DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.07

УДК 681.51:629.7

В.Г. Августинович, Т.А. Кузнецова, Р.Р. Султанов

Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПРЕДСРЫВНЫХ ЯВЛЕНИЙ В КОМПРЕССОРЕ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Исследуется проблема управления режимами работы авиационного газотурбинного двигателя (ГТД), адаптированного к границам устойчивости работы двигателя. Проведено экспериментальное исследование нестационарных процессов в восьмиступенчатом осевом высоконагруженном компрессоре. С помощью датчиков пульсаций давления, установленных на корпусе компрессора, получены временные реализации пульсаций при различных положениях дросселя на выходе – от открытого, соответствующего нормальной работе, до закрытого, инициирующего помпаж. Целью этого исследования было получение информации о поведении течения в сверхзвуковой ступени компрессора при различных степенях дросселирования на выходе и формирование критерия идентификации предсрывного режима работы. Этот критерий может быть использован в адаптивной системе управления двигателем (САУ ГТД). Для этого предложен и разработан полосовой цифровой фильтр, который строится на объединении рекурсивных фильтров низких и высоких частот с бесконечной импульсной характеристикой. Произведенная в рамках полунатурного эксперимента апробация фильтра в условиях приближения к границе устойчивости показала эффективность применения разработанного критерия идентификации для выявления пиков пульсаций давления под лопаткой, характеризующих предсрывные режимы работы компрессора. Предложенное расширение функций САУ ГТД позволит в значительной степени повысить надежность двигателя и безопасность полета.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, устойчивость, компрессор, пульсации давления, предсрывный режим, помпаж, адаптивная система автоматического управления, критерий идентификации, полосовой фильтр, надежность.

V.G. Avgustinovich, T.A. Kuznetsova, R.R. Sultanov

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

THE IDENTIFICATION OF COMPRESSORS' PRE-SURGE EFFECTS FOR USE IN AN ADAPTIVE GAS-TURBINE ENGINE CONTROL SYSTEM

The problem of aircraft gas-turbine engine automatic control, adapted to the boundaries of the engines' stability, is studied. The experimental investigation on the unsteady processes in eight stages high speed axial compressor have been carried out. By using fast response pressure transducers

instrumented on the rotor casing, the pressure time series were acquired at different operation points from throttle open (normal operation) to surge point. The objective of this investigation is to obtain information about flow behavior in supersonic stage of the compressor at different operation points and to form an pre-surge criterion. The criterion could be used in adaptive engine control system (ACS GTE). For this purpose the band-pass filter is proposed and developed. The band-pass filter is based on a combination of recursive high and low pass filters with an infinite impulse response. Carried out seminal experiment on filtration algorithms at the stability limit showed the effectiveness of the developed identification criterion for detection of pressure fluctuations peak under the shoulder blade, characterizing the pre-surge modes of the compressors' operation. The proposed expansion of the ACS GTE functions will significantly increase the reliability of the engine and flight safety.

Keywords: gas turbine engine, stability, compressor, pressure pulsations, pre-surge mode, surging, adaptive automatic control system, identification criterion, bandpass filter, reliability.

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) отличаются от предыдущих поколений двигателей следующими основными признаками:

- повышенными нагрузками на ступени компрессора и турбины для уменьшения массы двигателя и количества деталей, в частности числа ступеней компрессора и турбины;
- пониженными уровнями эмиссии вредных веществ и шума;
- применением технологии искусственного интеллекта в системах управления для адаптации работы узлов двигателя к условиям эксплуатации и отказам, т.е. повышения надежности.

Необходимо отметить, что реализация перечисленных выше свойств, с одной стороны, придает двигателям новое качество, с другой – ставит новые научно-технические проблемы. Так, например, совместная реализация повышенных нагрузок на ступени компрессора и пониженной эмиссии вредных веществ в камере сгорания существенно уменьшает диапазон устойчивой работы ГТД по расходу топлива как на статических, так и, особенно, на переходных режимах разгона и дросселирования. Действительно, верхняя граница устойчивой работы определяется срывом потока и автоколебаниями в компрессоре, а нижняя – срывом горения в малоэмиссионной камере сгорания. При этом границы срыва и в случае компрессора, и в случае камеры сгорания в двигательных параметрических координатах существенно зависят от многих факторов, в первую очередь от предыстории процесса (состояния системы), т.е. они «плавают» и, соответственно, программным образом заранее определены быть не могут.

В двигателях предыдущих поколений эта проблема решалась нормированием так называемых запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессора, достаточных для любых вариаций условий

эксплуатации. В части же камеры сгорания скромные требования по уровню эмиссии вредных веществ тоже позволяли иметь достаточные запасы по «бедному» срыву из-за реализации общепринятой в течение многих лет схемы «богато-бедного» горения (RQL-Rich-Quench-Lean) [1, 2].

Современная ситуация радикально отличается от существовавшей многие годы. Повышение нагрузки на ступень компрессора приводит к реализации сверхзвукового течения в рабочих колесах, особенно в первой ступени, и чувствительности его к нерасчетным режимам работы, а регулярное повышение международных требований к снижению уровня эмиссии вредных веществ обуславливает переход от схемы «богато-бедного» горения к «бедному» и, соответственно, снижению запасов устойчивости к «бедному» срыву горения. Следует отметить, что нормы на эмиссию вредных веществ, в частности окислов азота, которые вводятся ИКАО с 2020 г. (и еще более ужесточаются с 2030 г.), практически не могут быть обеспечены иначе, как переходом на организацию горения с «бедным» фронтом.

Таким образом, возникает проблема управления режимами работы ГТД, адаптированного к границам устойчивости работы двигателя. Забегая вперед, отметим, что требуемое на сегодня повышение уровня общей надежности ГТД ставит еще одну проблему для построения систем управления двигателем, а именно необходимость разработки алгоритмического резервирования с использованием математической модели двигателя для парирования отказов информационных каналов [3]. Вместе с требованием адаптивного управления возникает необходимость разработки принципиально новой структуры системы управления двигателем с использованием элементов искусственного интеллекта. Обобщая, можно отметить, что целью применения искусственного интеллекта является повышение адаптируемости системы (двигателя) к внешним и внутренним изменениям ее (его) состояния. Для этого используются методы распознавания состояний, восстановления информации при отказах и т.д. Формальным признаком искусственного интеллекта является увеличение удельного веса логических операций («если..., то...») в счетно-решающем устройстве, каковым является система управления. Учитывая вышесказанное, можно констатировать, что развитие технологии искусственного интеллекта применительно к управлению авиационными ГТД является на сегодня генеральным направлением научно-технического прогресса.

В рамках поставленной задачи в настоящей работе рассматривается возможность идентификации предсрывных явлений в компрессоре с целью использования сигнала приближения к срыву для адаптации управления двигателем. Проблема идентификации предсрывных явлений не нова, но решение ее до сих пор ограничивалось исследованием признака срыва в дозвуковых или трансзвуковых ступенях компрессора [4–13]. Редко встречаются публикации и об особенностях предсрывных явлений в многоступенчатых компрессорах [12].

На сегодня наиболее известным признаком предсрывных явлений принято считать нарастание амплитуды пульсаций давления над рабочим колесом на частоте $f = 0,6 \cdot n \cdot z$, где n – частота вращения ротора компрессора («роторная частота»), а z – число лопаток в рабочем колесе (очевидно, что $f = n \cdot z$ – «лопаточная частота») [4]. Физически эта фундаментальная частота, характеризующая начало предсрывных явлений, определяется кинематикой течения в радиальном зазоре рабочего колеса и зависит от нагрузки на профиль лопатки (разности давления на корыте и спинке). При подходе к срыву увеличивается разность давлений и, соответственно, компонента скорости поперечного течения. Когда векторная сумма скорости в продольном и поперечном направлениях становится таковой, что траектория вихревой пелены в радиальном зазоре пересекается с входной кромкой соседней лопатки в колесе, то на ней увеличивается локальный угол атаки и генерируется развитие срыва потока, что фиксируется как всплеск амплитуды пульсаций давления, являющийся признаком начинающегося срыва.

Существует достаточно простая методика [4, 5] определения траектории вихревой пелены при условии известного распределения давления по профилю концевое сечения лопатки компрессора (например, из двумерного расчета течения). Поскольку компрессоры имеют близкие параметры по нагрузке, скоростям и т.п., этот критерий – появление пика пульсаций давления на частоте $f = 0,6 \cdot n \cdot z$ – является достаточно общим признаком начинающегося срыва для дозвуковых и в ряде случаев для трансзвуковых компрессоров. При сверхзвуковом течении в рабочем колесе, в большинстве случаев определяющем границу устойчивости компрессора в целом, этот признак становится нерелевантным. Учитывая современную тенденцию развития сверхзвуковых ступеней, актуальным становится нахождение признака начинающегося срыва для сверхзвуковых ступеней, работающих в системе многоступенчатого компрессора.

В качестве объекта экспериментального исследования использовался восьмиступенчатый компрессор со степенью повышения давления 16 и сверхзвуковой первой ступенью. Компрессор был препарирован датчиками пульсаций давления, установленными на корпусе на входе, над первым рабочим колесом, и на выходе. В процессе определения запасов устойчивости компрессора с помощью дросселирования выходного сечения были получены сигналы пульсаций давления, соответствующие четырем положениям дросселя и режимам работы компрессора от нормального до срывного.

На рис. 1–4 показаны экспериментальные характеристики пульсаций давления в сверхзвуковом колесе первой ступени компрессора во временной и частотной областях, полученные преобразованием Фурье временного сигнала. В частности, на рис. 1 представлено состояние нормальной работы, далее (см. рис. 2, 3) – приближение к границе устойчивости, и, наконец, на рис. 4 изображен классический автоколебательный процесс потери устойчивости (помпаж).

Рис. 1. Пульсации давления в сверхзвуковом колесе первой ступени компрессора по трем датчикам (два на входе и один на выходе) в частотной области в состоянии нормальной работы

Как видно из рис. 1, доминирующей частотой является «лопаточная» (около 4800 Гц) и кратная ей удвоенная (около 9600 Гц). Характерной особенностью сверхзвуковых ступеней компрессора является наличие двух фронтов давления, при движении колеса пересекающих

положение датчика пульсаций, установленного на входе и над колесом: ударной волны и в радиальном зазоре. В результате уровень пульсаций на удвоенной «лопаточной» частоте существенно превышает амплитуду на «лопаточной» частоте.

Рис. 2. Пульсации давления над рабочим колесом первой ступени при приближении к границе устойчивости во временной и частотной областях

Амплитуды пульсаций давления на других частотах имеют несравнимо меньшие величины. Среди прочих можно отметить еще и выделяющуюся «роторную» частоту (около 200 Гц), но и на этой частоте уровень сигнала меньше пульсаций на удвоенной «лопаточной» частоте. Можно отметить, что представленная частотная характеристика является классическим отображением нормальной работы компрессора.

При приближении к границе устойчивости (см. рис. 2) наблюдается существенное увеличение амплитуд пульсаций давления на «роторной» частоте и возникновение кратных роторной субгармоник при разложении в ряд Фурье с соответствующим уменьшением амплитуд пульсаций на этих субгармониках. Физически это явление интерпретируется как возникновение и развитие окружной неоднородности потока. Само проявление «роторной» частоты даже при нормальной работе (см. рис. 1) уже свидетельствует о наличии некой неоднородности течения в колесе, но в этом случае она незначительна. Достаточно отметить, что уровень пульсаций давления на «роторной» частоте при нормальной работе и при приближении к срыву увеличивается в два раза.

И здесь мы наблюдаем принципиальное различие в структурах пульсаций сверхзвуковой ступени нашего многоступенчатого компрессора и опубликованных данных [4–13] о поведении дозвуковых и трансзвуковых компрессоров при приближении к границе срыва. Как уже отмечалось, в последних признаком приближения к срыву является нарастание пульсаций при частоте около 60 % «лопаточной» частоты с последующим переходом максимума пульсаций в область частот, равных примерно 50 % «роторной» частоты, т.е. классической частоты вращающегося срыва.

При дальнейшем дросселировании мы видим, что когда компрессор с первой сверхзвуковой ступенью работает в предсрывном режиме (см. рис. 3), то в этом случае окружающая неоднородность потока, генерируемая на «роторной» частоте, распадается на три зоны (1-я роторная, 4-я роторная и 7-я роторная частоты с субгармониками). Эти зоны выделяются в частотной области наличием локальных максимумов. Учитывая, что количество лопаток в сверхзвуковом колесе первой ступени компрессора составляет 21, зона неоднородности, расположенная равномерно по окружности, захватывает по три лопатки (или межлопаточных канала). Таким образом, наличие существенного уровня пульсаций давления в рабочем колесе на частоте $\frac{nZ}{3}$ может служить признаком приближения работы данного компрессора к срыву.

Рис. 3. Пульсации давления в рабочем колесе первой ступени в предсрывном режиме во временной и частотной областях

Рис. 4. Пульсации давления в рабочем колесе первой ступени в режиме помпажа во временной и частотной областях

Наконец, при наступлении срыва (помпажа) мы наблюдаем классическую картину низкочастотных пульсаций воздушного столба в тракте компрессора (см. рис. 4), присущих автоколебательной системе накопительного типа с нелинейными характеристиками [14].

Важным выводом из рассмотренных экспериментальных данных является и информативность частотного сигнала в зависимости от режима течения в рабочем колесе, т.е. возможность формирования индивидуального «портрета» компрессора.

Учитывая эти структурные особенности отображения течения в межлопаточных каналах рабочего колеса сверхзвуковой ступени, а также достаточный уровень сигнала пульсаций давления над рабочим колесом, возможно идентифицировать приближение режима работы к границе срыва.

Далее необходимо решить задачу идентификации предсрывного режима по возможности в реальном масштабе времени для выдачи команды в систему управления двигателем (понижение расхода топлива, изменение углов поворота направляющих аппаратов компрессора, открытие клапанов перепуска воздуха из компрессора, вдув воздуха повышенного давления на периферии рабочего колеса и т.п.).

Для идентификации приближения к границе срыва в алгоритмы системы управления должны быть встроены алгоритмы полосовой фильтрации сигнала пульсации давления [15].

Предложенный в данной работе принцип полосовой фильтрации базируется на объединении фильтров низких (ФНЧ) и высоких (ФВЧ) частот с бесконечной импульсной характеристикой (БИХ). При этом БИХ ФВЧ, равная $k_1(t)$, определяется через известную БИХ ФНЧ, равную $k_2(t)$, методом спектральной инверсии [16].

Заданный сигнал пульсаций давления $x(t)$ может быть представлен в виде суперпозиции высокочастотной $x_1(t)$ и низкочастотной $x_2(t)$ составляющих в соответствии

$$x(t) = x_1(t) + x_2(t). \quad (1)$$

Для выделения низкочастотной составляющей применяется свертка:

$$x_2(t) = x(t) \cdot k_2(t). \quad (2)$$

С учетом главного свойства свертки $x(t) = x(t) \cdot \delta(t)$, где $\delta(t)$ – дельта-функция Дирака, получим из формул (1) и (2) для высокочастотной составляющей сигнала

$$\begin{aligned} x_1(t) &= x(t) - x_2(t) = x(t) \cdot \delta(t) - x(t) \cdot k_2(t) = \\ &= x(t) \cdot (\delta(t) - k_2(t)) = x(t) \cdot k_1(t). \end{aligned} \quad (3)$$

Таким образом, из выражения (3) следует, что БИХ ФВЧ

$$k_1(t) = \delta(t) - k_2(t). \quad (4)$$

БИХ полосового фильтра $k(t)$ находим через свертку:

$$k(t) = k_2(t) \cdot k_1(t). \quad (5)$$

Поскольку импульсная характеристика связана через обратное преобразование Лапласа с передаточной функцией полосового фильтра:

$$k(t) = L^{-1}[W(p)], \quad (6)$$

и передаточная функция ФВЧ с той же частотой среза с помощью формул (4) и (6) определяется как

$$W_1(p) = L[k_1(t)] = L[\delta(t) - k_2(t)] = 1 - W_2(p). \quad (7)$$

В соответствии с выражением (5) передаточная функция полосового фильтра может быть найдена по теореме о свертке:

$$W(p) = W_2(p) \cdot W_1(p) \doteq k_2(t) \cdot k_1(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} k_2(\tau) \cdot k_1(t - \tau) d\tau. \quad (8)$$

Таким образом, выбрав передаточную функцию ФНЧ, для заданной полосы пропускания частот $[f_1; f_2]$ по формулам (7) и (8) можно легко построить полосовой фильтр (ПФ).

Известно, что простейший ФНЧ описывается переходной характеристикой

$$h(t) = 1 - e^{-\frac{1}{T}t}. \quad (9)$$

В соответствии с формулой (9) импульсная характеристика (БИХ) проектируемого ФНЧ

$$k_2(t) = h'(t) = \frac{1}{T_2} e^{-\frac{1}{T_2}t}, \quad (10)$$

где f_2 – частота среза ФНЧ и верхняя граница полосы пропускания ПФ, Гц, $f_2 = \frac{1}{T_2}$.

Тогда, согласно формулам (6) и (10), передаточная функция проектируемого ФНЧ соответствует апериодическому звену первого порядка:

$$W_2(p) = L[k_2(t)] = \frac{1}{T_2 p + 1}. \quad (11)$$

По формуле (7) определяем передаточную функцию проектируемого ФВЧ с частотой среза $f_1 = \frac{1}{T_1}$ – нижней границей полосы пропускания ПФ:

$$W_1(p) = 1 - W_2 \Big|_{\text{при } f_1} = 1 - \frac{1}{T_1 p + 1} = \frac{T_1 p}{T_1 p + 1}. \quad (12)$$

Полученная передаточная функция ФВЧ соответствует реальному дифференциальному звену первого порядка.

Существует множество вариантов схемной реализации ПФ, имеющих, согласно формулам (8), (11) и (12), передаточную функцию

$$W(p) = W_2(p) \cdot W_1(p) = \frac{1}{T_1 p + 1} \cdot \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} = \frac{T_1 p}{T_1 T_2 p^2 + (T_1 + T_2) p + 1}. \quad (13)$$

Для полученной передаточной функции (13) была синтезирована структурная схема ПФ [17], представленная на рис. 5, где коэффициенты определяются по формулам

$$\begin{cases} K_1 = \frac{1}{T_2} = f_2, \\ K_{o.c1} = \frac{T_2}{T_1} + 1 = \frac{f_1}{f_2} + 1, \\ K_{o.c2} = \frac{1}{T_1} = f_1. \end{cases} \quad (14)$$

Рис. 5. Структурная схема полосового фильтра

Опытная проверка работоспособности разработанных алгоритмов полосовой фильтрации была произведена с применением инструментария MATLAB [18]. Структурная схема модели полосового рекурсивного фильтра в Simulink приведена на рис. 6.

Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) цифрового полосового фильтра, настроенного на полосу пропускания [$f_1 = 1490$ Гц; $f_2 = 1510$ Гц] с центральной частотой $f = 1500$ Гц (или для угловой частоты – на полосу пропускания [$\omega_1 \approx 0,93 \cdot 10^4$ рад/с; $\omega_2 \approx 0,95$ рад/с] с центральной частотой $\omega \approx 0,94 \cdot 10^4$ рад/с), представлена на рис. 7. Максимальный коэффициент передачи фильтра соответствует центральной частоте полосы пропускания и составляет $k = 0,5$.

Модельный эксперимент производился для предсрывного режима. На вход ПФ подавался полученный в ходе полунатурного стендового эксперимента сигнал пульсаций давления (рис. 8 – верхний график). Выходной сигнал ПФ, имеющий частоту основной гармоники $f = 1500$ Гц, изображен на нижнем графике (см. рис. 8).

Рис. 6. Структурная схема модели полосового фильтра в Simulink

Рис. 7. Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) полосового фильтра

Рис. 8. Иллюстрация работы полосового фильтра в прерывном режиме во временной области

Спектры входного и выходного сигналов ПФ представлены на рис. 9, 10 соответственно.

Рис. 9. Спектр входного сигнала полосового фильтра

Рис. 10. Спектр выходного сигнала полосового фильтра

Частотами, которым соответствует максимальная амплитуда гармонических составляющих входного сигнала (пики пульсаций давления), являются роторная частота $f_r = 200$ Гц и частота $f = \frac{nz}{3} = 1500$ Гц, где nz – «лопаточная» частота (≈ 4500 Гц в рассматриваемом случае). Таким образом, наблюдается наличие существенного уровня пульсаций давления в рабочем колесе на $f = 1500$ Гц, что служит признаком приближения работы данного компрессора к срыву.

В результате полосовой фильтрации получен сигнал, максимальная амплитуда в котором соответствует гармонике с $f = 1500$ Гц. Амплитуды прочих доминирующих гармоник (в том числе соответствующей «роторной» частоте) примерно в 2,4 раза меньше, что позволяет создать достаточно простую логику обнаружения предсрывного режима. Для этого следует ввести пороговое значение увеличения амплитуды пульсаций на частоте $f = \frac{nz}{3}$, например, в два раза.

Как показали экспериментальные исследования, применение алгоритмов полосовой фильтрации в составе системы автоматического управления газотурбинным двигателем (САУ ГТД) для идентификации предсрывных режимов работы компрессора достаточно эффективно позволяет выделить появление пиков пульсаций давления под лопаткой. Для улучшения качества ПФ возможно применение оконных sinc-фильтров (например, Хэмминга или Блэкмана), позволяющих увеличить амплитуду сигнала в полосе пропускания и затухание сигнала вне ее [19].

В целом предложенное расширение функций САУ ГТД обеспечит возможность повышения надежности двигателя и безопасности полетов.

Библиографический список

1. Khosravy el Hossaini M. Review of the new combustion technologies in modern gas turbines // INTECH: Open Science. – 2014. – P. 146–164. – URL: <http://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/45115.pdf> (дата обращения: 05.04.2016).
2. Feitelberg A.S., Lacey M.A. The GE rich-quench-lean gas turbine combustor // J. Eng. Gas Turbines Power. – 1998. – № 120(3). – P. 502–508.

3. Августинovich В.Г., Кузнецова Т.А. Повышение надежности систем автоматического управления газотурбинными двигателями с применением алгоритмических методов // Известия Томск. политехн. ун-та. – 2015. – Т. 326, № 9. – С. 68–77.

4. Characteristics of compressor tip clearance flow instability in transonic compressor / C. Hah, M. Voges, M. Mueller, H.-P. Schiffer // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Glasgow, 2010. – GT2010-23244.

5. Matzgeller R., Burgold Y. Investigation of compressor tip clearance flow structure // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Glasgow, 2010. – GT2010-22101.

6. Origin and structure of spike-type rotating stall / G. Pullan, A. Young, I. Day, E. Greitzer, Z. Spakovszky // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Copenhagen, 2012. – GT2012-68607.

7. An explanation for flow features of spike-type stall inception in an axial compressor rotor / K. Yamada, H. Kikuta, K. Iwakiri, M. Furukawa, S. Gunishima // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Copenhagen, 2012. – GT2012-69186.

8. Courtiade N., Ottavy X. Experimental study of surge precursors in high-speed multistage compressor // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Copenhagen, 2012. – GT2012-68321.

9. Weichert S., Day I. Detailed measurements of spike formation in an axial compressor // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Copenhagen, 2012. – GT2012-68627.

10. Waniczek P., Schoenenborn H., Jeschke P. Experimental and analytical surge cycle analysis of a high pressure aero engine compressor // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Copenhagen, 2012. – GT2012-69585.

11. Experimental study of compressor instability inception in a transonic axial flow compressor / Q. Li, T. Pan, Z. Li, T. Sun, Y. Gong // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Dusseldorf, 2014. – GT2014-25190.

12. Dodds J., Vahdati M. Rotating stall observations in a high speed compressor. Part 1: Experimental Study // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Dusseldorf, 2014. – GT2014-25634.

13. Experiments on axial fan stage: time resolved analysis of rotating instability modes / B. Pazdowitz, U. Tapken, L. Neuhaus, L. Enghart // Proc. Turbo-Expo Symposium. – Dusseldorf, 2014. – GT2014-26323.

14. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях / под ред. В.Г. Августинovichа и Ю.Н. Шмотина. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.

15. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. – СПб.: Питер, 2002. – 606 с.
16. Айфичер Э., Джервис Б. Цифровая обработка сигналов. Практический подход. – М.: Вильямс, 2004. – 992 с.
17. Солодовников В.В. Теория автоматического регулирования. – М.: Машиностроение, 1967. – Т. 1. – 767 с.
18. Дьяконов В.П. MATLAB и Simulink для радиоинженеров. – М.: ДМК-Пресс, 2011. – С. 976.
19. Owen M. Practical signal processing. – Cambridge: Cambridge University Press, 2012. – 348 p.

References

1. Khosravy el Hossaini M. Review of the new combustion technologies in modern gas turbines. *INTECH: Open Science*, 2014, pp. 146-164, available at: <http://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/45115.pdf> (accessed 5 April 2016).
2. Feitelberg A.S., Lacey M.A. The GE rich-quench-lean gas turbine combustor. *J. Eng. Gas Turbines Power*, 1998, no. 120(3), pp. 502-508.
3. Avgustinovich V.G., Kuznetsova T.A. Povyshenie nadezhnosti sistem avtomaticheskogo upravleniya gazoturbinnymi dvigatelyami s primeneniem algoritmicheskikh metodov [Enhancement of reliability of automatic control system of GTE with use of algorithmic techniques]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*, 2015, vol. 326, no. 9, pp. 68-77.
4. Hah C., Voges M., Mueller M., Schiffer H.-P. Characteristics of compressor tip clearance flow instability in transonic compressor. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Glasgow, 2010, GT2010-23244.
5. Matzgeller R., Burgold Y. Investigation of compressor tip clearance flow structure. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Glasgow, 2010, GT2010-22101.
6. Pullan G., Young A., Day I., Greitzer E., Spakovszky Z. Origin and structure of spike-type rotating stall. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Copenhagen, 2012, GT2012-68607.
7. Yamada K., Kikuta H., Iwakiri K., Furukawa M., Gunishima S. An explanation for flow features of spike-type stall inception in an axial compressor rotor. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Copenhagen, 2012, GT2012-69186.

8. Courtiade N., Ottavy X. Experimental study of surge precursors in high-speed multistage compressor. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Copenhagen, 2012, GT2012-68321.

9. Weichert S., Day I. Detailed measurements of spike formation in an axial compressor. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Copenhagen, 2012, GT2012-68627.

10. Waniczek P., Schoenenborn H., Jeschke P. Experimental and analytical surge cycle analysis of a high pressure aero engine compressor. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Copenhagen, 2012, GT2012-69585.

11. Li Q., Pan T., Li Z., Sun T., Gong Y. Experimental study of compressor instability inception in a transonic axial flow compressor. *Proc. Turbo-Expo Symposium*, GT2014-25190, Dusseldorf, 2014.

12. Dodds J., Vahdati M. Rotating stall observations in a high speed compressor. Part 1. Experimental Study. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Dusseldorf, 2014, GT2014-25634.

13. Pazdowitz B., Tapken U., Neuhaus L., Enghart L. Experiments on axial fan stage: time resolved analysis of rotating instability modes. *Proc. Turbo-Expo Symposium*. Dusseldorf, 2014, GT2014-26323.

14. Avgustinovich V.G., Shmotin Yu.N. Chislennoe modelirovanie nestatsionarnuh yavlenii v gazoturbinnuh dvigatelyah [Numerical simulation non-steady in gas-turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie, 2005. 536 p.

15. Sergienko A.B. Tsifrovaya obrabotka signalov [Signal digital processing]. Saint Petersburg: Piter, 2002. 606 p.

16. Ayficher E., Dzhervis B. Tsifrovaya obrabotka signalov. Prakticheskiy podkhod [Signal digital processing. Practical approach]. Moscow: Vilyams, 2004. 992 p.

17. Solodovnikov V.V. Teoriya avtomaticheskogo regulirovaniya. [Automatic control theory]. Moscow: Mashinostroenie, 1967. Vol. 1. 767 p.

18. Dyakonov V.P. MATLAB i Simulink dlya radioinzhenerov [MATLAB and Simulink for radio engineers]. Moscow: DMK-Press, 2011. 976 p.

19. Owen M. Practical signal processing. Cambridge University Press, 2012. 348 p.

Об авторах

Августинович Валерий Георгиевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: august.valery@yandex.ru).

Кузнецова Татьяна Александровна (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструирование и технологии в электротехнике» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: tatianaakuznetsova@gmail.com).

Султанов Рустам Рифович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: ad@pstu.ru).

About the authors

Valeriy G. Avgustinovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aviation Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: august.valery@yandex.ru).

Tatyana A. Kuznetsova (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Design and Technologies in Electronics, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: tatianaakuznetsova@gmail.com).

Rustam R. Sultanov (Perm, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Aviation Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: ad@pstu.ru).

Получено 21.04.2016