



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2011125541/08, 21.06.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.06.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 21.06.2011

(45) Опубликовано: 10.02.2013 Бюл. № 4

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 241395 C2, 10.03.2011. RU 2339547 C1, 27.11.2008. RU 2313827 C1, 27.12.2007. US 20030058135 A1, 27.03.2003.

Адрес для переписки:

664009, г.Иркутск, ул. Советская, 176,
корп.193, кв.59, В.В. Устинову

(72) Автор(ы):

**Кашковский Виктор Владимирович (RU),
Устинов Владимир Валентинович (RU),
Фотиков Рашит Абдулкадирович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

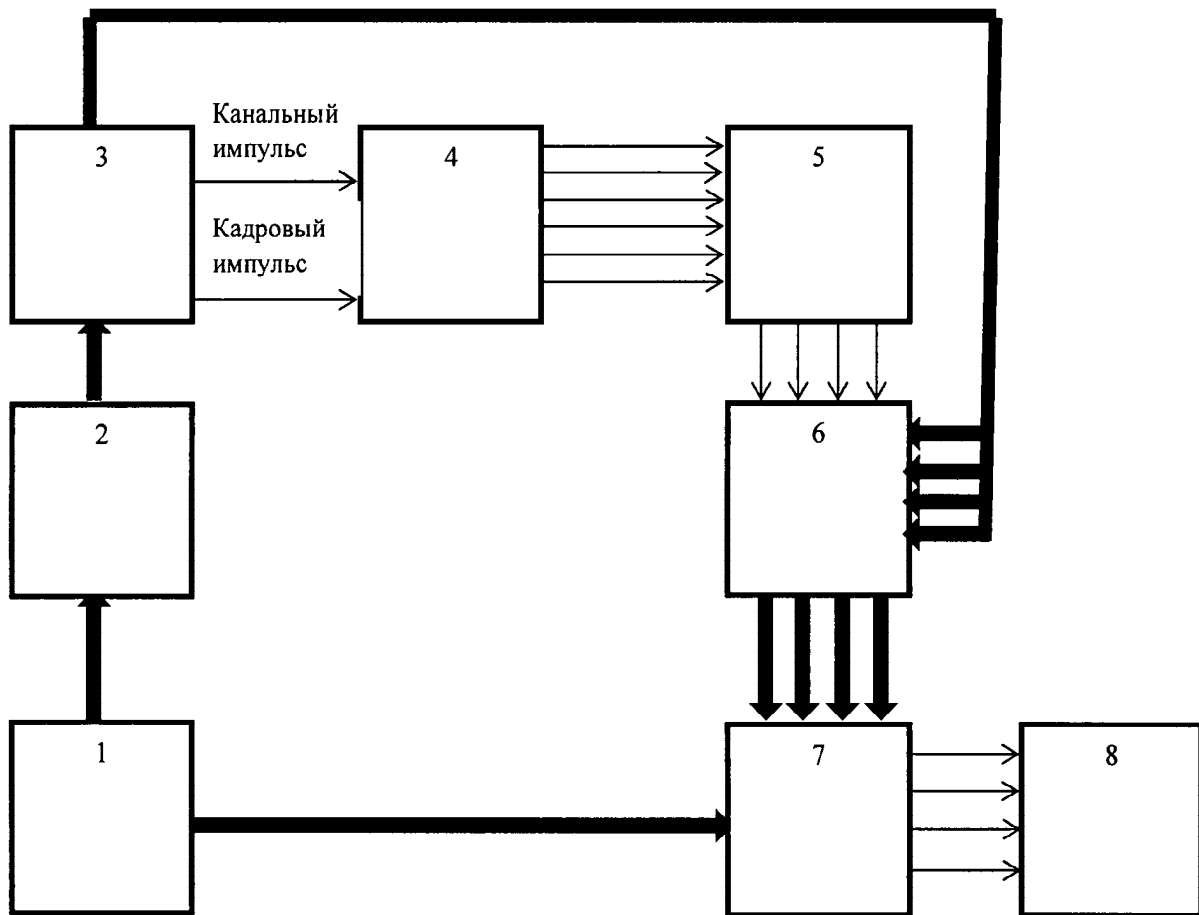
**Кашковский Виктор Владимирович (RU),
Устинов Владимир Валентинович (RU),
Фотиков Рашит Абдулкадирович (RU)**

**(54) КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА ИНФОРМАЦИИ И КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к автоматизированным системам контроля состояния бортового оборудования воздушных судов и выдачи экипажу рекомендаций по парированию возникших в полете особых ситуаций. Техническим результатом является снижение ошибочных действий экипажа. Устройство включает в себя датчики технического состояния объекта контроля, три выхода которых подключены к комплексной информационной системе сигнализации, соединенной с магнитной системой регистрации параметров, и блок индикации. Устройство дополнительно содержит соединенные последовательно счетчик импульсов, устройство выбора номера каналов, блок регистров и блок вычисления логических функций, причем на счетчик импульсов

подключены канальный и кадровый импульсы от магнитной системы регистрации параметров, третий выход которой с помощью информационной шины соединен с четырьмя входами блока регистров, четыре других входа которого подключены к выходам устройства выбора номера канала, шесть входов которого соединены с соответствующими выходами счетчика импульсов, а четыре информационных входа блока вычисления логических функций с помощью информационной шины соединены с соответствующими выходами блока регистров, а пятый информационный вход шиной соединен со вторым информационным выходом датчиков технического состояния, а четыре выхода блока вычисления логических функций соединены с соответствующими входами блока индикации. 8 ил.



Фиг.2

RU 2 4 7 4 8 6 7 C 1

RU 2 4 7 4 8 6 7 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2011125541/08, 21.06.2011**(24) Effective date for property rights:
21.06.2011

Priority:

(22) Date of filing: **21.06.2011**(45) Date of publication: **10.02.2013 Bull. 4**

Mail address:

**664009, g.Irkutsk, ul. Sovetskaja, 176, korp.193,
kv.59, V.V. Ustinovu**

(72) Inventor(s):

**Kashkovskij Viktor Vladimirovich (RU),
Ustinov Vladimir Valentinovich (RU),
Fotikov Rashit Abdulkadirovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Kashkovskij Viktor Vladimirovich (RU),
Ustinov Vladimir Valentinovich (RU),
Fotikov Rashit Abdulkadirovich (RU)**(54) **INFORMATION AND AERONAUTICAL EQUIPMENT CONTROL COMPLEX SYSTEM**

(57) Abstract:

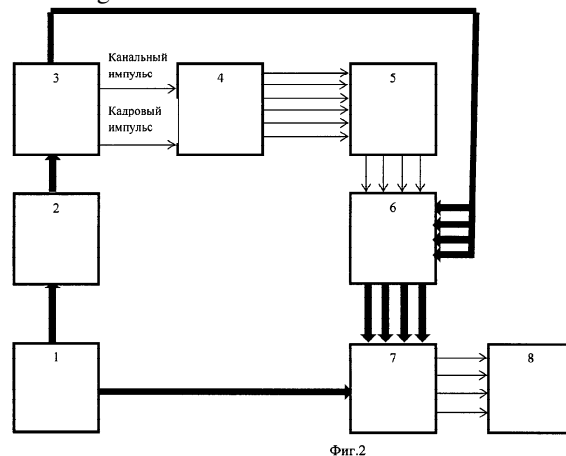
FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed device comprises health sensors with their three outputs connected to complex warning information system connected with parameters registration magnetic system, and indication unit. Besides, device comprises pulse counter, channel number selector, register unit and logical function computation unit. Note here that channel and frame pulses from parameters registration magnetic system are connected to pulse counter. Third output of said system is connected via data bus to four inputs of register unit. Four other inputs of said register unit are connected to channel number selector outputs. Six inputs of said selector are connected to appropriate pulse counter outputs. Four data inputs of logical function computation unit are connected via data bus to appropriate outputs of register unit. Fifth data input is connected via bus

to second data output of health sensors while four outputs of logical function computation unit are connected to appropriate inputs of indication unit.

EFFECT: minimising crew faults.

8 dwg



Изобретение относится к автоматизированным системам контроля, а именно к устройствам обнаружения отказов и реагирования на них. Оно может быть использовано для контроля состояния бортового оборудования воздушных судов и выдачи экипажу рекомендаций по парированию возникших в полете особых ситуаций (ОС), связанных с отказами авиационной техники (АТ).

Известна комплексная система информации о состоянии авиационной техники (СИС АТ), которая устанавливается на воздушных судах (ВС) для решения задачи своевременной информации экипажа о техническом состоянии и об отказах в силовой установке и в бортовых системах [Воробьев В.Г. и др. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов. / В.Г.Воробьев и др. - М.: МГТУ ГА /Университетская книга, 2007 - 472 с] [1].

На фиг.1 изображена функциональная схема комплексной системы информации о состоянии авиационной техники (СИС АТ), где приняты следующие обозначения:

- 1 - датчики технического состояния бортовых систем;
- 2 - бортовые системы;
- 3 - комплексная информационная система сигнализации КИСС;
- 4 - система аварийной, предупреждающей и уведомляющей сигнализации САС;
- 5 - система сигнализации и локализации отказов ССЛО;
- 6 - магнитная система регистрации параметров МСРП;
- 7 - речевой информатор РИ;
- 8 - экраны ИМ (многофункциональный индикатор);
- 9 - центральные световые огни ЦСО;
- 10 - световые табло;
- 11 - пульт управления индикацией ПУИ с вычислителем системы самолетовождения.

В упрощенном виде система СИС АТ работает следующим образом.

С датчиков технического состояния бортовых систем 1 самолета сигналы контролируемых параметров поступают в информационные системы 3 (КИСС) и 5 (ССЛО). После соответствующей обработки сигналов формируется световая, текстовая, графическая и звуковая информация о техническом состоянии систем для экипажа и инженерно-технического персонала.

Первым уровнем контроля исправности бортовых изделий является система аварийной, предупреждающей, и уведомляющей сигнализации (САС) 4, обладающей высокой надежностью и оперативностью. Кроме того, при отказе КИСС 3 и ССЛО 5 она обеспечивает экипаж информацией об отказах и состояниях систем, влияющих на безопасность полета.

Комплексная информационная система сигнализации КИСС 3:

- предупреждает экипаж о возникновении опасных ситуаций с помощью световой, текстовой, графической и звуковой информации с блоков 7, 8, 9, 10;
- выдает информацию о текущих параметрах авиадвигателей и других бортовых систем самолета в виде графиков и текстов на многофункциональных индикаторах ИМ 8, где также отображается информация о появившихся отказах отдельных блоков или систем.

Информация об отказах и об опасных режимах работы систем через систему аварийной сигнализации САС 4 обеспечивает включение световой и звуковой сигнализации с помощью блоков 7-10. Также эта информация регистрируется в системе сигнализации и локализации отказов ССЛО 5 и в магнитной системе регистрации параметров МСРП 6.

Недостатком известной системы СИС является то, что она способна лишь

проинформировать о наличии отказа, не учитывая степени его опасности, а вся ответственность за правильное определение отказа, оценивание сложившейся особой ситуации и выбора варианта парирования полностью лежит на летчике, что
 5 на этапах взлета или посадки самолета.

Очевидно, что один и тот же отказ будет иметь разную степень опасности на определенных стадиях взлета или посадки и, следовательно, различные варианты по парированию возникшей ОС, что также не предусмотрено системой СИС.

10 Техническим результатом предлагаемого устройства является возможность учета степени опасности отказов на определенных стадиях взлета или посадки самолета и выдача летчику информации в виде конкретного решения по парированию возникшей особой ситуации.

15 Технический результат достигается тем, что комплексная система информации и контроля состояния авиационной техники, содержащая датчики технического состояния объекта контроля, выходы которых подключены к комплексной информационной системе сигнализации КИСС, соединенной с магнитной системой регистрации параметров МСРП, и блок индикации, согласно изобретению
 20 дополнительно содержит соединенные последовательно счетчик импульсов, схему выбора номера канала, блок регистров и блок вычислений логических функций, причем на счетчик импульсов подключены канальный и кадровый импульсы от магнитной системы регистрации параметров, третий выход которой с помощью информационной шины соединен с четырьмя входами блока регистров, четыре других
 25 входа которого подключены к выходам устройства выбора номера канала, шесть входов которого соединены с соответствующими выходами счетчика импульсов, а четыре информационных входа блока вычисления логических функций с помощью информационной шины соединены с соответствующими выходами блока регистров, а
 30 пятый информационный вход шиной соединен со вторым информационным выходом датчиков технического состояния, а четыре выхода блока вычисления логических функций соединены с соответствующими входами блока индикации.

Изложенная сущность изобретения поясняется чертежом, где на фиг.2 изображена блок-схема заявляемого устройства. На чертеже приняты следующие обозначения:

- 35 1 - датчики технического состояния бортовых систем объекта контроля;
- 2 - комплексная информационная система сигнализации КИСС;
- 3 - магнитная система регистрации параметров МСРП;
- 4 - счетчик импульсов;
- 40 5 - устройство выбора номера канала;
- 6 - блок регистров;
- 7 - блок вычисления логических функций;
- 8 - блок индикации.

45 Датчики технического состояния бортовых систем представляют собой различного рода концевые выключатели, сигнализаторы, устройства сравнения и др. для реализации алгоритмов распознавания отказов АТ и могут также быть использованы для распознавания этапов взлета или посадки.

Системы КИСС 2 и МСРП 3, а также блок индикации 8 подробно описаны в прототипе [1].

50 Счетчик импульсов 4 представлен блоком 9 с пояснениями на фиг 3.

Блок-схема устройства выбора номера канала 5 изображена на фиг.4, где приняты следующие обозначения:

10 - D1 инвертор 3-ИЛИ-НЕ;

11 - D3 инвертор 2-ИЛИ-НЕ;

12 - D6 инвертор НЕ;

13 - D9 инвертор НЕ;

5 14 - D12 инвертор 2-И-НЕ;

15 - D2 инвертор 2-И-НЕ;

16 - D4 инвертор НЕ;

17 - D7 инвертор 2-И-НЕ;

10 18 - D10 инвертор 2-И-НЕ;

19 - D5 инвертор 2-ИЛИ-НЕ;

20 - D8 инвертор 2-ИЛИ-НЕ;

21 - D11 инвертор 2- ИЛИ-НЕ;

22 - D13 инвертор 2-ИЛИ-НЕ.

15 Блок регистров 6 изображен на фиг.5, где:

23 - регистр RG1;

24 - регистр RG2;

25 - регистр RG3;

20 26 - регистр RG4.

Блок вычисления логических функций 7 изображен на фиг.6. Он состоит из четырех одинаковых блоков под номерами 27, 28, 29, 30.

Блок индикацию 8 представлен на фиг.7 двумя блоками:

31 - светосигнальное табло с четырьмя лампами с обозначениями, например:

25 «Продолжить взлет», «Прекратить взлет»; «Продолжить посадку», «Прекратить посадку».

32 - речевой информатор РИ.

Увеличение числа блоков вычисления логических функций позволяет
30 детализировать требуемые действия экипажа по парированию ОС, т.е. увеличить число возможных вариантов локализации возникших ОС. Эти блоки просты в исполнении, малогабаритны и достаточно надежны.

Один из одинаковых блоков вычисления, логических функций 27 (или 28, 29, 30) в развернутом виде согласно а.с. №1367011 изображен на фиг.8, где приняты следующие
35 обозначения:

33 - коммутатор;

34 - блок вычислений;

35 - регистр;

40 36 - генератор импульсов;

37 - счетчик;

38 - блок памяти;;

39 - дешифратор.

45 Бортовое устройство регистрации параметров МСРП 3 имеет несколько различных модификаций и предназначено для записи на магнитную ленту основных параметров полета самолета и работы его двигателей, систем и оборудования с обеспечением сохранности записанной информации для определения причин летных происшествий.

50 В МСРП 3 сигналы от датчиков аналоговых параметров (например, скорость и высота полета) преобразуются в восьмиразрядный код, сформированный на регистре преобразования магнитной системы регистрации. Далее этот код через формирователи выходных сигналов поступает на блоки магнитных головок накопителей и записывается на магнитной ленте МСРП 3.

Сигналы от датчиков разовых команд (например, срабатывание аварийной сигнализации и сигналы об отказах) формируются по группам (4 группы по 8 разовых команд) и также поступают на регистр преобразования МСРП 3. Кроме этого в систему МСРП 3 записываются в качестве разовых команд наиболее опасные отказы, возникающие на борту ВС. Каждая разовая команда может принимать значение 0 или 1.

Запись разовых команд на магнитную ленту осуществляется по 8-му, 24-му, 40-му и 56-му каналам. В шестнадцатиричной системе исчисления это 8h, 18h, 28h и 38h каналы.

Информация об отказах и об опасных режимах работы систем поступает от датчиков технического состояния систем в КИСС 2 и далее наиболее опасные из них в магнитную, систему регистрации параметров МСРП 3 и записывается на магнитную ленту в соответствующих разрядах 4-х групп разовых команд.

Параллельно с записью на магнитную ленту выходной сигнал МСРП 3 из его регистра преобразования поступает на вход блока регистров 6, который состоит из четырех восьмиразрядных регистров RG 1-RG 4 под номерами 23, 24, 25 и 26. Эти регистры (RG 1-RG 4) предназначены для хранения информации, соответственно, 1-й - 4-й групп разовых команд. Выходы регистров 23, 24, 25, 26 сведены параллельно в 32-разрядную информационную шину А.

Каналы записи в регистре преобразования МСРП 3 включаются поочередно. Признаком записи канала является каналный импульс. При этом 64 канала образуют кадр. Признаком начала кадра является кадровый импульс.

Для определения номера выводимого канала каналный импульс подается на счетный вход С восьмиразрядного двоичного счетчика 4. Для сброса счетчика 4 на его вход R подается кадровый импульс.

Для выделения 8h, 18h, 28h и 38h каналов кадра и записи их в соответствующий регистр RG 1-RG 4 (под номером 23, 24, 25, 26) используется схема выбора номера канала 5, показанная на фиг.4.

В этом устройстве 5 инверторы D1 (10) 3-ИЛИ-НЕ и D2 (15) 2-И-НЕ формируют сигнал y_1

$$y_1 = \overline{x_0 + x_1 + x_2 \cdot x_3}$$

Сигнал y_1 равен 0 для каналов с номерами x_4x_58h .

При $x_4x_5=00$ на выходе инверторов D3(11) 2-ИЛИ-НЕ и D4(16) НЕ будет получен сигнал $y_2=x_4+x_5=0$. В этом случае на выходе инвертора D5(19) 2-ИЛИ-НЕ будет получен сигнал 8 для записи 8 канала из регистра преобразования МСРП3 в регистр RG 1(23).

При $x_4x_5=01$ на выходе инверторов D6(12) НЕ и D7(17) 2-И-НЕ будет получен сигнал $y_3 = \overline{x_4 \cdot x_5} = 0$. В этом случае на выходе инвертора D8(20) 2-ИЛИ-НЕ будет получен сигнал 18 для записи 18 канала из регистра преобразования МСРП в регистр RG 2(24).

При $x_4x_5=10$ на выходе инверторов D9(13) НЕ и D10(18) 2-И-НЕ будет получен сигнал $y_4 = \overline{x_4 \cdot x_5} = 0$. В этом случае на выходе инвертора D11 (21)2-ИЛИ-НЕ будет получен сигнал 28 для записи 28 канала из регистра преобразования МСРП3 в регистр RG 3(25).

При $x_4x_5=11$ на выходе инвертора D12(14) 2-И-НЕ будет получен сигнал $y_3 = \overline{x_4 \cdot x_5} = 0$. В этом случае на выходе инвертора D13(22) 2-ИЛИ-НЕ будет

получен сигнал 38 для записи 38 канала из регистра преобразования МСРП 3 в регистр RG 4(26).

Из блока регистров 6 сигнал с 32-разрядной информационной шины А поступает на блок вычисления логических функций 7.

Все элементы дополнительно введенных в заявляемое устройство блоков 4, 5, 6, 7 - стандартные и подробно описаны в литературе [Атаев Д.И. и др. Аналоговые интегральные микросхемы. / Д.И.Атаев и др. - М.: МЭИ, 1993. - 240 с.] [3] и [Справочник по микроэлектронной импульсной технике под ред. В.Н.Яковлева - Киев: Техника, 1983. - 359 с.] [4].

Информация поступает в виде речевых команд или загоранием ламп с соответствующим сообщением как подсказка экипажу о приоритетном выборе принятия решений по парированию особых ситуаций, вызванных отказами АТ на определенном этапе взлета или посадки самолета. Выбор количества сообщений и методов их индикации является простой задачей и может быть скорректирована заказчиком и исполнителем.

Алгоритм решения поставленной задачи о выборе принятия решений по парированию особой ситуации представлен ниже.

Согласно данным статистики наибольшее число летных происшествий происходит на этапах взлета и посадки. Для взлета это объясняется скоротечностью данного этапа, большим объемом информации, поступающей летчику и, что является немаловажным, психофизиологическими возможностями человека, о чем свидетельствуют результаты экспериментов на тренажерах: вероятность парирования пассивных отказов АТ на взлете составляет 0,3-0,5. Особые затруднения летчики испытывают на стадиях оценки обстановки и принятия решения.

Под особой ситуацией (ОС) будем понимать возникновение определенного отказа на определенной стадии полета и, в частности, взлета самолета.

Так как один и тот же отказ будет иметь разную степень опасности на определенных стадиях взлета или посадки и, следовательно, различные варианты по парированию возникшей ОС возникает необходимость реализации распознавания этих стадий и автоматизации процесса выбора варианта парирования ОС для каждой из них.

Таким образом алгоритм определения ОС будет состоять из алгоритмов распознавания стадий взлета и отказов техники. Отказы авиационной техники определяются бортовой автоматизированной системой контроля (КИСС), а наиболее опасные из них поступают от КИСС в МСРП.

Алгоритм распознавания стадий можно представить в следующем виде.

Весь взлет можно условно разбить на 5 стадий:

1. С1 - от начало взлета до подъема носовых колес;

2. С2 - от подъема носовых колес до отрыва;

3. С3 - от отрыва до уборки шасси;

4. С4 - от уборки шасси до уборки закрылков;

5. С5 - от уборки закрылков до отключения форсажа или до перехода в набор высоты, либо до достижения установленных значений V и H, когда взлет считается законченным.

Таким образом, признаками стадий взлета и логическими выражениями для них будут:

1. С1: а) обжатие всех колес (N_{Σ});

б) значение $n_{x1} > 0$, причем конкретное для данного типа и условий взлета;

в) $0 < V_1 < V_{нк}$, т.е. V_1 ;

г) предыстория Co (Co характеризуется повышенным режимом работы двигателя (тах или форсаж), резким расторможением колес и $V_0 \leq V$ руления, т.е. $V_0 \approx 0$).

$$C_1 = Co^* (N_{\Sigma} \cdot n_{x1} \cdot V_1).$$

2. C_2 : а) нет обжата и колес ($N_{осн}$);

б) $V_{нк} < V_2 < V_{отр}$, т.е. (V_2);

в) предыстория - C_1^* .

$$C_2 = C_1^* (N_{осн} \cdot V_2).$$

3. C_3 : а) нет обжата колес (N);

б) $V_3 > V_{отр}$;

в) шасси выпущен ($Ш$);

г) предыстория - C_2^* .

$$C_3 = C_2^* (N \cdot V_3 \cdot Ш).$$

4. C_4 : а) шасси убраны ($Ш$);

б) $0 < H_4 < 100$ м;

в) закрылки выпущены ($З$);

г) предыстория - C_3^* .

$$C_4 = C_3^* (Ш \cdot H_4 \cdot З)$$

5. C_5 : а) $H_5 > 100$ м;

б) закрылки убраны ($З$);

в) $V_3 > 400$ км/ч;

г) предыстория - C_4^* .

$$C_5 = C_4^* (H_5 \cdot З \cdot V_5).$$

Весь этап посадки можно условно разбить также на пять стадий:

6. C_1 - предпосадочное снижение;

7. C_2 - выравнивание;

8. C_3 - выдерживание;

9. C_4 - парашютирование (если оно предусмотрено);

10. C_5 - пробег.

Кроме того, Co - стадия, предшествующая посадке - снижение с высоты полета и подготовка к посадке.

Стадии взлета или посадки определяются для конкретного типа воздушного судна, класса взлетно-посадочной полосы и т.д. Признаки их определения также условны и могут быть изменены. Значительных изменений в предлагаемом устройстве не произойдет.

После решения этой задачи необходимо сделать следующий шаг - автоматизировать процесс выбора варианта парирования опасных ОС.

Для определения конкретного решения по парированию заданного отказа на определенной стадии взлета использовались методы экспертных оценок высококвалифицированных летчиков и методы математического моделирования, а результаты (решения) предлагается ввести в память предложенного устройства.

Таким образом, при определенном сочетании вида отказа и стадии взлета экипажу предлагается конкретное действие по парированию ОС.

Алгоритмы, реализующие распознавание отказов, этапов взлета и посадки, автоматизированный выбор принятия решений экипажем по парированию ОС, реализованы заявляемым устройством, изображенным на фиг.2. Предлагаемое устройство работает следующим образом.

Информация об отказах и об опасных режимах работы систем поступает от датчиков технического состояния систем в КИСС 2 и далее наиболее опасные из них в магнитную систему регистрации параметров МСРП 3 и записывается на магнитную ленту в соответствующих разрядах 4-х групп разовых команд.

Параллельно с записью на магнитную ленту выходной сигнал МСРП 3 из его регистра преобразования через счетчик импульсов 4, предназначенного для подсчета количества канальных импульсов, поступает на вход блока регистров 6, который состоит из четырех восьмиразрядных регистров RG 1-RG 4 под номерами 23, 24, 25 и 26. Эти регистры (RG 1-RG 4) предназначены для хранения информации, соответственно, 1-й - 4-й групп разовых команд. Выходы регистров 23, 24, 25, 26 сведены параллельно в 32-разрядную информационную шину А.

Каналы записи в регистре преобразования МСРП 3 включаются поочередно. Признаком записи канала является канальный импульс. При этом 64 канала образуют кадр. Признаком начала кадра является кадровый импульс. Для определения номера выводимого канала канальный импульс подается на счетный вход С восьмиразрядного двоичного счетчика 4. Для сброса счетчика 4 на его вход R подается кадровый импульс. Для выделения 8h, 18h, 28h и 38h каналов кадра и записи их в соответствующий регистр RG 1-RG 4 (под номером 23, 24, 25, 26) используется схема выбора номера канала 5, показанная на фиг.4.

Из блока регистров 6 сигнал с 32-разрядной шины данных А поступает в блок вычисления и логических функций 7, состоящий из четырех однотипных блоков, где по данным о виде отказа из блока регистров 6 и информации от датчиков технического состояния бортовых систем 1 (различного рода сигнализаторов, концевых выключателей, устройств сравнения и др.), поступающим в виде признаков распознавания стадий взлета или посадки, реализуется алгоритм распознавания ОС и этот сигнал поступает на соответствующий вход блока индикации. Каждый блок вычисления логических функций 27, 28, 29, 30 предназначен для реализации распознавания конкретной ОС для выдачи рекомендаций экипажу по виду ее парирования.

Информация поступает в виде речевых команд или загоранием ламп с соответствующим сообщением как подсказка экипажу о приоритетном выборе принятия решений по парированию особых ситуаций, вызванных отказами АТ на определенном этапе взлета или посадки самолета.

Таким образом, предложенное устройство позволяет не только определять отказы бортовых систем, но также распознавать стадии взлета или посадки и автоматизировать процесс выбора варианта парирования. Это в значительной степени позволяет снизить ошибочные действия экипажа по локализации особых ситуаций в условиях дефицита времени, особенно для таких этапов, как взлет или посадка.

Выбор простых схемных решений позволяет без значительных затрат установить данное устройство на любых типах воздушных судов, а выбор количества сообщений и методов их индикации могут быть скорректированы заказчиком и исполнителем путем дополнительного введения блоков вычисления логических функций, каналов речевых информаторов и (или) ламп сигнализации световых табло.

Источники информации

1. Воробьев В.Г. и др. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов. / В.Г.Воробьев и др. - М.: МГТУ ГА Университетская книга, 2007 - 472 с.

2. Устройство вычисления логических функций. А.С. №2367011, G01F 7/00,

заявлен 10.02.86 г, опубл. 15.01.88 г.

3. Атаев Д.И. и др. Аналоговые интегральные микросхемы. / Д.И.Атаев и др. - М.: МЭИ, 1993. - 240 с.

5 4. Справочник по микроэлектронной импульсной технике под ред. В.Н.Яковлева - Киев: Техника, 1983. - 359 с.

Формула изобретения

10 Комплексная система информации и контроля состояния авиационной техники, содержащая датчики технического состояния объекта контроля, три выхода которых
15 подключены к комплексной информационной системе сигнализации, соединенной с магнитной системой регистрации параметров, и блок индикации, отличающаяся тем, что в нее дополнительно введены соединенные последовательно счетчик импульсов,
20 устройство выбора номера каналов, блок регистров и блок вычислений логических функций, причем на счетчик импульсов подключены канальный и кадровый импульсы от магнитной системы регистрации параметров, третий выход которой с помощью
25 информационной шины соединен с четырьмя входами блока регистров, четыре других входа которого подключены к выходам устройства выбора номера канала, шесть
30 входов которого соединены с соответствующими выходами счетчика импульсов, а четыре информационных входа блока вычисления логических функций с помощью
35 информационной шины соединены с соответствующими выходами блока регистров, а пятый информационный вход шиной соединен со вторым информационным выходом
40 датчиков технического состояния, а четыре выхода блока вычисления логических функций соединены с соответствующими входами блока индикации.

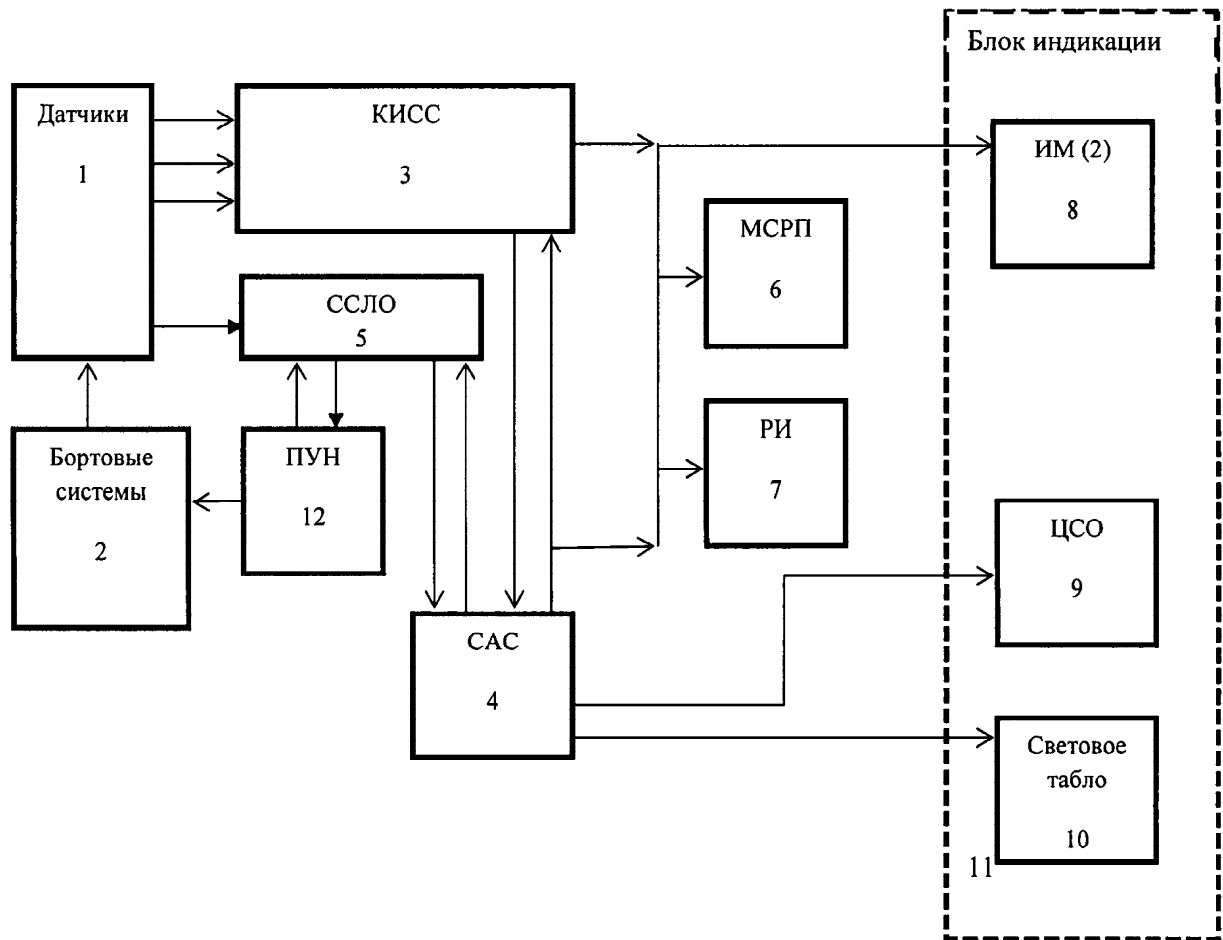
30

35

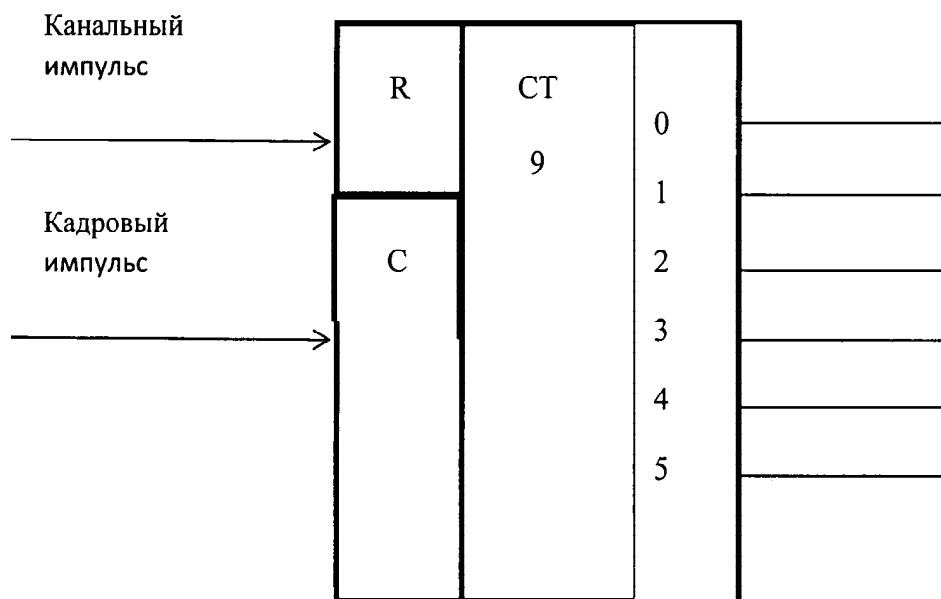
40

45

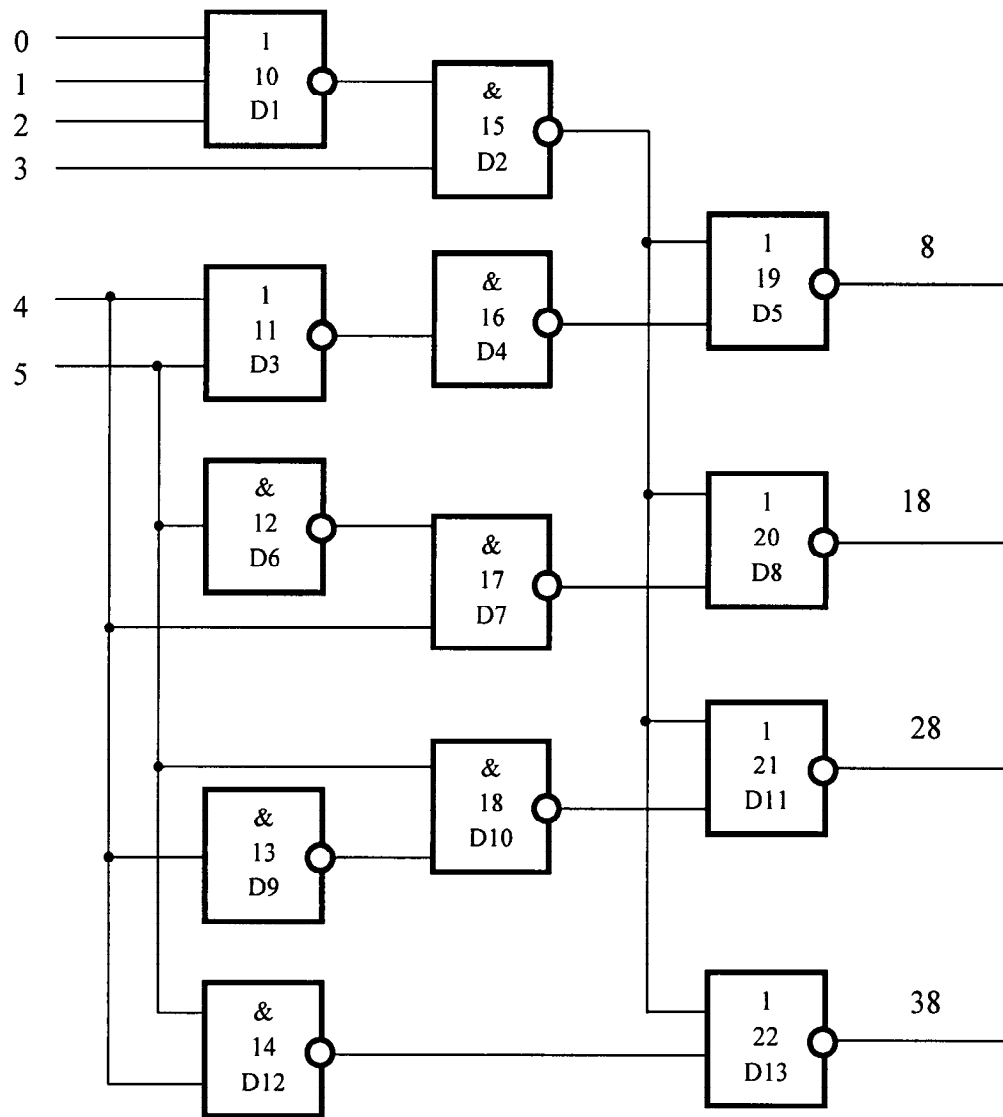
50



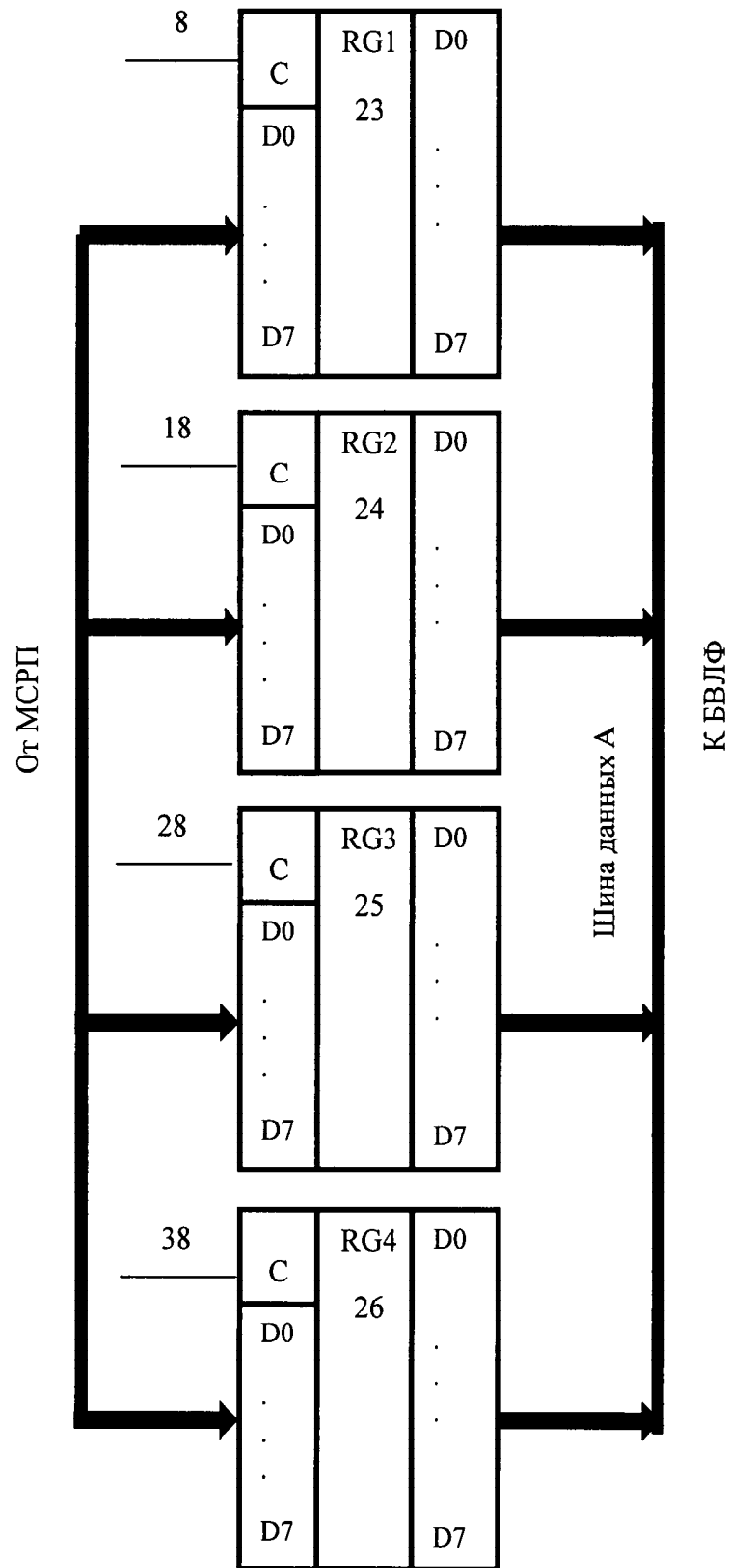
Фиг.1



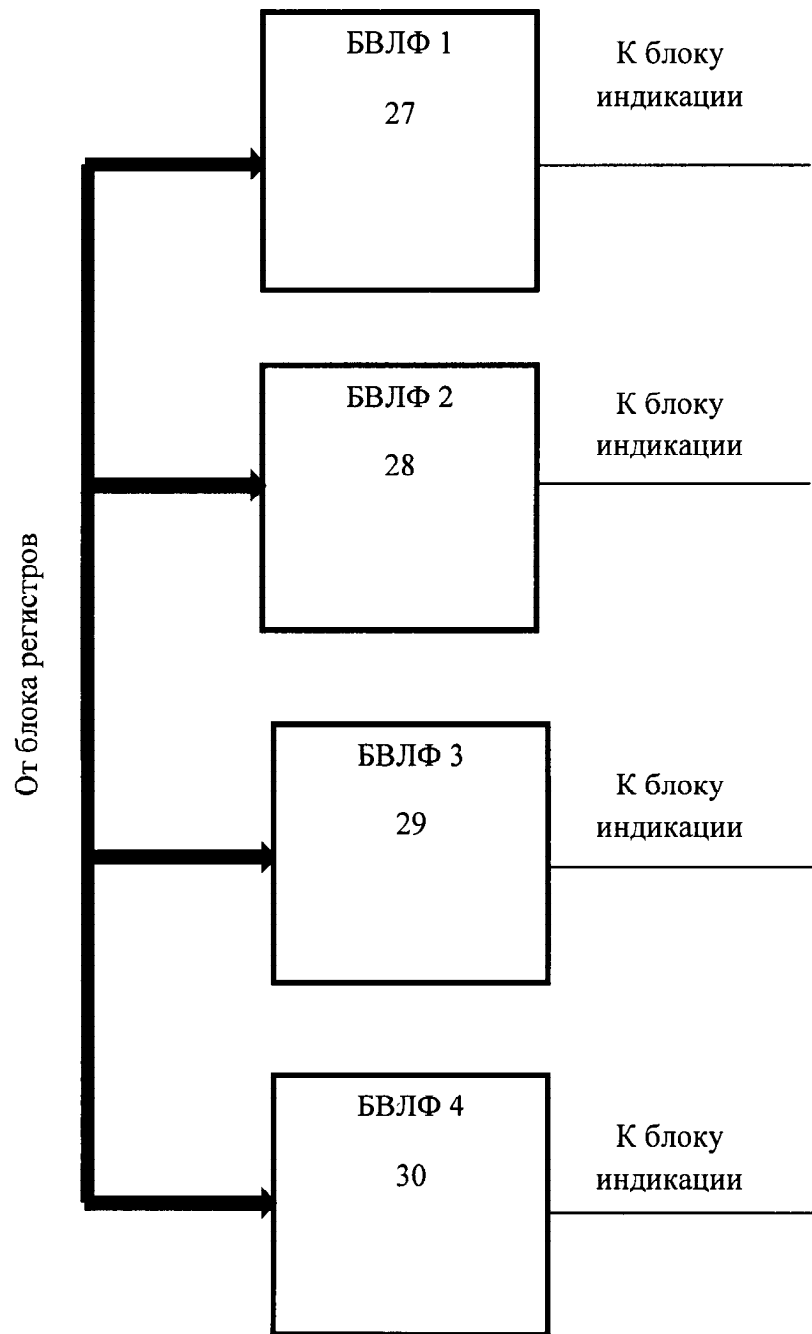
Фиг.3



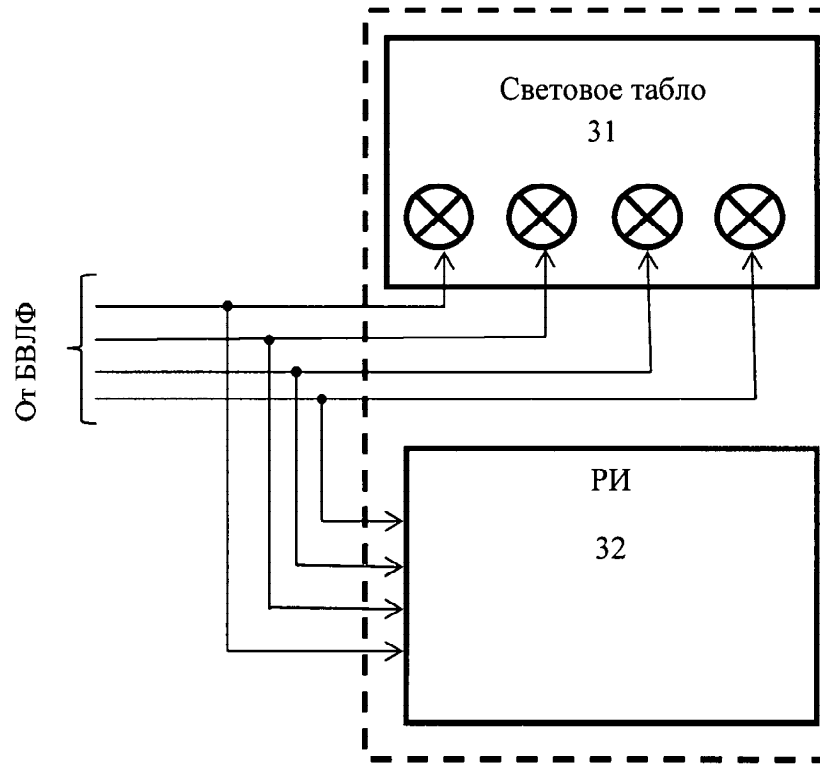
Фиг.4.



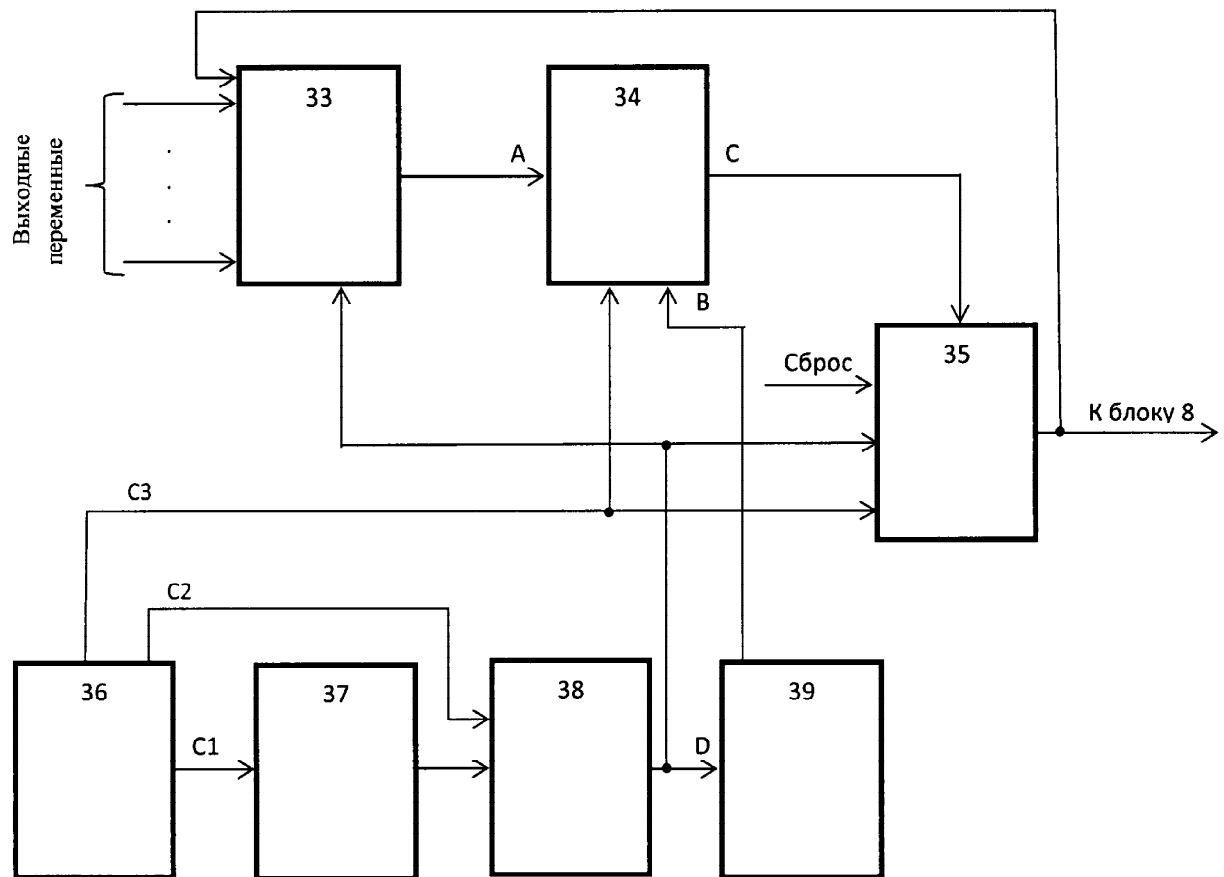
Фиг.5



Фиг.6



Фиг. 7



Фиг.8