



(51) МПК

*B64C 30/00* (2006.01)*B64C 9/36* (2006.01)*B64C 39/08* (2006.01)*B64D 37/06* (2006.01)*B64C 25/08* (2006.01)*B60B 19/02* (2006.01)*G05D 1/04* (2006.01)*B64C 13/04* (2006.01)**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21)(22) Заявка: 2012107704/11, 29.02.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
29.02.2012

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 29.02.2012

(43) Дата публикации заявки: 10.12.2013 Бюл. № 34

(45) Опубликовано: 27.06.2016 Бюл. № 18

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2378158 C1, 10.01.2010. US 5009374 A1, 23.04.1991. US 4802639 A1, 07.02.1989. WO 2007/117260 A2, 18.10.2007. US 6705567 B2, 16.03.2004. RU 2243925 C2, 10.01.2005. GB 2211801 A, 12.07.1989. RU 112673 U1, 20.01.2012. JP 2001080326 A, 27.03.2001. JP 2001080326 A, 27.03.2001. US 4265416 A1, 05.05.1981. US 1767120 A1, 24.06.1930. US 4634082 A1, (см. прод.)

Адрес для переписки:

720010, Кыргызстан, Бишкек-10, ул. Сагынбая,  
226, кв.71, Е.Г. Комбарову

(72) Автор(ы):

Комбаров Евгений Григорьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Комбаров Евгений Григорьевич (RU)

**(54) ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ (ВАРИАНТЫ), ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ ШАССИ (ВАРИАНТЫ) И СПОСОБ ПОДЪЕМА В ВОЗДУХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (ВАРИАНТЫ)**

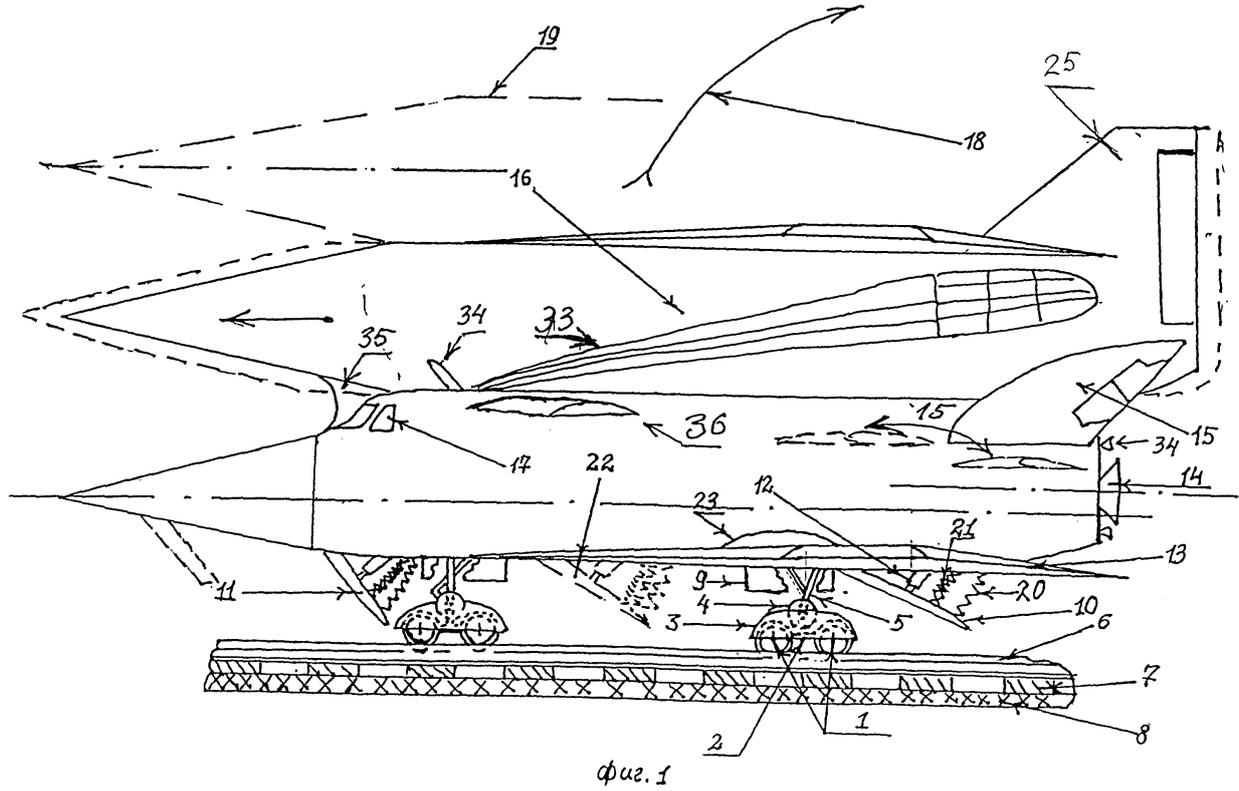
(57) Реферат:

Летательный аппарат по каждому из вариантов содержит фюзеляж, сверхзвуковые крылья, топливные баки, двигатель и шасси. Первый вариант снабжен дозвуковыми отстреливающимися крыльями в комбинации со сверхзвуковыми крыльями. Второй вариант снабжен отклоняющимся аэродинамическим щитком, расположенным в днище носовой, передней части фюзеляжа внизу центроплана под кабиной и аэродинамически связанным с крыльями. Третий вариант имеет сжимаемые топливные баки, которые расположены в нишах для уборки шасси. Взлетно-посадочное шасси по каждому из вариантов имеет амортизационную стойку. Первый вариант выполнен так, что тележка взлетного шасси расположена под

тележкой посадочного шасси на одной амортизационной стойке. Второй вариант выполнен так, что взлетное шасси имеет крылоопору для посадочного шасси. Способ подъема в воздух летательного аппарата в первом варианте включает его разгон по поверхности взлетной полосы, отрыв от ее поверхности с последующим сбросом взлетного шасси так, что оно толкает посредством энергии пороховых зарядов летательный аппарат вертикально в верх. Во время отрыва от поверхности взлетной полосы летательный аппарат выводят на максимальный угол атаки посредством энергии толчка передней стойки взлетного шасси при положении устройства управления пилотированием на минимальный угол атаки, при нахождении

органов управления по тангажу сзади центра тяжести летательного аппарата. Способ подъема в воздух летательного аппарата во втором варианте основан на поднятии передней стойки ноги посадочного шасси при скорости, равной скорости отрыва от поверхности взлетной полосы. Прижимают переднюю стойку посадочного шасси и взлетного шасси, отжав штурвал управления полностью от себя, а затем поднимают переднюю стойку шасси, взяв штурвал на себя до упора. Способ подъема в воздух летательного аппарата в третьем варианте

включает выпуск закрылков, предкрылков механизации крыла, выпуск крыла, уменьшение угла установки крыла, включение двигателей, снятие с тормозов, выведение двигателей на взлетный режим. Механизацию крыла выпускают в положение взлет, а отражающие аэродинамические экранирующие щитки нижние, в центроплане крыла и в носу - после выведения на взлетный режим. Группа изобретений направлена на расширение арсенала технических средств. 8 н. и 5 з.п. ф-лы, 5 ил.



(56) (продолжение):

06.01.1987. US 4634082 A1, 06.01.1987. SU 1819806 A1, 07.06.1993. КОТИК М.Г. Динамика взлета и посадки самолетов, М. Машиностроение. 1984. с.150-155.

RU 2588198 C2

RU 2588198 C2



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

- (51) Int. Cl.  
*B64C 30/00* (2006.01)  
*B64C 9/36* (2006.01)  
*B64C 39/08* (2006.01)  
*B64D 37/06* (2006.01)  
*B64C 25/08* (2006.01)  
*B60B 19/02* (2006.01)  
*G05D 1/04* (2006.01)  
*B64C 13/04* (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2012107704/11, 29.02.2012  
 (24) Effective date for property rights:  
 29.02.2012  
 Priority:  
 (22) Date of filing: 29.02.2012  
 (43) Application published: 10.12.2013 Bull. № 34  
 (45) Date of publication: 27.06.2016 Bull. № 18  
 Mail address:  
 720010, Kyrgyzstan, Bishkek-10, ul. Sagynbaja, 226,  
 kv.71, E.G. Kombarovu

(72) Inventor(s):  
**Kombarov Evgenij Grigorevich (RU)**  
 (73) Proprietor(s):  
**Kombarov Evgenij Grigorevich (RU)**

(54) **AIRCRAFT (VERSIONS), TAKEOFF-LANDING GEAR (VERSIONS) AND METHOD OF LIFTING AIRCRAFT IN AIR (VERSIONS)**

(57) Abstract:

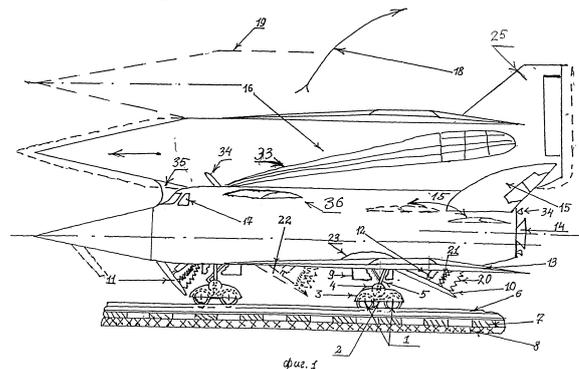
FIELD: aviation.

SUBSTANCE: aircraft according to each version comprises fuselage, supersonic wings, fuel tanks, engine and undercarriage. First version incorporates subsonic shoot back wings in combination with supersonic wings. Second version incorporates deflecting aerodynamic shield arranged in bottom of nose, front part of fuselage below centre-section under cabin and aerodynamically connected with wings. Third version has compressible fuel tanks, which are located in recesses for retracting chassis. Takeoff-landing gear for each version has a shock absorber strut. First version is made so that bogie of takeoff landing gear is arranged at landing gear bogie on one shock absorber strut. Second version is made so that takeoff landing gear has wing-support for landing gear. Method of lifting aircraft in air in first version involves acceleration along surface of runway, separation from its surface with subsequent release of takeoff landing gear so that it pushes through powder charges aircraft vertically upwards. During separation from surface of runway aircraft is taken to maximum angle of attack by pushing energy of front leg of takeoff landing gear with position of piloting control device at minimum angle of attack, when pitch controls are behind aircraft centre of gravity. Method of lifting aircraft in air in second version is based on front leg

landing gear leg at a rate equal to speed of separation from surface of runway. Landing gear front leg is pressed and takeoff landing gear, pushing control handwheel completely from itself, and then landing gear front leg is lifted, taking wheel against stop. Method of lifting aircraft in air in third version involves releasing flaps, slats wing, wing outlet, reduction of installation angle of wing, engines, switching off brakes, removal of engines in takeoff mode. Wing mechanisation is released in position of takeoff, and reflecting aerodynamic screen shields bottom, at centre section of wings and nose - after taking to takeoff mode.

EFFECT: group of inventions is aimed at expansion of technical facilities.

13 cl, 5 dwg



RU 2 588 198 C2

RU 2 588 198 C2

Настоящее изобретение относится к ракетной баллистической, космической, авиационной технике.

Известен проект австрийского инженера Зенгера, который в 1933 г. Предложил проект сверхдальнего бомбардировщика. Изобретатель решил использовать тот же эффект, который возникает при полете плоского камешка, рекошетирующего от поверхности воды. В теории, специально спроектированный самолет с высокой скоростью взмывал в воздух, достигал высоты 250 км. и пикировал до высоты 40 км., а затем вновь поднимался с выс. При каждом погружении в плотные слои атмосферы самолет должен был терять определенный процент сообщенного ускорения, тем самым сокращая свои прыжки и переходя на планирование по нисходящей траектории.

Самолет должен был иметь заостренные формы, плоскую нижнюю часть фюзеляжа и небольшие крылья, выполнявшие роль стабилизатора. Взлет предполагалось осуществлять с помощью реактивных ускорителей, разгонявших самолет до скорости отрыва 500 м/с. (1800 км./ч.) с последующим разгоном до 6 км./с..

Работы над проектом велись до 1942 г., но до его воплощения в металле дело не дошло. («Детская энциклопедия авиации»; издательство «Полигон» 2003 г.; стр.466, авторы: Ввалерий и Виталий Тарнавские).

#### ОБЩИЕ ПРИЗНАКИ:

1. - Реактивные ускорители.
- 2 - Плоская нижняя часть фюзеляжа.
- 3 - Небольшие крылья.
- 4 - Шасси есть одно - «ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ».

#### НЕДОСТАТКИ:

Отсутствие: (1) - железнодорожных шасси, способных обеспечивать скорость отрыва в 1800 км./ч., 2 - Многоплановой схемы самолета, 3 - Сжимаемых топливных баков, 4 - Отталкивания от поверхности Земли, 5 - Невозможность посадки без шасси на грунт, 6 - Невозможность посадки на воду.

Известен самолет «Братьев Райт» («Детская энциклопедия авиации»; издательство «Полигон» 2003 г.; стр. авторы: Валерий и Виталий Тарнавские); - 1903 г. - БИПЛАН. Разгон самолета осуществлялся по деревянным рельсам.

#### ОБЩИЕ ПРИЗНАКИ:

- 1 - Бипланная схема крыла.
- 2 - Разгон самолета по рельсам.

#### НЕДОСТАТКИ:

- 1 - Дозвуковое крыло.
- 2 - Отсутствие жидкостно-реактивного двигателя.

Известен способ взлета, описанный в руководстве к полетам по транспортному самолету «АН-12», в частности, есть «ИНСТРУКЦИЯ ЭКИПАЖУ САМОЛЕТА-12»; Министерсво Обороны СССР; Военно-Воздушные силы; (Воен. Издат., 1981 г.). Введена в действие командующим военно-транспортной авиации ВВС. Ордена Трудового Красного Знамени Военное Издательство Министерства Обороны СССР, стр.10, пункт 1.4.3. «Максимальные, минимальные и безопасные скорости полета», рис.1.6 (Приборные скорости полета) Оз-35° градусов режим работы двигателей-«взлетный» условия МСА).

Прототип способа взлета по самолетному ракетного самолета.

«3...Командир экипажа плавно отпускает тормоза и начинает разбег самолета....

6....Подъем передней ноги шасси осуществляется при скорости 170-200 км./ч., в зависимости от взлетного веса самолета, ПЛАВНЫМ (!!!) движением штурвала.

7....Стремление самолета после отрыва к опусканию носа (при передней центровке)

или его задиранию (при задней...) легко парируется штурвалом....

8. Отрыв самолета от ВПП происходит на скорости 185-230 км./ч. (в зависимости от взлетного веса самолета, температуры и давления наружного воздуха). При отрыве самолета от Земли и в дальнейшем полете самолет не имеет тенденции к изменению угла тангажа и выдерживание производится с постепенным увелечением скорости и высоты....

#### ДОПОЛНЕНИЕ:

1. 3-1. При разбеге, до подъема передней ноги, командир экипажа действием штурвала «от себя» - Прижимает переднее шасси к поверхности ВПП. Но не в полную силу.

2. 3.2. Перед РАЗБЕГОМ, до страгивания с места, командир экипажа выпускает закрылки в положение «ВЗЛЕТ».

#### Общие признаки:

1 - «(3) Командир экипажа плавно отпускает тормоза и начинает разбег самолета...

2 - (3.1) При разбеге, до подъема передней ноги, командир экипажа действием штурвала «от себя» - Прижимает переднее шасси к поверхности взлетной полосы.

3 - (7...) Стремление самолета, после отрыва, к опусканию носа (при передней центровке) или его задиранию (при задней...) легко парируется штурвалом....

#### Недостатки:

1 - Подъемная сила у самолета в момент отрыва состоит только из аэродинамической (газовой) силы(теоритически, то, что берется в расчет). Но на практике довольно сильные толчки, по мере разгона, дает и амортизатор шасси и в сумме они и отталкивают - поднимают самолет в воздух.

2 - Большая скорость взлета.

3 - Неопределенность скорости взлета.

4 - Большая длина разбега самолета из-за увеличенного воздушного сопротивления.

5 - Большой расход топлива при наборе заданной высоты полета.

6 - Большой расход топлива при разбеге по взлетно-посадочной полосе.

Известен «Мессершмитт-163» - «Комета» - «Me-163» фирмы «Мессершмитт» - схема «бесхвостка» со стреловидным крылом. Площадь крыла самолета - 20,37 М; взлетная масса - 5299,8 кг, нагрузка на единицу площади крыла - 260,9 кг./м. Максимальная скорость серийного «163-С» составляет 858 км./ч.; самолет был способен набрать высоту 12100 м. за 3 минуты и 20 секунд; скорость у Земли составляла 60 м./с.

#### ОБЩИЕ ПРИЗНАКИ:

1. Разделение системы шасси на взлетное и посадочное устройство, но не на шасси.

2. Жидкостно-реактивный двигатель.

#### НЕДОСТАТКИ:

1. Недостаточная скорость отрыва самолета для полета в космос.

2. Отсутствовали поддерживающие крыльевые опоры лыжного или колесного типа.

3. Разделение системы шасси на взлетное и посадочное устройство не было вызвано необходимостью увеличить скорость отрыва от Земли.

4. Посадка завершалась разворотом и переворотом самолета.

5. Жесткая посадка из-за отсутствия пневматика у посадочного устройства.

6. Двигатель иногда взрывался просто от грубой посадки.

7. Большая вероятность травмирования позвоночника летчика при посадке.

8. Малая дальность полета.

9. Нет отталкивания самолета от поверхности Земли.

Отрыв от поверхности планеты происходит со взлетной тележкой, вес которой входит во взлетный вес самолета.

Известен «Мессершмитт- 263D»-(Me-163D) - последний в ряду ракетных самолетов по программе.

Самолет имел новый фюзеляж, герметичную кабину, привычное пневматическое взлетно-посадочное шасси... Шасси убиралось гидроприводом. (Детская энциклопедия авиации. 2003 г. Издательство «Полигон» стр.264.)

#### ОБЩИЕ ПРИЗНАКИ:

1. Шасси для взлета и посадки.
2. Жидкостно-реактивный двигатель.
3. Посадочное шасси пневматическое.

#### НЕДОСТАТКИ:

1. Недостаточная скорость отрыва самолета для полета в космос - даже по баллистической траектории.
2. Недостаточная подъемная сила у самолета, чтобы улететь в космос.
3. Пневматическое взлетное шасси.
4. Нет отталкивания самолета от Земли при отрыве от Взлетно-посадочной полосы.
5. Малая дальность полета.
6. Отсутствие дополнительного крыла.
7. Нет возможности отстрелить лишнее крыло, после взлета.
8. Нет сжимаемых топливных баков.
9. Нет уменьшения миделевого сечения у самолета по мере выработки топлива
10. Нет уменьшения сопротивления воздушного по мере выработки топлива, связанного с миделевым сечением.

Известен японский проект космического пассажирского самолета, разрабатываемый японским правительством с 1987 г. Этот пассажирский летательный аппарат сможет добраться из Нью-Йорка до Токио за три часа со скоростью, превышающей скорость звука в 10-20 раз.

Согласно инженерной концепции, супер самолет в отличии от космического «Шаттла» - будет стартовать с обычной взлетной полосы аэродрома. Разогнаться ему позволит новый двигатель, в работе над которым японские конструкторы продвинулись.... Двигатель на твердом топливе с водородным охлаждением. «Вечерний Бишкек» 1995 г. Октябрь.

#### ОБЩИЕ ПРИЗНАКИ:

1. Шасси для взлета и посадки.
2. Ракетный, реактивный двигатель.
3. Посадочное шасси - пневматическое.

#### НЕДОСТАТКИ:

1. Маленькая подъемная сила у самолета для полета в космос.
2. Недостаточная скорость отрыва для полета в космос.
3. Большая взрывоопасность твердотопливных двигателей.
4. Малая мощность твердотопливных двигателей в сравнении с жидкостно-реактивным двигателем.
5. Пневматическое взлетное шасси.
6. Нет отталкивания самолета от поверхности Земли во время взлета.
7. Нет сжимаемых топливных баков.
8. Отсутствие дополнительных крыльев
9. Нет возможности отстрелить дополнительное крыло.
10. Нет шасси под центром тяжести самолета.

#### РАСКРЫТИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

(Описание СОВОКУПНОСТИ существенных признаков, обеспечивающих результат.)

1 ЗАДАЧЕЙ изобретения является УВЕЛИЧЕНИЕ запаса ЭНЕРГИИ: прибавляется КИНЕТИЧЕСКАЯ энергия к ХИМИЧЕСКО-ТЕПЛОВОЙ энергии запаса топлива, которая присутствует на борту одноступенчатого ракетного реактивного летательного

5 аппарата, в момент отрыва его от поверхности планеты.

2 Увеличение кинетической энергии у летательного аппарата ведет к увеличению подъемной силы у летательного аппарата.

3 Для дополнительного КРАТНОГО увеличения подъемной силы у летательного аппарата устанавливают кратное число подъемных несущих поверхностей-крыльев.

10 П.1 Сущность признака МНОГОплановости заключается в возможности кратного увеличения взлетного веса самолета при одинаковой скорости отрыва от поверхности взлетной полосы.

15 П.2 Сущность признака ОТСТРЕЛИВАНИЯ лишних крыльев заключается в облегчении и увеличении скорости полета, подъемной силы, если еще это будет оправдано по дальности полета в конечном итоге и безопасности посадки у ракетного БАЛЛИСТИЧЕСКОГО пассажирского, грузового самолета, особенно?

20 П.3 Сущность признака, что сжимаемые топливные баки располагают в нишах для уборки шасси, аэродинамических щитков, есть УМЕНЬШЕНИЕ миделевого сечения летательного аппарата, сопротивления воздуха - в зависимости от выработки топлива в нишах для уборки шасси, аэродинамических щитков.

25 П.4 Сущность признака, что отклоняющийся аэродинамический щиток располагают вверху носовой части, передней части фюзеляжа, над кабиной экипажа, в районе - в увеличении подъемной силы у фюзеляжа-дальности планирования. Сущность признака, что самолет имеет отклоняющийся аэродинамический щиток, расположенный в днище

30 фюзеляжа, внизу центроплана крыла и аэродинамически связан с крылом заключается в увеличении подъемной силы у самолета в плотных слоях атмосферы. 2 - В резком (в разы) увеличении РЕСУРСА, срока эксплуатации, долговечности резины шасси, стоек шасси, лонжерона крыла, так как смягчается посадка. уменьшается сила воздействия, - как «квадрат» от разности скоростей, что ведет к значительному увеличению

35 экономической эффективности, безопасности посадки. Где-то в 2 раза. Что НЕ НАШЛО ОТРАЖЕНИЯ практического между самолетами «Ту-124» и «ТУ-134» (Я думаю, что конструктора побоялись продлевать ресурс посадочной группе конструкции из-за материальной незаинтересованности в риске. Тут на одной резине в 2 раза сэкономить можно, так как скорость посадки уменьшается в 2 раза, и она слабее стирается о бетон

40 в момент первого касания о бетонную поверхность. Сущность признака, что отклоняющийся аэродинамический щиток располагают в носовой передней, нижней, части фюзеляжа, под кабиной экипажа, в районе, заключается в увеличении подъемной силы и кабрирующего момента.

45 П.5 Сущность признака, что самолет имеет отдельно шасси, предназначенное для разгона и отрыва от поверхности взлетной полосы - взлетное шасси, - и шасси предназначенное для посадки - посадочное шасси есть в увеличении безопасности посадки, высоты стоек шасси для облегчения выхода на «ГОРЬ «воздушной подушки экранирующего эффекта от самолета на разбеге и увеличении взлетного веса самолета в 1,5 раза. В НАДЕЖНОСТИ РАЗГОНА, УМЕНЬШЕНИИ ИЗНОСА РЕЗИНЫ, ЕСЛИ ВЗЛЕТНОЕ ШАССИ - ПНЕВМАТИЧЕСКОЕ.

П.6 Сущность признака, что колесо взлетного шасси, включающее диск, тормоз, снабжено диском для рельсового железнодорожного пути ЕСТЬ в увеличении скорости отрыва самолета.

П.7 Сущность признака, что диск для рельсового железнодорожного пути имеет резьбовое соединение для подсоединения диска с пневматиком **ЕСТЬ** в возможности транспортировки самолета и взлетной тележки по аэродрому, установки самолета на железную дорогу для взлета.

5 П.8 Сущность признака, что тележка взлетного шасси расположена под тележкой посадочного шасси, на одной амортизационной стойке **ЕСТЬ** в увеличении высоты стойки шасси, облегчении взлетного устройства.

П.9 Сущность признака, что взлетное шасси имеет опору для посадочного шасси **ЕСТЬ** в повышении надежности закрепления самолета на взлетном шасси.

10 П.10 Сущность признака, что опору выгибают под колеса посадочного шасси **ЕСТЬ** в дополнительном увеличении надежности закрепления самолета на взлетном шасси.

П.11 Сущность признака, что самолет не имеет посадочного шасси заключается в **ОБЛЕГЧЕНИИ** самолета.

15 П.12 Сущность признака, что разгон летательного аппарата осуществляют при расстоянии от нижней точки его фюзеляжа до поверхности взлетной полосы, достаточным для разгона до скорости горизонтального полета после сброса взлетных шасси, а во время отрыва от поверхности взлетной полосы - взлетное шасси толкают вертикально в верх **ЕСТЬ** в возможности увеличения взлетного веса самолета в 1,5 раза (в полтора раза).

20 П.13 Сущность признака, что взлетное шасси толкает посредством энергии пороховых зарядов летательный аппарат вертикально в верх **ЕСТЬ** в дополнительном ускорении самолета при отталкивании от взлетной полосы, планеты.

25 П.14 Сущность признака, что во время отрыва от поверхности взлетной полосы летательный аппарат выводят на максимальный угол атаки с помощью энергии толчка передней стойки взлетного шасси при положении устройства управления пилотирования на минимальный угол атаки, при нахождении органов управления по тангажу сзади центра тяжести самолета есть в увеличении подъемной силы крыла за счет закрылков - щитков, опущенных в низ.

30 П.15 Сущность признака, что посадочное шасси толкает вертикально в верх самолет, отталкиваясь от взлетного шасси через свою амортизационную стойку при помощи органов управления по тангажу за счет упругой энергии амортизационной стойки стойки, раскачки, самолета, - с максимальной перегрузкой, резко заключается в использовании органов управления в создании дополнительной подъемной силы за счет толчка - перегрузки от инерции сил противодвижения как у птицы.

35 П.16 Сущность признака, что скорость поднятия передней стойки шасси увеличивают до скорости отрыва от поверхности взлетной полосы и делают одновременно - подъем передней стойки посадочного шасси с отрывом самолета от поверхности взлетной полосы, с максимальной перегрузкой - заключается в (1) сложении силы реакции амортизационных стоек с подъемной силой крыла, (2) - уменьшении воздушного сопротивления на разбеге от момента поднятия передней стойки шасси до отрыва.

40 П.17 Сущность признака, что резко, с максимальной перегрузкой, прижимают переднюю стойку шасси, отжав штурвал управления полностью «от себя», а затем резко, - с максимальной перегрузкой, поднимают переднюю стойку шасси, полностью, до упора, взяв штурвал «на себя» **ЕСТЬ** - в создании максимальной нагрузки на сжатие у амортизаторов шасси с целью максимально-сильно, с максимальной перегрузкой **ОТТОЛКНУТЬСЯ** от поверхности планеты, взлетной полосы.

45 П.18 Сущность признака, что штурвал управления резко, с максимальной перегрузкой, возвращают на угол атаки эффективный заключается в стабилизации

самолета, в избежании срыва потока воздуха с крыла, и самое главное - потери кинетической энергии самолета при длительном нахождении его на закритических углах атаки, так как тяга двигателей меньше силы веса самолета, что приведет к торможению и сваливанию самолета (что имело место в практике эксплуатации Ту-154).

5 **СОВОКУПНОСТЬ** указанных признаков является новой и неизвестной автору: Комбарову Евгению Григорьевичу.

#### ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

«Максимально допустимые скорости качения при взлете  $V_{\max}$  взл. и посадке  $V_{\max}$  пос.. При качении с большими скоростями может произойти либо разрушение каркаса, пневматика, либо вырыв кусков или срез протектора. Особо опасно превышение скорости для новых неизношенных пневматиков. уменьшение давления зарядки снижает значения максимально допустимых скоростей на 20-25 км./ч. на каждые 1 атмосферу. «Боевая авиационная техника: «Летательные аппараты, силовые установки и их эксплуатация «В.Ф. Павленко; А. Дьяченко, В. И. Жулев и др.; Москва, Воениздат, 15 1984 г. - 320 с. Ил. Стр.108.»

С увеличением жесткости пневматика - увеличивается максимальная скорость движения самолета, при той же тяге двигателя. Самое жесткое колесо - железнодорожное. Железнодорожная тележка под каждую стойку посадочного шасси позволяет облегчить железнодорожное шасси максимально на несколько тонн - за счет 20 использования амортизаторов посадочного шасси, рамы самолета и не влияет на длину разбега, на расход топлива ракеты заметно, увеличивается **ВЫСОТА** стойки взлетного шасси. Что позволяет расположить и снизу топливный бак больших размеров и не мешает созданию эк. эф. как при исправлении железнодорожной платформы.

Ракета на железнодорожной тележке развила скорость больше скорости звука. Журнал «Юный техник». Толчок от взлетного шасси позволяет самолету поднять в 25 1.5 раза больше до перехода в горизонтальный полет, чем без толчка - за счет «взлетного» режима работы двигателя. Кроме того, если выпустить **ПОЛНОСТЬЮ** закрылки в посадочное положение - 45 градусов, то у самолета отсутствует положительный угол атаки, а при отталкивании от поверхности планеты, взлетной 30 полосы, через переднюю стойку шасси - самолет выйдет кратковременно на положительный угол атаки - достаточный для отрыва от поверхности взлетной полосы.

Многоплановость самолета позволяет добрать не хватающий вес для достижений целей в космосе, - **УВЕЛИЧЕНИЯ** дальности полета, скороподъемность, высоту полета. К примеру, самолет И-15 (полутороплан) имел высоту полета в 1,5 раза больше чем 35 И-16 при равных по мощности двигателях. И-15 - 14500 м., а И-16 - 9200 м.. И-15 мог бы и выше подняться, но у летчика была не герметичная кабина, а самолет мог бы и выше подняться по признанию пилота. По факту - у «Мессершмитта-263» высота полета-12600 м., что значительно уступает по высоте даже поршневному И-15-14500 - отсюда видна целесообразность установки второго крыла. Так же пошла тенденция 40 установки впереди крыла, по схеме «утка» у сверхзвуковых самолетов. У русских без гермокабины - высота 14500 метров.

У немцев с гермокабиной - 12600 метров.

Отстрел «английского» крыла - бака позволяет увеличить скорость полета, возможно, в дальнейшем, в случае радиоуправляемой посадки - планирования, и вторичное 45 использование или облегчение переработки за счет приближения, по возможности, к месту переработки при планировании - удешевление транспортных расходов при утилизации топливного бака.

Носовой аэродинамический щиток позволяет уменьшить скорость снижения-

вертикальную и увеличить дальность планирования (как у самолета «Ан-12»), в критическом аварийном пикировании позволяет перейти в горизонтальный полет.

Отражающий нижний аэродинамический щиток под центропланом крыла (как у «Ту-124») позволяет уменьшить посадочную скорость до 150 км.в час. Что позволяет  
5 осуществить посадку без шасси на пахотную полосу или воду - облегчение конструкции составит 3-5% от взлетного веса самолета. Тем более из-за большой скорости посадки у «Бурана» большая вероятность опрокидывания через нос - в случае большого сопротивления качения (как теперь выясняется и о чем умалчивалось). По факту - «Буран» летал без экипажа.

10 Если говорить о возможности использования экранирующего эффекта для разгона самолета, то следует отметить, что современная наука до сих пор не нашла пути использования его.

Причиной такого положения вещей является то, что, если рассчитывать на создание воздушной экранирующей подушки под самолетом на взлете, то он (самолет) должен  
15 протолкнуть впереди себя такую массу воздуха, уплотнить ее и затем залезть на нее - так называемый «ГОРБ» (на языке профессионалов), что в несколько раз увеличивает сопротивление воздуха - и делает нецелесообразным его использование. Хотя, если увеличить ВЫСОТУ стоек шасси, то спрыгивание с высоты на «горб» воздушной подушки позволит избежать лишнего сопротивления.

20 **ОБОСНОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЗАПАСА ТОПЛИВА В НАЧАЛЕ ПОЛЕТА.**

Шасси самолета (без усиления) выдерживают приблизительно 3-х кратный взлетный вес при посадке спокойно - сам видел. Поэтому, разогнать самолет с топливным баком на спине не составит труда с кратным запасом топлива, необходимым для улета в космос.

25 «К частям конструкции летательного аппарата относятся: 1 - планер, 2 - взлетно-посадочные устройства, 3 - средства, обеспечивающие жизнедеятельность и спасение экипажа, 4 - силовые системы (гидравлическую и воздушную), 5 - система управления летательным аппаратом, 6 - топливная система, 7 - двигатели, 8 - маслосистема...

...масса конструкции летательного аппарата составляет порядка 1/3 его массы»  
30 («Боевая авиационная техника» авторы В.Ф. Павленко и др. - Москва; Воениздат, 1984 г. - 320 с. ил. - стр.80.» Раздел2» Конструкция Летательных Аппаратов»-4-й абзац сверху.

Таким образом, видно, что бак-планер на «спине» космического самолета больше чем на 1/3 взлетного веса легче, чем установка самолета-бака на «спине» космического самолета или старта космического самолета со спины самолета-носителя. Изучая  
35 конструкцию ракетно-космической системы «Спейс Шаттл», я пришел к выводу, что конструкторы пытались осуществить многоразовое использование Жидкостно-Реактивного двигателя.

Наличие второго, третьего крыла позволяет увеличить взлетный вес.

## 2 ЧАСТЬ

40 Практика эксплуатации многоразовой ракетной системы «Челнок» показала, что многоразовое использование пороховых твердотопливных ускорителей вышло дороже, чем изготовление новых.

Случайный выпуск тормозного парашюта у «Мессершмитта-263» (пилот Опиц. Журнал «История авиации» №25; стр.22; 2005 г., типография г.Воскресенск,  
45 ул.Вокзальная, дом 30, заказ 1806.) показал, что самолет спланировал дальше, чем ожидал пилот. Можно сделать вывод, что для увеличения ДАЛЬНОСТИ полета можно применить тормозной парашют, но и планерный парашют, расположенный в передней части самолета, так как у ракетных самолетов-маленькая дальность полета.

Многоплановость конструкции тоже увеличивает дальность полета за счет планирования. В космической технике, на ракетах, на спускаемых аппаратах применяется парашют для планирования в атмосфере, но на космических самолетах этот факт, техническое решение отрицается - (!) - почему ? Ведь это - принцип «птичьего» полета - вверх, то крыло сжали(жесткие крылья), а - вниз, то крыло разжали. Это - принципиальные вещи, классические вещи у природы, которые современные конструкторы не обращают внимание, игнорируют классику полета, в принципе. - Вот у них и не получается экономическая эффективность.

Было несколько случаев сверхдальнего планирования сверхзвуковых истребителей МиГ-23, после аварийного покидания их летчиками. Я это объясняю тем, что появлялся как бы «задир» в виде верхнего аэродинамического щитка. (Что игнорировалось наукой - верхний аэродинамический щиток использовался для торможения лишь на пробеге). Он создавал необходимый положительный угол атаки - для планирования. Наличие нескольких аэродинамических щитков позволяет осуществить более стабильный по управляемости полет (когда один аэродинамический щиток как бы «подстраховывает» другой).

На «Ту-144» поначалу тоже не предусмотрели передние крылья - однако, затем поставили их - особенно они оказались эффективны в режиме посадки. Кстати, у «Т-144» тоже был случай, когда в испытательном полете его затянуло в пикирование, что показывает необходимость наличия аэродинамических щитков в носовой части фюзеляжа. Самолет сам, при помощи, рулей высоты не мог выйти из пикирования - и только интуитивные не стандартные действия, использующие инерцию «с раскачки», действия пилота позволили вывести самолет из пикирования(кстати, почти до аналогичных действий догадался я сам в ходе анализа авиакатастрофы в нашем полку, а летчики не догадались - почему летчики-испытатели не делятся опытом с обычными летчиками

Наличие рулевых двигателей позволяет использовать на активном участке полета вертикальное оперение как несущие поверхности.

Стоит обратить внимание, что на скорости в районе 520 км./ч. у самолета с толстым крылом потеря скорости составляет около 11 км./ч., а если учесть два сверхзвуковых тонких крыла, то в случае разгона в районе этих скоростей - потери в скорости наблюдаться не будет. (Местные сверхзвуковые скачки уплотнений - срывы потока - возникают на поверхностях крыла на скоростях с 0,6 Мах. (650-700 км./ч.)).

#### О ВЗЛЕТЕ С «РАСКАЧКИ»

У летчиков на легких самолетах существует прием «гасить «козла»» - в случае жесткой посадки, когда самолет от удара о землю резко, с максимальной перегрузкой, поднимается в верх, то летчик делает операции **ОБРАТНЫЕ** тем, что делает он на взлете «С РАСКАЧКИ»: **РЕЗКО С**, максимальной перегрузкой, отдает штурвал «от себя» и резко возвращает его «на себя» в положение максимального угла атаки эффективного.

Тяга на взлетном режиме у двигателей в 1,5 больше чем на «крейсерском» режиме, поэтому, оттолкнувшись от поверхности взлетно-посадочной полосы-Земли, перейдя в горизонтальный полет, - взлетный вес можно увеличить в полтора (1,5) раза, в сравнении с обычным взлетным весом, разрешенным по инструкции.

Сжимаемые топливные баки позволяют увеличить дальность полета при том же лобовом сопротивлении и миделевом сечении самолета, когда топливо из них вырабатывается в первую очередь.

Задержка выпуска аэродинамической механизации крыла и самолета-ускоряет разгон,

так как при скорости 36.6 км./ч. у велосипедиста - 80% сопротивления -сопротивление воздуха. А у самолетов при расчете длины разбега, трением качения в пневматике пренебрегают.

Крыло с изменяемой стреловидностью в носовой верхней части фюзеляжа позволяет резко увеличить длину фюзеляжа, что увеличит скорость и стабильность полета при той же тяге двигателя, мощности («Длина обеспечивает скорость» - английская поговорка - истина о скорости кораблей, «Самые быстрые корабли»), обезопасить взлет и посадку. Первыми в Мире такое решение применили русские конструкторы на «Ту-144» - первый и последний раз, после долгой эксплуатации «Ту-144». А судя по американской крылатой пилотируемой ракете, достигшей высоты полета 100 км. - космический самолет будет длинный (больше чем 8-11 ширин миделевого сечений самолета». X-15-A-CU1A; 1959 г. 144»). Так же дополнительной подъемной силе и стабилизации полета на малых критических скоростях.

СОВОКУПНОСТЬ указанных признаков является новой и неизвестной автору: Комбарову Евгению Григорьевичу.

#### ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

На фигуре №1 показан вид с боку. На фигуре №2 показан вид сзади. На фигуре №3 показан вид сжимаемого топливного бака в нише стойки шасси. На фигуре №4 показано расположение амортизационной стойки шасси посадочного шасси над стойкой взлетного шасси. На фигуре №5 показан подъем летательного аппарата при взлете.

Перечень позиций чертежей

1. Железнодорожное колесо - диск взлетного шасси - тележки.
2. Рама железнодорожная взлетного шасси.
3. Крыло-опора для посадочного шасси.
4. Колесо пневматическое для посадочного шасси.
5. Стойка посадочного шасси.
6. Рельс железнодорожный для взлетного шасси.
7. Опора для рельсы.
8. Опора для железнодорожного полотна.
9. Щиток для закрытия створок шасси.
10. Нижний аэродинамический щиток под центропланом крыла.
11. Передний нижний аэродинамический щиток.
12. Гидроцилиндр выпуска и уборки аэродинамических щитков.
13. Несущее крыло самолета.
14. Ракетный двигатель.
15. Руль направления.
16. Топливный бак-планер «Английский», отстреливающийся.
17. Кабина экипажа.
18. Направление отстрела бака-крыла «Английского».
19. Третий бак-планер (как вариант).
20. СЖИМАЕМЫЙ бак.
21. Амортизатор аэродинамического щитка.
22. Аэродинамический щиток «посадочный».
23. Ниша уборки посадочного шасси.
24. Подвесной топливный бак.
25. Вертикальное оперение.
26. Сжимаемый топливный бак в нише шасси.
27. Ограничительное кольцо железнодорожного колеса-диска.

28. Направление уборки основного шасси.

29. Пороховой заряд толчка основного шасси.

30. Гнездо резьбовое в диске железнодорожного колеса для подсоединения диска пневматического колеса для транспортировки самолета на буксире по аэродрому.

31. Пневматическое колесо для технического обслуживания.

32. Болт для подсоединения железнодорожного колеса с пневматическим колесом.

33. Парашютное крыло-планер.

34. Верхний аэродинамический щиток.

35. Рассекатель.

36. Переднее крыло с изменяемой стреловидностью.

Подъем летательного аппарата (фиг.5) при взлете определяется выражениями.

$$V_{п.п.н.} = V_{отрыва} \geq 230 \text{ км/ч}$$

$$Y + F_{ам.п.} = Y_{\Sigma},$$

Где

Y - подъемная сила крыла летательного аппарата;

$F_{ам.п.}$  - сила отталкивания амортизатора передней стойки шасси;

$Y_{\Sigma}$  - суммарная подъемная сила самолета.

#### Формула изобретения

1. Летательный аппарат, содержащий фюзеляж, сверхзвуковые крылья, топливные баки, двигатель и шасси, отличающийся тем, что снабжен дозвуковыми отстреливающимися крыльями в комбинации со сверхзвуковыми крыльями.

2. Летательный аппарат, содержащий фюзеляж, сверхзвуковые крылья, топливные баки, и шасси, отличающийся тем, что он снабжен отклоняющимся аэродинамическим щитком, расположенным в днище носовой, передней части фюзеляжа внизу центроплана под кабиной и аэродинамически связанным с крыльями.

3. Летательный аппарат, содержащий фюзеляж, сверхзвуковые крылья, топливные баки, ниши для уборки шасси, отличающийся тем, что сжимаемые топливные баки расположены в нишах для уборки шасси.

4. Летательный аппарат по п.3, отличающийся тем, что сжимаемые топливные баки расположены в днище фюзеляжа, внизу центроплана и дополнительно в нише для уборки аэродинамического щитка упомянутых крыльев.

5. Летательный аппарат по п.3 или 4, отличающийся тем, что дополнительный сжимаемый топливный бак расположен в нише для уборки носового аэродинамического щитка.

6. Взлетно-посадочное шасси, имеющее амортизационную стойку, отличающееся тем, что тележка взлетного шасси расположена под тележкой посадочного шасси на одной амортизационной стойке.

7. Взлетно-посадочное шасси, имеющее амортизационную стойку, отличающееся тем, что взлетное шасси имеет крыло-опору для посадочного шасси.

8. Взлетное шасси, по п.7, отличающееся тем, что крыло-опора взлетного шасси выгнута под колеса посадочного шасси.

9. Способ подъема в воздух летательного аппарата, включающий его разгон по поверхности взлетной полосы, отрыв от ее поверхности с последующим сбросом взлетного шасси, отличающийся тем, что взлетное шасси толкает посредством энергии пороховых зарядов летательный аппарат вертикально вверх, при этом во время отрыва от поверхности взлетной полосы летательный аппарат выводят на максимальный угол атаки посредством энергии толчка передней стойки взлетного шасси при положении

устройства управления пилотированием на минимальный угол атаки, при нахождении органов управления по тангажу сзади центра тяжести летательного аппарата.

10. Способ подъема в воздух летательного аппарата по п.9, отличающийся тем, что шасси сбрасывают путем вытягивания под собственным весом по направляющим.

5 11. Способ подъема в воздух летательного аппарата, основанный на поднятия передней стойки ноги посадочного шасси при скорости, равной скорости отрыва от поверхности взлетной полосы, отличающийся тем, что прижимают переднюю стойку посадочного шасси и взлетного шасси, отжав штурвал управления полностью от себя, а затем поднимают переднюю стойку шасси, взяв штурвал на себя до упора.

10 12. Способ по п.11, отличающийся тем, что штурвал управления возвращают в нейтральное положение.

13. Способ подъема в воздух летательного аппарата, включающий выпуск механизации крыла: закрылков, предкрылков, выпуск крыла, уменьшение угла установки крыла, включение двигателей, снятие с тормозов, выведение двигателей на взлетный режим, отличающийся тем, что механизацию крыла выпускают в положение взлет, отражающие аэродинамические экранирующие щитки нижние, в центроплане крыла и в носу - после выведения на взлетный режим.

20

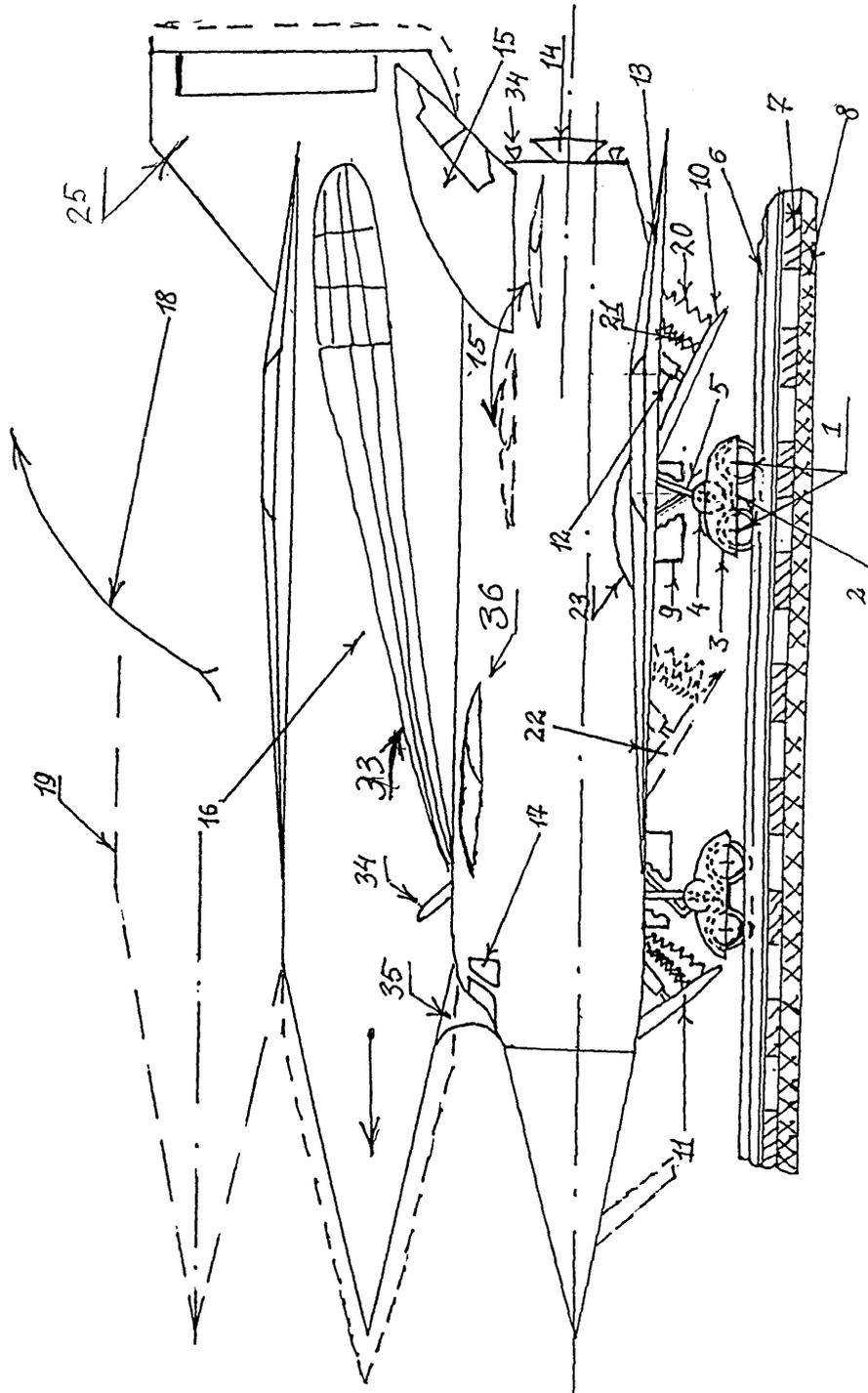
25

30

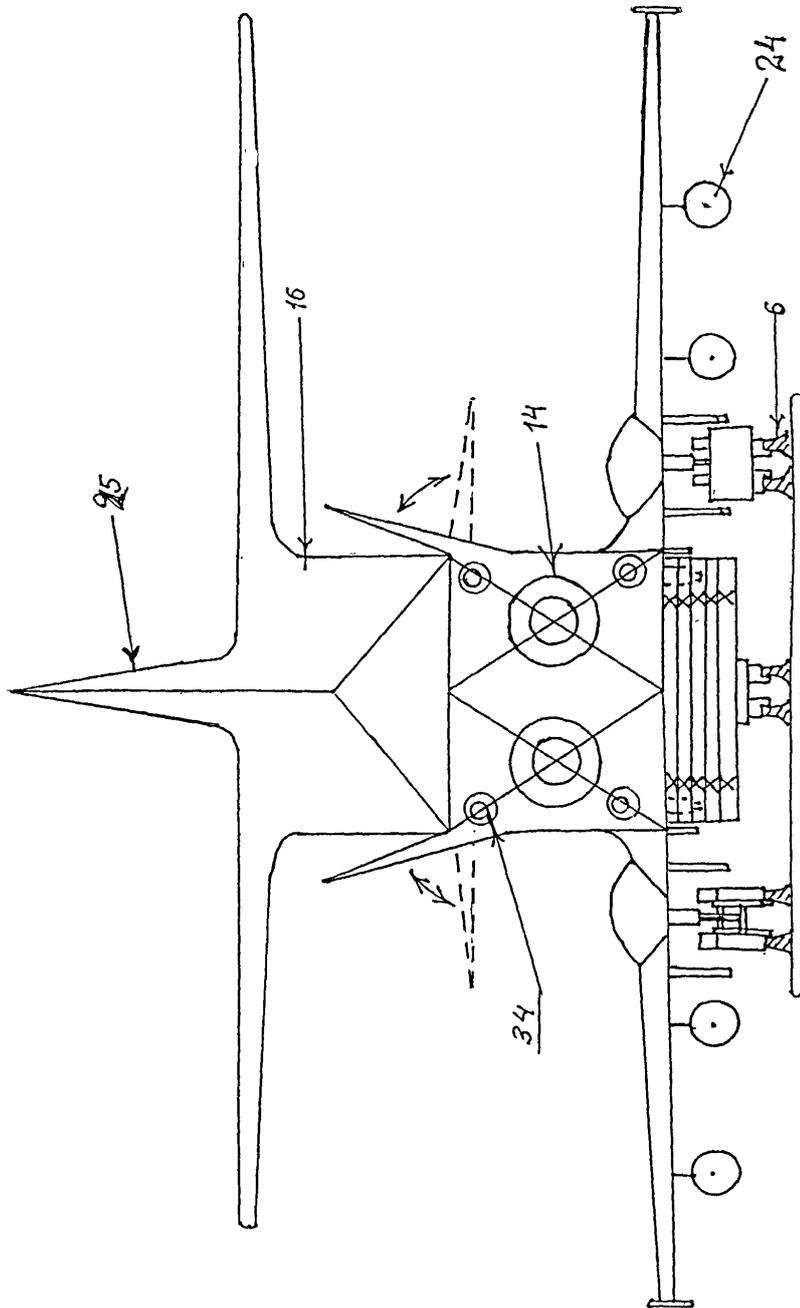
35

40

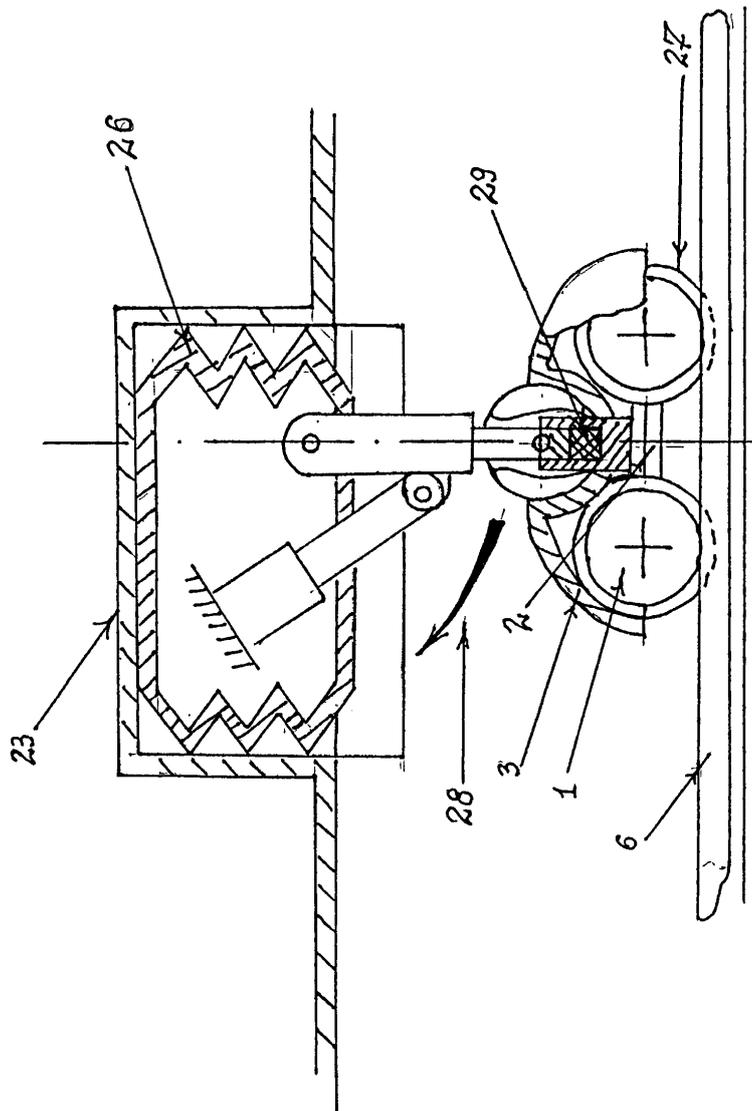
45



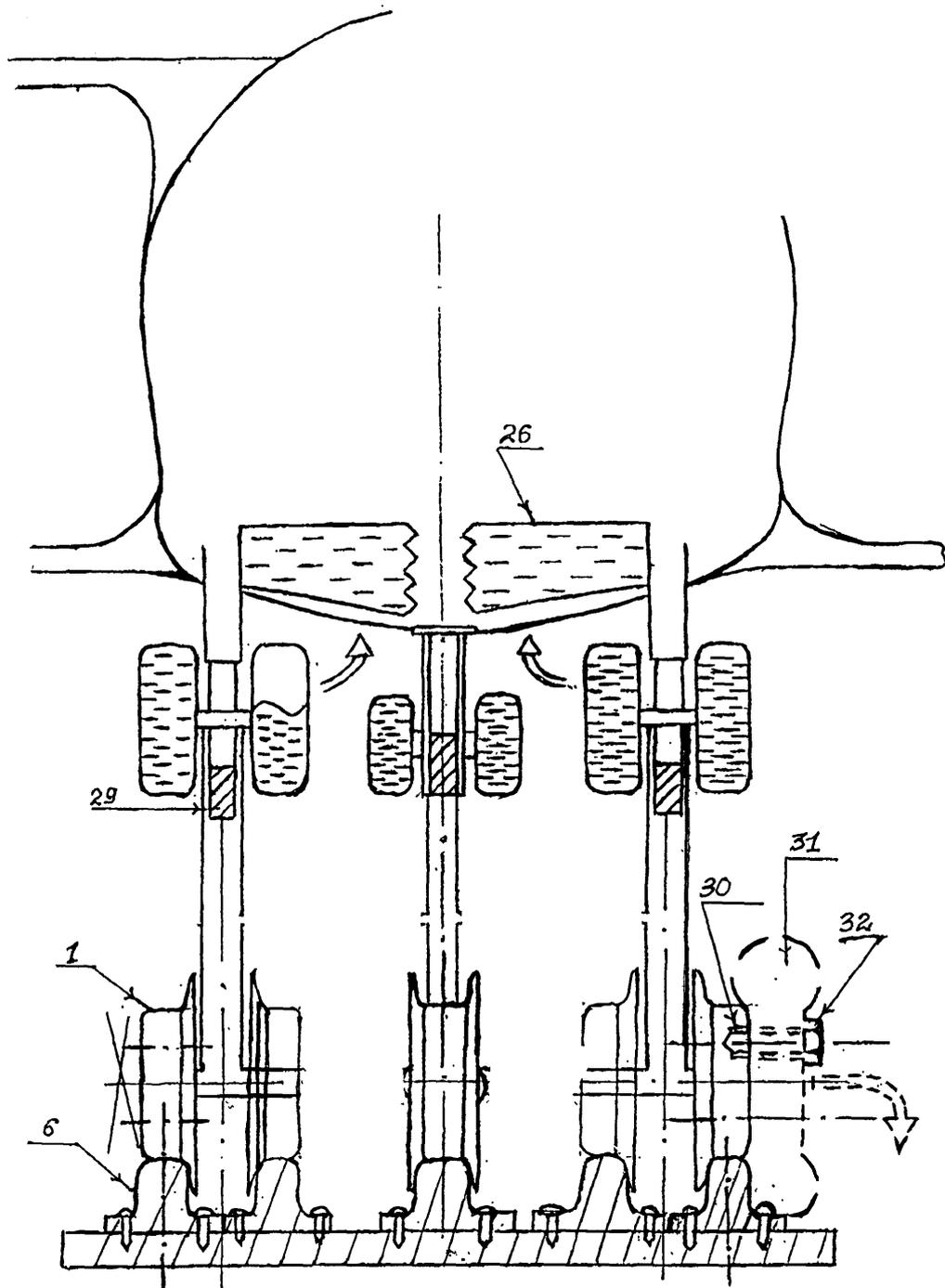
фиг. 1



фиг. 2



фиг. 3



фиг. 4

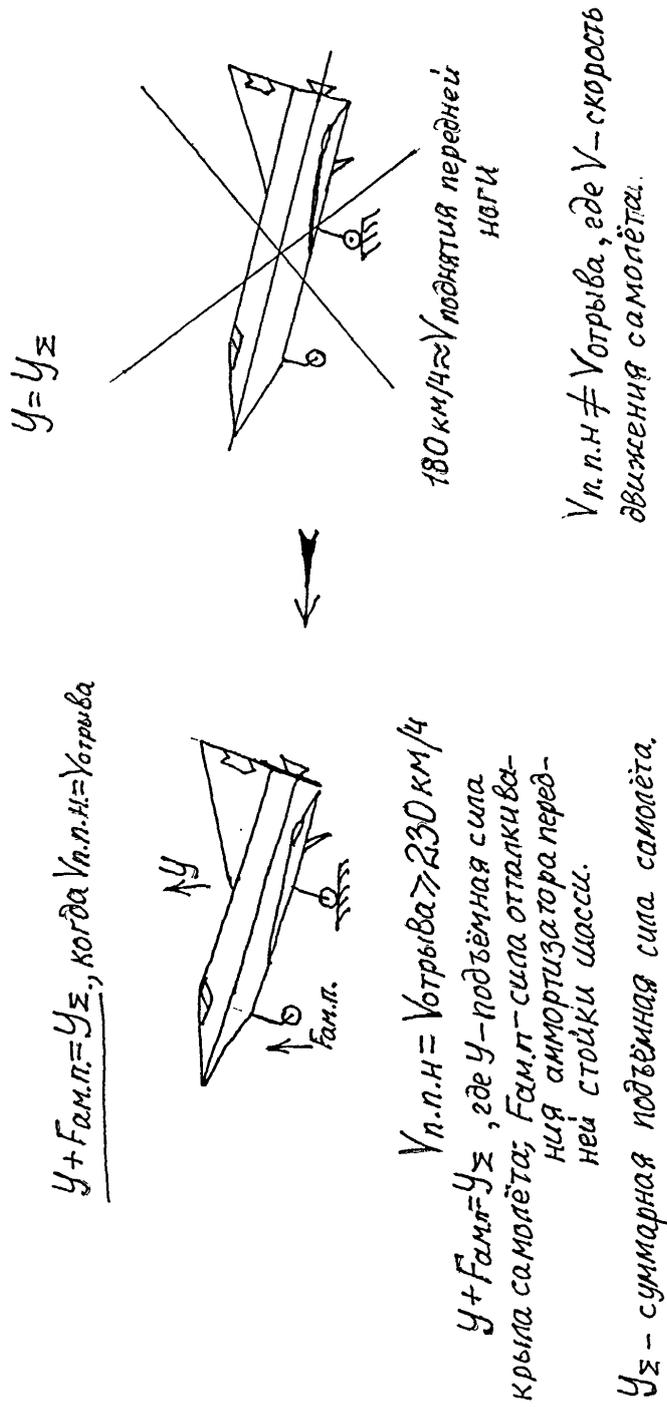


рис.5