



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2009120334/11, 28.05.2009

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
28.05.2009

(45) Опубликовано: 27.10.2010 Бюл. № 30

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: FLIGHT, №5-11, февраль 2008 г., с.28-29.
US 2005230535 A1, 20.10.2005. RU 2251515 C1,
10.05.2005. RU 2219104 C1, 20.12.2003.

Адрес для переписки:

347923, Ростовская обл., г. Таганрог, пл.
Авиаторов, 1, ОАО ТАНТК им. Г.М.
Бериева, Патентный отдел

(72) Автор(ы):

Кобзев Виктор Анатольевич (RU),
Лавро Николай Александрович (RU),
Дурицын Дмитрий Юрьевич (RU),
Скиргелло Владимир Вячеславович (RU),
Белиба Валентин Андреевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

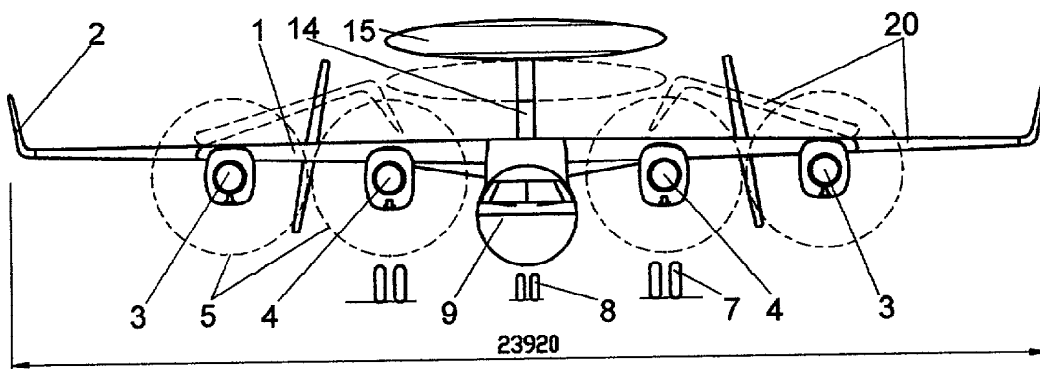
Открытое Акционерное общество
Таганрогский Авиационный научно-
технический комплекс им. Г.М. Бериева (RU)

(54) ПАЛУБНЫЙ САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Палубный самолет относится к области морской авиации. Палубный самолет содержит фюзеляж, крыло со складываемыми консолями, хвостовое оперение, силовую установку, обтекатель антенн с подвижным пилоном, шасси и посадочный гак. Силовая установка состоит из четырех турбовинтовых

двигателей, которые расположены впереди крыла. Механизация крыла и элероны расположены в зоне обдува винтов. Консоли крыла снабжены законцовками. Достигается сокращение взлетной дистанции самолета, повышение безопасности и надежности летательного аппарата, увеличение длительности полета. 3 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2009120334/11, 28.05.2009**

(24) Effective date for property rights:
28.05.2009

(45) Date of publication: **27.10.2010 Bull. 30**

Mail address:

**347923, Rostovskaja obl., g. Taganrog, pl.
Aviatorov, 1, OAO TANTK im. G.M. Berieva,
Patentnyj otdel**

(72) Inventor(s):

**Kobzev Viktor Anatol'evich (RU),
Lavro Nikolaj Aleksandrovich (RU),
Duritsyn Dmitrij Jur'evich (RU),
Skirgello Vladimir Vjacheslavovich (RU),
Beliba Valentin Andreevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Otkrytoe Aktsionernoe obshchestvo Taganrogskij
Aviatsionnyj nauchno-tehnicheskij kompleks im.
G.M. Berieva (RU)**

(54) CARRIER PLANE

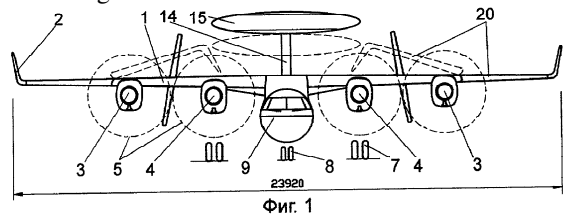
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: carrier plane relates to maritime aviation. Carrier plane comprises airframe, folding wings, tail unit, power plant, with movable pylon, landing gear and hook. Power plant consists of four turbojet engines mounted the wing. Wing drives and ailerons are arranged in propeller blow zone. Folding wings are provided with tips.

EFFECT: shorter take-off, higher safety and reliability, increased range.

3 dwg



RU 2 402 459 C1

RU 2 402 459 C1

Предлагаемое изобретение относится к авиационной технике, а именно к морской авиации, и предназначено для использования с тяжелого авианесущего крейсера (ТАКР) для решения различных задач на морском театре военных действий (МТВД). Палубный самолет может быть выполнен для задач дальнего радиолокационного дозора и наведения (РЛДН), противолодочной обороны (ПЛО) и для решения других задач.

Для обеспечения взлета самолетов с палубы все авианосцы США и других стран мира [1] оборудованы стартовыми катапультами. Отечественная палубная авиация (ПА) базируется на ТАКР типа «Адмирал Кузнецов» [2], которые не располагают стартовыми катапультами, поэтому с палубы, оборудованной трамплином, могут взлетать только самолеты большой тяговооруженности, как истребители и штурмовики. Максимальная располагаемая взлетная полоса на палубе ТАКР составляет не более 200 метров, с которой необходимо обеспечить как нормальный взлет, так и взлет с отказом двигателя на разбеге. Поэтому ТАКР не имеет самолетов ПА других назначений, кроме вышеуказанных и вертолетов, частично выполняющих различные задачи.

За аналог принят палубный самолет-истребитель Су-33 [3], базирующийся на палубе и в ангаре ТАКР «Адмирал Кузнецова». Самолет содержит фюзеляж, стреловидное крыло, двухдвигательную реактивную силовую установку, двухкилевое хвостовое оперение, шасси и посадочный гак. Располагая высокой тяговооруженностью, он взлетает с короткой палубы ТАКР без разгонной катапульты и даже при отказе одного двигателя может продолжать взлет.

Недостатками этого самолета являются значительные расходы топлива силовой установкой и невозможность самолета длительное время находиться в полете, выполняя функции патрулирования или выполняя противолодочные операции, поскольку его запасы топлива ограничены и позволяют выполнять только один или два захода на цель для ее поражения. Увеличение запаса топлива невозможно из-за ограниченных размеров топливных баков и ограничения по взлетному весу самолета.

Таким образом, на палубе ТАКР нет самолета, который мог бы длительное время находиться в полете, выполняя функции РЛДН или ПЛО.

Наиболее близким техническим решением, выбранным в качестве прототипа, является палубный самолет РЛДН США «Хоукэй» E-2D [4], содержащий фюзеляж, складываемое на стоянке палубы крыло, 4-х килевое хвостовое оперение, силовую установку из двух двигателей, подвижный обтекатель антенн с пилоном, шасси и посадочный гак. Крыло самолета и его механизация частично расположены в зоне обдува винтов. Самолет взлетает с палубы, оснащенной стартовой катапульты, на старте самолет зацеплен передней опорой шасси за катапульту, и при выходе работающих двигателей на взлетный режим катапульты разгоняет самолет до взлетной скорости, при которой даже при отказе одного двигателя самолет может продолжить полет на одном двигателе.

Отмеченный прототип без стартовых катапульт не может взлетать с палубы авианосца.

Стартовые катапульты - это громоздкие, дорогостоящие и сложные устройства, требующие постоянной работоспособности. Даже единичный случай отказа на этапе взлета ведет к аварии самолета. К тому же такими катапультами не оборудован действующий ТАКР в России, и даже не предусматриваются перспективы в оснащении такими катапультами.

Задачей предлагаемого изобретения является сокращение взлетной дистанции

самолета до 200 м, обеспечение безопасности и надежности летательного аппарата, пополнение парка ПА самолетом с экономичными расходами топлива, способного длительное время выполнять задачи РЛДН или ПЛО и взлетающего с палубы, оборудованной трамплином без стартовой катапульты, только за счет тяги маршевых двигателей.

Технический результат достигается тем, что палубный самолет оснащен четырьмя экономичными по расходам топлива двигателями типа ТВД, расположенными по размаху крыла таким образом, что крыло и его механизация, а также элероны находятся в зоне обдува винтов.

Сущность предлагаемого изобретения поясняется кратким описанием и прилагаемыми чертежами, где:

на фиг.1 показана фронтальная проекция палубного самолета;

на фиг.2 показана плановая проекция самолета;

на фиг.3 показана профильная проекция.

Палубный самолет, показанный на чертежах (фиг.1-3), представляет собой самолет ДРЛО. Самолет выполнен по схеме «высокоплан» с трапециевидным крылом 1 в плане, на концах которого установлены законцовки 2, повышающие аэродинамическое качество самолета и способствующие увеличению продолжительности и дальности полета, повернутые на небольшой угол от вертикальной плоскости и увеличивающие его эффективное удлинение без значительного увеличения размаха. Впереди крыла 1 расположены внешние двигатели 3 и внутренние - 4, типа ТВД с воздушными винтами 5. Двигатели этого типа очень экономичны по расходам топлива. Позади внутренних двигателей 4 выполнены обтекатели 6, в которые убираются в полете колеса 7 основных опор; носовые колеса 8 убираются вовнутрь фюзеляжа 9, круглого сечения. Такое сечение фюзеляжа позволяет конструкции благоприятно воспринимать нагрузки от избыточного давления внутри кабины при полетах на большой высоте, которая необходима для увеличения дальности обнаружения цели. В верхней хвостовой части фюзеляжа 9 расположено горизонтальное оперение 10, снабженное рулями высоты 11, и на концах которого закреплено двухкилевое вертикальное оперение 12 с двухсекционными рулями направления 13.

В верхней части фюзеляжа 9 на телескопическом пилоне 14 расположен обтекатель 15, который служит для размещения целевого оборудования. Крыло 1 - механизированное и содержит двухщелевые закрылки 16, зависающие элероны 17, тормозные щитки 18 и интерцепторы 19. Консоли 20 крыла 1, вместе с законцовками 2, элеронами 17, выполнены подвижно-поворотными, в целях уменьшения габаритов самолета при опускании его на подъемнике через ограниченный в размерах люк в ангар ТАКР, а также для сокращения занимаемой площади при нахождении на палубе и в ангаре. В нижней части фюзеляжа 9 установлен подвижно-поворотный гак 21, обеспечивающий при посадке самолета на палубу захват финишного троса.

Установка экономичных по расходам топлива 4-х двигателей 3,4 типа ТВД обеспечивает самолету повышенную тяговооруженность, непосредственно сказывающуюся на длине разбега самолета, а также возможность продолжительного полета. Механизация крыла - закрылки 16 и зависающие элероны 17 размещены в зоне обдува воздушных винтов 5, тем самым дополнительно увеличивают подъемную силу крыла (C_y), что существенно сокращает длину разбега. При отказе одного двигателя, самолет теряет только четверть тяги, но нарушается симметрия в обдуве крыла, приводит к появлению несбалансированных сил и моментов. Для устранения

несимметрии в подъемной силе крыла и парирования возникающих моментов в путевом и поперечном каналах на самолете применена автоматическая система балансировки за счет быстродействия элеронов, руля направления и интерцепторов для срыва подъемной силы на участке крыла, симметричном отказавшему двигателю.

5 Оставшийся эффект от обдува крыла с учетом потерь на балансировку составляет примерно 50% от эффекта обдува крыла без отказа двигателя. Размещение элеронов 17 в зоне обдува винтов 5 позволяет на взлете самолета, при отказе одного двигателя, сохранить поперечную управляемость самолета.

10 Отмеченные отличительные признаки обеспечивают безопасность взлета самолета с палубы ТАКР, оборудованной трамплином, а также повышают поперечную и путевую управляемость самолета.

15 Перед взлетом самолета на месте размещения его, на палубе запускаются все двигатели силовой установки, и самолет выруливает на стартовую позицию со сложенными консолями. Затем консоли и механизация крыла устанавливаются во взлетное положение, и на режиме работы двигателей «Взлетный» самолет может выполнять взлет.

20 Были проведены аэродинамические расчеты при четырех двигателях ТВД, а точнее - при ТВ7-П7 СТ. Максимальный допустимый взлетный вес самолета, с учетом взлета с одним отказавшим двигателем на разбеге, составляет 28 тонн. Время патрулирования на высоте на удалении от ТАКР 400 километров составляет не менее 7 часов. Работа двигателей на взлетном режиме позволяет при отказе одного двигателя продолжить взлет самолета с палубы при длине взлетной полосы в

25 диапазоне 180-200 метров.

30 Техничко-экономическая эффективность выражается в повышении эффективности использования авианосной группировки во главе с ТАКР на МТВД, за счет освещения воздушной, надводной и подводной обстановок в радиусе около 1000 километров вокруг авианосной группировки, а также возможности управления и наведения самолетов ПА и крылатых ракет на цели.

Предлагаемое изобретение можно реализовать по существующей технологии из применяемых материалов в самолетостроении, так и существующего уровня развития антенно-фидерных устройств и производства радиоаппаратуры.

35 Источники информации

1. «Авианосцы и вертолетоносцы». Коротких И.М., Слепенков З.Ф., Колизаев Б.А. Издательство М.: Воениздат, 1972 г.

2. <http://airforce.ru/> Образцы вооружений Военно-морского флота. «Тяжелый авианесущий крейсер «Адмирал Кузнецов».

40

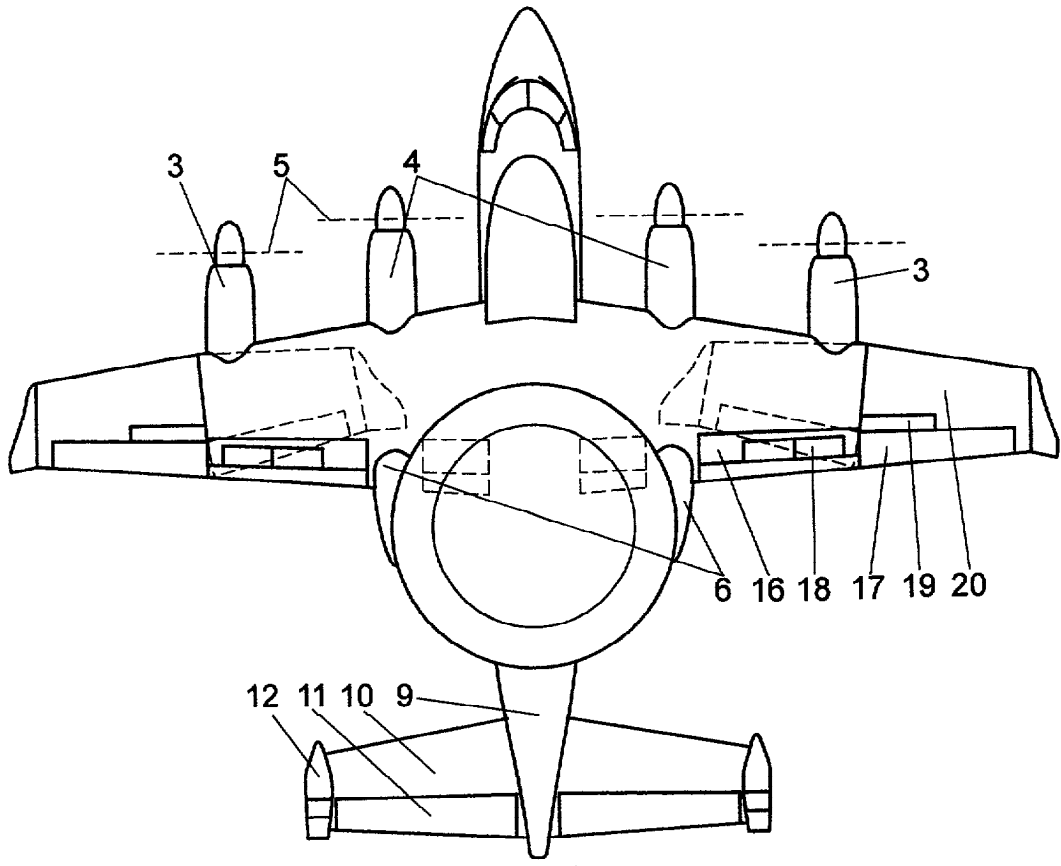
3. «Взлет» 4.2008 (40) апрель. Национальный аэрокосмический журнал. WWW.TAKE-OFF.RU. Стр.34-43.

4. FLIGHT. №5-11 февраль 2008 г. стр.28-29.

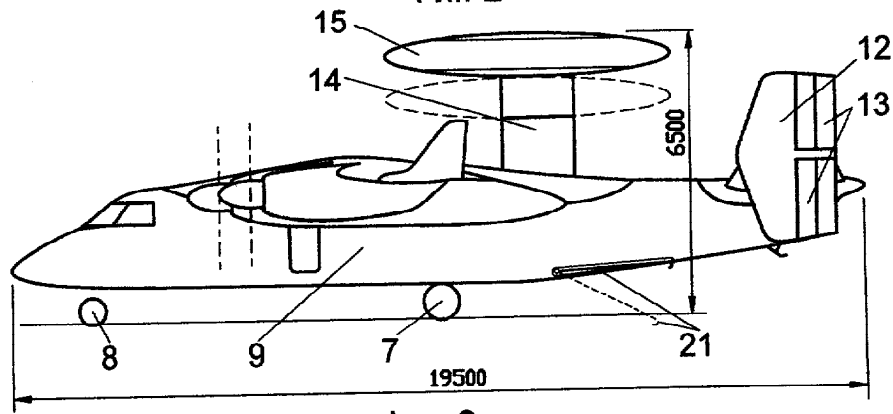
45 Формула изобретения

Палубный самолет, содержащий фюзеляж, крыло со складываемыми консолями, хвостовое оперение, силовую установку, обтекатель антенн с подвижным пилоном, шасси и посадочный гак, отличающийся тем, что силовая установка состоит из

50 четырех турбовинтовых двигателей, которые расположены впереди крыла, механизация крыла и элероны расположены в зоне обдува винтов, консоли крыла снабжены законцовками.



Фиг. 2



Фиг. 3