



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ
СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ
(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

Статус: действует (последнее изменение статуса: 19.09.2011)

Пошлина: не взимаются - статья 1366 ГК РФ

На основании пункта 1 статьи 1366 части четвертой Гражданского кодекса Российской Федерации патентообладатель обязуется заключить договор об отчуждении патента на условиях, соответствующих установившейся практике, с любым гражданином Российской Федерации или российским юридическим лицом, кто первым изложил такое желание и уведомил об этом патентообладателя и федеральный орган исполнительной власти по интеллектуальной собственности.

(21)(22) Заявка: 2008116403/11, 24.04.2008

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
24.04.2008

(45) Опубликовано: 27.01.2010 Бюл. № 3

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 4928286 A, 22.05.1990. RU
2130407 C1, 20.05.1999. US 5384802 A,
24.01.1995. US 4013976 A, 22.03.1977. RU
2004134279 A, 10.05.2006.

Адрес для переписки:
443112, г. Самара, ул. Крайняя, 18, кв. 17,
Н.Б. Болотину

(72) Автор(ы):

Болотин Николай Борисович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Болотин Николай Борисович (RU)

(54) **ГИПЕРЗВУКОВОЙ САМОЛЕТ И БОЕВОЙ ЛАЗЕР АВИАЦИОННОГО
БАЗИРОВАНИЯ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиации, конкретно к боевым самолетам. Гиперзвуковой самолет содержит фюзеляж, носовую коническую часть, крылья, стабилизаторы, топливные баки, ракетную двигательную установку и трубопроводы подвода компонентов топлива к ней. На верхней части фюзеляжа вдоль его продольной оси установлен боевой лазер авиационного базирования. Ракетная двигательная установка установлена в задней части фюзеляжа и содержит турбонасосный агрегат с установленными на валу крыльчатками окислителя и горючего, турбиной, пусковой турбиной и соосно установленным газогенератором, две камеры сгорания и плоское центральное тело между ними. Турбонасосный агрегат и боевой лазер авиационного базирования соединены трубопроводом отбора газа, содержащим регулятор расхода газа. Предложенный гиперзвуковой самолет характеризуется улучшенными боевыми качествами. 4 ил.

Изобретение относится к авиации, а именно к гиперзвуковым самолетам.

Известен гиперзвуковой самолет по патенту РФ на изобретение №2010744. Корпус самолета выполнен в любом продольном сечении по кубической параболе с затупленной кормовой частью и углом стреловидности по передней кромке не менее 60°. Руль высоты выполнен в виде шарнирно закрепленной передней части корпуса.

Недостаток - относительно низкая скорость полета самолета $M=4...6$.

Известен гиперзвуковой самолет по патенту РФ на изобретение №210407, содержащий фюзеляж, крылья стартовые и маршевые двигательные установки. Стартовые двигательные установки выполнены в виде газотурбинных двигателей - ГТД, а маршевые двигатели - в виде прямоточных двигателей, конкретно в запатентованной разработке предложено применить пульсирующие детонационные воздушно-реактивные двигатели.

Недостатки этого самолета: относительно низкая скорость полета самолета и длительное время его разгона до гиперзвуковых скоростей из-за низкой тяги ГТД.

Задачи создания гиперзвукового самолета: улучшение боевых качеств самолета.

Решение указанной задачи достигнуто в гиперзвуковом самолете, содержащем фюзеляж, носовую коническую часть, крылья, стабилизаторы, топливные баки, ракетную двигательную установку и трубопроводы подвода компонентов топлива к ней, тем, что на верхней части фюзеляжа вдоль его продольной оси установлен боевой лазер авиационного базирования, ракетная двигательная установка установлена в задней части фюзеляжа и содержит турбонасосный агрегат, с установленными на валу крыльчатками окислителя и горючего, турбиной, пусковой

турбиной и соосно установленным газогенератором, две камеры сгорания и плоское центральное тело между ними, турбонасосный агрегат и боевой лазер авиационного базирования соединены трубопроводом отбора газа, содержащим регулятор расхода газа. На крыльях самолета установлены лазеры прицеливания. В носовой конической части радиально установлены четыре управляющих реактивных сопла, соединенных через регуляторы с вспомогательным газогенератором. В газоведе одной из камер сгорания установлен регулятор.

Решение указанных задач достигнуто в боевом лазере авиационного базирования за счет того, что он выполнен газодинамическим и соединен трубопроводом отбора газа, содержащим регулятор расхода газа, с турбонасосным агрегатом за турбиной.

Предложенное техническое решение обладает новизной, изобретательским уровнем и промышленной применимостью. Новизна подтверждается проведенными патентными исследованиями, изобретательский уровень тем, что новая совокупность существенных признаков позволила получить новый технический эффект, а именно - уменьшение времени разгона самолета до гиперзвуковых скоростей и увеличение скорости полета. Промышленная применимость обусловлена тем, что для реализации изобретения не требуется создания новых неизвестных из уровня техники деталей и узлов и новых технологий.

Сущность изобретения поясняется на фиг.1...4, где:

на фиг.1 приведена схема гиперзвукового самолета,

на фиг.2 приведен разрез А-А,

на фиг.3 приведен вид самолета сзади,

на фиг.4 - схема ракетной двигательной установки самолета и энергопитания боевого лазера авиационного базирования.

Гиперзвуковой самолет (фиг.1) содержит фюзеляж 1, носовую коническую часть 2, крылья 3, стабилизаторы 4, установленные на осях 5 с возможностью поворота. Оси 5 соединены с приводами 6. Привод 6 соединен с блоком управления 7. В задней части фюзеляжа 1 размещена ракетная двигательная установка 8, содержащая две камеры сгорания 9 и центральное тело 10. Внутри фюзеляжа 1 установлены бак окислителя 11 и бак горючего 12, трубопровод подвода окислителя 13, подсоединенный к баку окислителя 11, а к баку горючего 12 в его нижней части подстыкован трубопровод подвода горючего 14. Бак окислителя 11 соединен трубопроводом подвода окислителя 14 с ракетной двигательной установкой 8. Бак горючего 13 соединен трубопроводом подвода горючего 14 с ракетной двигательной установкой 8.

В верхней части фюзеляжа 1 находится боевой лазер авиационного базирования 15, на концах крыльев 3 - лазеры наведения 16, а в передней части фюзеляжа 1 находится кабина пилота 17. В носовой конической части 2 радиально установлено четыре управляющих сопла 18 (фиг.2), соединенных с дополнительным газогенератором 19 и имеющих регуляторы 20. Фюзеляж 1 самолета установлен на шасси 21 (фиг.3).

Ракетная двигательная установка 8 (фиг.4) содержит две камеры сгорания 9 и турбонасосный агрегат (ТНА) 22. Турбонасосный агрегат 22, в свою очередь, содержит установленные на валу ТНА 23 крыльчатку насоса окислителя 24, крыльчатку насоса горючего 25, пусковую турбину 26, дополнительный насос горючего 27, с валом дополнительного насоса горючего 28, соединенным мультипликатором 29, размещенным в корпусе 30, с валом ТНА 23, основную турбину 31, выполненную в верхней части турбонасосного агрегата 22. Газогенератор 32 установлен над основной турбиной 31 соосно с турбонасосным агрегатом 22. Камера сгорания 21 содержит сопло 33, выполненное из двух оболочек с зазором «А» между ними, и головку камеры сгорания 34, внутри которой выполнены наружная плита 35 и внутренняя плита 36 с полостью «Б» между ними. Внутри головки камеры сгорания 34 установлены форсунки окислителя 37 и форсунки горючего 38. Форсунки окислителя 37 сообщают полость «В» с внутренней полостью камеры сгорания «Д», а форсунки горючего 38 сообщают полость «Б» с внутренней полостью камеры сгорания «Д». На наружной поверхности камеры сгорания 21 установлен коллектор горючего 39, от которого отходят топливopроводы 40 к нижней части сопла 33. К коллектору горючего 39 подключен выход из клапана горючего 41, вход которого трубопроводом горючего 42 соединен с выходом из крыльчатки насоса горючего 25. Выход из дополнительного насоса горючего 27 соединен топливopроводом высокого давления 43 через регулятор расхода 44, имеющий привод 45 и клапан высокого давления 46 с газогенератором 32, конкретно - с полостью «Е». Выход из крыльчатки насоса окислителя 24 трубопроводом окислителя 47 через клапан 48 тоже соединен с генератором 32, конкретно - с его полостью «Ж». На головке 35 камеры сгорания 21 установлены запальные устройства 49, а на газогенераторе 31 - запальные устройства 50.

К пусковой турбине 26 подстыкован трубопровод высокого давления 51 с пусковым клапаном 52, предназначенный для запуска пусковой турбины 26. Другой конец трубопровода высокого давления 52 соединен с баллоном сжатого воздуха 53.

К блоку управления 21 электрическими связями 54 подключены электрозapальные устройства 49 и 50, клапан горючего 41, клапан окислителя 48, привод регулятора расхода 45, клапан высокого давления 46, пусковой клапан 52 и регулятор 55, установленный в газоведе 56 одной из камер сгорания 9.

К коллектору горючего 39 подключен продувочный трубопровод 57 с клапаном продувки 58. Камеры сгорания 9 могут быть установлены на цапфах 59 для их качания при управлении курсом самолета.

К турбонасосному агрегату 22 за турбиной 31 подсоединен трубопровод отбора газа 60, содержащий регулятор отбора газа 61, другой конец этого трубопровода подсоединен к боевому лазеру авиационного базирования 15, к которому также подсоединено выхлопное устройство 62. Боевой лазер авиационного базирования содержит оптическую головку 63 для вывода лазерного луча.

Ориентировочные характеристики гиперзвукового самолета:

Скорость полета	M=12
Стартовый вес, т	150
Тяга ракетной двигательной установки, т	2×80
Время набора скорости M=12, с	120

Компоненты ракетного топлива для ЖРД

Окислитель:	кислород
Горючее:	керосин
Мощность боевого лазера, МВт	5
Время непрерывной работы лазерного оружия, с	600

На гиперзвуковом самолете может быть дополнительно установлено обычное вооружение: пулеметы и авиационная пушка.

При запуске ракетной двигательной установки 21 с блока управления 7 подаются сигналы на пусковой клапан 52. Воздух высокого давления с наземной системы по трубопроводу высокого давления 51 подается на пусковую турбину 26 и раскручивает ротор ТНА 22. Давление окислителя и горючего на выходе из крыльчаток насосов окислителя 22 и горючего 23 возрастает. Подается сигнал на открытие клапанов 41, 46 и 48. Окислитель и горючее поступают в камеру сгорания 21 и газогенератор 32. Подается сигнал на запальные устройства 49 и 50, топливная смесь в камере сгорания 21 и в газогенераторе 32 воспламеняется. Стартовый ракетный двигатель 4 запустился. Регулятором расхода 44 при помощи привода 45 осуществляют регулирование режима его работы.

При выключении стартового ракетного двигателя с блока управления 7 подается сигнал на клапаны 41, 46 и 48 и 55, которые закрываются. Потом подается сигнал на открытие продувочного клапана 52, и инертный газ по продувочному трубопроводу 51 поступает в топливный коллектор 39 и далее в полость «А» для удаления остатков горючего.

При старте и разгоне гиперзвукового самолета управление углами полета осуществляется рассогласованием тяги камер сгорания 9 при помощи регулятора 55, уменьшающего подачу газа из газогенератора 32 в одну из камер сгорания 9. При полете в атмосфере управление самолетом выполняет блок управления 7 при помощи приводов 6, которые отклоняют стабилизаторы 4. При полете вне атмосферы (в космосе) или в разреженной атмосфере на высоте более 200000 м запускают вспомогательный газогенератор 19 (фиг.3) и при помощи регуляторов 20 подают продукты сгорания в одно из реактивных управляющих сопел 18.

Для использования боевого лазера авиационного базирования 15 открывают регулятор отбора газа 61, и газ высокого давления и температуры (до 20% от общего расхода газа, вырабатываемого газогенератором 22) по трубопроводу отбора газа 60 поступает в боевой лазер авиационного базирования 15, где энергия газа преобразуется в энергию лазерного луча. Отработанный газ сбрасывается в систему сброса газа 62. Лазерный луч выходит из оптической головки 63.

Приземление самолета осуществляется горизонтально на шасси 21.

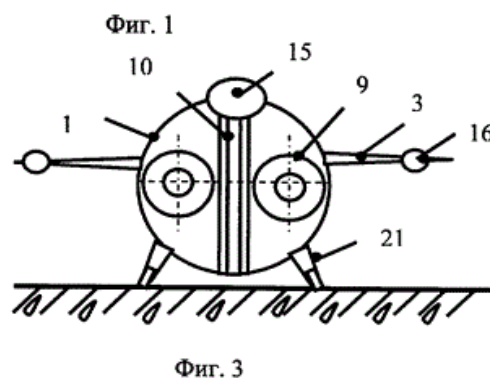
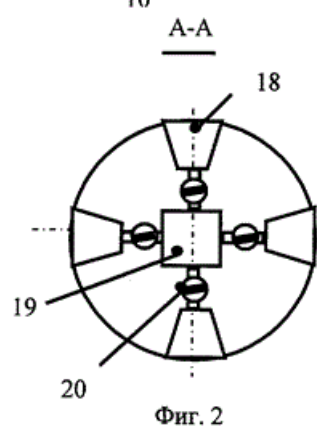
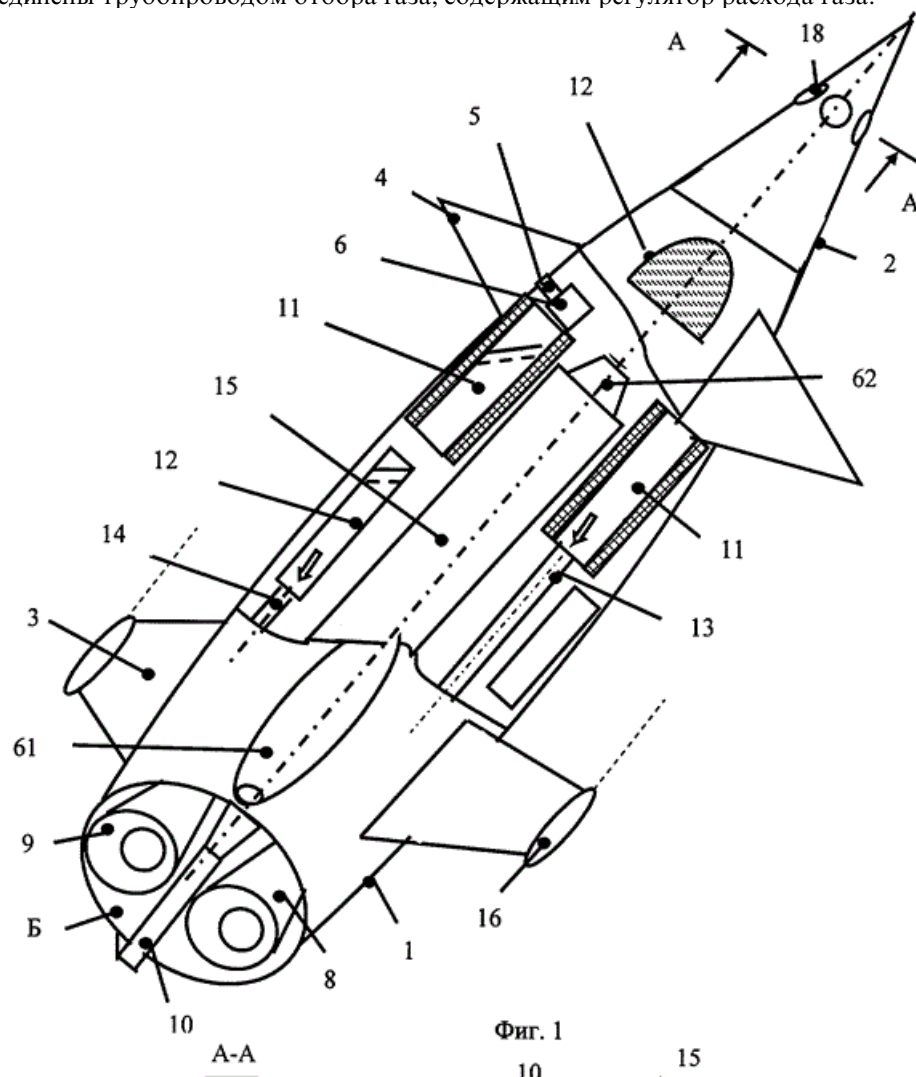
Применение изобретения позволило:

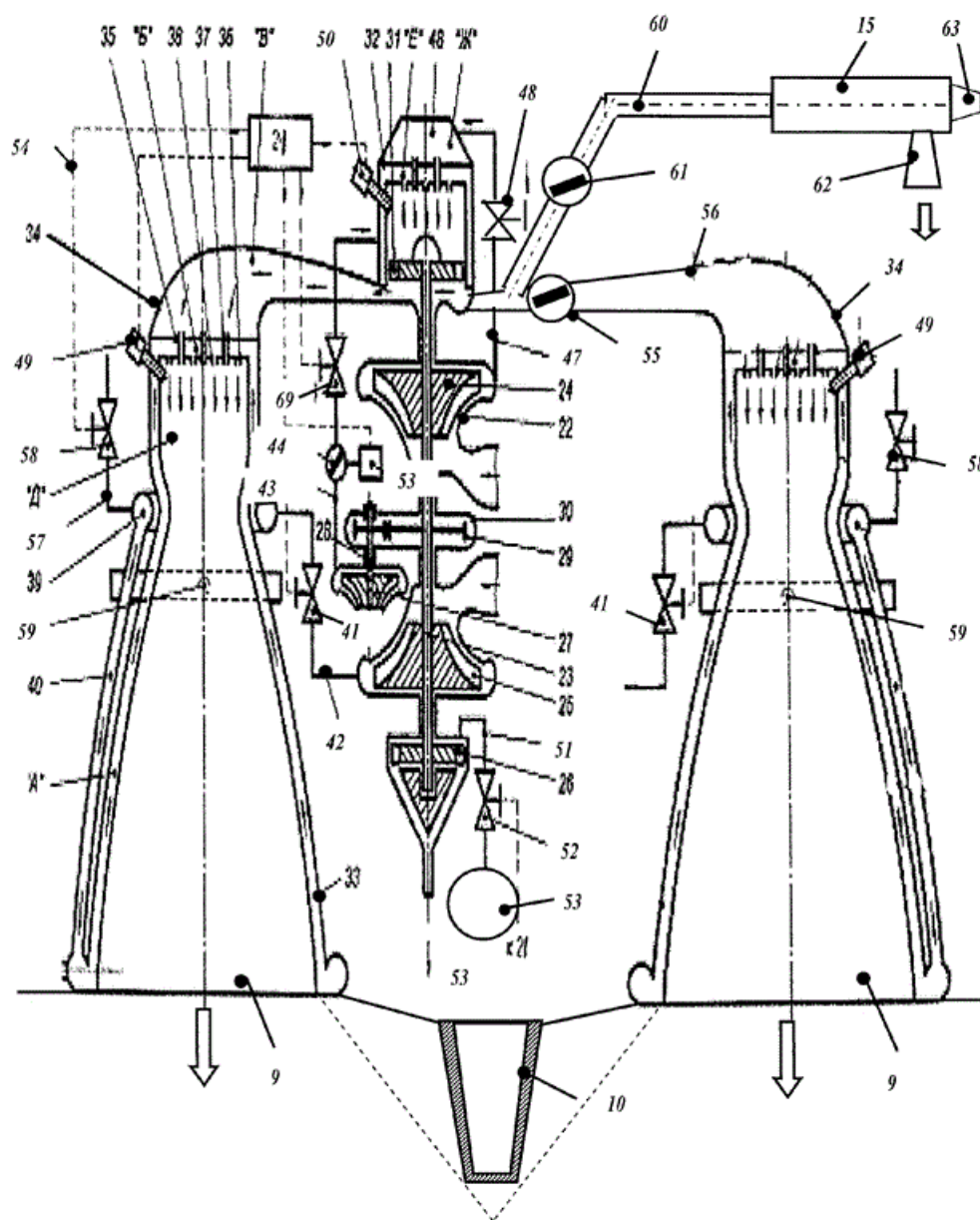
1. Повысить боевые возможности самолета за счет применения мощного лазерного оружия и его питания высокоэнергетичным газом от ТНА ракетного двигателя.
2. Повысить скорость полета гиперзвукового самолета до M=12.
3. Повысить потолок полета самолета до уровня космических высот, т.к. для его полета и управления не нужна атмосфера.
4. Ускорить процесс набора максимальной гиперзвуковой скорости.
5. Упростить схему питания топливом стартовых и маршевых двигателей.
6. Повысить надежность гиперзвукового самолета.
7. Увеличить мощность и удельные характеристики гиперзвукового самолета,
8. Уменьшить вес самолета.
9. Обеспечить надежное управление самолетом за счет применения двух систем управления: аэродинамической и газодинамической.
10. Улучшить запуск и выключение ракетной двигательной установки и обеспечить их очистку от остатков горючего после выключения продувкой полостей камер сгорания инертным газом.

Формула изобретения

Гиперзвуковой самолет, содержащий фюзеляж, носовую коническую часть,

крылья, стабилизаторы, топливные баки, ракетную двигательную установку и трубопроводы подвода компонентов топлива к ней, отличающийся тем, что на верхней части фюзеляжа вдоль его продольной оси установлен боевой лазер авиационного базирования, ракетная двигательная установка установлена в задней части фюзеляжа и содержит турбонасосный агрегат с установленными на валу крыльчатками окислителя и горючего, турбиной, пусковой турбиной и соосно установленным газогенератором, две камеры сгорания и плоское центральное тело между ними, турбонасосный агрегат и боевой лазер авиационного базирования соединены трубопроводом отбора газа, содержащим регулятор расхода газа.





Фиг. 4