

УДК 621.45

Ф. МОХАММАДСАДЕГИ, В. С. ЧИГРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ СРЫВА В СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Приведены результаты экспериментальных исследований неустойчивых течений в ступени осевого компрессора. Рассмотрена динамика потери газодинамической устойчивости ступени компрессора, выполнены экспериментальные исследования с измерением пульсаций давления и спектральных составляющих вибрации для определения информативных критериев обнаружения предпомпажного режима. Обоснована необходимость разработки и внедрения систем автоматического регулирования предупреждения помпажа компрессора ГТД. Сформулированы основные направления по разработке систем предупреждения помпажа компрессора, главными из которых являются выявление информативных признаков зарождения предпомпажных режимов и разработка автоматических систем предупреждения зарождения помпажа.

Ключевые слова: неустойчивая работа ГТД, компрессор ГТД, вращающийся срыв, помпаж, система предупреждения помпажа.

Введение и постановка задачи

Одним из направлений исследований при создании авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) нового поколения является расширение области устойчивой работы компрессора за счет повышения эффективности методов диагностирования его неустойчивой работы (помпажа и вращающегося срыва) и ликвидации неустойчивого режима на ранней стадии его развития.

Причинами возникновения помпажа могут быть:

- увеличение температурной неравномерности за счет попадания струи горячих газов при применении бортового оружия или увеличение неравномерности по давлению при больших углах атаки;
- изменение режимов работы двигателя (полная, частичная и встречная приемистость, сброс газа, отборы воздуха на нужды летательного аппарата и т.п.);
- попадание в двигатель посторонних предметов;
- сбои в работе системы управления двигателя или управляемого воздухозаборника;
- сильный боковой ветер при запуске двигателя на аэродроме или косая обдувка воздухозаборника при полете самолета со скольжением.

Помпажные явления приводят к выходу из строя лопаток компрессора, росту температуры газов и перегреву лопаток турбины, низкочастотной вибрации, осевому перемещению ротора, выходу из строя опор и уплотнений и, как следствие, к динамическим напряжениям, значительно превосходящим напряжения, на которые рассчитывалась конструкция двигателя.

Основными способами борьбы с помпажом являются использование многовальных схем двигателей, применение устройств перепуска воздуха и по-

воротных лопаток направляющих аппаратов компрессора, управление воздухозаборником, кратковременное снижение режима работы двигателя. В системе управления современных ГТД предусмотрена противопомпажная автоматика, управляющая механизацией компрессора и подачей топлива в случае возникновения помпажа. Трудность заключается в ограниченном времени принятия решения при срабатывании сигнализатора помпажа, т.к. темп возрастания температуры газов может достигать нескольких сотен градусов в секунду (рис. 1, [1]).

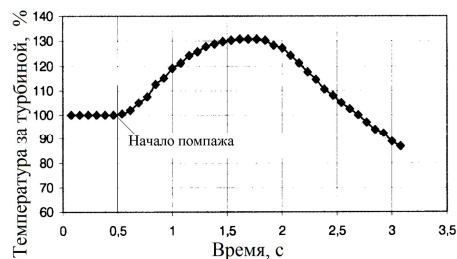


Рис. 1. Изменение температуры газов за турбиной компрессора при возникновении помпажа

Существующие противопомпажные системы ГТД включаются в работу уже при развитии помпажа. Повысить надежность срабатывания противопомпажной защиты и полнее использовать возможности газотурбинного двигателя за счет диагностики предпомпажного состояния работы ГТД. Для этого необходимо использовать проявления физических процессов, происходящих в двигателе на этапе, предшествующем возникновению и развитию помпажа, например, колебания давления воздуха, изменение частоты вращения ротора и уровня вибраций. В этой связи используемые устройства и сигнализа-

торы можно разделить на три группы [2]:

- сигнализаторы помпажа;
- косвенные сигнализаторы и устройства, предупреждающие о состоянии самолета, двигателя или других систем, которое может привести к помпажным процессам;
- сигнализаторы предпомпажного состояния двигателя.

Помпажу всегда предшествует вращающийся срыв, возникающий в результате возмущений потока на входе в компрессор или выходе из него [3]. В статье [4] изложена модель, отражающая последовательность аэродинамических явлений, приводящих к неустойчивости течения в компрессоре с разрывной характеристикой и введено понятие «первоначальная вихревая зона» (ПВЗ). Согласно этой модели на докритических углах обтекания профиля может возникнуть отрыв ламинарного пограничного слоя вблизи передней кромки профиля с образованием «пузыря» на спинке, а затем диффузорный отрыв турбулентного пограничного слоя вблизи задней кромки. Этот быстротекущий процесс слабого динамического отрыва распространяется на относительном радиусе $\bar{r} \cong 0,94 \dots 0,98$, образуя на периферии канала одну или несколько ПВЗ толщиной около 10 % от высоты лопатки. Скорость вращения таких зародышевых зон близка к скорости вращения рабочего колеса ($\bar{\omega}_{cp} = \omega_{cp} / \omega_{PK} \approx 0,97$). Этот процесс протекает достаточно быстро (приблизительно 0,1 с) и завершается формированием вращающегося срыва в виде периодических колебаний давления в диапазоне частот 0,3...0,7 от частоты вращения ротора. Вращающийся срыв возникает на нерасчетных режимах работы компрессора и характеризуется локальным падением давления в одной или нескольких зонах проточной части компрессора. Это вызывает срывное обтекание рабочих лопаток и вибрацию корпуса двигателя [5]. Анализ стендовых и летных испытаний двигателей [6] показывает, что развитие зон вращающегося срыва в компрессоре может являться универсальным предвестником возникновения помпажного режима.

Экспериментальное исследование пульсаций давления и вибраций в ступени осевого компрессора

Оценка возможности использования параметров вращающегося срыва в для формирования сигнала о предпомпажном состоянии была экспериментально проверена на лабораторной установке, представляющей собой ступень осевого компрессора, рабочее колесо которой вращается с частотой 2400...2600 об/мин. Перед ступенью для выравнивания потока установлено входное устройство – ка-

нал длиной 3,5 наружного диаметра крыльчатки с лемнискатным входом. Ресивер и дроссельная заслонка, установленные на выходе из ступени, имитируют камеру сгорания и турбину ГТД.

Ввод компрессора в состояние неустойчивой работы производился плавным дросселированием потока заслонкой на входе в компрессор или на выходе из него.

Измеряемыми параметрами являлись частота вращения ротора, пульсации давления воздуха над рабочим колесом, на выходе из ступени, на входе в ступень, а также продольные и поперечные вибрации корпуса компрессора.

Для регистрации пульсаций статического давления воздуха на корпусе компрессора перед ступенью и на выходе из ступени были установлены оригинальные индукционные дифференциальные датчики. Такая установка датчиков давления является штатной в компрессорах ГТД для контроля параметров проточной части двигателя и выявления помпажного режима. Кроме того, по результатам численного моделирования, приведенным в [7], и рекомендациям [8] был установлен датчик пульсаций давления над торцами рабочих лопаток для ранней регистрации возникновения ПСЗ и вращающегося срыва в рабочем колесе. Индукционные дифференциальные датчики пульсаций давления выполнены по схеме, приведенной в [8]. Техническая реализация измерения пульсаций давления с помощью акустических зондов рассмотрена в работе [9].

Схема индукционного датчика пульсаций давления приведена на рис. 2.

Поскольку в экспериментальном исследовании интерес представляют не абсолютные значения амплитуд пульсаций давления, а их относительное изменение, то датчики пульсаций давления по амплитуде не калибровались, но была экспериментально получена их АЧХ для оценки ее линейности и наличия возможных резонансов в диапазоне исследуемых частот, представленная на рис. 3.

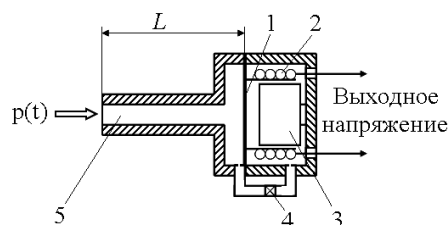


Рис. 2. Схема индукционного датчика пульсаций давления: 1 – мембрана; 2 – катушка; 3 – магнит; 4 – жиклер; 5 – входной патрубок

Судя по полученным АЧХ, характеристика датчика практически линейна в диапазоне частот до 200 Гц.

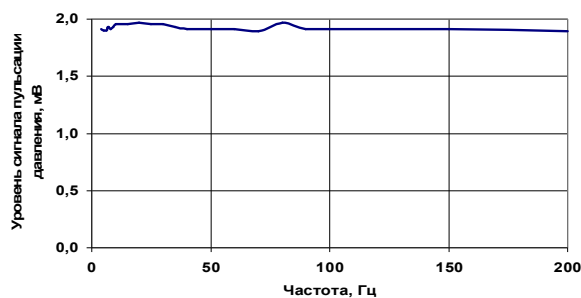


Рис. 3. АЧХ датчика пульсаций

В работе [8] рассмотрена проблема снижения частотного диапазона датчика пульсаций давления при подаче давления через длинный трубопровод, соединяющий проточную часть компрессора и датчик, в [9] приведены расчетные зависимости. Показано, например, что при длине трубопровода 250 мм верхняя частота регистрации для индуктивного датчика ДМИ-06 составляет 1000 Гц при неравномерности 12 %, а при увеличении длины трубопровода до 400 мм – 50 Гц. При такой установке датчика на лабораторной установке обеспечивается регистрация помпажных пульсаций с частотой 5...15 Гц и вращающегося срыва, но пульсации даже на первой частоте следования рабочих лопаток находятся выше предельной частоты. Поэтому в выполненной конструкции датчик установлен непосредственно на корпусе. Длина патрубка приемника воздушного давления составляет $L = 7,4$ мм (см. рис. 2), скорость звука в воздухе $a = 343$ м/с при температуре проведения экспериментов 20 °С. В патрубке как в полуволновом резонаторе [5] будут гаситься колебания с длиной волны 14,8 мм и частотой $f = a/2\pi L = 343/2 \cdot 3,14 \cdot 0,0148 \approx 3690$ Гц, а частота первого резонанса составляет 1845 Гц, что находится далеко за измеряемым диапазоном частот колебаний давления для используемой экспериментальной установки.

Частота вращения ротора измерялась по первой роторной частоте, регистрируемой датчиком вибра-

ции с погрешностью $\pm 0,67$ Гц и по частоте следования рабочих лопаток, регистрируемой датчиком пульсации давления.

Сигналы со всех датчиков подавались на компьютер, где записывались и обрабатывались с помощью быстрого преобразования Фурье (БПФ).

Колебания давления при срыве и помпаже, строго говоря, являются негармоническими. Тем не менее, такой колебательный процесс можно обработать с помощью скользящего БПФ, идентифицируя срывной процесс по изменению спектральных составляющих в определенных диапазонах частот. На рис. 4 приведены спектрограммы пульсаций давления, записанных с использованием фильтра *Hanning* датчиком над рабочими лопатками (верхние графики) и за ступенью (нижние графики). При увеличении степени дросселирования на выходе компрессора возрастают составляющие на частоте 216 Гц (частота следования рабочих лопаток), а также в диапазоне второй лопаточной частоты (432 Гц). Результаты исследования показали, что при устойчивой работе ступени отмечаются пульсации давления с практически постоянной амплитудой с частотой прохождения рабочих лопаток. При этом уровень амплитуд лопаточных составляющих, зафиксированный датчиком, установленным над рабочими лопатками приблизительно на 10 дБ выше, чем с датчика, установленного на выходе из ступени (рис. 4, а). При возникновении ПВЗ лопаточные составляющие сигнала датчика над лопатками увеличились приблизительно на 5...10 дБ, при этом изменения составляющих сигнала датчика за ступенью практически не отмечено. При помпажном режиме составляющие сигнала датчика над лопатками возросли, особенно высшие (2-я и 3-я – на 8 дБ). Увеличение лопаточных составляющих на 5...7 дБ при помпаже отмечено и для датчика, установленного за рабочим колесом. Датчик, установленный на входе в ступень, отреагировал только на развитый

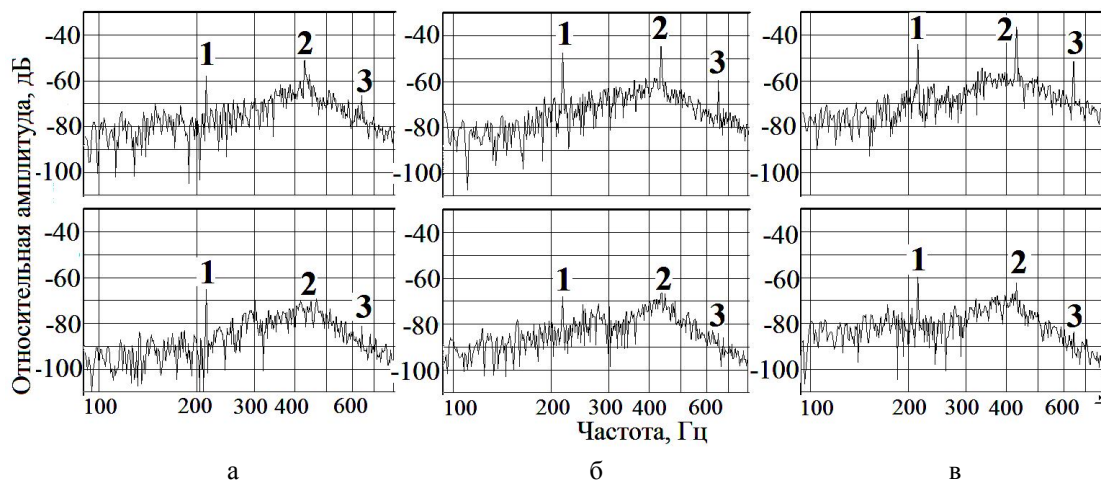


Рис. 4. Спектрограммы пульсаций давления (номера указаны лопаточные частоты): а – устойчивая работа; б – срывное течение; в – помпаж

помпаж. Увеличение этих составляющих может быть использовано для формирования сигнала о возникновении срыва или помпажа. Однако техническая реализация метода выявления нестационарных течений в осевом компрессоре, основанного на использовании датчиков статического давления потока для ГТД с высокими частотами вращения ротора потребует применения дорогостоящих датчиков высокочастотной пульсации статического давления потока (10...15 кГц) и соответствующей аппаратуры, позволяющей надежно регистрировать диагностическую компоненту в широкополосном пульсационном сигнале на фоне шумов от общей неравномерности потока в режиме реального времени, что является сложной технической проблемой [10]. Например, при частоте вращения ротора 18000 об/мин и количестве лопаток на неустойчиво работающей ступени 40 штук, первая лопаточная частота составляет 12 кГц, и для ее выявления методами спектрального анализа необходим датчик с диапазоном частот, как минимум, до 25 кГц.

При возникновении вращающегося срыва и воздействии пульсирующего потока на корпус через радиально-упорный подшипник должны измениться параметры вибрации корпуса на частоте срыва. Для регистрации вибраций рассмотрена возможность использования нескольких видов измерительных преобразователей вибрации.

Индукционные генераторные датчики не требуют стабилизированных источников питания, имеют высокий коэффициент преобразования, низкое выходное сопротивление, что позволяет их использовать без дополнительных согласующих устройств и усилительной аппаратуры. Они мало чувствительны к помехам. К их основному недостатку в данном экспериментальном исследовании можно отнести ограниченный рабочий частотный диапазон в районе низких частот (датчик МВ-25Г имеет частотный диапазон 30...500 Гц при нелинейности амплитудной характеристики 10 %, датчик МВ-27 имеет частотный диапазон 20...500 Гц при нелинейности амплитудной характеристики 5 %).

В настоящее время в качестве датчиков вибраций все чаще используются пьезоэлектрические акселерометры. На лабораторной установке для регистрации вибраций использованы акселерометр Д14 и

акселерометр для прецизионных измерений вибрации КД-35. Акселерометр Д14 имеет по результатам поверки коэффициент передачи $1,84 \text{ мВ/м}\cdot\text{с}^{-2}$, нелинейность амплитудной характеристики в диапазоне частот до 8 кГц не более 4 %. Акселерометр КД-35 по результатам поверки имеет коэффициент передачи $4,9 \text{ мВ/м}\cdot\text{с}^{-2}$, собственную резонансную частоту 16 кГц, нелинейность амплитудной характеристики 1,5 % в диапазоне частот от 3,5 Гц до 3,8 кГц.

Датчики вибрации устанавливались на корпусе компрессора на шпильку перпендикулярно и параллельно оси вращения ротора. При установке акселерометра на шпильку обеспечивается частотный диапазон до 8 кГц, что удовлетворяет условиям эксперимента.

По уровню и характеру вибрации вращающийся срыв подобен аэродинамическим вибрациям, но он происходит на низких частотах, а его частота не имеет жесткой связи с частотой вращения ротора, что дает возможность выделить частоту срыва на фоне субгармонических вибраций. Появление такой вибрации свидетельствует о возможности развития помпажа в компрессоре.

В работе [7] предложена уточненная по результатам экспериментов зависимость относительной частоты вращения срыва $\bar{n}_{\text{ср}} = n_{\text{ср}} / n_{\text{рот}}$ от относительного диаметра втулки \bar{d} ступени компрессора:

$$\bar{n}_{\text{ср}} = (0,32773 + 0,97254\bar{d} - 1,2295\bar{d}^2) \pm 0,04239.$$

В модельной ступени лабораторной установки относительный диаметр втулки $\bar{d} = 0,6$. Тогда среднее расчетное значение частоты вращающегося срыва составляет $21,5 \pm 2,0$ Гц.

На рис. 5 приведены фрагменты спектров вибраций в диапазоне роторных частот при устойчивой работе компрессора, вращающемся срыве и помпаже, полученные спектральным разложением вибросигнала с акселерометра, установленного на корпусе ступени компрессора. Частота вращения ротора при устойчивой работе ступени составляет 40,5 об/с.

На графике рис. 5, б в диапазоне 0,3...0,7 от частоты вращения ротора находится одна спектральная составляющая с частотой 21,5 Гц. На графике рис. 5, в срывная составляющая отсутствует, но появилась составляющая на частоте около 10 Гц,

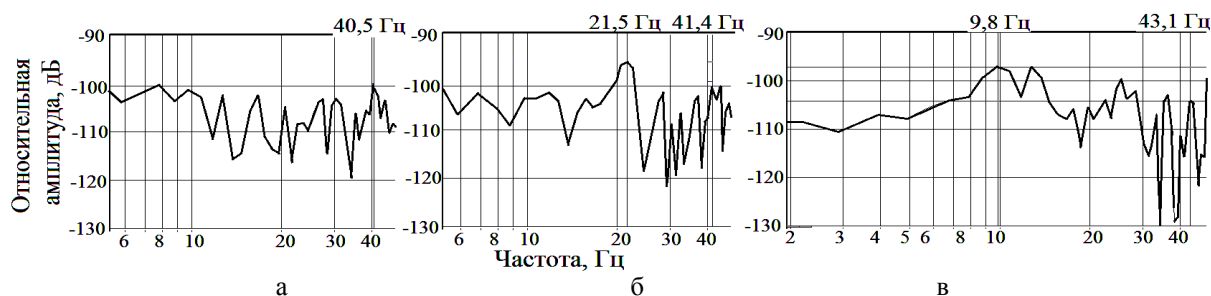


Рис. 5. Спектры вибросигналов: а – устойчивая работа; б – вращающийся срыв; в – помпаж

характерная для режима помпажа.

Срывная гармоника вибросигнала является устойчивой, значительно выделяется на фоне шумов (в экспериментах – выше уровня шумов на 11 дБ), что позволяет использовать ее для диагностики вращающегося срыва.

Методика работоспособна в диапазоне относительных частот вращения ротора $\bar{n} = 0,3...1,0$. Для демонстрации возможности использования вибрационных характеристик при формировании сигнала предпомпажного состояния была выполнена одновременная запись сигналов пульсации давления в проточной части ступени компрессора и вибраций корпуса. На рис. 6 приведено изменение относительных значений пульсации давления и уровня вибрации, записанных на ступени компрессора при медленном и быстром дросселировании на выходе. Пульсации давления обработаны по алгоритму, применяемому на серийном вертолетном двигателе [11], вибрации – после медианной фильтрации и фильтра Баттерворда, настроенного на частоту вращающегося срыва.

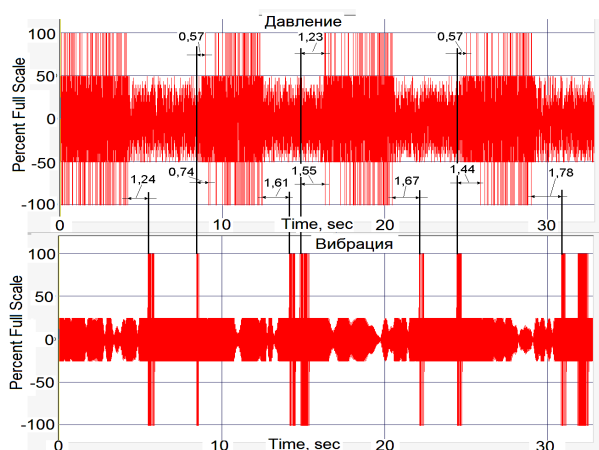


Рис. 6. Изменение относительных значений пульсации давления и уровня вибрации

Из графиков рис. 6 видно, что стандартный алгоритм, использующий пульсации давления, формирует сигнал о возникновении помпажа при циклическом изменении давления воздуха до 0,6 от номинального значения с частотой до 10 Гц. Вибросигнал, реагирующий на возникновение вращающегося срыва, формирует сигнал на 0,74...1,55 с раньше, чем возникает помпаж (время реакции зависит от скорости закрытия дроссельной заслонки). На графике вибрации видно, что при открытии дроссельной заслонки и локализации помпажного режима через 1,24...1,78 с на короткое время в ступени компрессора опять формируется вращающийся срыв.

В многоступенчатом осевом компрессоре срывные явления, предшествующие помпажу, формируются не на всех ступенях одновременно, а вначале – на некоторых ступенях, которые называют

критическими или управляющими [12]. Управляющие ступени обладают максимальными амплитудами скачка давления из точки на границе срыва в начальную точку левой ветви характеристики и первыми переходят в режим полного срыва. Чтобы их выявить, требуются полные характеристики всех ступеней.

В работе [2] для выявления срывных режимов предлагается в каждой ступени осевого компрессора устанавливать по два приемника давления, соединенных трубопроводом с чувствительным элементом, который будет реагировать на разность давлений, измеряемых приемниками. При появлении в какой-либо ступени местного срыва появляется разбаланс давлений и формируется команда на включение системы предупреждения помпажа. Предлагаемая система работоспособна, но достаточно сложна для реализации.

В работах [12, 13] приведены результаты исследований, показывающие связь между периодом колебаний профиля лопатки компрессора периодом обращения срывной зоны. В частности, результаты экспериментов, полученные в процессе стендовых испытаний компрессора ГТД, подтвердили основные теоретические положения метода обнаружения срывных и помпажных явлений по колебаниям лопаток и возможность его практической реализации. Возможность возникновения вращающегося срыва в данной ступени устанавливается на основе соотношения $t_B / T_{ВР,СР} \geq 1$, полученного из условия динамического срыва на колеблющемся профиле $t_B = T/4 = 1/(4f)$, где f – частота колебаний профиля; $T = 1/f$ – период колебаний профиля; $T_{ВР,СР}$ – период обращения срывной зоны.

По всей видимости, для выявления управляющих ступеней необходимо использовать динамическую частоту колебаний профиля, которая рассчитывается с учетом температуры пера лопатки и частоты вращения ротора. Поэтому одним из измеряемых параметров должна быть температура воздуха на входе в компрессор. По ее значению и частоте вращения ротора, определяющей режим работы двигателя, можно вычислить температуру воздуха в каждой ступени компрессора, температуру пера лопатки и затем – динамическую частоту колебаний профиля.

Формирование алгоритма диагностирования предпомпажного состояния компрессора

Таким образом, алгоритм выявления предпомпажного состояния компрессора по уровню вибраций корпуса компрессора содержит:

- измерение штатным индукционным датчиком

частоты вращения ротора с штатной частотой опроса 5 Гц, формирование пилот-сигнала;

- регистрацию вибраций на корпусе компрессора с частотой не менее удвоенной частоты вращения ротора;

- определение управляющих ступеней и расчет для них частот вращающегося срыва и ширины полосы пропускания полосового фильтра;

- формирование полосового фильтра;

- медианную фильтрацию текущего вибросигнала;

- полосовую фильтрацию обработанного сигнала, определение уровня сигнала;

- выработку сигнала о возможном развитии помпажа и управляющей команды на парирование срыва при превышении сигналом порогового уровня.

Заключение

Существующие противопомпажные системы ГТД включаются в работу уже при развитии помпажа, хотя его предшественник, вращающийся срыв, начинается значительно раньше и может служить информационным критерием для включения его в систему автоматики двигателя. Кроме общего уровня пульсаций давления можно выделить несколько спектральных составляющих вибрации, реагирующих на возникновение и развитие вращающегося срыва – предвестника помпажа.

Предложен алгоритм для автоматического обнаружения периодических составляющих нестационарных параметров вибрации, измеряемых на корпусе компрессора, и формирования управляющих воздействий для антипомпажной защиты. Особенности алгоритма состоят в выявлении управляющих ступеней, медианой фильтрации вибросигнала с последующим прохождением его через полосовой фильтр. Опорная частота полосового фильтра и ширина полосы пропускания формируются по пилот-сигналу, получаемому с датчика частоты вращения ротора. Сигнал о возможном развитии помпажа и формирование управляющей команды на парирование срыва формируются при превышении отфильтрованным вибросигналом порогового уровня.

Повысить надежность срабатывания противопомпажной защиты и полнее использовать возможности газотурбинного двигателя за счет исключения ложных срабатываний системы можно за счет одновременного использования нескольких источников информации, в том числе – составляющих вибрации корпуса компрессора. Сигнал, получаемый от одного источника, подтверждается (или блокируется) сигналом от другого источника иной физической природы, что исключит ложные срабатывания и повысит надежность работы противопомпажной системы.

Литература

1. 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.

2. Токарев, В. П. Система диагностирования предпомпажного состояния газотурбинного двигателя [Текст] / В. П. Токарев, Д. Д. Кудашов // Вестник УГАТУ – Самара: СГАУ, 2014. – Т. 18, № 1(62). – С. 73-78.

3. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях [Текст] / В. Г. Августинович, Ю. Н. Шмотин, А. П. Сипатов и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.

4. Колесинский, Л. Д. Исследование процессов развития вращающегося срыва в осевом компрессоре после нарушения газодинамической устойчивости [Текст] / Л. Д. Колесинский // Ученые записки ЦАГИ. – 2008. – № 1-2, т. 39. – С. 92-98.

5. Чигрин, В. С. Віброакустика і вібродіагностика авіаційних двигунів [Текст] / В. С. Чигрин, С. І. Суховій. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2012. – 264 с.

6. Колесинский, Л. Д. Анализ протекания нестационарных явлений в многоступенчатом осевом компрессоре, работающем в системе стенда, при помпаже [Текст] / Л. Д. Колесинский, О. В. Макашева // Ученые записки ЦАГИ. – 2008. – № 4, т. 39. – С. 46-59.

7. Чигрин, В. С. Совершенствование методов обнаружения неустойчивых режимов работы осевых компрессоров с использованием анализа вибраций [Текст] / В. С. Чигрин, С. В. Епифанов, Ф. Мохаммадсадеги // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2015. – № 6/7(78). – С. 23-34.

8. Максимов, В. П. Измерение, обработка и анализ быстропеременных процессов в машинах [Текст] / В. П. Максимов, И. В. Егоров, В. А. Карасев. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.

9. Акустические методы и средства измерения пульсаций давления [Текст] / В. П. Шорин, Е. В. Шахматов, А. Г. Гимадиев и др. – Самара: СГАУ, 2007. – 132 с.

10. Михайлов, А. Л. Диагностика автоколебаний рабочего колеса компрессора малоразмерного ГТД [Текст] / А. Л. Михайлов, О. Л. Посадова // Контроль. Диагностика. – 2008. – № 7. – С. 47-50.

11. Чигрин, В. С. Конструкция турбовального ГТД Д-136 [Текст]: учеб. пос. / В. С. Чигрин, В. Н. Денисюк, В. Г. Харченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2015. – 104 с.

12. Колесинский, Л. Д. Определение вращающегося срыва в осевом многоступенчатом компрессоре ГТД [Текст] / Л. Д. Колесинский, О. В. Макашева // Полет. – 2010. – № 3. – С. 36-41.

13. Коротков, О. Ю. Расчет динамического срыва на колеблющемся профиле [Текст] / О. Ю. Коротков, Г. М. Шумский // Прикладная механика и техническая физика – 2000. – Т. 41, № 3. – С. 81-85.

References

1. Chigrin, V. S., Churbakov, I. V. *Sposob diagnostiki pompazha komprssora* [Compressor surge diagnostic method]. Pat. RF. № 2382909.

2. Tokarev, V. P., Kudashov, D. D. *Sistema diagnostirovaniya predpompazhnogo sostovaniva gazoturbinного dvigatelva* [Before compressors stall condition of GTF condition diagnostic system]. *Vestnik UGATU*. Samara, SGAU Publ., 2014, vol. 18, no. 1(62), pp. 73-78.

3. Avgustinovich, V. G., Shmotin, Yu. N., Sibatov, A. P. i dr. *Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh yavleniy v gazoturbinnnykh dvigatel'nykh* [Numerical simulation of transient phenomena in gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 536 p.

4. Kolesinskiv, L. D. *Issledovanie protsessov razvitiya vraschavushchegosya sriviva v osevom kompressore posle narusheniya gazodinamicheskoy ustoychivosti* [Investigation of the processes of rotating stall in axial compressor after violation dynamic stability]. *Uchenyie zapiski TsAGI*, 2008, vol. 39, no. 1 – 2, pp. 92–98.

5. Chvervyn, V. S., Suhoviv, S. I. *Vibroakustika i vibrodiagnostika aviatsionnykh dvigatel'nykh* [Vibroacoustics and vibration diagnostics of aircraft engines]. Kharkov, Nats. aerokosm. un-t «ХАИ» Publ., 2012. 264 p.

6. Kolesinskiv, L. D., Makasheva, O. V. *Analiz protsekhivaniya nestatsionarnykh yavleniy v mnogo-stupenchatom osevom kompressore, rabotavuschem v sisteme stenda, pri pompazhe* [Analysis of transient flow phenomena in a multistage axial compressor system operating in the stand when the surge]. *Uchenyie zapiski TsAGI*, 2008, vol. 39, no. 4, pp. 46–59.

7. Chigrin, V. S., Epifanov, S. V., Mohammadsadegi, F. *Sovershenstvovanie metodov obnaruzheniya neustoychivykh rezhimov raboty osevykh kompressorov s ispolzovaniem analiza vibratsiy* [Perfection of methods of finding out unsteady modes of operation of axial compressors with the use of analysis of vibrations]. *Vostochno-Evropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy*, 2015, no. 6/7 (78), pp. 23–34.

8. Maksimov, V. P., Egorov, I. V., Karasev, V. A. *Izmerenie, obrabotka i analiz bystropremennykh protsessov v mashinakh* [Measurement, processing and analysis of rapidly processes in machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 208 p.

9. Shorin, V. P., Shahmatov, E. V., Gimadiev, A. G. i dr. *Akusticheskie metody i sredstva izmereniya pulsatsiy davleniya* [Acoustic methods and means of measuring pressure pulsations]. Samara, SGAU Publ., 2007. 132 p.

10. Mihavlov, A. L., Posadova, O. L. *Diagnostika avtokolebaniy rabocheho kola kompressora malorazmernogo GTD* [Diagnosis of oscillation of the impeller compressor small-size GTE]. *Kontrol. Diagnostika*, 2008, no. 7. pp. 47–50.

11. Chigrin, V. S., Denisvuk, V. N., Harchenko, V. G. *Konstruktivna turbovalnogo GTD D-136* [The design of turboshaft gas turbine engine D-136]. Kharkov, Nats. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «ХАИ» Publ., 2015. 104 p.

12. Kolesinskiv, L. D., Makasheva, O. V. *Onredelenie vraschavushchegosya sriviva v osevom mnogostupenchatom kompressore GTD* [Determination of rotating stall in axial multistage compressor GTE]. *Polet*, 2010, no. 3. pp. 36–41.

13. Korotkov, O. Yu., Shumskiv, G. M. *Raschet dinamicheskogo sriviva na koleblvushchey profile* [Calculation of dynamic failure on the vibrating profile]. *Prikladnaya mehanika i tekhnicheskaya fizika*, 2000, vol. 41, no. 3, pp. 81–85.

Поступила в редакцию 20.05.2016, рассмотрена на редколлегии 16.06.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ОБЕРТОВОГО ЗРИВУ В СТУПЕНІ ОСЕВОГО КОМПРЕСОРА

Ф. Мохаммадсадегі, В. С. Чигрин

Приведені результати експериментальних досліджень нестійких течій в ступені осевого компресора. Розглянуто динаміку втрати газодинамічної стійкості ступені компресора, виконано експериментальні дослідження з виміром пульсацій тиску і спектральних складових вібрацій для визначення інформативних критеріїв виявлення передпомпажного режиму. Обґрунтовано необхідність розробки і впровадження систем автоматичного регулювання запобігання помпажу компресора ГТД. Сформульовані основні напрями по розробці систем запобігання помпажу компресора, головними з яких є виявлення інформативних ознак зародження передпомпажних режимів і розробка автоматичних систем запобігання зародження помпажу.

Ключові слова: нестійка робота ГТД, компресор ГТД, обертовий зрив, помпаж, система попередження помпажу.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF ROTATING STALL IN STAGE AXIAL COMPRESSOR

F. Mohammadsadeghi, V. S. Chygrin

The paper addresses the experimental results of unsteady flow in an axial compressor stage. The paper also deals with the dynamics of hydraulic instability of compressor stage. Experimental researches to determine an informative criteria, which detects the pre-surge condition were carried out. The detection is performed by pressure pulsations and spectral components of the pulsation. The results of the research showed that GTE automatic control systems, which avoid compressor surge, must be developed and implemented. Authors defined main ways of a compressor surge prevention. Main ways are the determination of an informative criterion of pre-surge condition and a development of the surge prevention automatic control system.

Key words: unstable operation of GTE, compressor of GTE, rotation stall, surge, surge prevention automatic control system.

Мохаммадсадегі Фаррох – аспірант кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аерокосмічного університету ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: farrokh_sadeghi@yahoo.com.

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аерокосмічного університету ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: chigrin_vs@rambler.ru.

Мохаммадсадегі Фаррох – PhD student of Aircraft Engine Design department, National aerospace university named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: farrokh_sadeghi@yahoo.com.

Chygrin Valentin Semenovich – Candidate of Technical Science, Assistant Professor of Aircraft Engine Design department, National aerospace university named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: chigrin_vs@rambler.ru.