

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(11) **037795**(13) **B1**(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

(45) Дата публикации и выдачи патента
2021.05.21

(51) Int. Cl. **B64C 39/00** (2006.01)

(21) Номер заявки
201800376

(22) Дата подачи заявки
2016.12.16

(54) **ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ И СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ЭТИМ АППАРАТОМ**

(31) а 2015 01021

(56) DE-A1-2445495
DE-A1-19630026
US-A-3752419
GB-A-898358

(32) 2015.12.18

(33) RO

(43) 2018.11.30

(86) PCT/RO2016/000026

(87) WO 2017/105266 2017.06.22

(71)(72)(73) Заявитель, изобретатель и
патентовладелец:

**РАЗВАН САБИ; ИОСИФ ТАПОСУ
(RO)**

(74) Представитель:
Черникова О.В., Николаева О.А. (RU)

(57) Изобретение относится к летательному аппарату аэродинамического типа с вертикальными взлетом и посадкой и способу управления аппаратом. Летательный аппарат содержит круглый симметричный несущий аэродинамический корпус (1), имеющий внутреннюю усиливающую платформу (2), расположенную на хорде аэродинамического профиля, по меньшей мере четыре вертикальных туннельных пропеллера (3a), (3b), (3c), (3d), расположенных симметрично относительно центральной вертикальной оси несущего корпуса (1), заданной оси полета и поперечной оси несущего корпуса (1), причем пропеллеры (3a) и (3c) и пропеллеры (3b) и (3d) вращаются в противоположных направлениях, по меньшей мере два горизонтальных туннельных пропеллера (4) с противоположными направлениями вращения, расположенных симметрично параллельно по обе стороны от оси полета, причем туннельные горизонтальные и вертикальные пропеллеры являются двусторонними и могут вращаться в обоих направлениях, поворотные сопла (5), средство энергоснабжения (6), электронный модуль управления и организации полета (7) и шасси (9), причем летательный аппарат может управляться пилотом, находящимся на борту летательного аппарата или на земле, с помощью средств дистанционного радиоуправления (10).

B1**037795****037795****B1**

Изобретение относится к летательному аппарату с вертикальным взлетом и посадкой и способу управления аппаратом.

Известен ряд процедур и летательных аппаратов с возможностью вертикального взлета и посадки.

Например, в документе US 20030098388 A1 описывается аппарат с вертикальным взлетом и посадкой, и рассматриваются его движитель для вертикального перемещения (далее - вертикальный движитель) и движитель для горизонтального полета (далее - горизонтальный движитель).

Известные процессы и летательные аппараты с возможностью вертикального взлета и посадки в целом имеют следующие недостатки:

- высокое потребление энергии или расход топлива в полете, что ограничивает автономность;
- вертолетам и БПЛА с несколькими несущими винтами требуется тяговооруженность более единицы для осуществления полета;
- низкая крейсерская скорость;
- ограниченное пространство для маневров;
- летательные аппараты с вертикальным взлетом имеют очень низкую маневренность при взлете и посадке;
- летательные аппараты с вертикальным взлетом испытывают трудности при переходе от вертикального полета к горизонтальному;
- относительно низкая нагрузка.

Из патента RO 110221 также известен несущий аэродинамический профиль, который может использоваться в аэрокосмической отрасли.

В патенте RO 110221, содержание которого включается в настоящий документ посредством ссылки, описывается аэродинамический профиль по пп.1-3 формулы указанного патента, который также включается в настоящий документ посредством ссылки. Этот профиль вкратце описывается произвольной системой координат $s(x)$ на единичной хорде $[0,1]$ и положительной дифференцируемой функцией $g(x)$ в указанном диапазоне, представляющей полутолщину профиля, при этом аэродинамический профиль удовлетворяет следующим двум условиям в любом вертикальном сечении:

- i) функция полутолщины направлена по касательной к скелетной линии профиля на передней и задней кромке;
- ii) профиль является двунаправленным, т.е. симметричен относительно оси, перпендикулярной профилю и расположенной по центру хорды, при этом $s(x)=s(1-x)$ и $g(x)=g(1-x)$.

Изобретение устраняет многие из вышеупомянутых недостатков, позволяя реализовать простой, экономичный, скоростной и маневренный летательный аппарат с возможностью вертикального взлета и посадки, отличающийся плавным переходом от вертикального полета к горизонтальному и хорошей автономностью полета.

Изобретение решает многие проблемы, характерные для существующего уровня техники, предлагая летательный аппарат и способ управления им в соответствии с независимыми и зависимыми пунктами формулы изобретения.

Конкретнее, в первом аспекте изобретения предлагается летательный аппарат с вертикальным взлетом и посадкой, содержащий круглый симметричный несущий аэродинамический корпус, имеющий внутреннюю усиливающую платформу, расположенную на хорде аэродинамического профиля и служащую опорой для компонентов летательного аппарата, как минимум четыре заключенных в трубчатые обтекатели пропеллера для вертикального перемещения (далее - вертикальные туннельные пропеллеры), расположенных симметрично относительно центральной оси несущего корпуса, а также относительно заданной оси полета и поперечной горизонтальной оси несущего корпуса, при этом противоположные друг другу пропеллеры вращаются в одном направлении, а соседние - в противоположных направлениях, как минимум два заключенных в трубчатые обтекатели пропеллера для горизонтального перемещения (далее - горизонтальные туннельные пропеллеры) с противоположными направлениями вращения, расположенных параллельно заданной оси полета по обе стороны от нее, поворотные сопла (по одному на каждый горизонтальный пропеллер), позволяющие изменять направление струи воздуха от горизонтальных пропеллеров, электрические аккумуляторы в качестве источника питания, обеспечивающего необходимую электроэнергию для работы всех электродвигателей и бортовых электрических и электронных компонентов, электронный модуль управления полетом и шасси, обеспечивающее контакт между летательным аппаратом и землей.

В предпочтительном варианте осуществления настоящего изобретения летательный аппарат имеет профиль, описанный в патенте RO 110221.

Летательный аппарат в соответствии с изобретением может работать в трех режимах подъема, а именно:

- полет в режиме подъема, обеспечиваемого вертикальными туннельными пропеллерами; этот режим характерен для этапов посадки и взлета аппарата, при этом тяговооруженность превышает единицу;
- полет в режиме динамического подъема, обеспечиваемого горизонтальными туннельными пропеллерами, при котором аппарат поддерживается в воздухе за счет подъемной силы, создаваемой при его движении через воздух, а тяговооруженность составляет менее единицы;

полет в режиме совместного подъема, обеспечиваемого как вертикальными туннельными, так и горизонтальными туннельными пропеллерами; этот режим характерен для перехода от взлета к крейсерскому полету и от крейсерского полета к посадке, при этом тяговооруженность аппарата варьируется от высокой до низкой и обратно.

Во втором аспекте изобретения рассматривается способ управления летательным аппаратом в соответствии с настоящим изобретением, включающий в себя описание этапов взлета, посадки и крейсерского полета, маневров, необходимых для осуществления этих этапов, и других маневров, которые способен выполнять летательный аппарат.

Другие характеристики летательного аппарата и порядок управления им в соответствии с настоящим изобретением описаны в зависимых пунктах формулы изобретения.

Летательный аппарат с вертикальным взлетом и посадкой в соответствии с настоящим изобретением имеет следующие преимущества:

- вертикальные взлет и посадка;
- в крейсерском режиме полета тяговооруженность летательного аппарата составляет менее единицы, как у обычных самолетов;
- низкий расход топлива благодаря гибридной движительной установке (для вариантов, оборудованных такой системой);
- лучшая маневренность по сравнению со всеми известными летательными аппаратами;
- отличные летные характеристики во всех режимах полета (дозвуковой, трансзвуковой и сверхзвуковой);
- низкая стоимость изготовления благодаря симметричной конструкции;
- небольшой вес и отсутствие необходимости в управляющих поверхностях и аэродинамическом управлении;
- высокая эксплуатационная надежность;
- безопасность при эксплуатации.

Летательный аппарат может использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном (БПЛА) вариантах для перевозки персонала, пассажиров, авиасообщения, в качестве воздушного такси, для воздушной разведки, картографии, оперативной доставки материалов, в военных целях (в пилотируемом варианте или как БПЛА), для суборбитальных полетов и т.п.

Эти и другие особенности настоящего изобретения очевидны из нижеприведенного описания некоторых вариантов его осуществления, не ограничивающих настоящее изобретение, при этом на фиг. 1-41 показано следующее.

На фиг. 1 приведен общий вид аппарата в соответствии с вариантом осуществления изобретения с плоской нижней поверхностью и внешними горизонтальными пропеллерными движительными установками;

на фиг. 2 показан существующий уровень техники (RO 110221) - двусторонний/двунаправленный аэродинамический профиль;

на фиг. 3 приведен вид аппарата в основном разрезе по оси полета и во вспомогательном разрезе по одному из горизонтальных движителей;

на фиг. 4 приведен вид сверху, на котором показана компоновка вертикальных туннельных пропеллеров относительно оси полета и поперечной оси, а также направления их вращения;

на фиг. 5 приведен вид вертикального туннельного пропеллера в разрезе;

на фиг. 6 показано расположение осей вертикальных пропеллеров относительно центральной оси симметрии аппарата;

на фиг. 7 показан вариант с восемью вертикальными туннельными подъемными пропеллерами, разбитыми на четыре пары;

на фиг. 8 приведен вид нижней поверхности летательного аппарата с расположением горизонтальных туннельных пропеллеров в варианте, в котором они размещены снаружи несущего корпуса;

на фиг. 9 приведен вид в разрезе по несущему корпусу в варианте с профилированной нижней поверхностью и размещением горизонтальных пропеллеров внутри корпуса;

на фиг. 10 показан вариант осуществления изобретения, в котором двигатели горизонтальных туннельных пропеллеров размещены рядом с осью полета, а поворотные сопла разнесены;

на фиг. 11 показаны конусы, в пределах которых можно варьировать ориентацию потока воздуха с помощью поворотных сопел;

на фиг. 12 показан вариант осуществления электронного модуля управления полетом, в котором оба компонента пилотажного блока установлены на одной подвижной опоре, наклоняющейся вдоль оси полета;

на фиг. 13 приведена иллюстрация определения угла атаки аппарата;

на фиг. 14 приведена еще одна иллюстрация определения угла атаки;

на фиг. 15 схематически показаны основные этапы полета;

на фиг. 16 показано управление по тангажу с помощью поворотных сопел;

на фиг. 17 показано рыскание влево с помощью поворотных сопел;

на фиг. 18 показано рыскание вправо с помощью поворотных сопел;
 на фиг. 19 показан крен вправо с помощью поворотных сопел;
 на фиг. 20 показан крен влево с помощью поворотных сопел;
 на фиг. 21 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный двусторонним туннельным поперечным пропеллером, размещенным внутри несущего корпуса перпендикулярно оси полета;
 на фиг. 22 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный односторонними туннельными поперечными пропеллерами, размещенными снаружи по бокам несущего корпуса;
 на фиг. 23 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный ракетными двигателями, спаренными с каждым из туннельных пропеллеров и формирующими, таким образом, смешанные пары движителей;
 на фиг. 24 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный двунаправленными горизонтальными и вертикальными маневровыми пропеллерами, расположенными внутри несущего корпуса, при этом вертикальные туннельные пропеллеры закрыты люками;
 на фиг. 25 показан комбинированный маневр рыскания, в котором горизонтальная составляющая обеспечивается горизонтальными маневровыми пропеллерами;
 на фиг. 26 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный двунаправленными горизонтальными и вертикальными маневровыми пропеллерами, при этом вертикальные маневровые пропеллеры размещены в виде буквы X, а вертикальные взлетно-посадочные пропеллеры размещены крестообразно;
 на фиг. 27 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный двунаправленными горизонтальными и вертикальными маневровыми пропеллерами, при этом как вертикальные маневровые пропеллеры, так и вертикальные взлетно-посадочные пропеллеры размещены в виде буквы X;
 на фиг. 28 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный двумя двунаправленными горизонтальными маневровыми пропеллерами, расположенными перпендикулярно оси полета;
 на фиг. 29 показан вариант осуществления летательного аппарата, оснащенный вертикальными туннельными пропеллерами и только маневровыми двунаправленными пропеллерами;
 на фиг. 30 показан вариант осуществления летательного аппарата, в котором в качестве горизонтального движителя используются турбореактивные двигатели;
 на фиг. 31 показан вариант осуществления летательного аппарата, в котором в качестве горизонтального движителя используются пульсирующие реактивные двигатели;
 на фиг. 32 показан вариант осуществления летательного аппарата с гибридной горизонтальной движительной установкой, в которой в качестве теплового двигателя используется классический поршневой двигатель или роторный двигатель ванкеля;
 на фиг. 33 показан вариант осуществления летательного аппарата с гибридной горизонтальной движительной установкой, в которой в качестве теплового двигателя используется турбореактивный двигатель в турбовальном исполнении;
 на фиг. 34 показан вариант осуществления летательного аппарата для полета на больших высотах, оснащенный стартовым ракетным двигателем и прямоточными воздушно-реактивными двигателями для движения по горизонтали и ракетными двигателями, работающими в режиме частого перезапуска, для вертикального и бокового маневрирования;
 на фиг. 35 показан вариант осуществления летательного аппарата для полета на суборбитальных высотах, оснащенный стартовым ракетным двигателем для взлета, ракетными двигателями для движения по горизонтали и ракетными двигателями, работающими в режиме частого перезапуска, для вертикального и бокового маневрирования;
 на фиг. 36 приведен пример профиля суборбитального летательного аппарата с профилированной нижней поверхностью для возврата в атмосферу;
 на фиг. 37 проиллюстрированы основные этапы суборбитального полета;
 на фиг. 38 показан вариант осуществления летательного аппарата с воздушными усилителями (эжекторами с эффектом коанда);
 на фиг. 39 проиллюстрирована балансировка аппарата путем перемещения некоторых компонентов в трех измерениях внутри несущего корпуса;
 на фиг. 40 показан несущий корпус изменяемого профиля;
 на фиг. 41 приведен детальный вид соединения плоскости с подвижной крышкой.
 Ниже описаны варианты осуществления изобретения со ссылками на чертежи.
 Общий вид летательного аппарата с вертикальным взлетом и посадкой в соответствии с настоящим изобретением приведен на фиг. 1. На фиг. 2 показан аэродинамический профиль, описанный в патенте RO 110221 и соответствующий существующему уровню техники.
 На фиг. 3 показан основной разрез по оси полета и вспомогательный разрез по одному из горизонтальных движителей. Летательный аппарат содержит круглый несущий корпус 1 с двунаправленным аэродинамическим профилем, внутреннюю платформу 2, расположенную на хорде двунаправленного профиля, как минимум четыре вертикальных туннельных пропеллера ("туннельных вентилятора") 3, расположенных симметрично относительно центра несущего корпуса по оси полета летательного аппа-

рата и по его горизонтальной поперечной оси, горизонтальные туннельные пропеллеры 4, расположенные горизонтально, параллельно друг другу и симметрично относительно оси полета аппарата, два поворотных сопла 5, изменяющих свое направление в трех измерениях, по одному на каждый горизонтальный туннельный пропеллер, при этом каждое сопло управляется с помощью двух исполнительных механизмов y и z , из которых y отвечает за горизонтальное перемещение сопла, а z - за вертикальное, группу электрических аккумуляторов 6, электронный модуль 7 управления полетом, шесть регуляторов 8 скорости, каждый из которых обслуживает один пропеллер, и шасси 9. В беспилотном варианте летательный аппарат с вертикальным взлетом и посадкой может управляться с земли с помощью пульта дистанционного радиоуправления 10, а в пилотируемом варианте - с помощью бортовых средств управления.

Несущий корпус 1, играющий роль как крыла, так и фюзеляжа, имеет круглую симметричную форму и предназначен, в первую очередь, для создания аэродинамической подъемной силы после достижения летательным аппаратом определенной горизонтальной скорости. Профиль несущего корпуса на фиг. 2 относится к семейству аэродинамических профилей, описанному в патенте RO 110221, и определяется произвольной системой координат $s(x)$ на единичной хорде $[0,1]$ и положительной дифференцируемой функцией $g(x)$ в указанном интервале, отражающей полутолщину профиля, при этом аэродинамический профиль удовлетворяет следующим двум условиям в любом вертикальном сечении:

- i) функция полутолщины направлена по касательной к скелетной линии профиля на передней и задней кромке;
- ii) профиль является двунаправленным, т.е. симметричен относительно оси, перпендикулярной профилю и расположенной по центру хорды, при этом $(x)=s(1-x)$ и $g(x)=g(1-x)$.

Несущий корпус 1 имеет профилированные отверстия i снаружи и внутри, через которые воздух засасывается и выбрасывается вертикальными туннельными пропеллерами 3. Два горизонтальных туннельных пропеллера 4 установлены с нижней стороны несущего корпуса 1 параллельно и симметрично относительно заданной оси полета; тем не менее, в зависимости от выбранного аэродинамического профиля, они также могут размещаться внутри несущего корпуса 1.

Внутренняя платформа 2 расположена внутри несущего корпуса 1 по его хорде. Она находится на хорде аэродинамического профиля и служит для установки компонентов аппарата и придания ему жесткости. На внутренней платформе 2 размещается группа электрических аккумуляторов 6, электронный модуль 7 управления полетом, регуляторы 8 скорости, а также крепления вертикальных туннельных пропеллеров 3. В целях балансировки летательного аппарата электронный модуль 7 управления полетом и группа электрических аккумуляторов 6 размещаются и группируются симметрично относительно вертикальной оси аппарата, а именно внутренней платформы 2. Если нижняя часть несущего корпуса заполнена плоской, внутренняя сторона нижней обшивки играет роль внутренней платформы 2.

Вертикальные пропеллеры 3, также называемые винтами в обтекателях или "туннельными вентиляторами", расположены симметрично относительно центральной вертикальной оси несущего корпуса 1, а также относительно оси полета и поперечной оси, перпендикулярной направлению полета и проходящей через центр несущего корпуса 1, как показано на фиг. 4.

Направление вращения вертикальных туннельных пропеллеров 3 и их размещение аналогично квадрокоптерам X-образной конструкции, при этом пропеллеры a и c вращаются в одном направлении, противоположном направлению вращения пропеллеров b и d , а линии, соединяющие пропеллеры a - c и b - d соответственно, пересекаются в центре симметрии несущего корпуса 1. Каждый вертикальный туннельный пропеллер 3 содержит трубу, служащую обтекателем для узла, состоящего из воздушного винта и приводящего его в движение электродвигателя, см. фиг. 5. Вертикальные пропеллеры 3 расположены как можно дальше от осей несущего корпуса 1 и как можно ближе к его кромкам, но таким образом, чтобы они оставались полностью утопленными в корпус 1 и не создавали значительной турбулентности, поскольку это может привести к сокращению площади, доступной для создания подъемной силы. Вертикальные пропеллеры 3 приводятся в движение электродвигателями, но в некоторых вариантах осуществления изобретения также могут использоваться тепловые двигатели поршневого типа или двигатели Ванкеля. Кроме того, в некоторых вариантах осуществления изобретения вместо узла из электродвигателя и воздушного винта могут использоваться даже турбореактивные двигатели.

Вертикальные туннельные пропеллеры 3 обеспечивают взлет и посадку летательного аппарата и поддерживают его в воздухе в случаях, когда корпус аппарата не создает достаточной подъемной силы для работы аппарата в соответствующем режиме подъема, а также позволяют выполнять определенные маневры в крейсерском режиме полета. Электродвигатели пропеллеров питаются от группы электрических аккумуляторов 6. Мощность электродвигателей пропеллеров 3 должна быть достаточной для обеспечения тяговооруженности более единицы, необходимой для вертикального взлета и посадки летательного аппарата. Управление вертикальными туннельными пропеллерами 3 осуществляется с помощью электронного модуля 7 управления полетом и регуляторов 8 скорости. Поскольку пропеллеры должны создавать достаточную тягу для взлета, с целью повышения их эффективности ("нагрузки на ометаемую площадь") кромкам входных и выходных отверстий m и n на фиг. 5 придается форма, позволяющая усилить подсос воздуха с верхней поверхности за счет эффекта Коанда и добиться рассеяния выходного потока воздуха по большей площади. Кроме того, для улучшения устойчивости аппарата оси вертикальных

туннельных пропеллеров 3 могут быть наклонены под одинаковым углом относительно центральной вертикальной оси несущего корпуса 1, как показано на фиг. 6.

Для более эффективного создания крупных всасывающих потоков на нижней поверхности корпуса с целью равномерного распределения участков низкого давления по поверхности могут использоваться восемь вертикальных туннельных пропеллеров 3, сгруппированных в четыре пары, расположенные симметрично относительно осей аппарата, при этом пропеллеры в каждой паре вращаются в одном направлении, направление вращения противоположных пар совпадает, а соседние пары вращаются в противоположных направлениях - см. фиг. 7. За счет этого достигается более эффективный отбор воздуха от верхней стороны летательного аппарата и значительно увеличивается вертикальная тяга аппарата без заметного увеличения веса. Пропеллеры в каждой паре управляются одной командой и работают на одинаковой скорости, благодаря чему летательный аппарат сохраняет такие же летные характеристики, как и при схеме с четырьмя пропеллерами.

Следует также отметить, что летательный аппарат может иметь большее число вертикальных пропеллеров, разбитых на группы, как описано выше. При использовании большего числа вертикальных туннельных пропеллеров 3 обеспечивается статический распределенный подъем.

В некоторых вариантах летательного аппарата могут использоваться двунаправленные пропеллеры, приводимые в движение реверсивными электродвигателями. Таким образом, вертикальные туннельные пропеллеры 3 могут направлять поток воздуха как вниз, так и вверх, за счет чего улучшается маневренность летательного аппарата. Это позволяет аппарату вращаться вокруг оси полета и осуществлять полет в перевернутом положении с помощью двунаправленных вертикальных туннельных пропеллеров 3, изменяющих направление своего вращения на противоположное при повороте летательного аппарата вокруг оси полета, а именно когда угол его поворота превышает 90° относительно горизонтальной плоскости. Летательный аппарат также может поворачиваться вокруг своей поперечной оси аналогичным образом. В известной технике такие маневры характерны для квадрокоптеров, оснащенных реверсивными электродвигателями и двунаправленными пропеллерами.

Горизонтальные туннельные пропеллеры 4 установлены горизонтально по обе стороны заданной оси полета, симметрично относительно нее и параллельно ей, см. фиг. 8. Горизонтальные пропеллеры 4 обеспечивают горизонтальное перемещение летательного аппарата. Эти пропеллеры создают горизонтальную тягу, необходимую для создания подъемной силы и поддержания летательного аппарата в воздухе при его движении по горизонтали с соответствующей скоростью. Горизонтальные туннельные пропеллеры 4 могут размещаться снаружи несущего корпуса и устанавливаться на нижней поверхности летательного аппарата в случае, если она выполнена плоской, могут размещаться полностью внутри несущего корпуса с выступающим наружу поворотным соплом 5 в случае профилированной нижней поверхности, как показано на фиг. 9, или могут находиться частично внутри, а частично снаружи несущего корпуса. Если горизонтальные пропеллеры 4 размещены снаружи несущего корпуса 1, они могут быть установлены параллельно внутренней платформе 2, наружная часть которой составляет нижнюю поверхность несущего корпуса 1, или могут быть установлены под таким углом, чтобы при полете в крейсерском режиме поддерживался оптимальный угол атаки летательного аппарата, а ориентация оси горизонтальных туннельных пропеллеров 4 совпадала с направлением полета летательного аппарата.

Горизонтальные туннельные пропеллеры 4 имеют конструкцию, аналогичную вертикальным пропеллерам, но со следующими отличиями: трубы имеют большую длину, входные отверстия профилированы для работы на высоких скоростях, а на выходе установлены суживающиеся поворотные сопла 5.

Предпочтительно, чтобы горизонтальные туннельные пропеллеры 4 вращались в противоположных направлениях для устранения паразитных эффектов. Поскольку пропеллеры 4 используются в крейсерском режиме полета, их тяга подбирается в зависимости от желаемых эксплуатационных характеристик. В случае небольших летательных аппаратов, предназначенных для полетов на малые расстояния, горизонтальные пропеллеры 4 могут приводиться в движение электродвигателями. Для полетов на дальние расстояния электродвигатели могут быть заменены поршневыми тепловыми двигателями или двигателями Ванкеля 11 либо гибридными силовыми установками 12. Для полетов на высоких скоростях горизонтальные туннельные пропеллеры 4 могут быть заменены турбореактивными двигателями 13 или даже прямоточными или ракетными двигателями. Альтернативным вариантом двигателя для средних крейсерских скоростей является импульсно-реакторный двигатель 14. Эти варианты будут описаны отдельно.

В целях балансировки летательного аппарата электродвигатели горизонтальных туннельных пропеллеров могут быть размещены ближе к центральной вертикальной оси аппарата, как показано на фиг. 10, при этом поворотные сопла располагаются на большем расстоянии друг от друга для более эффективного создания моментов, необходимых для управления летательным аппаратом, а трубы пропеллеров имеют изогнутую форму. Этот вариант осуществления лучше всего подходит для случаев, когда пропеллеры расположены внутри несущего корпуса.

На фиг. 11 показан вариант осуществления летательного аппарата, в котором поворотные сопла 5 выполнены суживающимися и могут одновременно перемещаться как по вертикали, так и по горизонтали, направляя поток воздуха в любом направлении в пределах конусов ρ , образующие которых совпадают с осями пропеллеров 4. Угол образующей этих конусов технологически ограничен типом и способом

изготовления соответствующих поворотных сопел. Длина туннельных пропеллеров 4 должна быть достаточной для того, чтобы поток воздуха, проходящий через поворотные сопла 5, не взаимодействовал с кромкой несущего корпуса 1. Сопла перемещаются по горизонтали и по вертикали с помощью двух исполнительных механизмов у и z, перемещающих сопла в вертикальной и горизонтальной плоскости посредством рычагов. Этот вариант осуществления поворотных сопел известен в технике, но могут применяться и более сложные поворотные сопла, например используемые в реактивных самолетах с аналогичной тягой.

Поворотные сопла 5 предназначены для выполнения основных маневров летательного аппарата при полете в режиме динамического подъема, обеспечиваемом горизонтальными пропеллерами 4.

Группа электрических аккумуляторов 6 обеспечивает электроэнергию, необходимую для работы всех электродвигателей и бортовых электрических и электронных устройств. Группа электрических аккумуляторов может служить единым источником питания для всех электродвигателей, либо питание каждого электродвигателя может осуществляться от отдельного аккумулятора или группы аккумуляторов. Суммарная мощность электрических аккумуляторов должна быть достаточной для питания бортовых электрических и электронных устройств и для одновременного питания электродвигателей вертикальных пропеллеров в режиме взлета и электродвигателей горизонтальных пропеллеров до достижения крейсерской скорости. После этого электроэнергия расходуется только на поддержание крейсерской скорости, летные маневры и работу электрических и электронных устройств, при этом должен сохраняться достаточный заряд аккумуляторов для перехода обратно в режим подъема и выполнения посадочных маневров. Поскольку летательный аппарат потребляет больше мощности при взлете, это приводит к быстрому разряду аккумуляторов. Для покрытия этой потребности одновременно с электрическими аккумуляторами могут использоваться суперконденсаторы. Они отличаются небольшим весом и высокой плотностью энергии и обеспечивают краткосрочную электрическую мощность, необходимую для взлета и достижения крейсерской скорости. Электрические аккумуляторы могут быть заменены любым источником электроэнергии, подходящим для такого использования. Примером могут служить легкие топливные элементы.

Электронный модуль 7 управления полетом принимает команды от бортовых органов управления или с земли через приемопередающий интерфейс, интерпретирует их и затем подает электронные команды на агрегаты и устройства летательного аппарата, чтобы обеспечить выполнение ими команд пилота. Электронный модуль 7 управления полетом может быть специально разработан для этой цели или может содержать пилотажные блоки, построенные на уже имеющихся на рынке платформах с открытым исходным кодом, таких как Arduino/Ardupilot, OpenPilot, Paparazzi, Pixhawk, Aeroquad, Mikrokopter, KKMulticopter и т.п. В принципе, электронный модуль 7 управления полетом состоит из электронной платформы, содержащей электронный микропроцессор, электронную память и интерфейсы для ввода/вывода данных, совместно формирующие программируемый комплекс, т.е. так называемый бортовой компьютер. В дополнение к бортовому компьютеру электронный модуль 7 управления полетом также содержит следующие основные электронные устройства: гироскоп, акселерометр, магнетометр, барометр. С помощью других интерфейсов и портов ввода/вывода электронный модуль 7 управления полетом может соединяться с другими дополнительными устройствами, такими как ультразвуковые устройства для измерения расстояния до земли, устройства GPS, Bluetooth, WiFi, видеокамеры и т.п., и также может получать данные о скорости вращения электродвигателей, данные от датчиков температуры, датчиков заряда аккумуляторов и т.п. Электронный модуль 7 управления полетом выдает через выходные интерфейсы команды на регуляторы 8 скорости и (по умолчанию) на электродвигатели пропеллеров 3 и 4 и поворотные сопла 5 в соответствии с командами, полученными от пилота, и также может получать от них информацию обратной связи через порты ввода/вывода.

Как правило, доступные на рынке пилотажные блоки уже оборудованы различными функциями автоматической стабилизации аппарата и автоматического поддержания определенных полетных характеристик, например гироскопической стабилизации или автоматического поддержания высоты полета, расстояния до земли, скорости полета и т.п.

Для простоты управления и конструкции блока, а также с целью использования пилотажных блоков, уже имеющихся на рынке, электронный модуль 7 управления полетом может содержать два основных пилотажных блока, как описано выше, при этом первый блок 15 отвечает за управление летательным аппаратом в режиме квадрокоптера, выдавая команды на вертикальные пропеллеры 3, а второй блок 16 используется для управления горизонтальным движением, т.е. горизонтальными пропеллерами 4 и соплами 5. Два пилотажных блока могут независимо получать команды от пилота или работать совместно через интерфейс, передающий данные между двумя блоками и обеспечивающий интеграцию и взаимодействие между ними.

Оба пилотажных блока размещаются в центре симметрии летательного аппарата, ориентируются вдоль оси полета аппарата в соответствии с указаниями производителя и устанавливаются друг над другом. Указанные пилотажные блоки устанавливаются на подвижной опоре 17, наклоняющейся в сторону горизонтальной плоскости летательного аппарата в направлении оси полета, при этом угол наклона изменяется с помощью сервомотора 18, см. фиг. 12. Возможен вариант осуществления, в котором подвиж-

ная опора 17 может наклоняться в любом направлении, при этом опора размещается на трехосном карданном подвесе.

Поскольку два блока установлены совместно в параллельных плоскостях, датчики блоков выдают одинаковые значения, и соответственно летательный аппарат сохраняет траекторию и положение при обмене данными по управлению полетом между двумя блоками.

Электронный модуль 7 управления полетом взаимодействует с пилотом непосредственно (если пилот находится на борту) или с помощью приемопередающего интерфейса (радио/GSM и т.п.), обеспечивающего связь с наземной станцией управления.

Летательный аппарат может выполнять запрограммированные автономные полеты без необходимости вмешательства человека во время полета.

Электронный модуль 7 управления полетом программируется таким образом, чтобы при снижении горизонтальной скорости до значения, при котором электромагнитная сила становится меньше веса аппарата, модуль автоматически выдавал команду на запуск вертикальных пропеллеров 3 для создания дополнительной подъемной силы или полного перехода в режим полета, при котором подъемная сила обеспечивается вертикальными туннельными пропеллерами 3. Эта команда выдается, когда датчики модуля выявляют снижение высоты полета, не вызванное командами пилота. Кроме того, электронный модуль управления полетом программируется таким образом, чтобы в ходе крейсерского полета выдавать пилоту (находящемуся на земле или на борту) предупреждение о недостаточном заряде бортовых аккумуляторов для продолжения полета, при этом в случае, если пилот игнорирует предупреждение, модуль управления полетом автоматически начинает процедуру посадки независимо от команд пилота.

В качестве дополнительной меры безопасности летательный аппарат может оснащаться посадочным парашютом, раскрывающимся автоматически при возникновении проблем, делающих невозможной безопасную посадку с помощью бортовых средств.

Регуляторы 8 скорости обеспечивают работу электродвигателей пропеллеров в соответствии с командами, поступающими от пилота через электронный модуль управления полетом 7. Поскольку речь идет о летательном аппарате, регуляторы скорости подбираются или изготавливаются с учетом запаса прочности, необходимого для безопасной работы двигателей.

Шасси 9 обеспечивает контакт между летательным аппаратом и землей. Оно должно иметь достаточную высоту для предотвращения формирования нежелательной турбулентности на нижней поверхности летательного аппарата во время взлета. Предпочтительно, чтобы шасси было полностью убирающимся. Кроме того, шасси может быть снабжено колесами.

Пульт 10 дистанционного радиоуправления предназначен для передачи команд от пилота, находящегося на земле, с помощью радиоволн (в варианте осуществления, в котором управление летательным аппаратом осуществляется с земли).

Порядок выполнения полета

Первый этап полета представляет собой вертикальный взлет летательного аппарата. По команде пилота, находящегося на земле или на борту, этап взлета начинается с запуска вертикальных пропеллеров 3 без включения горизонтальных пропеллеров 4. На этом этапе летательный аппарат взлетает и осуществляет полет как классический квадрокоптер/мультикоптер, т.е. в режиме подъема, обеспечиваемого вертикальными пропеллерами. Способ реализации маневров в этом режиме полета известен в существующем уровне техники, при этом управление по тангажу, крену и рысканию, а также горизонтальное перемещение осуществляется, как в любом квадрокоптере, путем асимметричного изменения скорости вращения вертикальных пропеллеров 3, а для движения по вертикали - путем одновременного увеличения или уменьшения скорости вращения вертикальных пропеллеров 3. Управление этим этапом полета осуществляется при помощи пилотажного блока 15 модуля 7.

Второй этап полета представляет собой переход из режима подъема с помощью вертикальных пропеллеров в режим динамического подъема, обеспечиваемого подъемной силой, возникающей при движении летательного аппарата через воздух под действием горизонтальных пропеллеров. Для быстрого перехода в режим динамического подъема необходимо обеспечить требуемый угол атаки. Изменение угла атаки может быть достигнуто тремя способами.

Первый способ изменения угла атаки состоит в наклоне модуля управления полетом 7, содержащего два пилотажных блока 15 и 16, на требуемый угол α относительно внутренней платформы 2 в заданном направлении полета, в результате чего изменяется горизонтальный ориентир пилотажных блоков. Поскольку имеющиеся на рынке пилотажные блоки программируются на заводе таким образом, чтобы они сохраняли горизонтальное положение относительно земли, пилотажный блок 15 выдает команду на увеличение скорости вращения пропеллеров а и b с одновременным снижением скорости вращения пропеллеров с и d, что приводит к наклону летательного аппарата под тем же углом α и движению аппарата назад. Для компенсации этого движения аппарата назад одновременно с наклоном пилотажного блока 15 скорость вращения горизонтальных пропеллеров 4 (поворотные сопла которых остаются в нейтральном положении) увеличивается до значения, при котором горизонтальная составляющая тяги превышает горизонтальную составляющую усилия, возникающего в результате асимметричного вращения вертикаль-

ных пропеллеров и вызывающего движение летательного аппарата назад, в результате чего летательный аппарат движется вперед с необходимым углом атаки, как показано на фиг. 13. Если пилотажный блок 15 имеет функцию поддержания заданной высоты, может быть обеспечена компенсация всех усилий, создаваемых пропеллерами летательного аппарата, и его массы, и может быть достигнуто управляемое зависание с углом наклона α .

Второй способ изменения угла атаки аналогичен первому, но отличается тем, что одновременно с наклоном модуля управления полетом 7 два поворотных сопла 5 поворачиваются вверх под тем же углом, как показано на фиг. 14. На этом этапе управление полетом передается от пилотажного модуля 15 пилотажному модулю 16. Поскольку пилотажный блок 15 и пилотажный блок 16 имеют одинаковый угол наклона, при передаче управления полетом между двумя пилотажными блоками траектория и положение летательного аппарата сохраняются.

Третий этап полета происходит в режиме динамического подъема. На этом этапе горизонтальные пропеллеры 4 придают летательному аппарату скорость, составляющую не менее скорости, необходимой для динамического поддержания аппарата в воздухе, при этом после достижения заданной скорости вертикальные пропеллеры 3 останавливаются и более не участвуют в создании подъемной силы.

Основные маневры летательного аппарата осуществляются с помощью поворотных сопел 5, а вертикальные туннельные пропеллеры 3 используются для выполнения лишь некоторых дополнительных маневров. На этом этапе управление полетом осуществляется с помощью пилотажного блока 16.

Четвертый этап полета представляет собой переход из режима динамического подъема в режим подъема, обеспечиваемого вертикальными туннельными пропеллерами. После снижения скорости летательного аппарата до значения, при котором динамическая подъемная сила падает, модуль 7 управления полетом автоматически переводит летательный аппарат в другой режим подъема путем включения вертикальных пропеллеров 3. Вертикальные пропеллеры работают одновременно с горизонтальными туннельными пропеллерами 4 в течение некоторого времени до тех пор, пока тяга последних не снижается до нуля. В течение этого времени модуль 7 находится в плоскости, параллельной внутренней платформе 2, что необходимо для получения нулевого угла атаки летательного аппарата, а сам летательный аппарат ориентируется параллельно земле. На этом этапе управление полетом передается от пилотажного блока 16 пилотажному блоку 15.

Пятый этап полета представляет собой вертикальную посадку. Аппарат осуществляет посадку таким же способом, как известные квадрокоптеры/мультикоптеры, с использованием только вертикальных туннельных пропеллеров 3. Управление этим этапом полета осуществляется с помощью пилотажного блока 15. Пять основных этапов полета проиллюстрированы на фиг. 15.

Следует также отметить, что если летательный аппарат имеет шасси, снабженное колесами, он может взлетать и садиться аналогично классическому самолету.

При полете в режиме динамического подъема основные маневры летательного аппарата выполняются с помощью поворотных сопел 5. Таким образом, управление по тангажу осуществляется путем одновременного отклонения сопел в одном направлении по вертикали - вверх или вниз, как показано на фиг. 16. Поворот летательного аппарата влево выполняется путем отклонения сопел по горизонтали влево (фиг. 17), а поворот вправо - путем отклонения сопел по горизонтали вправо (фиг. 18). Крен летательного аппарата достигается путем одновременного отклонения сопел в противоположных направлениях по вертикали. Иными словами, при отклонении правого сопла вверх с одновременным отклонением левого сопла вниз аппарат наклоняется вправо, как показано на фиг. 19, а при отклонении правого сопла вниз с одновременным отклонением левого сопла вверх аппарат наклоняется влево, как показано на фиг. 20. Комбинированные движения выполняются путем одновременного отклонения поворотных сопел в любом направлении в пределах конуса ρ , как описано выше.

Вращение летательного аппарата также может быть достигнуто за счет асимметричной тяги горизонтальных пропеллеров, но этот маневр используется только в экстренных ситуациях, когда поворот не может быть выполнен вышеописанными способами. В случае отказа двигателя горизонтального пропеллера возникшая асимметрия тяги может быть скомпенсирована путем отклонения поворотных сопел в направлении, противоположном неисправному двигателю, при этом маневр выполняется аналогично компенсационному маневру классических самолетов в направлении сноса.

В полете в режиме динамического подъема маневренность летательного аппарата может быть увеличена за счет использования вертикальных туннельных пропеллеров 3, с помощью которых могут осуществляться маневры вертикального или наклонного перемещения относительно направления полета без изменения угла атаки летательного аппарата. Кроме того, в крейсерском полете вертикальные пропеллеры 3 могут выполнять и другие команды, которые в сочетании с маневрами, выполняемыми с помощью поворотных сопел 5, могут обеспечить лучшую маневренность летательного аппарата по сравнению с существующими аппаратами. Таким образом, применение двунаправленных вертикальных пропеллеров 3 может улучшить маневренность летательного аппарата, позволяя ему быстрее выполнять такие маневры как тоно, петля и перевернутый полет, а также быстро снижаться без изменения угла атаки.

Вместе с отличной маневренностью также может быть обеспечена возможность выполнения маневров, недостижимых для существующих летательных аппаратов, например горизонтальное перемещение

во время крейсерского полета без изменения угла атаки.

При установке поперечного двунаправленного туннельного пропеллера 19 внутри несущего корпуса 1 в горизонтальной плоскости перпендикулярно оси полета на вертикальной оси симметрии летательного аппарата (фиг. 21) аппарат приобретает возможность горизонтального перемещения, что в сочетании с вышеописанными возможностями маневрирования, обеспечиваемыми вертикальными туннельными пропеллерами 3 и управлением по тангажу, крену и рысканию с помощью горизонтальных туннельных пропеллеров 4 с поворотными соплами 5, может обеспечить лучшую маневренность, чем у всех известных летательных аппаратов. Кроме того, для дальнейшего улучшения боковой маневренности летательного аппарата на концах трубы двунаправленного туннельного пропеллера 19 устанавливаются поворотные сопла 20 и 21, управляемые в трех измерениях в пределах конуса z , при этом управление боковыми маневрами может осуществляться совместно с другими маневрами летательного аппарата или независимо от них. Для поступления достаточного количества воздуха на каждом конце трубы пропеллера 19 рядом с поворотными соплами предусматриваются клапаны или лючки q и $г$, открывающиеся внутрь трубы и обеспечивающие всасывание достаточного количества воздуха, который затем выбрасывается из другого конца трубы.

Труба поперечного туннельного пропеллера 19, установленная перпендикулярно оси полета внутри корпуса 1, изогнута в сторону наружной кромки и нижней поверхности таким образом, чтобы она не проходила через центр корпуса, но при этом сохраняла симметрию относительно оси полета.

Двунаправленный туннельный пропеллер 19 может быть заменен двумя отдельными однонаправленными боковыми туннельными пропеллерами 22 и 23, установленными снаружи по бокам несущего корпуса 1, возможно в обтекаемых нишах (см. фиг. 23), с возможностью трехмерного управления этими пропеллерами благодаря их установке на карданных подвесах. Они могут работать независимо, в сочетании друг с другом или в сочетании (по отдельности или одновременно) с другими маневровыми устройствами летательного аппарата. Кроме бокового перемещения, эти отдельные пропеллеры могут способствовать выполнению других сложных маневров летательного аппарата: вертикальных перемещений или перемещений с вертикальной составляющей, перемещений с составляющей рыскания, крена или перемещений с составляющей крена, и также могут усиливать тягу или торможение летательного аппарата и т.п.

Для того чтобы аппарат мог выполнять резкие маневры либо резкое ускорение или торможение, два отдельных поперечных однонаправленных пропеллера 22 и 23, расположенных снаружи несущего корпуса 1, могут быть заменены двумя перезапускаемыми ракетными двигателями, по одному с каждой стороны, снабженными поворотными соплами, либо ракетными двигателями, полностью смонтированными на карданном подвесе.

Если летательному аппарату необходима возможность быстрого взлета и выполнения резких маневров, могут быть дополнительно установлены ракетные двигатели. Поскольку ракетные двигатели характеризуются коротким временем работы и могут развивать большую тягу, каждый из них спаривается с пропеллером, формируя, таким образом, смешанную пару движителей, при этом для обычных летных маневров используются пропеллеры, а в случае необходимости быстрого взлета и/или выполнения резких маневров ракетные двигатели используются сами по себе или в сочетании со спаренными пропеллерами. Такие ракетные двигатели могут формировать параллельную реактивную систему управления (reaction control system - RCS), аналогичную используемой в космических аппаратах, которая может работать независимо от других маневровых устройств летательного аппарата или совместно с ними - см. фиг. 23.

Могут применяться различные типы двигателей - такие как ракетные двигатели на однокомпонентном топливе (например, гидразине или перексиде гидразина), двухкомпонентном топливе или холодном газе.

Торможение летательного аппарата может осуществляться тремя способами:

путем снижения тяги горизонтальных пропеллеров 4 или даже изменения направления их вращения в случае двунаправленных пропеллеров;

путем увеличения угла атаки летательного аппарата с помощью поворотных сопел 5;

путем отклонения вперед поворотных сопел 20 и 21 двунаправленного поперечного пропеллера 19 или отдельных однонаправленных боковых пропеллеров 22 и 23, в зависимости от исполнения летательного аппарата.

Если четыре горизонтальных туннельных пропеллера приводятся в движение реверсивными электродвигателями, они могут оснащаться регуляторами 8 скорости, которые могут включать двигатели в обратном направлении, создавая обратную тягу, приводящую к быстрому падению скорости летательного аппарата. Кроме того, для увеличения тормозной способности летательного аппарата могут дополнительно устанавливаться классические аэродинамические тормозные поверхности, приводимые в действие резбовыми элементами.

На фиг. 24 показан вариант осуществления летательного аппарата с повышенной маневренностью, в котором предусматривается закрытие вертикальных пропеллеров 3 лючками t во время крейсерского полета. Этот вариант снабжен двунаправленными горизонтальными туннельными пропеллерами, называемыми горизонтальными маневровыми пропеллерами 24, которые установлены горизонтально на концах летательного аппарата, перпендикулярно и симметрично относительно его соответствующих осей, т.е. пропеллеры 24a перпендикулярны оси полета, а пропеллеры 24b параллельны оси полета, при этом

каждому из горизонтальных маневровых пропеллеров соответствует один из двунаправленных вертикальных пропеллеров, называемых вертикальными маневровыми пропеллерами 25, установленных вертикально в непосредственной близости от горизонтальных маневровых пропеллеров, перпендикулярно соответствующим осям летательного аппарата. Все эти пропеллеры размещаются внутри корпуса летательного аппарата 1. Вертикальные маневровые пропеллеры имеют меньший диаметр и мощность, чем вертикальные туннельные пропеллеры 3, поскольку их основной задачей является выполнение вертикальных маневров и управление летательным аппаратом по тангажу и крену при полете в режиме динамического подъема. Вертикальные маневровые пропеллеры 25 размещаются крестообразно на оси полета и на поперечной оси, перпендикулярной оси полета, в отличие от вертикальных пропеллеров 3, расположенных в виде буквы Х. Вертикальные маневровые пропеллеры могут создавать дополнительную подъемную силу при взлете, работая совместно с вертикальными пропеллерами 3, при этом последние закрываются лючками после достижения крейсерской скорости для улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата. Поскольку этот вариант осуществления предусматривает закрытие вертикальных пропеллеров 3 лючками, они могут иметь больший диаметр для повышения их эффективности и могут приводиться в действие тепловыми двигателями или быть заменены турбореактивными двигателями, при этом маневровые пропеллеры приводятся в действие электродвигателями. Горизонтальные маневровые пропеллеры 24 обеспечивают горизонтальное перемещение летательного аппарата и управление по рысканию. Следует отметить, что горизонтальные маневровые пропеллеры 24 позволяют очень быстро изменять направление полета летательного аппарата с помощью комбинированных маневров, при которых одна пара противоположных пропеллеров выполняет маневр перемещения, выбрасывая воздух в одном направлении, а другая пара осуществляет управление по рысканию, выбрасывая воздух в противоположных направлениях - см. фиг. 25. В то же время горизонтальные маневровые пропеллеры 24b, установленные параллельно оси полета летательного аппарата, могут создавать дополнительную тягу для горизонтального перемещения при необходимости.

В другом варианте осуществления летательный аппарат может иметь схожую схему с горизонтальными и вертикальными маневровыми пропеллерами, при этом вертикальные туннельные пропеллеры 3 и вертикальные маневровые пропеллеры 25 меняются местами, а горизонтальные маневровые пропеллеры 24 остаются на том же месте, что и в описанном выше варианте. Иными словами, вертикальные пропеллеры 3 размещаются крестообразно, на оси полета и на поперечной оси, перпендикулярной оси полета, а вертикальные маневровые пропеллеры располагаются в виде буквы Х - см. фиг. 26. Благодаря тому, что во время крейсерского полета вертикальные туннельные пропеллеры 3 закрываются лючками t , удается снизить аэродинамические возмущения вдоль оси полета.

В еще одном варианте осуществления как вертикальные пропеллеры 3, так и маневровые пропеллеры 25 располагаются в виде буквы Х, при этом двунаправленные вертикальные маневровые пропеллеры 25 размещаются ближе к кромкам несущего корпуса. Благодаря этому увеличивается несущая поверхность и снижается турбулентность при крейсерском полете - см. фиг. 27.

Возможен относительно простой вариант осуществления, обеспечивающий повышенную маневренность летательного аппарата, в котором используются вертикальные туннельные пропеллеры 3 и горизонтальные туннельные пропеллеры 4, снабженные поворотными соплами 5, с дополнительной установкой лишь пары двунаправленных горизонтальных поперечных маневровых пропеллеров 24a, размещенных перпендикулярно оси полета - см. фиг. 28.

Очень простой вариант осуществления, подходящий для летательных аппаратов с низкой стоимостью производства или небольших радиоуправляемых вариантов, но при этом сохраняющий хорошую маневренность, может быть получен путем реализации движительной и маневровой системы, состоящей лишь из вертикальных туннельных пропеллеров 3 в двунаправленном исполнении, двунаправленных горизонтальных поперечных пропеллеров 24a и горизонтальных туннельных пропеллеров 4, имеющих такие же размеры и конструктивные характеристики, как и пропеллеры 24a. Отказ от поворотных сопел 5 позволяет выполнить летательный аппарат симметричным, благодаря чему его аэродинамические характеристики остаются практически неизменными независимо от направления горизонтального движения - см. фиг. 29.

Летательный аппарат может быть выполнен в нескольких вариантах различного назначения.

В первую очередь, в известных системах для увеличения дальности полета летательного аппарата с горизонтальными движителями электрические силовые установки заменяются тепловыми двигателями. Следовательно, электродвигатели горизонтальных туннельных пропеллеров могут быть заменены традиционными поршневыми тепловыми двигателями, двигателями Ванкеля и гибридными термоэлектрическими силовыми установками, либо горизонтальные туннельные пропеллеры могут быть полностью заменены турбореактивными двигателями - см. фиг. 30.

Благодаря этому существенно сокращается количество бортовых аккумуляторов и освобождается пространство для хранения жидкого топлива. Несмотря на то, что в качестве привода вертикальных туннельных пропеллеров 3 могут использоваться тепловые двигатели, предпочтительно применение электродвигателей, поскольку они отличаются малой массой, очень коротким временем реагирования и высокой надежностью. Поскольку вертикальные туннельные пропеллеры 3 работают на максимальной

мощности лишь в течение короткого времени на этапах взлета и посадки, предпочтительным является вариант исполнения с электродвигателями.

В то же время в качестве привода горизонтальных туннельных пропеллеров 4 предпочтительно использовать тепловые двигатели, поскольку жидкое топливо имеет намного лучшее соотношение энергии на единицу массы (Вт/кг), при этом во время полета топливо расходуется, облегчая летательный аппарат. Таким образом, учитывая то, что крейсерский полет определяется отношением тяги к массе, достигается существенное увеличение дальности полета летательного аппарата. Кроме того, использование тепловых, а особенно реактивных двигателей позволяет достичь высоких скоростей полета, в том числе сверхзвуковых.

В тихоходных летательных аппаратах могут применяться традиционные поршневые тепловые двигатели, и в особенности роторные двигатели Ванкеля, преимущество которых является небольшой вес и низкий уровень вибраций. На сегодняшний день имеется достаточно широкий выбор двигателей Ванкеля, применяемых в БПЛА.

Особым вариантом реактивного двигателя является импульсно-реакторный двигатель - см. фиг. 31. Он отличается малым весом, низким удельным расходом топлива и высокой надежностью. Этот вариант двигателя подходит, в первую очередь, для полетов на средних скоростях.

Одним из типов двигателей, хорошо подходящим для среднескоростных летательных аппаратов, является гибридная термоэлектрическая силовая установка 11. Каждый из тепловых двигателей 10 для горизонтальных туннельных пропеллеров может быть соединен с валом пропеллера 26 в паре с электрическим генератором-двигателем 27, формируя гибридную силовую установку - см. фиг. 32. Электрический генератор-двигатель соединяется с пропеллером с помощью сцепления 28, а тепловой двигатель соединяется с пропеллером с помощью другого сцепления 29. Таким образом, упомянутый туннельный пропеллер может приводиться в действие тепловым или электрическим двигателем либо обоими двигателями одновременно в зависимости от режима полета. При работе теплового двигателя 10, когда включены оба сцепления, он одновременно приводит в движение вал электрического двигателя-генератора 27, который может работать в режиме генератора в течение первой части полета, подзаряжая бортовые электрические аккумуляторы 6. При избытке электрической энергии управляющее устройство 30 переключает генератор в режим двигателя, который приводит в движение пропеллер, снижая нагрузку на тепловой двигатель или позволяя увеличить тягу. Когда заряд аккумуляторов падает до заданного порога, при котором еще обеспечивается необходимое количество энергии для маневров и посадки аппарата с соответствующей высоты полета, двигатель переводится обратно в режим генератора и начинает подзаряжать аккумуляторы. Таким образом, в полете обеспечивается наличие на борту достаточного количества электроэнергии для выполнения всех маневров, требующих применения электродвигателей, и посадки в любых условиях, включая чрезвычайные ситуации. Модуль 7 управления полетом программируется для управления режимом работы двигателей-генераторов с учетом вышеприведенных требований. Наличие двух сцеплений позволяет в определенных случаях использовать только тепловой двигатель или только электродвигатель в качестве силовой установки летательного аппарата. На небольших летательных аппаратах двойное сцепление может отсутствовать, а тепловой двигатель и электрический генератор-двигатель могут работать совместно в составе единого агрегата.

В случае гибридных аппаратов, предназначенных для полетов на высоких скоростях, поршневые тепловые двигатели или двигатели Ванкеля могут быть заменены турбореактивными двигателями турбовального типа 31, спаренными с высокооборотными электрическими двигателями-генераторами 32 - см. фиг. 33. Двигатели могут быть установлены на одном валу, или два отдельных вала теплового и электрического двигателей могут быть соединены между собой сцеплением 33.

В летательных аппаратах, предназначенных для полетов на высокой скорости и большой высоте, также могут использоваться стартовые ракетные двигатели (ускорители) 34, работающие на этапе взлета и разгона, а вместо горизонтальных туннельных пропеллеров 4 могут устанавливаться прямоточные или сверхзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели 35 - см. фиг. 34. Кроме того, для поступательных перемещений и других маневров летательного аппарата вертикальные пропеллеры 3 и поперечный пропеллер 19 могут быть заменены перезапускаемыми ракетными двигателями 36b и 36c соответственно. Стартовые ракетные двигатели 34 работают до достижения летательным аппаратом скорости и высоты, необходимой для запуска прямоточных воздушно-реактивных двигателей, а после того, как функция создания тяги передается последним, могут использоваться дополнительные ракетные двигатели (ускорители). Для маневрирования прямоточные воздушно-реактивные двигатели 35 снабжаются ребористыми поворотными соплами, типичными для ракетных двигателей.

Для суборбитальных полетов может использоваться вариант, оборудованный только ракетными двигателями. В этом случае прямоточные воздушно-реактивные двигатели 35 также заменяются перезапускаемыми ракетными двигателями 36a с поворотными соплами. Таким образом, для приведения летательного аппарата в движение и выполнение маневров в крейсерском полете используются ракетные двигатели с управляемым вектором тяги 36a, а для маневров, сопряженных с изменением траектории - вертикальные ракетные двигатели 36b и поперечные горизонтальные ракетные двигатели 36c, как показано на фиг. 35. В этой конфигурации летательный аппарат может использоваться для суборбитальных

полетов, поскольку он имеет правильную дисковидную форму - см. фиг. 36. Для торможения и точного позиционирования летательного аппарата могут использоваться системы реагирования и управления, типичные для космических аппаратов, а именно реактивные системы управления (RCS).

Для достижения суборбитального полета летательный аппарат снабжается стартовыми ракетными двигателями 34, предназначенными для взлета и разгона, и запускается либо непосредственно в вертикальном положении, как традиционные космические аппараты, либо горизонтально с использованием наклонной ramпы, которая может быть дополнительно оснащена электромагнитной опорной тележкой, или с самолета-носителя на большой высоте.

Суборбитальный полет достигается путем периодического изменения угла атаки, в результате чего летательный аппарат совершает подскоки в верхних слоях атмосферы, осуществляя суборбитальный полет "прыжками" на высоте около 100 км. Изменение угла атаки может осуществляться с помощью перезапускаемых вертикальных ракетных двигателей 36b или поворотных сопел перезапускаемых горизонтальных ракетных двигателей 36a. Чтобы не допустить воздействия горячих газов на корпус летательного аппарата, могут использоваться ракетные двигатели с поворотными соплами с центральным телом и дожиганием топлива в подводимом воздухе, прямые или конические.

В суборбитальном варианте летательного аппарата торможение для возврата в атмосферу осуществляется с помощью нижней поверхности корпуса и вертикальных ракетных двигателей 36b. За счет формы нижней поверхности обеспечивается аэродинамическое торможение и рассеяние тепла, возникающего в результате трения о воздух, а вертикальные ракетные двигатели 36b замедляют летательный аппарат и позволяют контролировать его положение при входе в атмосферу. После замедления летательного аппарата до скорости, соответствующей последнему этапу посадки, раскрываются парашюты.

Последовательность полета в варианте с запуском летательного аппарата с наклонной ramпы проиллюстрирована на фиг. 37.

Еще один вариант осуществления может быть получен путем замены всех туннельных пропеллеров и других маневровых устройств эжекторами с эффектом Коанда, снабжаемыми сжатым воздухом от бортового компрессора - см. фиг. 38. При этом устанавливается лишь один двигатель, приводящий в действие компрессор, который в свою очередь снабжает сжатым воздухом эжекторы летательного аппарата с помощью регулируемого резервуара высокого давления. Таким образом, система, обеспечивающая подъем, поступательное движение и маневрирование летательного аппарата, состоит из следующих компонентов:

- воздушный компрессор - 37;
- резервуар высокого давления - 38;
- регулируемые клапаны - 39;
- вертикальные эжекторы - 40;
- горизонтальные движительные эжекторы - 41;
- поворотные сопла горизонтальных эжекторов - 42;
- воздухозаборники - 43;

опционально-поперечные эжекторы, управляемые в трех измерениях или снабженные поворотными соплами.

Этот вариант осуществления функционирует следующим образом: воздушный компрессор 37 забирает воздух из воздухозаборников 43, сжимает его и подает в резервуар высокого давления 38, который затем подает сжатый воздух в эжекторы, обеспечивая давление, необходимое для их работы. Модуль 7 управления полетом управляет распределением сжатого воздуха между вертикальными эжекторами с эффектом Коанда 40 и горизонтальными эжекторами 41 с помощью регулируемых клапанов 39. Регулируемые клапаны 39 предназначены для подачи воздуха под давлением в эжекторы в соответствии с командами, поступающими от модуля 7, выполняя ту же роль, что и регуляторы скорости 8 в вариантах осуществления, оснащенных туннельными пропеллерами с электродвигателями.

Порядок выполнения полета такой же, как и в вариантах осуществления с пропеллерами или реактивными двигателями.

Во время полета летательный аппарат может сохранять или изменять положение своего центра тяжести путем вертикального перемещения некоторых компонентов большой массы, расположенных на вертикальной оси летательного аппарата или в непосредственной близости от нее, например группы электрических аккумуляторов 6. Это может быть достигнуто путем установки соответствующих компонентов на подвижной опоре 44, приводимой в движение в вертикальном направлении с помощью устройства, уже доступного на рынке (например, червячного вала, исполнительного механизма и т.п.). В то же время подвижная опора 44 может скользить по горизонтали в продольном или поперечном направлении, позволяя смещать центр тяжести по трем осям в зависимости от потребности в балансировке аппарата - см. фиг. 39.

Симметричная форма летательного аппарата также позволяет сконструировать несущий корпус изменяемой геометрии. Это дает возможность адаптировать летательный аппарат к полету на различных скоростях и высотах. Несущий корпус изменяемой геометрии состоит из неподвижной части 45, верхней сферической крышки 46, нижней сферической крышки 47 и приводного механизма крышек 48. Привод-

ной механизм крышек 48 прикреплен к внутренней платформе 2 и может перемещать две крышки вверх или вниз, одновременно или по отдельности, изменяя форму верхней или нижней стороны летательного аппарата - см. фиг. 40. Для получения необходимой кривой поверхности крышки заходят под две панели неподвижной части. Для обеспечения плавного перехода от поверхности крышек к поверхности неподвижной части последняя выполняется из эластичного деформируемого материала в форме, показанной на фиг. 41, с зигзагообразными вырезами на кромках. Крышки изготавливаются из жесткого материала и заходят под вырезанные кромки неподвижной части. Для сохранения правильного профиля стык (к) между неподвижной частью и крышками закрывается растягивающимся материалом 49 типа полиэстера - полиуретаном, сополимером типа Spandex, Lycra, Elastan или Darlexx или другими материалами с аналогичными свойствами.

Для повышения безопасности летательный аппарат оснащается посадочным парашютом, раскрывающимся автоматически при возникновении проблем, делающих невозможной безопасную посадку с помощью бортовых средств.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Летательный аппарат аэродинамического типа с вертикальными взлетом и посадкой, отличающийся тем, что он содержит круглый симметричный несущий аэродинамический корпус (1), имеющий внутреннюю усиливающую платформу (2), расположенную на хорде аэродинамического профиля и служащую опорой для компонентов летательного аппарата, по меньшей мере четыре вертикальных туннельных пропеллера (3a), (3b), (3c), (3d), расположенных симметрично относительно центральной вертикальной оси несущего корпуса (1), а также относительно заданной оси полета и поперечной оси несущего корпуса (1), при этом пропеллеры (3a) и (3c) имеют одинаковое направление вращения, противоположное направлению вращения пропеллеров (3b) и (3d), по меньшей мере два горизонтальных туннельных пропеллера (4) с противоположными направлениями вращения, расположенных симметрично параллельно относительно заданной оси полета по обе стороны от нее, указанные туннельные горизонтальные и вертикальные пропеллеры являются двусторонними и имеют возможность вращаться в обоих направлениях при работе от электродвигателей, тепловых двигателей или их комбинации; поворотные сопла (5), по одному на каждый горизонтальный пропеллер (4), которые обеспечивают изменение направления струи воздуха от горизонтальных туннельных пропеллеров (4); средство энергоснабжения (6), состоящее из электрических аккумуляторов или одного или более топливных элементов, указанные средства предназначены для обеспечения электроэнергией, необходимой для работы всех указанных двигателей и бортовых электрических и электронных устройств; электронный модуль управления и организации полета (7); и шасси (9) для обеспечения контакта между летательным аппаратом и землей, причем летательный аппарат может управляться пилотом, находящимся на борту летательного аппарата, или пилотом, находящимся на земле, с помощью средств дистанционного радиоуправления (10).

2. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что указанный корпус (1) имеет аэродинамический профиль, определяемый произвольной системой координат $s(x)$ на единичной хорде $[0,1]$ и положительной дифференцируемой функцией $g(x)$ в указанном интервале, отражающей полутолщину профиля, при этом аэродинамический профиль удовлетворяет следующим двум условиям в любом вертикальном сечении:

i) функция полутолщины направлена по касательной к скелетной линии профиля на передней и задней кромках;

ii) профиль является двунаправленным, т.е. симметричен вокруг оси, перпендикулярной профилю и расположенной по центру хорды, при этом $s(x)=s(1-x)$ и $g(x)=g(1-x)$.

3. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что он дополнительно оснащен двунаправленным поперечным туннельным пропеллером (19), расположенным внутри несущего корпуса (1) в горизонтальной плоскости перпендикулярно оси полета на оси симметрии летательного аппарата и снабженным управляемыми в трех измерениях поворотными соплами (20) и (21), при этом на каждом конце трубы указанного туннельного пропеллера (19) перед управляемыми соплами предусмотрены клапаны или люки (q) и (r), которые открываются внутрь трубы при понижении давления и обеспечивают всасывание достаточного количества воздуха, который затем выбрасывается из другого конца трубы.

4. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что он дополнительно оснащен двумя туннельными пропеллерами (22) и (23), управляемыми в трех измерениях, или ракетными двигателями, которые расположены симметрично в горизонтальной плоскости от несущего корпуса (1) на его поперечной оси и перпендикулярно оси полета и установлены снаружи от несущего корпуса (1) на его боковых оконечностях.

5. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что он имеет дополнительную маневровую систему, содержащую два двунаправленных горизонтальных пропеллера (24a), расположенных в горизонтальной плоскости, параллельно и симметрично относительно поперечной оси летательного аппарата, по обе стороны от нее.

6. Летательный аппарат по любому из пп.1 и 2, отличающийся тем, что он оснащен перезапускае-

мыми ракетными двигателями (г), спаренными со всеми двигателями туннельных пропеллеров или со всеми или некоторыми реактивными двигателями летательного аппарата, формируя, таким образом, смешанные пары движителей.

7. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что электронный модуль управления и организации полета (7) состоит из двух пилотажных блоков, при этом первый блок (15) обеспечивает поддержание летательного аппарата в воздухе в режиме квадрокоптера с помощью вертикальных туннельных пропеллеров (3), а второй пилотажный блок (16) служит для управления горизонтальным движением, т.е. горизонтальными туннельными пропеллерами (4) и соплами (5), при этом оба пилотажных блока расположены в центре симметрии летательного аппарата, ориентированы вдоль оси полета и установлены как единое целое друг над другом на подвижной опоре (17), выполненной с возможностью наклона относительно внутренней усиливающей платформы в направлении оси полета или в любом другом направлении под изменяемым углом.

8. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что все туннельные пропеллеры летательного аппарата либо их часть заменены реактивными двигателями или эжекторами с эффектом Коанда (пневмоусилителями).

9. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что в варианте осуществления, предназначенном для полетов на высоких скоростях и больших высотах, горизонтальные туннельные пропеллеры (4) заменены прямоточными воздушно-реактивными двигателями (35) и ракетными двигателями (36a) с поворотными соплами, вертикальные туннельные пропеллеры (3) заменены ракетными двигателями (36b) и отдельные управляемые маневровые пропеллеры (22) и (23) заменены управляемыми ракетными двигателями (36c), а летательный аппарат дополнительно оснащен стартовыми ракетными двигателями (34) для взлета и посадочным парашютом.

10. Летательный аппарат по пп.1 и 2, отличающийся тем, что для выполнения летных маневров он использует только две пары двунаправленных горизонтальных маневровых пропеллеров (24a) и (24b) и двунаправленные вертикальные туннельные пропеллеры (3).

11. Летательный аппарат по п.1 или 2, отличающийся тем, что несущий корпус (1) имеет изменяемую форму и состоит из неподвижной части (44), имеющей сферическую крышку верхней поверхности (45), сферическую крышку нижней поверхности (46) и приводной механизм двух крышек (47), прикрепленный к внутренней платформе (2), который выполнен с возможностью перемещения двух крышек вверх или вниз, одновременно или по отдельности, при этом изменяя форму верхней или нижней поверхности летательного аппарата, причем крышки заходят под указанную неподвижную часть (44), а контактный участок (к) покрыт снаружи эластичным материалом.

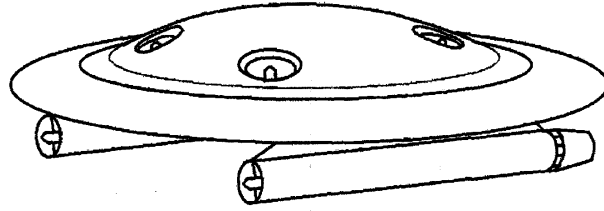
12. Способ управления летательным аппаратом по пп.1, 2 и 7, в котором угол атаки летательного аппарата достигается путем наклона в направлении полета модуля управления и организации полета (7) на угол α относительно внутренней платформы (2) и/или отклонения вверх в вертикальной плоскости под тем же углом α поворотных сопел (5), причем переход в крейсерский режим полета обеспечивают путем увеличения тяги горизонтальных туннельных пропеллеров (4) до тех пор, пока несущий корпус (1) не произведет подъемную силу, которая больше веса летательного аппарата.

13. Способ управления летательным аппаратом по пп.1, 2 и 10, в котором во время полета движение рыскания обеспечивают путем одновременного отклонения поворотных сопел (5) в одном направлении по горизонтали, движение крена обеспечивают путем одновременного отклонения поворотных сопел (5) в противоположных направлениях по вертикали, движение тангажа обеспечивают путем одновременного отклонения поворотных сопел (5) в одном направлении по вертикали, вверх или вниз, а торможение летательного аппарата обеспечивают путем увеличения угла атаки летательного аппарата за счет одновременного отклонения поворотных сопел (5) вверх по вертикали и/или путем изменения направления вращения и соответственно направления тяги горизонтальных туннельных пропеллеров (4) или (24b).

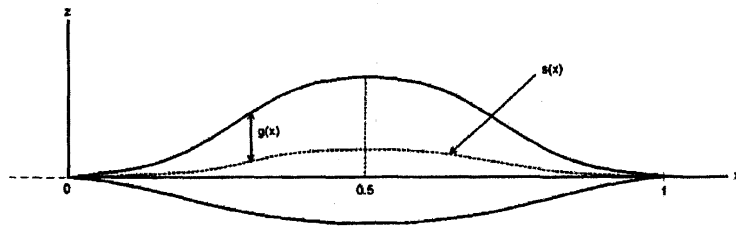
14. Способ управления летательным аппаратом по п.3, в котором дополнительно выполняют следующие маневры: поступательное движение в горизонтальной плоскости влево или вправо путем включения двунаправленного пропеллера (19) в одном из направлений с сохранением положения сопел (20) и (21), крен влево или вправо путем включения двунаправленного пропеллера (19) в одном из направлений и отклонения сопел (20) и (21) по вертикали под одним углом, но в противоположных направлениях, движение рыскания влево или вправо путем включения двунаправленного пропеллера (19) в одном из направлений и отклонения сопел (20) и (21) по горизонтали под одним углом, но в противоположных направлениях.

15. Способ управления летательным аппаратом по п.4, в котором дополнительно выполняют следующие маневры: поступательное движение в горизонтальной плоскости влево или вправо путем включения пропеллера (22) или пропеллера (23) с сохранением их нейтрального положения, крен влево или вправо путем одновременного включения пропеллеров (22) и (23) и их отклонения в вертикальной плоскости в желаемом направлении, поворот влево или вправо путем одновременного включения пропеллеров (22) и (23) и их отклонения в горизонтальной плоскости в желаемом направлении, вертикальное поступательное движение путем отклонения пропеллеров по вертикали в одном направлении под одним

углом, движения, полученные путем комбинирования вышеуказанных маневров, которые выполняют путем отклонения пропеллеров в противоположных направлениях под разными углами при использовании разных скоростей двух пропеллеров, а маневр торможения может быть выполнен путем отклонения пропеллеров (22) и (23) в одной и той же плоскости под одним углом в направлении, противоположном направлению полета.

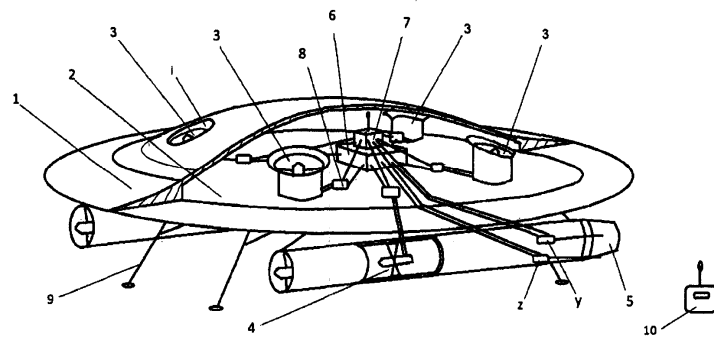


Фиг. 1

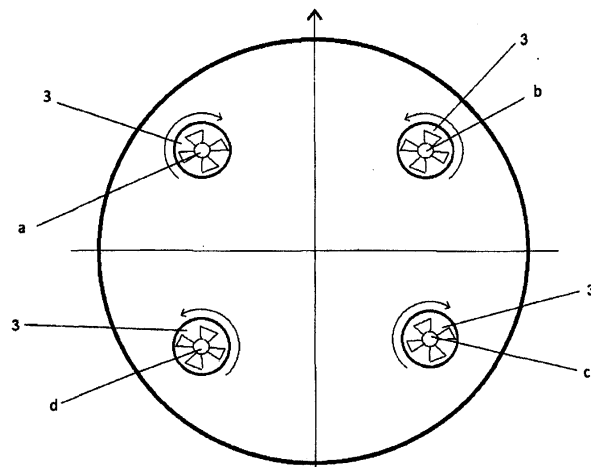


Аэродинамический профиль, уровень техники

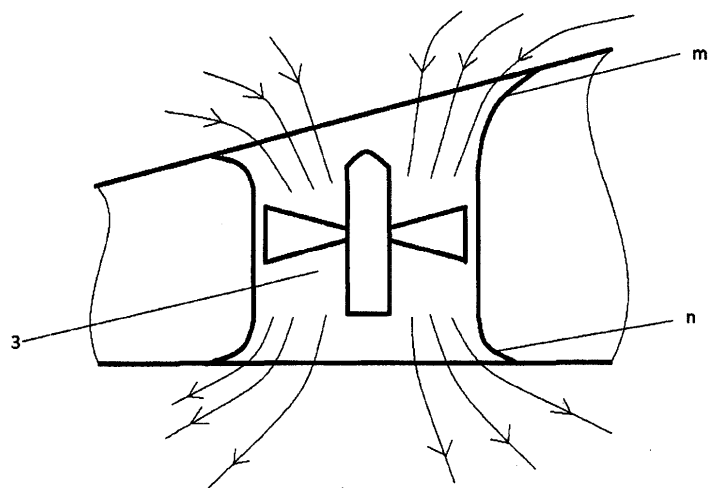
Фиг. 2



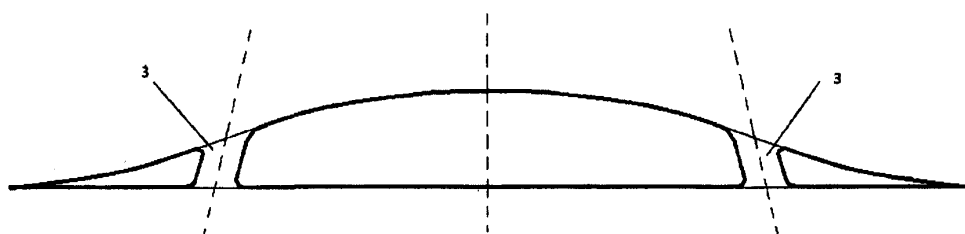
Фиг. 3



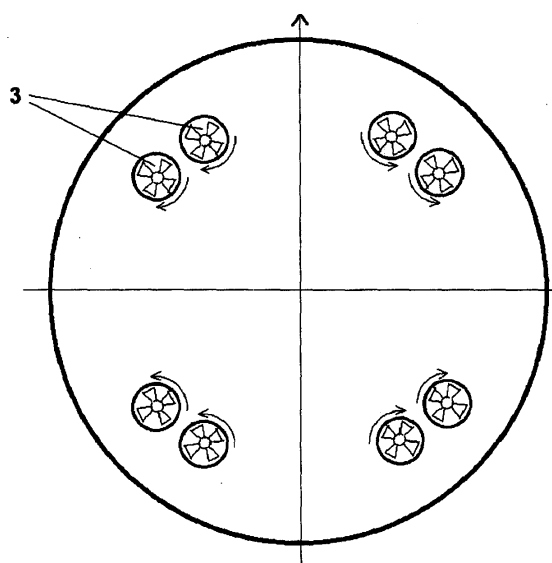
Фиг. 4



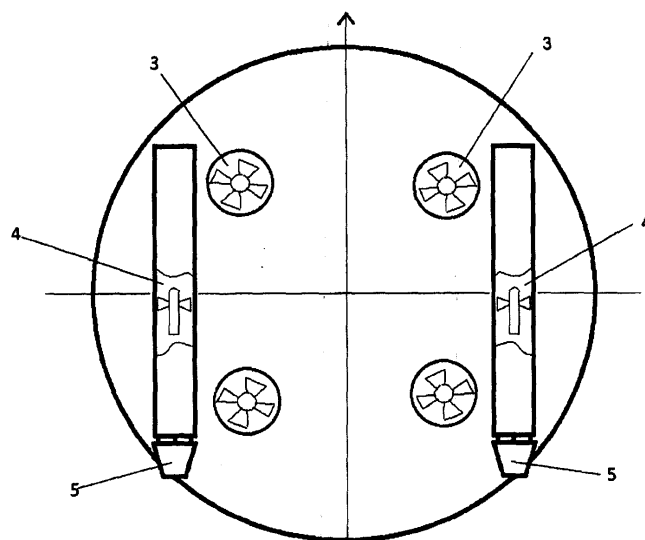
Фиг. 5



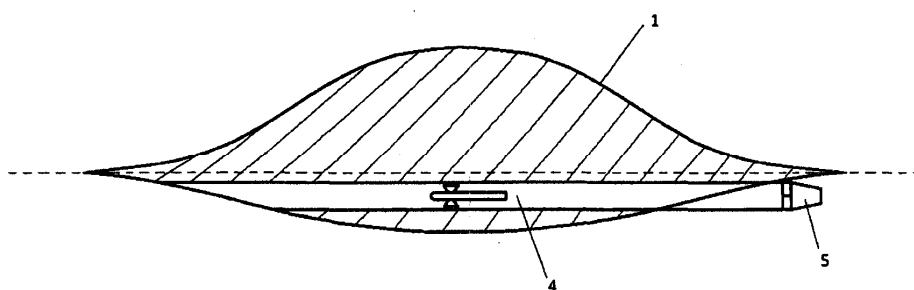
Фиг. 6



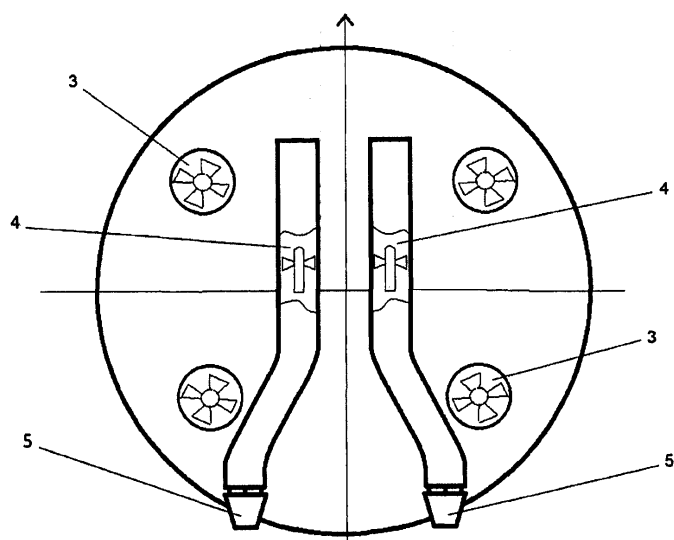
Фиг. 7



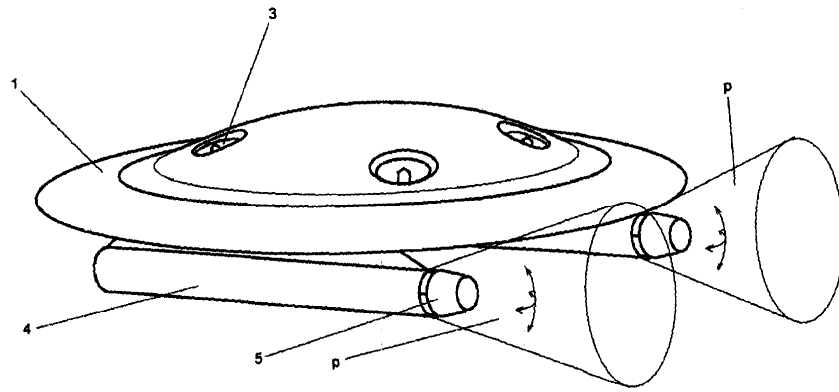
Фиг. 8



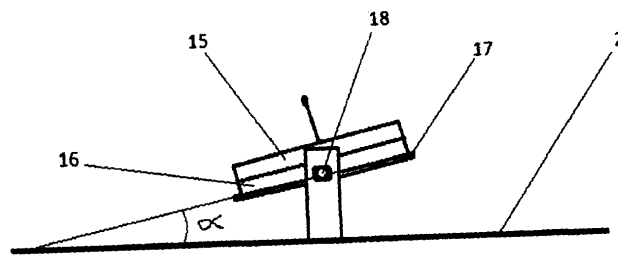
Фиг. 9



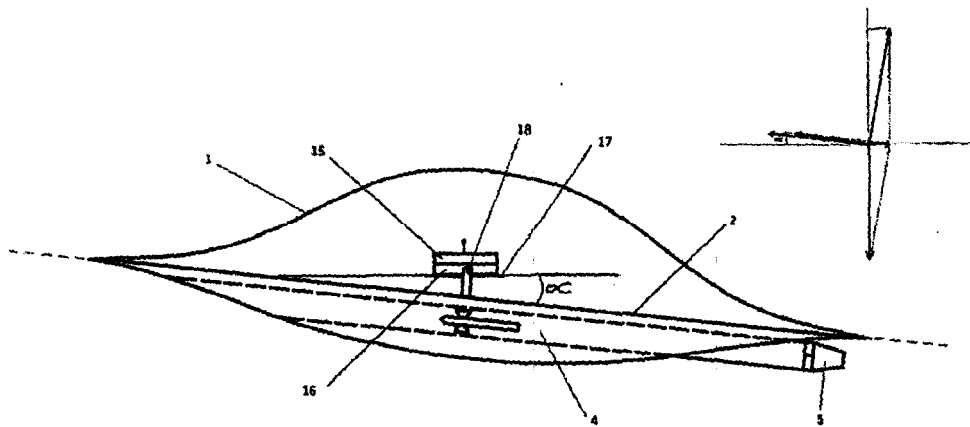
Фиг. 10



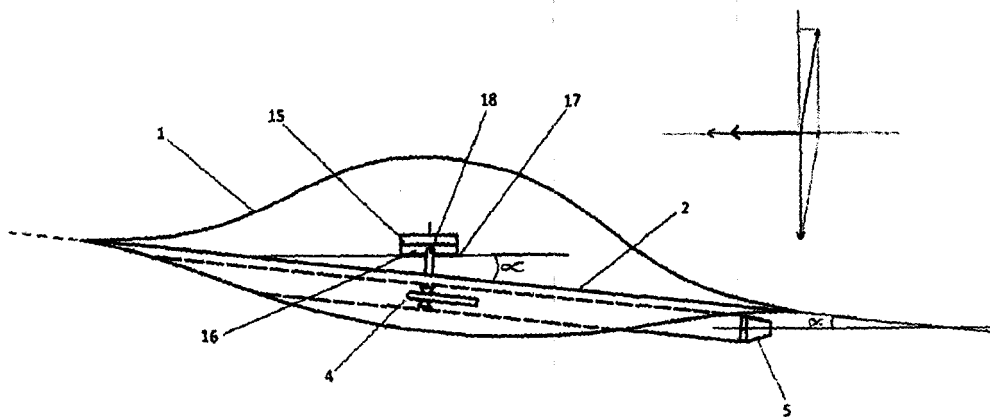
Фиг. 11



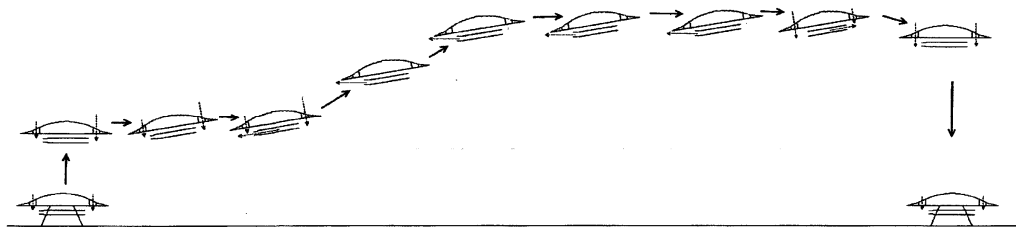
Фиг. 12



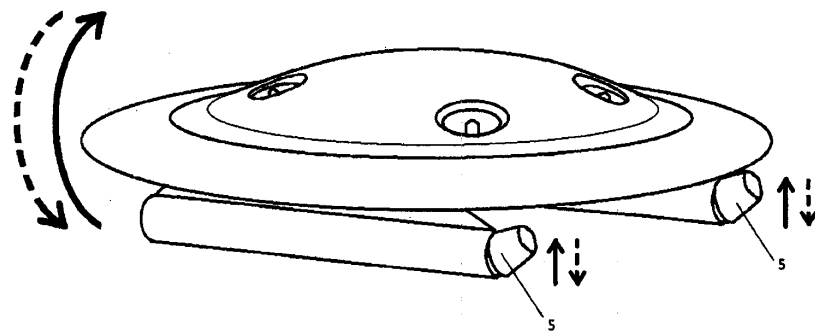
Фиг. 13



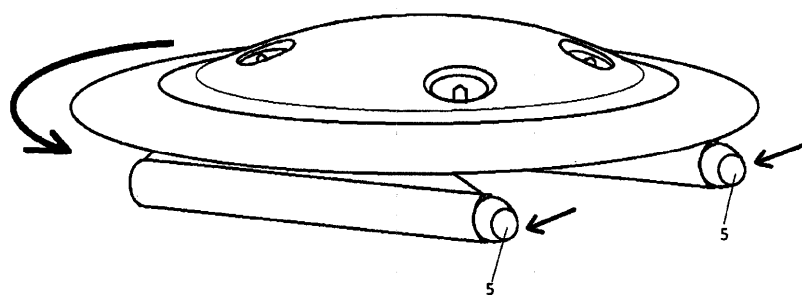
Фиг. 14



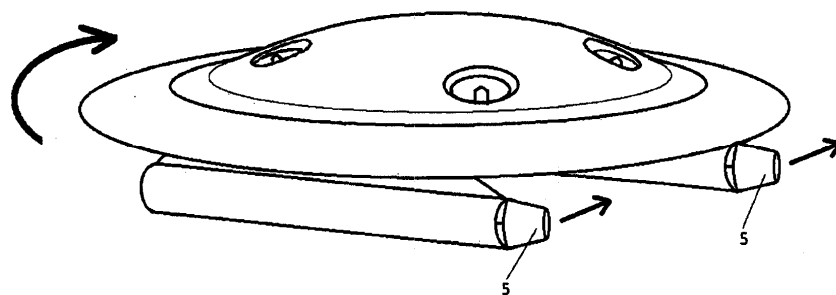
Фиг. 15



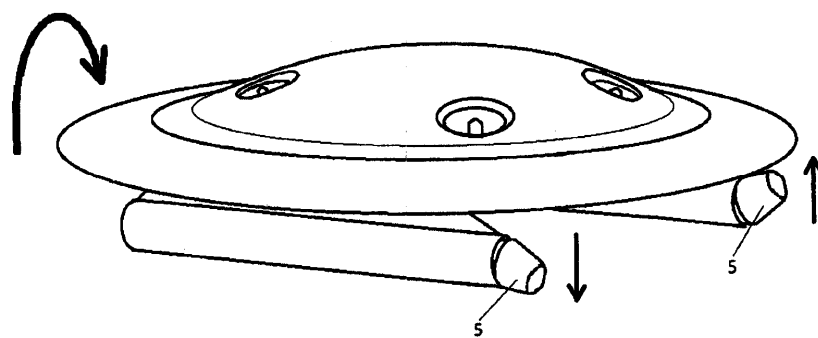
Фиг. 16



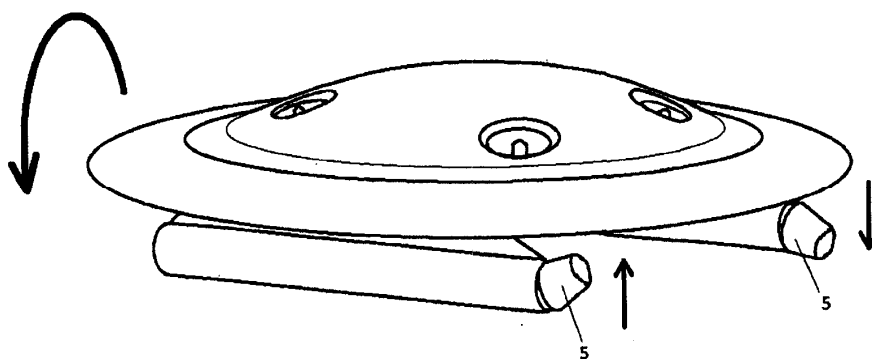
Фиг. 17



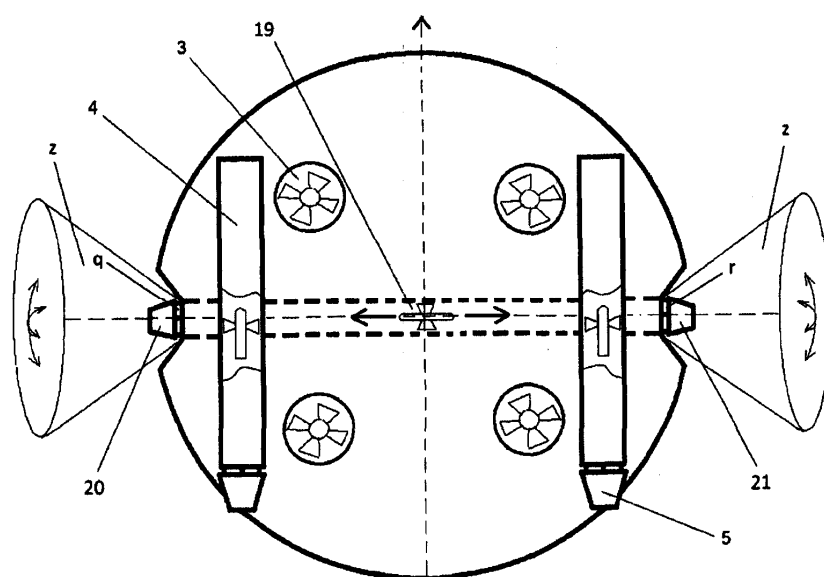
Фиг. 18



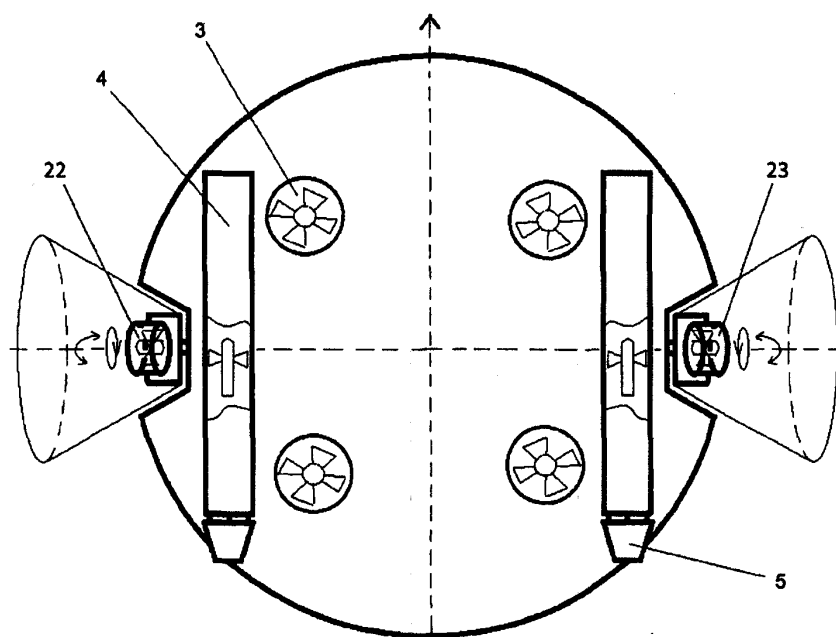
Фиг. 19



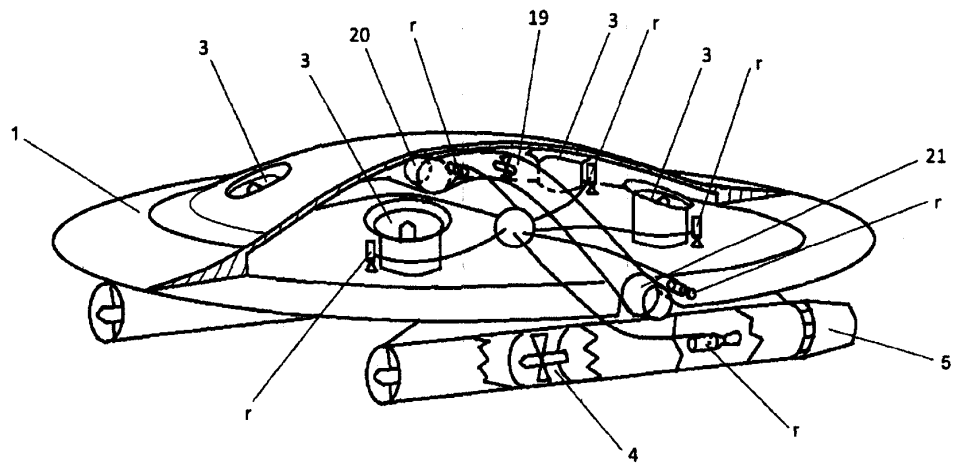
Фиг. 20



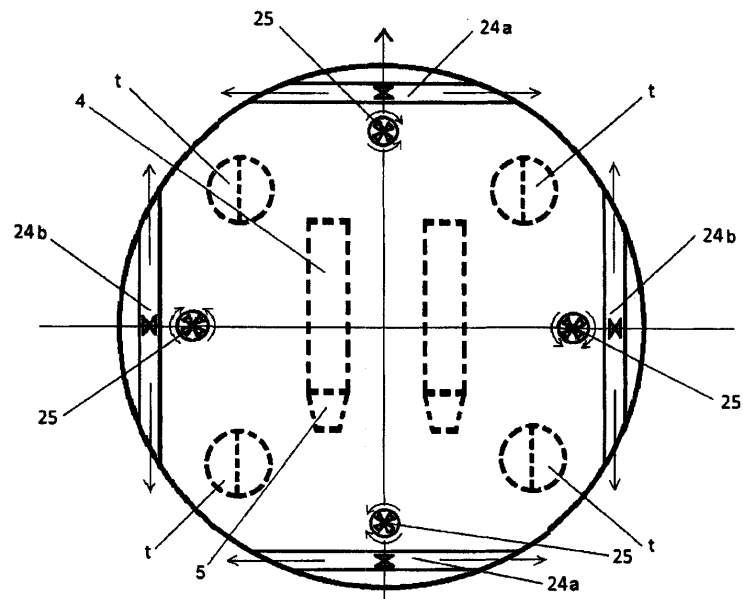
Фиг. 21



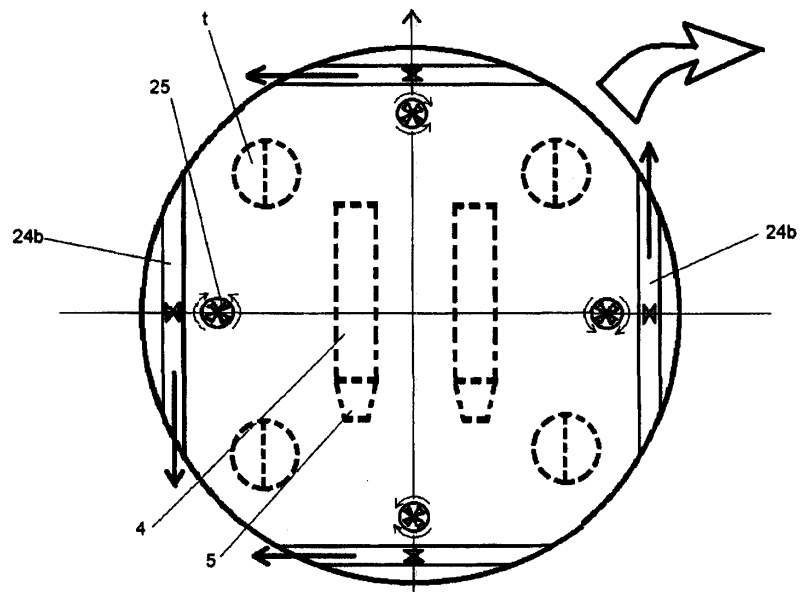
Фиг. 22



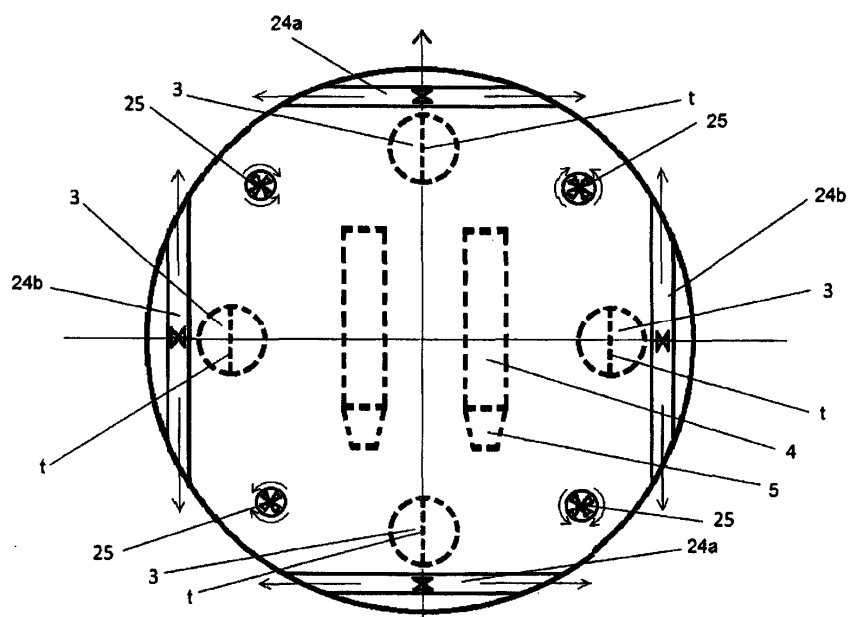
Фиг. 23



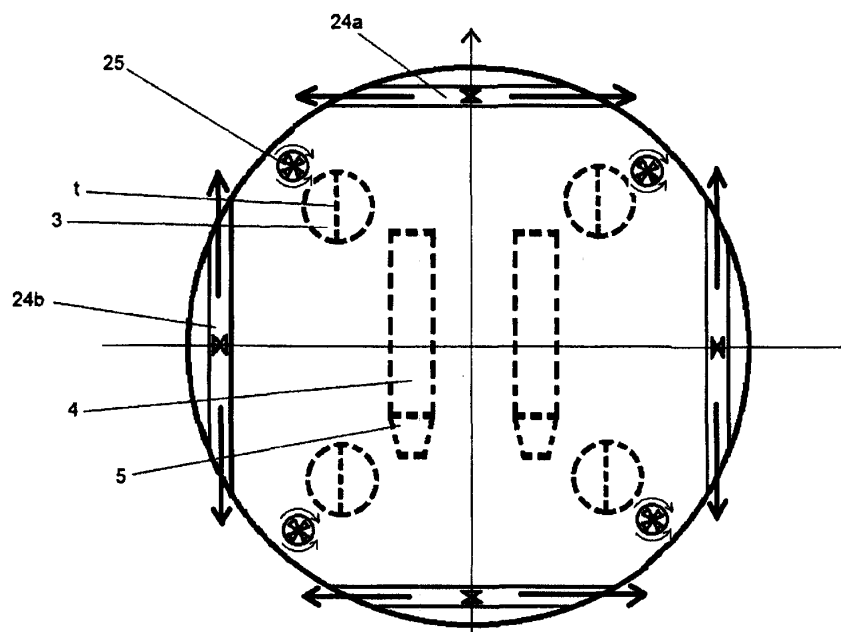
Фиг. 24



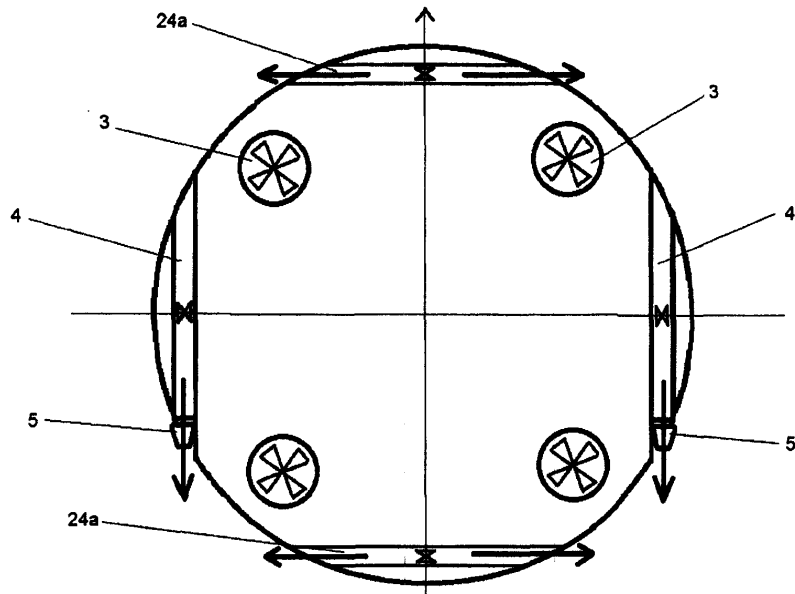
Фиг. 25



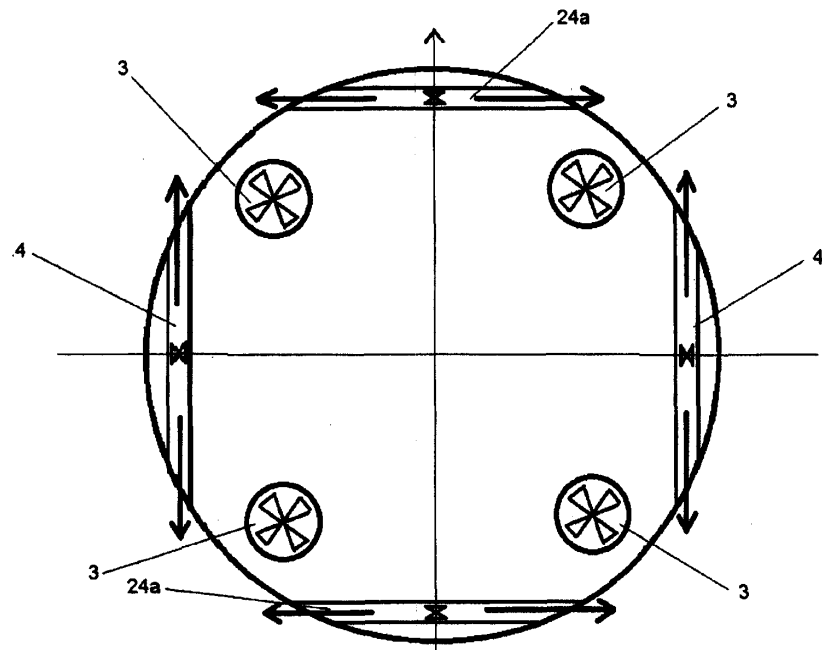
Фиг. 26



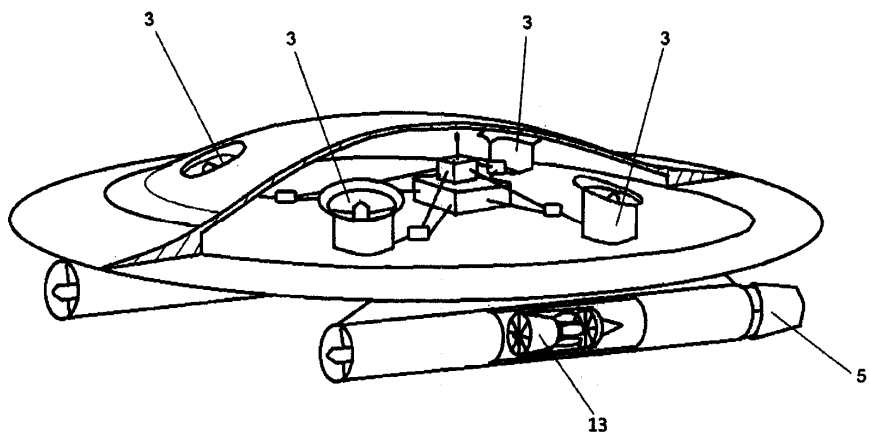
Фиг. 27



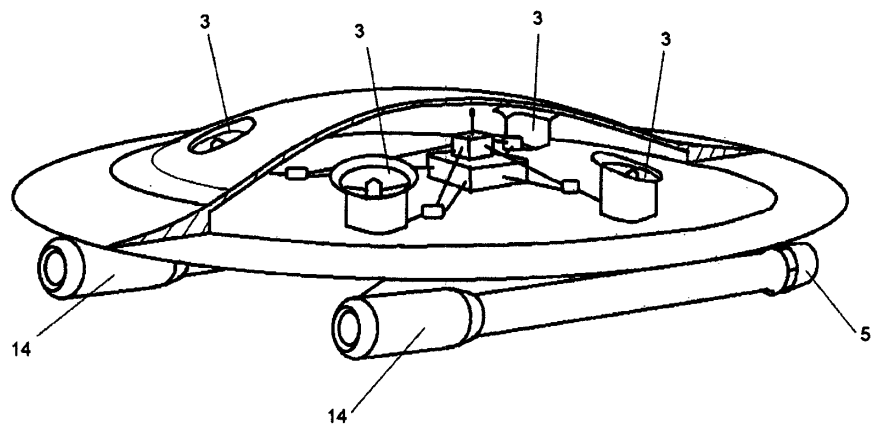
Фиг. 28



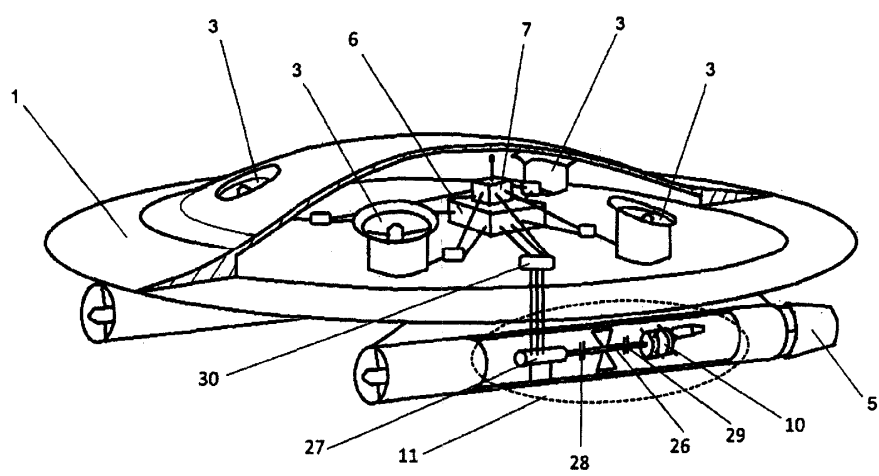
Фиг. 29



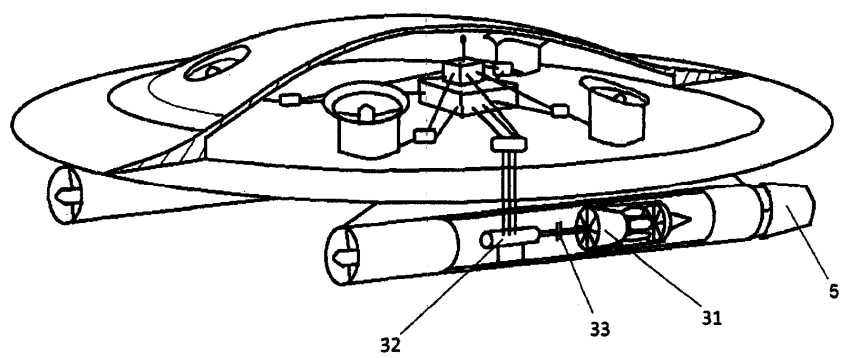
Фиг. 30



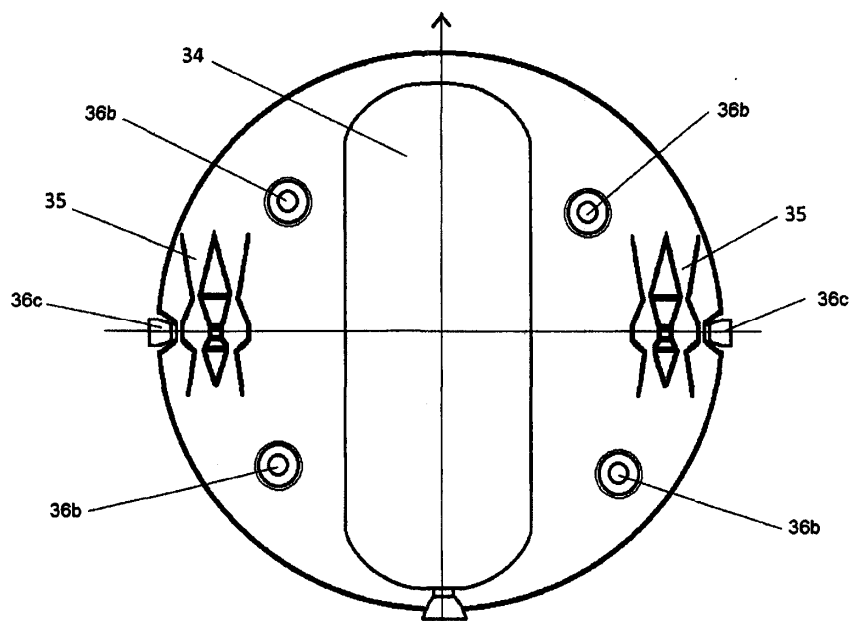
Фиг. 31



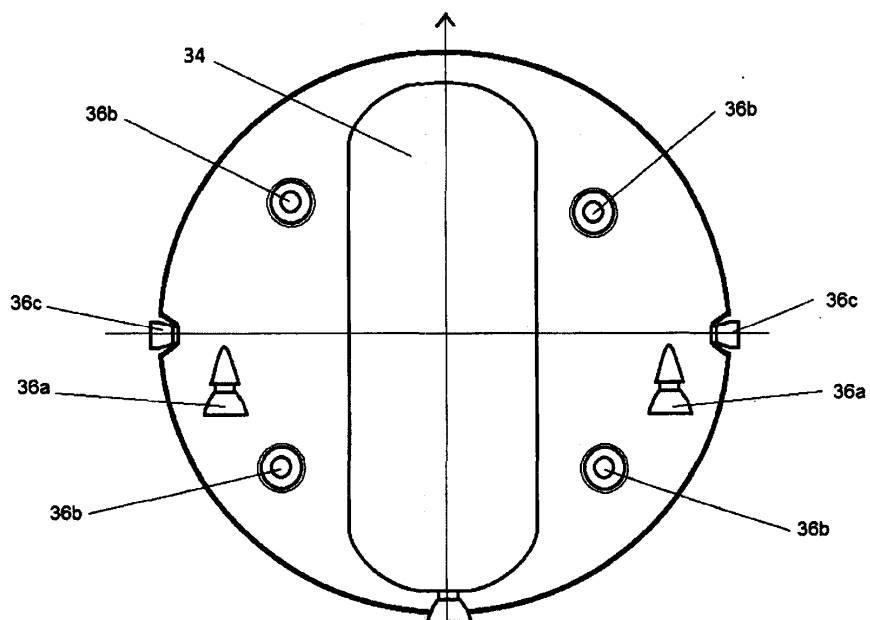
Фиг. 32



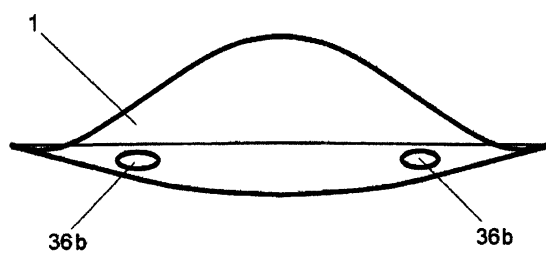
Фиг. 33



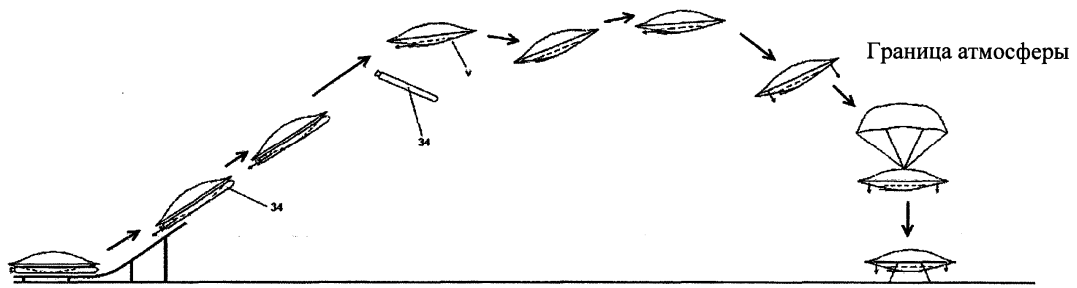
Фиг. 34



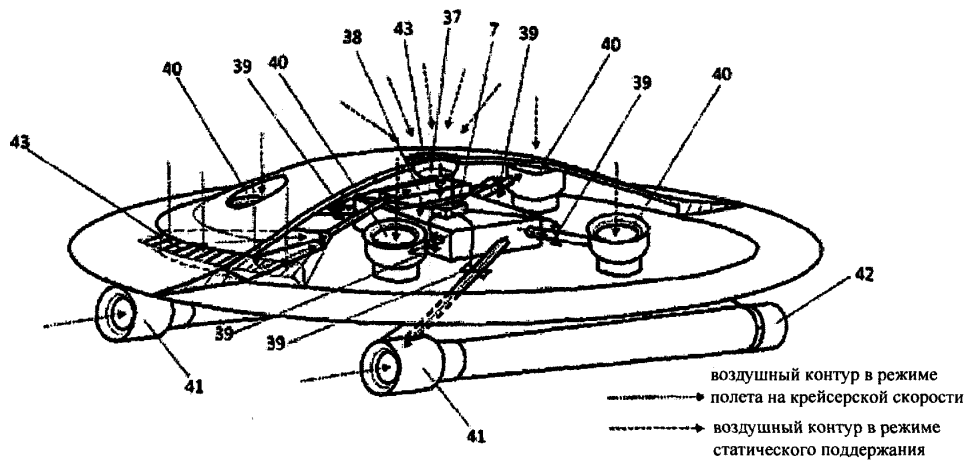
Фиг. 35



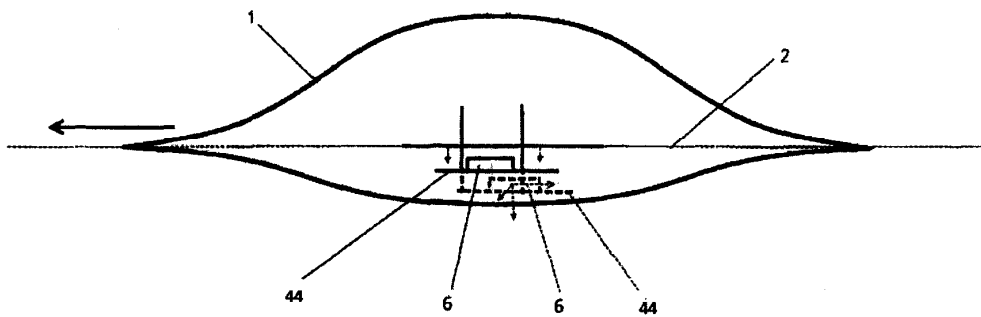
Фиг. 36



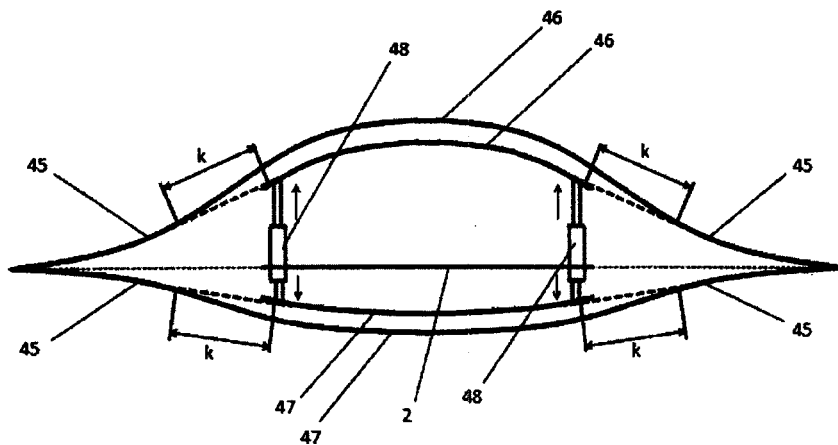
Фиг. 37



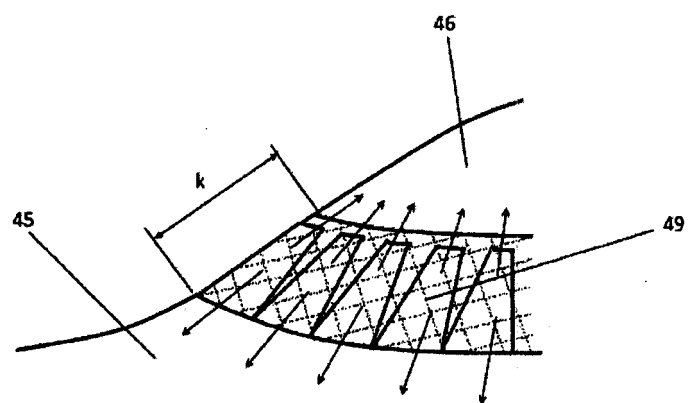
Фиг. 38



Фиг. 39



Фиг. 40



Фиг. 41



Евразийская патентная организация, ЕАПВ
Россия, 109012, Москва, Малый Черкасский пер., 2