поясами через трехходовой кран, обеспечивает охлаждение участков стенки камеры дожигания, расположенных в областях повышенных тепловых потоков.

Для решения поставленных задач способ функционирования прямооточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем заключается в том, что на вход камеры

20 дожигания через воздухозаборник подают поток воздуха. Затем в поток воздуха на вход камеры дожигания из газогенератора подают продукты газификации и разложения твердого горючего в виде горючего газа. В камере дожигания формируют смесь горючего газа и воздуха, воспламеняют смесь за счет высокой температуры компонентов смеси и дожигают в камере. Продукты сгорания смеси из камеры дожигания направляют

25 в сопло и создают реактивную тягу.

Согласно изобретению продукты газификации твердого горючего подают из газогенератора на вход камеры дожигания через входной газоход, охлаждающий тракт верхней стенки камеры дожигания и выходной газоход. В охлаждающем тракте верхней

30 стенки продукты газификации под действием высокой температуры, давления и катализаторов, входящих в состав твердого горючего, эндотермически разлагают на низшие углеводороды, в том числе непредельные, и водород, которые образуют горючий газ. При этом за счет эндотермического эффекта разложения продуктов газификации твердого горючего компенсируют тепловой поток из камеры дожигания в ее верхнюю

35 стенку. Причем осуществляют вход горючего газа из охлаждающего тракта в камеру дожигания через выходной газоход по направлению потока воздуха в камере из воздухозаборника.

При таком способе функционирования двигателя подача продуктов газификации твердого горючего из газогенератора на вход камеры дожигания через входной газоход, охлаждающий тракт верхней стенки камеры дожигания и выходной газоход,

40 обеспечивает охлаждение стенок камеры дожигания за счет эндотермических реакций разложения продуктов газификации твердого горючего.

Развитие и уточнение совокупности существенных признаков изобретения для частных случаев его выполнения по способу функционирования показано далее:

- подача горючего газа в камеру дожигания через направляющие устройства с

45 козырьками обеспечивает формирование пристеночного слоя на охлаждаемой верхней стенке камеры дожигания;

- подача горючего газа в камеру дожигания через топливные пилонны с форсунками обеспечивает равномерное распределение продуктов разложения по сечению проточного

тракта камеры дожигания, что приводит к повышению полноты сгорания топлива в сверхзвуковом воздушном потоке;

- теплообмен между продуктами газификации в охлаждающем тракте и продуктами сгорания в камере дожигания через сплошную внутреннюю стенку охлаждающего тракта обеспечивает надежное охлаждение стенок камеры дожигания;
- подача части продуктов разложения в камеру дожигания через пористую проницаемую внутреннюю стенку охлаждающего тракта обеспечивает снижение теплового потока от продуктов сгорания в стенку камеры дожигания;
- подача части продуктов разложения в камеру дожигания через поперечные пористые проницаемые пояса внутренней стенки охлаждающего тракта обеспечивает снижение теплового потока от продуктов сгорания в областях повышенных тепловых потоков в камере дожигания.

Таким образом, поставленные в изобретении задачи решены:

- улучшены массогабаритные характеристики ПВРДТ;
- повышена энергоемкость твердого горючего;
- обеспечено быстрое и полное сгорание твердого горючего в сверхзвуковом воздушном потоке;
- обеспечена длительная работа ПВРДТ на больших скоростях полета;
- организованы надежная защита и охлаждение стенок ПВРДТ, нагруженных тепловыми потоками из камеры дожигания.

Настоящее изобретение поясняется подробным описанием конструкции и работы ПВРДТ со ссылкой на фиг. 1-4, где:

- на фиг. 1 схематично изображен продольный разрез ПВРДТ со сплошной внутренней стенкой охлаждающего тракта камеры дожигания из жаропрочного материала и рекуперативным охлаждением;
- на фиг. 2 - поперечный разрез А-А на фиг. 1;
- на фиг. 3 - продольный разрез ПВРДТ с пористой проницаемой внутренней стенкой охлаждающего тракта камеры дожигания и транспирационным охлаждением;
- на фиг. 4 - продольный разрез ПВРДТ с внутренней стенкой охлаждающего тракта камеры дожигания из сплошного жаропрочного материала и двух поперечных пористых проницаемых поясов и комбинированным рекуперативно-транспирационным охлаждением.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем, содержит (см. фиг. 1) воздухозаборник 1, газогенератор 2 с зарядом 3 твердого горючего, камеру дожигания 4 и реактивное сопло 5. Воздухозаборник 1 и газогенератор 2 гидравлически сопряжены с соплом 5 через камеру дожигания 4. Воздухозаборник 1 выполнен в виде передней части нижней поверхности планера 6 летательного аппарата и имеет форму пространственного клина 7. Камера дожигания 4 выполнена в виде каналов 8 проточного тракта 9. Каналы 8 в поперечном сечении имеют прямоугольную форму. Проточный тракт 9 камеры дожигания 4 сформирован верхней и нижней стенками 10, 11 и набором попарно противоположных вертикальных стенок 12. Каждый канал 8 снабжен на входе, по меньшей мере, одним топливным пилоном 13 с форсунками. Сопло 5 выполнено в виде кормовой части нижней поверхности планера 6 и имеет одностороннее расширение. Газогенератор 2 выполнен в отдельном корпусе и установлен на двигателе в планере 6. Верхняя стенка 10 камеры дожигания 4 со стороны планера 6 имеет охлаждающий тракт 14 с наружной и внутренней стенками 15, 16 и входным и выходным газоходами 17, 18. Выход из газогенератора 2 соединен входным газоходом 17 с началом охлаждающего тракта 14 камеры дожигания 4 в зоне начала

сопла 5. Окончание охлаждающего тракта 14 соединено с началом проточного тракта 9 камеры дожигания 4 выходным газоходом 18 посредством направляющих устройств 19 с козырьками 20, установленными после пилонов 13 на входе в каждый канал 8. Твердое горючее заряда 3 выбрано с эндотермическим эффектом разложения.

5 Внутренняя стенка 16 охлаждающего тракта 14 камеры дожигания 4 может быть выполнена сплошной из жаропрочного материала, например, типа ВЖ171. В другом варианте внутренняя стенка 16 охлаждающего тракта 14 может быть выполнена пористой проницаемой, например, из композиционных материалов с углеродной (УУКМ) или керамической (ККМ) матрицей. В другом варианте внутренняя стенка
10 охлаждающего тракта может быть выполнена пористой проницаемой на основе деформированного и диффузионно спеченного пакета металлических сеток из жаропрочного материала с заданным углом ориентации осей отверстий. Внутренняя стенка 16 охлаждающего тракта 14 также может быть выполнена пористой проницаемой из каталитически активного материала на основе меди (Cu), никеля (Ni), платины (Pt),
15 палладия (Pd). Кроме того, внутренняя стенка 16 охлаждающего тракта 14 может быть выполнена комбинированной из сплошного жаропрочного материала, например, типа ВЖ171 и двух поперечных пористых проницаемых поясов 21, например, из композиционных материалов с углеродной (УУКМ) или керамической (ККМ) матрицей, расположенных в зонах передней и задней частей камеры дожигания 4. При этом
20 входной газоход 17 снабжен трехходовым краном 22.

Способ функционирования ПВРДТ осуществляется следующим образом. После разгона ЛА посредством стартовой ступени до заданных параметров скорости и высоты полета (М и Н) запускается газогенератор 2 (см. фиг. 1). В газогенераторе 2 твердое горючее подвергается низкотемпературной газификации. Первичные продукты
25 газификации заряда твердого горючего, имеющие температуру 600-800К, по входному газоходу 17 поступают в охлаждающий тракт 14, где под действием высокой температуры, давления и катализаторов, входящих в состав твердого горючего, эндотермически разлагают на низшие углеводороды, в том числе непредельные, и водород, которые образуют горючий газ. За счет эндотермического эффекта разложения
30 твердого горючего компенсируют тепловой поток от камеры 4 в стенку 16 при дожигании горючего газа - поглощают тепло за счет конвекции и эндотермических реакций разложения. За счет эндотермического эффекта продукты газификации твердого горючего поглощают больше теплоты, чем стандартные жидкие горючие (ТС-1, РТ, JetA-1, JP-7, NORPAR), что обеспечивает увеличение эффективности охлаждения камеры
35 дожигания 4. Интенсивность отвода тепла от нагреваемых поверхностей за счет эндотермических реакций зависит от величины теплового эффекта реакции, ее скорости и температурного диапазона протекания процесса дожигания продуктов термодеструкции заряда 3 твердого горючего. Далее часть водородосодержащих продуктов разложения, имеющих температуру более 1000 К, из охлаждающего тракта
40 14 по выходному газоходу 18 посредством направляющего устройства 19 с козырьками 20 подается по направлению потока воздуха из воздухозаборника 1 внутрь камеры дожигания 4 и частично вдоль стенки 16, образуя пристеночный слой. Пристеночный слой с низким содержанием окислительных элементов обеспечивает снижение тепловых потоков из камеры дожигания 4 и уменьшение концентрации соединений, вызывающих
45 химический унос от стенок камеры 4. Направляющее устройство 19 с козырьком 20 обеспечивает устойчивое течение части продуктов разложения компонентов твердого горючего в пристеночном слое, что увеличивает длину защищаемых стенок камеры. Другая часть продуктов разложения поступает в камеру дожигания 4 по топливным

пилонам 13 с форсунками, смешивается с высокоскоростным, в том числе сверхзвуковым, потоком воздуха. Полученная смесь воспламеняется и сгорает в камере дожигания 4 при высокой температуре, вызывая нагрев стенок 16 камеры.

5 Воспламенение водородосодержащей смеси в камере дожигания 4 достигается за счет нагрева потока воздуха и продуктов разложения выше температуры воспламенения смеси. Продукты сгорания, расширяясь, истекают через сопло 5 при одностороннем расширении в атмосферу, создавая реактивную тягу.

Такая конструкция не приводит к существенному увеличению суммарных потерь двигателя, но обуславливает хорошую подготовку смеси и стабилизацию фронта
10 пламени. Полнота сгорания также повышается за счет поступления в воздушный поток непредельных углеводородов и водорода высокой температуры. Время сгорания продуктов разложения продуктов газификации твердого горючего в данном случае будет значительно меньше, чем в случае прямой подачи первичных продуктов газификации в камеру дожигания, поскольку продукты газификации нагреты до высокой
15 температуры, полностью осуществлены стадии испарения и разложения компонентов горючего на низшие, в том числе непредельные, углеводороды и водород. Продукты разложения имеют высокое давление, что дает быстрое перемешивание водородосодержащих компонентов горючего с воздухом и, следовательно, повышение полноты сгорания. В предложенной конструкции часть кинетической энергии
20 воздушного потока преобразуется в химическую энергию продуктов разложения твердого горючего, повышая общий энергоресурс ЛА.

При выполнении внутренней стенки 16 охлаждающего тракта 14 пористой проницаемой продукты разложения компонентов твердого горючего из охлаждающего тракта 14 проходят сквозь проницаемую стенку 16 в камеру дожигания 4 и оттесняют
25 пограничный слой от стенки 16 в горячий газовый поток камеры дожигания 4. Равномерный подвод продуктов разложения по длине камеры дожигания обеспечивает снижение тепловых потоков в стенки камеры.

Возможен вариант создания стенки 16 с рекуперативно-транспирационным охлаждением. Для этого в предложенном ПВРДТ (см. фиг. 4) внутренняя стенка 16
30 охлаждающего тракта 14 выполнена из сплошного жаропрочного материала и двух поперечных пористых проницаемых поясов 21, расположенных в зонах передней и задней частей камеры дожигания 4. Причем выход из газогенератора соединен входным газоходом 17 с началом охлаждающего тракта 14 и/или поперечными проницаемыми
35 поясами 21 через трехходовой кран 22. При функционировании двигателя продукты разложения твердого горючего подаются из охлаждающего тракта 14 в камеру дожигания 4 через направляющее устройство 19 и/или проницаемые пояса 21. Необходимое распределение потоков газа между трактом охлаждения 14 и проницаемыми поясами 21 осуществляется трехходовым краном 22.

Такая система обеспечивает надежное охлаждение стенок камеры дожигания 4 и
40 высокую полноту дожигания газифицированного твердого горючего.

Проведенные газодинамические и тепловые расчеты показали, эффективность охлаждения конструкции прямоточного воздушно-реактивного двигателя продуктами газификации заряда твердого горючего при разложении. Расчеты подтвердили снижение температуры верхней стенки камеры дожигания на 300 градусов до температуры 2000К,
45 что обеспечивает заданный ресурс двигателя.

Формула изобретения

1. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем, содержащий

воздухозаборник, газогенератор с зарядом твердого горючего, камеру дожигания и сверхзвуковое реактивное сопло, где воздухозаборник и газогенератор гидравлически сопряжены с соплом через камеру дожигания, отличающийся тем, что воздухозаборник выполнен в виде передней части нижней поверхности планера летательного аппарата и имеет форму пространственного клина, камера дожигания выполнена в виде каналов проточного тракта, которые в поперечном сечении имеют прямоугольную форму, при этом проточный тракт камеры дожигания сформирован верхней и нижней стенками и набором попарно противоположных вертикальных стенок, где каждый канал снабжен на входе, по меньшей мере, одним топливным пилоном с форсунками, сопло выполнено в виде кормовой части нижней поверхности планера, газогенератор выполнен в отдельном корпусе и установлен на двигателе в планере, верхняя стенка камеры дожигания со стороны планера создана комбинированной, имеет охлаждающий тракт с наружной и внутренней стенками, входным и выходным газоходами, где выход из газогенератора соединен входным газоходом с началом охлаждающего тракта камеры дожигания в зоне начала сопла, а окончание охлаждающего тракта соединено с началом проточного тракта камеры дожигания выходным газоходом, причем твердое горючее выбрано с эндотермическим эффектом разложения.

2. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 1, отличающийся тем, что окончание охлаждающего тракта соединено с началом проточного тракта камеры дожигания выходным газоходом посредством топливных пилонов с форсунками и направляющих устройств с козырьками, установленными после пилонов на входе в каждый канал.

3. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 1, отличающийся тем, что в твердое горючее введен металл в виде мелкодисперсного порошка.

4. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 1, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена сплошной из жаропрочного материала.

5. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 1, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена комбинированной из сплошного жаропрочного материала и двух поперечных пористых проницаемых поясов, расположенных в зонах передней и задней частей камеры дожигания, причем выход из газогенератора соединен входным газоходом с началом охлаждающего тракта и поперечными проницаемыми поясами через трехходовой кран.

6. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 1, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена пористой проницаемой.

7. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена из композиционных материалов с углеродной матрицей.

8. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена из композиционного материала с керамической матрицей.

9. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена на основе деформированного и диффузионно спеченного пакета металлических сеток из жаропрочного материала.

10. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6,

отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена из каталитически активного материала на основе меди (Cu).

11. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена из каталитически активного материала на основе никеля (Ni).

12. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена из каталитически активного материала на основе платины (Pt).

13. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом горючем по п. 6, отличающийся тем, что внутренняя стенка охлаждающего тракта выполнена из каталитически активного материала на основе палладия (Pd).

14. Способ функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем, заключающийся в том, что на вход камеры дожигания через воздухозаборник подают поток воздуха, потом в поток воздуха на вход камеры дожигания из газогенератора подают продукты газификации твердого горючего в виде горючего газа, в камере дожигания формируют смесь горючего газа и воздуха, воспламеняют смесь за счет высокой температуры компонентов смеси и дожигают в камере, продукты сгорания смеси из камеры дожигания направляют в сопло и создают реактивную тягу, отличающийся тем, что продукты газификации твердого горючего подают из газогенератора на вход камеры дожигания через входной газоход, охлаждающий тракт верхней стенки камеры дожигания и выходной газоход, в тракте верхней стенки продукты газификации под действием высокой температуры, давления и катализаторов в составе твердого горючего эндотермически разлагают на низшие углеводороды, в том числе непредельные, и водород, которые образуют горючий газ, при этом за счет эндотермического эффекта разложения продуктов газификации твердого горючего компенсируют тепловой поток из камеры дожигания в ее верхнюю стенку, причем осуществляют вход горючего газа из охлаждающего тракта в камеру дожигания через выходной газоход по направлению потока воздуха в камеру из воздухозаборника.

15. Способ функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем по п. 14, отличающийся тем, что вход горючего газа в камеру дожигания посредством выходного газохода осуществляют через направляющие устройства с козырьками и топливные пилоны с форсунками, а смесь горючего газа и воздуха формируют за топливными пилонами.

16. Способ функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем по п. 14, отличающийся тем, что теплообмен между продуктами газификации в охлаждающем тракте и продуктами сгорания в камере дожигания осуществляют через сплошную внутреннюю стенку охлаждающего тракта.

17. Способ функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем по п. 14, отличающийся тем, что часть продуктов газификации твердого горючего подают в камеру дожигания через пористую проницаемую внутреннюю стенку охлаждающего тракта и оттесняют пограничный слой горячих продуктов сгорания от стенки камеры дожигания.

18. Способ функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом горючем по п. 14, отличающийся тем, что часть продуктов газификации твердого горючего подают в камеру дожигания через поперечные пористые проницаемые пояса внутренней стенки охлаждающего тракта и оттесняют пограничный слой горячих продуктов сгорания от стенки камеры дожигания в зоне расположения

ПОЯСОВ.

5

10

15

20

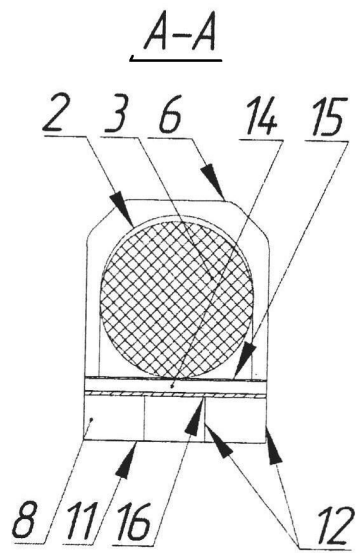
25

30

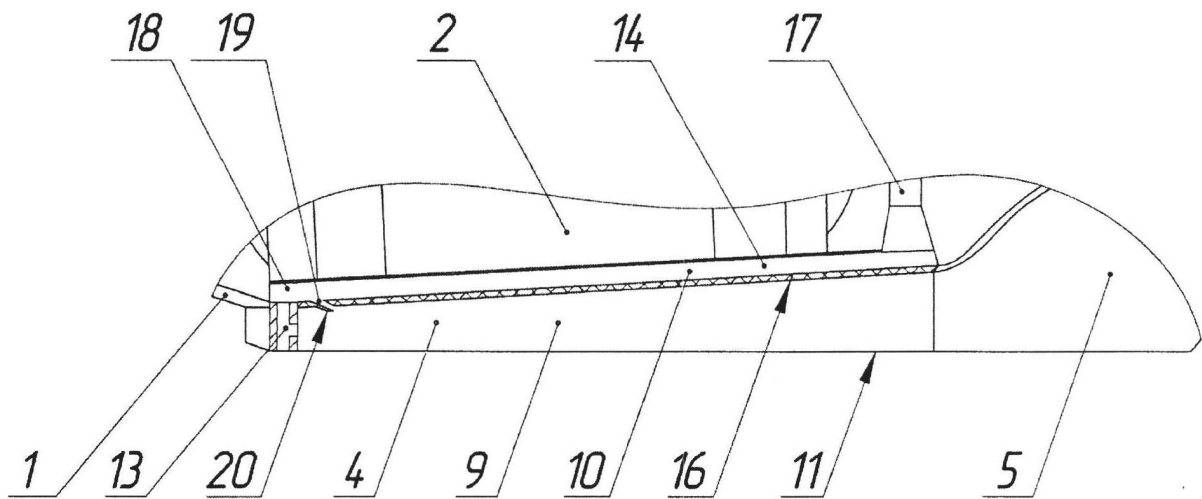
35

40

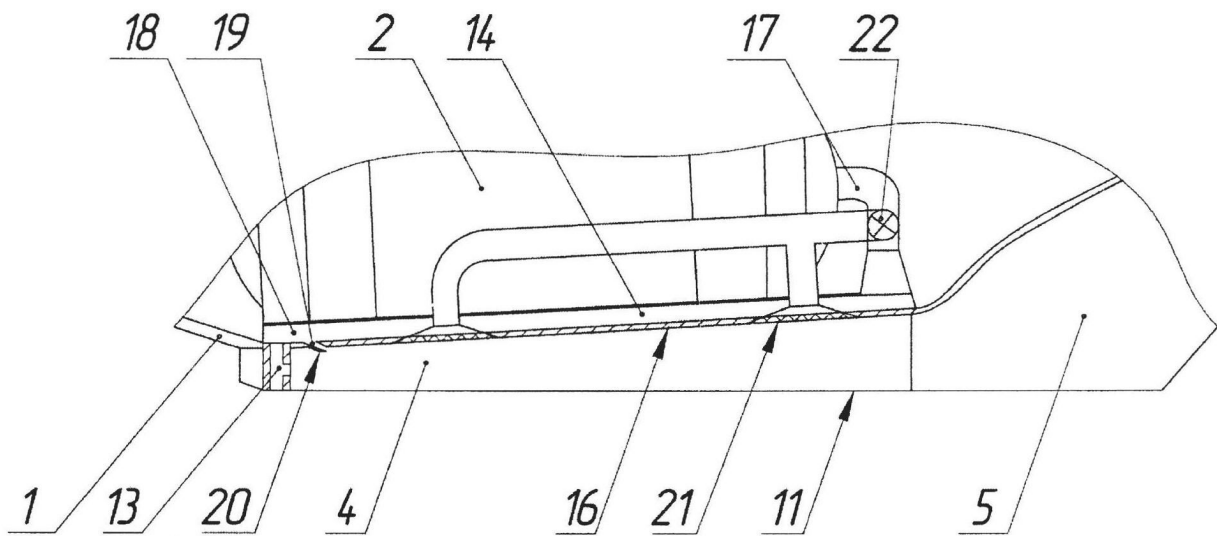
45



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4