(19) **RU** (11) **2 012 512** (13) **C1**

(51) МПК[5] **B 64 C 29/00, B 60 V 3/08, B 64 C 27/20, 27/22**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: **93043825/23, 07.03.1993**

(46) Дата публикации: **15.05.1994**

(71) Заявитель:
Фирма "Вист"

(72) Изобретатель: **Капин В.М., Ивчин В.А., Павленко Н.С., Погребинский Е.Л., Субботин В.В., Майоров О.Н.**

(73) Патентообладатель:
Фирма "Вист"

(54) КОМБИНИРОВАННЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

(57) Реферат:

Использование: изобретение относится к авиастроению и может использоваться в летательных аппаратах вертикального взлета и посадки. Сущность: комбинированный летательный аппарат содержит корпус в виде центрального толстого крыла с вертикальным открытым тоннелем, в котором установлен подъемный винт. Аппарат имеет также боковые крылья, хвостовое оперение и маршевые винты и оснащен посадочным устройством на воздушной подушке, охватывающим выход из тоннеля. Особенностью изобретения является согласование размеров подъемного винта и посадочного устройства на воздушной подушке. Силовая установка летательного аппарата включает два блока двигателей, размещенных с двух сторон тоннеля и соединенных с подъемным и маршевыми винтами. Изобретение позволяет летательному аппарату взлетать и садиться на неподготовленные площадки, а также совершать посадку при отказе одного из блоков двигателей. 4 з. п. ф-лы, 7 ил.

RU 2012512 C1

RU 2012512 C1

(19) **RU** (11) **2 012 512** (13) **C1**

(51) Int. Cl.[5] **B 64 C 29/00, B 60 V 3/08, B 64 C 27/20, 27/22**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 93043825/23, 07.03.1993

(46) Date of publication: 15.05.1994

(71) Applicant:
FIRMA "VIST"

(72) Inventor: KAPIN V.M.,
IVCHIN V.A., PAVLENKO N.S., POGREBINSKIJ E.L., SUBBOTIN V.V., MAJOROV O.N.

(73) Proprietor:
FIRMA "VIST"

(54) HYBRID FLYING VEHICLE

(57) Abstract:

FIELD: aeronautical engineering. SUBSTANCE: hybrid flying vehicle has a body made in the form of a central thick wing having vertical open shaft in which a lifting propeller is mounted. The apparatus has also side wings, tail unit, cruising propellers, and an air cushion landing gear surrounding the shaft exit. The invention is characterized in that the lifting propeller sizes are balanced against the air cushion landing gear. The flying vehicle power plant includes two engine units mounted on two sides of the shaft and connected to the lifting and cruising propellers. EFFECT: ability to land on unprepared sites, ability to land with one dead engine unit. 5 cl, 7 dwg

RU 2012512 C1

RU 2012512 C1

Изобретение относится к авиастроению и может использоваться на летательных аппаратах с вертикальным взлетом и посадкой различного назначения: пассажирских, грузовых, грузопассажирских, санитарных и иных специального назначения аппаратах.

Летательные аппараты с вертикальным взлетом и посадкой относятся к перспективным направлениям развития авиационной техники, так как могут эксплуатироваться на неподготовленных посадочных площадках. Особенно привлекательны такие аппараты для специализированной авиации и для местных авиалиний.

Известны комбинированные летательные аппараты, в которых подъемная сила при взлете и посадке и тяговое усилие в горизонтальном полете создаются одним устройством - поворотным винтом. Такой летательный аппарат описан в патенте Великобритании N 1405737, 1975. Известный летательный аппарат содержит фюзеляж с крыльями и хвостовым оперением. Крылья выполнены поворотными, и силовые установки с винтами установлены на поворотной части крыльев. Одни и те же винты используются как для создания подъемной силы на взлете и посадке, так и для создания тягового усилия при горизонтальном полете. Схема с поворотным крылом обладает преимуществами по сравнению с открытым подъемным винтом, прорабатывалась многими конструкторами и воплощена в реальных аппаратах. Однако использование одного и того же винта и для вертикального взлета и посадки, и для горизонтального полета предъявляет к винту очень жесткие требования. Поворотный винт не может иметь такой же диаметр как несущий винт вертолета, и поэтому удельная нагрузка на винт на взлете-посадке выше, чем у вертолета. Следовательно, требуется большая мощность двигателей. Повышенная удельная нагрузка на винт при взлете приводит к повышенным скоростям воздушного потока под винтом и сильному эрозионному воздействию струи на грунт. Аппарат генерирует сильное акустическое поле. Кроме того, наличие поворотного крыла с винтовой группой усложняет конструкцию аппарата и снижает его надежность в целом. Очень сложным для системы управления является переход аппарата из режима взлета в горизонтальный полет и обратный процесс. Любой случайный отказ в системе управления и механизме поворота консолей крыла может привести к серьезной аварии.

Наиболее близким по технической сущности к заявляемому изобретению является летательный аппарат по патенту Великобритании N 1331655, 1973. Летательный аппарат содержит корпус, выполненный в виде толстого несущего центрального крыла в форме диска с уплощенной нижней поверхностью и несимметричным поперечным сечением. В корпусе имеется изогнутый тоннель с открытыми входным и выходным отверстиями, в котором горизонтально установлен подъемный винт. На нижней поверхности корпуса размещено посадочное устройство на воздушной подушке, охватывающее выход из тоннеля. Аппарат имеет боковые крылья и двухкилевое хвостовое оперение. Для горизонтального полета летательный аппарат оснащен маршевыми винтами и реактивным соплом. Подъемный винт и маршевые винты приводятся во вращение от общей силовой установки. Летательный аппарат имеет обращенный навстречу набегающему потоку открытый воздухозаборник на верхней поверхности центрального крыла, подающий воздух в тоннель. Воздухозаборники силовой установки размещены за воздухозаборником тоннеля и затенены им.

Недостатком данного летательного аппарата является повышенное аэродинамическое сопротивление в режиме горизонтального полета, что связано с наличием постоянно работающего воздухозаборника тоннеля. При этом повышенное аэродинамическое сопротивление связано не только с выступанием воздухозаборника в набегающий поток, но и со сбросом отобранного с верхней поверхности воздуха практически перпендикулярно нижней поверхности корпуса, что также создает дополнительное сопротивление набегающему потоку. Как и во всех остальных аппаратах вертикального взлета и посадки такого типа в нем не увязаны характеристики подъемного винта и посадочного устройства на воздушной подушке, что превращает их в простую совокупность известных устройств (агрегатирование).

Задача изобретения заключается в создании комбинированного летательного аппарата, в котором подъемный винт и посадочное устройство на воздушной подушке будут оптимальным образом согласованы. Другой задачей изобретения является улучшение аэродинамических характеристик летательного аппарата в горизонтальном полете. Третьей задачей изобретения является улучшение обтекания несущего корпуса летательного аппарата набегающим потоком воздуха. Задачей изобретения также является повышение надежности эксплуатации комбинированного летательного аппарата, в том числе при посадке с уменьшенной мощностью силовой установки.

Для решения указанных задач комбинированный летательный аппарат, содержащий корпус, выполненный в виде толстого центрального крыла с несимметричным поперечным профилем с вертикальным тоннелем, в котором установлен подъемный винт, и имеющий боковые крылья и хвостовое оперение, маршевые винты для горизонтального полета, силовую установку для привода маршевых и подъемного винтов и посадочное устройство на воздушной подушке, охватывающее выход из тоннеля, снабжен системой изменения общего и циклического шага лопастей подъемного винта, при этом входное отверстие тоннеля образовано торовой поверхностью, сопряженной с верхней поверхностью центрального крыла, причем площадь поперечного сечения вертикального тоннеля в плоскости вращения подъемного винта составляет 0,3-0,8 от площади воздушной подушки посадочного устройства.

При этом силовая установка выполнена в виде двух блоков двигателей, размещенных в

RU 2012512 C1

RU 2012512 C1

центральном крыле с двух сторон вертикального тоннеля, и имеет два маршевых винта, причем подъемный винт соединен с обоими блоками двигателей, а маршевые винты соединены каждый со своим блоком двигателей.

Кроме того, маршевые винты для горизонтального полета установлены над верхней поверхностью кормовой части центрального крыла за линией максимальной толщины профиля кормовой части центрального крыла.

При этом маршевые винты установлены на пилонах, размещенных с двух сторон относительно тоннеля.

Кроме того, летательный аппарат снабжен двумя продольными балками, выступающими над верхней поверхностью кормовой части центрального крыла и размещенными с двух сторон относительно тоннеля, при этом хвостовое оперение выполнено в виде двух килей, установленных на продольных балках, и пересекающего кили хвостового горизонтального стабилизатора, а маршевые винты размещены перед килями.

Сущность изобретения поясняется чертежами, где на фиг. 1 изображена общая компоновка летательного аппарата, вид сверху с частично снятой обшивкой верхней поверхности корпуса; на фиг. 2 - продольный разрез летательного аппарата по А-А на фиг. 1; на фиг. 3 и 4 - система управления общим и циклическим шагом подъемного винта - аксонометрия и общая схема; на фиг. 5 - вид на летательный аппарат спереди при размещении маршевых винтов перед вертикальными килями; на фиг. 6 и 7 - виды сбоку и спереди на летательный аппарат при размещении маршевых винтов на пилонах.

Комбинированный летательный аппарат содержит корпус 1, выполненный в виде центрального крыла с толстым несимметричным поперечным сечением, с дугообразной в плане передней кромкой и прямолинейной задней кромкой, плавными боковыми обводами и уплощенной нижней поверхностью. В корпусе имеется вертикальный тоннель 2 со скругленной входной кромкой. Тоннель круглого сечения занимает основную площадь в плане в центральной части корпуса. Внутри тоннеля размещено обтекаемое центральное тело 3 с подъемным винтом 4. Центральное тело соединено со стенкой тоннеля радиальными пилонами 5. Летательный аппарат имеет кабину 6 для размещения экипажа, пассажиров и грузов, боковые крылья 7 и хвостовое оперение 8. Аэродинамические поверхности летательного аппарата - боковые крылья и хвостовое оперение, оснащены отклоняемыми органами управления, например, закрылками 9 и 10 и рулями направления 11. Для выполнения горизонтального полета летательный аппарат оснащен двумя маршевыми винтами 12. Подъемный винт 4 и маршевые винты 12 приводятся во вращение силовой установкой, включающей два блока двигателей 13. Блоки двигателей 13 установлены в корпусе 1 с двух сторон относительно тоннеля 2. Блоки двигателей соединены валами 14 с подъемным винтом и валами 15 с маршевыми винтами. С подъемным винтом соединены оба блока двигателей, а маршевые винты соединены каждый со своим блоком двигателей. Валы 14 подключены с одной стороны к редуктору 16 подъемного винта, а с другой - к управляемой муфте 17 на блоках двигателей. Управляемые муфты 17 могут быть любого типа: гидравлические, механические, электромагнитные. Вал 15 соединен с блоком двигателей управляемой муфтой 18, предпочтительно с регулируемым передаточным отношением. Муфты 18 также могут быть любого типа. Летательный аппарат оснащен посадочным устройством на воздушной подушке 19, охватывающим выход из вертикального тоннеля. Площадь поперечного сечения тоннеля в плоскости вращения подъемного винта составляет 0,3-0,8 от площади воздушной подушки посадочного устройства 19. В частности, в летательном аппарате на 18 человек площадь воздушной подушки посадочного устройства равна 58 $м^2$, а площадь поперечного сечения вертикального тоннеля в плоскости вращения подъемного винта 38 $м^2$. Входное отверстие тоннеля образовано торовой поверхностью 20, плавно сопряженной с верхней поверхностью центрального крыла. В результате в средней части центрального крыла получаются последовательно установленные толстые аэродинамические профили, обтекаемые в режиме, аналогичном кольцевому крылу, что улучшает аэродинамические характеристики летательного аппарата в горизонтальном полете.

Летательный аппарат оснащен системой изменения общего и циклического шага подъемного винта. Лопасти 21 подъемного винта закреплены шарнирно на центральной крестовине 22, закрепленной на выходном валу 23 редуктора 16. Основным узлом системы изменения общего и циклического шага подъемного винта является автомат перекоса, содержащий вращающееся кольцо 24, невращающееся кольцо 25, шлиц-шарнир 26 и карданный подвес 27. Вращающееся кольцо 24 соединено поводками 28 с лопастями 21 подъемного винта. Невращающееся кольцо и карданный подвес 27 соединены тягами 29 с ручками управления общим шагом подъемного винта 30 и циклическим шагом подъемного винта 31.

Маршевые винты установлены выше верхней кормовой части центрального крыла за линией максимальной толщины профиля кормовой части центрального крыла, совпадающей с входной кромкой торового входного отверстия тоннеля. Конкретная зона размещения маршевых винтов определяется продувками. В частности, маршевые винты размещены со смещением к задней кромке центрального крыла. В зависимости от габаритов и грузоподъемности летательного аппарата маршевые винты размещены либо на пилонах 32, либо на хвостовом оперении. Пилоны 32 размещены с двух сторон относительно тоннеля 2.

Летательный аппарат с маршевыми винтами на хвостовом оперении имеет две продольные балки 33, выступающие над верхней поверхностью кормовой части центрального крыла, два киля 34 и пересекающий кили горизонтальный стабилизатор 35. Маршевые винты установлены перед килями 34.

Воздухозаборники 36 силовой установки размещены на верхней поверхности

RU 2012512 C1

RU 2012512 C1

центрального крыла.

При взлете устанавливают лопасти 21 подъемного винта 4 в положение минимального шага и запускают силовую установку при отключенных валах 15 привода маршевых винтов 12. Раскручивают подъемный винт 4 и нагнетают им воздух в полость посадочного устройства на воздушной подушке 19. Используя ручку 30 управления общим шагом, повышают давление воздушной подушке до отрыва летательного аппарата от взлетной площадки. Затем увеличивают общий шаг подъемного винта и переводят летательный аппарат в режим висения над экраном. Управляют летательным аппаратом на режиме висения, используя ручку 31 управления циклическим шагом подъемного винта и автомат перекоса системы изменения общего и циклического шага. При дальнейшем увеличении общего шага подъемная сила винта 4 становится равной или больше веса летательного аппарата и он переводится на режим поддержания в воздухе только за счет подъемного винта 4. Для разгона летательного аппарата включают муфты 18 и начинают раскручивать маршевые винты 12. Тяга, развиваемая маршевыми винтами 12, возрастает постепенно, и на начальном этапе разгона не требуется значительных затрат мощности на привод маршевых винтов. Поскольку центральное крыло имеет несимметричное поперечное сечение, то аэродинамическая подъемная сила создается на нем при перемещении с нулевым углом атаки. Дополнительная подъемная сила создается на боковых крыльях, которые установлены под оптимальным углом атаки. С увеличением скорости полета аэродинамическая подъемная сила возрастает и, соответственно, уменьшают подъемную силу на винте 4, изменяя его общий шаг. Освобождающаяся мощность силовой установки передается на маршевые винты 12. По достижении аэродинамической подъемной силой значения, равного весу летательного аппарата, подъемный винт 4 отключают от силовой установки, и летательный аппарат продолжает полет по самолетной схеме. При переходе на полет по самолетной схеме не требуется закрывать входное отверстие тоннеля, и поэтому отключение подъемного винта 4 не вызывает изменения аэродинамического сопротивления летательного аппарата, что упрощает управление летательным аппаратом и повышает его надежность. Летательный аппарат поддерживается в воздухе за счет подъемной силы, создаваемой всей поверхностью - центральным крылом и боковыми крыльями, что улучшает аэродинамические характеристики аппарата. Летательный аппарат не имеет выступающего в набегающий поток воздухозаборного устройства тоннеля, что уменьшает его аэродинамическое сопротивление и повышает аэродинамическое качество летательного аппарата. При полете на номинальной скорости подъемный винт не работает, и воздух свободно перетекает через тоннель 2, обтекая носовую и кормовую части центрального крыла в режиме, аналогичном обтеканию плоского кольцевого крыла.

При посадке уменьшают горизонтальную скорость полета и при снижении аэродинамической подъемной силы до величины, меньшей веса летательного аппарата, включают муфту 17 и раскручивают подъемный винт 4 при минимальном общем шаге. На силовой установке имеется избыток мощности, и раскрутка подъемного винта не вызовет уменьшения горизонтальной тяги маршевых винтов 12. Раскрутка подъемного винта 4 не вызовет также существенного изменения в аэродинамическом сопротивлении летательного аппарата, так как не надо открывать входное отверстие тоннеля. По мере снижения горизонтальной скорости полета на подъемный винт передается все большая мощность, и летательный аппарат переходит в режим висения за счет подъемной силы винта 4. Далее следует вертикальная посадка летательного аппарата на выбранную площадку. При необходимости летательный аппарат зависает над поверхностью земли или над водой и перемещается к месту посадки или в режиме полета над экраном, или на воздушной подушке.

Учитывая, что для висения над экраном летательному аппарату требуемая мощность составляет меньше половины от суммарной мощности силовой установки, то летательный аппарат при необходимости может совершить посадку на одном блоке двигателей 13. В этом случае летательный аппарат снижается до высоты, на которой проявляется экранный эффект, и переходит с горизонтального полета по самолетной схеме в режим висения над экраном. Дальнейшая посадка идет по ранее описанной схеме. Аналогичным образом можно осуществить взлет летательного аппарата в критических ситуациях.

Возможность реализации летательного аппарата по данному изобретению подтверждена испытаниями макетного образца заявляемого летательного аппарата. Полноразмерный летательный аппарат может быть изготовлен при использовании современной технологии и материалов авиационной промышленности.

Включение вертикального тоннеля с подъемным винтом в аэродинамическую схему комбинированного летательного аппарата в режиме горизонтального полета обеспечивает согласование характеристик воздушной подушки и подъемного винта, что повышает безопасность полета и улучшает аэродинамические характеристики аппарата, в частности, повышает его аэродинамическое качество. Выполнение корпуса летательного аппарата в виде толстого центрального крыла с несимметричным поперечным профилем, имеющего вертикальный тоннель с открытыми входным и выходным отверстиями, в котором входное отверстие тоннеля образовано торовой поверхностью, плавно сопряженной с верхней поверхностью центрального крыла, обеспечивает обтекание центрального крыла в зоне тоннеля как двух последовательно установленных аэродинамических профилей аналогично плоскому кольцевому крылу. При этом затенение тоннеля подъемным винтом не препятствует установлению режима обтекания подобного кольцевому крылу, что обеспечивает хорошие аэродинамические

RU 2012512 C1

RU 2012512 C1

характеристики летательного аппарата. Снижению затенения тоннеля подъемным винтом способствует также выбор площади поперечного сечения тоннеля в плоскости вращения подъемного винта на уровне 0,3-0,8 от площади воздушной подушки посадочного устройства, а наличие системы управления общим и циклическим шагом подъемного винта при выбранном соотношении площадей обеспечивает надежный переход от одного режима к другому во время полета. На взлете при работе в режиме воздушной подушки несущий винт имеет минимальный шаг и минимальную нагрузку на ометаемую площадь. Увеличение высоты полета при взлете достигается изменением общего шага подъемного винта с переводом летательного аппарата с режима воздушной подушки на режим висения над экраном с управлением положением аппарата системой изменения общего и циклического шага подъемного винта. Обороты силовой установки при этом практически не изменяются, и силовая установка работает на номинальных оборотах с высокой эффективность. При выбранных соотношениях площадей воздушная подушка обеспечивает также демпфирование случайных колебаний давления в тоннеле за винтом, что повышает устойчивость работы подъемного винта и летательного аппарата в целом.

Размещение маршевых винтов над верхней поверхностью кормовой части центрального крыла за линией максимальных толщин аэродинамического профиля способствует обтеканию корпуса в режиме кольцевого крыла, так как винты интенсифицируют обдув верхней поверхности кормовой части крыла. Кроме того, при расположении маршевых винтов со смещением с двух сторон относительно тоннеля маршевые и подъемный винты оказывают минимальное влияние друг на друга.

Выполнение силовой установки в виде двух блоков двигателей, размещенных в корпусе с двух сторон относительно тоннеля упрощает его продольную балансировку, так как двигатели находятся ближе к точке приложения подъемной силы винта в тоннеле и установлены симметрично относительно продольной оси аппарата. Подключение двух двигательных блоков к подъемному винту и по одному к каждому из маршевых винтов повышает надежность летательного аппарата, поскольку выход из строя одного из двигателей не приводит к потере всей располагаемой мощности. Применительно к данному изобретению преимущество заключается в том, что при выбранном соотношении площадей тоннеля в плоскости вращения подъемного винта и воздушной подушки посадочного устройства одного блока двигателей будет достаточно, чтобы осуществить посадку летательного аппарата, так как переход от режима горизонтального полета к зависанию над местом посадки можно осуществить в режиме висения над экраном, т. е. на достаточной высоте, чтобы получить время для выбора места посадки и перемещения к нему в режиме полета над экраном или на воздушной подушке, для чего будет достаточно мощности одного блока двигателей.

Продольные балки, выступающие над верхней поверхностью кормовой части, улучшают его аэродинамику, уменьшая перетекания по боковой кромке центрального крыла. При этом кили и горизонтальный стабилизатор выводятся из его аэродинамической тени. Размещение маршевых винтов перед килями повышает управляемость летательного аппарата при малых скоростях полета.

Формула изобретения:

1. КОМБИНИРОВАННЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ, содержащий корпус, выполненный в виде толстого центрального крыла с несимметричным поперечным профилем, имеющего тоннель с открытыми входным и выходным отверстиями, в котором установлен подъемный винт, боковые крылья и хвостовое оперение, маршевые винты, силовую установку для привода маршевых и подъемного винтов и посадочное устройство на воздушной подушке, охватывающее выход из тоннеля, отличающийся тем, что он снабжен системой изменения общего и циклического шага лопастей подъемного винта, причем площадь поперечного сечения тоннеля в плоскости вращения подъемного винта составляет 0,3 - 0,8 от площади воздушной подушки посадочного устройства, при этом входное отверстие тоннеля образовано торовой поверхностью, сопряженной с верхней поверхностью центрального крыла.

2. Аппарат по п. 1, отличающийся тем, что силовая установка выполнена в виде двух блоков двигателей, размещенных по обе стороны тоннеля, и он имеет два маршевых винта, при этом подъемный винт соединен с обоими блоками двигателей, а маршевые винты соединены каждый со своим блоком двигателей.

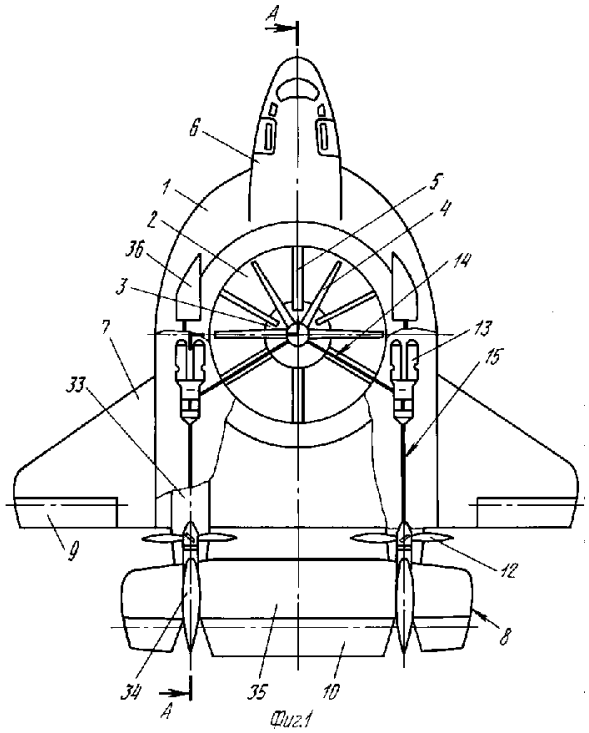
3. Аппарат по пп. 1 и 2, отличающийся тем, что маршевые винты установлены над верхней поверхностью кормовой части центрального крыла за линией максимальной толщины профиля кормовой части центрального крыла.

4. Аппарат по пп. 1 - 3, отличающийся тем, что маршевые винты установлены на пилонах, размещенных по обе стороны тоннеля.

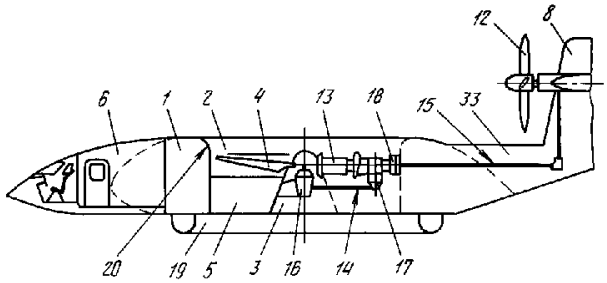
5. Аппарат по пп. 1 - 3, отличающийся тем, что он снабжен двумя продольными балками, выступающими над верхней поверхностью кормовой части центрального крыла и размещенными по обе стороны тоннеля, при этом хвостовое оперение выполнено в виде двух килей, установленных на продольных балках и пересекающего кили горизонтального стабилизатора, а маршевые винты размещены перед килями.

RU 2012512 C1

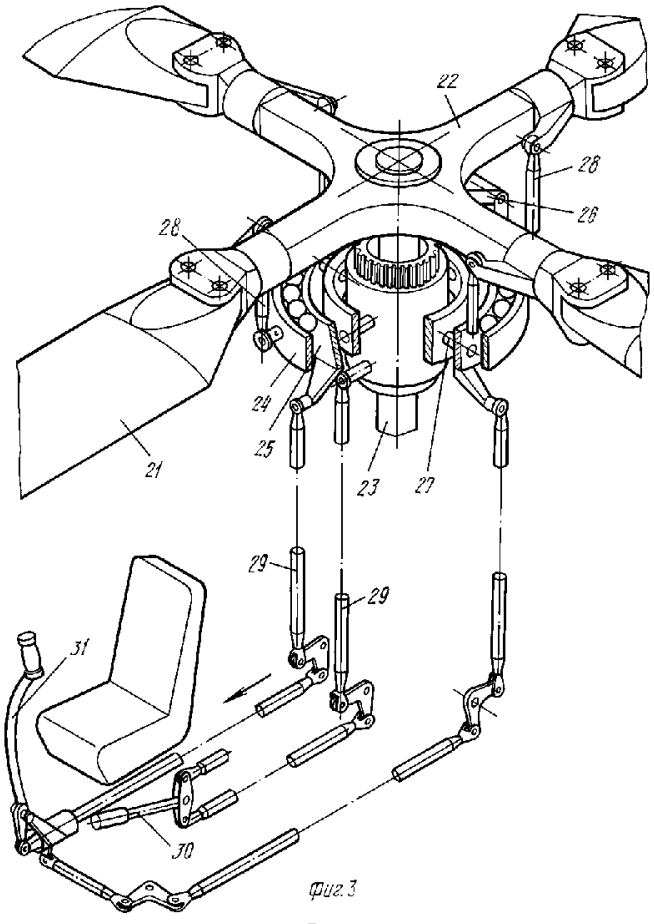
RU 2012512 C1



Фиг.1

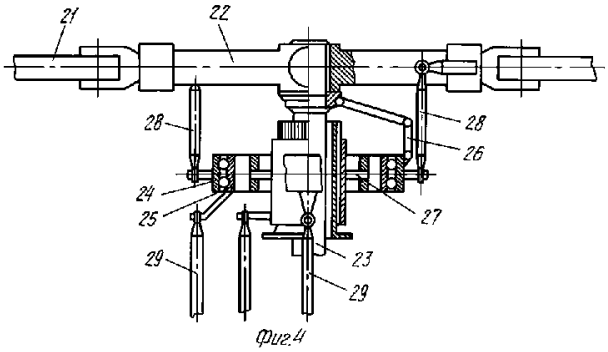


Фиг.2

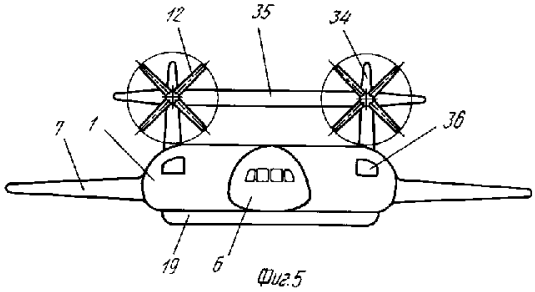


Фиг.3

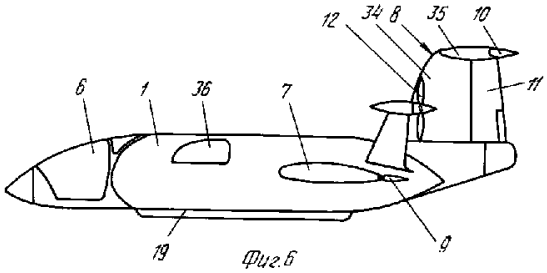
RU 2012512 C1



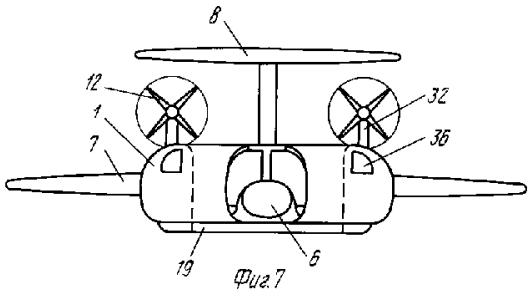
Фиг.4



Фиг.5



Фиг.6



Фиг.7

RU 2012512 C1

RU 2012512 C1