

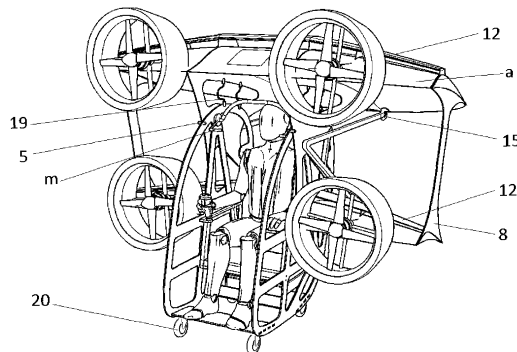
(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(21) **202092494** (13) **A1**(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ**(43) Дата публикации заявки
2021.03.05(22) Дата подачи заявки
2019.04.11(51) Int. Cl. **B64C 29/00** (2006.01)
B64C 9/14 (2006.01)
B64C 21/04 (2006.01)
B64C 39/00 (2006.01)
B64C 39/08 (2006.01)
B64C 11/00 (2006.01)(54) **ИНДИВИДУАЛЬНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ВЕРТИКАЛЬНЫМИ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ**(31) а **2018 00268**(32) **2018.04.17**(33) **RO**(86) **PCT/RO2019/000011**(87) **WO 2019/203673 2019.10.24**(71)(72) Заявитель и изобретатель:
САБИ РАЗВАН (RO)(74) Представитель:
Николаева О.А. (RU)

(57) Настоящее изобретение относится к индивидуальному летательному аппарату с вертикальными взлетом и посадкой, характеризующемуся тем, что он является бипланом, состоящим из двух отдельных частей, шарнирно соединенных между собой, первая отдельная часть содержит кабину (1) пилота, шарнирно соединенную со второй отдельной частью аппарата, образованной узлом (6) крыльев, кабина (1) пилота прикреплена к узлу (6) крыльев двумя шарнирами (3), закрепленными на центральных вертикальных опорных стойках (7), и, таким образом, кабина пилота имеет ограниченную возможность поворота внутри опорной конструкции крыльев, которые, в свою очередь, снабжены четырьмя воздушными винтами (9) в кольцевых обтекателях, приводимыми в действие электродвигателями (20), два из которых расположены на верхнем крыле и два - на нижнем крыле, формируя схему квадрокоптера, на входной кромке кольцевого обтекателя (10) каждого воздушного винта выполнена кольцевая выпускная щель, а электрическая энергия, требуемая для работы летательного аппарата, обеспечивается аккумуляторными батареями (14), которые размещены под сиденьем пилота и подают энергию двигателям через регуляторы числа оборотов, работа летательного аппарата полностью управляется бортовым компьютером (17), расположенным в центральной части верхнего крыла биплана, при этом взлет осуществляется с вертикально ориентированными крыльями и двигателями, летательный аппарат садится на землю с помощью шасси (15), закрепленного в концевых частях крыльев, летательный аппарат осуществляет взлет как квадрокоптер, а переход в крейсерский полет осуществляется посредством уменьшения угла атаки крыльев, указанный угол уменьшается естественным образом за счет уменьшения аэродинамического сопротивления крыла одновременно с увеличением скорости движения летательного аппарата, при этом кабина пилота (1) остается в вертикальном положении за счет низкого расположения центра тяжести и за счет шарниров (3), которые обеспечивают ее поворот относительно узла (6) крыльев, а посадка осуществляется аналогично квадрокоптеру со снижением скорости, приводящим к увеличению угла атаки крыльев до их возвращения в вертикальную плоскость, требуемую для посадки.

**A1****202092494****202092494****A1**

ИНДИВИДУАЛЬНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ВЕРТИКАЛЬНЫМИ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Изобретение относится к летательному аппарату с вертикальными взлетом и посадкой, выполненному с возможностью перевозки по меньшей мере одного человека и полета в крейсерском режиме в пределах несущей способности.

В последнее время летательные аппараты с вертикальными взлетом и посадкой получили большое развитие, поскольку по причине перегруженного дорожного движения как в больших городах, так и в их окрестностях сегодня как никогда необходимо найти какие-либо решения в сфере воздушного транспорта для замены легкового автомобиля.

Известны несколько типов летательных аппаратов с вертикальными взлетом и посадкой, характеризующиеся преимуществами и недостатками и раскрытые в патентах и заявках на патенты, таких как RU152807U1, US8800912B2 или WO20171584171A1.

Задачей настоящего изобретения является создание летательного аппарата, отвечающего вышеуказанным требованиям.

Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой характеризуется тем, что является бипланом, состоящим из двух отдельных частей, шарнирно соединенных между собой, первая отдельная часть содержит кабину пилота, шарнирно соединенную со второй отдельной частью аппарата, образованной неподвижной опорой крыльев, кабина пилота прикреплена к узлу крыльев двумя шарнирами, закрепленными на центральных вертикальных опорных стойках, при этом кабина пилота выполнена с возможностью поворота внутри опорной структуры крыла, которая в свою очередь снабжена четырьмя электродвигателями с воздушными винтами в кольцевых обтекателях, два из которых расположены на верхнем крыле и два – на нижнем крыле, формируя схему квадрокоптера, на входной кромке кольцевого обтекателя каждого воздушного винта выполнена кольцевая выпускная щель, а электрическая энергия, требуемая для работы летательного аппарата, обеспечивается аккумуляторными батареями, которые подают энергию двигателям и размещены под сиденьем пилота, работа летательного аппарата полностью управляется бортовым компьютером, расположенным в центральной части верхнего крыла биплана, при этом взлет осуществляется с вертикально ориентированными крыльями и двигателями, летательный аппарат садится на землю с помощью шасси, закрепленного на концах крыльев, летательный аппарат осуществляет взлет как квадрокоптер, а переход в крейсерский полет осуществляется посредством уменьшения угла атаки крыльев, указанный угол уменьшается

естественным образом за счет уменьшения аэродинамического сопротивления крыла одновременно с увеличением скорости движения летательного аппарата, при этом кабина пилота остается в вертикальном положении за счет низкого расположения центра тяжести и за счет шарниров, которые обеспечивают ее поворот относительно узла крыльев, а посадка осуществляется аналогично квадрокоптеру со снижением скорости, приводящим к увеличению угла атаки крыльев до их возвращения в вертикальную плоскость, требуемую для посадки.

С целью повышения эффективности полета летательный аппарат может быть дополнительно снабжен как на крыльях, так и на кольцевых обтекателях воздушных винтов эжекторами Коанда.

Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой согласно настоящему изобретению характеризуется следующими преимуществами: он способен вертикально взлетать и садиться, может перевозить человека (конструкция может быть расширена для перевозки 4-5 человек), обеспечивает полет дальностью несколько десятков километров, характеризуется низким уровнем шума, высокой энергоэффективностью во всех режимах полета, имеет высокую степень безопасности и малые габариты.

Ниже приводится подробное описание летательного аппарата согласно настоящему изобретению со ссылками на фигуры 1-17, где:

Фиг. 1 – общий вид двух отдельных частей летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла;

Фиг. 2 – общий вид летательного аппарата в крейсерском режиме;

Фиг. 3 – общий вид летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла в крейсерском положении;

Фиг. 4 – общий вид летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами в положении взлета / посадки;

Фиг. 5 – вид сбоку в перспективе летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла в положении взлета / посадки;

Фиг. 6 – вид сбоку в перспективе летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла в положении взлета / посадки;

Фиг. 7 – вид сбоку летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла в переходном режиме;

Фиг. 8 – вид сбоку летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла в крейсерском режиме;

Фиг. 9 – вид спереди летательного аппарата в конструктивном исполнении с эжекторами крыла в положении взлета / посадки;

Фиг. 10 – поперечное сечение воздушного винта в кольцевом обтекателе с выпускной щелью и крыла, снабженного эжектором Коанда, и воздушным потоком в режиме взлета и в переходном режиме;

Фиг. 11 – поперечное сечение воздушного винта в кольцевом обтекателе с выпускной щелью, крыла, снабженного эжектором Коанда, и воздушным потоком в крейсерском режиме;

Фиг. 12 – поперечное сечение воздушного винта с двумя кольцевыми обтекателями с впускным эжектором;

Фиг. 13 – поперечное сечение воздушного винта с двумя кольцевыми обтекателями с впускным эжектором и выпускным эжектором;

Фиг. 14 – поперечное сечение трехпоточного турбореактивного двигателя;

Фиг. 15 – вид сзади летательного аппарата,

Фиг. 16 – общий вид летательного аппарата с обычными воздушными винтами без эжекторов крыла;

Фиг. 17 – вид в перспективе аппарата с открытым спасательным парашютом.

На Фиг. 1 представлены две отдельные и шарнирно соединенные части летательного аппарата. Первая отдельная часть представляет собой кабину **1** пилота. Она состоит из жесткого каркаса, предпочтительно фермы, для обеспечения прочности и жесткости и включает кабину экипажа, которая должна быть достаточно большой для обеспечения комфортного положения для пилота **2**. Концы подлокотников сиденья пилота включают панели **13** управления. В случае необходимости могут также быть предложены органы управления в виде ножных органов управления или рычагов. Кабина пилота выполнена открытой, однако может быть частично закрыта передней дверью с боковым открыванием или может быть полностью закрытой для отклонения воздушного потока с целью обеспечения комфорта пилота. Под сиденьем пилота расположены аккумуляторные батареи **14**, а также регуляторы числа оборотов двигателей.

Кабина **1** пилота характеризуется наличием в нижней ее части узла из четырех колес **20**, которые могут поворачиваться на 360 градусов, таким образом летательный аппарат может легко управляться на земле и с крыльями в положении для крейсерского полета. На боковых структурах кабины **1** пилота расположен стопорный болт **5**, который предназначен для ограничения поворота кабины пилота внутри узла крыльев во время крейсерского полета

и входит в контакт с узлом крыльев при определенном угле атаки крыла для обеспечения совместного движения двух отдельных частей аппарата. Кабина **1** пилота, которая представляет собой вторую отдельную часть аппарата, прикреплена к узлу **6** крыльев с помощью стержня **4**, который вставляется через общие отверстия как кабины **1** пилота, так и узла **6** крыльев, образуя шарниры **3**. Чтобы предотвратить неконтролируемый поворот кабины **1** пилота из-за ее инерции, шарниры **3** будут характеризоваться контролируемым трением, позволяющим плавно балансировать кабину пилота, сохраняя ее вертикальность относительно земли, но не допуская ее неконтролируемого поворота. Шарниры **3**, расположенные с обеих сторон от пилота **2**, снабжены рычагом *m*, который с помощью любого передаточного механизма позволяет пилоту вручную регулировать угол поворота крыльев, когда пилот желает или считает это необходимым для конкретного маневра.

Второй отдельной частью летательного аппарата является узел **6** крыльев, который содержит два крыла *a* и *b*, характеризующихся аэродинамическим профилем с большой подъемной силой, образующих биплан, причем верхнее крыло *a* расположено выдвинутым вперед относительно нижнего крыла *b*. Узел усилен двумя центральными вертикальными стойками **7**, которые также служат опорой кабины пилота, и двумя боковыми вертикальными стойками **8**, которые соединяют концы крыльев. Узел крыльев также может быть усилен шипами (провоолокой). Крылья снабжены встроенным шасси **15**. Аэродинамический профиль должен создавать большую подъемную силу на малых скоростях и при больших углах атаки, а аэродинамическое сопротивление должно быть низким. В связи с этим предпочтительно использовать профили, описанные в патенте EP0772731B1. В центральной части верхнего крыла расположены бортовой компьютер **17** и спасательный парашют **18** аппарата. Два крыла снабжены четырьмя электрическими воздушными винтами **9** в кольцевых обтекателях, по два на каждое крыло, и расположены они симметрично относительно вертикальной оси симметрии, как это свойственно квадрокоптеру. Из соображений эффективности, шумности и безопасности воздушные винты оснащены кольцевыми обтекателями **10**. Для большей взлетной эффективности с целью увеличения объема воздухозабора на кромках кольцевых обтекателей **10** воздушных винтов будут выполнены выпускные щели **11**.

Кроме того, для увеличения массы воздуха, поглощаемого во время взлета и во время переходного режима, крылья вдоль своей поверхности могут быть снабжены двумерными эжекторами **12** Коанда. Общий вид летательного аппарата в крейсерском режиме, снабженного такими эжекторами крыла, показан на Фиг. 2, а Фиг. 3 иллюстрирует аппарат, не снабженный эжекторами крыла. На Фиг. 4 показан общий вид аппарата в положении

взлет/посадка, а на Фиг. 5 – вид сбоку, показывающий шасси **15**, которое расположено в удлиненном конце крыльев. Четыре колеса шасси **15** могут поворачиваться на 360 градусов и расположены на концах вторых А-образных упорных элементов **16**, которые конструктивно объединены с центральными вертикальными стойками **7**. Для уравнивания сил, возникающих во время взлета, оси двигателей могут быть слегка наклонены по направлению к перпендикуляру к земле, что может быть достигнуто путем соответствующей регулировки плеч упорных элементов **16**.

Фазы полета, которые показывают, как узел **6** крыльев поворачивается относительно полетного положения, следующие: на Фиг. 6 представлен вид сбоку аппарата в положении взлет / посадка; на Фиг. 7 представлен вид сбоку аппарата в переходном режиме полета, а на Фиг. 8 – вид сбоку аппарата во время крейсерского полета. Во время крейсерского режима полета две отдельные части, кабина **1** пилота и узел **6** крыльев, входят в контакт с помощью ограничительного болта **5**, и в этот момент при любом меньшем угле атаки две части действуют как единое целое, кабина **1** пилота наклоняется вместе с узлом **6** крыльев. Крылья могут иметь эллиптическую форму сечения с прямыми концами, как показано на Фиг. 9, но они также могут иметь трапецевидную или прямоугольную форму сечения.

Чтобы взлет был энергоэффективным, необходимо замедлить движение большой массы воздуха на относительно низкой скорости. Для достижения этого необходимо обеспечить комбинированное действие воздушных винтов **9** в кольцевых обтекателях, кольцевых выпускных щелей **11** и двумерных эжекторов **12**, расположенных на крыльях. Фиг. 10 иллюстрирует комбинированное действие воздушного винта **9** в кольцевом обтекателе, снабженного выпускной щелью **11**, и эжектора **12** крыла и показывает воздушный поток. Для того, чтобы все элементы двигательной установки действовали совместно, электродвигатель **20** должен передавать свое движение не только на воздушный винт, но и на воздушный компрессор **22**, поэтому предпочтительно, чтобы вал электродвигателя **20** пересекал электродвигатель от одной головки до другой, так что двигатель на одном конце входит в зацепление с ротором **21** воздушного винта, а на другом – через множитель скорости входит в зацепление с воздушным компрессором **22**. Этот воздушный компрессор может быть осевым для того, чтобы не характеризоваться большим сечением, но также может быть центробежным или даже типа «Тесла». Воздушный компрессор **22** всасывает воздух через круглую щель **f**, которая окружает электродвигатель **20**, выдувает и подает сжатый воздух по трубке **23** в направлении кольцевой камеры **24** давления, расположенной на кромке кольцевого обтекателя **10**, а затем воздух под давлением выпускается из кольцевой

камеры **24** давления через выпускную щель **11**. Из-за этого выпуска в верхней части щели кольцевого обтекателя образуется зона пониженного давления, таким образом может осуществляться всасывание больших масс воздуха через внутреннее пространство кольцевого обтекателя **10**. Одновременно с этим контуром сжатого воздуха воздушный компрессор **22** подает через трубку **25** сжатый воздух к двумерному эжектору **12** Коанда, который состоит из камеры **26** давления, расположенной вдоль каждого крыла и характеризующейся наличием выпускной щели **30**, и малого крыла **27**, которое расположено по всей длине каждого крыла и содержит камеру **28** давления, характеризующуюся наличием выпускной щели **31**. Две камеры **26** и **28** давления характеризуются одинаковыми размерами, формой усеченного конуса и наибольшим поперечным сечением в центральных областях крыльев, и их сечения уменьшаются в размере к концам крыльев для поддержания внутри них как можно более равномерного давления.

Две выпускные щели **30** и **31** параллельны друг другу, и ширина их отверстия остается постоянной по всей их длине, что позволяет добиться относительно равномерного выпуска от одного конца крыльев до другого. Кривизна верхней поверхности крыла по длине эжектора идентична внутреннему профилю малого крыла **27**. Аэродинамический профиль малого крыла **27** должен быть закруглен на передней кромке, создавая таким образом зону пониженного давления и втягивая большую массу воздуха. Воздушный поток в режиме взлета обозначен стрелками, показанными на Фиг. 10. Следует также отметить, что выпускная щель **30**, а также изогнутый профиль верхней поверхности крыла способствуют поддержанию однородности пограничного слоя вдоль верхней поверхности крыла за счет эффекта Коанда. В более сложных вариантах конструктивного исполнения малое крыло **27** может поворачиваться на определенный угол так, что площадь A_1 входа эжектора уменьшается, а площадь A_2 выпуска увеличивается, и таким образом давление на верхней поверхности может регулироваться, что позволяет менять подъемную силу крыльев без изменения скорости полета летательного аппарата или угла атаки крыльев.

Для обеспечения эффективной циркуляции воздуха во время крейсерского полета подача сжатого воздуха по трубке **23** к щелям **11** может быть прервана с помощью клапанов **32**, а подача сжатого воздуха к щели **28** может быть прервана посредством клапана **33**, и таким образом сжатый воздух подается только к щели **30**. Следовательно, в результате этой операции зона забора воздуха уменьшается, динамическая тяга воздушного винта увеличивается, как и давление воздуха в камере **26**, а массы воздуха взаимно ускоряются, и воздух, выпускаемый под давлением через щель **30**, способствует достижению однородного

пограничного слоя на верхней поверхности крыла. В варианте конструктивного исполнения, в котором малое крыло **27** является подвижным, оно поворачивается при уменьшении площади A_2 выпуска, и, следовательно, воздух внутри эжектора ускоряется, внося вклад в тягу. Циркуляция воздуха во время крейсерского полета показана стрелками на Фиг. 11.

Для более дальних полетов электродвигатели **20** могут быть заменены тепловыми двигателями. Предпочтительно, чтобы эти двигатели представляли собой роторные двигатели Ванкеля, характеризующиеся высоким соотношением мощности к массе, а из-за их малого поперечного сечения и низких вибраций указанные двигатели подходят для использования в кольцевых обтекателях. При использовании тепловых двигателей одним из основных недостатков является высокий уровень шума. Снижение уровня шума и в то же время обеспечение повышенной эффективности в режиме взлета возможно обеспечить при использовании двухпоточного воздушного винта в кольцевом обтекателе, что показано на Фиг. 12. В этом случае кольцевой обтекатель **10** сдвоен с другим наружным кольцевым обтекателем **35**, который содержит кольцевую камеру **36** и выпускную щель **37**. Необходимый сжатый воздух подается удлинителем трубки **23** в кольцевую камеру **36**. Внутренняя часть кольцевого обтекателя **35** вместе с наружной частью кольцевого обтекателя **10** образуют профиль, требуемый для эжектора Коанда, через который воздух движется и ускоряется по направлению внутрь посредством выпускной щели **37**.

Для обеспечения энергоэффективного взлета и посадки винтовой двигатель должен приводить в движение большие воздушные массы при относительно низкой скорости, что подразумевает необходимость в воздушном винте большого диаметра (как в случае с вертолетом). Решение, обеспечивающее меньшее поперечное сечение двигательной установки, характеризующейся однако хорошей эффективностью взлета/посадки, показано на Фиг. 13, которая иллюстрирует двухпоточный воздушный винт в кольцевом обтекателе, имеющий две выпускные щели **11** и **37**, а также выпускные щели **38** и **39**. Совместное действие выпускных щелей **38** и **39**, а также закругленных профилей задних частей **40** кольцевых обтекателей приводит к выпуску воздуха также в боковые стороны, тем самым увеличивая конус зоны выпуска. Таким образом, большая масса воздуха приводится в движение, что аналогично использованию воздушного винта гораздо большего диаметра. Эта концепция, которая подразумевает наличие эжектора Коанда, который окружает главный двигатель, может быть распространена на турбореактивные двигатели, а в случае, когда эжектор Коанда окружает двухпоточный турбовентиляторный двигатель, может быть реализован даже трехпоточный турбореактивный двигатель, как показано на Фиг. 14. В этом случае трубка **23**

отбирает необходимый сжатый воздух от одной ступени компрессора **41** и снабжает им щели **11** и **37**. При необходимости трехпоточный турбореактивный двигатель также может быть снабжен выпускными щелями. Преимущества трехпоточного турбореактивного двигателя заключаются в следующем: он характеризуется более высоким КПД при вертикальных взлетах или на классических фазах взлета, более низким уровнем шума и меньшим тепловым воздействием.

На Фиг. 15 представлен вид сзади летательного аппарата в крейсерском полете, где мы можем видеть расположение батарей под сиденьем пилота, что обуславливает более низкое расположение центра тяжести и большую устойчивость летательного аппарата. Также в том же месте могут быть размещены регуляторы частоты оборотов электродвигателей.

В конструктивном исполнении летательного аппарата, использующем тепловые двигатели, вместо батарей может быть размещен топливный бак.

На Фиг. 16 представлен более простой и менее дорогой летательный аппарат с простыми воздушными винтами и без эжекторов.

Для случаев возникновения неисправности, которая делает невозможным продолжение полета, летательный аппарат снабжен спасательным парашютом **18**, расположенным в верхнем крыле летательного аппарата. Он расположен так, чтобы в открытом состоянии удерживать крылья летательного аппарата под оптимальным углом атаки для осуществления посадки. Предпочтительно, чтобы парашют имел крыло прямоугольного типа, потому что после раскрытия пилот может получить доступ к элементам управления парашютом и таким образом может маневрировать летательным аппаратом в подходящей для посадки зоне. Также в качестве дополнительной меры безопасности пилот может быть снабжен персональным парашютом. В случае вынужденной посадки закругленная форма концов кабины пилота способствует качению летательного аппарата, что помогает рассеивать кинетическую энергию в момент удара о землю. Для случая разъединения одного из шарниров **3** поперечные шпангоуты кабины **1** пилота крепятся тросами **19** к центральным вертикальным стойкам **7** узла крыльев.

Принцип работы летательного аппарата очень прост, он летает в режиме квадрокоптера как на взлетном, так и на посадочном режимах, а также в переходном режиме и крейсерском полете, а режим маневров и стабилизации является известным и совместимым с этой летающей конструкцией, поэтому больше нет необходимости в существовании других поверхностей и дополнительных средств управления и стабилизации устройства.

ПЕРВОНАЧАЛЬНАЯ ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой, отличающийся тем, что он представляет собой биплан, состоящий из двух отдельных частей, которые шарнирно соединены между собой, первая отдельная часть состоит из кабины 1 пилота, шарнирно соединенной со второй отдельной частью, представляющей собой узел 6 крыльев; кабина 1 пилота прикреплена к узлу 6 крыльев двумя шарнирами 3, закрепленными в прямых опорных центральных вертикальных стойках 7, и таким образом кабина имеет ограниченную возможность поворота внутри опорной конструкции крыльев, которые снабжены четырьмя воздушными винтами 9 туннельного типа, приводимыми в действие электродвигателями 20, два из которых расположены на верхнем крыле и два – на нижнем крыле, таким образом образуя своего рода квадрокоптер; кольцевой обтекатель 10 каждого воздушного винта снабжен на входной кромке кольцевой выпускной щелью 11, а электроэнергия, необходимая для работы аппарата, обеспечивается батареями 14, расположенными под сиденьем пилота, которые через регуляторы числа оборотов передают электрическую энергию двигателям, причем работа аппарата полностью управляется бортовым компьютером 17, расположенном в центральной части верхнего крыла биплана, и взлет осуществляется с вертикально ориентированными двигателями и крыльями, летательный аппарат садится на землю с помощью шасси 15, закрепленного в концевых частях крыла; взлет летательного аппарата как квадрокоптера и переход в крейсерский полет осуществляются посредством уменьшения угла атаки крыльев, этот угол уменьшается естественным образом за счет увеличения аэродинамического сопротивления крыльев одновременно с увеличением скорости движения летательного аппарата, и при этом **кабина 1 пилота** остается в вертикальном положении за счет низкого расположения центра тяжести и за счет **шарниров 3**, которые позволяют ей поворачиваться относительно **узла 6 крыльев**, а посадка осуществляется аналогично квадрокоптеру, путем снижения скорости, приводящего к увеличению угла атаки крыльев до тех пор, пока они естественным образом не вернуться в вертикальное положение, требуемое для посадки.

2. Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой по п. 1, отличающийся тем, что **воздушные винты 9** выполнены в кольцевом обтекателе, но без выпускных щелей.

3. Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой по п. 1, отличающийся тем, что воздушные винты 9 выполнены простыми, без кольцевого обтекателя.

4. Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой по п. 1, отличающийся тем, что воздушные винты 9 являются воздушными винтами с двумя кольцевыми обтекателями, и кольцевой обтекатель 10 и кольцевой обтекатель 35 снабжены выпускными щелями 11 и 37, тем самым образуя двухпоточный воздушный винт, а наружная поверхность первого кольцевого обтекателя и внутренняя поверхность второго кольцевого обтекателя образуют кольцевой эжектор Коанда.

5. Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой по пп. 1 и 4, отличающийся тем, что кольцевой обтекатель 10 и кольцевой обтекатель 35 снабжены выпускными щелями 38 и 39 на задней стороне.

6. Летательный аппарат с вертикальными взлетом и посадкой по пп. 1-5, отличающийся тем, что продольная часть верхней поверхности каждого крыла образует с параллельным малым крылом 27 эжектор 12 Коанда, а требуемый для работы сжатый воздух обеспечивается воздушным компрессором 22, приводимым в действие двигателем.

7. Летательный аппарат по пп. 1-6, отличающийся тем, что летательный аппарат как при взлете/посадке, переходном режиме, так и в крейсерском режиме летает и маневрирует в конфигурации квадрокоптера.

8. Летательный аппарат по пп. 1 и 6, отличающийся тем, что малое крыло 27 может поворачиваться с обеспечением увеличения или уменьшения площади A1 входа и площади A2 выпуска.

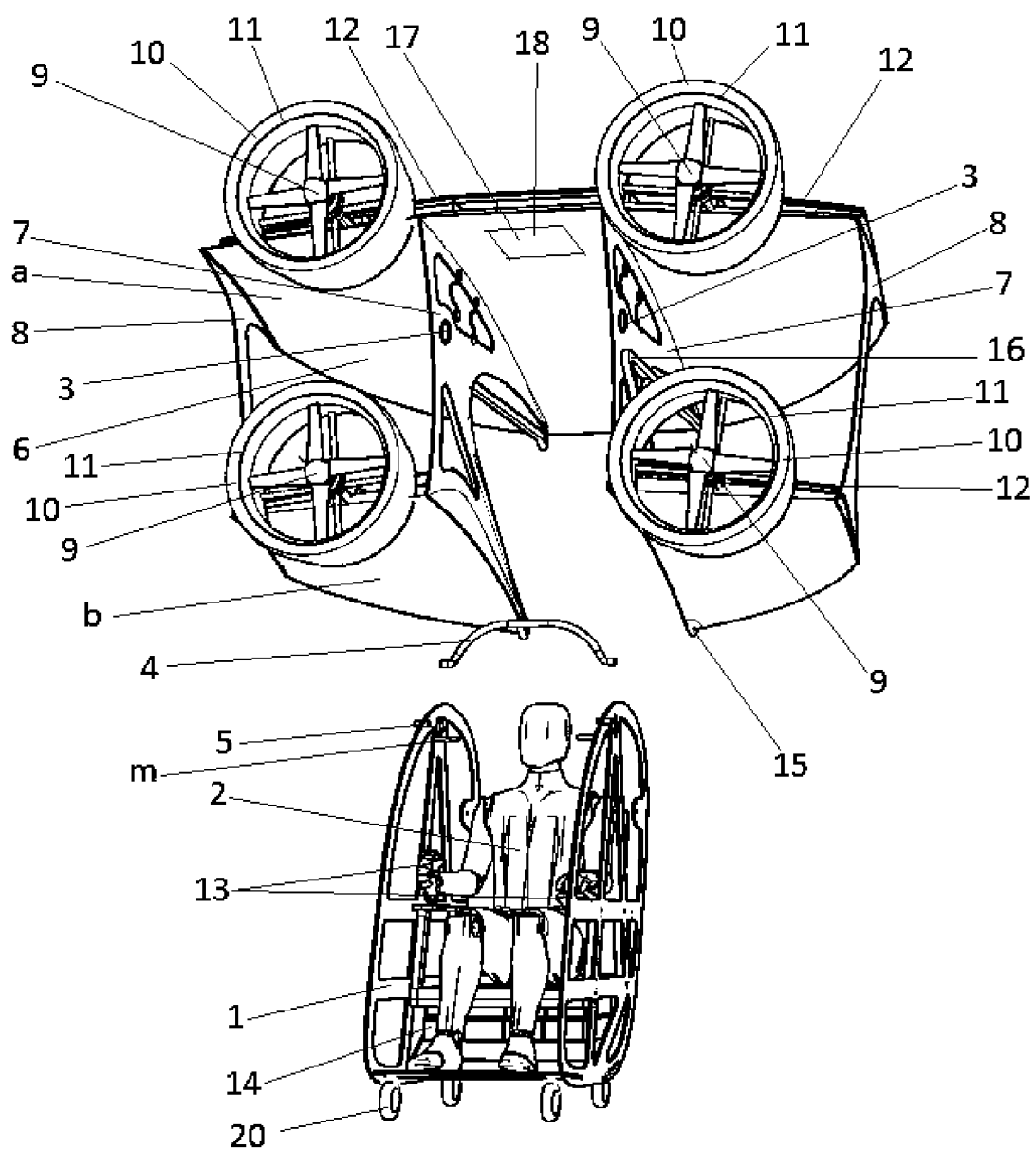
9. Летательный аппарат по пп. 1 и 4-8, отличающийся тем, что передняя часть кольцевого обтекателя 10 снабжена кольцевой камерой 24, из которой сжатый воздух выпускается через щель 11, а вал электродвигателя 20 приводит в действие, непосредственно или через умножитель скорости, воздушный компрессор 22, подающий сжатый воздух по трубкам 23 в кольцевую камеру 24.

10. Летательный аппарат по пп. 1 и 4, **отличающийся тем, что воздушный винт в кольцевом обтекателе 9** снабжен вторым **кольцевым обтекателем 35**, и внутренняя сторона **кольцевого обтекателя 35** вместе с наружной стороной **кольцевого обтекателя 10** образуют кольцевой эжектор Коанда, и оба **кольцевых обтекателя 10** и **35** имеют на задней стороне **выпускные щели 38** и, соответственно, **39**.

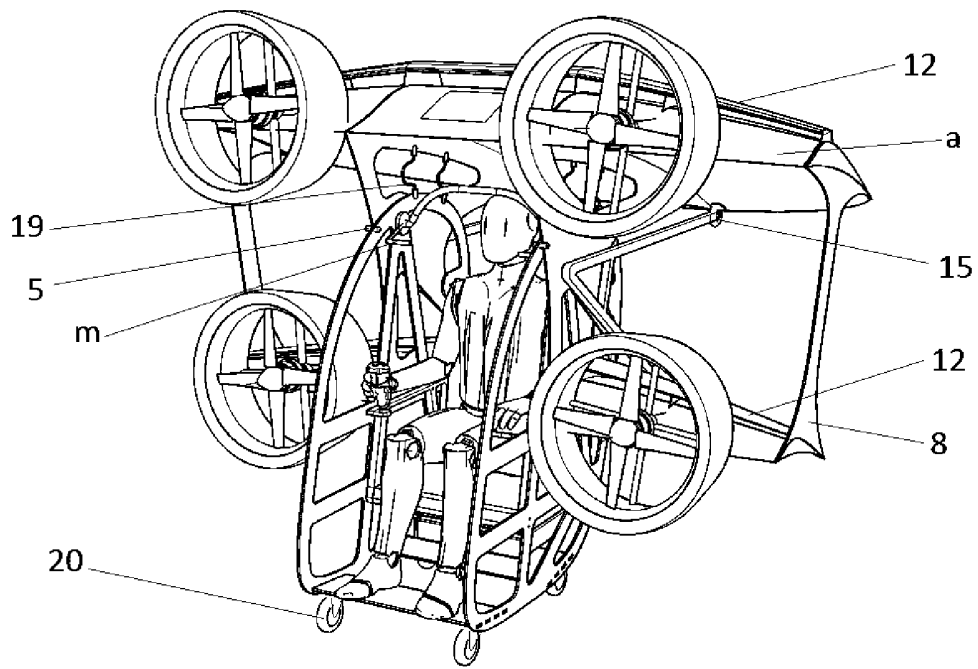
11. Летательный аппарат по пп. 1-10, **отличающийся тем, что электродвигатели** заменены двигателями роторного типа (двигателями Ванкеля).

12. Летательный аппарат по пп. 1-10, **отличающийся тем, что** крылья снабжены четырьмя **воздушными винтами 9** заменены трехпоточными турбореактивными двигателями, каждый из которых представляет собой классический двухпоточный турбовентиляторный двигатель, имеющий **кольцевой обтекатель 10**, снабженный **выпускной щелью 11**, и весь узел окружен вторым **кольцевым обтекателем 35**, имеющим **выпускную щель 37**, и внутренняя сторона **кольцевого обтекателя 35** вместе с наружной стороной **кольцевого обтекателя 10** образуют кольцевой эжектор Коанда, а требуемый для работы всей выпускной системы сжатый воздух подается по **трубкам 23** от ступени **компрессора 41** турбовентиляторного двигателя.

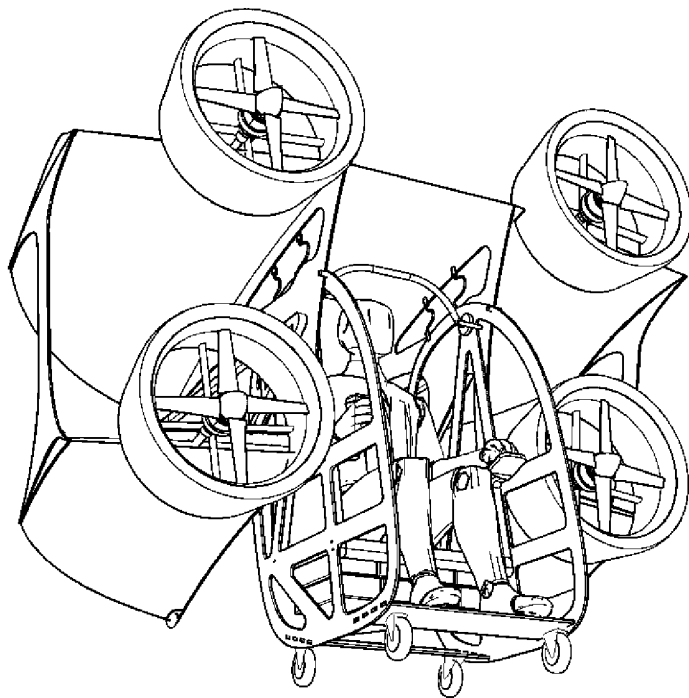
13. Летательный аппарат по пп. 1-12, **отличающийся тем, что** летательный аппарат снабжен **спасательным парашютом 18** типа «крыло», размещенным в центральной части верхнего крыла, и пилот может управлять органами управления парашюта.



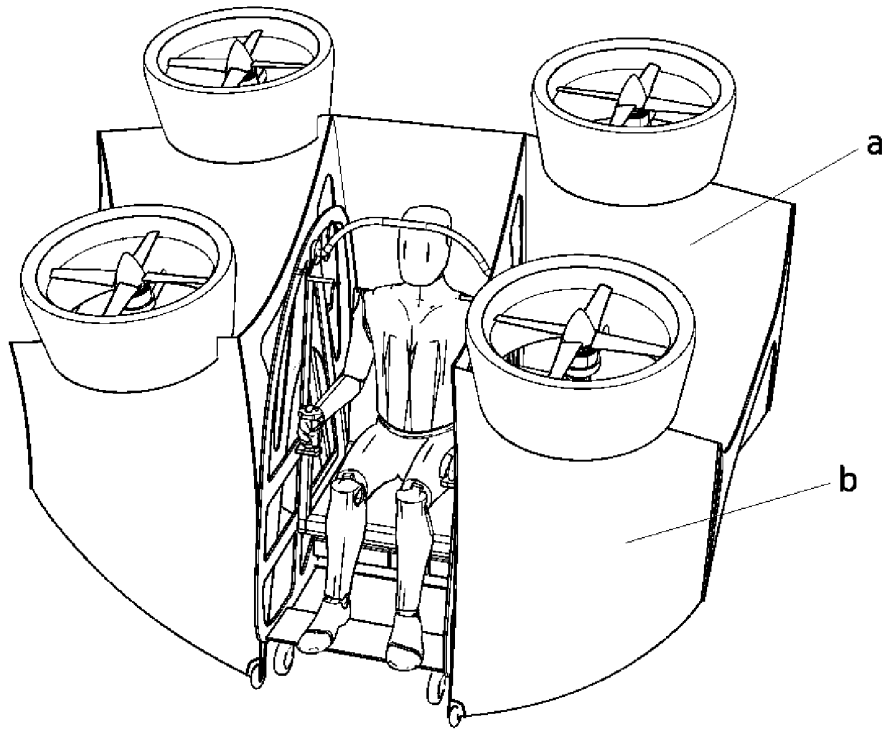
Фиг. 1



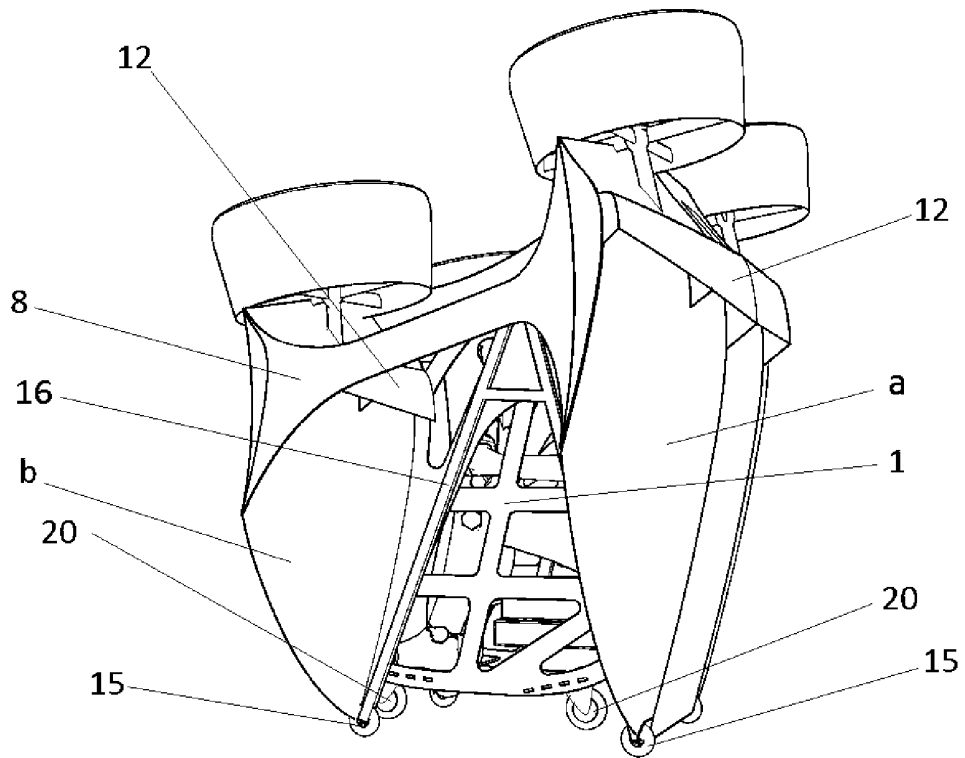
Фиг. 2



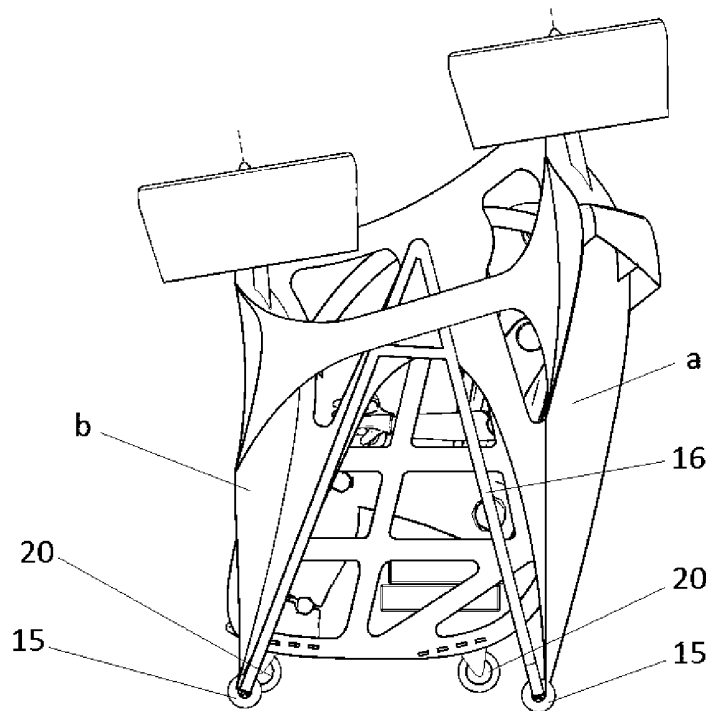
Фиг. 3



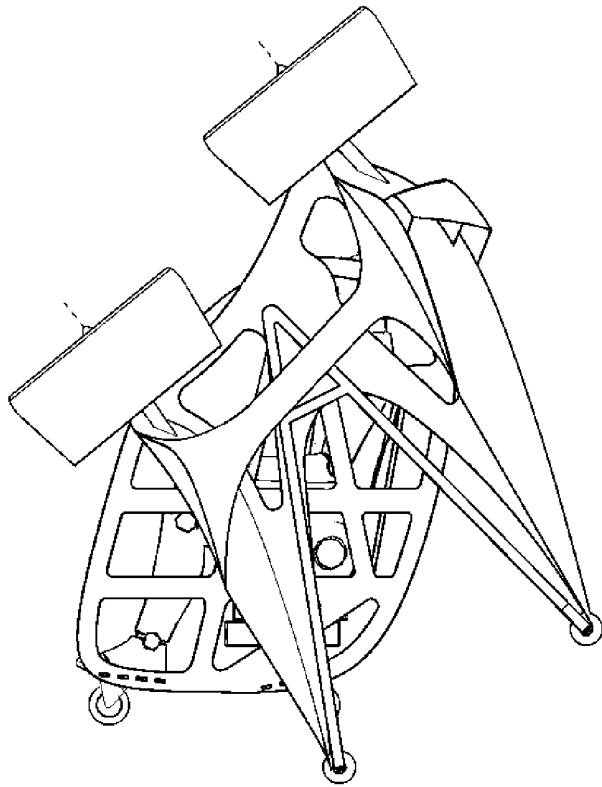
Фиг. 4



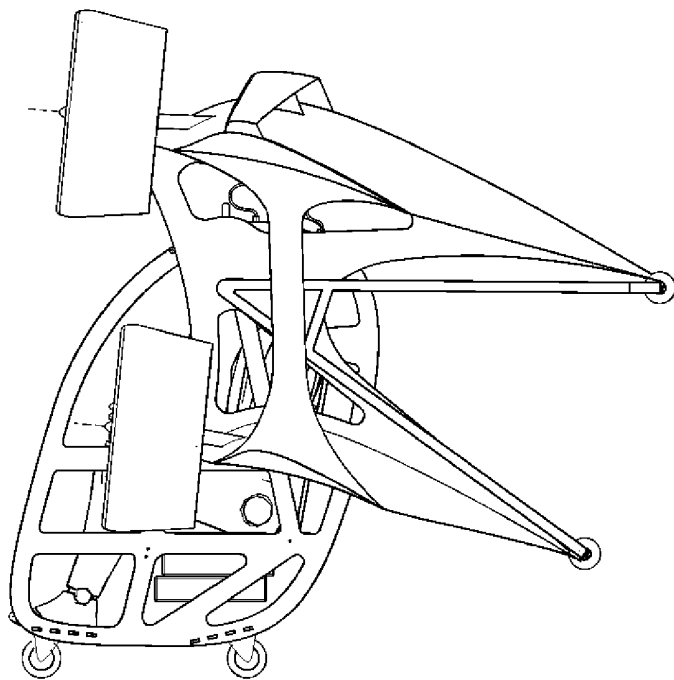
Фиг. 5



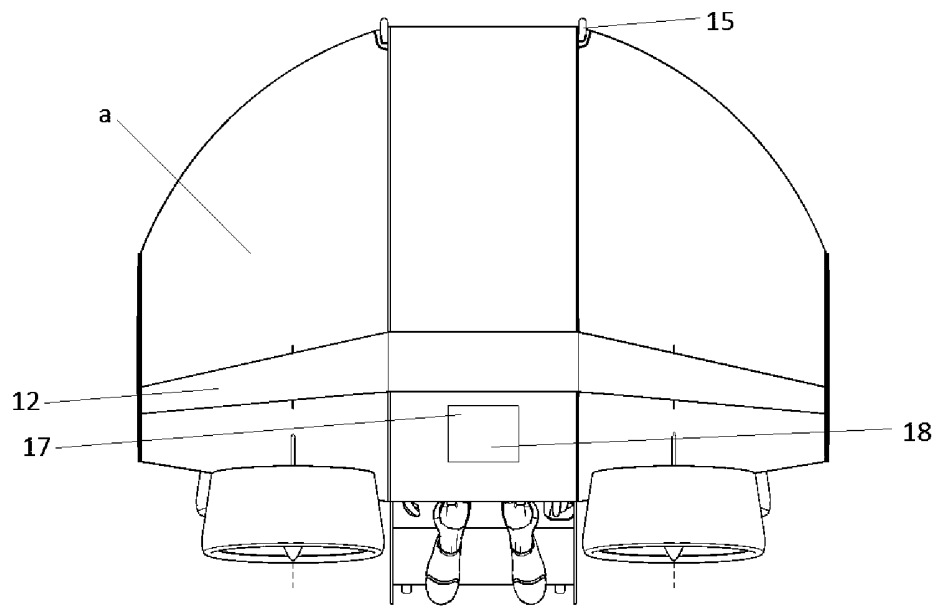
Фиг. 6



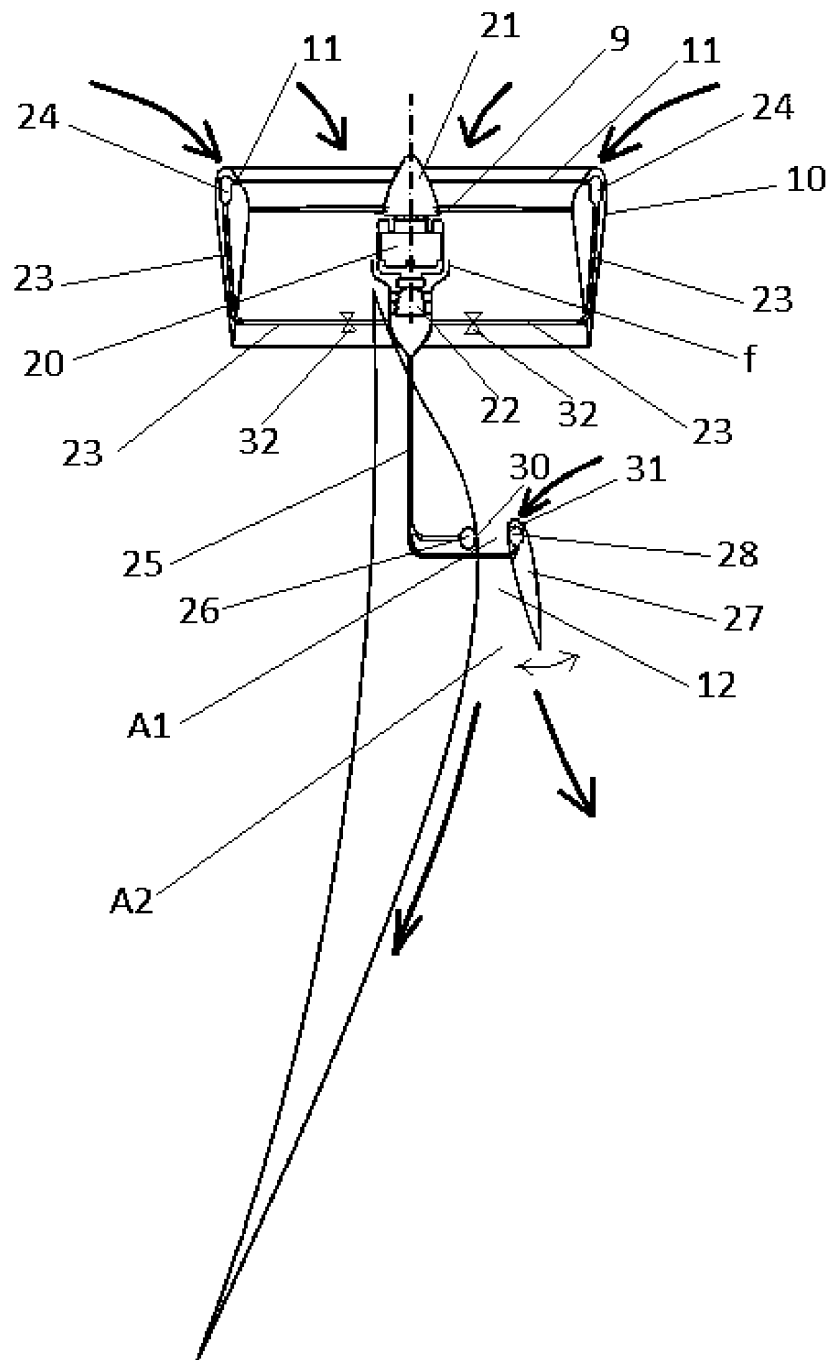
Фиг. 7



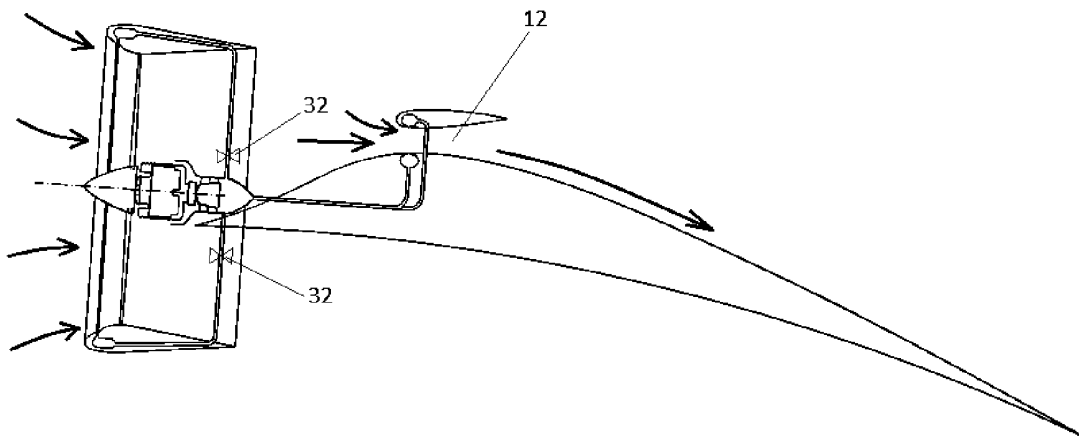
Фиг. 8



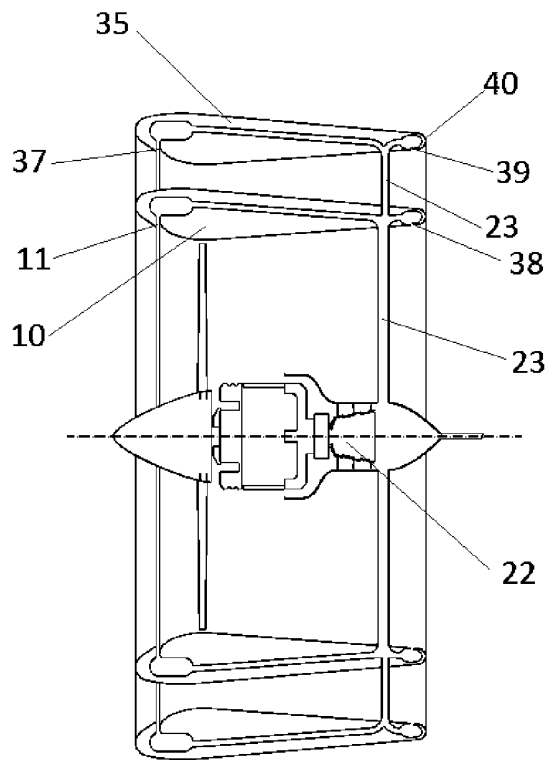
Фиг. 9



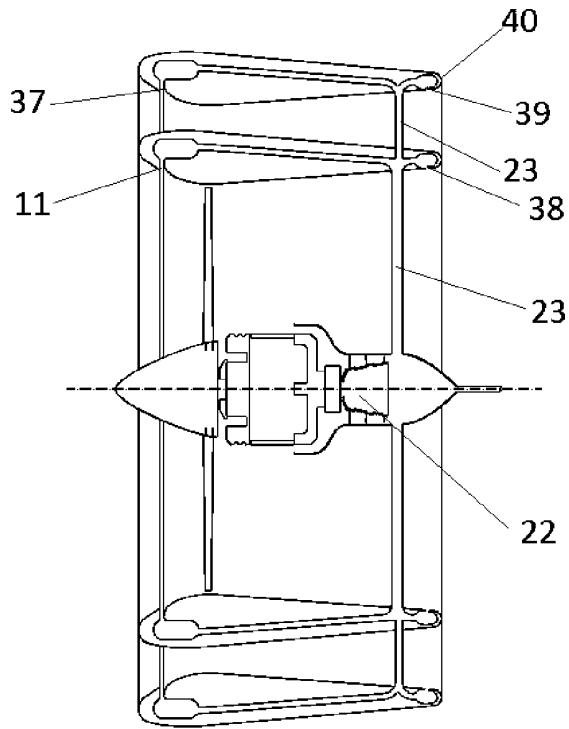
Фиг. 10



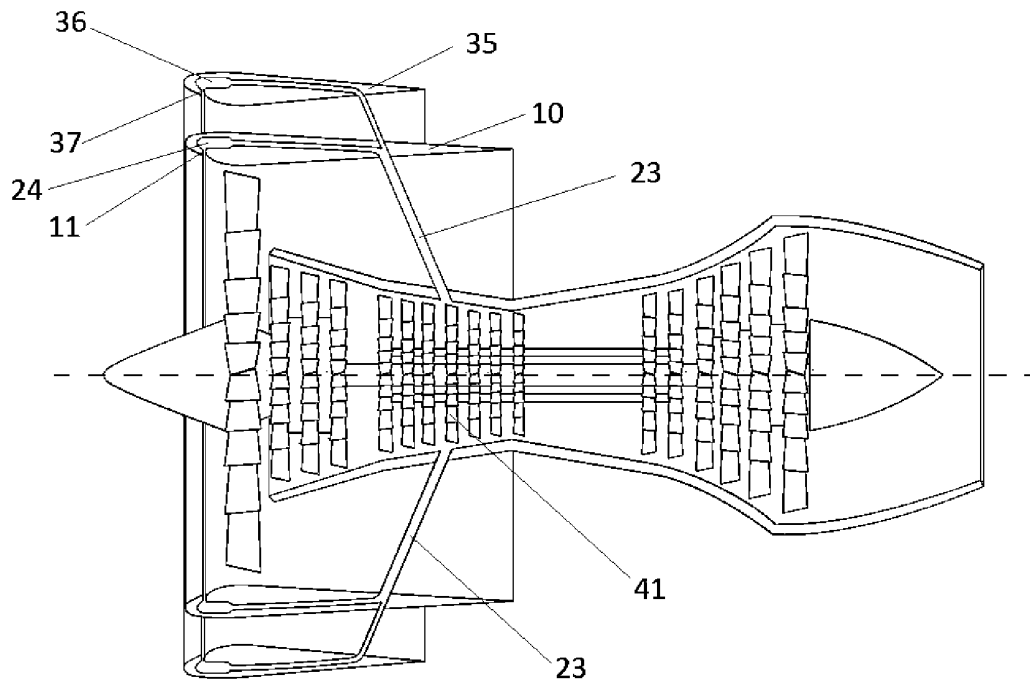
Фиг. 11



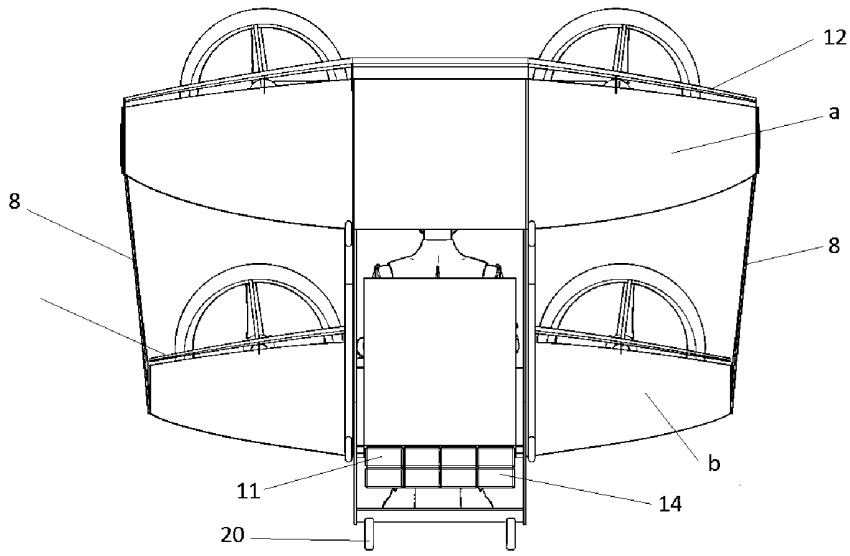
Фиг. 12



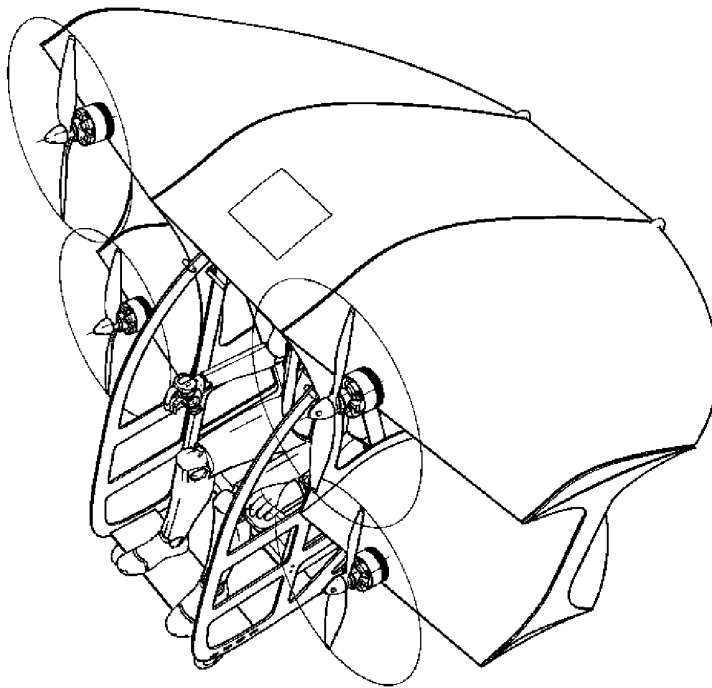
Фиг. 13



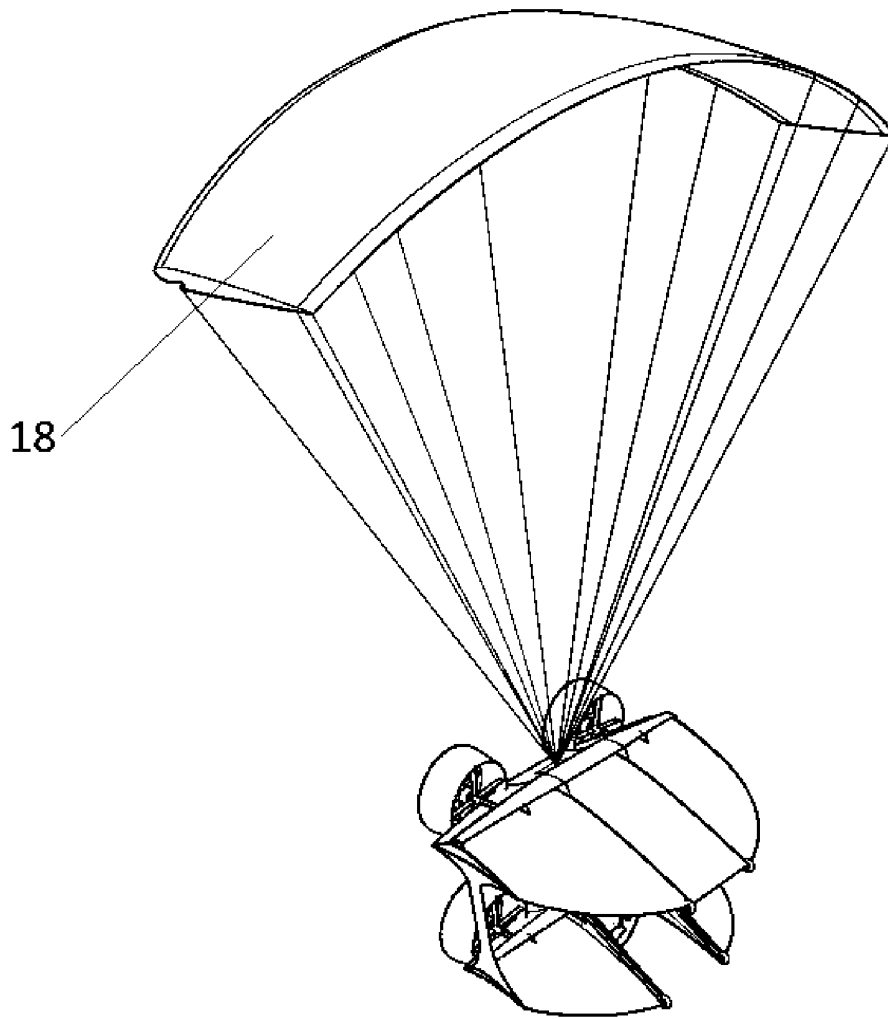
Фиг. 14



Фиг.15



Фиг. 16



Фиг. 17