

УДК 629.7.03.018

Б.Б. КОРОВИН¹, О.Н. БЫЛИНКИНА¹, М.В. КУЗЬМИН²¹Федеральное государственное унитарное предприятие РФ

«Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Жуковский, Россия

²ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия

ВИБРОАКТИВНОСТЬ ТРДДФ С МЕЖРОТОРНЫМ ПОДШИПНИКОМ В ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЯХ

Проанализированы особенности виброхарактеристик ТРДДФ с межроторным подшипником в условиях эксплуатации на маневренном самолете. Показано, что основными источниками виброактивности двигателя в условиях его работы на самолете являются ротора низкого и высокого давления, межроторный подшипник и рессора выносной коробки агрегатов (ВКА), а наиболее вибронегруженными режимами полета – разгоны самолета на максимальных и форсированных режимах работы двигателя. Подтверждена представительность штатного места измерения вибраций и целесообразность использования при анализе вибраций широкой полосы частот. По широкополосному выходу датчиков вибраций в штатном месте измерений удалось зарегистрировать и идентифицировать не только роторные и кратные им составляющие, но и составляющие, генерируемые вибрационным горением, роторами ВКА, а также составляющие, позволяющие оценивать работу и техническое состояние межроторного подшипника. Ввиду большого числа значимых составляющих вибраций, помимо первых роторных гармоник в полосе частот оценки СКЗ вибраций двигателя, сделан вывод о невозможности эффективного бортового контроля его состояния только по СКЗ вибросигнала.

Ключевые слова: виброактивность, межроторный подшипник, вибрация, диагностический признак, составляющая спектра, сепаратор, гармоника, бортовой виброконтроль.

Введение

Как показывает практика, наличие в силовой схеме ГТД межроторных подшипников может стать источником дополнительной виброактивности двигателя и повышенных требований к системе его эксплуатационного виброконтроля. В частности, в процессе эксплуатации двигателя может потребоваться оценка составляющих вибраций, связанных с работой указанных подшипников [1, 2]. Настоящая публикация посвящена анализу виброактивности ТРДДФ, в котором межроторный подшипник используется в турбине рядом с задней опорой двигателя.

1. Цели и технология исследований

Целью настоящих исследований было:

- оценить вибрации ТРДДФ с межроторным подшипником в силовой схеме двигателя в эксплуатационных условиях;
- выявить наиболее значимые источники колебаний и особенности их проявления;
- уточнить требования к системе бортового виброконтроля и вибрационной диагностики таких двигателей.

При оценке виброактивности обследуемого ТРДДФ использовались методы вибрационной диагностики [3, 4] на основе спектрального анализа вибраций, измеренных в штатном месте на промежуточном корпусе двигателя. Замер вибраций осуществлялся с помощью трех миниатюрных пьезодатчиков ВДВ-19 по трем осям – X (направление полета), Y (вертикальное направление) и Z (горизонтальное направление), и с помощью датчика V-318 на изгибной керамике с встроенным ЧИП-ом (по оси Z).

Вибрации регистрировались в течение всего полета. При обработке вибропроцессов использовалась сопровождающая информация о режимах полета и работы двигателя, получаемая бортовой системой измерений. Детальному анализу подвергались фрагменты бортовых записей, содержащих номенклатуру эксплуатационных режимов полета и работы двигателя, включая взлет на форсаже, наборы высоты на «максимале», разгоны самолета, включения и выключения форсажа, а также запуски и выключения двигателя в воздухе, работу двигателя при выполнении самолетом маневров в горизонтальной и вертикальной плоскости с эксплуатационными перегрузками.

Цифровая обработка и анализ высокочастотной информации осуществлялись программно-аппаратным комплексом ЛИИ [5]. С его помощью выполнялись следующие основные процедуры:

- спектральный анализ вибропроцессов (с разрешением 1 Гц);
- фильтрация узкополосных составляющих вибраций (с разрешением 7 Гц.) и их идентификация (на основе использования частотных моделей виброактивности двигателя, полученных по передаточным коэффициентам его кинематики);
- корреляционный анализ между интенсивностью различных компонент и среднеквадратичными значениями (СКЗ) вибропроцессов;
- ряд других специфических процедур (каскады спектров, построение линий регрессии и пр.), позволяющих уточнить природу и проявление выявленных динамических эффектов в двигателе.

СКЗ вибропроцессов в настоящих исследованиях оценивалось в роторной полосе частот двигателя, составляющей 70....260 Гц.

2. Результаты исследований

2.1. Краткое описание силовой схемы двигателя, механизмов возникновения и передачи вибраций к штатному месту их измерения

В силовой схеме обследуемого двигателя (рис. 1) используется два радиально-упорных (шари-

ковых) и четыре радиальных (роликовых) подшипника. Два одинаковых, радиально-упорных подшипника установлены соответственно в задней опоре КНД и опоре КВД. Они служат для фиксации положения роторов относительно статора. Для дополнительной фиксации ротора ВД между двумя вышеуказанными шариковыми подшипниками установлен роликовый подшипник с неподвижным наружным кольцом на корпусе центральной конической передачи.

Подшипники передней опоры КНД, задней опоры ТНД, а также межроторный подшипник задней опоры ротора ВД – радиальные (роликовые). Подшипник передней опоры КНД имеет упругий элемент типа «белчье колесо». Подшипник передней опоры ротора ВД, помимо «белчьего колеса», имеет гидравлический демпфер с упругим кольцом. Подшипник задней опоры ТНД оснащен только гидравлическим демпфером с упругим кольцом.

Штатный замер вибраций размещен в наиболее жесткой части статора двигателя – на его промежуточном корпусе. Указанный элемент двигателя непосредственно воспринимает вибрации, вызываемые дисбалансами роторов ВД и НД (через неподвижные наружные кольца радиально-упорных подшипников), а также осевые силы с указанных роторов. Вибрации от задней опоры ТНД через упругое кольцо, задний стоечный узел и корпуса внутреннего контура также передаются на промежуточный корпус двигателя.

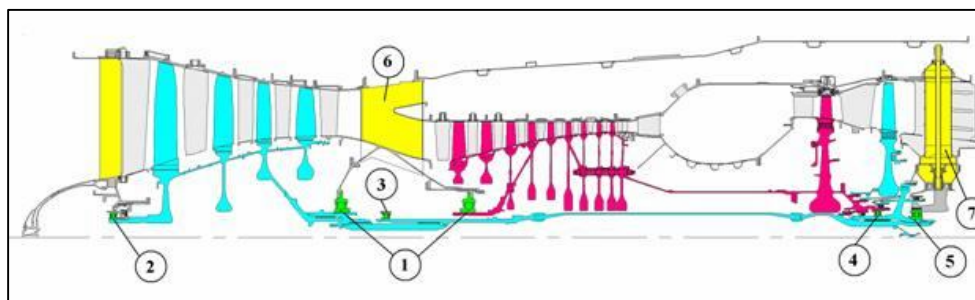


Рис. 1. Силовая схема двигателя: 1 – радиально-упорные (шариковые) подшипники; 2 – роликовый подшипник передней опоры КНД; 3 – передний роликовый подшипник вала НД; 4 – межроторный роликовый подшипник; 5 – роликовый подшипник задней опоры ТНД; 6 – промежуточный корпус; 7 – задний стоечный узел

Контакт роторов в районе задней опоры двигателя происходит в межроторном подшипнике. Вибрации с межроторной частотой передаются в штатное место замера тем же путем, что и вибрации со стороны задней опоры ТНД – через консоль статорной оболочки двигателя.

Вибрации с межроторной частотой, равной частоте вращения сепаратора межроторного подшипника возникают из-за дополнительного дисбаланса ротора ВД. Согласно [1, 2] это происходит при концентрации в одном месте роликов, имеющих

отличия в размере их диаметра от требуемых по ТУ. Априори подобного эффекта можно ожидать и в случае дефекта (местной выработки) беговых дорожек (колец) подшипника, а также при увеличении дисбаланса ротора ВД, вызванного деформацией ротора внешними силами, возникающими, например, при перегрузке в процессе выполнения маневров самолета либо из-за изменения посадок при неравномерном тепловом прогреве.

В последнем случае механизм возникновения вибраций с частотой вращения сепаратора может

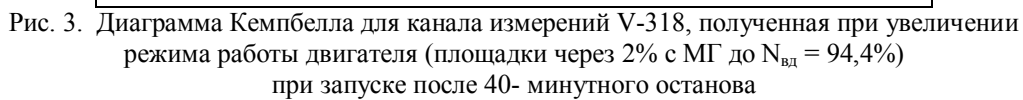


Рис. 4. Образцы спектров по каналу V-318 (Z)
на режиме ПФ (а) и МГ (б) в стартовых условиях работы двигателя

Величина и характер проявления составляющей MPC на частоте вращения сепаратора межроторного подшипника F_{mc} заслуживает специального рассмотрения. Именно эта составляющая, как будет показано ниже, может существенно превышать роторные гармоники для двигателей рассматриваемой схемы, формируя повышенный уровень контролируемых вибраций в штатном месте их измерения.

Максимальное амплитудное значение MPC 8,3 мм/с, превышающее величину интенсивности одной из роторных гармоник (1РВД = 5,5 мм/с) кратковременно наблюдалось в процессе выхода на режим полного форсажа при $N_2 = 99\%$ (рис. 4, а и 5)

в то время, как на режиме МГ величина MPC не превышала 0,7 мм/с (рис. 4, б).

Из рис. 5 видно, что интенсивность MPC при увеличении оборотов двигателя начинает заметно увеличиваться по достижении частот вращения $N_2 \approx N_1 = 94\%$. Спустя 8 секунд после выхода на максимальные частоты вращения роторов $N_2 = N_1 = 99\%$ темп ее увеличения резко возрастает при четком отслеживании увеличения интенсивности гармоники 1РВД. Уменьшение же интенсивности MPC при сбросе газа начинается без задержки, строго отслеживая изменение 1РВД вплоть до достижения частот вращения, соответствующих режиму МГ.

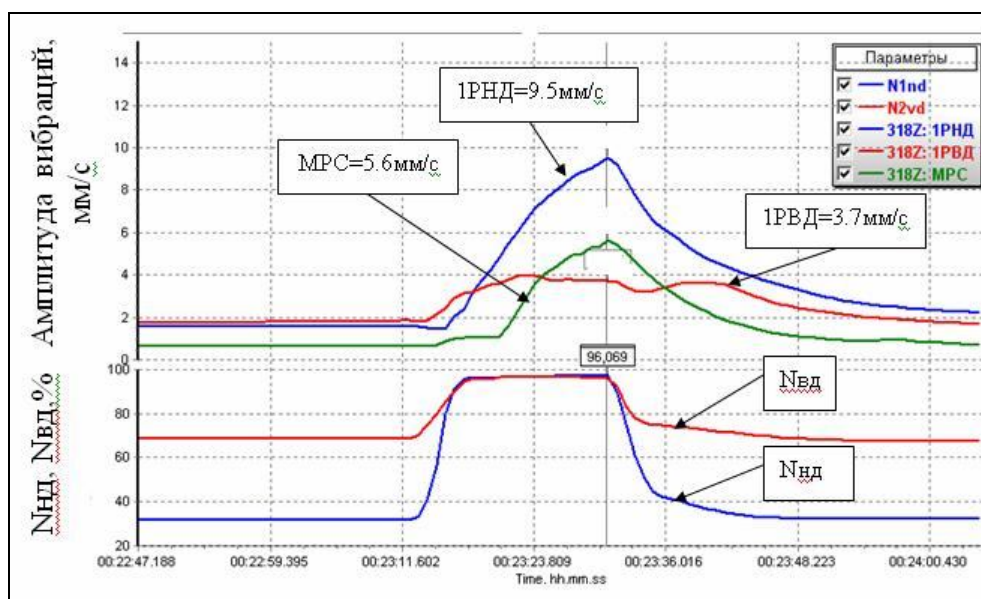


Рис. 5. Изменение составляющих вибрации 1РВД, 1РВД и MPC при выводе двигателя на режим ПФ в стартовых условиях

2.3. Особенности виброактивности двигателя при работе в высотноскоростных условиях полета

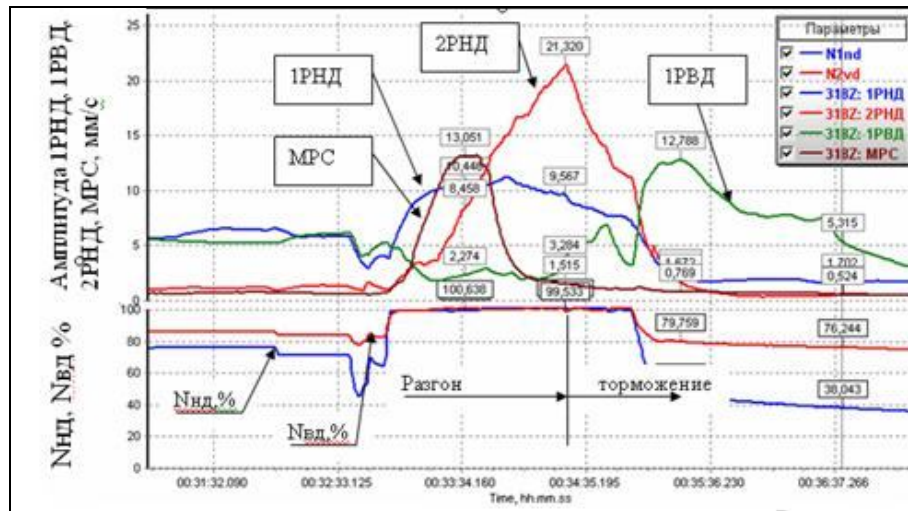
В процессе настоящих исследований выявлен ряд динамических эффектов, характеризующих особенности вибрационного состояния двигателя в высотноскоростных условиях полета. К наиболее важным из таких эффектов следует отнести кратковременное существенное увеличение составляющих, характеризующих работу межроторного подшипника с одновременной фиксацией перекоса ротора НД в разгонах самолета до чисел $\ddot{M} = 0,57, 0,67$ и $0,76$ на высотах 1 – 8 км.

Указанный перекося (деформация), идентифицировался по резкому увеличению величины второй роторной гармоники 2РВД, превышающей в ряде случаев интенсивность гармоники 1РВД. При этом, несмотря на постоянство частот вращения роторов, изменение во времени интенсивности MPC так же, как и интенсивности составляющей 2РВД,

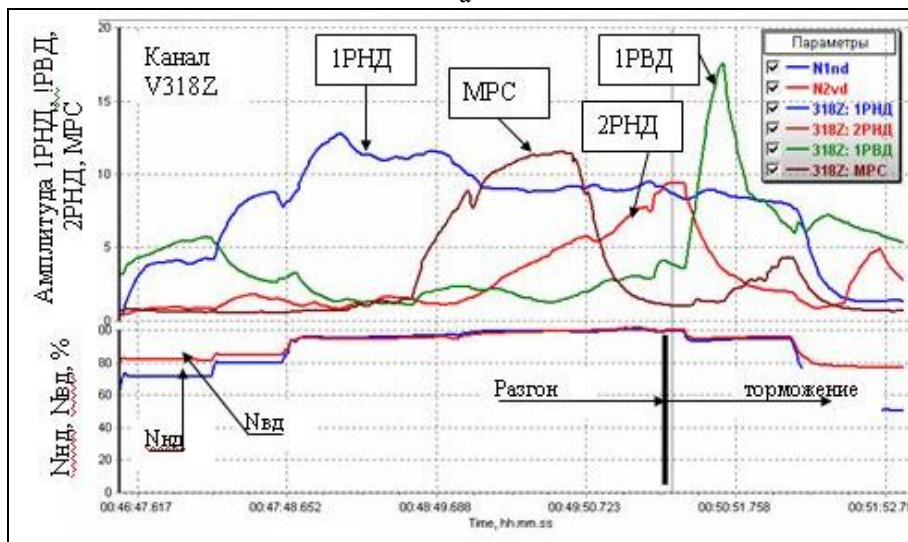
имели ярко выраженный максимум, который для MPC всегда наблюдался раньше, чем для 2РВД (рис. 6).

Как правило, режимы с проявлением MPC в разгонах самолета соответствовали максимальным вибрациям двигателя с доминированием указанной составляющей в спектре (рис. 7).

Заслуживает внимания скачкообразное увеличение интенсивности вибраций в направлении оси Z, генерируемых ротором высокого давления (гармоника 1РВД). Это происходило при постоянных значениях N_1 и N_2 вне критических частот вращения РВД, выявленных при наземных гонках (рис. 2 и 3), в наборе самолетом высоты после включения форсажа на высоте 4,9 км при числе $\ddot{M} = 0,36$ (рис. 8). Скачкообразное увеличение интенсивности составляющей 1РВД отмечалось также при сбросе газа двигателю в процессе торможения после разгонов самолета до числа $\ddot{M} = 0,67$ на высоте 8 км и до числа $\ddot{M} = 0,76$ на высоте 3 км (рис. 6).



а



б

Рис. 6. Изменение по времени амплитуд составляющих вибропроцесса по каналу V-318 (Z) в разгоне самолета на высотах 3 км (а) и 8 км (б)

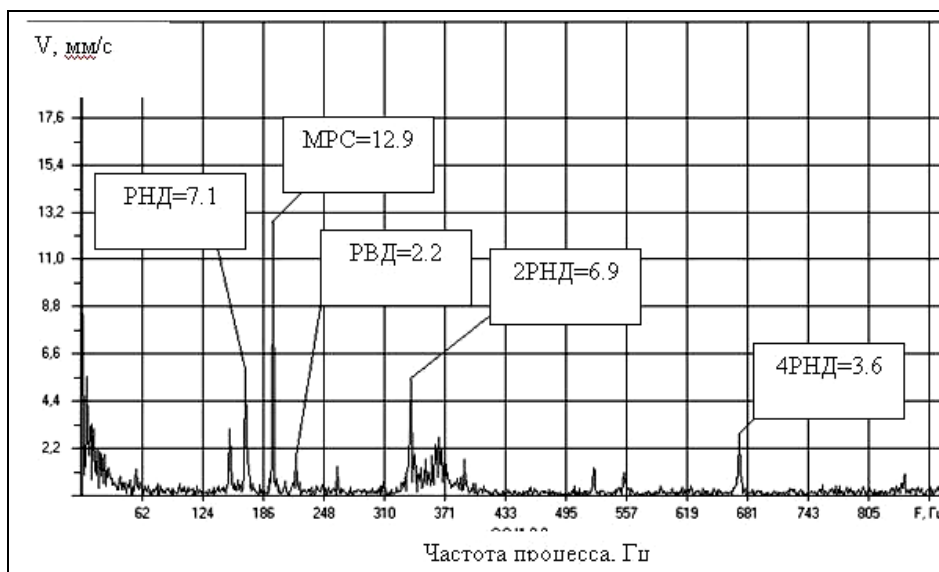


Рис. 7. Иллюстрация доминирования составляющей МРС в спектре вибраций при разгоне самолета на максимальном режиме работы двигателя

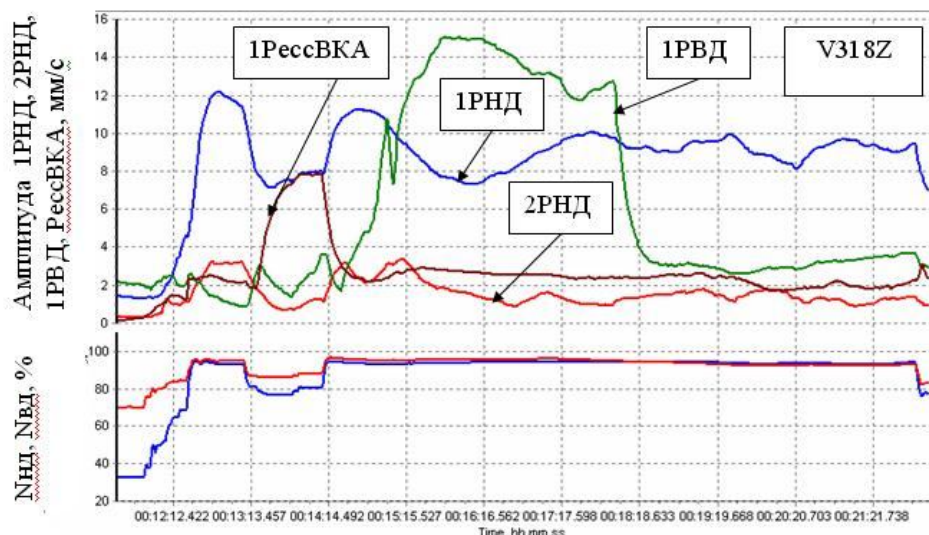


Рис. 8. Иллюстрация скачкообразного характера изменения интенсивности составляющей 1РВД и резонансного характера изменения составляющей, генерируемой рессорой ВКА на режимах взлета и набора высоты 12 км

При выполнении маневров самолета в вертикальной и горизонтальной плоскостях с перегрузкой n_y до 5 ед.г. обнаружен эффект противофазного вибрационно-го нагружения двигателя составляющими первых ро-

торных гармоник для РВД и РНД. Изменение по времени интенсивности указанных гармоник для каналов измерения вибраций V-318 и ВДВ-19(Z) при маневрах самолета на высотах 3 – 5 км показано на рис. 9.

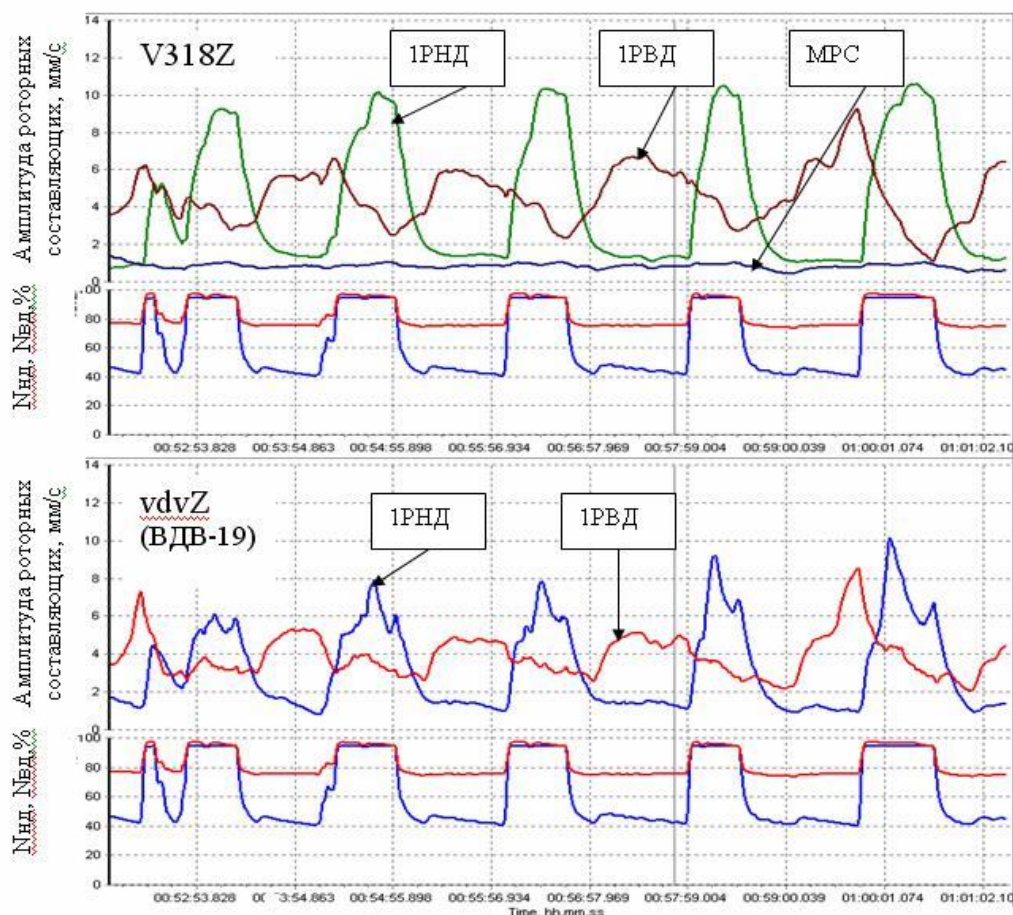


Рис. 9. Иллюстрация протекания амплитуд составляющих 1РВД, 1РВД по каналам измерения ВДВ-19(Z) и V-318 (Z) при выполнении маневров самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях с n_y до 5 ед. г на высотах 3,5 – 5,5 км

Из рассмотрения рисунка, в частности, видно, что размах изменения амплитуд вибраций для составляющих 1РНД и 1РВД может достигать при маневрах 15 – 17 мм/с при регулярном совпадении максимумов изменения амплитуд вибраций для одного из роторов с минимумом для другого.

В процессе сброса режима двигателю с «максимала» до полетного малого газа и восстановлении исходного режима при наборе высоты (рис. 8) выявлено существенное увеличение составляющей вибрации, генерируемой рессорой ВКА. Амплитудное значение этой составляющей, которая также, как и МРС, проявляется в полосе роторных частот

штатного контроля СКЗ вибраций, достигало величины 8 мм/с (V-318), на режиме N1 = 81% и N2 = 88%.

В процессе проведения настоящих исследований попутно оценивалась возможность использования в системе бортового виброконтроля датчика V-318 на изгибной керамике с встроенным ЧИП. При выполнении запусков двигателя в полете (рис. 10) установлены не только идентичность взаимного протекания составляющих 1РНД и 1РВД для каналов записи вибраций V-318 и ВДВ-19(Z), но и одинаковый характер проявления составляющей МРС на этих режимах по сравнению с наземными запусками.

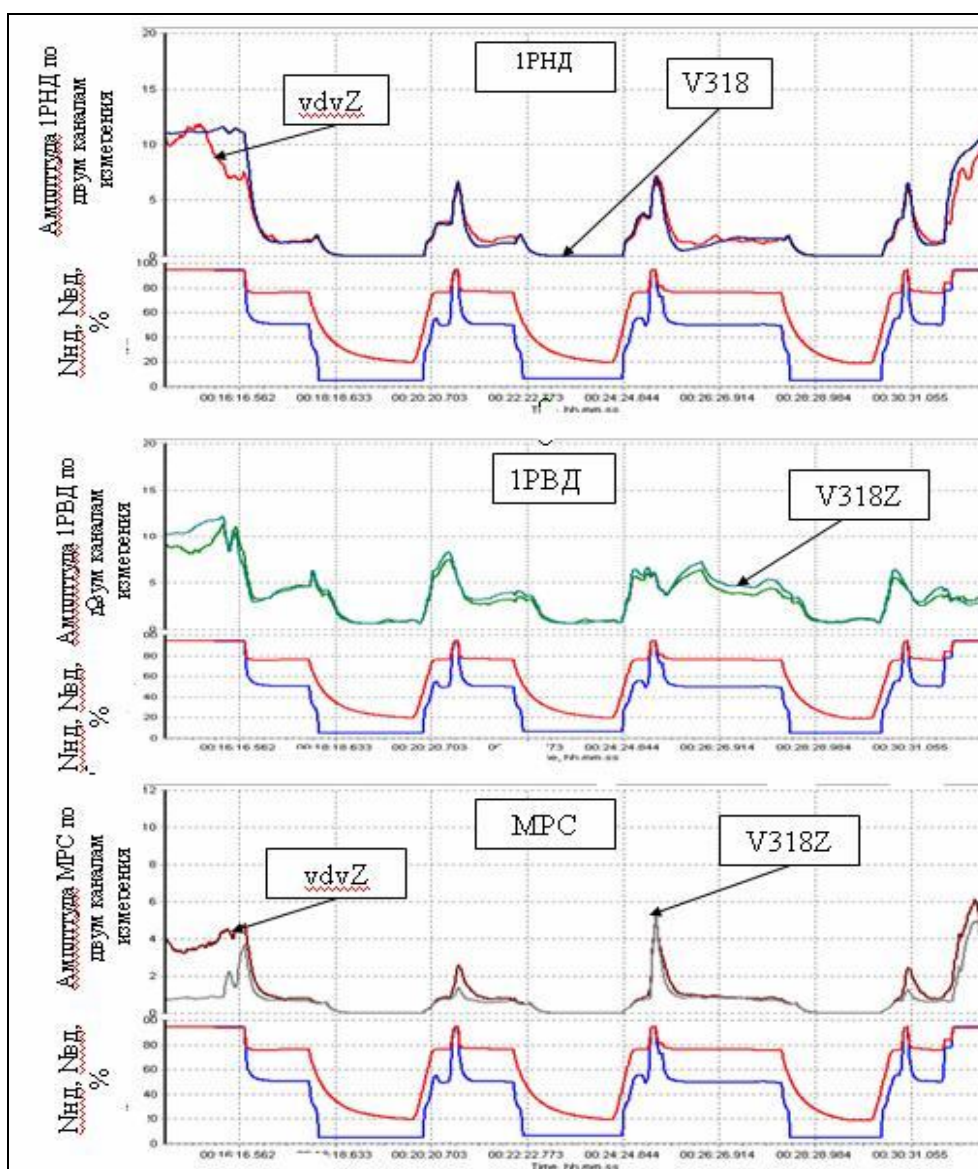


Рис. 10. Иллюстрация взаимного протекания амплитудных значений составляющих 1РНД, 1РВД и МРС, полученные по каналам ВДВ-19(Z) (vdvZ) и V-318 (Z) при запусках двигателя на высоте 8 км

В самом деле, из рассмотрения рис. 10 видно, что при запусках в полете так же, как и в стартовых условиях на земле, имеет место задержка ха-

рактерного всплеска составляющей МРС и четкое взаимное отслеживание протекания интенсивности МРС и 1РНД.

На рис. 11 показаны диаграммы Кемпбелла, рассчитанные для режимов работы двигателя при рулении, взлете, в наборе высоты и на площадках на высотах 5 и 8 км для трех каналов измерения вибраций V-318(Z), ВДВ19(Z) и ВДВ19(X). Рисунок иллюстрирует большую чувствительность канала измерений V-318 нежели измерения с помощью традиционного датчика ВДВ19 по оси Z в части идентификации вибрационного горения. В самом деле, лишь по каналу измерений в направлении X, априори более чувствительном к восприятию колебаний типа плоской волны, имеем похожую картину и для ВДВ19(X).

Резюмируя вышеизложенные результаты летных исследований обследуемого ТРДДФ, следует отметить, что, несмотря на высокую информативность штатного вибросигнала и доминирование в спектре вибраций на некоторых режимах полета и работы двигателя не роторных составляющих, в целом уровень виброактивности двигателя был невысоким: в два раза меньшей нормативного по СКЗ в роторной полосе частот.

Заключение

1. В результате проведенных летных исследований ТРДДФ с межроторным подшипником в задней опоре установлена достаточно низкая (в два раза меньше нормативной по СКЗ) виброактивность двигателя при высокой диагностической информативности сигнала с широкополосного выхода датчика V-318, смонтированного в штатном месте замера вибрации на промежуточном корпусе двигателя.

2. Основными источниками виброактивности обследованного двигателя в условиях работы на маневренном самолете являются ротора низкого и высокого давления, межроторный подшипник и рессора ВКА, а наиболее вибронагруженными режимами полета – разгоны самолета на максимальных и форсированных режимах работы двигателя.

3. Проведенные исследования подтвердили удачность выбора штатного места измерения вибраций на двигателе. Практически по всем каналам измерения удалось не только зарегистрировать и идентифицировать роторные и кратные им состав-

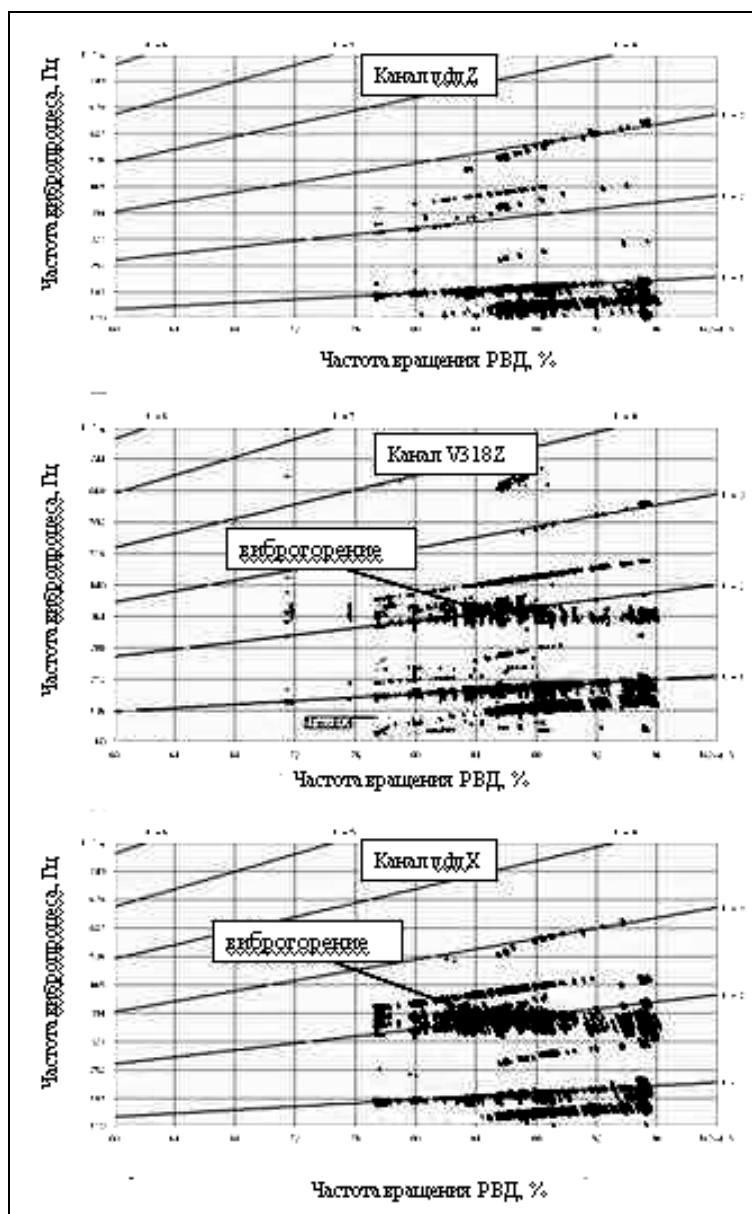


Рис. 11. Иллюстрация большей чувствительности канала измерения вибраций V-318 (Z) при идентификации вибрационного горения по сравнению с каналом ВДВ-19(Z)

ляющие, но и составляющие, генерируемые вибрационным горением, роторами самолетной коробки агрегатов (рессорой ВКА), а также составляющие, позволяющие оценивать нагружение и техническое состояние межроторного подшипника двигателя (МРС, 2МРС, 2РНД, 0,9РВД, 0,5РНД и др).

4. Большое число значимых составляющих вибраций, помимо 1РНД и 1РВД, в полосе роторных частот двигателя (ВКА, МРС, 0,5(ВД+НД), 0,9РВД) не позволяет осуществлять эффективный бортовой контроль его состояния только по СКЗ.

Литература

1. Назаренко Ю.Б. Диагностика роторов и межроторного подшипника по виброскоростям на

корпусах двухвальных турбореактивных двигателей / Ю.Б. Назаренко, Л.Ф. Светаилова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9/66. – С. 172 – 175.

2. Динамика роторов двухвальных турбореактивных двигателей. Проблемы межроторного подшипника / М.Е. Колотников, Ю.Б. Назаренко, А.В. Иванов, Л.Ф. Светаилова // *Научно-технический конгресс по двигателестроению. НТДК. 2008. Десятый Международный салон: сборник тезисов*. – М., 2008. – С. 112.

3. Карасев В.А. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей / В.А. Карасев, И.П. Мак-

симов, М.К. Сидоренко. – М.: Машиностроение, 1978. – 132 с.

4. Коровин Б.Б. Идентификация опасных динамических процессов в ГТД по вибросигналу / Б.Б. Коровин, В.В. Червонюк // *Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов*. – Куйбышев, 1984. – Вып. 11. – С. 155-158.

5. Былинкина О.Н. Программно-аппаратный комплекс для летно-прочностных испытаний авиационных ГТД нового поколения / О.Н. Былинкина, Б.Б. Коровин, А.А. Стасевич, В.Т. Дедеш // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 10/26. – С. 116 – 124.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, Генеральный конструктор М.Е. Колотников, ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, Россия.

ВІБРОАКТИВНІСТЬ ТРДДФ З МІЖРОТОРНИМ ПІДШИПНИКОМ В УМОВАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Б.Б. Коровін, О.М. Билінкіна, М.В. Кузьмін

Показано, що основними джерелами віброактивності двигуна в умовах його роботи на літаку являються ротори низького і високого тиску, міжроторний підшипник і ресора виносної коробки агрегатів (ВКА), а найбільш вібронавантаженими режимами польоту – розгони літака на максимальних і форсованих режимах роботи двигуна. Підтверджена показність штатного місця замірів вібрацій і доцільність використання при аналізі вібрацій широкої полоси частот. По широкополосному виходу датчиків вібрацій в штатному місці замірів вдалось зареєструвати і ідентифікувати не тільки роторні і кратні їм складові, але і складові, генеровані вібраційним горінням, роторами ВКА, а також складові, дозволяючи оцінювати роботу і технічний стан міжроторного підшипника. Беручи до уваги велике число значних складові вібрацій, зокрема перших роторних гармонік в полосі оцінки СКЗ вібрацій двигуна, зроблено підсумок про неможливість ефективного бортового контролю його стану тільки по СКЗ вібросигнала.

Ключові слова: віброактивність, міжроторний підшипник, вібрація, діагностичний признак, складова спектра, сепаратор, гармоніка, бортовий віброконтроль.

VIBRATION ACTIVITY OF AFTERBURNING TURBOFAN IN OPERATING CONDITIONS

B.B. Korovin, O.N. Bylinkina, M.V. Kuzmin

Vibration performance of the afterburning turbofan with intershaft bearing have being examined in high maneuver airplane operating conditions. It is shown that the main sources of the engine vibration activity are high power and low power engine rotors, intershaft bearing, airplane gearbox spring as well as the most engine vibration loading state of flight are the airplane drive away with the maximum mode of engine. Representative for the chosen vibration measurement place and expedience wide range frequency using for vibration analysis have being confirmed. Thus the registration as well as identification not only engine rotors components was succeeded but oscillatory combustion and vibration components that are produced by intershaft elements. Since large number of essential vibration components except first engine rotor harmonics in the frequency range of vibration RMS estimation are presented conclusion have being made about impossibility effective on board engine state vibration monitoring basing only on MRS parameter.

Key word: vibration activity, intershaft bearing, vibration, diagnostic sign, spectrum component, bearing cage, on board vibration monitoring.

Коровин Борис Борисович – д-р техн. наук, начальник лаборатории в НИО-3 ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: kd3 @ aha.ru.

Былинкина Ольга Николаевна – начальник сектора в НИО-3 ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: kd3 @ aha.ru.

Кузьмин Максим Владимирович – начальник отдела прочности, НТЦ им. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн», Москва, Россия, e-mail KyzminMax@yandex.ru.