



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2012158253/11, 03.06.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
03.06.2011

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
07.06.2010 BR PI1001654-6

(43) Дата публикации заявки: 20.07.2014 Бюл. № 14

(45) Опубликовано: 20.02.2015 Бюл. № 5

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: US 2197568 A1, 16.04.1940; . US 3456903 A1, 22.07.1969; . US 1641324 A1, 06.09.1927; . SU 171738 A1, 26.05.1965; . AM 1252 A2, 04.04.2003

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: 09.01.2013

(86) Заявка РСТ:
IB 2011/001216 (03.06.2011)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2011/154797 (15.12.2011)

Адрес для переписки:
101000, Москва, а/я 312, Белокопытову А.В.

(72) Автор(ы):

Краус Ханс Георг (BR)

(73) Патентообладатель(и):

Краус Ханс Георг (BR)

(54) СВЕРХЖЕСТКИЙ КОМБИНИРОВАННЫЙ АЭРОСТАТИЧЕСКИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ И СПОСОБ ЕГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ

(57) Реферат:

Аэростатический летательный аппарат модульной конструкции включает центральную трубу (1) диаметром от 5 до 10% диаметра летательного аппарата, шпангоуты (2), окружающие центральную трубу и концентричные ей и прикрепленные к ней штангами (3), наружную обшивку (4) из тонких листов металла с прослойками из композиционных смол и волокон, которые находятся под давлением и предварительно напряжены легкими газами и которые являются жесткими, электропроводящими, негорючими и

непроницаемыми для газов, баллоны (6), заполненные водородом и расположенные в секциях конструкции, определяемых соседними шпангоутами (2), соединенные друг с другом манжеты (7), надутые атмосферным воздухом, выполняющим функцию рабочего балласта, обеспечивающего баланс дирижабля по массе, давлению и объему. Изобретение направлено на упрощение поддержания положения летательного аппарата при остановке и приземлении. 2 н. и 12 з.п. ф-лы, 11 ил.

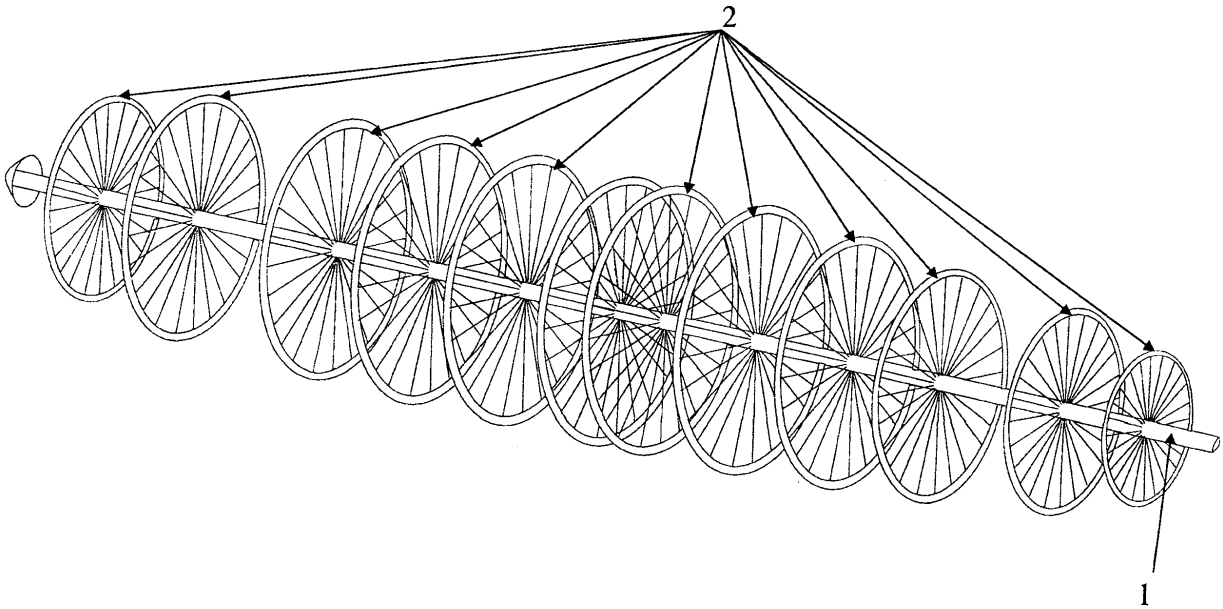


Рис.1

RU 2541452 7851787 C2

RU 2541587 C2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2012158253/11, 03.06.2011**

(24) Effective date for property rights:
03.06.2011

Priority:

(30) Convention priority:
07.06.2010 BR PI1001654-6

(43) Application published: **20.07.2014** Bull. № 14

(45) Date of publication: **20.02.2015** Bull. № 5

(85) Commencement of national phase: **09.01.2013**

(86) PCT application:
IB 2011/001216 (03.06.2011)

(87) PCT publication:
WO 2011/154797 (15.12.2011)

Mail address:
101000, Moskva, a/ja 312, Belokopytovu A.V.

(72) Inventor(s):
Kraus Hans Georg (BR)

(73) Proprietor(s):
Kraus Hans Georg (BR)

(54) **ULTRAHARD COMPOUND AEROSTATIC AIRCRAFT AND METHOD FOR ITS MANUFACTURING**

(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: aerostatic aircraft of modular construction includes central tube (1) with diameter of 5 to 10% of aircraft diameter, transverse ribs (2) surrounding the central tube and concentric to it and attached to it with rods (3), outer skin (4) made of thin metal sheets with intermediate layers of composite resins and fibres which are pressurised and pretensioned by light gases and which are hard, electrically conductive, incombustible and gas-tight, cylinders (6) filled with hydrogen and located in structure sections determined by adjacent transverse ribs (2), interconnected cups (7) inflated with atmospheric air acting as working ballast providing dirigible balancing

by weight, pressure and volume.

EFFECT: invention is aimed to simplification of aircraft position maintenance during stopping and landing.

14 cl, 11 dwg

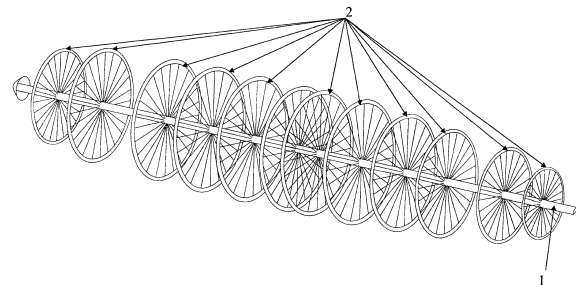


Рис.1

C 2
7 8 9 1 5 8 7
R U 2 5 4 1 5 8 7

R U 2 5 4 1 5 8 7
C 2

Изобретение относится к комбинированному аэростатическому летательному аппарату типа дирижабль, его конструкционным характеристикам и способу его изготовления. Изобретение применимо для аэрокосмического рынка, природоохранных инициатив, строительных работ, транспортировки, подъема грузов и других областей применения.

Уровень техники

В настоящее время известны следующие классы аэростатов:

Жесткие аэростаты

В летательных аппаратах этого типа используется конструкция форменной рамы, изготовленная с выемками и стрингерами, которые определяют формат летательного аппарата, который затем покрывается легкими материалами, такими как импрегнированная ткань, резина, и материалами, придающие ему окончательный вид. В летательных аппаратах этого типа отсутствует внутреннее давление, поскольку газ хранится в ряде баллонов, расположенных внутри конструкции, и вся механическая нагрузка в виде двигателей, кабин, рулей и других элементов летательного аппарата крепится к этой конструкции. На данный момент жесткие аэростаты являются самыми безопасными, самыми быстрыми и характеризуются большей полезной грузоподъемностью по сравнению с другими типами аэростатов. Примеры жестких аэростатов - «Граф Цеппелин» и «Гинденбург».

Полужесткие аэростаты

В этих летательных аппаратах для поддержания формы используется внутреннее избыточное давление, однако в критически важных точках для поддержки кабины, двигателей, рулей и других тяжелых элементов используются конструкционные элементы. Как правило, они покрыты гибкими и стойкими материалами (такими как Нуралон - зарегистрированная торговая марка DuPont), подобными тем, что используются в резиновых лодках.

Нежесткие аэростаты

Эти летательные аппараты покрываются гибким материалом, надутым, как правило, гелием, а кабина подвешивается. Они известны также как Blimps («Толстяки») (пример - рекламный дирижабль Goodyear).

Летательные аппараты с металлической оболочкой

Эти летательные аппараты имеют ряд характеристик, общих как с жесткими, так и с нежесткими аэростатами, вместо традиционных резины или материала Нуралон в них используется очень тонкий и герметичный металлический баллон. Существуют только два примера аэростатов такого рода - алюминиевый аэростат Шварца 1897 года и ZMC-2.

Аэростаты легче воздуха, известные как дирижабли, на протяжении первых десятилетий прошлого века, то есть в течение времени, когда они доминировали в воздухе, имели ряд недостатков, связанных с ограниченными ресурсами и технологией. Несмотря на доступность ресурсов и технологий в наши дни развитие дирижаблей ограничено, как это было и в прошлом, что, в свою очередь, ограничивает их производство и применение. Такие проблемы, как обеспечение безопасности, пространственная стабильность в плохих погодных условиях (то есть турбулентность и ураганы), стойкость к ударам молнии, огнестойкость (способность не загораться), управляемость в таких неблагоприятных условиях, способность держаться в воздухе в условиях сильного дождя, неустойчивость при полете на высокой скорости (более 150 км/ч) возникают наряду с другими конструкционными ограничениями, касающимися размера таких летательных аппаратов. Эти ограничения, в связи с повышенным

вниманием к проблемам безопасности, производственными расходами и т.д., а также воспоминания о трагической судьбе дирижабля «Гинденбург» - крупнейшем дирижабле, действовавшем в третьем десятилетии прошлого века, - всегда тормозили развитие таких летательных аппаратов.

5 Современные разработки в области дирижаблестроения относятся к полужестким дирижаблям и применению высокотехнологичных материалов, таких как волокнистые углепластики и закаленный алюминий, в качестве конструкционных элементов и специальных листов пластика и резины с высокой прочностью, таких как Nuralon, для обеспечения повышенной пространственной и эксплуатационной стабильности. Тем
10 не менее, современные полужесткие дирижабли по-прежнему имеют ряд недостатков, присущих старым дирижаблям:

- Эксплуатационная и конструкционная нестабильность при плохой погоде, ураганах, порывах ветра и иных неблагоприятных погодных условиях.

- Чувствительность к быстрым изменениям температуры и атмосферного давления.

15 - Сложности и ограничения, связанные с необходимостью сохранения способности держаться в воздухе в условиях проливных дождей.

- Сложности и ограничения, связанные с безопасными способами взлета и посадки;

- Ограничения скорости примерно до 150 км/ч.

20 - Ограничения, связанные со способами и расходами на конструирование летательных аппаратов с большими размерами.

- Проблемы с пропуском водорода и/или гелия материалами обшивки летательного аппарата, что ведет к потерям газа.

25 - Сложности и ограничения, связанные с безопасностью использования водорода, который, благодаря низкой плотности и низким производственным расходам, является идеальным газом для аэростатов, однако его применение ограничено в связи с высоким риском пожара и взрыва.

- Ненадежность и риск, вызванные излучением и электрическими разрядами.

30 - Сложности и ограничения, связанные с балластом, используемым для управления плотностью летательного аппарата с целью поддержания стабильных условий полета при изменении плотности воздуха и на разных высотах, когда масса балласта уменьшается из-за расхода топлива.

- Экономические ограничения, связанные с необходимостью строительства больших ангаров для строительства больших летательных аппаратов.

35 - Ограниченная скорость и повышенный расход топлива из-за инерции массивного воздушного слоя, примыкающего к корпусу больших летательных аппаратов.

- Ограничения и сложности, связанные с поддержанием положения летательного аппарата при остановке и во время операций приземления.

Цель данного изобретения - снижение вышеупомянутых ограничений.

Краткое изложение сущности изобретения

40 В этом изобретении описывается новый класс комбинированных аэростатических летательных аппаратов, полностью автономных жестких летательных аппаратов, как указано в пунктах формулы изобретения 1-13.

Преимущества изобретения в части устройства заключаются в том, что заявленный аэростатический летательный аппарат, имеет модульную конструкцию и включает
45 центральную трубу с диаметром от 5 до 10% диаметра летательного аппарата шпангоуты, окружающие центральную трубу и предпочтительно концентричные ей и прикрепленные к ней штангами,

наружную обшивку из тонких листов металла с прослойками из композиционных

смола и волокон, которые находятся под давлением и предварительно напряжены легкими газами и которые являются жесткими, электропроводящими, негорючими и непроницаемыми для газов,

5 баллоны, заполненные водородом и расположенные в секциях конструкции, определяемых соседними шпангоутами,

как минимум две соединенные друг с другом манжеты, надутые атмосферным воздухом, выполняющим функцию рабочего балласта, обеспечивающего баланс летательного аппарата по массе, давлению и объему,

10 в котором размеры и количество компонентов зависят от размера летательного аппарата такой модульной конструкции.

Преимущества изобретения в части способа заключаются в том, что изготовление аэростатического летательного аппарата включает модульную сборку последовательных модулей летательного аппарата, определяемых секциями центральной трубы и шпангоутами в предпочтительно вертикально вдоль длины летательного аппарата для образования передней концевой части и задней концевой части летательного аппарата, заполнение его передней конечной части и задней конечной части легкими газами для придания им «плавучести» и соединение друг с другом передней конечной части и задней конечной части летательного аппарата.

20 Частные существенные признаки и предпочтительные варианты осуществления изобретения рассмотрены ниже.

Летательный аппарат, предпочтительно в форме овала или сигары и с наружным покрытием из тонких металлических пластин с прослойками композиционного материала, состоящего из смол и прочных волокон, таких как Kevlar, угле- и стекловолокно, с рядом внутренних вставок, находящихся под давлением от 0,01 до 25 0,14 кг/см² (от 100 до 1400 вод.ст.), тем самым включающий все преимущества и весь потенциал, обеспечиваемые концепцией конструкций, приобретающих жесткость в результате использования давления легких газов.

30 Такой материал, жесткий, негорючий и непроницаемый для газов, не допускает утечки, в то время как внутри него отсутствует кислород, что предотвращает возгорание. Поскольку такая конструкция является полностью электропроводящей в результате использования металлических пластин снаружи корпуса летательного аппарата, она не создает условий для генерирования или накопления статического электричества. Кроме того, она устойчива к ударам молнии, грозам и УФ-излучению.

35 В основе сверхжесткой внутренней конструкции лежит трубчатая конструкция типа «позвоночника» под давлением диаметром примерно от 5 до 10% максимального диаметра летательного аппарата, предпочтительно расположенная вдоль центральной оси от носа до хвоста. Предпочтительно, чтобы конструкция была надута водородом с внутренним давлением от 0,5 до 2,0 кг/см², что обеспечивает ее выпрямленность и жесткость. Кроме того, действие водорода на обтекатели на носу и хвосте в задней части может удлинить летательный аппарат и распределяет механические усилия, связанные с реакцией турбин(-ы) или туннельного вентилятора, равномерно по всему корпусу и носу.

45 Наружная обшивка, предпочтительно изготовленная из жесткого композиционного материала, начинающаяся с обтекателя и кончающаяся хвостом, прочно прикреплена к тороидальным (шиноподобным) формам, расположенным под давлением (Бразильская патентная заявка № PI 0706251-6) примерно на расстоянии 50%-100% максимального диаметра в случае сигароподобной формы летательного аппарата, с центрами, соосно связанными с центральной трубой, предпочтительно с помощью ряда натянутых тросов,

с конфигурацией, подобной колесам велосипеда.

Такая внутренняя конструкция способна поддерживать форму летательного аппарата даже в случае потери внутреннего давления во время полета. Эти конструкции, добавленные к другой оболочке, выполненной из очень прочного и жесткого композиционного материала, также очень прочны, благодаря своему внутреннему повышенному давлению, придающему прочность форме летательного аппарата, что определяет новый класс сверхжестких летательных аппаратов.

Поддержание внутреннего давления в камере на уровне примерно 350 мм вод.ст, в натянутых и также находящихся под давлением в жестком материале наружной обшивки и внутренних компонентах летательного аппарата, определяет исключительно высокую прочность конструкции, позволяющую противостоять ветру до 280 км/ч без деформации, которая может повлиять на навигацию, управляемость и безопасность летательного аппарата, а также обеспечивает возможность безопасного использования водорода, оптимального (из-за исключительно низкой плотности) и самого дешевого газа, применяемого для наполнения летательных аппаратов.

Для достижения жесткости и механической прочности внутренний объем конструкции должен находиться под давлением, превышающим наружное давление, что обеспечит двухосное растяжение в конструкционном слое, который будет поддерживаться в напряженном и надутым состоянии и тем самым сможет противостоять наружному давлению, порывам ветра, столкновениям с птицами, объектами и удовлетворить различные механические требования, включая возможность полета на высокой скорости (до 280 км/ч) без деформации. Давление, действующее из внутренней части летательного аппарата, способствует поддержанию его в идеально жестком состоянии, как, например, надутый мяч или шину

В центральной трубе, представляющей собой основу летательного аппарата, достигается постоянное давление, благодаря вводу легких газов, в объеме в два или в три раза превышающем внутренний объем самой трубы, что создает внутреннее давление от 1 до 3 атмосфер (14-42 фунтов/дюйм²) и поддерживает конструкцию в идеально жестком состоянии вследствие осевой и радиальной нагрузки, которой подвергается наружная оболочка, причем этот сжатый газ внутри трубы образует с трубой единую конструкцию.

Внутреннее давление летательного аппарата, которое отделяет внутренний объем конструкции под давлением от окружающей среды или атмосферного воздуха, в котором он находится, по-прежнему может меняться в зависимости от высоты или эксплуатационного потолка полета (высота) летательного аппарата, его скорости или в зависимости от метеорологических условий. Поскольку это повышенное давление определяет механическую и конструкционную прочность летательного аппарата, обеспечивается тщательный контроль давления путем введения различных прессостатов, которые измеряют разницу между внутренним и внешним давлением и сравнивают ее с заданными минимальными и максимальными значениями для данной высоты и атмосферных условий, осуществляя автоматическую корректировку этих значений за счет подачи или удаления атмосферного воздуха из балластных мешков или манжет (7) или путем изменения внутренней температуры баллонов с водородом (6), в результате чего поддерживается постоянная управляемость внутреннего давления летательного аппарата и обеспечивается его регулировка в соответствии с самыми благоприятными условиями в том, что касается его скорости и эксплуатационного потолка полета, при этом поддерживается неизменная и устойчивая разница давлений внутри и снаружи летательного аппарата.

Несмотря на внутреннее давление, которое поддерживает сверхжесткость летательного аппарата с сохранением его формы даже в суровых условиях и даже в ситуациях, когда случаются неисправности вследствие таких неблагоприятных условий как механические/электрические проблемы, удары летательного аппарата и другие ситуации, конструкционные элементы, несмотря на собственное внутреннее давление аппарата, сохраняют стабильность летательного аппарата и в пределах исходной формы, с потерей лишь дополнительной жесткости, необходимой для полета на высокой скорости, вызывая ее снижение, но поддерживая безопасность и возможность продолжения полета.

Ламинаты со специальными техническими волокнами с большой силой сцепления, такими как углеволокно, арамидное волокно (Kevlar®), а также стекловолокно, обладают уникальными характеристиками в том, что касается силы сцепления, которая может в сорок (максимально) раз превосходить соответствующий показатель для металлических компонентов, и в то же время при пропитке пластичными смолами становятся воспламеняемыми, слабо стойкими к действию ультрафиолетовых лучей, проницаемыми для газов с малым размером молекул, и могут быть легко разрезаны и поцарапаны.

Производство "слоистых конструкций", в которых исключительно тонкие и легкие металлические листы покрывают такие волокна, пропитанные, например, эпоксидным клеем, и защищают их от разрушающего действия ультрафиолетовых лучей, повреждения острыми объектами, не допускают попадания в них кислорода, тем самым обеспечивая исключительную легкость, водонепроницаемость и прочность ламината, а также его защиту от горения. Это может быть достигнуто с использованием одной или нескольких пластин, включая альтернативу, предусматривающую применение слоев волокон, покрытых и защищенных металлическим листами, по обе стороны заполнителя из легких материалов и с хорошей стойкостью к сжатию, такого как балза или бумага, пропитанная фенолом (сотовая структура), которые увеличивают прочность и жесткость при минимальном увеличении массы.

Летательные аппараты или крупные конструкции, перемещающиеся в текучей среде, в случае атмосферного воздуха удерживают молекулы воздуха прилегающими или прилипшими к поверхности летательного аппарата с образованием монослоя.

Физические характеристики изучались и определялись Рейнольдсом, который вывел число, в применении к аэрогидродинамике, определяющее толщину пограничного слоя. Эта характеристика газа была определена и наблюдалась на практике механиками по обслуживанию и экипажами старых жестких летательных аппаратов, таких как "Граф Цеппелин" и "Гинденбург", где, даже при движении со скоростью 140 км/ч, прилегающие к конструкции воздушные слои со средней толщиной, равной примерно 1,20-1,70 м, позволяли механикам и экипажу перемещаться по наружной обшивке дирижабля, не беспокоясь по поводу ветра или большой скорости воздуха, которые могли бы подвергнуть опасности их «прогулку». Этот слой, согласно расчетам, выполненным в то время, имел массу, почти равную массе самого дирижабля, увеличивая его инерцию, и, следовательно, ухудшая его эксплуатационные показатели и снижая его маневренность.

В этом изобретении предложено специальное устройство, прикрепленное к "хвостовой кромке" или хвосту летательного аппарата, получившее название индуктор (10), которое совместно с конструкционным слоем (4), абсолютно гладким и покрытым специальными (коммерчески доступными) антифрикционными кристаллизующими реагентами, существенно снижает коэффициент трения и тем самым тормозит процесс формирования этого воздушного слоя.

Эти конструкционные и функциональные характеристики аэростатического летательного аппарата, охарактеризованного в изобретении, решают большую часть указанных выше проблем, но также предоставляют еще одно важное преимущество, заключающееся в возможности вертикального конструирования летательного аппарата, выполняемого в централизованных модулях, с концентрическим кольцами в качестве сегментов, начиная с переднего обтекателя до максимального диаметра, чей подъем становится легким при использовании гелия во внутренних компонентах для их подъема. Вторая половина также строится, начиная от вершины хвоста (задняя часть) до максимального диаметра, причем ее подъем также облегчается благодаря использованию легких газов, уже находящихся во внутренних компонентах. Эти две половины затем собираются в воздухе, что упрощает процесс, делает производственные расходы конкурентоспособными и позволяет строить гигантские летательные аппараты без ограничений размеров.

Среди многих преимуществ, обеспечиваемых использованием летательных аппаратов в сверхжестком и постоянно самоподдерживаемом исполнении, способность транспортировать многие тонны груза с участков, трудных для доступа, и загрузка его непосредственно на корабли без затрат на другие виды транспорта и логистику, что препятствует экономически выгодному производству и маркетингу. Таким образом, это изобретение гарантирует транспортировку сверхтяжелого груза без проблем, связанных со сложными логистическими операциями, рискованными и высокочрезвычайными, позволяя грузить целые единицы транспортируемых грузов без разборки или фрагментации, выгружая их непосредственно в пункте назначения. Кроме того, оно дает возможность более рационально и экологически безопасно эксплуатировать природные ресурсы, такие как деревья, минералы и т.д.

Для пассажирских перевозок это изобретение предлагает возможность различных конфигураций компонентов большой площади, много места, комфортное размещение большого количества пассажиров во время путешествия, обеспечивая погрузку, выгрузку и замену компонентов в соответствии с потребностями, не требуя перемещения людей для пересадки или согласования расписания с другим летательным аппаратом или другими видами транспорта.

Краткое описание чертежей

Данное изобретение создает новую концептуальную основу для комбинированных аэростатических летательных аппаратов, которые будут подробно описаны ниже в примерах осуществления изобретения и в связи с приложенными рисунками, на которых показано:

Рис. 1 - вид в перспективе внутренней конструкции летательного аппарата.

Рис. 2 - вид в перспективе внутренней конструкции летательного аппарата с манжетой, надутой атмосферным воздухом.

Рис. 3 - вид в перспективе внутренней конструкции летательного аппарата с баллонами или мешками, надутыми водородом.

Рис. 4 - вид в перспективе внутренней конструкции летательного аппарата с жесткой арматурой, формирующей форму колпака.

Рис. 5 - вид в перспективе готового летательного аппарата снизу.

Рис. 6 - вид в перспективе готового летательного аппарата сверху.

Рис. 7 - вид в перспективе летательного аппарата зависшего над аэропортом.

Рис. 8 - вид сбоку части летательного аппарата «на стоянке» у башни.

Рис. 9 - вид в перспективе летательного аппарата в виде блюдца.

Рис. 10 - вид сбоку части летательного аппарата во время процесса строительства.

Рис. 11 - еще один вид летательного аппарата в перспективе спереди.

Несущая конструкция летательного аппарата, показанная на рис. 1-9, включает центральную трубу 1, определяющую размеры конструкции и длину летательного аппарата, диаметром от 5 до 10% диаметра летательного аппарата, и ряд шпангоутов 2, которые концентрически крепятся к трубе 1 штангами (стержнями или трубками) 3. Труба 1 и шпангоуты 2 изготавливаются из алюминия, дюралюмина, композиционных материалов, армированных волокном, или из их сочетания.

Труба 1 заполняется водородом под давлением примерно $0,5-2,0 \text{ кг/см}^2$, и шпангоуты 2 заполняются водородом под давлением $2,0-3,0 \text{ кг/см}^2$. Это внутреннее давление обеспечивает предварительное напряжение этих элементов и обеспечивает их жесткость.

Внутреннее давление поддерживает высокую прочность на растяжение волокон, которые выходят из поперечной трубы, поскольку они гораздо более устойчивы к растяжению, чем металлические пластины. Продольные волокна испытывают ограниченную нагрузку в связи с тем, что часть силы уравнивается силой реакции плавучести турбин, расположенных в хвосте летательного аппарата, и силой, действующей на переднюю верхнюю часть, которая разрушает слои воздуха, перемещающиеся в летательном аппарате.

Летательный аппарат имеет наружную обшивку 4, изготовленную из прочного металлического материала, сплава или смеси металлических материалов (алюминий/дюралюмин), образуя слоистую структуру из листов прокатного металла, усиленных волокнами (композит). Обшивка 4 абсолютно водонепроницаема и определяет сигарообразную форму летательного аппарата. Кроме того, обшивка внутри в выемках 5 заполняется гелием или смесью гелия и Галона под давлением примерно 100-1400 мм вод.ст. Это внутреннее заполнение обшивки также улучшает жесткость летательного аппарата, но в то же время поглощает лучи и электрические разряды, тем самым предотвращая электрические или магнитные поля, которые могут вызвать разряды внутри обшивки.

Труба 1 передает усилия, воспринимаемые тягой двигателей, на обтекатель и частично на передние шпангоуты 2, поддерживающие наружную обшивку 4.

Далее, летательный аппарат включает пузыри или карманы, расположенные в его внутренних секциях и распределенные между шпангоутами 2. Карманы изготавливаются из гибкого материала и надуваются водородом. Далее, карманы имеют наружные стенки, расположенные на расстоянии друг от друга, образуя сетки или решетки для подключения средств охлаждения и нагрева, регулирующих плотность водорода внутри карманов. Количество и размеры этих карманов зависят от размера летательного аппарата.

Поскольку карманы окружены гелием, они обеспечивают большую безопасность и защиту по сравнению со случаем использования водорода. Изменение температуры водорода в этих карманах регулируется теплообменниками с перегородками и нагревательными элементами в нижней части и охлаждающими элементами вверху. Эти нагревательные и охлаждающие элементы ребристые и включают оребренные трубы и вентиляторы, передающие большие объемы водорода, температура которого меняется в результате переноса жидкости в теплообменниках в горячей нижней части (расширение водорода) и в холодной верхней части (его сжатие).

Летательный аппарат включает также баллоны или мешки 6, наполненные водородом, расположенные в секциях конструкции, определяемыми соседними шпангоутами 2, где две секции конструкции рядом с каждым из концов центральной трубы 1 включают манжеты 7, наполненные воздухом (который примерно в десять раз

тяжелее водорода).

Количество и размеры баллонов 6 и манжет 7 зависят от размера летательного аппарата, имеющего конструкцию, которая упрощает модульный монтаж отдельных модулей.

5 Манжеты 7, удаленные, предпочтительно равноудаленные, от центра тяжести летательного аппарата, взаимосвязаны с помощью короба, оснащенного вентиляторами, обеспечивающими перенос воздуха от носовой к кормовой манжете 7 летательного аппарата, и наоборот.

10 Манжеты 7 выполняют роль рабочего балласта, обеспечивающего баланс массы и объема и тем самым стабильный полет в режиме зависания, позволяя летательному аппарату оставаться в полностью неподвижном и ровном состоянии вне зависимости от внешнего давления летательного аппарата (которое меняется с высотой).

15 Кроме того, манжеты 7 обеспечивают стабилизацию центра тяжести летательного аппарата, даже в том случае, когда существует разница между температурой различных баллонов с водородом 6 по его фюзеляжу.

Баллоны с водородом 6 могут быть нагреты или охлаждены, при этом очевидно увеличение температуры ведет к расширению газов при том же давлении, или к увеличению давления при сохранении постоянного объема.

20 Летательный аппарат включает также как минимум одно устройство (не показано) для измерения и регулирования внутреннего давления внутри корпуса летательного аппарата. Такое устройство легко доступно на рынке.

25 Если баллоны с водородом 6 охлаждаются, что приводит к сжатию содержащегося в них водорода и уменьшению его давления, возможна подача воздуха под давлением в манжеты 7, что ведет к еще большему увеличению массы летательного аппарата (чем больше воздуха, тем больше масса). Напротив, после удаления воздуха (балласта) из манжеты 7 и/или при нагреве и последующем расширении водорода в баллонах 6 летательный аппарат становится легче.

30 Турбина 8 или "Туннельный вентилятор" с высокой тягой крепится на задней части центральной конструкции внутри или ниже центральной части эжектора, тем самым обеспечивая передачу механической нагрузки через летательный аппарат.

35 Индукторы 10 или двигатели в виде двух конусов крепятся друг к другу тонкими концами через трубу в виде горловины, находящуюся рядом с туннельной турбиной 8. Турбина ускоряет летательный аппарат и передает механическую нагрузку на внутренний контур, а также проталкивает через вышеупомянутую горловину большую массу воздуха, который приобретает высокую скорость, проходя через входы конусов. Стимулирование высокой скорости воздушного потока над обшивкой 4 уменьшает пограничный слой и улучшает характеристики летательного аппарата, создавая реактивную струю с большим количеством воздуха на конце с горизонтальными и вертикальными рулями. Этот воздушный поток улучшает эффективность закрылков

40 рулей, обеспечивая дополнительную маневренность летательного аппарата даже до набора им скорости.

На наружную обшивку нанесено покрытие 11, например, из антифрикционных силикатов Teflon®, кристаллизующих агентов и водо- и/или пылеотталкивающих материалов. Кроме того, покрытие 11 сглаживает ребра, швы и другие элементы,

45 которые могут повлиять на аэродинамику летательного аппарата, тем самым улучшая его характеристики, скорость и автономность.

Система воздушных завес или воздуходувов 12 находится на верхней центральной оси летательного аппарата. Она включает воздушные сопла (желоба), отбрасывающие

воздух от верхней поверхности центральной оси вправо и влево со скоростью примерно 20 м/с, тем самым быстро удаляя капли воды и предотвращая увеличение массы летательного аппарата вследствие проливных дождей, которое может привести к проблемам с поддержкой. Кроме того, они снижают давление в изогнутой части летательного аппарата, создавая тягу, которая может быть использована для операций подъема.

Секции 13, которые крепятся под обшивкой на переднем и заднем конце летательного аппарата, обеспечивают оперативный контроль и управляют перемещением летательного аппарата, к ним относятся баки, резервуары, оборудование и при необходимости другие компоненты.

Как показано на рис. 7, центральный участок 14 позволяет загружать контейнеры 16 и/или пассажирские кабины 15 в виде устройства, которое можно поднять тросами 17, даже если летательный аппарат находится в нескольких футах от земли, причем сделать это быстро и эффективно.

Секции 13 и другие элементы для подъема контейнеров 16 и/или пассажирских кабин 15 изготавливаются из обтекателей и удлиненных профилей L, U, H или подобных, которые заклепками, винтами, клеем или иным способом крепятся к конструкции летательного аппарата, приклеиваясь к обшивке и предварительно растягиваясь до нескольких шпангоутов 2 и/или внутренних трубок 3. Учитывая, что фюзеляж находится под внутренним давлением, которое держит обшивку в напряженном состоянии в поперечном направлении, масса цепей или тросов, несущих груз и/или пассажиров удлинит обшивку еще более однородно.

Крылья типа самолетных 18 крепятся к секциям 13 и имеют на концах приводимые в движение двигателем толкающие воздушные винты или турбовинты 19, вращающиеся и/или поворачивающиеся для более простого маневрирования для сохранения положения летательного аппарата даже в условиях турбулентности и порывов ветра. Они могут также поднимать или опускать летательный аппарат без необходимости изменения его веса, что идеально подходит для быстрого маневрирования или для корректировки термических эффектов. После достижения летательным аппаратом крейсерской скорости винты 19 могут также использоваться для управления подъемом и вертикальным перемещением.

Крылья, добавленные к летательному аппарату легче воздуха (ЛТА), позволяют объединить свойства «плавания» летательного аппарата без движущей силы с характеристикой стабильного полета и маневренности летательного аппарата тяжелее воздуха (НТА) и пилотажными характеристиками вертолета, такими как полет в режиме зависания, тем самым создавая наиболее универсальное транспортное средство из существующих на данный момент.

Далее, включается ряд устройств GPS с датчиками, расположенными на носу и корме летательного аппарата. Они соединены с центральной компьютерной системой, расположенной предпочтительно как минимум в одной из стационарных секций 13, позволяя анализировать и корректировать любое относительное перемещение летательного аппарата, включая повороты, облеты и иные изменения положения или траектории и обеспечивая регулировки положения и функционирования автопилота.

Как показано на рис. 8, летательный аппарат также включает систему магнитной парковки 20, расположенную на его вогнутом переднем конце 20 и прикрепленную к центральной трубе 1 для парковки и/или стоянки летательного аппарата.

На рис. 10 показан примерный способ изготовления комбинированного аэростатического летательного аппарата, изображенного на рис. 1-9. Как показано,

строительство переднего конца или носа летательного аппарата начинается со сборки секций центральной трубы 1 и первых шпангоутов 2, подходящих для переднего конца. Затем последующие баллоны 6 и манжеты 7 и последующие шпангоуты 2 собираются модульно вертикально по длине летательного аппарата и покрываются частями обшивки 4 для завершения строительства первой половины летательного аппарата. Аналогично осуществляется строительство заднего конца или кормы летательного аппарата для завершения его задней половины. После заполнения передней и задней половины летательного аппарата легкими газами дальнейшая сборка может вестись горизонтально без необходимости в какой-либо опоре, лесах и т.д., поскольку передняя и задняя части летательного аппарата просто «плавают» на месте строительства.

На рис. 9 показан еще один вариант осуществления летательного аппарата, предлагаемого в настоящем изобретении, в виде большого тора под давлением, похожего на "летающую тарелку", включающего запирающиеся верхние и нижние части. Кроме того, летательный аппарат включает манжеты, изготовленные из гибкого материала, которые увеличивают или уменьшают массу летательного аппарата, поддерживая его постоянную способность держаться в воздухе вне зависимости от высоты или внешнего давления воздуха. Летательный аппарат крепится к земле стержнями 21, которые удерживают его в требуемом стационарном положении. Летательный аппарат такого рода идеален для пунктов наблюдения, съемки и осуществления общего контроля.

Другие варианты осуществления летательных аппаратов, предлагаемых в настоящем изобретении, могут включать паруса, подобные парусам яхты, для использования силы ветра. Такой природный привод может оказать огромное положительное влияние на экологическую безопасность, устраняя необходимость в использовании двигателей на традиционном топливе для переноса больших нагрузок и, следовательно, для существенного снижения выбросов CO₂.

Представленные выше варианты осуществления настоящего изобретения являются исключительно примерами. Рисунки не обязательно приведены в масштабе, и ряд деталей, возможно, показан слишком крупно или слишком мелко. Однако эти и другие факторы не следует рассматривать в качестве ограничения сущности этого изобретения, объем правовой охраны которого показан в прилагаемых пунктах формулы изобретения.

Формула изобретения

1. Аэростатический летательный аппарат, отличающийся тем, что он имеет модульную конструкцию и включает

центральную трубу (1) диаметром от 5 до 10% диаметра летательного аппарата, шпангоуты (2), окружающие центральную трубу и предпочтительно концентричные ей и прикрепленные к ней штангами (3),

наружную обшивку (4) из тонких листов металла с прослойками из композиционных смол и волокон, которые находятся под давлением и предварительно напряжены легкими газами и которые являются жесткими, электропроводящими, негорючими и непроницаемыми для газов,

баллоны (6), заполненные водородом и расположенные в секциях конструкции, определяемых соседними шпангоутами (2),

как минимум две соединенные друг с другом манжеты (7), надутые атмосферным воздухом, выполняющим функцию рабочего балласта, обеспечивающего баланс летательного аппарата по массе, давлению и объему,

в котором размеры и количество компонентов зависит от размера летательного аппарата такой модульной конструкции.

2. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1, отличающийся тем, что наружная обшивка (4) изготовлена из алюминиевых и/или дюралюминиевых исключительно тонких листов прокатного металла, наполненных техническими волокнами, такими как углеволокно, арамид, Kevlar и Spectra, расположенными продольно и поперечно по отношению к плоскости листов и прикрепленными к ним эпоксидным клеем, с образованием слоистой конструкции, в котором обшивка (4) имеет как минимум два слоя, а возможно включает слои из легких материалов, характеризующихся хорошей стойкостью при сжатии, таких как балза, бумага и экструдированный полистирол.

3. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1, отличающийся тем, что он также включает теплообменники, включающие наклонные перегородки для перемещения жидкого теплоносителя, нагреваемого или охлаждаемого для регулирования температуры водорода, содержащегося в баллонах (6).

4. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1 или 2, отличающийся тем, что он также включает турбину (8), прикрепленную на задней части его конструкции, вдоль куполообразного конца обшивки, (4), включающую индуктивное устройство (10), например конусы, скрепленные друг с другом тонкой трубкой по концам, где установлена турбина (8).

5. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1 или 2, отличающийся тем, что он также включает дополнительные индукторы, связанные с турбиной, расположенные предпочтительно в существенной степени по оси наружного покрытия летательного аппарата.

6. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 4, отличающийся тем, что он также включает дополнительные индукторы, связанные с турбиной, расположенные предпочтительно в существенной степени по оси наружного покрытия летательного аппарата.

7. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1 или 2, отличающийся тем, что он также включает антифрикционное покрытие (11), такое как силикаты Teflon®, кристаллизующие агенты и водо- и/или пыленепроницаемые материалы на обшивке (4) летательного аппарата.

8. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1 или 2, отличающийся тем, что он также включает воздуходушную систему (12) для диспергирования воздуха, расположенную предпочтительно в существенной степени на центральной оси верхнего слоя, так что воздух отбрасывается от центральной оси вправо и влево от летательного аппарата.

9. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1 или 2, отличающийся тем, что он также включает секции (13), прикрепленные под обшивкой (4) на переднем и/или заднем конце и в центральной части (14) для загрузки контейнеров (16) и/или пассажирских кабин (15).

10. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 1 или 2, отличающийся тем, что он также включает крылья (18), расположенные с каждой стороны закрепленных секций (13) и которые могут включать по концам средства создания реактивной тяги (19), такие как двигатели, винты или турбинные винты.

11. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п. 9, отличающийся тем, что он также включает крылья (18), расположенные с каждой стороны закрепленных секций (13) и которые могут включать по концам средства создания

реактивной тяги (19), такие как двигатели, винты или турбинные винты.

12. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п.1 или 2, отличающийся тем, что он также включает устройства GPS с датчиками, расположенными на носу и корме для регулировки положения и функционирования автопилота.

13. Аэростатический летательный аппарат, охарактеризованный в п.1 или 2, отличающийся тем, что он также включает систему парковки, предпочтительно с отверстием с магнитной защелкой (20), расположенную на переднем конце летательного аппарата и предпочтительно прикрепленную к центральной трубе (1) для парковки и/или стоянки летательного аппарата.

14. Способ изготовления аэростатического летательного аппарата, описанного в любом из пунктов формулы изобретения от 1 до 11, отличающийся тем, что он включает:

модульную сборку последовательных модулей летательного аппарата, определяемых секциями центральной трубы (1) и шпангоутами (2), предпочтительно вертикально вдоль длины летательного аппарата для образования передней концевой части и задней концевой части летательного аппарата, заполнение его передней конечной части и задней конечной части легкими газами для придания им «плавучести» и соединение друг с другом передней конечной части и задней конечной части летательного аппарата.

20

25

30

35

40

45

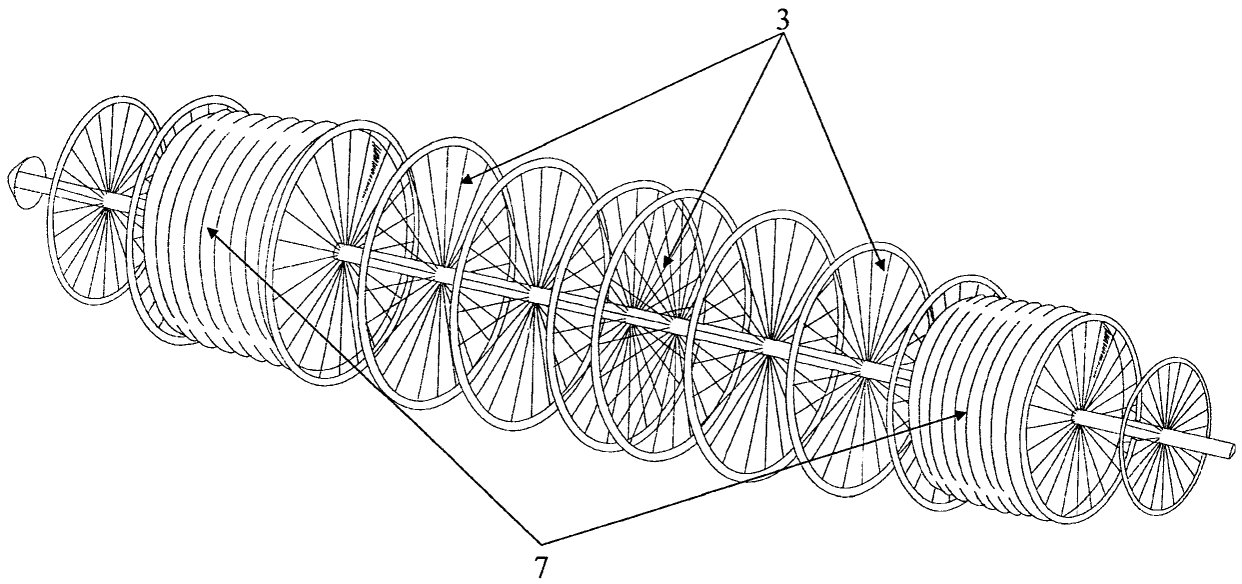


Рис. 2

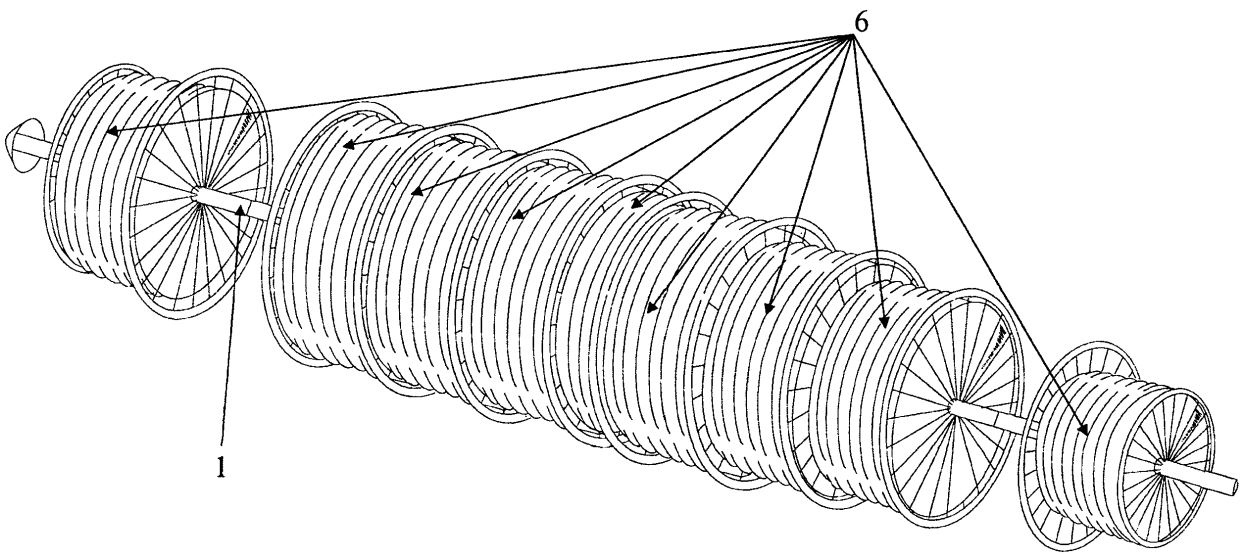


Рис. 3

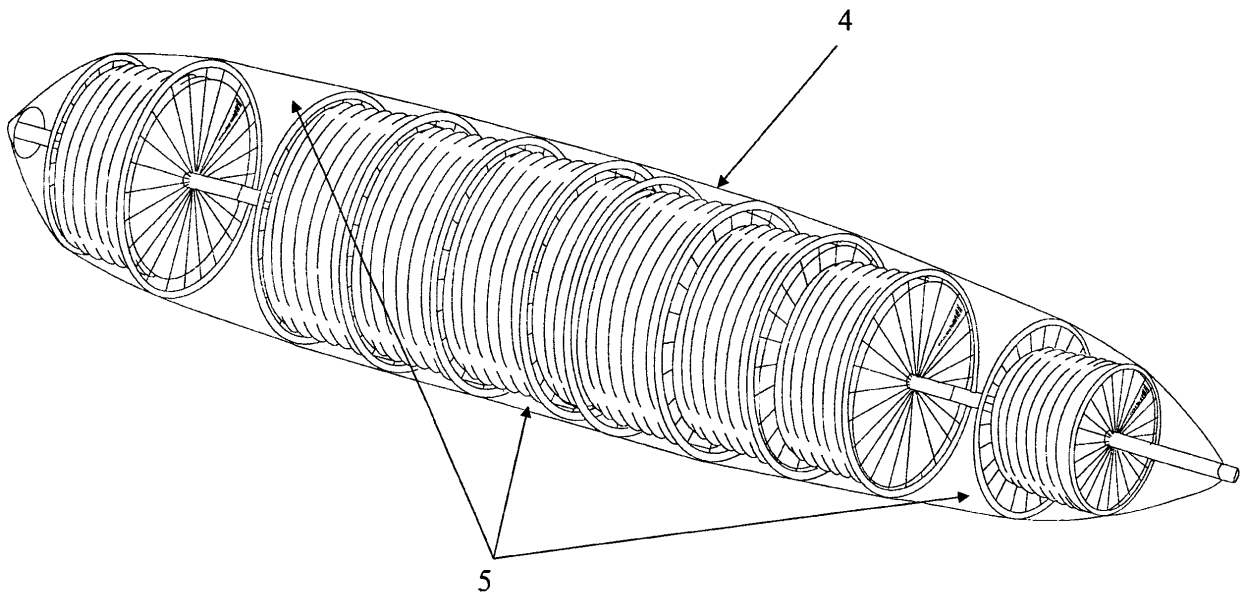


Рис. 4

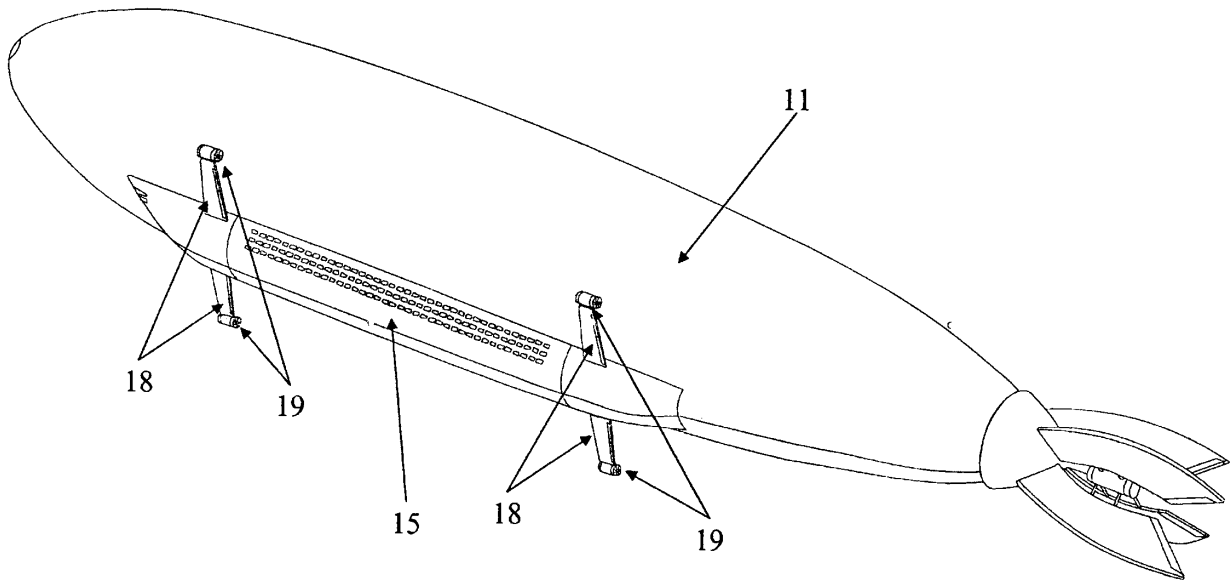


Рис. 5

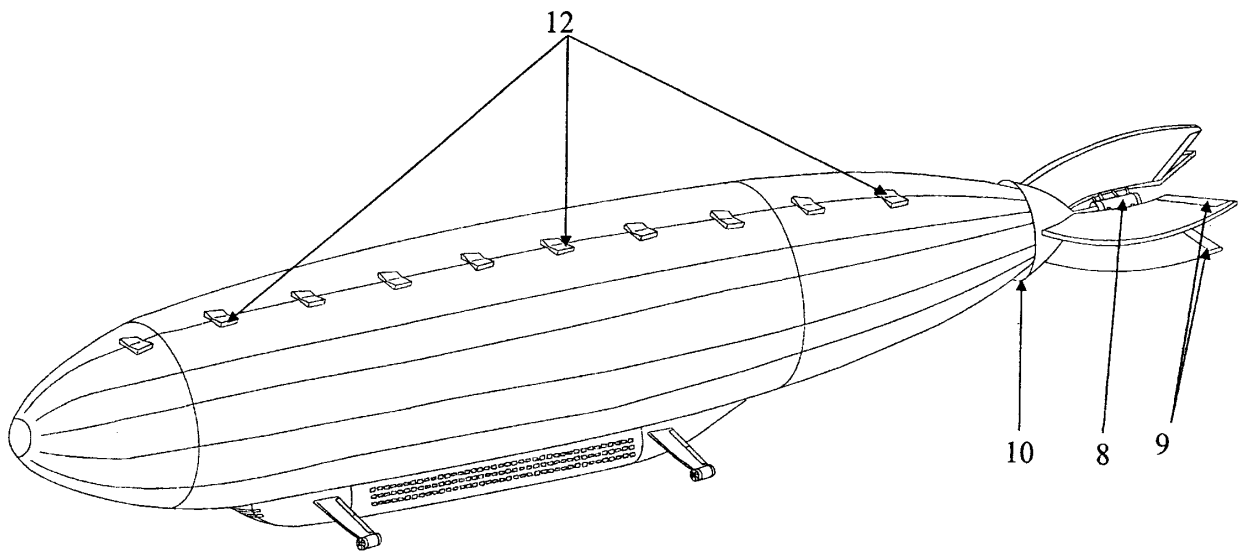


Рис. 6

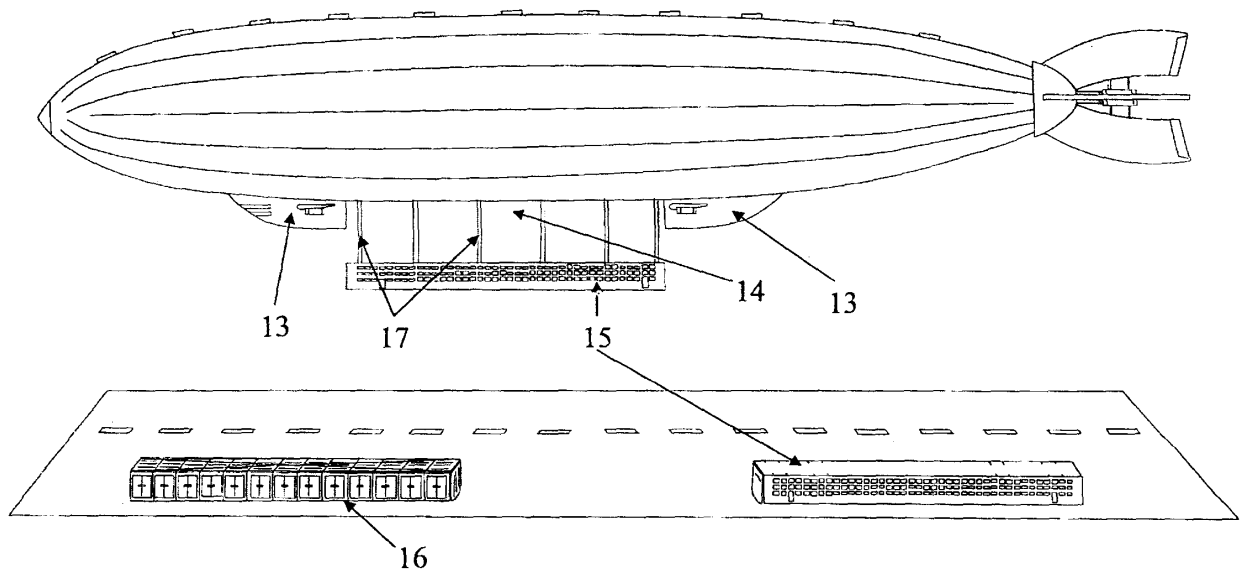


Рис. 7

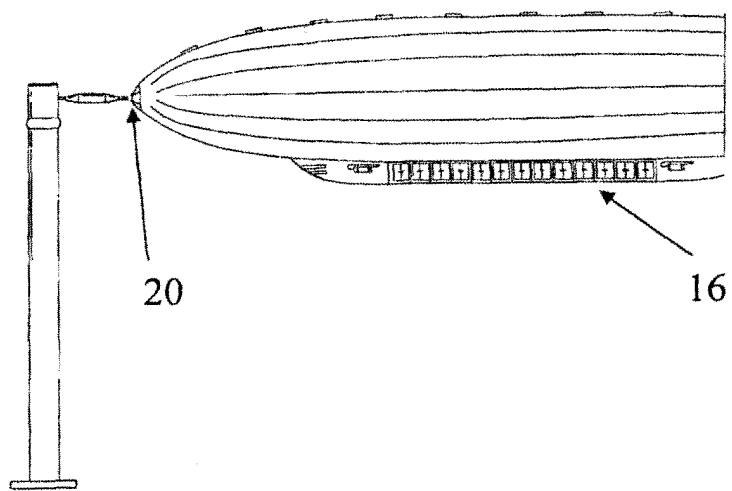


Рис. 8

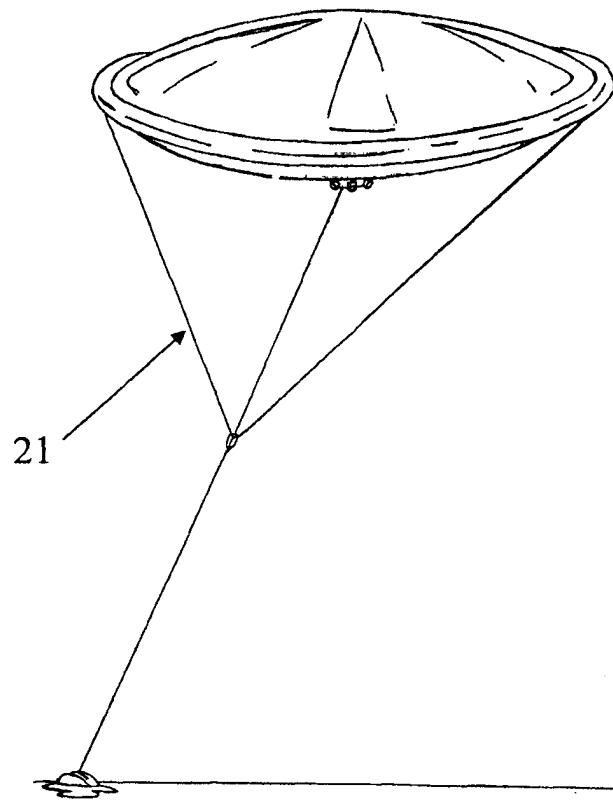


Рис. 9

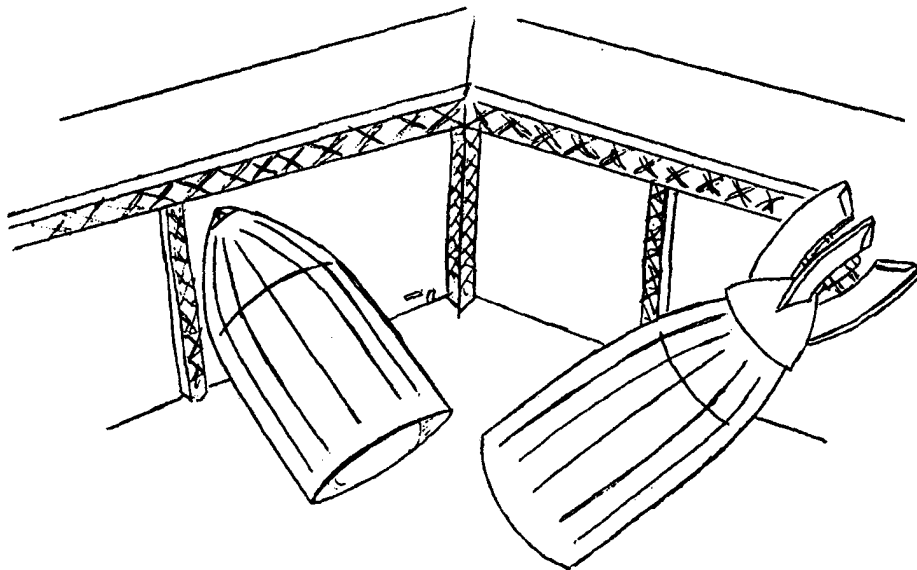
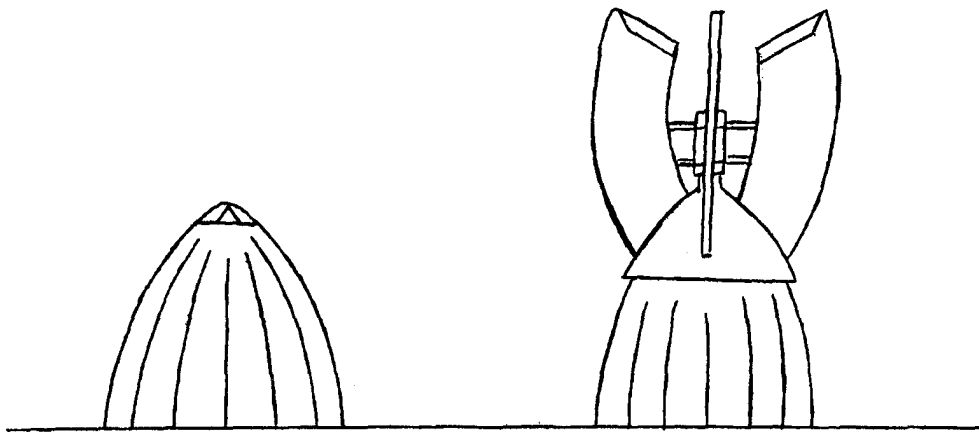
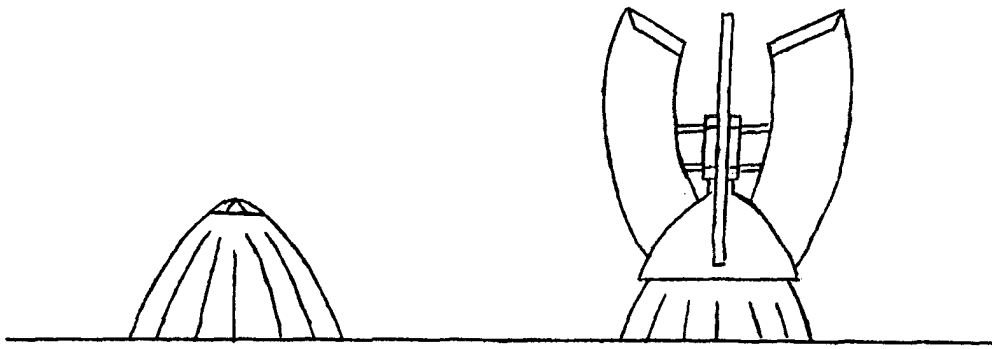


Рис. 10

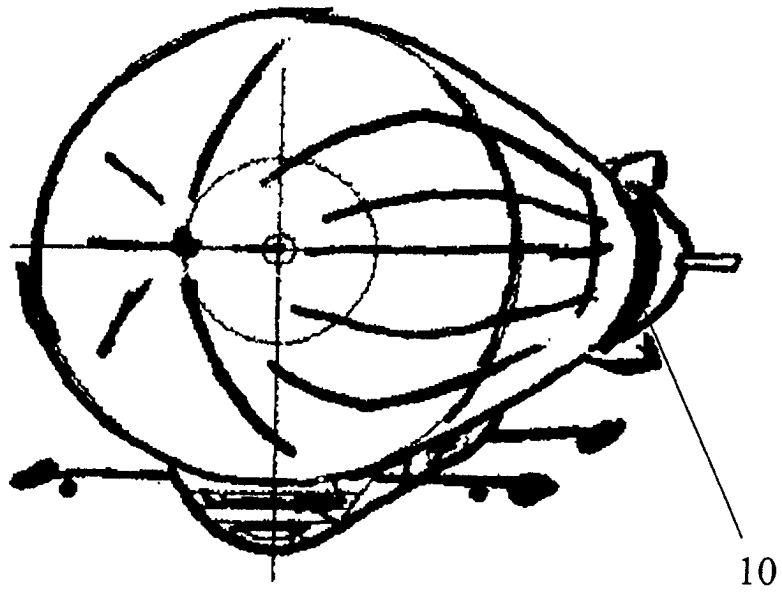


Рис. 11