



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02C 9/26 (2018.08)

(21)(22) Заявка: 2016151378, 13.05.2015

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
13.05.2015

Дата регистрации:
04.02.2019

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
27.05.2014 FR 1454762

(43) Дата публикации заявки: 27.06.2018 Бюл. №
18

(45) Опубликовано: 04.02.2019 Бюл. № 4

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 27.12.2016

(86) Заявка РСТ:
FR 2015/051256 (13.05.2015)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2015/181463 (03.12.2015)

Адрес для переписки:
109012, Москва, ул. Ильинка, 5/2, ООО
"Союзпатент"

(72) Автор(ы):

**ОЛИВЬЕ Амори (FR),
ЖАВЕЛО Кристоф (FR),
МакГРАТ Дарраф (FR)**

(73) Патентообладатель(и):

САФРАН ЭРКРАФТ ЭНДЖИНЗ (FR)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: FR 2992335 A1, 27.12.2013. EP
1908927 A1, 09.04.2008. FR 2998004 A1,
16.05.2014. US 3852958 A, 10.12.1974. RU
2295654 C1, 20.03.2007. SU 1783170 A1,
23.12.1992.

(54) СПОСОБ И УСТРОЙСТВО КОНТРОЛЯ ТЯГИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к способам контроля тяги турбореактивного двигателя. Способ содержит этапы получения первого значения тяги, соответствующего первой рабочей точке компрессора на верхнем ограничении, причем это верхнее ограничение учитывает недооценку расхода топлива; управления турбореактивным двигателем для достижения первого значения тяги; мониторинга турбореактивного двигателя для обнаружения срыва работы компрессора; в случае необходимости: получения второго

значения тяги, соответствующего второй рабочей точке, гарантирующей заранее определенный запас относительно верхнего ограничения для защиты турбореактивного двигателя от срыва работы компрессора, и управления турбореактивным двигателем для достижения второго значения. Изобретение позволяет повысить эффективность контроля тяги турбореактивного двигателя. 4 н. и 5 з.п. ф-лы, 7 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02C 9/26 (2018.08)

(21)(22) Application: **2016151378, 13.05.2015**

(24) Effective date for property rights:
13.05.2015

Registration date:
04.02.2019

Priority:

(30) Convention priority:
27.05.2014 FR 1454762

(43) Application published: **27.06.2018** Bull. № 18

(45) Date of publication: **04.02.2019** Bull. № 4

(85) Commencement of national phase: **27.12.2016**

(86) PCT application:
FR 2015/051256 (13.05.2015)

(87) PCT publication:
WO 2015/181463 (03.12.2015)

Mail address:
109012, Moskva, ul. Ilinka, 5/2, OOO "Soyuzpatent"

(72) Inventor(s):

**OLIVE Amori (FR),
ZHAVELO Kristof (FR),
MakGRAT Darraf (FR)**

(73) Proprietor(s):

SAFRAN ERKRAFT ENDZHINZ (FR)

(54) **METHOD AND DEVICE FOR CONTROL OF THRUST OF TURBOJET ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: internal combustion engines.

SUBSTANCE: invention relates to methods for controlling thrust of a turbojet engine. Said method comprises the steps of obtaining a first thrust value corresponding to the first operating point of the compressor at the upper stop, moreover, this upper stop takes into account the underestimation of fuel flow; controlling the turbojet to achieve first thrust value; monitoring a turbojet engine to detect loosening of the

compressor; if necessary: obtaining a second thrust value corresponding to the second operating point, guaranteeing a predetermined margin relative to the upper stop to protect the turbojet engine against loosening of the compressor, and controlling the turbojet engine to achieve the second value.

EFFECT: invention makes it possible to increase the efficiency of thrust control of a turbojet engine.

9 cl, 7 dwg

RU 2 678 864 C2

RU 2 678 864 C2

Область техники, к которой относится изобретение, и уровень техники.

Изобретение относится к общей области авиации.

В частности, оно относится к контролю тяги на малом газу турбореактивного двигателя летательного аппарата, например, такого как двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель, оснащенный компрессором низкого давления и компрессором высокого давления. Тяга турбореактивного двигателя является результатом ускорения некоторого количества воздуха между входом и выходом компрессора.

Как известно, рабочую точку компрессора высокого давления турбореактивного двигателя определяют по меньшему расходу воздуха WR на входе и по соотношению между общим давлением P_s на выходе компрессора и общим давлением P_e на его входе. Как схематично показано на фиг. 1А, это позволяет моделировать рабочую линию LF_{nom} компрессора (на основании различных рабочих точек компрессора), а также ее границы, в частности, зоны, в которых существует риск помпажа турбореактивного двигателя (ограничены линией помпажа LP_{nom}). Следует напомнить, что помпаж представляет собой аэродинамическую неустойчивость компрессора турбореактивного двигателя, которая появляется в результате большой разности давления между входом и выходом компрессора и которая может проявляться, в частности, в виде смены направления воздушного потока на обратное внутри турбореактивного двигателя.

Во время управления турбореактивным двигателем, как известно, предусматривают остаточный запас, называемый *stack-up* (на фиг. 1 обозначен как *STACK*), между границей помпажа и рабочей линией компрессора высокого давления нового среднего двигателя, учитывающий различные явления, которые могут влиять на работу турбореактивного двигателя (например, старение турбореактивного двигателя, теплопередача, разброс компонентов, неточность датчиков и т.д.). Эти явления выражаются более высокой рабочей линией LF_{det} компрессора высокого давления и более низкой границей помпажа LP_{det} относительно номинальной рабочей линии LF_{nom} и относительно номинальной границы помпажа LP_{nom} .

Регулирование турбореактивного двигателя, обеспечиваемое вычислительным устройством электронно-цифровой системы управления турбореактивным двигателем с полной ответственностью (известной также под названием *FADEC* (Full Authority Digital Electronic Control)) и имеющее целью его защиту от помпажа, осуществляют, не измеряя собственные параметры компрессора, такие как расход воздуха на входе и общее давление на входе и на выходе, а используя менее дорогие, более надежные и легко устанавливаемые датчики, обладающие лучшей динамикой и позволяющие измерять расход топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, температуру на входе компрессора, статическое давление в камере сгорания и режим тяги *XNR* турбореактивного двигателя. Действительно, использование датчиков этого типа возможно с учетом наличия известных связей, при некоторых предположениях, между пониженным режимом турбореактивного двигателя и пониженным расходом воздуха на входе компрессора и между соотношением общих давлений на входе и на выходе компрессора и отношением расхода топлива C к давлению P на выходе компрессора высокого давления. На основании этих предположений защиту от помпажа обеспечивают, рассчитывая предел отношения расхода топлива к давлению C/P (называемый также верхним ограничением *VH* или ограничением помпажа), соответствующий самой низкой границе помпажа LP_{det} , которая учитывает вышеупомянутые явления, способные повлиять на работу турбореактивного двигателя (и, в частности, на его регулирование). На фиг. 1В показано

это верхнее ограничение ВН относительно номинальной рабочей линии LF_{nom} компрессора, выраженное в виде отношения C/P в зависимости от режима XNR турбореактивного двигателя.

5 В настоящее время к авиаконструкторам предъявляются все более высокие требования, касающиеся тяги на малом газу двигателей нового поколения. Эти требования приводят к новым проблемам с точки зрения запаса, чтобы на земле можно было предусматривать режимы малого газа на все более низкой тяге, поскольку режим двигателя является одним из наиболее репрезентативных элементов тяги турбореактивного двигателя.

10 Действительно, слишком низкая тяга на малом газу может привести к явлению срыва работы или блокировки ускорения турбореактивного двигателя. Срыв работы турбореактивного двигателя выражается в резком падении режима работы турбореактивного двигателя, иначе говоря в ненормальном падении оборотов турбореактивного двигателя, тогда как его заданное значение расхода топлива находится на вышеупомянутом верхнем ограничении ВН, предназначенном для его защиты от помпажа компрессора.

15 Чтобы защитить турбореактивный двигатель от такого риска срыва, в настоящее время во время регулирования предусмотрен дополнительный запас защиты турбореактивного двигателя от срыва (называемый также границей срыва, выражаемой отношением расхода топлива к давлению C/P). Однако учет такой границы, как правило, вынуждает повышать тягу турбореактивного двигателя на режимах малого газа, чтобы обеспечивать его хорошую устойчивую работу на малом газу и во время ускорения.

20 Таким образом, существует потребность в способе контроля тяги турбореактивного двигателя на малом газу, обеспечивающем нормальную работу турбореактивного двигателя и одновременно позволяющего удовлетворять все возрастающие требования эксплуатантов воздушных судов.

Раскрытие сущности изобретения

25 Для решения вышеуказанной задачи настоящим изобретением предложен способ контроля тяги на малом газу турбореактивного двигателя, регулируемого по расходу топлива при помощи верхнего ограничения защиты от помпажа компрессора турбореактивного двигателя, при этом способ содержит:

30 - этап получения первой рабочей точки турбореактивного двигателя на верхнем ограничении, соответствующей первому значению тяги, причем это верхнее ограничение учитывает недооценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, во время регулирования;

35 - первый этап управления турбореактивным двигателем для достижения первой рабочей точки;

40 - этап мониторинга турбореактивного двигателя, предназначенный для обнаружения срыва работы компрессора;

40 - если обнаружен срыв:

- этап получения второй рабочей точки, соответствующей второму значению тяги турбореактивного двигателя, превышающему первое значение, и обеспечивающей запас относительно верхнего ограничения, который определяют для защиты турбореактивного двигателя от срыва компрессора; и

45 - второй этап управления турбореактивным двигателем для достижения второй рабочей точки.

Соответственно, объектом изобретения является также устройство контроля тяги на малом газу турбореактивного двигателя, регулируемого по расходу топлива при

помощи верхнего ограничения защиты от помпажа компрессора турбореактивного двигателя, при этом устройство содержит:

- модуль получения первой рабочей точки турбореактивного двигателя на верхнем ограничении, соответствующей первому значению тяги, причем это верхнее ограничение учитывает недооценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, во время регулирования;
- модуль управления турбореактивным двигателем для достижения первой рабочей точки;
- модуль мониторинга турбореактивного двигателя, предназначенный для обнаружения срыва работы компрессора;
- модули, активируемые, если модулем мониторинга обнаружен срыв:
 - получения второй рабочей точки, соответствующей второму значению тяги турбореактивного двигателя, превышающему первое значение, и обеспечивающей запас относительно верхнего ограничения, который определяют для защиты турбореактивного двигателя от срыва компрессора; и
 - управления турбореактивным двигателем для достижения второй рабочей точки.

Таким образом, изобретением предложен рациональный механизм, который позволяет адаптировать тягу турбореактивного двигателя в зависимости от реального риска срыва работы его компрессора, благодаря учету неточностей измерений расхода топлива, применяемых для регулирования турбореактивного двигателя. Таким образом, этот механизм, продолжающий защищать турбореактивный двигатель от помпажа его компрессора, не основан на политике худшего случая, систематически рассматривающей риск срыва для управления турбореактивным двигателем, а адаптируется к поведению турбореактивного двигателя. В частности, на первой стадии турбореактивным двигателем управляют таким образом, чтобы достичь первой рабочей точки, соответствующей первому «нижнему» значению тяги, затем, если это первое значение тяги оказывается недостаточным и приводит к срыву турбореактивного двигателя, осуществляют переход к второй рабочей точке, соответствующей второму значению тяги, более высокому, чем первое значение, чтобы избежать нарушения в работе турбореактивного двигателя и гарантировать его управляемость.

Авторы изобретения установили, что существуют явления, в частности, такие как некоторые неточности измерения расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, или отборы воздуха (то есть утечки) на выходе компрессора турбореактивного двигателя, которые оказывают положительное влияние на границу помпажа компрессора (то есть которые снижают риски его помпажа), но могут отрицательно сказаться на управляемости турбореактивного двигателя, когда он работает на малом газу (например, на малом газу на земле).

Так, в частности, расход топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, меньший заданного значения регулирования (например, по причине его переоценки датчиком расхода топлива), не приводит к рискам с точки зрения помпажа компрессора, но может помешать турбореактивному двигателю ускоряться надлежащим образом и даже может привести к срыву его работы (то есть к замедлению вместо ускорения).

Аналогично, слишком большая утечка воздуха на выходе компрессора (например, недооцененная утечка воздуха) опускает рабочую линию компрессора, снижая, таким образом, риск его помпажа, но в то же время изменяет соотношение давлений в зависимости от отношения расхода топлива к давлению C/P. Это явление имеет следствие, аналогичное рассмотренной выше погрешности дозировки расхода

топлива.

Авторы изобретения предложили контролировать тягу турбореактивного двигателя, учитывая эти явления. Поскольку неточность измерения расхода топлива можно легче оценить на основании спецификаций датчиков расхода топлива, чем неточность измерения отборов воздуха (действительно, явления, влияющие на погрешность измерения расхода топлива, например, такие как температура и тип топлива, разброс датчика измерения положения дозатора топлива, известны лучше, чем явления, влияющие на неточность измерений расхода воздуха, в которых участвуют несколько датчиков), изобретением предложено адаптировать тягу турбореактивного двигателя, оценивая в реальном времени его потребности с точки зрения границы срыва на основании неточностей измерения расхода топлива, реально встречающихся на турбореактивном двигателе. В частности, авторы изобретения отталкиваются от принципа, состоящего в том, что расход топлива не может быть одновременно переоценен и недооценен датчиком расхода топлива. Это позволяет избегать недостатков известных технических решений, в которых систематически рассматривают неточности измерения расхода топлива, которые могут отрицательно сказываться в одном направлении для помпажа или в другом направлении для срыва работы.

Таким образом, логика контроля тяги, предложенная изобретением, состоит в том, чтобы на первой стадии для управления турбореактивным двигателем (то есть, для управления с целью достижения первой рабочей точки) рассматривать только неточности измерения расхода топлива, влияющие на границу помпажа и, в частности, приводящие к недооценке расхода топлива (то есть на этой стадии не учитывают неточности, приводящие к переоценке расхода топлива, которые влияют на границу срыва работы турбореактивного двигателя).

Так, например, в качестве первой рабочей точки турбореактивного двигателя выбирают рабочую точку турбореактивного двигателя, учитывающую границу срыва, относительно явлений, которые могут повлиять на регулирование турбореактивного двигателя, за исключением неточностей измерения расхода топлива.

Кроме того, первая рабочая точка, которую определяют в соответствии с этой стратегией, может соответствовать остаточному нулевому запасу относительно верхнего ограничения по расходу топлива. Таким образом, минимизируют первое значение тяги на малом газу турбореактивного двигателя.

Затем, на второй стадии, если в этом возникает необходимость, иначе говоря, если это первое значение тяги является слишком низким и приводит к срыву работы турбореактивного двигателя, применяют переход к второму значению тяги, превышающему первое значение тяги и учитывающему заранее определенную границу срыва (управление для достижения второй рабочей точки). Рассматриваемую границу срыва предпочтительно определяют таким образом, чтобы учитывать переоценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, во время регулирования турбореактивного двигателя, рассчитываемую, в частности, на основании спецификаций используемого датчика расхода топлива и при помощи физических уравнений турбореактивного двигателя.

Этот предложенный изобретением механизм контроля тяги турбореактивного двигателя позволяет обеспечивать управляемость турбореактивного двигателя, одновременно предлагая относительно низкий номинальный уровень тяги на малом газу, позволяющий удовлетворять потребности, обозначенные эксплуатантами воздушных судов. Разумеется, вторую рабочую точку турбореактивного двигателя, соответствующую второму значению тяги, выбирают таким образом, чтобы

обеспечивать переход турбореактивного двигателя от первой тяги к второй тяге. Она зависит от турбореактивного двигателя, который моделируют по его рабочей линии, к которой принадлежит вторая рабочая точка.

5 Следует отметить, что эту вторую рабочую точку предпочтительно выбирают таким образом, чтобы гарантировать управляемость турбореактивного двигателя, независимо от условий измерения расхода топлива. Действительно, неточности измерения расхода топлива могут зависеть от температуры топлива, поэтому погрешность дозировки не обязательно является постоянной. Предпочтительно в качестве границы срыва выбирают границу, которую можно привести к определенным безопасным условиям
10 (то есть, не зависящим от условий измерения расхода топлива), как только обнаруживается срыв, чтобы избежать сбоя в работе турбореактивного двигателя.

В предпочтительном варианте осуществления изобретения во время этапа мониторинга срыв работы компрессора обнаруживают, когда градиент режима компрессора является отрицательным при заданном значении расхода топлива,
15 соответствующем верхнему ограничению.

Этот вариант осуществления обеспечивает в реальном времени простой и надежный показатель срыва работы турбореактивного двигателя.

В частном варианте осуществления верхнее ограничение определяют, корректируя теоретическое ограничение расхода топлива, отражающее различные явления, влияющие
20 на регулирование турбореактивного двигателя, за исключением неточностей измерения расхода топлива. Это теоретическое ограничение представляет собой линию помпажа компрессора.

Аналогично, в частном варианте осуществления первая рабочая точка и вторая рабочая точка находятся на рабочей линии компрессора турбореактивного двигателя
25 с учетом явлений, влияющих на регулирование турбореактивного двигателя.

Таким явлениями являются, в частности, старение турбореактивного двигателя, теплопередача, разброс компонентов, неточности других датчиков, отличных от датчика измерения расхода топлива, и т.д. Влияние этих явлений на верхнее ограничение
30 регулирования расхода топлива и рабочую линию турбореактивного двигателя можно рассчитать известным образом, в частности, на основании информации, представленной авиаконструктором (то есть спецификаций компонентов), или экспериментальным путем.

Так, например, для снижения теоретического ограничения и для определения верхнего ограничения учитывают следующие явления: разброс при изготовлении компонентов,
35 возмущение воздушного потока, тепловые переходы, износ зазоров компрессора и т.д.

Точно так же, для определения рабочей линии, на которой находятся рабочие точки, используемые в рамках изобретения, учитывают следующие явления: общее старение турбореактивного двигателя, возмущение потока, тепловые переходы, переходные режимы двигателя (ускорение), отборы мощности для работы устройств самолета
40 (электрический генератор, гидравлические насосы) и т.д.

В варианте осуществления изобретения второй этап управления содержит:

- увеличение верхнего ограничения;
- увеличение расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя,
- 45 - воздействие по меньшей мере на одну изменяемую геометрию турбореактивного двигателя, например, такую как разгрузочный клапан компрессора турбореактивного двигателя.

В частном варианте осуществления различные этапы способа контроля определены

командами компьютерных программ.

В связи с этим объектом изобретения является также компьютерная программа на носителе информации, причем эту программу можно применять в устройстве контроля и, в целом, в компьютере, причем эта программа содержит команды для осуществления 5 этапов описанного выше способа контроля.

Эта программа может использовать любой язык программирования и может быть в виде кода источника, кода объекта или промежуточного кода между кодом источника и кодом объекта, например, в частично скомпилированном виде или в любом необходимом виде.

10 Объектом изобретения является также носитель информации, считываемый компьютером и содержащий команды вышеупомянутой компьютерной программы.

Носитель информации может быть любым устройством, выполненным с возможностью хранения программы. Например, носитель может содержать средство хранения, такое как ROM, например, CD ROM или ROM микроэлектронной схемы, или 15 магнитное средство записи, например, такое как дискета (floppy disc) или жесткий диск.

Кроме того, носитель информации может быть передаваемым носителем, таким как электрический или оптический сигнал, который можно передавать через электрический или оптический кабель, по радио или при помощи других средств. В частности, программу в соответствии с изобретением можно загружать дистанционно из сети типа 20 Интернет.

В альтернативном варианте носитель информации может быть интегральной схемой, в которую включена программа, при этом схема выполнена с возможностью исполнения или использования для исполнения рассматриваемого способа.

В частном варианте осуществления устройство контроля включено в вычислительное 25 устройство электронно-цифровой системы управления турбореактивным двигателем с полной ответственностью (FADEC).

Объектом изобретения является также турбореактивный двигатель, содержащий заявленное устройство контроля.

В других вариантах осуществления способ контроля, устройство контроля и 30 турбореактивный двигатель в соответствии с изобретением могут иметь в комбинации все или часть вышеупомянутых отличительных признаков.

Краткое описание чертежей

Другие отличительные признаки и преимущества изобретения будут более очевидны из нижеследующего описания со ссылками на прилагаемые чертежи, которые 35 иллюстрируют неограничивающие примеры осуществления.

На фиг. 1А и 1В (уже описаны) схематично представлен принцип регулирования турбореактивного двигателя по верхнему ограничению расхода топлива;

на фиг. 2 показана схема заявленного устройства контроля и турбореактивного двигателя в частном варианте осуществления

40 на фиг. 3 представлена материальная архитектура устройства контроля, показанного на фиг. 2;

на фиг. 4 представлена блок-схема основных этапов заявленного способа контроля в частном варианте осуществления, в котором его применяет устройство контроля, показанное на фиг. 2;

45 на фиг. 5 представлен выбор рабочих точек, используемых в рамках заявленного способа контроля;

на фиг. 6 показаны этапы, осуществляемые для обнаружения срыва работы компрессора в частном варианте осуществления изобретения;

на фиг. 7А и 7В представлен пример применения заявленного способа контроля.
Осуществление изобретения

На фиг. 2 схематично представлен заявленный турбореактивный двигатель 1 в своей окружающей среде согласно частному варианту осуществления.

5 В данном примере турбореактивный двигатель 1 является двухвальным двухконтурным турбореактивным двигателем, обеспечивающим тягу самолета, содержащим компрессор низкого давления и компрессор высокого давления (на фиг. 2 не показаны). Вместе с тем, изобретение можно применять для других турбореактивных двигателей, например, таких как одновальный турбореактивный двигатель, а также
10 для других типов летательных аппаратов.

Согласно изобретению, тягу на малом газу турбореактивного двигателя 1 контролируют при помощи заявленного устройства 2 контроля тяги, установленного в турбореактивном двигателе 1. В частности, в представленном варианте осуществления устройство 2 контроля тяги включено в вычислительное устройство 3 электронно-
15 цифровой системы управления турбореактивным двигателем с полной ответственностью, известной также под названием FADEC.

Как было указано выше, устройство 2 контролирует тягу турбореактивного двигателя на малом газу потенциально в две стадии:

- на первой стадии оно управляет турбореактивным двигателем 1 при помощи модуля
20 2А управления таким образом, чтобы турбореактивный двигатель 1 достиг первой рабочей точки P1, соответствующей первой «низкой» тяге THR1, причем эту первую рабочую точку определяют таким образом, чтобы защитить турбореактивный двигатель 1 от помпажа его компрессора высокого давления;

- затем на второй стадии, если тяга THR1 оказывается слишком низкой и приводит
25 к срыву работы компрессора высокого давления турбореактивного двигателя 1, устройство 2 контроля управляет турбореактивным двигателем 1 при помощи своего модуля 2А управления таким образом, чтобы турбореактивный двигатель 1 достиг второй рабочей точки P2, соответствующей второй тяге THR2, более высокой, чем первая тяга, причем эту вторую рабочую точку определяют таким образом, чтобы
30 защитить турбореактивный двигатель 1 не только от помпажа его компрессора высокого давления, но также от срыва работы этого компрессора.

В данном случае каждая рабочая точка P1 и P2 определена парой величин, включающей в себя:

- скорость вращения компрессора высокого давления турбореактивного двигателя
35 1; и

- соотношение C/P, где C обозначает заданное значение расхода топлива, и P обозначает давление на выходе компрессора высокого давления.

Для упрощения, если только не указано иное, термин «компрессор» обозначает в
40 дальнейшем тексте этого описания компрессор высокого давления турбореактивного двигателя.

Переход от одного режима управления к другому (то есть от режима малого газа, характеризующегося тягой THR1, к режиму малого газа, характеризующемуся тягой THR2) происходит при обнаружении срыва работы компрессора высокого давления турбореактивного двигателя 1 предусмотренным для этого модулем 2В обнаружения.
45 Получением рабочих точек P1 и P2, используемых модулем 2А управления, управляет модуль 2С получения. В представленном варианте осуществления эти рабочие точки предварительно определяют на основании характеристик турбореактивного двигателя 1 и его компонентов, что будет более подробно описано ниже.

В представленном варианте осуществления описанные выше функциональные модули управления 2А, обнаружения срыва 2В и получения рабочих точек 2С являются программными модулями, применяемыми устройством 2 контроля в рамках логики регулирования турбореактивного двигателя 1, осуществляемого системой FADEC 3.

5 Для этого устройство 2 контроля имеет материальную архитектуру компьютера (которая основана в данном случае на материальной архитектуре системы FADEC 3), показанную на фиг. 3. В частности, оно содержит процессор 4, оперативную память 5, постоянную память 6, энергонезависимую флэш-память 7, а также средства 8 связи с компонентами турбореактивного двигателя 1. В случае необходимости, эти
10 материальные элементы могут использоваться также другими устройствами регулирования системы FADEC 3.

Постоянная память 6 устройства 2 контроля представляет собой носитель записи в соответствии с изобретением, считываемый процессором 4, на котором записана заявленная компьютерная программа, содержащая команды для осуществления этапов
15 заявленного способа контроля, описание которых следует ниже со ссылками на фиг. 4.

На фиг. 4 в виде блок-схемы представлены основные этапы способа контроля тяги на малом газу турбореактивного двигателя 1 в частном варианте осуществления изобретения, в котором его осуществляет устройство 2 контроля, показанное на фиг.
20 2. В данном случае нас интересует контроль тяги турбореактивного двигателя 1, работающего на малом газу на земле.

В представленном варианте осуществления рабочие точки P1 и P2, используемые для контроля тяги устройством 2 контроля, определяют в ходе этапа, предваряющего собственно контроль тяги (этап E00). Этот этап осуществляет оператор или устройство,
25 отличное от устройства 2 контроля; при этом рабочие точки P1 и P2 передаются в устройство 2 контроля, а точнее в его модуль 2С получения, например, через средства 8 связи. Затем модуль 2С получения сохраняет их в энергонезависимой памяти 7 устройства 2 контроля (этап E10).

Как было указано выше, чтобы определить эти рабочие точки, авторы изобретения
30 использовали тот факт, что неточность измерения реального расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя 1, не может одновременно привести к недооценке и к переоценке расхода топлива. Говоря другими словами, датчик, используемый во время регулирования турбореактивного двигателя для оценки расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания, не может одновременно
35 недооценить и переоценить этот расход. Такой датчик сам по себе известен, и его описание опускается.

Как было подчеркнуто выше, переоценка расхода топлива (приводящая к недостаточной дозировке расхода топлива) не влечет за собой никакого риска помпажа компрессора, но может помешать турбореактивному двигателю 1 ускоряться
40 надлежащим образом и даже может привести к срыву работы компрессора высокого давления турбореактивного двигателя 1. Авторы изобретения предложили при обнаружении такой ситуации предусматривать дополнительный запас защиты против срыва работы компрессора, чтобы защитить турбореактивный двигатель не только от помпажа, но также от срыва работы его компрессора.

Однако, чтобы оптимизировать тягу на малом газу турбореактивного двигателя, такой дополнительный запас защиты от срыва (называемый в этом описании границей срыва) применяют, только если обнаружена переоценка расхода топлива, иначе говоря, если обнаружен срыв работы компрессора высокого давления турбореактивного

двигателя 1. В противном случае это позволяет уменьшить тягу турбореактивного двигателя 1 и удовлетворить таким образом все возрастающие требования эксплуатантов воздушных судов.

Как показано на фиг. 5, в представленном варианте осуществления, чтобы применить эту стратегию, рабочую точку P1 определяют на пересечении двух кривых, а именно:

- верхнего ограничения Vmax соотношения C/P; и
- рабочей линии Lpc компрессора высокого давления турбореактивного двигателя 1.

Верхнее ограничение Vmax получают, корректируя теоретическое верхнее ограничение VT таким образом, чтобы учитывать недооценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя 1, во время регулирования турбореактивного двигателя. Иными словами, теоретическое значение VT уменьшают на значение запаса Mromp защиты турбореактивного двигателя от помпажа его компрессора высокого давления. Эту границу помпажа Mromp можно легко рассчитать на основании информации, предоставляемой авиаконструктором или изготовителем датчика, используемого для измерения расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания (то есть, в частности, на основании точности датчика). Ее можно количественно определить и выразить в виде значения соотношения C/P при помощи физических уравнений турбореактивного двигателя 1.

Теоретическое ограничение VT является верхним ограничением регулирования по C/P, определенным известным образом и отображающим различные явления, влияющие на регулирование турбореактивного двигателя, такие, например, как старение турбореактивного двигателя, теплопередача, неточности измерения датчиков, используемых в процессе регулирования (например, датчиков температуры, давления и т.д.), но за исключением неточностей измерения датчика расхода топлива, чтобы не учитывать многократно эти неточности.

Таким образом, верхнее ограничение Vmax не предусматривает границу срыва, связанную с неточностями измерения датчика расхода топлива.

Рабочая линия Lpc компрессора является рабочей линией для худшего случая, полученной известным образом посредством коррекции рабочей линии Lmoу компрессора высокого давления среднего турбореактивного двигателя в новом состоянии, чтобы учитывать различные вышеупомянутые явления, то есть старение турбореактивного двигателя, разброс компонентов, неточности измерения датчиков, используемых в процессе регулирования (например, датчиков температуры, давления и т.д.). Иначе говоря, рассматривают рабочую линию компрессора высокого давления турбореактивного двигателя, датчик расхода топлива которого характеризуется средним поведением.

Выбранная таким образом рабочая точка P1 не предусматривает никакого остаточного запаса (stack-up) между линией помпажа Vmax и рабочей линией Lpc компрессора высокого давления. Вместе с тем, линия помпажа Vmax включает в себя границу срыва, учитывающую различные явления, которые могут повлиять на регулирование турбореактивного двигателя 1, за исключением неточностей измерения датчика расхода топлива.

Определенная таким образом рабочая точка P1 характеризуется режимом XNR1 компрессора высокого давления и отношением расхода топлива к давлению (C/P)1. Режим XNR1 соответствует тяге на малом газу THR1 турбореактивного двигателя 1.

Следует отметить, что некоторые турбореактивные двигатели имеют разгрузочные вентили на уровне компрессора высокого давления, которые позволяют восстанавливать

запас между границей помпажа и рабочей точкой. Этот запас используют для определения номинальной степени ускорения турбореактивного двигателя. Наличие такие вентилей может привести к изменению значения ограничения по C/P .

5 Следовательно, во время осуществления изобретения их учитывают, в случае необходимости, чтобы определить, начиная с какого режима турбореактивный двигатель может ускориться, и определить соответствующую степень ускорения, иначе говоря, чтобы определить рабочую точку P1.

Рабочую точку P2 определяют на пересечении двух кривых, а именно:

- верхнего ограничения V_{min} соотношения C/P ; и
- 10 - рабочей линии L_{pc} компрессора высокого давления турбореактивного двигателя 1.

Верхнее ограничение V_{min} получают, корректируя верхнее ограничение V_{max} таким образом, чтобы учитывать недооценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя 1, во время регулирования турбореактивного двигателя. Иными словами, ограничение V_{max} опускают на значение дополнительного запаса M_{deviss} защиты турбореактивного двигателя от срыва работы его компрессора высокого давления. Эту границу срыва M_{deviss} можно легко рассчитать на основании информации, предоставляемой авиаконструктором или изготовителем датчика, используемого для измерения расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания (то есть, в частности, на основании точности датчика). Ее можно количественно определить и выразить в виде значения соотношения C/P при помощи физических уравнений турбореактивного двигателя 1. Вместе с тем, следует отметить, что неточности измерения расхода топлива не только связаны с датчиком, используемым для измерения этого расхода, но могут также меняться в зависимости от условий, в которых происходят эти измерения. Например, точность дозатора связана с температурой топлива.

Следовательно, погрешность точности в измерении, производимом датчиком, не обязательно остается постоянной в течение полета. Для определения границы M_{deviss} предпочтительно следует учитывать определенные условия безопасности (иначе говоря, границу M_{deviss} рассчитывают с учетом худшего случая).

30 Таким образом, верхнее ограничение V_{min} предусматривает одновременно границу помпажа и границу срыва, которые учитывают неточности измерения расхода топлива.

Определенная таким образом рабочая точка P2 характеризуется режимом XNR2 компрессора высокого давления и отношением расхода топлива к давлению (C/P) 2. Режим XNR2 соответствует тяге на малом газу THR2 турбореактивного двигателя 1.

35 Далее следует описание заявленного способа контроля тяги турбореактивного двигателя 1, осуществляемого заявленным устройством 2 контроля, во время режима малого газа на земле самолета, оборудованного турбореактивным двигателем 1. Как было указано выше, предполагается, что значения рабочих точек P1 и P2 были получены модулем 2С получения устройства 2 контроля и сохранены в его энергонезависимой памяти 7 (этап E10).

При обнаружении режима малого газа на земле устройство 2 контроля управляет турбореактивным двигателем 1 через свой модуль 2А управления таким образом, чтобы этот двигатель достиг первой рабочей точки P1 и первой тяги THR1 (этап E20). Это управление происходит известным образом с учетом заданного значения (C/P)1 расхода топлива и режима двигателя XNR1, соответствующих рабочей точке P1.

45 Кроме того, модуль 2В обнаружения устройства 2 контроля осуществляет мониторинг для обнаружения появления срыва работы турбореактивного двигателя 1, управляемого на этом уровне малого газа (этап E30).

В представленном варианте осуществления этот мониторинг осуществляют, как схематично показано на фиг. 6.

В частности, на основании измерения режима XN25 компрессора высокого давления модуль 2В обнаружения оценивает градиент режима $dXN25/dt$, что само по себе известно
5 (этап E31).

Затем он определяет, является ли этот градиент отрицательным или нулевым (тестовый этап E32).

Если градиент является положительным, срыв не обнаруживается, и оценивают новый градиент на основании нового измерения режима XN25 компрессора высокого
10 давления (ответ «нет» на этапе E32).

Параллельно модуль 2В обнаружения оценивает также расход топлива WF1, соответствующий ограничению (CP)1 защиты от помпажа, в соответствии со следующим уравнением (этап E33):

$$15 \quad WF1 = (C/P)1 \times PS3 \times \sqrt{\frac{T25}{Tstd}}$$

где PS3 обозначает статическое давление компрессора высокого давления, T25 обозначает общую температуру на входе компрессора высокого давления, и Tstd
20 обозначает стандартную температуру на уровне моря (то есть равную 288.15 К (Кельвина) или 15°C (Цельсия).

Затем модуль 2В обнаружения сравнивает заданное значение WFc расхода топлива, используемое для регулирования турбореактивного двигателя 1, с этим значением WF1
(тестовый этап E34). Получение заданного значения WFc модулем 2В обнаружения в рамках системы FADEC не представляет сложности, и его описание опускается.
25

Если заданное значение WFc отличается от верхнего ограничения WF1 (с учетом заранее определенного порогового допуска), срыв не обнаруживается, и мониторинг
30 продолжается (ответ «нет» на этапе E34).

Если градиент режима $dXN25/dt$ является отрицательным (ответ «да» на этапе E32) и заданное значение WFc находится на верхнем ограничении WF1 (ответ «да» на этапе
30 E34)(ответ «да» на тестовом этапе E35), модуль 2В обнаружения обнаруживает срыв работы компрессора высокого давления (этап E36).

В противном случае (ответ «нет» на тестовом этапе E35) срыв не обнаруживается, и модуль 2В обнаружения устройства 2 контроля продолжает мониторинг в соответствии
35 с этапами E31-E35.

Если модуль 2В обнаружения обнаружил срыв (ответ «да» на тестовом этапе E40), начинается переход к тяге TRH2 турбореактивного двигателя 1, более высокой, чем текущая тяга TRH1. Иначе говоря, выбранное предположение, согласно которому датчик расхода топлива недооценивает расход топлива, впрыскиваемого в камеру
40 сгорания турбореактивного двигателя, (и которое соответствует определению рабочей точки P1), оказалось неправильным, то есть датчик на самом деле переоценивает реальный расход топлива, впрыскиваемый в камеру сгорания. Следовательно, существует потребность в границе срыва на малом газу, связанной с неточностями измерения расхода топлива, между рабочей линией Lpc компрессора и верхним ограничением Bmax (то есть выбирают верхнюю границу Bmin).
45

Для этого модуль 2А управления устройства 2 контроля управляет турбореактивным двигателем 1 таким образом, чтобы он достиг рабочей точки P2, сохраненной в энергонезависимой памяти 7 (этап E50). Это равносильно увеличению заданного значения режима компрессора (от значения XNR1 к XNR2). Это заданное значение

XNR2 было определено, чтобы гарантировать отсутствие срыва работы компрессора.

Этот этап управления может содержать по меньшей мере один из следующих этапов:

- увеличение верхнего ограничения (возможная коррекция верхнего ограничения V_{max} до V_T в зоне $Z1$, показанной на фиг. 5);

5 - увеличение расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания (прямое следствие изменения рабочей точки $P1$ на $P2$, которое стало возможным, благодаря увеличению ограничения); и/или

10 - воздействие по меньшей мере на одну изменяемую геометрию турбореактивного двигателя, например, такую как разгрузочный воздушный клапан компрессора высокого давления (HBV от "Handling Bleed Valve" на английском языке), в переходном периоде.

Фиг. 7А и 7В иллюстрируют описанную выше логику, осуществляемую устройством 2 контроля, и примеры действий, применяемых для управления турбореактивным двигателем 1 с целью его приведения к рабочей точке $P2$.

15 На фиг. 7А показано изменение заданного значения расхода топлива W_{Fc} в зависимости от времени (сплошная кривая) относительно верхнего ограничения WF (V_{max}) (пунктирная кривая).

На фиг. 7В показано изменение уменьшенного режима XNR25 компрессора высокого давления в зависимости от времени.

20 В момент $t=T1$ обнаружен срыв работы компрессора высокого давления, тогда как заданное значение расхода топлива находится на верхнем ограничении V_{max} . Когда модуль 2В обнаружения обнаруживает срыв, модуль 2А управления автоматически повышает ограничение V_{max} (применение заранее определенного смещения), и заданное значение режима XNR25 увеличивают, чтобы достичь значения, соответствующего значению XNR2 рабочей точки $P2$ и гарантировать отсутствие срыва работы компрессора высокого давления.

30 Увеличение ограничения позволяет турбореактивному двигателю 1 ускориться до нового режима малого газа XNR2, соответствующего рабочей точке $P2$, которая достигается в момент $T2$. Когда новый режим малого газа достигнут, модуль 2А управления возвращает ограничение к его номинальному значению. Однако режим XNR2 сохраняется при этом в течение всего полета. Это позволяет обеспечить нормальную работу турбореактивного двигателя в течение всего полета и не тратить время, чтобы определить, исчезли или нет причины срыва во время полета.

35 (57) Формула изобретения

1. Способ контроля тяги на малом газу турбореактивного двигателя (1), регулируемого по расходу топлива при помощи верхнего ограничения (V_{max}) защиты от помпажа компрессора турбореактивного двигателя, содержащий:

40 - этап (E10) получения первой рабочей точки ($P1$) турбореактивного двигателя на верхнем ограничении, соответствующей первому значению тяги, причем указанное верхнее ограничение учитывает недооценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, во время регулирования турбореактивного двигателя,

45 - первый этап (E20) управления турбореактивным двигателем для достижения первой рабочей точки,

- этап (E30, E40) мониторинга турбореактивного двигателя, предназначенный для обнаружения срыва работы компрессора,

- если обнаружен (E40) срыв:

- этап (E10) получения второй рабочей точки (P2), соответствующей второму значению тяги турбореактивного двигателя, превышающему первое значение, и гарантирующей запас (Mdeviss) относительно верхнего ограничения (Vmax), который определяют для защиты турбореактивного двигателя от срыва работы компрессора,

5 и

- второй этап (E50) управления турбореактивным двигателем для достижения второй рабочей точки.

2. Способ по п. 1, в котором запас (Mdeviss) защиты от срыва учитывает переоценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, во время регулирования турбореактивного двигателя.

10

3. Способ по п. 1, в котором во время этапа мониторинга (E30, E40) срыв работы компрессора обнаруживают (E36), когда градиент режима компрессора является отрицательным (E32) при заданном значении расхода топлива, соответствующем верхнему ограничению.

15

4. Способ по п. 1, в котором верхнее ограничение (Vmax) определяют, корректируя теоретическое ограничение (VT) расхода топлива, отражающее явления, влияющие на регулирование турбореактивного двигателя, за исключением неточностей измерения расхода топлива.

5. Способ по п. 1, в котором второй этап управления содержит:

20

- увеличение верхнего ограничения;

- увеличение расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя,

- воздействие по меньшей мере на одну изменяемую геометрию турбореактивного двигателя.

25

6. Способ по п. 5, в котором указанная по меньшей мере одна изменяемая геометрия содержит разгрузочный клапан компрессора турбореактивного двигателя.

7. Носитель информации, считываемый компьютером, на котором записана компьютерная программа, исполнение инструкций которой побуждает процессор осуществлять этапы способа контроля по п. 1.

30

8. Устройство (2) контроля тяги на малом газу турбореактивного двигателя (1), регулируемого по расходу топлива при помощи верхнего ограничения защиты от помпажа компрессора турбореактивного двигателя, при этом указанное устройство содержит:

35

- модуль (2C) получения первой рабочей точки (P1) турбореактивного двигателя на верхнем ограничении, соответствующей первому значению тяги, причем это верхнее ограничение учитывает недооценку расхода топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания турбореактивного двигателя, во время регулирования турбореактивного двигателя,

- модуль (2A) управления, выполненный с возможностью управления турбореактивным двигателем для достижения первой рабочей точки,

40

- модуль (2B) мониторинга турбореактивного двигателя, выполненный с возможностью обнаружения срыва работы компрессора,

- модули (2C, 2A), выполненные с возможностью приводиться в действие, если модулем мониторинга обнаружен срыв:

45

- для получения (2C) второй рабочей точки (P2), соответствующей второму значению тяги турбореактивного двигателя, превышающему первое значение, и обеспечивающей запас относительно верхнего ограничения, определяемый для защиты турбореактивного двигателя от срыва компрессора, и

- для управления (2A) турбореактивным двигателем для достижения второй рабочей

Точки.

9. Турбореактивный двигатель (1), содержащий устройство (2) контроля по п. 8.

5

10

15

20

25

30

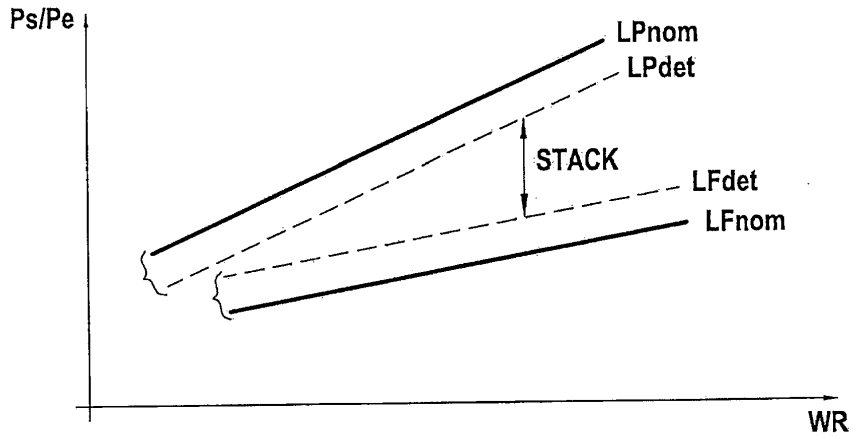
35

40

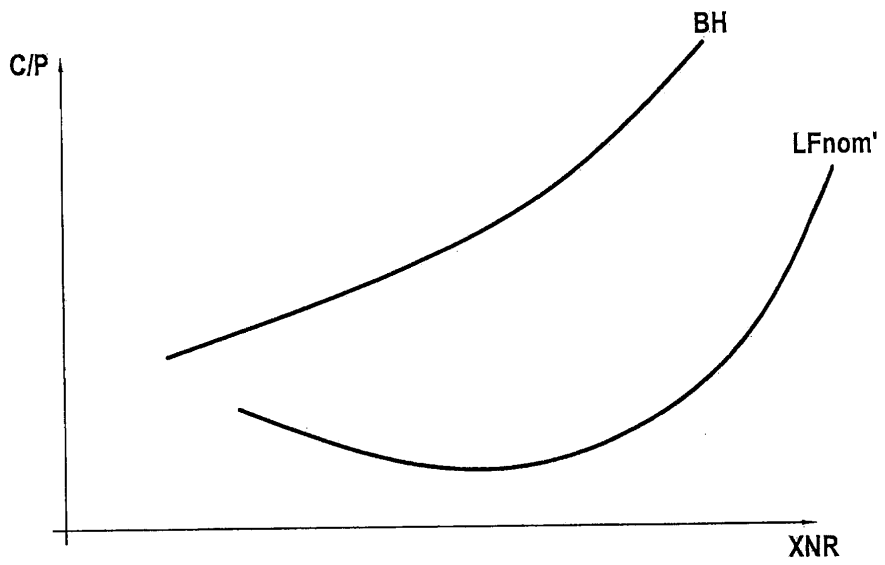
45

1

1/4

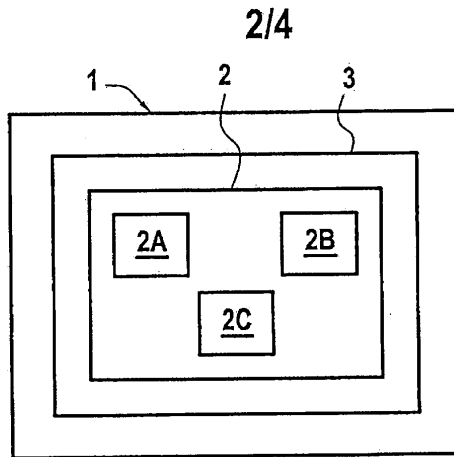


Фиг.1А

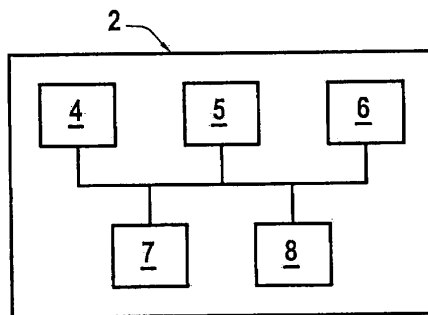


Фиг.1В

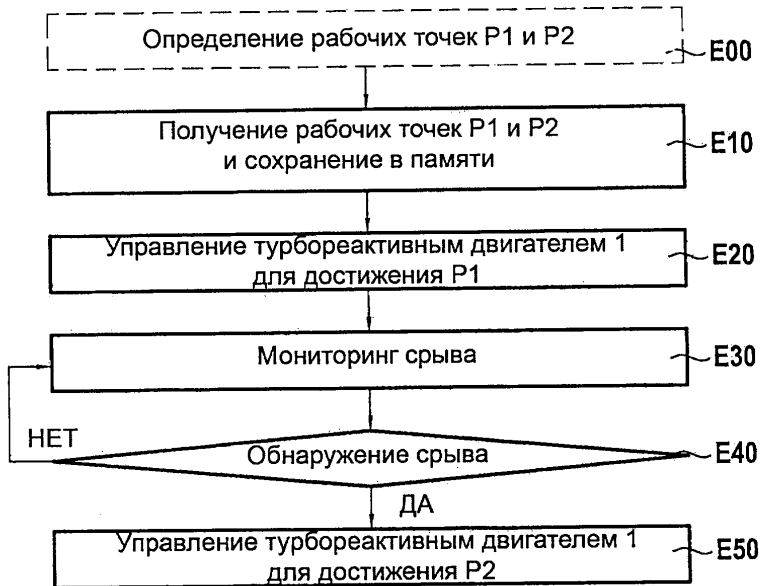
2



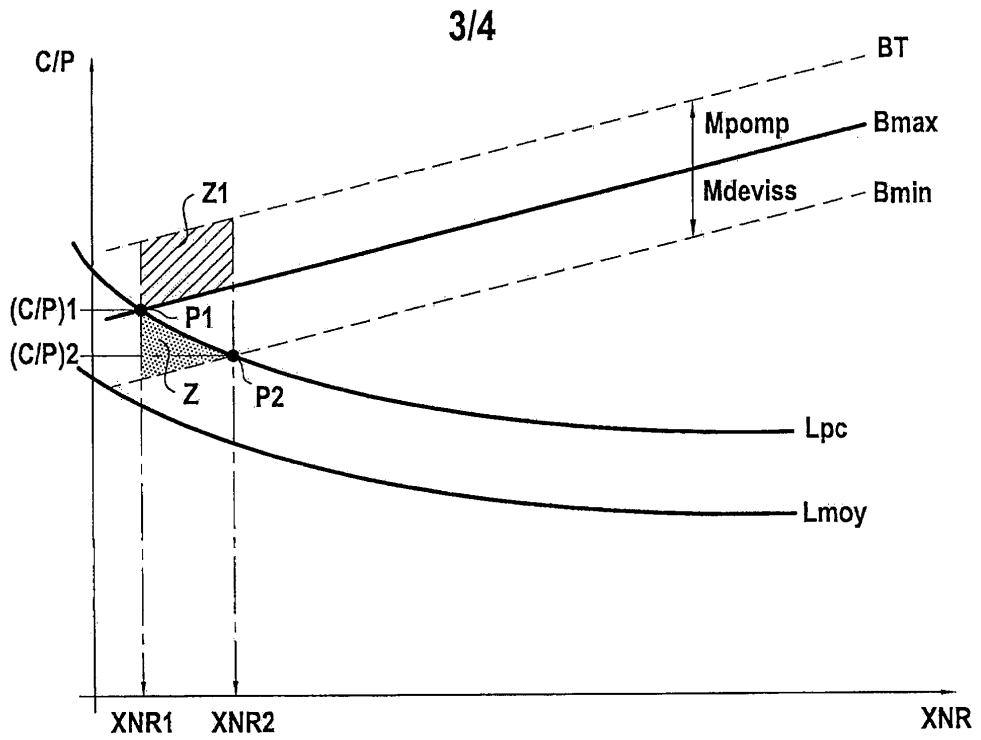
Фиг. 2



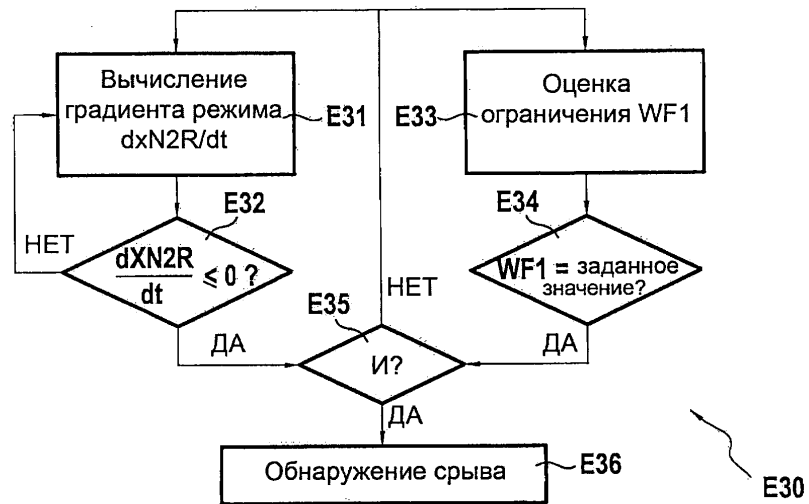
Фиг. 3



Фиг. 4

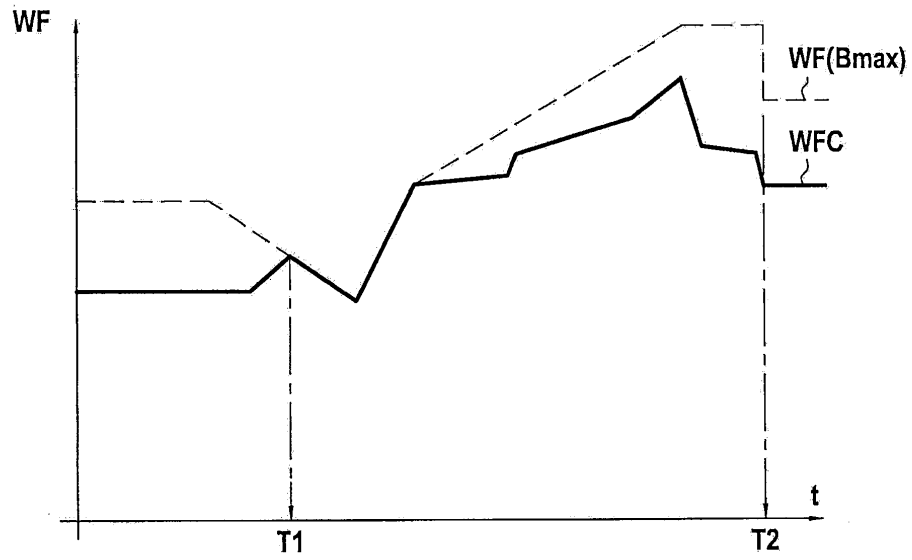


Фиг. 5

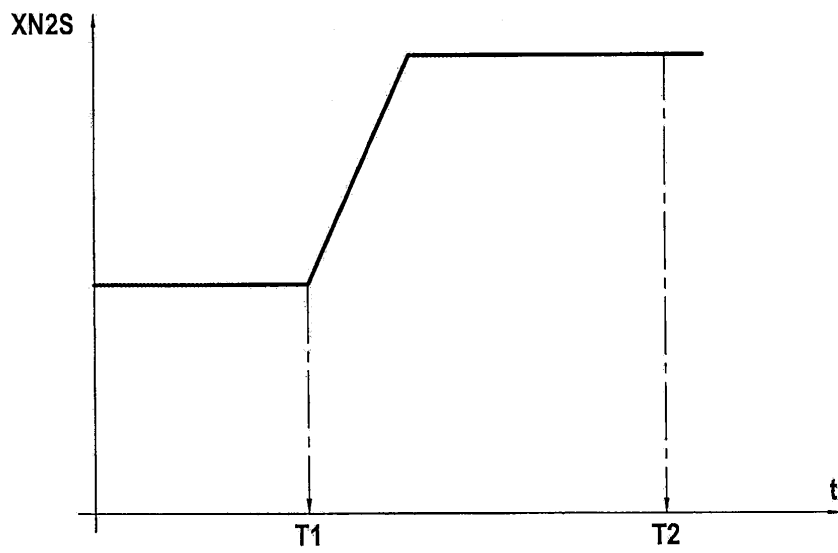


Фиг. 6

4/4



Фиг. 7А



Фиг. 7В