

УДК 629.703:658.562:629.701+533.6

В.Ю. Виноградов, А.А. Сайфуллин

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ, Россия*

КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПО АКУСТИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ, ИЗМЕРЕННЫМ НА СРЕЗЕ СОПЛА ДВИГАТЕЛЯ

В статье рассматриваются вопросы исследования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей по акустическим характеристикам. В практике эксплуатации ГТД встречается ряд дефектов, проявление которых на горячих режимах способно вызвать серьезные разрушения элементов ГВТ ГТД, поэтому диагностирование на холодном режиме по акустическим характеристикам при небольших скоростях ставит своей целью выявление тех дефектов, которые не могут быть определены на горячих режимах. Такие дефекты, как прогары лопаток на стадии зарождения, способны привести к остановке двигателя.

Ключевые слова: авиационный двигатель, техническое состояние, акустические параметры, горячие испытания, диагностика.

Введение

Эффективность воздушного транспорта определяется главным образом безопасностью полетов. В практике эксплуатации авиационных ГТД встречается ряд дефектов, проявление которых на горячих режимах способно вызвать серьезные разрушения элементов газозвдушного тракта, поэтому диагностирование на холодном режиме по акустическим характеристикам при небольших скоростях ставит своей целью выявление тех дефектов, которые не могут быть определены на горячих режимах. Наиболее перспективным методом для оценки технического состояния ГТД является акустический метод диагностирования проточной части двигателя, который в настоящее время внедряется на предприятиях для оценки годности двигателя в процессе испытаний [1]. В последнее время получили широкое распространение методы с использованием математической модели ГТД, но эти методы недостаточно точны, так как они обобщают индивидуальные характеристики двигателя. Фактом, оказавшим влияние на выбор принятого направления исследований, стал один из характерных дефектов проточной части авиационных ГТД семейства НК-8 – прогар лопаток неподвижного соплового аппарата турбины. Появление этого дефекта связано с нарушением системы охлаждения лопаток соплового аппарата. Например, из-за попадания в дефлектор частиц истираемого

уплотнения над лопатками последних ступеней компрессора. В настоящее время данный дефект в эксплуатации обнаруживается лишь при периодических осмотрах эндоскопами, хотя развитие дефекта от зарождения до почти полного выгорания одной или нескольких лопаток происходит за очень короткий промежуток времени от нескольких минут до нескольких часов.

1. Экспериментальная часть

Диагностические исследования проводились в лаборатории технической диагностики, созданной в КГТУ им. А. Н. Туполева коллективом группы «Техническая диагностика авиационных двигателей» под руководством канд. тех. наук Ю.В. Виноградова и при участии автора. Она состоит из акустического бокса, диагностической установки, систем воздухопитания, электропитания, управления, измерения, сбора и обработки акустических и газодинамических параметров. Акустический бокс представляет собой заглушенную камеру, размещенную в отдельном изолированном помещении. Система воздухопитания предназначена для обеспечения и поддержания заданного расхода воздуха через продуваемую модель. Система воздухопитания обеспечивает расход воздуха до 1 кг/с и среднюю скорость потока до 45 м/с. Для измерения акустических параметров воздушного потока, продуваемого через модель, использован анализатор спектра 01012 фирмы RFT. Выбор блока камеры сгорания, как

объекта исследования, обусловлен возможностью имитировать один из наиболее характерных дефектов проточной части двигателя. Жаровая труба и сопловой аппарат турбины, конструктивно входящие в камеру сгорания, наиболее подвержены разрушающему воздействию высокотемпературного скоростного газового потока, поэтому прогары, нагарообразование и коробление жаровой трубы и соплового аппарата являются распространенными дефектами проточной части двигателя. Применение модели взамен реальной камеры сгорания вызвано техническими возможностями системы. Оно позволило снизить затраты на продувку. Расчет показывает, что для продувки на одних и тех же скоростях камеры сгорания и приведенной модели требовалось подводить энергию в соотношении 8:1. Применение модели позволило упростить конструкцию и снизить стоимость вентилятора, системы воздушных магистралей и системы электропитания, уменьшить до приемлемых размеров полезный объем и площадь эхопоглощающего покрытия акустического бокса, а применение теории подобия позволило уменьшить погрешности, вызванные моделированием. Использование в модели натуральных лопаток соплового аппарата блока камеры сгорания двигателя НК-8 позволило с наибольшей точностью смоделировать процесс обтекания лопаток газовым потоком. Для испытаний было отобрано семь сопловых лопаток 1-й ступени турбины двигателя НК-8, одна из которых, не имеющая дефекта, обозначена индексом «Э», а остальные шесть лопаток имеют прогары различной степени передней и задней кромок, а также спинки и обозначены по мере роста масштаба дефекта от «Д1» до «Д6».

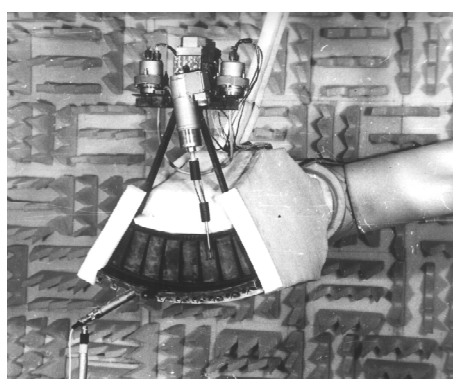


Рис.1. Размещение микрофона при измерениях

На координатнике зондирования выходной струи устанавливался микрофон в положение, соответствующее $x/l = 0,3$, как показано на рис. 1. Расстояние $x/l = 0,3$ соответствует положению микрофона над третьей лопаткой слева. На модели блока камеры сгорания на месте сменной

лопатки соплового аппарата устанавливалась эталонная (неповрежденная) лопатка с индексом «Э». Устанавливался режим исследования $G = 0,35$ по показаниям тахометра вентилятора. Измерялись уровни звукового давления системой измерения акустических параметров в диапазоне частот от 20 Гц до 20000 Гц. Микрофон перемещался с помощью координатника вдоль венца лопаток модели на расстояние $x/l = 0,5$ и $0,7$ и в обоих положениях микрофона измерялись уровни звукового давления. Далее устанавливались режимы продувки $G = 0,5; 0,7; 0,9$ и для каждого режима последовательно повторялись все предыдущие действия. Также замерялись и газодинамические параметры, представленные на рис. 2.

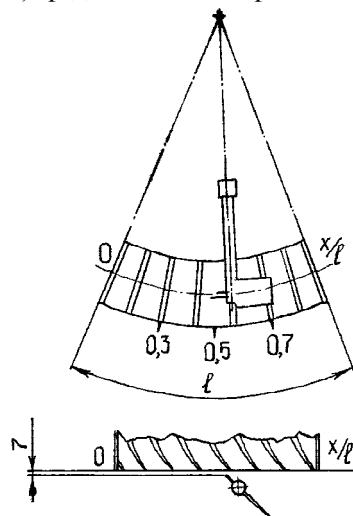


Рис. 2. Схема рабочего участка при замерах газодинамических параметров

Исследования показали, что зависимость амплитуды колебаний пропорциональна глубине выемки и носит нелинейный характер. Картина течения представляется так, что при обтекании волны входят внутрь выемки и отражаются от ее дна. В это же время в потоке газа за падающей волной вблизи острых кромок выемки формируются возмущения в виде волн сжатия, которые, суммируясь, образуют вторичную ударную волну. При слиянии вторичной и отраженной волн образуется новая ударная волна, скорость которой зависит от интенсивности вторичной волны, что объясняет зависимость амплитуды колебаний от глубины выемки. Чтобы составляющая шума, генерируемая выемкой, не была потеряна, измерения спектров необходимо осуществлять в ближнем поле.

2. Анализ полученных результатов

Поскольку предполагаемый генерируемый шум носит высокочастотный характер, для выявления этого шума должен быть выбран такой режим истечения газовой струи, спектр шума ко-

торой не содержал бы высокочастотных составляющих. Этим требованиям соответствуют холодные струи малых скоростей. Получить такую струю при работе двигателя можно только на режиме холодной прокрутки.

В процессе исследования отмечается, что с увеличением расхода воздуха, протекающего через модель с эталонной лопаткой и с дефектной, уровни звукового давления аэродинамического шума возрастают во всем диапазоне исследуемых частот, тогда как огибающая частотного спектра изменяется незначительно. Характер роста уровней звукового давления в 1/3-октавных полосах частот удовлетворительно согласуется с постулатом пропорциональности уровней звукового давления в 1/3-октавных полосах частот четвертой степени скорости истечения струи теории Лайтхилла.

Анализ зависимостей позволяет сделать вывод, что в значительной части исследуемого диапазона для всех представленных дефектов и режимов продувки характер распределения разностей звуковых давлений дефекта и эталона практически не изменяется от положения микрофона, и только начиная с частоты 6300 Гц наблюдаются заметные увеличения разностей звуковых давлений дефекта и эталона в зависимости от x/l и значительный рост виден в области наиболее информативных частот от 12500 до 20000 Гц. Отчетливо прослеживается существование максимума разности давлений по всем частотам при перемещении микрофона вдоль венца лопаток модели, соответствующего $x/l=0,5$, т.е. месту положения дефектной лопатки.

На основании экспериментальных данных были получены зависимости шума дефекта от относительной площади дефекта для режимов продувки 0,35 и 0,51, на которых величина шума дефекта максимальна и для наиболее информативных частот исследуемого диапазона (10 кГц, 12,5 кГц, 16 кГц, 20 кГц). Отчетливо прослеживается, что с ростом относительного расхода воздуха и, соответственно, скорости потока воздуха через модель, интенсивно возрастает аэродинамический шум потока. Но доля составляющей шума дефекта лопатки, даже при ее росте с ростом расхода, в общем аэродинамическом шуме падает. Максимальных значений шум дефекта достигает при относительном расходе воздуха через модель, равном 0,35 и на частоте 20 кГц. Предельные значения относительных параметров шума бездефектного объекта могут быть использованы для диагностики дефектов лопаток СА БКС ГТД НК-8. При продувке модели одновременно измерялись полное и статическое давления на срезе модели.

В процессе расшифровки данных было установлено, что по всей длине венца лопаток эталонной модели $R_{ст}$ лишь незначительно увели-

чивается при увеличении расхода воздуха через модель. Тогда как за венцом лопаток дефектной модели интенсивность роста $R_{ст}$ заметна и тем выше, чем больше масштаб дефекта лопатки. Наблюдается и изменение профиля давления. Так за дефектными лопатками имеет место падение $R_{ст}$ в промежутке между дефектной лопаткой и следующей за ней. Причем интенсивность падения давления увеличивается с ростом расхода воздуха через модель. Это явление наблюдается вдоль венца лопаток при $x/l = 0,57$, что соответствует окрестности местоположения дефектной лопатки.

Анализ окружной неравномерности измеренных параметров статического давления и скорости показал, что при внесении дефектной лопатки в венец лопаток окружная неравномерность обоих параметров увеличивается примерно на 10% при минимальном дефекте и на 90% – при максимальном дефекте (масштаб $S = 0,84$). Поэтому эти параметры не могут быть использованы для диагностики зарождающихся дефектов лопаток соплового аппарата, а пригодны лишь для выявления достаточно развитых дефектов. На основании проведенных исследований можно предложить новый метод контроля двигателей по акустическим характеристикам струи, измеренным на срезе сопла.

Суть предлагаемого метода акустической диагностики для контроля технического состояния авиационных ГТД в условиях эксплуатации заключается в том, что на каждый двигатель имеется паспортная дискета, в которой записаны все контрольные характеристики ГТД и допуски и на основании предлагаемых результатов исследований на первом этапе проводится предварительный анализ технического состояния ГТД. На этой стадии у контролируемого двигателя замеряются спектры звуковых давлений за кромкой сопла двигателя по всей его окружности [2]. После сравнения с эталонными спектрами и вычисления относительного параметра шума вычисляется ориентировочная площадь дефекта и неравномерность параметра статического давления. Если неравномерность параметра выходит за пределы допустимой, осуществляется переход ко второму этапу диагностирования. На втором этапе производятся измерения газодинамических характеристик газового потока и сравнение их с эталонными. Опыт эксплуатации двигателя показал, что даже при значительных отклонениях геометрических размеров профиля ремонтных лопаток от первоначальных характеристики компрессора и его газодинамическая устойчивость остаются не всегда в допустимых пределах [3]. Пульсации скорости реагируют на образование нагара на стенках и незначительное коробление поверхности проточной части ГТД. Пульсации скорости в

газовом потоке обусловлены турбулентным характером течения, которое генерирует звук.

Метод требует дискретного или непрерывного измерения параметров по времени. Наибольший интерес представляет излучение шума не-

подвижными элементами конструкций самолета. Акустические характеристики потоков, обтекающих эти элементы хорошо анализируются уравнениями Фокс-Вильямса Хоукинса, взаимосвязанными между собой.

$$\delta'' = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{d^2}{dx_i dx_j} \int v(t_0) \left[\frac{T_{ij}}{R|1 - (R/R) \cdot M|} \right]_{\tau=\tau_e} d\zeta - \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{d}{dx_i} \int S(t_0) \left[\frac{f_i}{R|1 - (R/R) \cdot M|} \right]_{\tau=\tau_e} dS(\zeta) - \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{d}{dx_i} \int v(t_0) \left[\frac{\delta_0 a_j}{R|1 - (R/R) \cdot M|} \right]_{\tau=\tau_e} d\zeta + \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{d^2}{dx_i dx_j} \int v_c(t_0) \left[\frac{\delta_0 V_i V_j}{R|1 - (R/R) \cdot M|} \right]_{\tau=\tau_e} d\zeta.$$

Информативность такого метода оценки состояния существенно повышается при использовании одновременно нескольких параметров.

Созданы новые методы и в последствии средства автоматического определения технического состояния авиационных ГТД в системе ЛА. Они реализованы в виде экспертной системы, позволяющей определять неисправности изделий с помощью базы данных и знаний, при которых вероятность обеспечения эффективности двигателя и ЛА будет наибольшей.

Заключение

На основании результатов проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

Наличие дефекта на лопатке соплового аппарата модели блока камеры сгорания приводит к качественным изменениям характеристик газового потока на выходе из модели.

Шум газового потока на выходе модели с дефектом возрастает в области высоких частот. Максимальные значения шума, генерируемого дефектом, выявлены на режиме расхода воздуха через модель, при котором $G = 0,35$ кг/с и в 1/3-октавной полосе частот со средней частотой 20 кГц.

Статическое давление и средняя скорость потока в окрестностях проекции дефекта на срез сопла модели падают, а окружная неравномерность этих же параметров увеличивается более, чем на 10%.

Проведенные исследования позволяют сделать вывод о целесообразности широкого внедрения разработанного акустического метода для контроля технического состояния авиационных газотурбинных двигателей.

Литература

1. А.с. 96509661 СССР. Способ диагностики технического состояния авиационных газотурбинных двигателей / Виноградов Ю.В., Виноградов В.Ю.: опубл. 7.07.96. – 6 с.

2. Виноградов В.Ю. Аэроакустическая диагностика элементов проточной части ГТД [Текст] / В.Ю. Виноградов, А.П. Тунаков // Внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика, диагностика: тез. докл. науч.-техн. семинара 15-16 мая 1996г. – Казань, 1996. – С.28.

3. Виноградов В.Ю. Диагностика состояния газотурбинных двигателей в условиях аэродромного базирования [Текст] / В.Ю. Виноградов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2000. – № 2 – С. 32-35.

Поступила в редакцию 12.05.2012

В.Ю. Виноградов, А.А. Сайфуллин. Контроль технічного стану авіаційних ГТД за акустичними параметрами, виміряними на срезі сопла двигуна

У статті розглядаються питання дослідження технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів за акустичними характеристиками. У практиці експлуатації ГТД зустрічається ряд дефектів, прояв яких на гарячих режимах здатний викликати серйозні руйнування елементів ГВТ ГТД, тому діагностування на холодному режимі за акустичними характеристиками при невеликих швидкостях ставить своєю метою виявлення тих дефектів, які не можуть бути визначені на гарячих режимах. Такі дефекти, як прогари лопаток, на стадії зародження здатні привести до зупинки двигуна.

Ключові слова: авіаційний двигун, технічний стан, гарячі випробування, експрес діагностика, акустичні параметри.

V.Yu.Vinogradov. On monitoring of aircraft GTE technical state by using the acoustical parameters on the engine nozzle exit

In this paper, we examine some problems concerning the technical state of aircraft gas-turbine engines using as the base the acoustical characteristics. In the course of GTE practical service, we observe a number of defects whose occurrence may cause at hot operating conditions a very serious failure of GTE gas-air flow duct. For this reason, the diagnostics at cold operating conditions with use of acoustic characteristics and low velocities makes it possible to reveal defects that cannot be detected at hot ones: e.g., burnouts at the stage of their nucleation resulting usually in engine seizure.

Key words: *aircraft engine, technical state, hot tests, express diagnostics, acoustical parameters.*