



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
*B64C 27/28 (2021.02); B64C 37/00 (2021.02)*

(21)(22) Заявка: 2020142781, 24.12.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
24.12.2020

Дата регистрации:  
19.07.2021

Приоритет(ы):  
(22) Дата подачи заявки: 24.12.2020

(45) Опубликовано: 19.07.2021 Бюл. № 20

Адрес для переписки:  
420111, г. Казань, ул. К. Маркса, 10, КНИТУ-КАИ, Бакаев Алексей Владимирович

(72) Автор(ы):

Сейфи Александр Фатыхович (RU),  
Лиманский Адольф Степанович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева - КАИ" (RU)

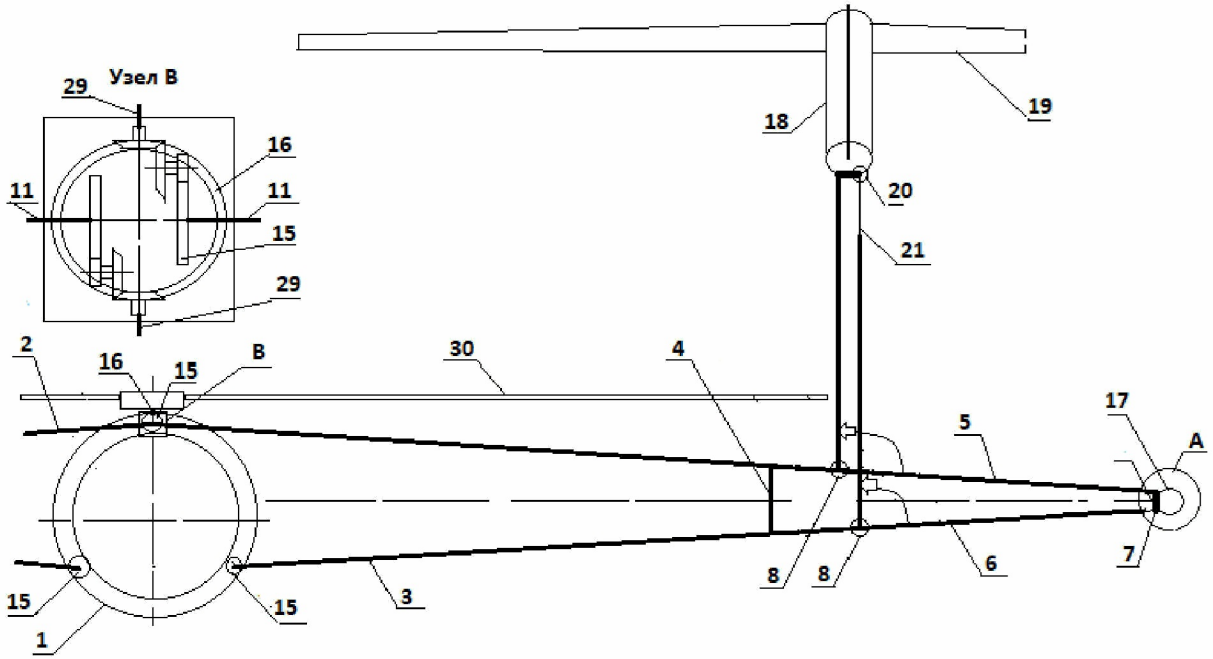
(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2264951 C1, 27.11.2005. RU 2310583 C2, 20.11.2007. RU 180700 U1, 21.06.2018. US 20190135423 A1, 09.05.2019. US 20200010182 A1, 09.01.2020.

(54) Самолет вертикального взлета и посадки

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. Самолет содержит фюзеляж (1), неподвижные верхние и нижние части крыльев (2, 3), каждая соединена с одной стороны с фюзеляжем сверху и снизу, а с другой с перегородкой (4). С ними шарнирно соединены подвижные верхние и нижние части крыльев (5, 6) с вертикальной стенкой 7 на конце верхней подвижной части. Оси шарниров неподвижных и подвижных частей крыльев совпадают с осями центральных шестерен шестеренчатых узлов (8), которые обкатываются выходными шестернями (9), оси которых закреплены на неподвижных частях крыльев (2,

3). Проходящие внутри всех крыльев валы (11), (12), (13), (14) образуют единую систему валов с редукторами (15), (16) внутри фюзеляжа (1), шестеренчатыми узлами между подвижными и неподвижными частями крыльев и дополнительным шестеренчатым узлом (17), закрепленным на вертикальной стенке (7). Валы поворотных секций винтов (18) связаны с редуктором (22) винта (23), а с нижней подвижной частью крыла (6) шарнирами Гука (24). В центре фюзеляжа валы (11, 12) связаны с валами (28) гидродвигателей (29). Обеспечивается увеличение дальности полета и массы полезной нагрузки. 1 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

**(12) ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

*B64C 27/28 (2021.02); B64C 37/00 (2021.02)*(21)(22) Application: **2020142781, 24.12.2020**(24) Effective date for property rights:  
**24.12.2020**Registration date:  
**19.07.2021**

Priority:

(22) Date of filing: **24.12.2020**(45) Date of publication: **19.07.2021 Bull. № 20**

Mail address:

**420111, g. Kazan, ul. K. Marksa, 10, KNITU-KAI,  
Bakaev Aleksej Vladimirovich**

(72) Inventor(s):

**Seifi Aleksandr Fatykhovich (RU),  
Limanskii Adolf Stepanovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**federalnoe gosudarstvennoe biudzhethnoe  
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego  
obrazovaniia "Kazanskii natsionalnyi  
issledovatel'skii tekhnicheskii universitet im. A.N.  
Tupoleva - KAI" (RU)****(54) VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRCRAFT**

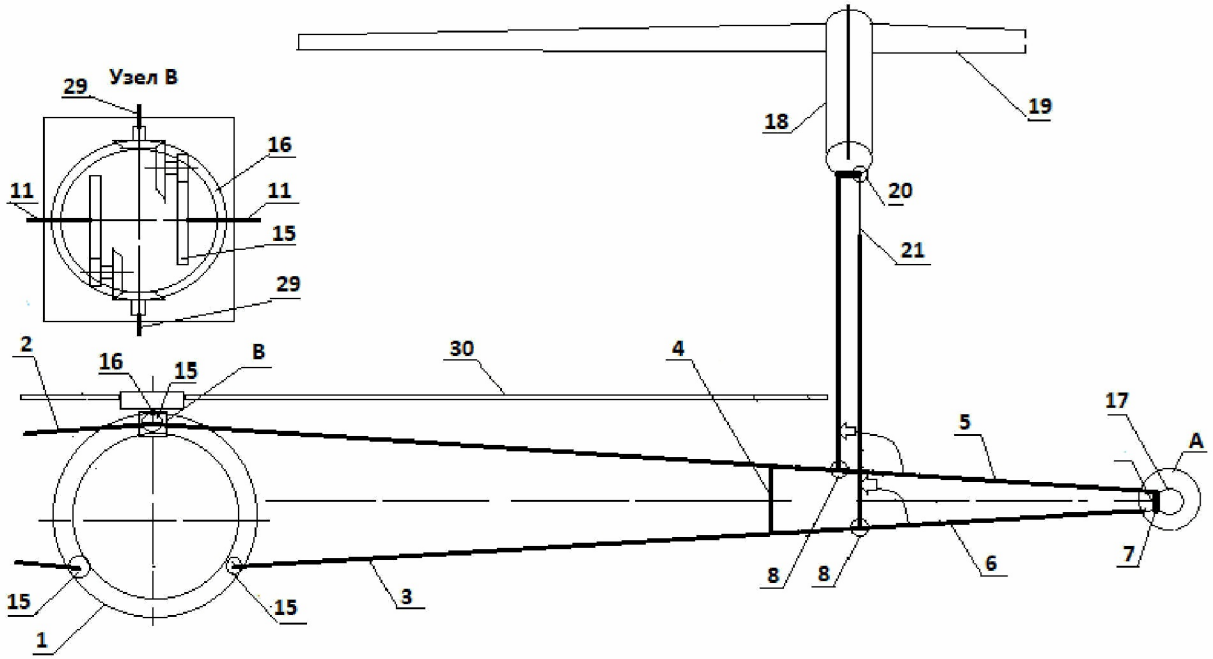
(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: invention relates to the field of aviation, in particular to the structures of vertical take-off and landing aircraft. The aircraft contains a fuselage (1), fixed upper and lower parts of the wings (2, 3), each is connected on one side with the fuselage from above and below, and on the other with a partition (4). The movable upper and lower parts of the wings (5, 6) are pivotally connected to them with a vertical wall (7) at the end of the upper movable part. The hinges axes of the wings fixed and moving parts coincide with the axes of the central gears of the gear assemblies (8), which are rolled by the output gears (9), the axes of which are fixed on the fixed parts of the wings (2, 3).

Shafts (11), (12), (13), (14) passing inside all the wings form a single system of shafts with gearboxes (15), (16) inside the fuselage (1), gear assemblies between the movable and stationary parts of the wings and an additional gear assembly (17), fixed on the vertical wall (7). The shafts of the rotary sections of the screws (18) are connected with the gearbox (22) of the screw (23), and with the lower movable part of the wing (6) by Hooke's hinges (24). In the center of the fuselage, the shafts (11, 12) are connected to the shafts (28) of the hydraulic motors (29).

EFFECT: increase in flight range and payload mass.  
1 cl, 3 dwg



Фиг.1

RU 2751834 C1

RU 2751834 C1

Изобретение относится к области авиастроения, а конкретно к вертолетостроению с высокими скоростями полета.

Известен вертолет МИ26, приведенный в Википедии, содержащий фюзеляж и расположенный сверху в центре тяжести фюзеляжа винт подъема и движения. Большая ометаемая винтом поверхность обеспечивает возможность подъема больших масс полезной нагрузки. Складные лопасти винтов позволят экономить занимаемую площадь хранения вертолета. Недостатком данного аналога является то, что винт в режиме полета вертолета работает с малым КПД и соответственно не может повысить скорость и дальность полета.

Известен скоростной винтокрыл (Япония, JAXA приведенный в ntvhplus<ru>new> 2020. 01. 13) содержащий фюзеляж, расположенный сверху в центре тяжести фюзеляжа винт подъема и движения, тяговый винт, а также крылья на 70% подъемной силы винтокрыла. Существенно увеличилась скорость и дальность полета, однако полезная нагрузка снизилась из-за добавленной массы крыльев.

За прототип предлагаемого изобретения принят конвертоплан Bell-280 Valor, США, приведенный в iz>Новость>Мир 19 декабря 2017. Известный конвертоплан содержит фюзеляж, крылья на 100% суммарной подъемной силы в горизонтальном полете, а также расположенные на концах крыльев авиационные двигатели с поворотными секциями винтов подъема и движения. Увеличенные длины крыльев позволили повысить эффективность полета по сравнению в винтокрылом, у которого винт подъема и движения продолжает вращаться в горизонтальном полете с уменьшенной подъемной силой. Применяемые авиационные двигатели массивны и сложны по конструкции и не способны из-за ограниченных степеней повышения давлений обеспечивать высокий КПД термодинамического цикла и, следовательно, дальность полета. Тяжелые двигатели ограничивают длину консолей крыльев и соответственно длину лопастей винтов (взлетную массу). По сравнению с вертолетом требуют более сложного управления положением конвертоплана в пространстве на взлете и переключке винтов из положения подъема на режим движения, а расположенные на концах крыльев винты подъема и движения требуют увеличивают поперечные габариты при взлете.

Технической проблемой для предлагаемого изобретения является увеличение дальности полета и массы полезной нагрузки без уменьшения скорости полета и увеличения поперечных габаритов самолета.

Технический результат, на достижение которого направлено предлагаемое изобретение, заключается в применении более эффективной силовой установки, дополнительного винта и переход на бипланную схему крыльев с отклоняемыми подвижными частями.

Технический результат достигается тем, что в самолете вертикального взлета и посадки, содержащем фюзеляж с хвостовым оперением, двигатели взлета и посадки, крылья с элеронами и поворотными на 90° подъемно-маршевыми механизмами винтов на их концах, а также систему валов двигателей и винтов, отличающийся тем, что крылья в форме биплана, каждое содержит неподвижную большую часть и отклоняемую на девяносто градусов меньшую часть, на конце которой установлена поворотная в плоскости крыльев втулочная секция винта подъема и полета, вал которой связан замкнутой системой валов, которая включает в себя продольные валы фюзеляжа от гидравлических двигателей, редукторы поворота выходных валов в фюзеляже, валы крыльев и шестеренчатые узлы на концах неподвижных частей крыльев, у которых оси центральных шестерен совпадают с осями поворота подвижных частей относительно неподвижных частей крыльев, секции гидравлических двигателей, расположенные по

окружности в отделах с двух сторон от замкнутой системы валов, входы и выходы гидравлических двигателей соединены по воздушно - газовым линиям с двумя турбокомпрессорами и турбинами соответственно, вал каждой втулочной секции винта подъема и полета через редуктор винта подъема и полета связан с дополнительным шестеренчатым узлом, у которого оси центральных шестерен совпадают с осями поворота втулочной секции винта подъема и полета, корпус дополнительного шестеренчатого узла связан шарнирно с нижней подвижной частью крыла при помощи телескопического соединения, а расположенные внутри телескопического соединения валы связаны шарнирами Гука.

Самолет вертикального взлета и посадки по содержит дополнительный винт подъема и полета, установленный сверху фюзеляжа и связанный через редуктор дополнительного винта с системой валов, а также гидромуфту после дополнительного шестеренчатого узла, активная передняя получаша гидромуфты снабжена ведущей шестерней и соединена с тремя парами сателлитов, каждый с двумя шестернями на одном валу, а ведомая получаша снабжена ведомой шестерней, соединенной с последними шестернями сателлитов, с ней взаимодействует шлицевая муфта на валу ведомой получаша, вал задней получаша гидромуфты соединен с редуктором винта подъема и полета.

На фиг. 1 представлен общий вид самолета.

На фиг. 2 - общий вид самолета с дополнительным винтом.

На фиг. 3 - самолет с двумя тороидальными отделами поршневых оппозитных четырехтактных двигателей.

Самолет вертикального взлета и посадки (фиг. 1) содержит фюзеляж 1, неподвижные верхние и нижние части крыльев 2,3, каждая соединена с одной стороны на фюзеляже сверху и снизу, а с другой - перегородкой 4. С ними шарнирно соединены подвижные верхние и нижние части крыльев 5,6 с вертикальной стенкой 7 на конце верхней подвижной части. Оси шарниров неподвижных и подвижных частей крыльев совпадают осями центральных шестерен шестеренчатых узлов 8, которые обкатываются выходными шестернями 9, оси которых закреплены на неподвижных частях крыльев 2,3. Проходящие внутри всех крыльев валы 11, 12, 13, 14 образуют единую систему валов с редукторами 15, 16 внутри фюзеляжа 1, шестеренчатыми узлами между подвижными и неподвижными частями крыльев и дополнительный шестеренчатый узел 17, закрепленный на вертикальной стенке 7 на входе в поворотную втулочную секцию 18 винта подъема и полета 19 с шарнирным соединением 20 и узлом свободного перемещения 21 относительно нижней подвижной части крыла 6. Валы поворотных втулочных секций винтов 18 связаны с редуктором подъема и движения 22 винта 23, а с нижней подвижной частью крыла 6 шарнирами Гука 24. Оси 25 поворотных втулочных секций 8 совпадают с осями центральных шестерен 26, которые обкатываются выходными шестернями 27, оси которых закреплены на поворотных втулочных секциях 19. В центре фюзеляжа валы 11 связаны с валами 28 верхних гидродвигателей 29, а валы нижних неподвижных частей крыльев 12 связаны с валами 28 нижних гидродвигателей 29.

Самолет вертикального взлета и посадки (фиг. 2) содержит дополнительный винт 30, соединенный через редуктор 16 с выходным валом редуктора 15, и гидромуфту 31, установленную внутри поворотной втулочной секции 19 перед редуктором винта подъема и движения 22. Гидромуфта содержит активную получашу 32, связанную с выходным валом дополнительного шестеренчатого узла 17 и через шестерни вала 33 сателлитных шестерней 34, 35 и муфту переключения 36 с входным валом 37 редуктора винта подъема и движения 22. С активной получашой 32 взаимодействует ведомая

получаща 38, которая через центральную перегородку 39 передает вращение входному валу 37 редуктора винта подъема и движения 22.

Самолет вертикального взлета и посадки (фиг. 3) содержит два тороидальных отдела 40 известных поршневых оппозитных четырехтактных двигателей 41, по три секции в каждом отделе. Выхлопные клапаны поршневых двигателей 41 взаимодействуют с клапанными коробками 42, которые снизу соединены каналами газов отработанных, установленных перед турбинами 43 привода осевых турбокомпрессоров 44. Каждая секция поршневых оппозитных четырехтактных двигателей 41 содержит гидравлический двигатель 29. Валы 28 гидравлических двигателей с двух сторон соединены с редукторами 15, 16 единой системы валов. Перед дополнительным шестеренчатым узлом 17 установлен обтекатель 45 с стартером 46, закрепленные на подвижной части крыла 5.

Самолет вертикального взлета и посадки работает следующим образом. В статическом положении самолет вертикального взлета и посадки хранится с повернутыми на  $90^0$  подвижными частями крыльев 5, 6 и повернутыми в плоскости фюзеляжа на  $90^0$  лопастями винтов подъема и полета 19. Поворот осуществляется с помощью шарниров - по двое на каждой неподвижной части крыла, при этом шестеренчатый узел 8 обеспечивает передачу моментов при их вращении. При этом образуется продольный зазор на конце нижнего подвижного крыла 6, а прочность соединения этого места может обеспечиваться телескопической трубой, связанной шарнирно с корпусом дополнительного шестеренчатого узла 17, закрепленным на конце подвижной части верхнего крыла 5. При этом крутящий момент нижнего вала передается на поворотную втулочную секцию 8 винта подъема и полета 19. Электрические стартеры, расположенные в неподвижных обтекателях винтов подъема и полета раскручивают винты подъема и полета 19 до небольших оборотов включения в работу поршневых двигателей 41. Далее муфты обгона электрических стартеров автоматически отключаются и все винты постепенно выводятся на режим максимальных оборотов. После набора высоты полета начинается постепенный разворот подвижных частей крыльев 5, 6 в горизонтальное положение с одновременным поворотом винтов подъема и движения 19 и углов установки лопастей в положения полета. Двигательная система переходит на более низкие обороты, при которых осуществляется полет. Двигательная установка с наддувом поршневых четырехтактных двигателей 41 от осевых турбокомпрессоров 44 значительно повысят суммарную степень повышения давления по сравнению с прототипом, что повысит КПД двигательной установки и дальность полета. Каждый двигатель известной секция четырехтактных оппозитных поршневых двигателей 41 при перетекании масла из одного поршневого двигателя в другой увеличивает перепад давления масла на постоянную величину, которое в конце секции срабатывает в гидродвигателе пластинчатого типа 29, ротор которого передает крутящий момент единой системе валов, а от нее винтам подъема и полета 19. Значительное облегчение концов консолей крыла без двигателей, как и переход на бипланную конструкцию крыльев, позволит повысить прочность и полную длину консоли крыла и расположенными на ее конце лопастями винта, то - есть увеличить их расход воздуха и тягу и, соответственно, полезную нагрузку без увеличения стояночных поперечных габаритов (сложенных подвижных частей крыльев).

Самолет вертикального взлета и посадки с дополнительным винтом работает следующим образом. Электрические стартеры, расположенные в неподвижных обтекателях винтов подъема и полета раскручивают единую систему валов и дополнительный винт 30 до оборотов включения поршневых двигателей 41. Далее

подается масло в гидромуфту 31 и начинают раскручиваться винты подъема и полета 19 до взлетных оборотов. После достижения определенной высоты производится перекладка винта подъема и полета 19 на режим горизонтального полета, после этого сливом масла из гидромуфты 31 обеспечивается некоторое уменьшение оборотов вала винта подъема и полета 19 до величины значения его оборотов для полета на расчетной скорости полета на увеличенном шаге винта. При этом сравниваются обороты ведомой получаши гидромуфты и узла сателлитных шестерен 34, 35 для перекладки муфт переключения 36 на работу узла сателлитных шестерен гидромуфты 31. После этого сливается масло из гидромуфты 31 для уменьшения потерь на трение.

Таким образом, все винты обеспечивают оптимальную работу на двух основных режимах эксплуатации, обеспечивая менее полную загрузку двигательной системы в горизонтальном полете. Предлагаемый самолет вертикального взлета и посадки способен поднять и переместить большую полезную нагрузку с большой скоростью. Регулирование положения самолета вертикального взлета и посадки при подъеме и перекладки осуществляется с помощью системы управления центрального винта подъема, что может упростить синхронного управления двумя винтами подъема и движения прототипа в этом процессе. Снабженные перегородками крылья, обеспечивают большую прочность, а благодаря уменьшению хорд (площади крыльев) меньше препятствуют тяге вертикальных винтов по сравнению с прототипом.

#### (57) Формула изобретения

1. Самолет вертикального взлета и посадки, содержащий фюзеляж с хвостовым оперением, двигатели взлета и посадки, крылья с элеронами и поворотными на  $90^\circ$  подъемно-маршевыми механизмами винтов на их концах, а также систему валов двигателей и винтов, отличающийся тем, что крылья в форме биплана каждое содержит неподвижную большую часть и отклоняемую на девяносто градусов меньшую часть, на конце которой установлена поворотная в плоскости крыльев втулочная секция винта подъема и полета, вал которой связан с замкнутой системой валов, которая включает в себя продольные валы фюзеляжа от гидравлических двигателей, редукторы поворота выходных валов в фюзеляже, валы крыльев и шестеренчатые узлы на концах неподвижных частей крыльев, у которых оси центральных шестерен совпадают с осями поворота подвижных частей относительно неподвижных частей крыльев, секции гидравлических двигателей, расположенные по окружности в отделах с двух сторон от замкнутой системы валов, входы и выходы гидравлических двигателей соединены по воздушно-газовым линиям с двумя турбокомпрессорами и турбинами соответственно, вал каждой втулочной секции винта подъема и полета через редуктор винта подъема и полета связан с дополнительным шестеренчатым узлом, у которого оси центральных шестерен совпадают с осями поворота втулочной секции винта подъема и полета, корпус дополнительного шестеренчатого узла связан шарнирно с нижней подвижной частью крыла при помощи телескопического соединения, а расположенные внутри телескопического соединения валы связаны шарнирами Гука.

2. Самолет вертикального взлета и посадки по п.1, содержащий дополнительный винт подъема и полета, установленный сверху фюзеляжа и связанный через редуктор дополнительного винта с системой валов, а также гидромуфту после дополнительного шестеренчатого узла, активная передняя получаша гидромуфты снабжена ведущей шестерней и соединена с тремя парами сателлитов, каждая с двумя шестернями на одном валу, а ведомая получаша снабжена ведомой шестерней, соединенной с последними шестернями сателлитов, с ней взаимодействует шлицевая муфта на валу



ведомой получаши, вал задней получаши гидромурфты соединен с редуктором винта подъема и полета.

5

10

15

20

25

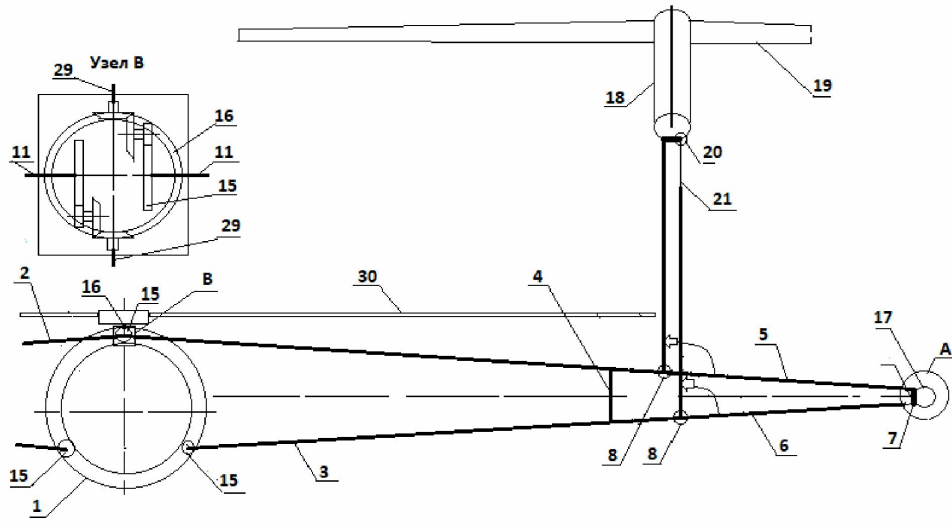
30

35

40

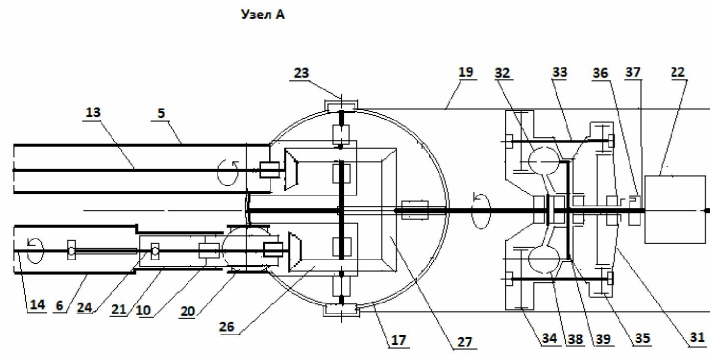
45

1

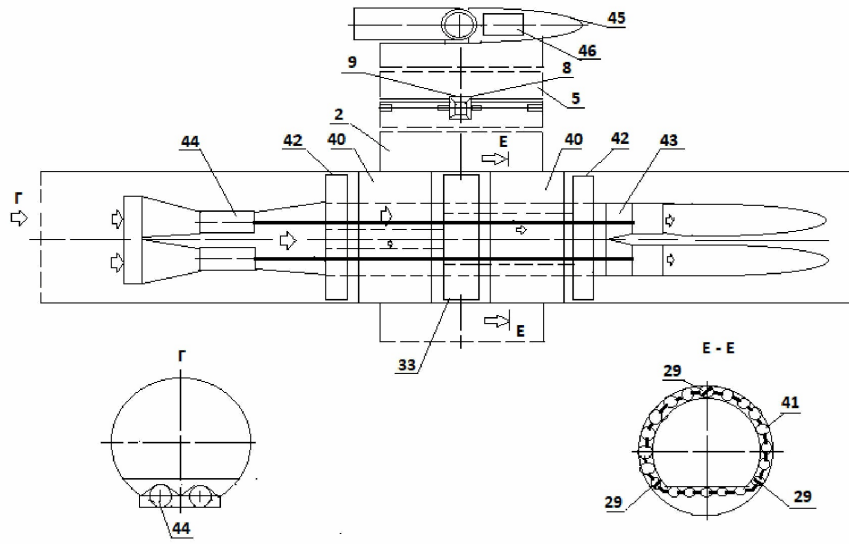


Фиг.1

2



Фиг.2



Фиг. 3