

РСТ

ВСЕМИРНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ
Международное бюро



МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРОМ О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

<p>(51) Международная классификация изобретения⁶: B64D 39/00</p>	<p>A1</p>	<p>(11) Номер международной публикации: WO 98/07623 (43) Дата международной публикации: 26 февраля 1998 (26.02.98)</p>
<p>(21) Номер международной заявки: PCT/RU97/00263 (22) Дата международной подачи: 18 августа 1997 (18.08.97) (30) Данные о приоритете: 96115366 19 августа 1996 (19.08.96) RU (71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US): ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ПИЛОТАЖНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР» [RU/RU]; 140160 Жуковский-2, Лётно-исследовательский институт (RU) [GOSUDARSTVENNOE UNITARNOE PREDPRIYATIE "PILOTAZHNO-ISSLEDOVATELSKY TSENTR", Zhukov-sky-2 (RU)]. (72) Изобретатель; и (75) Изобретатель / Заявитель (только для US): КАРАВАЕВ Александр Серафимович [RU/RU]; 140103 Раменское, Донинское шоссе, д. 6, кв. 18 (RU) [KARAVAEV, Alexandr Serafimovich, Ramenskoe (RU)].</p>		<p>КВОЧУР Анатолий Николаевич [RU/RU]; 140160 Жуковский, Московской обл., ул. Лесная, д. 10а (RU) [KVOCHUR, Anatoly Nikolaevich, Zhukov-sky (RU)]. ШУЛЕПОВ Дмитрий Викторович [RU/RU]; 140070 пос. Томилино, Московской обл., ул. Гоголя, д. 48, кв. 131 (RU) [SHULEPOV, Dmitry Viktorovich, p. Tomilino (RU)]. (74) Агент: ШВЕДОВ Владимир Тарасович; 115597 Москва, ул. Ясенева, д. 32, корп. 1, кв. 83 (RU) [SHVEDOV, Vladimir Tarasovich, Moscow (RU)]. (81) Указанные государства: CN, DE, US, европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE). Опубликована <i>С отчетом о международном поиске. До истечения срока для изменения формулы изобретения и с повторной публикацией в случае получения изменений.</i></p>
<p>(54) Title: IN-FLIGHT AIRCRAFT REFUELLING SYSTEM</p>		
<p>(54) Название изобретения: СИСТЕМА ЗАПРАВКИ САМОЛЁТА ТОПЛИВОМ В ПОЛЁТЕ</p>		
<p>(57) Abstract</p>		
<p>The present invention pertains to the field of aeronautics and more precisely to equipment for the in-flight refuelling of an aircraft. This invention relates to an in-flight aircraft refuelling system that performs the autonomous search and guidance towards the meeting point of the tanker aeroplane and the aircraft to be refuelled in the absence of any ground navigation system. This system further ensures reliability and security when docking and refuelling in any weather conditions. The refuelling system of the present invention comprises a refuelling boom fitted with a cone and mounted on the tanker aeroplane as well as a refuelling boom onboard the aircraft to be refuelled. This system also uses satellite navigation system (SNS) receivers provided with SNS antennas, UHF radio stations, an additional SNS antenna mounted on the cone as well as a switch.</p>		

Изобретение относится к авиации, а более конкретно, к оборудованию, обеспечивающему заправку самолетов в воздухе.

Целью изобретения является создание системы заправки топливом в полете, которая обеспечивает автономный поиск и выход к месту встречи самолета-танкера и заправляемого самолета при отсутствии наземных навигационных средств, а также надежную и безопасную стыковку и заправку при любых метеоусловиях.

Поставленная задача достигается за счет того, что в системе заправки, включающую заправочный шланг с конусом на самолете-танкере и заправочную штангу на заправляемом самолете, введены приемники СНС (спутниковой системы навигации) с антеннами СНС, радиостанции УКВ, дополнительная антенна СНС, установленная на конусе, и переключатель.

Формула изобретения - 1 независимый пункт, чертежи - на четырех фигурах.

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FI	Финляндия	MR	Мавритания
AU	Австралия	FR	Франция	MW	Малави
BB	Барбадос	GA	Габон	NE	Нигер
BE	Бельгия	GB	Великобритания	NL	Нидерланды
BF	Буркина Фасо	GN	Гвинея	NO	Норвегия
BG	Болгария	GR	Греция	NZ	Новая Зеландия
BJ	Бенин	HU	Венгрия	PL	Польша
BR	Бразилия	IE	Ирландия	PT	Португалия
CA	Канада	IT	Италия	RO	Румыния
CF	Центральноафриканская Республика	JP	Япония	RU	Российская Федерация
BY	Беларусь	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SD	Судан
CG	Конго	KR	Корейская Республика	SE	Швеция
CH	Швейцария	KZ	Казахстан	SI	Словения
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SK	Словакия
CM	Камерун	LK	Шри Ланка	SN	Сенегал
CN	Китай	LU	Люксембург	TD	Чад
CS	Чехословакия	LV	Латвия	TG	Того
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	UA	Украина
DE	Германия	MG	Малагаскар	US	Соединенные Штаты Америки
DK	Дания	ML	Мали	UZ	Узбекистан
ES	Испания	MN	Монголия	VN	Вьетнам

СИСТЕМА ЗАПРАВКИ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ В ПОЛЕТЕ

Изобретение относится к авиации, а более конкретно, к оборудованию, обеспечивающему заправку топливом самолетов в полете, и может быть использовано в системе самолетов-танкеров и дозаправляемых самолетов с целью повышения эффективности их применения.

Известно устройство заправки в воздухе для летательных аппаратов фирмы Messerschmitt-Bolkow-LOHM GmbH (см. заявку Франции № 2569652 кл. В64 Д39/00 1986 г.) Устройство содержит установленную на самолете-танкере заправочную штангу с оперением, выполненную в виде телескопических раздвигаемых труб, пульт управления заправочной штангой, систему датчиков и вычислительное устройство, определяющее оптимальные параметры и регулирующее положение штанги путем подачи команд исполнительным механизмам.

Кроме того, имеется телекамера, позволяющая наблюдать за процессом заправки. Оператор может управлять уборкой - выпуском штанги. Такое устройство, однако, не может обеспечить надежное соединение с приемной штангой заправляемого самолета и безопасность заправки, особенно при плохих погодных условиях.

Более того, отсутствуют устройства, которые могли бы обеспечить выход заправляемого самолета к месту встречи, сближение и его стыковку с самолетом-танкером.

Известно дальнейшее развитие системы заправки, выполненное упомянутой фирмой (см. заявку ФРГ № 3440812 кл. В64 Д39/00, 1986 г.). Устройство заправки дополнительно снабжается телевизионным приемником, на котором индицируется информация, выдаваемая радиолокатором, о равенности скоростей и взаимном уда-

лении обоих самолетов. Кроме того, имеются устройства для передачи беспроводной и оптической информации для пилота заправляемого самолета.

Тем не менее, такая система также не обеспечивает надежной стыковки заправляемого самолета. Кроме того, отсутствуют устройства, позволяющие обеспечить надежный выход к месту заправки заправляемого самолета.

Известен патент США № 5131438 МКИ В64 Д39/00 "Способ и устройство для заправки в полете беспилотного самолета".

Устройство содержит на беспилотном самолете выдвижной заправочный шланг, снабженный заправочным конусом, устройство управления шлангом, управляемое из танкера, снабженного заправочной штангой. Кроме того, устройство снабжено передающим средством, установленным на танкере и приемным средством, установленным на беспилотном самолете, принимающим сигналы от передающего средства и управляющим устройством управления шлангом. При этом, приемное и передающее средства выполнены в виде индуктивных катушек самовозбуждения установленных на конусе и заправочной штанге.

Такое устройство не решает задач выхода самолетов к точке встречи и их сближения. Кроме того, система создает большие психо-физические нагрузки на пилота танкера, ввиду отсутствия у него точных координат о взаимном положении конуса и штанги, действует только при малом расстоянии между ними, что снижает надежность и безопасность заправки.

Известна "Микроволновая система для встречи и заправки самолетов в воздухе" - патент США № 4763861 кл. В64 Д39/00, 1987 г.

Система снабжена микроволновым передатчиком, установленном на самолете-танкере, который обеспечивает передачу сигналов

в заднюю полусферу на расстояние до 20 миль.

Недостатками данной системы являются:

- система не обеспечивает встречу самолетов при удалении их друг от друга на расстоянии более 20 миль и при полетах на встречных курсах;

- система не обеспечивает пилота дозаправляемого самолета информацией об относительной скорости сближения самолетов, что в сильной степени осложняет выполнение этапа стыковки.

Известны системы спутниковой навигации, позволяющие точное определение местонахождения самолетов, судов и других транспортных средств. Такие системы позволяют решать вопросы навигации транспортных средств в том числе и в районах не оборудованных наземными радиотехническими средствами навигации (см. патенты: США - № 5099245 кл. G01S5/I4, НКИ - 342/357, 1992 г.; ФРГ - 4136136, МКИ-G01S5/02, 1993 г.). Однако известные спутниковые системы не предназначены для решения задач заправки самолетов в воздухе.

Ближайшим аналогом изобретения является "Устройство заправки топливом в полете" (см. патент Великобритании № 2237251 МКИ В64 Д39/00, НКИ-В7GG23, 1991 г.).

Устройство включает, установленные на самолете-танкере, заправочный шланг с конусом, устройство управления выпуском уборкой заправочного шланга и заправочную штангу, установленную на заправляемом самолете. Кроме того, имеются датчики положения конуса и датчик положения заправочной штанги, выполненные в виде источников света, установленных соответственно на конусе и заправочной штанге, и взаимодействующие с приемной камерой, установленной на самолете-танкере.

Приемная камера, подсоединена к вычислителю, определяющему параметры взаимного положения конуса и заправочной штанги и

вырабатывающему сигнал оптимального положения конуса. Изменение положения конуса достигается как с помощью устройства управления выпуском-уборкой заправочного шланга, так и с помощью аэродинамических поверхностей на конусе.

Недостатком приведенной выше системы заправки является то, что у пилота заправляемого самолета отсутствует точная информация о параметрах взаимного положения конуса и заправочной штанги, в частности, об относительной скорости сближения, что очень важно при выполнении этапа стыковки. Пилоту в этом случае приходится управлять самолетом по визуальной информации. Кроме того, надежность работы системы снижается в неблагоприятных погодных условиях и в темное время суток.

Все это приводит к увеличению психофизической нагрузки на пилота, снижению вероятности и безопасности стыковки и всего процесса заправки. Более того, очевидно, что для решения вопросов выхода к месту встречи и встречи самолетов, пилотам самолета-танкера и заправляемого самолета остается надеяться на штатные радионавигационные средства, которые не обеспечивают получения надежной информации о взаимном положении самолетов особенно на расстояниях свыше 300 км или на встречных курсах, не решают поставленную задачу в условиях отсутствия наземных радионавигационных средств (например, над океанами, обширными арктическими районами). Это приводит к увеличению времени поиска и сближения самолетов, перерасходу топлива, и в конечном итоге, к снижению эффективности дозаправки в воздухе.

В основу данного изобретения положена задача создания автономной системы дозаправки самолетов топливом в полете, которая бы обеспечивала поиск и встречу самолетов на всех курсах и на расстоянии не менее 300 км, и кроме того обеспечивала бы эффективное выполнение этапа стыковки конуса самолета-танкера со

штангой дозаправляемого самолета за счет измерения и выдачи пилоту дозаправляющегося самолета информации об относительной скорости сближения и взаимном положении конуса относительно штанги.

Кроме того, система заправки должна быть достаточно простой в эксплуатации, иметь минимальную массу, обеспечивать безопасность процесса заправки при минимальной психофизической нагрузке на пилотов.

Более того, система должна обеспечивать выполнение процесса дозаправки с минимальными временными затратами для экономии топлива и повышения эффективности заправки. Согласно изобретению, поставленная задача достигается тем, что в систему заправки самолета топливом в полете, включающую заправочный шланг с конусом, установленный на самолете-танкере, устройство выпуска-уборки заправочного шланга, заправочную штангу, установленную на дозаправляемом самолете, датчики положения конуса и заправочной штанги, средства определения относительной скорости сближения и взаимного положения конуса и заправочной штанги, содержащие вычислитель, введены первый и второй приемники спутниковой навигационной системы (СНС) с антеннами СНС, первая и вторая радиостанции ультракоротковолнового диапазона (УКВ), установленные соответственно на самолете-танкере и дозаправляемом самолете. При этом, первый приемник СНС связан своим выходом с входом первой радиостанции УКВ, а входом подсоединен к антенне СНС первого приемника СНС, вычислитель связан первым и вторым входом с выходом второго приемника СНС и выходом второй радиостанции УКВ соответственно, а выходом - с индикатором установленным в кабине дозаправляемого самолета.

Целесообразно выполнить систему с переключателем, установленным на самолете-танкере, и дополнительной антенной СНС,

установленной на конусе заправочного шланга. При этом, выход переключателя соединен со входом первого приемника СНС, а первый вход переключателя подсоединен к антенне СНС, а второй вход переключателя соединен с дополнительной антенной СНС.

Более того, целесообразно систему выполнять с соединением выхода первой радиостанции УКВ с управляющим входом переключателя и пультом управления устройства выпуска-уборки заправочного шланга.

Использование заявляемой системы заправки топливом в полете позволяет:

- обеспечить высокую вероятность выхода самолета-танкера и заправляемого самолета к месту встречи в условиях отсутствия наземных средств навигации,
- обеспечить высокую вероятность и надежность стыковки самолетов,
- снизить психофизическую нагрузку на пилотов.

Перечень фигур на чертежах

Изобретение поясняется чертежами, на которых:

- фиг.1 - показывает блок-схему оборудования самолета-танкера;
- фиг.2 - показывает блок-схему оборудования заправляемого самолета;
- фиг.3 - показывает блок-схему лучшего варианта оборудования самолета-танкера;
- фиг.4 - показывает взаимодействие самолета-танкера и заправляемого самолета в процессе выхода к месту встречи и сближения самолетов.

Сведения, подтверждающие возможность осуществления изобретения

Система заправки самолета топливом в полете, выполненная в соответствии с изобретением, включает оборудование, установленное на дозаправляемом самолете.

Оборудование самолета-танкера I включает (см. фиг. 1):

- заправочный шланг 2 с конусом 3;
- устройство выпуска-уборки заправочного шланга 4;
- первый приемник СНС (спутниковый навигационный системы) 5;
- первую радиостанцию УКВ (ультра коротковолнового диапазона) - 6;
- антенну СНС - 8;
- антенну УКВ-9 первой радиостанции УКВ-6.

Оборудование дозаправляемого самолета 19 включает (см. фиг. 2):

- заправочную штангу 12;
- второй приемник СНС-13;
- вторую радиостанцию УКВ-14;
- вычислитель-15;
- индикатор-16;
- антенну СНС-17;
- антенну УКВ-18.

В системе используются известные приемники СНС, предназначенные для приема информации от спутников, обработки ее и определения координат и скоростей транспортного средства.

Радиостанции УКВ также известной конструкции, включающие приемник, передатчик и антенну УКВ, связанную с антенным входом антенным кабелем, и предназначены для приема и передачи цифро-

Устройство выпуска-уборки заправочного шланга включает:

- пульт оператора;
- шланговую лебедку с барабаном, шлангоукладчиком, блоком приводов лебедки и устройством аварийного перерезания заправочного шланга;
- блок автоматического управления процессом выпуска-уборки и подачи топлива;
- гидравлическую, топливную систему;
- систему электрооборудования и сигнализации;
- систему подсветки конуса;
- заправочный шланг с конусом (на чертежах не показано).

Конус состоит (на чертежах не показано) из шарового накопчика, хвостовик которого закреплен на штанге, установленной на заправочном шланге, замков заправочной штанги с гидроцилиндрами управления, обеспечивающих надежность соединения заправочной штанги дозаправляемого самолета с конусом самолета-танкера при условии нахождения скорости сближения самолетов (относительной скорости) в строго заданном диапазоне (0,8-1,5 м/с). Выход из заданного диапазона может привести к выбросу топлива из самолета-танкера, т.е. к аварийной ситуации.

Первый приемник СНС 5 своим входом связан с антенной СНС 8, а выходом - с входом первой радиостанции УКВ-6, связанной антенным выходом с антенной УКВ 9.

На заправляемом самолете I9 выходы второй радиостанции УКВ I4 и второго приемника СНС I3 подсоединены ко входам вычислителя I5, первый и второй выходы которого подсоединены к командному входу второй радиостанции УКВ I4 и индикатору I6 соответственно.

Антенный вход-выход второй радиостанции УКВ 14 связан ан-

тенным кабелем с антенной УКВ 18, расположенной на внешней поверхности хвостового оперения. Второй приемник СНС 13 связан антенным кабелем с антенной СНС 17, которая расположена на внешней поверхности самолета вблизи заправочной штанги 12 и является по сути датчиком положения заправочной штанги 12 заправляемого самолета.

Датчиком положения конуса 3 при измерении параметров взаимного положения является антенна СНС 8, установленная на самолете-танкере.

Система работает следующим образом. При удалении самолета-танкера 1 от заправляемого самолета 19 (см.фиг.4) на расстоянии более 3-х км конус 3 со шлангом 2 находится под фюзеляжем самолета-танкера.

Первый и второй приемники СНС через антенны 8 и 17 принимают от спутников 20 соответствующую информацию, на основании которой вычисляют псевдодальности и псевдоскорости для каждого из самолетов.

Параметры движения самолета-танкера 1 (псевдодальности и псевдоскорости) через радиоканал, включающий первую радиостанцию УКВ 6 с антенной 9 и вторую радиостанцию УКВ 14 с антенной 18, поступают на вход вычислителя 15 одновременно с аналогичными параметрами, вычисленными вторым приемником СНС 13, установленным на заправляемом самолете 19.

Вычислитель 15 обрабатывая информацию о псевдодальностях и псевдоскоростях самолетов вычисляет их относительные координаты (относительное положение) и скорости (скорость сближения) и выдает на индикатор 16, установленный в кабине заправляемого самолета 19.

В процессе сближения самолетов в вычислителе 15 происхо-

10

дит непрерывное сравнение условий

$$\begin{aligned} X_{отн} &\leq 2000 \text{ м} \\ |Z_{отн}| &\leq 1000 \text{ м} \\ |Y_{отн}| &\leq 500 \text{ м} \end{aligned}$$

где $X_{отн}$, $Z_{отн}$, $Y_{отн}$ - расстояние между самолетами по горизонтали, боковой и вертикальной координатах в метрах соответственно.

При достижении этого условия (т.е. при сближении самолетов) вычислитель формирует сигнал на выпуск заправочного шланга с конусом. Этот сигнал второй радиостанции УКВ через антенну УКВ 18 передается на борт самолета-танкера I, где принимается через антенну УКВ 9 первой радиостанцией УКВ 6, на выходе которой формируется управляющий сигнал для срабатывания сигнализации на пульте оператора устройства выпуска-уборки заправочного шланга 4. По команде оператора происходит выпуск заправочного шланга с конусом.

В этом случае вычислитель 15 вычисляет взаимное положение (относительные координаты) и скорость сближения (относительную скорость) между конусом 3 и заправочной штангой 12 заправляемого самолета 19, и выдает данную информацию пилоту на индикатор 16.

Лучший вариант осуществления изобретения

Целесообразно, оборудование самолета-танкера выполнить с дополнительной антенной СНС и переключателем. Дополнительная антенна СНС 10 (см. фиг. 3 и 4) установлена на конусе 3 с антенным кабелем 11, установленным на заправочном шланге 2. Антенный кабель 11 подсоединен к пульту оператора устройства выпуска-уборки заправочного шланга 24. Переключатель 21 представляет

II

собой электромеханическое устройство на основе реле, управляющая обмотка которого связана с управляющим входом переключателя, а два рабочих контакта реле связаны соответственно с первым и вторыми входами переключателя, а выходной контакт реле является выходом переключателя (на чертежах не показано).

Первый приемник СНС 22 своим входом связан с выходом переключателя 2I, а выходом – с входом первой радиостанции УКВ 23, связанной антенным выходом с антенной УКВ 9. Переключатель 2I своим первым входом связан с антенной СНС 8 первого приемника СНС, а вторым входом – с дополнительной антенной СНС 10, установленной на конусе 3. При этом, антенный кабель II, установленный на заправляемом шланге 2, подсоединен к пульта оператора устройства выпуска-уборки заправочного шланга 24, выход которого подсоединен к второму входу переключателя 2I. Целесообразно также командный выход первой радиостанции УКВ связать с управляющим входом переключателя и системой сигнализации пульта оператора.

При этом датчиком положения конуса 3 при измерении параметров взаимного положения конуса и заправочной штанги является дополнительная антенна СНС 10, установленная на конусе 3.

В этом случае система работает следующим образом. При удалении самолета-танкера I от заправляемого самолета 19 (см. фиг.4) на расстоянии более 3 км конус 3 со шлангом 2 находится под фюзеляжем самолета-танкера и дополнительная антенна 10 не принимает сигналы от спутников 20. В этом случае первый приемник СНС 22 соединен через переключатель 2I с антенной СНС 8, установленной на фюзеляже самолета, и система работает аналогично примеру, описанному выше. При сближении самолетов вычислитель формирует сигнал на выпуск заправочного шланга с

I2

конусом. Этот сигнал передается на борт самолета-танкера, где принимается через антенну УКВ 9 первой радиостанции УКВ 23, на выходе которой, формируется управляющий сигнал для срабатывания переключателя 2I и сигнализации на пульте оператора. По команде оператора происходит выпуск заправочного шланга с конусом.

После выпуска шланга с конусом первый приемник СНС 22 начинает работать с дополнительной антенной СНС 10, которая принимает сигналы от спутников 20. В этом случае относительные координаты и скорость сближения штанги и конуса определяются с повышенной точностью.

Благодаря наличию на экране высокоточной информации о взаимном положении и скорости сближения конуса и штанги пилот заправляемого самолета производит управление самолетом до попадания заправочной штанги в конус и производства стыковки.

Измерение относительных координат и скоростей между дозаправляющимся самолетом и самолетом-танкером производится следующим образом.

Первый приемник СНС 5, установленный на самолете-танкере измеряет псевдодальности ρ_j^m от данного самолета до спутников 20. В зависимости от типа приемника СНС, измерение псевдодальностей ρ_j^m может производиться данным приемником одновременно от 12-ти спутников, т.е. в этом случае $j = I+I2$.

Кроме того, со спутников на приемник СНС поступает следующая информация об их параметрах:

X_j, Y_j, Z_j - координаты спутников в прямоугольной геоцентрической системе координат XUZ

θ_j, ϵ_j - углы места и азимута, определяемые в системе координат XUZ

13

c/ω - отношение сигнала к шуму;

t_i - московское время;

$j = I \div I2$ - номера спутников.

Перечисленная выше информация с приемника СНС поступает на вход первой радиостанции УКВ, установленной на самолете-танкере и с помощью передатчика передается на борт дозаправляющегося самолета.

Данная информация принимается второй радиостанцией УКВ, установленной на дозаправляющемся самолете и с выхода приемника поступает на вычислитель I5, который установлен на дозаправляющемся самолете.

Одновременно, т.е. в момент времени t_i вторым приемником СНС, установленном на дозаправляющемся самолете, измеряются псевдодальности R_j^3 от данного самолета до спутников.

Также на вход данного приемника поступает информация о координатах спутников X_j, Y_j, Z_j , углах места и азимута $\theta_{ij}, \varphi_{ij}$ об отношении сигнала к шуму (с/ш), московском времени t_i и номерах спутников j . Указанная информация с второго приемника СНС поступает также в вычислитель I5.

В вычислителе I5 в первую очередь производится селекция спутников, т.е. выбираются общие спутники с которыми одновременно функционируют оба приемника СНС.

После селекции спутников вычисляются координаты обоих самолетов в геоцентрической системе координат $OXYZ$.

Вычисление координат самолета-танкера X^m, Y^m, Z^m и дозаправляющегося самолета X^3, Y^3, Z^3 осуществляется на основании выражений:

$$\sum_{j^n=1}^{12} [(X_{j^n i} - X_i^m)^2 + (Y_{j^n i} - Y_i^m)^2 + (Z_{j^n i} - Z_i^m)^2] = (D_{j^n i}^m)^2$$

$$\sum_{j^n=1}^{12} [(X_{j^n i} - X_i^3)^2 + (Y_{j^n i} - Y_i^3)^2 + (Z_{j^n i} - Z_i^3)^2] = (D_{j^n i}^3)^2$$

где $X_{j^n i}, Y_{j^n i}, Z_{j^n i}$ - координаты спутников в геоцентрической системе координат, при этом индекс j^n обозначает номера общих спутников, а индекс "i" обозначает единое фиксированное время;

X_i^m, Y_i^m, Z_i^m - координаты самолета-танкера в геоцентрической системе координат;

X_i^3, Y_i^3, Z_i^3 - координаты дозаправляющегося самолета в геоцентрической системе координат;

$D_{j^n i}^m, D_{j^n i}^3$ - псевдодалности самолета-танкера и дозаправляющегося самолета, измеренные до общих спутников " j^n ".

На основании выражений (I) определяются координаты самолета-танкера X_i^m, Y_i^m, Z_i^m и дозаправляющегося самолета X_i^3, Y_i^3, Z_i^3 в геоцентрической системе координат X, Y, Z .

Затем определяются разности данных координат:

$$\left. \begin{aligned} \Delta X_i &= X_i^3 - X_i^m \\ \Delta Y_i &= Y_i^3 - Y_i^m \\ \Delta Z_i &= Z_i^3 - Z_i^m \end{aligned} \right\} (2)$$

где $\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i$ - разности геоцентрических координат.

С целью уменьшения методических ошибок вычисление относительных координат производится в ортодромической системе координат X_0, Y_0, Z_0 для чего используются следующие выражения:

$$(x_0^{cr}, y_0^{cr}, z_0^{cr})^T = A \cdot B \cdot (X, Y, Z)^T, \quad (3)$$

где

$$A = \begin{pmatrix} \cos \lambda_{on} & \sin \lambda_{on} & 0 \\ -\cos \varphi_0' \sin \lambda_{on} & \cos \varphi_0' \cos \lambda_{on} & \sin \varphi_0' \\ \sin \varphi_0' \sin \lambda_{on} & -\sin \varphi_0' \cos \lambda_{on} & \cos \varphi_0' \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$B = \begin{pmatrix} -\sin \Phi_m' \cos \lambda_m' & -\sin \Phi_m' \sin \lambda_m' & \cos \Phi_m' \\ \cos \Phi_m' \cos \lambda_m' & \cos \Phi_m' \sin \lambda_m' & \sin \Phi_m' \\ -\sin \lambda_m' & \cos \lambda_m' & 0 \end{pmatrix} \quad (5)$$

В выражениях (3)-(5) приняты следующие обозначения:

- λ_{on} - опорная долгота ортодромии;
- φ_0' - геоцентрическая широта вертекса ортодромии;
- Φ_m', λ_m' - геоцентрическая ортодромическая широта и долгота самолета-танкера;
- $x_0^{cr}, y_0^{cr}, z_0^{cr}$ - относительные координаты дозаправляющегося самолета в ортодромической системе координат X_0, Y_0, Z_0

Взаимное положение дозaprаvляющегося самолета относительно самолета-танкера определяется в системе координат, связанной с вектором путевой скорости танкера.

В этом случае система координат x_n^m, y_n^m, z_n^m будет иметь следующее направление осей:

- ось Ox_n^m совпадает с вектором путевой скорости V_n^m и направлена по полету самолета-танкера;

- ось Oy_n^m направлена вдоль геоцентрической вертикали, вверх;

- ось Oz_n^m направлена по перпендикуляру к плоскости Ox_n^m, Oy_n^m и образует правую систему координат.

Начало системы x_n^m, y_n^m, z_n^m совпадает с антенной первого приемника СНС, установленной на фюзеляже самолета-танкера при удалении самолетов более 3000 м, а при удалении менее 3000 м начало данной системы координат будет совмещено с дополнительной антенной СНС, установленной на конусе 3.

В этом случае относительные горизонтальные координаты будут определяться на основании следующих выражений:

$$\begin{pmatrix} x_n^{cr} \\ z_n^{cr} \end{pmatrix}^T = C \cdot \begin{pmatrix} x_0^{cr} \\ z_0^{cr} \end{pmatrix}^T, \quad (6)$$

где

$$C = \begin{pmatrix} \sin d_n^m & \cos d_n^m \\ -\cos d_n^m & \sin d_n^m \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$y_n^{cr} = y_0^{cr} \quad (8)$$

В выражениях (6)-(8) приняты следующие обозначения:

$x_n^{or}, y_n^{or}, z_n^{or}$ - относительные координаты определяющие взаимное положение дозаправляющегося самолета относительно самолета-танкера в путевой системе координат x_n^m, y_n^m, z_n^m
 d_n^m - путевой угол самолета-танкера, отсчитываемой от частной ортодромии против часовой стрелки.

Алгоритмы вычисления относительных скоростей $V_x^{or}, V_y^{or}, V_z^{or}$ аналогичны алгоритмам вычисления относительных координат, за исключением того, что измерение приемниками СНС псевдоскоростей основано на доплеровском эффекте смещения частот.

Таким образом на основании измерений приемниками СНС псевдодальностей и псевдоскоростей в вычислителе I5, установленном на дозаправляющемся самолете вычисляются компоненты вектора состояния, определяющего относительное положение $x_n^{or}, y_n^{or}, z_n^{or}$ и относительные скорости $V_x^{or}, V_y^{or}, V_z^{or}$ дозаправляющегося самолета относительно самолета-танкера. Данная информация используется для формирования графической и цифровой индикации на индикаторе пилота дозаправляющегося самолета.

С целью определения точностных характеристик заявляемой системы заправки топливом самолетов в полете были проведены модельные испытания, которые показали ее высокие точностные характеристики. Так при удалении друг от друга движущихся на расстоянии 50 м ошибки измерения заявляемой системы составили:

- относительных координат - 0,5 м (20%) ;
- относительных скоростей - 0,003 м/с (20%) .

Таким образом применение заявляемой системы заправки топливом самолетов в полете позволит следующее:

- повысить безопасность контактирования на этапе стыковки;
- обеспечить поиск и встречу самолетов на всех курсах и расстоянии не менее 300 км;

I8

- существенно снизить психофизические нагрузки летчиков;
- сократить время заправки и расход топлива.

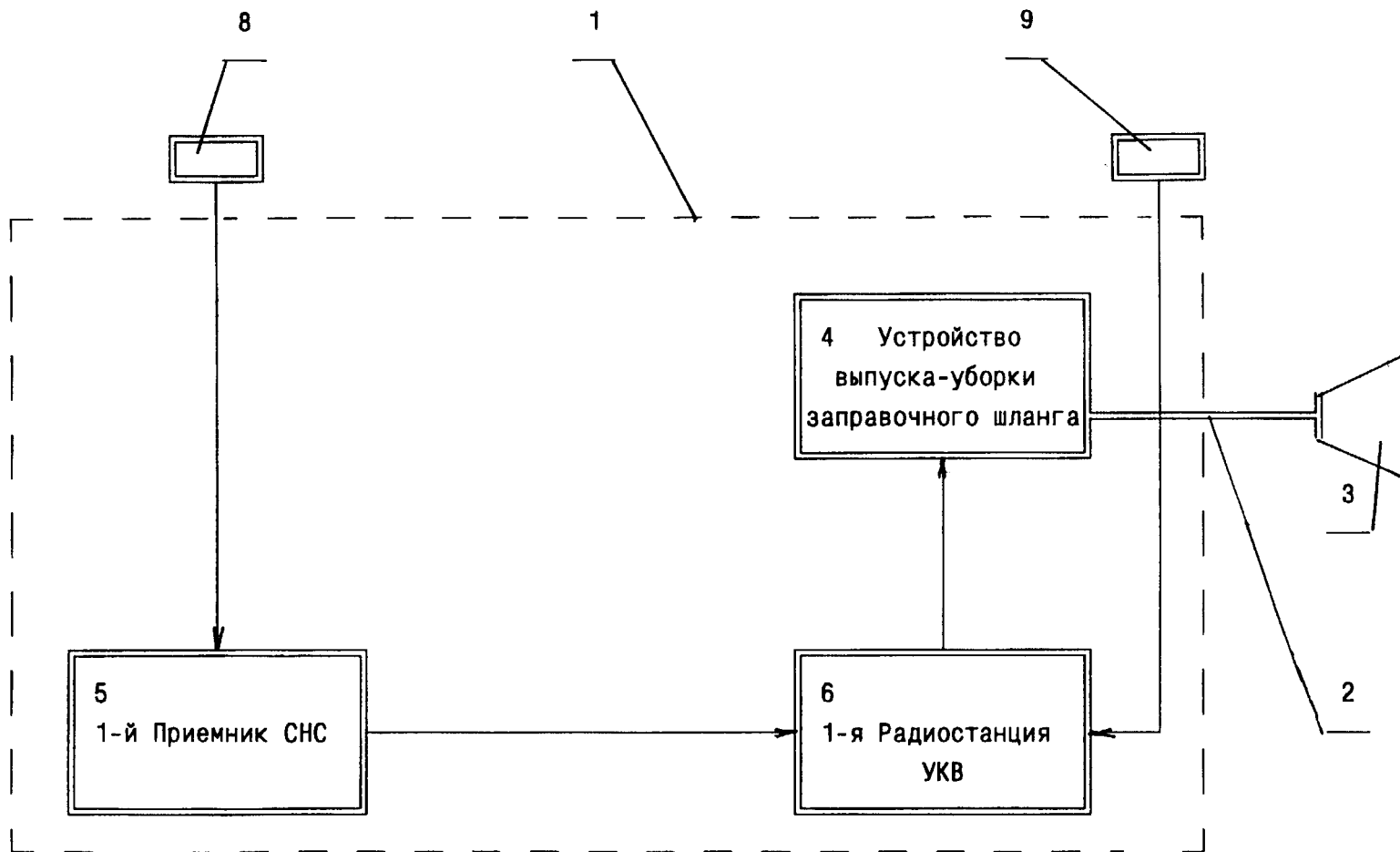
ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Система заправки самолета топливом в полете, включающая заправочный шланг с конусом, установленный на самолете-танкере, устройство выпуска-уборки заправочного шланга, заправочную штангу, установленную на заправляемом самолете датчики положения конуса и заправочной штанги, средства определения взаимного положения конуса и заправочной штанги, содержащие вычислитель, отличающаяся тем, что система снабжена первым и вторым приемниками спутниковой навигационной системы (СНС) с антеннами СНС, первой и второй радиостанциями ультракоротковолнового диапазона (УКВ), установленными соответственно на самолете-танкере и заправляемом самолете, при этом первый приемник СНС связан своим выходом с входом первой радиостанции УКВ, а входом подсоединен к антенне СНС первого приемника СНС, вычислитель связан первым и вторым входом с выходом второго приемника СНС и выходом второй радиостанции УКВ соответственно, а выходом - с индикатором, установленным в кабине заправляемого самолета.

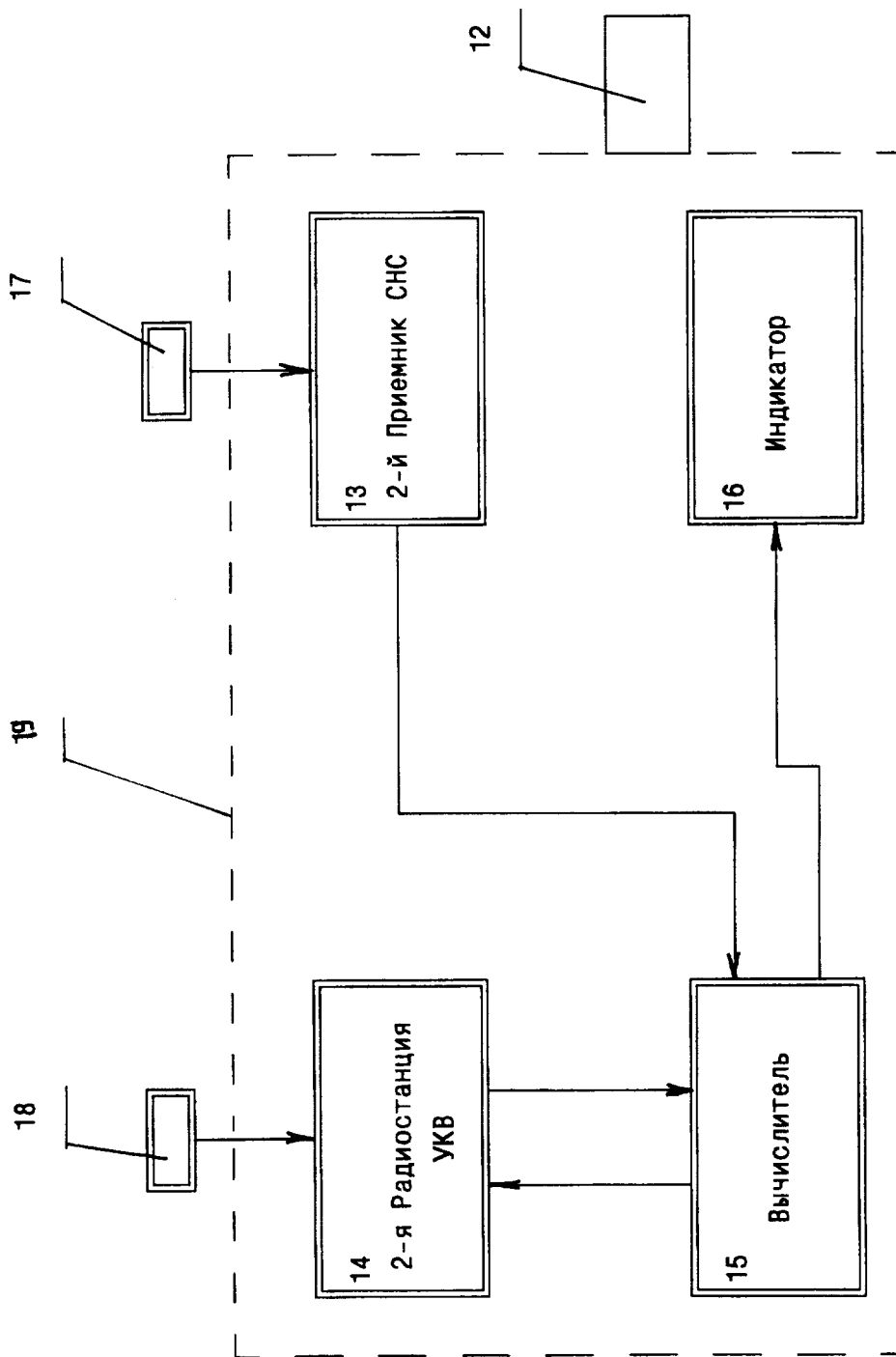
2. Система заправки самолета топливом в полете по п.1, отличающаяся тем, что снабжена переключателем, установленным на самолете-танкере и дополнительной антенной СНС, установленной на конусе заправочного шланга, при этом, выход переключателя соединен со входом первого приемника СНС, а первый вход переключателя подсоединен к антенне СНС, а второй вход переключателя соединен к дополнительной антенне СНС.

3. Система заправки самолета топливом в полете по п.1, отличающаяся тем, что выход первой радиостанции УКВ подсоединен

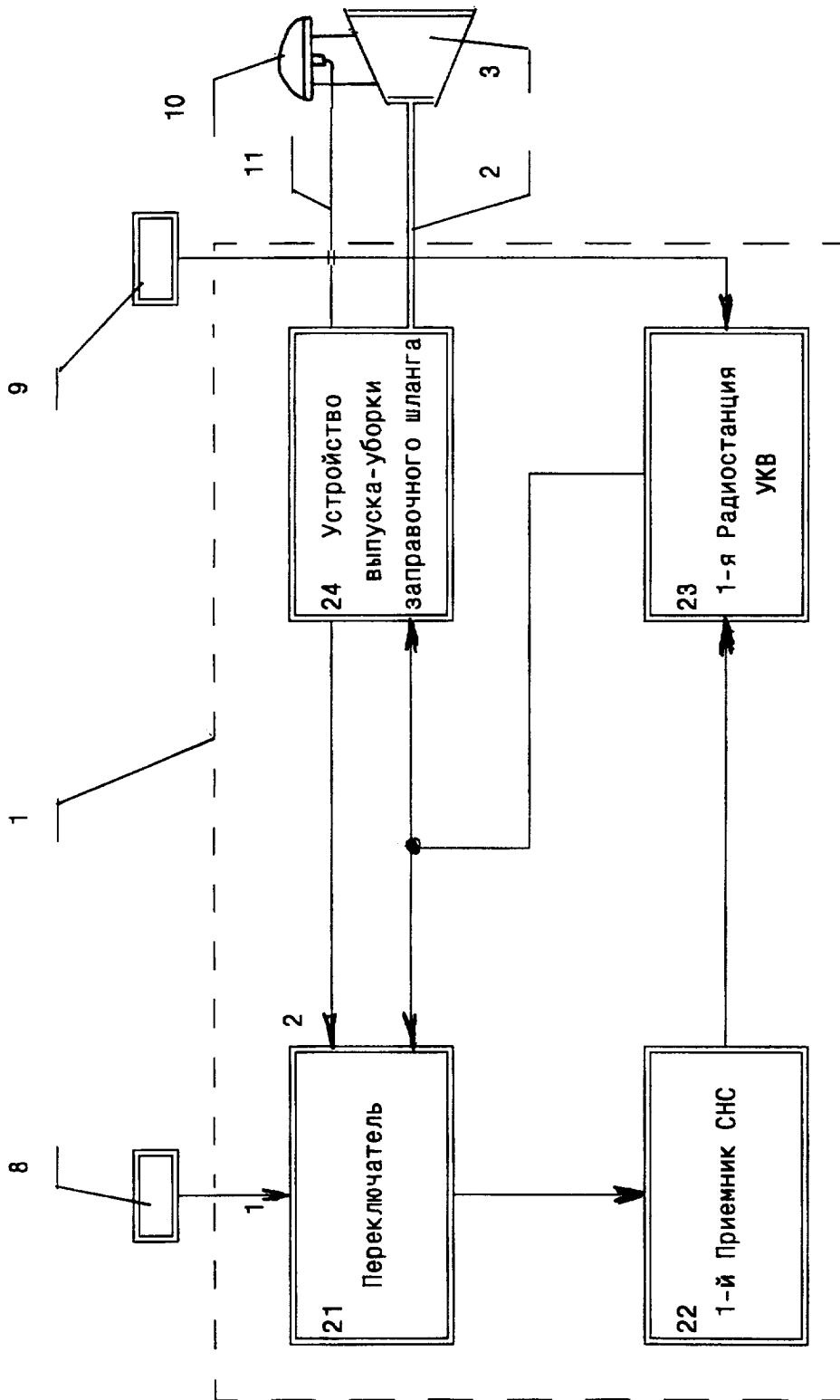
нен к управляющему входу переключателя и пульту управления устройства выпуска-уборки шланга.



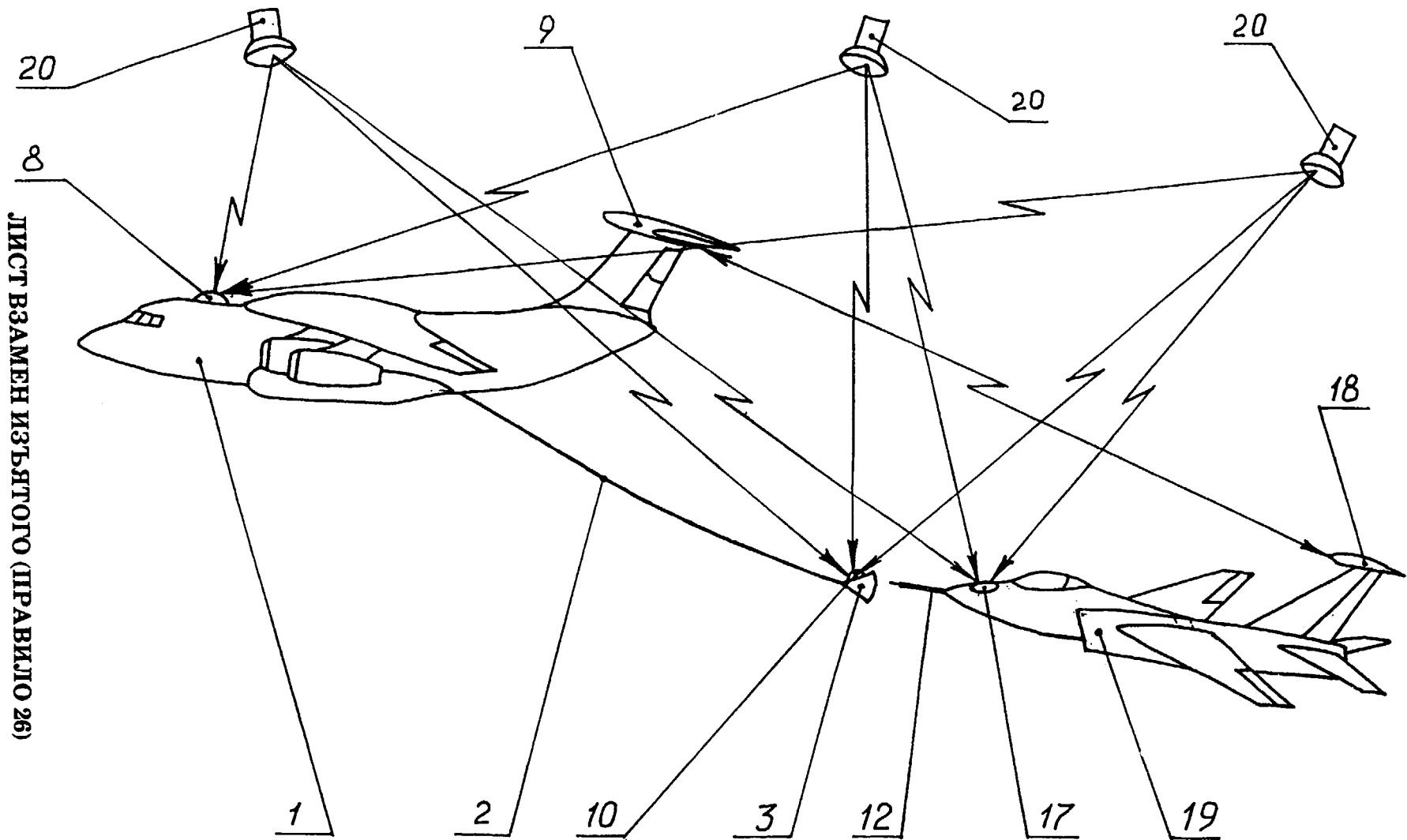
Фиг. 1



ФИГ. 2



Фиг. 3



ЛИСТ ВЗАМЕН ИЗЪЯТОГО (ПРАВИЛО 26)

фиг. 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/RU 97/00263

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

IPC-6 B64D 39/00

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC-6 B64D 39/00, 39/06, G01S 5/02, 13/60

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4763861 A (THE BOEING COMPANY) August 16, 1988 (16.08.88), the abstract (cited in the description)	1
A	GB 2237251 A (GEC-MARCONI LIMITED) May 1, 1991 (01.05.91), the abstract (cited in the description)	1-3
A	US 4398685 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE SECRETARY OF THE AIR FORCE) August 16, 1983 (16.08.83)	1-3
A	WO 93/07055 A1 (ENIG ASSOCIATES, INC.) 15 April 1993 (15.04.93)	1-2
A	RU 2055784 C1 (LETNO-ISSLEDOVATELSKY INSTITUT)) March 10, 1996 (10.03.96)	1-3
A	SU 1728087 A1 (A.A. TARANTSEV) April 23, 1992 (23.04.92)	1-2

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

25 December 1997 (25.12.97)

Date of mailing of the international search report

January 13, 1998 (13.01.98)

Name and mailing address of the ISA/

Facsimile No.

Authorized officer

Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №
PCT/RU 97/00263

A. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

B64D 39/00

Согласно международной патентной классификации (МПК-6)

B. ОБЛАСТИ ПОИСКА:

Проверенный минимум документации (система классификации и индексы) МПК-6:

B64D 39/00, 39/06, G01S 5/02, 13/60

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если возможно, поисковые термины):

C. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	US 4763861 A (THE BOEING COMPANY) Aug. 16, 1988, реферат (указан в описании)	1
A	GB 2237251 A (GEC-MARCONI LIMITED) 01.05.1991, реферат (указан в описании)	1-3
A	US 4398685 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REOESENTED BY THE SECRETARY OF THE AIR FORCE) Aug. 16, 1983	1-3
A	WO 93/07055 A1(ENIG ASSOCIATES, INC.) 15 April 1993(15.04.93)	1-2
A	RU 2055784 C1 (ЛЕТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ) 10.03.96	1-3
A	SU 1728087 A1 (А.А.ТАРАНЦЕВ) 23.04.92	1-2

последующие документы указаны в продолжении графы C. данные о патентах-аналогах указаны в приложении

* Особые категории ссылочных документов:

"А" документ, определяющий общий уровень техники

"Е" более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее

"О" документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.

"Р" документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета

"Т" более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения

"Х" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень

"У" документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории

"&" документ, являющийся патентом-аналогом

Дата действительного завершения международного поиска
25 декабря 1997 (25.12.97)

Дата отправки настоящего отчета о международном поиске
13 января 1998 (13.01.98)

Наименование и адрес Международного поискового органа:
Всероссийский научно-исследовательский институт
институт государственной патентной экспертизы,
Россия, 121858, Москва, Бережковская наб., 30-1
Факс: 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА

Уполномоченное лицо:

С.Кузнецова

Телефон №: (095)240-5888