



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02C 9/28 (2022.05)

(21)(22) Заявка: 2021139698, 29.12.2021

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.12.2021

Дата регистрации:
21.10.2022

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 29.12.2021

(45) Опубликовано: 21.10.2022 Бюл. № 30

Адрес для переписки:
105118, Москва, пр-кт Буденного, 16,
Акционерное общество "Объединенная
двигателестроительная корпорация",
руководителю департамента управления
интеллектуальной собственностью К.М.
Жамойдику

(72) Автор(ы):

Полулях Антон Иванович (RU),
Ситников Александр Сергеевич (RU),
Лисовин Игорь Георгиевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Объединенная
двигателестроительная корпорация" (АО
"ОДК") (RU)

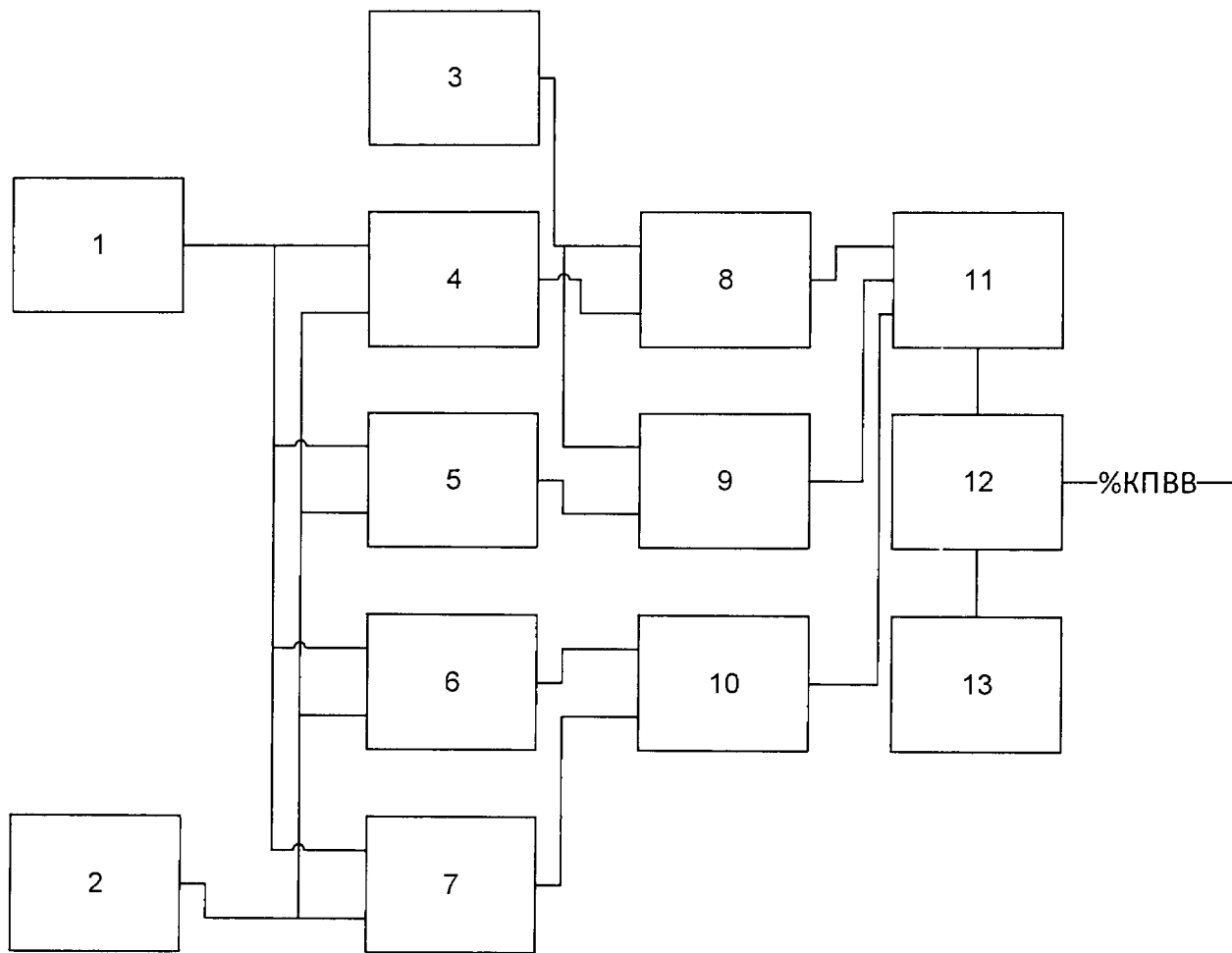
(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2565469 C2, 20.10.2015. RU
2755957 C1, 23.09.2021. US 7162875 B2,
16.01.2007.

(54) Способ управления температурой газов за турбиной высокого давления газотурбинного двигателя

(57) Реферат:

Изобретение относится к области энергетики, в частности к способу управления газотурбинным двигателем с малоэмиссионным режимом, и может быть использовано в газоперекачивающих агрегатах. Способ содержит управление малоэмиссионным режимом на основе найденных текущих значений температуры газа на выходе. Задают уставку $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления (ТВД), дополнительно замеряют текущие значения температуры за ТВД T_t , вычисляют разницы заданной уставки $T_{тзад}$ за ТВД и текущих значений температуры за турбиной высокого давления T_t $dT = T_{тзад} - T_t$, сравнивают температуру за ТВД T_t с заданной уставкой $T_{тзад}$ за ТВД плюс величина гистерезиса $T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$, сравнивают температуру за ТВД T_t с заданной уставкой $T_{тзад}$ за ТВД минус величина гистерезиса $T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, формируют управляющее

воздействие на клапан перепуска на вход двигателя, при этом алгоритм формирует требуемое положение клапана перепуска на вход двигателя со скоростью $A * K \text{ tempKPVV } (\%/с)$ при $T_t < T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, со скоростью минус $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t > T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$, со скоростью $dT * K \text{ tempKPVV}/3$ при $T_t < T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$ и $T_t > T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, где A - темповый коэффициент, равен значению в диапазоне 0,18...0,29, $K \text{ tempKPVV}$ - коэффициент скорости перекладки клапана перепуска на вход двигателя. Предлагаемое изобретение позволяет обеспечить управление температурой газов за турбиной высокого давления по измеряемому параметру в устойчивой зоне, повысить надежность функционирования газотурбинного двигателя с малоэмиссионной камерой сгорания. 1 з.п. ф-лы, 1 ил.



Фиг. 1

RU 2782090 C1

RU 2782090 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02C 9/28 (2022.05)

(21)(22) Application: **2021139698, 29.12.2021**

(24) Effective date for property rights:
29.12.2021

Registration date:
21.10.2022

Priority:

(22) Date of filing: **29.12.2021**

(45) Date of publication: **21.10.2022 Bull. № 30**

Mail address:

**105118, Moskva, pr-kt Budennogo, 16,
Aksionernoe obshchestvo "Obedinennaya
dvigatelestroitel'naya korporatsiya", rukovoditel'yu
departamenta upravleniya intellektualnoj
sobstvennostyu K.M. Zhamojdiku**

(72) Inventor(s):

**Polulyakh Anton Ivanovich (RU),
Sitnikov Aleksandr Sergeevich (RU),
Lisovin Igor Georgievich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Aksionernoe obshchestvo "Obedinennaya
dvigatelestroitel'naya korporatsiya" (AO "ODK")
(RU)**

(54) **METHOD FOR CONTROLLING THE TEMPERATURE OF GASES DOWNSTREAM OF A HIGH-PRESSURE TURBINE OF A GAS TURBINE ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: energy.

SUBSTANCE: invention relates to the field of energy, in particular to a method for controlling a low-emission gas turbine engine, and can be used in gas compressor units. The method comprises controlling the low-emission mode based on the found current values of the outlet gas temperature. The set point T_t downstream of the high-pressure turbine (HPT) is set, the current values of the temperature downstream of the HPT T_t are additionally measured, the differences between the setpoint T_t downstream of the HPT and the current values of the temperature downstream of the high-pressure turbine T_t the temperature after the HPT T_t plus the hysteresis value $T_t + 3^\circ\text{C}$, the temperature after the HPT T_m is compared with the set setting T_{tempad} after the HPT minus the value of hysteresis $T_t - 3^\circ\text{C}$, a control action is formed on the

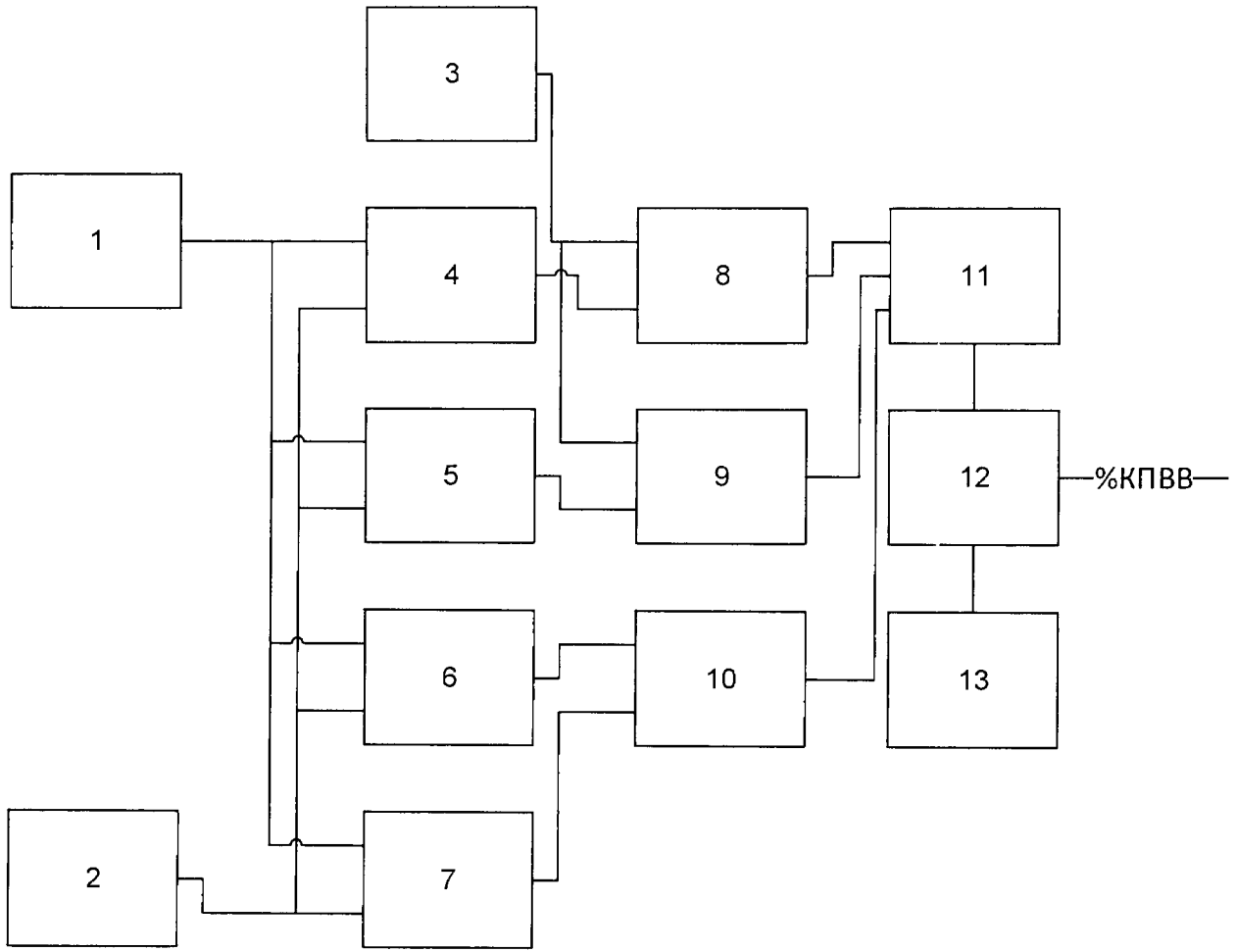
bypass valve at the engine inlet, while the algorithm generates the required position of the valve bypass to the motor input at speed $A \cdot K \text{ tempKPVV} (\%/s)$ at $T_t < T_t - 3^\circ\text{C}$, at minus $A \cdot K \text{ tempKPVV}$ at $T_t > T_t + 3^\circ\text{C}$, at speed $dT \cdot K \text{ tempKPVV}/3$ at $T_t < T_t + 3^\circ\text{C}$ and $T_t > T_t - 3^\circ\text{C}$, where A is the temp coefficient, equal to the value in the range of 0.18...0.29, $K \text{ tempKPVV}$ - coefficient of the bypass valve switching speed to the engine inlet.

EFFECT: present invention makes it possible to control the temperature of the gases behind the high-pressure turbine according to the measured parameter in the stable zone, to improve the reliability of the operation of a gas turbine engine with a low-emission combustion chamber.

2 cl, 1 dwg

RU 2 782 090 C1

RU 2 782 090 C1



Фиг. 1

RU 2782090 C1

RU 2782090 C1

Настоящее изобретение относится к области энергетики, в частности к способу управления газотурбинным двигателем с малоэмиссионным режимом, и может быть использовано в газоперекачивающих агрегатах.

Газотурбинный двигатель содержит компрессорную секцию, секцию камеры сгорания и турбинную секцию, которые расположены в указанном порядке. Компрессорная секция может иметь общий ротор с турбинной секцией или обе секции могут содержать отдельные индивидуальные роторы. Альтернативно, турбинная секция может содержать ротор в секции высокого давления и другой ротор в секции низкого давления. Компрессорная секция выполнена с возможностью сжатия воздуха и подачи сжатого воздуха в расположенную за ней секцию камеры сгорания. В секции камеры сгорания, или просто, в камере сгорания, сжатый воздух смешивается с топливом и смесь воспламеняется для генерирования горячего рабочего газа, который течет на турбинную секцию и сквозь нее. Тем самым, горячий рабочий газ приводит в действие турбинную секцию так, что ее ротор приводится во вращение. За счет этого, энергию рабочего газа в форме давления и скорости можно преобразовать в механическую энергию, которую можно использовать, например, для привода генератора для генерирования электроэнергии.

В одновальных конструкциях (имеющих общий ротор) части высокого давления и низкого давления механически соединены так, что турбинная секция приводит в действие компрессорную секцию. В двухвальных конструкциях (имеющих два отдельных ротора) секция низкого давления турбины механически независима, т.е. приводит в действие только вал отбора мощности, а секция высокого давления турбины приводит в действие компрессорную секцию.

Турбинная секция может содержать часть высокого давления и часть низкого давления, которые расположены рядом друг с другом так, что часть низкого давления турбины расположена после части высокого давления турбины. Для преобразования энергии горячего рабочего газа турбинная секция, в частности секция высокого давления турбины, содержит направляющий аппарат, лопатки которого расположены в один ряд или множество рядов, где каждый ряд лопаток находится в конкретном осевом положении относительно ротора, ось вращения которого проходит в осевом направлении. Турбинная секция может содержать однорядный или многорядный направляющий аппарат, ряды лопаток которого разнесены друг от друга в осевом направлении. Ряды лопаток направляющего аппарата относятся к части статора газовой турбины и во время работы газовой турбины остаются неподвижными.

После ряда лопаток направляющего аппарата расположен ряд лопаток ротора, которые соединены с валом ротора и вращаются под действием удара горячего рабочего газа в поверхности лопаток. Ряд лопаток направляющего аппарата, расположенный перед рядом лопаток ротора выполнен с возможностью соответственно направлять горячий рабочий газ на лопатки ротора для оптимизации преобразования энергии. Тем самым лопатки направляющего аппарата подвергаются действию особенно высокой температуры, поскольку горячий рабочий газ контактирует с направляющим аппаратом и передает тепловую энергию на лопатки направляющего аппарата. В частности, лопатки направляющего аппарата считаются наиболее критичными компонентами турбинной секции в отношении тепловых напряжений.

Горячие рабочие газы и выход камеры сгорания могут иметь очень высокую температуру (выше 1500°C), в частности на переходных режимах работы. Таким образом переходными режимами работы газовой турбины могут быть такие условия работы, при которых нагрузка на турбину изменяется во времени, при которых подача топлива

изменяется во времени, и/или при которых подача воздуха в камеру сгорания изменяется во времени, в частности, очень быстро. В частности, переходные условия работы отличаются от условий установившегося режима.

5 Горячие рабочие газы могут нагревать внешнюю поверхность лопаток направляющего аппарата, но эти лопатки могут охлаждаться изнутри, например, воздухом, подаваемым компрессором, или паром, подаваемым от системы утилизации теплоты. Поэтому между внешней и внутренней частью лопаток направляющего аппарата может возникнуть крутой градиент температур. Следовательно, направляющие в высокой степени лопатки подвергаются напряжениям и могут быть деталями с
10 наибольшей вероятностью разрушения, при этом такое разрушение в первую очередь происходит в результате пластической усталости.

Таким образом, температуру рабочего газа, которая воздействует на лопатки направляющего аппарата, следует ограничивать во избежание повреждения этих лопаток.

15 С другой стороны, газотурбинные двигатели рассчитаны на работу в условиях высоких температур газа, что повышает КПД их цикла. Поэтому, желательно эксплуатировать газовую турбину при максимально допустимой температуре, которую выдерживают компоненты, такие как направляющий аппарат. Воздействие на
20 компоненты температуры, превышающей эти пределы, может привести к необратимому повреждению таких компонентов. Например, небольшое повышение температуры лопатки направляющего аппарата может существенно снизить срок ее службы. Во избежание повреждения турбины в результате длительного воздействия чрезмерной температуры газа, выходящего из камеры сгорания, двигатель может работать при
25 пиковой температуре турбины, которая на несколько градусов ниже температуры, критической для жизненного цикла лопаток при усталостных нагрузках. В известных системах компонент турбины может быть защищен путем регулирования рабочих параметров двигателя. Таким образом, управление может быть основано на температуре
30 газа, измеренной в точке турбинной секции, расположенной после первого ряда лопаток направляющего аппарата. Температура рабочего газа на входе в секцию высокого давления турбины может быть слишком высока для непосредственного измерения, что создает проблемы для правильного управления газовой турбиной.

Температура на выходе из камеры сгорания также может именоваться температурой на входе турбины. Ею можно управлять известным способом, например, ограничивая поток топлива, подаваемого в камеру сгорания. Его можно подавать или оценивать
35 по температуре горячего газа после одной или более секции турбины после того, как из горячего газа энергия была отобрана, и температура газа снизилась. Эта температура дальше по потоку может соответственно снижаться до соответствующего уровня, который можно практически измерить.

Таким образом, температуру рабочего газа можно измерять множеством термопар, расположенных либо на выходе секции турбины, либо между секциями высокого
40 давления и низкого давления турбинной секции. В любом случае в настоящее время невозможно точно измерить температуру рабочего газа на выходе из камеры сгорания. Следовательно, соответственно защитить компоненты турбинных секций может оказаться затруднительно.

45 Хотя при работе в установившемся режиме температура газа, измеренная ниже по потоку после первого ряда лопаток направляющего аппарата, может соответственно использоваться для оценки фактической температуры на выходе камеры сгорания, при работе в переходных режимах этом может оказаться трудным. В частности, в

переходных режимах двигателя каждое увеличение или снижение оборотов может приводить к возникновению цикла теплового напряжения, особенно на лопатках направляющего аппарата. Далее, во время таких переходов фактическую температуру на выходе камеры сгорания можно неправильно оценить на основе измерений температуры ниже по потоку. Особенно во время этих переходов на направляющий аппарат могут действовать температуры, превышающие его предельные величины.

В частности, температура газа, измеренная за первым рядом лопаток направляющего аппарата, может не отражать истинную температуру на выходе камеры сгорания, поскольку термопара, используемая для измерений на выходе турбины, по своей конструкции может быть рассчитана на точность и долговечность, но не быстроту отклика. Поэтому, конструкция термопары может давать запаздывание и работать с относительно медленным откликом по сравнению с критическими компонентами турбины. В газотурбинном двигателе, способном принять полную нагрузку всего за пару секунд, температура рабочего газа в переходном режиме может быстро вырасти. Хотя такое запаздывание данных об изменении температуры может быть не критичным для длительных ускорений двигателя, при попытке точно компенсировать динамику термопары во время быстрых ускорений малой продолжительности такая задержка может стать в высшей степени значительной.

В патенте US 6167690, МПК: F02C 9/26, G05B 13/04, G05B 5/01, публ. 02.01.2001 раскрывается система управления, в которой температуру на входе турбины выводят как функцию температуры на выходе турбины: измеряют температуру устройства, которая ниже указанной первой температуры; измеряют еще одну переменную температуры указанного устройства для сжигания топлива; сравнивают расчетное значение первой температуры с требуемым значением первой температуры.

Недостатками данного способа является негибкость управления температуры на выходе турбины при разных отклонениях от требуемого значения температуры.

В документе "Investigation of non-linear numerical mathematical model of a multiple shaft gas turbine unit", SooYong Kim and Valery P. Kovalesky, KSME International Journal, Volume 17, N 12, pages 2087-2098, 2003, (Исследование нелинейной математической модели двухвального газотурбинного двигателя), описана математическая модель для расчета характеристик многовальной газовой турбины, в которой используется энергетический баланс. Недостатком является применение полной нелинейной модели двигателя, которая требует больших вычислительных ресурсов и ее затруднительно применять в программном обеспечении системы управления двигателем.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению по технической сущности и достигаемому техническому результату и выбранным за прототип является способ управления газовой турбиной согласно патенту RU 2 565 469, МПК F02C 9/28, публ. 20.10.2015, содержащий этапы, на которых определяют температуру газа на выходе из камеры сгорания газовой турбины, управляют газовой турбиной на основе найденной температуры на выходе камеры сгорания.

Недостатком прототипа является то, что температура газа за камерой сгорания не доступна для прямого измерения надежными способами и является расчетным параметром, а пропорциональное управление, используемое в прототипе, не является устойчивым способом для сугубо нелинейного объекта, которым является газотурбинный двигатель с малоэмиссионной камерой сгорания.

Технической проблемой, решение которой обеспечивается при осуществлении предлагаемого изобретения и не может быть реализована при использовании прототипа, являются неустойчивое управление поддержанием температуры газа за камерой

сгорания, пониженная надежность функционирования газотурбинного двигателя.

Технической задачей предлагаемого изобретения являются управление температурой газа за камерой сгорания по измеряемому параметру и устойчивое управление поддержанием температуры газа за камерой сгорания без перерегулирования, повышение надежности функционирования газотурбинного двигателя с малоэмиссионной камерой сгорания.

Техническая проблема решается тем, что в способе управления температурой газов за турбиной высокого давления газотурбинного двигателя, включающем определение текущих значений температуры газа на выходе, управление малоэмиссионным режимом на основе найденных текущих значений температуры газа на выходе, согласно изобретению, что задают уставку $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления, дополнительно измеряют текущие значения температуры за турбиной высокого давления T_t , вычисляют разницы заданной уставки $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления и текущих значений температуры за турбиной высокого давления T_t $dT = T_{тзад} - T_t$, сравнивают температуру за турбиной высокого давления T_t с заданной уставкой $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления плюс величина гистерезиса $T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$, сравнивают температуру за турбиной высокого давления T_t с заданной уставкой $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления минус величина гистерезиса $T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, формируют управляющее воздействие на клапан перепуска на вход двигателя, при этом алгоритм формирует требуемое положение клапана перепуска на вход двигателя со скоростью $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t < T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, со скоростью минус $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t > T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$, со скоростью $dT * K \text{ tempKPVV} / 3$ при $T_t \leq T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$ и $T_t \geq T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, где A - темповый коэффициент, $K \text{ tempKPVV}$ - коэффициент скорости перекладки клапана перепуска на вход двигателя, $\%/c$.

Кроме того, согласно изобретению, темповый коэффициент A выбирается в диапазоне $0,18...0,29$.

Как и в прототипе, способ включает определение текущих значений температуры газа на выходе, управление малоэмиссионным режимом на основе найденных текущих значений температуры газа на выходе.

В отличие от прототипа, задают уставку $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления, дополнительно измеряют текущие значения температуры за турбиной высокого давления T_t , вычисляют разницы заданной уставки $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления и текущих значений температуры за турбиной высокого давления T_t $dT = T_{тзад} - T_t$, сравнивают температуру за турбиной высокого давления T_t с заданной уставкой $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления плюс величина гистерезиса $T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$, сравнивают температуру за турбиной высокого давления T_t с заданной уставкой $T_{тзад}$ за турбиной высокого давления минус величина гистерезиса $T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, формируют управляющее воздействие на клапан перепуска на вход двигателя, при этом алгоритм формирует требуемое положение клапана перепуска на вход двигателя со скоростью $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t < T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, со скоростью минус $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t > T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$, со скоростью $dT * K \text{ tempKPVV} / 3$ при $T_t \leq T_{тзад} + 3^\circ\text{C}$ и $T_t \geq T_{тзад} - 3^\circ\text{C}$, где A - темповый коэффициент (безразмерный), $K \text{ tempKPVV}$ ($\%/c$) - коэффициент скорости перекладки клапана перепуска на вход двигателя, ($^\circ\text{C} \%/c$), что позволяет управлять температурой газа за камерой сгорания по измеряемому параметру и устойчиво поддерживать температуру газа за камерой сгорания без перерегулирования.

Кроме того, темповый коэффициент A равен значению в диапазоне $0,18...0,29$.

При осуществлении изобретения задают уставку температуры за турбиной высокого давления $T_{тзад}$ исходя из минимизации эмиссии вредных веществ.

Предлагаемое изобретение позволяет обеспечить устойчивое управление температурой газов за турбиной высокого давления по измеряемому параметру T_t в устойчивой зоне $\pm 3^\circ\text{C}$ без перерегулирования.

На фиг. 1 представлена структурная блок-схема устройства для реализации предлагаемого способа.

Блок 1 представляет собой датчик измерения температуры газов за турбиной высокого давления T_t , выход блока 1 соединен с входами блоков 3, 4, 5 и 6. Датчик измерения температуры газов может быть выполнен в виде малоинерционной хромель-алюмелевой термопары с закрытым горячим спаем, например, марки ТК-162М.

Блок 2 формирует заданное значение (уставку) температуры за турбиной высокого давления $T_{t\text{зад}}$ и соединен с блоками 4, 5, 6 и 7.

Блок 3 формирует добавочный темповый коэффициент A для корректировки изменения темпа положения КПВВ. Выход блока 4 поступает на левый вход блоков 8 и 9. Величина добавочного темпового коэффициента A в предлагаемом способе определена экспериментальным способом.

Если A меньше 0,18, то получается низкая динамическая точность поддержания требуемой температуры $T_{t\text{зад}}$.

Если A больше 0,29, то процесс поддержания температуры носит колебательный характер.

В блоке 4 осуществляется сравнение текущего значения T_t с $T_{t\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$. При отсутствии выполнения условия $T_t < T_{t\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$ на выходе блока 4 сигнал отсутствует, $I_1=0$, где I_1 - логический сигнал, характеризующий формирования темпа изменения скорости.

В случае, если выполняется условие $T_t < T_{t\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$, на выходе блока 4 формируется логический сигнал $I_1=1$, свидетельствующий об одном из условий формирования темпа изменения скорости. Выход блока 4 поступает на второй вход блока 8.

В блоке 5 осуществляется сравнение текущего значения T_t с $T_{t\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$. При отсутствии выполнения условия $T_t > T_{t\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$ на выходе блока 5 сигнал отсутствует, $I_2=0$. В случае, если выполняется условие $T_t > T_{t\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$ на выходе блока 5 формируется логический сигнал $I_2=1$, свидетельствующий об одном из условий формирования темпа изменения скорости.

Выход блока 5 поступает на второй вход блока 9.

В блоке 6 осуществляется сравнение текущего значения T_t с $T_{t\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$ и $T_{t\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$. При отсутствии выполнения условия $T_t \leq T_{t\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$ и $T_t \geq T_{t\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$, на выходе блока 6 сигнал отсутствует, $I_3=0$.

В случае, если выполняется условие $T_t \leq T_{t\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$ и $T_t \geq T_{t\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$, на выходе блока 6 формируется логический сигнал $I_3=1$, свидетельствующий об одном из условий формирования темпа изменения скорости. Выход блока 6 поступает на первый вход блока 10.

Блок 7 представляет собой арифметический блок. На его два входа поступают сигналы T_t и $T_{t\text{зад}}$, и в этом блоке определяется отношение $(T_{t\text{зад}} - T_t)/3$. Выход блока 7 поступает на второй вход блока 10.

Блоки 8, 9 и 10 представляют собой арифметические блоки, которые перемножают величины своих входов и передают результат в блок 11. Особенность блока 9 в том, что он меняет знак первого входа на противоположный.

Арифметические блоки выполняют простейшие математические операции, и могут быть реализованы как внутри программы контроллера САУ в случае цифровой системы управления, так и с использованием операционных усилителей в случае использования

аналоговой САУ.

Блок 11 представляет собой суммирующий блок, который суммирует величины блоков 8, 9 и 10 и передает в блок 12 на его первый вход.

Блок 13 формирует темп открытия клапана КГТВВ. Выход блока 4 поступает на второй вход блока 12.

Блок 12 представляет собой интегрирующий элемент, который формирует требуемое положение клапана КПВВ, интегрируя входную величину из блока 11 с темпом $K \text{ tempKPVV}$ коэффициента скорости переключки КПВВ.

Способ успешно прошел экспериментальные испытания на компрессорных станциях «Пермская» и «Чайковская». В настоящее время способ управления малоэмиссионным режимом газотурбинного двигателя внедрен в САУ ГТУ мощностью 16 МВт и 25 МВт.

Таким образом, выполнение предлагаемого изобретения с вышеуказанными существенными признаками в совокупности с известными признаками, позволяет обеспечить управление температурой газов за турбиной высокого давления по измеряемому параметру в устойчивой зоне, повысить надежность функционирования газотурбинного двигателя с малоэмиссионной камерой сгорания.

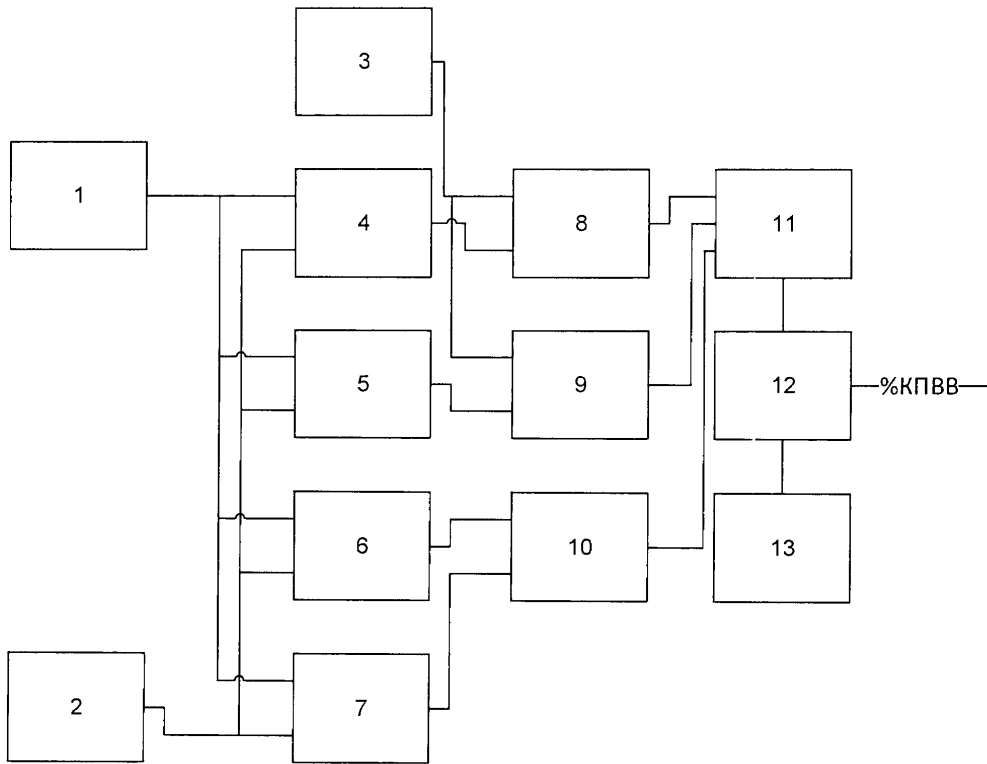
(57) Формула изобретения

1. Способ управления температурой газов за турбиной высокого давления газотурбинного двигателя, включающий определение текущих значений температуры газа на выходе, управление малоэмиссионным режимом на основе найденных текущих значений температуры газа на выходе, отличающийся тем, что задают уставку $T_{\text{зад}}$ за турбиной высокого давления, дополнительно замеряют текущие значения температуры за турбиной высокого давления T_t , вычисляют разницы заданной уставки $T_{\text{зад}}$ за турбиной высокого давления и текущих значений температуры за турбиной высокого давления T_t $dT = T_{\text{зад}} - T_t$, сравнивают температуру за турбиной высокого давления T_t с заданной уставкой $T_{\text{зад}}$ за турбиной высокого давления плюс величина гистерезиса $T_{\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$, сравнивают температуру за турбиной высокого давления T_t с заданной уставкой $T_{\text{зад}}$ за турбиной высокого давления минус величина гистерезиса $T_{\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$, формируют управляющее воздействие на клапан перепуска на вход двигателя, при этом алгоритм формирует требуемое положение клапана перепуска на вход двигателя со скоростью $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t < T_{\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$, со скоростью минус $A * K \text{ tempKPVV}$ при $T_t > T_{\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$, со скоростью $dT * K \text{ tempKPVV} / 3$ при $T_t \leq T_{\text{зад}} + 3^\circ\text{C}$ и $T_t \geq T_{\text{зад}} - 3^\circ\text{C}$, где A - темповый коэффициент, $K \text{ tempKPVV}$ - коэффициент скорости переключки клапана перепуска на вход двигателя, %/с.

2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что темповый коэффициент A равен значению в диапазоне 0,18...0,29.

40

45



Фиг. 1