



(51) МПК  
**F41H 13/00** (2006.01)  
**B63G 1/00** (2006.01)  
**B64D 7/08** (2006.01)  
**B64C 29/00** (2006.01)  
**B64C 15/00** (2006.01)  
**B64D 47/00** (2006.01)  
**B64C 39/02** (2006.01)  
**B64D 5/00** (2006.01)

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

На основании пункта 1 статьи 1366 части четвертой Гражданского кодекса Российской Федерации патентообладатель обязуется заключить договор об отчуждении патента на условиях, соответствующих установившейся практике, с любым гражданином Российской Федерации или российским юридическим лицом, кто первым изъявил такое желание и уведомил об этом патентообладателя и федеральный орган исполнительной власти по интеллектуальной собственности.

(52) СПК  
**F41H 13/00 (2019.08); F41F 3/04 (2019.08); B64D 7/08 (2019.08); B64C 29/00 (2019.08); B64C 15/00 (2019.08); B64D 47/00 (2019.08); B64C 39/024 (2019.08); B64D 5/00 (2019.08)**

(21)(22) Заявка: **2017139669, 14.11.2017**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**14.11.2017**

Дата регистрации:  
**25.09.2019**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **14.11.2017**

(43) Дата публикации заявки: **15.05.2019** Бюл. № 14

(45) Опубликовано: **25.09.2019** Бюл. № 27

Адрес для переписки:

**656043, г. Барнаул, ул. Короленко, 74, кв. 17,  
 Сушенцеву Борису Никифоровичу**

(72) Автор(ы):

**Сушенцев Борис Никифорович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Сушенцев Борис Никифорович (RU)**

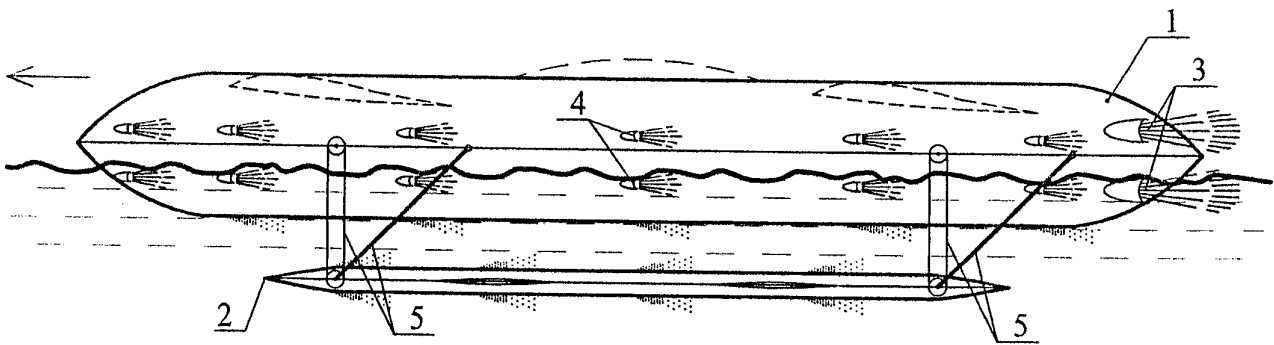
(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2132798 C1, 10.07.1999. US 0003340768 A1, 12.09.1967. RU 2613632 C2, 21.03.2017. US 0004307650 A1, 29.12.1981. US 0004697764 A1, 06.10.1987. KR 0086000221 B1, 15.03.1986. EP 0001369349 A1, 10.12.2003.**

**(54) РАКЕТОНОСЕЦ-ДОСТАВЩИК (ВАРИАНТЫ), ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ (ВАРИАНТЫ) И СПОСОБ БЕСКОНТАКТНОГО ВЕДЕНИЯ БОЕВЫХ ДЕЙСТВИЙ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области бесконтактных способов ведения боевых действий. Способ бесконтактного ведения боевых действий включает этап осуществления разведывательных действий, этап подготовки сил и средств для нанесения поражения разведанных объектов противника и этап доставки с использованием ракетноносцев-доставщиков в

зону поражающего радиуса действия вооружения для уничтожения разведанных целей противника. Варианты ракетноносцев-доставщиков и варианты летательных аппаратов предназначены для осуществления способа. Группа изобретений направлена на повышение эффективности бесконтактного ведения боевых действий. 14 н.п. ф-лы, 75 ил.



фиг. 1

RU 2701366 C2

RU 2701366 C2



(51) Int. Cl.  
**F41H 13/00** (2006.01)  
**B63G 1/00** (2006.01)  
**B64D 7/08** (2006.01)  
**B64C 29/00** (2006.01)  
**B64C 15/00** (2006.01)  
**B64D 47/00** (2006.01)  
**B64C 39/02** (2006.01)  
**B64D 5/00** (2006.01)

**(12) ABSTRACT OF INVENTION**

*According to Art. 1366, par. 1 of the Part IV of the Civil Code of the Russian Federation, the patent holder shall be committed to conclude a contract on alienation of the patent under the terms, corresponding to common practice, with any citizen of the Russian Federation or Russian legal entity who first declared such a willingness and notified this to the patent holder and the Federal Executive Authority for Intellectual Property.*

(52) CPC

**F41H 13/00** (2019.08); **F41F 3/04** (2019.08); **B64D 7/08** (2019.08); **B64C 29/00** (2019.08); **B64C 15/00** (2019.08); **B64D 47/00** (2019.08); **B64C 39/024** (2019.08); **B64D 5/00** (2019.08)

(21)(22) Application: **2017139669, 14.11.2017**(24) Effective date for property rights:  
**14.11.2017**Registration date:  
**25.09.2019**

Priority:

(22) Date of filing: **14.11.2017**(43) Application published: **15.05.2019 Bull. № 14**(45) Date of publication: **25.09.2019 Bull. № 27**

Mail address:

**656043, g. Barnaul, ul. Korolenko, 74, kv. 17,  
Sushentsevu Borisu Nikiforovichu**

(72) Inventor(s):

**Sushentsev Boris Nikiforovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Sushentsev Boris Nikiforovich (RU)****(54) DELIVERY ROCKET CARRIER (EMBODIMENTS), HIGHLY MANOEUVRABLE AIRCRAFT (EMBODIMENTS) AND METHOD OF CONTACTLESS COMBAT OPERATIONS**

(57) Abstract:

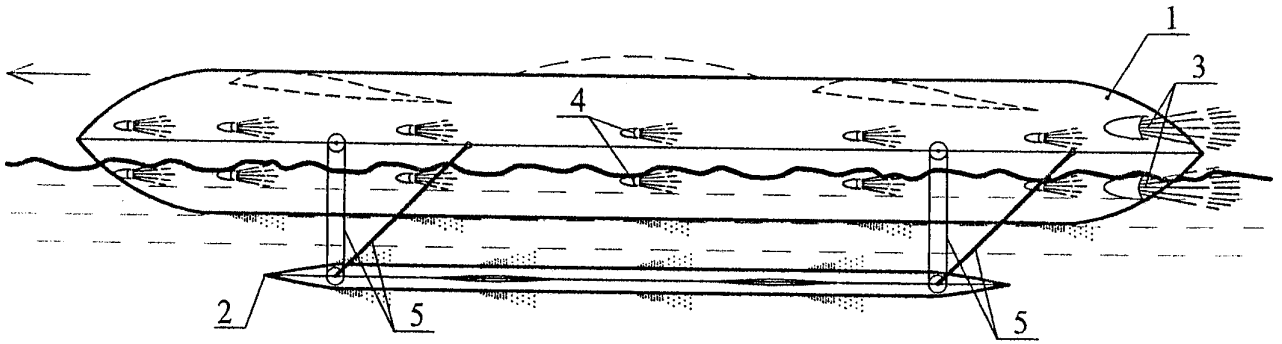
FIELD: weapons.

SUBSTANCE: invention relates to non-contact methods of combat operations. Proposed method comprises the stage of conducting reconnaissance operations, the stage of preparation of forces and equipment for engagement of reconnoitered enemy objects and a stage of delivery using missile delivery carriers in the range of range of range of weapon action

for destruction of the reconnaissance targets of the enemy. Embodiments of delivery weapon carriers and embodiments of aircraft are intended for implementation of method.

EFFECT: group of inventions is aimed at improvement of efficiency of contactless combat operations.

14 cl, 75 dwg



фиг. 1

RU 2701366 C2

RU 2701366 C2

Изобретение относится к области бесконтактных способов ведения боевых действий.

Известны операции бесконтактных способов ведения боевых действий армией Соединенных Штатов Америки, а именно осуществленная в 1991 году операция «Буря в пустыне» по разгрому иракской армии, на которую было затрачено 38 суток, кроме этого бесконтактным способом ведения боевых действий были осуществлены бомбардировки Югославии в 1999 году, которые достигли поставленных целей за 78 суток. Следует отметить данный способ достижения военных целей как рациональный, который позволяет не подвергать смертельной опасности войска собственных вооруженных сил. При этом для большей эффективности ведения боевых действий следует стремиться к сокращению временных отрезков на военные операции по дезорганизации и уничтожению войск противника.

Известны летающие ршетоносцы-доставщики для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия Ту-95К(Д), Ту-95КМ, Ту-95МС, (Затучный А.М., Ригмант В.Г., Синеокий П.М. «Турбовинтовые самолеты Ту-95, Ту-114, Ту-142, Ту-95МС», М., 2017 г., ИИГ «Полигон-Пресс»), Ту-160 (Затучный А.М., Ригмант В.Г., Синеокий П.М. «Стратегический ракетоносец-бомбардировщик Ту-160», М., 2016 г., ИИГ «Полигон-Пресс»). Следует отметить высокую степень уязвимости данных летающих ракетоносцев в современных условиях обнаружения на дальних подступах к территории нанесения удара из-за невысокой скорости полета по сравнению со скоростями ракет-перехватчиков. Известны также подводные многоцелевые ракетоносцы-доставщики крылатых ракет, например атомные подводные лодки серии «Ясень», ([bastion-karpenko.ru/885\\_severomorsk](http://bastion-karpenko.ru/885_severomorsk)). Следует отметить, что наряду с высокой степенью скрытности подводных лодок данного типа, они имеют низкую скорость передвижения, не более 60 км/час, что в условиях необходимости быстрого передислоцирования для нанесения неожиданного удара в любой точке планеты ограничивает возможности успешного ведения боевых действий. Известен также ракетоносец экраноплан «Лунь» (Ермоленко Я., Скулин А. «Экранопланы», Наука и техника, N8, М., 2009 г.). К недостаткам применения данного ракетоносца следует отнести его зависимость от погодных условий, а также от волнения водной поверхности. Целью данного изобретения в части использования ракетоносцев-доставщиков для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия является увеличение скорости и скрытности выдвижения ракетоносцев-доставщиков в зону бесконтактного ведения боевых действий, а также быстрого возвращения на базовые позиции для подготовки к выполнению новой боевой задачи.

Известны технические решения многорежимных высокоманевренных летательных аппаратов, например, (патент РФ N 2181333, ООО «ТЕХКОМТЕХ», публикация 24.04.2002 г.) содержащие корпус, шасси, несущие плоскости расположенные симметрично в плоскости перпендикулярной продольной оси аппарата, механизацию несущих плоскостей, для обеспечения взлета, маневрирования и посадки, оперение, силовую установку с воздушно-реактивным двигателем с отклонением вектора тяги и воздухозаборник, систему управления и бортовое оборудование предназначенное для самостоятельного взлета, навигации в автономном полете, возврат на аэродром базирования и самостоятельную посадку, при этом оперение расположено впереди несущих плоскостей, механизация предназначена для полета при больших углах атаки, воздухозаборник выполнен кольцевым с расположением вблизи центра масс аппарата. Следует отметить, что траектория полета летательных аппаратов с подобной компоновкой аналогична траектории полета ракет-перехватчиков, поэтому данные летательные аппараты для разведывательных целей являются уязвимыми.

Известны технические решения летательных аппаратов с возможностью вертикального взлета и посадки с использованием истекающей реактивной струи двигателей по периметру кольцевого либо кругового крыла (патент РФ N 2005660, автор Брагин С.Ф., опубл. 15.01.1994 г., патент РФ N 2491206, автор Ансеров Д.О., Ансеров А.Д., опубл. 20.05.2013 г.) При многих компоновочных и конструктивных недостатках перечисленных технических решений следует отметить рациональность использования истечения реактивной струи по периметру летательного аппарата как для создания суммарного уравновешенного реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата с максимальным эксцентриситетом в размере периметрального радиуса кольцевого либо кругового крыла в режиме вертикального подъема, зависания, и посадки, так и для возможностей высокоманевренного полета по непредсказуемой траектории. Известны также реализованные технические решения самолетов с укороченным и вертикальным взлетом и посадкой (см. кн. Ружицкий Е.И., «Европейские самолеты вертикального взлета», ООО изд. «Астрель», ООО изд. АСТ, 2000 г.) ЯК-38, ЯК-141 и серия модификаций самолетов ХАРРИЕР GR.Мк.3. Данный самолет выполнен по схеме моноплана с одним подъемно-маршевым двигателем ТРДД Бристоль-Сидпи «Пегас», при этом поворотные сопла установлены по бокам фюзеляжа. Воздухозаборники боковые нерегулируемые. Все четыре сопла поворачиваются синхронно при этом максимальный угол поворота сопел составляет 98,5 град.

Недостатком данного технического решения с расположением сопел вблизи центра тяжести самолета является его неустойчивость в режимах вертикального подъема, зависания и посадки, а также в промежуточном режиме перехода от зависания к горизонтальному полету. Целью настоящего изобретения является повышение маневренности разведывательных и ударных беспилотных летательных аппаратов способных двигаться по траекториям недостижимых для ракет-перехватчиков.

Для достижения целей по повышению эффективности способа бесконтактного ведения боевых действий включающего этапы на которых: осуществляют разведывательные действия на территории предполагаемого театра боевых действий; подготавливают силы и средства для нанесения поражения разведанных объектов противника; наносят поражающее воздействие на объекты противника при помощи оружия различного поражающего действия; при этом на этапе разведывательных действий выполняют лазерное сканирование территории предполагаемого театра боевых действий с построением трехмерной координатной цифровой модели местности, определение координат стационарных целей противника с внесением координат стационарных целей противника в оцифрованную трехмерную модель предполагаемого театра боевых действий, определение координат движущихся мобильных целей вооружения и группировок войск противника с периодическим либо постоянным внесением корректировки изменяющихся координат движущихся мобильных целей вооружения и группировок войск противника в координатной цифровой модели местности;

при этом на этапе подготовки сил и средств для нанесения поражения разведанных объектов противника выполняют определение вида необходимого поражающего крылатого ракетного снаряда для уничтожения каждой разведанной цели противника, определение времени, места запуска либо отстрела, траектории полета до назначенной цели с программным управлением в комбинации с самонаведением по разведанным координатам каждого крылатого ракетного снаряда класса земля - земля, либо вода - земля, либо земля - вода, либо вода - вода, либо воздух - земля, либо воздух - вода, из зоны поражающего действия крылатого ракетного снаряда, определение места старта

и программирование траектории движения одного либо нескольких беспилотных, либо пилотируемых ракетноносцев-доставщиков для доставки в зону поражающего радиуса действия боекомплекта боевого крылатого ракетного вооружения для уничтожения разведанных целей противника, определение места посадки летательных ракетноносцев-доставщиков после выполнения боевой задачи;

5 при этом на этапе нанесения поражающего воздействия на объекты противника выполняют первоочередное подавление либо уничтожение, при наличии у противника, космических спутников противника по обеспечению глобального позиционирования, спутников связи, спутников военного назначения, подавление либо уничтожение, при  
10 наличии у противника, радарных установок системы противоракетной и противовоздушной обороны противника при помощи беспилотных летательных аппаратов способных двигаться по траекториям недосыгаемых для ракет-перехватчиков, запуск одного либо нескольких ракетноносцев-доставщиков для доставки боевого ракетного вооружения по запрограммированной траектории движения в зону  
15 поражающего действия крылатых ракетных снарядов после получения контрольного подтверждения подавления либо уничтожения радарных установок системы противоракетной и противовоздушной обороны противника, а также подтверждения координат разведанных целей противника в режиме реального времени, запуск либо отстрел крылатых ракетных снарядов класса земля - земля, либо вода - земля, либо  
20 земля - вода, либо вода - вода, либо воздух - земля, либо воздух - вода, с программным управлением траектории полета до назначенной цели по разведанным координатам в комбинации с самонаведением из зоны поражающего радиуса действия, запуск самонаводящихся ракетных снарядов класса воздух - воздух с борта маневренных ракетноносцев по обнаруженным целям перехватчикам, горизонтальную либо  
25 вертикальную посадку летательных ракетноносцев-доставщиков на заранее подготовленные платформы, либо площадки, либо аэродромы.

Для достижения целей по увеличению скорости и скрытности выдвижения ракетноносцев-доставщиков в зону бесконтактного ведения боевых действий, а также быстрого возвращения на базовые позиции для подготовки к выполнению новой боевой задачи предлагается восемь вариантов выполнения ракетноносцев-доставщиков.

Вариант ракетноносца-доставщика N 1. Ракетносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде реактивного аппарата способного двигаться по поверхности воды, над водной поверхностью и под водой с использованием реактивного водного движителя, включающего корпус  
35 центрального модуля сигарообразной обтекаемой формы, несущие крылья с элементами механизации, водометную силовую установку, водозаборные устройства, систему каналов трубопроводов соединяющих водозаборные устройства с силовой водометной установкой и с выпускными соплами, интегрированную систему управления реактивным аппаратом, при этом выпускные сопла от маршевой водометной установки расположены  
40 в хвостовой части корпуса центрального модуля, кроме этого выпускные сопла от силовой водометной установки расположены в виде двумерного массива по наружной поверхности корпуса реактивного аппарата в зависимости от гидродинамического сопротивления участков корпуса реактивного аппарата, при этом выпускные сопла от силовой водометной установки имеют изменяемый силовой вектор тяги, при этом  
45 несущие крылья с элементами механизации выполнены выдвижными, при этом водозаборное устройство выполнено погружным и закреплено к корпусу реактивного аппарата при помощи трансформируемой системы стержневых конструкций, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным

управлением в комбинации с самонаведением, которые располагаются в пусковых стволах центрального модуля реактивного аппарата под углом к продольной оси корпуса центрального модуля.

5        Вариант ракетоносца-доставщика N 2. Пилотируемый либо беспилотный ракетоносец-  
доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса  
действия, в виде крылатого ракетоносителя с горизонтальным либо вертикальным  
взлетом и вертикальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными  
маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части центрального модуля,  
10 интегрированную систему управления со связью с системой глобального  
позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-  
снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые  
крепятся с обеих сторон несущих поверхностей трех либо более крыльев-пилонов  
располагаемых радиально на центральном модуле ракетоносца-доставщика, при этом  
15 запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета  
ракетоносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетоносца-  
доставщика, при этом в режиме вертикального подъема, зависания либо вертикальной  
посадки ракетоносца-доставщика, для создания устойчивого суммарного  
уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести  
20 ракетоносителя-доставщика, как минимум на трех концевых участках радиальных  
крыльев-пилонов, либо как минимум на трех выдвигаемых радиальных консолях  
установлены боковые посадочные реактивные двигатели, при этом в хвостовой части  
центрального модуля ракетоносца-доставщика в режиме старта и разгона установлен  
один либо несколько отделяемых разгонных модулей с реактивными маршевыми  
двигателями расположенными в хвостовой части отделяемого разгонного модуля и,  
25 как минимум, с тремя боковыми реактивными двигателями, установленными на  
концевых участках радиальных крыльев-пилонов отделяемых разгонных модулей для  
возможности создания в режиме вертикальной посадки отделяемых разгонных модулей  
устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно  
центра тяжести отделяемого разгонного модуля.

30        Вариант ракетоносца-доставщика N 3. Пилотируемый либо беспилотный ракетоносец-  
доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса  
действия, в виде крылатого ракетоносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной  
посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями  
расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему  
35 управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое  
ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением  
в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей  
двух либо более крыльев-пилонов располагаемых радиально на центральном модуле  
ракетоносца-доставщика, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов  
40 осуществляют как в направлении полета ракетоносца-доставщика, так и  
противоположном направлении полета ракетоносца-доставщика, при этом в хвостовой  
части центрального модуля ракетоносца-доставщика в режиме старта и разгона  
закреплен один либо несколько отделяемых разгонных модулей с возможностью  
осуществления автономной горизонтальной посадки после отделения от ракетоносца-  
45 доставщика, с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой  
части отделяемых разгонных модулей.

Вариант ракетоносца-доставщика N 4. Пилотируемый либо беспилотный ракетоносец-  
доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса

действия, в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей двух либо более крыльев-пилонов располагаемых радиально на центральном модуле ракетносца-доставщика, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносца-доставщика, так и в противоположном направлении полета ракетносца-доставщика, при этом в хвостовой части центрального модуля ракетносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплен один либо несколько отделяемых разгонных модулей с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части отделяемого разгонного модуля и, как минимум, с тремя боковыми реактивными двигателями установленными на концевых участках радиальных крыльев-пилонов отделяемых разгонных модулей для возможности создания в режиме вертикальной посадки отделяемых разгонных модулей устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого разгонного модуля.

Вариант ракетносца-доставщика N 5. Пилотируемый либо беспилотный ракетносца-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей четырех либо более крыльев-пилонов располагаемых радиально на центральном модуле ракеты-носителя, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносителя, так и в противоположном направлении полета ракетносителя.

Вариант ракетносца-доставщика N 6. Пилотируемый либо беспилотный ракетносца-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде крылатого ракетносителя с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей четырех либо более крыльев-пилонов располагаемых радиально на центральном модуле ракетносителя, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносителя, так и в противоположном направлении полета ракетносителя, при этом в режиме зависания и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносителя, как минимум на трех концевых участках несущих радиальных крыльев-пилонов, либо как минимум на трех выдвижных радиальных консолях установлены боковые посадочные реактивные двигатели.

Вариант ракетносца-доставщика N 7. Пилотируемый либо беспилотный ракетносца-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса

действия, в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части центрального модуля, крылья-пилонны с элементами механизации, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые располагаются в пусковых стволах центрального модуля ракетносителя под углом к продольной оси ракетносителя.

Вариант ракетносца-доставщика № 8. Пилотируемый либо беспилотный ракетносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде крылатого ракетносителя с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые располагаются в пусковых стволах центрального модуля ракеты-носителя под углом к продольной оси ракетносителя, при этом в режиме зависания и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносителя, как минимум на трех концевых участках несущих радиальных крыльев-пилоннов, либо как минимум на трех выдвижных радиальных консолях установлены боковые посадочные реактивные двигатели.

Для достижения цели настоящего изобретения по повышению маневренности разведывательных и ударных пилотируемых либо беспилотных летательных аппаратов способных двигаться по траекториям недосягаемых для ракет-перехватчиков предлагается пять вариантов исполнения летательных аппаратов.

Вариант разведывательного либо ударного пилотируемого либо беспилотного летательного аппарата № 1. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж, несущие крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из одного либо более реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ), которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально как минимум в трех направлениях.

Вариант разведывательного либо ударного пилотируемого либо беспилотного летательного аппарата № 2. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий фюзеляж, несущие крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему

управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из, как минимум, трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ), которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом как минимум два реактивных двигателя с изменяемым силовым вектором тяги имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально как минимум в трех направлениях.

Вариант разведывательного либо ударного пилотируемого либо беспилотного летательного аппарата № 3. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий фюзеляж, несущие крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из, как минимум, трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ), которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом как минимум два реактивных двигателя с изменяемым силовым вектором тяги имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси, при этом сопла с ИСВТ имеют целевое расположение поворотных лопаток по контуру выходного сечения сопла, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально как минимум в трех направлениях.

Вариант разведывательного либо ударного пилотируемого либо беспилотного летательного аппарата № 4. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж, несущие крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит как минимум, из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом как минимум два двигателя имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси, при этом крыло с элементами механизации для изменения профиля крыла выполнено кольцевого, овального либо многоугольного очертания в плане, при этом носок крыла с элементами механизации для изменения профиля крыла находится в створе набегающего потока воздушной струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего

реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех либо более реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей направлены радиально как минимум в трех направлениях.

5        Вариант разведывательного либо ударного пилотируемого либо беспилотного летательного аппарата № 5. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж, несущие крылья с элементами  
10 механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит как минимум, из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом как минимум два крыла с элементами механизации заблокированы  
15 с заодно с реактивными, либо с турбовентиляторными, либо с турбовинтовыми, либо с турбовинтовентиляторными двигателями и выполнены поворотными относительно вертикальной оси, при этом носки крыльев с элементами механизации для изменения профиля крыла находятся в створе набегающего потока воздушной струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных  
20 двигателей, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех либо более реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей направлены радиально  
25 как минимум в трех направлениях.

На иллюстрационных примерах данного изобретения показаны варианты исполнения ракетноносцев-доставщиков для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, а также варианты исполнения беспилотных, либо пилотируемых высокоманевренных летательных аппаратов для осуществления  
30 разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия.

На представленных чертежах позициями обозначены:

поз. 1 - корпус центрального модуля ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде реактивного  
35 аппарата способного двигаться по поверхности воды, над водной поверхностью и под водой с использованием реактивного водного движителя;

поз. 2 - погружное водозаборное устройство;

поз. 3 - выпускные сопла от маршевой водометной установки;

поз. 4 - выпускные сопла с изменяемым силовым вектором тяги от водометной  
40 установки расположенные в виде двумерного массива по наружной поверхности корпуса реактивного аппарата в зависимости от гидродинамического сопротивления участков корпуса реактивного аппарата;

поз. 5 - конструкция крепления погружного водозаборного устройства в виде трансформируемой системы стержневых конструкций;

45        поз. 6 - трансформируемые аэродинамические крылья с элементами механизации;

поз. 7 - подводные крылья;

поз. 8 - крылатые ракетные-снаряды, располагаемые в пусковых стволах центрального модуля реактивного аппарата под углом к продольной оси корпуса

центрального модуля;

поз. 9 - пусковой ствол;

поз. 10 - канал для отвода реактивной газовой струи;

поз. 11 - центральный модуль ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде крылатого ракетносителя;

поз. 12 - маршевые реактивные двигатели ракетносца-доставщика;

поз. 13 - подвесной крылатый ракетный-снаряд с обеих сторон поверхностей крыльев-пилонов крылатого ракетносителя;

поз. 14 - несущие радиальные крылья-пилон крылатого ракетносителя-доставщика;

поз. 15 - посадочный реактивный двигатель с изменяемым силовым вектором тяги;

поз. 16 - отделяемая разгонная ступень с возможностью осуществления автономной вертикальной посадки;

поз. 17 - маршевые реактивные двигатели отделяемой разгонной ступени поз. 16, либо отделяемых разгонных модулей поз. 22;

поз. 18 - три реактивных двигателя установленных на концевых участках радиальных крыльев-пилонов отделяемой разгонной ступени для возможности создания режиме вертикального подъема, зависания и вертикальной посадки устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемой разгонной ступени;

поз. 19 - радиальные крылья-пилон отделяемой разгонной ступени;

поз. 20 - стыковочный узел центрального модуля ракетносца-доставщика с отделяемой разгонной ступенью;

поз. 21 - тормозной реактивный двигатель;

поз. 22 - отделяемый разгонный модуль с возможностью осуществления автономной вертикальной посадки;

поз. 23 - три реактивных двигателя установленных на концевых участках радиальных крыльев-пилонов отделяемого разгонного модуля для возможности создания режиме вертикального подъема, зависания и вертикальной посадки устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого разгонного модуля;

поз. 24 - радиальные крылья-пилон отделяемого разгонного модуля;

поз. 25 - стыковочные радиальные пилон для крепления отделяемых разгонных модулей к корпусу центрального модуля ракетносца-доставщика;

поз. 26 - отделяемый разгонный модуль с возможностью осуществления автономной горизонтальной посадки;

поз. 27 - несущие крылья консоли отделяемого разгонного модуля с возможностью осуществления автономной горизонтальной посадки;

поз. 28 - выдвижной обтекатель отделяемой разгонной ступени;

поз. 29 - шасси для осуществления горизонтального взлета и горизонтальной посадки ракетносца-доставщика;

поз. 30 - крылья переднего стабилизатора;

поз. 31 - поворотное крыло-пилон с посадочными реактивными двигателями;

поз. 32 - выдвижные радиальные консоли с посадочными реактивными двигателями;

поз. 33 - посадочные реактивные двигатели на выдвижных радиальных консолях;

поз. 34 - реактивный либо турбовентиляторный двигатель;

поз. 35 - выходное сопло с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ);

поз. 36 - выходное сопло с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) со щелевым

расположением поворотных лопаток по контуру выходного сечения сопла;

поз. 37 - фюзеляж дискообразной формы;

поз. 38 - несущая горизонтальная опорная консоль для возможности поворота реактивных, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей вокруг вертикальной оси;

поз. 39 - консоль линейного крыла;

поз. 40 - элементы механизации крыла;

поз. 41 - поворотная платформа для возможности поворота вокруг вертикальной оси реактивных, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с ИСВТ;

поз. 42 - поворотная платформа для возможности поворота вокруг вертикальной оси реактивных, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей сблокированных с участком крыльев располагающихся в створе набегающего потока реактивных, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей;

поз. 43 - закапотированный турбовинтовой либо турбовинтовентиляторный двигатель;

поз. 44 - несущее крыло сблокированное с поворотным закапотированным турбовинтовым либо турбовинтовентиляторным двигателем с ИСВТ;

поз. 45 - кольцевое крыло с элементами механизации для изменения профиля крыла;

поз. 46 - элементы механизации кольцевого крыла;

поз. 47 - направление набегающего потока атмосферного воздуха;

поз. 48 - направление потока истекающей струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей;

поз. 49 - снаряд доставляемый в зону радиуса действия;

поз. 50 - турбовинтовентиляторный двигатель;

поз. 51 - крыло сблокированное с поворотным закапотированным турбовинтовентиляторным двигателем и располагающееся в створе набегающего потока истекающего из закапотированного турбовинтовентиляторного двигателя;

$\alpha_1$  - угол атаки между хордой крыла и потоком истекающей струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей;

$\alpha_2$  - угол атаки между хордой крыла и набегающим потоком атмосферного воздуха.

$M_p$  - реактивный момент от истекающей струи двигателей относительно центра тяжести самолета в режиме подъема, зависания, маневрирования и посадки летательного аппарата.

На чертежах изображено:

на фиг. 1 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде реактивного аппарата способного двигаться по поверхности воды, над водной поверхностью и под водой в положении движения по поверхности воды, включающего корпус центрального модуля сигарообразной обтекаемой формы поз. 1, несущие крылья поз. 6 с элементами механизации, водометную силовую установку, водозаборное устройство поз. 2, систему каналов трубопроводов соединяющих водозаборные устройства с силовой водометной установкой и с выпускными соплами поз. 3, поз. 4, интегрированную систему управления реактивным аппаратом, при этом выпускные сопла поз. 3 от маршевой водометной установки расположены в кормовой части корпуса центрального модуля, а выпускные сопла поз. 4 с изменяемым вектором тяги расположены в виде двумерного массива по

наружной поверхности корпуса центрального модуля реактивного аппарата в зависимости от гидродинамического сопротивления участков корпуса реактивного аппарата, при этом несущие крылья поз. 6 с элементами механизации выполнены телескопическими выдвигаемыми, при этом водозаборное устройство поз. 2 выполнено погрузным и закреплено к корпусу реактивного аппарата при помощи трансформируемой системы стержневых конструкций поз. 5;

на фиг. 2 - компоновочная схема ракетносца-доставщика по фиг. 1 в положении движения под водой;

на фиг. 3 - компоновочная схема ракетносца-доставщика по фиг. 1 в режиме взлета над водной поверхностью;

на фиг. 4 - компоновочная схема ракетносца-доставщика по фиг. 1 в режиме полета над водной поверхностью;

на фиг. 5 - схема продольного разреза ракетносца-доставщика по фиг. 1 с расположением боевого ракетного вооружения из крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах поз. 9 под углом к продольной оси корпуса центрального модуля поз. 1;

на фиг. 6 - схема поперечного разреза ракетносца-доставщика по фиг. 1 с расположением боевого ракетного вооружения из крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах поз. 9 центрального модуля реактивного аппарата поз. 1;

на фиг. 7 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетносителя, с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающего центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля, тормозной реактивный двигатель поз. 21 расположенный в носовой части центрального модуля поз. 11, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов поз. 13 с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей трех крыльев-пилонов поз. 14 располагаемых радиально на центральном модуле поз. 11 ракетносца-доставщика, а также крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах внутри корпуса центрального модуля поз. 11 под углом к продольной оси корпуса центрального модуля, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов поз. 8 и поз. 13 осуществляют как в направлении полета ракетносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетносца-доставщика, при этом для режима зависания либо вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносителя на трех концевых участках несущих радиальных крыльев-пилонов установлены боковые посадочные реактивные двигатели поз. 15, при этом в хвостовой части центрального модуля поз. 11 ракетносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплен отделяемый соосный разгонный модуль поз. 16 с реактивными маршевыми двигателями поз. 17, с тремя боковыми реактивными двигателями поз. 18 установленными на концевых участках радиальных крыльев-пилонов поз. 19 отделяемого соосного разгонного модуля поз. 16 для возможности создания в режиме вертикальной посадки отделяемого разгонного модуля поз. 16 устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого разгонного модуля;

на фиг. 8 - вид F1-F1;

на фиг. 9 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетносителя по фиг. 7 в режиме полета после отделения разгонного модуля поз. 16;

5 на фиг. 10 - вид F2-F2;

на фиг. 11 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетносителя по фиг. 7 в режиме вертикальной посадки; на фиг. 12 - компоновочная схема отделяемого соосного разгонного модуля поз. 16 в

10 режиме вертикальной посадки;

на фиг. 13 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетносителя, с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающего центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми

15 двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля,

тормозной реактивный двигатель поз. 21 расположенный в носовой части центрального модуля поз. 11, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-

20 снарядов поз. 13 с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые

крепятся с обеих сторон несущих поверхностей трех крыльев-пилонов поз. 14 располагаемых радиально на центральном модуле поз. 11 ракетносца-доставщика, а также крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах

25 внутри корпуса центрального модуля поз. 11 под углом к продольной оси корпуса

центрального модуля, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов поз. 8 и поз. 13 осуществляют как в направлении полета ракетносца-доставщика, так и

30 противоположном направлении полета ракетносца-доставщика, при этом для режима

зависания либо вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносца-

доставщика на трех концевых участках несущих радиальных крыльев-пилонов

установлены боковые посадочные реактивные двигатели поз. 15, при этом в хвостовой

35 части центрального модуля поз. 11 ракетносца-доставщика в режиме старта и разгона

закреплены на стыковочных радиальных пилонах поз. 25 три отделяемых боковых разгонных модулей поз. 22 с реактивными маршевыми двигателями поз. 17 и с тремя

40 боковыми реактивными двигателями поз. 23 установленными на концевых участках

радиальных крыльев-пилонов

поз. 24 отделяемых боковых разгонных модулей поз. 22 для возможности создания, в режиме вертикальной посадки отделяемых боковых разгонных модулей, устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого разгонного модуля;

на фиг. 14 - вид F3-F3;

на фиг. 15 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого

45 либо беспилотного крылатого ракетносителя по фиг. 13 в режиме полета после

отделения боковых разгонных модулей поз. 22;

на фиг. 16 - вид F4-F4;

на фиг. 17 - компоновочная схема ракетносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетносителя по фиг. 13 в режиме вертикальной

посадки;

на фиг. 18 - компоновочная схема отделяемого бокового разгонного модуля поз. 22 в режиме вертикальной посадки;

на фиг. 19 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетноносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающего центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов поз. 13 с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей двух горизонтальных крыльев-пилонов поз. 14, а также крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах внутри корпуса центрального модуля поз. 11 под углом к продольной оси корпуса центрального модуля, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов поз. 8 и поз. 13 осуществляют как в направлении полета ракетноносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетноносца-доставщика, при этом в хвостовой части центрального модуля поз. 11 ракетноносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплены на стыковочных горизонтальных пилонах поз. 25 два отделяемых боковых разгонных модуля поз. 22 с реактивными маршевыми двигателями поз. 17 и с тремя боковыми реактивными двигателями поз. 23 установленными на концевых участках радиальных крыльев-пилонов поз. 24 отделяемых боковых разгонных модулей поз. 22 для возможности создания в режиме вертикальной посадки отделяемых боковых разгонных модулей, устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого разгонного модуля;

на фиг. 20 - схема поперечного разреза F4-F4 ракетноносца-доставщика по фиг. 19 с расположением боевого ракетного вооружения из крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах под углом к продольной оси корпуса центрального модуля поз. 11;

на фиг. 21 - вид F5-F5;

на фиг. 22 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетноносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающего центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов поз. 13 с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей радиальных крыльев-пилонов поз. 14, а также крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах внутри корпуса центрального модуля поз. 11 под углом к продольной оси корпуса центрального модуля, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов поз. 8 и поз. 13 осуществляют как в направлении полета ракетноносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетноносца-доставщика, при этом в хвостовой части центрального модуля поз. 11 ракетноносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплены на стыковочных горизонтальных пилонах поз. 25 два отделяемых боковых разгонных модуля поз. 26 с возможностью осуществления автономной горизонтальной посадки после отделения от ракетноносца-доставщика, с реактивными маршевыми

двигателями поз. 17 расположенными в хвостовой части отделяемых разгонных модулей, на фиг. 23 - схема поперечного разреза F7-F7 ракетноносца-доставщика по фиг. 23 с расположением боевого ракетного вооружения из крылатых ракет-снарядов поз. 8, которые располагаются в пусковых стволах под углом к продольной оси корпуса

5 центрального модуля поз. 11;

на фиг. 24 - вид F8-F8;

на фиг. 25 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетоносителя с горизонтальным либо вертикальным

10 взлетом и вертикальной посадкой, включающего центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля, тормозной реактивный двигатель поз. 21 расположенный в носовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение

15 состоит из крылатых ракет-снарядов поз. 13 с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей на пяти либо на шести крыльях-пилонах поз. 14, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов поз. 13 осуществляют как в направлении полета ракетноносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетноносца-доставщика, при этом для

20 режима зависания либо вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетноносца-доставщика на трех концевых участках несущих радиальных крыльев-пилонах установлены боковые посадочные реактивные двигатели поз. 15, при этом для варианта ракетноносца-доставщика с горизонтальным взлетом и вертикальной посадкой

25 предусмотрены поворотные несущие поворотные крылья-пилоны поз. 3 с посадочными боковыми реактивными двигателями поз. 15;

на фиг. 26 - вид F9-F9 для варианта ракетноносца-доставщика в режиме горизонтального взлета;

на фиг. 27 - вид F9-F9 для варианта ракетноносца-доставщика с горизонтальным

30 взлетом и вертикальной посадкой в режиме вертикальной посадки;

на фиг. 28 - вид F7-F7 для варианта ракетноносца-доставщика с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой;

на фиг. 29 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого

35 либо беспилотного крылатого ракетоносителя по фиг. 25 в режиме вертикальной посадки;

на фиг. 30 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетоносителя с горизонтальным взлетом и

40 горизонтальной посадкой, включающий центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением поз. 13, которые

45 крепятся с обеих сторон несущих поверхностей четырех крыльев-пилонах поз. 14 располагаемых радиально на центральном модуле поз. 11 ракеты-носителя, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетноносителя, так и противоположном направлении полета ракетноносителя,

на фиг. 31 - вид F10-F10 в режиме горизонтального взлета;

на фиг. 32 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетноносителя с горизонтальным либо вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающий центральный модуль поз. 11 с реактивными маршевыми двигателями поз. 12 расположенными в хвостовой части центрального модуля поз. 11, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов поз. 13 с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей четырех либо шести крыльев-пилонов поз. 14 располагаемых радиально на центральном модуле ракетноносителя, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетноносителя, так и противоположном направлении полета ракетноносителя, при этом для режима зависания либо вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетноносителя, на трех выдвижных радиальных консолях поз. 32 установлены посадочные боковые реактивные двигатели поз. 33;

на фиг. 33 - вид F11-F11 для варианта ракетноносца-доставщика с горизонтальным взлетом;

на фиг. 34 - вид F11-F11 для варианта ракетноносца-доставщика с вертикальным взлетом;

на фиг. 35 - компоновочная схема ракетноносца-доставщика для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, в виде пилотируемого либо беспилотного крылатого ракетноносителя по фиг. 32 в режиме вертикальной посадки;

на фиг. 36 - вид F12-F12 для варианта ракетноносца-доставщика с горизонтальным взлетом в режиме вертикальной посадки;

на фиг. 37 - вид F12-F12 для варианта ракетноносца-доставщика с вертикальным взлетом в режиме вертикальной посадки;

на фиг. 38 - сечение А1-А1 по реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) с шарнирным соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 35 для изменения направления истекающей реактивной струи двигателей, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме вертикального подъема, маневрирования, зависания либо вертикальной посадки реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 39 - сечение А2-А2 по поворотным реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с ИСВТ с шарнирным соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 35 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 40 - сечение А3-А3 по реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с ИСВТ с шарнирным соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 35 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 41 - сечение А4-А4 по реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными

соплами с ИСВТ с шарнирным соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 35 для изменения направления истекающей реактивной струи двигателей, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме резкого снижения, вертикального маневрирования реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 42 - сечение А5-А5 по реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с ИСВТ со щелевым соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 36 для изменения направления истекающей реактивной струи двигателей, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме вертикального подъема,

маневрирования, зависания либо вертикальной посадки реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 43 - сечение А6-А6 по поворотным реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с ИСВТ со щелевым соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 36 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 44 - сечение А7-А7 по реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с ИСВТ со щелевым соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 36 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 45 - сечение А8-А8 по реактивным либо турбовентиляторным двигателям поз. 34, с круглыми, либо плоско-прямоугольными, либо плоско-овальными выходными соплами с ИСВТ со щелевым соединением поворотных лопаток ИСВТ поз. 36 для изменения направления истекающей реактивной струи двигателей, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме резкого снижения, вертикального маневрирования реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 46 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж поз. 37, крылья поз. 39 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 40, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей поз. 34 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 35, либо поз. 36, которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально в трех направлениях под углом 120 град., при этом реактивные, либо турбовентиляторные двигатели поз. 34 имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси при помощи несущей горизонтальной опорной консоли поз. 38;

на фиг. 47 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного

аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 46 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 48 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж поз. 37, крылья поз. 39 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 40, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из одного маршевого реактивного либо турбовентиляторного двигателя поз. 34 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 35, либо поз. 36, которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально в трех направлениях под углом 120 град.,

на фиг. 49 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 48 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 50 - компоновочная схема беспилотного высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий дискообразный фюзеляж поз. 37, крылья поз. 39 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 40, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей поз. 34 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 35, либо поз. 36, которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально в трех направлениях под углом 120 град., при этом все реактивные либо турбовентиляторные двигатели установлены на поворотных платформах поз. 41 для возможности поворота вокруг вертикальной оси;

на фиг. 51 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 50 в режиме винтового вертикального маневрирования;

на фиг. 52 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 50 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 53 - показано сечение В1-В1 по закапотированным турбовинтовым либо турбовинтовентиляторным двигателям поз. 43 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 36 плоского-прямоугольного, либо плоско-

овального, либо круглого выходного сечения для изменения направления истекающей реактивной струи двигателей, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме вертикального подъема, маневрирования, зависания либо

5 вертикальной посадки реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей направлены радиально в трех направлениях, при этом поворотные лопатки выходных сопел с ИСВТ закапотированных турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей выполнены обтекаемой формы профиля со щелевым расположением по контуру выходного сечения сопла в два ряда;

10 на фиг. 54 - показано сечение В2-В2 по закапотированным турбовинтовым либо турбовинтовентиляторным двигателям поз. 43 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 36 плоского-прямоугольного, либо плоско-овального, либо круглого выходного сечения со щелевым расположением по контуру выходного сечения сопла, в режиме горизонтального полета;

15 на фиг. 55 - показано сечение В3-В3 по закапотированным турбовинтовым либо турбовинтовентиляторным двигателям поз. 43 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 36 плоского-прямоугольного, либо плоско-овального, либо круглого выходного сечения для изменения направления истекающей реактивной струи двигателей, при этом для создания устойчивого суммарного

20 уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме резкого снижения, вертикального маневрирования реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 43 направлены радиально в трех направлениях, при этом поворотные лопатки выходных сопел с ИСВТ закапотированных турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей

25 выполнены обтекаемой формы профиля со щелевым расположением по контуру выходного сечения сопла в два ряда;

на фиг. 56 - компоновочная схема беспилотного высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего

30 радиуса действия включающий дискообразный фюзеляж поз. 37, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из трех закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43 с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ) поз. 36, которые имеют плоско-прямоугольное, либо

35 плоско-овальное выходное сечение, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести беспилотного летательного аппарата срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально в трех направлениях под углом 120 град., при этом

40 несущие крылья поз. 44 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 40 сблокированы с закапотированными турбовинтовыми либо турбовинтовентиляторными двигателями поз. 43 с ИСВТ поз. 36, при этом все три закапотированные турбовинтовые либо турбовинтовентиляторные двигатели поз. 43 установлены на поворотных платформах поз. 41 для возможности поворота вокруг

45 вертикальной оси;

на фиг. 57 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего

радиуса действия по фиг. 56 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 58 - сечение С1-С1, показана схема обдува кругового замкнутого крыла поз. 45 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 46 для беспилотного летательного аппарата с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой набегающим потоком истекающей струи из реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43; в режиме вертикального взлета, вертикального маневрирования, зависания и вертикальной посадки, при этом носок крыла поз. 45 с элементами механизации для изменения профиля замкнутого кругового крыла поз. 46 расположен в створе набегающего потока истекающей струи из реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме вертикального подъема, маневрирования, зависания либо вертикальной посадки реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 59 - сечение С2-С2, показана схема обдува кругового замкнутого крыла поз. 45 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 46 для беспилотного летательного аппарата с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой набегающим потоком истекающей струи из реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43 в режиме резкого снижения либо вертикального маневрирования, при этом носок крыла по. 45 с элементами механизации для изменения профиля замкнутого кругового крыла поз. 43 расположен в створе набегающего потока истекающей струи из реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата в режиме резкого снижения либо вертикального маневрирования реактивные моменты от трех реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43 направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 60 - сечение С3-С3, показана схема обдува замкнутого кругового крыла поз. 45 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 46 для самолета с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой набегающим потоком истекающей струи из реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, а также набегающим встречным потоком атмосферного воздуха в момент разгона самолета и набора высоты;

на фиг. 61 - сечение С4-С4, показана схема обдува замкнутого кругового крыла поз. 45 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 46 для самолета с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой набегающим потоком истекающей струи из реактивных либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, а также набегающим встречным потоком атмосферного воздуха в режиме горизонтального полета;

на фиг. 62 - компоновочная схема беспилотного высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий дискообразный фюзеляж поз. 37, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом как минимум два двигателя имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси при помощи несущей горизонтальной кольцевой опорной консоли поз. 38, при этом крыло с элементами механизации для изменения профиля крыла выполнено кольцевого очертания в плане поз. 45 с элементами механизации поз. 46 для изменения профиля крыла, при этом носок крыла находится в створе набегающего потока воздушной струи из реактивных, либо турбовентиляторных поз. 34, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей направлены радиально в трех направлениях под углом 120 град.;

на фиг. 63 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 62 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 64 - компоновочная схема беспилотного высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения поз. 46 в зону поражающего радиуса действия, включающий дискообразный фюзеляж поз. 37, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из четырех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей поз. 34, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом все двигатели имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси при помощи несущей горизонтальной кольцевой опорной консоли поз. 38, при этом крыло с элементами механизации для изменения профиля крыла выполнено кольцевого очертания в плане поз. 45 с элементами механизации поз. 46 для изменения профиля крыла, при этом носок крыла находится в створе набегающего потока воздушной струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей направлены радиально в четырех направлениях под углом 90 град.;

на фиг. 65 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего

радиуса действия по фиг. 64 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 66 - сечение D1-D1, показана схема обдува поворотного крыла поз. 51 беспилотного летательного аппарата набегающим потоком истекающей струи из турбовинтовентиляторного двигателя поз. 50 в режиме вертикального подъема;

5 на фиг. 67 - сечение D2-D2, показана схема обдува поворотного крыла поз. 51 беспилотного летательного аппарата набегающим потоком истекающей струи из турбовинтовентиляторного двигателя поз. 50 в режиме резкого снижения;

на фиг. 68 - сечение D3-D3, показана схема обдува поворотного крыла поз. 51 беспилотного летательного аппарата набегающим потоком истекающей струи из турбовинтовентиляторного двигателя поз. 50 в режиме горизонтального полета;

10 на фиг. 69 - сечение E1-E1, показана схема обдува поворотного крыла поз. 51 беспилотного летательного аппарата набегающим потоком истекающей струи из закапотированного турбовинтовентиляторного двигателя поз. 43 в режиме вертикального подъема;

15 на фиг. 70 - сечение E2-E2, показана схема обдува поворотного крыла поз. 51 беспилотного летательного аппарата набегающим потоком истекающей струи из закапотированного турбовинтовентиляторного двигателя поз. 43 в режиме резкого снижения;

на фиг. 71 - сечение E3-E3, показана схема обдува поворотного крыла поз. 51 беспилотного летательного аппарата набегающим потоком истекающей струи из закапотированного турбовинтовентиляторного двигателя поз. 43 в режиме горизонтального полета;

на фиг. 72 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий дискообразный фюзеляж поз. 37, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из трех турбовинтовентиляторных двигателей поз. 50, при этом два крыла поз. 51 с элементами механизации поз. 40 сблокированы с заодно с турбовинтовентиляторными двигателями поз. 50 и выполнены поворотными относительно вертикальной оси при помощи несущей горизонтальной кольцевой опорной консоли поз. 38, при этом носки крыльев поз. 51 с элементами механизации для изменения профиля крыла поз. 40 находятся в створе набегающего потока воздушной струи из турбовинтовентиляторных двигателей поз. 50, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех турбовинтовентиляторных двигателей поз. 50 направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 73 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 72 в режиме горизонтального полета;

45 на фиг. 74 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий дискообразный фюзеляж поз. 37, крылья с элементами

механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, при этом силовая установка состоит из трех закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом два крыла поз. 51 с элементами механизации поз. 40 заблокированы с заодно с закапотированными турбовинтовыми либо турбовинтовентиляторными двигателями поз. 43 и выполнены поворотными относительно вертикальной оси при помощи поворотных платформ поз. 42, при этом носки крыльев поз. 51 с элементами механизации поз. 40 для изменения профиля крыла находятся в створе набегающего потока воздушной струи из закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки, для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех закапотированных турбовинтовых либо турбовинтовентиляторных двигателей поз. 43 направлены радиально в трех направлениях;

на фиг. 75 - компоновочная схема пилотируемого высокоманевренного летательного аппарата для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия по фиг. 74 в режиме горизонтального полета.

(57) Формула изобретения

1. Способ бесконтактного ведения боевых действий, включающий этапы, на которых:

А) осуществляют разведывательные действия на территории предполагаемого театра боевых действий;

Б) подготавливают силы и средства для нанесения поражения разведанных объектов противника;

В) наносят поражающее воздействие на объекты противника при помощи оружия различного поражающего действия, отличающийся тем, что на этапе разведывательных действий выполняют:

А1) лазерное сканирование территории предполагаемого театра боевых действий с построением трехмерной координатной цифровой модели местности;

А2) определение координат стационарных целей противника с внесением координат стационарных целей противника в оцифрованную трехмерную модель предполагаемого театра боевых действий;

А3) определение координат движущихся мобильных целей вооружения и группировок войск противника с периодическим либо постоянным внесением корректировки изменяющихся координат движущихся мобильных целей вооружения и группировок войск противника в координатной цифровой модели местности;

при этом на этапе подготовки сил и средств для нанесения поражения разведанных объектов противника выполняют:

Б1) определение вида необходимого поражающего крылатого ракетного снаряда для уничтожения каждой разведанной цели противника;

Б2) определение времени, места запуска либо отстрела, траектории полета до назначенной цели с программным управлением в комбинации с самонаведением по разведанным координатам каждого крылатого ракетного снаряда класса земля - земля, либо вода - земля, либо земля - вода, либо вода - вода, либо воздух - земля, либо воздух - вода, из зоны поражающего действия крылатого ракетного снаряда;

Б3) определение места старта и программирование траектории движения одного

либо нескольких беспилотных, либо пилотируемых ракетноносцев-доставщиков для доставки в зону поражающего радиуса действия боекомплекта боевого крылатого ракетного вооружения для уничтожения разведанных целей противника;

5 Б4) определение места посадки летательных ракетноносцев-доставщиков после выполнения боевой задачи;

при этом на этапе нанесения поражающего воздействия на объекты противника выполняют:

10 В1) первоочередное подавление либо уничтожение, при наличии у противника, космических спутников противника по обеспечению глобального позиционирования, спутников связи, спутников военного назначения;

В2) подавление либо уничтожение, при наличии у противника, радарных установок системы противоракетной и противовоздушной обороны противника при помощи беспилотных летательных аппаратов способных двигаться по траекториям недосягаемых для ракет-перехватчиков;

15 В3) запуск одного либо нескольких ракетноносцев-доставщиков для доставки боевого ракетного вооружения по запрограммированной траектории движения в зону поражающего действия крылатых ракетных снарядов после получения контрольного подтверждения подавления либо уничтожения радарных установок системы противоракетной и противовоздушной обороны противника, а также подтверждения  
20 координат разведанных целей противника в режиме реального времени;

В4) запуск либо отстрел крылатых ракетных снарядов класса земля - земля, либо вода - земля, либо земля - вода, либо вода - вода, либо воздух - земля, либо воздух - вода, с программным управлением траектории полета до назначенной цели по разведанным координатам в комбинации с самонаведением из зоны поражающего  
25 радиуса действия;

В5) запуск самонаводящихся ракетных снарядов класса воздух - воздух с борта маневренных ракетноносцев по обнаруженным целям перехватчикам;

В6) горизонтальную либо вертикальную посадку летательных ракетноносцев-доставщиков на заранее подготовленные платформы, либо площадки, либо аэродромы.

30 2. Ракетноносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде реактивного аппарата, способного двигаться по поверхности воды, над водной поверхностью и под водой с использованием реактивного водного движителя, включающего корпус центрального модуля сигарообразной либо дискообразной обтекаемой формы, несущие крылья с элементами  
35 механизации, водометную силовую установку, водозаборные устройства, систему каналов трубопроводов, соединяющих водозаборные устройства с силовой водометной установкой и с выпускными соплами, интегрированную систему управления реактивным аппаратом, при этом выпускные сопла от маршевой водометной установки расположены в хвостовой части корпуса центрального модуля, кроме этого выпускные сопла от  
40 силовой водометной установки расположены в виде двумерного массива по наружной поверхности корпуса реактивного аппарата в зависимости от гидродинамического сопротивления участков корпуса реактивного аппарата, при этом выпускные сопла от силовой водометной установки имеют изменяемый силовой вектор тяги, при этом несущие крылья с элементами механизации выполнены выдвигными, при этом  
45 водозаборное устройство выполнено погружным и закреплено к корпусу реактивного аппарата при помощи трансформируемой системы стержневых конструкций, при этом боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые располагаются в пусковых

стволах центрального модуля реактивного аппарата под углом к продольной оси корпуса центрального модуля.

3. Пилотируемый либо беспилотный ракетоносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий 5 центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей 10 двух либо более крыльев-пилонов, располагаемых радиально на центральном модуле ракетносца-доставщика, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетносца-доставщика, при этом в хвостовой 15 части центрального модуля ракетносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплен один либо несколько пилотируемых либо беспилотных отделяемых разгонных модулей с возможностью осуществления автономной горизонтальной посадки, с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части отделяемых разгонных модулей.

4. Пилотируемый либо беспилотный ракетоносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий 20 центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей 25 двух либо более крыльев-пилонов, располагаемых радиально на центральном модуле ракетносца-доставщика, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносца-доставщика, так и 30 противоположном направлении полета ракетносца-доставщика, при этом в хвостовой части центрального модуля ракетносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплен один либо несколько пилотируемых, либо беспилотных отделяемых разгонных модулей с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в 35 хвостовой части отделяемых разгонных модулей, и, как минимум, с тремя боковыми реактивными двигателями, установленными на концевых участках радиальных крыльев-пилонов отделяемых разгонных модулей для возможности создания в режиме вертикальной посадки отделяемых разгонных модулей устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого 40 разгонного модуля.

5. Пилотируемый либо беспилотный ракетоносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным либо вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, 45 включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих

поверхностей трех либо более крыльев-пилонов располагаемых радиально на центральном модуле ракетносца-доставщика, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносца-доставщика, так и противоположном направлении полета ракетносца-доставщика, при этом в режиме 5 зависания и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносителя-доставщика, как минимум на трех концевых участках радиальных крыльев-пилонов, либо как минимум на трех выдвижных радиальных консолях 10 установлены боковые посадочные реактивные двигатели, при этом в хвостовой части центрального модуля ракетносца-доставщика в режиме старта и разгона закреплен один либо несколько пилотируемых либо беспилотных отделяемых разгонных модулей с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части 15 отделяемых разгонных модулей и, как минимум, с тремя боковыми реактивными двигателями, установленными на концевых участках радиальных крыльев-пилонов отделяемых разгонных модулей для возможности создания в режиме вертикальной посадки отделяемых разгонных модулей устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести отделяемого разгонного модуля.

6. Пилотируемый либо беспилотный ракетносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого 20 ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в 25 комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон несущих поверхностей четырех либо более крыльев-пилонов, располагаемых радиально на центральном модуле ракеты-носителя, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют как в направлении полета ракетносителя, так и противоположном направлении полета ракетносителя.

7. Пилотируемый либо беспилотный ракетносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого ракетносителя с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающий 30 центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в 35 комбинации с самонаведением, которые крепятся с обеих сторон поверхностей четырех либо более крыльев-пилонов, располагаемых радиально на центральном модуле ракетносителя, при этом запуск либо отстрел крылатых ракет-снарядов осуществляют 40 как в направлении полета ракетносителя, так и противоположном направлении полета ракетносителя, при этом в режиме зависания и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносителя, как минимум на трех концевых участках радиальных крыльев-пилонов, либо как минимум на трех выдвижных радиальных консолях 45 установлены боковые посадочные реактивные двигатели.

8. Пилотируемый либо беспилотный ракетносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого ракетносителя с горизонтальным взлетом и горизонтальной посадкой, включающий

центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, крылья-пилоны с элементами механизации, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые располагаются в пусковых стволах центрального модуля ракетносителя под углом к продольной оси ракетносителя.

9. Пилотируемый либо беспилотный ракетносец-доставщик для доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия в виде крылатого ракетносителя с вертикальным взлетом и вертикальной посадкой, включающий центральный модуль с реактивными маршевыми двигателями, расположенными в хвостовой части центрального модуля, интегрированную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что боевое ракетное вооружение состоит из крылатых ракет-снарядов с программным управлением в комбинации с самонаведением, которые располагаются в пусковых стволах центрального модуля ракеты-носителя под углом к продольной оси ракетносителя, при этом в режиме зависания и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести ракетносителя, как минимум на трех концевых участках радиальных крыльев-пилонов, либо как минимум на трех выдвижных радиальных консолях установлены боковые посадочные реактивные двигатели.

10. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий фюзеляж, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что силовая установка состоит из одного либо более реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ), которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравновешивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально как минимум в трех направлениях.

11. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий фюзеляж, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что силовая установка состоит из, как минимум, трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ), которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом как минимум два реактивных двигателя с изменяемым силовым вектором тяги имеют возможность поворота вокруг

вертикальной оси, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально как минимум в трех направлениях.

12. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия, включающий фюзеляж, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что силовая установка состоит из, как минимум, трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо закапотированных турбовинтовых, либо закапотированных турбовинтовентиляторных двигателей с выходными соплами с изменяемым силовым вектором тяги (ИСВТ), которые имеют круглое, либо плоско-прямоугольное, либо плоско-овальное выходное сечение, при этом как минимум два реактивных двигателя с изменяемым силовым вектором тяги имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси, при этом сопла с ИСВТ имеют щелевое расположение поворотных лопаток по контуру выходного сечения сопла, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести срединные оси оснований одиночных либо группы сопел с ИСВТ расположены радиально как минимум в трех направлениях.

13. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что силовая установка состоит как минимум, из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом как минимум два двигателя имеют возможность поворота вокруг вертикальной оси, при этом крыло с элементами механизации для изменения профиля крыла выполнено кольцевого, овального либо многоугольного очертания в плане, при этом носок крыла с элементами механизации для изменения профиля крыла находится в створе набегающего потока воздушной струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех либо более реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей направлены радиально как минимум в трех направлениях.

14. Пилотируемый либо беспилотный высокоманевренный летательный аппарат для осуществления разведывательных действий над территорией противника, либо для маневренной доставки боевого ракетного вооружения в зону поражающего радиуса действия включающий фюзеляж, крылья с элементами механизации для изменения профиля крыла, силовую установку, интегральную систему управления со связью с

системой глобального позиционирования, отличающийся тем, что силовая установка состоит как минимум, из трех реактивных двигателей, либо турбовентиляторных двигателей, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей, при этом как минимум два крыла с элементами механизации сблокированы с заодно с  
5 реактивными, либо с турбовентиляторными, либо с турбовинтовыми, либо с турбовинтовентиляторными двигателями и выполнены поворотными относительно вертикальной оси, при этом носки крыльев с элементами механизации для изменения профиля крыла находятся в створе набегающего потока воздушной струи из реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных  
10 двигателей, при этом в режиме вертикального взлета, зависания, вертикального маневра и вертикальной посадки для создания устойчивого суммарного уравнивающего реактивного момента относительно центра тяжести летательного аппарата реактивные моменты от трех либо более реактивных, либо турбовентиляторных, либо турбовинтовых, либо турбовинтовентиляторных двигателей направлены радиально  
15 как минимум в трех направлениях.

20

25

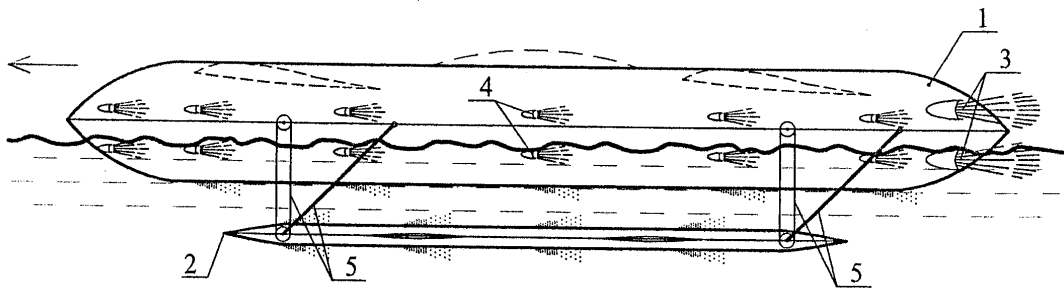
30

35

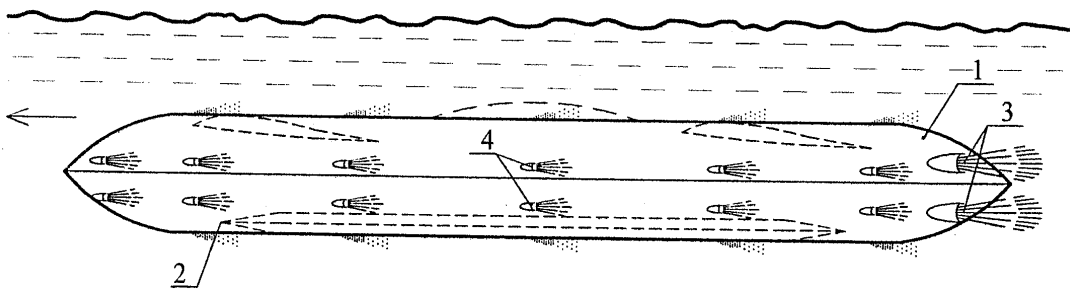
40

45

1



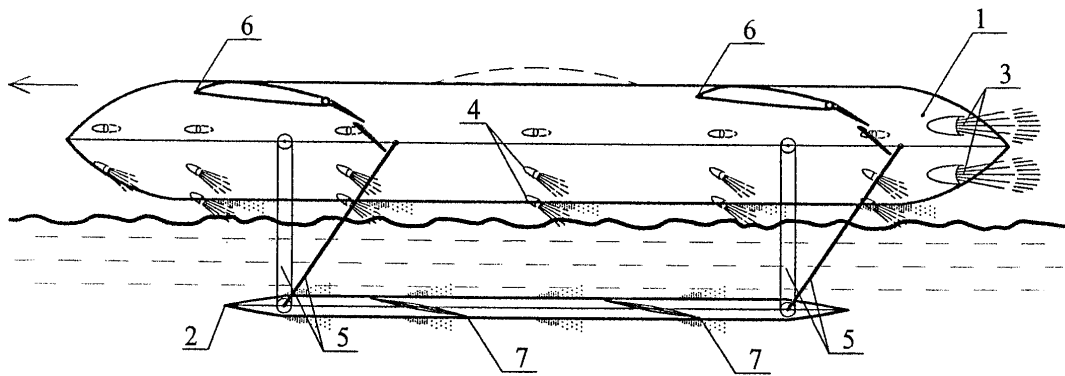
фиг. 1



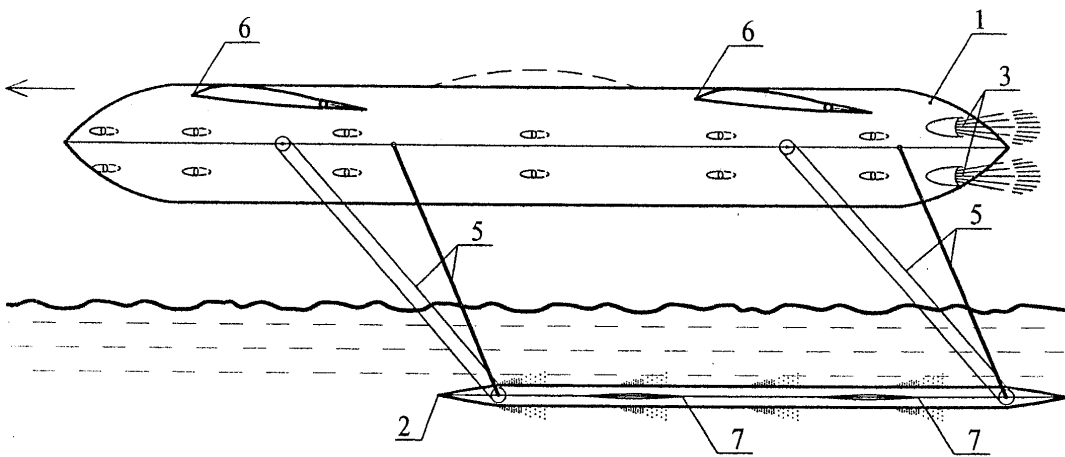
фиг. 2

1

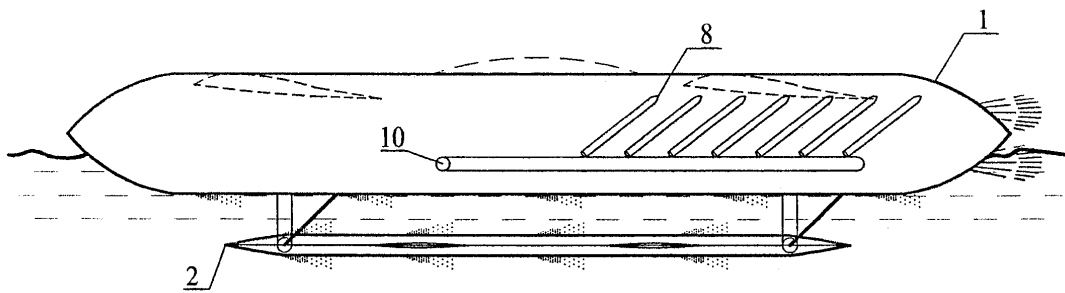
2



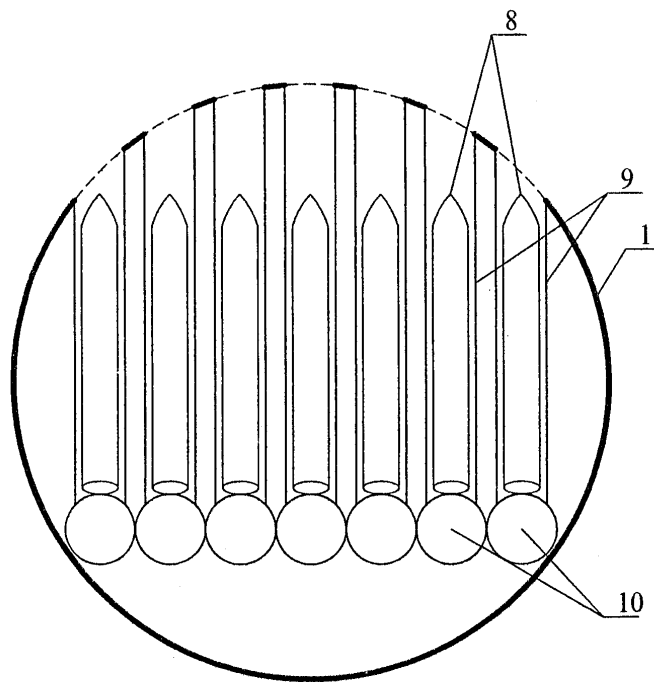
фиг. 3



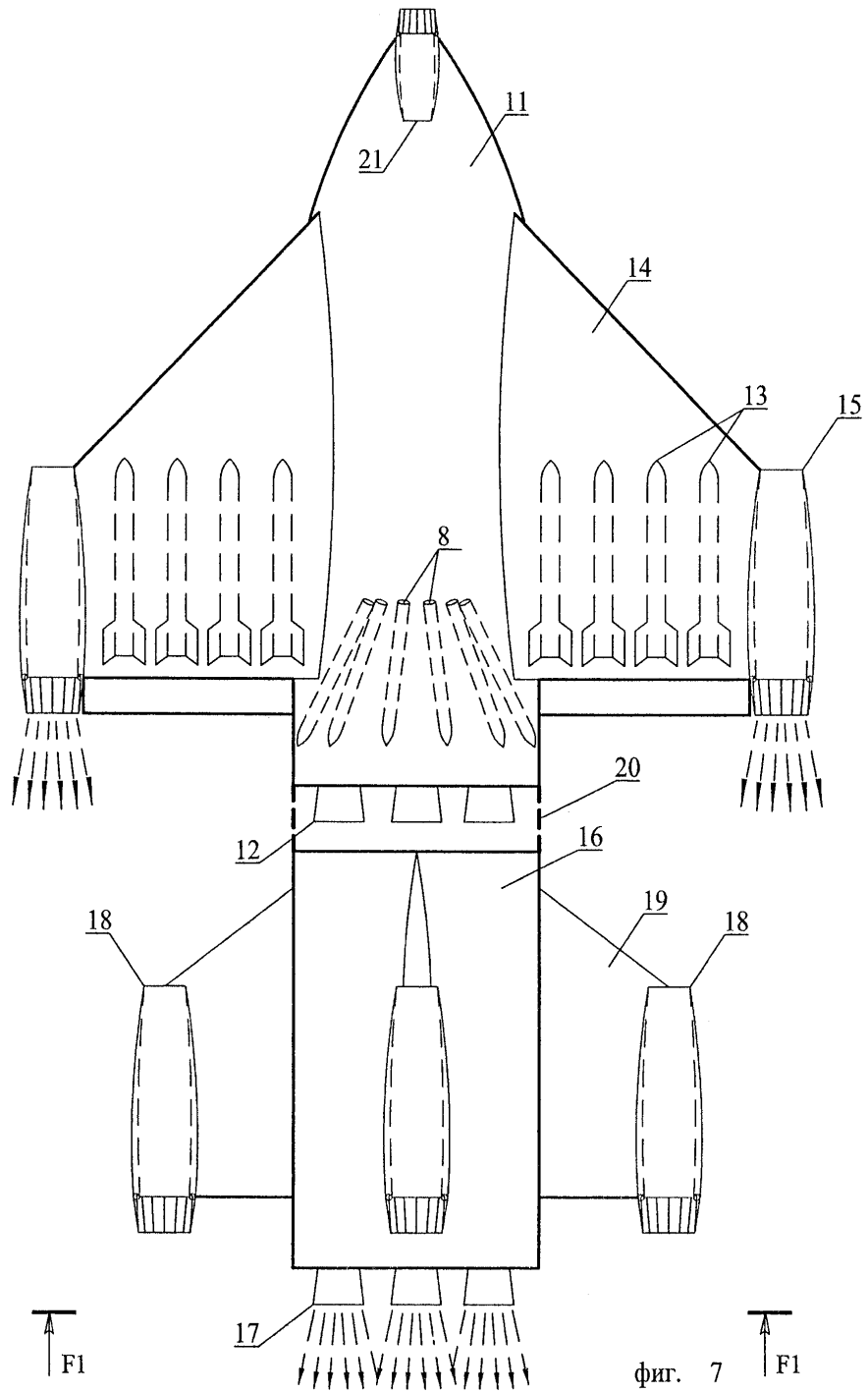
фиг. 4



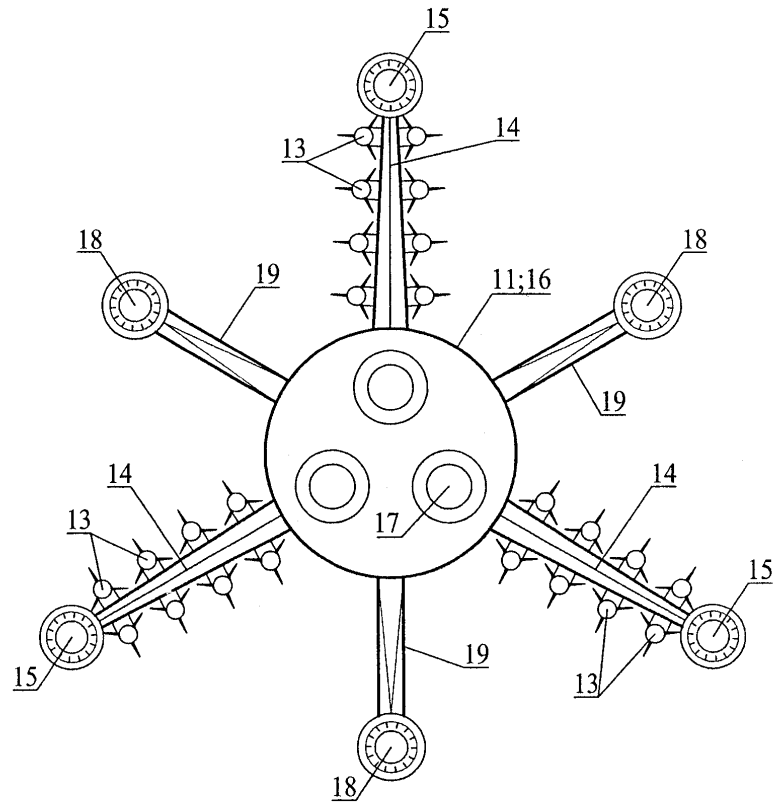
фиг. 5



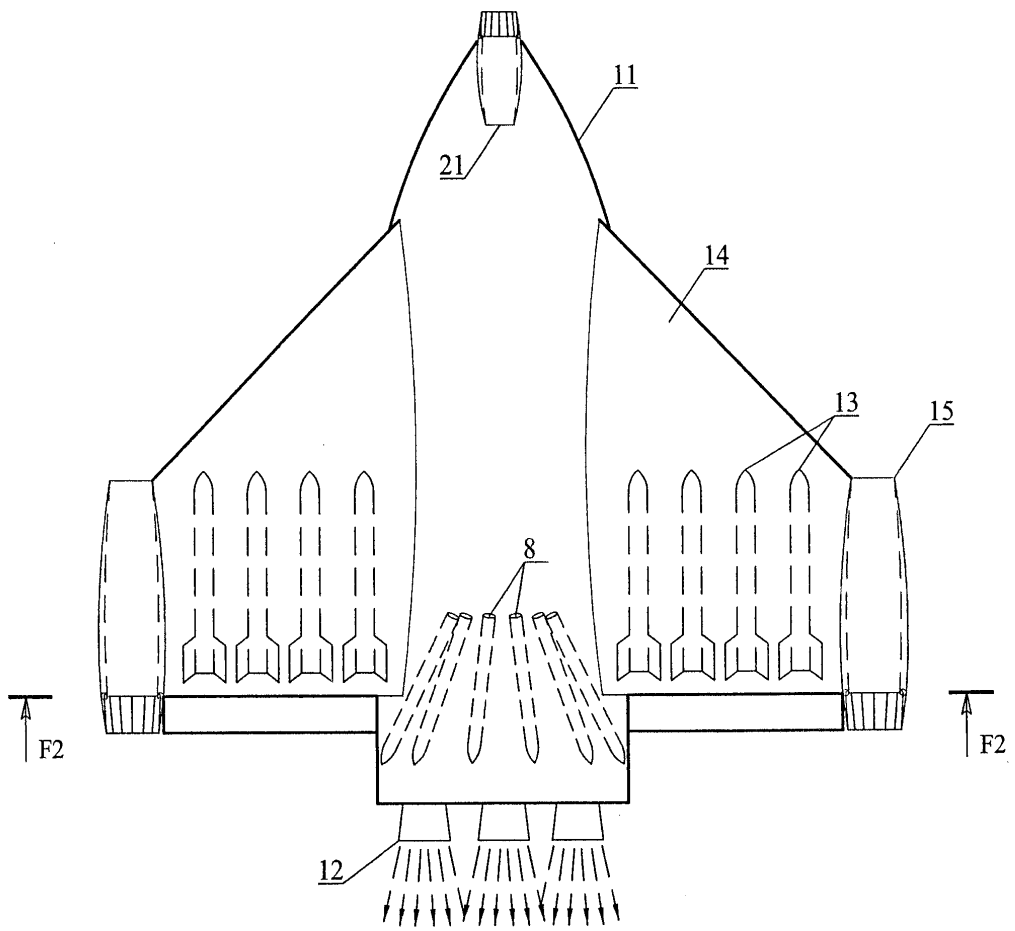
фиг. 6



F1 - F1

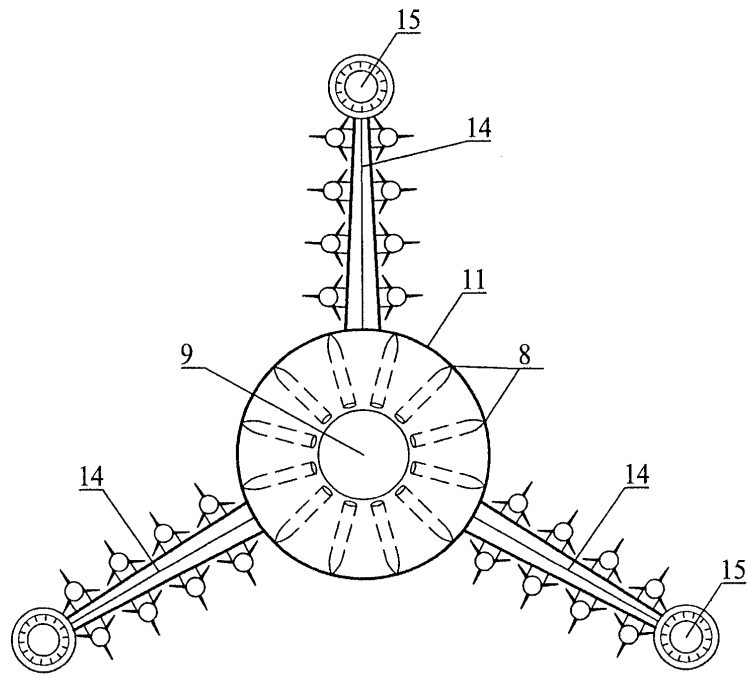


фиг. 8

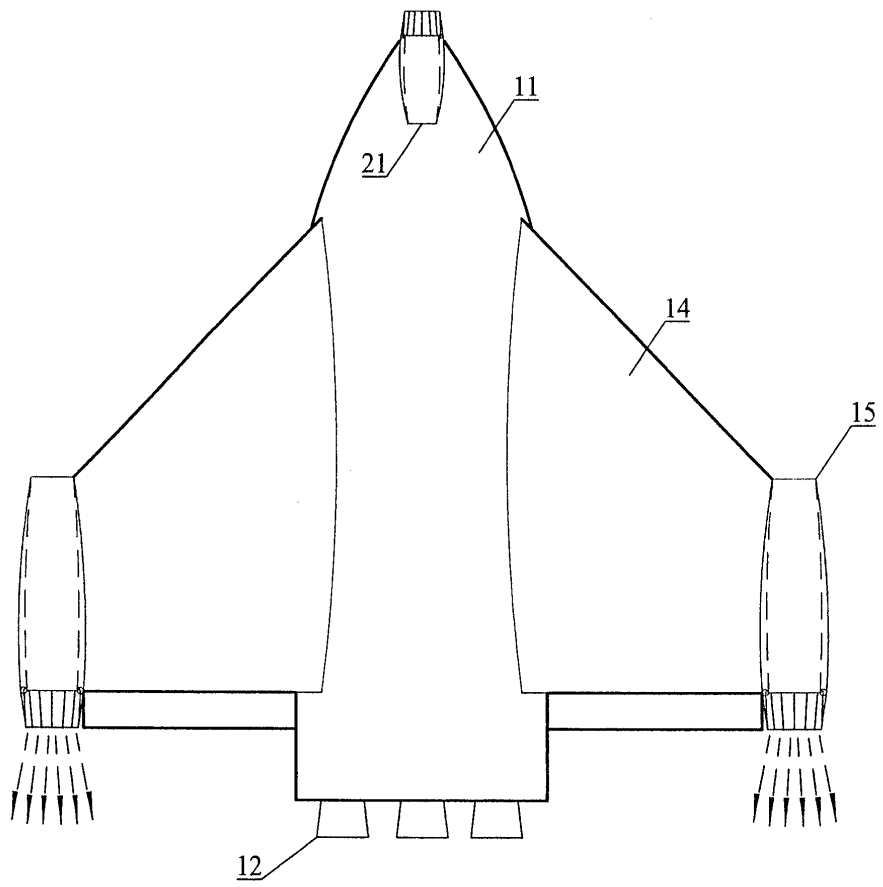


фиг. 9

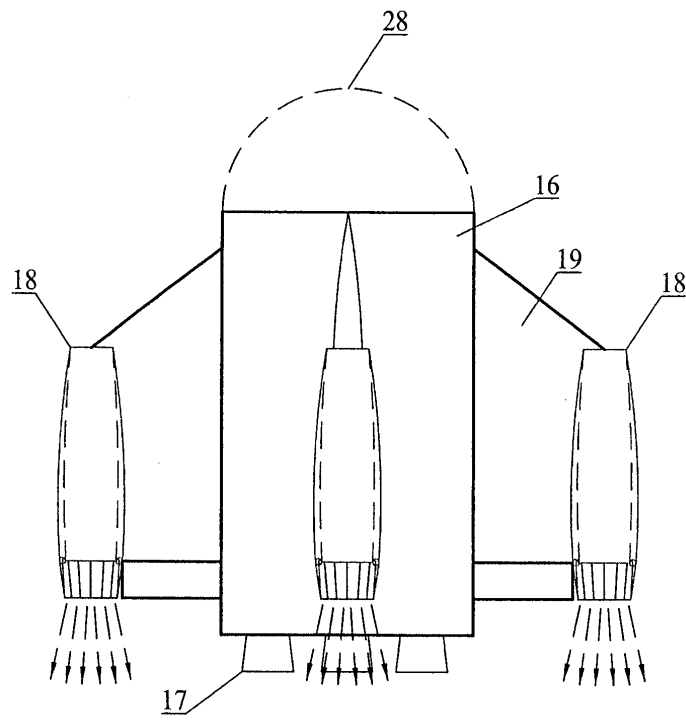
F2 - F2



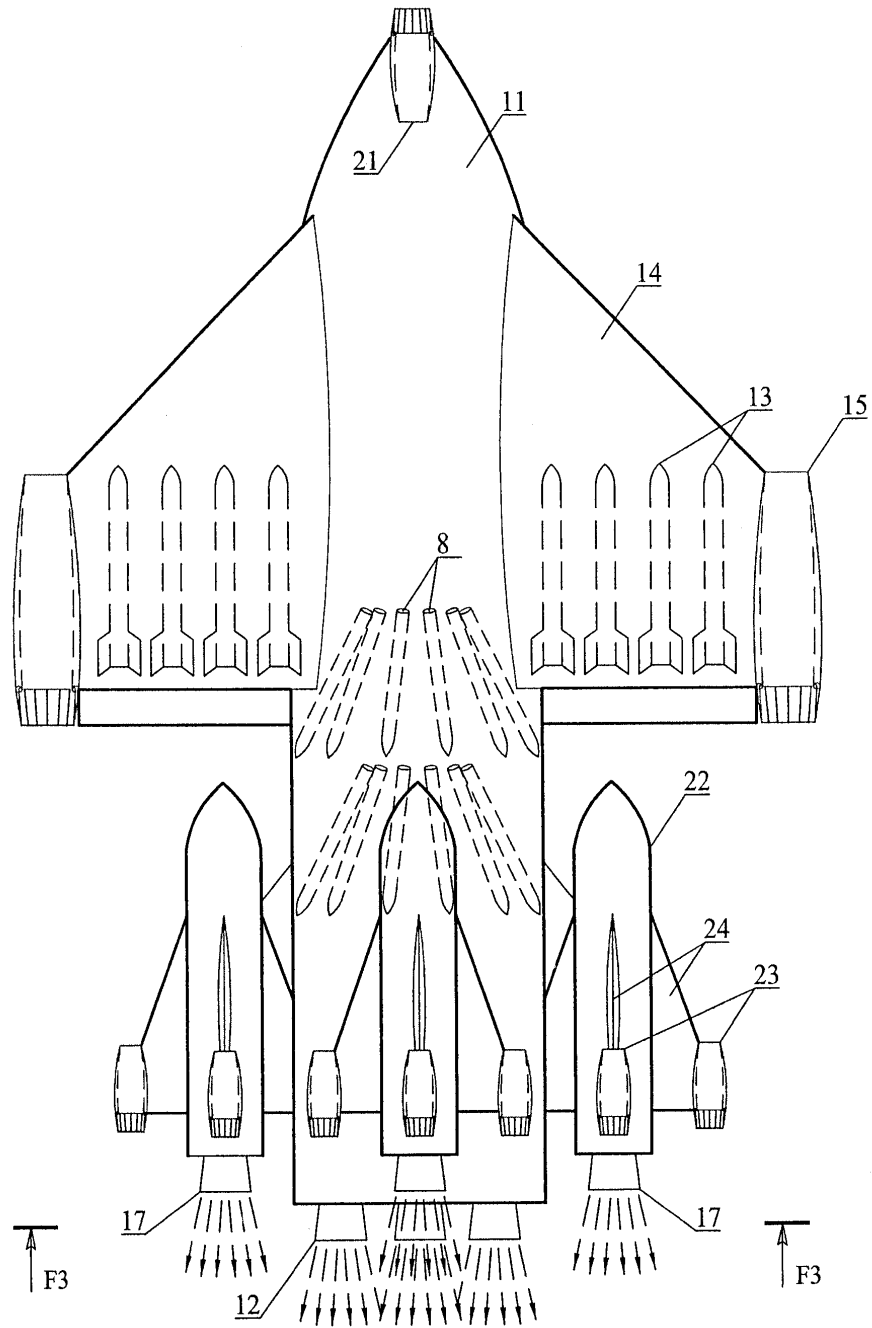
фиг. 10



фиг. 11



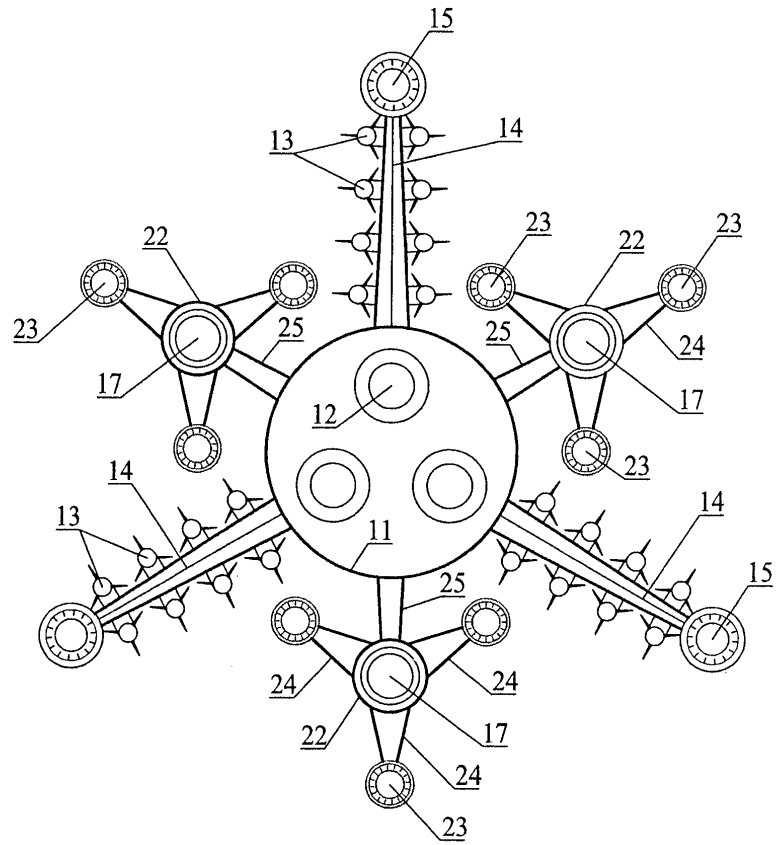
фиг. 12



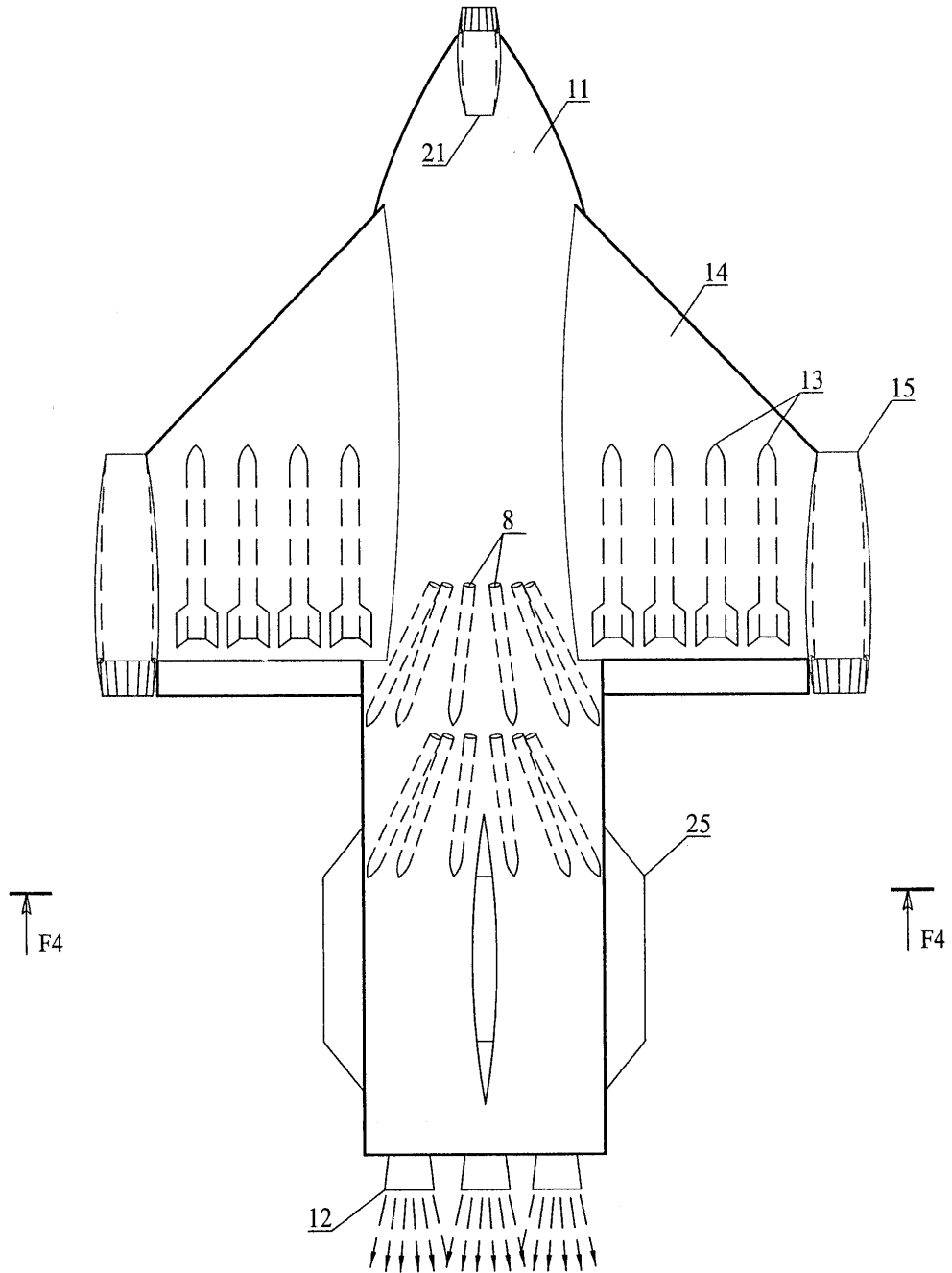
фиг. 13

10

F3 - F3



фиг. 14

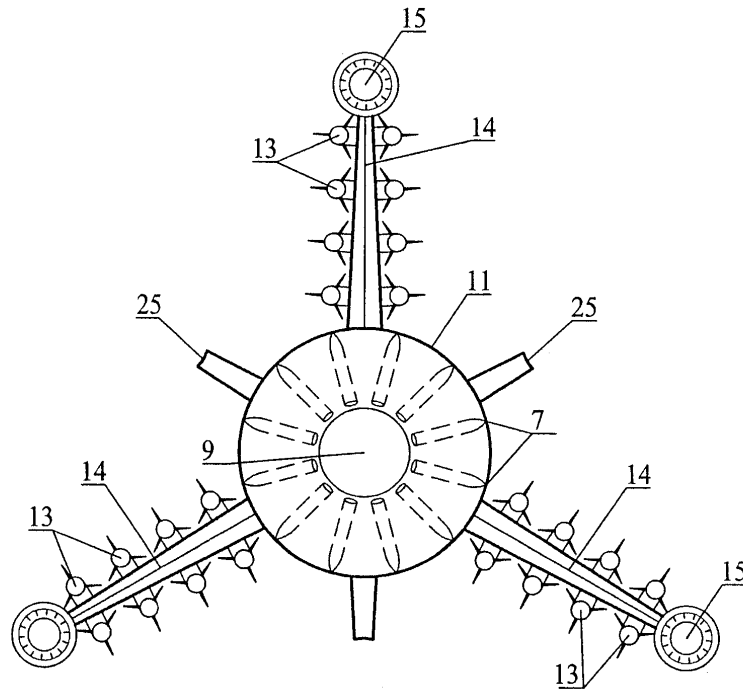


фиг. 15

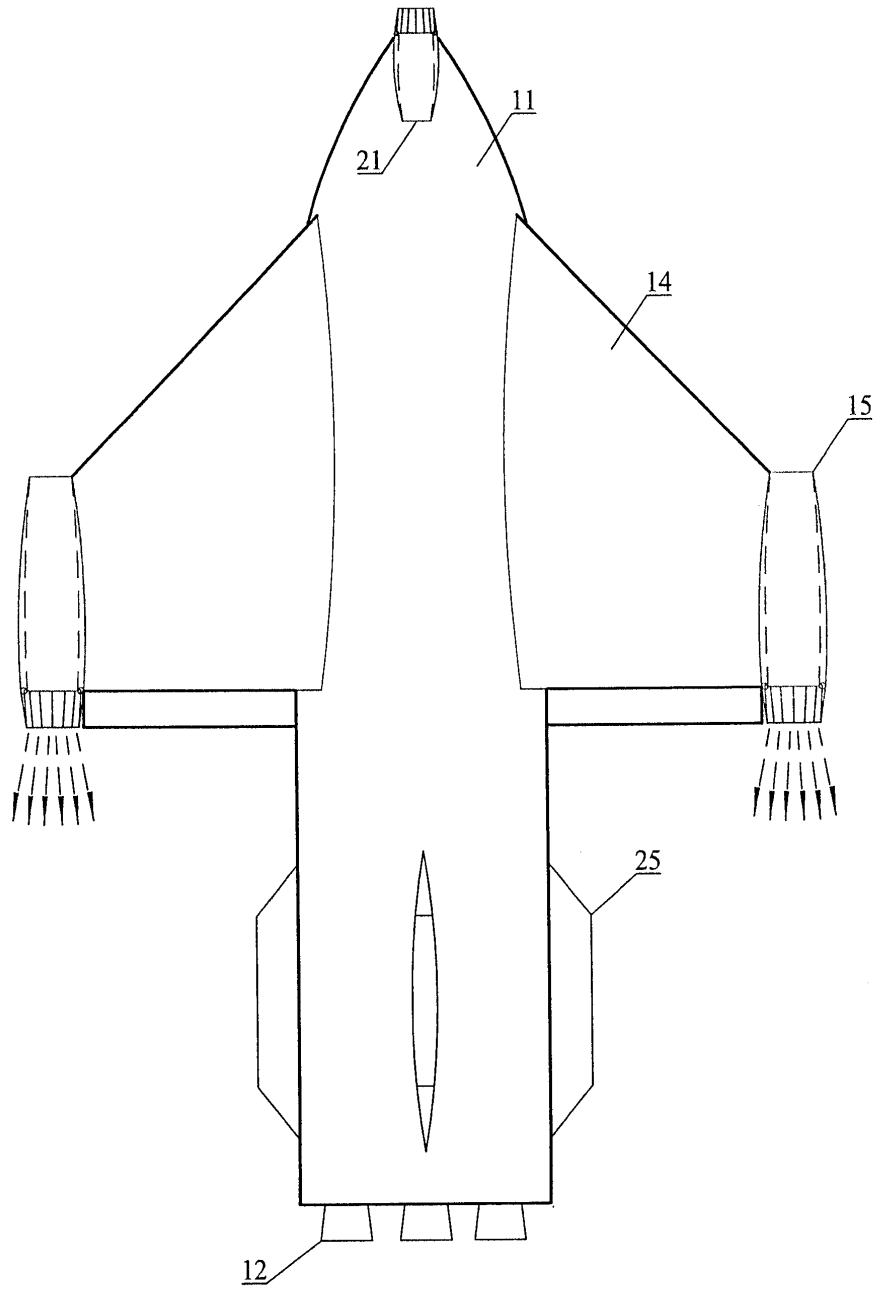
12

13

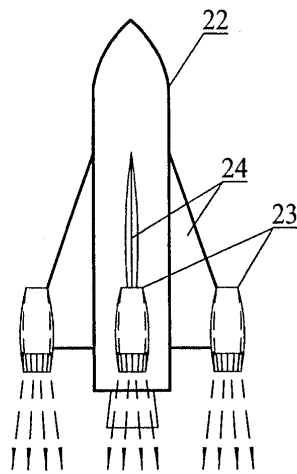
F4 - F4



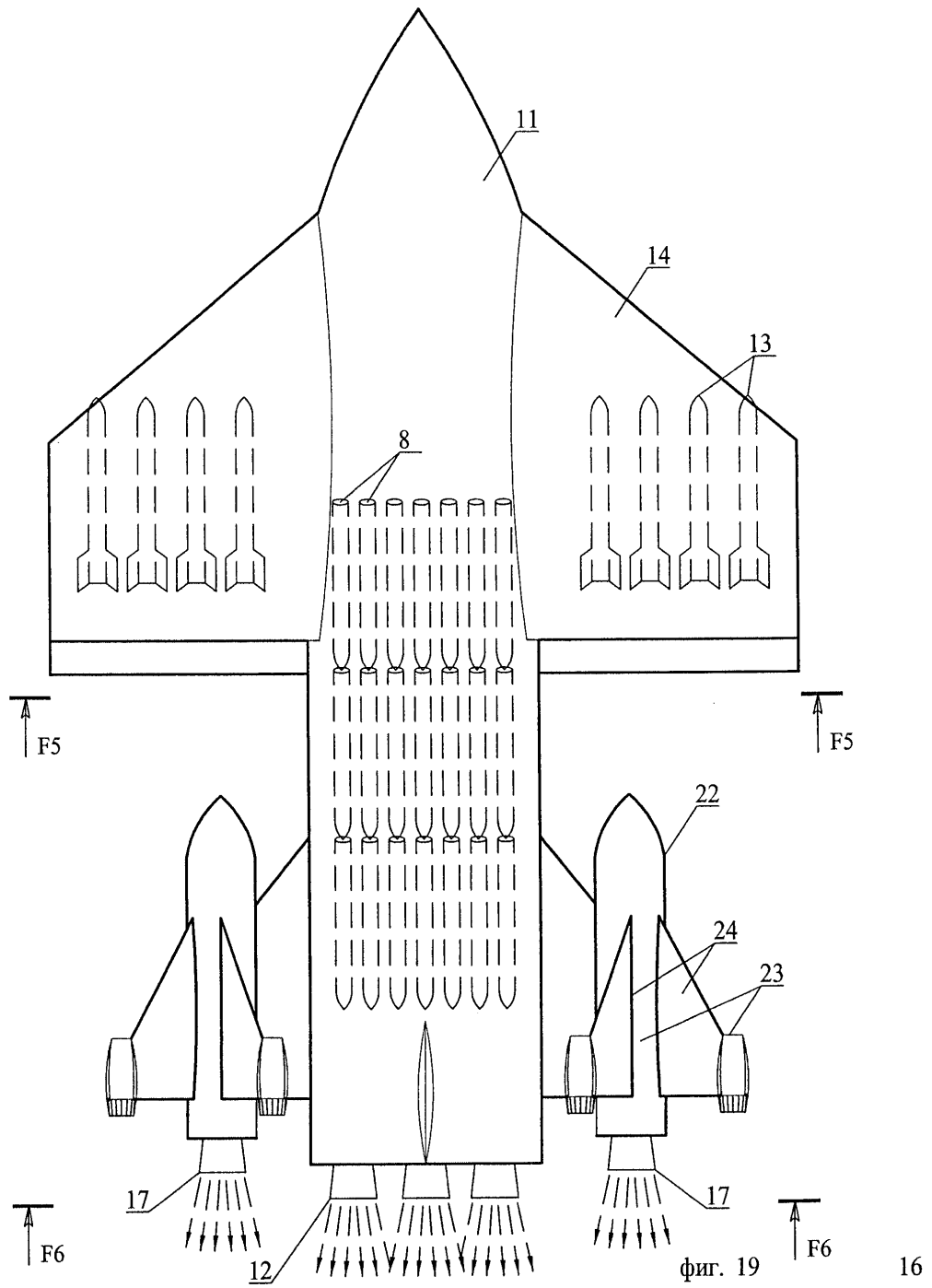
фиг. 16

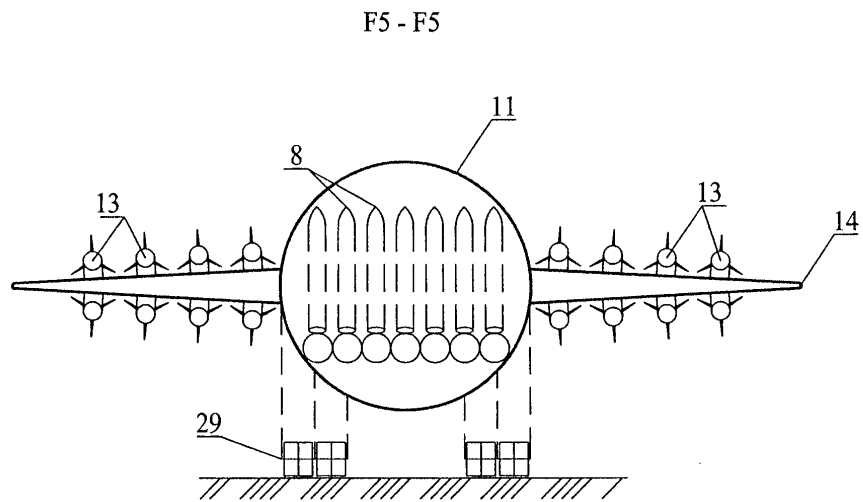


фиг. 17

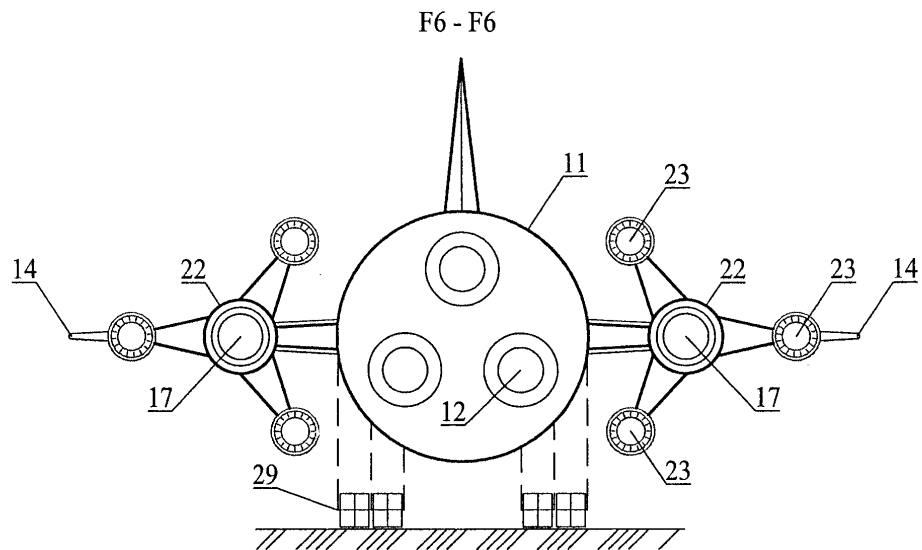


фиг. 18

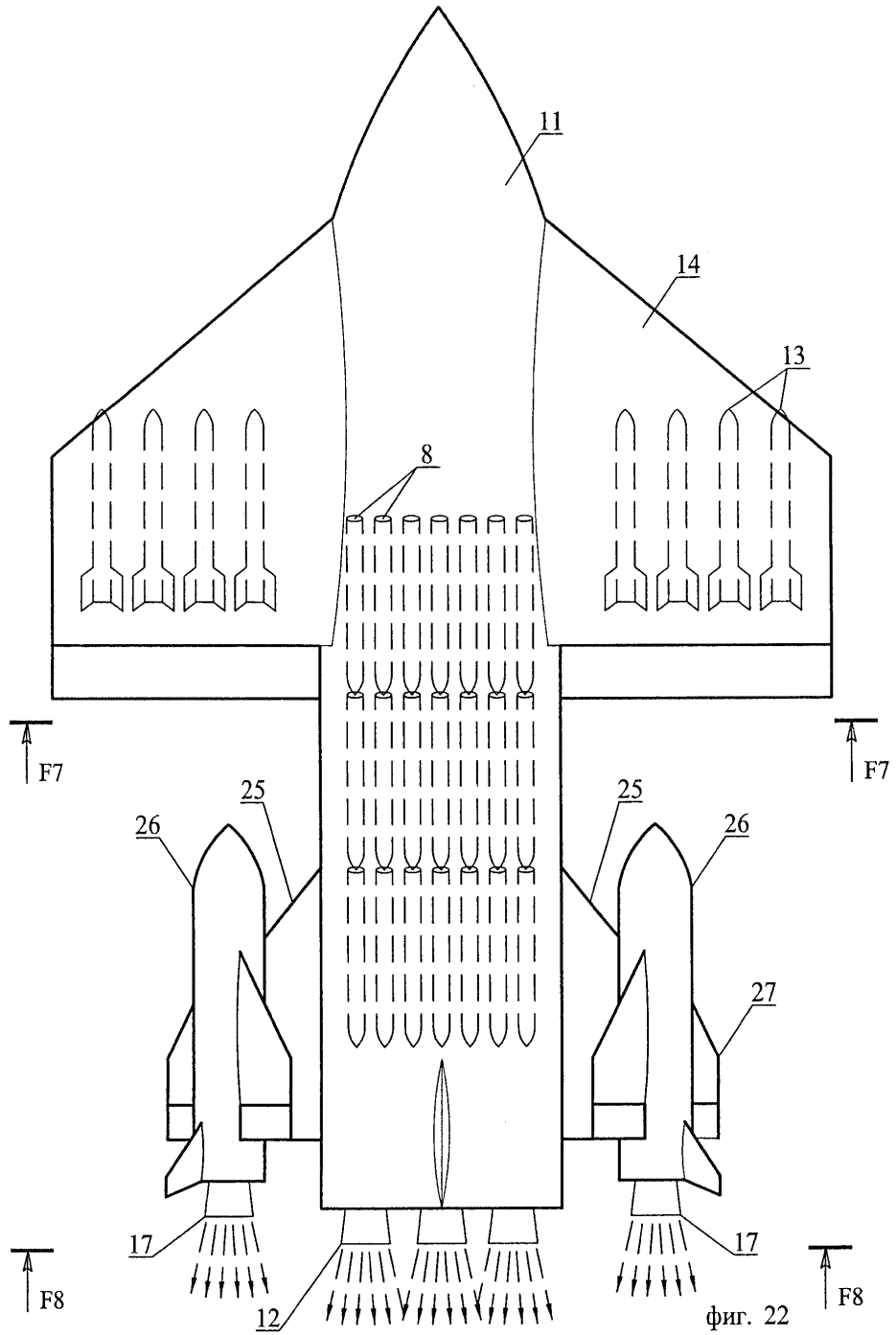


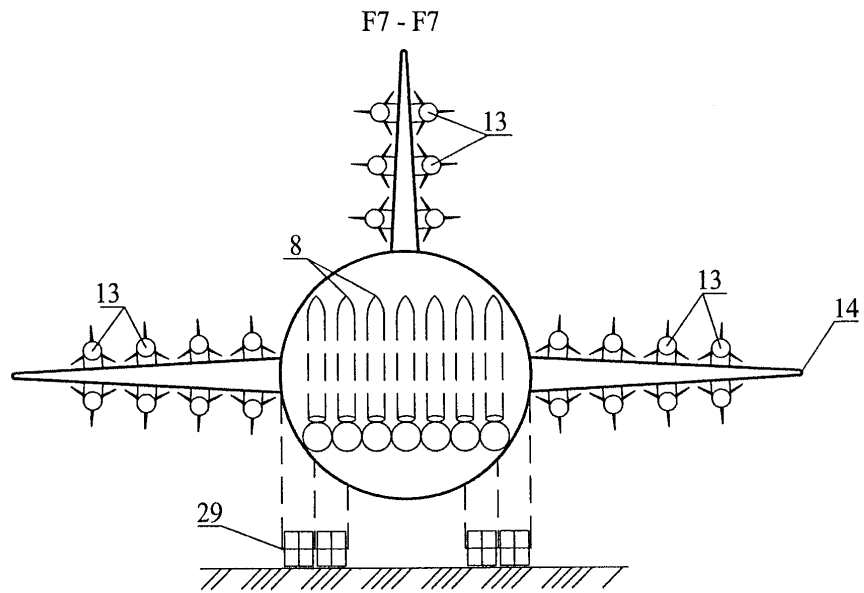


фиг.20

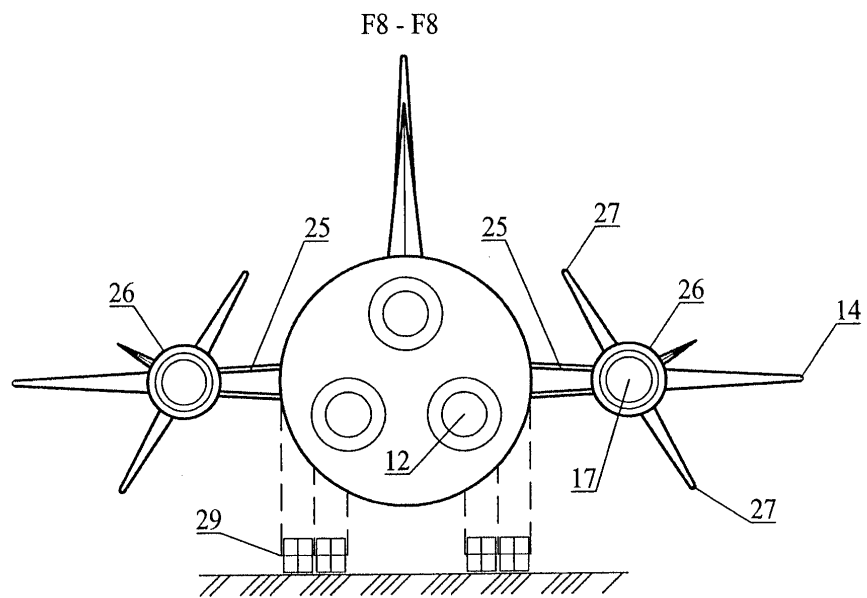


фиг. 21

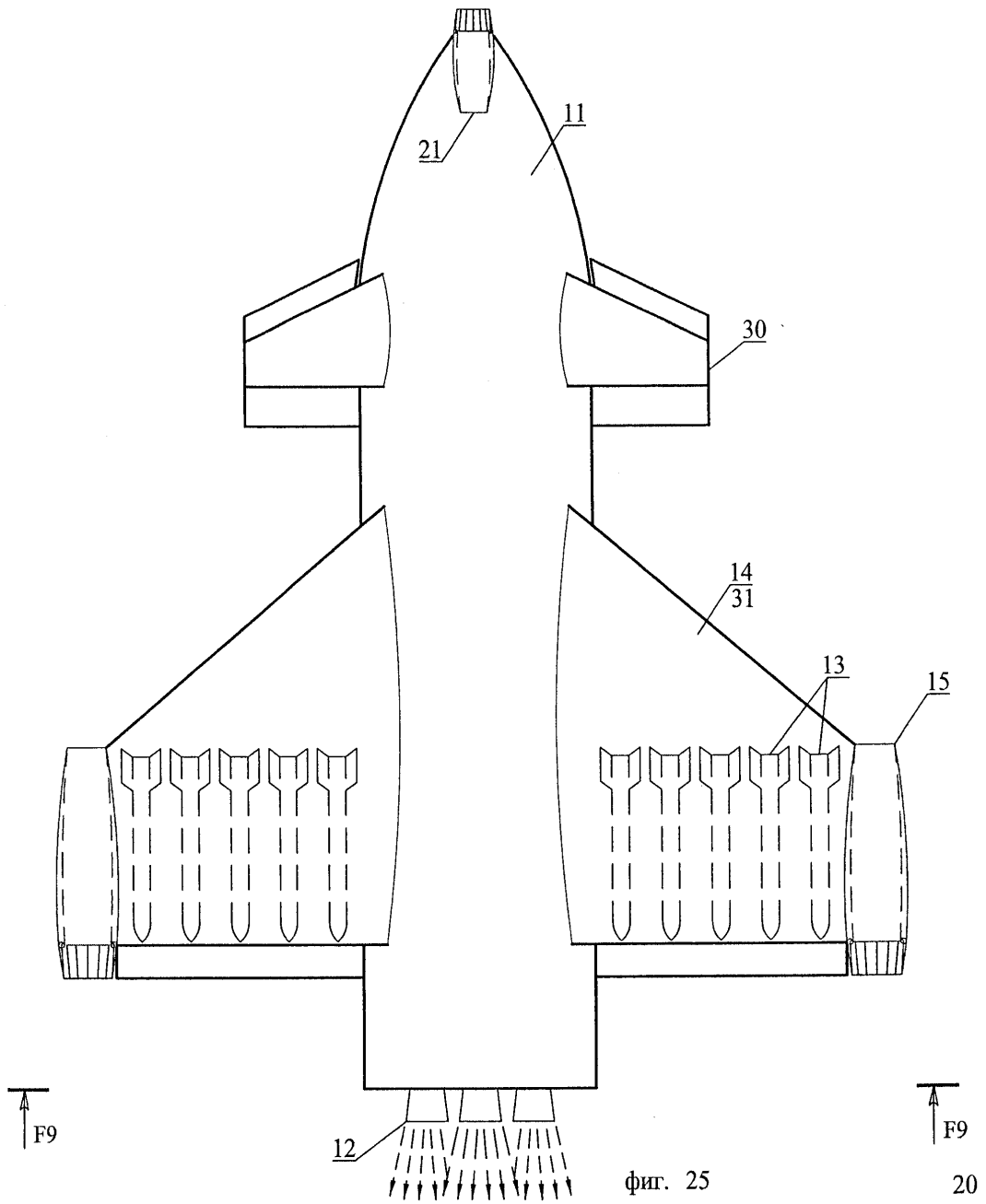




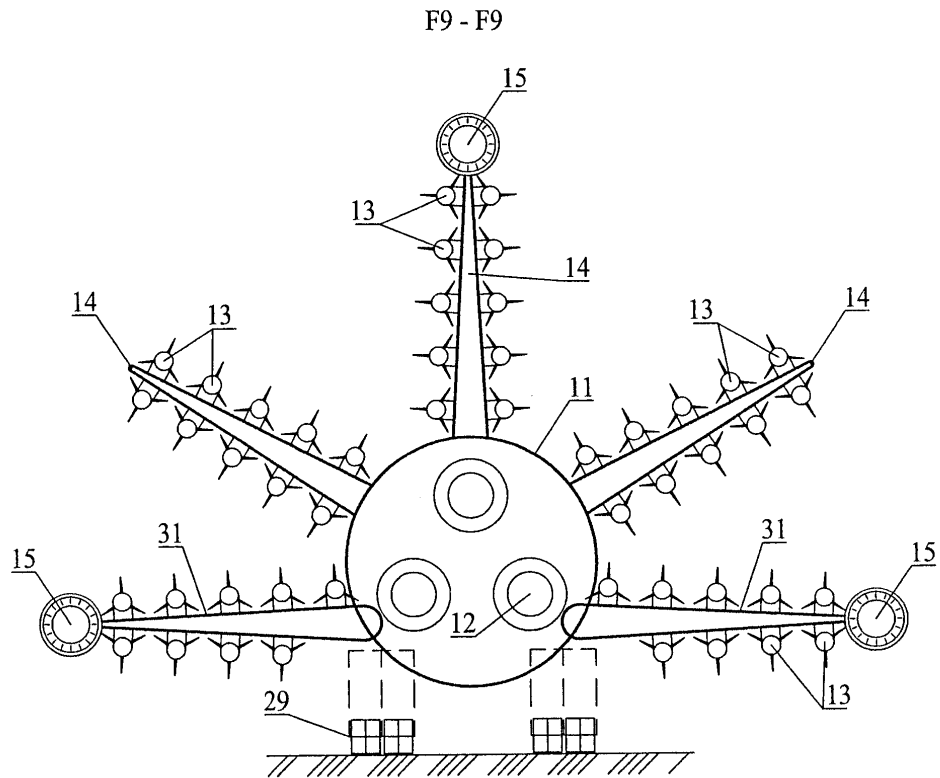
фиг.23



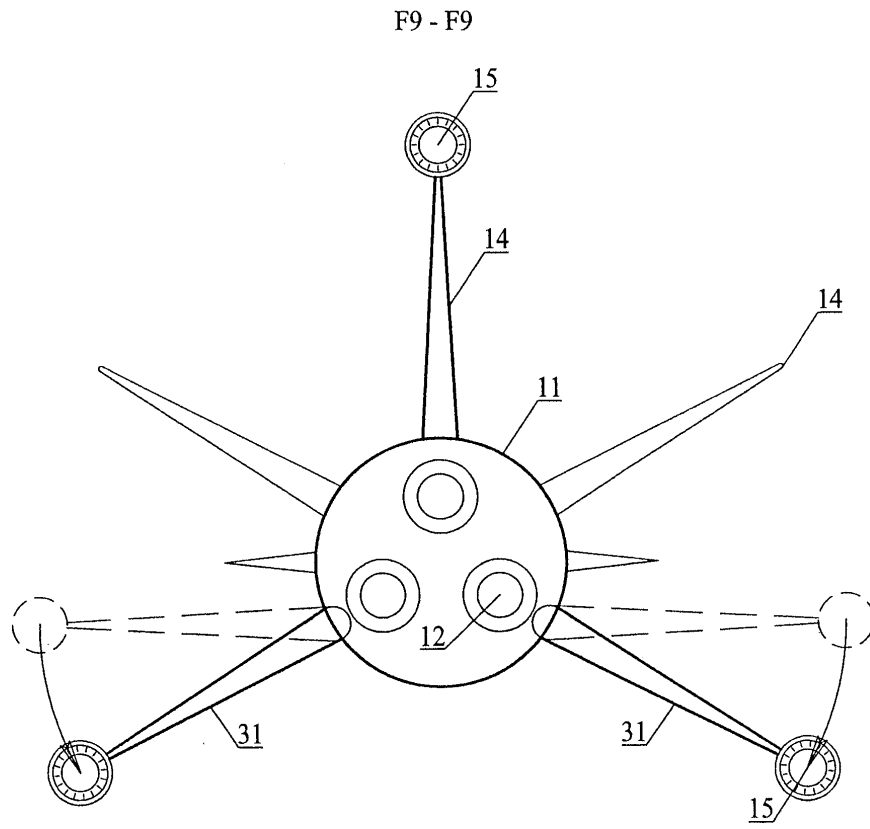
фиг. 24



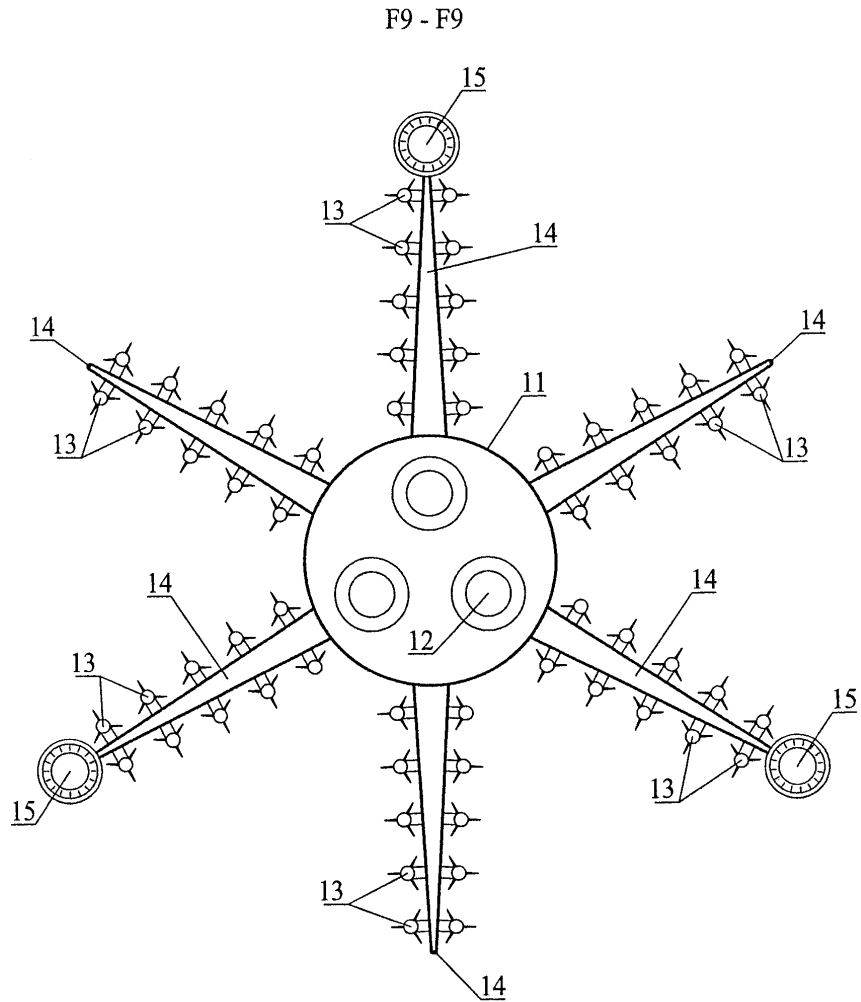
21



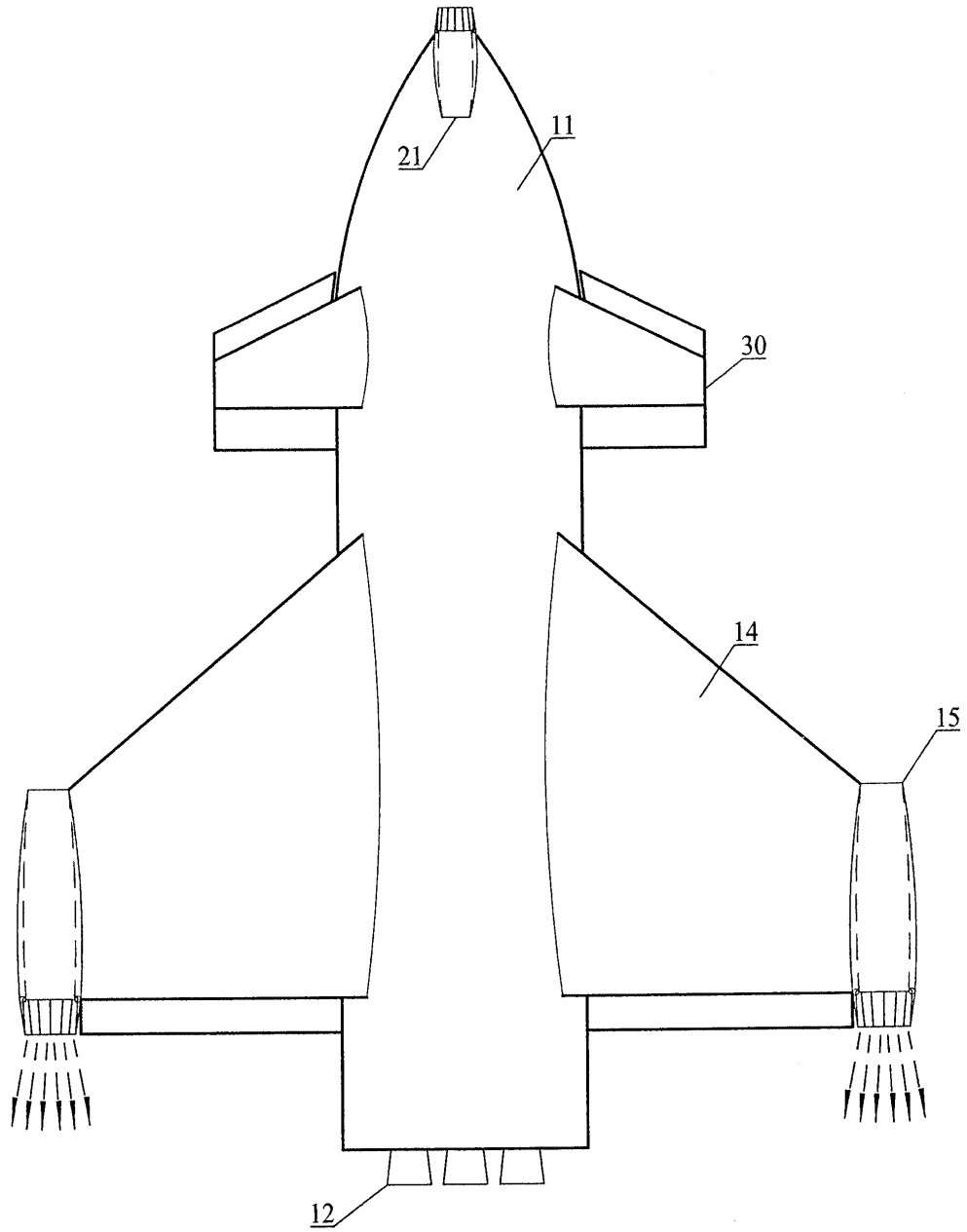
фиг. 26



фиг. 27

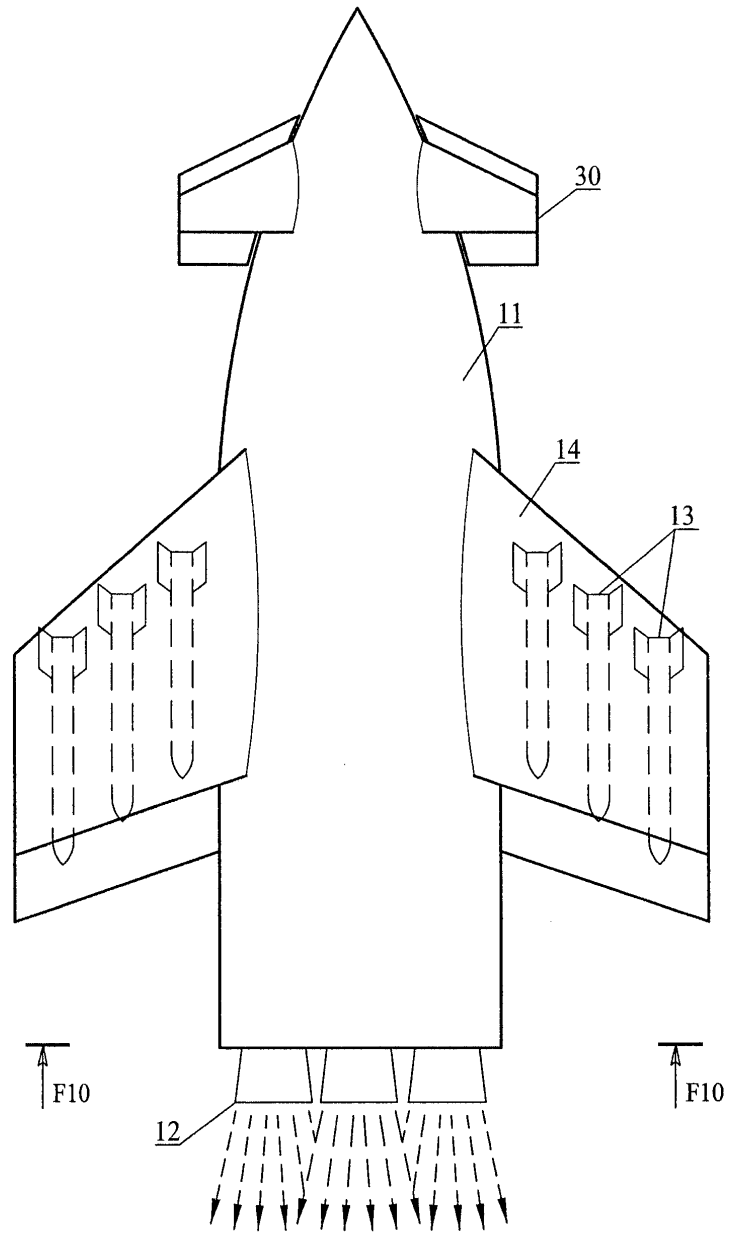


фиг. 28



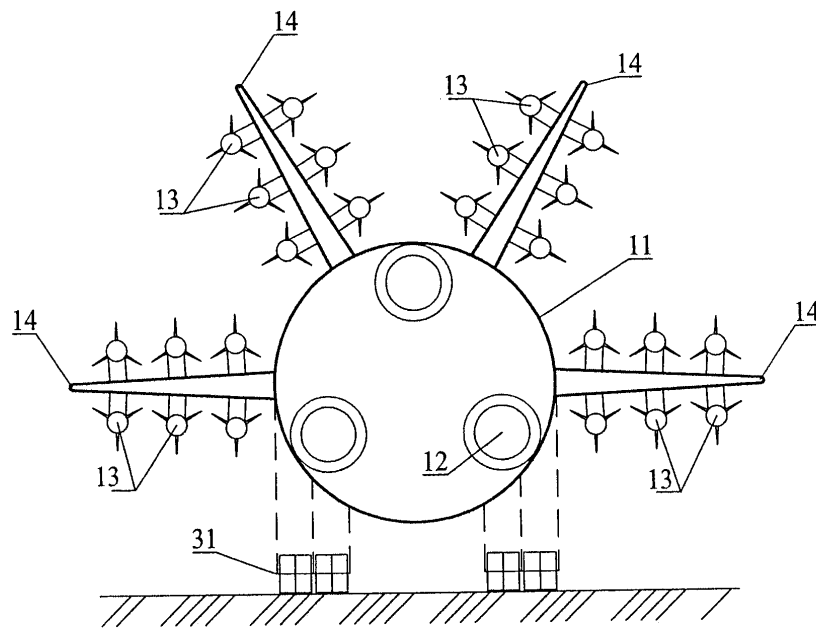
фиг. 29

24

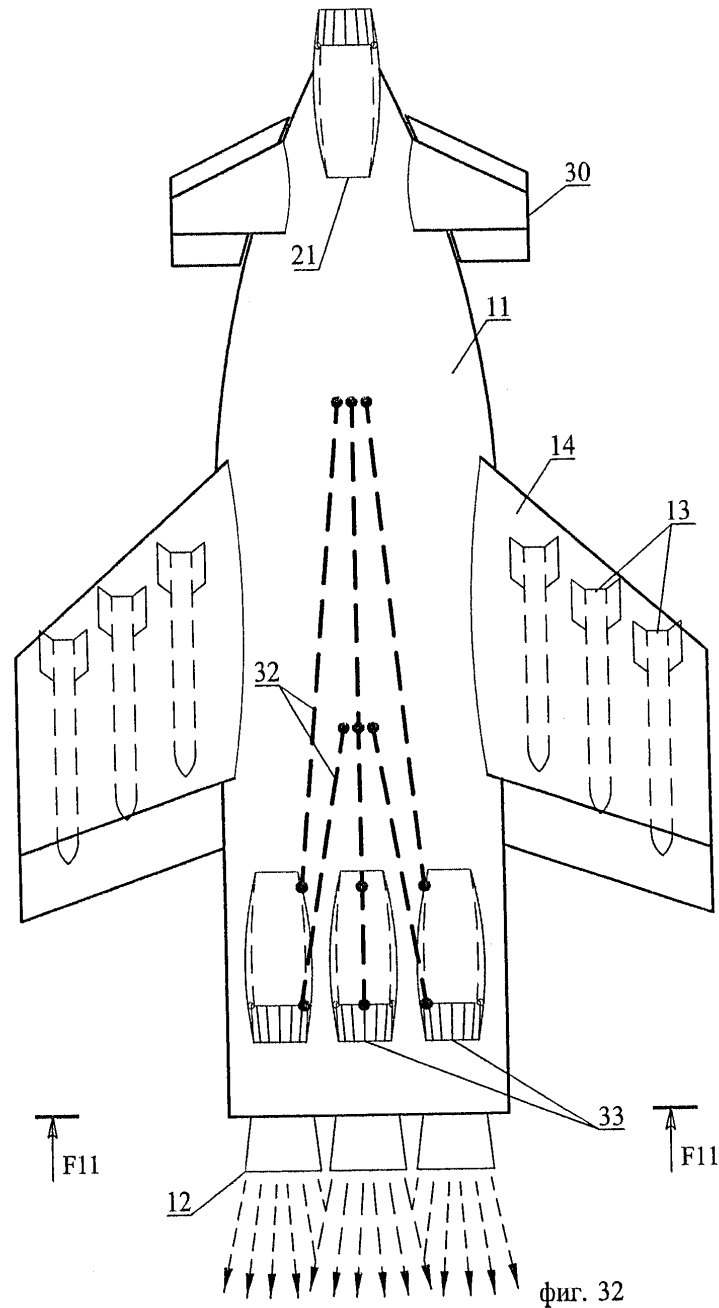


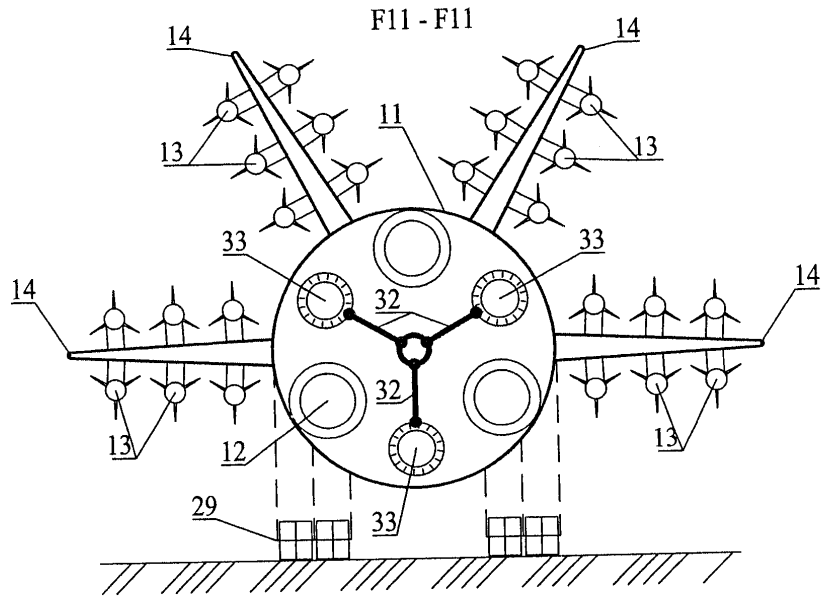
фиг. 30

F10 - F10

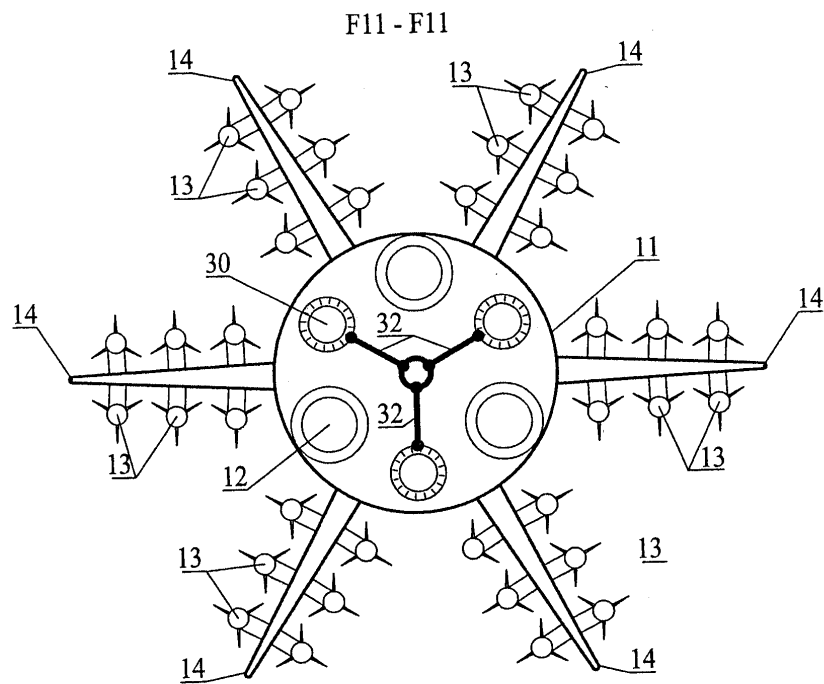


фиг. 31

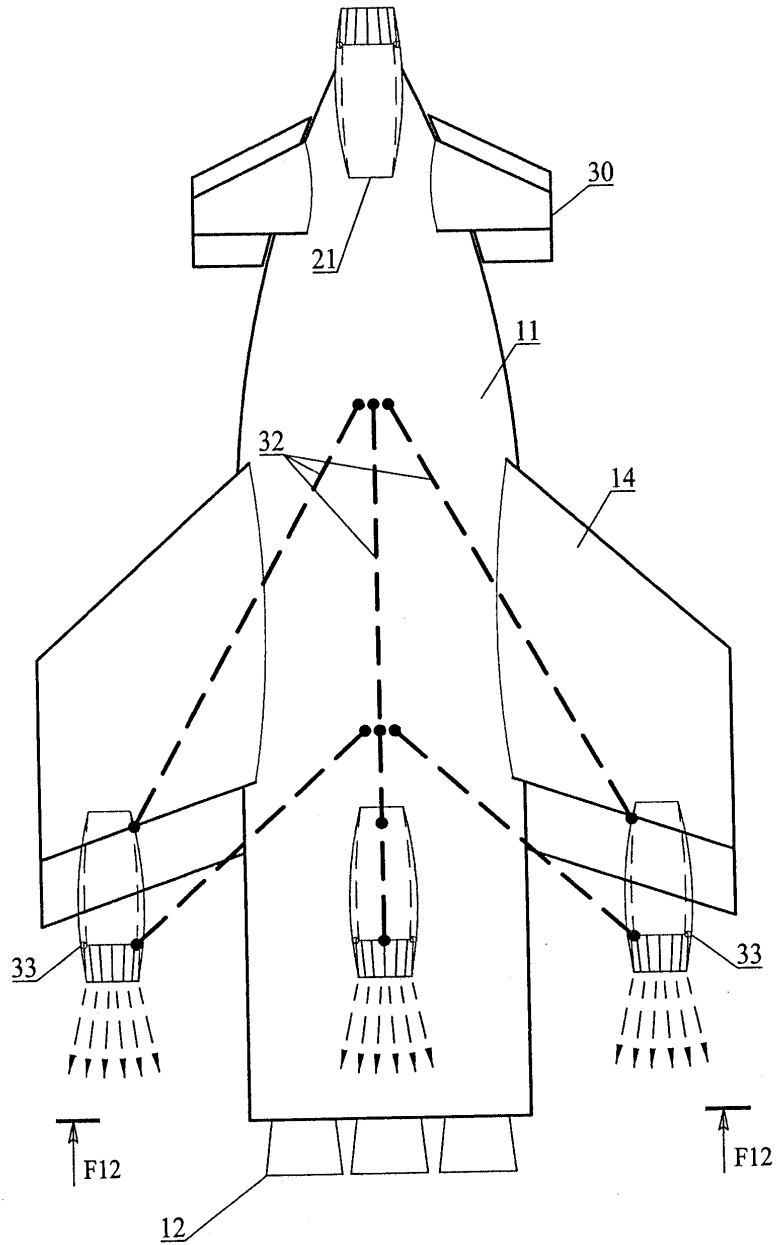




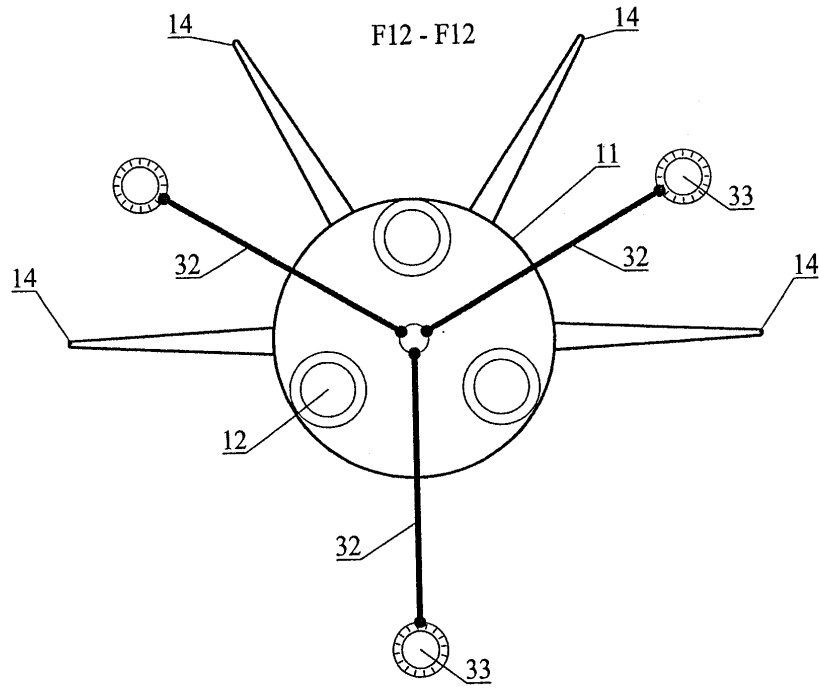
фиг. 33



фиг. 34

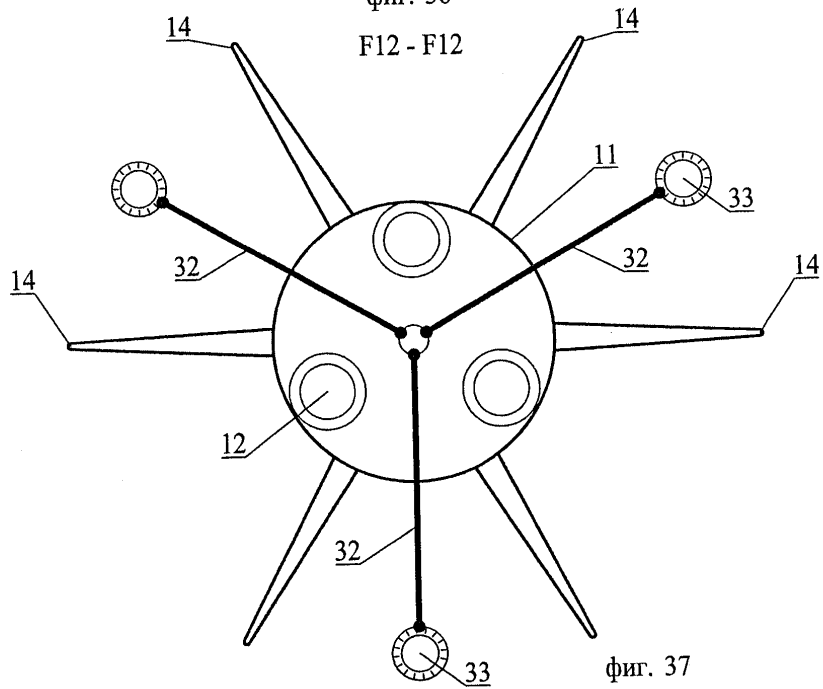


фиг. 35



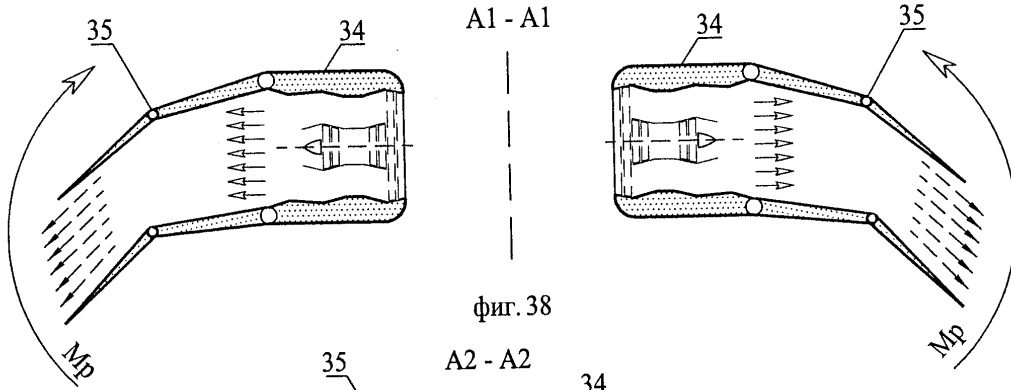
фиг. 36

F12 - F12

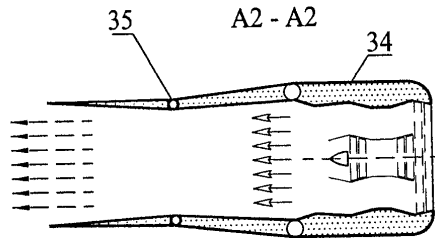


фиг. 37

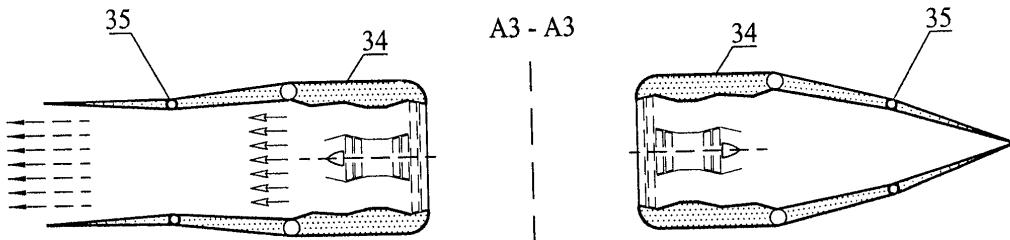
30



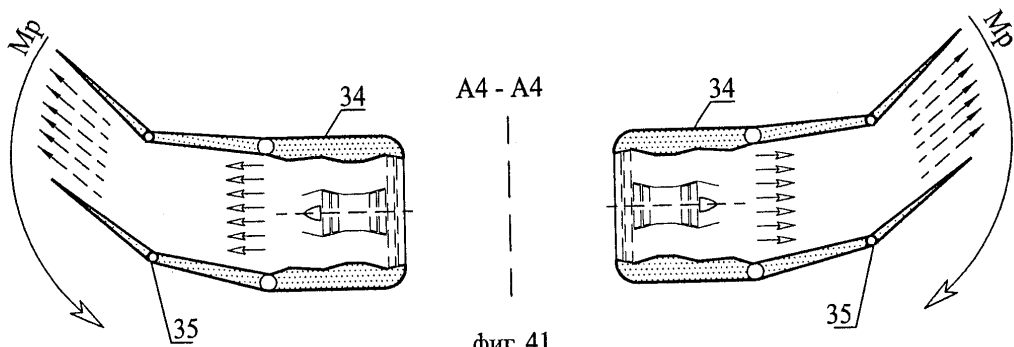
фиг. 38



фиг. 39

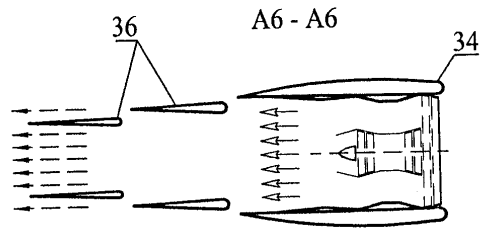
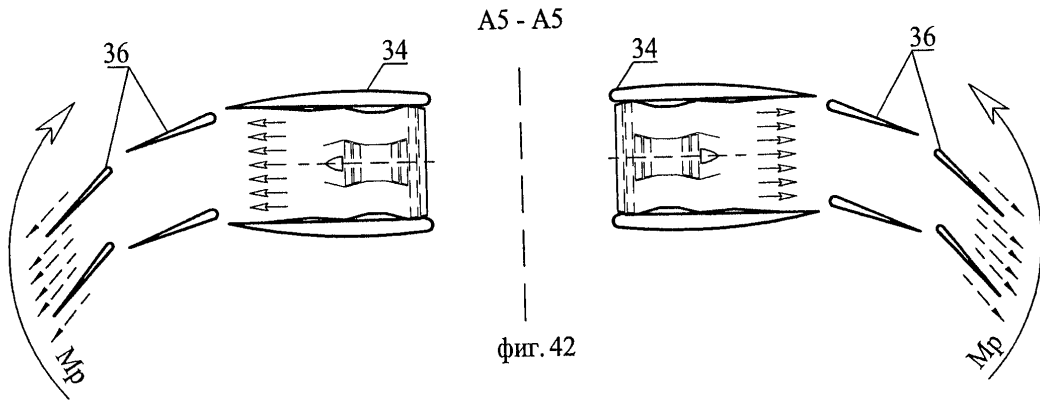


фиг. 40

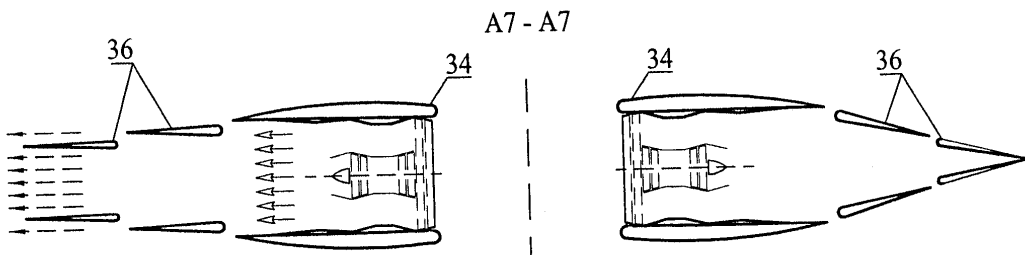


фиг. 41

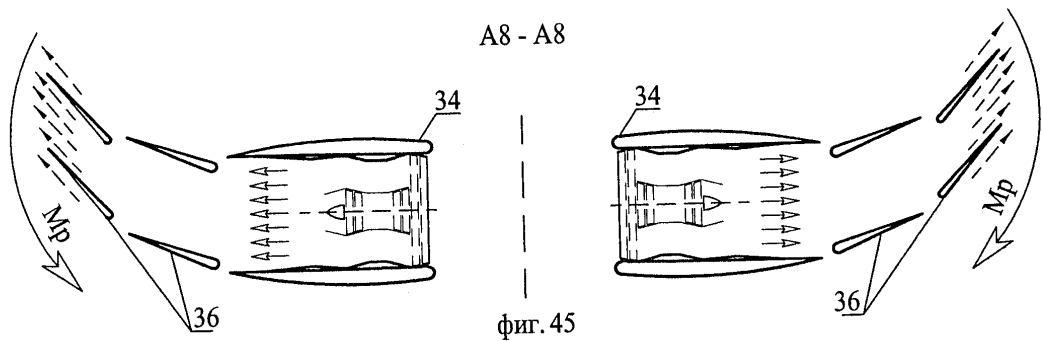
31



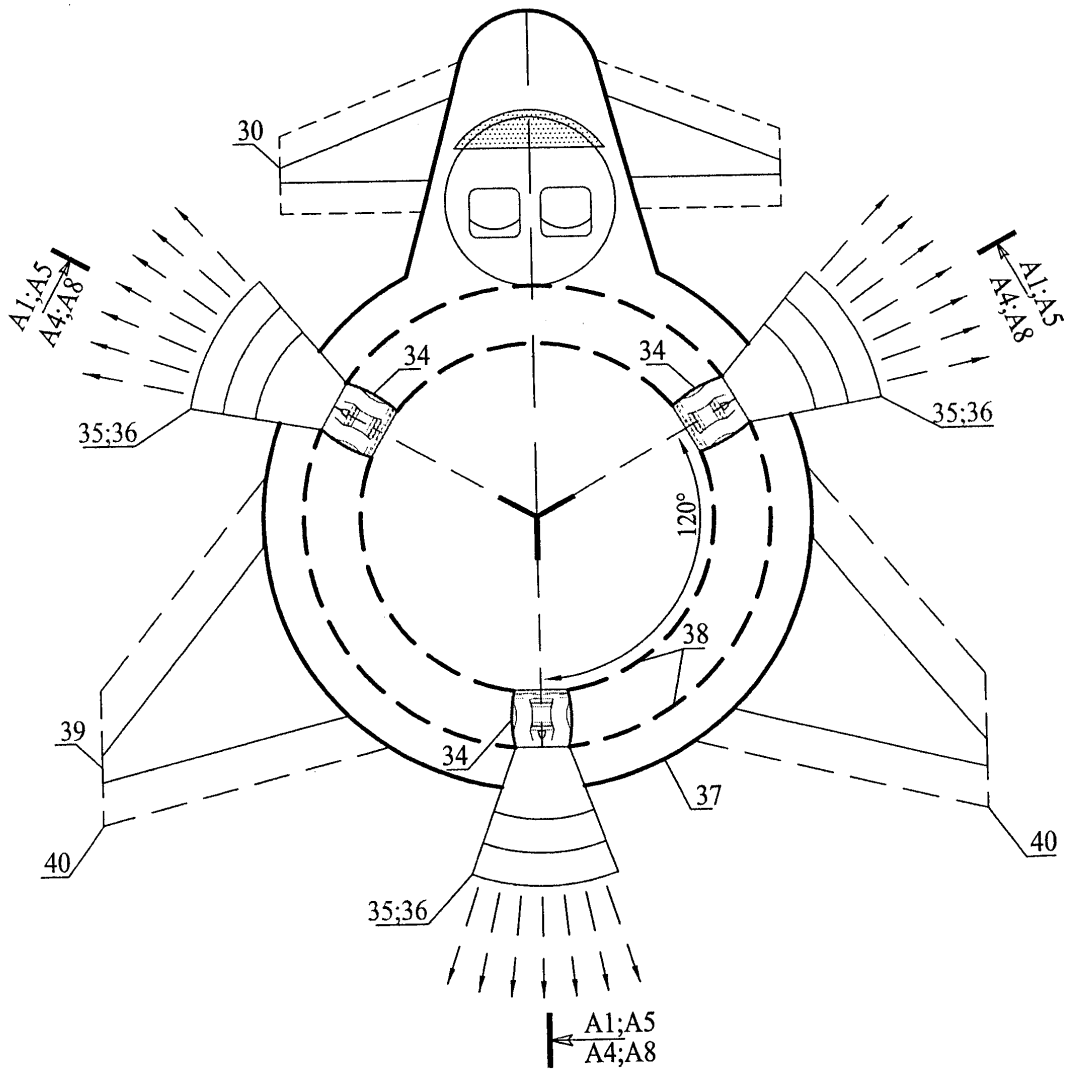
фиг. 43



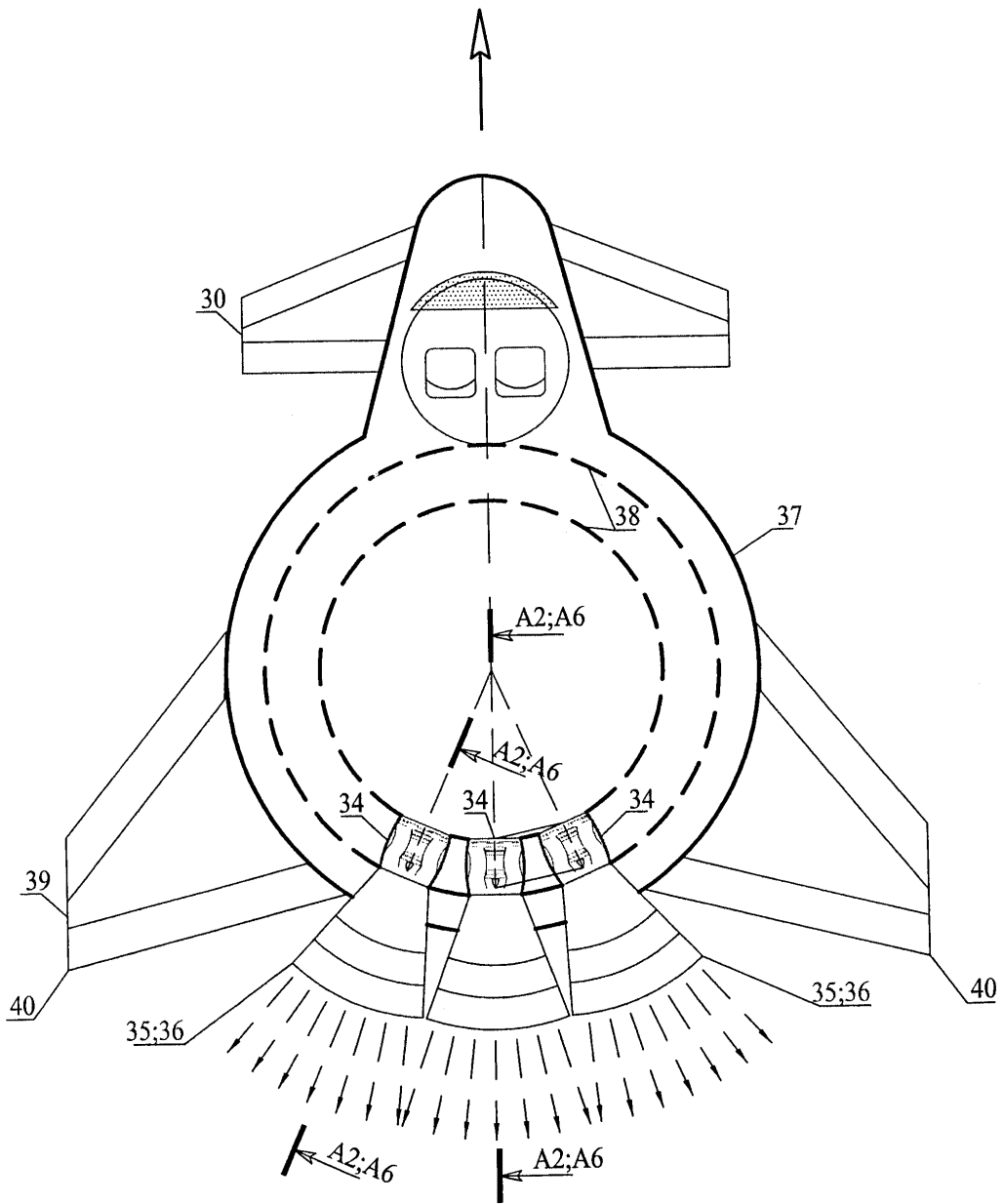
фиг. 44



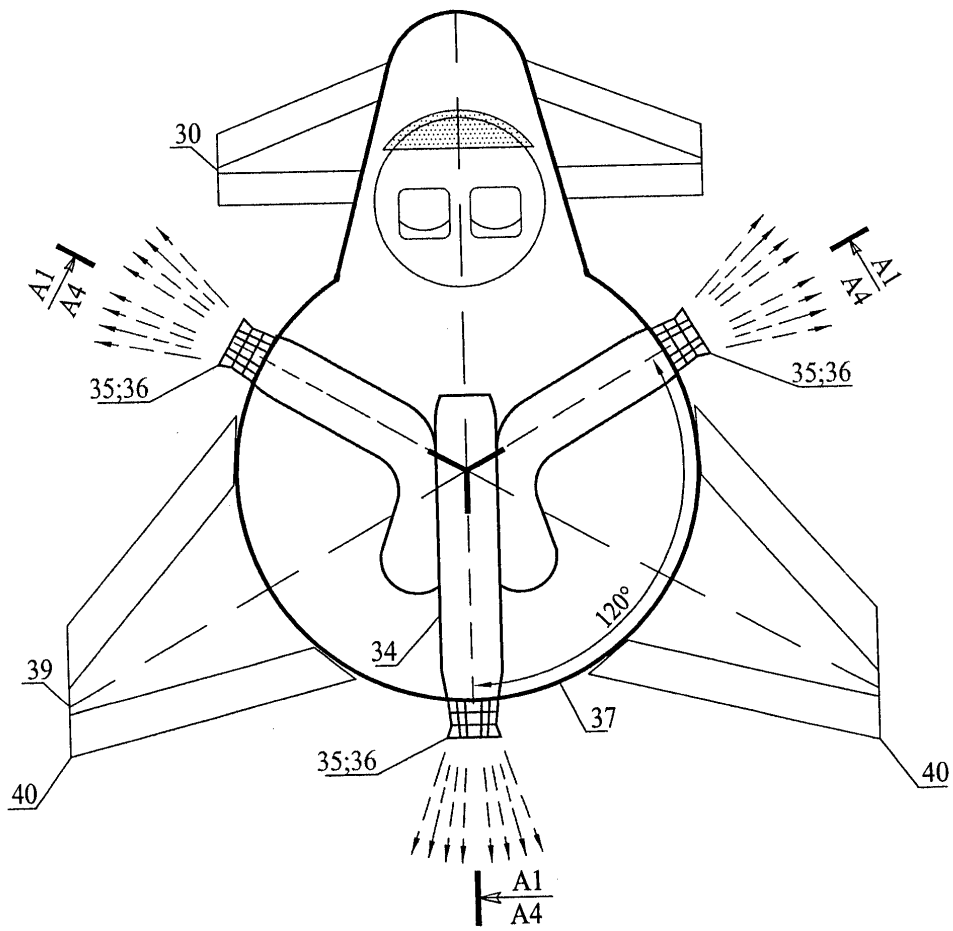
32



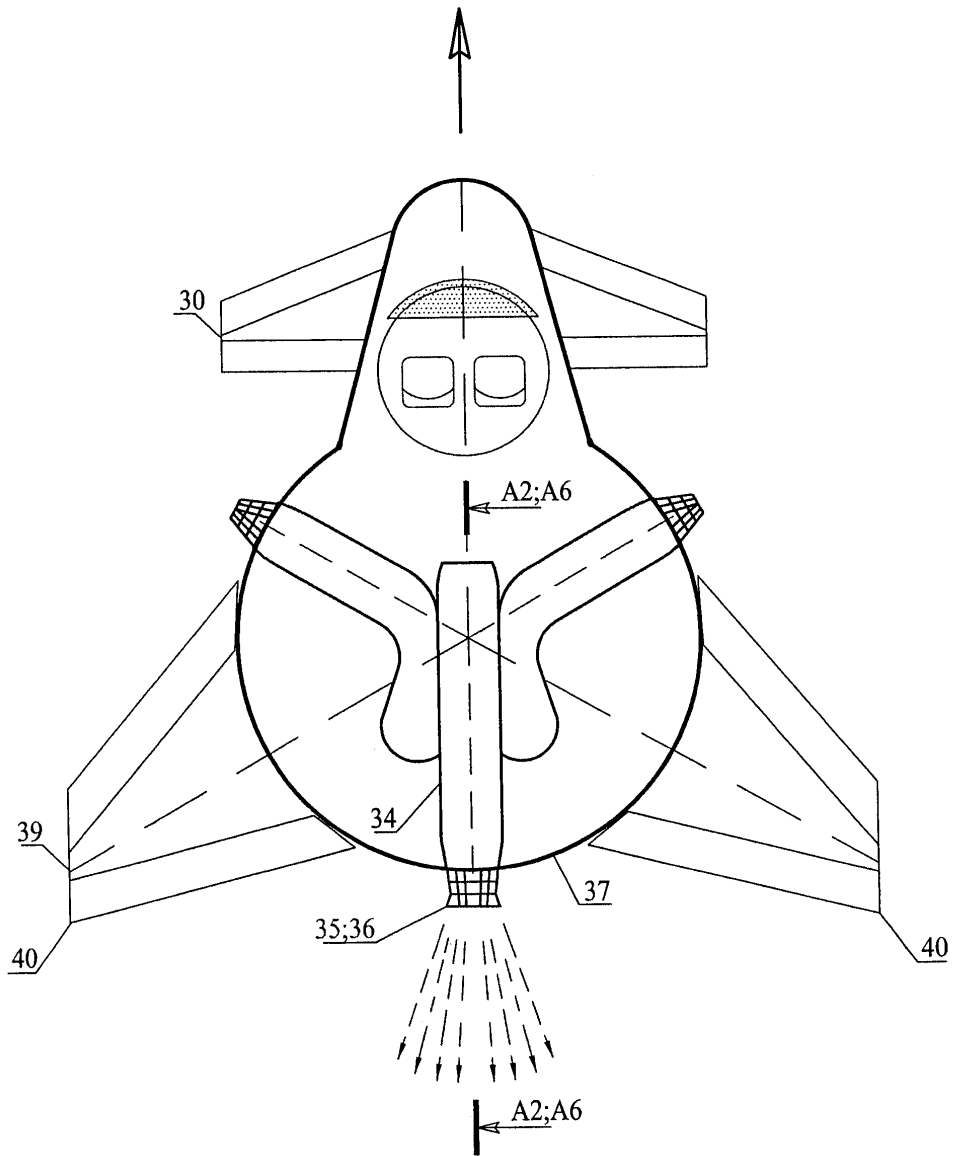
фиг. 46



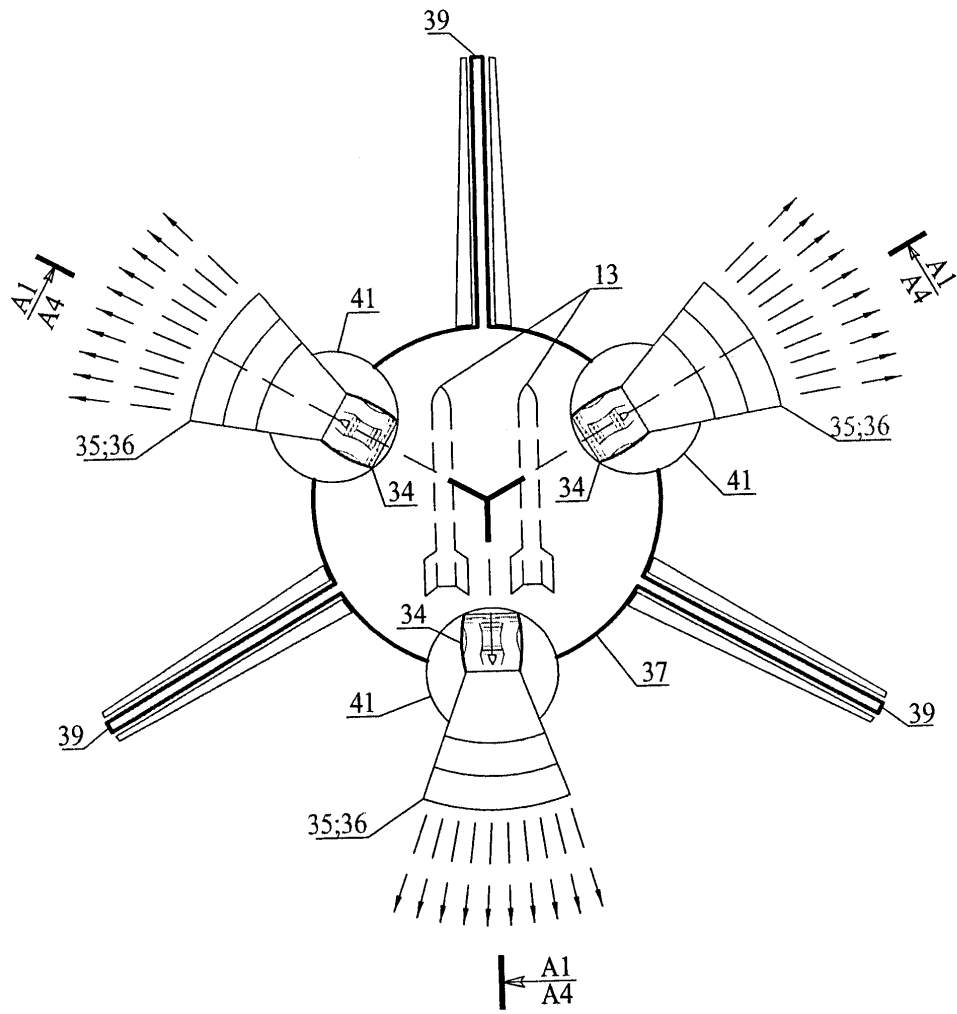
фиг. 47



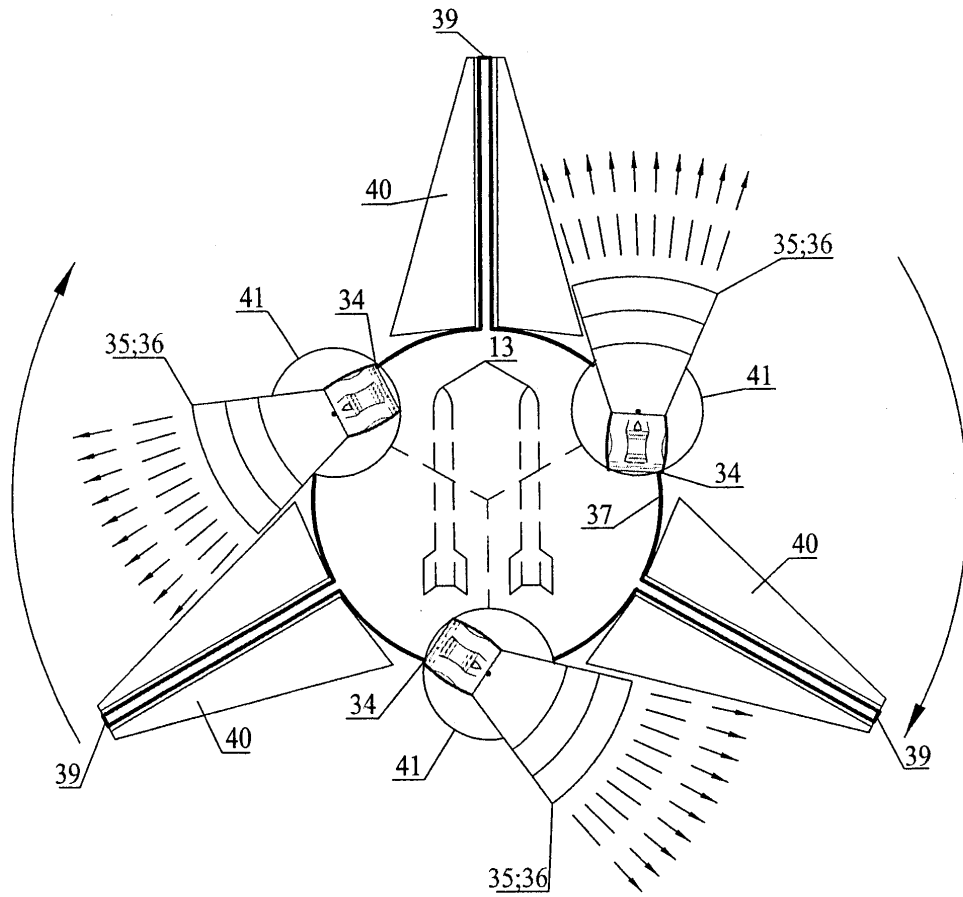
фиг. 48



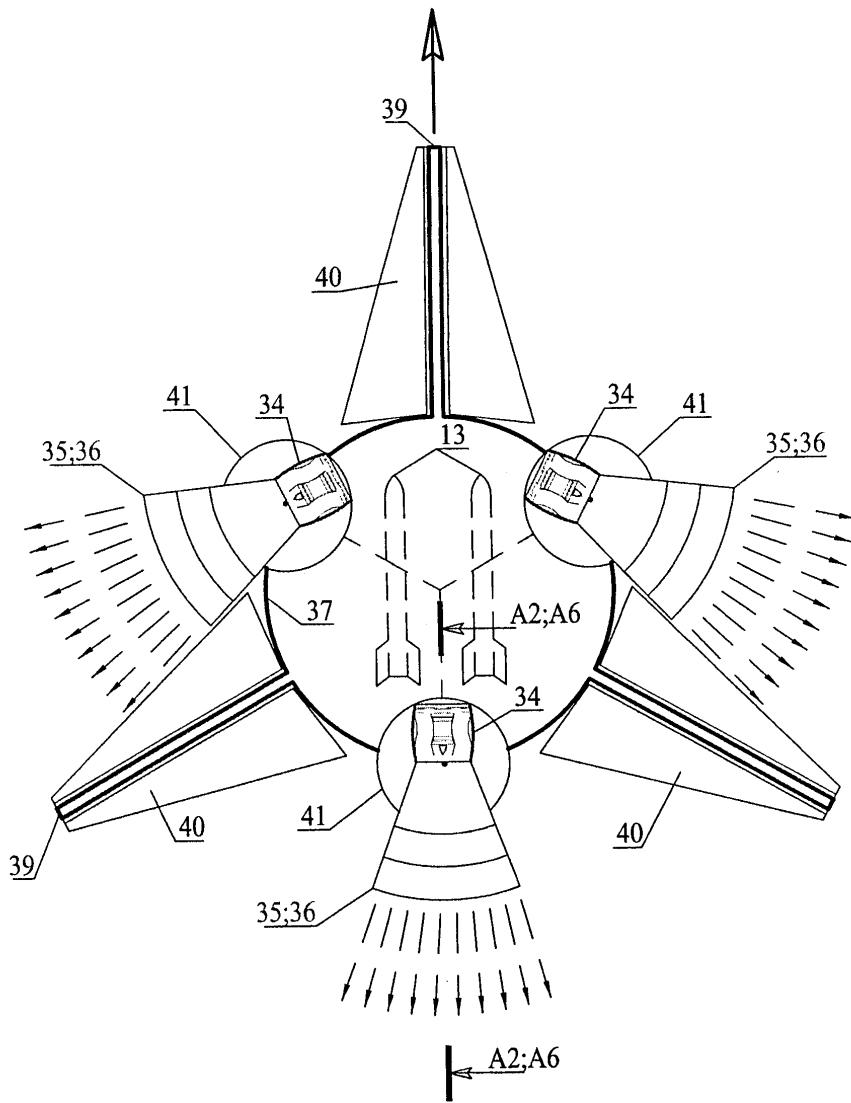
фиг. 49



фиг. 50

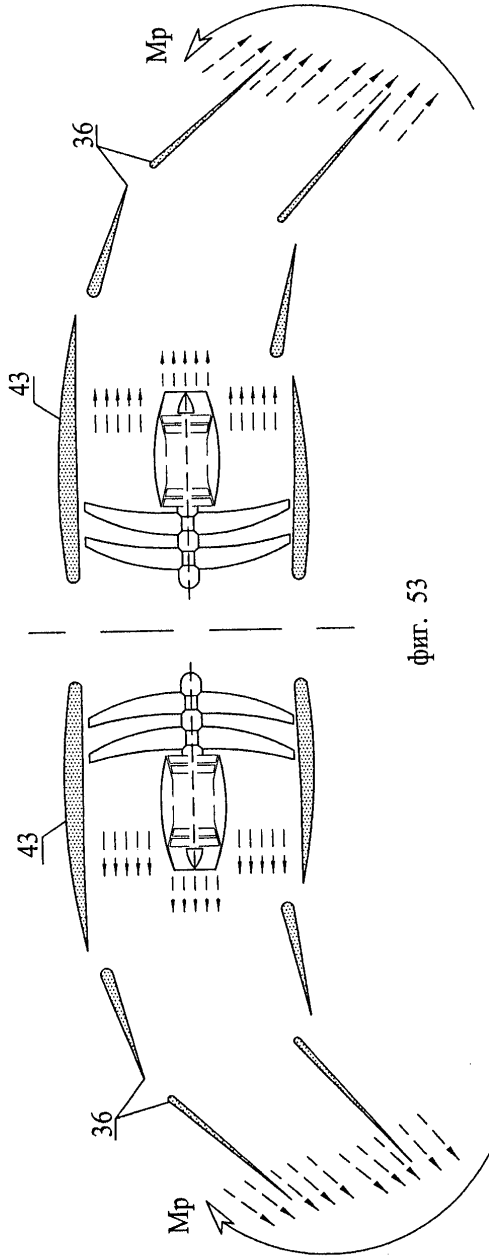


фиг. 51



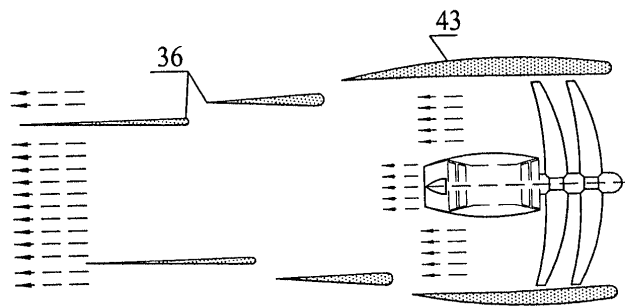
фиг. 52

СЕЧЕНИЕ В1 - В1

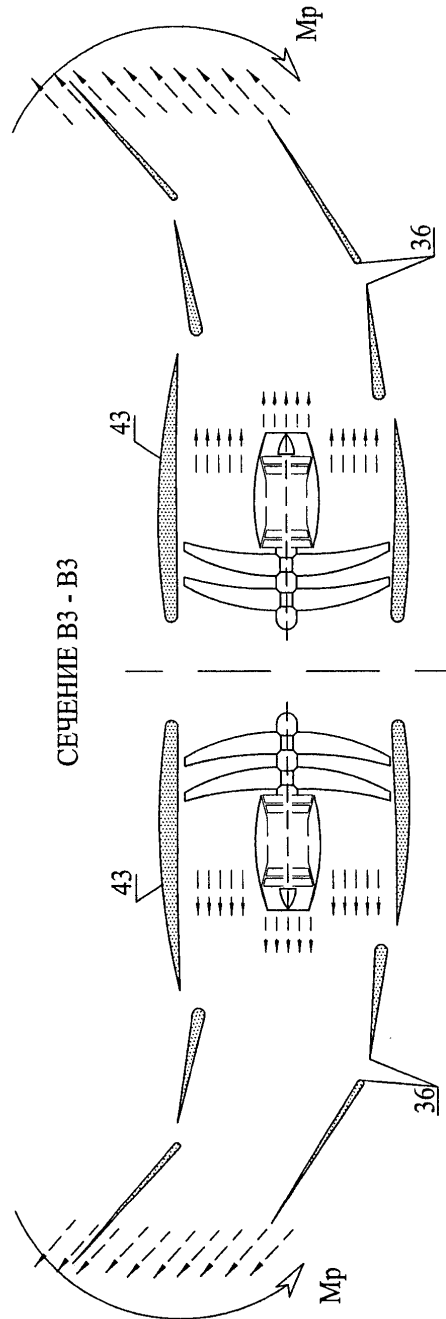


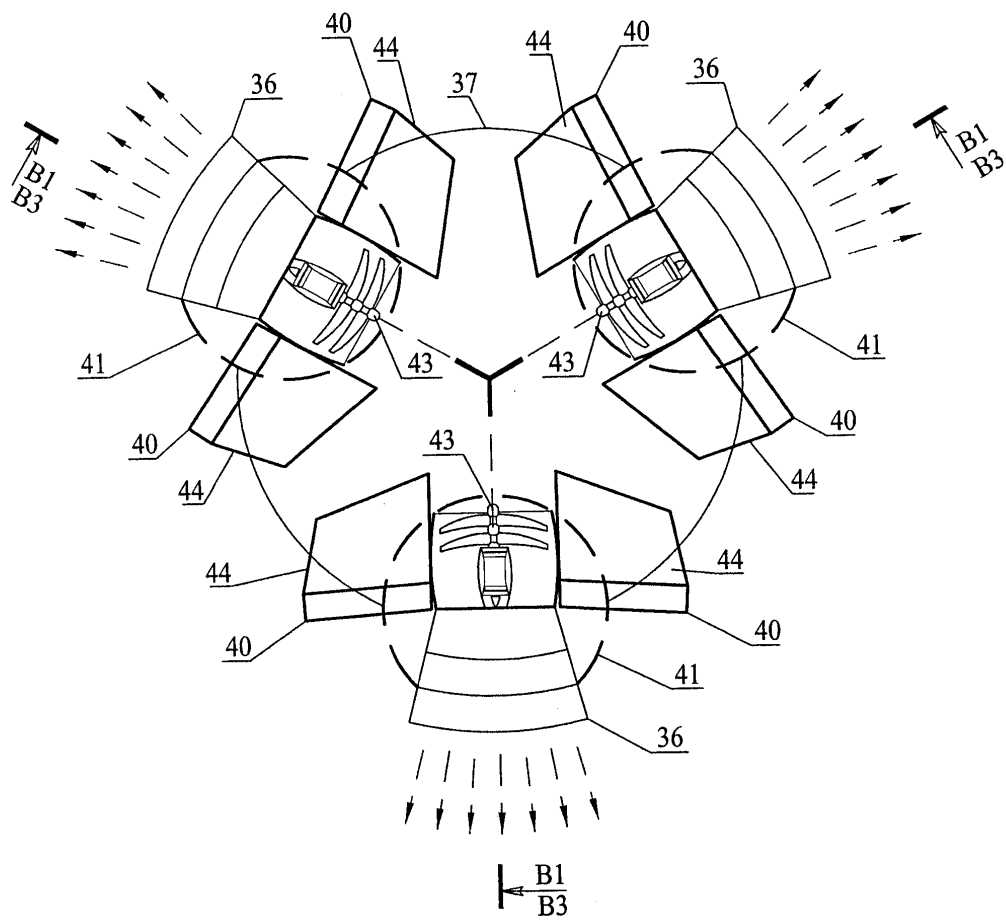
фиг. 53

СЕЧЕНИЕ В2 - В2

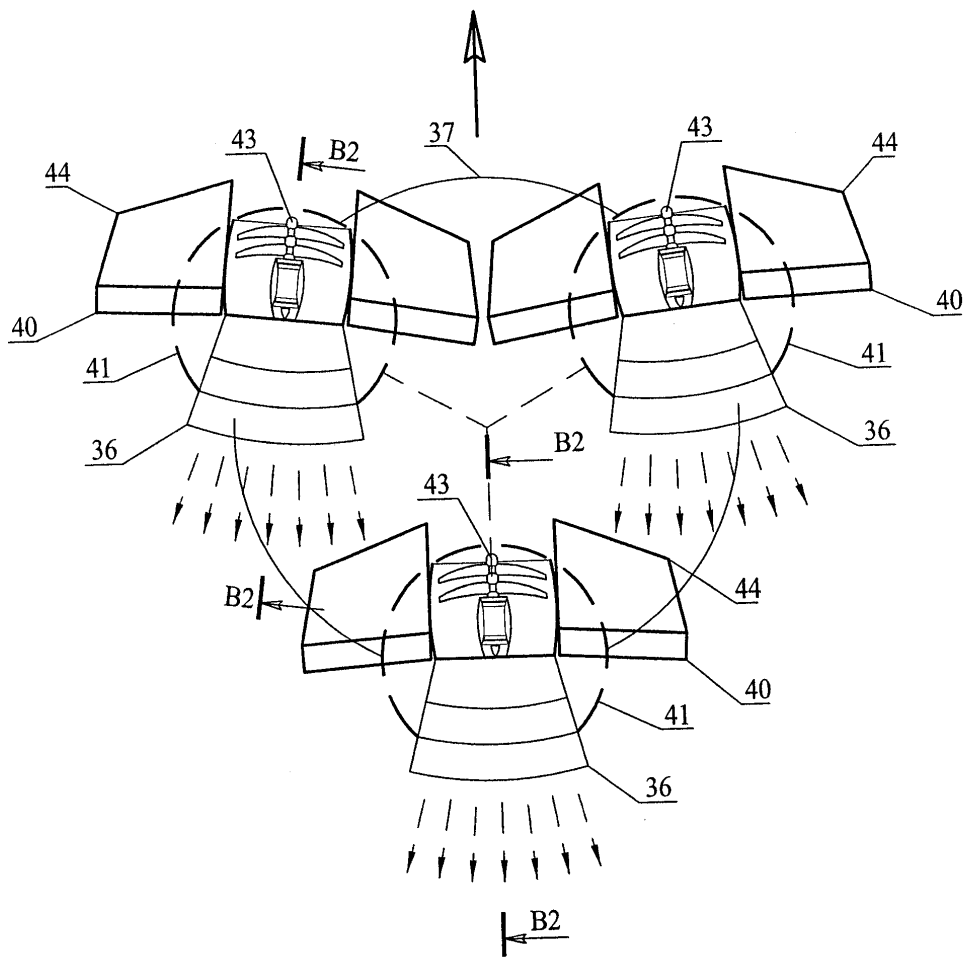


фиг. 54

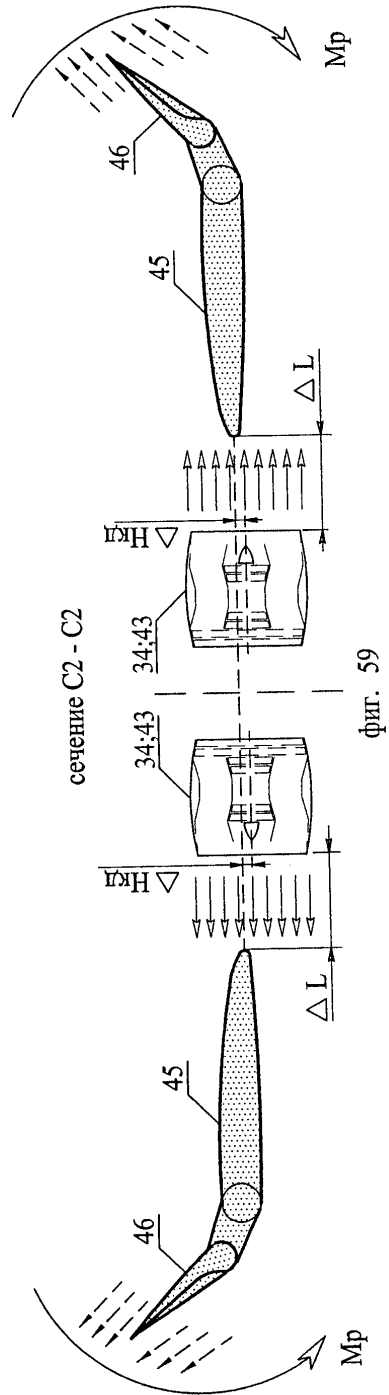
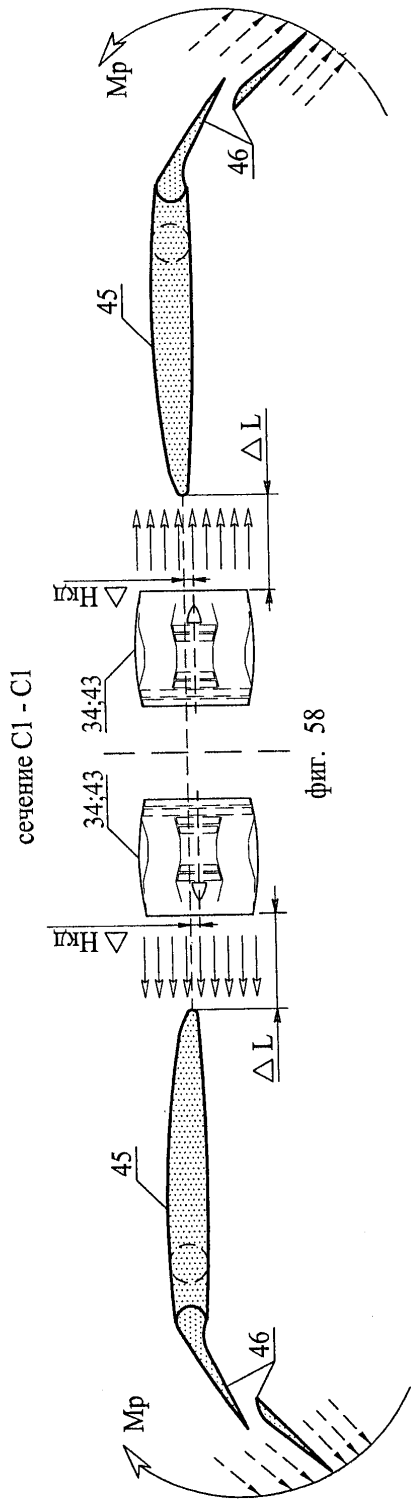




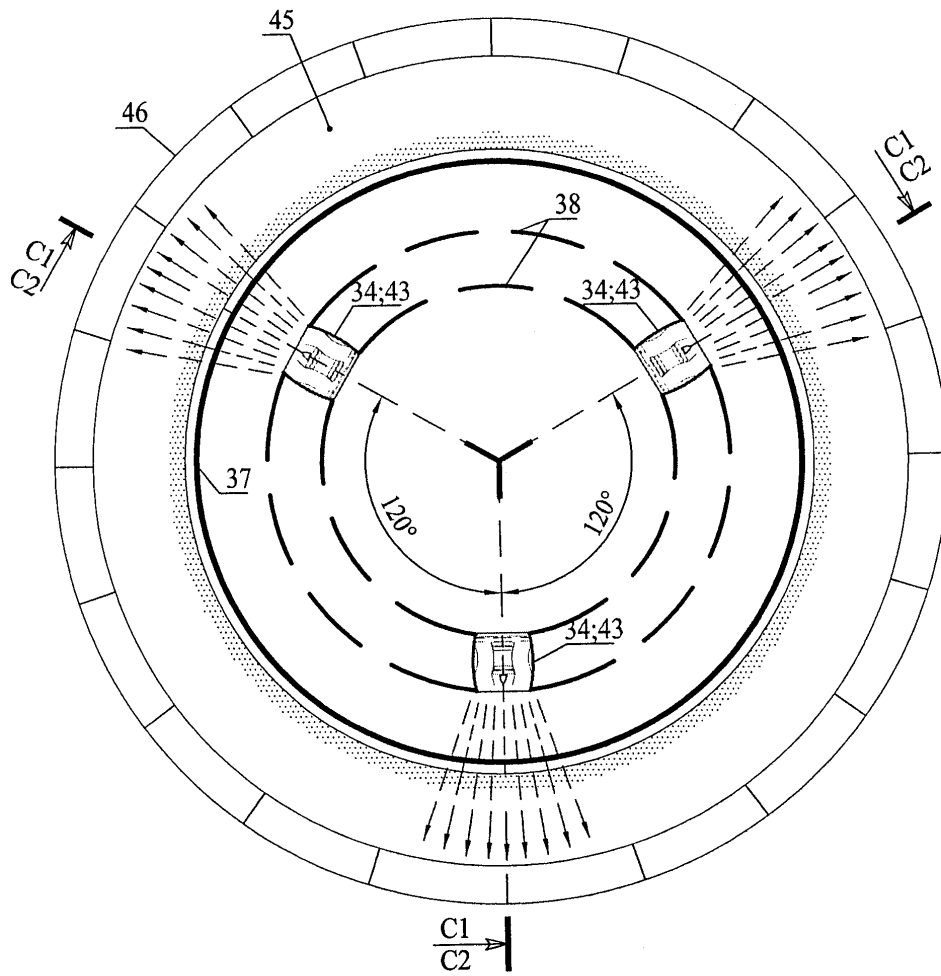
фиг. 56



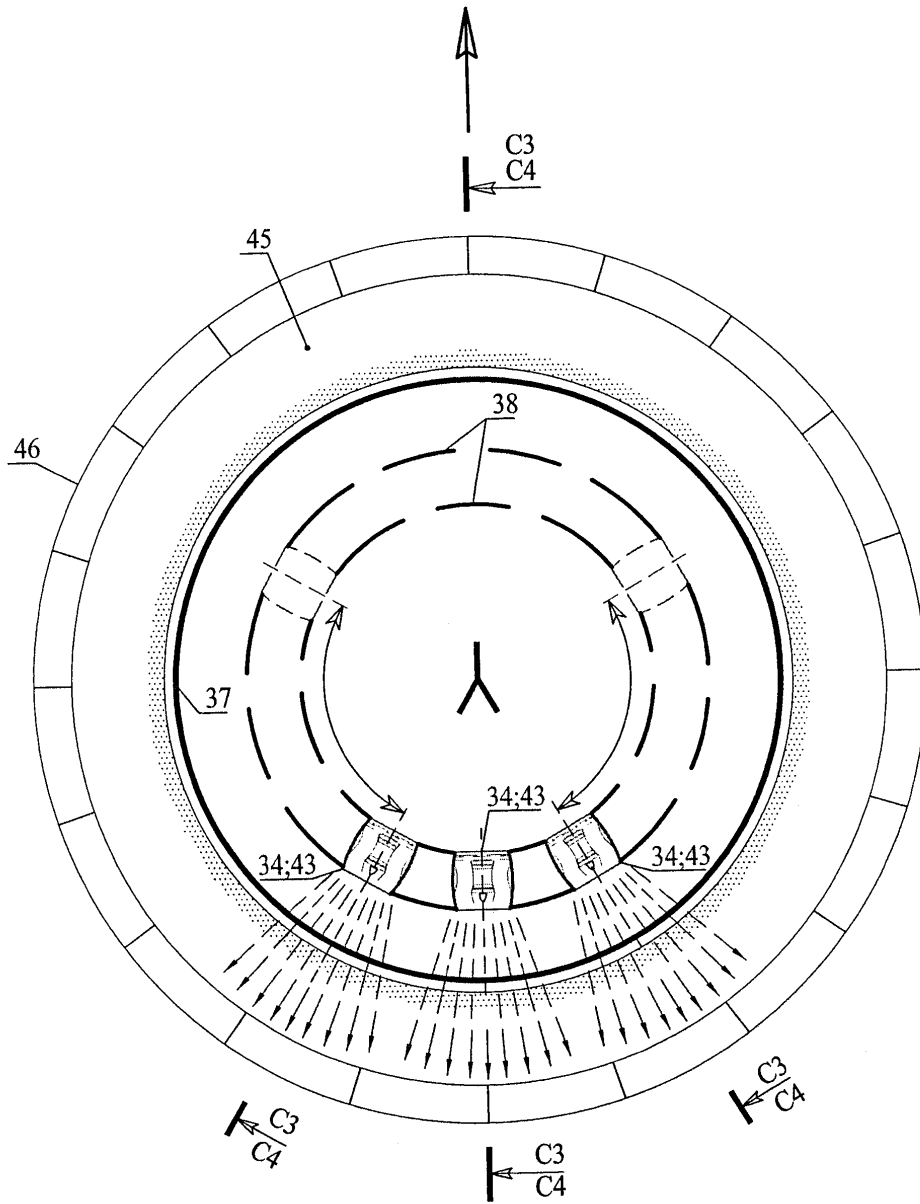
фиг. 57



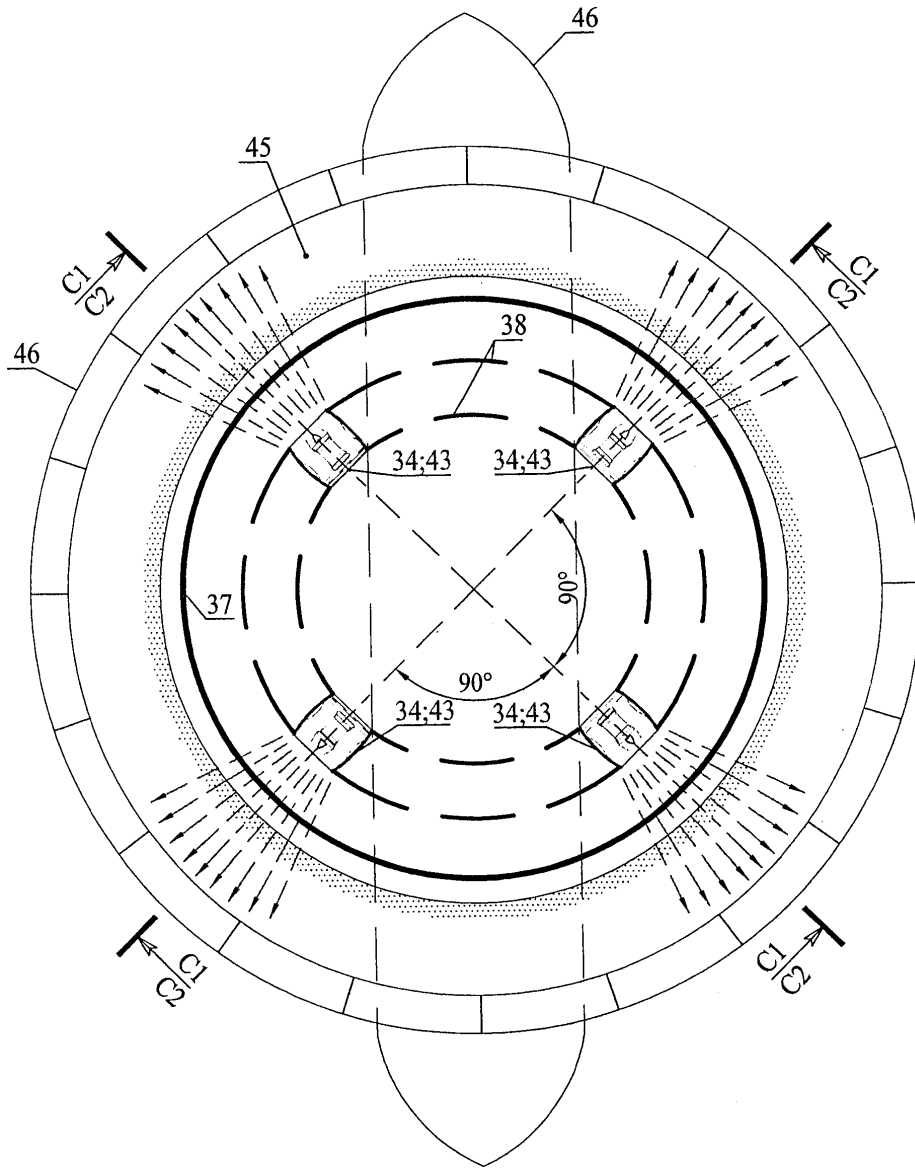




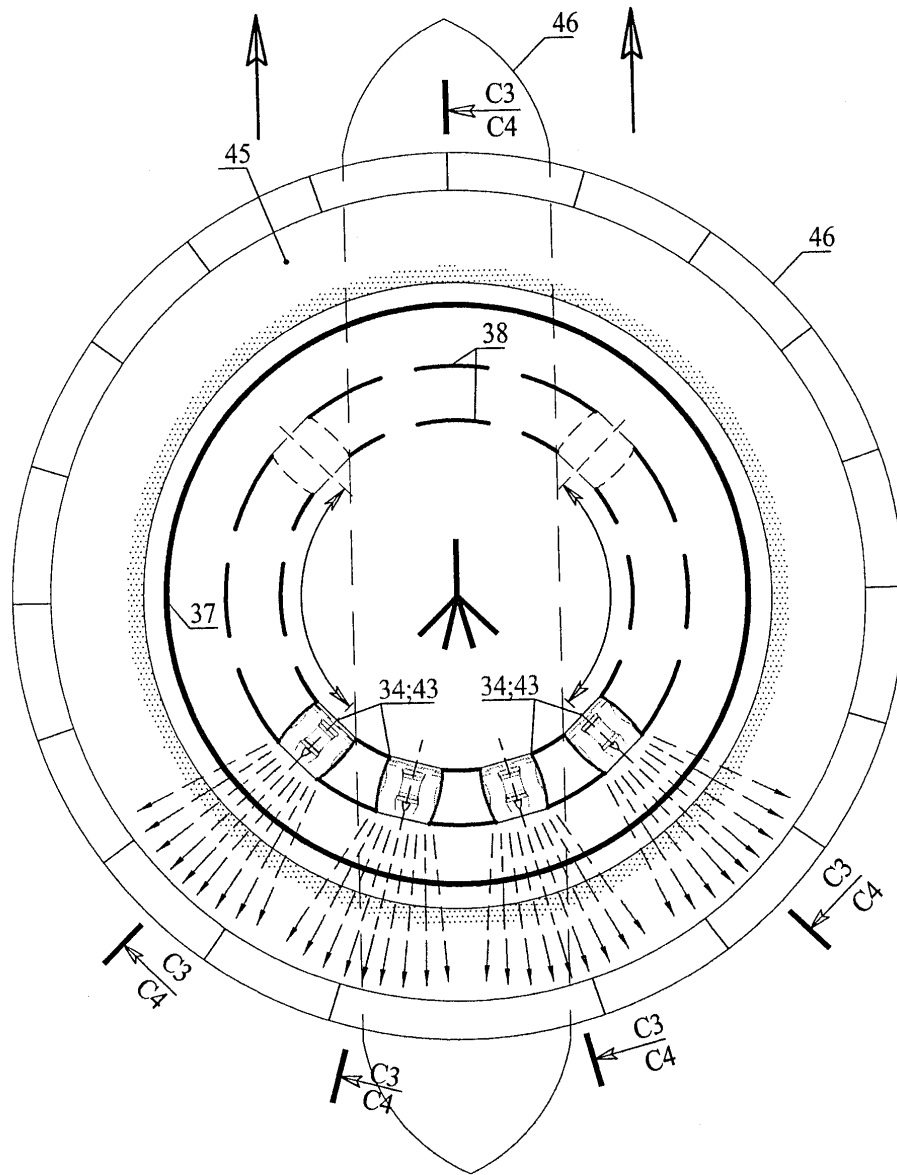
фиг. 62



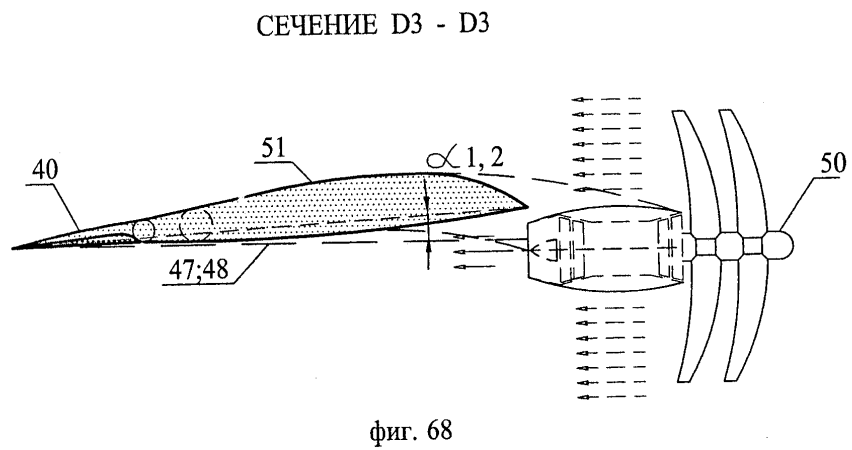
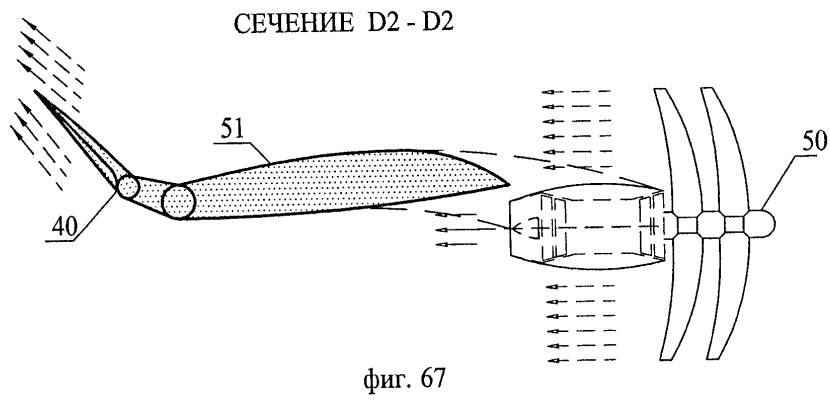
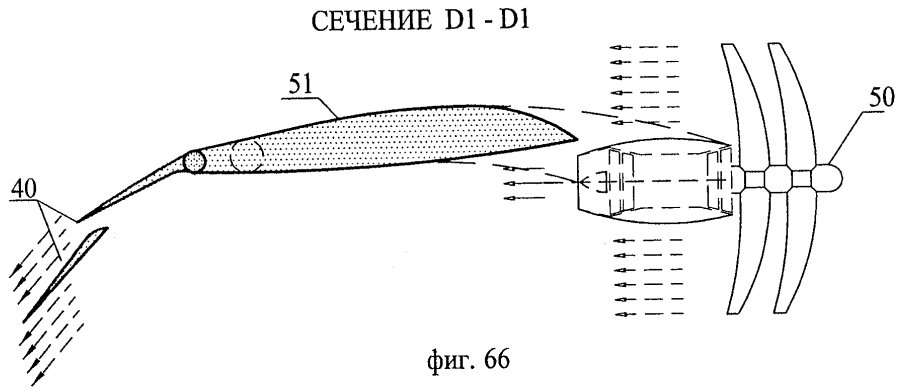
фиг. 63

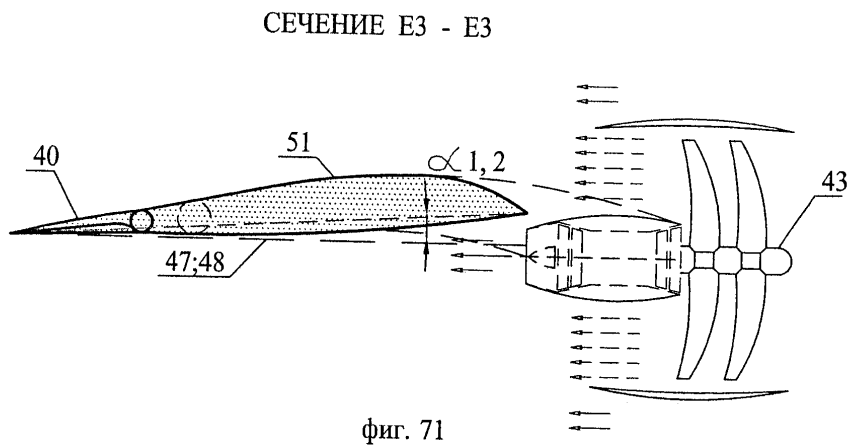
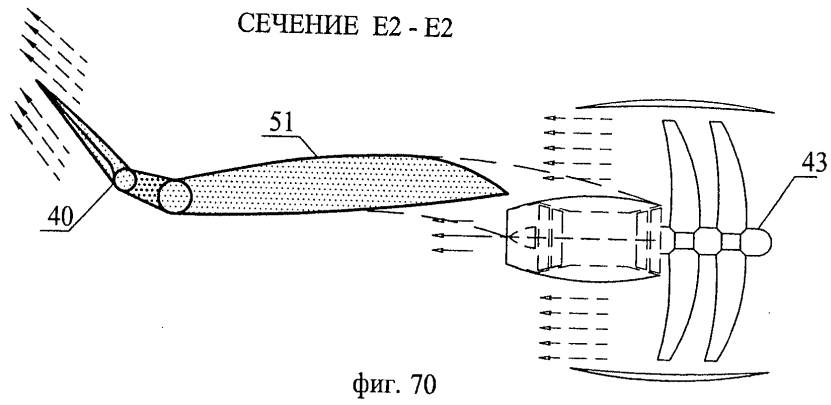
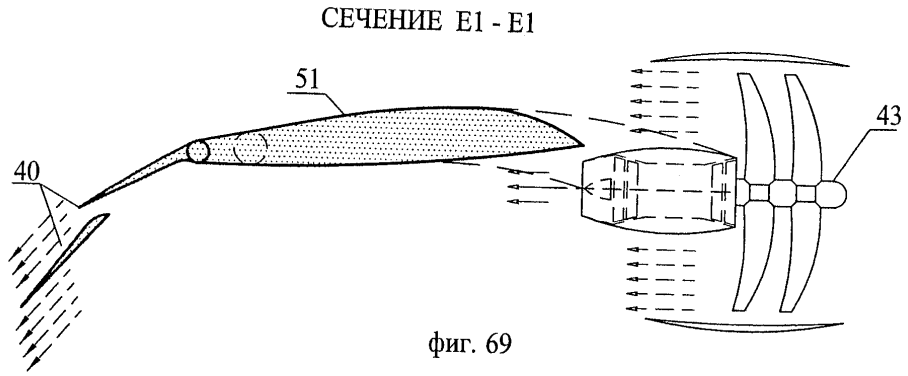


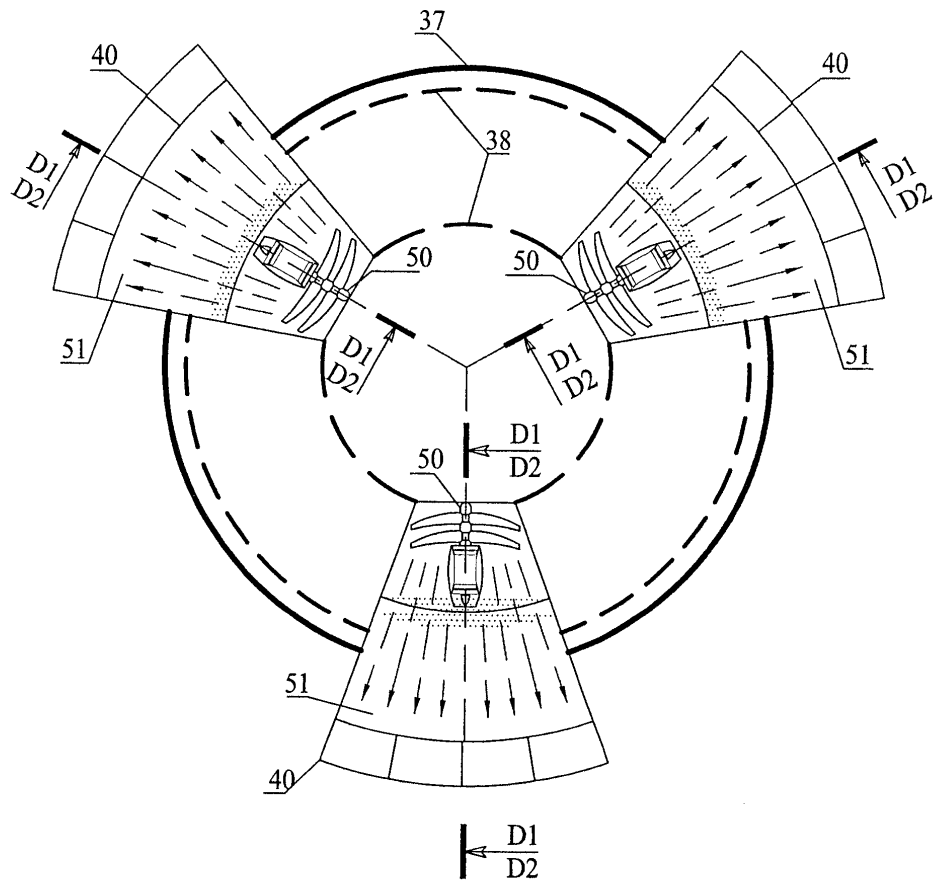
фиг. 64



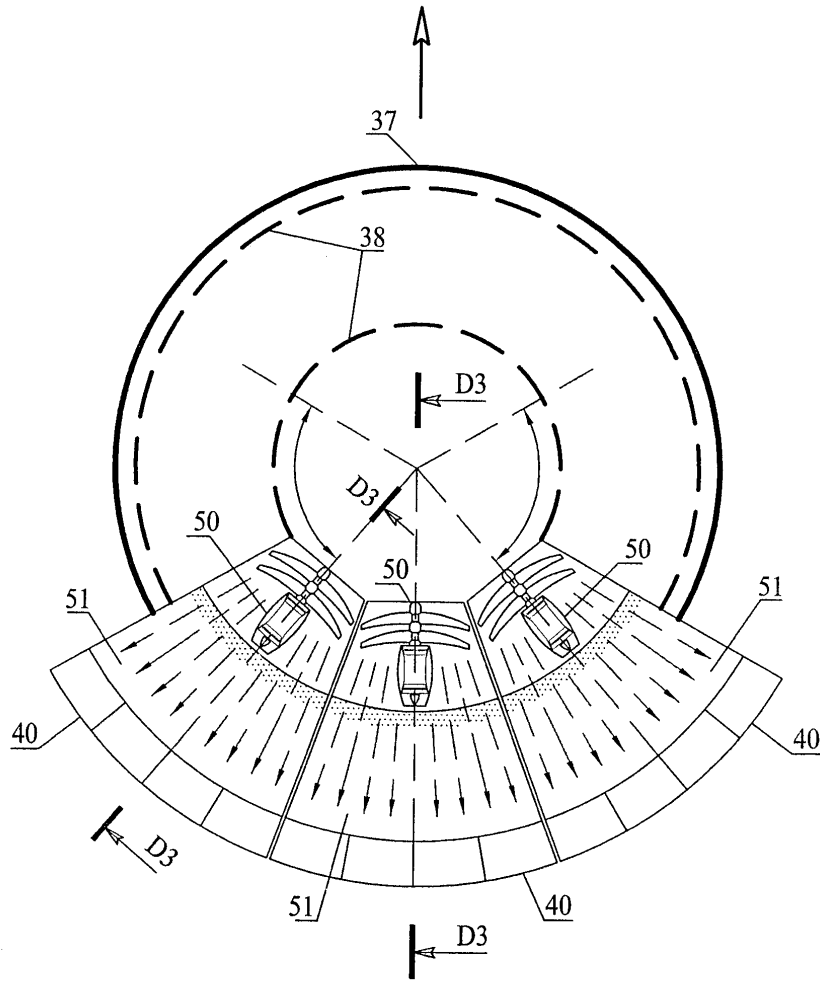
фиг. 65



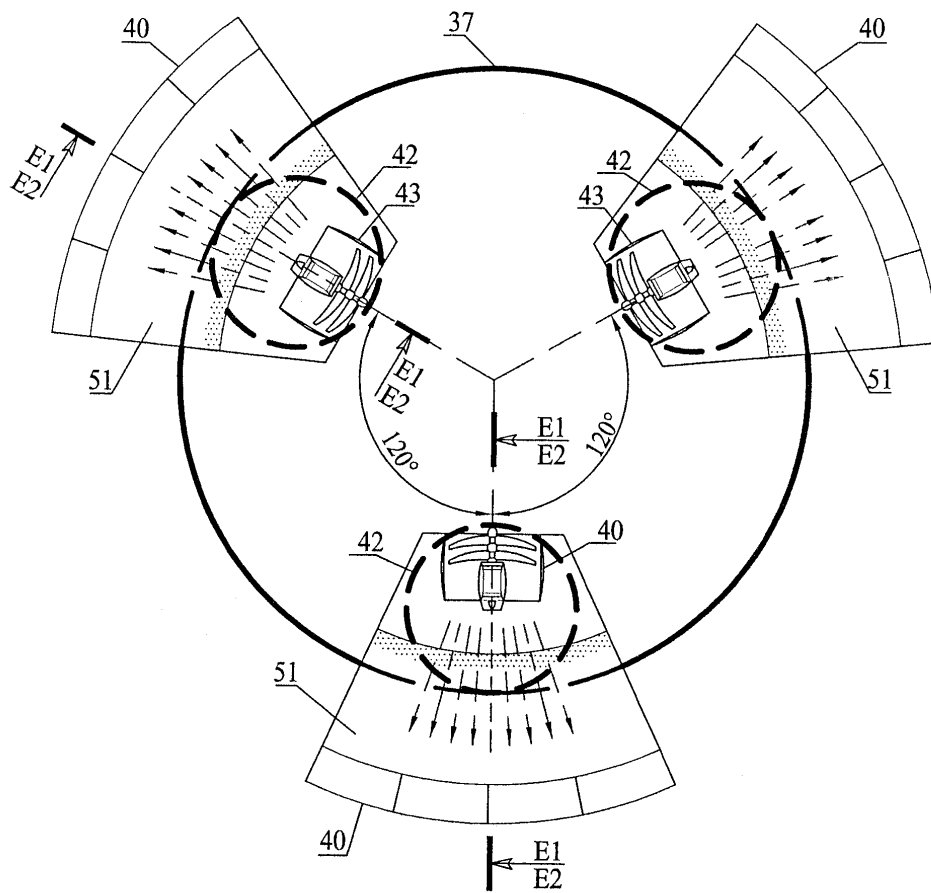




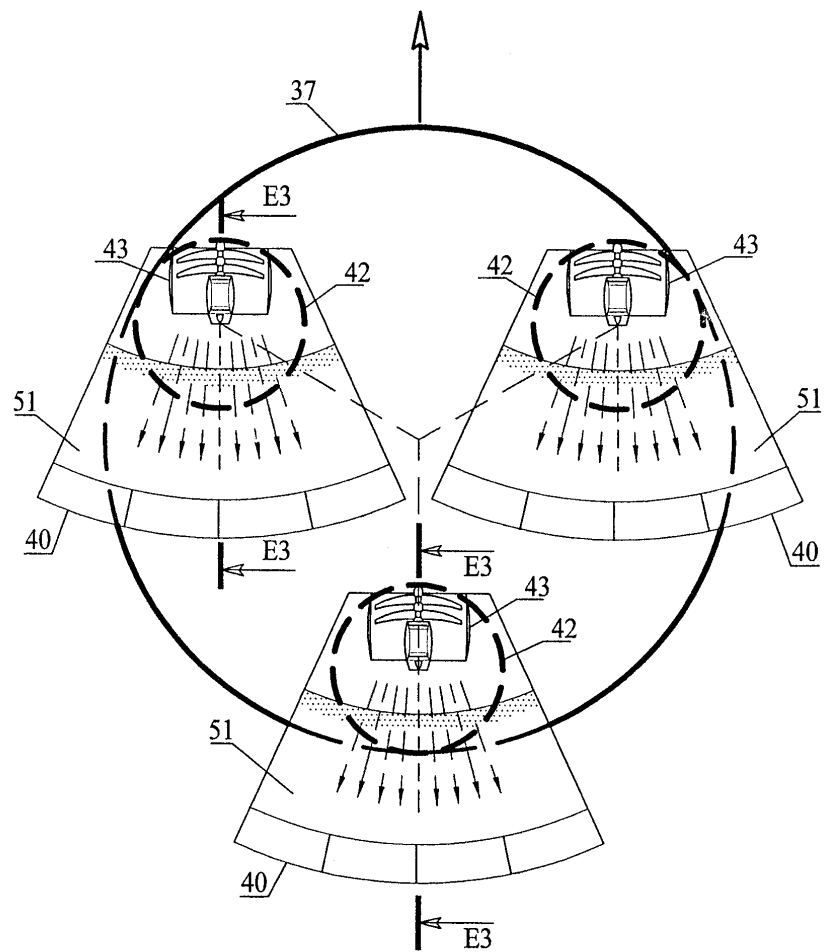
фиг. 72



фиг. 73



фиг. 74



фиг. 75