

СИСТЕМА СБОРА И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ О ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССАХ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД ПРИ ДОВОДОЧНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Исследования газодинамической устойчивости ГТД являются важнейшим этапом его доводочных испытаний, направленных на обеспечение надёжности создаваемого двигателя. Доводочные работы осложняются тем, что устойчивость двигателя зависит от взаимодействия многих функциональных узлов, включая компрессор, камеру сгорания, турбину, а также от режима его работы и значительного числа внешних факторов. Цель статьи - обеспечить процесс испытаний средствами получения более полной информации о газодинамических процессах, протекающих в проточной части двигателя. Это может ускорить выявление недостатков конструкции, выработку мероприятий по их устранению и сократить сроки доводки, а на завершающем этапе испытаний установить с большей точностью фактическую границу устойчивости созданного двигателя. Для повышения достоверности определения начальной стадии возникновения срывных процессов в проточной части двигателя предложен новый подход к выбору контролируемых параметров - изгибных колебаний рабочих лопаток и пульсаций давления. Рассмотрена обобщенная структура системы сбора информации на основе средств, обеспечивающих работоспособность используемых датчиков в экстремальных условиях их эксплуатации, а также необходимые динамические характеристики системы. Раскрыты принципы построения таких систем и дано описание функционирования системы. Раскрыты возможности системы по определению срывных явлений, показаны варианты вычисления параметров, характеризующих изгибные колебания пера лопатки, показаны варианты представления результатов наблюдений в графической форме. Указано на перспективу использования предложенных средств при штатной эксплуатации двигателя.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, доводочные испытания, газодинамическая устойчивость, срывные процессы, вращающийся срыв, пульсации давления, колебания рабочих лопаток, радиальный зазор, датчики.

Ю.Н. Секисов

Институт проблем управления
сложными системами РАН
ул. Садовая, 61,
г. Самара, 443020,
Российская Федерация

А.Г. Гимадиев,

Самарский государственный
аэрокосмический университет
Московское шоссе, 34,
г. Самара, 443123,
Российская Федерация,
sekisov@iccs.ru

1. Введение

Завершающим этапом создания ГТД являются доводочные испытания (ДИ), цель которых - отработка рабочего процесса двигателя и его конструкции для обеспечения заявленных параметров и требуемой надёжности [1]. Длительность ДИ для авиационного двигателя может достигать 5-6 лет и включает стендовые и летные испытания значительного числа опытных экземпляров.

Оценка надёжности двигателя выполняется в ходе специальных испытаний, в номенклатуру которых входят

испытания по проверке запасов газодинамической устойчивости [2, 3]. Следует отметить, что потеря газодинамической устойчивости двигателя является одним из наиболее опасных отказов авиационной силовой установки и при эксплуатации двигателя работа на режимах, при которых рабочая точка на характеристике компрессора располагается вблизи границы устойчивости, недопустима. В этой связи более точное определение границы устойчивости при исследовании факторов, влияющих на срывные процессы в газо-воздушном тракте (ГВТ) создаваемого двигателя, является актуальной задачей.

Испытания на газодинамическую устойчивость двигателя являются наиболее сложными, так как их результаты зависят от взаимодействия компрессора, камеры сгорания и турбины, а также от влияния внешних факторов. На различных режимах работы и при изменяющихся внешних условиях нет однозначной связи между параметрами рабочего процесса и моментом возникновения срывных явлений. Поэтому предсказание их по изменению только одного физического параметра не обеспечивает требуемой достоверности.

В качестве основного источника информации о срывных процессах в ГВТ используются пульсации давления в сечениях ГВТ. Так, высокочастотные пульсации давления на выходе компрессора указывают на возможный вращающийся срыв в межлопаточных каналах рабочих колёс, а низкочастотные пульсации большой амплитуды – о возникновении помпажа. Так как на пульсации давления от срывных процессов могут накладываться пульсации, вызванные другими факторами, то использование пульсаций давления для обнаружения начальной стадии зарождения срывных явлений в качестве основного источника информации недостаточно. Использование дополнительной информации о параметрах двигателя позволяет повысить достоверность обнаружения срывных процессов в ГВТ. Так в [4] для определения вида, места возникновения, частотных характеристик срывных процессов используется уровень и частотный спектр вибраций на статоре компрессора в области лопаточных венцов рабочих колёс. В общем случае пульсации давления, повышенный уровень вибраций статора являются косвенными параметрами и свидетельствуют о наличии уже наступившего срывного процесса, однако их недостаточно для обнаружения начальной стадии его зарождения.

Предлагается для определения начальной стадии зарождения срывных процессов в ГВТ дополнительно к информации о пульсациях давления использовать

информацию о колебаниях торцов рабочих лопаток компрессора. Действительно, изгибные колебания пера лопатки являются «прямым», первичным параметром от действия аэродинамических сил, возникающих при отрыве потока от поверхности пера лопатки.

Цель статьи – демонстрация возможностей технических средств, использующих в качестве основного источника информации для обнаружения начальной стадии срывных процессов в ГВТ колебания торцов рабочих лопаток компрессора в сочетании с информацией о пульсациях давления в ГВТ.

Рассматриваются принципы построения систем сбора и обработки информации о процессах в ГВТ (ССОИ-ГВТ), их обобщенная структура, особенности работы при сборе информации на различных режимах работы двигателя, а также их возможности в случае использования при штатной эксплуатации двигателя. Более полная информация о процессах в ГВТ позволит своевременно внести доработки конструкции, расширить границы устойчивой работы двигателя и сократить сроки его доводки.

2. Особенности, структура и функционирование измерительных каналов ССОИ-ГВТ

Следует отметить, по крайней мере, два фактора, усложняющих получения первичной информации о процессах непосредственно в ГВТ. Во-первых, неблагоприятная газо-воздушная среда для размещения датчиков, температура которой в зоне турбины превышает 1000 °С. Во-вторых, высокая скорость протекания регистрируемых процессов. Так, частота высокочастотных пульсаций давления достигает нескольких кГц, а окружная скорость перемещения торцов рабочих лопаток составляет 300 – 400 м/с. Предлагаемые технические средства сохраняют работоспособность в среде ГВТ двигателя и обладают достаточным

динамическими характеристиками, позволяющими вести сбор и первичную обработку информации в реальном времени.

2.1. Принципы построения систем

1) В качестве основного информационного параметра для обнаружения срывных явлений в ГВТ используются колебания торцов лопаток рабочих колёс, так как угол отклонения торца относительно замка лопатки является первичным параметром, изменяющимся в связи с изгибом пера лопатки пропорционально аэродинамической силе, возникающей при её обтекании воздушным потоком.

2) Для повышения точности идентификации срывных процессов анализируется совокупное поведение нескольких измеряемых параметров (изгибные колебания торцов лопаток, пульсации давления).

3) В качестве первичного преобразователя для получения информации об изгибных колебаниях рабочих лопаток используется оригинальный одновитковый вихретоковый датчик (ОВТД) [5], который позволяет дополнительно получить информацию о величине радиального зазора (РЗ) между торцом каждой лопатки контролируемого рабочего колеса и статором компрессора. Величина РЗ оказывает прямое влияние на устойчивость. Увеличение РЗ по концам лопаток компрессора высокого давления на 1 % может привести к уменьшению коэффициента запаса устойчивости на (3...8) % [6]. Анализ устойчивости разрабатываемого двигателя должен проводиться с учётом имеющихся РЗ.

4) Необходимое быстродействие канала обнаружения изгибных колебаний лопаток при окружной скорости торцов лопаток 300...400 м/с достигнуто за счёт оригинального способа получения информации с датчика, при котором процесс преобразования выполняется в течение однократного «опросного» импульса

питания датчика, длительностью порядка 0,5 мкс [5].

5) В качестве измерителя пульсаций давления использован оригинальный зонд с датчиком и подводным каналом, в котором применён акустический корректирующий элемент, исключающий отражённые волны и резонансные явления, снижающие точность измерения [7].

6) Предусматривается возможность адаптации предлагаемых методов и средств измерения параметров для решения задач диагностики и управления при штатной эксплуатации двигателя.

2.2. Функциональная структура технических средств

Предлагаемые технические средства позволяют создавать системы различной сложности для стендовых и бортовых испытаний на стадии доводки ГТД. Технические средства обеспечивают сбор первичной информации, преобразование их в цифровой код с помощью стандартных аналого-цифровых преобразователей типа L-Card и ввод в персональный компьютер (ПК), последующую обработку с целью определения контролируемых параметров и состояния ГВТ. Общий вид структуры системы сбора и обработки информации показан на рисунке 1.

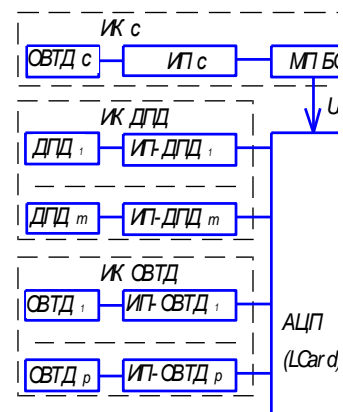


Рисунок 1. Обобщенная структурная схема системы сбора и обработки информации о процессах в ГВТ

Средства получения информации об однородных параметрах объединены в соответствующие группы - измерительные каналы (ИК). Система содержит ИК для датчиков пульсаций давления ДПД₁...ДПД_м, одновитковых вихретоковых датчиков ОВТД₁...ОВТД_р, датчиков температуры ДТ₁...ДТ_п и канал синхронизации с одновитковым вихретоковым датчиком ОВТД_с (m, n, p – число соответствующих датчиков).

ИК содержит соответствующие измерительные преобразователи (ИП) по числу установленных на двигатель датчиков. Сложность ССОИ определяется общим числом ИП, зависящим от чисел выбранных сечений в ГВТ и установленных в нём датчиков в соответствии с принятой программой испытаний¹.

В ПК реализуется алгоритм управления сбором информации, вычисляются измеряемые параметры, формируются их временные зависимости, выполняется накопление данных и диагностика состояния ГВТ.

2.3. Работа измерительного канала синхронизации

Сбор и последующая обработка информации со всех измерительных каналов производится с привязкой к «системному» времени и к угловому положению ротора компрессора. Измерительный канал синхронизации (ИК_с) обеспечивает распределение всех результатов измерений, выполняемых в системе, на единой угловой оси « b » 0... 360 градусов, соответствующей полному обороту ротора компрессора. Первичным источником информации ИК_с является ОВТД_с, функционирующий с установленной на валу ротора немагнитной «меткой». ОВТД_с размещается так, чтобы при вращении вала чувствительный элемент датчика взаимодействовал с «меткой», в результате чего измерительный

преобразователь вырабатывает одиночный импульс, передний фронт которого принимается за начало угловой координаты лопаточного колеса $b=0$. Увеличение b идёт в направлении противоположном вращению ротора. Положительной особенностью применения ОВТД_с в канале синхронизации в сравнении с традиционными электромагнитными датчиками частоты вращения (ДЧВ) является независимость формы и амплитуды сигнала датчика в функции угла b при изменении частоты вращения ротора, что повышает точность определения «нулевого» углового положения ротора на шкале текущего «системного» времени.

Микропроцессорный блок обработки (МПБО) (см. рисунок 1) информации ИК_с содержит таймер, формирующий «системное» время t . Моменты времени t_k прохождения угловой координаты $b=0$ на каждом обороте k фиксируются в памяти ПК. Сигнал U_c обеспечивает синхронизацию работы аналого-цифрового преобразователя с периодом вращения ротора. Два примыкающих момента времени t_{k-1} и t_k позволяют на обороте номер k определить длительность периода вращения ротора T_k и среднюю угловую скорость вращения V_k за один оборот $T_k = t_k - t_{k-1}$, $V_k = 360/T_k$.

Минимальная длительность периода вращения ротора T_{\min} ограничена максимальной частотой вращения ротора N_{\max} конкретного ГТД $T_{\min} = 60/N_{\max}$.

По угловой скорости вращения двух примыкающих оборотов $k-1$ и k определится среднее угловое ускорение ротора на обороте k $q_k = (V_k - V_{k-1})/T_k = 360 \cdot (1 - T_k/T_{k-1})/T_k^2$.

Введём текущее время t_{ki} в пределах оборота k , изменяющееся от 0 до T_k .

Примем ускорение q_k в пределах оборота k неизменным. Преобразование сигналов с ИК

¹ При описании принципа действия системы будем придерживаться минимального числа ИП в ИК.

в код является дискретным во времени. Моменты опроса ИК с номерами i фиксируются на шкале времени текущего оборота k ротора. Это позволяет для t_{ki} , при котором зафиксированы данные, вычислять угловое положение ротора b_{ki} , соответствующее этому моменту времени

$$b_{ki} = V_k \cdot t_{ki} + q_k \cdot t_{ki}^2 / 2. \quad (1)$$

Таким образом, в блоке обработки ИК_с формируется информация о времени съёма всех данных с ИП и об угловом положении ротора в t_{ki} .

2.4. Работа измерительных каналов с датчиками пульсации давления

Датчика пульсаций давления не может быть установлен в ГВТ двигателя непосредственно в точке измерения из-за высоких температур, уровня вибраций, а также из-за больших его габаритов. Поэтому подключение датчика к точке измерения производится при помощи подводящего канала. Наличие подводящего канала приводит к значительному искажению передаваемой к датчику информации о переменной составляющей давления из-за резонансных явлений. Повышения точности измерения пульсаций давления при этом можно добиться акустической коррекцией динамических характеристик подводящего канала [7]. Подводящий волновод, датчик пульсаций давления и акустический корректирующий элемент в совокупности образуют зонд пульсаций давления, частотные характеристики которого определяются заранее до его установки на двигатель на специальном стенде пульсирующих давлений [8]. В качестве преобразователя давления использован индуктивный дифференциальный датчик ДМИ-10 [9], сигнал с выхода которого преобразовывается в блоке АЦП в цифровой код «С». В зависимости от величины абсолютного давления и уровня пульсаций для испытываемого двигателя в качестве преобразователя давления могут

использоваться другие датчики давления, например ДПД ОКБ «Сигнал», фирмы РСВ (США), PS2001 ООО «ГлобалТест» [10].

По известной частотной функции преобразования, получаемой при градуировке зонда на стенде, вычисляется измеряемое давление в точке контроля.

Число датчиков давления в сечении и число контролируемых сечений выбирается с учётом предполагаемой неоднородности давления в потоке газа².

2.5. Работа измерительных каналов с вихретоковыми датчиками

Одновитковый вихретоковый датчик с чувствительным элементом (ЧЭ) в виде одиночного проводника [11] имеет монолитную сварную конструкцию, обеспечивающую работоспособность в экстремальных условиях окружающей среды в компрессоре и турбине. Датчик устанавливается на статор так, чтобы ЧЭ находился над лопаточным венцом контролируемого колеса компрессора (турбины) и был заглублен в статор относительно внутренней поверхности порядка на 0,5 мм. При вращении рабочего колеса торцы лопаток с номером g (рисунок 2) проходят зону чувствительности датчика $b_{ч}$ и вызывают изменение его индуктивности L , которое преобразуется в напряжение и далее в цифровой код «С» в дискретные моменты времени t_i .

Величина индуктивности L вихретокового датчика зависит от расстояния до лопатки. В качестве меры удалённости принято расстояние r от центра чувствительного элемента до геометрического центра торцевой поверхности лопатки. С уменьшением r индуктивность датчика уменьшается, а код сигнала с ИП увеличивается. За пределами

² Для иллюстрации принципа работы системы будет использовано по одному датчику давления в сечениях перед кольцевой КС.

зоны чувствительности индуктивность датчика не изменяется.

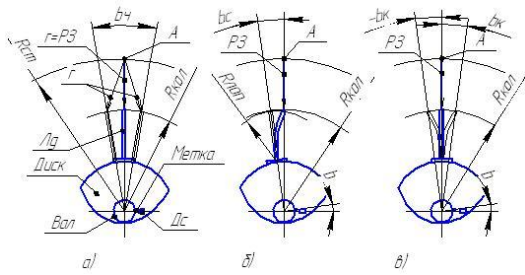


Рисунок 2. Варианты прохода торца лопатки L_g зоны чувствительности датчика, установленного в точку А статора: а) положения вектора r в зоне чувствительности b_q ; б) отклонение торца рабочей лопатки при статическом изгибе b_c ; в) отклонения торца при колебаниях пера лопатки b_k

Линейная протяженность зоны чувствительности b_q датчика в направлении вращения торца лопатки близка к величине диаметра D_d торцевой части датчика. При заданном радиусе лопаточного венца рабочего колеса $R_{кол}$ определяется угловая зона чувствительности b_q датчика в направлении вращения ротора $b_q = \frac{360}{2\pi R_{кол}} \cdot D_d$.

Интервал времени $\Delta t = t_{i-1} - t_i$ фиксации кодов АЦП (шаг дискретизации) выбирается таким, чтобы в зоне чувствительности датчика (рисунок 3) количество отсчетов кода было не менее $I_{зч}$ при максимальной частоте вращения ротора N_{max} . В результате минимальное время $T_{зч min}$, в течение которого торец лопатки находится в зоне чувствительности датчика, и соответствующий интервал времени Δt определяются следующими выражениями

$$T_{зч min} = \frac{T_{min}}{360} \cdot b_q, \quad \Delta t = \frac{T_{зч min}}{I_{зч}} = \frac{T_{min}}{360 I_{зч}} \cdot b_q.$$

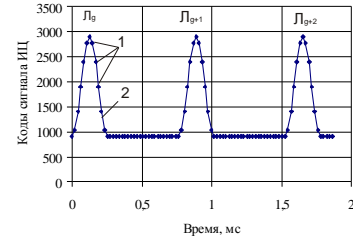


Рисунок 3. Зависимость выходного сигнала ИЦ с ОВДТ при прохождении торцов лопаток L_g, L_{g+1} и L_{g+2} зоны чувствительности датчика: 1 - цифровые коды «С» в момент съема информации с датчика (ромбические точки); 2 - цифровой эквивалент « $C_g(t)$ », соответствующий непрерывному изменению индуктивности датчика под воздействием перемещающегося торца лопатки (тонкая линия)

Минимальное значение r является радиальным зазором (P3) между торцом лопатки и статором, а зависимость $C_g(t)$ в этот момент времени t_m имеет максимальное значение $C_{эм}$. Код $C_{эм}$ и время t_m позволяют вычислить угловое положение торца лопатки bc как при статическом изгибе пера (рисунок 2,б), так и при его колебаниях b_k (рисунок 2,в).

В общем случае моменты времени, при которых отсчитываются значения кода C_i не совпадают с максимумом зависимости $C_g(t)$. Известны алгоритмы [5], обеспечивающие вычисление t_m и $C_{эм}(t)$ с использованием аппроксимирующей зависимости $C_a(t)$, построенной по полученным значениям кода в заданные моменты времени в зоне b_q . Учитывая «колоколообразный» вид и «гладкость» функции $C_g(t)$, будет достаточно для построения зависимости $C_a(t)$ в виде полинома второго порядка использовать три значения кода в области экстремального значения $C_g(t)$

$$C_a = A_2 t^2 + A_1 t + A_0 \quad (2)$$

Для реализации алгоритма вычисления экстремального значения кода и момента времени его достижения в последовательности $C_i(t)$ (см. рисунок 3) для лопатки с номером g выбирается три кода (рисунок 4) - наибольший код C_2 , а также код C_1 , предшествующий максимальному значению, и код C_3 , следующий за максимальным значением.

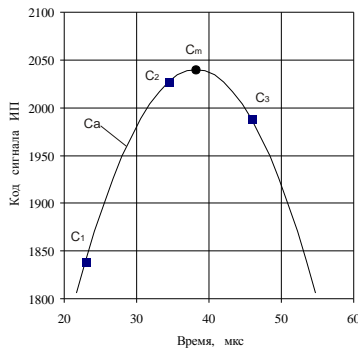


Рисунок 4. Коды в окрестности экстремального сигнала ИП при прохождении торца лопатки с номером g зоны чувствительности датчика

Коэффициенты полинома для выбранных кодов C_1, C_2, C_3 и соответствующих моментов времени t_1, t_2, t_3 определяются следующими выражениями

$$\begin{aligned}
 A_0 &= C_1 - A_2 t_1^2 - A_1 t_1, \\
 A_1 &= \frac{C_2 - C_1}{t_2 - t_1} - A_2 \frac{t_2^2 - t_1^2}{t_2 - t_1}, \\
 A_2 &= \frac{(t_2 - t_1)(C_3 - C_1) - (C_2 - C_1)(t_3 - t_1)}{(t_2 - t_1)(t_3^2 - t_1^2) - (t_2^2 - t_1^2)(t_3 - t_1)}
 \end{aligned} \quad (3)$$

Из равенства $dC_a(t)/dt = 0$ вычисляется время t_m максимума функции $C_a(t)$

$$t_m = -0,5A_1 / A_2. \quad (4)$$

По формулам (3) и (4) в «реальном времени» вычисляются t_{mgk} в течение оборота k ротора для всех лопаток g контролируемого колеса. По величине t_m ,

используя (1), определяется угловое положение b_{gk} торца каждой лопатки g на каждом обороте k ротора двигателя в системе координат колеса.

Изгиб пера лопатки с номером g под действием аэродинамических сил на обороте k будем характеризовать угловым отклонением торца лопатки Δb_{gk} в плоскости вращения контролируемого колеса от углового положения её замка с учётом начального отклонения b_{T3g} торца относительно замка

$$b_{T3g} = b_{Tg} - b_{3g}, \quad (5)$$

где b_{3g} - угловое положение центра замка лопатки с номером g определяется из конструкторской документации и вносится в память ПК; b_{Tg} - начальное положение торца лопатки с номером g в угловой системе координат колеса. Начальное положение b_{Tg} фиксируется в памяти системы во время стартовой прокрутки ротора ГТД, при которой влиянием аэродинамических сил можно пренебречь. Фактический угол отклонения торца относительно замка лопатки под действием аэродинамических сил на обороте k с учётом начального отклонения, рассчитанного по формуле (5), определится следующим выражением $\Delta b_{gk} = b_{gk} - b_{Tg} + b_{3g}$.

По величине t_{mgk} , используя (2), вычисляются экстремальные значения кодов C_{mgk} и по заложенной в систему измерения градуировочной характеристике $C(P3)$ определяется величина радиального зазора $P3_{gk}$ для каждой лопатки на обороте ротора k .

2.6. Работа измерительных каналов с датчиками температуры

Температурные ИК используются для повышения точности ССОИ-ГВТ за счёт

коррекции температурной погрешности ОВТД. Датчик содержит две встроенные термопары типа ХА со стандартной градуировкой, для измерения температуры корпуса датчика и температуры в области чувствительного элемента. Измерительный канал содержит стандартные средства формирования сигнала для последующего преобразования в цифровой код [5]. Температура в области чувствительного элемента близка к температуре внутренней поверхности статора $Q_{ст}$ двигателя и является дополнительным источником информации при анализе характеристик двигателя.

3. Особенности работы ССОИ-ГВТ при обнаружении зоны срывных процессов

Система обеспечивает в реальном времени получение фактических значений приведенных выше параметров ГВТ на различных режимах работы двигателя. Срывные процессы характеризуются развитием во времени и в пространстве. Для начальной стадии срывного процесса характерен вращающийся срыв, который сопровождается колебаниями торцов лопаток, находящихся в зонах срыва контролируемого колеса. Для обнаружения колебаний выполняется непрерывный сбор данных на каждом обороте ротора. Значения вычисленных параметров формируются в соответствующие массивы с привязкой каждого результата к угловому положению контролируемого колеса, которое он занимал в момент съёма данных.

Обнаружение колебаний торцов лопаток осуществляется в результате сравнения углового отклонения торца каждой лопатки относительно углового положения замка на смежных оборотах ротора ($k \dots k+1$, $k+1 \dots k+2$ и т.д.).

На рисунке 5 иллюстрируется имитация ожидаемых угловых отклонений торцов лопаток относительно угловых положений

замков³ при трёхзонном срыве на примыкающих оборотах k , $k+1$, $k+2$.

Показано (см. рисунок 5) смещение зон $Z_1 \dots Z_3$ с колеблющимися лопатками по окружности рабочего колеса в сторону больших угловых значений (против направления вращения). Зависимости на рисунке 5, полученные при реальных испытаниях двигателя, позволят проследить развитие срывного процесса во времени от зарождения срывной зоны, с последующим изменением числа зон и переходом в состояние помпажа.

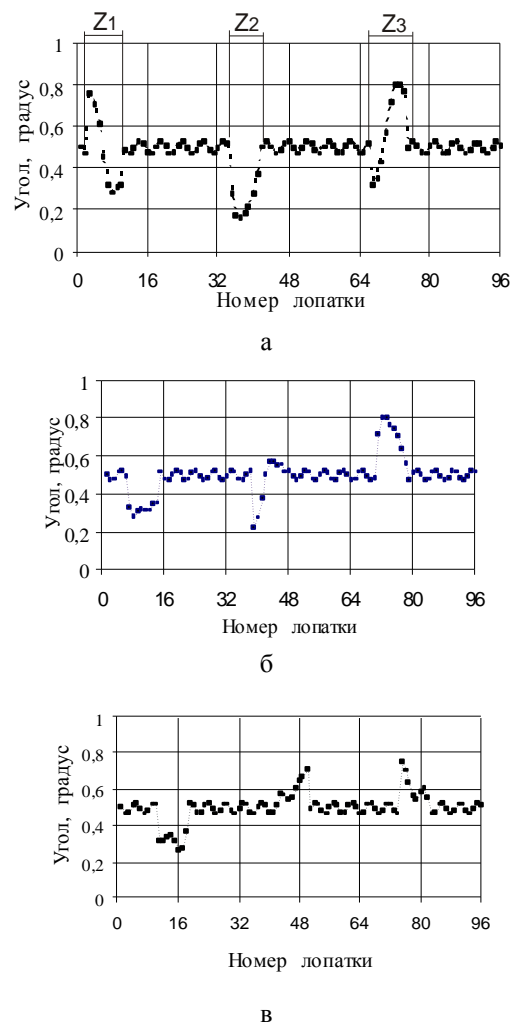


Рисунок 5. Угловые положения торцов лопаток на смежных оборотах РК при вращающемся срыве: а) - оборот РК № k ; б) - оборот РК № $k+1$; в) - оборот РК № $k+2$

³ Результаты получены моделированием колебаний торцов каждой лопатки g .

На рисунке 6 показано изменение углового положения торцов лопаток на последующем обороте по отношению к предыдущему $\Delta b_{g(k+1)-k} = \Delta b_{g(k+1)} - \Delta b_{gk}$. При этом, если фаза колебаний и кратность частот колебаний лопатки совпадает с частотой работы АЦП, то величина отклонения торца лопатки Δb_g на повторном обороте сохранится. В этом случае разность отклонений на двух смежных оборотах будет равна нулю

$$\Delta b_{g(k-1)-k} = 0. \tag{6}$$

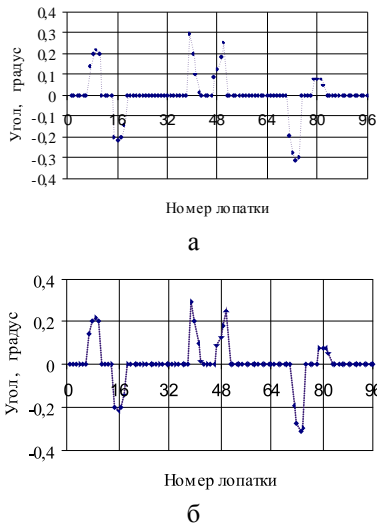


Рисунок 6. Отклонения углового положения торца одноименных лопаток РК на двух смежных оборотах ротора: а) - обороты k+1 – k; б) - обороты k+1 – k+2

Если фаза на втором обороте противоположна, а лопатка на обороте k проходила зону чувствительности с максимальным изгибом, то изменение отклонения $\Delta b_{g(k-1)-k}$ на двух смежных оборотах будет равно удвоенному значению амплитуды колебаний данной лопатки $\Delta b_{g(k-1)-k} = \pm 2\Delta b_{g \max}$.

Таким образом, с учётом зависимости (6) «зональность», показанная на рисунке 5 для $\Delta b_{g(k-1)-k}$ на угловой развертке колеса (см. рисунок 6), не сохраняется. Лопатки, для которых $\Delta b_{g(k-1)-k} \neq 0$, гарантированно колеблются, а часть лопаток, для которых выполняется условие (6), также могут колебаться. Предельные отклонения торцов

всех лопаток колеса за один оборот ротора могут приближаться к средней максимальной амплитуде колебаний лопаток.

В основе алгоритма фиксации начала срывных процессов (начала колебаний торцов лопаток с возрастающей амплитудой) является превышение модуля $\Delta b_{g(k-1)-k}$ некоторого заданного «порогового» значения b_{II}

$$|\Delta b_{g(k-1)-k}| > b_{II}. \tag{7}$$

Операция сравнения (7) выполняется на каждом обороте ротора, для каждой лопатки рабочего колеса и, в случае выполнения неравенства (7), системой вырабатывается сигнал предупреждения о начальной стадии срывных процессов в ГВТ двигателя.

Для исключения формирования «ложного» сигнала о срывных процессах в компрессоре, а также для исследования связей срывных процессов со структурой давлений на выходе компрессора, информация о колебаниях торцов лопаток сопоставляется с изменениями абсолютного давления и пульсациями давления $P(b)$ на входе в КС за оборот ротора. На рисунке 7 приведены зависимости полного давления на выходе компрессора для трех смежных (k, k+1 и k+2) оборотов ротора, полученных синхронно с зависимостями на рисунке 6.

Корреляция формы кривой изменения давления в пределах оборота ротора (см. рисунок 7) с формой гистограммы угловых смещений торцов лопаток (см. рисунок 5) подтверждает наличие срывных процессов и снижает вероятность ложной информации о зарождении срыва.

Участки зависимости $P(b)$, соответствующие прохождению зоны срыва (лопаток с колеблющимися торцами), характерны снижением статического давления и возрастанием пульсаций давления (зоны $Z_1 \dots Z_3$). В промежутках между зонами статическое давление содержит пульсации малой амплитуды, не связанные со «срывными» процессами.

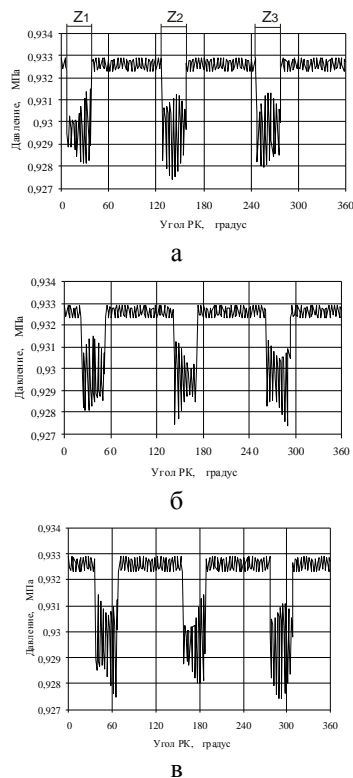


Рисунок 7. Зависимость давления на выходе компрессора за оборот ротора при трёхзонном вращающемся срыве: а) - оборот РК № k ; б) - оборот РК № $k+1$; в) - оборот РК № $k+2$

В случае сохранения условий, при которых возможно дальнейшее развития срывных процессов в компрессоре [12], произойдет расширение зон срыва на рабочем колесе и срыв распространится на весь компрессор, что приведет к «помпажу» и возможному разрушению элементов конструкции двигателя. При помпаже пульсации давления сменяются на низкочастотные и вызовут колебания скорости вращения и ускорений $q_{рот}(t)$ ротора компрессора, которые могут быть использованы в качестве дополнительной информации о наступившем помпаже [13].

Таки образом, совокупность измеряемых системой параметров – колебания торцов рабочих лопаток, пульсаций давления перед КС позволяют надёжно и на ранней стадии зафиксировать момент возникновения срывных процессов при приближении к границе устойчивости, процесс их развития,

а также оценить эффективность противопомпажных средств от начала срывных процессов (помпажа) до момента их устранения.

4. Перспективы применения ССОИ-ГВТ при штатной эксплуатации ГТД

Фактическая величина РЗ на работающем двигателе в процессе штатной эксплуатации не известна. В [5] показано, что с уменьшением РЗ улучшаются характеристики двигателя, включая устойчивость, выбросы, шумность, расход топлива, дальности полета. Следует отметить актуальность темы снижения РЗ на расчётном (крейсерском) режиме полета, когда значение РЗ по оценкам зарубежных специалистов может быть снижено до минимальной величины 0,125 мм [14]. С учётом работы двигателя на переходных режимах выполнение указанного условия возможно лишь на двигателях с активным управлением РЗ по информации с датчиков, установленных непосредственно над лопаточными венцами регулируемых ступеней.

В настоящее время работы по исследованию и разработке двигателей с активным регулированием зазоров и управлением непосредственно по информации с датчиков радиальных зазоров ведутся в странах с развитым двигателестроением [15-21].

Адаптация ССОИ-ГВТ для штатного применения позволит получить информацию о величине РЗ на любом режиме работы двигателя, предупреждать о приближении к опасным зазорам и о зарождении срывных процессов в ГВТ двигателя, а также вести мониторинг за состоянием прочности рабочих лопаток контролируемых рабочих колёс.

5. Заключение

1. Для определения начальной стадии возникновения срывных процессов в проточной части двигателя предложено

контролировать одновременно изгибные колебания рабочих лопаток и пульсации давления на входе в камеру сгорания ГТД.

2. Предложена обобщенная структура системы сбора и обработки информации на основе вихретоковых датчиков колебаний пера лопатки и акустических зондов пульсаций давления с корректирующими элементами, обеспечивающими их работоспособность в условиях повышенных температур.

3. Раскрыты возможности предложенной системы по определению срывных явлений по показаниям двух типов датчиков, показаны варианты вычисления параметров, характеризующих изгибные колебания пера лопатки, и варианты представления результатов наблюдений в графической форме.

4. Представленные технические средства были апробированы при стендовых испытаниях ГТД и их агрегатов для решения частных задач с измерением физических параметров, в частности радиальных зазоров, пульсаций давления и имеют наработку сотни часов в стендовых условиях.

Материал статьи может представить интерес для специалистов в области разработки и испытаний газотурбинных двигателей.

Список использованных источников

[1] ГОСТ 16504-81. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения.

[2] Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С., Белоусов А.Н., Бочкарёв С.К., Ильинский С.А., Шепель, В.Т. Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов / под общ. ред. В.А. Григорьева и А.С. Гишварова. - М.: Машиностроение, 2009. 504 с.

[3] Испытания и обеспечение надёжности авиационных двигателей и энергетических установок / Под ред. И.И. Онищика: учебник для вузов – М.: Изд-во МАИ, 2004. 336 с.

[4] Кузменко М.Л., Михайлов А.Л., Посадова В.В. Критерии вибродиагностики автоколебаний рабочих лопаток вентилятора ТРДД на основе измерения корпусной вибрации // Контроль, Диагностика. 2008. №1. С. 20-24.

[5] Методы и средства измерения многомерных перемещений элементов конструкций силовых

установок / Под редакцией Ю.Н. Секисова, О.П. Скобелева. - Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2001. 188 с.

[6] Данильченко В.П., Лукачев, С.В. Ковылов Ю.Л., Постников А.М., Федорченко Д.Г., Цыбизов, Ю.И. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2008. 620 с.

[7] Шорин В.П., Шахматов Е.В., Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д. Акустические методы и средства измерения пульсаций давления. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 132 с.

[8] Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Ильинский С.А. Разработка малогабаритного акустического зонда для измерения пульсаций давления в газодинамическом тракте ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2014. № 1. С. 98-106.

[9] Датчики давления индуктивные дифференциальные малогабаритные типа ДМИ [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://npmavia.ru/gen/sertifikat.php> (дата обращения: 04.11.2016)

[10] Кирпичев А.А., Симчук А.А., Тищенко Ю.В.. Датчики динамического давления: продукция компании ООО «Глобал-Тест», - М.: Электроника, №1, 2008, С. 88-91.

[11] Секисов, Ю.Н., Скобелев, О.П., Хритин, А.А. Высокотемпературный проводниковый вихретоковый преобразователь: пат. РФ №1394912; 1995. Бюл. № 24.

[12] Корнеев В.М. Теория газотурбинных двигателей. 2011. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://kvs-vm.narod.ru/uchob/GTD.htm>.

[13] Боровик, С.Ю., Райков, Б.К., Секисов, Ю.Н., Скобелев, О.П. Способ обнаружения и оценки помпажных колебаний в компрессорах газотурбинных установок: пат. РФ №2273831; 2008. Бюл. №10.

[14] De Castro, J., Melcher, K. (2004), A Study on the Requirements for Fast Active Turbine Tip Clearance Control Systems // NASA TM—2004-213121; AIAA—2004-4176, 23 p.

[15] Lattime, S. and Steinetz B. (2002), Turbine Engine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002.

[16] Steinetz, B., Lattime, S., Taylor, S., DeCastro, J., Oswald, J. and K. Melcher (2005), Preliminary Evaluation of an Active Clearance Control System Concept, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, July 10-13, 2005.

[17] Lattime, S. and Steinetz, B. (2003), Test Rig for Evaluating Active Turbine Blade Tip Clearance Control Concepts, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint

Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, July 20-23, 2003.

[18] Simon, D., Sanjay Gang, Hunter, G., Ten-Huei Guo, Semega, K. (2004), Sensor Needs for Control and Health Management of Intelligent Aircraft Engines, ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria, 14-17 June, 2004.

[19] Kypuros, J.A., Melcher, K.J. (2003), A Reduced Model for Prediction of Thermal and Rotational Effects on Turbine Tip Clearance, NASA/TM-2003-212226, 32 P.

[20] Melcher, K., Kypuros and Toward, J. (2004), A Fast-Response Active Turbine Tip Clearance Control, NASA TM—2003-212627-REV1, pp. 15- 22.

[21] Steinetz, B., Lattime, S., Taylor, S., DeCastro, J., Oswald, J. and Melcher K. (2005), Evaluation of an Active Clearance Control System Concept, NASA TM—2005-213856; AIAA—2005—3989, 20 p.

MEASURING AND PROCESSING DATA SYSTEM FOR DYNAMIC PROCESSES IN THE GAS TURBINE ENGINE GAS-AIR PATH DURING DEVELOPMENT TESTS

Y.N. Sekisov

RAN Complex Systems Control
Science Institute
Sadovay, 61,
Samara, 443020,
Russian Federation
443020

A.G. Gimadiev

34, Moskovskoe shosse,
Samara, 443086,
Russian Federation
sekisov@iccs.ru

Gas turbine engine dynamic stability research is an important stage of development tests aimed at ensuring its reliability. Finishing work is complicated by the fact that the engine stability depends on the interaction of many functional units, including compressor, combustor, turbine, and also on the mode of its operation and the large number of external factors. Purpose of the article is to ensure the process of testing facilities more information about the running engine gas-dynamic processes. It can speed up the identification of deficiencies in the design, elimination procedures and to reduce the finishing and final stage testing time to establish more accurately the engine stability actual border. To improve the reliability of the determination of the initial stage of occurrence of stall processes running in the engine, a new approach to the selection of monitored parameters – flexural vibrations of rotor blades and the pressure pulsations is proposed. The generalized structure of the system of collecting information on based on means to ensure the efficiency of the sensors used in these extreme conditions, operation, as well as the necessary dynamic performance is considered. Principles of these systems and a description of their operation are disclosed. The possibilities of the system to determine the shear phenomena options for calculating the parameters characterizing the bending vibrations of the blade and examples of presentation the results in graphical form are observed. The future proposed use of funds during normal operation of the engine is indicated.

Keywords: gas turbine engine, development testing, gas-dynamic stability, separation processes, rotating stall, pressure pulsations, vibrations of rotor blades, radial clearance, sensors.

References

- [1] GOST 16504-81 Ispytaniya i kontrol' kachestva produktsii. Osnovnye terminy i opredeleniya [Testing and quality control. Basic terms and definitions].
- [2] Grigor'ev, V.A., Kuznecov, S.P., Gishvarov, A.S., Belousov, A.N., Bochkaryov, S.K., Il'inskiy, S.A. and Shepel', V.T. (2009), Ispytaniya aviacionnyh dvigatelej: Uchebnik dlja vuzov [Testing of aircraft engines: A Textbook for high schools], in Grigor'eva, V.A. (ed.) and Gishvarova, A.S. (ed.), Mashinostroenie, Moscow, 504 p.
- [3] Onishhik, I.I. (2004), Ispytaniya i obespechenie nadjozhnosti aviacionnyh dvigatelej i jenergeticheskikh ustanovok [Aircraft engines and power plants testing and reliability ensuring], in Onishhik, I.I. (ed.), Text-book for universities, MAI, Moscow, 336 p.
- [4] Kuzmenko, M.L., Mihajlov, A.L. and Posadova, V.V. (2008), Kriterii vibrodiagnostiki avtokolebanij rabochih lopatok ventiljatora TRDD na osnove izmerenija korpusnoj vibracii [The criteria for self-oscillation vibration diagnostics of fan rotor blades of the turbofan engine, based on the hull vibration measurement], Kontrol', Diagnostika. no. 1, pp. 20-24.
- [5] Sekisov, Yu.N. and Skobeleva, O.P. (2001), Metody i sredstva izmerenija mnogomernyh peremeshhenij jelementov konstrukcij silovyh ustanovok [Methods and means for measuring the multi-dimensional movements of power plants construction elements], in Sekisova, Yu.N. and Skobeleva, O.P., SamNC RAN, Samara, pp. 188.
- [6] Danil'chenko, V.P., Lukachev, S.V., Kovylov, Ju.L., Postnikov, A.M., Fedorchenko, D.G. and Cybizov, Ju.I. (2008), Proektirovanie aviacionnyh gazoturbinyh dvigatelej [Aircraft gas turbine engines design], SamNC RAN, Samara, pp. 620.
- [7] Shorin, V.P., Shahmatov, E.V., Gimadiev, A.G. and Bystrov, N.D. (2007), Akusticheskie metody i sredstva izmerenija pul'sacij davlenija [Acoustic methods and means for pressure pulsations measuring], SSAU, Samara, 132 p.

- [8] Gimadiev, A.G., Bystrov, N.D. and Il'inskiy, S.A. (2014), Razrabotka malogabaritnogo akusticheskogo zonda dlja izmerenija pul'sacij davlenija v gazodinamicheskom trakte GTD [The development of compact acoustic probe for pressure fluctuations measurement in the gas turbine engines gas-dynamic channel], Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroljova (nacional'nogo issledovatel'skogo universiteta), no. 1, pp. 98-106.
- [9] Datchiki davlenija induktivnye differencial'nye malogabaritnye tipa DMI (Compact inductive differential pressure sensors DMI type) [Elektronnyj resurs]. – Rezhim dostupa: <http://npmavia.ru/gen/sertifikat.php> (data obrashhenija: 5.11.2016).
- [10] Kirpichev, A.A., Simchuk, A.A. and Tishhenko, Yu.V. (2008), Datchiki dinamicheskogo davlenija: produkcija kompanii OOO «Global-Test» [Dynamic pressure sensors: products of the company "Global-Test"], Elektronika, Moscow, no. 1, pp. 88-91.
- [11] Sekisov, Yu.N., Skobelev, O.P. and Hritin, A.A., Institute for the Control of Complex Systems of the RAS (Russian Academy of Sciences IPUSS) (1995), Vysokotemperaturnyj provodnikovyj vihretokovyj preobrazovatel': [High temperature conductor eddy-current transducer], patent RF №1394912.
- [12] Korneev, V.M. Teorija gazoturbinnih dvigatelej. (The theory of gas turbine engines) 2011. [Elektronnyj resurs]. – Rezhim dostupa: <http://kvs-vm.narod.ru/uchob/GTD.htm> (data obrashhenija: 05.11.2016).
- [13] Borovik, S.Yu., Rajkov, B.K., Sekisov, Yu.N. and Skobelev, O.P., Institute for the Control of Complex Systems of the RAS (Russian Academy of Sciences IPUSS) (2008), Sposob obnaruzhenija i ocenki pompazhnyh kolebanij v kompressorah gazoturbinnih ustanovok [The method for detecting and assessing the surge vibrations in gas turbine engines compressors], Pat. №2273831.
- [14] DeCastro, J. and Melcher, K.A. (2004), Study on the Requirements for Fast Active Turbine Tip Clearance Control Systems, NASA TM—2004-213121, AIAA—2004—4176, 23 p.
- [15] Lattime, S. and Steinetz, B. (2002), Turbine Engine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002.
- [16] Steinetz, B., Lattime, S., Taylor, S., DeCastro, J., Oswald, J. and K. Melcher (2005), Preliminary Evaluation of an Active Clearance Control System Concept, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, July 10-13, 2005.
- [17] Lattime, S. and Steinetz, B. (2003), Test Rig for Evaluating Active Turbine Blade Tip Clearance Control Concepts, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, July 20-23, 2003.
- [18] Simon, D., Sanjay Gang, Hunter, G., Ten-Huei Guo and Semega, K. (2004), Sensor Needs for Control and Health Management of Intelligent Aircraft Engines, ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria, 14-17 June, 2004.
- [19] Kypuros, J.A. and Melcher, K.J. (2004), A Reduced Model for Prediction of Thermal and Rotational Effects on Turbine Tip Clearance, NASA/TM-2003-212226. 2003. 32 p.
- [23] Melcher, K., Kypuros, J. (2004), Toward a Fast-Response Active Turbine Tip Clearance Control, NASA TM—2003-212627-REV1. pp. 15- 22.
- [20] Steinetz, B., Lattime S., Taylor, S., DeCastro, J., Oswald, J. and Melcher, K. (2005), Evaluation of an Active Clearance Control System Concept, NASA TM—2005-213856; AIAA—2005—3989, pp. 20.