

УДК 629.7.067.8

СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ПРЕДПОМПАЖНОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. П. ТОКАРЕВ¹, Д. Д. КУДАШОВ²

¹usatu@yandex.ru, ²neruman@nextmail.ru

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 22.12.2013

Аннотация. Рассматриваются факторы, влияющие на возникновение помпажа в компрессоре ГТД, проанализированы существующие методы определения и сигнализации помпажа, показаны их недостатки, приведены параметры двигателя, характеризующие помпаж, предложена схема диагностики предпомпажного состояния.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; помпаж компрессора; измерение параметров; система диагностирования.

Помпажный режим работы газотурбинного двигателя (ГТД) характеризуется срывным режимом работы компрессора. При помпаже периодические колебания давления и расхода воздуха в проточной части двигателя происходят как в радиальном, так и в продольном направлении с различной частотой и большой амплитудой. В определенный момент времени, когда вихри полностью заполняют межлопаточные каналы, подача воздуха компрессором почти прекращается. В последующее мгновение происходит смывание вихревой пелены, при этом возможен выброс воздуха на вход в компрессор. Многократное поджатие одной и той же порции воздуха в компрессоре приводит к повышению температуры воздуха на входе в компрессор. Возникновение помпажа сопровождается большими динамическими напряжениями и вибрацией всех элементов и силовой установки в целом, недопустимым ростом температуры газов перед турбиной, падением частоты вращения ротора турбины, резким падением тяги [1].

Причинами возникновения помпажа могут быть:

- увеличение температурной неравномерности за счет попадания струи горячих газов при запуске ракеты;
- увеличение неравномерности по давлению при больших узлах атаки или попадание в полосу взрывной волны;
- разрушение и отрыв лопаток рабочего колеса компрессора;

- попадание в двигатель посторонних предметов;
- сбои в работе системы управления двигателя или управляемого воздухозаборника;
- сильный боковой ветер при запуске двигателя на аэродроме.

Перечисленные факторы являются теоретической базой для возможности обнаружения помпажа в ГТД.

Основными способами борьбы с помпажом являются применение многовальных двигателей, использование поворотных лопаток спрямляющего аппарата и перепускных воздушных клапанов, сбрасывающих избыточное давление на промежуточных ступенях компрессора двигателя, использование регулируемого сопла воздухозаборника. При возникновении помпажа двигатель срочно должен быть задресселирован, переведен в режим «малый газ», либо отключен. Трудность заключается в ограниченном времени принятия решения, т. к. рост температуры может достигать нескольких сотен градусов в секунду. На современных авиадвигателях предусмотрена противопомпажная автоматика, обеспечивающая устранение помпажа кратковременным снижением подачи топлива, открытием перепускных заслонок и клапанов. В особых случаях производят останов двигателя, с последующим включением аппаратуры зажигания двигателя, восстановлением подачи топлива и соответствующим режимом работы двигателя. Эти действия сопровождается сигнализацией на

приборных досках экипажа и записью на бортовых регистраторах параметров полета.

Для помпажа, возникшего при неожиданной поломке или резком внешнем возмущении, его предсказание теряет смысла, так как процессы при этом развиваются настолько быстро, что не хватает быстродействия исполнительных органов для предотвращения их развития. В отдельных случаях, предсказание помпажа при проведении специальных испытаний по определению запасов устойчивости, когда двигатель постепенно выводится за границу устойчивости, можно реализовать по определенным явлениям, предшествующим помпажу. В настоящей работе будут рассматриваться вопросы не о самом факте сигнализации помпажа, а о диагностировании предпомпажного состояния работы ГТД. Поэтому в дальнейшем речь будет идти в основном о системе предпомпажных явлений.

При анализе предпомпажного состояния двигателя на базе физических процессов, происходящих в тракте двигателя, необходимо учитывать, что помпаж, как правило, сопровождается следующими явлениями:

- колебаниями давления, скоростей и расходов газа по тракту при явно выраженном падении давления за компрессором относительно давления на его входе – рис.1;
- повышением уровня вибрации [2] (рис. 2);
- уменьшением частот вращения роторов (рис. 3);
- ростом температуры газов на входе и выходе турбины (рис. 4).

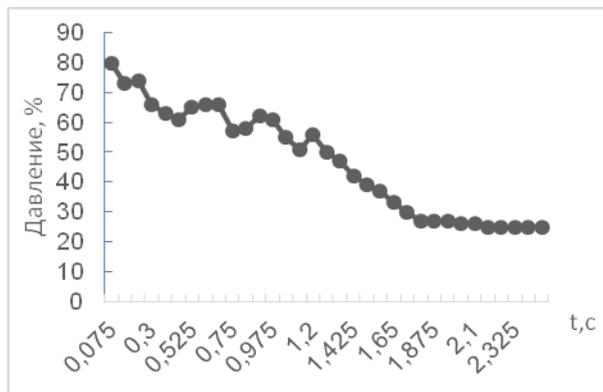


Рис. 1. Изменение давления за компрессором во время помпажа [3]

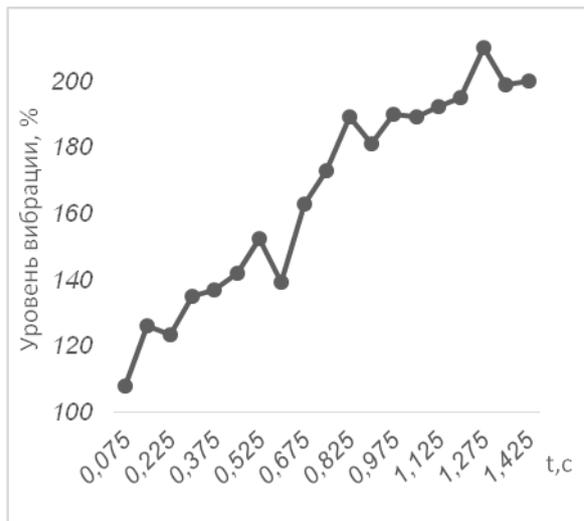


Рис. 2. Изменение уровня вибрации во время помпажа

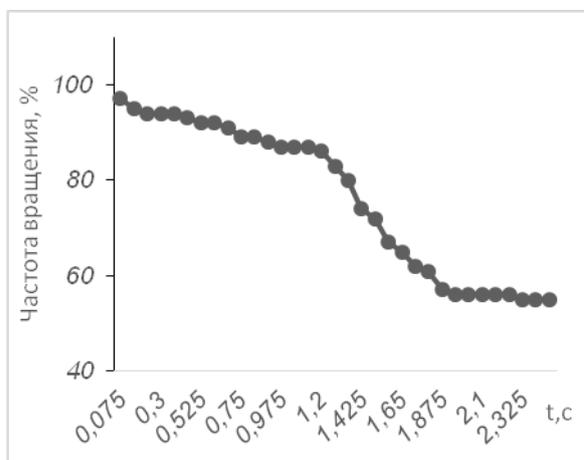


Рис. 3. Динамика частоты вращения ротора турбины ГТД во время помпажа [3]

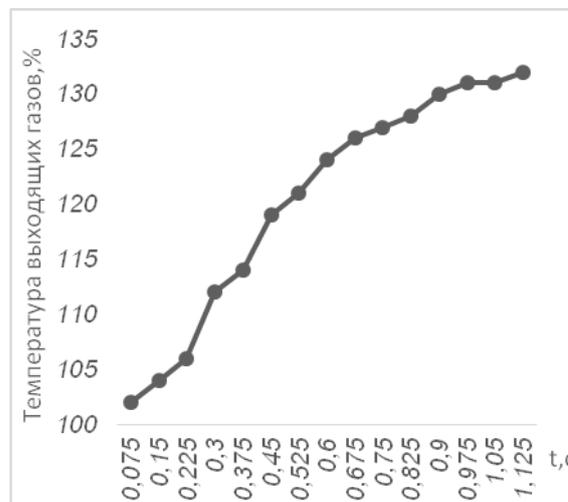


Рис. 4. Изменение температуры выходящих газов во время помпажа [3]

Все известные устройства и сигнализаторы можно условно разделить на три группы:

- сигнализаторы помпажного состояния;
- косвенные сигнализаторы и устройства, предупреждающие о состоянии самолета, двигателя или других систем, которые могут привести к помпажным процессам;
- сигнализаторы предпомпажного состояния двигателя.

Среди сигнализаторов помпажа наиболее распространены пневматические приборы, обнаруживающие превышение скорости изменения давления заданной отрицательной величины и электронные приборы, обнаруживающие начало срыва по резкому падению давления за компрессором. Известны также способы сигнализации, в которых берется производная по времени не от давления, а от разности давлений нагнетания и всасывания в компрессоре. При превышении этой производной вырабатывается сигнал для воздействия на управляющий орган [4].

Недостатком такого способа является то, что он позволяет устанавливать наличие помпажа уже при фактическом наступлении помпажного режима работы компрессора, так как пороговое значение назначают достаточно высоким. Снижение наперед заданного порогового значения для более ранней диагностики помпажа может привести к получению ложных выводов о наличии помпажа при изменении режимов работы двигателя (например, при сбросе газа также происходит уменьшение давления за компрессором).

К косвенным сигнализаторам предпомпажного состояния двигателей по состоянию самолета могут быть отнесены устройства, предупреждающие о выходе самолета на критические углы атаки, при которых возможны срывные явления в двигателе. В качестве датчика служит прибор, измеряющий угол атаки, при которых возможны срывные явления в двигателе. Когда угол атаки приближается к первому пороговому значению, срабатывает первый выключатель, включающий электромеханический вибратор ручки управления пилота. Если угол атаки достигнет второго порогового значения, то срабатывает второй выключатель и, через автопилот или вспомогательный электропривод, уменьшает отклонение руля высоты. Для предотвращения помпажа по состоянию компрессора предлагается ставить в каждой ступени осевого компрессора по два приемника давления, соединенных трубопроводами с чувствительным элементом, который реагирует на разность да-

лений, измеряемых приемниками. При появлении в данной ступени местного срыва, разбаланс давлений усиливается и поворачивает статорные лопатки данной ступени компрессора. Аналогично могут поворачиваться лопатки любой другой ступени компрессора. Уровень разбаланса, при котором происходит поворот лопаток, выбирается экспериментально.

Известны методы диагностики помпажа [5–9] при которых за измеряемые параметры принимают: температуру газа перед турбиной, оцениваемую по показаниям пирометра, измеряющего температуру рабочих лопаток турбины, давления на входе и выходе компрессора, частоту вращения ротора турбины. Как известно [10], при возникновении помпажа возрастает температура газа за турбиной, падает скорость вращения ротора турбины, резко уменьшается давление воздуха за компрессором относительно давления на входе в воздухозаборник.

Вывод о развитии помпажа в компрессоре делают в случае превышения наперед заданного порогового значения отношения температуры газов перед турбиной к частоте вращения ротора.

Недостатком метода является то, что отношение температуры газов перед турбиной к частоте вращения ротора может превысить наперед заданное пороговое значение при изменении режима работы двигателя, например при дроселировании, на основании чего может быть сделан ложный вывод о наличии помпажа. Также к недостаткам этого способа относятся инерционность измерения температуры, связанная с временной задержкой нагрева поверхности роторной лопатки; возможность формирования ложного сигнала о начале помпажа при нестационарных режимах работы, например, при переходе из номинального режима в режим «малого газа»; возможность формирования ложного сигнала о начале помпажа из-за отказа системы охлаждения рабочих лопаток ГТД.

Для повышения надежности прогнозирования предпомпажного состояния предлагается решение следующей задачи. Измеряется цветовая температура газа за камерой сгорания T [12], разница между давлением на выходе компрессора и давлением на входе компрессора ΔP , угловая скорость вращения ротора турбины ГТД ω , и производится сравнение этих параметров с их пороговыми значениями, связанными с мгновенным расходом топлива G , высотой полета и скоростью ЛА

В отличие от приведенных ранее методов, измерение первых производных температуры газа $\partial T/\partial t$, разницы давления на входе и выходе

компрессора $\partial\Delta P/\partial t$, угловой скорости вращения вала ротора турбины $\partial\omega/\partial t$ и сравнение их с их пороговыми значениями: $[\partial T/\partial t]$, $[\partial\Delta P/\partial t]$, $[\partial\omega/\partial t]$ которые, функционально зависят от мгновенного расхода топлива G , и дают более достоверную информацию. Во время начала помпажа первые производные этих параметров выйдут за пороговое значение. Для формирования сигнала о начале помпажа достаточно выхода за пороговые значения производных двух параметров. Для реализации мажоритарного голосования используются условия выхода первых производных за их пороговые значения ($\partial T/\partial t > [\partial T/\partial t]$, $\partial\Delta P/\partial t < [\partial\Delta P/\partial t]$, $\partial\omega/\partial t < [\partial\omega/\partial t]$). При отказе одного из датчиков, информации от оставшихся достаточно, для формирования сигнала начала помпажа, что повышает надежность способа. При ложном срабатывании одного из датчиков, его информации недостаточно для формирования сигнала начала помпажа, что повышает достоверность способа. При росте мгновенного расхода топлива в безпомпажном состоянии ГТД характерны рост температуры газа T , увеличение угловой скорости вращения ротора турбины ГТД ω и рост разницы давле-

ния на входе и выходе компрессора ΔP . Использование цветовой температуры газа в камере сгорания позволяет существенно уменьшить временную задержку измерения температуры за камерой сгорания, в связи с практической безынерционностью газа, по сравнению с элементами конструкции ГТД.

Предлагаемый метод реализуется с помощью предложенной схемы диагностики [11] (рис. 5). Система диагностики ГТД имеет в своем составе датчики, измеряющие параметры ГТД; микропроцессорный контроллер, фиксирующий возникновение предпомпажного состояния по результатам измерения датчиков и вырабатывающий сигнал о возникновении помпажа потребителям.

Помпаж характеризуется резким изменением давления на входе и выходе компрессора, повышением температуры газа в камере сгорания и уменьшением частоты вращения ротора ГТД. Таким образом, для диагностики помпажа необходимы: канал перепада давления в компрессоре ГТД, канал частоты вращения ротора ГТД. Температура газа в данной системе измеряется датчиком температуры – пирометром.

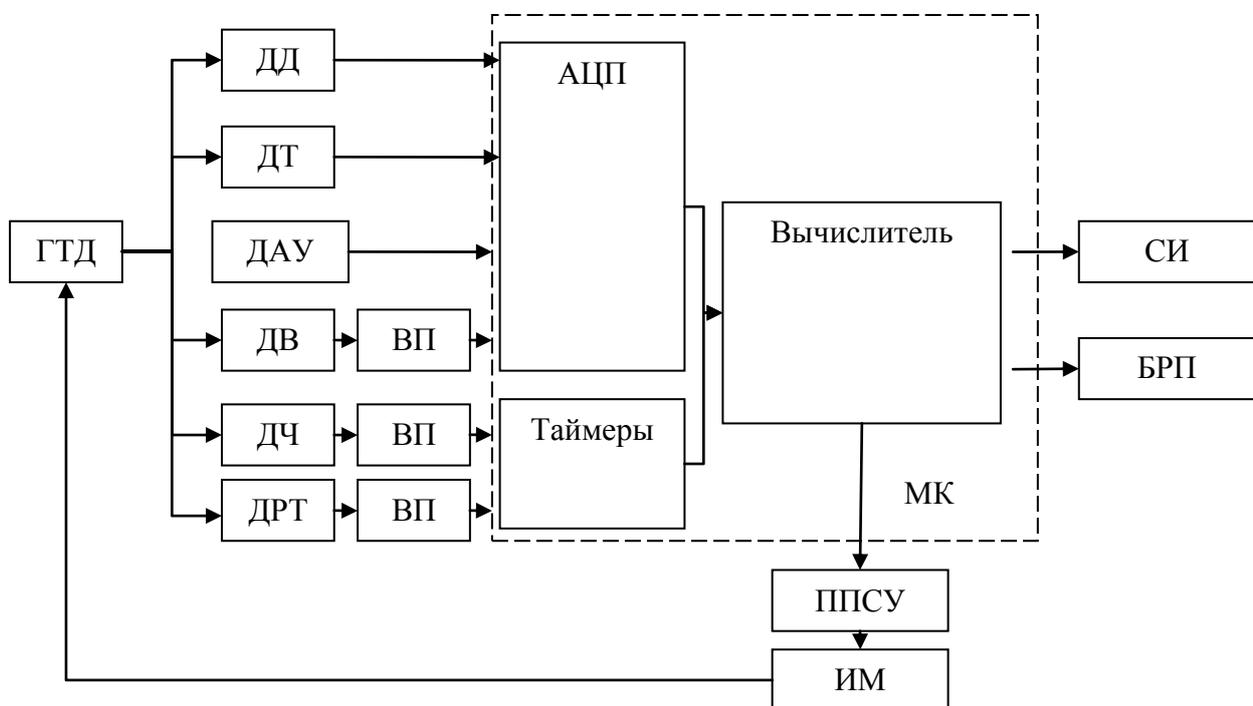


Рис. 5. Структурная схема системы диагностики предпомпажного состояния ГТД [11]: ГТД – газотурбинный двигатель; ДД – датчик перепада давления в компрессоре; ДТ – датчик температуры газа; ДЧ – датчик частоты вращения ротора; ДВ – датчик вибраций; ДРТ – датчик расхода топлива; ДАУ – датчик аэродинамических углов ВП – вторичный преобразователь; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; МК – микроконтроллер; ППСУ – противопомпажная система управления; ИМ – исполнительный механизм; СИ – система индикации; БРП – блок регистрации параметров

Косвенными признаками помпажа являются уровень вибрации и рассогласование частоты вращения ротора с расходом топлива, для чего необходимы канал вибрации и канал расхода топлива.

Дополнительно, используются канал угла атаки и канал угла рыскания, выход за критические значения которых может привести к возникновению помпажа.

Для согласования параметров выходных сигналов датчиков и микропроцессорного контроллера необходимы вторичные преобразователи. В случае, если выходной сигнал вырабатывается в форме, удобной для микропроцессорного контроллера, вторичный преобразователь для датчика не требуется.

Датчики перепада давления, температуры газа, аэродинамических углов вырабатывают сигнал в аналоговой форме. Для работы с ними необходимо использовать аналого-цифровой преобразователь, который обычно является встроенным в микроконтроллер.

Датчики расхода топлива и частоты вращения ротора ГТД вырабатывают импульсный сигнал, в котором информацией является время между соседними импульсами. Для преобразования сигнала этих датчиков в цифровую форму необходимо использовать таймер-счетчик, который обычно является частью микроконтроллеров.

В случае возникновения помпажа, сигнал микропроцессорного контроллера передается:

- системе индикации, для оповещения пилотов (индикатор на приборной панели, светозвуковая сигнализация, тактильные сигнализаторы);
- противоположной системе управления, для последующего использования исполнительных механизмов (ленты перепуска, изменение положения лопаток компрессора и т. д.);
- блоку регистрации параметров.

Таким образом, микропроцессорная система диагностики помпажа позволит диагностировать помпаж ГТД и принять меры по его устранению.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье представлены результаты анализа возможности предсказания предпомпажного состояния компрессора по определенным параметрам режима работы ГТД. Предложена структурная схема микропроцессорной системы диагностирования предпомпажного состояния двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Чичков Б. А.** Рабочие лопатки авиационных ГТД: пособие для студ. 5- и 4-го курсов спец. 160901 курс. и дипл. проектирования [Электронный ресурс]. М.: МГТУ ГА, 2006. Ч. 1. 74 с. URL: http://airspot.ru/book/file/942/rabochije_lopatki_aviacionnyh_gtd.pdf (дата обращения 6.12.2013). [В. А. Chichkov, *Working blades in Avionic GTE: textbook for students, part 1*. Moscow: Moscow State Technical University of Civilian Aviation, 2006. Available: http://airspot.ru/book/file/942/rabochije_lopatki_aviacionnyh_gtd.pdf]
2. **Способ** диагностики помпажа компрессора: пат. 2382909 Рос. Федерация: МПК F04D27/02 / В. С. Чигрин, И. В. Чурбаков; патентообладатель ОАО «НПО "Сатурн"». 2008119292/06, заявл. 15.05.2008; опубл. 27.02.2010. [V. S. Chigrin and I. V. Churbakov, *Compressor stall diagnostic method*: pat. 2382909 Russian Federation: IPC F04D27/02/patentee OJSC "Scientific association "Saturn" 2008119292/06, applic. 15.05.2008; publ. 27.02.2010]
3. **Способ** диагностики работы двигателя: пат. 2154813 Рос. Федерация: МПК G01M15/00 / И. М. Дремин [и др.], патентообладатель Физический институт им. П. Н. Лебедева РАН, 99105603/06, заявл. 19.03.1999; опубл. 20.08.2000. [I. M. Dremyn, *et al.*, *Method of engine diagnostic*: pat. 2154813 Russian Federation: IPC G01M15/00/patentee Physical University of P.N. Lebedev RAN, 99105603/06, applic. 19.03.1999; publ. 20.08.2000.]
4. **А. с.** 504884 СССР МКИ F 04D 27/02. Способ защиты компрессора от помпажа / В. Б. Фрумкин [и др.] № 1915552/24-6; заявл. 16.05.73, опубл. 28.02.76, бюл. № 8. [V. B. Frumkin, *et al.*, *Compressor protection method against*: A. s. 504884 USSR IPC F 04D 27/02, No. 1915552/24-6; applic. 16.05.73, publ. 28.02.76, buill. no. 8.]
5. **Васильев В. И., Гусев Ю. М., Иванов А. И.** Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 102 с. [V. I. Vasil'ev, J. M. Gusev, and A. I. Ivanov, *Autocontrol and diagnostic of control system in engine unit of aircraft*. Moscow: Mashinostroyeniye, 1989.]
6. **Способ** управления перепуском воздуха в компрессоре двухвального двухконтурного газотурбинного двигателя: пат. 2098668 Рос. Федерация: МПК F 02C 9/28 / А. Г. Панков, Ю. С. Савенков, Ю. А. Трубников, В. Г. Кухорчук, патентообладатель ОАО «Авиадвигатель», 95110513/06, заявл. 23.06.1995, опубл. 10.12.1997. [A. G. Pankov, Ju. S. Savenkov, Ju. A. Trubnikov, and V. G. Kuhorchuk, *Compressor blow-off control method of two-shaft dual-circuit GTE*: pat. 2098668, Russian Federation: IPC F 02C 9/28, patentee OJSC «Aviaengine», 95110513/06, applic. 23.06.1995, publ. 10.12.1997.]
7. **Метод** детектирования помпажа: пат. 5402632, США: МПК F 04 D 27/02 / А. Nobrem, D. Gratton, E. L. Kochey, патентообладатель Pratt & Whitney Canada Inc., 08172343 заявл. 22.02.1994, опубл. 04.04.1995. [A. Nobrem, D. Gratton, and E. L. Kochey, *Surge detection method*: pat. 5402632, SSHA: IPC F 04 D 27/02 patentee Pratt & Whitney Canada Inc., 08172343 applic. 22.02.1994, publ. 04.04.1995.]
8. **Система** диагностики и устранения помпажа компрессора: пат. WO/1996/034207, США: МПК F 04 D 27/2 / В. J. Gertz [и др.], патентообладатель United Technologies Corporation, US1996/005309, заявл. 17.04.1996, опубл. 31.10.1996. [V. J. Gertz, *et al.*, *Compressor stall diagnostic and control system*: pat. WO/1996/034207, USA: IPC F 04 D

27/2 patentee United Technologies Corporation, US1996 / 005309, applic. 17.04.1996, publ. 31.10.1996.]

9. **Способ** диагностики помпажа компрессора газотурбинного двигателя: пат. 2187711 Рос. Федерация: МПК F 04 D 27/02 / А. А. Иноземцев, Ю. С. Савенков, А. Н. Саженов, Ю. А. Трубников. Патентообладатель ОАО «Авиадвигатель», 2000129301/06, заявл. 22.11.2000, опубл. 20.08.2002. [A. A. Inozemcev, Ju. S. Savenkov, A. N. Sazhenkov, and Ju. A. Trubnikov, *Gas turboshaft compressor stall diagnostic method*: pat. 2187711 Russian Federation: IPC F 04 D 27/02 patentee OJSC «Aviaengine», 2000129301/06, applic. 22.11.2000, publ. 20.08.2002.]

10. **Нестационарные** явления в турбомашинах (численное моделирование и эксперимент) / Под общ. ред. В. Г. Августиновича. Екатеринбург, 1999. 242 с. [*Unstable in turboshaft (modeling and experiment)*, V. G. Augustinovich Ed. Ekaterinburg, 1999.]

11. **Токарев В. П., Кудашов Д. Д.** Повышение надежности диагностирования предпомпажного состояния ГТД // Электроэнергетические системы и сети. Энергосбережение: межвуз. науч. сб. Уфа: УГАТУ, 2013. С. 291–296. [V. P. Tokarev and D. D. Kudashov, "Reliability improvement of before-surge condition GTE diagnostic," *Electromechanic systems and nets. Energysaving*, pp. 291-296. Ufa: UGATU, 2013.]

12. **Токарев В. П.** Оптический пирометр в системе термометрирования ГТД // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 10, № 1 (26). С. 191–196. [V. P. Tokarev, "Optical pyrometer into GTE temperature measurement system," *Vestnik UGATU*, vol. 10, no. 1 (26), pp. 191-196, 2011.]

ОБ АВТОРАХ

ТОКАРЕВ Владимир Петрович, доц. каф. инф.-измер. техники. Дипл. инж.-эл-мех. (УАИ, 1970). Канд. техн. наук по элементам и системам управления (1975). Иссл. в обл. изм. температур, расхода жидкости и автом. сист. изм. параметров силовых установок.

КУДАШОВ Дмитрий Дмитриевич, магистрант каф. инф.-измер. техники. Дипл. инж. (УГАТУ, 2012). Готовит дис. о диагностировании ГТД.

METADATA

Title: Before compressor stall condition of GTE condition diagnostic system.

Authors: V. P. Tokarev and D. D. Kudashov.

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: usatu@yandex.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University),), vol. 18, no. 1 (62), pp. 73-78, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The peculiarities of compressor stall beginning's cause, the dissection of the actual diagnostic and signaling methods and theirs disadvantages, the explain of GTE's parameters aligned with compressor stall, the proposition of before compressor stall condition diagnostic system.

Key words: Gas-Turbo Engine; compressor stall; diagnostic system; measurement parameters.

About authors:

TOKAREV, Vladimir Petrovich, Docent, Dept. of Information-Measured Technic. Dipl. Engineer (UAI, 1970). Cand. of Tech. Sci.

KUDASHOV, Dmitry Dmitrievich, Master Student, Dept. of Information-Measured Technic. Dipl. Engeniering (UGATU, 2012).