

BY 13183 C1 2010.04.30

диаметрально противоположных сторон относительно оси вращения роторов, при этом с одной стороны ведомые звенья кинематически соединены с валом отбора мощности двигателя через ролики их шарнирных соединений, консольно установленные на осях этих соединений и подвижно сопряженные с четырьмя лапами, крестообразно симметрично расположенными в теле маховика, установленного соосно оси вращения ротора и соединенного с валом отбора мощности двигателя, а с другой стороны ведомые звенья также имеют на этих осях консольно закрепленные ролики, входящие в сопряжение с замкнутой ведущей дорожкой, также симметрично расположенной относительно оси вращения роторов, при этом каждое из двух ведущих звеньев с одной стороны неподвижно соединено с соответствующим рабочим валом одного из роторов, а с другой стороны шарнирно соединено с двумя диаметрально противоположно расположенными ведомыми звеньями, при этом ведущие звенья имеют на концах своих плеч ступицы обратного хода, расположенные относительно оси вращения роторов с диаметрально противоположных сторон, ролики которых входят в сопряжение с кольцевой дорожкой картера, расположенной соосно оси вращения роторов.

Изобретение относится к двигателестроению и может быть использовано в транспортном машиностроении, электроэнергетике и других отраслях, использующих двигатели внутреннего сгорания (ДВС) для привода в движение различных механизмов.

Известен аналог - роторный двигатель внутреннего сгорания (РДВС) [а.с. СССР 1442683 А1, МПК F 02В 53/00, 1988], содержащий корпус с кольцевой камерой, соосные рабочие валы с установленными на них лопастями, образующими в кольцевой камере рабочие полости, и выходной вал отбора мощности двигателя.

Недостатком этого аналога является то, что для обеспечения плавности изменения скорости вращения рабочих валов, с установленными на них лопастями, от нуля до максимального значения, при смене очередности их вращения, применены пружины кручения (элементы конструкции механизма привода лопастей), рассчитанные на определенное усилие, что не может обеспечивать устойчивую работу двигателя во всем диапазоне режимов его работы из-за непостоянства усилий, требующихся для плавного торможения рабочих валов двигателя. Этот недостаток влечет за собой ухудшение технико-экономических и экологических показателей двигателя из-за неустойчивости протекания процессов рабочего цикла двигателя в результате несбалансированности скоростных режимов вращения рабочих валов.

Известен прототип - роторный двигатель внутреннего сгорания [патент RU 2194868 С2, МПК F 02В 53/00, 2002], содержащий вал отбора мощности двигателя, корпус рабочих камер, два ротора, помещенные в этот корпус, состоящие из двух соосно установленных рабочих валов с закрепленными на них лопастями (по две лопасти на каждом рабочем валу), являющиеся поршнями двигателя, которые образуют в цилиндрическом объеме этого корпуса четыре рабочие камеры переменного объема.

К недостаткам прототипа можно отнести несовершенство конструкции его приспособления, обеспечивающего кинематическое соединение двух роторов с валом отбора мощности двигателя. Приспособление, соединяющее роторы с валом отбора мощности двигателя, у прототипа имеет ряд шестерен и зубчатых секторов с выступами и впадинами, выполненными в виде кулачков и сопрягаемых с ними плоских и криволинейных поверхностей, работающих в режиме трения-скользящего, что снижает рабочий ресурс двигателя и его механический КПД, а значит, ведет к снижению технико-экономических и экологических показателей двигателя.

Задачей изобретения является получение высоких технико-экономических и экологических показателей двигателя при одновременном упрощении его конструкции в сравнении с аналогом и прототипом.

BY 13183 C1 2010.04.30

Задача достигается тем, что в РДВС, содержащем корпус цилиндрической формы, вал отбора мощности двигателя и два ротора, помещенные в этот корпус, на двух соосных рабочих валах которых диаметрально противоположно закреплены по две лопасти, образующие совместно с рабочими валами роторов, в цилиндрическом объеме этого корпуса, замкнутое кольцевое пространство, разделенное четырьмя лопастями этих роторов на четыре рабочие камеры переменного объема, согласно техническому решению, введены координирующий механизм связи роторов с валом отбора мощности двигателя (координирующий механизм, обеспечивающий координирующую функцию работы РДВС в соответствии с заданной программой прохождения процессов рабочего цикла двигателя, а также обеспечивающий передачу крутящего момента от роторов на вал отбора мощности двигателя), состоящий из четырех симметричных ведомых звеньев, шарнирно соединенных между собой в ромб, и двух шарнирно соединенных с ними ведущих звеньев, проходящих через центры ведомых звеньев и в точке соединения симметрично попарно пересекающихся их с диаметрально противоположных сторон относительно оси вращения роторов. При этом, с одной стороны, ведомые звенья кинематически соединены с валом отбора мощности двигателя через ролики их шарнирных соединений, консольно установленные на осях этих соединений и подвижно сопряженные с четырьмя лапами, крестообразно симметрично расположенными в теле маховика, установленного соосно оси вращения роторов и соединенного с валом отбора мощности двигателя, а с другой стороны, ведомые звенья также имеют на этих осях консольно закрепленные ролики, входящие в сопряжение с замкнутой ведущей дорожкой, также симметрично расположенной относительно оси вращения роторов. Каждое из двух ведущих звеньев, с одной стороны, неподвижно соединено с соответствующим рабочим валом одного из роторов, а с другой стороны, шарнирно соединено с двумя диаметрально противоположно расположенными ведомыми звеньями. Ведущие звенья имеют на концах своих плеч ступицы обратного хода, расположенные относительно оси вращения роторов с диаметрально противоположных сторон, ролики которых входят в сопряжение с кольцевой дорожкой картера, расположенной соосно оси вращения роторов.

Сущность заявленного роторного двигателя внутреннего сгорания поясняется чертежами, где изображено: фиг. 1 - вид на РДВС сверху; фиг. 2 - вид А на фиг. 1 (вид на РДВС справа); фиг. 3 - вид Б на фиг. 2 (вид на РДВС спереди); фиг. 4 - вид В на фиг. 2 (вид на РДВС снизу); фиг. 5 - разрез Г-Г на фиг. 2 (поперечный разрез двигателя по месту установки роторов); фиг. 6 - разрез Д-Д на фиг. 2 (поперечный разрез двигателя по месту установки роторов); фиг. 7 - разрез Е-Е на фиг. 2 (поперечный разрез картера с видом на координирующий механизм); фиг. 8 - разрез Ж-Ж на фиг. 2 (поперечный разрез картера с видом на ведущую дорожку координирующего механизма); фиг. 9 - разрез И-И на фиг. 5 (разрез места установки топливоздушного смесителя); фиг. 10 - разрез К-К на фиг. 5 (продольный разрез роторов); фиг. 11 - место Л на фиг. 7 (вид сбоку на статор обратного хода); фиг. 12 - разрез М-М на фиг. 7 (разрез шарнирного соединения ведомых звеньев и сопряжения их роликов с маховиком и ведущей дорожкой координирующего механизма); фиг. 13 - разрез Н-Н на фиг. 7 (разрез координирующего механизма по ведущему звену); фиг. 14 - разрез П-П на фиг. 10 (разрез места установки уплотнительных пластин в лопасти ротора); фиг. 15 - вариант стыковки двух РДВС на корпус конического редуктора; фиг. 16 - вариант последовательной стыковки трех РДВС на общий вал отбора мощности, проходящий через центр рабочих валов роторов трех двигателей; фиг. 17 - разрез Р-Р на фиг. 16 (поперечный разрез РДВС с видом на элементы стыжки трех последовательно состыкованных двигателей); фиг. 18 - вариант последовательной стыковки трех РДВС с механизмом отбора мощности через наружные валы трансмиссии; фиг. 19 - разрез С-С на фиг. 18 (поперечный разрез РДВС с видом на элементы стыжки трех последовательно состыкованных двигателей); фиг. 20 - вариант звездообразной стыковки трех РДВС; фиг. 21 - разрез Т-Т на фиг. 20 (поперечный разрез редуктора трех звездообразно состыкованных

BY 13183 C1 2010.04.30

двигателей); фиг. 22 - положение роторов двигателя в момент максимального их схождения, соответствующее окончанию такта сжатия рабочей смеси; фиг. 23 - положение координирующего механизма в момент окончания такта сжатия; фиг. 24 - положение роторов двигателя в момент окончания рабочего такта; фиг. 25 - положение координирующего механизма в момент окончания рабочего такта; фиг. 26 - положение роторов двигателя в момент такта выхлопа отработанных газов (ОГ); фиг. 27 - положение координирующего механизма в момент такта выхлопа ОГ; фиг. 28 - положение роторов двигателя в момент такта всасывания топливоздушной смеси; фиг. 29 - положение координирующего механизма в момент такта всасывания топливоздушной смеси; фиг. 30 - положение роторов двигателя в момент подачи искры зажигания топливоздушной смеси; фиг. 31 - положение координирующего механизма в момент подачи искры зажигания топливоздушной смеси; фиг. 32 - положение роторов двигателя в момент окончания такта сжатия при смене позиций роторов по выполнению рабочей и вспомогательной функций; фиг. 33 - положение координирующего механизма в момент окончания такта сжатия при смене позиций роторов по выполнению рабочей и вспомогательной функций.

Описание конструкции заявленного роторного двигателя внутреннего сгорания выполнено на примере РДВС, в котором в качестве топлива используется автомобильный бензин.

Конструкция роторного двигателя внутреннего сгорания (фиг. 1, 2, 5) состоит из корпуса 1 цилиндрической формы, в который помещены ротор 2 и ротор 3, при этом ротор 2 имеет выход в картер 4 через рабочий вал 5 (фиг. 10, 13), проходящий по оси корпуса 1 и являющийся элементом конструкции ротора 2, на котором закреплены диаметрально противоположно две лопасти 6 (фиг. 6, 10), также являющиеся элементами конструкции ротора 2, а ротор 3 имеет выход в картер 4 через рабочий вал 7 (фиг. 10, 13), соосно установленный внутри рабочего вала 5 и являющийся элементом конструкции ротора 3, на котором закреплены диаметрально противоположно две лопасти 8 (фиг. 6, 9), также являющиеся элементами конструкции ротора 3. Корпус 1 закрыт со стороны картера 4 фланцем 9, а со стороны корпуса 10 нанесены агрегатов двигателя - фланцем 11 (фиг. 2, 10). Сая корпус 1 помещен в рубашку 12, имеющую полости 13 водяного охлаждения двигателя (фиг. 1, 2, 5). Корпус 1 имеет лапы 14 полости топливоздушной смеси, расположенные с диаметрально противоположных сторон этого корпуса, которые, в свою очередь, функционально соединены с топливоздушными смесителями 15 (фиг. 1, 5, 9). Фланец 11 имеет два выхлопных окна 16 и два выхлопных окна 17 (фиг. 5), расположенные диаметрально противоположно друг к другу, а также полости 18 (фиг. 10) водяного охлаждения двигателя. Фланец 9 имеет полости 18 водяного охлаждения двигателя, а также со стороны картера 4 ведущую дорожку 19 (фиг. 2, 8). Внутри картера 4 расположен координирующий механизм, состоящий из четырех симметричных ведомых звеньев 20, шарнирно соединенных между собой в ромб при помощи осей 21, и двух шарнирно соединенных с ними ведущих звеньев 22 и 23, связь которых с ведомыми звеньями 20 осуществляется при помощи пальцев 24 (фиг. 2, 7, 11, 12, 13). В свою очередь, ведущее звено 22 неподвижно посажено на рабочий вал 7 ротора 3, а ведущее звено 23 неподвижно посажено на рабочий вал 5 ротора 2 (фиг. 13). На концах своих плеч ведущие звенья 22 и 23 диаметрально противоположно имеют по два ступицы 25 обратного хода, ролики 26 которых прижаты к кольцевой дорожке 27 картера при помощи пластинчатых пружин 28 (фиг. 7, 11, 13). Ведомые звенья 20 на концах осей 21 их шарнирных соединений имеют с одной стороны ролики 29, подвижно сопряженные с ведущей дорожкой 19, а с другой стороны ролики 30, подвижно сопряженные с четырьмя лапами 31, крестообразно симметрично расположенными в теле маховика 32, установленного соосно оси вращения роторов 2 и 3 и жестко закрепленного на валу 33 отбора мощности двигателя (фиг. 1, 2, 7, 12).

Для уплотнения подвижных элементов роторов 2 и 3 (фиг. 2, 5, 6, 9, 10, 14) в теле их лопаток 6 и 8 установлен набор прямых и угловых уплотнительных пластин 34 и 35, при-

BY 13183 C1 2010.04.30

жимаемых к стенкам корпуса 1 и фланцам 9 и 11 посредством поршней 36, работающих от давления масла, поступающего из масляной системы (не показана) двигателя, служащей для смазки рабочих органов двигателя, а также для охлаждения роторов 2 и 3, для чего в теле их лопаток 6 и 8 имеется сеть каналов 37 для циркуляции масла, которая гидравлически связана с напорной ветвью масляной системы (не показана) двигателя. Рабочие валы 5 и 7 роторов 2 и 3 также имеют уплотнения в виде колец 38 (фиг. 10) и других стандартных уплотнительных элементов (не показаны), служащих для обеспечения герметичности подвижных сопрягаемых поверхностей.

Для обеспечения подачи топлива в топливоздушные смесители 15 последние имеют электроимпульсные насосы-форсунок 39 сифонного типа (электроимпульсный насос-форсунок, патент BY 9997 C1 2007.12.30 МПК (2006) F 02М 57/00). Топливоздушные смесители 15 (фиг. 1, 5, 9) в количестве двух штук диаметрально противоположно закреплены к рубашкам 12 корпуса 1 и связаны с одной стороны воздушными каналами 14 с внутренней полостью корпуса 1, а с другой стороны воздушными каналами 40 и воздухопроводом 41 с нагнетательной камерой (не показана) турбокомпрессора 42 (фиг. 1, 2, 4). Для обеспечения зажигания топливоздушной смеси в двигателе на рубашке 12 корпуса 1 диаметрально противоположно установлены две свечи 43 зажигания (фиг. 1, 5).

Для запуска двигателя на картере 4 установлены электростартер 44 (фиг. 1, 2, 3, 4), входящий в зубчатое зацепление с маховиком 32. Также на картере 4 установлены два подкачивающих топливных насоса 45 топливной системы двигателя (не показаны) для подачи топлива в насосы-форсунок 39 и масляный фильтр 46 грубой очистки для слива масла из картера 4 в маслябак 47.

Роторы 2 и 3 образуют в корпусе 1 две пары рабочих камер 48 и 49 (фиг. 6) переменного объема, диаметрально противоположно расположенные относительно осей вращения роторов 2 и 3. Для отвода отработанных газов двигателя из камер 48 и 49 на выхлопные окна 16 и 17 фланца 11 установлен выхлопной коллектор 50 (фиг. 1, 2, 5).

Для привода агрегатов двигателя, установленных на корпусе 10 нанесены агрегатов, от маховика 32, через центр рабочего вала 7 ротора 3, проходит вал 51 привода агрегатов, с одной стороны неподвижно закрепленный в маховике 32, а с другой стороны кинематически соединенный с шестерней 52 привода агрегатов, выполненной заодно с вентилятором 53 и 54 (фиг. 1, 2, 4). В свою очередь, шестерня 52 приводит в движение масляный насос 55 и турбокомпрессор 42 через зубчатый ремень 56, при этом турбокомпрессор 42 кинематически соединен с зубчатым ремнем 56 через обгонную ступицу 57 (фиг. 1). А электрогенератор 58 соединен с шестерней 52 через зубчатый ремень 59. Для подачи масла в двигатель фланец 11 соединен с масляным насосом 55 маслопроводом 60 (фиг. 2).

На фиг. 15 изображен вариант стыковки двух РДВС 61 на корпус конического редуктора 62.

На фиг. 16 изображен вариант последовательной стыковки трех РДВС 63. Стыковка выполнена посредством крепления трех РДВС 63 через три соединительные плиты 64, стянутые между собой четырьмя колонками 65, при этом двигатели 63 в данном варианте имеют общий вал 66 отбора мощности, проходящий по центру роторов 67 и 68 (фиг. 17) трех состыкованных между собой двигателей 63.

На фиг. 18 и 19 изображен вариант последовательной стыковки трех РДВС 61 с общим валом отбора мощности 69, на которой осуществляется передача крутящих моментов от трех РДВС 61 через наружные валы 70 трансмиссии, связанные с валами 33 отбора мощности каждого отдельного РДВС 61 через зубчатые колеса 71 и 72. Стяжка трех РДВС 61 между собой осуществляется при помощи четырех соединительных колонок 73, соединяющих между собой три шестеренчатых редуктора 74, 75 и 76, на которые и крепятся три РДВС 61.

На фиг. 20 и 21 изображен вариант звездообразной стыковки трех РДВС 61 на шестеренчатом редукторе 77 с общим валом отбора мощности 78.

ВУ 13183 С1 2010.04.30

Работа роторного двигателя внутреннего сгорания (фиг. 22...33) осуществляется в результате поочередного вращения роторов 2 и 3 под действием давления рабочих газов на их лопасти, образующихся при сгорании топливовоздушной смеси одновременно в двух диаметрально противоположно расположенных рабочих камерах 48 либо 49, с поочередной сменой прохождения в них процессов, соответствующих полному рабочему циклу ДВС, работающему по четырехтактной схеме.

Под действием давления рабочих газов, образующихся при сгорании топливовоздушной смеси в двух диаметрально противоположно расположенных рабочих камерах 48 (фиг. 22), что соответствует началу рабочего хода, ротор 2 перемещается от точки максимального сжатия топливовоздушной смеси в направлении, указанном стрелкой 79, перемещая при этом в этом же направлении и жестко с ним связанное ведущее звено 23 (фиг. 23), которое, в свою очередь, ведет за собой ведомые звенья 20, кинематически связанные с маховиком 32 через ролики 30 (фиг. 2, 12), установленные в пазы 31, вращая тем самым маховик 32 в направлении, указанном стрелкой 80, одновременно вращая с ним и вал 33 (фиг. 2) отбора мощности двигателя, жестко связанный с маховиком 32. При этом углы  $\gamma$  (фиг. 22...33) взаимного расположения роторов 2 и 3 всегда равны углам  $\gamma$  взаимного расположения ведущих звеньев 22 и 23 независимо от их изменения в процессе перемещения роторов 2 и 3 и ведущих звеньев 22 и 23.

Обеспечение закона перемещения ведомых звеньев 20 и их роликов 30 в пазах 31 маховика 32 выполняется в результате движения роликов 29 (фиг. 2, 8, 12), шарнирно связанных с ведомыми звеньями 20, по ведущей дорожке 19 (фиг. 8), обеспечивающих тем самым и закон взаимного перемещения ведущих звеньев 22 и 23 (фиг. 23), а значит, и закон взаимного перемещения роторов 2 и 3 (фиг. 22), по причине их жесткой связи с ведущими звеньями 22 и 23, в соответствии с заданной программой прохождения процессов рабочего цикла двигателя, определяемой линией построения конфигурации ведущей дорожки 19 (фиг. 8). В свою очередь, линия построения конфигурации ведущей дорожки 19 (фиг. 8), задающая параметры прохождения процессов рабочего цикла двигателя, выстраивается автоматически роликами 29 (фиг. 2, 8, 12) при перемещении роторов 2 и 3 в соответствии с тепловым расчетом рабочего цикла двигателя, работающего по четырехтактной схеме. То есть для получения параметров траектории ведущей дорожки 19 (фиг. 8) перемещение роторов 2 и 3, согласно фиг. 22, 24, 26, 28, 30 и 32, выполняется в соответствии с выбором начала и конца каждого из процессов рабочего цикла, на основе расчетных данных, полученных в результате теплового расчета двигателя. Так как роторы 2 и 3 кинематически связаны с роликами 29 через ведущие звенья 22 и 23 и ведомые звенья 20, то перемещение этих роторов, согласно выбору начала и конца процессов наполнения, сжатия, сгорания, расширения и выпуска, произведенное на основе параметров этих процессов, полученных в результате теплового расчета рабочего цикла двигателя, и определяет движение роликов 29, автоматически вычерчивающих при этом ведущую дорожку 19 в соответствии с заданной расчетной программой прохождения рабочего цикла двигателя, что и определяет методику построения ведущей дорожки 19 при проектировании двигателя.

Одновременно с процессом сгорания в камерах 48 (фиг. 22), при вращении ротора 2 (фиг. 22) в направлении стрелки 79, происходит удаление отработанных газов (ОГ), образовавшихся в процессе сгорания топливовоздушной смеси от предыдущего рабочего такта, из рабочих камер 49 через выходные окна 16 и 17 (стрелками 81 условно обозначено движение ОГ в направлении выходных окон 16 и 17). При этом ведущее звено 22 (фиг. 23) зафиксировано стопором 25 обратного хода от перемещения в результате замыкания его ролика 26 (фиг. 11) между кольцевой дорожкой 27 и пластинчатой пружины 28. Срабатывание стопора 25 (фиг. 23) происходит от действия момента силы на ведущее звено 22 в направлении движения часовой стрелки, передающегося на него от ротора 3, жестко связанного с этим звеном, который, в свою очередь, получает момент силы от

ВУ 13183 С1 2010.04.30

действия на него давления рабочих газов со стороны рабочей камеры 48 (фиг. 22). В результате ротор 3 фиксируется от перемещения в направлении движения часовой стрелки.

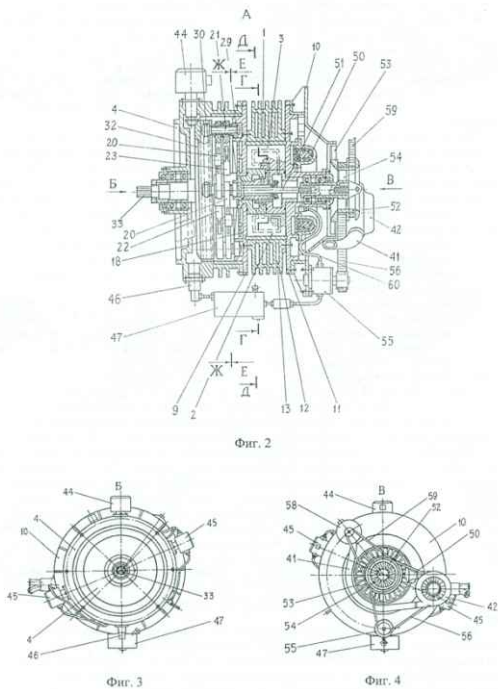
При перемещении ротора 2 (фиг. 24) за пределы размещения выходных окон 16 и камер 49 заканчивается процесс вытеснения ОГ от предыдущего рабочего такта через выходные окна 17. Одновременно ведущее звено 23 (фиг. 25) перемещается вслед за ротором 2, вращая маховик 32 через ведомые звенья 20. При этом ведущее звено 22 еще находится в застопоренном положении, а значит, и ротор 3 (фиг. 24) по-прежнему также неподвижен.

При дальнейшем перемещении ротора 2 в положение, соответствующее фиг. 26, ролики 29 (фиг. 8) ведомых звеньев 20 (фиг. 27) занимают положение на ведущей дорожке 19 (фиг. 8), соответствующее одновременному перемещению роторов 2 и 3 (фиг. 26) в направлении, указанном стрелками 79, что является результатом такового перемещения ведущих звеньев 22 и 23 (фиг. 27) вслед за ведомыми звеньями 20 при воздействии на них момента силы от вращения маховика 32. В результате ротор 2 начинает замедлять свое движение, а ротор 3 ускоряется. При этом открываются каналы 14 (фиг. 26), и сжатый воздух от турбокомпрессора 42 (фиг. 1) по воздухопроводу 41 поступает через каналы 40 (фиг. 26) в топливовоздушные смесители 15 и далее через каналы 14 в рабочие камеры 49, обеспечивая их продувку через выходные окна 17. В это время из рабочих камер 48 продолжается удаление ОГ через выходные окна 16.

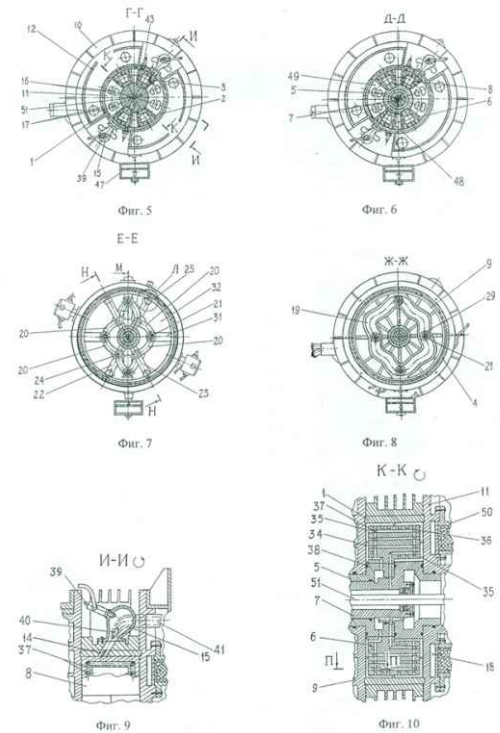
При последующем перемещении роторов 2 и 3 (фиг. 28) выходные окна 17 закрываются, и в этот момент вступает в работу топливная насос-форсунка 39, в результате чего рабочие камеры 49 наполняются топливовоздушной смесью, а из рабочих камер 48 продолжается удаление ОГ через выходные окна 16. При этом продолжается и перемещение ведомых звеньев 20 (фиг. 29) вслед за вращением маховика 32, обеспечивая тем самым и перемещение ведущих звеньев 22 и 23 вместе с роторами 2 и 3. В процессе этого перемещения каналы 14 (фиг. 30) перекрываются ротором 2, а ротор 3 открывает свечи зажигания 43 в момент подачи искры зажигания. Схождение роторов 2 и 3 при этом находится в пределах, обеспечивающих степень сжатия топливовоздушной смеси в рамках расчетной величины, соответствующей моменту обрезания зажигания. При этом ведомые звенья 20 (фиг. 31) продолжают перемещаться вслед за вращением маховика 32, перемещая за собой ведущие звенья 22 и 23 вместе с роторами 2 и 3 до максимального их схождения, что соответствует максимальному расчетному сжатию топливовоздушной смеси (фиг. 32), то есть началу рабочего хода. К этому времени, начиная от момента, соответствующего фиг. 22, до момента, соответствующего фиг. 32, пройден полный рабочий цикл четырехтактного ДВС с разницей лишь в том, что в первом случае (фиг. 22) рабочий ход начинался с движения ротора 2, а во втором случае (фиг. 32), в результате смены позиций положения роторов 2 и 3, рабочий ход начинается с движения ротора 3. При этом соответственно поменялось и позиционное положение ведущих звеньев 22 и 23 (фиг. 33), а маховик 32 повернулся на угол  $\gamma$ , равный 90 градусам. Из этого следует, что один оборот вала отбора мощности двигателя происходит за четыре парных цикла четырехтактного ДВС.

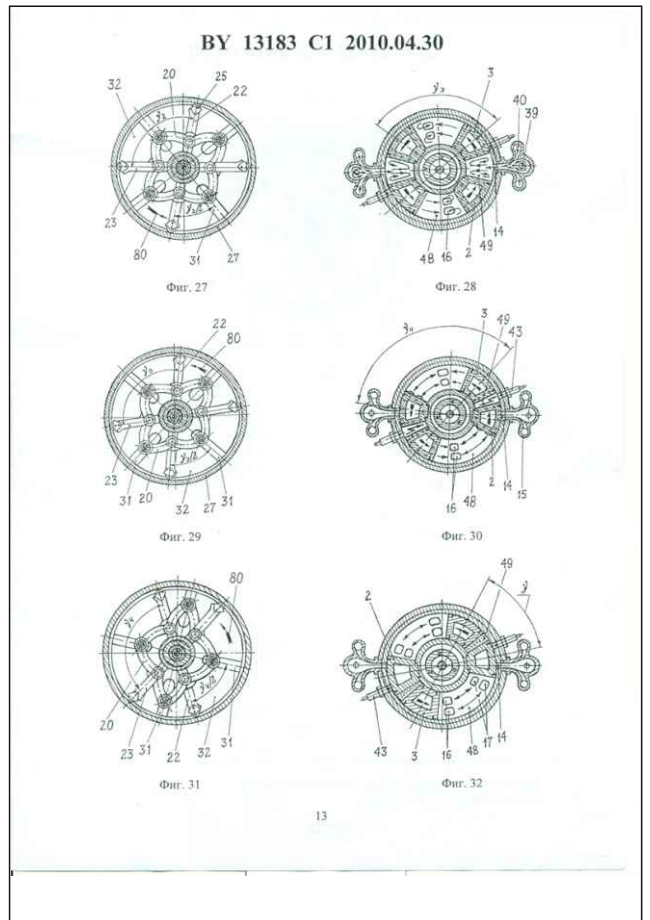
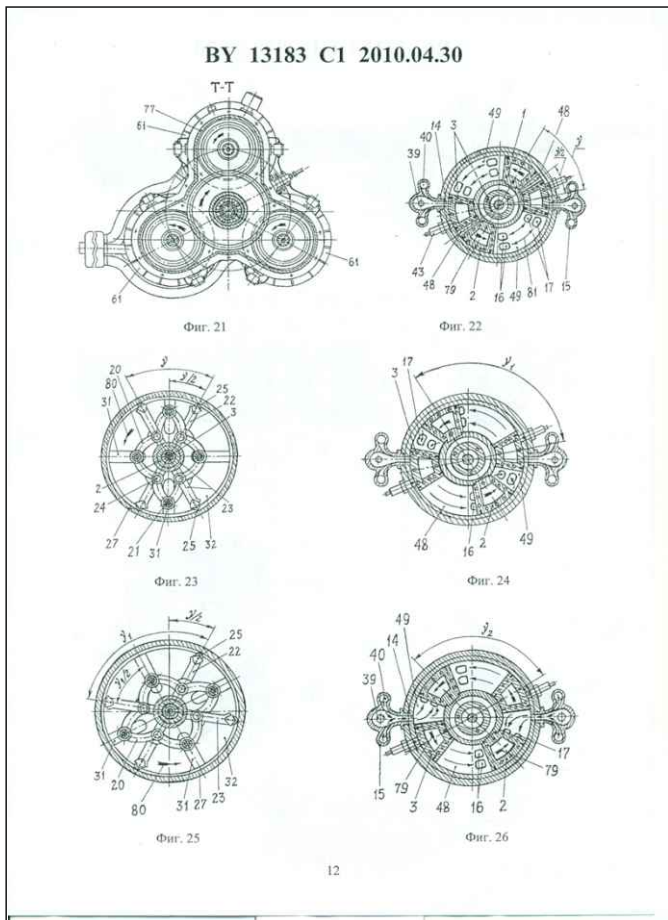
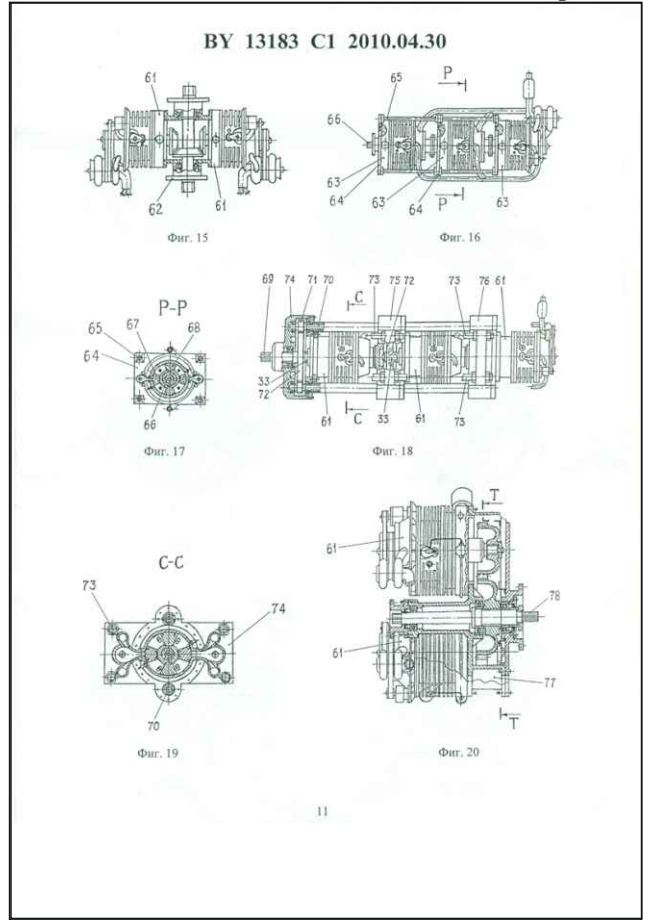
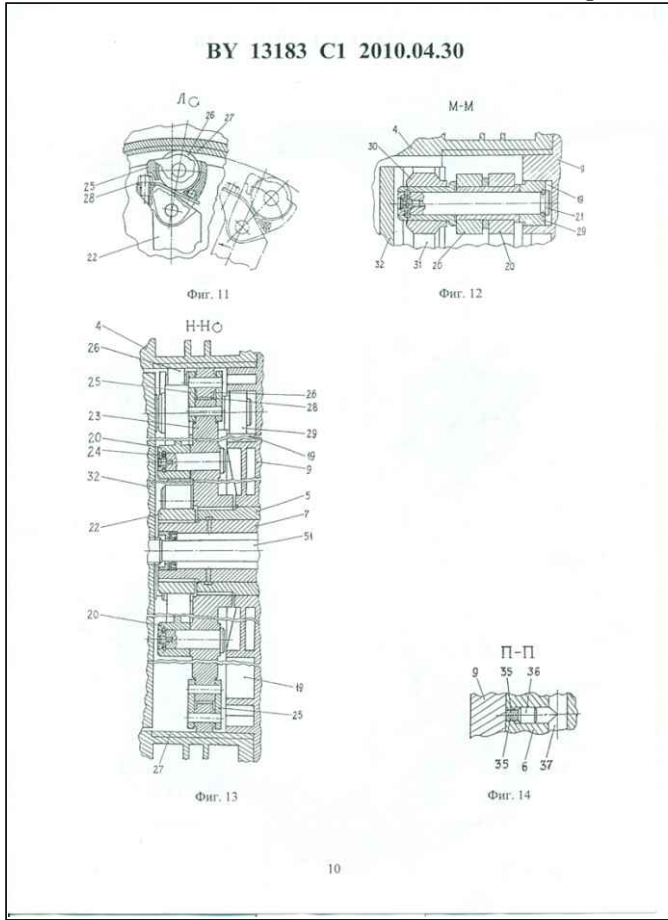
Для наиболее полного перекрытия окружности диаграммы (не показано) фаз газораспределения двигателя производительными рабочими ходами (тактами расширения), создающими крутящий момент на валу отбора мощности двигателя, оптимальное количество кольцевых рабочих камер с роторами, взаимосвязанными между собой через общий вал отбора мощности двигателя, приравнивается к трем (фиг. 16, 18, 20).

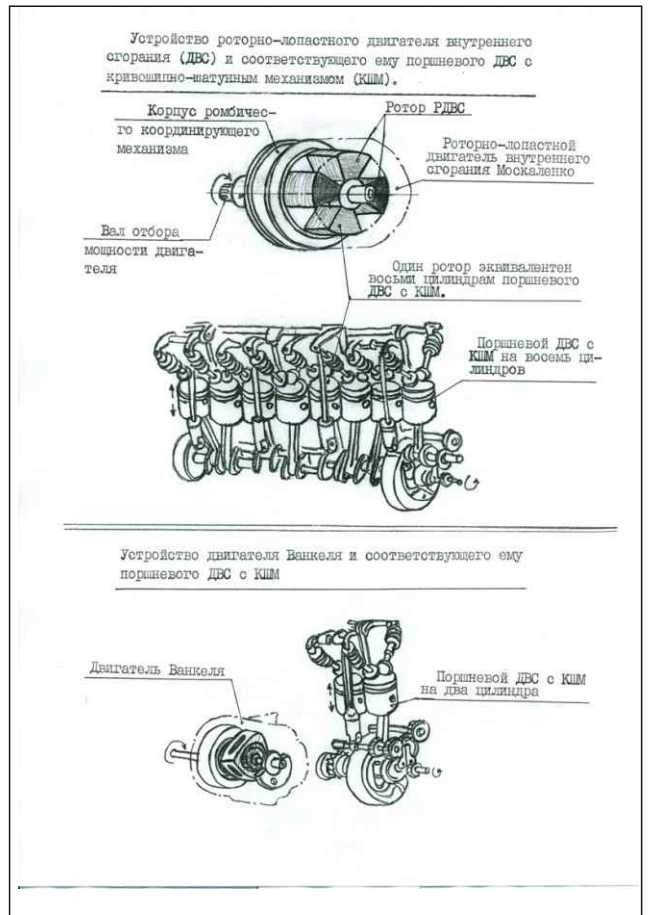
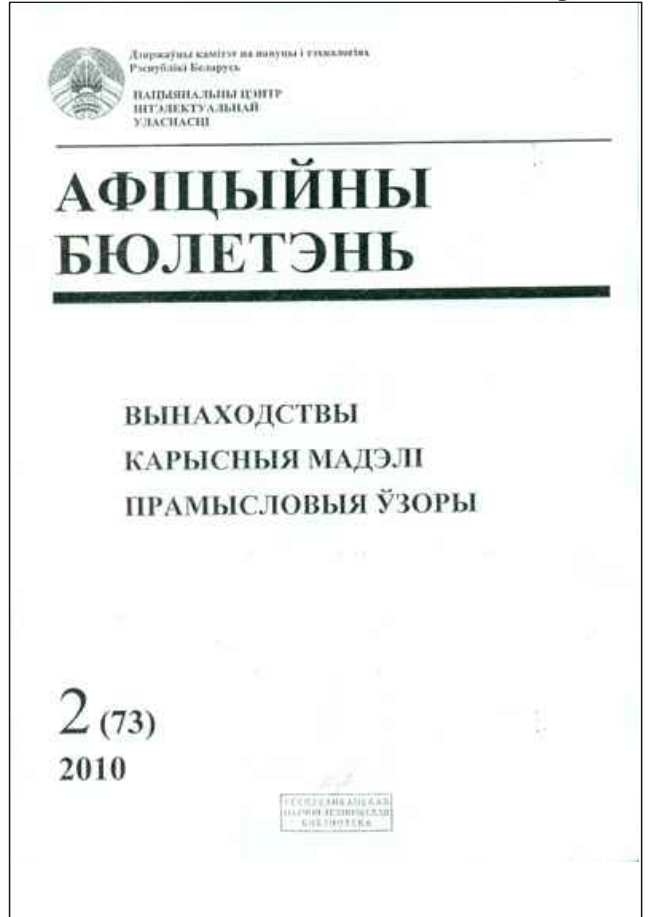
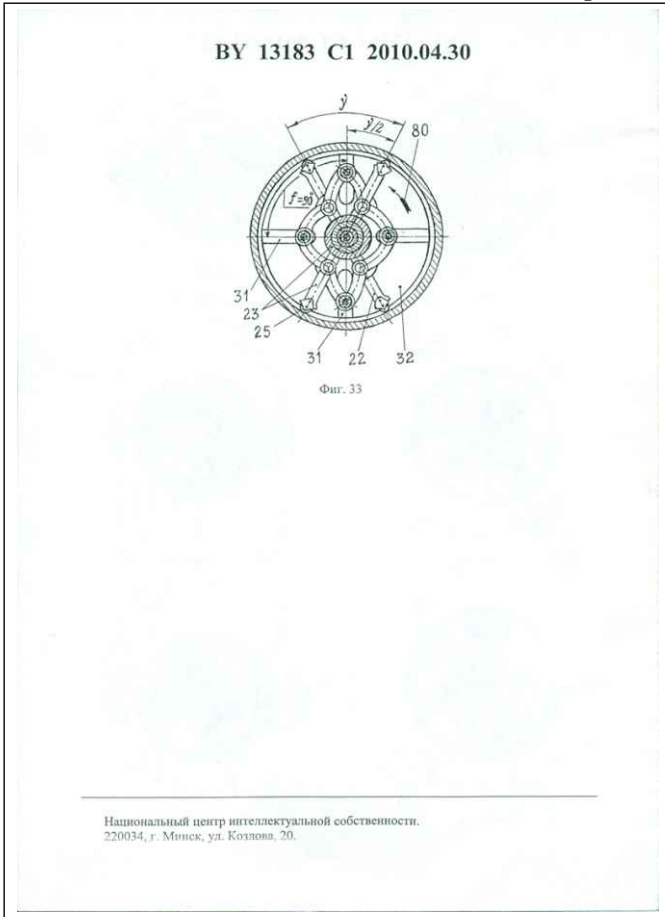
ВУ 13183 С1 2010.04.30



ВУ 13183 С1 2010.04.30







**ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ**

Изобретение относится к области машиностроения, в частности к вертолестроению, самолетостроению и ракетостроению и может быть использовано в качестве средства для перевозки пассажиров и грузов, для авиаразведки, поисково-спасательных и строительно-монтажных работ, в спортивной авиации и в других отраслях пользующихся услугами авиации, а также в космонавтике.

Известен аналог – аппарат вертикального взлета и посадки (Патент RU 2198113 С2 кл. В64С29/00, 27/20, опубл. 10.02.2003. Бюл. № 4.), содержащий привод с двигателем (центробежный вентилятор с кольцевым экраном) вертикальной тяги, двигатель, рулевые шитки и кабину для размещения пилота, пассажиров и груза.

Недостатком аналога является низкий коэффициент полезного действия (КПД) его двигателя вертикальной тяги, по причине высокого аэродинамического сопротивления кольцевого экрана, изменяющего направление воздушного потока идущего от центробежного вентилятора. Недостатком аналога также является его низкая безопасность из-за малой устойчивости в полете, по причине близкого расположения центра тяжести относительно центра приложения подъемной силы, а также низкие планирующие качества его конструкции, по причине отсутствия соответствующего аэродинамического профиля, позволяющего создавать эффект подъемной силы при движении аппарата в воздушном потоке, что не позволяет производить безопасный аварийный спуск аппарата при отказе двигателя.

Известен прототип - летательный аппарат (Патент RU 2172705 С2 кл. В64С29/00, опубл. 27.08.2001. Бюл. № 24.), содержащий привод с вентилятором и двигателем, рулевые шитки и кабину для размещения пилота, пассажиров и груза.

Недостатком прототипа является низкий КПД его двигателя, создающего подъемную силу, из-за противодействия друг другу воздушных потоков, идущих от противоположно расположенных вентиляторов, являющихся, совместно с приводящим их в движение двигателем внутреннего сгорания, воздушной силовой установкой. Недостатком прототипа является и его низкая безопасность при аварийном спуске в случае отказа силовой установки, по причине низкой устойчивости летательного аппарата в полёте из-за близкого расположения центра его тяжести к центру приложения подъемной силы.

Задачей изобретения является: получение высокого КПД использования мощности двигателя на создание подъемной силы, а также получение высоких летных качеств аппарата при одновременном упрощении его конструкции и повышении безопасности полета, в сравнении с другими летательными аппаратами тяжелее воздуха, с вертикальным взлётом и посадкой.

Задача достигается тем, что в летательном аппарате, содержащем устройство для создания потока газов в форме веера с замкнутой окружностью, в роли которого могут служить привод (поршневой, роторный либо воздушно-реактивный двигатели внутреннего сгорания) с центробежным вентилятором, либо ракетный двигатель с сопловым аппаратом кольцевой формы, а также содержащем рулевые шитки и кабину для размещения пилотов, пассажиров, либо устройств автоматического управления летательным аппаратом - при беспилотном варианте, а также содержащем грузовой и

технический отсеки, согласно техническому решению дополнительно введен купол. При этом установленная в верхней части купола газоагрегирующая часть устройства для создания потока газов расположена так, что выходящие из неё потоки газов, в форме веера с замкнутой окружностью, направлены в сторону внутренней поверхности купола. В конструкцию летательного аппарата может также быть включен обтекатель, расположенный с наружной стороны купола, с отсеком для парашюта аварийной посадки летательного аппарата и другими отсеками функционального назначения, включая и вариант с кабиной.

(В качестве роторного двигателя внутреннего сгорания летательного аппарата может быть применён роторный двигатель внутреннего сгорания – заявка № а 20060847 от 2006.08.18, регистрация изобретения в Государственном реестре изобретений Республики Беларусь (патент) под № 13183 от 2010.02.04, автор изобретения Москаленко В.И.

В качестве воздушно-реактивного двигателя летательного аппарата может быть применён двухконтурный газотурбинный двигатель – заявка № а 20080701 от 2008.05.30, регистрация изобретения в Государственном реестре изобретений Республики Беларусь (патент) под № 13351 от 2010.03.26, автор изобретения Москаленко В.И.)

Сущность заявленного летательного аппарата поясняется чертежами, где изображено:

- Фиг. 1 – вид на летательный аппарат сбоку;
  - Фиг. 2 – вид А на фиг. 1 (вид на летательный аппарат сзади);
  - Фиг. 3 – вид Б на фиг. 1 (вид на летательный аппарат сверху);
  - Фиг. 4 – вид сбоку на летательный аппарат с открытым аварийным парашютом;
  - Фиг. 5 – вариант компоновки летательного аппарата с расположением кабины и других функциональных устройств в отсеках верхнего обтекателя;
  - Фиг. 6 – вариант компоновки космического летательного аппарата состыкованного с летательными аппаратами, предназначенными для спуска на планеты экипажей и грузов с около планетных орбит;
  - Фиг. 7 – вид В на фиг. 6 (вид сверху на космический летательный аппарат).
  - Фиг. 8 – схема сил действующих на внутреннюю обшивку купола летательного аппарата при воздействии на неё потока газов, вырабатываемых устройством для создания потока газов;
  - Фиг. 9 – вид Г на фиг. 8 (схема расположения активной площади внутренней обшивки купола, принимающей участие в создании подъемной силы летательного аппарата).
- Конструкция летательного аппарата (Фиг. 1, 2, 3, 4) состоит из купола 1, к которому при помощи рамы 2, по центру, с внутренней стороны купола 1, подвешена кабина 3, служащая для размещения пилота, пассажира и грузов. В верхней части кабины 3 установлен двигатель (двигатели) 4 внутреннего сгорания, закрепленный к кабине 3 при помощи рамы 5. На валу 6 отбора мощности двигателя (двигателей) 4 закреплен центробежный вентилятор 7, одной стороной соосно помещенный в воздухозаборный канал 8, выполненный в центре купола 1, а другой стороной обращенный к двигателю (двигателям) 4. При этом двигатель (двигатели) 4 в собранном виде с центробежным вентилятором 7 являются устройством (позиции 4, 7) для создания потока газов в форме веера с замкнутой окружностью. Двигатель (двигатели) 4 внутреннего сгорания закрыт капотом 9, имеющим по периметру

воздухозаборные окна 10, служащие для охлаждения двигателя (двигателей) 4. С наружной стороны к куполу 1, по центру воздухозаборного канала 8 закреплен обтекатель 11 при помощи пилонов 12, равномерно расположенных по периметру обтекателя 11 и воздухозаборного канала 8. Внутри обтекателя 11 размещаются локатор 13 и парашютный отсек 14, с парашютом 15 аварийной посадки летательного аппарата, для раскрытия которого верхняя часть обтекателя 11 выполнена из двух шарнирно закрепленных створок 16. На вершине обтекателя 11, к одной из створок 16, закреплена антенна 17 с датчиком 18 статического давления воздуха и датчиком 19 динамического давления воздуха, при этом шарнирное крепление (не показано) датчика 19 имеет две степени свободы вращения для ориентации его по направлению полета. Для предотвращения попадания птиц в воздухозаборный канал 8, между обтекателем 11 и куполом 1, установлено сетчатое ограждение 20. С внутренней стороны купола 1 диаметрально противоположно установлены два рулевых шитка 21 поворота летательного аппарата вокруг своей оси. Для управления рулевыми шитками 21 поворота в кабине 3 установлены две педали 22. По периметру нижней образующей купола 1 диаметрально противоположно, через равные промежутки, установлены шесть рулевых штиков 23 направления полета. Для управления рулевыми штиками 23 в кабине 3 установлен штурвал 24. Кабина 3 также оборудована креслом 25 пилота, креслом 26 пассажира, двумя дверями 27, багажником 28 для перевозки грузов, для доступа в который с задней стороны кабины 3 имеется люк 29. С нижней стороны кабины 3 шарнирно закреплены четыре складывающихся опоры 30. Внутри кабины 3, напротив кресла 25 пилота, установлена приборная панель 31.

На фиг. 5 изображен вариант летательного аппарата с расположением кабины 32 по центру с наружной стороны купола 33. С внутренней стороны купола 33 расположен двигатель (двигатели) 34 внутреннего сгорания, приводящий в движение центробежный вентилятор 35, расположенный в верхней части купола 33 симметрично его оси. При этом двигатель (двигатели) 34 внутреннего сгорания в собранном виде с центробежным вентилятором 35 являются устройством (позиции 34, 35) для создания потока газов в форме веера с замкнутой окружностью.

На фиг. 6 изображен вариант космического летательного аппарата 36, состыкованного с летательными аппаратами 37, предназначенными для спуска на планеты экипажей и грузов с около планетных орбит. Купола 38 космического летательного аппарата 36 выполнены с системами (не показано) принудительного охлаждения. По центру, с внутренних сторон куполов 38, в верхней их части расположены сопловые аппараты 39 кольцевой формы, являющиеся элементами маршевых силовых установок 40 с ракетными двигателями (не показаны), которые совместно с сопловыми аппаратами 39 являются устройствами (позиции 39, 40) для создания потока газов в форме веера с замкнутой окружностью. С наружной стороны устройства (позиции 39, 40) для создания потока газов имеют узлы 41 стыковки космического летательного аппарата 36 с другими космическими аппаратами (не показаны). Космический летательный аппарат 36 имеет два шарнирно закрепленных помещения 42 и 43. Для обеспечения вращения помещений 42 и 43, с целью создания искусственной силы тяжести в их жилых и рабочих отсеках, к которым относится и кабина управления летательным аппаратом, (не показано), космический летательный аппарат 36 имеет узел 44 вращения, обеспечивающий вращение помещений 42 и 43 в

противоположные стороны, для взаимного погашения вращающих моментов с целью устранения раскручивания космического летательного аппарата 36.

Работа летательного аппарата (фиг. 1, 2) осуществляется в результате действия подъемной силы на внутреннюю поверхность купола 1, получаемой в результате обтекания этой поверхности газовыми потоками, создаваемыми устройством для создания потока газов (позиции 4, 7). Выбор режима парения, подъема, либо спуска летательного аппарата, производится посредством увеличения либо уменьшения подъемной силы, получаемой в результате давления потока газов на внутреннюю поверхность купола 1. В свою очередь сила давления потока газов на внутреннюю поверхность купола 1, создаваемых устройством для создания потока газов 4, 7, задается двигателем (двигателями) 4 внутреннего сгорания, посредством изменения его мощности. Горизонтальное перемещение летательного аппарата обеспечивается посредством создания боковых усилий действующих на купол 1, возникающих в результате изменения направления потока газов, идущих от устройства для создания потока газов 4, 7, при отклонении рулевых штиков 23 направления полета. Разворот летательного аппарата (фиг. 1, 2) вокруг оси Z (фиг. 8) обеспечивается отклонением рулевых штиков 21 (фиг. 1) поворота. Отклонение рулевых штиков 21 поворота изменяет баланс сил, определяющих равновесное состояние летательного аппарата относительно оси его симметрии Z (фиг. 8). В результате отклонения направления потока газов, создаваемых устройством для создания потока газов 4, 7, рулевыми штиками 21 поворота, в сторону касательной воображаемой окружности, центром которой является ось симметрии Z (фиг. 8) летательного аппарата, создается крутящий момент, разворачивающий летательный аппарат (фиг. 1, 2) вокруг оси Z (фиг. 8).

Принцип получения подъемной силы на летательных аппаратах изображенных на фиг. 5 и 6 аналогичен принципу получения подъемной силы на летательном аппарате изображенном на фиг. 1, 2. При этом на фиг. 8 изображен контур летательного аппарата показанного на фиг. 5, с двигателем 34 внутреннего сгорания, с центробежным вентилятором 35, и куполом 33, где на его примере приведена раскладка сил, получаемых в результате давления газового потока на купол 33, производимого устройством для создания потока газов - позиции 34, 35. Исходя из условия симметрии конструкции купола 33 и симметричного расположения устройства для создания потока газов - позиции 34, 35, относительно их общей оси симметрии Z (фиг. 8), поток газов, вырабатываемый устройством для создания потока газов - позиции 34, 35, выбрасывается в форме веера с замкнутой окружностью с силой  $F_{\text{потока}}$  (фиг. 8) в направлении векторов  $F_{\text{потока}}$ , то есть перпендикулярно оси симметрии Z. При соприкосновении потока газов с внутренней обшивкой купола 33 криволинейной формы, осью симметрии которой является ось Z, газовый поток будет также иметь симметричное искривление линий тока газовых струй относительно оси симметрии Z, направленных от устройства для создания потока газов (поз. 34, 35) вдоль внутренней обшивки купола 33. В результате искривления линий тока газовых струй, вдоль внутренней криволинейной поверхности купола 33, по радиусу  $R_{\text{купола}}$ , от точки Q до точки G, получаем разложение силы  $F_{\text{потока}}$  на составляющие  $F_{\text{создающая}}$ , вектор которой направлен от точки Q к точке G, и  $F_{\text{нормальная}}$ , вектор которой направлен под прямым углом к вектору  $F_{\text{создающая}}$ . В результате симметричного искривления линий тока газовых струй, вдоль внутренней обшивки купола 33, получаем симметричную раскладку сил относительно оси симметрии Z. На этом основании будет правомерен

параллельный перенос векторов  $F_{\text{тяги}}$  до их соединения в точке N на оси симметрии Z. В результате сложения векторов  $F_{\text{тяги}}$  получаем равнодействующую составляющую  $F_{\text{подъемное}}$ , совпадающую с осью симметрии Z и направленную от точки J к вершине купола. При несимметричном отклонении рулевых щитков 23 нарушается симметрия течения газового потока вдоль внутренней обшивки купола 33, что ведет к отклонению вектора  $F_{\text{подъемное}}$  от оси симметрии Z, в результате появляется момент реактивной силы,двигающий летательный аппарат по горизонтали. В зависимости от поставленных задач процесс пилотирования может включать в себя и ряд других вариантов поворота рулевых щитков 23. При отклонении рулевых щитков 21 поворота от флюгерного положения происходит отклонение направления движения газовых струй от их кратчайшего пути при движении от точки Q к точке G, в результате чего появляется крутящий момент, направленный на вращение летательного аппарата вокруг оси симметрии Z.

Для уравнивания крутящего момента, действующего на вращение летательного аппарата вокруг оси Z, в результате истечения потока газов по касательной к линии окружности колеса (не показано) центробежного вентилятора, в конструкции устройства для создания потока газов, летательных аппаратов (фиг. 1, 5), вводят спрямляющие аппараты (не показано). При этом нарушении баланса сил противодействующих крутящим моментам, при отклонении рулевых щитков 21 (фиг. 8) поворота, приводит к повороту летательного аппарата вокруг оси симметрии Z.

Так как на момент подачи заявки на изобретение научные данные о действительном характере течения газов вдоль внутренней поверхности купола отсутствуют, то ограничимся приблизительными расчетами подъемной силы действующей на летательный аппарат, исключив из них коэффициенты потерь, предположив, что плотность и скорость потока газов у внутренней поверхности купола 33, при движении потока от точки Q к точки G (фиг. 8), будут меняться незначительно, не смотря на то, что диаметр купола 33 в точке Q меньше диаметра купола 33 в точке G – отсчет центра окружностей ось симметрии Z. Такое допущение можно сделать на основании ограниченности размеров купола 33 при относительно большом объеме перемещаемых газов вдоль его внутренней поверхности. К данному допущению можно добавить и то, что в результате искривления линий тока газовых струй, действие центробежных сил на газовый поток, движущийся вдоль внутренней обшивки купола 33, будет направлено на его сжатие, то есть на сохранение его плотности на участке от точки Q до точки G, а плавное изменение направления потока на угол 90 градусов, по достаточно большому радиусу, не приведет к ощутимым аэродинамическим потерям. По этой же причине энергетические потери на перемещение потока газов вдоль купола, при движении летательного аппарата в атмосфере на дозвуковых скоростях полёта, за линией тока газовых струй истекающих из устройства для создания потока газов (позиции 34, 35 фиг. 8), будем считать незначительными. Минимальными будем считать и энергетические потери на трение потока газов об обшивку летательного аппарата, при условии изготовления обшивки купола 33, как и всего летательного аппарата, с высокими аэродинамическими показателями, что является одним из факторов получения высокого КПД преобразования энергии потока газов в подъемную силу -  $F_{\text{подъемное}}$  - летательного аппарата. Практически основное значение в создании подъемной силы летательного аппарата, наряду с площадью активной внутренней поверхности купола 33 и его

формой, играют плотность и скорость течения газового потока движущегося непосредственно у границы активной внутренней поверхности купола 33.

Исходя из условия, что при движении потока газов вдоль внутренней обшивки купола 33 (фиг. 8) количество движения не меняется по величине, но меряется по направлению (принимая в качестве исходных данных, для рассмотрения задачи, изменение направления движения потока газов на 90 градусов), то так как за единицу времени из устройства для создания потока газов (поз. 34, 35) выбрасывается масса  $pSv$ , которая практически равна массе газа в начале искривления линии тока газовых струй, по причине искривления купола в непосредственной близости от места выхода потока газов из устройства для создания потока газов (см. точку Q на фиг. 8), то приносимое этой массой количество движения будет равно:  $P_1 = pSvV_1$ , где  $V_1$  – вектор скорости течения газа в начале (см. точку Q) искривления линии тока газовых струй, численно равный заданной скорости V, полученной на выходе из устройства для создания потока газов (поз. 34, 35), S – площадь кольцевого окна (не обозначено), через которое выбрасывается поток газа из устройства для создания потока газов (поз. 34, 35), p – плотность потока газов выбрасываемых устройством для создания потока газов (поз. 34, 35). Если пренебречь незначительными потерями энергии во внутреннем объеме купола 33 (вихреобразование и т.д.), расположенном на линиях тока газовых струй, и трением газовых струй о внутреннюю обшивку купола, то за одно и тоже время в конце линии тока газовых струй (см. точку G) будет уноситься количество движения  $P_2$  равное  $P_1$ , при этом  $P_2 = p_1S_1V_1V_2$ , где  $V_2$  – вектор скорости газовых струй в точке G, численно равный скорости газового потока  $V_1$  в точке G,  $p_1$  – плотность потока газов в точке G,  $S_1$  – площадь газовых струй с плотностью  $p_1$  у внутреннего периметра купола 33 в точке G. При условии когда активная поверхность купола 33, вызывающая искривление линий тока газовых струй, заключена между точками Q и G, площадь проекции активной поверхности –  $S_{пр}$  (вид Г фиг. 9) – является одной из определяющих величин в создании подъемной силы летательного аппарата. Так как изменение количества движения равно импульсу силы F, действующей со стороны активной внутренней поверхности купола 33 на газ, а плотность потока газа и его скорость в процессе движения от точки Q к G предположительно меняются незначительно, то в результате  $F = [(p+p_1)/2] S_{пр} [(V+V_1)/2] (V_1V_2)$ , где p и  $p_1$ , v и  $V_1$  приблизительно равны. Тогда равнодействующая суммы сил  $F_{\text{подъемное}}$ , симметрично направленными от оси Z под углом  $\alpha$ , будет являться подъемной силой. В результате формула подъемной силы примет следующее выражение:

$$F_{\text{подъемная}} = [(p+p_1)/2] S_{пр} [(v+v_1)/2]^2 \sqrt{2} \cos \alpha$$

Так как по третьему закону Ньютона с той же силой газ действует на внутреннюю площадь купола 33, то эта сила направлена в противоположную сторону, то есть от точки J (фиг. 8) к вершине купола.

Практически, при расчете подъемной силы летательного аппарата и других его летных характеристик, коэффициенты потерь будут зависеть от выбора конструкции купола 33, ряда рабочих характеристик устройства для создания потока газов (поз. 34, 35) и других составляющих элементов его конструкции, влияющих на аэродинамические характеристики летательного аппарата в целом, где наибольший

положительный эффект подъемной силы будет достигаться в вакууме космического пространства.

Предполагаемый технико-экономический эффект от применения летательного аппарата заключается в том, что в результате введения в его конструкцию купола, уменьшается расход топлива на единицу получаемой реактивной тяги, в сравнении с аналогом и прототипом.

В результате упрощения конструкции летательного аппарата, по сравнению с конструкциями действующих летательных аппаратов тяжелее воздуха, вертикального взлета и посадки, предположительно уменьшится и стоимость заявленного летательного аппарата, при равной его грузоподъемности.

Предположительно повысится и безопасность полета на летательном аппарате атмосферного типа, в случае отказа его устройства для создания потока газов, в сравнении с безопасностью полёта на действующих летательных аппаратах тяжелее воздуха, вертикального взлёта и посадки, при подобной аварийной ситуации. Данное положительное качество обеспечивается за счет парашютирующих свойств купола и дополнительно введенного парашюта аварийной посадки.

РЕФЕРАТ

Изобретение относится к области вертолетостроения, самолетостроения и ракетостроения.

Летательный аппарат имеет купол, рулевые щитки, кабину, устройство для создания потока газов в виде весера с замкнутой окружностью и парашют аварийной посадки. С внутренней стороны купола, в верхней его части, расположено устройство для создания потока газов. В результате обтекания потоком газов, идущих от устройства для создания потока газов, внутренней поверхности купола, создается подъемная сила, действующая на купол с внутренней стороны. Управление направлением полета выполняется с помощью рулевых щитков, расположенных по периметру нижней образующей купола, а управление поворотом летательного аппарата вокруг своей оси осуществляется рулевыми щитками, расположенными внутри купола. Кабина, служащая для размещения экипажа, пассажиров и груза, может размещаться как с внутренней стороны купола, так и с его наружной стороны.

Предполагаемый технико-экономический эффект от применения летательного аппарата, в сравнении с действующими летательными аппаратами тяжелее воздуха - вертикального взлёта и посадки, заключается в уменьшении расхода топлива на единицу получаемой реактивной тяги, а также в уменьшении стоимости летательного аппарата, из расчета на единицу веса перевозимых грузов.

Предположительно повысится и безопасность полета летательного аппарата атмосферного типа, в сравнении с действующими летательными аппаратами тяжелее воздуха - вертикального взлёта и посадки, при аварийной посадке в случае отказа двигателей, что обеспечивается за счет парашютирующих свойств купола и парашюта аварийной посадки; предположительно возрастёт и безопасность летательного аппарата при причаливании к объектам - типа зданий и сооружений, во время проведения строительно-монтажных и аварийно-спасательных работ, по причине отсутствия в его конструкции наружных вращающихся элементов.

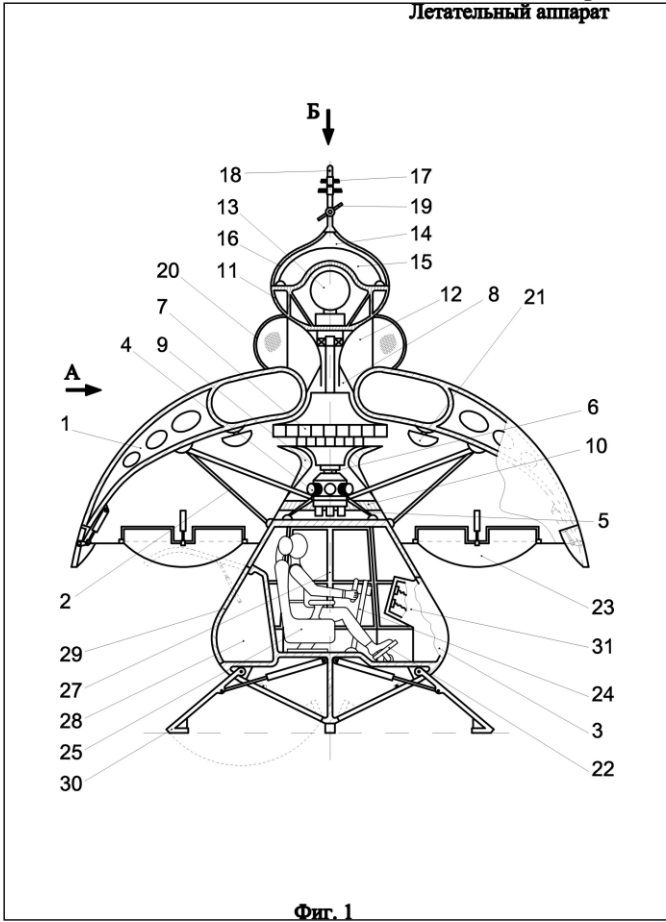
9 ил.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

Летательный аппарат, содержащий устройство для создания потока газов, рулевые щитки и кабину, отличающийся тем, что дополнительно содержит купол, с внутренней стороны которого, в верхней его части, размещена газоподводящая конструкция устройства для создания потока газов, при этом расположение газоподводящей конструкции устройства для создания потока газов таково, что поток газов, выходящий из неё, направлен на внутреннюю поверхность купола.

Пр.7.4.1

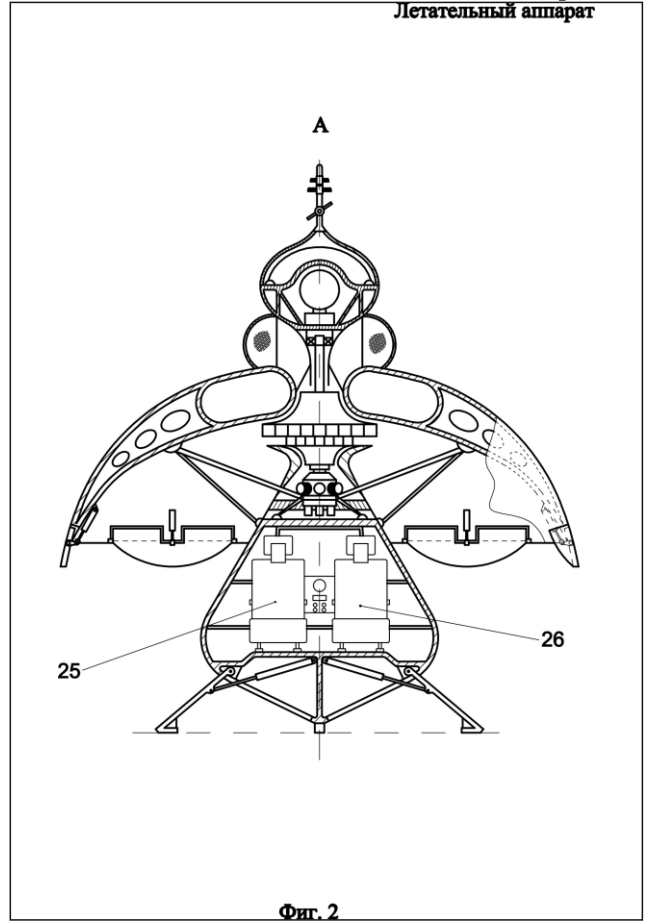
Летательный аппарат



Фиг. 1

Пр.7.4.2

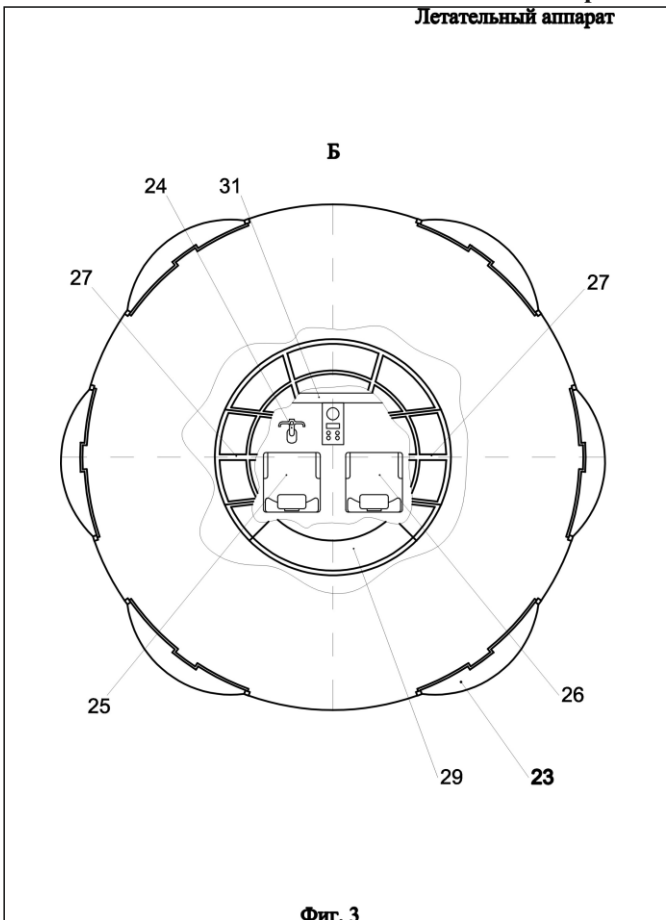
Летательный аппарат



Фиг. 2

Пр.7.4.3

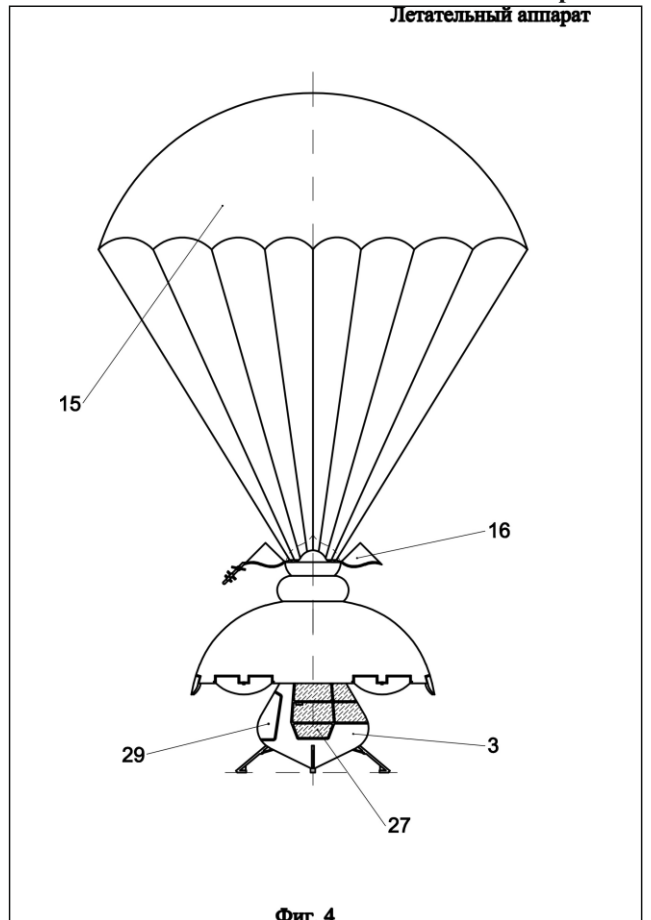
Летательный аппарат



Фиг. 3

Пр.7.4.4

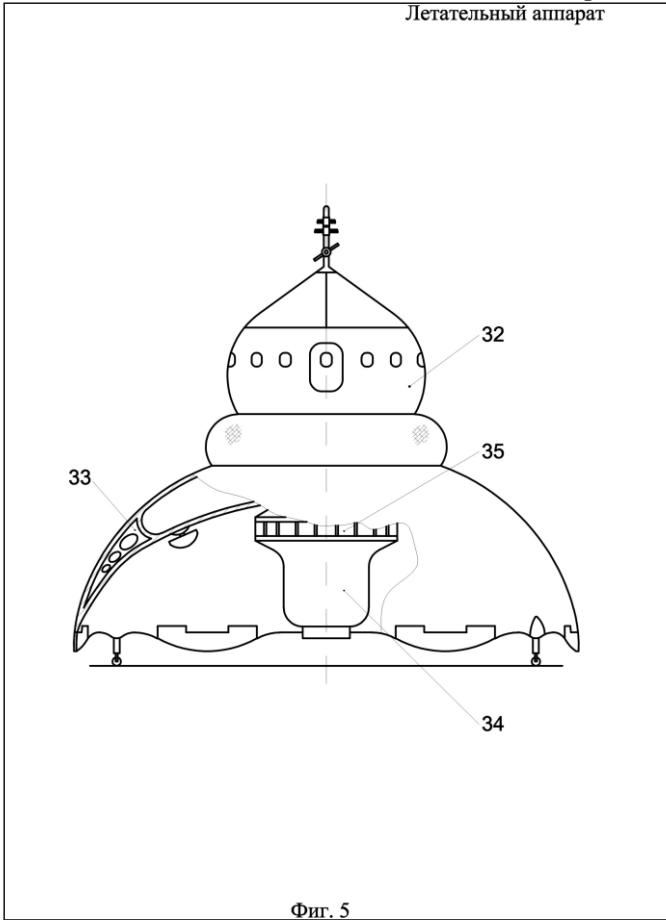
Летательный аппарат



Фиг. 4

Пр.7.4.5

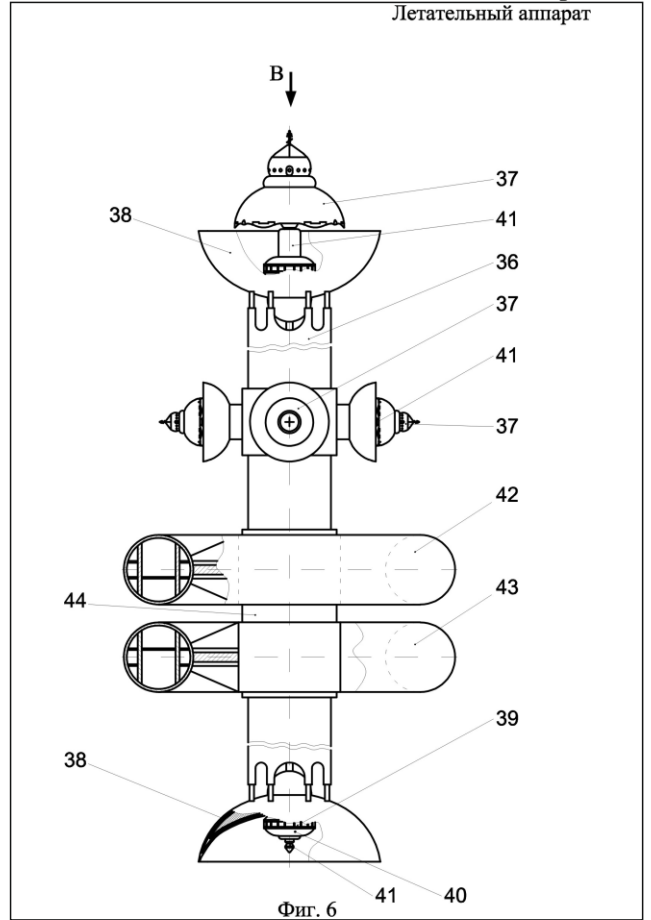
Летательный аппарат



Фиг. 5

Пр.7.4.6

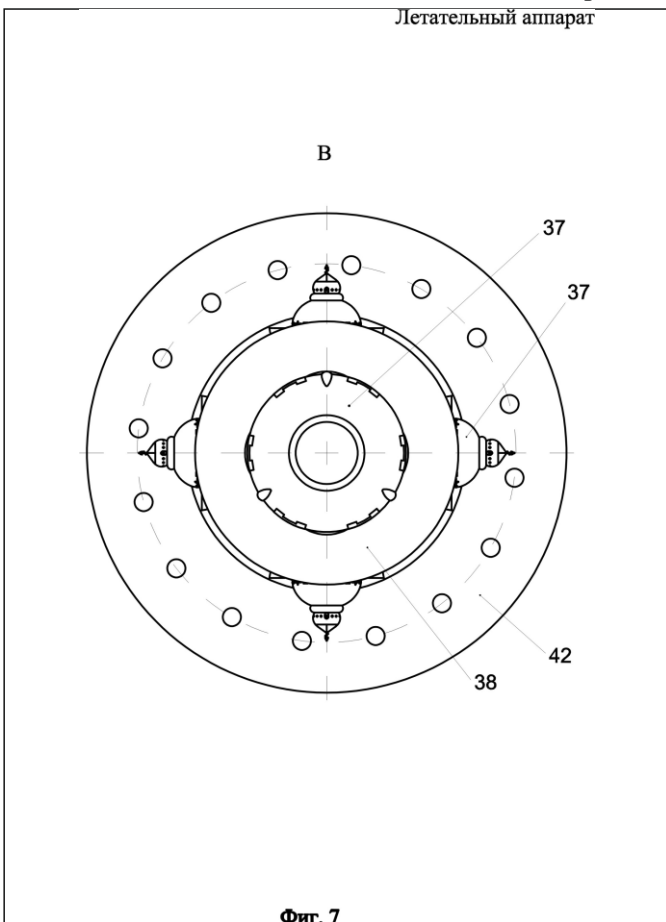
Летательный аппарат



Фиг. 6

Пр.7.4.7

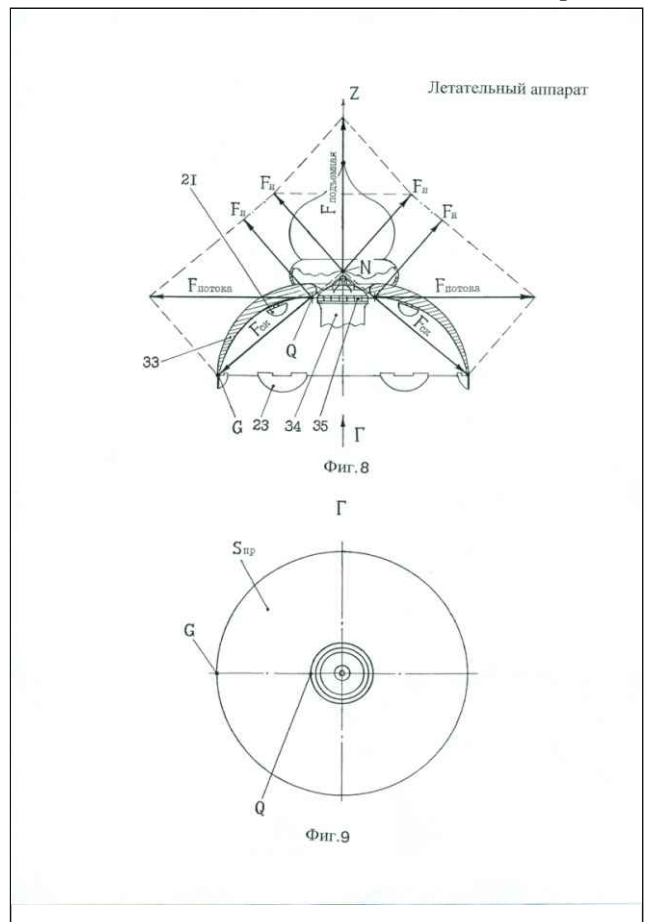
Летательный аппарат



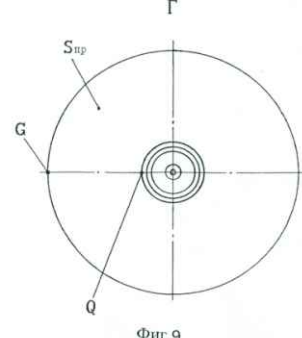
Фиг. 7

Пр.7.4.8

Летательный аппарат



Фиг. 8



Фиг. 9