



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013138799/11, 22.08.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
22.08.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 22.08.2013

(45) Опубликовано: 10.12.2014 Бюл. № 34

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2117907 C1, 20.08.1998. RU 2175726 C1, 10.11.2001. RU 2215981 C2, 10.11.2003. US 2006112674 A1, 01.06.2006

Адрес для переписки:

143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина,
33, ОАО "ВПК "НПО машиностроения"

(72) Автор(ы):

Дергачев Александр Анатольевич (RU),
Марцун Юрий Викторович (RU),
Минасбеков Дэвиль Авакович (RU),
Мионов Юрий Михайлович (RU),
Михеев Сергей Григорьевич (RU),
Хомяков Михаил Алексеевич (RU),
Чебаков Александр Владимирович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

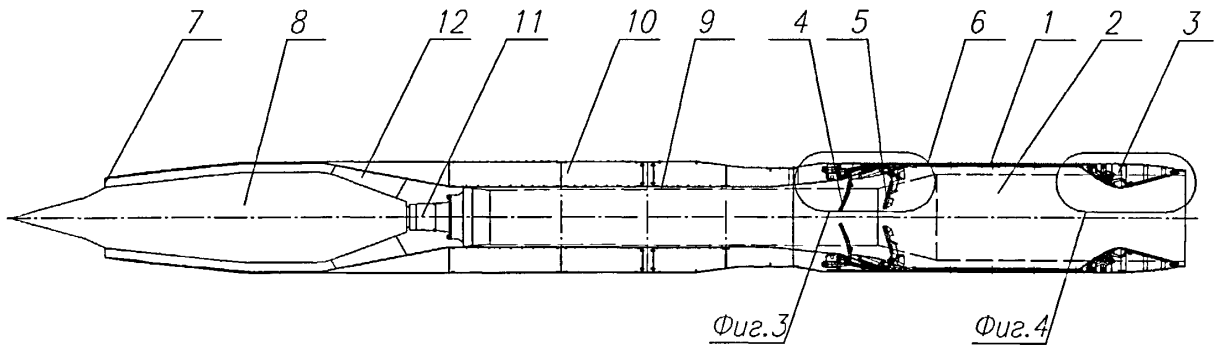
Открытое акционерное общество "Военно-промышленная корпорация "Научно-производственное объединение машиностроения" (RU)

(54) **КРЫЛАТАЯ РАКЕТА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике и касается крылатой ракеты (КР) со стартово-разгонной ступенью (СРС) и маршевой силовой установкой (МСУ) со сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (СПВРД). КР содержит маршевую ступень (МС) с лобовым воздухозаборником с центральным телом, СПВРД, СРС. СПВРД содержит конический диффузор, топливные коллекторы, стабилизаторы горения, КС, состыкованную с коническим диффузором, сверхзвуковое сопло, находящееся на выходе из КС, и систему регулирования. СРС с реактивным двигателем

размещена в КС двигателя МС и воздушном канале с возможностью отстыковки и выброса. Топливные коллекторы и стабилизаторы горения МСУ выполнены складывающимися и закреплены на коническом диффузоре, расположенном на входе в КС. Корпус сопла выполнен из двух состыкованных цилиндрической и ожевальной оболочек. При этом площадь критического сечения сопла регулируется с помощью гидропривода сопла. Достигается уменьшение массы и габаритов КР, повышение тягово-экономических характеристик МС в полете. 5 ил.



Фиг. 2

RU 2534838 C1

RU 2534838 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
F42B 15/00 (2006.01)
F02K 7/18 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013138799/11, 22.08.2013

(24) Effective date for property rights:
22.08.2013

Priority:

(22) Date of filing: 22.08.2013

(45) Date of publication: 10.12.2014 Bull. № 34

Mail address:

143966, Moskovskaja obl., g. Reutov, ul. Gagarina,
33, OAO "VPK "NPO mashinostroenija"

(72) Inventor(s):

Dergachev Aleksandr Anatol'evich (RU),
Martsun Jurij Viktorovich (RU),
Minasbekov Dehvil' Avakovich (RU),
Mironov Jurij Mikhajlovich (RU),
Mikheev Sergej Grigor'evich (RU),
Khomjakov Mikhail Alekseevich (RU),
Chebakov Aleksandr Vladimirovich (RU)

(73) Proprietor(s):

Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Voenno-
promyshlennaja korporatsija "Nauchno-
proizvodstvennoe ob"edinenie mashinostroenija"
(RU)

(54) **CRUISE MISSILE**

(57) Abstract:

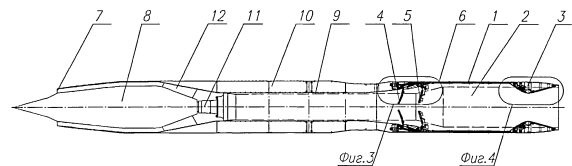
FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: invention relates to rocketry, particularly to cruise missile with launch-and-accelerate stage (LNC) and midflight power plant (MFP) with supersonic ramjet (SSRJ). Cruise missile comprises MFS with head air intake with central body, SSRJ and LNC. SSRJ comprises conical diffuser, fuel manifolds, combustion stabilisers, NC jointed with conical diffuser, supersonic nozzle at NC outlet and control system. LNC with jet engine is arranged in NC of missile engine and in air channel to be uncoupled and ejected. Fuel manifolds and combustion stabilisers of MFP can fold and are secured at conical diffuser arranged at NC inlet.

Nozzle case is composed of two coupled cylindrical and ogival shells. Note here that nozzle critical section is adjusted with help of nozzle hydraulic drive.

EFFECT: decreased weight and sizes of cruise missile, higher in-flight thrust.

5 dwg



Фиг. 2

RU 2 534 838 C1

RU 2 534 838 C1

Предлагаемое техническое решение относится к ракетной технике и описывает устройство крылатой ракеты с маршевой силовой установкой со сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (СПВРД) и стартово-разгонной ступенью (СРС) с реактивным двигателем.

- 5 Известна крылатая ракета (патент РФ №2117907, 1998 г.), с комбинированной двигательной установкой СПВРД. Конструкция известной ракеты выполнена таким образом, что воздухозаборник выполнен лобовым с центральным телом, воздушный канал расположен симметрично вдоль продольной оси ракеты, при этом СРС размещена в камере сгорания СПВРД и воздушном канале и скреплена с центральным телом.
- 10 После окончания разгона ракеты за счет разгонного двигателя СРС отделяется от ракеты и выбрасывается через сопло. Для достижения требуемых скоростей разгона ракеты необходим определенный запас топлива СРС, который определяет габариты СРС. Для вывода разгонной ступени диаметр критического сечения сопла должен быть больше диаметра СРС, что отрицательно сказывается на габаритах и экономичности
- 15 маршевой ступени.

Целью предлагаемого технического решения является устранение указанных недостатков: уменьшение массы, габаритов крылатой ракеты и повышение экономичности маршевой ступени в полете.

- Указанная цель достигается тем, что крылатая ракета, содержащая маршевую ступень
- 20 с лобовым воздухозаборником с центральным телом, соединенным воздушным каналом с камерой сгорания маршевой установки, сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, включающий конический диффузор, топливные коллекторы, стабилизаторы горения, камеру сгорания, состыкованную с коническим диффузором, сверхзвуковое сопло, находящееся на выходе из камеры сгорания, и систему
- 25 регулирования, стартово-разгонную ступень с реактивным двигателем, размещенную в камере сгорания двигателя маршевой ступени и воздушном канале с возможностью отстыковки и выброса, отличается тем, что топливные коллекторы и стабилизаторы горения маршевой силовой установки выполнены складывающимися и закреплены на коническом диффузоре, расположенном на входе в камеру сгорания, посредством осей
- 30 вращения и связаны через систему тяг с соответствующим гидроприводом раскрытия топливных коллекторов и стабилизаторов горения, закрепленного на фланце конического диффузора, корпус сопла выполнен из двух состыкованных цилиндрической и ожевальонной оболочек, при этом площадь критического сечения сопла регулируется с помощью гидропривода сопла, закрепленного на корпусе посредством качалки и
- 35 выполненного в виде группы цилиндров с поршнем, объединенных общим коллектором и для обеспечения возможности поворота дозвуковых створок, кинематически связанных с кольцом синхронизации и соответствующими дозвуковыми створками, скрепленными при помощи пальцев и тяги, с обеспечением взаимного перемещения, с соответствующими сверхзвуковыми створками, закрепленными на выходной части
- 40 корпуса сопла с возможностью вращения и образующими вместе с дозвуковыми створками канал для истечения продуктов сгорания, маршевая силовая установка снабжена системой регулирования, выполненной в виде поясов приемников воздушного давления, расположенных на центральном теле воздухозаборника, соответствующих сигнализаторов воздушного давления, передающих электрический сигнал на блок
- 45 бортовой автоматики, расположенный в центральном теле воздухозаборника, агрегата управления соплом, закрепленного на конусе диффузора и связанного гидравлическими коллекторами с гидроприводом сопла, и гидроагрегата турбонасосного, связанного коллекторами с топливным баком и агрегатом управления соплом.

Выполнение в предлагаемой маршевой ступени топливных коллекторов и стабилизаторов горения складными позволяет более рационально использовать внутреннюю полость камеры сгорания (КС) для расположения СРС, что напрямую связано с массовыми и габаритными параметрами крылатой ракеты. Кроме того, 5 раскладывающиеся коллекторы и стабилизаторы горения более полно перекрывают воздушный канал входа камеры сгорания, обеспечивая оптимальную организацию топливо-воздушной смеси, что существенно повышает полноту сгорания и, как следствие, экономичность маршевой силовой установки

Использование всережимного сопла с регулируемой площадью критического сечения 10 позволяет разместить СРС большего объема, сокращая один из габаритных размеров СРС, силовой установки и ракеты в целом.

Сопло является частью системы регулирования двигателя, которая путем регулирования площади критического сечения сопла поддерживает требуемый уровень восстановления полного давления в воздухозаборнике силовой установки, что при 15 маршевом полете позволяет поддерживать режимы наибольшей экономичности и обеспечивать заданный уровень противопомпажных запасов.

На фиг.1 представлена схема предлагаемой крылатой ракеты в первоначальном (статическом) состоянии, в рабочем положении крылатая ракета представлена на фиг.2 с условно изображенным СРС. Рабочее положение топливных коллекторов и 20 стабилизаторов горения представлено на фиг.3. На фиг.4 изображено всережимное сопло с регулируемой площадью критического сечения в рабочем состоянии. Схематическое изображение системы регулирования маршевой силовой установки, позволяющей изменять площадь критического сечения сопла, представлено на фиг.5.

Схема предлагаемой крылатой ракеты показана на фиг.1.

25 СПВРД - 1

СРС-2

Регулируемое сопло - 3

Топливные коллекторы - 4

Стабилизаторы горения - 5

30 Камера сгорания СПВРД - 6

Лобовой осесимметричный воздухозаборник - 7

Центральное тело - 8

Воздушный канал - 9

Топливный бак - 10

35 Механизм расцепки - 11

Пилоны - 12

Ракета имеет нормальную аэродинамическую схему, состоит из СПВРД (1) и СРС (2). Входное устройство содержит лобовой осесимметричный воздухозаборник (7) с центральным телом (8), жестко скрепленные через пилоны (12), воздушный канал (9) 40 для подачи воздуха в камеру сгорания СПВРД (6), вокруг которого расположен топливный бак ракеты (10).

СРС (2) расположена как в камере сгорания СПВРД (6), так и в воздушном канале (8).

На входе в камеру сгорания СПВРД (6) расположены складные топливные 45 коллекторы (4) и стабилизаторы горения (5). Продукты сгорания из камеры сгорания СПВРД выбрасываются наружу через регулируемое сверхзвуковое сопло (3).

В стартовом положении СРС (2) расположена внутри воздушного канала и скреплена с центральным телом (8) с помощью специального механизма расцепки (11).

После окончания работы СРС (2) происходит ее отстыковка от центрального тела (8) и под действием силы давления набегающего потока воздуха отделение от ракеты. После выхода СРС происходит раскрытие топливных коллекторов (4) и установка критического сечения регулируемого сопла (3) в рабочее положение. Запускается СПВРД (1) и начинается маршевый полет.

5 Схема крылатой ракеты в рабочем положении показана на фиг.2 (СРС показана условно).

Схема расположения топливных коллекторов и стабилизаторов горения в раскрытом положении фиг.3.

10 Конический диффузор - 13

Гидропривод раскрытия топливных коллекторов и стабилизаторов горения - 14

Система тяг - 15

Оси вращения - 16

15 Топливные коллекторы (4) и стабилизаторы горения (5) маршевой силовой установки закреплены на коническом диффузоре (13), расположенном на входе в камеру сгорания, с помощью осей вращения (16) и связаны через систему тяг (15) с гидроприводом раскрытия топливных коллекторов и стабилизаторов горения (14). Гидропривод раскрытия неподвижно закреплен на фланце конического диффузора и через систему трубопроводов с пироклапанами связан с гидроагрегатом турбонасосным. После 20 расстыковки и выхода СРС происходит подрыв пироклапанов и подача высокого давления от гидроагрегата турбонасосного в полость цилиндра гидропривода раскрытия топливных коллекторов и стабилизаторов горения (14) для их установки в рабочее положение.

Конструкция сверхзвукового сопла в рабочем положении показана на фиг.4.

25 Корпус сопла - 17

Гидропривод сопла - 18

Тяга - 19

Серьга - 20

Тяга - 21

30 Пальцы - 22

Толкатель - 23

Кольцо синхронизации - 24

Дозвуковая створка - 25

Сверхзвуковая створка - 26

35 Ось вращения - 27

Дозвуковые (25) и сверхзвуковые (26) створки закреплены на корпусе сопла (17) с возможностью вращения относительно осей бобышек на концах створок. Между собой створки скреплены с помощью тяги (21) и пальцев (22). Гидропривод сопла (18) через 40 серьгу (20) и оси вращения скреплен с дозвуковой створкой (25) и через оси вращения и тягу (19) с корпусом сопла. Тяга (19) скреплена с кольцом синхронизации (24) посредством толкателя (23).

Управляющее давление от системы регулирования поступает в те или иные полости цилиндров гидропривода сопла (18), что приводит к изменению его геометрии и движению вокруг оси вращения (27) тяги (19). Тяга (19) через толкатель (23) передает 45 усилие на кольцо синхронизации (24), обеспечивая синхронное движение всех цилиндров гидропривода сопла (18). Через серьгу (20) и оси вращения усилие от движения гидропривода сопла (18) передается дозвуковой створке (25), которая через тягу (21) и пальцы (22) приводит в движение сверхзвуковую створку (26). В зависимости от того

в какие полости цилиндров гидропривода сопла (18) поступает управляющее давление, обеспечивается закрытие или раскрытие сопла.

Схема регулирования маршевой силовой установки, обеспечивающая изменение площади критического сечения сопла показана на фиг.5.

- 5 Приемники воздушного давления - 28
- Сигнализаторы воздушного давления - 29
- Блок бортовой автоматики - 30
- Агрегат управления соплом - 31
- Гидроагрегат турбонасосный - 32
- 10 Скачок уплотнения - 33

Система регулирования содержит пояса приемников воздушного давления (28), расположенные на центральном теле воздухозаборника, сигнализаторы воздушного давления (29) и блок бортовой автоматики (30), располагающиеся в центральном теле воздухозаборника в приборном отсеке, агрегат управления соплом (31), установленный в агрегатном отсеке маршевой силовой установки, гидроагрегат турбонасосный (32) и всережимное сверхзвуковое регулируемое сопло (3), расположенное на выходе из камеры сгорания маршевой силовой установки.

Поддержание заданного уровня восстановления давления осуществляется путем поддержания положения замыкающего скачка уплотнения (33) в зоне между поясами приемников воздушного давления (28), которые воздушными магистралями связаны с сигнализаторами воздушного давления (29). При срабатывании сигнализаторов воздушного давления подаются соответствующие электрические сигналы на блок бортовой автоматики (30), а с него на агрегат управления соплом (31), который управляет подачей жидкости в гидропривод регулируемого сопла (3). Необходимое для работы сопла и агрегата управления соплом давление рабочей жидкости обеспечивается гидроагрегатом турбонасосным (32), который забирает топливо из топливного бака (10). Отработанная рабочая жидкость возвращается в топливный бак (10). Работа турбонасоса обеспечивается частью воздуха, забираемого из воздушного канала ракеты и поступающего в воздушную турбину, а затем выбрасываемого через специальные жалюзи в атмосферу.

Таким образом, предложенная крылатая ракета, оснащенная СРС, расположенной как в КС СПВРД, так и в воздушном канале и скрепленной с центральным телом воздухозаборника, позволяет за счет конструкции маршевой силовой установки с СПВРД и лобовым осесимметричным воздухозаборником, который имеет следующие оригинальные технические решения:

- регулируемое сверхзвуковое реактивное сопло, максимальный диаметр которого позволяет разместить СРС в камере сгорания двигателя наибольшего объема;
- складывающаяся система топливных коллекторов и стабилизаторов горения, позволяющая более эффективно разместить СРС в воздушном канале изделия;
- 40 регулируемое сверхзвуковое реактивное сопло совместно с системой регулирования площади критического сечения сопла позволяют при маршевом полете поддерживать режимы наибольшей экономичности;
- суущественно уменьшить габариты и массу ракеты, а также повысить тягово-экономические характеристики маршевой силовой установки и ракеты в целом.

45

Формула изобретения

Крылатая ракета, содержащая маршевую ступень с лобовым воздухозаборником с центральным телом, соединенным воздушным каналом с камерой сгорания маршевой

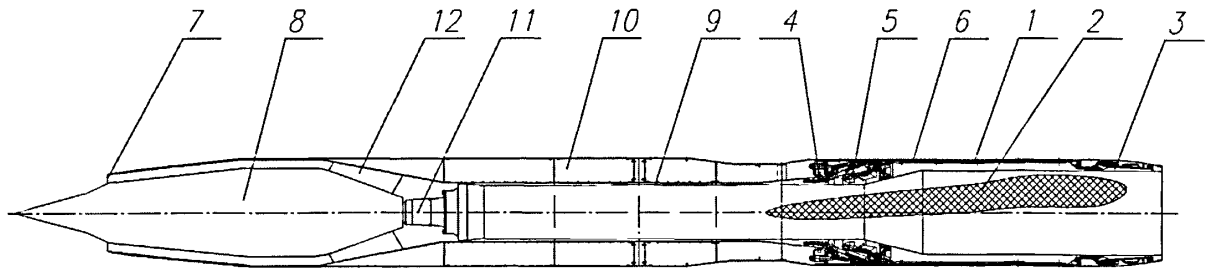
установки, сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, включающий конический диффузор, топливные коллекторы, стабилизаторы горения, камеру сгорания, состыкованную с коническим диффузором, сверхзвуковое сопло, находящееся на выходе из камеры сгорания, и систему регулирования, стартово-разгонную ступень с реактивным двигателем, размещенную в камере сгорания двигателя маршевой ступени и воздушном канале с возможностью отстыковки и выброса, отличающаяся тем, что топливные коллекторы и стабилизаторы горения маршевой силовой установки выполнены складывающимися и закреплены на коническом диффузоре, расположенном на входе в камеру сгорания, посредством осей вращения и связаны через систему тяг с соответствующим гидроприводом раскрытия топливных коллекторов и стабилизаторов горения, закрепленного на фланце конического диффузора, корпус сопла выполнен из двух состыкованных цилиндрической и ожевальной оболочек, при этом площадь критического сечения сопла регулируется с помощью гидропривода сопла, закрепленного на корпусе посредством качалки и выполненного в виде группы цилиндров с поршнем, объединенных общим коллектором и для обеспечения возможности поворота дозвуковых створок, кинематически связанных с кольцом синхронизации и соответствующими дозвуковыми створками, скрепленными при помощи пальцев и тяги с обеспечением взаимного перемещения с соответствующими сверхзвуковыми створками, закрепленными на выходной части корпуса сопла с возможностью вращения и образующими вместе с дозвуковыми створками канал для истечения продуктов сгорания, маршевая силовая установка снабжена системой регулирования, выполненной в виде поясов приемников воздушного давления, расположенных на центральном теле воздухозаборника, соответствующих сигнализаторов воздушного давления, передающих электрический сигнал на блок бортовой автоматики, расположенный в центральном теле воздухозаборника, агрегата управления соплом, закрепленного на конусе диффузора и связанного гидравлическими коллекторами с гидроприводом сопла, и гидроагрегата турбонасосного, связанного коллекторами с топливным баком и агрегатом управления соплом.

30

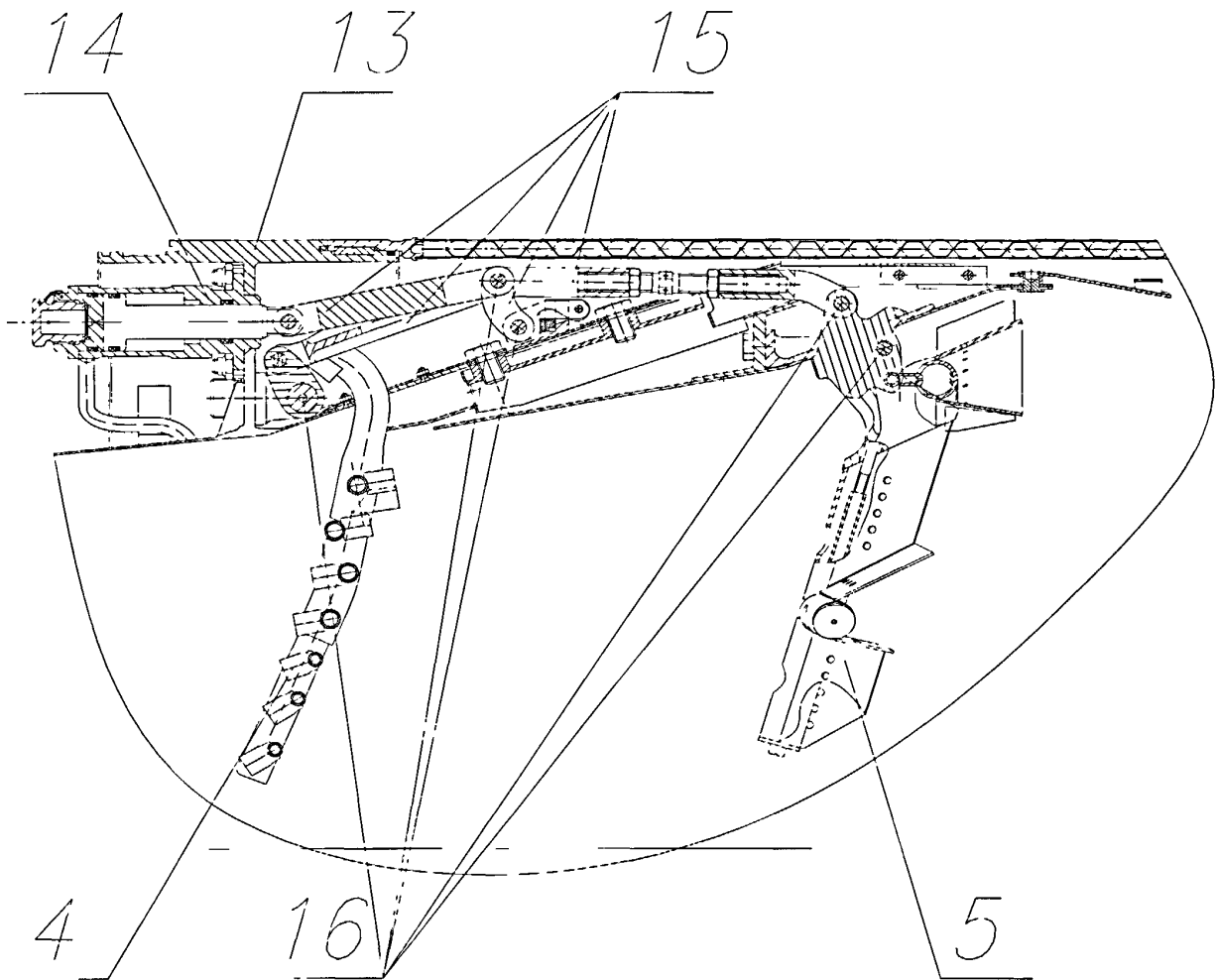
35

40

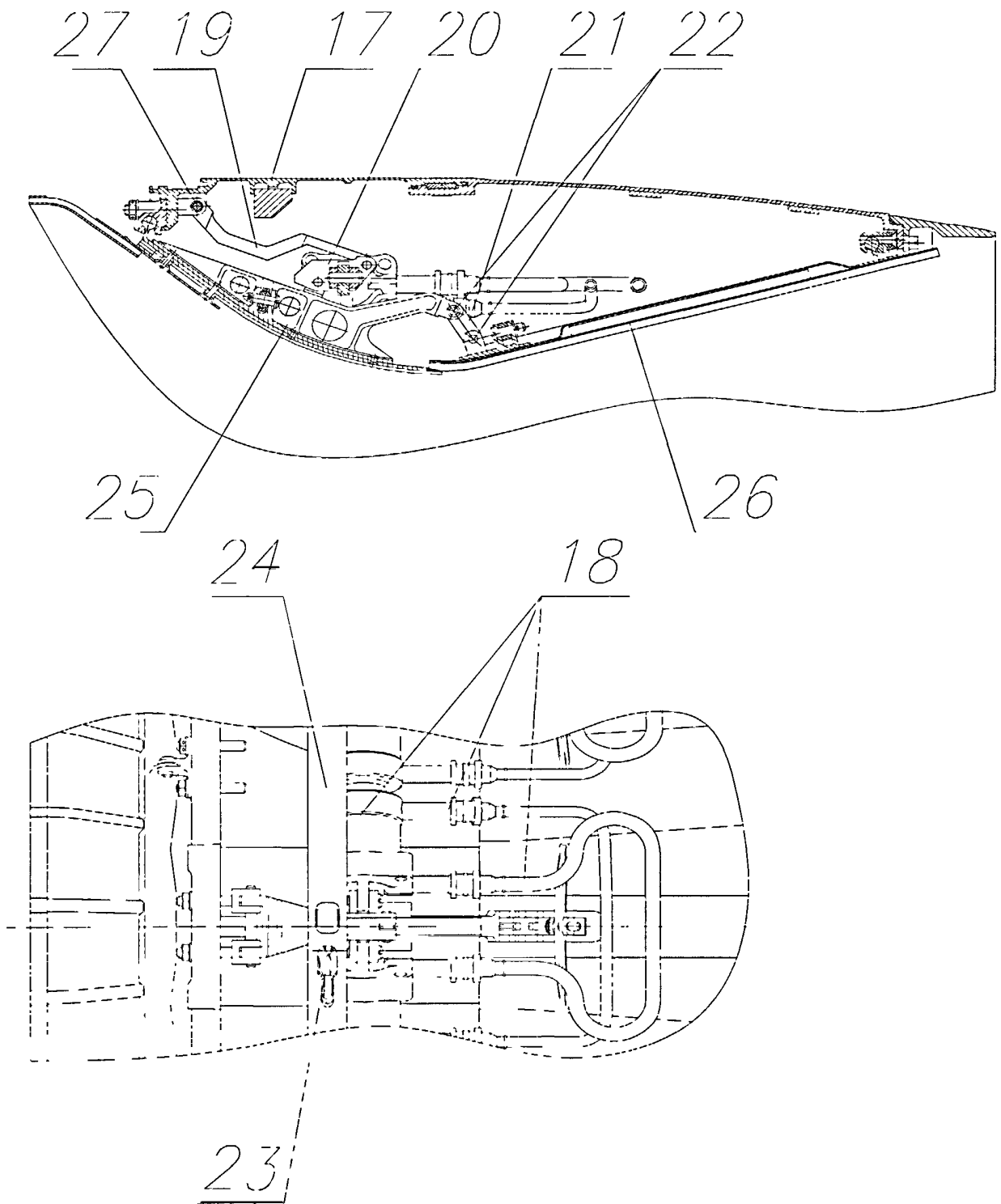
45



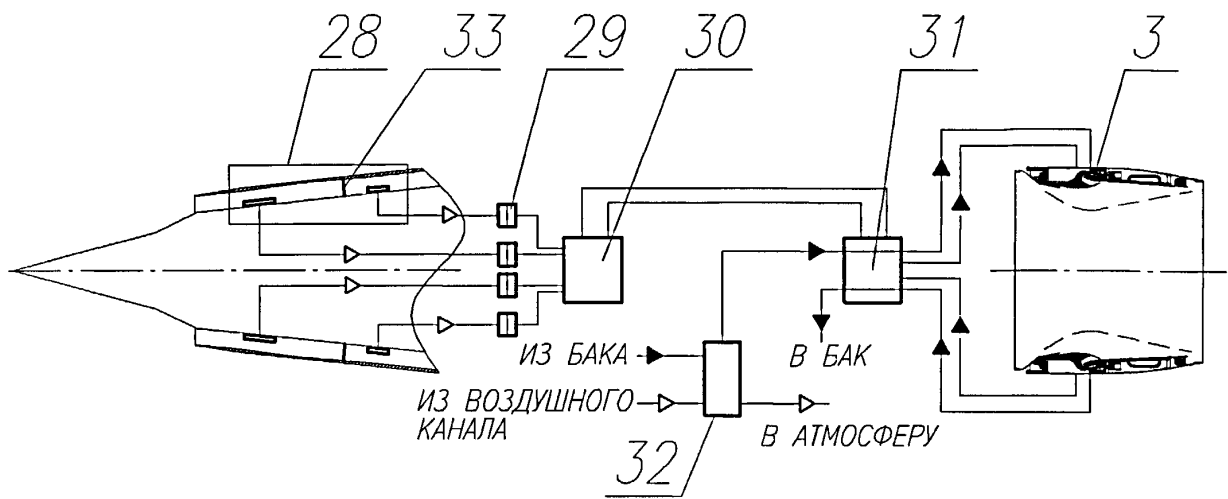
Фиг. 1



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5