

Федеральное государственное образовательное учреждение высшего
профессионального образования «Академия гражданской авиации»
(технический университет)

Научно-технический отчет

«Анализ эффективности применения лазерного вибропреобразователя
для бесконтактной диагностики авиационного газотурбинного двигателя (ГТД)
в процессе наземных запусков»

Санкт-Петербург

2004

Список исполнителей

Научный руководитель:

заведующий кафедрой №26 Академии

гражданской авиации, д.т.н.

Ушаков А.П.

Исполнители: профессор, к.т.н.

Нечаев В.М.

доцент

Тварадзе С.В.

доцент, к.т.н.

Ткачев Ф.И.

Аннотация

В отчете представлены результаты исследований по оценке эффективности бесконтактного дистанционного измерения параметров вибрации авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) с использованием лазерного вибропреобразователя. Экспериментальная часть исследований выполнена на двухконтурном ГТД АИ-25. Обоснован выбор точек контроля вибрации исходя из анализа принципов формирования высокочастотного вибрационного поля корпуса работающего ГТД.

Произведена сравнительная оценка информативности результатов измерений виброакустических характеристик с использованием контактного пьезоакселерометра и лазерного преобразователя. Анализ результатов измерений позволил выявить ряд дефектов износа узлов ГТД.

В заключение рассмотрены перспективы использования лазерного преобразователя совместно с другими типами датчиков в системах контроля зарождающихся дефектов двигателей и агрегатов воздушного судна.

Работа выполнена с использованием лазерного вибропреобразователя, разработанного в ООО "Лазерная техника" – директор Мещеряков И. В.

Стр.42, Рис. 18, Лит. 5

Содержание

Введение	5
1. Методы измерения параметров вибрации с использованием лазерного преобразователя	6
2. Физические принципы формирования вибрационного поля корпуса ГТД при его работе.	10
3. Описание объекта испытаний и методики сравнительных измерений вибрации двигателя контактными и бесконтактными способами.	17
4. Анализ результатов измерений.	25
5. Перспективы использования лазерного преобразователя в сочетании с другими бесконтактными датчиками в системах контроля зарождающихся дефектов.	39
Выводы и рекомендации.	41
Литература	41

Введение

В сложившихся условиях эксплуатации стареющего парка воздушных судов (ВС) особую важность приобретает проблема оперативного выявления неисправностей ГТД и других механизмов и систем на более ранних стадиях их развития, в том числе и при наземном контроле [1].

Достижения последних лет в области безразборной виброакустической диагностики промышленного оборудования позволяют успешно выявлять зарождающиеся дефекты в различных узлах (зубчатых передачах, роторных и лопаточных системах, компрессорах и насосах, подшипниках качения и т. д.) [2,3].

Основным условием качественной диагностики вышеуказанных узлов является:

- доступ к наиболее информативным точкам на корпусах диагностируемых узлов;
- обеспечение качественного контакта датчика с корпусом в месте контроля, так как основной объем информации о зарождающихся дефектах в высокооборотных механизмах содержится в высокочастотном диапазоне (до 30кГц).

Для реализации преимущества использования современных методов вибродиагностики применительно к ГТД и агрегатам других систем воздушного судна при контроле в процессе наземных запусков недостаточно тех штатных точек измерения вибрации и тех датчиков, которые предусмотрены в конструкции двигателя. Кроме того, недостатком применяемой аппаратуры является ограниченный диапазон частот, содержащий составляющие только с частотами вращения роторов ГТД. Следовательно, не используется наиболее информативный высокочастотный диапазон, содержащий составляющие с лопаточными частотами компрессоров и турбин и частотами пересопряжения зубьев шестерен ступеней привода агрегатов.

Таким образом, кардинальное решение проблемы оперативного выявления дефектов ГТД на ранней стадии их развития в процессе наземного контроля заключается в следующем:

-в применении бесконтактного метода измерения вибрации работающего двигателя с использованием лазерного вибропреобразователя, позволяющего за короткое время снять с большого числа точек достоверную информацию о состоянии основных узлов двигателя и других агрегатов. Впервые о перспективности использования этого метода для диагностики ГТД отмечалось в диссертационной работе В.И. Люлько. [1];

-в выборе наиболее оптимальных с точки зрения задачи распознавания состояния ГТД режимов запуска [3];

-в использовании автономного многоканального микропроцессорного анализатора, обеспечивающего измерение сигналов с частотой оцифровки не менее 63 кГц по каждому каналу, и их анализ с большой разрешающей способностью;

- в применении усовершенствованных методов обработки сигналов, не требующих знания эталонных уровней вибраций годных ГТД и позволяющих выявлять зарождающиеся дефекты по изменению таких относительных параметров, как глубина амплитудной и индекс угловой модуляций спектральных характеристик [2,3,4].

1 Методы измерения параметров вибрации с использованием лазерного преобразователя

При измерении параметров вибрации доплеровским методом наибольшее распространение получили измерительные системы с гетеродинным способом приема информации. Основная особенность таких систем состоит в том, что на выходе фотоэлектрического преобразователя имеется частотно модулированный сигнал с несущей частотой, отличной от нуля. При этом гетеродинирование может осуществляться в оптическом либо радиодиапазонах. Оптическое гетеродинирование заключается в сложении отраженного от

объекта оптического сигнала, несущего информацию о скорости движения объекта, с гетеродинным оптическим сигналом.

В качестве лазерного преобразователя использовался вибропреобразователь LV-2 разработки ООО «Лазерная техника» со следующими параметрами:

- частотный диапазон – от 2 Гц до 30 кГц,
- диапазон измеряемых виброскоростей до 400 мм/сек;
- динамический диапазон - не менее 70 дБ;
- расстояние до объекта от 0,5 до 5 метров.

Преобразователь предназначен для измерения продольной, к лучу лазера, проекции виброскорости поверхности исследуемого объекта. Поверхность исследуемого объекта может быть любая и не требует специальной подготовки.

В состав преобразователя входят:

- измерительная головка с объективом;
- электронный блок;
- соединительный кабель;
- переходник для крепления на фото штатив (преобразователь может направляться на объект контроля также и рукой оператора).

На рис. 1.1. приведена блок схема LV-2.

Принцип действия основан на измерении сдвига частоты $\Delta F(f)$ лазерного излучения, рассеянного движущимся объектом со скоростью $\vec{V}(t)$ (эффект Доплера):

$$\Delta F(t) = 2 \times \frac{\overline{V(t)}}{\lambda} \times \vec{n} + \Omega = 2 \times \frac{Vp}{\lambda} + \Omega = 2 \times \frac{|\overline{V(t)}|}{\lambda} \cos(Q) + \Omega, (Гц).$$

$\lambda = 0,78$ мкм – длина волны лазерного излучения; Ω – постоянный сдвиг частоты рассеянного излучения, формируемый оптоэлектронной схемой прибора.

Измерение производится с помощью оптического гетеродина и частотного детектора, напряжение на выходе с которого пропорционально $\Delta F(t) - \Omega$.

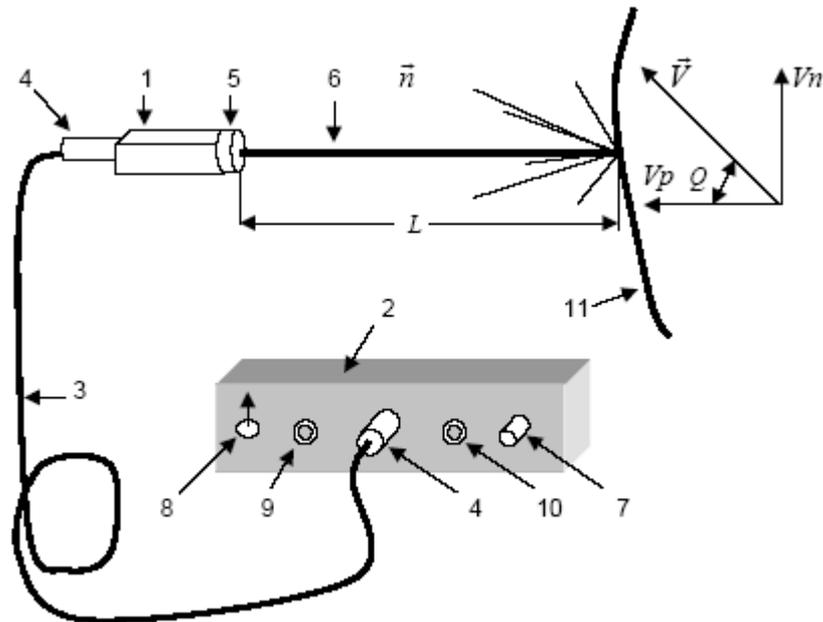


Рис. 1.1. Блок схема LV-2.

1 - измерительная головка; 2 - электронный блок; 3 – соединительный кабель; 4 - разъём MP-10; 5 - объектив; 6 - луч лазера; 7 – аналоговый выход, разъём BNC; 8 - тумблер питания; 9 – индикация уровня заряда аккумулятора; 10 – индикация уровня оптического сигнала; 11 – поверхность объекта; $\vec{V}(t)$ – вектор виброскорости; \vec{n} - направление лазерного луча; Q – угол между $\vec{V}(t)$ и \vec{n} ; $V_p = |\vec{V}(t)| \times \cos Q$ – проекция виброскорости на направление лазерного луча; $V_n = |\vec{V}(t)| \times \sin Q$ – ортогональная лучу проекция виброскорости; L – расстояние до объекта.

Основная погрешность измерения определяется спектральной плотностью шума измерительного тракта, выраженной в единицах виброскорости и обусловленной нестабильностью частоты лазерного излучения:

$$|\delta V_\omega| = 2 \times 10^{-12} \times \omega \times L \text{ (м} \times \text{с}^{-1} \times \text{Гц}^{-1/2}\text{)};$$

ω -циклическая частота вибрации, L - расстояние до объекта.

(Данное выражение получено экспериментальным путём и соответствует конкретной модели лазерного излучателя).

На высоких частотах становится существенным влияние шума электронной схемы прибора.

Размер области измерений:

- диаметр..... $d = 2 \times 10^{-4} \times L$ м.
- длина..... $\Delta L = 4 \times 10^{-2} \times L^2$ м.

Номограмма на рис. 1.2. описывает границы рабочей области (внутри жирной линии) LV-2. Нижняя граница соответствует измерительной схеме с полосовым фильтром шириной 1 Гц и расстоянием до объекта 5 м.

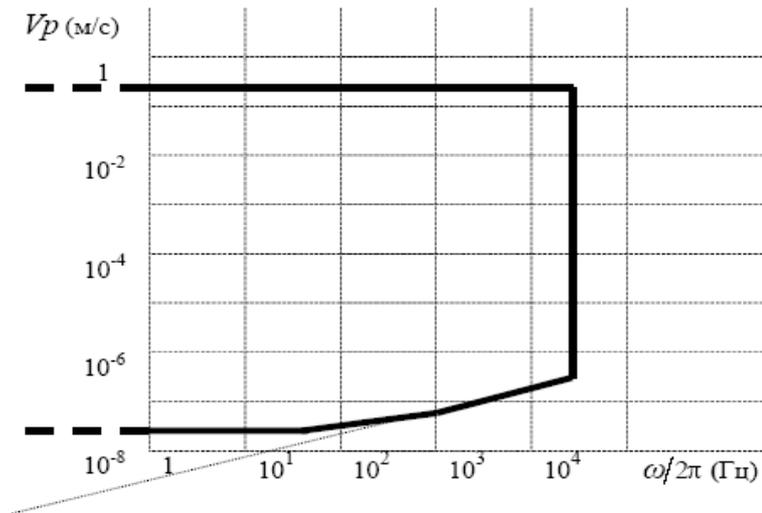


Рис.1.2. Номограмма рабочих диапазонов LV-2.

Технические данные:

- длина волны лазерного излучения..... $\lambda = 0.78$ мкм.
- мощность лазера..... 70 МВт.

Питание:

- сеть..... 220 В, 50 Гц;
- аккумулятор (свинцово-кислотный)..... 12В, 2.2 А/ч;
- время работы с аккумулятором не менее 8 часов.

Выход аналоговый (BNC):

- выходной импеданс 330 Ом;
- максимальная виброскорость (м/с)..... +/-0.4;
- чувствительность (В/м/с)..... 25.

Габариты:

- измерительная головка с объективом..... 100×24×24 мм;
- длина соединительного кабеля..... 5 м;

- электронный блок.....60× 100× 190 мм.

Для удобства работы в состав оптической схемы включён лазер подсветки, длина волны которого 0.63 мкм находится в видимой области спектра. Его луч полностью совмещён с лучом инфракрасного лазера.

2 Физические принципы формирования вибрационного поля корпуса ГТД при его работе

В общем случае ГТД может рассматриваться, как линейная механическая система, в которой частоты возмущающих сил, связанных с развитием дефектов, совпадают с частотами реакции системы на эти силы. Этот факт позволяет идентифицировать источники вибрации.

Из опыта известно, что большинство дефектов проявляется на частотах, жестко связанных с частотами вращения роторов узлов и агрегатов, а также режимами их работы.

Зная кинематическую схему ГТД можно рассчитать спектральный состав вибрации нормально функционирующего агрегата и, оценивая его изменение, делать вывод о причинах повышенной вибрации и степени развития дефекта.

При этом надо учитывать, что в процессе наземного контроля безразборная диагностика состояния ГТД с использованием лазерного преобразователя может осуществляться только по вибрациям внешнего корпуса и наружных агрегатов, которые находятся в зоне прямой видимости луча лазера. Поэтому, оптимальной может стать комбинированная диагностика, например, с применением микрофонов.

Генерируемые в ГТД вибрации, содержащие основную информацию о техническом состоянии роторов и лопаточных систем компрессоров, подшипников, зубчатых приводов и вспомогательных механизмов, передаются с наименьшим затуханием на внешнюю часть разделительного корпуса.

Вибрации, содержащие информацию о состоянии роторов и лопаточных систем турбин, а также соплового аппарата соответственно передаются в первую очередь на корпус турбины.

Например, вибрация разделительного корпуса ГТД формируется под непосредственным воздействием на внутреннюю поверхность корпуса со стороны потока газа, и под действием колебаний, передаваемых по несущим конструкциям от опор роторов компрессоров и шестерен центрального привода.

В процессе нормального функционирования в спектре вибрации ГТД содержатся различные дискретные составляющие, образующие звукоряды, кратные оборотным и лопаточным частотам КНД и КВД, а также частотам вращения шестерен, роторов вспомогательных механизмов и частотам пересопряжения зубьев центрального привода.

Дискретные составляющие имеют аэродинамическую и механическую природу. Так, аэродинамические пульсации возникают при выбрасывании газа из межлопаточного канала каждой ступени компрессора и турбины с частотами, равными произведению чисел лопаток ступени на количество оборотов ротора в секунду. Импульсный характер процесса приводит к формированию целого ряда гармоник, кратных лопаточной частоте. Возникают и комбинационные составляющие в результате суммирования на корпусе вибраций с лопаточными частотами разных ступеней каждого ротора, аэродинамическим взаимодействием лопаток роторов и направляющих аппаратов, неоднородностью набегающего потока.

Дискретные составляющие механической природы в приводах обусловлены переменной жесткостью зацепления шестерен по фазе (переход от однопарного зацепления к двухпарному), а также погрешностью изготовления и сборки зубчатой передачи.

В результате развития дефектов формируются нестационарные вибрационные процессы, которые приводят к изменению по определенному закону во времени величин, характеризующих колебания (амплитуды, частоты

и фазы). При этом в окрестностях лопаточных составляющих и их гармоник, а также в окрестностях составляющих с частотами зацепления шестерен в диапазонах средних и высоких частот спектра вибрации корпусов возникают модуляционные компоненты. По частотам несущего и модулирующего сигналов можно идентифицировать узел ГТД, в котором развивается неисправность, а по глубине амплитудной или индексу угловой модуляций определить степень развития дефекта. В разделе 4 рассмотрены различные примеры амплитудной и частотной модуляций при развитии дефектов в роторных узлах ГТД.

В общем случае сигнал вибрации может быть представлен в следующем виде:

$$U(t) = S_{ш}(t) + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^k A_{ij} (1 + m_{ij} \xi_{ij}) \cos(j\omega_i t + \varphi_{ij} (1 + k_i v_i)) + \\ + \sum_{k=1}^e S_{вих.k}(t) \sum_{j=1}^k B_{kj} (1 + m_{kj} \xi_{kj}) \cos(j\omega_k t + \varphi_{kj} (1 + K_k v_k))$$

где:

$S_{ш}(t)$ - шумовая составляющая (сплошная составляющая спектра);

A_{ij} - амплитуда j -ой гармоники i -го звукоряда;

m_{ij} - коэффициент амплитудной модуляции i -го звукоряда;

ξ_{ij} - амплитуда огибающей (узкополосный случайный процесс) i -го звукоряда;

ω_i - частота первой гармоники i -го звукоряда;

φ_{ij} - начальная фаза j -ой гармоники i -го звукоряда;

k_i - коэффициент угловой модуляции i -го звукоряда;

v_i - угловая огибающая (случайный процесс) i -го звукоряда;

$S_{вих.k}(t)$ - вихревой шум на k -ой лопатке;

B_{kj} - амплитуда j -ой гармоники k -ой огибающей вихревого шума;

m_{kj} - коэффициент амплитудной модуляции k -ой огибающей;

ξ_{kj} - амплитудная огибающая (случайный процесс) k -ого звукоряда вихревого шума;

ω_k - частота первой гармоники (частота вала);

φ_{kj} - начальная фаза j -ой гармоники k -ого звукоряда;

v_k - угловая огибающая (случайный процесс) k -ого звукоряда;

Вышеприведенная формула может быть упрощена, например, для анализа неравномерного износа зубчатой передачи, который приводит к увеличению погрешностей шага зубьев сопрягаемых колес (сопровождается появлением угловой модуляции) и колебанию межосевого расстояния, то есть к бою зубчатого венца изношенной шестерни (сопровождается появлением амплитудной модуляции).

Возникающая смешанная амплитудно-угловая модуляция характеризуется тем, что периоды несущих амплитудной и угловой модуляций совпадают ($T_n=2\pi/\omega_0$, здесь ω_0 –циклическая частота несущего сигнала, равная произведению числа оборотов шестерни в секунду на число зубьев и на 2π), а также совпадают периоды модулирующих функций ($T_m=2\pi/\Omega$, здесь Ω - циклическая частота модулирующего сигнала, равная произведению числа оборотов в секунду дефектной шестерни на 2π).

Предположим для упрощения выкладок, что обе функции являются гармоническими, тогда результирующий сигнал может быть представлен в следующем виде:

$$\begin{aligned} S(t) &= A[1+m_a \cos(\Omega t + \varphi)] \cos(\omega_0 t + \beta \sin \Omega t) \approx \\ &\approx A[1+m_a \cos(\Omega t + \varphi)][\cos \omega_0 t + \beta/2 \cos(\omega_0 + \Omega)t - \beta/2 \cos(\omega_0 - \Omega)t] \approx \\ &\approx A \cos \omega_0 t + A m_a / 2 \cos[(\omega_0 - \Omega)t - \varphi] + A m_a / 2 \cos[(\omega_0 + \Omega)t + \varphi] + \\ &+ A \beta / 2 \cos(\omega_0 + \Omega)t - A \beta / 2 \cos(\omega_0 - \Omega)t + \text{малые величины.} \end{aligned}$$

Здесь A -амплитуда несущего сигнала, m_a -коэффициент амплитудной модуляции, β -индекс угловой модуляции. $\beta = m_y \omega_0 / \Omega$, здесь m_y -коэффициент угловой модуляции.

Данное представление сигнала правомерно при значении индекса модуляции β значительно меньше единицы. Это подтверждается при анализе экспериментальных данных.

Анализируя преобразованное выражение для сигнала $S(t)$ можно отметить, что спектр этого сигнала имеет дискретную составляющую с амплитудой A на несущей частоте ω_0 и две боковые дискретные составляющие, равноотстоящие от несущей на величины $(\omega_0 + \Omega)$ и $(\omega_0 - \Omega)$.

Амплитуды боковых составляющих соответственно равны $1/2Am_a + \beta A/2$ и $1/2Am_a - \beta A/2$, то-есть, они имеют разную величину. В этом случае индекс угловой модуляции можно определить как частное от деления модуля разности амплитуд боковых составляющих спектра на амплитуду несущего сигнала.

В разделе 4 на графике рис 4.6 представлен фрагмент спектра виброскорости разделительного корпуса ГТД, на котором хорошо видны признаки дефекта конической шестерни зубчатой передачи привода топливного насоса ГТД, степень развития которого определена по параметрам смешанной модуляции (см. табл. 4.1).

Выбор мест измерения вибрации на корпусе двигателя также имеет большое значение и должен осуществляться с учетом особенностей формирования информативного вибрационного поля.

Основная часть колебательной энергии, несущей информацию о состоянии узлов ГТД на средних и высоких частотах, распространяется по корпусу двигателя в виде изгибных волн. Это обусловлено большой податливостью оболочек корпусов по отношению к поперечным силам и изгибающим моментам по сравнению с другими видами деформаций.

Физическая модель представления процесса распространения вибрации по корпусам ГТД существенно зависит от соотношения длины изгибных волн в конструкции и размеров корпусов в целом и отдельных узлов.

На сравнительно низких частотах корпус ГТД колеблется как твердое тело (до первой резонансной частоты). Распределения вибрации вдоль корпуса

определяется тем, насколько близко располагаются частоты действия возмущающих сил (например, частоты вращения валов) к собственным частотам поперечных, поворотных и продольных колебаний корпуса на упругой подвеске к крылу самолета. В авиации накоплен большой опыт в части выбора мест стационарно устанавливаемых вибродатчиков на опорных узлах ГТД и методов диагностирования состояния роторных узлов на частотах их вращения по среднеквадратичным значениям виброскорости [5]. Однако этого недостаточно для выявления дефектов ГТД на ранних стадиях их развития.

На средних и высоких частотах корпус ГТД колеблется как неоднородная цилиндрическая оболочка. Характер этих колебаний зависит от соотношения частоты вынужденных колебаний, генерируемых работающими механизмами, и так называемой “кольцевой” частоты f_0 , при которой по периметру оболочки укладывается длина продольной волны в материале пластины, получаемой путем развертки оболочки корпуса.

$$f_0 = \frac{C_L}{2\pi R_{Bcp}}.$$

Здесь C_L - скорость продольных волн в материале оболочки, R_{Bcp} - средний радиус оболочки корпуса, в котором возбуждаются колебания.

На частотах выше кольцевой $f > f_0$, на поведение оболочки практически не влияет ее кривизна и в ней могут, в зависимости от характера возбуждения, возникать изгибные, продольные и сдвиговые волны, все параметры которых соответствуют параметрам аналогичных волн в пластине толщиной, равной толщине оболочки (h_B).

На частотах $f < f_0$ кривизна оболочки существенным образом влияет на характер волн, возбуждаемых в ней.

В случае $f < f_0$ в оболочке распространяются волны с поперечным перемещением стенок оболочки. Эти волны подобны изгибным волнам в пластине.

Волновые числа продольных и касательных колебаний оболочки имеют комплексный вид, поэтому волны этих типов быстро затухают и практически не переносят колебательную энергию вдоль корпуса.

Изгибные волны в оболочках в диапазоне $f < f_0$ распространяются по спирали, огибая ее на определенном отрезке длины тем чаще, чем выше число узловых линий на окружности. На рис. 2.1. показаны характерные моды

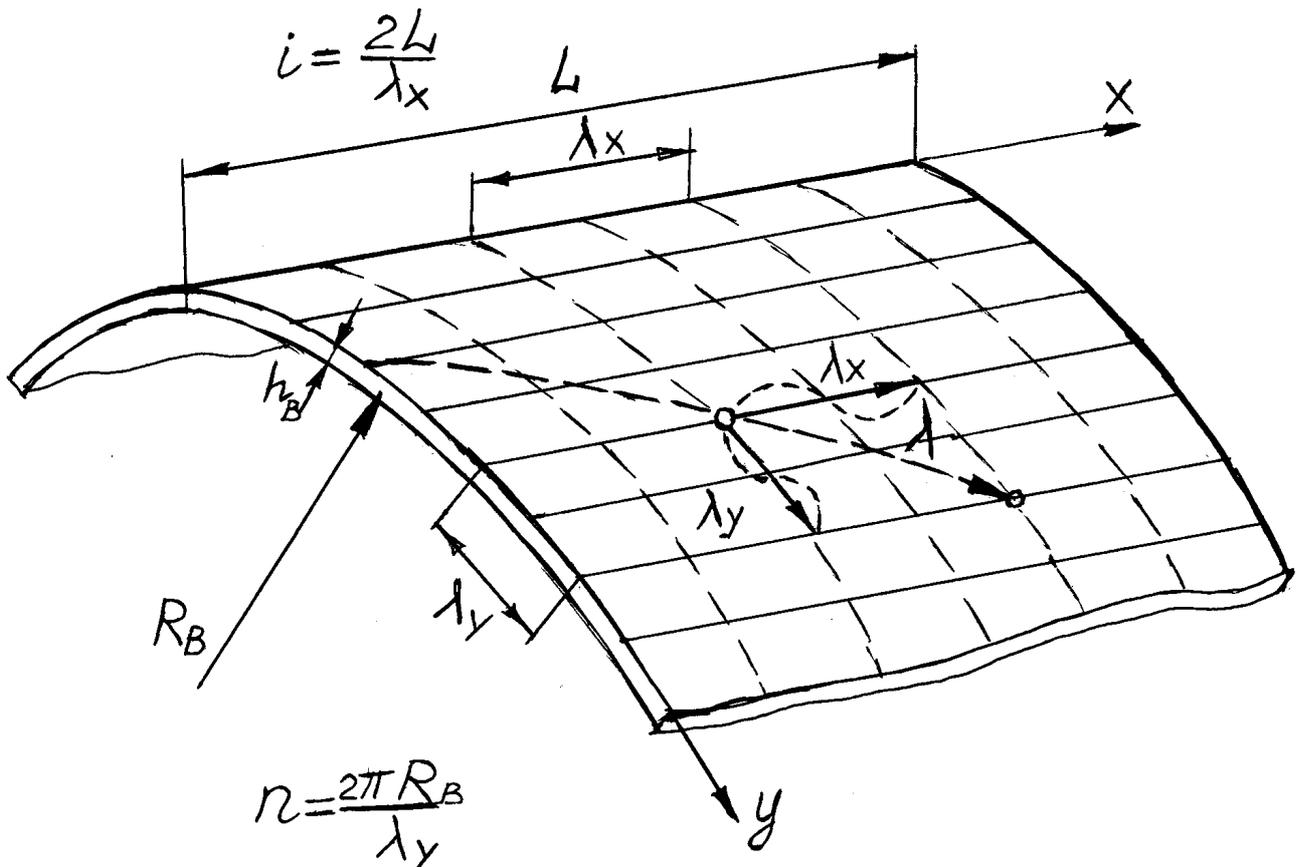


Рис.2.1. Моды изгибных колебаний оболочки

изгибных колебаний оболочки с узловыми линиями и диаметрами. Число полуволн форм колебаний в продольном направлении цилиндрической оболочки – i и число волн в окружном направлении – n . Число узловых линий форм колебаний, параллельных образующей, равно $2i$, а в окружном направлении $n-1$ (не считая опорных линий). Случай $n=0$ соответствует осесимметричным формам колебаний цилиндрической оболочки (на кольцевой частоте f_0). Случай $n=1$ соответствует балочной форме колебаний.

В диапазоне частот, начиная с появления первых резонансных оболочечных форм колебаний корпусов ГТД $f_1^{OB} = 2,38 \frac{\sqrt{h_B R_{Bep}}}{L} f_0$ и до кольцевой частоты f_0 корпус ГТД может быть представлен в виде неоднородной цилиндрической оболочки.

В этой формуле L – длина корпуса, h_B – средняя толщина оболочки корпуса.

В диапазоне выше кольцевой частоты цилиндрическая оболочка может быть аппроксимирована эквивалентной пластиной.

Расчеты, выполненные применительно к корпусам ГТД АИ-25 по формуле: $N = 3L \sqrt{\left(\frac{f}{f_0}\right)^3} \frac{3.46}{8\pi h}$ показывают, что начиная с частоты 2,5кГц количество частот собственных колебаний оболочки разделительного корпуса ГТД, составляет не менее 30 и далее возрастает с ростом частоты колебаний в степени 3/2.

Наличие неоднородностей (например, бобышек под вибродатчик) на корпусе может приводить к изменению импедансных характеристик оболочки и искажению некоторых составляющих спектра колебаний в месте установки вибродатчика.

Таким образом, на сравнительно высоких частотах гладкие участки оболочки корпуса ГТД являются наиболее информативными в части отсутствия искажения амплитуд вынужденных колебаний при работе основных узлов и систем ГТД.

3 Описание объекта испытаний (ГТД АИ-25) и методики сравнительных измерений вибрации двигателя контактными и бесконтактными способами

Исследования проводились на двигателе АИ-25, установленном на стенде Академии гражданской авиации. Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-25 предназначен для установки на самолете ЯК-40 (три двигателя).

Двигатель состоит из следующих основных узлов:

- двухкаскадного 11-ступенчатого компрессора;
- разделительного контура;
- кольцевой камеры сгорания, с корпусом камеры сгорания;
- двухвальной 3-ступенчатой турбины;
- корпуса задней опоры с двухконтурным реактивным соплом;
- агрегатов, обеспечивающих работу систем двигателя.

Степень двухконтурности двигателя на взлетном режиме 2,25.

Компрессор двигателя состоит из двух основных узлов:

- трехступенчатого осевого компрессора низкого давления (КНД);
- восьмиступенчатого осевого компрессора высокого давления (КВД) с клапаном перепуска воздуха из-за III и V ступеней.

Разделительный корпус предназначен для:

- разделения потока воздуха на два контура;
- установки агрегатов и узлов передней плоскости подвески двигателя на самолете.

Спереди к разделительному корпусу крепятся компрессор низкого давления, сзади – компрессор высокого давления и кожух наружного контура.

Привод основных агрегатов двигателя осуществляется от ротора компрессора высокого давления через систему зубчатых передач. (Рис 3.1).

Камера сгорания кольцевого типа, с двенадцатью головками, в центральных отверстиях которых размещены рабочие форсунки, подающие мелкораспыленное топливо во внутреннюю полость жаровой трубы.

Жаровая труба камеры сгорания заключена в силовой корпус, к которому спереди крепится компрессор высокого давления, сзади – турбины высокого давления.

Турбина – двухвальная, трехступенчатая, бандажированная. Первая ступень (турбина высокого давления) приводит во вращение ротор компрессора высокого давления и агрегаты двигателя. Вторая и третья ступени (турбины низкого давления) приводят во вращение ротор компрессора низкого давления.

В корпусе задней опоры турбины устанавливается роликотподшипник ротора турбины низкого давления.

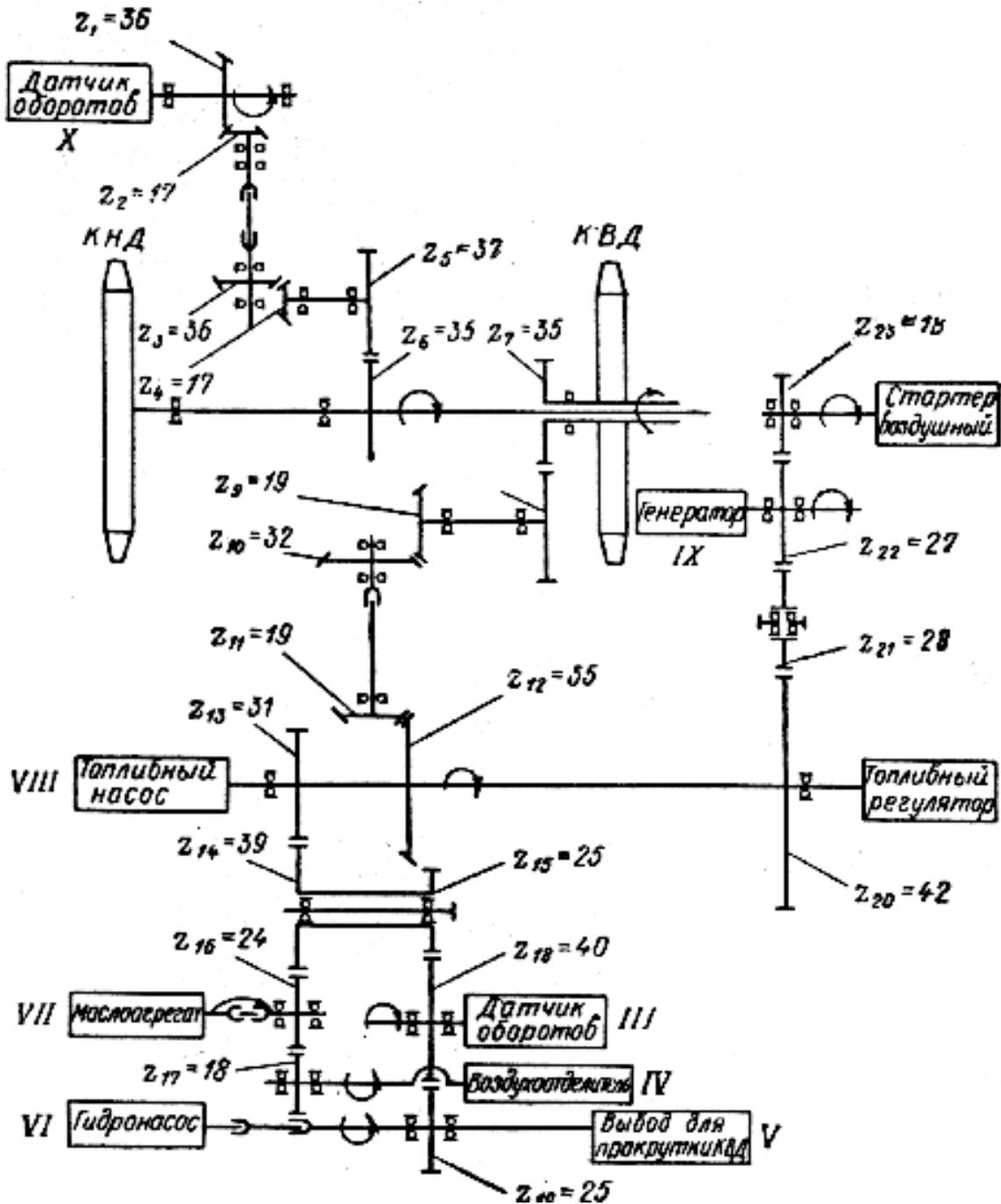


Рис.3.1. Схема приводов

Роторы двигателя (рис.3.2) механически не связаны между собой, а имеют только газодинамическую связь.

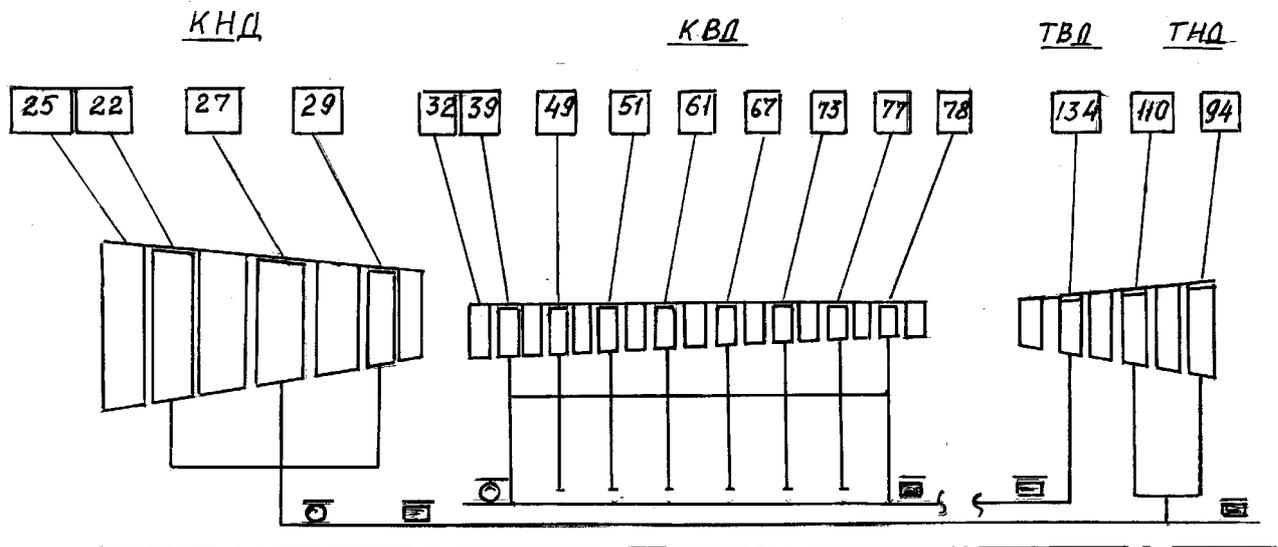


Рис.3.2. Кинематическая схема двигателя

На рис. 3.2 цифры указывают число лопаток каждой ступени компрессора.

Ротор низкого давления имеет (см. рис.3.2) четыре опоры: передняя опора – шариковый подшипник, остальные три – роликовые подшипники.

Обороты роторов различны и изменяются в зависимости от режима работы двигателя и параметров воздуха на входе в двигатель. (Табл. 3. 1)

Ротор высокого давления также устанавливается на четыре опоры, из которых передняя – шариковый подшипник, остальные три – роликовые подшипники.

Датчик вибрации (пьезоакселерометр) устанавливался на разделительный корпус (Рис. 3.3) и крепился на шпильке крепления жгута проводов т.1. Пятно

лазерного луча располагалось правее шпильки крепления на расстоянии 70мм (т.2) на гладком участке разделительного корпуса.

Таблица. 3.1

Технические данные двигателя по режимам при $H=0$, $V=0$, СА.

Режим	Тяга, кгс	Обороты ротора КВД, об/мин	Обороты ротора КНД, об/мин
Взлетный	1500	16640	10750
Номинальный	1120	15675	9560
0,85 Номинального	950	15160	8950
малый газ	90	7750	

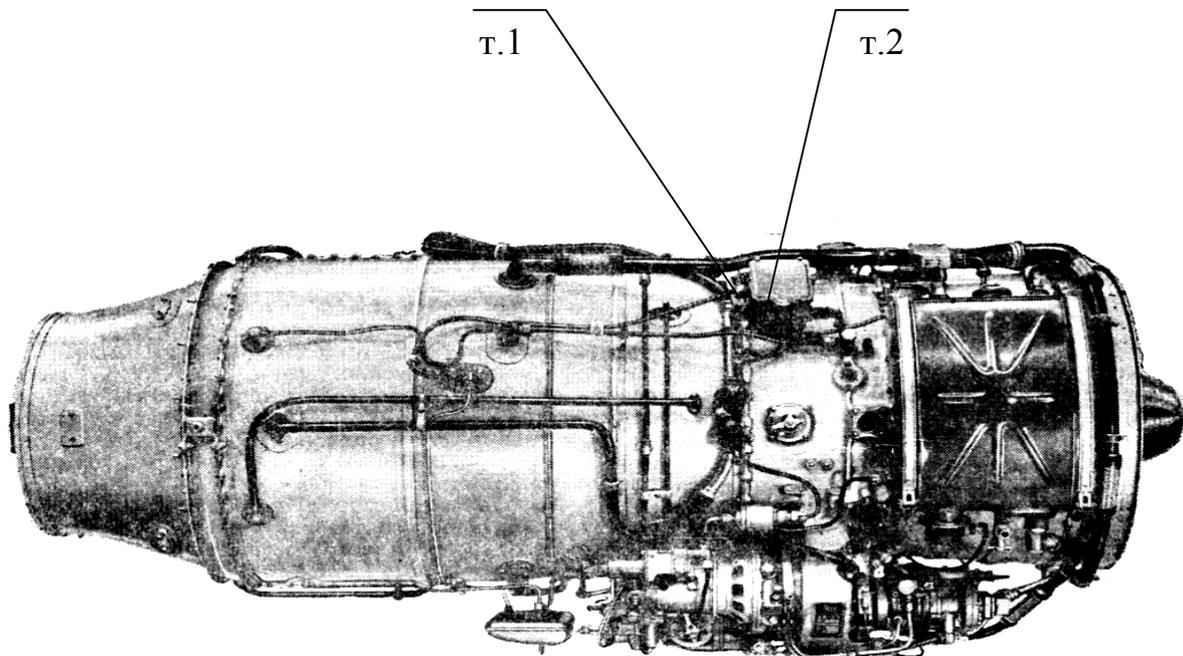


Рис. 3.3.Общий вид двигателя АИ - 25

Схема измерения вибрации корпуса ГТД контактным и бесконтактным способом показана на рис.3.4. Измерительный тракт состоял из двух контактных пьезоакселерометров типа МВ-35, один из которых

устанавливался на основании крепления лазерного вибропреобразователя и был ориентирован вдоль оси лазера (в направлении измерения вибрации ГТД), другой пьезоакселерометр крепился в т.1(см. рис. 3.3.). Сигналы от этих датчиков поступали на усилители заряда и далее на цифровой анализатор. Номинальный коэффициент преобразования пьезоакселерометров МВ-35 в комплекте с предусилителем типа 1651 составлял для датчика, закрепленного на двигателе, 10 мВ/г, а для датчика, закрепленного на основании лазера, соответственно 100 мВ/г. Погрешность измерения вибрации с помощью пьезоакселерометров составляла 1.0-1.5дБ в диапазоне частот 3Гц-16кГц.

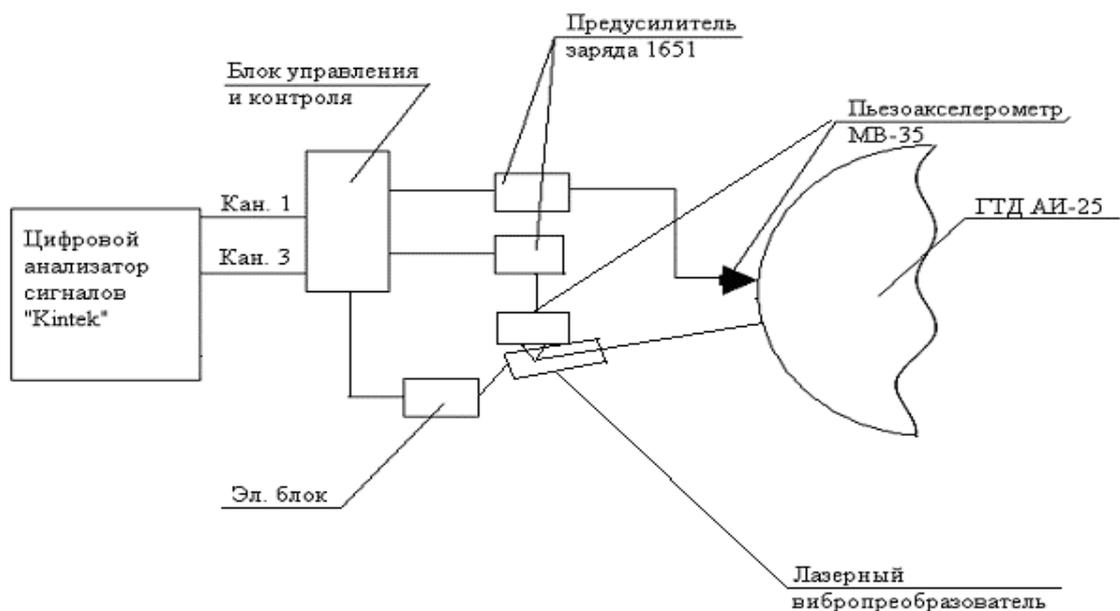


Рис. 3.4. Схема измерения вибрации

Бесконтактное измерение вибрации осуществлялось посредством лазерного вибропреобразователя типа LV-2 чувствительностью 25 мВ на 1 мм/с. Расстояние между преобразователем LV-2 и корпусом двигателя составляло 1м.

Сигналы с вибропреобразователей синхронно записывались на 2 канала цифрового анализатора типа "Кинтек" (прототип МІС-300) фирмы НПП "Мера", г. Королев. Вначале, после выхода на стационарный режим на интервале времени от условного нуля до 65с. синхронно записывались сигналы с пьезоакселерометра, установленного на двигателе (канал 1) и с лазера (канал

3), затем на интервале времени 65-104с. на канал 3 записывался сигнал с пьезоакселерометра, установленного на основании лазера. В последующий период времени на канал 3 снова записывался сигнал с лазера. Начиная со 104с. отключалась подача топлива на двигатель и на оба канала записывались сигналы вибрации двигателя в режиме выбега до полной остановки двигателя. Частота оцифровки по каждому каналу составляла 50 кГц.

Спектральный анализ сигнала выполнялся на стационарном участке работы двигателя при оборотах $n_{квд} = 13230$ об/мин, $n_{кнд} = 6540$ об/мин.

Осреднение выполнялось в основном по 4 спектрам, число линий в спектре 32768. Сравнительный анализ показал, что при данном числе линий увеличение числа осредняемых спектров существенно не улучшает разрешающую способность анализа.

На рис 3.5 сопоставлены спектры виброускорений, измеренные на корпусе двигателя и на основании крепления лазера (вдоль оси луча). Уровень вибрации основания лазера ниже на 36 дБ.

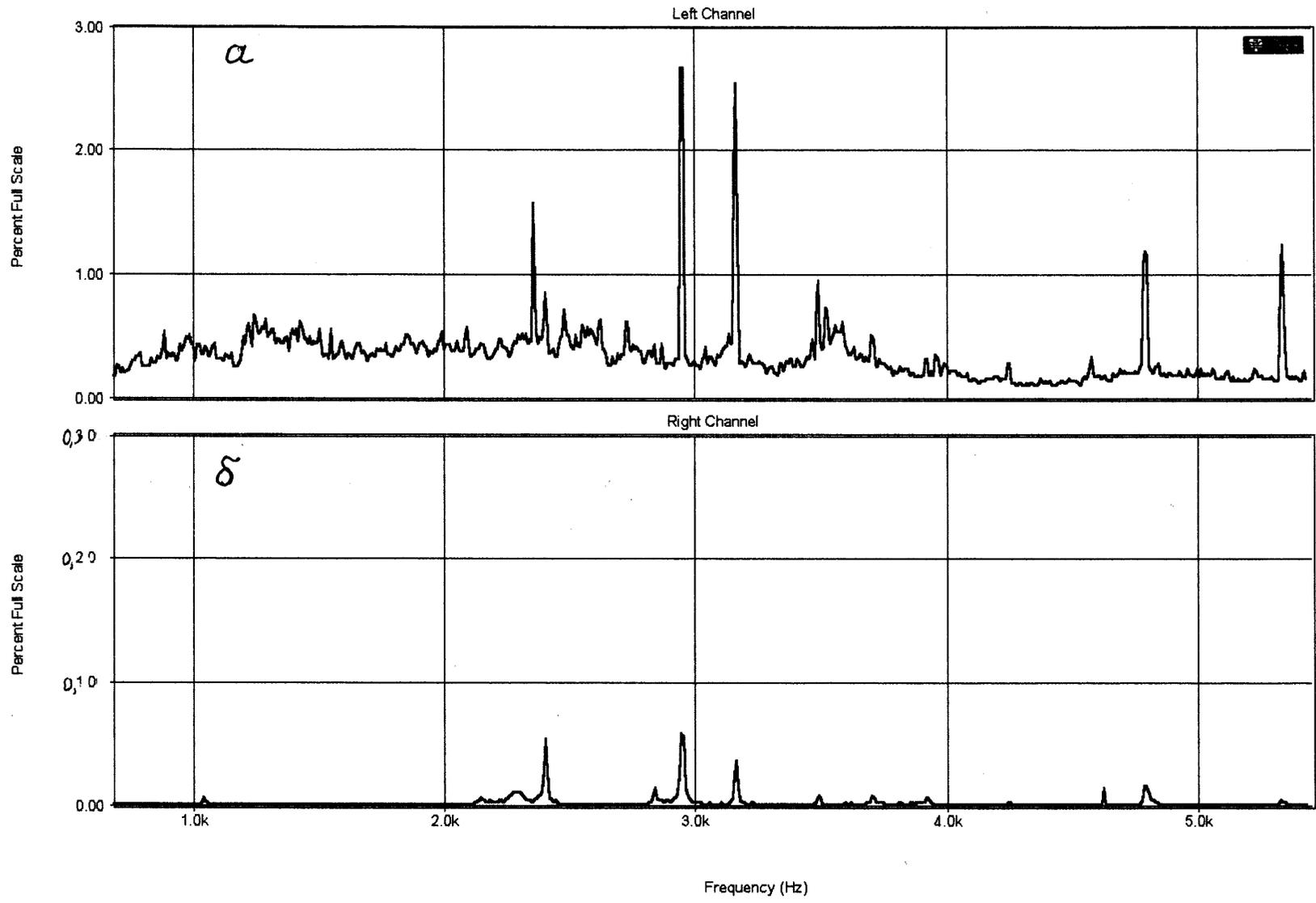


Рис. 3.5. Сравнение спектров вибрации, измеренных на корпусе ГТД и на основании крепления лазерного датчика.

4 Анализ результатов измерений

Результаты измерений вибрации ГТД АИ-25 представлены на рис.4.1-4.9

На рис 4.1 приведены временные реализации сигналов в вольтах по обоим каналам, а на рис 4.2-4.5 узкополосные спектры вибрации соответственно в диапазонах частот от 0 до 1кГц, от 1 до 5кГц, от 5 до 10кГц, от 10 до 20кГц. На спектрах по горизонтальной оси отложены частоты в герцах в линейном масштабе, по вертикальной оси уровни вибраций в логарифмическом масштабе. За ноль дБ принята величина 1вольт. Сравнение результатов измерений в вольтах выполнено в связи с тем, что посредством пьезоакселерометра измерялось виброускорение в м/с^2 , а посредством лазера-виброскорость в мм/с .

В верхней части графиков показаны спектры, измеренные пьезоакселерометром (канал 1), а внизу - спектры, измеренные лазерным преобразователем (канал 3).

На графиках обозначено:

О – оборотная частота;

$L_{1-3\text{кнд}}$ – лопаточные частоты компрессора низкого давления;

$L_{1-8\text{квд}}$ – лопаточные частоты компрессора высокого давления;

Z_{32} – частота пересопряжения зубьев конической шестерни Z_{32} привода топливного насоса;

Z_{35} – частота пересопряжения зубьев шестерни Z_{35} , расположенной на валу ротора КВД и передающей вращение приводным агрегатам.

Сравнительный анализ графиков на рис 4.2-4.5 в целом показывает сходство спектров вибрации по обоим каналам во всем диапазоне частот до 20кГц (наличие превышения идентифицированных дискретных составляющих над фоном, наличие модуляционных компонентов). Эта сходство сохраняется даже на высоких частотах, несмотря на то, что лазерный датчик измеряет виброскорость, а акселерометр – виброускорение.

Однако, при более детальном анализе, выявляется, что информативность спектра сигнала с лазерного датчика существенно выше, чем с акселерометра.

Например, в диапазоне частоты пересопряжения зубьев конических шестерен привода топливного насоса (частота 3954 Гц), в спектре лазерного датчика четко идентифицируется сильный износ конической шестерни Z_{32} (см. рис 4.6), определяемый по смешанной амплитудно-угловой модуляции (частота модулирующей функции соответствует частоте вращения дефектной шестерни 123Гц).

При этом в спектре вибрации, измеренной акселерометром, дефект шестерни практически не проявляется. Это может быть объяснено наличием в данном диапазоне частот антирезонанса узла крепления акселерометра к корпусу двигателя.

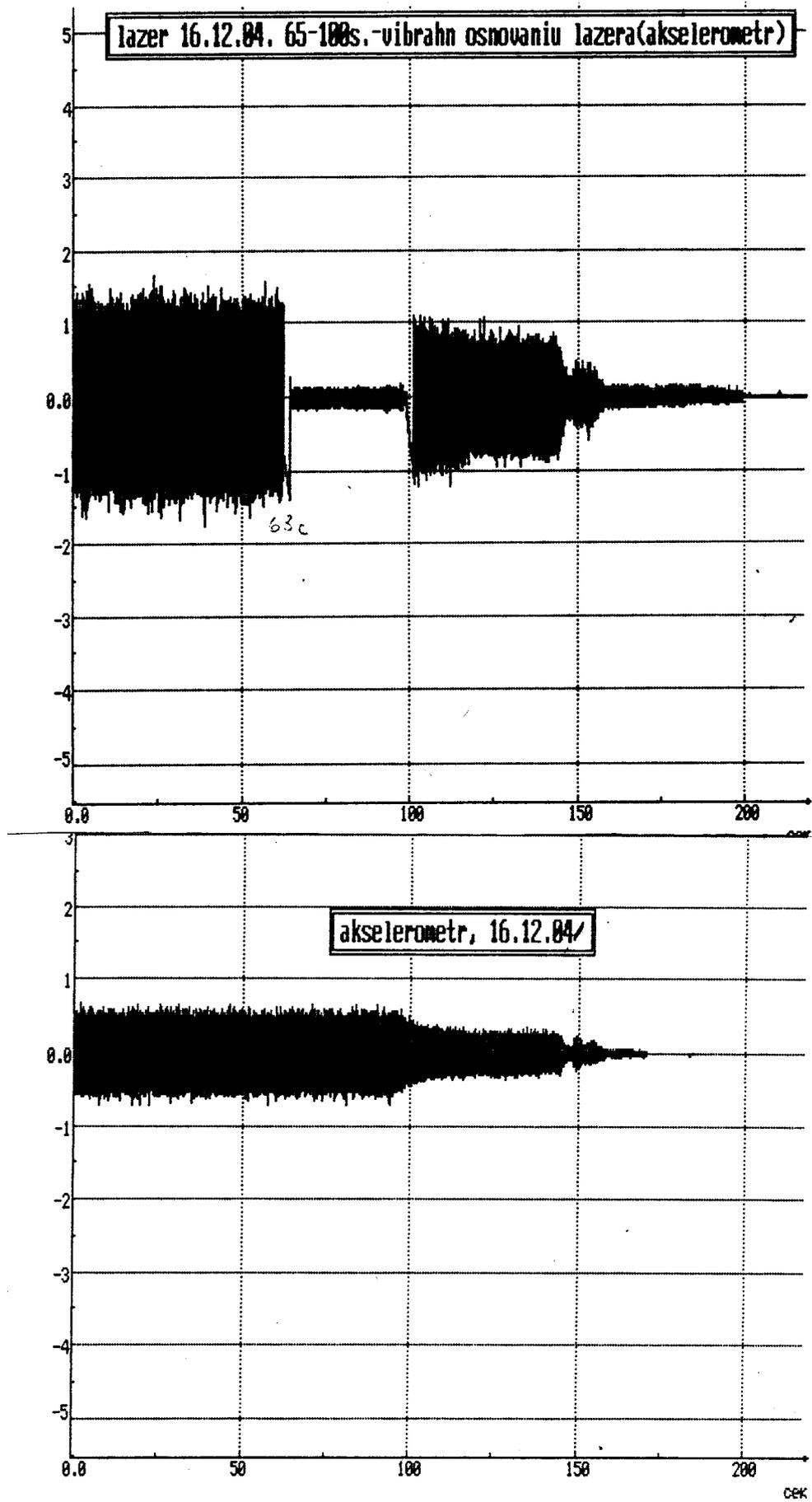


Рис. 4.1. Временные реализации сигналов по обоим каналам

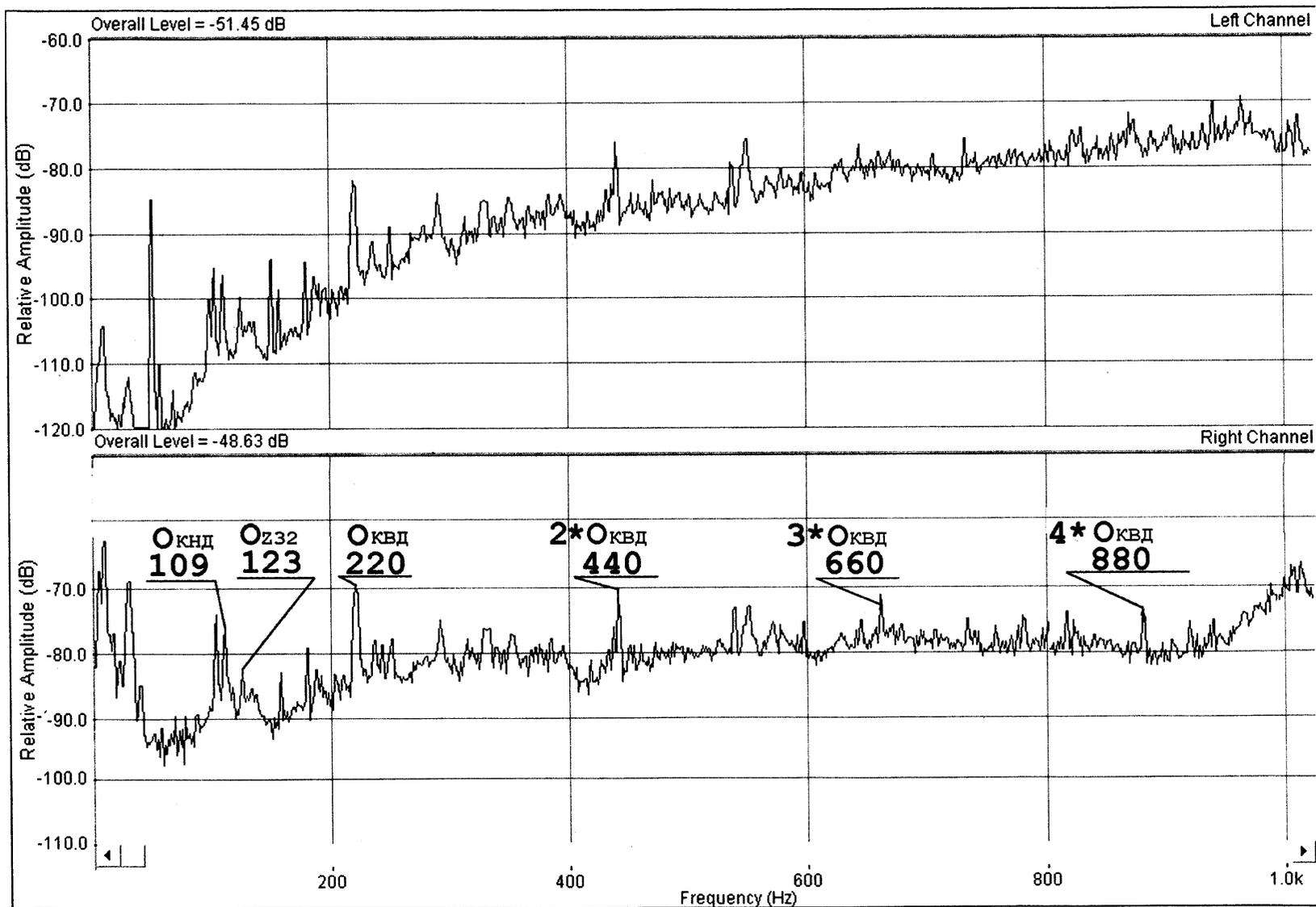


Рис. 4.2. Спектрограммы вибрации в диапазоне до 1,0 кГц

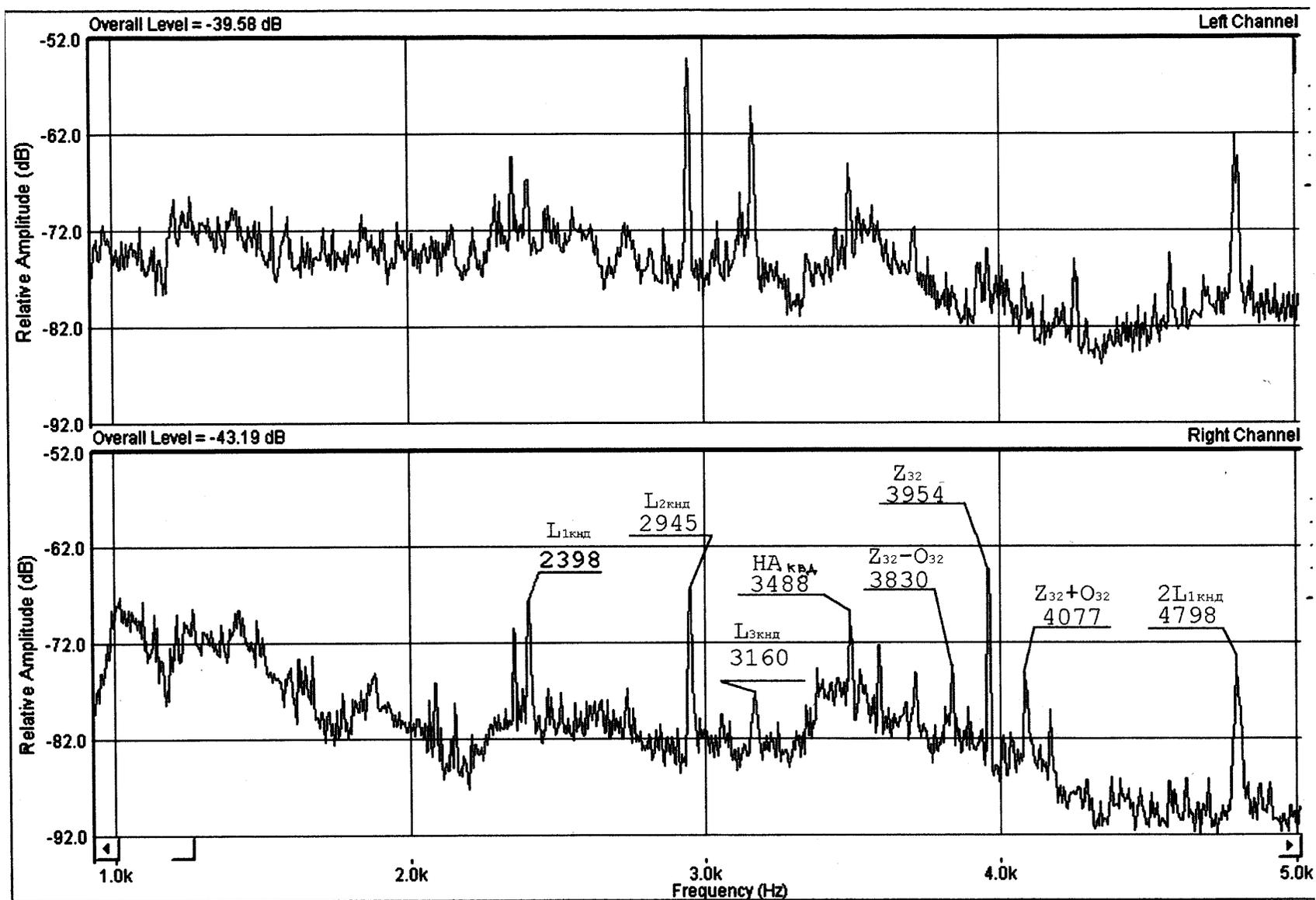


Рис 4.3. Спектрограммы вибрации в диапазоне 1,0...5,0 кГц

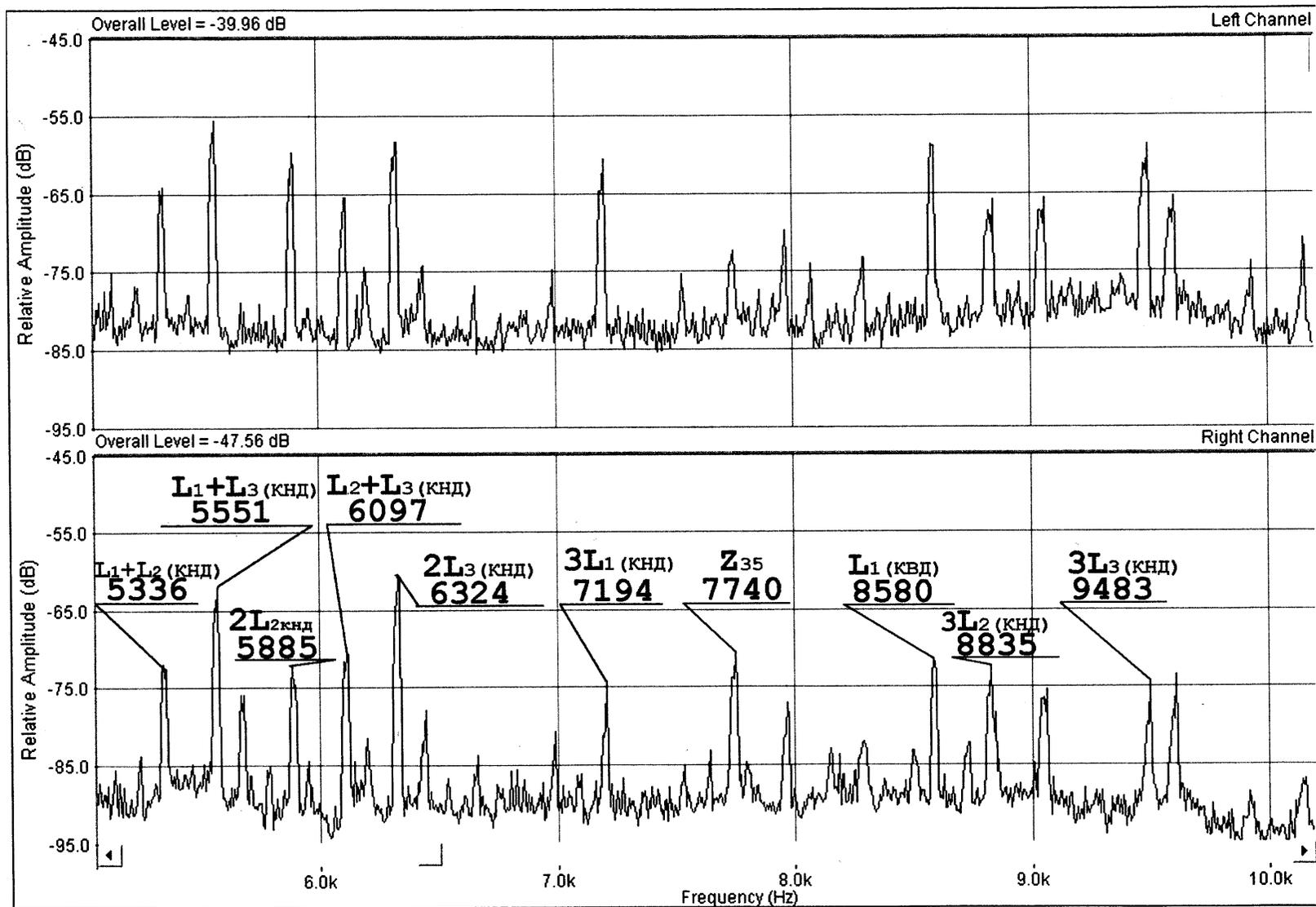


Рис.4.4. Спектрограммы вибрации в диапазоне 5,0...10,0 кГц

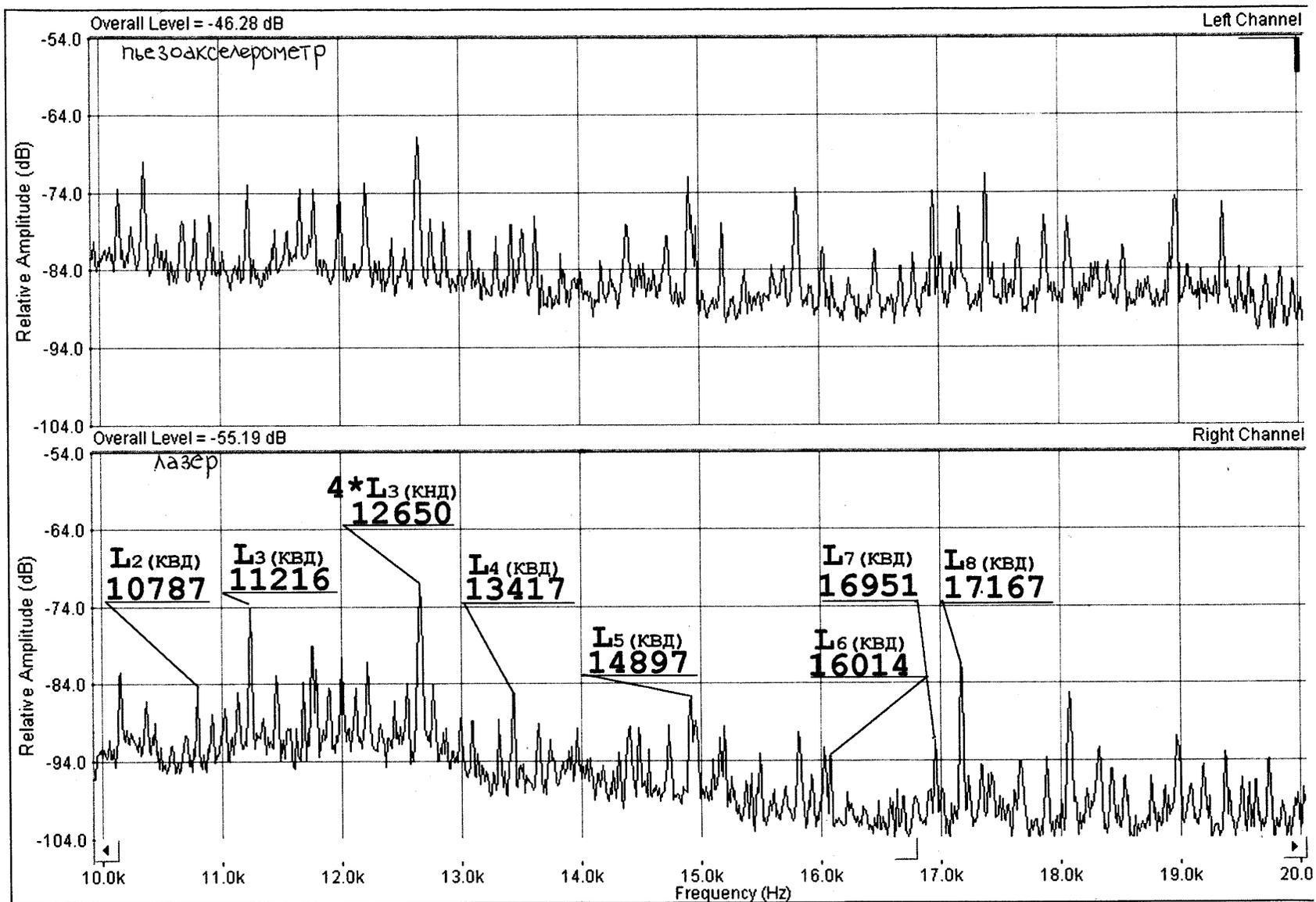


Рис.4.5. Спектрограммы вибрации в диапазоне 10,0...20,0 кГц

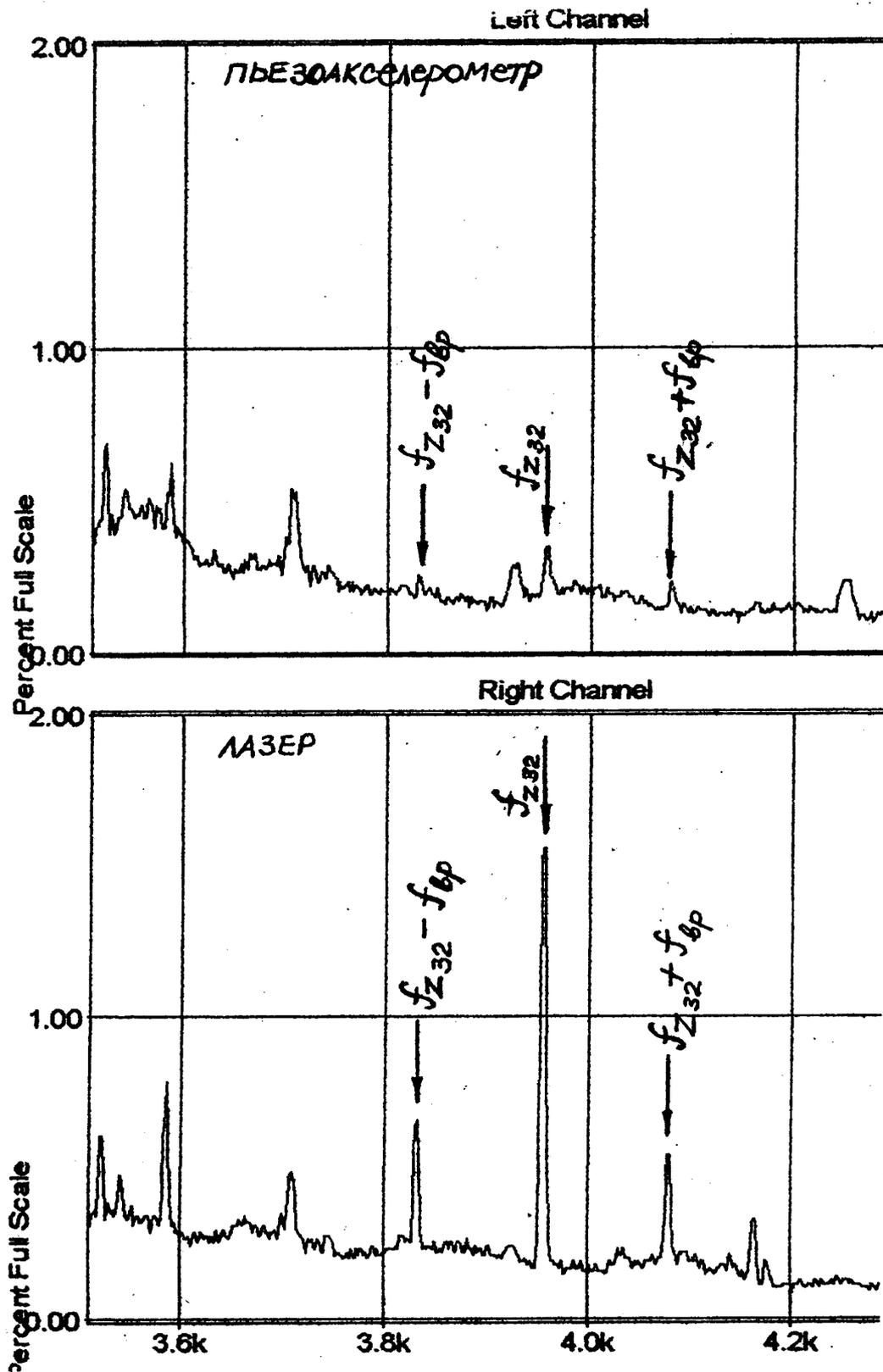


Рис.4.6. Сопоставление спектров вибрации в диапазоне частоты зубозацепления привода топливного насоса.

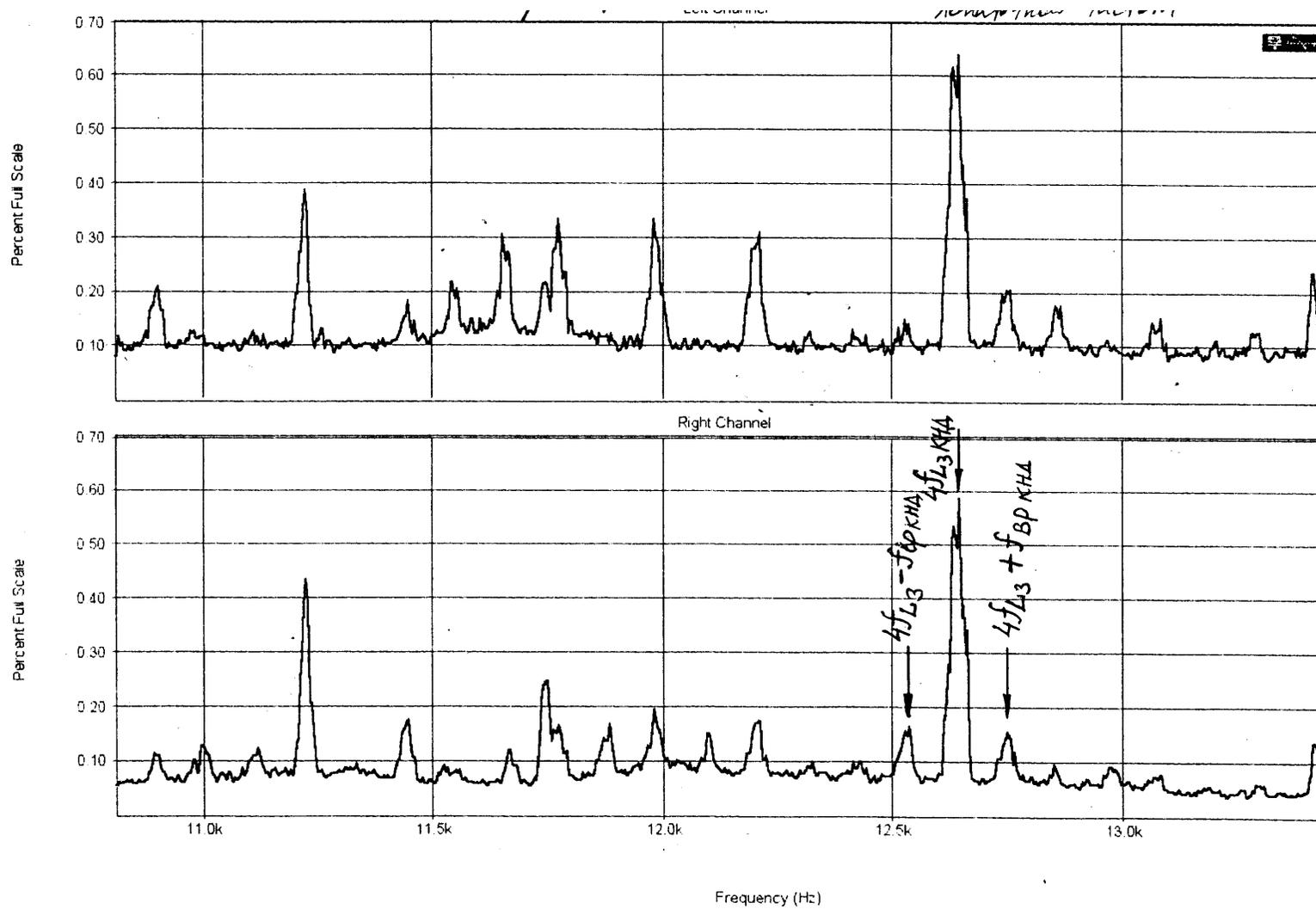


Рис. 4.7. Признак дефекта лопатки третьей ступени ротора КНД по модуляции сигнала на 4 гармонике лопаточной частоты

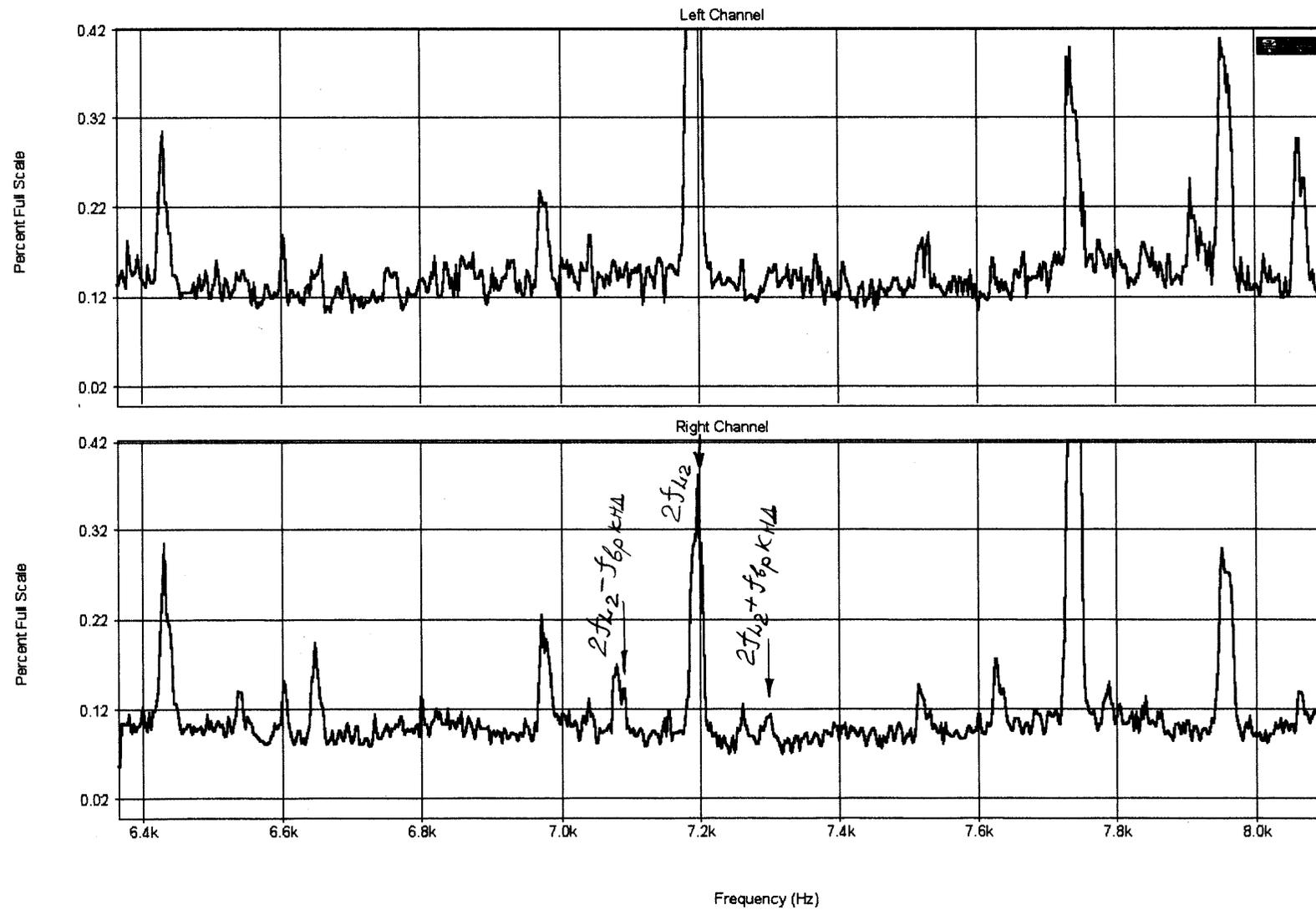


Рис. 4.8. Признаки боя ротора КНД по модуляции сигнала на второй гармонике лопаточной частоты 2 степени.

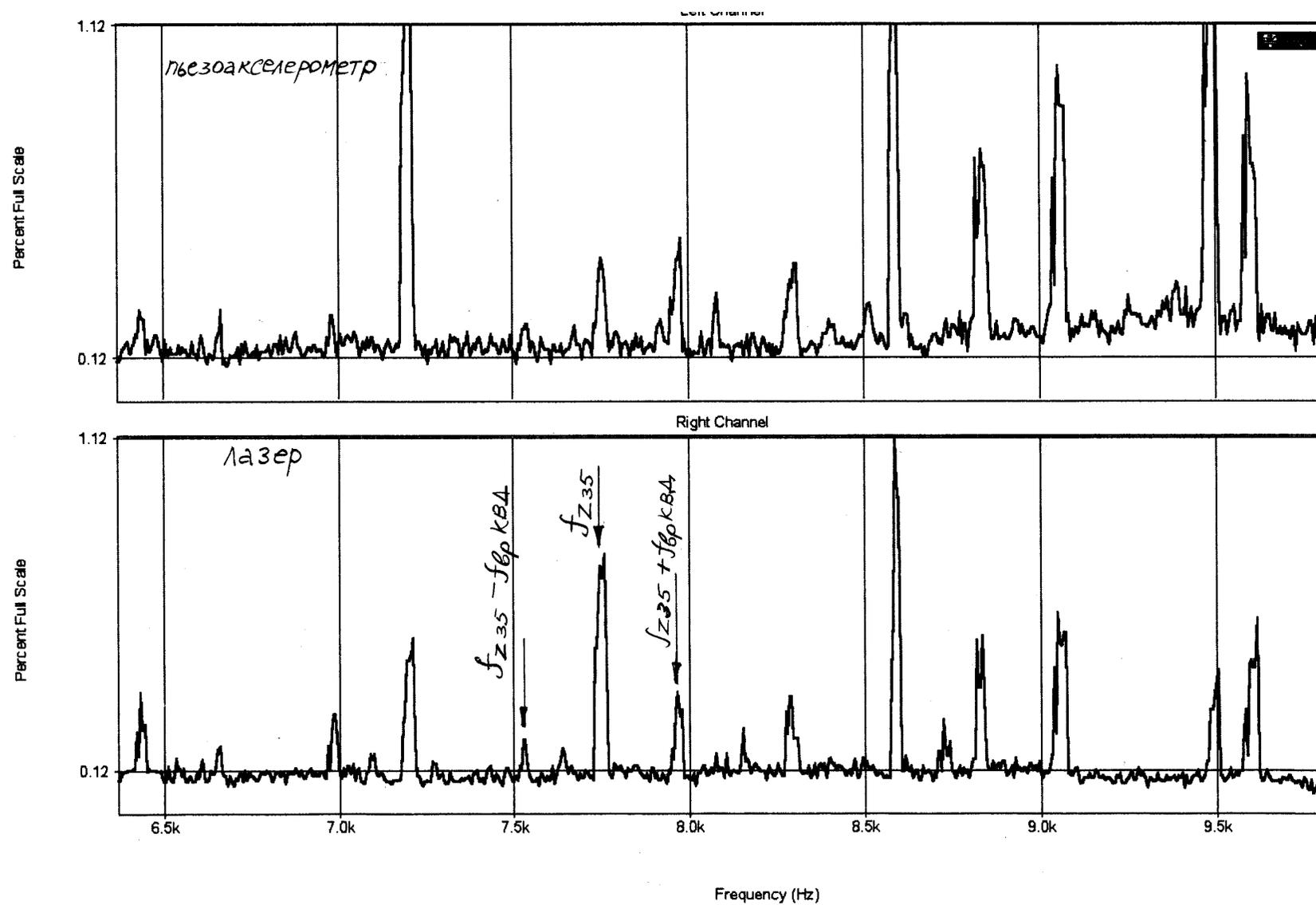


Рис.4.9. Признаки боя ротора КВД по модуляции сигнала на частоте зацепления шестерни Z_{35} (на валу ротора КВД).

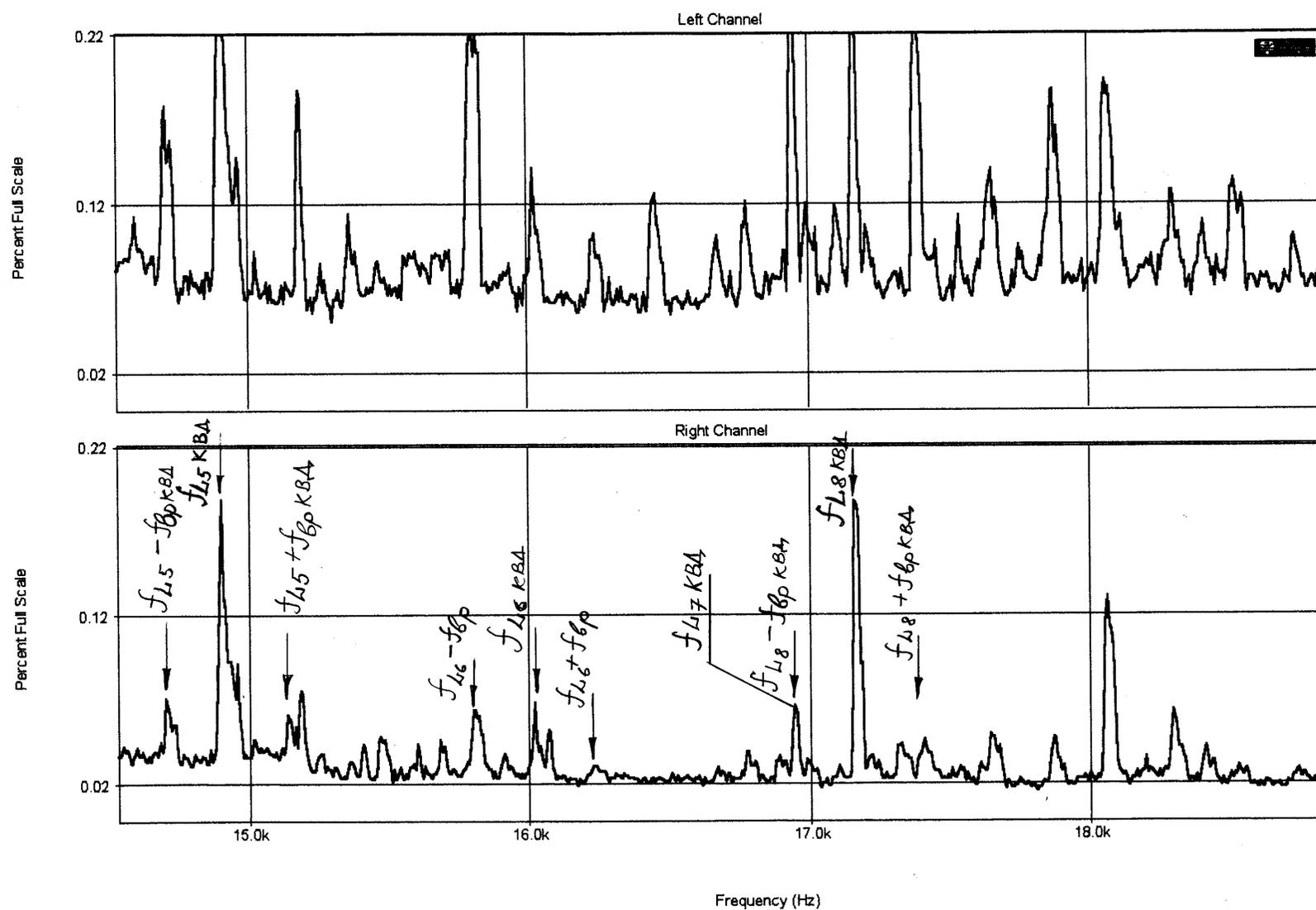


Рис. 4.10. Признаки боя ротора КВД по модуляции сигнала на лопаточных частотах 5, 6 и 8 ступеней КВД.

Особенно преимущество лазерного датчика проявляется в высокочастотном диапазоне (6-20кГц), где наблюдаются признаки боя роторов компрессоров низкого и высокого давления.

Они идентифицируются по появлению боковых составляющих относительно гармоник лопаточных частот ступеней компрессоров низкого и высокого давления (из-за износа опорных подшипников роторов и дефекта лопатки третьей ступени ротора КНД). При этом спектр модулированных колебаний, измеренных лазерным датчиком, более соответствует характерным признакам, сопровождающим развитие дефектов в роторных системах компрессоров и зубчатых передачах по сравнению с показаниями пьезоакселерометра (см. рис 4.7.-4.10.).

Что же касается сравнения значений СКЗ виброскорости по обоим датчикам, то в диапазоне оборотных частот КВД и КНД пересчет виброускорения в виброскорость показывает приемлемую сходимость результатов (СКЗ в полосе оборотных частот роторов КНД и КВД при измерении контактным датчиком – пьезоакселерометром - составило 1,75мм/с, а лазерным датчиком-1.9мм/с).

В то же время, на высоких частотах показания контактного датчика (с учетом пересчета виброускорения в виброскорость) дают заниженные значения по сравнению с показаниями лазерного датчика. Очевидно это связано с ухудшением чувствительности контактного датчика из-за влияния крепежной шпильки к бобышке корпуса.

В таблице 4.1. приведены результаты диагностического анализа вибрации ГТД АИ-25 с лазерного датчика, значения глубин модуляции, характеризующих выявленные дефекты в узлах, идентифицированных по характерным частотам в спектре вибрации. Необходимые частоты определены из кинематической схемы ГТД.

Глубина амплитудной модуляции в случае смешанной модуляции рассчитывалась по результатам анализа спектра огибающей сигнала вибрации в полосе, содержащей несущую и боковые составляющие.

Результаты диагностического анализа вибрации ГТД

Таблица 4.1.

N п/п	Наименование узла и вид дефекта	Частота несущей сигнала Гц	Частота модулир. Сигнала Гц	Глубина амплит. и индекс угловой модуля- ции, %	Степень развития дефекта	Номер рисунка со спектрами вибрации дефектн. Узла
1	Центральный привод, дефект конич. Шестерни Z_{32} привода топл. Насоса	3954 частота пересопря- жения зубьев	123 частота вращения дефектной шестерни	$m_a=31$ $\beta=8,0$	Сильный дефект	Рис. 4.6
2	Третья ступень КНД, дефект лопатки	12644 4гармоника лопаточной частоты 3ст	109 частота вращения ротора КНД	$m_a=34$	Сильный дефект	Рис. 4.7
3	Бой ротора КНД из-за износа опорных подшипников	7197 6322 вторые гармоники лопат. частот 2 и 3 ступеней КНД	109	$m_a=18$	Развитый дефект	Рис. 4.8
4	Бой ротора КВД из-за износа опорных подшипников	7740, 14897,17167 f_{z35}, f_{L5}, f_{L8}	220 частота вращения ротора КВД	$\beta=16$	Развитый дефект	Рис. 4.9 Рис. 4.10

Необходимо отметить, что данный двигатель после списания с самолета был установлен на стенде Академии гражданской авиации и на нем выполнено более шестисот кратковременных запусков в учебных целях.

Посредством диагностического анализа, проведенного по результатам измерения вибрации только в одной точке разделительного корпуса, выявлены следующие дефекты ГТД АИ-25:

- значительный износ зубьев конической шестерни Z_{32} привода топливного насоса (выявлен по результатам анализа вибрации, измеренной лазерным преобразователем);
- дефект лопатки третьей ступени компрессора низкого давления;
- развитый износ опорных подшипников компрессоров низкого и высокого давления и межвального подшипника турбины;
- неоднородность газового потока (вследствие боя роторов КНД и КВД).

Диагностический анализ выполнялся по алгоритмам и программам, разработанных на кафедре №26 «Диагностика технических систем» Академии гражданской авиации.

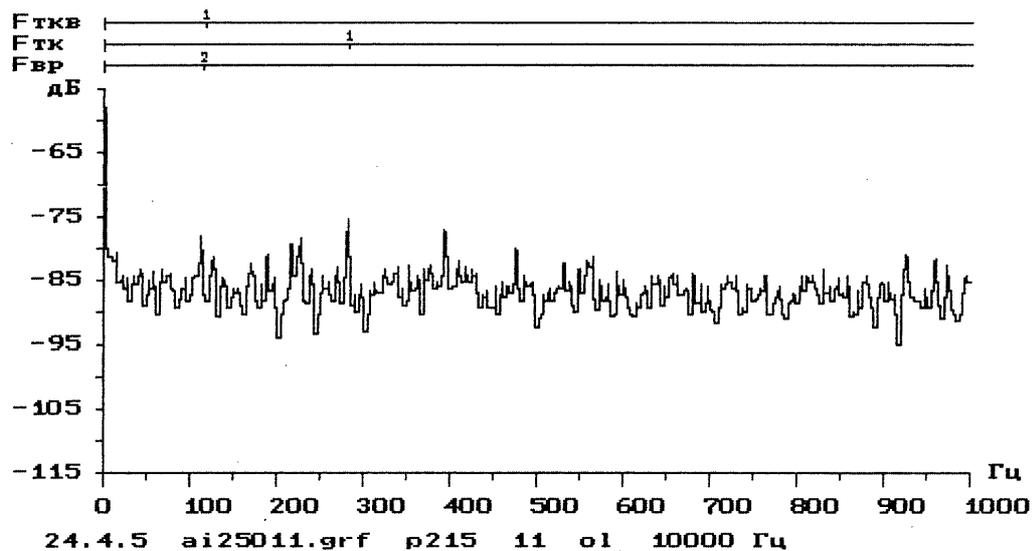
Таким образом, по показанию пьезоакселерометра в стандартной полосе частот (содержащих только вибрации на оборотных частотах вращения роторов) состояние двигателя может быть отнесено к исправному. В то же время, по показаниям лазерного вибродатчика в диапазоне высоких частот в двигателе обнаружены развитые дефекты.

5 Перспективы использования лазерного преобразователя в сочетании с другими бесконтактными датчиками в системе контроля зарождающихся дефектов

Оперативный контроль технического состояния ГТД при запуске в наземных условиях может быть наиболее эффективен при комплексном использовании методов и средств диагностирования на основе применения лазерного вибропреобразователя, направленных микрофонов и многоканального цифрового анализатора, например, типа МІС-300М или контроллера МАС-100 производства НПП «МЕРА» Аэро-космического комплекса. (г. Королев).

Естественно, что для успешной компьютерной диагностики ГТД необходимо формирование базы данных по каждому типу двигателей, содержащей исходные данные по таким параметрам, как количество ступеней КНД и КВД и турбин, количество лопаток в каждой ступени включая направляющие аппараты, параметры подшипников в опорах роторов и шестерен, передаточные отношения в редукторе привода вспомогательных механизмов и агрегатов и т. п.

В качестве примера на рис. 5.1 приведен спектр огибающей шума всасывания ГТД АИ-25, измеренный направленным микрофоном в третьоктавной полосе частот с центральной частотой 10 кГц в процессе работы двигателя на режиме малого газа. Как видно из распечатки диагноза микрофон также позволил выявить развитый износ переднего подшипника ротора КНД.



24.4.5 Файл для спектра (0 .. 1000 Гц) - ai25011.grf Имя записи - 11
 Режим работы - ol Количество усреднений - 4 Размерность БПФ - 1024 Частота фильтра - 10000 Гц
 Файл для параметров - p215
 Dтк = 17.46 мм Dвр = 102.50 мм alpha = 0.00 град Nтк = 11

Частота вращения вала Fвр = 58.000 Гц

Статическая радиальная нагрузка

 Возможные дефекты износа :

сколы, неравномерный износ теп качения (ш = 9 % - развитый);
 износ, раковины, трещины на внутреннем кольце (ш = 6 % - развитый);
 не идентифицируемый дефект (ш = 5 % - слабый);

 Возможные дефекты сборки :

перекос внутреннего кольца (ш = 6 % - развитый);

Рис.5.1.Спектр огибающей шума всасывания ГТД АИ-25

Аналогично можно оценить состояние подшипников в задней опоре турбин по модуляции шума выхлопа на высоких частотах при выборе соответствующего режима работы двигателя.

В случае невозможности доступа луча лазера к какому либо месту ГТД можно использовать контактный вибродатчик, если есть возможность его крепления посредством магнита.

Выводы и рекомендации

1. Исследована возможность применения лазерного вибропреобразователя для бесконтактной диагностики технического состояния авиационного газотурбинного двигателя (расстояние от лазера до контролируемой поверхности от 0,5 до 5м).

2. Показано, что использование лазера в сочетании с цифровым спектроанализатором типа МІС-300 позволяет повысить разрешающую способность вибродиагностического анализа в области высоких частот, ускорить процесс съема информации с различных точек поверхности двигателя и тем самым существенно сократить время проведения оперативного контроля состояния ГТД при наземных запусках.

3. Отработка и внедрение данного метода виброакустической диагностики при наземном запуске ГТД и других агрегатов и систем воздушного судна может дополнить существующие методы наземного контроля и тем самым способствовать повышению безопасности эксплуатации авиатранспорта.

4. Предлагаемый метод виброакустической диагностики может быть полезен при контроле качества ремонта ГТД и других механизмов ВС, а также в процессе заводских стендовых испытаний.

Литература:

1. В. И. Люлько Докторская диссертация. «Разработка теоретических основ и практических рекомендаций с целью эксплуатации авиационных

двигателей воздушных судов гражданской авиации по техническому состоянию и совершенствование процессов их диагностирования». М.: ГОСНИИГА, 2004.

2. А. В. Барков, Н. А. Баркова, А.Ю. Азовцев Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации. Санкт-Петербург.: Изд. СПМТУ, 2000. 158 с.

3. С. В. Тварадзе, А. П. Ушаков. Вопросы оперативного выявления дефектов силовых установок транспортных средств. Академия гражданской авиации, Межвузовский тематический сборник научных трудов «Проблемы эксплуатации и совершенствования транспортных систем». Том X, 2005. С.174-181.

4.В. П. Максимов, И. В. Егоров, В.А.Карасев. Измерение, обработка и анализ быстропеременных процессов в машинах. М.: Машиностроение, 1987. 206с.

5. М. К. Сидоренко. Виброметрия газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение 1973. 224 с.