



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013100974/11, 24.05.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
24.05.2011

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
11.06.2010 FR 1002481

(43) Дата публикации заявки: 20.07.2014 Бюл. № 14

(45) Опубликовано: 20.06.2016 Бюл. № 17

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 3587311 A, 28.06.1971. US 3587311 A,
28.06.1971. SU 602976 A1, 15.04.1978. RU 2248304
C2, 20.03.2005. US 4853861, 01.08.1989. EP
1498794 A1, 19.01.2005.(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 11.01.2013(86) Заявка РСТ:
EP 2011/058505 (24.05.2011)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2011/154249 (15.12.2011)

Адрес для переписки:

129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, строение 3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры"

(72) Автор(ы):

БЕЙЛЛОН Бертран (FR),
КЛОТЗ Жюльен (FR),
МЮТЮЕЛЬ Лоранс (FR)

(73) Патентообладатель(и):

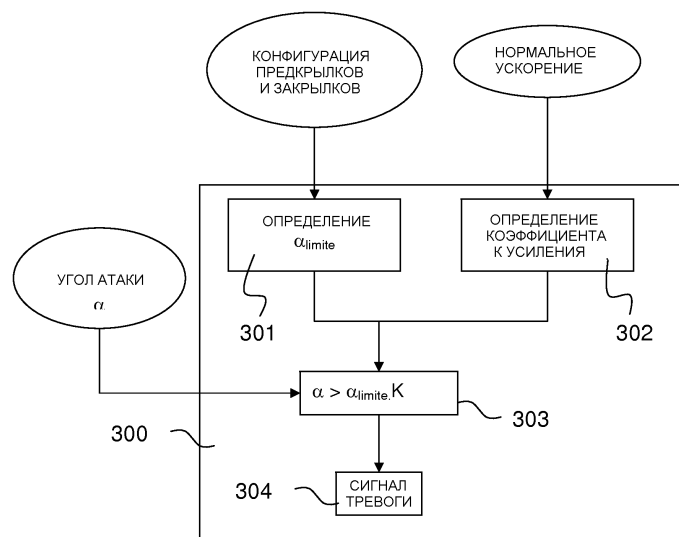
ТАЛЬ (FR)

(54) СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Группа изобретений относится к способу и устройству защиты летательного аппарата на этапе полета. Для защиты летательного аппарата на этапе полета определяют текущую конфигурацию предкрылков и закрылков, предельный угол атаки для данной конфигурации, коэффициент усиления в зависимости от нормального ускорения. Сравнивают текущий угол атаки с предельным углом, взвешенным посредством коэффициента усиления. Подают сигнал тревоги при превышении полученного

значения в зависимости от высоты полета и скорости летательного аппарата. Устройство для защиты летательного аппарата содержит средство определения предельного угла атаки, средство определения коэффициента усиления, средство сравнения текущего и предельного углов атаки, средство подачи сигнала тревоги. Обеспечивается заблаговременное предупреждение пилота о риске сваливания летательного аппарата. 2 н. и 4 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг. 3



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2013100974/11, 24.05.2011**

(24) Effective date for property rights:
24.05.2011

Priority:

(30) Convention priority:
11.06.2010 FR 1002481

(43) Application published: **20.07.2014** Bull. № 14

(45) Date of publication: **20.06.2016** Bull. № 17

(85) Commencement of national phase: **11.01.2013**

(86) PCT application:
EP 2011/058505 (24.05.2011)

(87) PCT publication:
WO 2011/154249 (15.12.2011)

Mail address:

**129090, Moskva, ul. B. Spasskaja, 25, stroenie 3,
OOO "JURidicheskaja firma Gorodisskij i Partnery"**

(72) Inventor(s):

**BEJLLON Bertran (FR),
KLOTZ ZHyulen (FR),
MYUTYUEL Lorans (FR)**

(73) Proprietor(s):

TAL (FR)

(54) **METHOD AND DEVICE FOR PROTECTION OF AIRCRAFT**

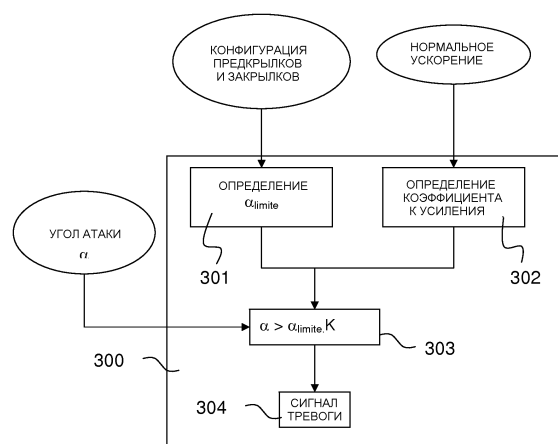
(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: group of inventions relates to a method and device for protection of aircraft at flight stage. For protection of aircraft at flight stage, method includes determining current configuration of slats and flaps, limit angle of attack for given configuration, amplification factor depending on normal acceleration. Comparing current angle of attack with limit angle, suspended by means of amplification factor. Transmitting alarm signal if obtained value is exceeded depending on flight altitude and speed of aircraft. Protection device comprises means for determination of critical angle of attack, a means of determining gain factor, a means of comparing current and maximum angle of attack, means to feed alarm signal.

EFFECT: providing early warning of risk of stalling aircraft.

6 cl, 3 dwg



Фиг. 3

Изобретение относится к защите летательного аппарата, в частности к обнаружению риска сваливания.

Этапы полета на малых скоростях являются опасными для летательного аппарата, в частности, во время этапов посадки и взлета, когда запас для маневра относительно рельефа местности является тем более критичным, чем более сильными являются потоки ветра и более низкой является высота. Уже известны бортовые системы обнаружения сваливания самолета для предотвращения изменений скорости и пространственного положения самолета, выходящих за пределы нормы. Но на малой высоте они не предоставляют пилоту возможность достаточно заблаговременного упреждения столкновения с землей. Кроме того, эти системы обнаружения сваливания остаются просто реагирующими (эти системы обнаружения приводятся в действие, даже если летательный аппарат уже находится в плохом положении, в отличие от прогнозирующих систем, которые приводятся в действие до того, как летательный аппарат находится в опасности).

Кроме того, эти системы являются слишком зависимыми от датчиков угла атаки. Это создает проблему, в особенности, на так называемых этапах захода на посадку со сносом, то есть при боковом ветре. Если летательный аппарат имеет один датчик угла атаки, расположенный в зоне турбулентности, вызванной фюзеляжем летательного аппарата, то существует риск того, что датчик угла атаки сообщает ошибочную информацию. Поэтому большинство летательных аппаратов имеют два датчика угла атаки, расположенные на каждой стороне летательного аппарата. В этом случае величиной угла атаки, используемой системами управления полетом, является среднее значение углов атаки, обеспечиваемое этими двумя датчиками. Такая компоновка ограничивает погрешности, но вызывает расхождения между реальным значением угла атаки и усредненным значением.

Проблемы с датчиками являются источником аварий, происходящих при так называемом столкновении с землей в управляемом полете (CFIT) на этапах захода на посадку по обычной схеме, в ходе которых пилоты и системы управления полетом полностью управляют летательным аппаратом, но имеют ложное представление относительно его положения в вертикальной и/или в горизонтальной плоскости. Как правило, если датчик предоставляет ошибочную информацию, то автопилот может полагать, что летательный аппарат находится на земле. В этом случае автопилот выключает двигатели. Тогда у пилота нет времени для того, чтобы среагировать на это, и летательный аппарат сваливается.

Целью настоящего изобретения является, в особенности, частичное устранение изложенных выше проблем за счет предложенного способа и устройства для защиты летательного аппарата на этапе полета, которые позволяют предупредить пилота о риске сваливания летательного аппарата достаточно заблаговременно для того, чтобы он был способен выполнить спасительный маневр.

Для этого предметом настоящего изобретения является способ защиты летательного аппарата на этапе полета, причем упомянутый летательный аппарат имеет несколько конфигураций предкрылков и закрылков и содержит средство измерения его нормального ускорения, а упомянутый способ отличается тем, что содержит следующие этапы:

- определение, по меньшей мере, для одной конфигурации предкрылков и закрылков предельного угла атаки, при превышении которого возникает риск сваливания летательного аппарата,
- определение коэффициента усиления в зависимости от нормального ускорения

летательного аппарата,

- сравнение между текущим углом атаки летательного аппарата, с одной стороны, и предельным углом атаки, взвешенным посредством коэффициента усиления, с другой стороны, причем летательный аппарат летит с упомянутой конфигурацией предкрылков и закрылков,

- подача сигнала тревоги, указывающего, что существует риск сваливания летательного аппарата, если текущий угол атаки летательного аппарата превышает предельный угол атаки, взвешенный посредством коэффициента усиления.

Изобретение также относится к устройству для защиты летательного аппарата на этапе полета, причем упомянутый летательный аппарат имеет несколько конфигураций предкрылков и закрылков и содержит средство измерения его нормального ускорения, а упомянутое устройство отличается тем, что оно содержит:

- средство определения, по меньшей мере, для одной конфигурации предкрылков и закрылков, предельного угла атаки, при превышении которого возникает риск

сваливания летательного аппарата,

- средство определения коэффициента усиления в зависимости от нормального ускорения летательного аппарата,

- средство сравнения между текущим углом атаки летательного аппарата, с одной стороны, и предельным углом атаки, взвешенным посредством коэффициента усиления, с другой стороны, причем летательный аппарат летит с упомянутой конфигурацией предкрылков и закрылков,

- средство подачи сигнала тревоги, указывающего, что существует риск сваливания летательного аппарата, если текущий угол атаки летательного аппарата превышает предельный угол атаки, взвешенный посредством коэффициента усиления.

За счет использования информации об угле атаки летательного аппарата совместно с коэффициентом усиления, вычисленным на основании нормального ускорения летательного аппарата, изобретение позволяет обнаруживать риск сваливания достаточно заблаговременно для того, чтобы пилот был способен выполнить спасительный маневр.

Изобретение имеет преимущество, заключающееся в возможности определения параметров. Фактически посредством коэффициента усиления можно определять параметры условия инициирования сигнала тревоги, который дают пилоту. Это позволяет надежно предвидеть риск сваливания по сравнению с ситуацией, в которой основываются исключительно на предельном значении угла атаки.

Изобретение имеет преимущество, заключающееся в его точной адаптации к аэродинамическим характеристикам летательного аппарата каждого типа. Фактически угол атаки сравнивают с предельными углами атаки в зависимости от реальной подъемной силы летательного аппарата и конфигураций его предкрылков/закрылков.

Изобретение также имеет преимущество, заключающееся в его работоспособности на этапе захода на посадку, на этапе крейсерского полета, а также на этапе взлета.

Изобретение станет более понятным и станут очевидными другие его преимущества при прочтении подробного описания, изложенного посредством неограничивающих примеров и при помощи чертежей, на которых изображено следующее:

На чертеже Фиг.1 изображена носовая часть летательного аппарата и его продольная ось.

На чертеже Фиг.2 изображена схема, на которой проиллюстрирован способ согласно настоящему изобретению.

На чертеже Фиг.3 изображен приведенный в качестве примера вариант реализации

устройства согласно настоящему изобретению.

В изобретении использован угол атаки летательного аппарата для обнаружения того, близок ли последний к сваливанию. На чертеже Фиг.1 изображена носовая часть летательного аппарата 11 и его продольная ось 12. Летательный аппарат летит в соответствии с вектором V скорости. Угол α , образованный между вектором V скорости и продольной осью 12, именуют углом атаки. Угол атаки является одним из параметров летательного аппарата, на который наиболее сильно влияют изменения воздушной скорости.

Следует напомнить, что крылья летательного аппарата служат опорой для устройств, позволяющих пилотировать самолет: например предкрылков и закрылков. Конкретный наклон предкрылков и закрылков летательного аппарата именуют конфигурацией предкрылков/закрылков.

На чертеже Фиг.2 изображена схема, на которой проиллюстрирован способ согласно настоящему изобретению.

Способ согласно настоящему изобретению содержит следующие этапы:

- определение 201, по меньшей мере, для одной конфигурации предкрылков и закрылков предельного угла α_{limit} атаки, при превышении которого возникает риск сваливания летательного аппарата,
- определение 202 коэффициента K усиления в зависимости от нормального ускорения летательного аппарата,
- сравнение 203 между текущим углом α атаки летательного аппарата, с одной стороны, и предельным углом α_{limit} атаки, взвешенным посредством коэффициента K усиления, с другой стороны, причем летательный аппарат летит с упомянутой конфигурацией предкрылков и закрылков,
- подача 204 сигнала тревоги, указывающего, что существует риск сваливания летательного аппарата, если текущий угол атаки летательного аппарата превышает предельный угол α_{limit} атаки, взвешенный посредством коэффициента K усиления.

Для конкретного летательного аппарата величину угла атаки, при котором начинается сваливание, определяют через кривые зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки. Угол атаки, при котором начинается сваливание, соответствует углу, при котором коэффициент подъемной силы достигает своего максимального значения. При превышении этого угла подъемная сила уменьшается и полагают, что самолет находится на этапе сваливания.

Например, для каждой конфигурации предкрылков и закрылков предельный угол α_{limit} атаки, при превышении которого возникает риск сваливания летательного аппарата, выводят из угла атаки, при котором начинается сваливание. Этот предельный угол атаки вычисляют, например, при скорости сваливания, умноженной на 1,2.

Коэффициент K усиления, параметризуемый и зависящий от информации о нормальном ускорении, служит для повышения чувствительности предельного угла α_{limit} атаки в зависимости от того, приближается ли летательный аппарат к "окну" сваливания или нет. Фактически, чем больше угол атаки летательного аппарата стремится к углу атаки, при котором начинается сваливание, тем больше увеличивается подъемная сила. Увеличение подъемной силы (и, следовательно, возникновение нормального ускорения отличного от нуля), когда скорость летательного аппарата в воздухе мала, является характерной особенностью приближения к зоне сваливания.

Предпочтительно способ согласно настоящему изобретению дополнительно содержит этап отключения сигнала тревоги, если текущая высота летательного аппарата

превышает заданную предельную высоту.

Предпочтительно способ согласно настоящему изобретению дополнительно содержит этап отключения сигнала тревоги, если текущая скорость летательного аппарата превышает заданную предельную скорость.

5 В известных системах контроля ложные сигналы тревоги создают проблему, возникающую снова и снова. Эти различные этапы отключения (в зависимости от высоты или скорости) имеют преимущество, заключающееся в ограничении ложных сигналов тревоги.

Изобретение также относится к устройству для защиты летательного аппарата на 10 этапе полета. На чертеже Фиг.3 изображен приведенный в качестве примера вариант реализации устройства согласно настоящему изобретению.

Устройство 300 содержит:

- средство 301 определения, по меньшей мере, для одной конфигурации предкрылков и закрылков предельного угла α_{limit} атаки, при превышении которого возникает риск 15 сваливания летательного аппарата,
- средство 302 определения коэффициента K усиления в зависимости от нормального ускорения летательного аппарата,
- средство 303 сравнения между текущим углом атаки летательного аппарата, с одной стороны, и предельным углом α_{limit} атаки, взвешенным посредством коэффициента K 20 усиления, с другой стороны, причем летательный аппарат летит с упомянутой конфигурацией предкрылков и закрылков,
- средство 304 подачи сигнала тревоги, указывающего, что существует риск сваливания летательного аппарата, если текущий угол атаки летательного аппарата превышает предельный угол α_{limit} атаки, взвешенный посредством коэффициента K 25 усиления.

Предпочтительно устройство согласно настоящему изобретению дополнительно содержит средство отключения средства 304 сигнала тревоги, если текущая высота летательного аппарата превышает заданную предельную высоту.

30 Предпочтительно устройство согласно настоящему изобретению дополнительно содержит средство отключения средства 304 сигнала тревоги, если текущая скорость летательного аппарата превышает заданную предельную скорость.

Текущая высота, текущая скорость и текущий угол атаки представляют собой параметры, предоставленные различными датчиками летательного аппарата и 35 объединенные системами управления полетом летательного аппарата.

Формула изобретения

1. Способ защиты летательного аппарата на этапе полета, причем упомянутый летательный аппарат имеет несколько конфигураций предкрылков и закрылков и 40 содержит средство измерения его нормального ускорения, а упомянутый способ содержит этапы:

- определение текущей конфигурации предкрылков и закрылков,
- определение (201) предельного угла (α_{limit}) атаки, при превышении которого возникает риск сваливания летательного аппарата, в зависимости от упомянутой 45 текущей конфигурации предкрылков и закрылков;
- определение (202) коэффициента (K) усиления в зависимости от измеренного нормального ускорения летательного аппарата, изменение коэффициента усиления в зависимости от нормального ускорения является предварительно определенным и параметризуемым,

- сравнение (203) текущего угла (α) атаки летательного аппарата с предельным углом (α_{limit}) атаки, взвешенным посредством коэффициента (К) усиления, причем летательный аппарат летит с упомянутой текущей конфигурацией предкрылков и закрылков,

- подача (204) сигнала тревоги, указывающего, что существует риск сваливания летательного аппарата, если текущий угол (α) атаки летательного аппарата превышает предельный угол (α_{limit}) атаки, взвешенный посредством коэффициента (К) усиления.

2. Способ защиты летательного аппарата по п. 1, дополнительно содержащий этап отключения сигнала тревоги, если текущая высота летательного аппарата превышает заданную предельную высоту.

3. Способ защиты летательного аппарата по одному из пп. 1 или 2, дополнительно содержащий этап отключения сигнала тревоги, если текущая скорость летательного аппарата превышает заданную предельную скорость.

4. Устройство для защиты летательного аппарата на этапе полета, причем упомянутый летательный аппарат имеет несколько конфигураций предкрылков и закрылков и содержит средство измерения ускорения для измерения нормального ускорения летательного аппарата, упомянутое устройство содержит:

- средство (301) определения предельного угла, по меньшей мере, для одной конфигурации предкрылков и закрылков, выполненное с возможностью определения предельного угла (α_{limit}), атаки, при превышении которого возникает риск сваливания летательного аппарата,

- средство (302) определения коэффициента усиления, выполненное с возможностью определения коэффициента (К) усиления в зависимости от измеренного нормального ускорения летательного аппарата, изменение коэффициента усиления в зависимости от нормального ускорения является предварительно определенным и параметризуемым,

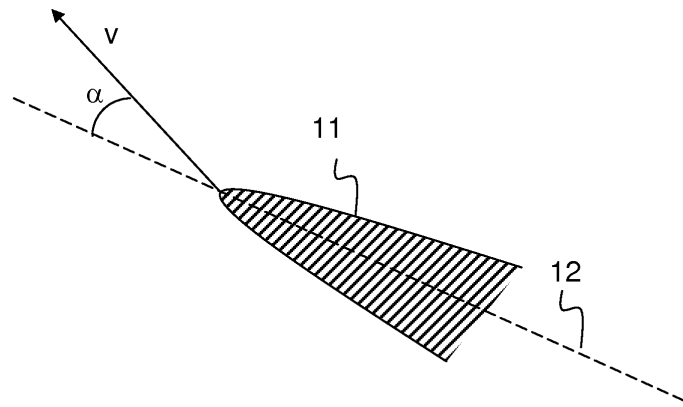
- средство (303) сравнения, выполненное с возможностью сравнения текущего угла (α) атаки летательного аппарата и предельного угла атаки (α_{limit}), взвешенного посредством коэффициента (К) усиления, причем летательный аппарат летит с упомянутой конфигурацией предкрылков и закрылков,

- средство (304) подачи сигнала тревоги, выполненное с возможностью подачи сигнала тревоги, указывающего, что существует риск сваливания летательного аппарата, если текущий угол (α) атаки летательного аппарата превышает предельный угол (α_{limit}) атаки, взвешенный посредством коэффициента (К) усиления.

5. Устройство для защиты по п. 4, дополнительно содержащее средство, выполненное с возможностью отключения средства (304) сигнала тревоги, если текущая высота летательного аппарата превышает заданную предельную высоту.

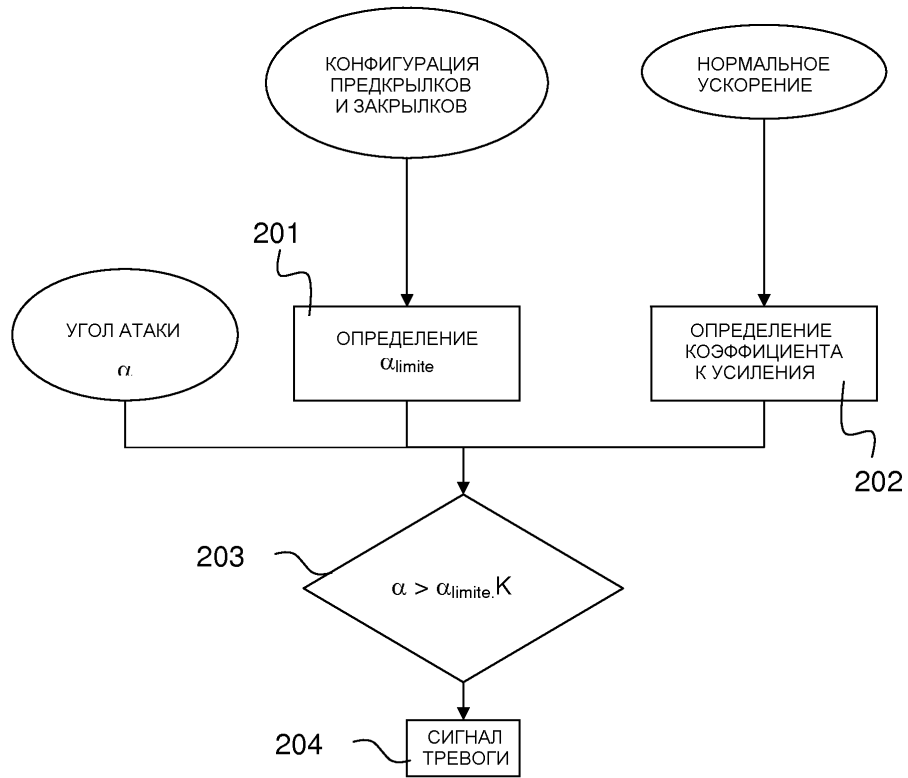
6. Устройство для защиты по одному из пп. 4 или 5, дополнительно содержащее средство, выполненное с возможностью отключения средства (304) сигнала тревоги, если текущая скорость летательного аппарата превышает заданную предельную скорость.

1/3



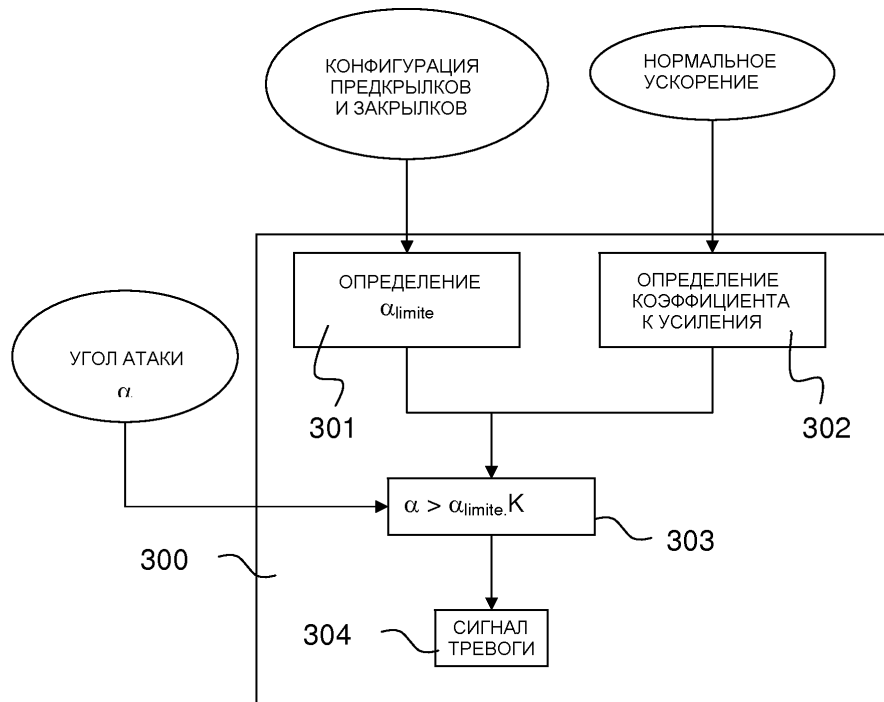
Фиг. 1

2/3



Фиг. 2

3/3



Фиг. 3