

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ В ГОСЦЕНТРЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ОБЪЕКТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ, ОТКАЗАВШИХ ИЗ-ЗА КОНСТРУКТИВНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ НЕДОСТАТКОВ

В ГосЦентр безопасности полетов на исследование в 2008 году поступили 80 объектов авиационной техники. 35 объектов из числа поступивших направлены на исследование комиссиями по расследованию авиационных происшествий и инцидентов. Как показали результаты исследований, большинство отказов обусловлены конструктивно-производственными недостатками. В разделе приводятся материалы исследований наиболее опасных дефектов, приведших к серьезным авиационным инцидентам.

3.1. Разрушение балки 134А-4105-5 тележки правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607

25.06.2008 при выполнении рейса по маршруту Тюмень – Домодедово на самолете Ту-134А RA-65607, принадлежащем ООО «ЮТэйр-Экспресс», экипаж произвел возврат на стоянку с предварительного старта в аэропорту вылета (Рощино) по причине разрушения балки правой тележки шасси.

В ГосЦентр безопасности полетов на исследование поступил фрагмент (задний по полету участок) балки 134А-4105-5 тележки правой опоры шасси, снятой с самолета Ту-134А RA-65607 (зав.№ 48560).

Тележка 134А-4105-0 (зав.№ 67760076) правой опоры шасси была изготовлена 01.07.1976. На самолет Ту-134А RA-65607 (зав.№ 48560) она была установлена 02.10.1976 и эксплуатировалась в дальнейшем на данном самолете до разрушения балки 134А-4105-5.

К моменту разрушения балки наработка тележки с начала эксплуатации составила 10816 посадок, в том числе 1227 посадок после последнего (четвертого) ремонта, проведенного 13.04.2007 в УП «Минский АРЗ».

Цель исследования

Определить причину разрушения балки тележки правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607.

Результаты исследования

Исследование проводилось по методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- осмотр фрагмента разрушенной балки;
- дефектация фрагмента балки ультразвуковым и магнитопорошковым методами контроля;
- фрактографический анализ изломов;
- геометрические измерения;
- спектральный и металлографический анализы, а также оценка предела прочности материала балки;
- анализ результатов исследования.

Тележка правой опоры шасси самолета (фото с места события) представлена на рис. 3.1.

Осмотр поступившего на исследование фрагмента балки тележки показал следующее.

Сечение разрушения балки расположено на расстоянии около 280 мм от оси задних колес тележки (рис.3.2).

На наружной поверхности балки лакокрасочное покрытие находится в удовлетворительном техническом состоянии. Существенных нарушений сплошности лакокрасочного покрытия наружной поверхности балки в зонах, прилегающих к излому, не имеется. При этом на внутренней поверхности балки вблизи излома в районе нижнего его участка имеется отшелушивание лакокрасочного покрытия (рис. 3.3). На других участках внутренней поверхности исследуемого фрагмента балки тележки нарушения сплошности лакокрасочного покрытия отсутствуют (см.рис.3.3 а).

После снятия лакокрасочного покрытия на внутренней поверхности балки выявлены участки с налетом продуктов коррозии в виде ржавчины (см.рис. 3.3 б). В одном из этих участков наблюдается зона с интенсивным повреждением поверхности язвенной коррозией (см.рис. 3.3 б, вид I), расположенная на расстоянии около 50 мм от очаговой зоны излома.

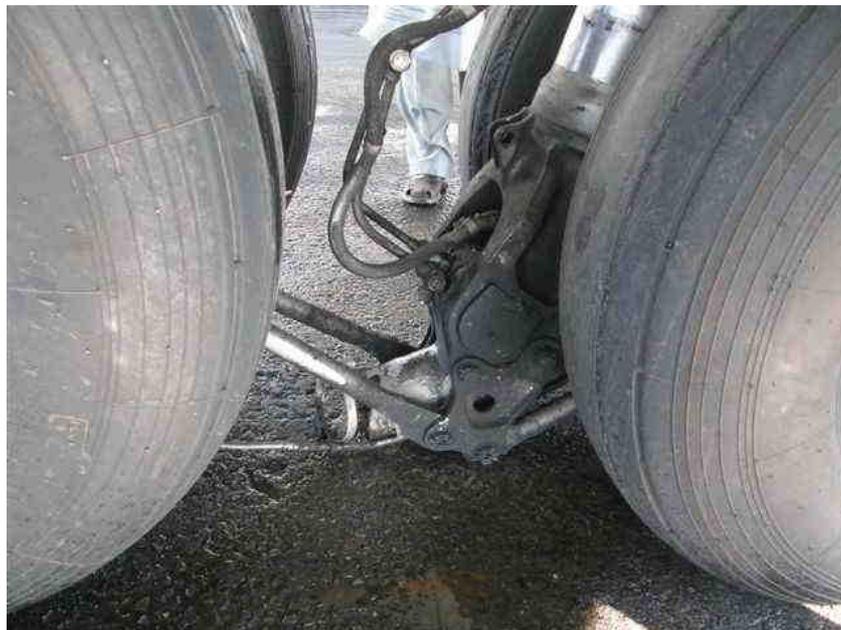
Ультразвуковым методом контроля, проведенным по технологической карте «Ультразвуковой контроль балки 134А-4105-5 тележки шасси самолета Ту-134», разработанной в связи с данным разрушением и утвержденной Зам.Генерального директора ГосНИИ ГА – директором НЦПЛГВС 24.07.2008 и главным конструктором ОАО «Туполев» 31.07.2008, в отмеченной зоне образца балки с коррозионным повреждением был выявлен эхосигнал, характерный для наличия несплошности материала.

Магнитопорошковым методом контроля в данной зоне выявлены отложения магнитного порошка, характерные для несплошностей материала и непосредственно прилегающие к участку с интенсивным язвенным коррозионным повреждением поверхности (см.рис.3.3 в).

Излом балки тележки имеет четко выраженную окисленную зону начального разрушения и зону статического долома (рис. 3.4, зоны А и Б соответственно).

Зона начального разрушения балки имеет полуэллиптическую форму с характерным рубцом, образовавшимся в результате слияния двух трещин, очаги которых расположены на внутренней поверхности балки (см.рис. 3.4, зона А). При этом на участках внутренней поверхности балки, непосредственно примыкающих к очагам трещины, имеются коррозионные повреждения в виде язв, расположенных по дну одной из трещин от механической обработки детали (см.рис. 3.4, вид по стрелке А).

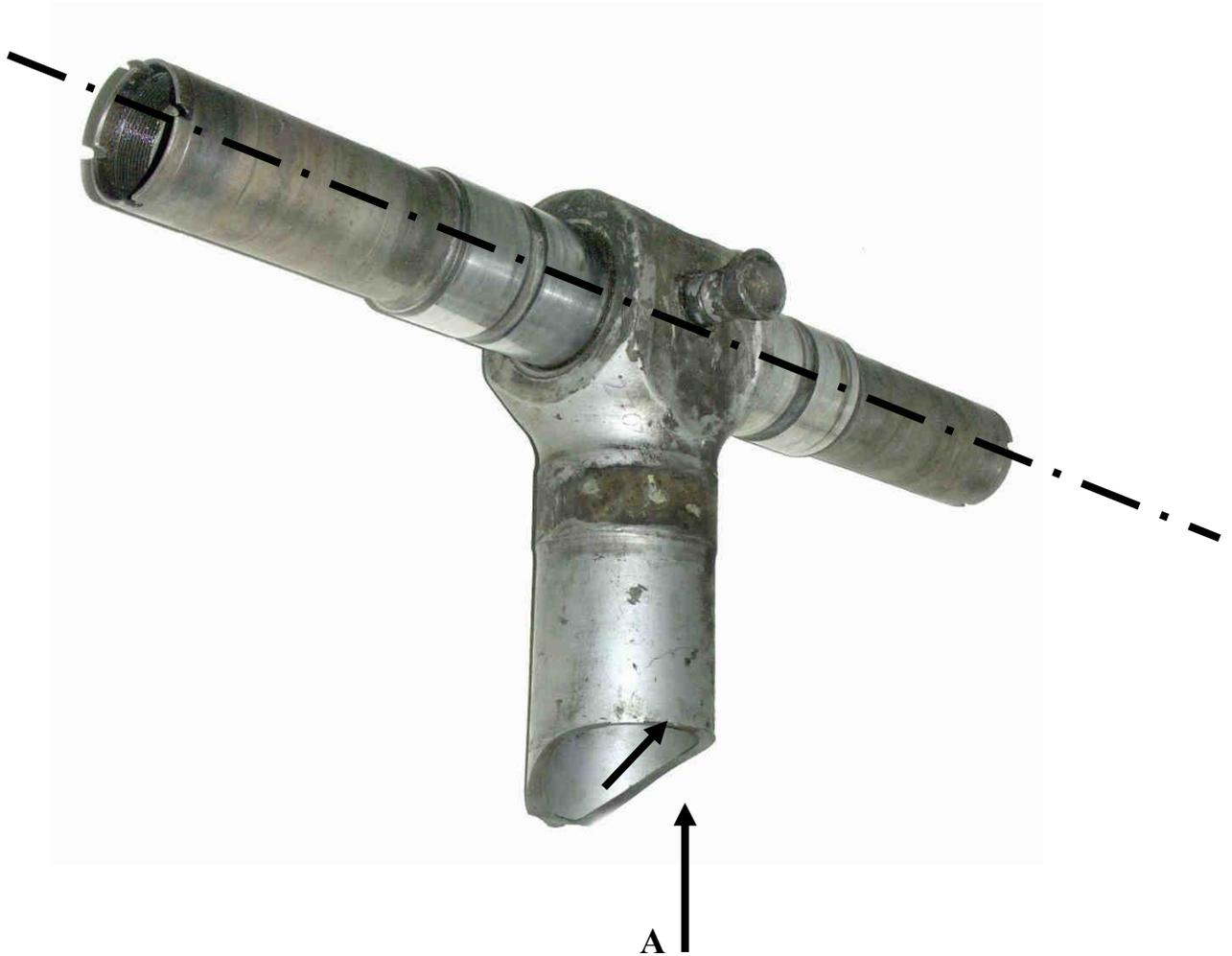
95



Вид по стрелке А



Рис. 3.1. Тележка правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607 (фото сделано на месте события). Стрелками показаны сопряженные поверхности изломов разрушенной балки тележки.



Вид по стрелке А

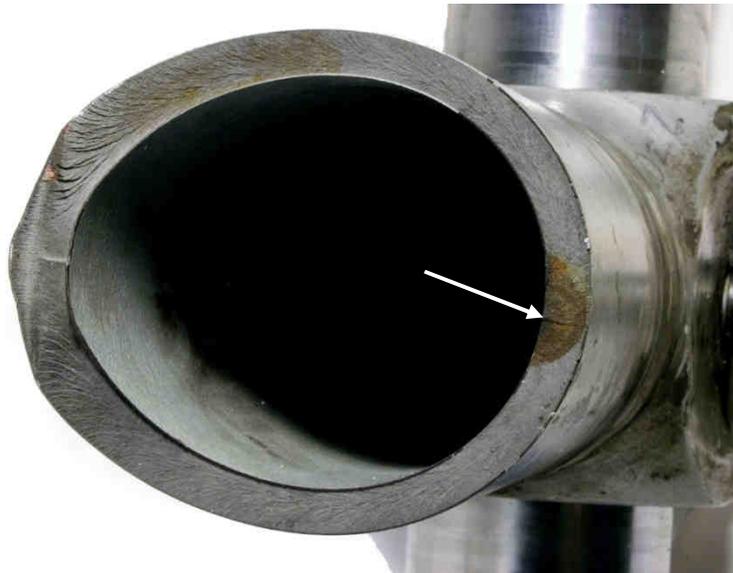
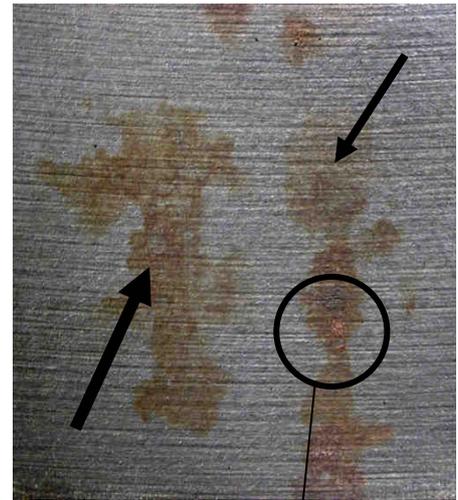


Рис. 3.2. Поступивший на исследование фрагмент балки тележки правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607. На главном виде стрелкой показано местоположение начальной зоны разрушения; на виде по стрелке А - местоположение очагов разрушения.



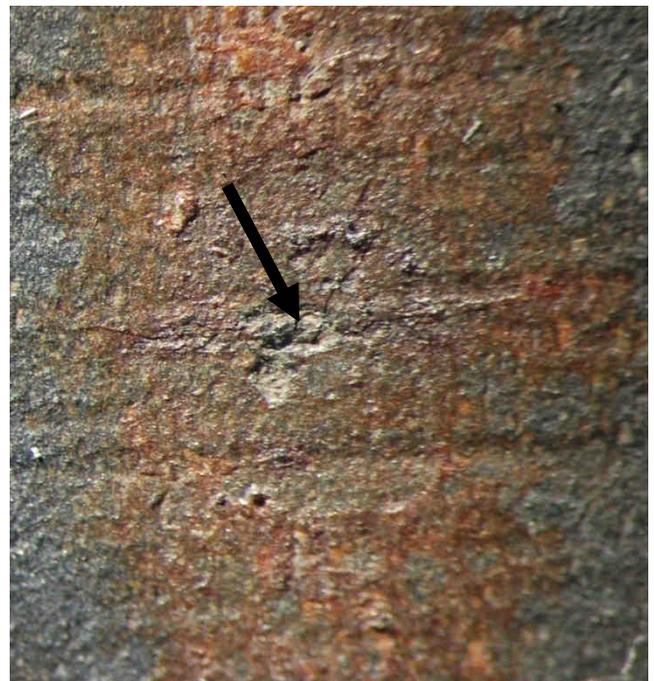
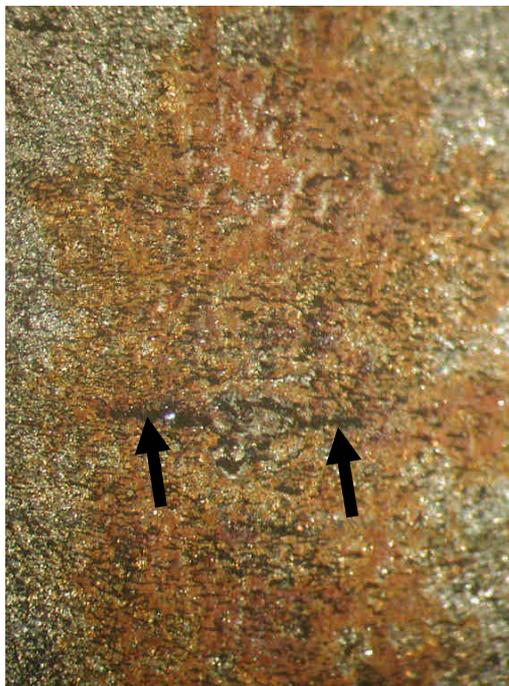
а)



б)

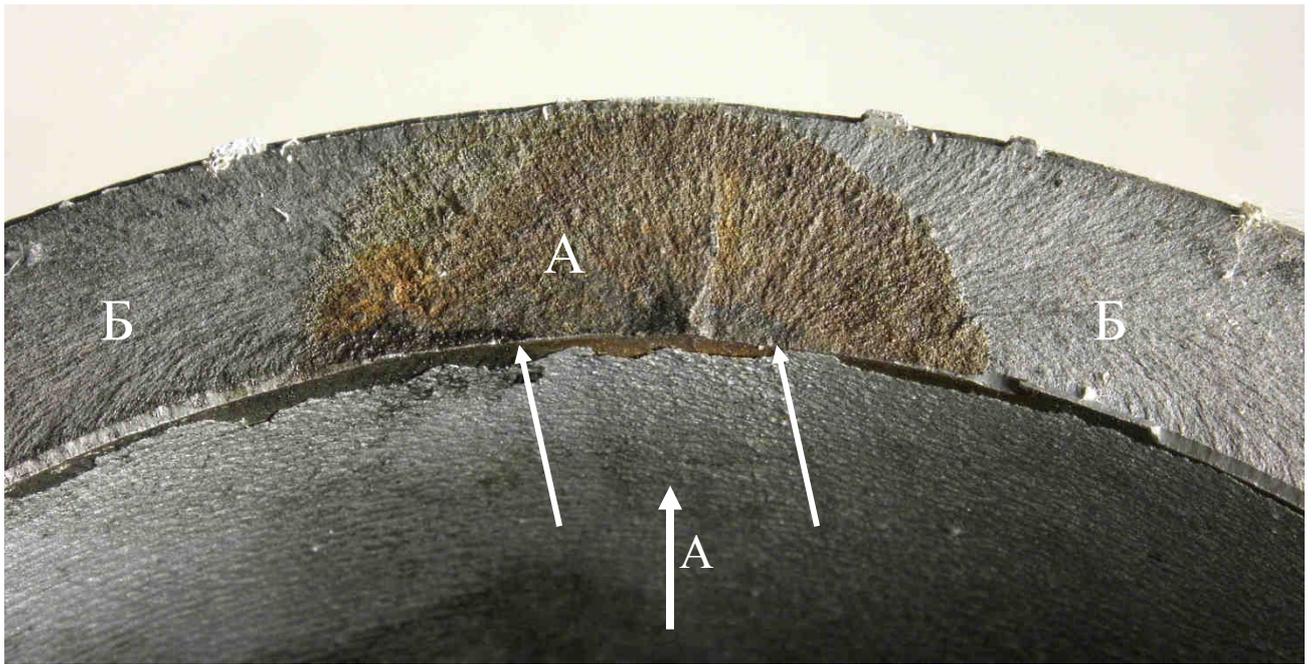
I

I



в)

Рис. 3.3. Внутренняя поверхность исследуемого фрагмента балки тележки до снятия лакокрасочного покрытия (а) и после снятия (б). Стрелками показаны: на виде (а) - участок поверхности вблизи излома с отшелушиванием лакокрасочного покрытия; на виде (б) – участки с налетом ржавчины; на виде I - участок с интенсивным повреждением язвенной коррозией, наблюдаемый на поверхности в зоне налета ржавчины и удаленный от очаговой зоны на расстояние около 50 мм. На виде (в) стрелками отмечены отложения магнитного порошка, характерные для несплошностей материала, расположенные в непосредственной близости от участка с интенсивным язвенным повреждением поверхности.



Вид по стрелке А

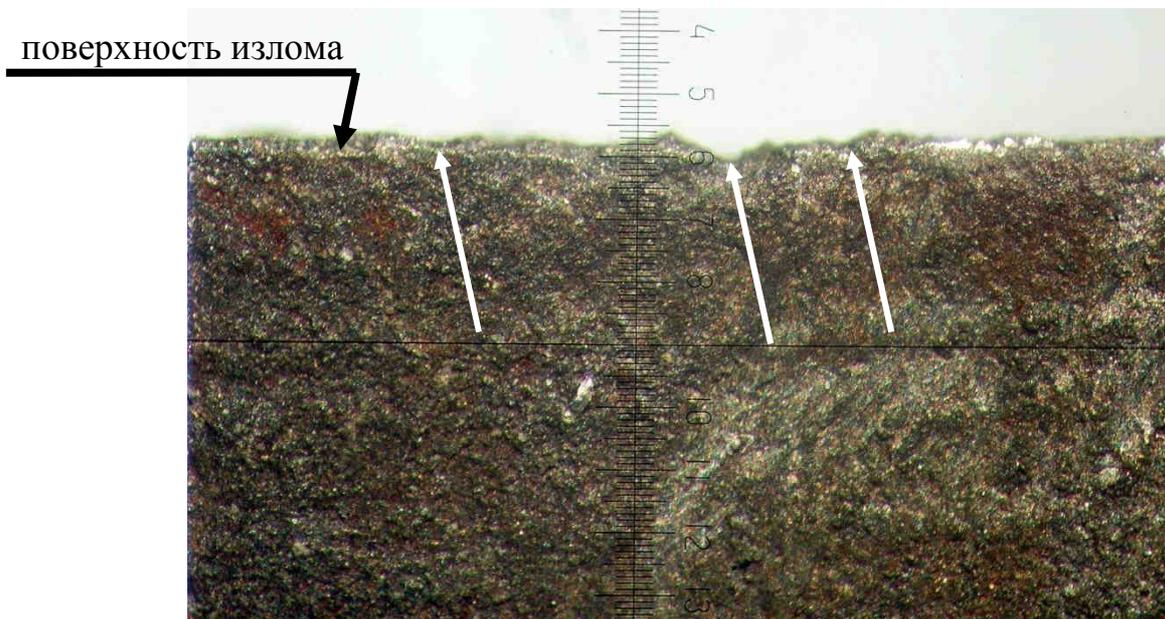


Рис. 3.4. Излом поступившего на исследование фрагмента балки тележки: А – зона постепенного роста трещины; Б – зона долома. Стрелками указаны: вверх очаги трещины; на виде по стрелке А – коррозионные язвы на внутренней поверхности балки в зоне зарождения трещин.

Зона долома (см. рис. 3.4, зона Б) не окислена и характеризуется шевронным рельефом поверхности с наличием скосов от пластической

деформации, что является характерным для разрушений от однократной нагрузки.

Фрактографическим исследованием, проведенным с помощью растрового электронного микроскопа фирмы Карл Цейс, установлено следующее.

В начальной зоне излома (см.рис. 3.4, зона А) окисление поверхности неоднородно: имеются участки с более и менее плотными отложениями продуктов коррозии. При этом участки с более плотными отложениями продуктов коррозии примыкают непосредственно к очагам трещины. На этих участках выявлены места, на которых доминирует камневидный рельеф, образованный в результате межзеренного разрушения материала (рис. 3.5).

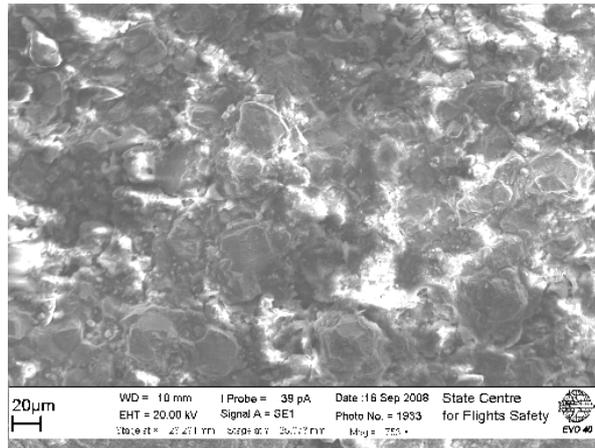
Далее, по мере продвижения трещины плотность отложений продуктов коррозии на поверхности излома существенно уменьшается, а камневидный рельеф излома становится более выраженным, особенно вблизи переходной зоны к долому (см.рис. 3.5 б).

Долом детали происходил с формированием резкой границы между зоной межзеренного разрушения и зоной внутризеренного разрушения, характеризующейся слабо выраженным ямочным рельефом у границ зерен на переходе к долому (рис. 3.6). В данном случае формирование слабо выраженного ямочного рельефа у границ зерен связано с тем, что часть поверхности зерен в переходной зоне была уже разрушена по механизму коррозии под напряжением, а часть еще имела межзеренную прочность, и фрагменты границ были разрушены за счет вязкого подрастания трещины с формированием слабовыраженного ямочного рельефа.

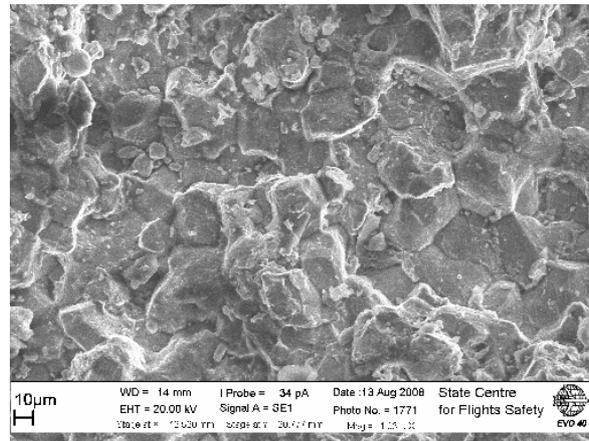
Подобное строение излома позволяет заключить, что разрушение исследуемой балки тележки произошло по механизму коррозии под напряжением. При этом образованная по указанному механизму межзеренная трещина при выходе на наружную поверхность балки достигла своего критического размера.

Геометрическими измерениями установлено, что отклонений размеров балки от требований чертежа в зоне разрушения не имеется. В частности, наружный диаметр балки в зоне разрушения составляет 112,4 мм (по чертежу $\varnothing 112$ (свободный размер). Толщина стенки составляет 10 мм (по чертежу минимальная толщина стенки должна составлять 9,655мм).

По составу легирующих элементов, микроструктуре и пределу прочности материал исследуемой балки удовлетворяет требованиям технических условий на заданную чертежом сталь ЭИ-643 ($\sigma_{\text{в}}=190\pm 10\text{кг/мм}^2$). Микроструктура материала удовлетворительная и представляет собой троостомартенсит. Дефектов металлургического или



a)



b)

Рис. 3.5. Камневидный рельеф излома балки, наблюдаемый в зоне, примыкающей к её внутренней поверхности (а), и в зоне, примыкающей к переходу к зоне долома (б).

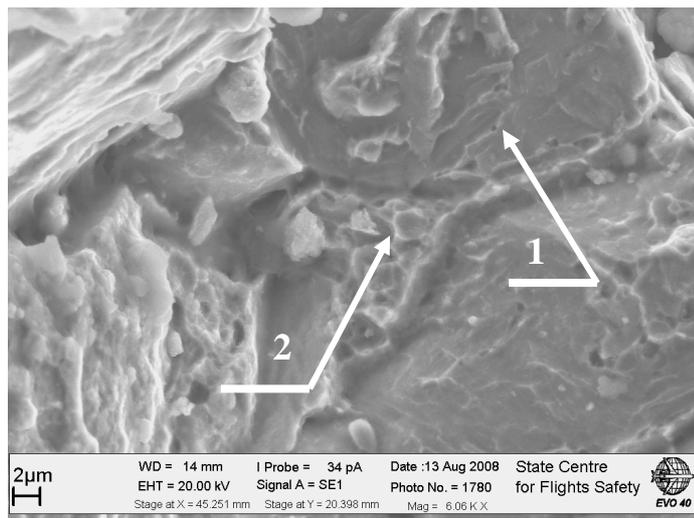


Рис. 3.6. Фрагмент излома балки в зоне непосредственного перехода постепенного роста трещины к статическому долому. Стрелками 1 и 2 соответственно показаны участки межзёренного и внутризёренного (со слабо выраженным ямочным рельефом) разрушения у границ перехода к долому.

технологического происхождений в материале балки в зоне очагов разрушения не имеется. Фактическое значение предела прочности материала, определенное по результатам измерений твердости, составляет 180 кг/мм².

Металлографическим анализом, проведенным по шлифу, вырезанному перпендикулярно выявленной при дефектации внутренней поверхности балки несплошности материала, установлено, что несплошность представляет собой межзеренную трещину, берущую свое начало от коррозионного повреждения поверхности (рис. 3.7). Глубина трещины составляет 1,0 мм.

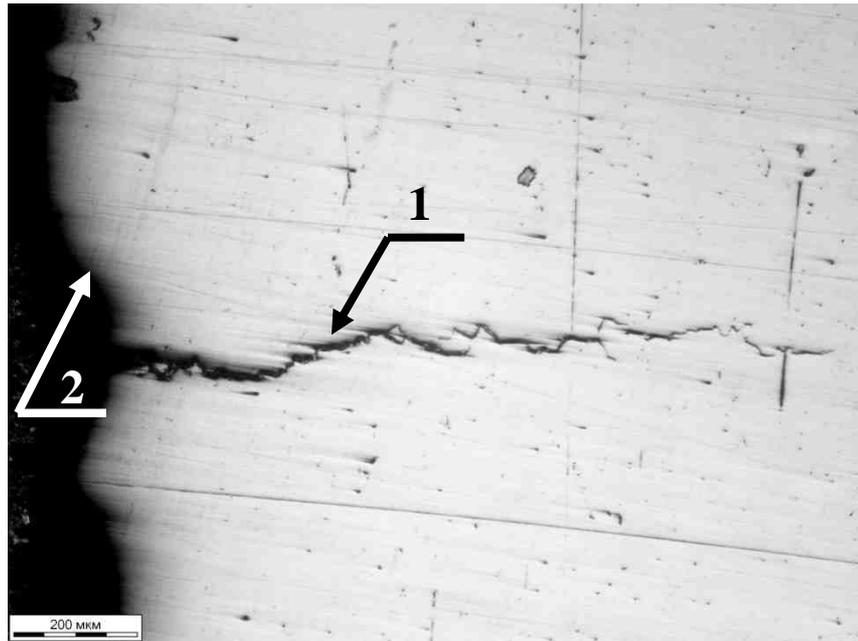


Рис. 3.7. Межзеренная трещина, в материале балки, наблюдаемая в сечении металлографического шлифа. Стрелкой 1 показана трещина в материале балки, стрелкой 2 – коррозионная язва на её внутренней поверхности, послужившая очагом трещины.

Межзеренный характер трещины, а также тот факт, что она берет свое начало от язвенной коррозии, свидетельствует о том, что данная трещина, как и трещина, приведшая к разрушению балки, развивалась по механизму коррозии под напряжением.

Таким образом, результаты проведенного исследования показывают, что разрушение балки тележки правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607 произошло по механизму коррозии под напряжением и не связано с качеством материала и изготовления детали.

Бюллетень №1067БР-А по доработке внутренней поверхности балки, предусматривает, в частности:

- полное удаление лакокрасочного покрытия с внутренней поверхности балки с последующей дефектацией этой поверхности и удалением коррозионных повреждений;

- пескоструйную обработку внутренней поверхности и восстановление оксидной пленки;

- нанесение на обработанную поверхность двух слоев грунта ЭП-076 с последующим нанесением двух слоев эмали ЭП-140 с алюминиевой пудрой.

При этом толщина лакокрасочного покрытия должна находиться в пределах 60...90 мкм (допускается отдельные участки с толщиной 120 мкм).

Бюллетень 1067БР-А к настоящему времени внесен в технологию ТРС-ТУ-134,А/00-02, в связи с чем его требования и рекомендации подлежат выполнению при каждом ремонте самолетов Ту-134.

На исследуемой балке тележки суммарная толщина лакокрасочного покрытия значительно превышает толщину, предусмотренную указанной технологией, и фактически составляет 0,98 мм.

Подобное завышение суммарной толщины лакокрасочного покрытия недопустимо, так как значительно снижает его прочностные характеристики, что способствует образованию пористости в покрытии, обуславливая непосредственное воздействие на внутреннюю поверхность балки атмосферной коррозии. Указанное обстоятельство и привело к образованию коррозионных трещин внутренней поверхности исследуемой балки, одна из которых привела к её разрушению.

Согласно отметке в паспорте на агрегат первый раз на исследуемой балке бюллетень 1067БР-А был выполнен при втором ремонте самолета, проведенном 03.10.85 на заводе 407 ГА.

В данном случае завышение толщины лакокрасочного покрытия могло произойти либо из-за неснятия предыдущего покрытия перед нанесением нового при последующих после выполнения бюллетеня 1067БР-А ремонтах балки, либо в результате некачественного выполнения операций по нанесению лакокрасочного покрытия при последнем ремонте.

То есть, на основании результатов проведенного исследования можно утверждать, что причиной разрушения балки тележки правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607 явились нарушения технологии ремонта балки в части нанесения лакокрасочного покрытия на её внутреннюю поверхность. Об этом, в частности, свидетельствуют завышенная суммарная толщина лакокрасочного покрытия внутренней поверхности исследуемой балки, а также наличие коррозионных повреждений и коррозионной трещины, имеющих на внутренней поверхности балки под лакокрасочным покрытием без визуально наблюдаемых нарушений его сплошности.

Заключение

Разрушение балки тележки правой опоры шасси самолета Ту-134А RA-65607 явилась коррозия под напряжением, обусловленная нарушениями

технологии ремонта балки в части нанесения лакокрасочного покрытия на её внутреннюю поверхность при последнем ремонте.

Рекомендации

В целях предупреждения случаев подобных разрушений балок тележек основных опор шасси самолетов Ту-134 ремонтным предприятиям необходимо усилить контроль качества выполнения работ, предусмотренных технологией ремонта шасси в части подготовки внутренней поверхности балок под окраску и нанесения лакокрасочного покрытия на эту поверхность.

Приведены материалы заключения № 9294-И/103 от 07.07.2009.

3.2. Отказы сигнализаторов давления масла СДУ9А-20 на самолетах Ан-24

В 2008 году произошли два авиационных инцидента с самолетами Ан-24, на которых в результате отказов сигнализаторов давления масла СДУ9А-20 экипажи совершали экстренные посадки с одним работающим двигателем.

15.04.2008 при выполнении рейса по маршруту Белоярский – Сургут на самолете Ан-24РВ RA-47357 ООО «ЮТэйр-Экспресс» произошла разгерметизация маслосистемы левого двигателя. Двигатель выключен экипажем в полете с флюгированием воздушного винта, произведена благополучная посадка на одном работающем двигателе на запасной аэродром Ханты-Мансийск.

В ГосЦентр безопасности полетов поступил на исследование сигнализатор давления масла СДУ9А-20 №1101421, снятый с левого двигателя самолета Ан-24РВ RA-47357. Сигнализатор давления масла СДУ9А-20 №1101421 выпуска 24.11.1990 наработал с начала эксплуатации 12637 часов, в том числе 4556 часов после ремонта, произведенного 18.02.2005 в ОАО «РЗГА № 412».

06.11.2008 при выполнении рейса по маршруту Сургут – Ханты-Мансийск на самолете Ан-24Б RA-47271 ООО «ЮТэйр-Экспресс» произошла разгерметизация маслосистемы левого двигателя. Двигатель выключен экипажем в полете с флюгированием воздушного винта, произведена благополучная посадка на одном работающем двигателе в аэропорту вылета.

Комиссией по расследованию во время выполнения холодной прокрутки левого двигателя выявлена струйная течь из сигнализатора давления масла СДУ9А-20 №0610445 в канале малого шага воздушного винта (рис. 3.8).

В ГосЦентр безопасности полетов поступил на исследование сигнализатор давления масла СДУ9А-20 №0610445. Сигнализатор давления масла СДУ9А-20 №0610445 выпуска 18.06.1991 наработал с начала эксплуатации 11752 часа, в том числе 5079 часов после ремонта, произведенного 10.12.2002 в ОАО «РЗГА № 412».

Исследование сигнализаторов давления масла СДУ9А-20 проводились по типовой методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- стендовая проверка агрегатов;
- разборка агрегатов и оценка технического состояния их деталей;
- препарирование мембран чувствительного элемента;
- анализ изломов по вскрытым трещинам в стенках мембран верхних с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 и электронного сканирующего микроскопа фирмы Карл Цейс;
- геометрические измерения, металлографический и спектральный анализы материала мембран, измерение твердости материала мембран;
- анализ статистических данных по аналогичным отказам;
- анализ результатов, формирование заключений.

Сигнализаторы давления масла СДУ9А-20 №1101421 и СДУ9А-20 №0610445 в состоянии поступлений на исследования представлены на рис. 3.9,

3.10. Агрегаты внешних механических повреждений не имеют, все крепежные элементы затянуты, законтрены и опломбированы пломбами с оттиском «412». Витки резьбы на штуцерах 2СДУ5-4 не повреждены.

После разборки сигнализаторов на мембранах верхних СДУА-13 элементов чувствительных с центром СДУА-Сб.7-10 в зоне радиусного перехода боковой стенки к гофрированной выявлены сквозные трещины (рис. 3.11, 3.12). Внешних механических и коррозионных повреждений на стенках мембран нет, радиусные переходы выполнены плавно.

Исследования агрегатов в основном похожи друг на друга, поэтому ниже приводятся результаты исследования одного сигнализатора СДУ9А-20 №0610445.

Мембрана верхняя СДУА-13 была препарирована с целью вскрытия трещины и обеспечения возможности измерения толщины стенки в зоне разрушения материала. Толщина стенки составляет 0,50 мм, что удовлетворяет требованиям чертежа СДУА-12-13 для детали №13 (по чертежу – 0,45...0,65).

Анализ изломов по вскрытой трещине с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 показал, что они носят усталостный характер (рис. 3.13). Очаги усталости расположены на внутренней поверхности стенки мембраны.

Исследование поверхностей разрушения стенки мембраны с привлечением растрового электронного микроскопа показало, что разрушение детали имеет многоочаговый усталостный характер (рис. 3.14). Трещина

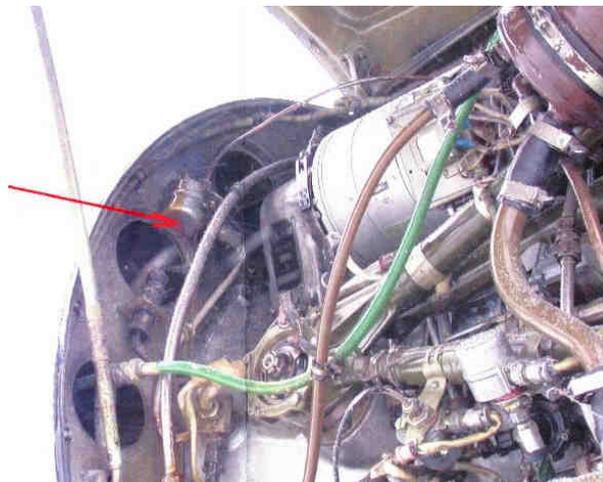


Рис. 3.8. Течь масла по корпусу СДУ9А-20 №0610445 (показана стрелкой) левого двигателя самолета Ан-24Б RA-47271, выявленная при проведении холодной прокрутки комиссией по расследованию.

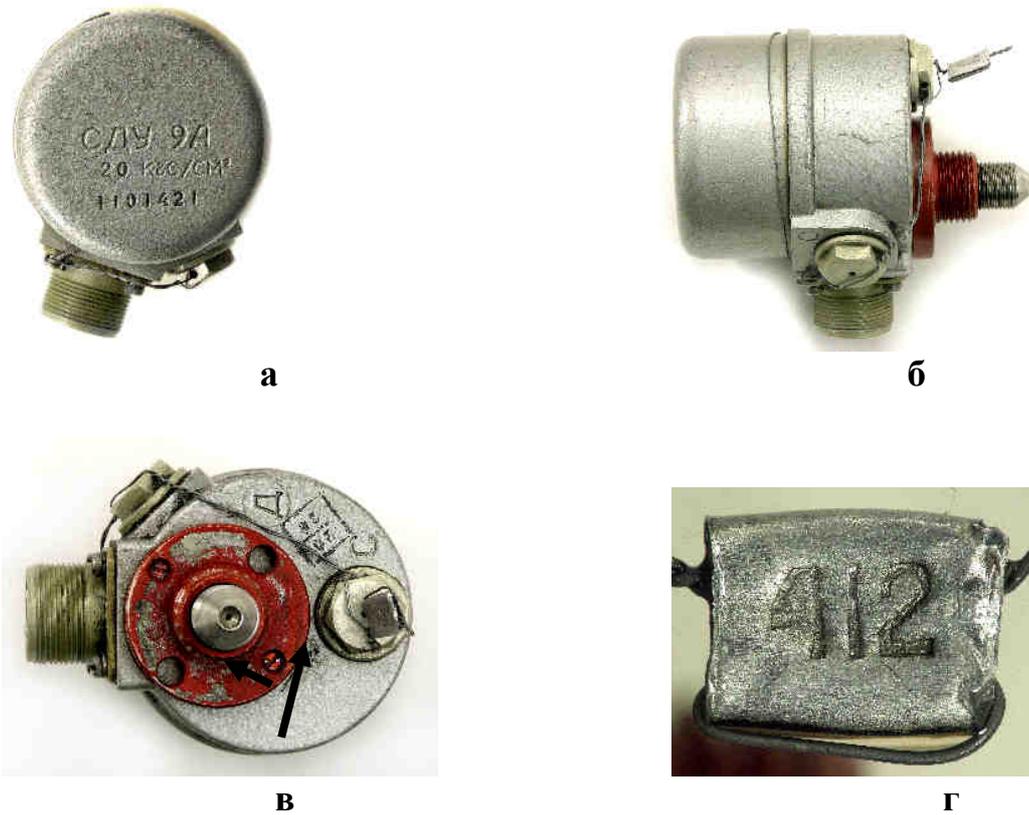
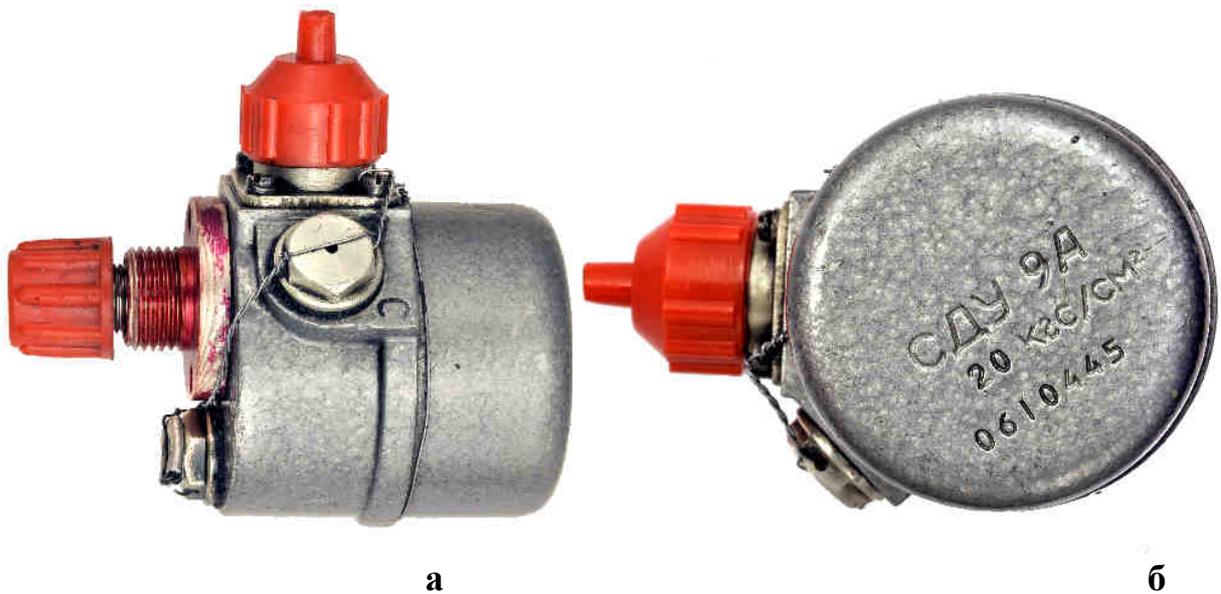


Рис. 3.9. Сигнализатор давления масла СДУ9А-20 №1101421 (а, б и в – виды с трех сторон) в состоянии поступления на исследование и вид (г) пломбы с контровки. Стрелками указаны места струйной течи рабочей жидкости, выявленной при стендовой проверке.



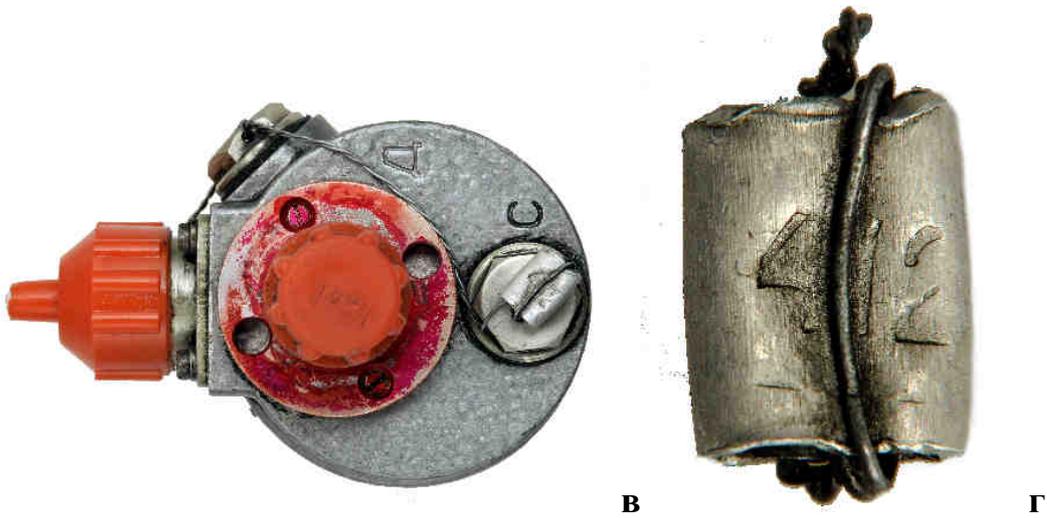
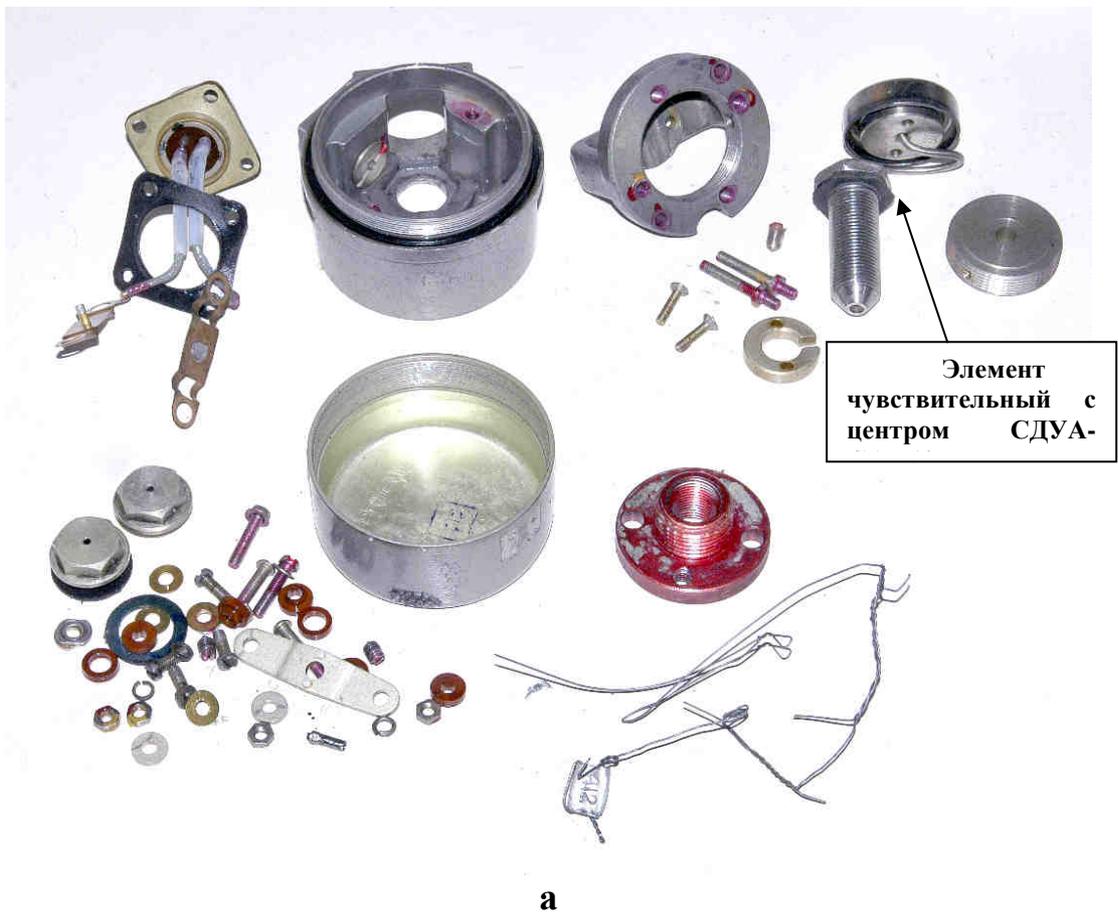


Рис. 3.10. Сигнализатор давления масла СДУ9А-20 №0610445 (а, б и в – виды с трех сторон) в состоянии поступления на исследование и вид (г) пломбы с контровки.



а

**б**

Рис. 3.11. Виды деталей сигнализатора давления после разборки (а) и сквозной трещины (показана стрелками) в мембране верхней СДУА-13 (б).



Рис. 3.12. Трещина в стенке мембраны верхней СДУА-13 (указана стрелкой) элемента чувствительного с центром СДУА-Сб.7-10.

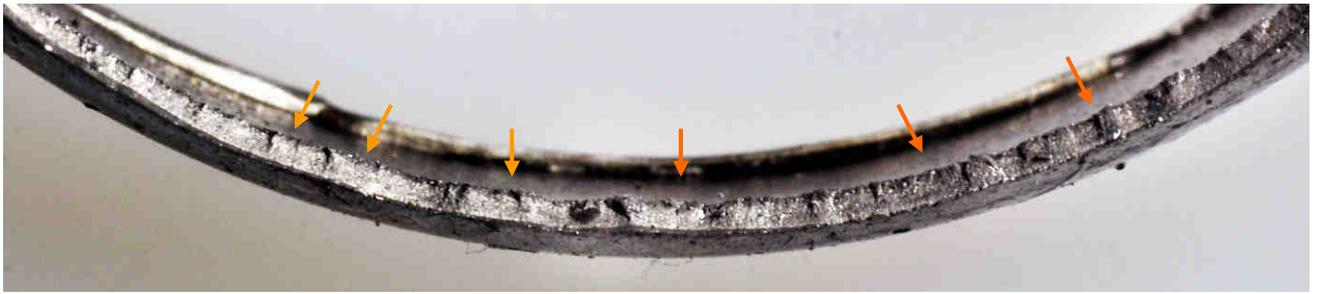


Рис. 3.13. Усталостный излом по вскрытой трещине стенки мембраны верхней СДУА-13. Очаги зарождения усталости показаны стрелками.

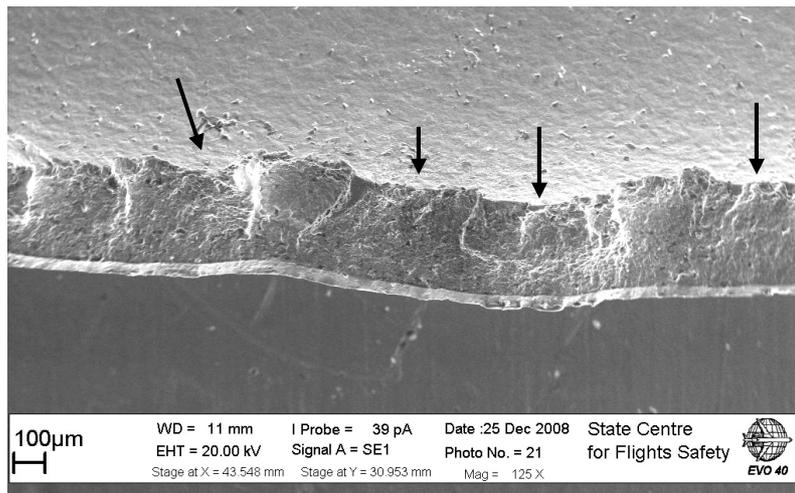


Рис. 3.14. Общий вид излома стенки мембраны (снимок на электронном сканирующем микроскопе). Очаги зарождения усталости показаны стрелками.

зародилась с внутренней поверхности мембраны и распространялась поперёк ее стенки.

Поверхность, от которой стартовало разрушение, имеет выраженные углубления по границам зёрен (рис. 3.15). Такое состояние поверхности реализовано электрополированием, предусмотренным требованиями чертежа.

Следует отметить, что в некоторых зонах зарождения разрушения выявлены фрагменты первоначально межзёренного роста трещины (рис. 3.16). Однако такие зоны не определили основного разрушения, которое связано с внутризёренным разрушением материала (рис. 3.17).

Был выполнен спектральный анализ по внутренней поверхности детали около излома и на некотором удалении от него. Результаты анализа показали, что принципиальных отличий в составе материала по поверхности нет, а также нет различий, с основным химическим составом сплава, из которого должна быть изготовлена мембрана (рис. 3.18, 3.19).

Рельеф излома стенки мембраны сформирован в виде усталостных бороздок (рис. 3.20). Они наблюдаются непосредственно в очаге разрушения, где их шаг составляет доли микрона, а далее шаг возрастает до нескольких микрон. Этот факт типичен для разрушения материала в области малоциклового усталости. Шаг бороздок однородно и закономерно нарастает

по направлению роста трещины, что позволяет его величину связывать с работой датчика за один цикл срабатывания при создании внутреннего давления. Проведённые измерения шага бороздок и оценка длительности роста трещины показали, что за период работы детали было реализовано около 1060 указанных циклов нагружения стенки мембраны (рис. 3.21).

В результате металлографического анализа, проведенного по поперечному шлифу с привлечением светового оптического микроскопа НЕОФОТ-30, установлено, что структура материала мембраны верхней удовлетворительная и представляет собой тростит (рис. 3.22). Металлургических дефектов в материале мембраны не выявлено.

Предел прочности материала мембраны верхней, определенный по результатам измерений твердости, составил $\sigma_b = 137,5 \text{ кг/мм}^2$. Фактическое значение в пределах погрешности примененного метода близко к требованиям технических условий на сталь 36НХТЮ (по ТУ $\sigma_b = 117...128 \text{ кг/мм}^2$).

Спектральным анализом установлено (таблица 3.1), что по содержанию железа (основа), марганца, никеля, хрома, титана, алюминия и кремния материал мембраны относится к стали типа 36НХТЮ, заданной чертежом на ее изготовление.

Результаты лабораторных исследований показывают, что разрушение мембраны верхней СДУА-13 сигнализатора давления СДУ9А-20 №0610445 носит малоцикловый усталостный характер. Прямой связи причины разрушения стенки мембраны с качеством ее изготовления и материала не выявлено. Это дает основания полагать, что причиной разрушения мембраны является исчерпание предела усталости по количеству циклов нагружения.

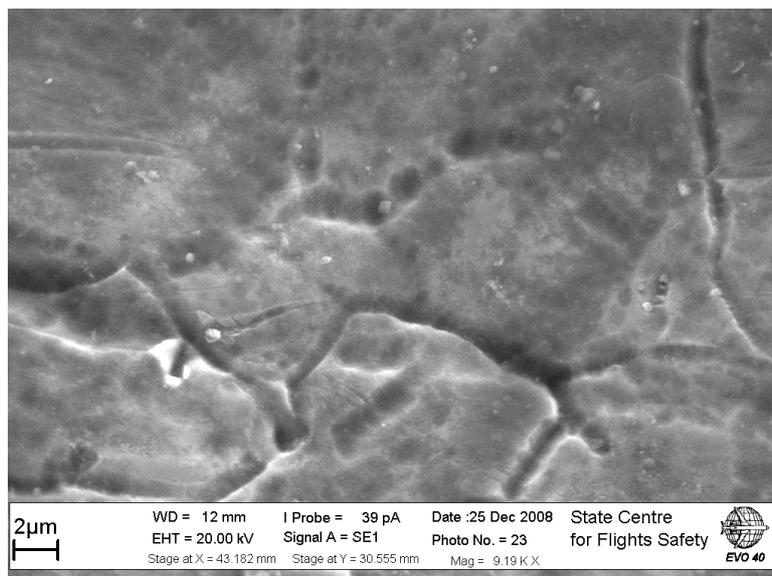


Рис. 3.15. Общий вид состояния внутренней поверхности стенки мембраны, от которой стартовало разрушение.

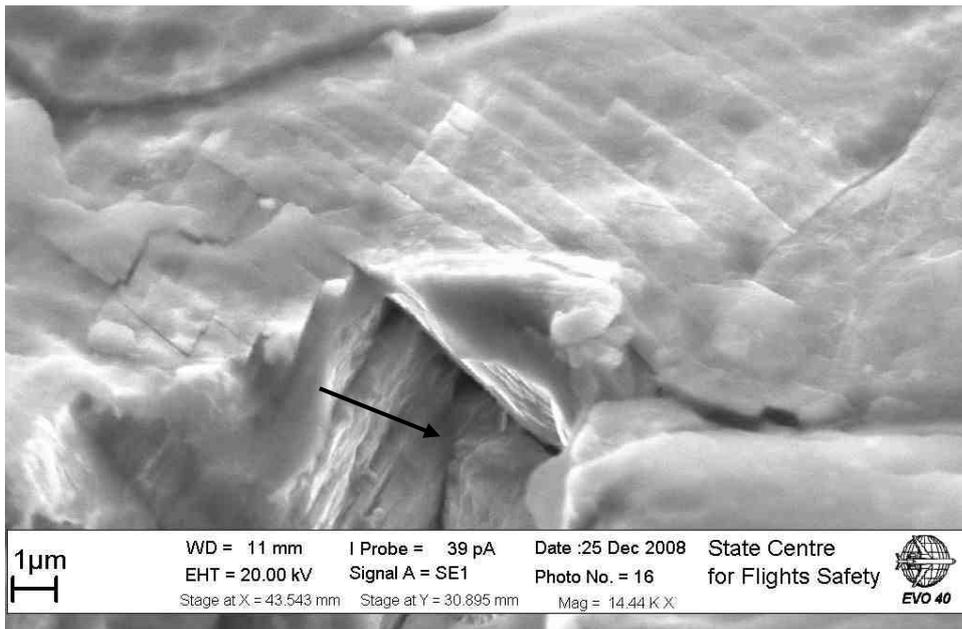


Рис. 3.16. Участок начального межзёренного разрушения материала стенки мембраны по внутренней поверхности – указан стрелкой.

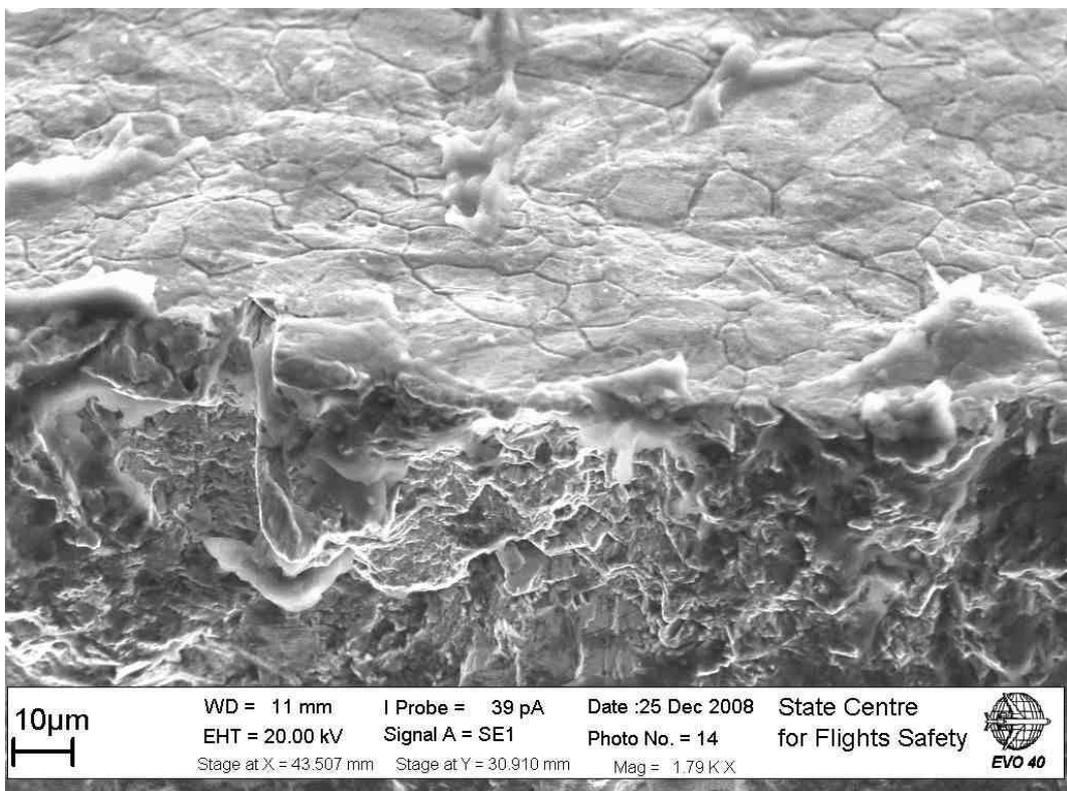


Рис. 3.17. Типичный вид начального внутризёренного разрушения материала стенки мембраны.

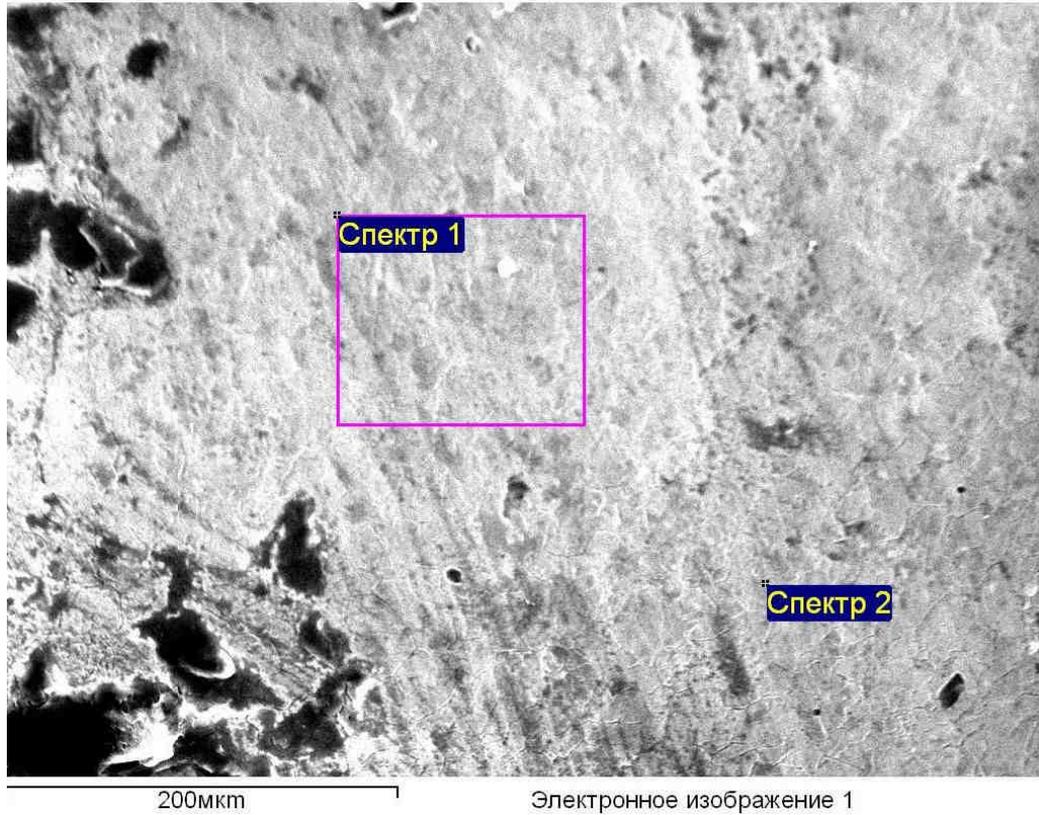
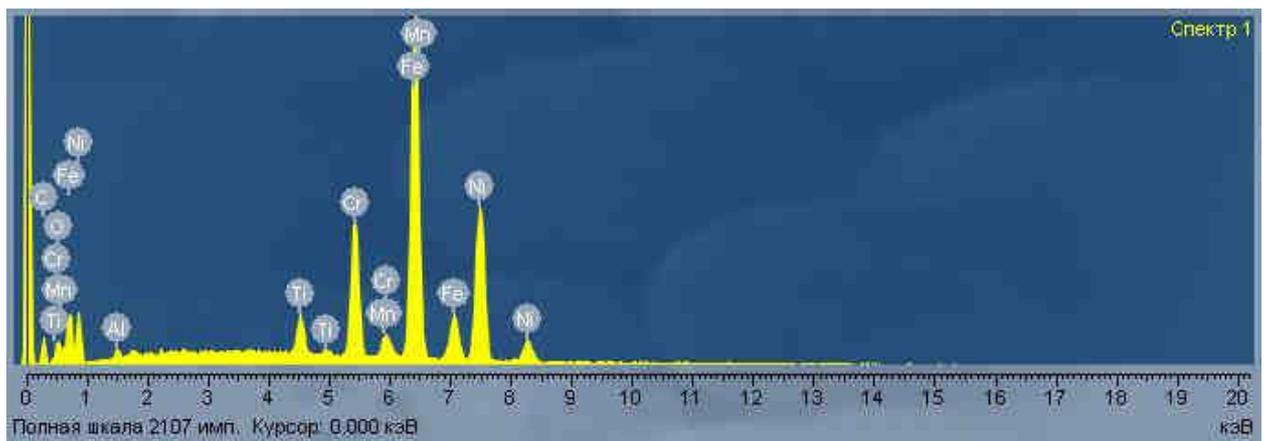


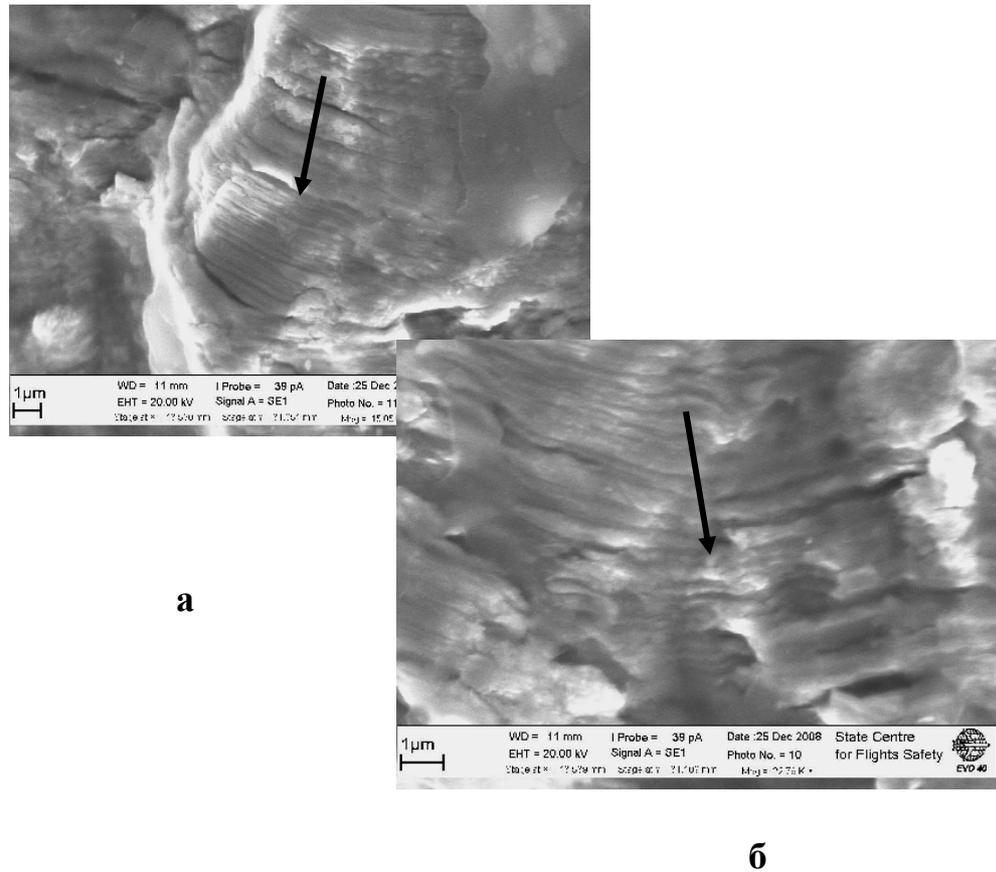
Рис. 3.18. Участок внутренней поверхности стенки мембраны с указанием зон, где были реализованы локальные измерения химического состава.



Весовой состав

Элементы	% C	% O	% Al	% Si	% Ti	% Cr	% Mn	% Fe	% Ni
Спектр 1	8.347	1.74	0.552		2.471	11.428	0.887	42.968	31.607
Спектр 2	17.507	1.45	0.444	0.283	2.417	10.712	0.842	38.428	27.917

Рис. 3.19. Спектрограмма по участку «1», показанному на рис.18, и таблица элементного состава материала стенки мембраны по участкам «1» и «2».



б

Рис. 3.20. Усталостные бороздки (а) и (б) на разных участках излома стенки мембраны. Направление роста трещины указано стрелками.

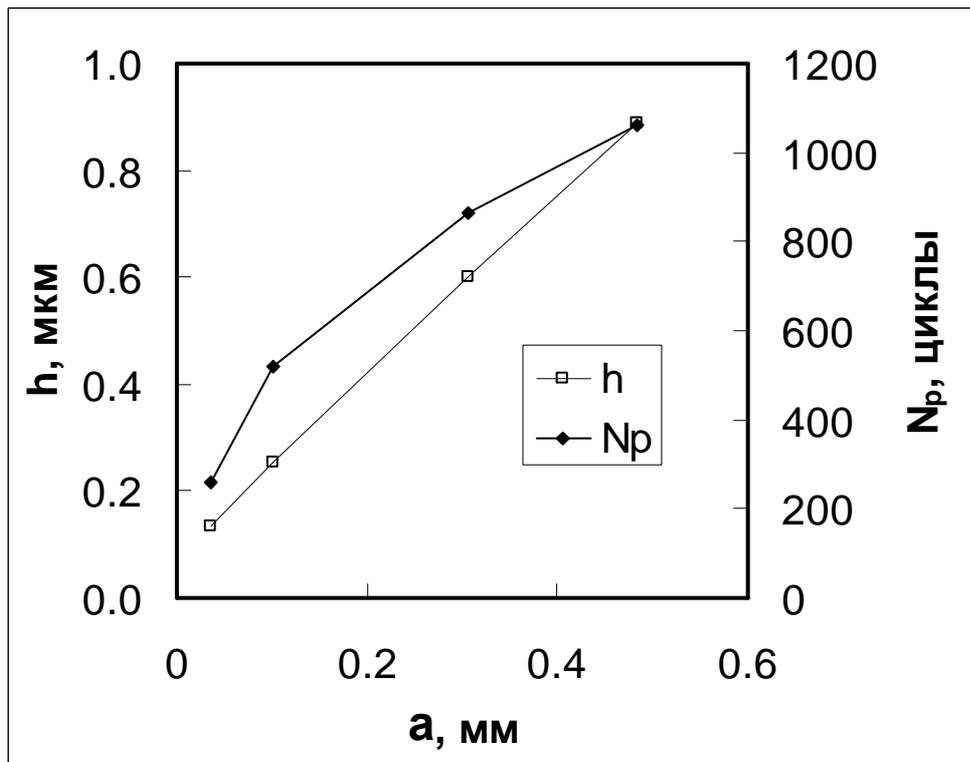


Рис. 3.21. Зависимость шага усталостных бороздок h и числа циклов роста трещины N от её глубины a .

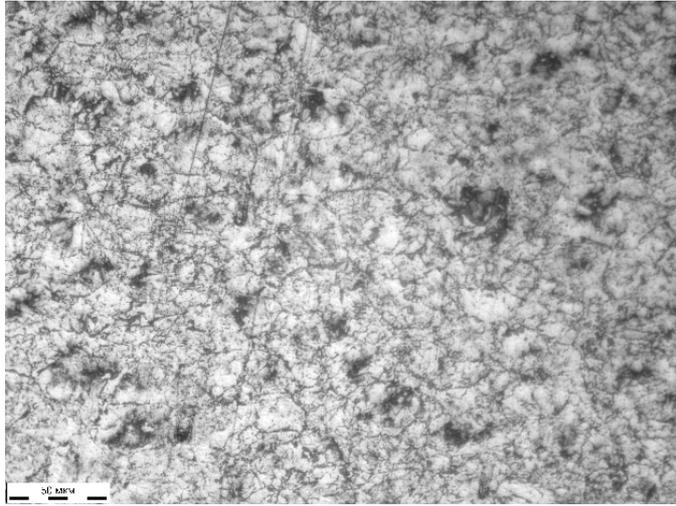


Рис. 3.22. Структура материала мембраны верхней (сталь 36НХТЮ).

Таблица 3.1

Элемент	Fe	Mn	Ni	Cr	Ti	Al	Si
Образец							
Мембрана	Основа	1,0	36,0	12,0	3,0	1,0	0,5
Сталь 36НХТЮ	Основа	0,8...1,2	35,0...37,0	11,5...13,0	2,7...3,2	0,9...1,2	0,3...0,7

По сведениям отраслевого банка данных по надежности авиационной техники в период с 2004 по 2008 годы было зафиксировано семь (включая исследуемый) случаев негерметичности СДУ9А-20 на двигателях самолетов типа Ан-24 (таблица 3.2) из-за разрушений мембран чувствительных элементов СДУА-Сб.7-10. Как показывают статистические данные, разрушения мембран элементов чувствительных СДУА-Сб.7-10 происходят в случаях, когда наработка сигнализаторов близка к 12000 летных часов.

Результаты проведенного исследования в совокупности со статистическими данными по случаям разрушений мембран сигнализаторов давления свидетельствуют, что разрушение мембраны верхней СДУА-13 сигнализатора давления СДУ9А-20 №0610445 носит малоцикловый усталостный характер, не связано с качеством ее изготовления и материала, а обусловлено исчерпанием предела усталости по количеству циклов нагружения.

Учет наработки сигнализатора давления СДУ9А-20 осуществляется в летных часах. Накопление усталостных повреждений, приводящее к достижению предельного состояния, происходит в циклах нагружения. Несмотря на небольшой разброс случаев разрушений по наработке в летных часах вокруг установленного Разработчиком срока замены в ремонте элемента чувствительного 12000 летных часов, представляется целесообразным дополнить этот срок и циклами нагружения. По принципу работы сигнализатора циклом нагружения мембраны является запуск и остановка двигателя.

Приблизительная оценка наработок самолетов Ан-24 и двигателей АИ-24 показывает, что на один цикл запуска и остановки двигателя приходится 1,4...1,6 летного часа. Исходя из этого, приблизительно можно оценить наработку исследуемого сигнализатора в циклах нагружения мембраны чувствительного элемента, как 11752 час./1,4...1,6 час. = 8394...7345 циклов. Вычисленный диапазон частично перекрывается с диапазоном наработки в циклах нагружения с сигнализатором №1101421 - 9026...7898 циклов (см. заключение № 9299-И/103 от 04.05.2009).

По установленной длительности развития разрушения мембраны верхней, равной приблизительно 1060 циклов нагружения, вычисляем относительную долговечность работы детали с трещиной. Получается, что относительная долговечность составляет 12,6...14,4 %. Этот показатель расширяет рекомендуемую ранее к учету величину относительной долговечности - 17,7...20,3 %. Получается, что при назначении предельного ресурса сигнализаторам СДУ9А-20 в циклах нагружения необходимо учитывать относительную долговечность стенки мембраны с трещиной в пределах 12,6...20,3%.

Таблица 3.2

Краткие статистические сведения по случаям разрушений мембран чувствительных элементов сигнализаторов давления СДУ9А-20

Регистрационный Номер ВС, дата отказа	Проявление неисправности на ВС	Причина неисправности	Номер отказавшего агрегата	Наработка агрегата, час	
				С н.э.	П.п.р.
46679, 17.01.08	Следы масла на сигнализаторе	Разрушение мембраны чувствительного элемента	0402232	13189	4765
46530, 06.06.08	Течь масла	Разрушение мембраны чувствительного элемента	0811670	13066	4596
46682, 16.01.07	Течь масла из пробки сигнализатора	Разрушение мембраны чувствительного элемента	0900628	-	6221
46682, 16.01.07	Течь масла из заглушки сигнализатора	Разрушение мембраны чувствительного элемента	0263507	14549	6221

Продолжение таблицы 3.2

Регистрационный Номер ВС, дата отказа	Проявление неисправности на ВС	Причина неисправности	Номер отказавшего агрегата	Наработка агрегата, час	
				С н.э.	П.п.р.
47355, 26.04.06	Течь масла из дренажного отверстия «С» сигнализатора	Разрушение мембраны чувствительного элемента	0612269	8338	4696
47357, 15.04.08	Течь масла из заглушки сигнализатора	Разрушение мембраны чувствительного элемента	1101421	12637	4556
<i>47271, 06.11.08</i>	<i>Течь масла из сигнализатора</i>	<i>Разрушение мембраны чувствительного элемента</i>	<i>0610445 (исследуемый)</i>	<i>11752</i>	<i>5079</i>

Заключение

Разрушения мембран верхних сигнализаторов давления СДУ9А-20 №0610445 самолета Ан-24Б RA-47271 и СДУ9А-20 №1101421 самолета Ан-24РВ RA-47357 носят малоцикловый усталостный характер, не связаны с качеством их изготовления и материала, а обусловлены исчерпанием предела усталости по количеству циклов нагружения.

Рекомендации

В целях обеспечения безопасности полетов самолетов типа Ан-24 (отказ СДУ9А-20 приводит к завершению полета на одном работающем двигателе) ОАО «Утёс» (г.Ульяновск) совместно с ОАО «Антонов» и ГП ЗМКБ «Прогресс» необходимо отрегулировать порядок эксплуатации сигнализаторов СДУ9А-20, обеспечивающий замену элементов чувствительных СДУА-Сб.7-10 при достижении наработки 12000 летных часов.

ОАО «Утёс» совместно с ГП ЗМКБ «Прогресс» необходимо рассмотреть вопрос о введении учета наработки сигнализаторов давления СДУ9А-20, в

дополнение к летным часам, в циклах запуска-остановки двигателя и установить срок замены элементов чувствительных СДУА-Сб.7-10 в циклах.

ОАО «Утёс» в письме исх. № 490/63 от 08.07.2009 проинформировал ГосЦентр безопасности полетов о том, что разработчиком сигнализатора давления СДУ9А-20 является ОАО «Аэроприбор – Восход» и материалы заключений № 9299-И/103 от 04.05.2009 и № 9334-И/103 от 22.05.2009 направлены для принятия решений на предприятие – разработчик.

3.3. Разрушения пружин механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 передней опоры шасси самолета Ту-154М № ЕР-МСМ

05.08.2008 при рулении на предварительный старт самолета Ту-154М № ЕР-МСМ авиакомпании «Иран Эйр» для выполнения рейса по маршруту Шереметьево – Тегеран, примерно через 6 минут после запуска двигателей, экипаж доложил о проблемах с шасси (погасла лампа выпущенного положения передней опоры) и попросил разрешения зарулить на стоянку. Самолет после выключения двигателей был отбуксирован на стоянку аэропорта Шереметьево. При осмотре передней опоры шасси было обнаружено разрушение пружин механизма распора 154.82.4204.000 № 9034. Под носовую часть фюзеляжа установлена гидравлическая подставка.

06.08.2008 в 13 часов 50 минут на стоянку прибыли специалисты АТЦ ОАО «Аэрофлот». Никаких работ, кроме внешнего осмотра передней опоры шасси не проводилось. В 14 часов 3 минуты, согласно записи камеры видеонаблюдения, произошло самопроизвольное складывание передней опоры шасси и опускание передней части фюзеляжа на бетон с разрушением гидравлической подставки. При складывании передней опоры шасси авиатехник АТЦ ОАО «Аэрофлот» оказался на линии движения колес, в результате чего получил травмы.

В ГосЦентр безопасности полетов поступили две разрушенные пружины механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 передней опоры шасси самолета Ту-154М № ЕР-МСМ авиакомпании «Иран Эйр».

Самолет Ту-154М № ЕР-МСМ выпуска 12.12.1992 наработал с начала эксплуатации 22308 часов, совершил 15697 посадок, в том числе 2159 часов, 1713 посадок после ремонта, произведенного 14.09.2007 в ОАО «Завод №411 ГА».

Механизм распора 154.82.4204.000 № 9034 выпуска 30.10.1990 наработал с начала эксплуатации 18137 часов, 6671 посадку, в том числе 2159 часов, 1713 посадок после ремонта, произведенного 06.08.2007 в ОАО «Завод №411 ГА».

Исследование пружин механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 проводилось по методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- оценка технического состояния деталей при поступлении на исследование;
- геометрические измерения;
- анализ изломов проволок пружин с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 и электронного сканирующего микроскопа фирмы Карл Цейс;
- металлографический и спектральный анализы материала проволок пружин, измерение твердости;
- анализ результатов и формирование заключения.

Разрушенные пружины механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 в состоянии поступления на исследование показаны на рис. 3.23, 3.24. По расположению на передней опоре шасси пружины обозначены: левая и правая. Разрушения проволок пружин произошли по сечениям полных

витков в зонах выхода из заделок. Совмещением поверхностей разрушения проволок пружин установлено, что ответные части проволоки левой пружины не совпадают. Это указывает на утрату небольшого разрушенного фрагмента проволоки левой пружины, что является результатом ее разрушения не по одному сечению.

Поверхности разрушения проволок пружин в основном аналогичны друг другу и образованы формированием трех зон (рис. 3.25).

Первая зона на поверхностях разрушения проволок пружин представляет собой гладкую площадку, ориентированную в плоскости оси проволоки перпендикулярной оси пружины. Зоны **1** на поверхностях разрушений проволок пружин образовались в результате раскрытия несплошностей в материале, залегающих от внутренней поверхности пружин до глубины примерно половины диаметра проволоки в левой пружине и около одной четверти диаметра в правой (рис. 3.26). По длине несплошности также различны. Длина несплошности, различимой под бинокулярным микроскопом, в проволоке левой пружины составляет 8 мм, в проволоке правой пружины – 46 мм.

Вторая зона на поверхностях разрушения проволок представляет собой участок разрушения материала по механизму усталости с очагами зарождения усталостных трещин от границ первой зоны. Зоны **2** переходят к зонам **3** - доломам проволок пружин по механизму статического разрушения материала.

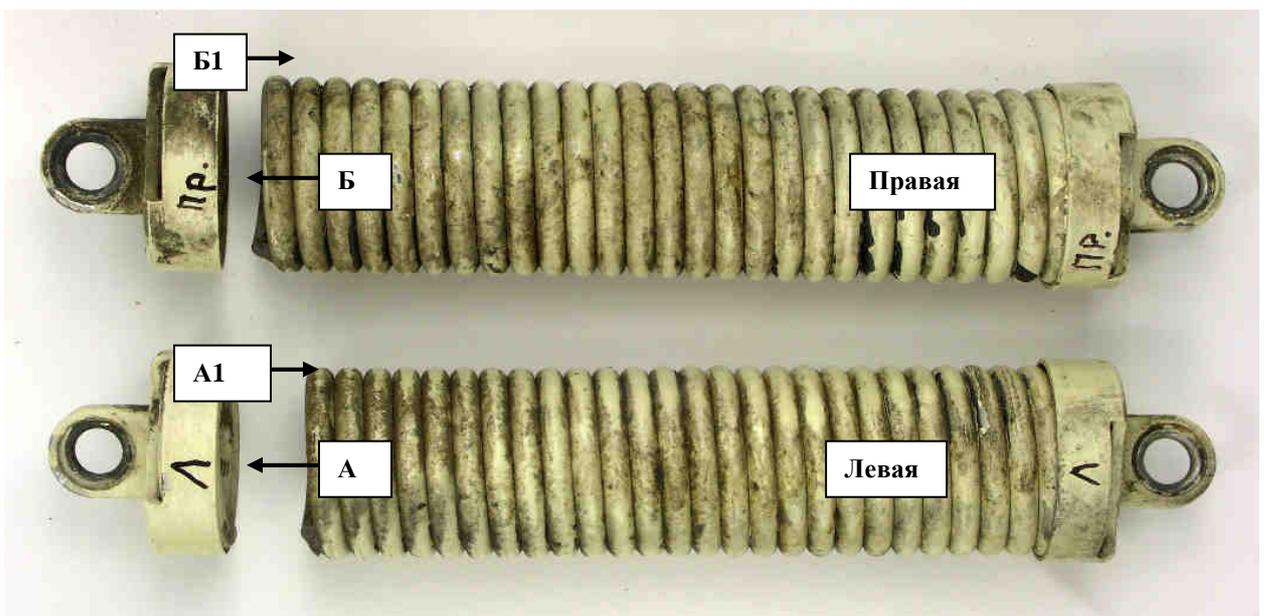




Рис. 3.23. Пружины механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 передней опоры шасси самолета Ту-154М № ЕР-МСМ в состоянии поступления на исследование. Стрелками показаны сечения разрушений проволок пружин.

Вид по стрелке «А1»



А.

Вид по стрелке «Б1»



Б.

Рис. 3.24. Виды на сечения разрушений (показаны стрелками) проволоки пружин.

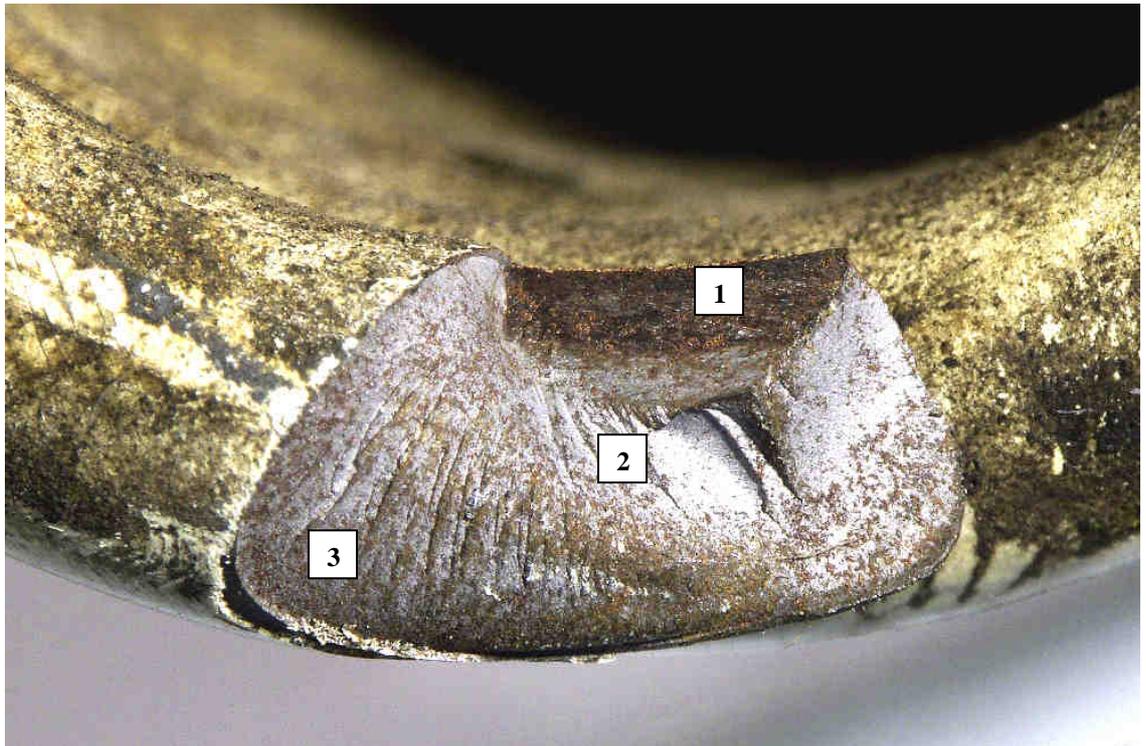
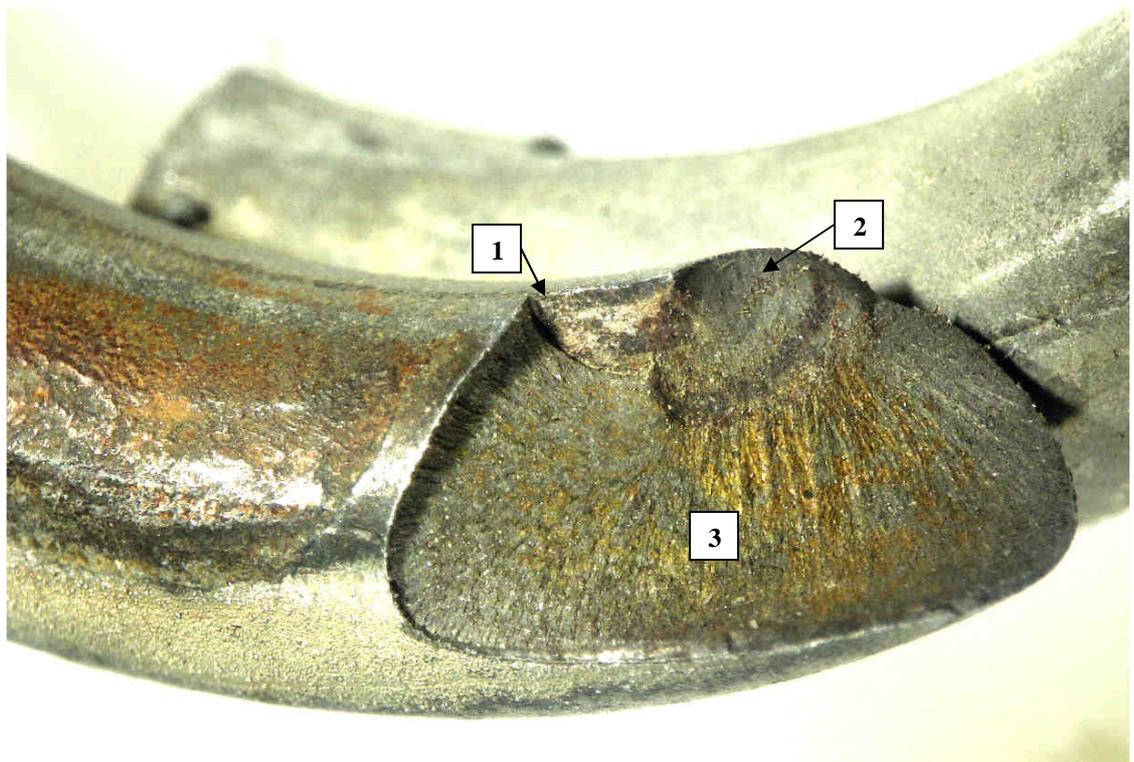
**a****б**

Рис. 3.25. Виды поверхностей разрушения проволок левой (а) и правой (б) пружин. Цифрами обозначены зоны поверхностей разрушения, образованные различными механизмами.

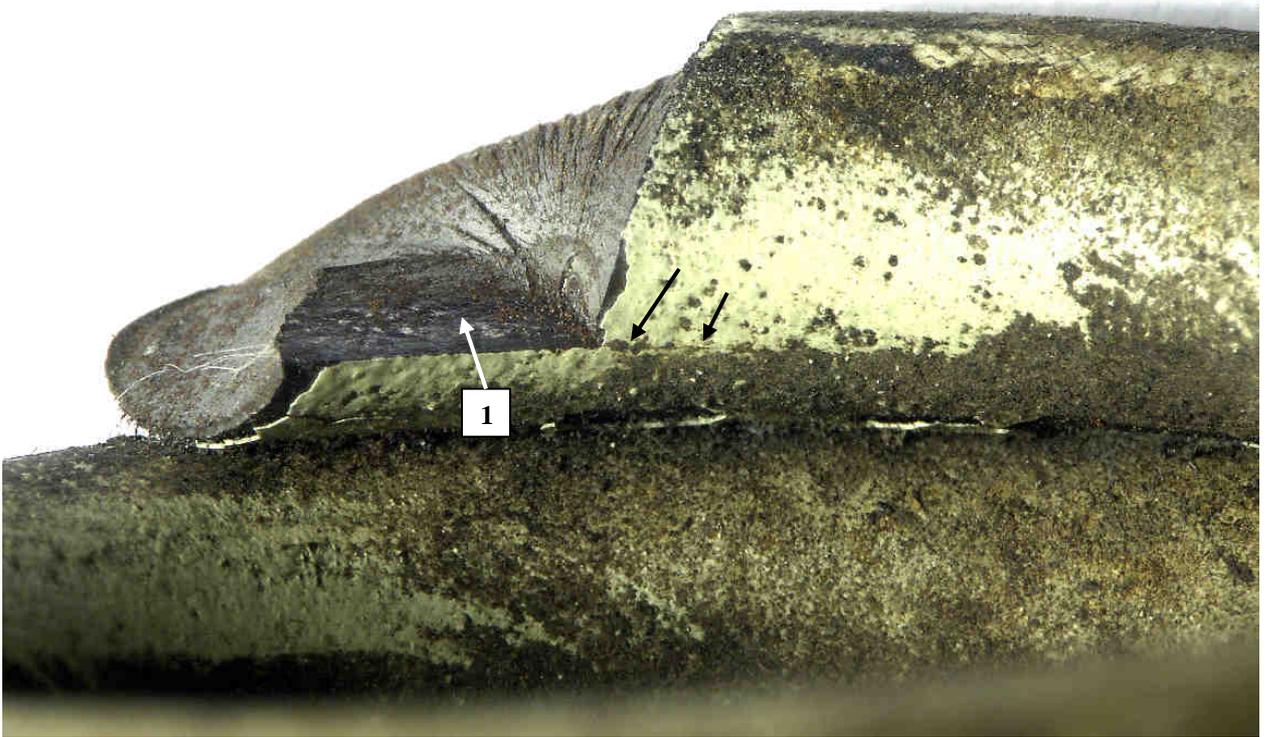
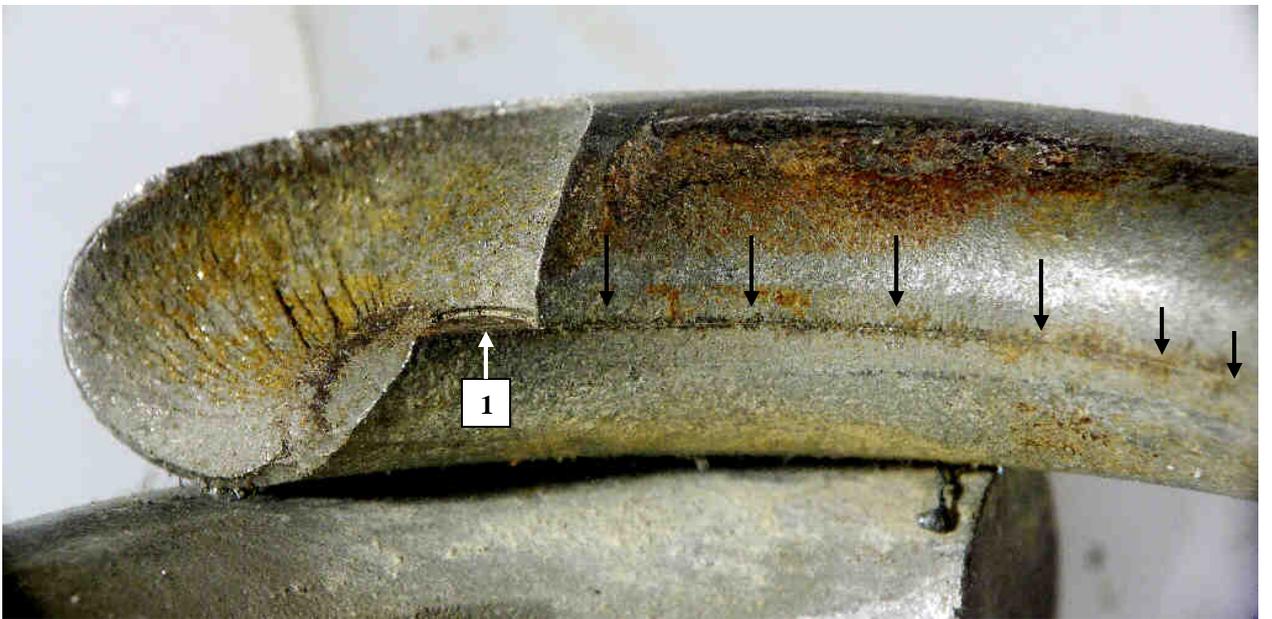
**а****б**

Рис. 3.26. Виды несплошностей в материале проволок левой (а) и правой (б) пружин (показаны стрелками).

Фрактографическое исследование поверхностей разрушения пружин с привлечением растрового электронного микроскопа фирмы Карл Цейс показало следующее.

Во всех трёх фрагментах разрушения пружин является подобными и они характеризуются следующими особенностям морфологии рельефа. Начальные зоны имеют протяженную плоскую поверхность, которая ориентирована вдоль осей пружин и перпендикулярна наружным поверхностям (рис. 3.27). Начальные зоны не имеет признаков формирования рельефа по какому-либо механизму разрушения (рис. 3.28). Поверхности этих зон сглаженные и имеют направленную ориентировку вдоль осей пружин, что указывает на их формирование при интенсивной пластической деформации. Это характерно для образования дефекта материала типа «волосовины».

От начальных зон распространение трещин во всех фрагментах пружин происходило с образованием ступенек по границе дефекта, а далее происходило усталостное разрушение материала с разворотом трещин и формированием макролиний. При этом сами поверхности изломов оказались сильно декорированы продуктами фреттинга (рис. 3.29). Продукты фреттинга имеют значительное сцепление с поверхностями изломов, так что их не удалось устранить с поверхностей в процессе ультразвуковой очистки.

Таким образом, от начальных зон дефектов в виде «волосовин» происходило распространение усталостных трещин. Наличие продуктов фреттинга указывает на интенсивное контактное взаимодействие берегов трещин в процессе их роста в результате скручивания пружин в процессе работы.

Геометрические измерения показали, что обе пружины свиты из круглой проволоки диаметром 6,04 мм. Это соответствует требованиям чертежа 154.80.4204.004.

Полуколичественным спектральным анализом материала образцов из пружин было установлено, что по содержанию железа (основа), марганца, кремния и вольфрама он относится к стали типа 65C2BA (таблица 3.3), заданной чертежом 154.80.4204.004 на изготовление.

Таблица 3.3

Сравнение результатов спектрального анализа с основными легирующими элементами марочного состава стали, %

Элементы Образцы	Fe	Si	Mn	W
Левая пружина	Основа	2,0	0,8	1,0
Правая пружина	Основа	2,0	1,0	1,0
Сталь 65C2BA	Основа	1,5...2,0	0,7...1,0	0,8...1,2

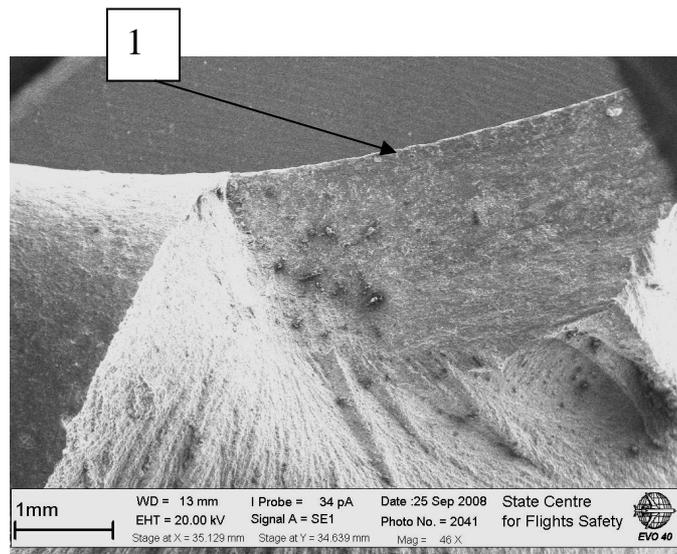
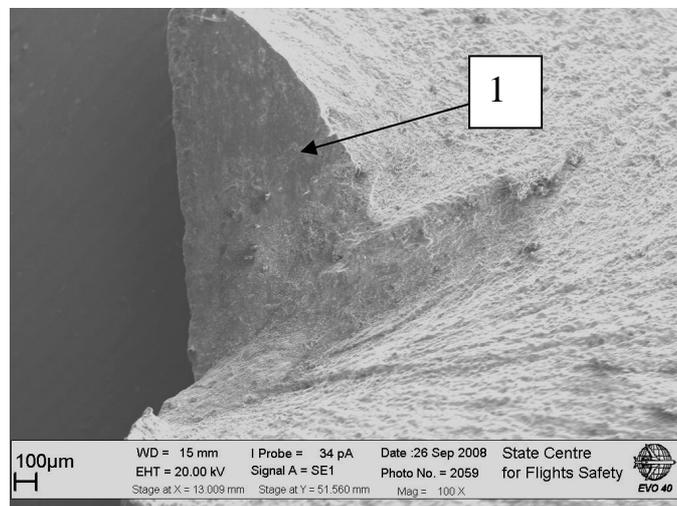
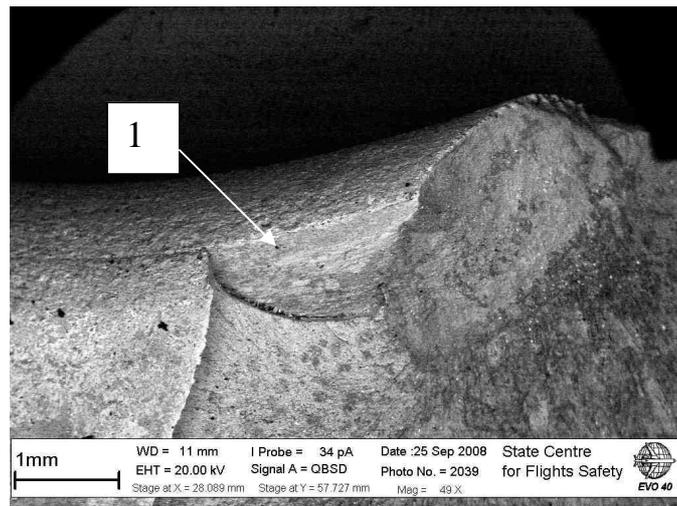


Рис. 3.27. Общие виды начальных зон разрушений «1» у трёх фрагментов пружин.

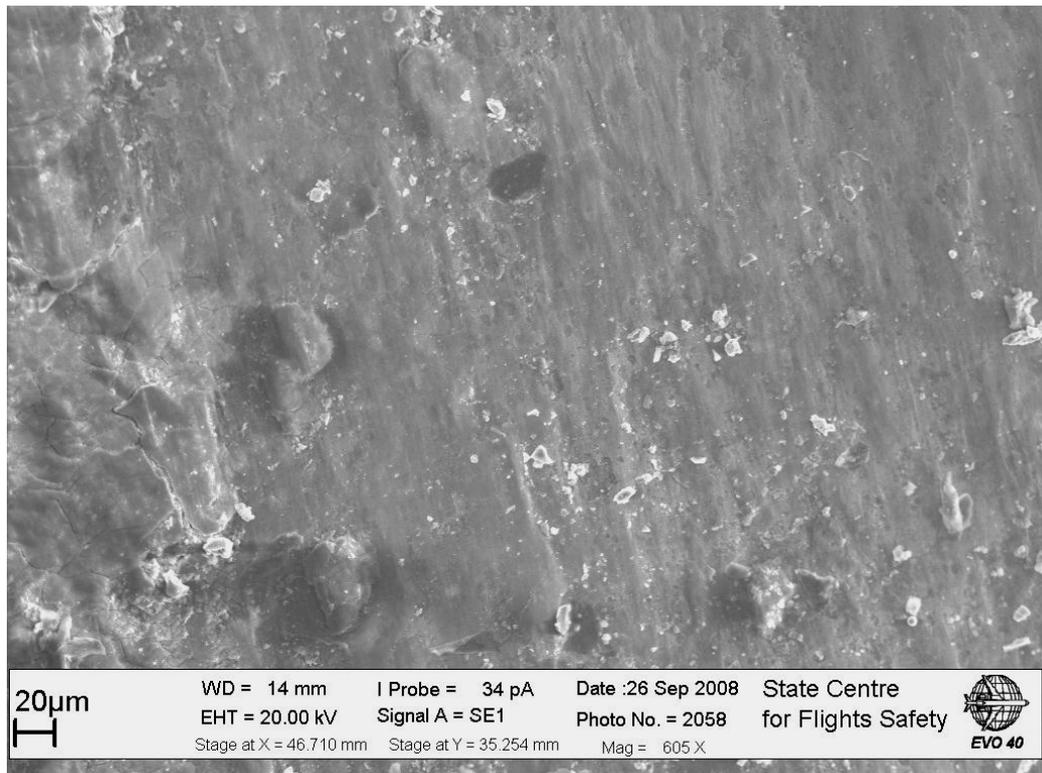
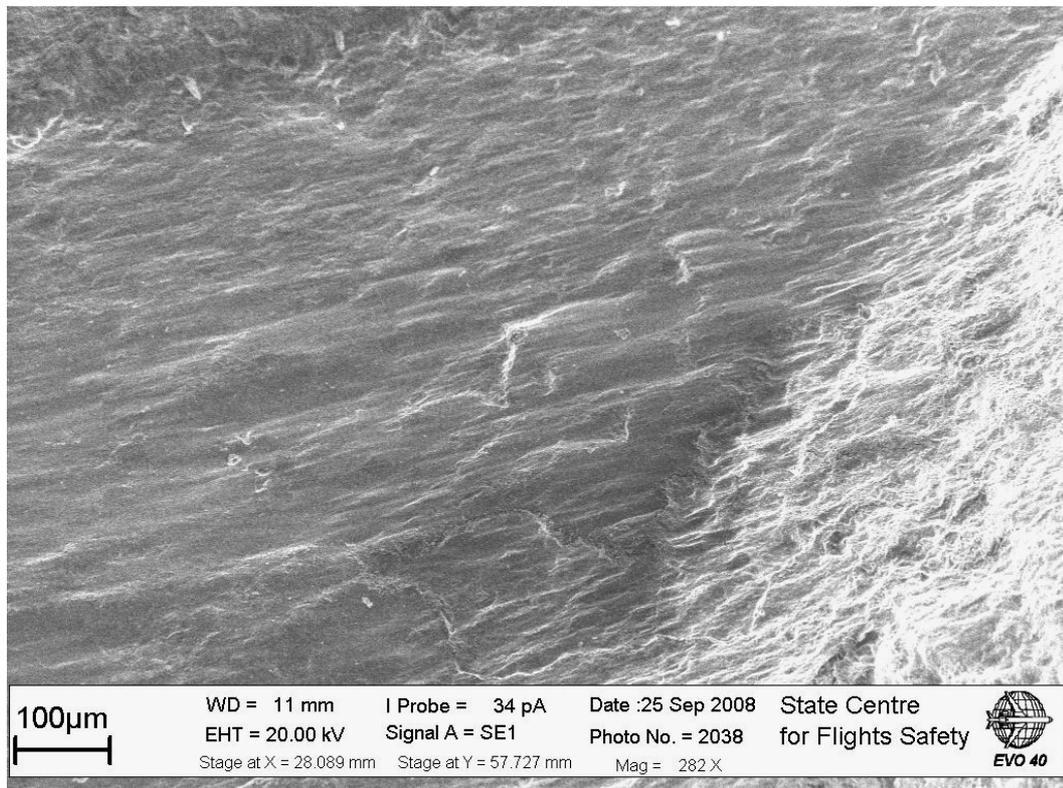
**a****б**

Рис. 3.28. Морфология рельефа поверхностей начальных зон «1» у двух (а), (б) фрагментов пружин.

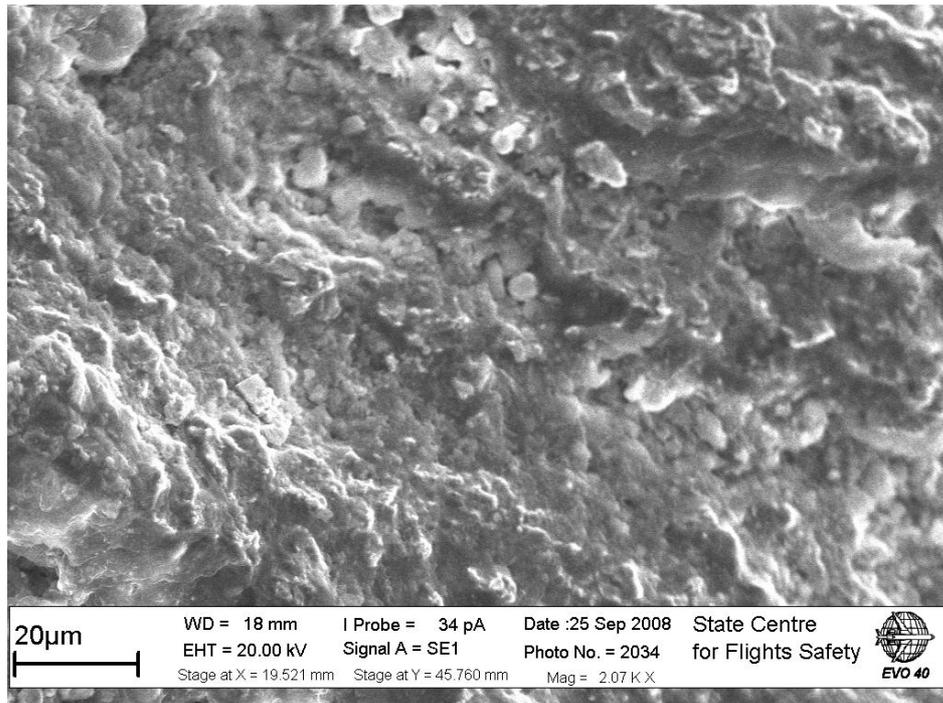
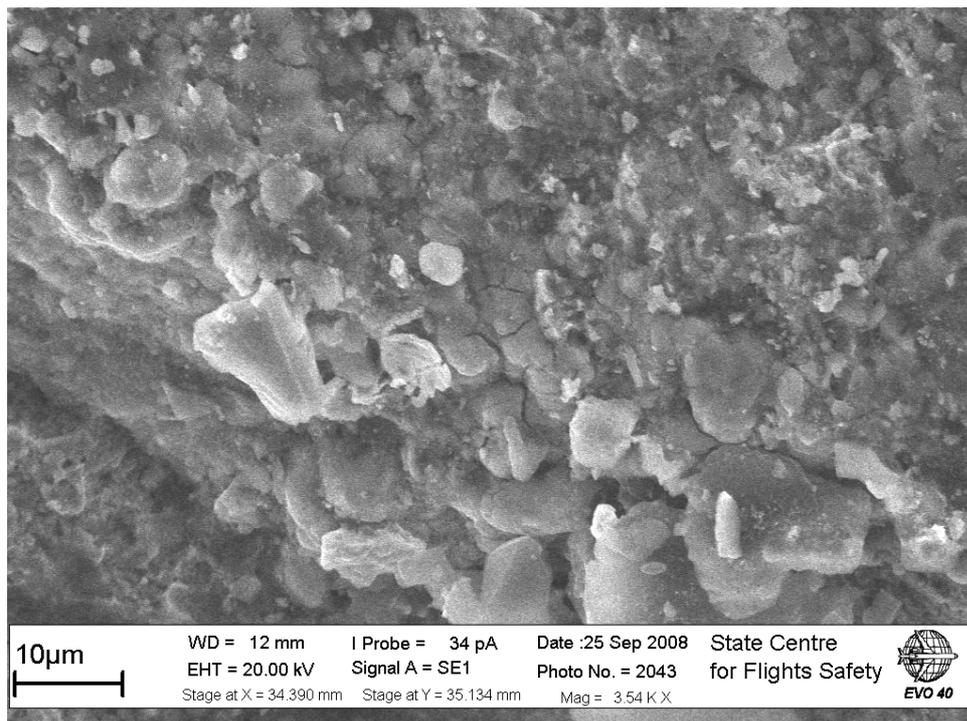
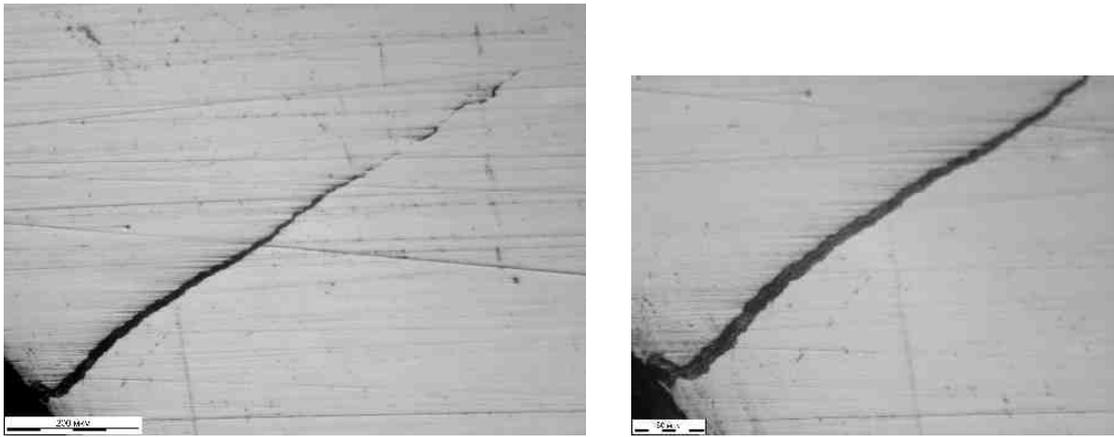
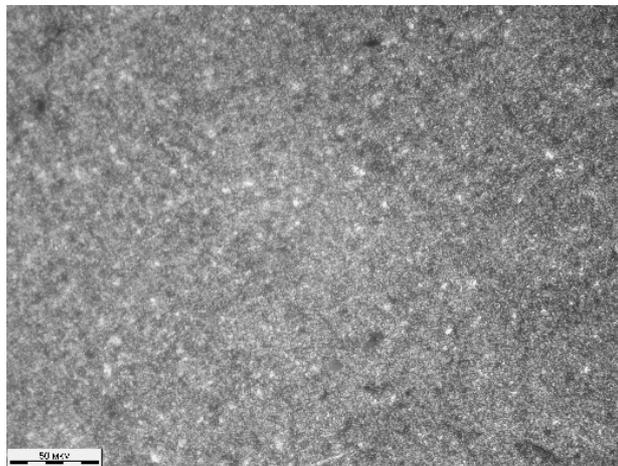
**a****б**

Рис. 3.29. Участки усталостных изломов с продуктами фреттинга на двух (а), (б) фрагментах пружин.



а



б

Рис. 3.30. Дефект обработки металла давлением типа «волосовины» при различных увеличениях (а) и удовлетворительная структура материала (б) на удалении от дефектов.

В результате металлографического анализа материала пружин, проведенного по двум поперечным шлифам, изготовленным вблизи зон разрушения, с использованием оптического светового микроскопа НЕОФОРТ-30, установлено следующее. В материале пружин имеются дефекты обработки металла давлением типа «волосовин» (рис. 3.30) – начальные зоны в сечениях разрушений. На удалении от дефектов структура материала пружин удовлетворительная и представляет собой тростомартенсит.

Предел прочности материала пружин, определенный по результатам измерений твердости составляет $\sigma_B = 190$ кг/мм², что соответствует требованиям технических условий чертежа.

Таким образом, результаты проведенного исследования показывают, что разрушения пружин 154.80.4204.004 механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 передней опоры шасси самолета Ту-154М № ЕР-МСМ авиакомпании «Иран Эйр» носят усталостный характер. Причиной усталостных разрушений

пружин явились производственные дефекты – дефекты обработки металла давлением типа «волосовин». Дефекты залегали в зоне осей проволоки, из которой свиты пружины и после свивки оказались в их внутренних областях, недоступных для эффективного контроля готовых изделий в ремонте.

В связи с этим, для профилактики подобных разрушений пружин 154.80.4204.004 механизма распора 154.82.4204.000 передних опор шасси самолетов Ту-154М заводу-изготовителю необходимо ужесточить контроль качества проволоки на этапах ее производства до свивки готовых изделий.

Заключение

Разрушения пружин 154.80.4204.004 механизма распора 154.82.4204.000 № 9034 передней опоры шасси самолета Ту-154М № ЕР-МСМ авиакомпании «Иран Эйр» носят усталостный характер. Причиной усталостных разрушений пружин явились производственные дефекты – дефекты обработки металла давлением типа «волосовин».

Рекомендации

В целях профилактики подобных разрушений пружин 154.80.4204.004 механизма распора 154.82.4204.000 передних опор шасси самолетов Ту-154М заводу-изготовителю необходимо ужесточить контроль качества проволоки на этапах ее производства до свивки готовых изделий.

Приведены материалы заключения № 9314-И/103 от 07.10.2008

3.4. Отказ агрегата управления УГ151-7 тормозной системы самолета Ил-96-300 RA-96007

01.07.2008 после посадки в а/п Шереметьево самолета Ил-96-300 RA-96007, выполнившего рейс по маршруту Южно-Сахалинск – Шереметьево, обнаружено разрушение пневматиков двух передних колес левой основной опоры шасси.

В ГосЦентр безопасности полетов на исследование поступили следующие агрегаты тормозной системы самолета Ил-96-300 RA-96007 ОАО «Аэрофлот»: агрегат управления УГ151-7 № 001014, клапан челночный УГ97-8 № 001716, клапан аварийный дозирующий ГА172-4 № 0800708 и блок БУПТ-12МД № 402004.

Самолет Ил-96-300 RA-96007 выпуска 13.07.1993 ОАО «ВАСО» наработал с начала эксплуатации 42346 часов, совершил 6150 посадок. Сведения по агрегатам системы торможения приведены в таблице 3.4 (согласно паспортным данным).

Таблица 3.4

№.№ п/п	Наименование агрегата	Дата выпуска, завод-изготовитель	Наработка (час/посадка)	
			С н.э.	П.п.р.
1	Агрегат управления УГ151-7 №001014	24.10.90, ОАО «БЛМЗ»	42369/6150	-
2	Клапан челночный УГ97-8 №001716	30.03.90, ОАО «БЛМЗ»	42369/6150	-
3	Клапан аварийный дозирующий ГА172-4 №0800708	30.08.90, ОАО АК «Рубин»	42369/6150	-
4	Блок БУПТ-12МД №402004	16.06.94, ОАО «Аэроэлектромаш»	26771/	20346/

Случаи отказов в работе агрегатов управления УГ151-7 и блоков БУПТ-12МД систем торможения самолетов Ил-96-300 ранее отмечались неоднократно. Изучение архива исследовательской базы показывает, что ранее случаев отказов клапанов челночных УГ97-8 и клапанов аварийных дозирующих ГА172-4 на самолетах Ил-96-300 не было.

Исследование агрегатов тормозной системы самолета Ил-96-300 RA-96007 проводилось по методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- оценка технического состояния изделий при поступлении на исследование, фотографирование;

- стендовые проверки гидравлических агрегатов на базе ОАО АК «Рубин» с последующей квалифицированной разборкой агрегата управления УГ151-7 №001014;

- стендовая проверка блока БУПТ-12МД №402004 на базе ОАО «Аэроэлектромаш»;

- оценка технического состояния комплектующих деталей агрегатов и электронных плат блока;

- фрактографическое исследование изломов пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления агрегата УГ151-7 №001014 и сопла УГ151.051 узла преобразователя УГ151.040 с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 и сканирующего электронного микроскопа фирмы Карл Цейс;

- комплекс металлофизических исследований пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления агрегата УГ151-7 № 001014, сопла УГ151.051 узла преобразователя УГ151.040 и заслонки 8А9.310.056 Пр ЭМ-1 №418312:

- геометрические измерения;

- металлографический и спектральный анализы материала;

- измерение твердости;

- исследование блока БУПТ-12МД № 402004;

- анализ результатов, формирование заключения.

Фрагмент структурной схемы системы торможения колес самолета Ил-96-300 показан на рис. 3.31, схема работы агрегата УГ151-7 – на рис. 3.32, виды агрегатов в состоянии поступления на исследование – на рис. 3.33...3.36.

Агрегаты поступили на исследование без внешних механических повреждений. Штуцеры и штепсельные разъемы подсоединения агрегатов в систему заглушены, все резьбовые соединения затянуты, законтрены и опломбированы пломбами предприятий-изготовителей.

Результаты исследования клапана челночного УГ97-8 №001716

Клапан челночный УГ97-8 отключает линию стояночного торможения пары колес во время основного торможения и линию основного торможения во время стояночного торможения (см.рис. 3.31).

Стендовые испытания клапана челночного УГ97-8 №001716 проводились на базе ОАО АК «Рубин» по техническим условиям УГ97800ТУ. В результате установлено следующее.

Клапан внешне герметичен.

Внутренние перетечки из шт. «Система 2» за время перекадки при подводимом давлении 8 кг/см^2 к штуцеру «Система 1» составили $1,4 \text{ см}^3$ (по ТУ - $\leq 1,5 \text{ см}^3$). Внутренние перетечки из шт. «Система 2» через 10 мин. после перекадки челнока при подводимом давлении 8 кг/см^2 к штуцеру «Система 1» составили 1-у каплю (по ТУ - ≤ 2 капли).

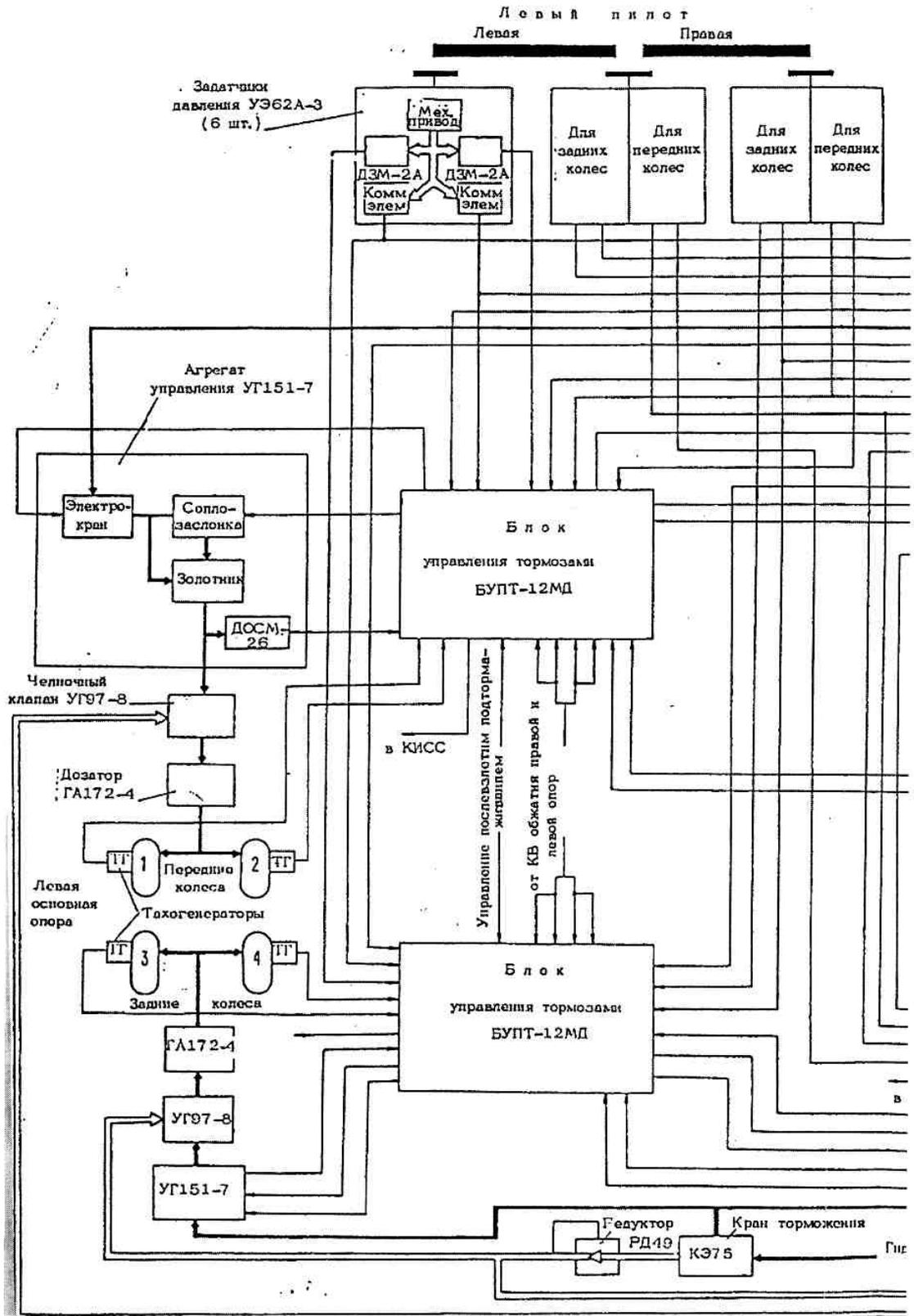


Рис. 3.31. Фрагмент структурной схемы системы торможения колес самолета Ил-96-300.

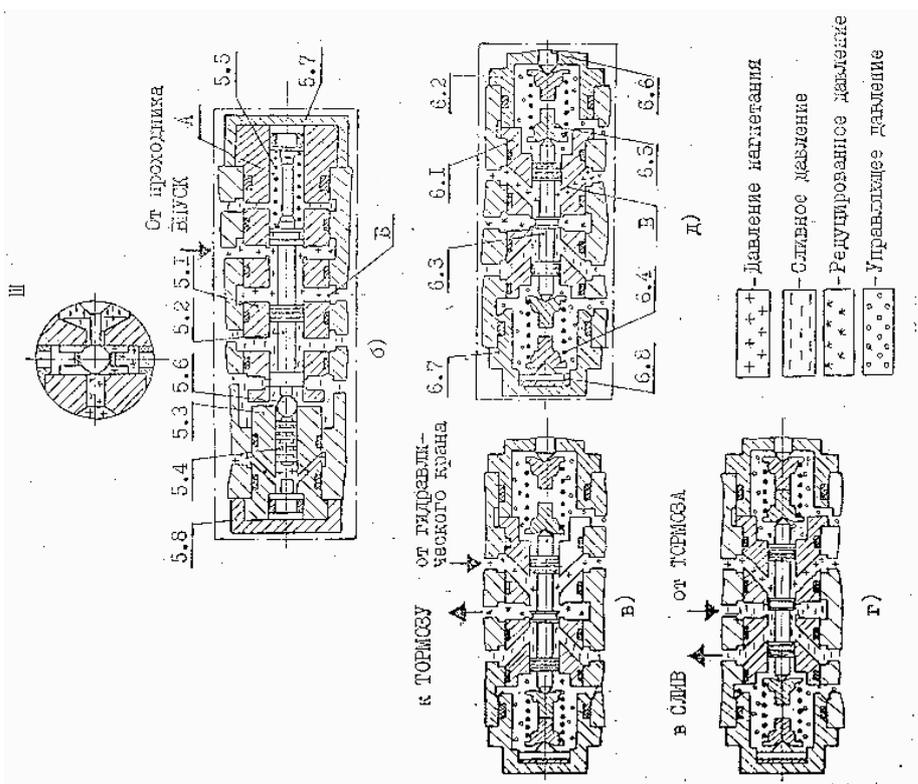
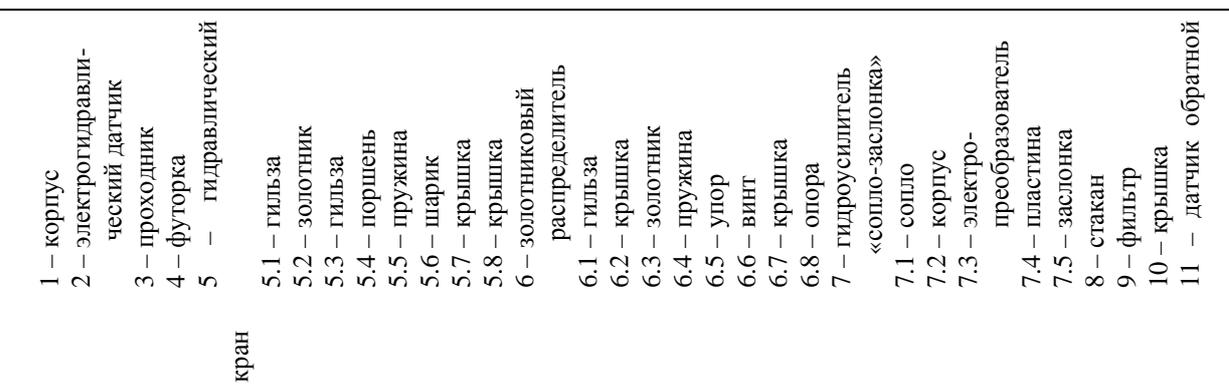


Рис. 3.32. Схема работы агрегата УГ151-7

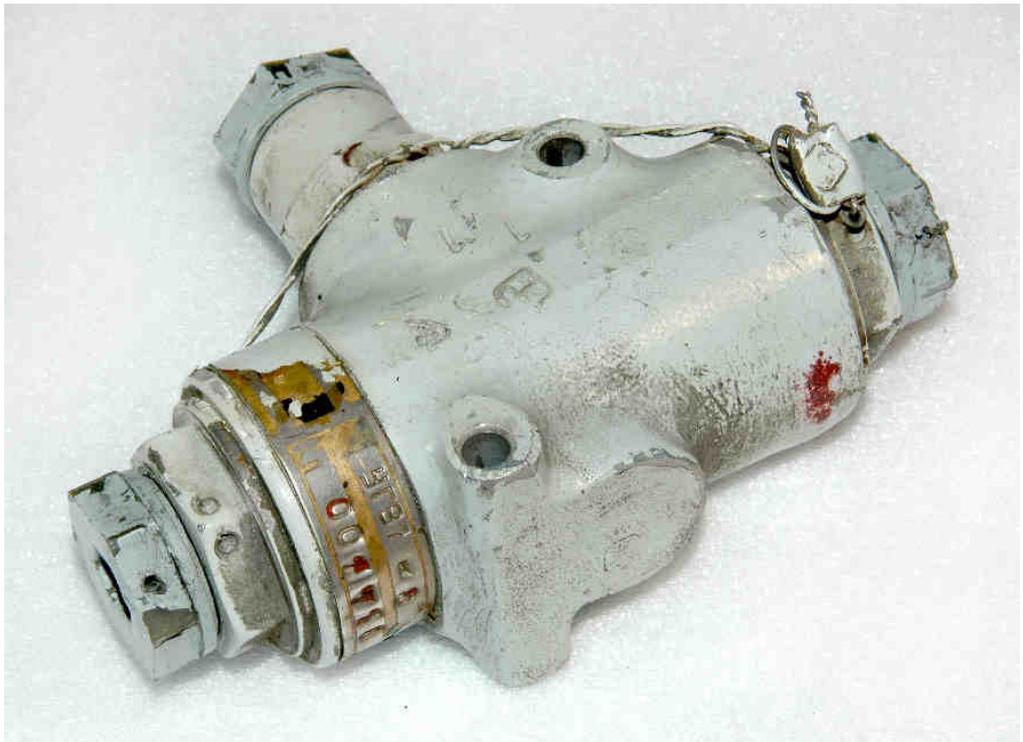
**а****б****в**

Рис. 3.33. Внешний вид клапана челночного УГ97-8 № 001716 в состоянии поступления на исследование (а), виды этикетки с номером агрегата (б) и оттиска на пломбе контровки (в).



а



б



в

Рис. 3.34. Внешний вид клапана аварийного дозирующего ГА172-4 №0800708 в состоянии поступления на исследование (а), виды этикетки с номером агрегата (б) и оттиска на пломбе контровки (в).

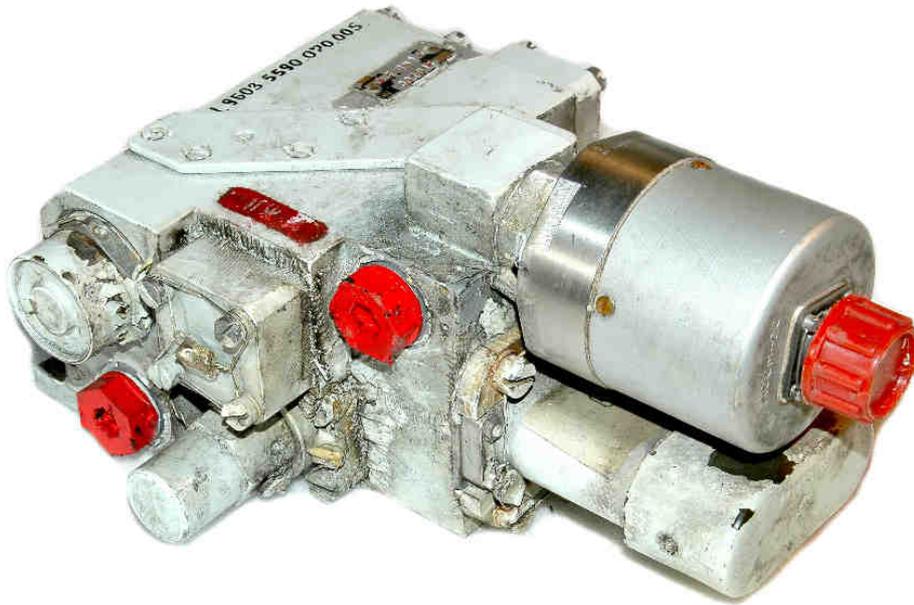
**а****б****в**

Рис. 3.35. Внешний вид агрегата управления УГ151-7 № 001014 в состоянии поступления на исследование (а), виды этикетки с номером агрегата (б) и оттиска на пломбе контроля (в).



а



б

Рис. 3.36. Внешний вид БУПТ-12МД №402004 в состоянии поступления на исследование (а), вид этикетки (б) с номером агрегата и оттисков на лицевой стороне.

Внутренние перетечки из шт. «Система 1» за время переключки при подводимом давлении 8 кг/см² к штуцеру «Система 2» составили 1,2 см³ (по ТУ - ≤ 1,5 см³). Внутренние перетечки из шт. «Система 1» через 10 мин. после переключки челнока при подводимом давлении 8 кг/см² к штуцеру «Система 2» составили 1-ую каплю (по ТУ - ≤ 2 капли).

Внутренние перетечки из шт. «Система 2» за время переключки при подводимом давлении 203...220 кг/см² к штуцеру «Система 1» составили 1,3 см³ (по ТУ - ≤ 1,5 см³). Внутренние перетечки из шт. «Система 2» через 10 мин. после переключки челнока при подводимом давлении 203...220 кг/см² к штуцеру «Система 1» составили 1-ую каплю (по ТУ - ≤ 2 капли).

Внутренние перетечки из шт. «Система 1» за время переключки при подводимом давлении 203...220 кг/см² к штуцеру «Система 2» составили 1,2 см³ (по ТУ - ≤ 1,5 см³). Внутренние перетечки из шт. «Система 1» через 10 мин. после переключки челнока при подводимом давлении 203...220 кг/см² к штуцеру «Система 2» составили 1-ую каплю (по ТУ - ≤ 2 капли).

Внутренние перетечки из шт. «Система 2» при подводимом давлении 0,3 кг/см² к штуцеру «Система 1» составили 1 каплю за 30 мин. (по ТУ - ≤ 1 капля). Внутренние перетечки из шт. «Система 1» при подводимом давлении 0,3 кг/см² к штуцеру «Система 2» составили 1-ую каплю (по ТУ - ≤ 1 капля).

Гидравлическое сопротивление ветви «Система 1» - к потребителю при расходе 30 л/мин. составило 3,1 кг/см² (по ТУ - ≤ 3,5 см³). Гидравлическое сопротивление ветви «Система 2» - к потребителю при расходе 30 л/мин. составило 3,2 кг/см² (по ТУ - ≤ 3,5 кг/см²).

Давление в штуцере «Система 1», необходимое для переключки челнока составило 3,4 кг/см² (по ТУ - 2,5...5,0 кг/см²). Давление в штуцере «Система 2», необходимое для переключки челнока составило 4,0 кг/см² (по ТУ - 2,5...5,0 кг/см²).

Таким образом, результаты стендовых испытаний клапана челночного УГ97-8 №001716 свидетельствуют, что он работоспособен и параметры его работы соответствуют требованиям технических условий УГ97800ТУ.

В результате разборки и дефектации деталей клапана челночного УГ97-8 №001716 (рис. 3.37) установлено, что они находятся в удовлетворительном техническом состоянии и не имеют повреждений и дефектов.

Результаты исследования клапана аварийного дозирующего ГА172-4 №0800708

Клапан аварийный дозирующий ГА172-4 (дозатор) защищает соответствующую подсистему от потери рабочей жидкости при повреждении трубопровода за ним (см.рис. 3.31).

Стендовые испытания клапана проводились на базе ОАО АК «Рубин» согласно подразделу 3.1.4 ГА172.400ТУ. В результате испытаний установлено следующее.

Клапан внешне герметичен при подаваемых давлениях 327...330 кг/см² и 0,2 кг/см². Четкость работы: дозируемый объем жидкости, четырехкратно

замеренный при подаваемом давлении 217...220 кг/см² и расходе 14,5...15,5 л/мин, составил 480 см³ (по ТУ – 400...700 см³); при подаваемом давлении 217...220 кг/см² и расходе 2,4...2,6 л/мин, составил трижды 480 см³ и один раз – 485 см³ (по ТУ – 400...700 см³).

Утечки через клапан при подаваемом давлении 217...220 кг/см² составили 3 см³ за 15 минут, при подаваемом давлении 0,7...0,9 кг/см² – 2,8 см³ (по ТУ ≤ 15 см³ за 5 минут).

Таким образом, результаты стендовых испытаний клапана аварийного дозирующего ГА172-4 №0800708 свидетельствуют, что он работоспособен и параметры его работы соответствуют требованиям технических условий подраздела 3.1.4 ГА172.400ТУ.

В результате разборки и дефектации деталей клапана аварийного дозирующего ГА172-4 №0800708 (рис.3.38) установлено, что они находятся в удовлетворительном техническом состоянии и не имеют повреждений и дефектов.

Результаты исследования агрегата УГ151-7 №001014

Агрегат управления УГ151-7 является исполнительным агрегатом следящей системы регулирования тормозного давления (по сигналам блока управления БУПТ-12МД).

Агрегат представляет собой комплексное устройство в состав которого входят (см.рис. 3.32):

- гидравлический электромагнитный кран (кран подачи давления, п. 5 на рис. 3.32), управляемый электрогидравлическим датчиком и предназначенный для подачи рабочей жидкости в агрегат при включении системы;

- электрогидравлический усилитель типа «сопло-заслонка» (гидроусилитель, п.7 на рис. 3.32), предназначенный для преобразования электрического сигнала (поступающего от БУПТ-12МД) в разность давлений жидкости в управляющих полостях золотникового распределителя (п.6 на рис. 3.32);

- золотниковый распределитель для регулирования подачи рабочей жидкости в тормоза колес;

- датчик обратной связи (ДОСМ-2С) для выдачи в блок управления электрического сигнала, пропорционального величине давления в тормозах колес (п.11 на рис. 3.32).

Стендовая проверка агрегата управления УГ151-7 № 001014 и его квалифицированная разборка проводились на базе ОАО АК «Рубин». Перед испытаниями на стенде из внутренних полостей агрегата была слита жидкость для проверки чистоты (операция предусмотрена на предприятии).



Рис. 3.37. Детали клапана челночного УГ97-8 №001716 после разборки.



Рис. 3.38. Детали клапана аварийного дозирующего ГА172-4 №0800708 после разборки.

В результате проверки в слитом объеме жидкости обнаружены 15 частиц размерами более 200 мкм (рис. 3.39).

В результате стендовых испытаний установлено следующее.

Электрическое сопротивление между контактами 8-10 составляет 29,4 Ом (по ТУ – 27,7...33,7 Ом), между контактами 1-4 – 200 Ом (по ТУ – 175...225 Ом).

Гидравлические параметры проверены и соответствуют требованиям УГ151.000ТУ (таблица 3.5).

Агрегат управления УГ151-7 №001014 испытан в системе торможения. Диаграмма испытаний представлена на рис. 3.40. Затормаживание и растормаживание происходит четко, время затормаживания и растормаживания укладывается в пределы допуска.

В результате разборки (рис. 3.41) и дефектации деталей агрегата управления УГ151-7 №001014 установлено следующее.

Обнаружено разрушение на пять фрагментов возвратной пружины УГ151.008 (рис. 3.42) золотника крана подачи давления (см.рис. 3.32, п.5.5). В канавках гильзы золотника крана подачи давления допущено перепутывание мест установки резинового кольца и фторопластовой шайбы (рис.3.43). На резиновом кольце выявлены следы интенсивного неравномерного износа (рис.3. 44), которые отсутствуют на кольцах, установленных согласно требованиям чертежа.

Узел УГ151.040 (ПРЭМ-1 № 418312) до полной разборки был проверен по методике УГ151.040ПМ. В результате проверки установлено следующее.

При подаче давления на вход узла установилось равновесие между соплами по 16 кг/см². При подаче сигнала на ПРЭМ-1 в одну сторону установились следующие величины давлений: одно сопло – 43 кг/см², второе 10 кг/см². По техническим условиям разница не должна быть меньше 30 кг/см². После сброса сигнала установилось равновесие по соплам по 20 кг/см². При подаче сигнала на ПРЭМ-1 в другую сторону установились следующие величины давлений: первое сопло – 10 кг/см², второе 41 кг/см². После сброса сигнала равновесие между соплами нарушилось следующим образом: одно сопло – 32 кг/см², второе 22 кг/см². При последующем включении ПРЭМ-1 и снятии сигнала равновесие не восстановилось - одно сопло – 27 кг/см², второе 17 кг/см². После еще одной попытки – одно сопло – 26 кг/см², второе - 14 кг/см².

После проведения стендовых испытаний из узла УГ151.040 были демонтированы сопла УГ151.051 и заслонка 8А9.310.056 ПРЭМа-1 №418312. Оценка технического состояния этих деталей, проведенная с привлечением бинокулярного микроскопа МБС-2 и сканирующего электронного микроскопа фирмы Карл Цейс, показала следующее.

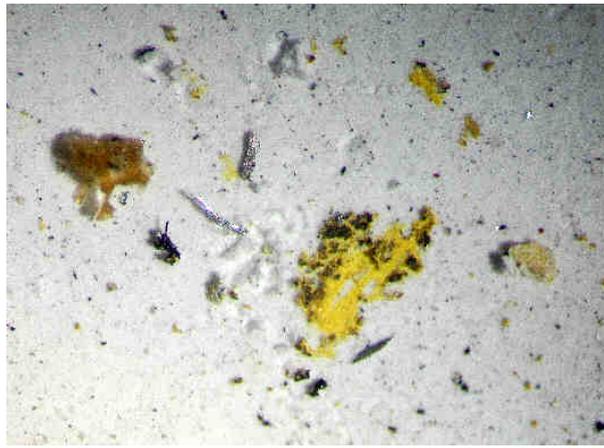


Рис.3.39. Вид посторонних механических частиц, отфильтрованных из жидкости, слитой из внутренних полостей агрегата УГ151-7 № 001014.

Таблица 3.5

Результаты проверки гидравлических параметров агрегата управления УГ151-7 № 001014

№ п/п	Проверяемый параметр		Результаты проверки										
			по ТУ					факт					
7.2.2.4.	U _{min} срабатывания электромагнитного крана, В		≤ 18					17					
7.2.3.1.	Внешняя герметичность		гр. 1-7 ОСТ1 00128-74 (полная герметичность)					1-7					
7.2.3.2.								1-7					
7.2.3.3.								1-7					
7.2.3.4.								1-7					
7.2.4.1.	Утечки из проходника «СЛИВ», л/мин		≤ 1,5					1,4	1,4	1,4			
7.2.4.2.	Утечки из проходника «СЛИВ», см ³ /мин		≤ 12					0,6					
7.2.5.1.	I _y (мА) Θ	0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	2,5	2,0	1,5	1,0	0,5
	Р «тормоз», кг/см ²	40	80	200	210	210	210	210	210	210	210	210	200
	I _y (мА) Θ	0	0,5	1,0	1,5	для Θ при: I _y = 1мА Р _т < Р _{сл} + 10 кг/см ²				для Θ при: I _y = 2мА Р _т = 80-210 кг/см ²			
	Р «тормоз», кг/см ²	40	0	0	0								
	Ток управл. (мА)	0	2	5	7	10	12	15	18	20	23	25	
	Расход по графику ±, л/мин	+5,0 -5,0	9,6 1,0	16,6 5,0	21,5 9,0	28,3 14,5	33,0 18,5	40,5 26,0	48,0 33,0	50,0 35,0	50,0 38,0	50,0 38,0	
7.2.5.2.	Расход факт., л/мин	1,4	2,4	5,5	9,7	15,7	22,2	29,4	36,7	40,5	43,3	47,9	
7.2.5.3.		1,4	4,7	6,7	13,9	15,8	25,5	32,0	38,5	42,4	45,8	46,4	
7.2.4.1.	Утечки из проходника «СЛИВ», л/мин.		по ТУ					факт					
			≤ 1,5					1,4	1,4	1,4			



Рис. 3.40. Диаграмма испытаний агрегата управления УГ151-7 №001014 в системе торможения.

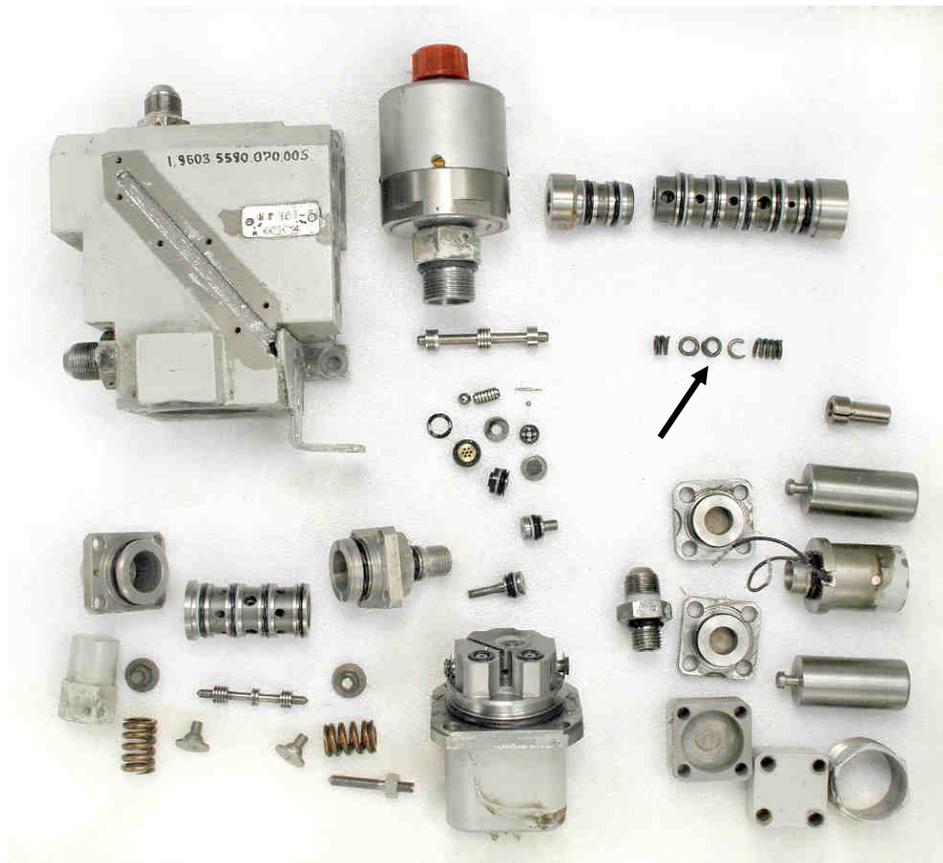


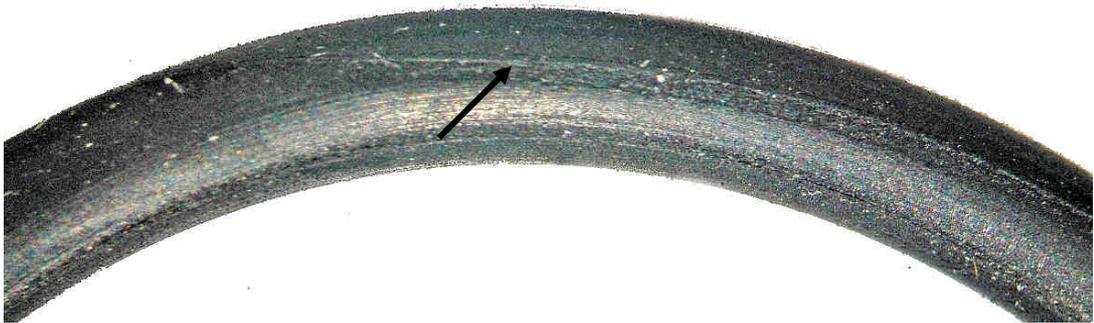
Рис. 3.41. Вид деталей агрегата управления УГ151-7 №001014 после разборки. Стрелкой показаны фрагменты разрушенной возвратной пружины УГ151.008.



Рис. 3.42. Вид фрагментов разрушенной возвратной пружины УГ151.008.



а



б

Рис. 3.43. Виды гильзы золотника крана подачи давления (а) с перепутыванием мест установки резинового кольца и фторопластовой шайбы (показано стрелкой) и одного из следов неравномерного интенсивного износа (б) на поверхности резинового кольца (указан стрелкой).

Сопло УГ151.051 канала растормаживания находится в удовлетворительном техническом состоянии, управляющая поверхность «В» (рис. 3.44) повреждений не имеет и выполнена удовлетворительно (рис. 3.45, 3.46). На управляющей поверхности «В» сопла УГ151.051 канала затормаживания выявлено механическое повреждение (см.рис. 3.45, 3.46). За пределами механического повреждения поверхность находится в удовлетворительном состоянии и соответствует требованиям чертежа. Поверхности «В» сопел обработаны на класс чистоты $\sqrt{0,32}$. При предельном увеличении $\times 52$ на микроскопе МБС-2 заусенцев на краях управляющих поверхностей сопел не выявлено.

Рабочая поверхность заслонки 8А9.310.056, обращенная к соплу канала растормаживания находится в удовлетворительном техническом состоянии (рис. 3.47, 3.48), на поверхности заслонки 8А9.310.056, обращенной к соплу канала затормаживания, выявлено механическое повреждение. Механическое повреждение связано с контактом поверхности с посторонней частицей, имеющей соизмеримую или большую твердость материала.

Техническое состояние управляющих поверхностей сопел УГ151.051 и поверхностей заслонки 8А9.310.056 ПРЭМа-1 №418312 в совокупности с результатами стендовой проверки узла УГ151.040 (ПРЭМ-1 № 418312) по методике УГ151.040ПМ позволяет предположить следующее. В результате механического повреждения поверхностей указанных деталей в канале затормаживания произошло устойчивое нарушение равновесия по давлениям между соплами, выявленное при испытании. При этом следует полагать, что механическое повреждение поверхностей произошло в процессе испытаний в результате взаимодействия с частицей, ранее не вымывшейся из полостей агрегата или дроссельной решетки, установленной на ПРЭМе-1 №418312.

Анализ мест и поверхностей разрушений витков возвратной пружины УГ151.008 с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 показал, что участки начала разрушений расположены на внутренней и на межвитковой поверхностях проволоки и ориентированы строго вдоль ее оси (рис. 3.49). Исследовательская практика свидетельствует, что такой характер разрушения является типичным для случаев, когда инициаторами разрушений являются дефекты материала проволок типа волосовин или продольно ориентированных включений. На макроуровне на изломах проволоки пружины четко выделяются три зоны, характеризующиеся различной морфологией рельефа (рис. 3.50).

Начальные зоны 1 (см.рис. 3.50), ориентированные по оси проволоки, имеют полуэллиптическую форму и сглаженный рельеф поверхностей разрушения. От границ этих зон сформированы поверхности в виде

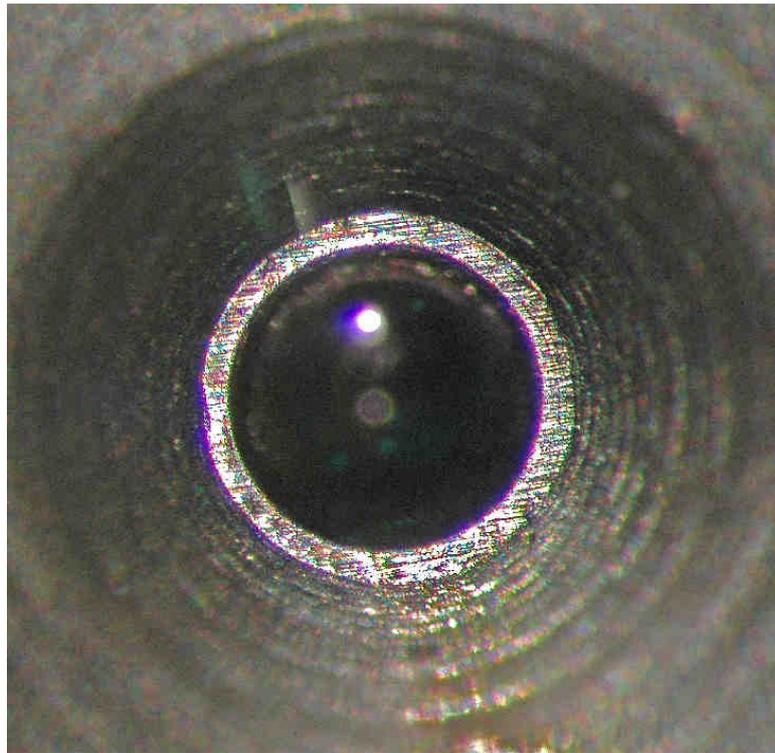
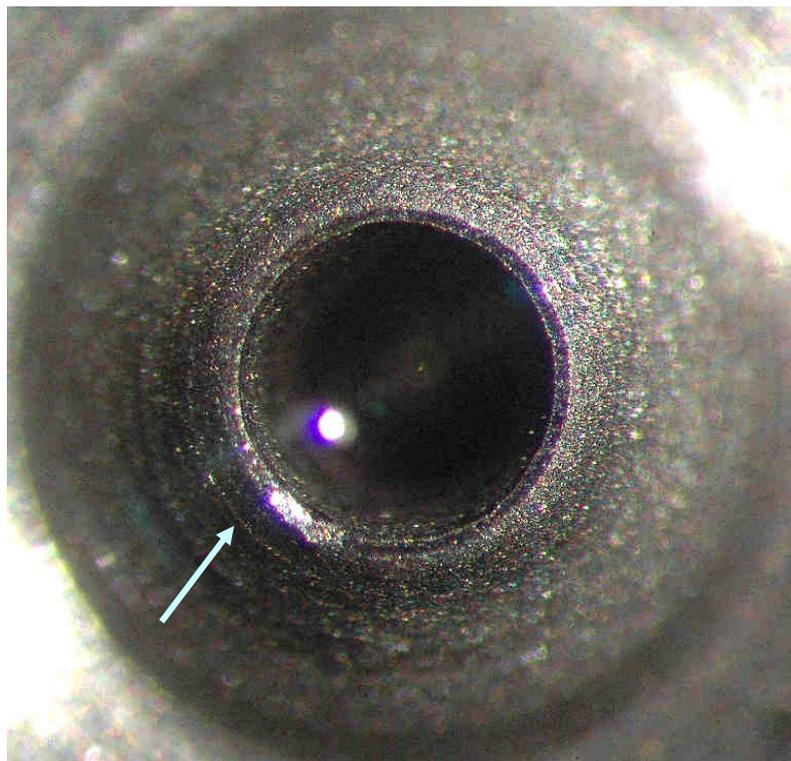
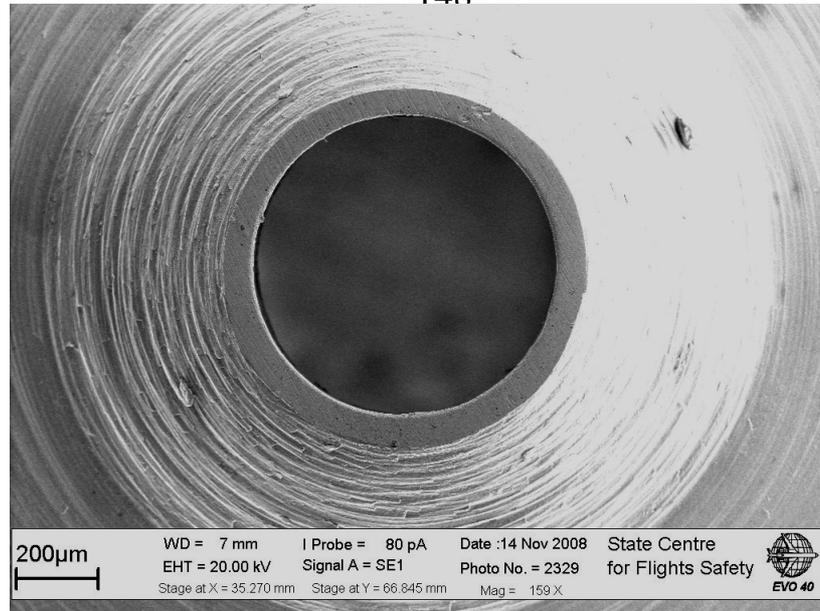
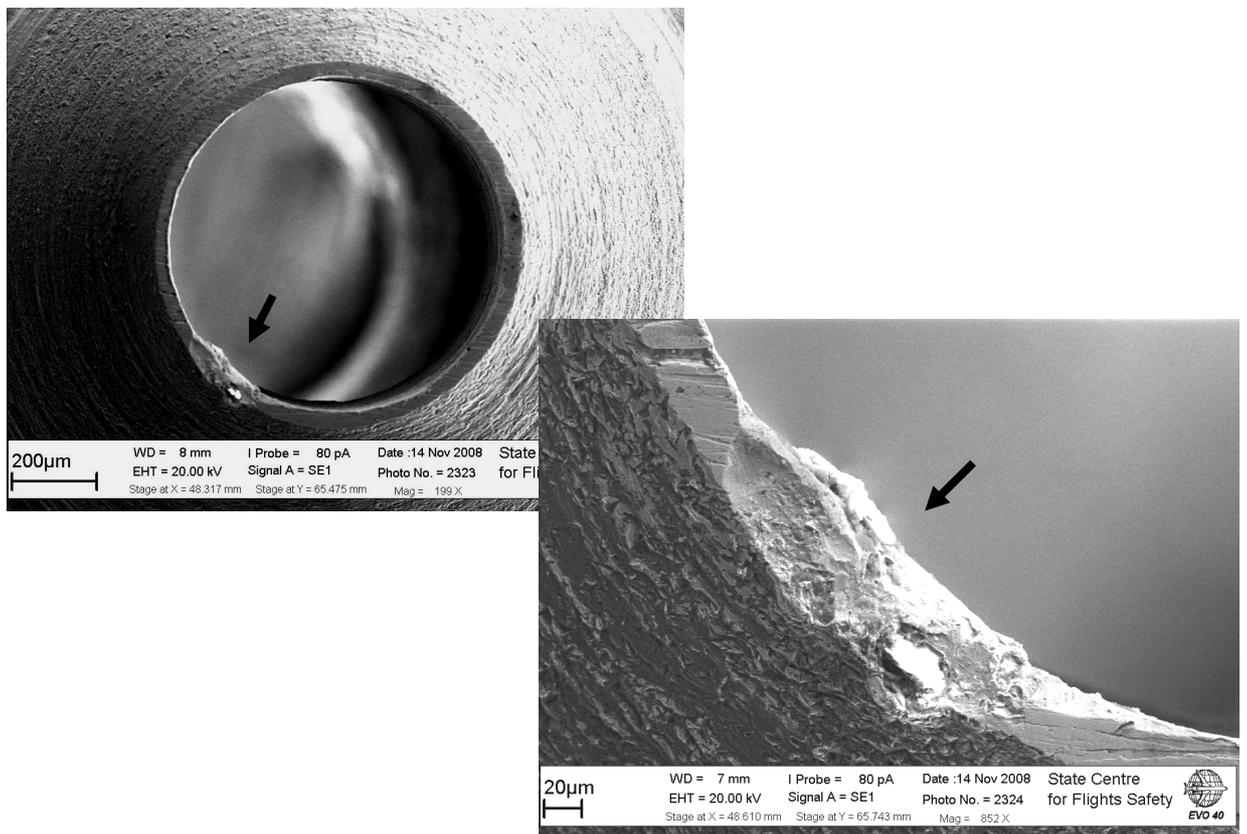
**а****б**

Рис. 3.45. Виды (в бинокулярный микроскоп МБС-2) управляющих поверхностей сопла канала растормаживания (а) и сопла канала затормаживания (б). Стрелкой показано механическое повреждение поверхности сопла канала затормаживания.



a



б

Рис. 3.46. Виды (электронный сканирующий микроскоп) управляющих поверхностей сопла канала растормаживания (а) и сопла канала затормаживания (б). Стрелками показано механическое повреждение поверхности сопла канала затормаживания.

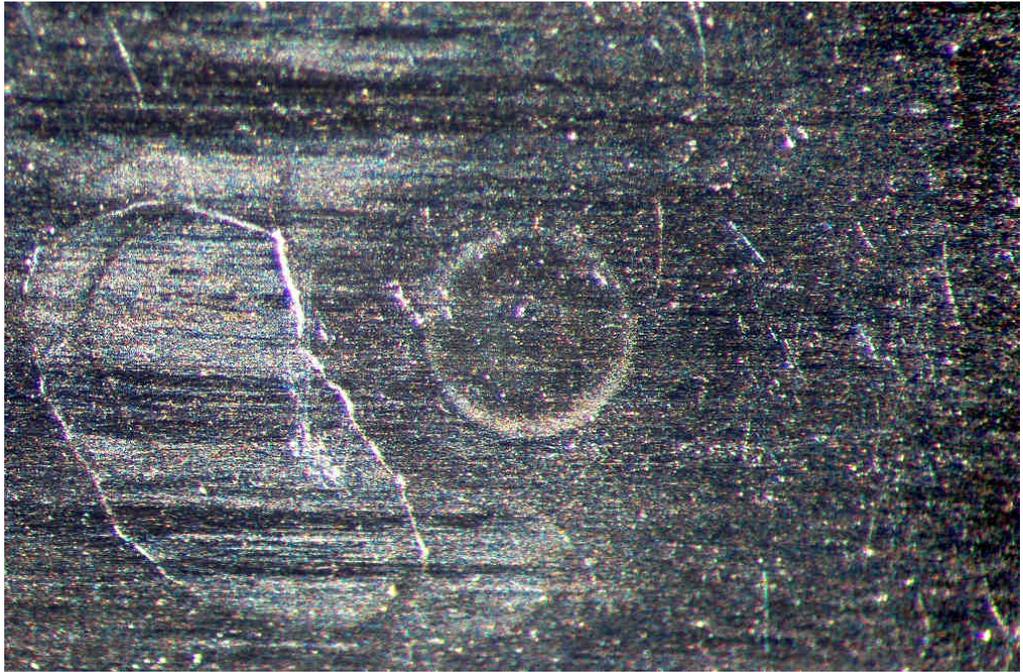
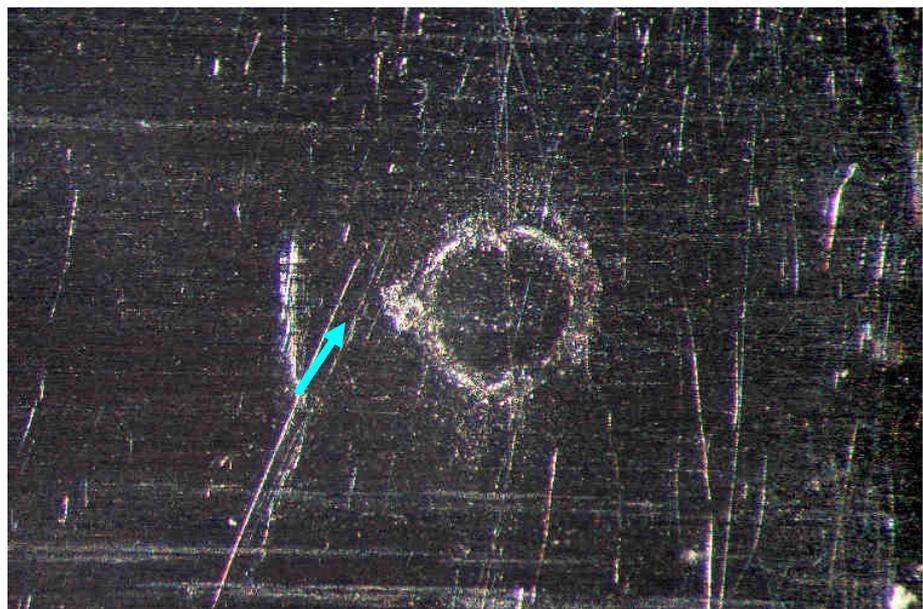
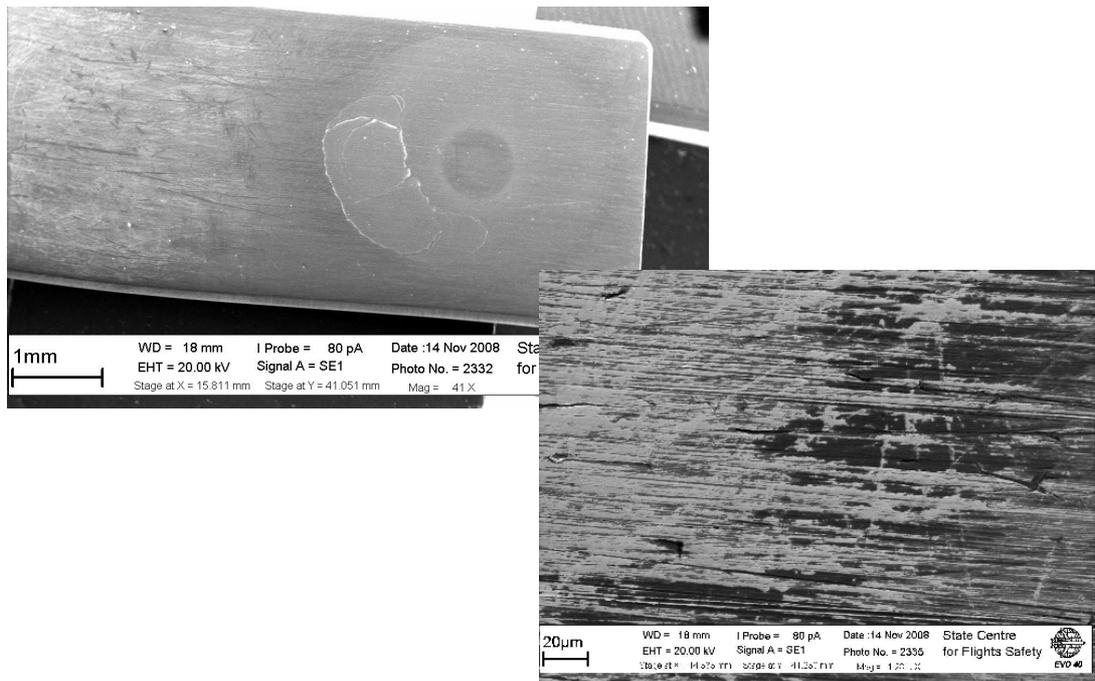
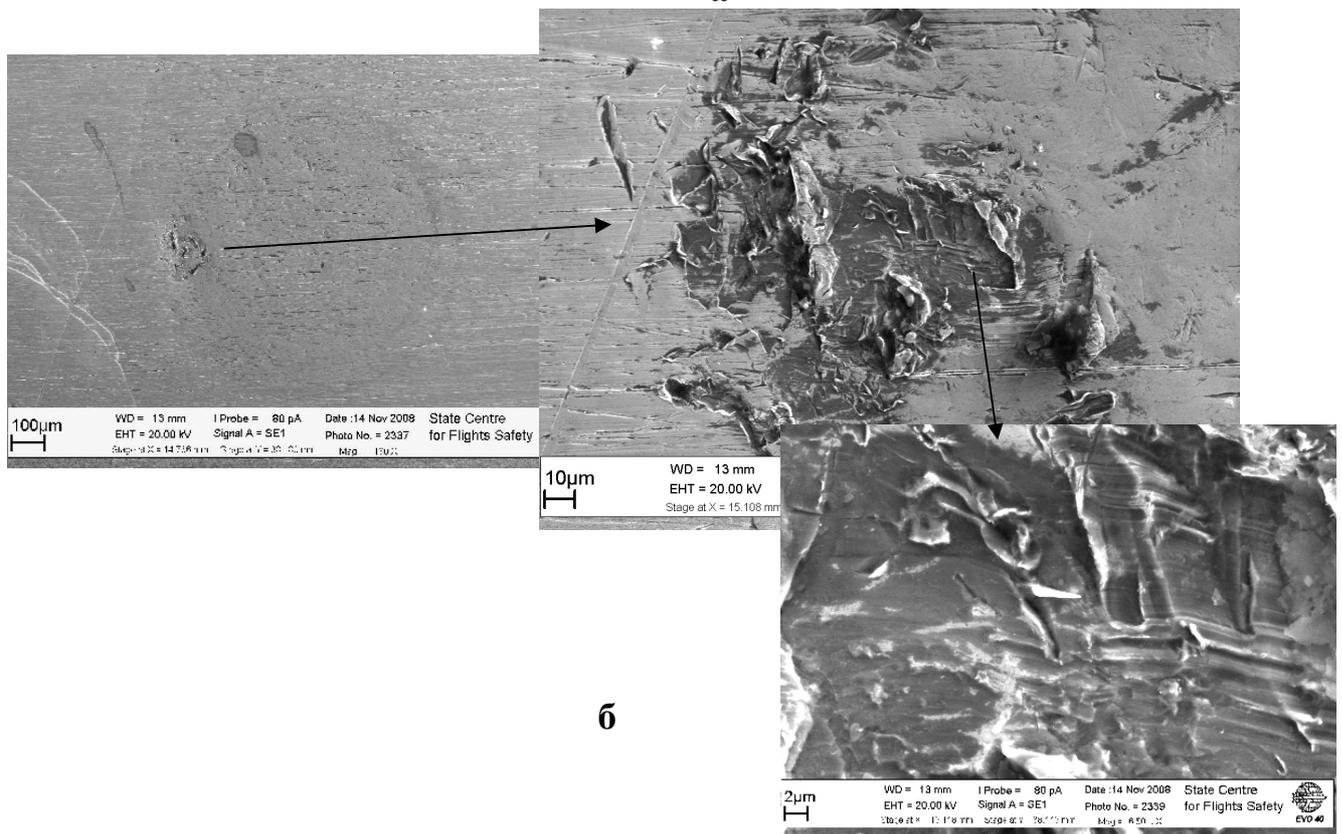
**а****б**

Рис. 3.47. Виды (в бинокулярный микроскоп МБС-2) поверхности заслонки 8А9.310.056, обращенной к соплу канала растормаживания (**а**) и поверхности, обращенной к соплу канала затормаживания (**б**). Наиболее интенсивное повреждение поверхности, обращенной к соплу канала затормаживания, показано стрелкой.

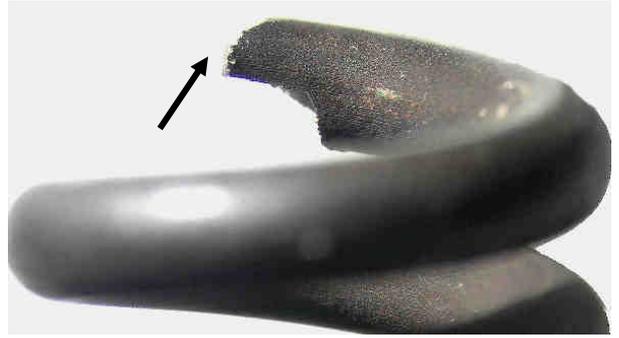
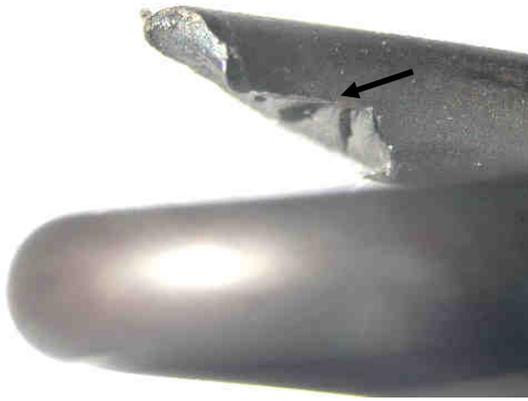


a

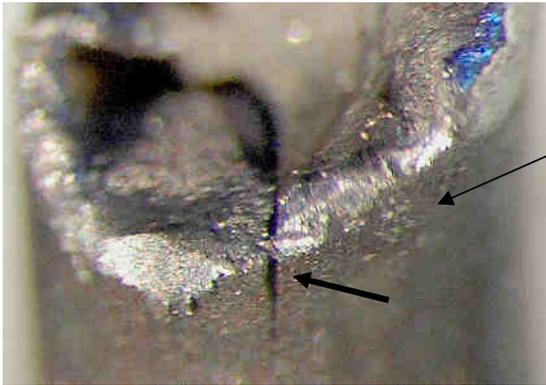


б

Рис. 3.48. Виды (электронный сканирующий микроскоп) поверхности заслонки 8A9.310.056, обращенной к соплу канала растормаживания (а) и поверхности, обращенной к соплу канала затормаживания (б). На виде «б» вынесено место интенсивного повреждения поверхности, обращенной к соплу канала затормаживания.

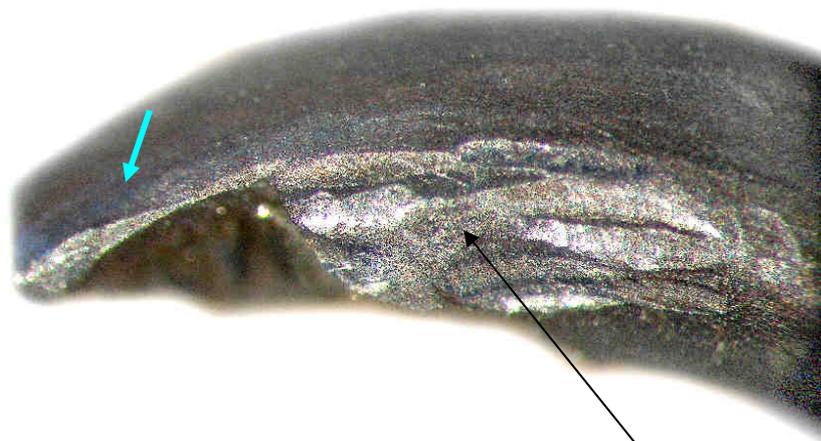


а



б

Участок разрушения, который вскрывался после металлографического анализа материала



в

Вторичные повреждения поверхности проволоки пружины

Рис. 3.49. Внешние виды четырех участков разрушений витков возвратной пружины УГ151.008. Стрелками на видах а, б показаны участки разрушений вдоль оси проволоки с началом развития от внутренней поверхности. На виде «в» стрелкой показано разрушение проволоки с началом развития от межвитковой поверхности.

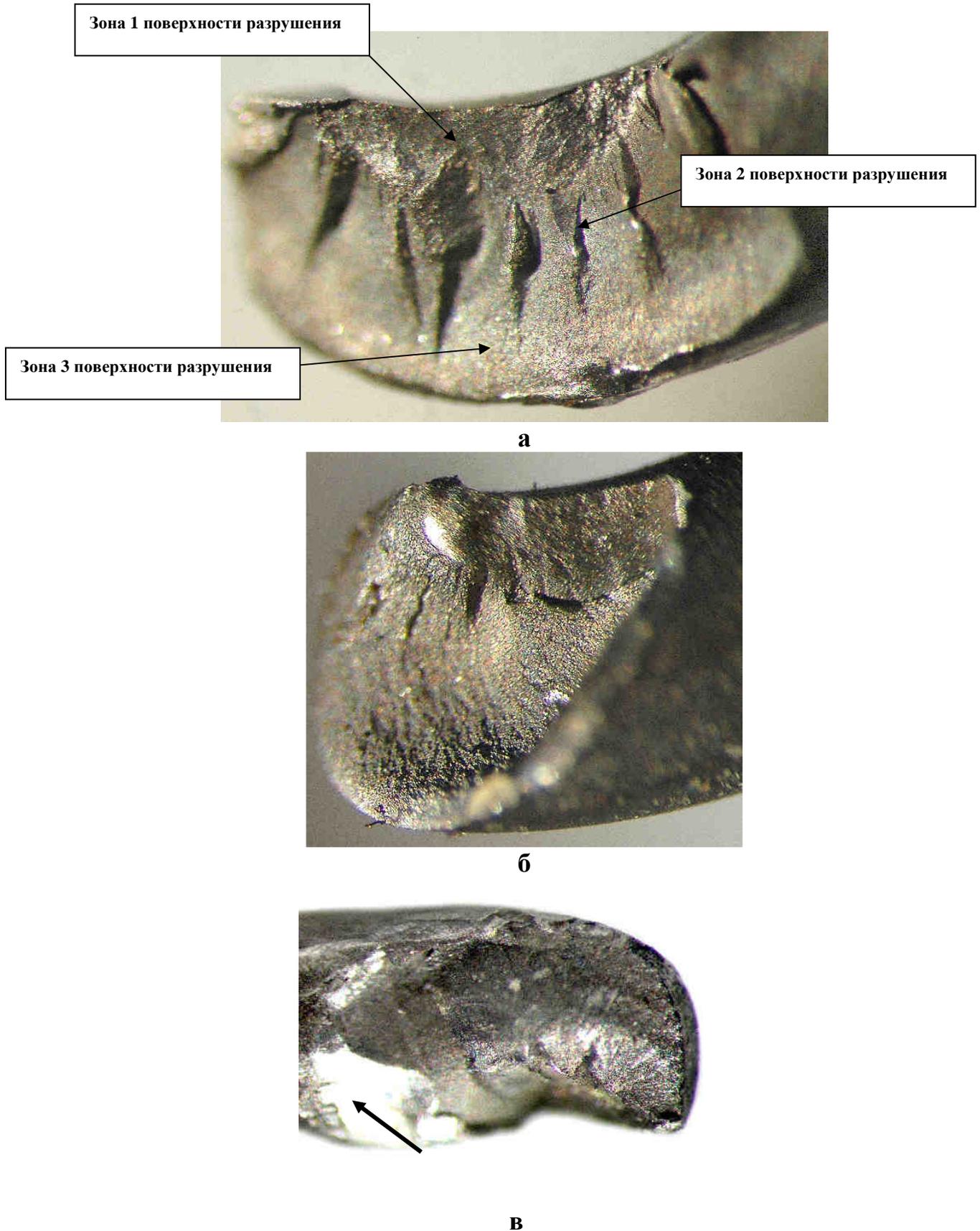


Рис. 3.50. Виды трех изломов проволоки возвратной пружины УГ151.008 с началом развития от внутренней поверхности (а, б) и (в) от межвитковой поверхности. Стрелкой на виде «в» показано вторичное повреждение излома.

многочисленных рубцов (зона 2, см.рис. 3.40), плавно переходящие к поверхностям долома (зона 3).

По участку разрушения проволоки, представленному на рис. 3.39, вид «б», изготавливался шлиф для выполнения металлографического анализа материала. После указанного анализа продольная трещина была вскрыта (рис. 3.41) для фрактографического исследования поверхностей разрушения с привлечением сканирующего электронного микроскопа фирмы Карл Цейс.

В результате фрактографического исследования поверхностей разрушений проволоки пружины установлено следующее.

На изломе пружины с началом развития от межвитковой поверхности был выявлен развитый рельеф с выраженными признаками формирования в материале несплошности (рис. 3.42). Рассматриваемая зона принципиально отличается по морфологии рельефа от начальных участков развития разрушения от внутренней поверхности пружины. Во-первых, в этой зоне нет признаков развития разрушения материала. Она характеризуется сглаженным (рис. 3.43), не выраженным морфологически, рельефом, который типичен для ситуации вскрытия материала по несплошности типа литейной плены или волосовины (раскатанной при деформировании материала плены).

Отсутствие признаков разрушения материала подтверждается резкой границей перехода к последующему разрушению и морфологией рельефа последующего участка излома. Он имеет выраженную шероховатость, которая возрастает по направлению развития разрушения. Более того, на участке разрушения материала имеется выраженный рельеф в виде ямок двух типов. Непосредственно к начальному участку вскрытия материала по дефекту в виде плены прилегают фрагменты излома с меняющимся направлением развития разрушения в виде мелко ямочного рельефа (рис. 3.44).

На рассматриваемом участке просматриваются линии последовательного положения фронта трещины, указывающие на то, что мелкоямочный рельеф был сформирован при повторно-статическом разрушении материала в течение длительного периода времени. Оценка числа линий в пределах представленного на рис. 44 фрагмента излома показывает, что они соответствуют около 60 циклам нагружения. Эта оценка соответствует участку длиной около 400 мкм. Вся длина участка составляет около 900 мкм. Поэтому полная оценка длительности роста трещины при повторно-статическом нагружении составляет около $60 \times 2,25 = 135$ циклов.

Локальный анализ состава материала на начальном участке излома без признаков разрушения и на участке мелкоямочного рельефа показал, что они отличаются между собой принципиально по элементному составу (рис. 3.45).

На начальном участке доминирует алюминий, углерод и кислород, а железо, основа сплава находится в минимальном количестве. Рядом, на участке разрушения, мелкоямочный рельеф, железо доминирует, углерод в два раза ниже, а алюминия только следы.

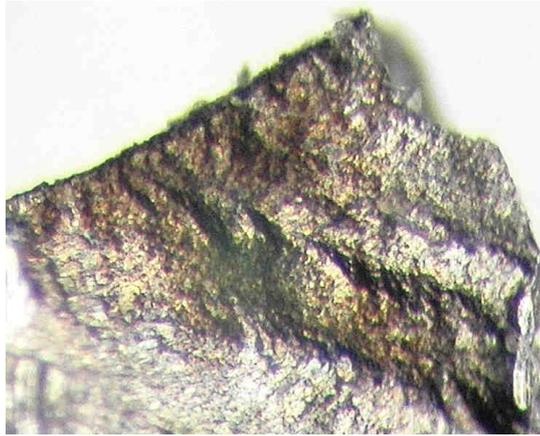


Рис. 3.51. Вид излома по вскрытой трещине, представленной на рис. 3.39, вид «В».

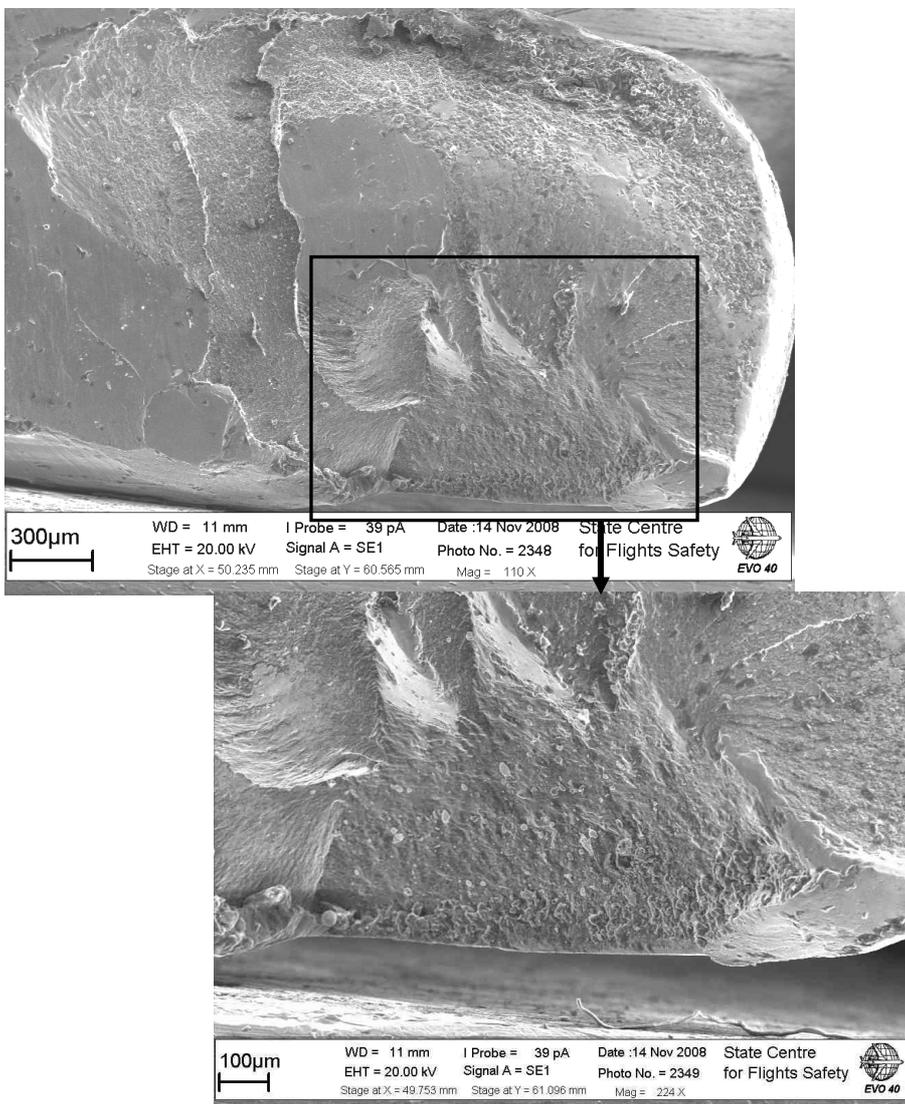


Рис. 3.52. Общий вид излома пружины с выраженными признаками начального формирования в материале несплошности. Начальная зона расположена вдоль оси от межвитковой поверхности и показана при большем увеличении.

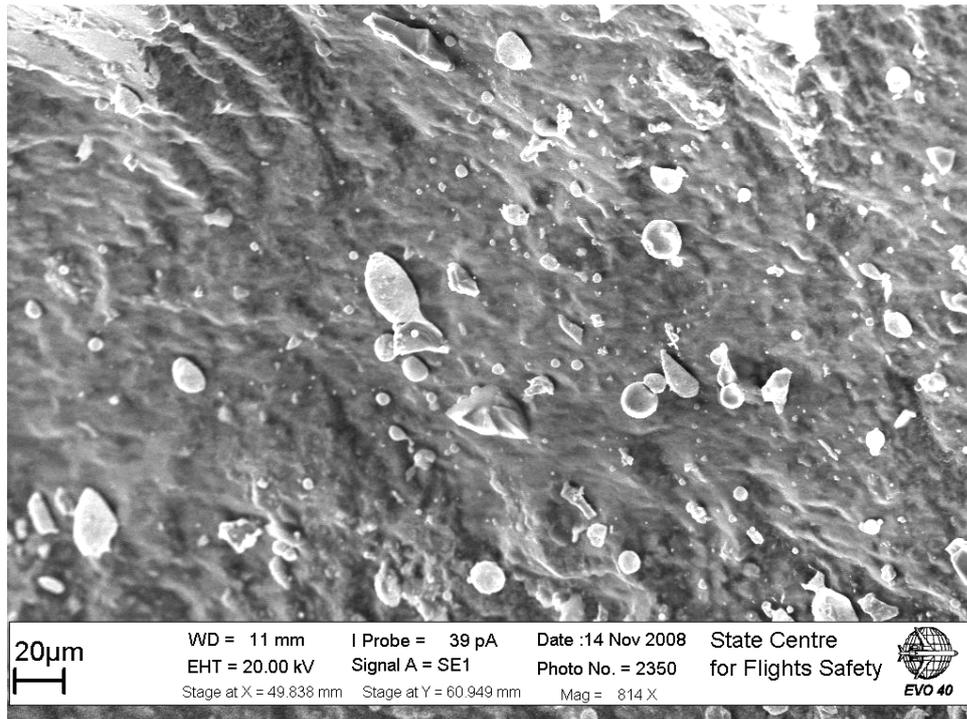
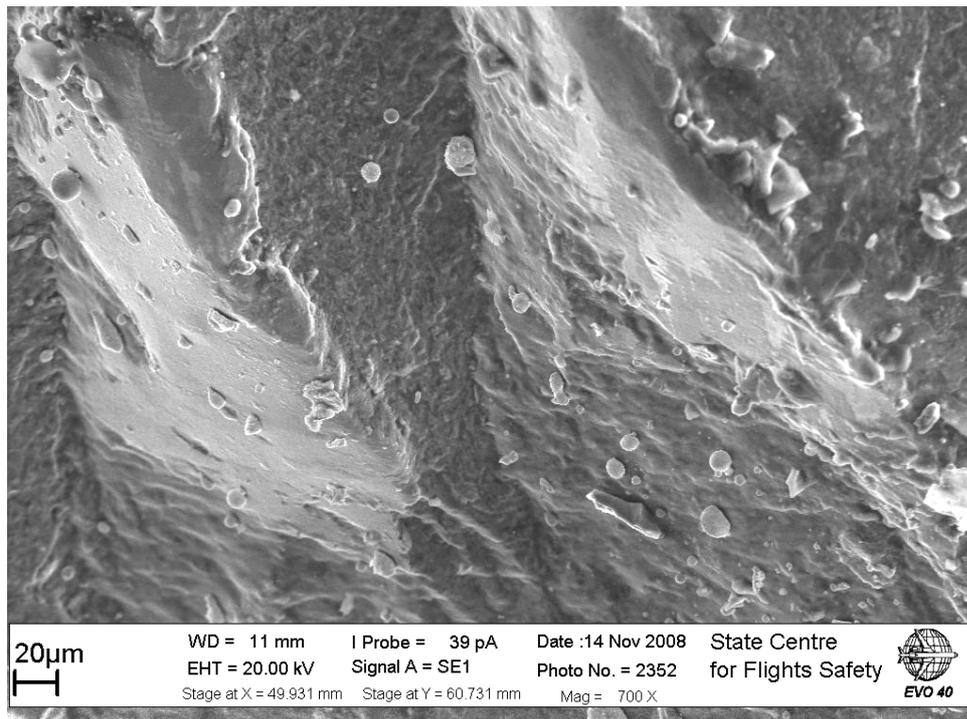
**a****б**

Рис. 3.53. Морфология рельефа участка поверхности в начальной зоне излома пружины, представленного на рис. 3.42, непосредственно (а) у поверхности и (б) на удалении в зоне перехода к участку разрушения материала.

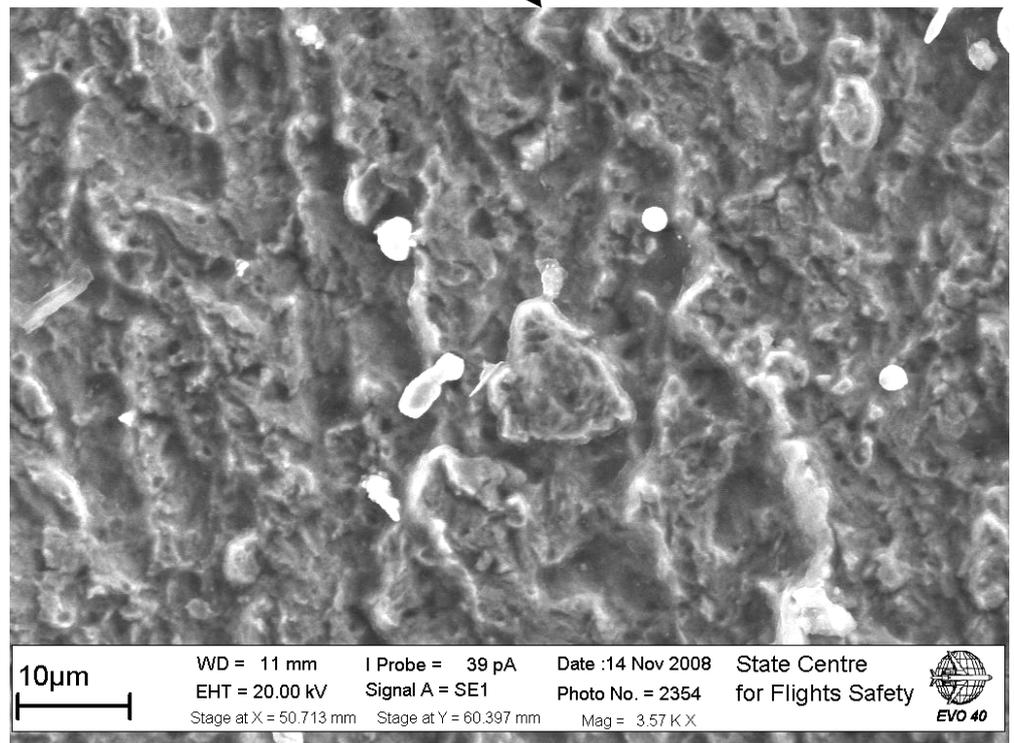
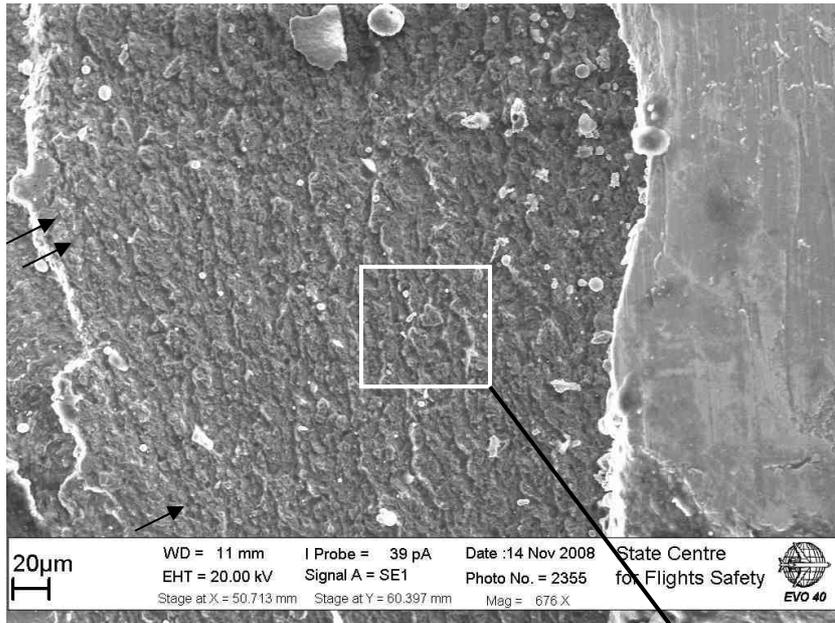
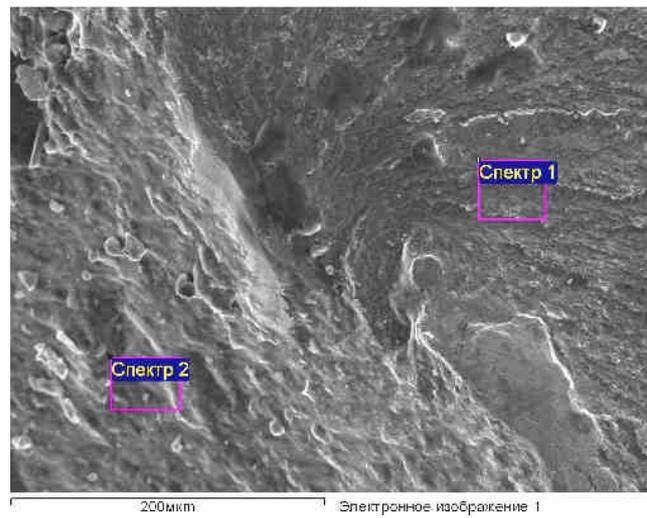
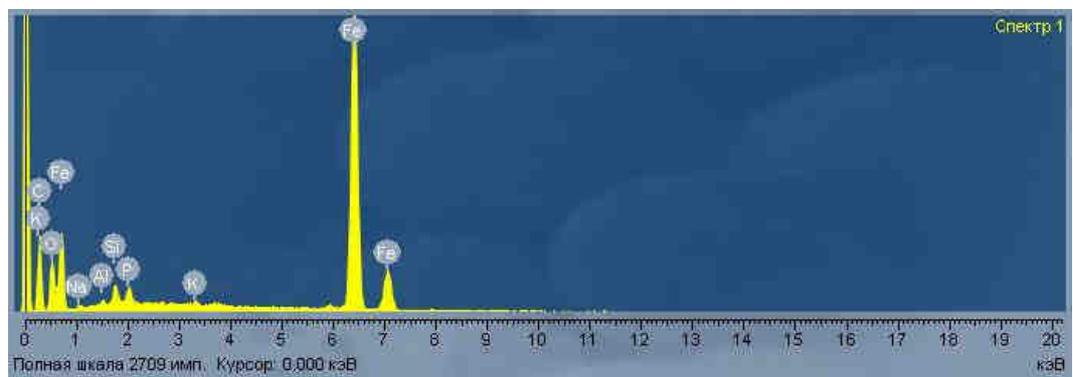
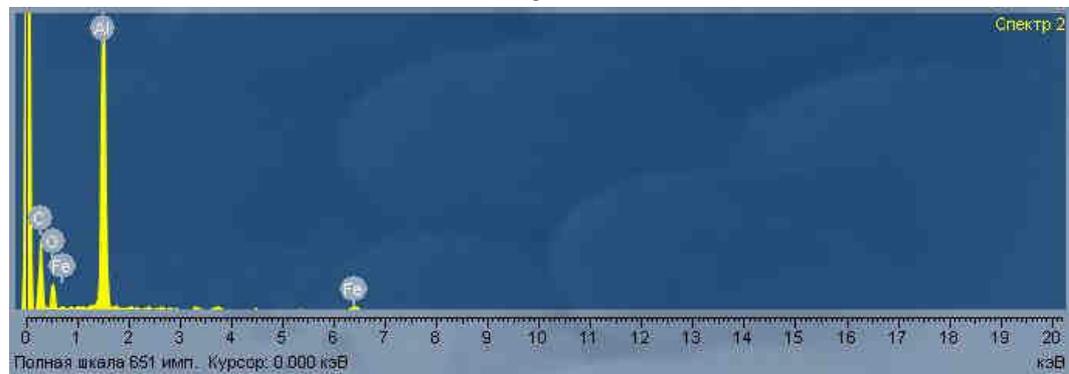


Рис. 3.54. Фрагмент излома на начальном этапе разрушения материала пружины, расположенном в непосредственной близости к участку вскрытия материала по плене (волосовине).

**а****б****в**

Спектр	Весовой % С	Весовой % О	Весовой % Na	Весовой % Al	Весовой % Si	Весовой % P	Весовой % K	Весовой % Fe
Спектр 1	28.453	9.484	0.607	0.294	0.927	0.998	0.301	58.936
Спектр 2	56.2	18.099		24.262				1.44

Рис. 3.55. Фрагмент излома (а) в зоне перехода от вскрытой плены – спектр 2, к зоне мелко ямочного рельефа – спектр 1. Соответственно спектрограммы (б), (в) в указанных зонах, а также таблица элементного состава материала по ним.

Согласно элементному составу стали, алюминий в него не входит. Поэтому такое высокое процентное содержание алюминия указывает на

плону или волосовину. Наличие следов алюминия в зоне разрушения отражает характер роста трещины. В её устье при постепенном развитии разрушения могли попадать фрагменты алюминия в малых количествах из соседней, начальной зоны вскрывавшегося дефекта материала. На удалении от указанной зоны перехода, там, где сформирован развитый ямочный рельеф при доломе проволоки, алюминий отсутствует.

Поверхности в начальных зонах разрушений по другим изломам проволоки представляют собой ориентированные следы сдвига материала в виде прерывистых, расположенных почти параллельно линий, напоминающих бороздки (рис. 3.46). Это типично для разрушения материала при сдвиге и возникновении в последующем контактного взаимодействия ответных частей (берегов) распространявшейся трещины. Взаимное перемещение берегов происходило в направлении вдоль оси пружины. Когда раскрытие берегов трещины отсутствует полностью, или даже берега трещины сжаты, а не растянуты, как это обычно бывает в эксплуатации, происходит подрастание трещины по механизму, схема которого представлена на рис. 3.47.

Проведенный локальный спектральный анализ по начальным участкам указанных зон выявил только те элементы стали, которые входят в ее состав. Поэтому предположить, что указанные участки разрушения пружины связаны с дефектами материала по результатам фрактографического исследования не представляется возможным.

Анализ изломов на участках вблизи сдвигового разрушения также показывает формирование мелкоямочного рельефа (рис. 3.48). Этот факт свидетельствует, что и в этих зонах разрушений пружины имел место постепенный, повторно-статический характер подрастания трещин за пределами участков начального сдвигового разрушения материала.

Таким образом, результаты фрактографического исследования показывают, что процесс разрушения возвратной пружины УГ151.008 был длительным и происходил при эксплуатации агрегата управления. Вероятным инициатором первоначального разрушения пружины на два фрагмента является дефект материала в виде раскатанных плен - волосовина. В зоне этого разрушения (см.рис. 3.39, в) наблюдаются интенсивные вторичные повреждения поверхности проволоки, изломы частично повреждены. Дальнейшие разрушения, наиболее вероятно, связаны с изменением условий нагружения витков и достижением в этих условиях предельного состояния проволоки пружины.

В результате металлографического исследования, проведенного с использованием световых оптических микроскопов MeF-2 и НЕОФОТ-30,

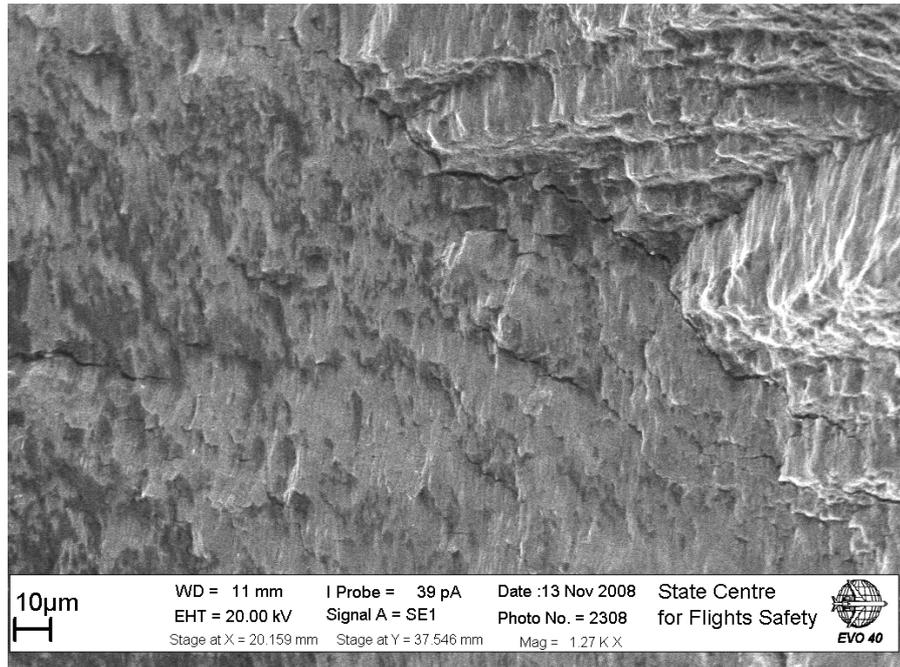
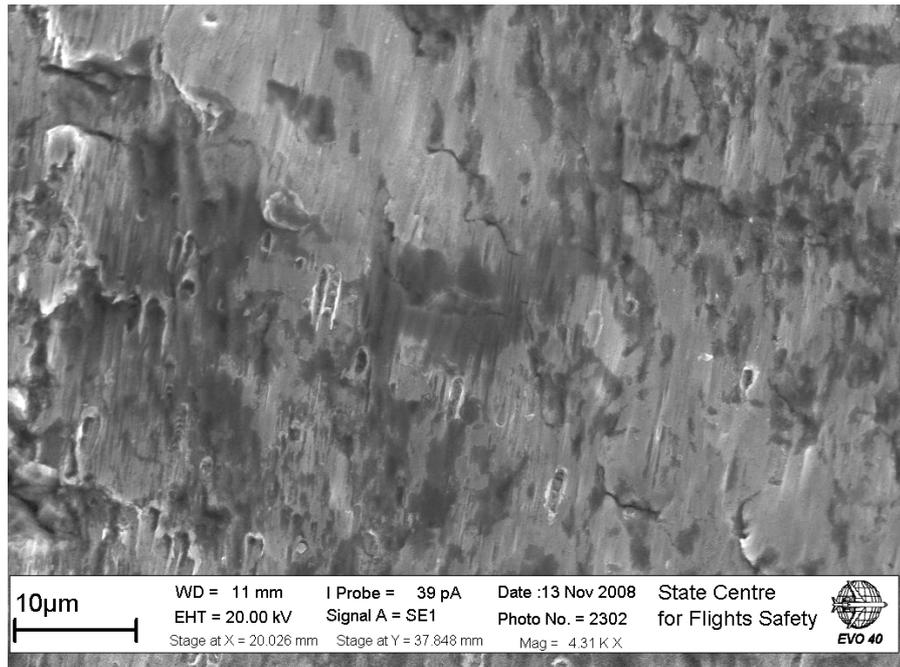
**a****б**

Рис. 3.56. Рельеф изломов по начальным участкам разрушений, которые показаны на рис.21 (а) и на рис.40 б (б). Ось пружины указана стрелкой.

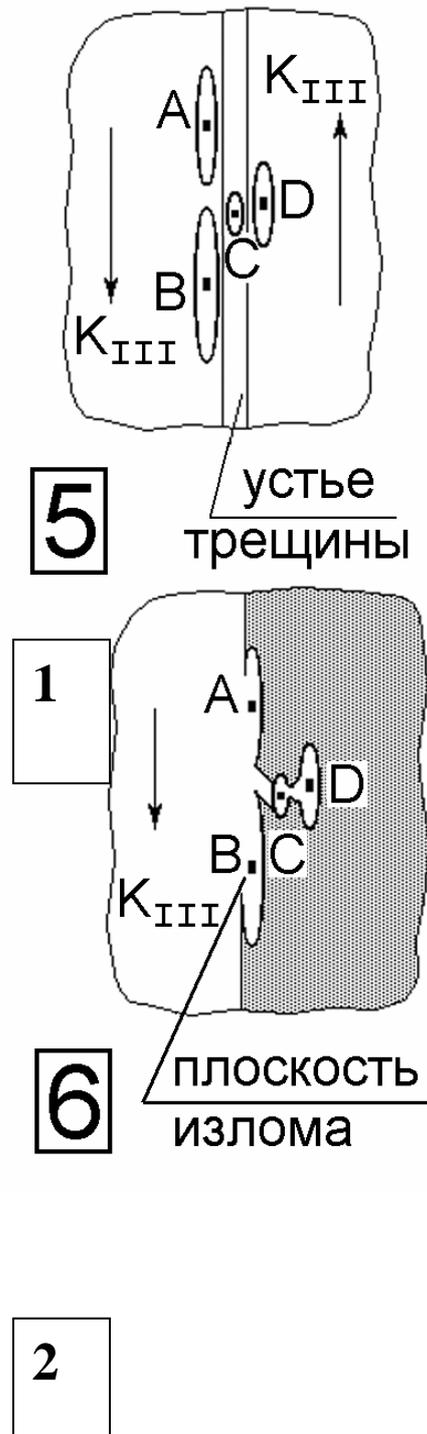


Рис. 3.57. Схема формирования (1), (2) излома в результате сдвига под действием скручивания.

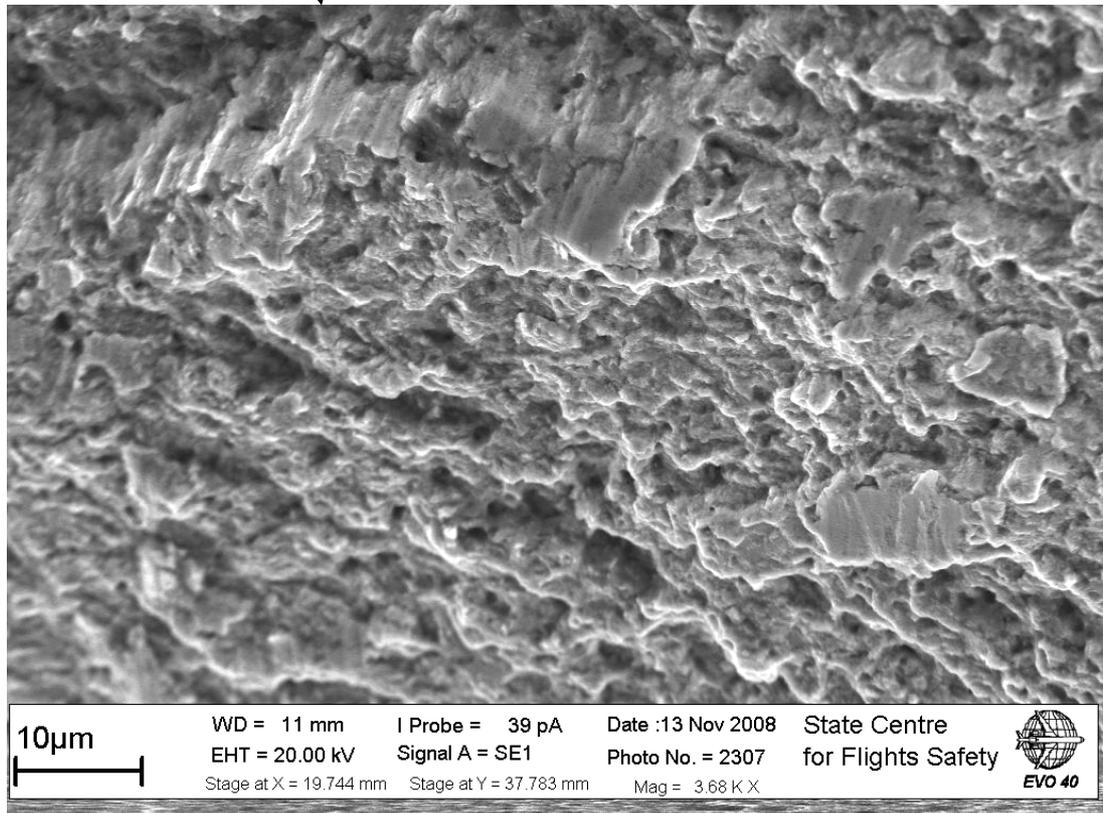
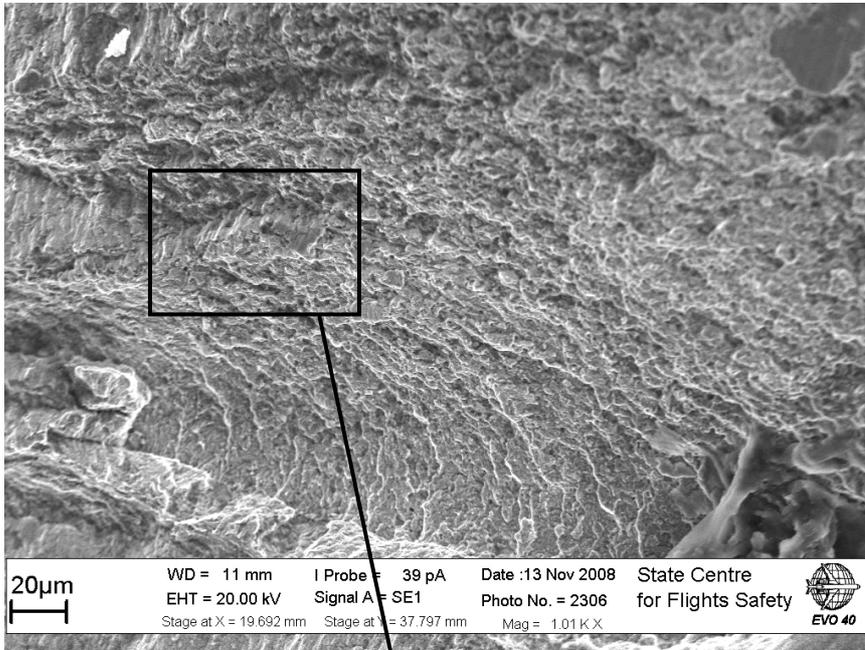


Рис. 3.58. Участок мелко ямочного рельефа излома, расположенный непосредственно за зоной начального сдвигового разрушения материала.

установлено, что структура материала проволоки пружины УГ151.008 удовлетворительная (рис. 3.49) и представляет собой тростомартенсит. Металлографический анализ проводился по двум поперечным шлифам, изготовленным в зонах разрушений двух фрагментов проволоки пружины. По одному шлифу в плоскости разрушения материала проволоки вдоль ее оси с началом развития от внутренней поверхности наблюдается продолжение трещины (рис. 3.50).

По второму шлифу выявлены три трещины (рис. 3.51...3.54).

Одна трещина «1», расположенная в плоскости разрушения материала проволоки вдоль ее оси с началом развития от межвитковой поверхности, проходит сквозь каскад включений, которые следует относить к волосовине (см.рис. 3.51, 3.52). Эта трещина была сформирована по каскаду включений, а на удалении от поверхности выявлено, что трещина не сформировалась, а каскад включений был наиболее выражен (см.рис. 3.52).

Другая трещина «2», менее выражена и расположена под углом примерно 90° к первой с началом развития от внутренней поверхности. Она имеет значительные размеры и исчезающее малое раскрытие (см.рис. 3.53). По направлению её роста выражено изменение траектории трещины в виде «округления», что может быть результатом чисто силового воздействия в результате изменения напряжённого состояния материала.

Трещина «3» распространяется от каверны на поверхности проволоки пружины (см.рис. 3.54). Каверна выступила в роли концентратора напряжений, от которого происходило распространение трещины в эксплуатации. Никаких включений вокруг устья трещины не выявлено.

Результаты металлографического анализа показывают, что в материале проволоки пружины УГ151.008 (сталь 65С2ВА) имеется множество дефектов в виде продольно ориентированных включений и волосовин, ориентированных перпендикулярно межвитковой поверхности. Это дефекты обработки металла давлением. Первичное разрушение и трещины в проволоке пружины с развитием от межвитковой поверхности распространялись вдоль указанных дефектов материала.

В результате спектрального анализа установлено (таблица 3.6), что по составу и количеству основных легирующих элементов материал пружины относится к стали типа 65С2ВА.

Предел прочности материала пружины, определенный по результатам измерений твердости, составил $\sigma_B = 161$ кг/мм². Согласно техническим условиям чертежа УГ151.008 - $\sigma_B = 155...180$ кг/мм².

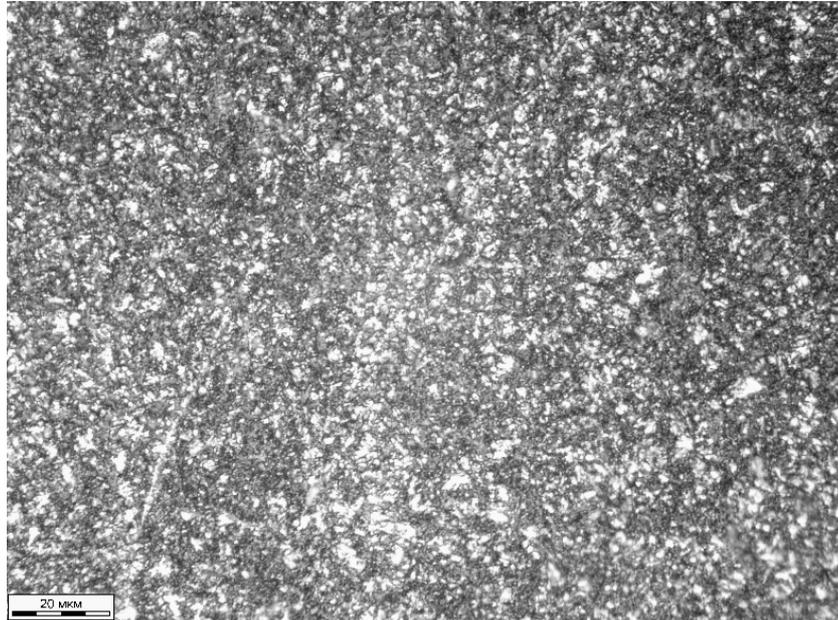


Рис. 3.59. Структура материала проволоки пружины.

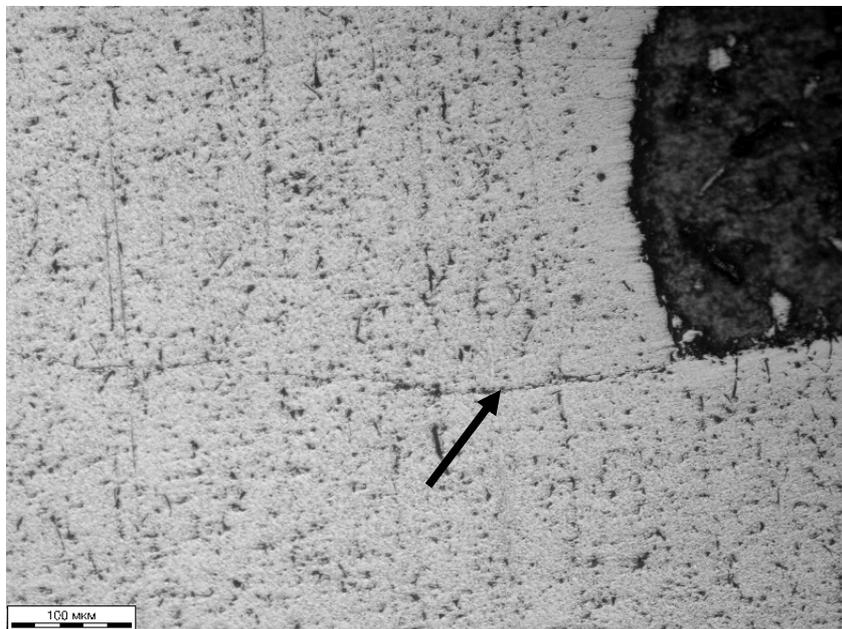


Рис. 3.60. Вид трещины (указана стрелкой) в материале проволоки в плоскости оси (первый шлиф).

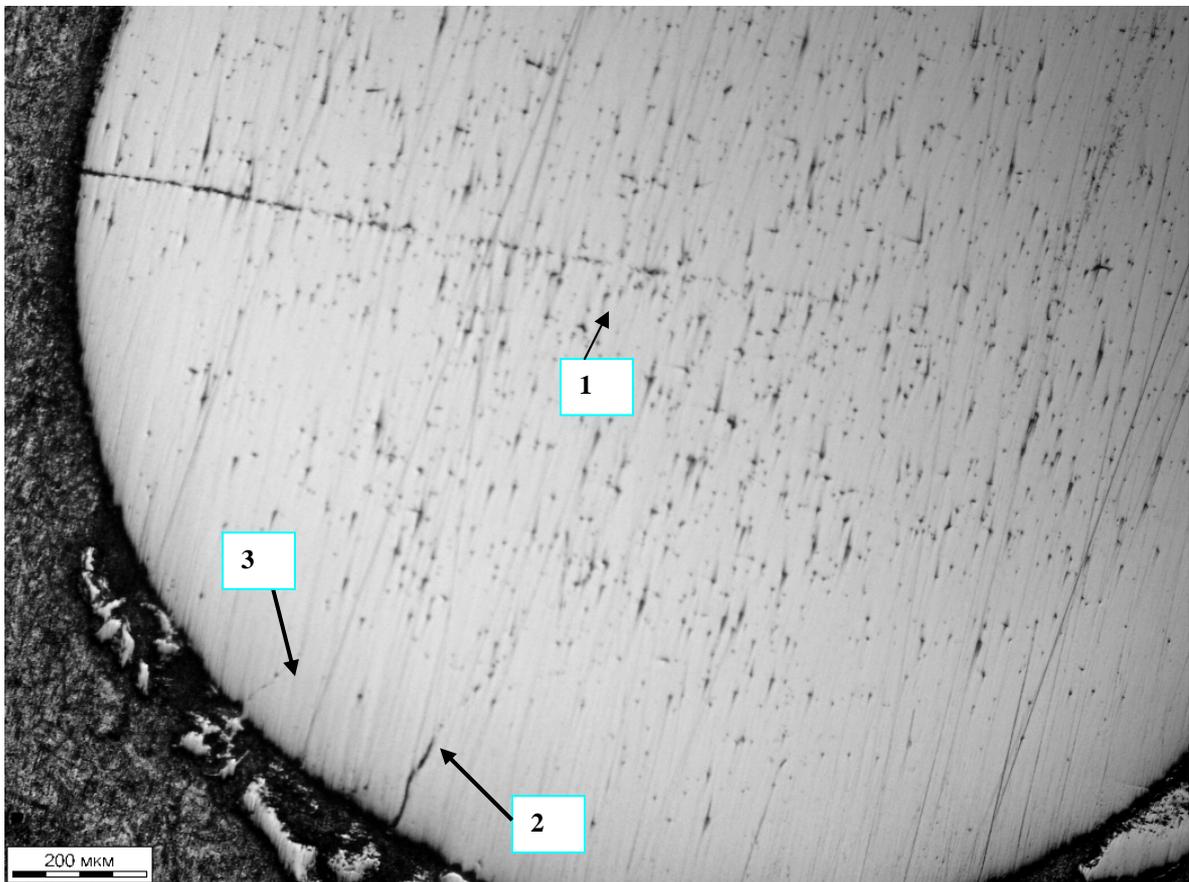


Рис. 3.61. Общий вид трех трещин, расположенных в одном сечении проволоки пружины (второй шлиф).

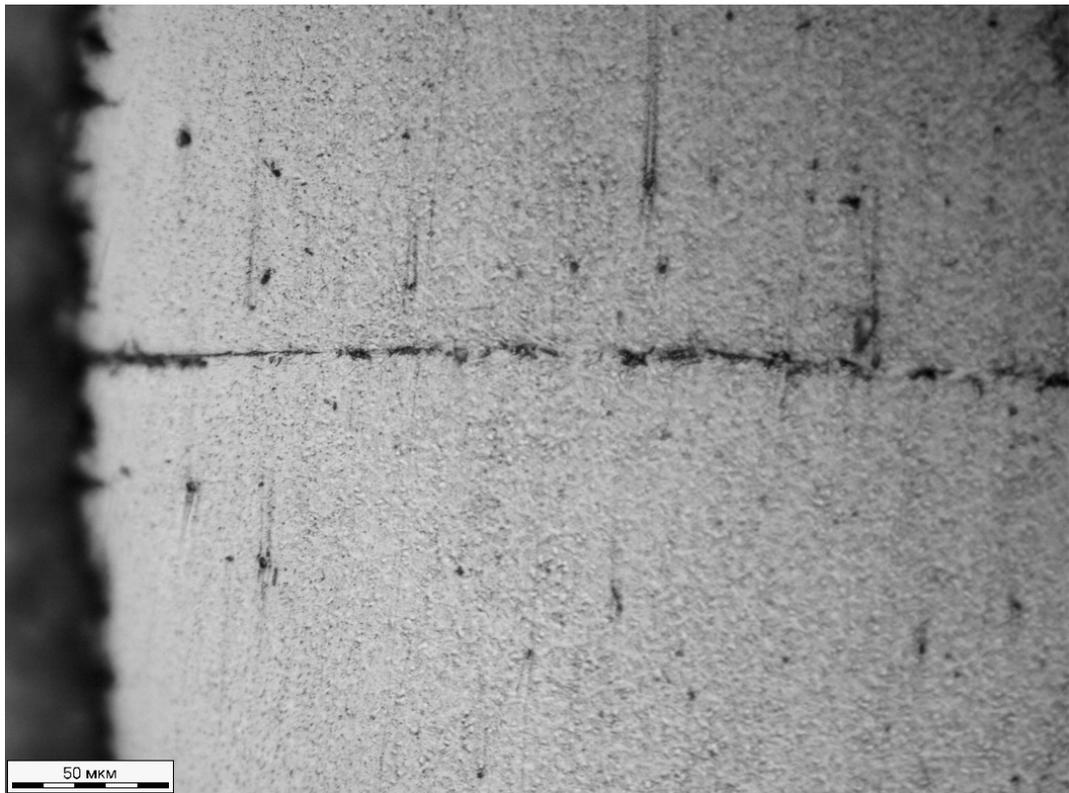
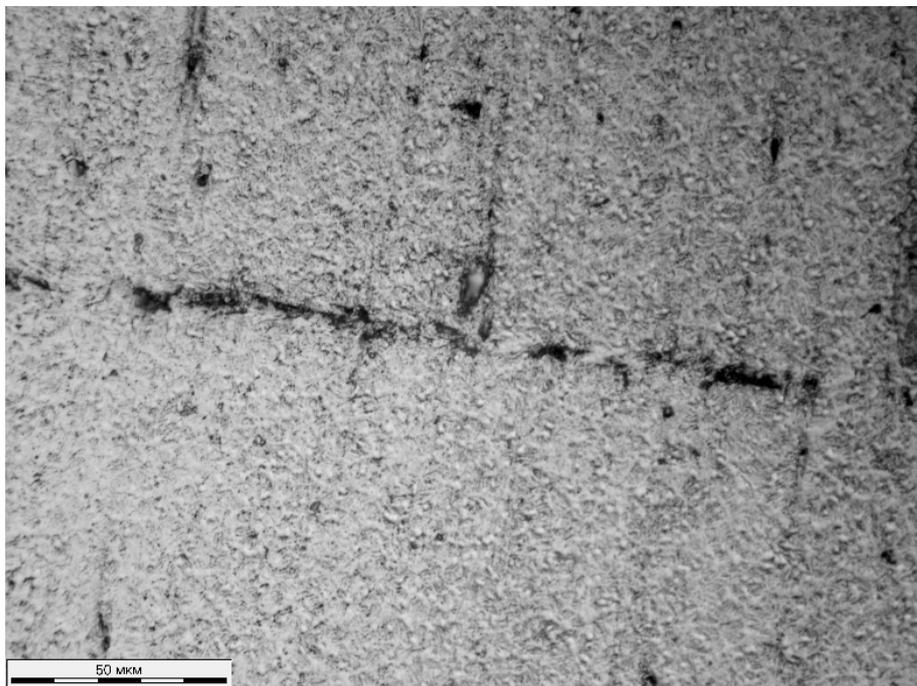
**а****б**

Рис. 3.62. Общий вид наибольшей трещины «1» после травления (а) вначале и (б) на удалении от межвитковой поверхности проволоки пружины.

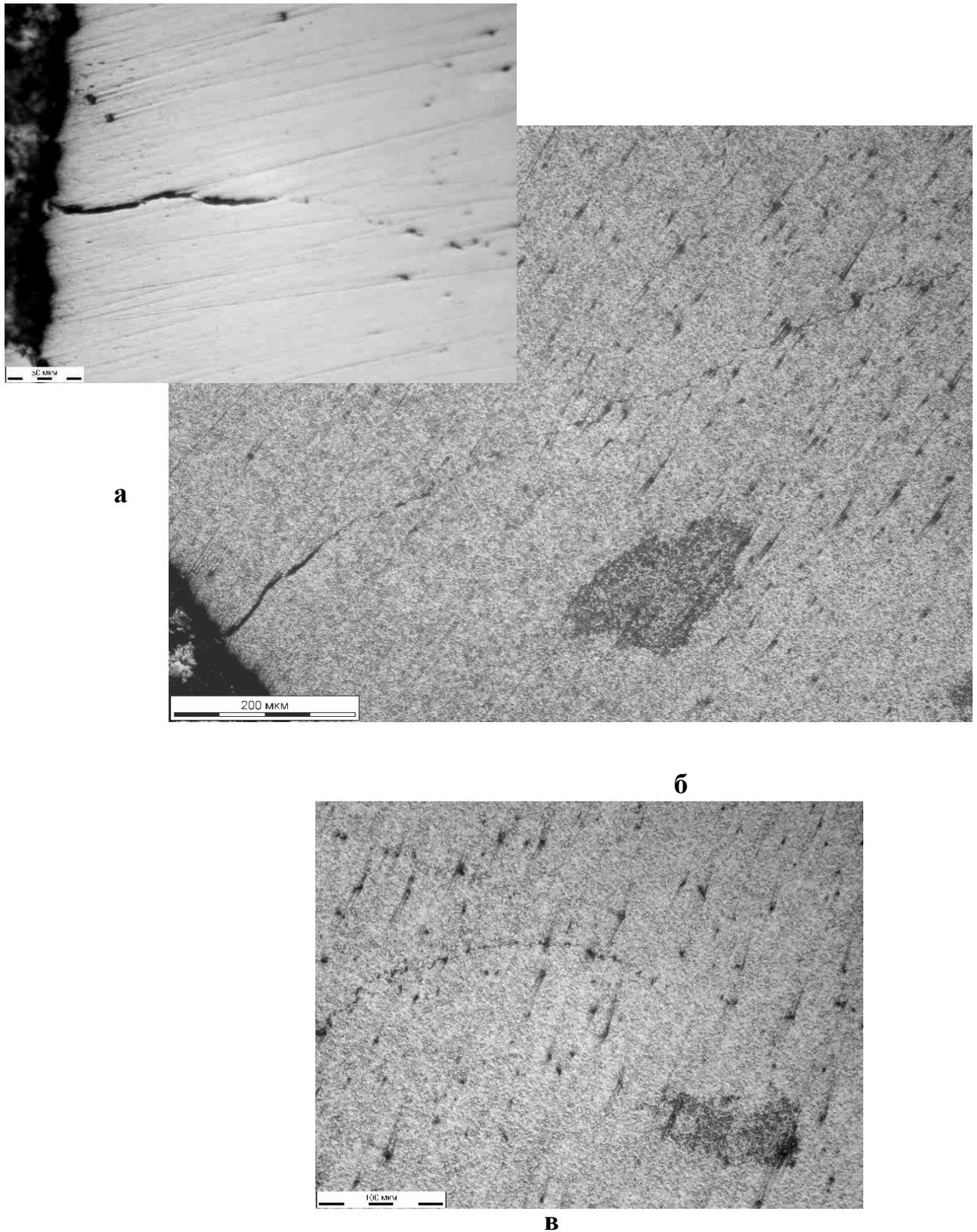


Рис. 3.63. Вид трещины «2» в районе (**а**), (**б**) поверхности, и (**в**) у её окончания: **а** – до травления, **б** - после травления.

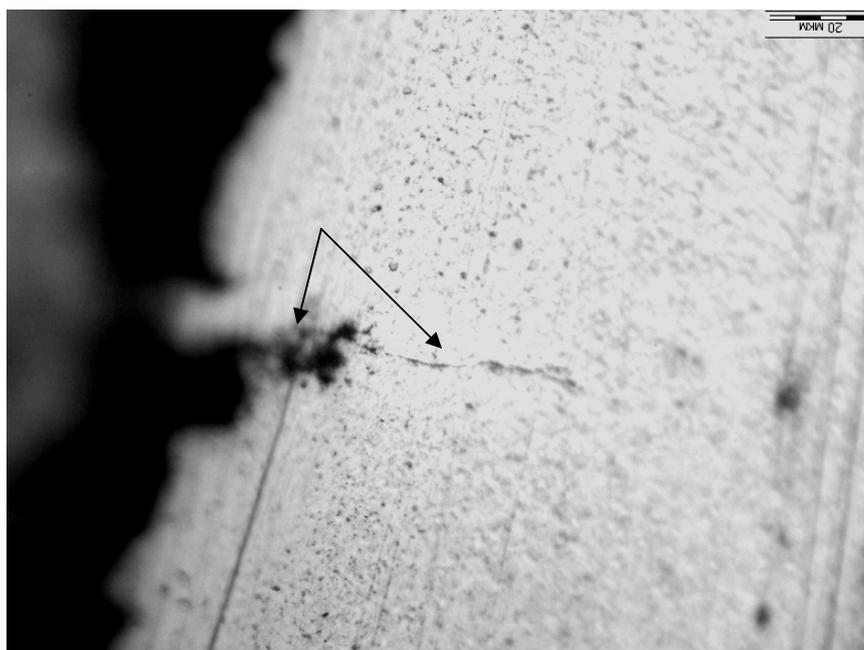


Рис. 3.64. Каверна на поверхности пружины, от которой распространяется трещина «3» в области материала без включений.

Таблица 3.6

Элементы Образец	Si	Mn	W	Cr	Ni	Fe
Фрагмент витка	2,0	1,0	1,0	<0,3	<0,25	Основа
65C2BA	1,5...2,0	0,7...1,0	0,8...1,2	≤0,3	≤0,25	Основа

Результаты проведенного исследования агрегата управления УГ151-7 №001014 показывают, что он находится в неисправном состоянии. В агрегате в процессе эксплуатации произошло разрушение на пять фрагментов

возвратной пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления (см.рис. 3.32, п.5.5). Разрушение пружины первоначально произошло от дефекта материала в виде волосовины и было реализовано на стадии роста трещины при повторно-статическом нагружении в течение не менее 125 циклов. Далее произошло зарождение и распространение трещины по другим сечениям по механизму сдвига при скручивании и сжатии, а затем по механизму медленного повторно-статического разрушения с реализацией раскрытия берегов трещины, аналогично тому, как это было реализовано в начальном сечении.

Разрушение при сдвиге и сжатии происходило при малоцикловом длительном нагружении уже первоначально разрушенной пружины по одному сечению. Оценить число циклов нагружения по рельефу излома зоны, сформированной от сдвига и сжатия, не представляется возможным.

Кроме этого, в первой со стороны поршня канавке гильзы золотника крана подачи давления допущено перепутывание мест установки резинового кольца и фторопластовой шайбы, что привело к неравномерному износу резинового кольца.

Разрушение возвратной пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления, как показали результаты стендовых проверок агрегата управления, не приводит к его стабильному отказу. Вместе с тем, из-за разрушения пружины нарушается четкая работа крана подачи давления и кратковременно может возникнуть ситуация, когда канал «ТОРМОЗ» не будет своевременно сообщен с каналом «СЛИВ», что приведет к повреждению покрышек соответствующей пары колес опоры шасси.

Пружина УГ151.008 согласно требованиям чертежа является особо ответственной деталью. Техническими условиями чертежа предусмотрен 100% визуальный контроль наружной поверхности пружин при 5-ти кратном увеличении. Поверхность пружин должна быть гладкой, без трещин, плен, закатов, расслоений, раковин и следов коррозии в пределах требований ТУ на проволоку. Выявленные при исследовании дефекты материала пружины УГ151.008 в виде волосовин предусмотренным контролем обнаружить не представляется возможным. В связи с этим, предприятию ОАО АК «Рубин» необходимо рассмотреть вопрос об ужесточении требований к контролю качества материала поставляемой для пружин УГ151.008 проволоки.

Результаты исследования блока БУПТ-12МД №402004

На внешней поверхности корпуса блока механических повреждений нет. Пломбы завода-изготовителя целы. Электросоединитель блока чистый, контактные штыри не деформированы. Признаки попадания воды на блок отсутствуют.

Стендовая проверка работоспособности блока в соответствии с ТУ 8А2.390.401ТУ по программе ПСИ производилась на базе завода-

изготовителя ОАО «Аэроэлектромаш». Для этого сначала были выполнены:

- настройка блока в состоянии «поставки». С помощью регулировочных резисторов на лицевой панели блока под крышкой «регулировка давления» перестроены все режимы торможения;

- с помощью регулировочных резисторов на лицевой панели под крышкой «регулировка ТГ» настроены сигналы тахогенераторов.

В результате проведенных работ установлено, что блок БУПТ-12МД №402004 работоспособен и его основные технические параметры соответствуют требованиям ТУ, сигналы на выходе формируются правильно, обратная связь работоспособна.

Результаты испытаний блока представлены в таблицах 3.7 и 3.8.

После завершения поверки была проведена разборка блока (рис. 3.55...3.61). В результате установлено следующее:

- во внутренней полости блока на деталях конструкции механические повреждения или посторонние предметы отсутствуют;
- следов попадания влаги, либо продуктов коррозии нет;
- повреждения монтажных проводов не обнаружены;
- следов подгара или других признаков температурного воздействия на электронных платах нет; электросоединители сухие, чистые.

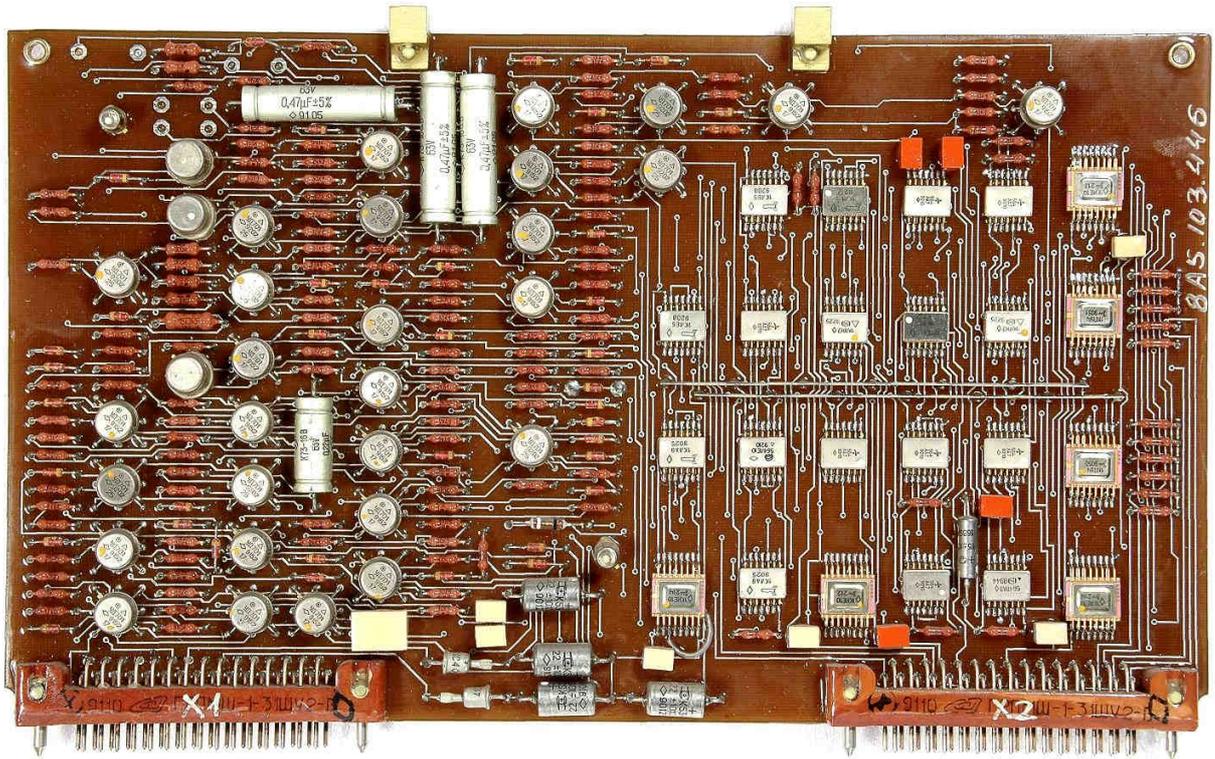
Таблица 3.7.

Основные параметры блока.

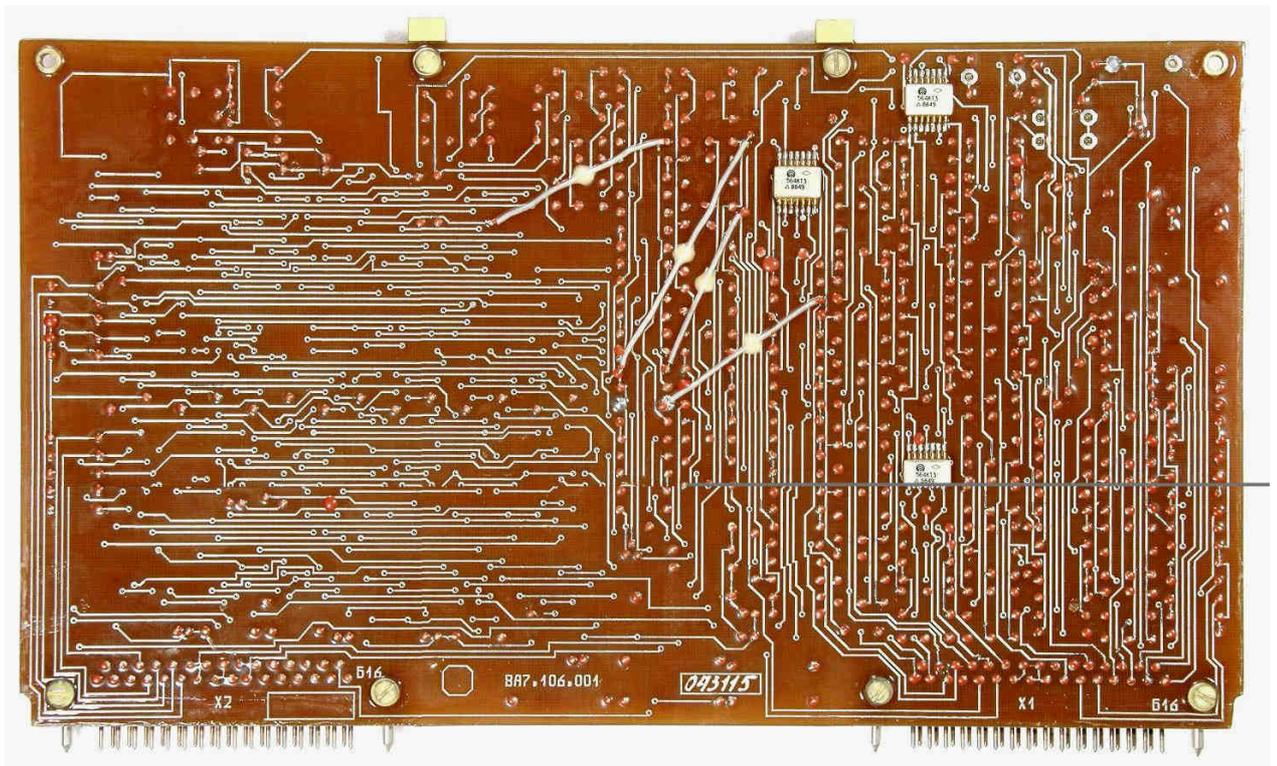
Потребление по постоянному току, А		Потребление по переменному току, А		Масса блока, кг	
факт	норма	факт	норма	факт	норма
0,57	≤3,5	0,33	≤1	6,5	5,7±0,3

Параметры испытаний по программе ПСИ.

№	Наименование параметра	Ед. измерения	Предъявительские испытания		Данные по ТУ
			В1	В2	
1	2	3	4	5	6
1	У<1В	В	0,8	0,8	0,6-1,0
2	Д нач. зад.	В	3,0	3,0	2,5-3,5
3	Д наиб. зад.	В	6,0	6,0	4,5-7,5
4	Д отк. зад. авт.	В	4,5	4,5	≤5,0
5	В мах. +/-	В	3,0/3,0	3,0/3,0	3,0-5,0
6	Дфор./УФ/	В	8,0	8,0	6,8-10
7	Давт./УАВ/	В	6,0	6,0	4,5-7,5
8	Давт./УА1/	В	5,13	5,15	5,0-5,4
9	Давт./УА2/	В	4,3	4,3	3,5-5,3
10	Д<1В Д/при Т=3В	В	0,88/2,45	0,85/2,25	0,8-1,2/2,0-2,8
11	Слив при Т	В	0,65	0,65	<1
12	В	В/С	4,0	4,0	3,6-4,4
13	Дпод./УП/	В/В	4,0	4,0	3,5-5,5
14	Д отк. под.	В	2,95	2,95	≤3,3
15	Д ст./УС/	В	7,5	7,5	5,3-8,6
16	Д отк.ст.	В	5,7	5,7	≤6,0
17	Вст.	В/С	2,9	2,9	2,7-3,9
18	Ку (Д=1В) +/-	В/В	0,73/0,73	0,8/0,8	0,67-0,83
19	В В ₀	В	1,1	1,1	1,05-1,35
20	КСД Д-3В/Д6В Д=9В	В	1,77/3,7	1,78/3,72	1,6-2,0/3,6-4,0
		В	5,45	5,5	4,9-5,9
21	Т<80% Т1/Т2 При Т=15В	В	2,78/2,75	2,8/2,8	≤3,4
22	Блокировка по раскрутке Тср.х2/Топт.х2	В	0,6/5,3	0,6/5,3	0,5-1,5/4,2-5,8
23	Твкл.3 Т1/Т2	В	8,7/8,7	9,0/9,0	8,5-9,5
24	Тоткл. 3 при Тр=10В/С Т1/Т2	В	9,0/9,13	8,9/9,3	8,7-9,7
25	Твкл.1 Т1х2/Т2х2	В/С	2,4/2,4	2,4/2,4	2,0-2,4
26	Твкл.2 Т1х2/Т2х2	В/С	10,5/10,5	10,5/10,5	9,0-11
27	Тоткл.2 Т1х2/Т2х2	В/С	2,5/2,5	2,5/2,5	2,5-3,5
28	В инт.	В	6,9	6,9	-(5÷8)

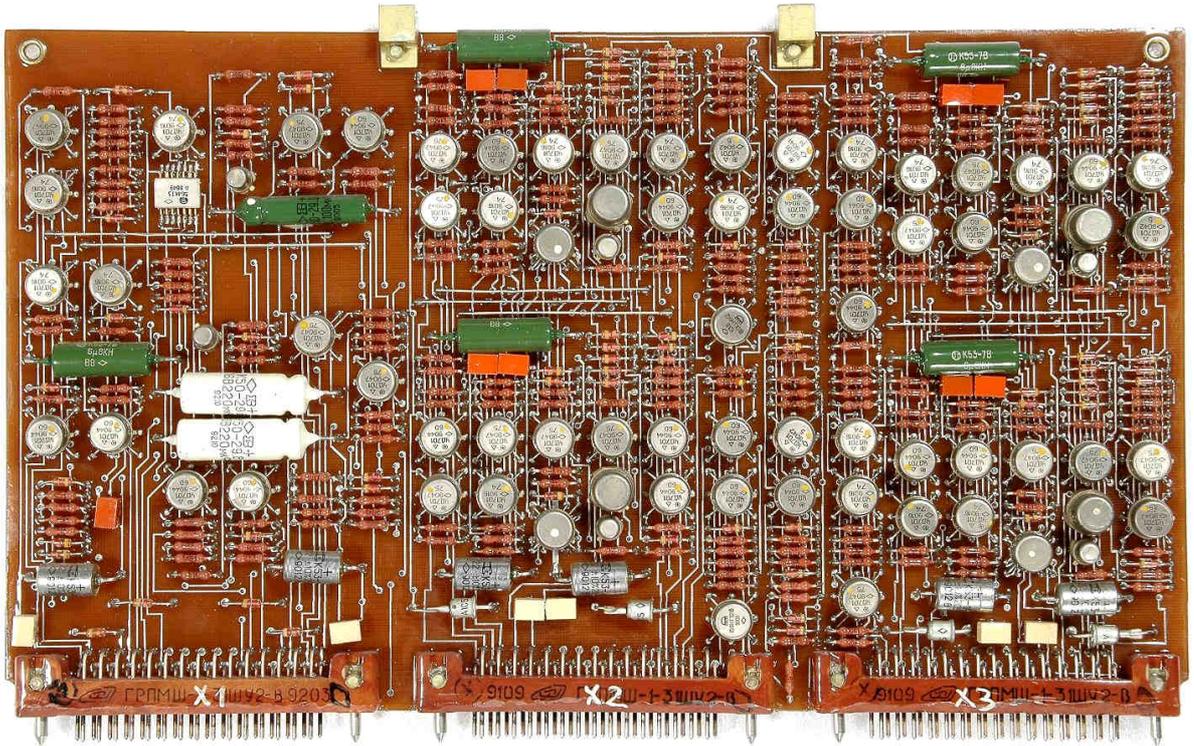


вид спереди

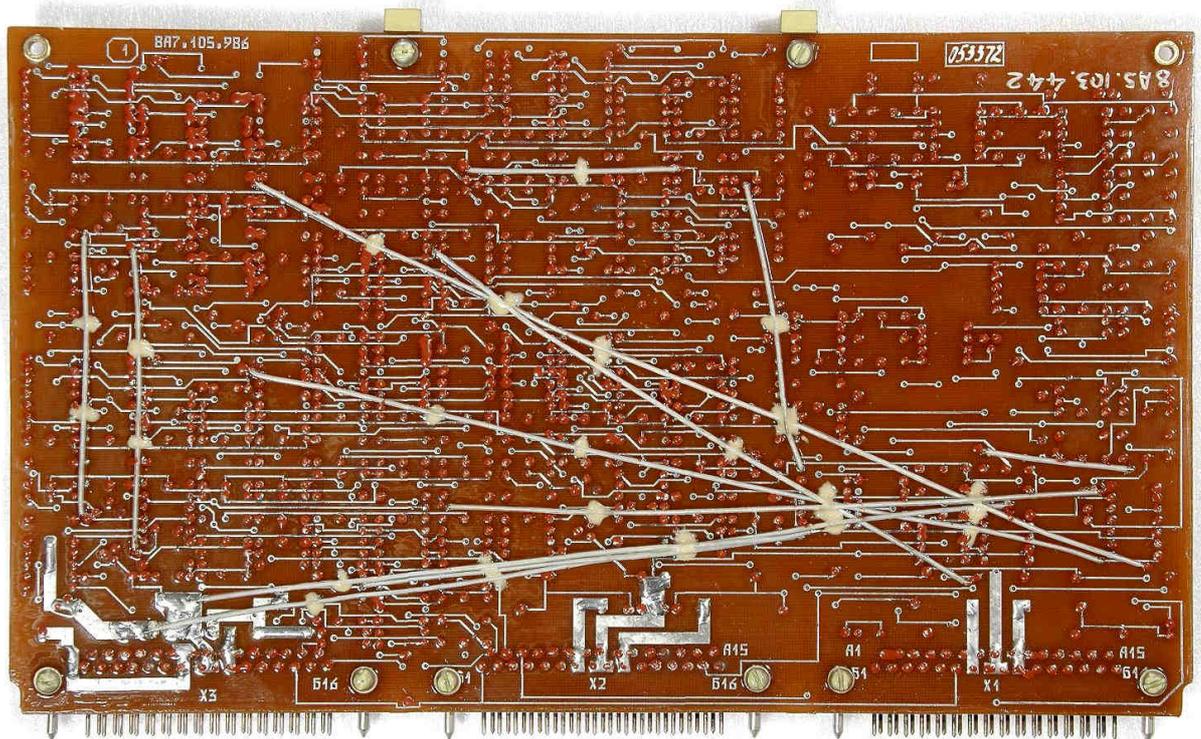


вид сзади

Рис. 3.65. Внешний вид платы 8A7.106.001.

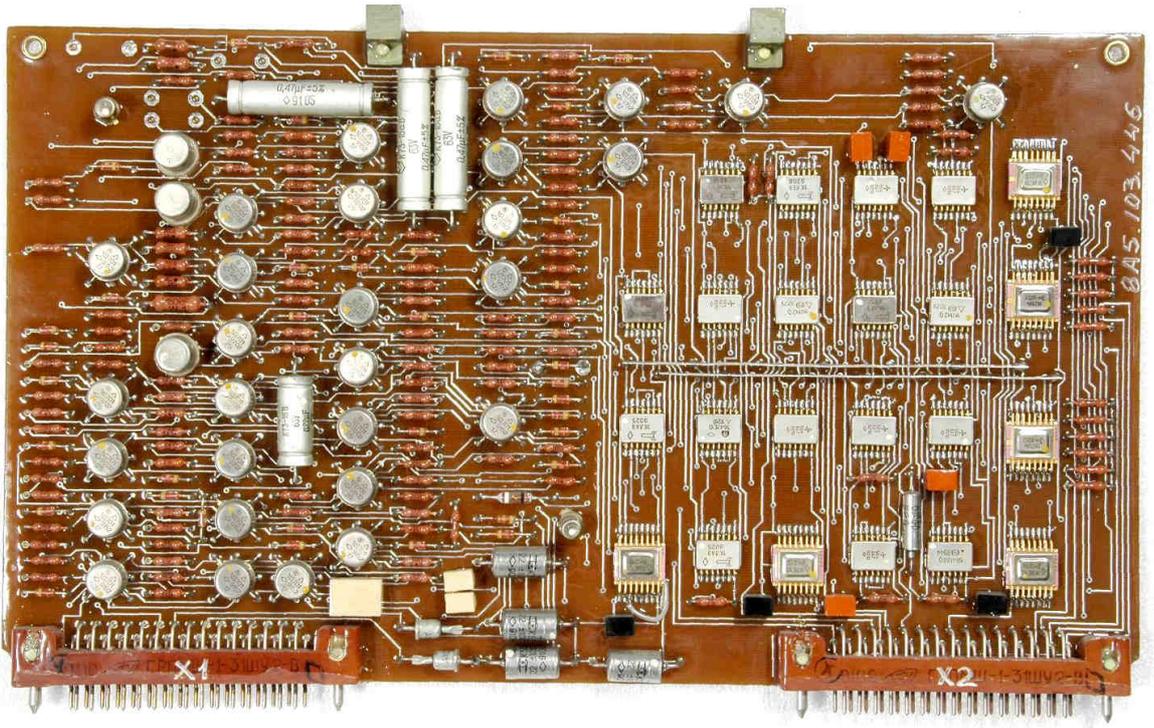


вид спереди

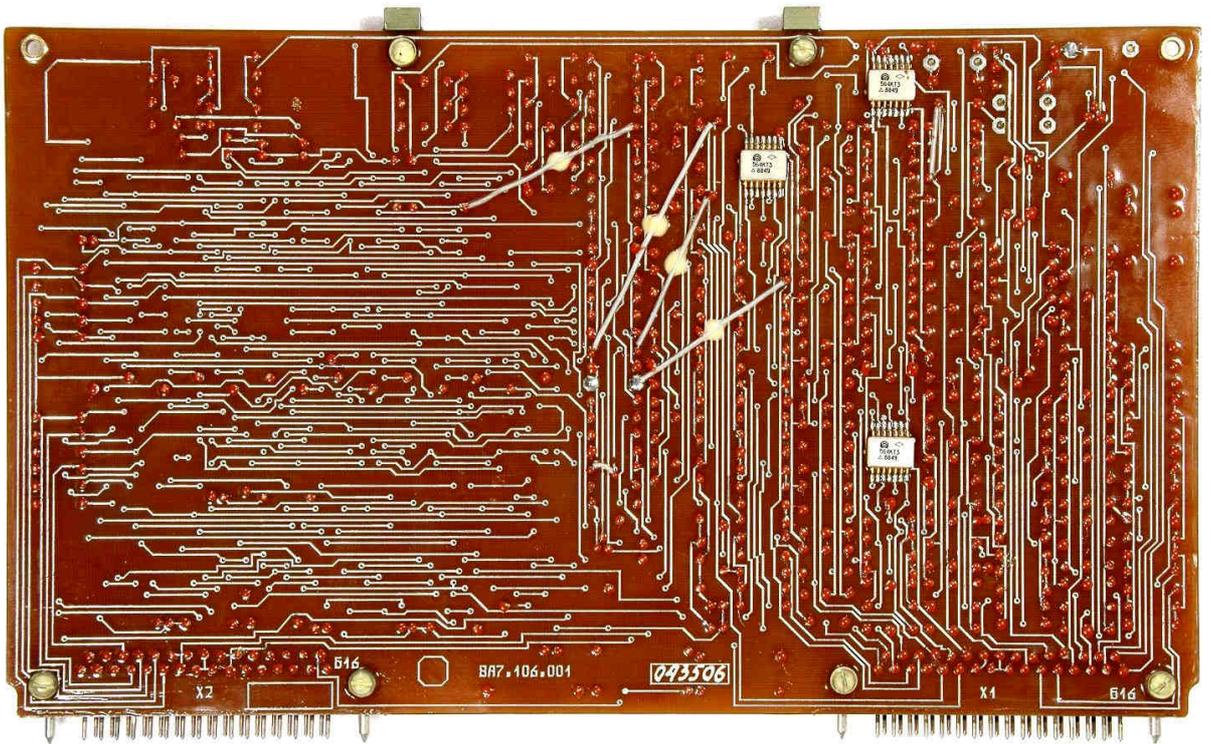


вид сзади

Рис. 3.66. Внешний вид платы 8А7.105.986.

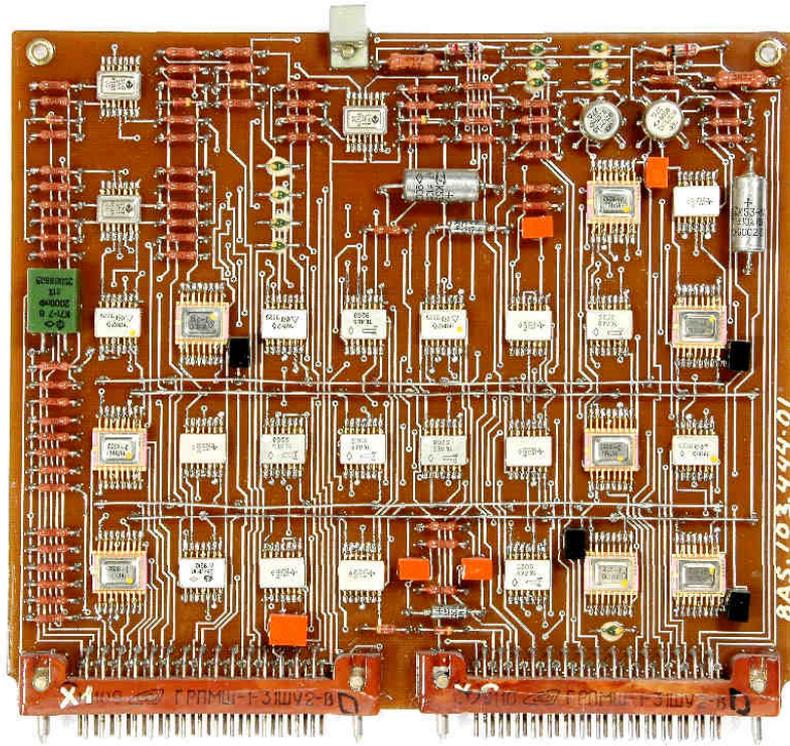


вид спереди

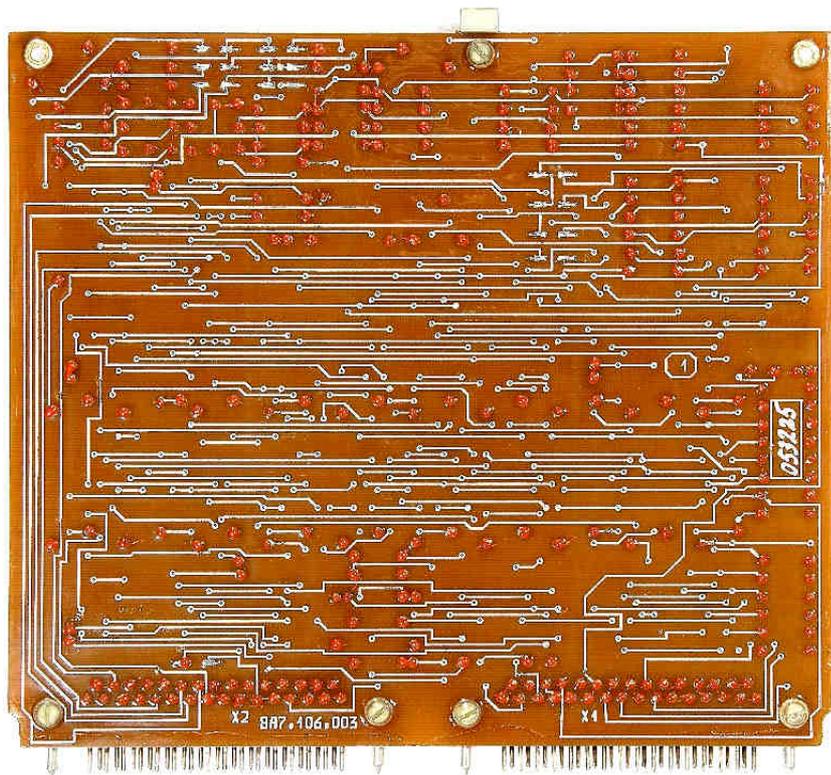


вид сзади

Рис. 3.67. Внешний вид платы 8A7.106.001

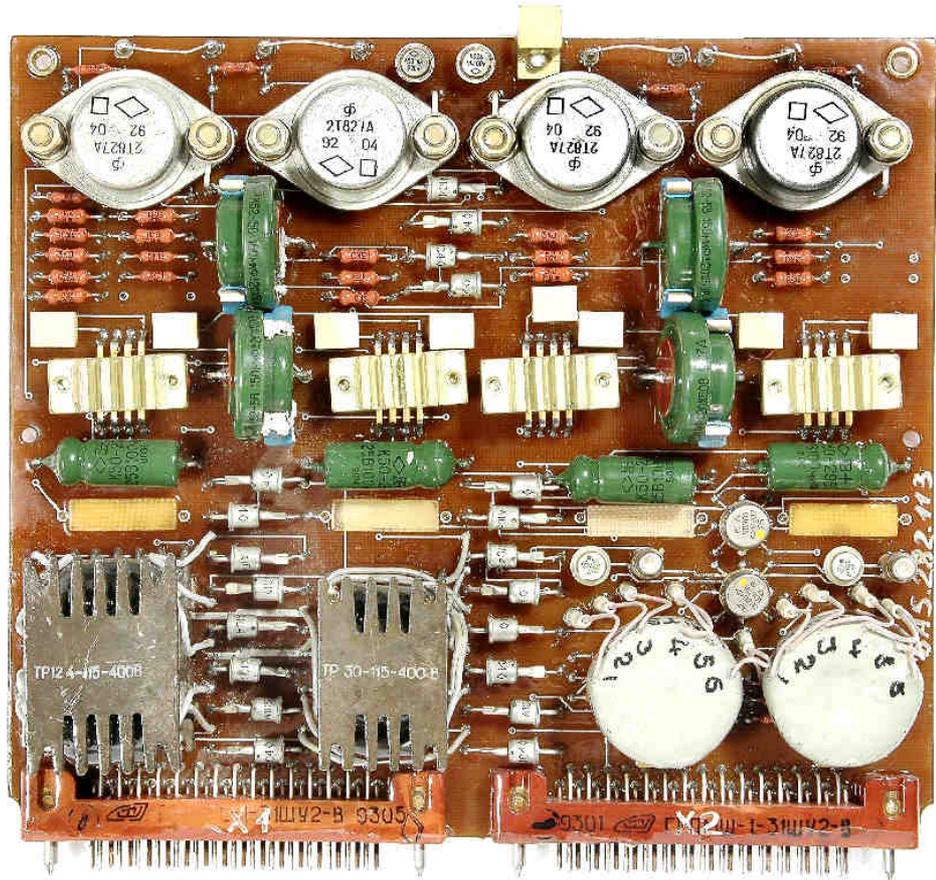


вид спереди

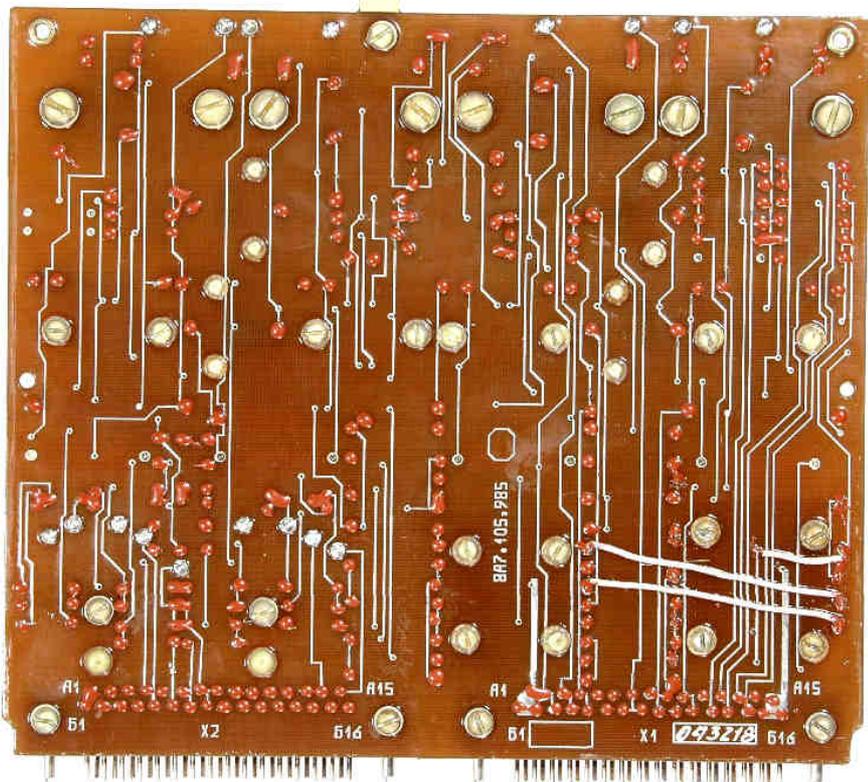


вид сзади

Рис. 3.68. Внешний вид платы 8A7.106.003

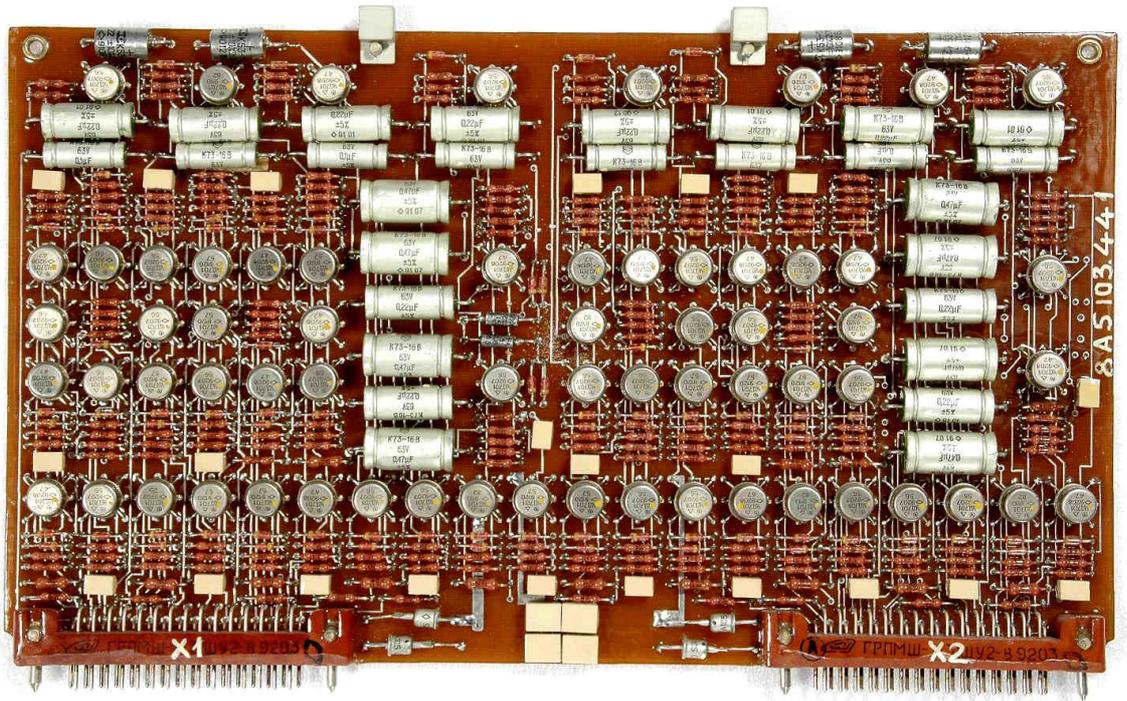


вид спереди

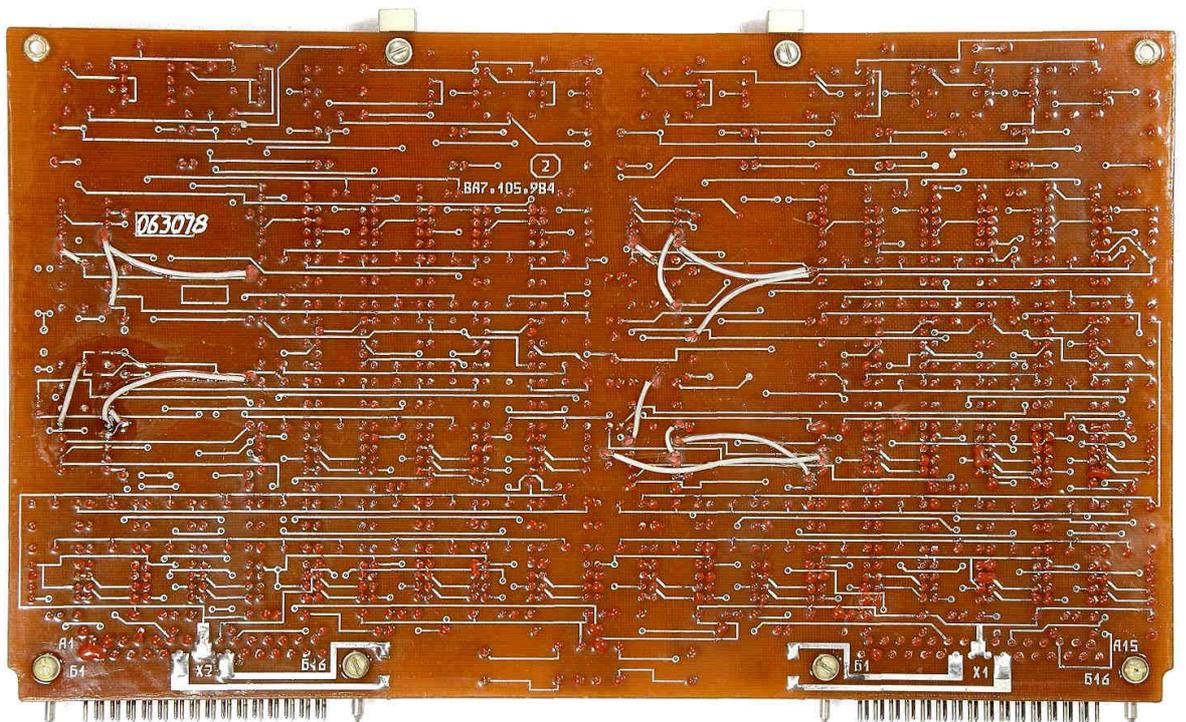


вид сзади

Рис. 3.69. Внешний вид платы 8A7.105.985

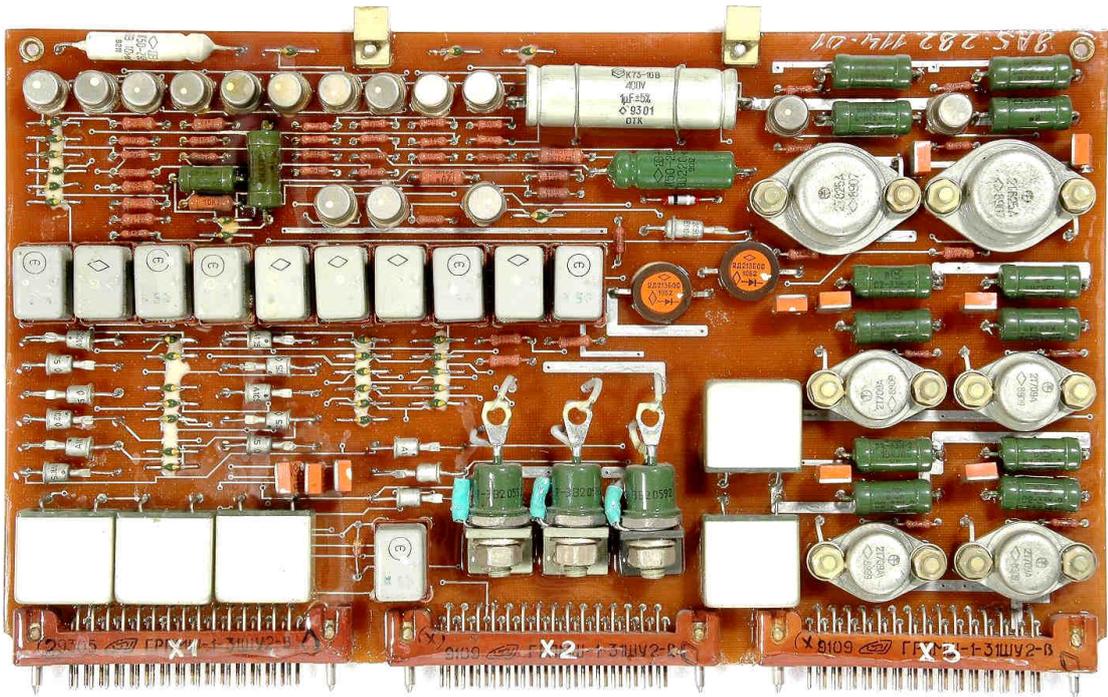


вид спереди

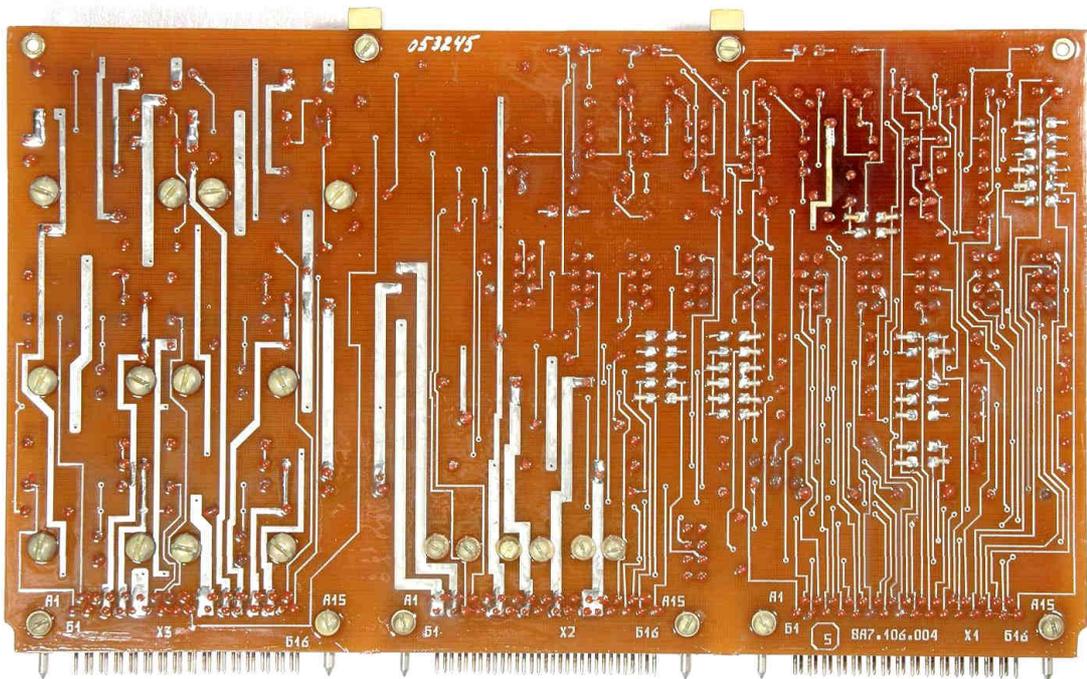


вид сзади

Рис. 3.70. Внешний вид платы 8A7.105.984



вид спереди



вид сзади

Рис. 3.71. Внешний вид платы 8A7.106.004

Таким образом, блок БУПТ-12МД №402004 на момент проверки работоспособен и его основные параметры соответствуют требованиям ТУ, признаки кратковременного отказа и другие дефекты отсутствуют.

Анализ и обобщение результатов проведенных исследований показывают следующее.

Клапан челночный УГ97-8 №001716, клапан аварийный дозирующий ГА172-4 №0800708 и блок БУПТ-12МД №402004 системы торможения двух передних колес левой основной опоры шасси самолета Ил-96-300 RA-96007 работоспособны и находятся в удовлетворительном техническом состоянии. Параметры работы агрегатов соответствуют значениям, заданным техническими условиями на изготовление. Признаков и следов кратковременного отказа агрегатов на их деталях не выявлено.

Агрегат управления УГ151-7 №001014 по результатам стендовых проверок находится в работоспособном состоянии, параметры работы соответствуют значениям, заданным техническими условиями на изготовление. В процессе испытаний узла УГ151.040 (ПРЭМ-1 № 418312) по методике УГ151.040ПМ произошло нарушение равновесия между соплами каналов затормаживания и растормаживания, наиболее вероятно, из-за попадания в управляющий зазор канала затормаживания посторонней механической частицы, имеющей твердость материала выше, чем твердость материала сопла УГ151.051 и заслонки 8А9.310.056 ПРЭМа.

В агрегате выявлен дефект производства – в канавках гильзы золотника крана подачи давления допущено перепутывание мест установки резинового кольца и фторопластовой шайбы. Резиновое кольцо имеет следы неравномерного износа.

Обнаружено также разрушение на пять фрагментов пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления. Разрушение пружины первоначально произошло от дефекта материала в виде волосовины и было реализовано на стадии роста трещины при повторно-статическом нагружении в течение не менее 125 циклов. Далее произошло зарождение и распространение трещины по другим сечениям по механизму сдвига при скручивании и сжатии, а затем по механизму медленного повторно-статического разрушения с реализацией раскрытия берегов трещины, аналогично тому, как это было реализовано в начальном сечении.

Разрушение при сдвиге и сжатии происходило при малоцикловом длительном нагружении уже первоначально разрушенной пружины по одному сечению. Оценить число циклов нагружения по рельефу излома зоны, сформированной от сдвига и сжатия, не представляется возможным.

Разрушение возвратной пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления, как показали результаты стендовых проверок агрегата управления, не приводит к его стабильному отказу. Вместе с тем, из-за разрушения пружины нарушается четкая работа крана подачи давления и кратковременно может возникнуть ситуация, когда канал «ТОРМОЗ» не

будет своевременно сообщен с каналом «СЛИВ», что приведет к повреждению покрышек соответствующей пары колес опоры шасси.

Заключение

1. Клапан челночный УГ97-8 №001716, клапан аварийный дозирующий ГА172-4 №0800708 и блок БУПТ-12МД №402004 системы торможения двух передних колес левой основной опоры шасси самолета Ил-96-300 RA-96007 работоспособны и находятся в удовлетворительном техническом состоянии. Параметры работы агрегатов соответствуют значениям, заданным техническими условиями на изготовление. Признаков и следов кратковременного отказа агрегатов на их деталях не выявлено.

2. В агрегате управления УГ151-7 №001014 в процессе эксплуатации произошло разрушение на пять фрагментов возвратной пружины УГ151.008 золотника крана подачи давления. Разрушение пружины УГ151.008 связано с дефектами материала проволоки типа волосовины. Предусмотренным чертежом УГ151.008 контролем проволоки дефекты обработки металла давлением типа волосовины не обнаруживаются.

Из-за разрушения пружины нарушается четкая работа крана подачи давления и кратковременно может возникнуть ситуация, когда канал «ТОРМОЗ» не будет своевременно сообщен с каналом «СЛИВ», что наиболее вероятно, и привело к не растормаживанию и повреждению покрышек передних колес левой основной опоры шасси самолета Ил-96-300 RA-96007.

3. В агрегате управления УГ151-7 №001014 выявлен дефект производства – в первой от поршня канавке гильзы золотника крана подачи давления допущено перепутывание мест установки резинового кольца и фторопластовой шайбы.

Рекомендации

В целях предупреждения случаев разрушений возвратных пружин УГ151.008 предприятию-разработчику ОАО АК «Рубин» необходимо рассмотреть вопрос об ужесточении требований к контролю качества материала поставляемой в производство проволоки.

ОАО «БЛМЗ» необходимо при изготовлении и ремонте агрегатов управления УГ151-7 обеспечить расположение уплотнительных колец на гильзах УГ151.032 в соответствии с требованиями конструкторской документации.

Представлены материалы заключения № 9300-И/103 от 27.11.2008

3.5. Отказ системы путевого управления вертолета Ми-8Т RA-24523

20.09.2008 на вертолете Ми-8Т RA-24523 ЗАО «Ленсиб» (эксплуатант ОАО «АэроБратск») выполнялся рейс по маршруту Братск – 4 Левобережная. На 38-й минуте полета из 4 Левобережной в Братск на высоте 800 метров, скорости 200 км/час произошло резкое отклонение вертолета влево по курсу с появлением вибрации. Экипаж уменьшил скорость полета до 150 км/час, на которой вибрация ВС была наименьшей, и по согласованию с органом УВД совершил посадку на площадку, подобранную с воздуха.

При осмотре вертолета на земле комиссией по расследованию было обнаружено разъединение трех ветвей тросовой проводки ножного управления в районе 2-го и 3-го шпангоутов хвостовой балки, разрушение уголка 8А-5200-25 крепления направляющей колодки 8-5200-01 тросов ножного управления к кронштейну на 2-ом шпангоуте хвостовой балки.

Уголок 8А-5200-25 был направлен для исследования.

Вертолет Ми-8Т RA-24523 (зав. №98522168) выпуска 04.07.1985 Улан-Удэнского авиазавода наработал с начала эксплуатации 7949 часов, в том числе 1430 часов после последнего (пятого) ремонта, произведенного 09.01.2004 в ОАО «НАРЗ».

Изучение архива исследовательской базы ГосЦентра безопасности полетов показало, что случай разрушения уголка 8А-5200-25 тросовой проводки ножного управления, как первопричина развития аварийной ситуации на вертолетах типа Ми-8, отмечается впервые.

Исследование уголка 8А-5200-25 проводилось по типовой методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- оценка технического состояния разрушенных фрагментов детали, фотографирование и смывка лакокрасочных покрытий;
- геометрические измерения;
- анализ изломов детали с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 и сканирующего электронного микроскопа фирмы Карл Цейс;
- комплекс металлофизических исследований материала детали (металлографический и спектральный анализы, измерение твердости с переводом на значение временного сопротивления разрыву);
- изучение состояния направляющей колодки 8-5200-01 с разрушенного уголка 8А-5200-25 и положения разрушенного фрагмента на конструкции хвостовой балки по фотографиям, поступившим в составе сопроводительной документации;
- анализ полученных результатов, формирование заключения.

Разрушенный уголок 8А-5200-25 крепления направляющей колодки 8-5200-01 в состоянии поступления на исследование показан на рис. 3.72. Разрушение уголка произошло по полке его крепления к шпангоуту

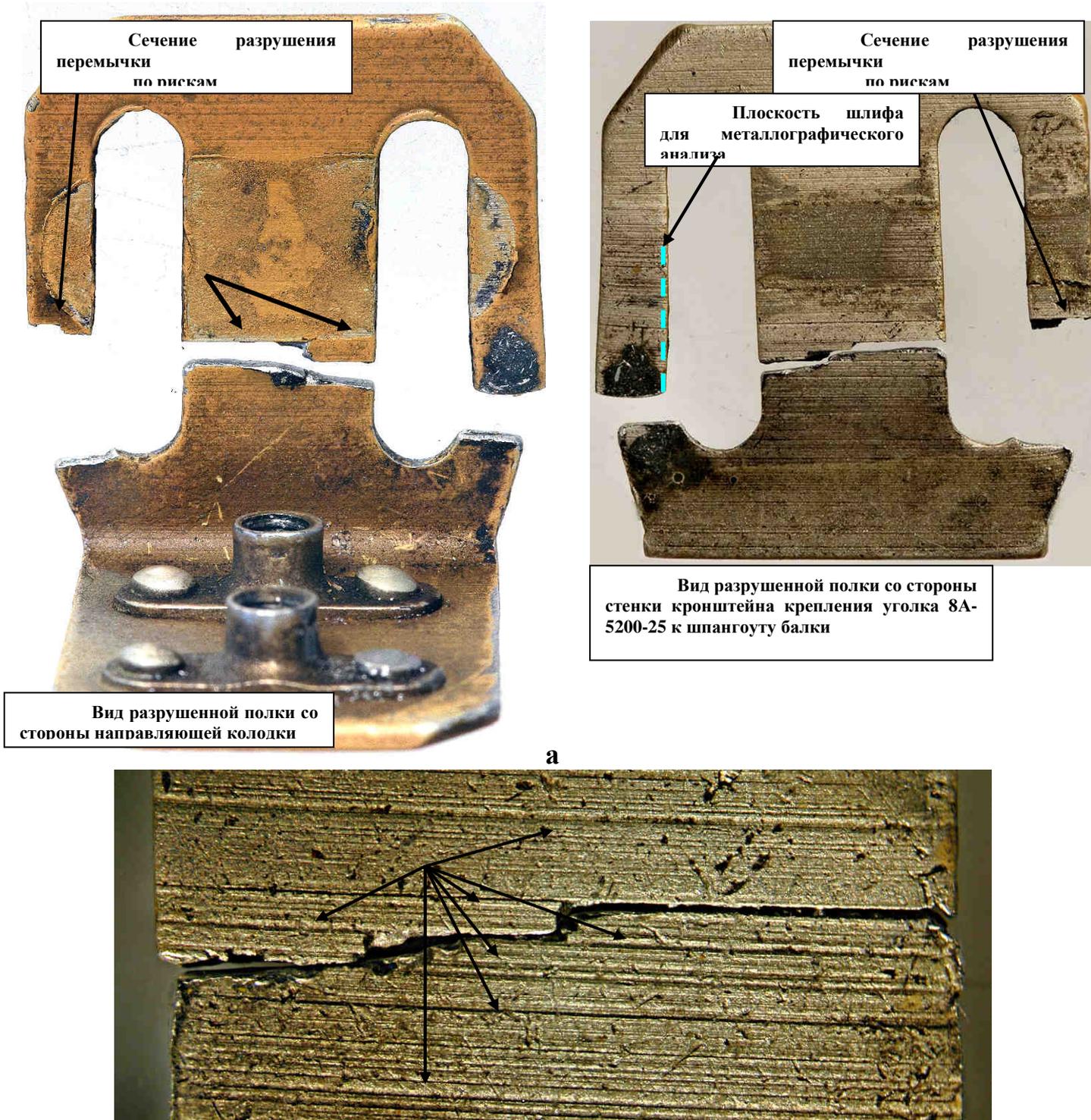


Рис. 3.72. Виды с двух сторон (а) разрушенного уголка 8А-5200-25 крепления направляющей колодки 8-5200-01 в состоянии поступления на исследование и вид сечения разрушения в центральной зоне при большом увеличении по поверхности прилегания полки к стенке кронштейна (б). Стрелками показана граница прилегания к полке пластины 8А-5200-31 крепления уголка к стенке кронштейна. Стрелками на виде «б» показаны риски на поверхности полки, по трем из которых прошло сечение разрушения в центральной зоне, и по одной (верхняя стрелка) – по боковой перемычке.

хвостовой балки. Сечение разрушения полки в центральной зоне (между прорезями под элементы крепления к кронштейну) с одной стороны трехступенчатое, с другой - двухступенчатое. Наиболее протяженный участок разрушения полки проходит по границе прилегания к ней пластины 8А-5200-31 крепления уголка к стенке кронштейна на шпангоуте балки. Сечение разрушения по трем участкам (ступеням) проходит по глубоким рискам на поверхности полки уголка 8А-5200-25, прилегающей к стенке кронштейна. Согласно требованиям чертежа 8А-5200-25 отмеченная поверхность (плоскость «А» по чертежу) не грунтуется. После смывки лакокрасочных покрытий установлено, что по поверхности полки со стороны направляющей колодки сечение разрушения проходит по двум глубоким рискам (рис. 3.73).

Разрушения боковых перемычек произошли с одной стороны по двум сечениям, с другой стороны по одному сечению (см.рис. 3.72). Фрагмент боковой перемычки, образовавшийся в результате разрушения по двум сечениям, на исследование не поступил. Участки разрушения перемычек по сечениям, приближенным к полке крепления направляющей колодки, имеют значительные вторичные повреждения. Второе сечение разрушения боковой перемычки (фрагмент которой отсутствует) двухступенчатое и прошло с одной стороны по двум, с другой по одной, глубоким рискам, расположенным на небольшом удалении от рисок, по которым прошло разрушение в центральной зоне, в сторону к границе пластины 8А-5200-31 крепления уголка к стенке кронштейна на шпангоуте балки (см.рис. 3.72).

В чертеже 8А-5200-25 чистота поверхностей полок уголка обозначена знаком ∞ . Этот знак применяется в чертежах, если нет необходимости специально определять шероховатость отдельных участков поверхностей, например, когда поверхность деталей и заготовок, полученных прокаткой, отливкой, штамповкой, ковкой и т.д. должна быть оставлена без дополнительной обработки. Следовательно, выявленные риски на обеих поверхностях разрушенной полки уголка 8А-5200-25, по которым прошли сечения разрушений, являются допустимыми и не должны рассматриваться как производственный дефект.

Геометрическими измерениями полок уголка 8А-5200-25, проведенными после смывки лакокрасочных покрытий, установлено, что толщина заготовки составляет 1,58...1,60 мм. Согласно требованиям чертежа 8А-5200-25 уголок должен изготавливаться из профиля Д16Т 410112(Пр100-60) ОСТ 1 90113-86 с толщиной 1,85...2,15 мм, а глубина продольных прессовых рисок и задиоров не должна превышать 0,07 мм.

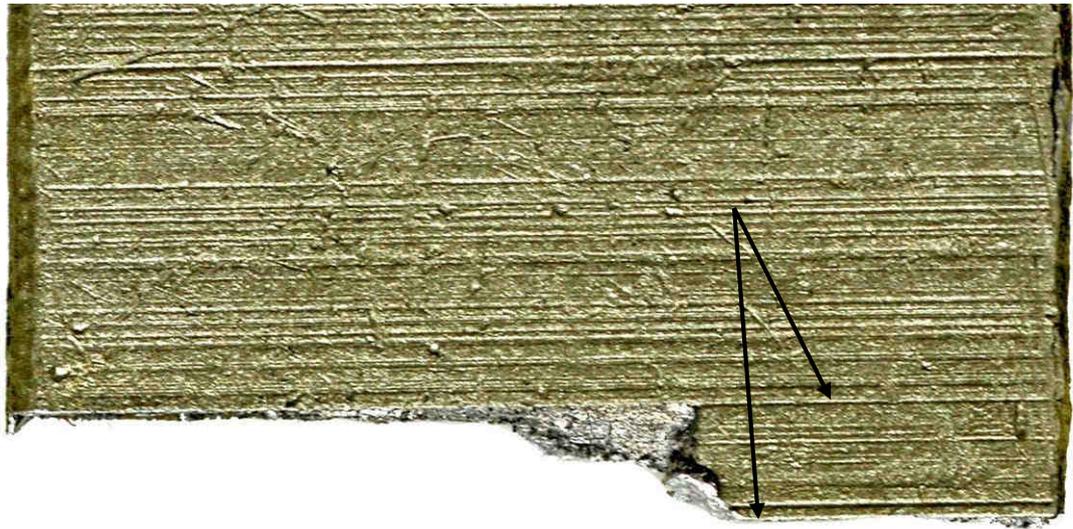


Рис. 3.73. Вид сечения разрушения полки уголка 8А-5200-25 по поверхности со стороны направляющей колодки после смывки с нее лакокрасочных покрытий. Стрелками показаны риски на поверхности полки, по двум из которых прошло сечение разрушения.

Анализ изломов с применением бинокулярного микроскопа МБС-2 показал (рис. 3.74), что разрушения в центральной зоне полки и по одному из сечений боковой перемычки, ориентированные по рискам на поверхности, носят многоочаговый усталостный характер. При этом, как в центральной зоне, так и по боковой перемычке очаги усталости расположены с двух сторон полки по основанию рисок, что свидетельствует о развитии разрушений под действием двухстороннего изгиба. Участки слияния трещин расположены приблизительно в средних зонах поверхностей разрушений.

Поверхность второго разрушения представленной на рис. 64 перемычки и изломы по второй боковой перемычке полностью утрачены в результате вторичных повреждений.

Исследование поверхностей разрушения полки уголка 8А-5200-25 с привлечением растрового электронного микроскопа фирмы Карл Цейс показало следующее. Разрушение полки произошло в результате её двустороннего изгиба. Об этом свидетельствует наличие очагов разрушения с обеих сторон полки. Очаги зарождения трещины расположены вдоль рисок (рис. 3.75, 3.76). Очагов зарождения несколько с каждой стороны. Это связано с высокой концентрацией напряжения, которая была создана рисками и привела к зарождению трещин от каждой поверхности в нескольких зонах.

В процессе распространения трещин навстречу друг другу произошло их слияние на некоторых участках в середине поверхности разрушения полки (рис. 3.77). При большем увеличении в зоне слияния трещин выявлены усталостные бороздки (рис. 3.68). Признаки статического разрушения материала при слиянии трещин отсутствуют.

Выявленные особенности морфологии рельефа изломов полки, характеризующиеся наличием строчечности и усталостных бороздок на

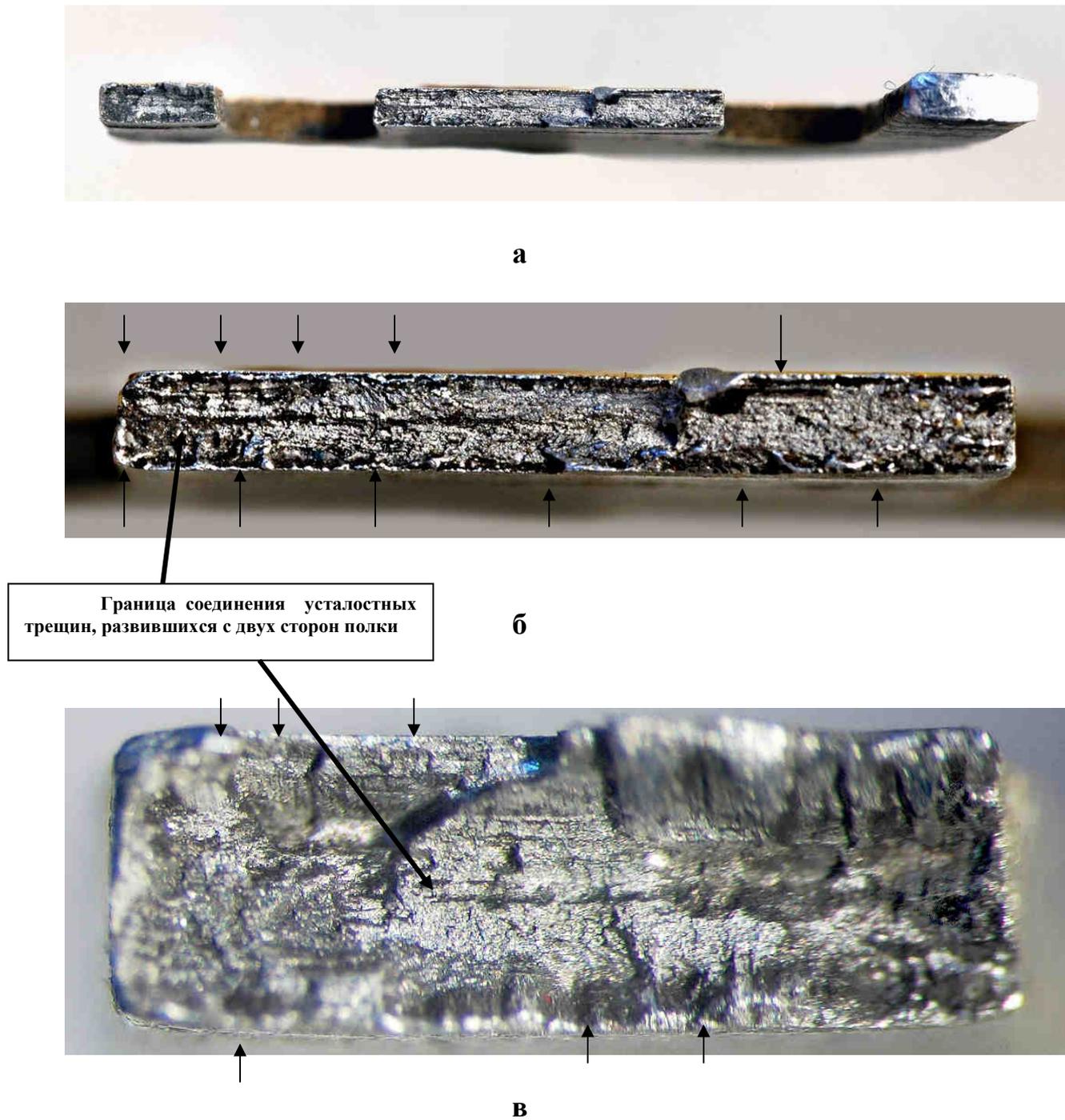


Рис. 3.74. Общий вид поверхностей разрушений полки уголка 8А-5200-25 (а) и виды усталостных изломов полки в центральной зоне (б) и по боковой перемычке (в) при больших увеличениях. Стрелками показано расположение очагов зарождения усталостных трещин.

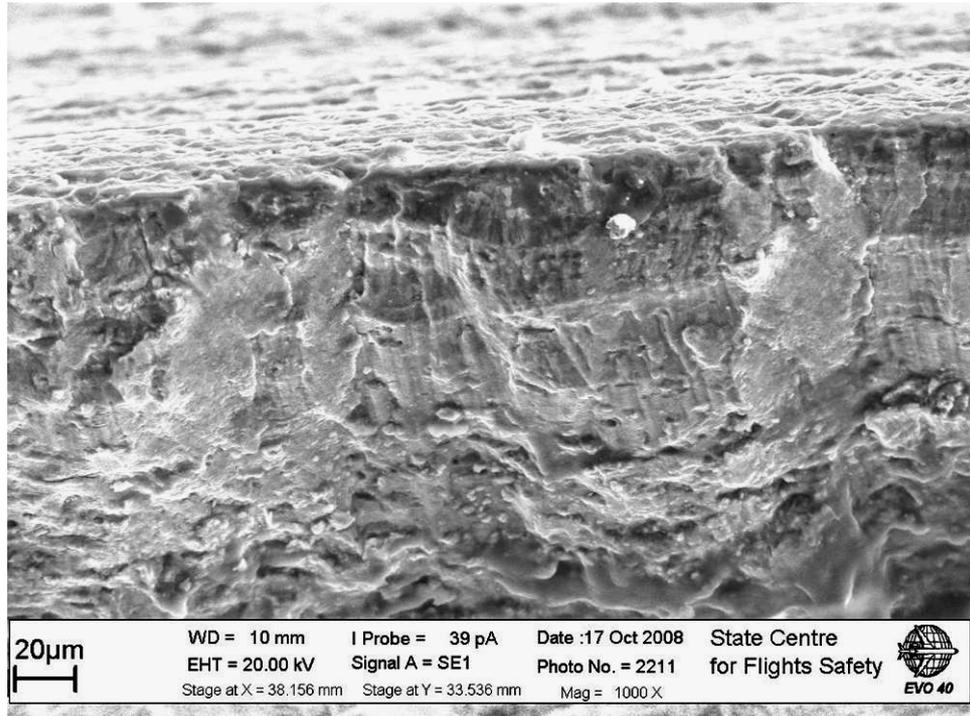


Рис. 3.75. Фрагмент излома полки в очагах разрушения, расположенных по риску с одной стороны по поверхности полки.

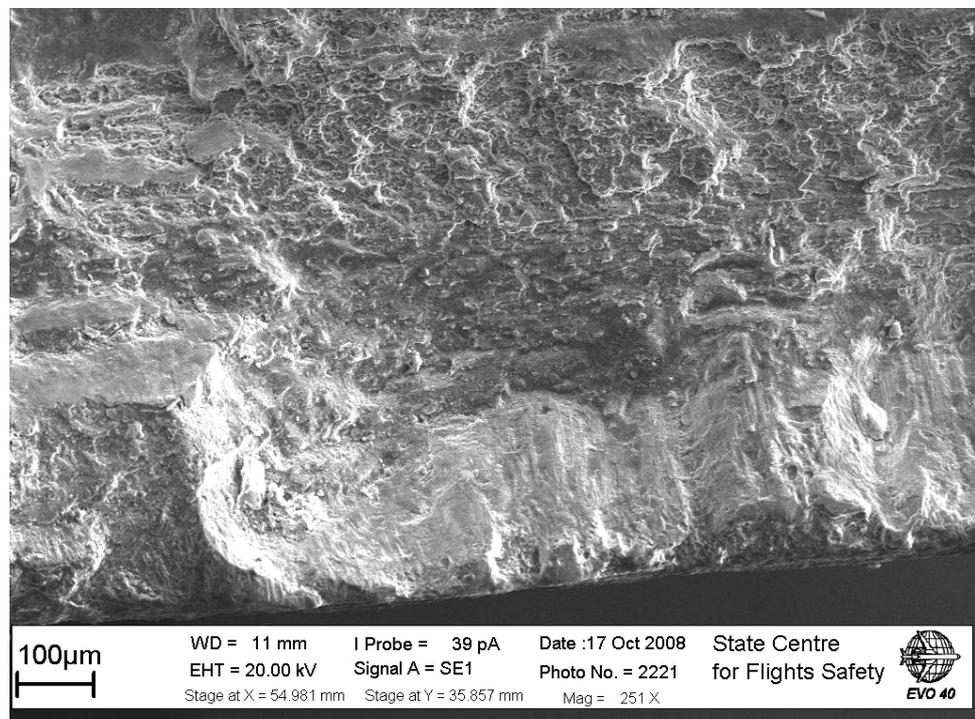


Рис. 3.76. Фрагмент излома полки в очагах разрушения, расположенных по риску с другой стороны по поверхности полки.

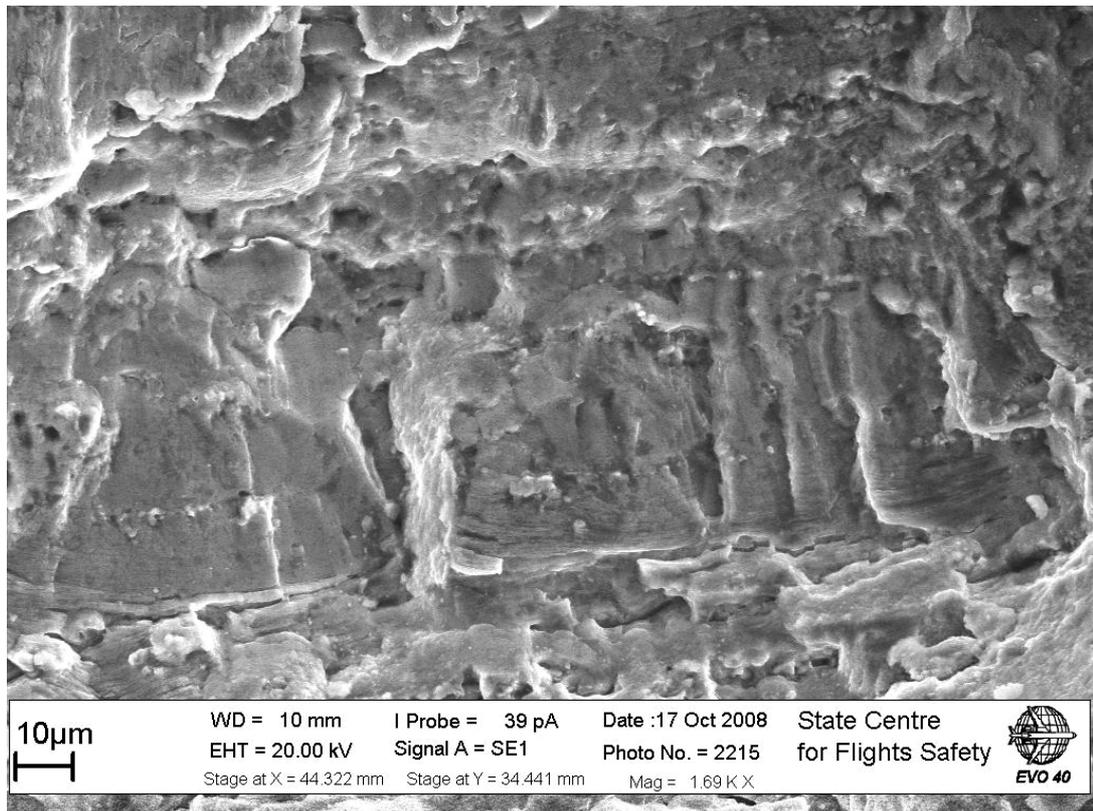


Рис. 3.77. Участок излома в середине сечения полки, где произошло слияние трещин, развивавшихся от ее поверхностей (снизу и сверху). О направлении роста трещин можно судить по форме (выпуклой в сторону разрушения) фронта.

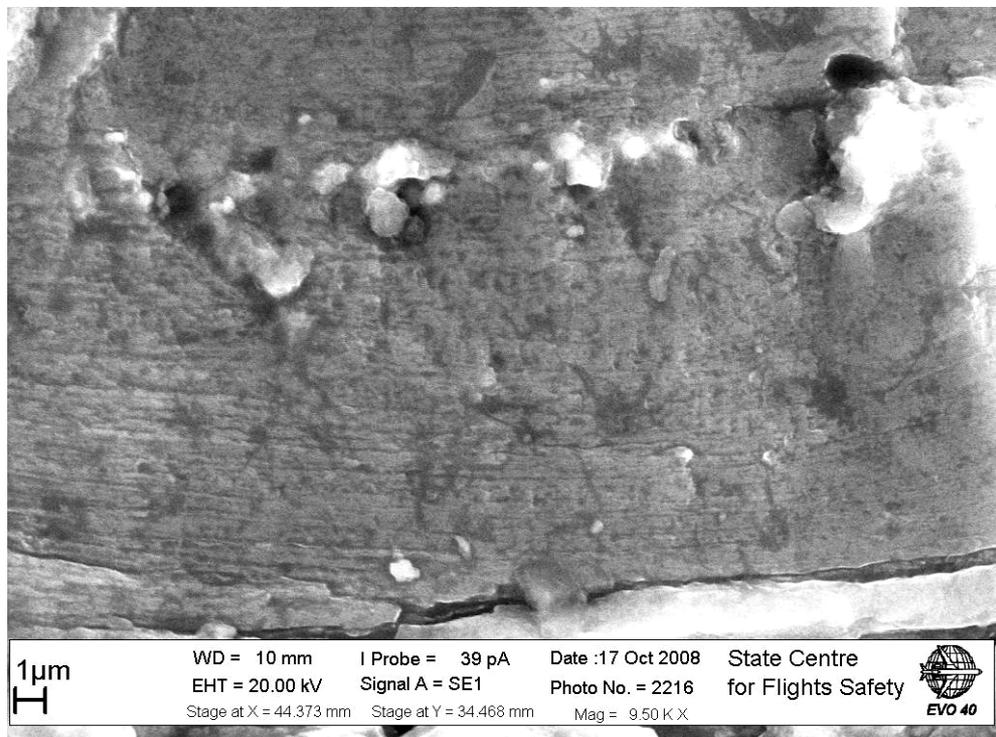


Рис. 3.78. Усталостные бороздки в изломе полки на участке перед слиянием трещин. В последнем этапе разрушения, указывают, что деталь разрушилась в области многоциклового усталости с очагами зарождения по основаниям рисок на ее

поверхности. Отсутствие зон статического долома на участках слияния усталостных трещин свидетельствует, что разрушение детали происходило под действием вибрационных эксплуатационных нагрузок. Признаки воздействия на уголок 8А-5200-25 нерасчетной нагрузки из-за особенностей монтажа элементов проводки ножного управления отсутствуют.

Металлографический анализ материала полки уголка проводился на оптическом световом микроскопе НЕОФОРТ-30 по шлифу, изготовленному поперечно к сечениям разрушения и рискам на поверхности в плоскости, представленной на рис. 3.62. В результате установлено, что металлургических дефектов в материале полки нет. В плоскости шлифа с обеих сторон полки наблюдаются риски глубиной до 0,08 мм (рис. 3.79). Структура материала полки удовлетворительная и представляет собой твердый раствор на основе алюминия с интерметаллидами (рис. 3.80).

Предел прочности материала полки, определенный по результатам измерений твердости, составил $\sigma_b = 60 \text{ кг/мм}^2$, что удовлетворяет требованиям технических условий на сплав Д16Т (по ТУ $\sigma_b \geq 40 \text{ кг/мм}^2$).

Спектральный анализ показал (таблица 3.8), что по содержанию алюминия (основа), меди, марганца, магния и кремния материал полки относится к алюминиевому сплаву типа Д16, что предусмотрено требованиями чертежа 8А-5200-25.

Таблица 3.8

Сравнение результатов спектрального анализа с основными легирующими элементами марочного состава сплава, %

Элементы Образец	Al	Cu	Mg	Mn	Si
Полка	Основа	4,0	1,5	0,8	<0,5
Д16	Основа	3,8...4,9	1,2...1,8	0,3...0,9	≤0,5

Результаты проведенных лабораторных исследований показывают, что разрушение полки уголка 8А-5200-25 носит многоцикловый усталостный характер и связано с использованием для его изготовления профиля с толщиной полок 1,6 мм (по конструкторской документации 1,85...2,15 мм - Д16Т 410112(Pr100-60) ОСТ 1 90113-86) при наличии на поверхностях продольных прессовых рисков глубиной 0,08 мм, не допускаемых требованиями конструкторской документации.

Признаки воздействия на уголок 8А-5200-25 нерасчетной нагрузки из-за особенностей монтажа элементов проводки ножного управления отсутствуют. Наличие глубоких продольных прессовых рисков на обеих поверхностях полки, сыгравших роль острых концентраторов напряжений и дополнительно утонивших полку на 0,16 мм, явившихся инициаторами

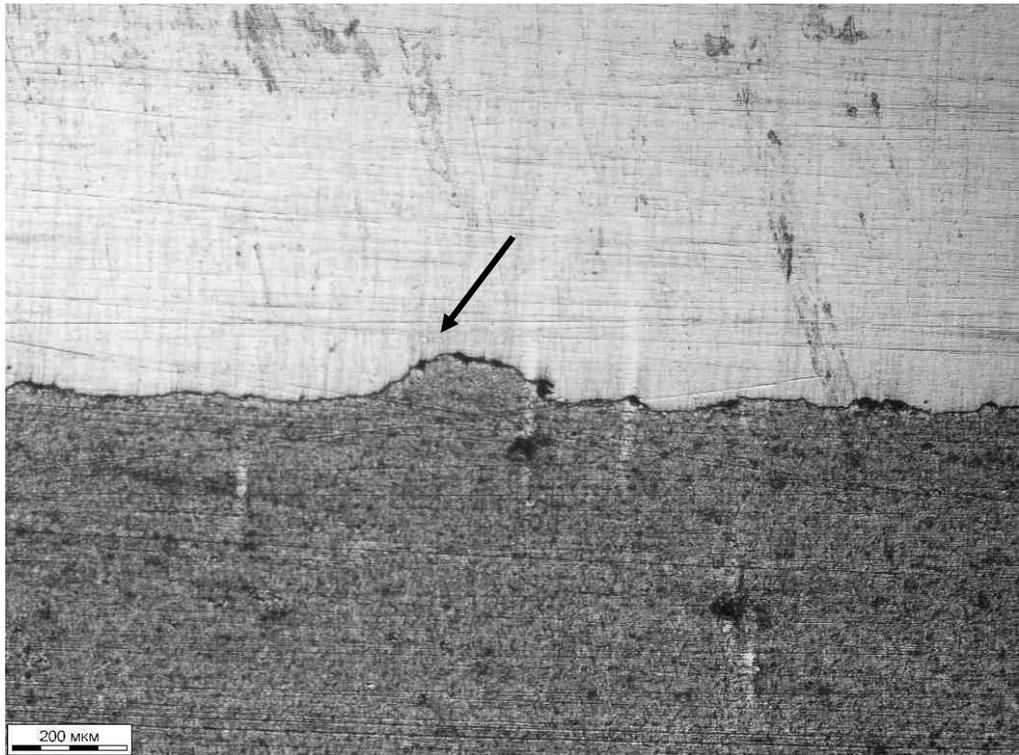
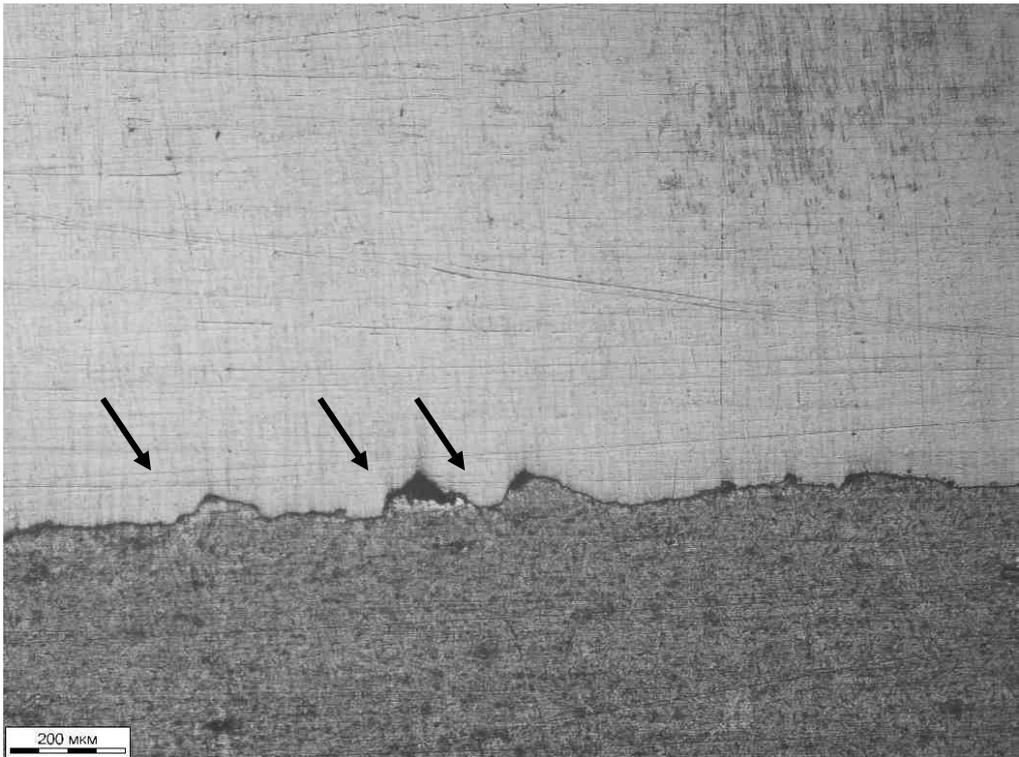
**а****б**

Рис. 3.79. Виды рисок на двух (**а**, **б**) поверхностях полки в плоскости шлифа, изготовленного по боковой перемычке (см.рис.3.62).

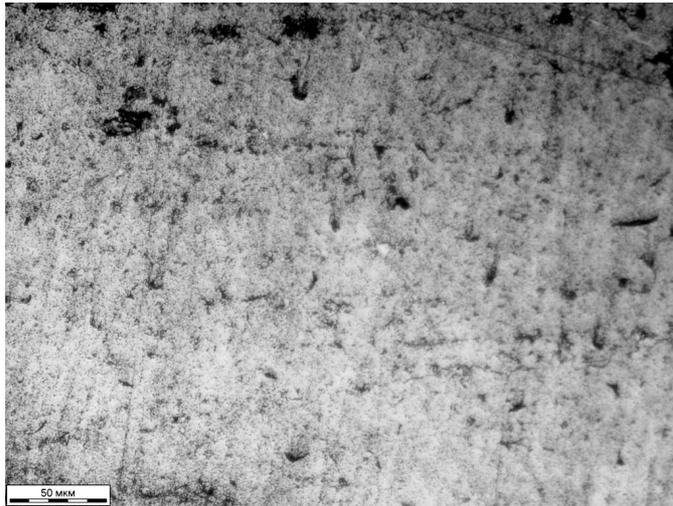


Рис.3.80. Вид структуры материала полки уголка 8А-5200-25.

зарождения с двух сторон усталостных трещин, является нарушением требований чертежа 8А-5200-25.

Исследовательская практика располагает достаточным количеством случаев выхода из строя элементов конструкции системы ножного управления. Наиболее распространенными причинами таких повреждений являются ослабление натяжения тросов проводки, несоосное закрепление на шпангоутах направляющих текстолитовых колодок и воздействие на проводку нерасчетных динамических нагрузок со стороны втулки рулевого винта при усталостном выкрашивании материала опорных поверхностей гаек 8-3914-123 и 8-3914-146 осевых шарниров. Все исследовавшиеся случаи сопровождались износом проволок тросов на участках их работы на направляющих текстолитовых колодках и роликах, усталостными обрывами проволок тросов, износом колодок. Следует подчеркнуть, что перечисленные дефекты отмечались по всем элементам тросовой проводки системы ножного управления вертолета. В исследуемом случае отмеченные типовые повреждения отсутствовали. Более того, судя по иллюстрации направляющей колодки 8-5200-01 с разрушенного уголка 8А-5200-25 и участков двух тросов, работавших на ней (рис. 3.81), отмеченные типовые повреждения отсутствуют и на них. Это дает основания полагать, что усталостное разрушение полки уголка 8А-5200-25 на вертолете Ми-8Т RA-24523 с качеством натяжения тросов и монтажа элементов их проводки не связано.

Результаты проведенного исследования дали основание заключить, что многоцикловое усталостное разрушение уголка 8А-5200-25 крепления направляющей колодки 8-5200-01 системы ножного управления вертолета Ми-8Т RA-24523 обусловлено достижением деталью предельного состояния из-за использования для ее изготовления профиля с толщиной полок 1,6 мм (по конструкторской документации 1,85...2,15 мм - Д16Т 410112(Пр100-60) ОСТ 1 90113-86) при наличии на поверхностях продольных прессовых рисок глубиной 0,08 мм, не допускаемых требованиями конструкторской документации. Дефект – производственный.

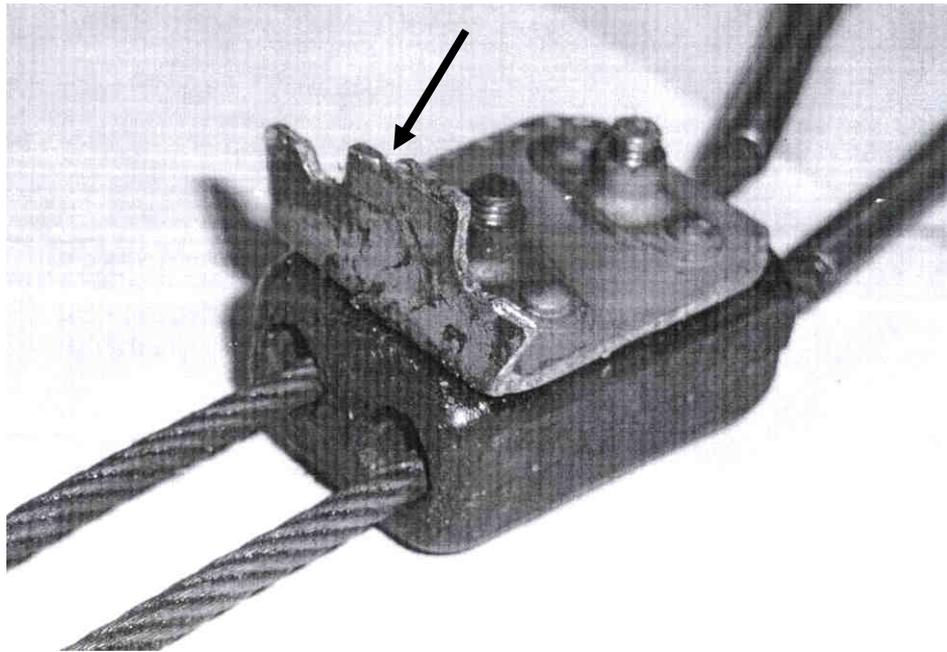


Рис. 3.81. Вид направляющей колодки 8-5200-01 и тросов, проходящих через ее отверстия, системы ножного управления вертолета Ми-8Т RA-24523. Иллюстрация представлена в составе сопроводительной документации. Стрелкой показана разрушенная полка уголка 8А-5200-25.

ОАО «Улан-Удэнский авиационный завод» было рекомендовано (заключение №9316-И/103 от 11.12.2008) исключить случаи пропуска на эксплуатацию уголков 8А-5200-25 крепления направляющих колодок 8-5200-01 системы ножного управления вертолетов типа Ми-8, изготовленных с отклонениями от требований конструкторской документации по толщине и шероховатости поверхностей полок.

Приведены материалы заключения № 9316-И/103 от 11.12.2008

3.6. Разрушение диска 1-ой ступени двигателя КНД двигателя Д-30КУ-154 №03059338912424 самолета Ту-154М RA-85667

30.06.2008 в процессе разбега самолета Ту-154М RA-85667, принадлежащего ОАО «Аэрофлот», в а/п Пулково произошел отказ двигателя, сопровождавшийся его нелокализованным разрушением. При осмотре двигателя выявлено разрушение диска I-ой ступени КНД.

В Государственный центр «Безопасность полетов на воздушном транспорте» на исследование из ОАО «Аэрофлот» поступил диск 40-01-577 I-ой ступени КНД двигателя Д-30КУ-154 №03059338912424 самолета Ту-154М RA-85667.

Двигатель Д-30КУ-154 №03059338912424 выпущен ОАО «НПО «Сатурн» 27.05.1988, наработал с начала эксплуатации 17657 часов (6020 циклов), в том числе 2663 часа (888 циклов) после последнего (третьего) ремонта, выполненного 21.02.2007 в ОАО «НПО «Сатурн».

Диск 40-01-577 I-ой ступени КНД №2 (плавка 8-3-144) изготовлен в марте 1989 года. При ремонтах диск не заменялся, имеет наработку двигателя. В процессе первого ремонта, выполненного в 1993 году в ОАО «НПО «Сатурн» рабочее колесо I ступени не разбиралось. В процессе второго ремонта, выполненного в 1999 году в ОАО «НПО «Сатурн», диск был проконтролирован методом ЛЮМ1-ОВ, замечаний не было. Также при этом ремонте в рабочем колесе I ступени КНД была заменена одна лопатка 40-01-576 (паз №26) на лопатку I категории. При последнем ремонте диск также был проконтролирован методом ЛЮМ1-ОВ, замечаний не было. Лопатки не заменялись.

В ходе исследования были выполнены следующие работы:

- изучение технического состояния диска 40-01-577 I ступени КНД и другие фрагменты двигателя;
- фрактографическое исследование излома диска;
- металлографическое исследование материала диска;
- фрактографическое исследование излома диска, имеющего трещину при испытании на УИР-1;
- анализ статистических данных по аналогичным случаям разрушений дисков 40-01-577 I ступени КНД двигателей Д-30КУ-154(КУ, КП);
- обобщение материалов исследования.

Изучение деталей, присланных на исследование, показало, что все они представляют собой фрагменты, разрушенные в результате первоначального разрушения диска I ступени КНД. Все разрушения деталей, за исключением диска I ступени КНД, носят статический характер и произошли в результате приложения однократной или повторно-статической нерасчетной нагрузки.

Среди присланных на исследование обломков были найдены фрагменты разрушенных лопаток рабочего колеса I ступени КНД. Их сопоставление с лопатками, сохранившимися в диске, показало, что имеющиеся фрагменты не относятся к лопатке №9. Кроме того, лопатка №10, в пазе которой произошло разрушение диска I ступени КНД, также отсутствует.

Изучение состояния рабочего колеса I ступени КНД показало, что его разрушение заключается в отрыве сектора ободной части диска с пятью лопатками (рис. 3.82). У лопатки № 9 отсутствует примерно $\frac{3}{4}$ пера. Лопатка № 8 разрушена выше антивибрационной полки, а лопатка № 7 – под ней. Диаметрально противоположно от зоны разрушения диска лопатка №29 разрушена почти под корень, лопатка №31 разрушена над антивибрационной полкой. Разрушения лопаток имеет статический характер. Остальные лопатки имеют деформацию в направлении против вращения. Антивибрационные полки лопаток имеют следы перехлеста и износа.

Изучение излома диска показало, что он имеет усталостный характер с началом развития разрушения от угла, образованного пазом «ласточкин хвост» и задним торцом диска, со стороны корыта лопатки (рис. 3.83). Разрушение происходило по границе перехода доньшка паза в галтельный переход к его боковой грани практически перпендикулярно доньшку паза. В изломе наблюдаются усталостные макролинии (см.рис.3.83).

Угол, образованный пазом «ласточкин хвост» и задним торцом диска, выполнен в виде скругления острой кромки радиусом 0,1...0,2 мм, что соответствовало требованиям ОСТ 1.0002280 (по ТУ 0,1...0,4 мм), действовавшим на момент изготовления диска. Радиус галтельного перехода от боковой грани к доньшку составляет 1,8 мм, что соответствует требованиям чертежа (по ТУ R1,8...2,0 мм).

Фрактографическое исследование излома диска было выполнено на растровом электронном микроскопе фирмы Карл Цейс.

Зона начального формирования участка разрушения диска расположена вдоль поверхности основания паза под лопатку (рис. 3.84). Указанная зона была сформирована в результате образования множества очагов.

Два очага, образованных в результате квазихрупкого разрушения материала, с формированием скола по глобулам глобулярной структуры титанового сплава, расположены в непосредственной близости от поверхности на расстоянии около 100 мкм (рис. 3.75).

На расстоянии около 2 мм от указанных очагов, вдоль поверхности паза под лопатку, расположен ещё один очаг зарождения трещины (рис. 3.86) от поверхности паза. Анализ излома показал, что основное разрушение прошло мимо этого очага и он не определил формирование рельефа основного излома. Поэтому его следует рассматривать, как вторичный очаг разрушения, от которого начала распространяться трещина, но она не определила генеральное разрушение.

Сказанное подтверждает ещё один участок более протяжённого очага усталостной трещины, расположенный ближе к торцу диска (рис. 3.87). Его рельеф имеет такие же морфологические особенности, как и представленный автономный очаг на рис.3.86. Он сформирован в результате внутризёрненного, квазихрупкого разрушения материала по плоскостям скольжения. Его следует относить также к строчечности, отражающей высокочастотное нагружение материала и его



а



б

Рис. 3.82. Общий вид разрушенного в эксплуатации рабочего колеса I ступени КНД с передней (а) и задней (б) сторон. Участок начального разрушения диска обведён кругом, а направление роста трещины в полотне диска указано стрелками.

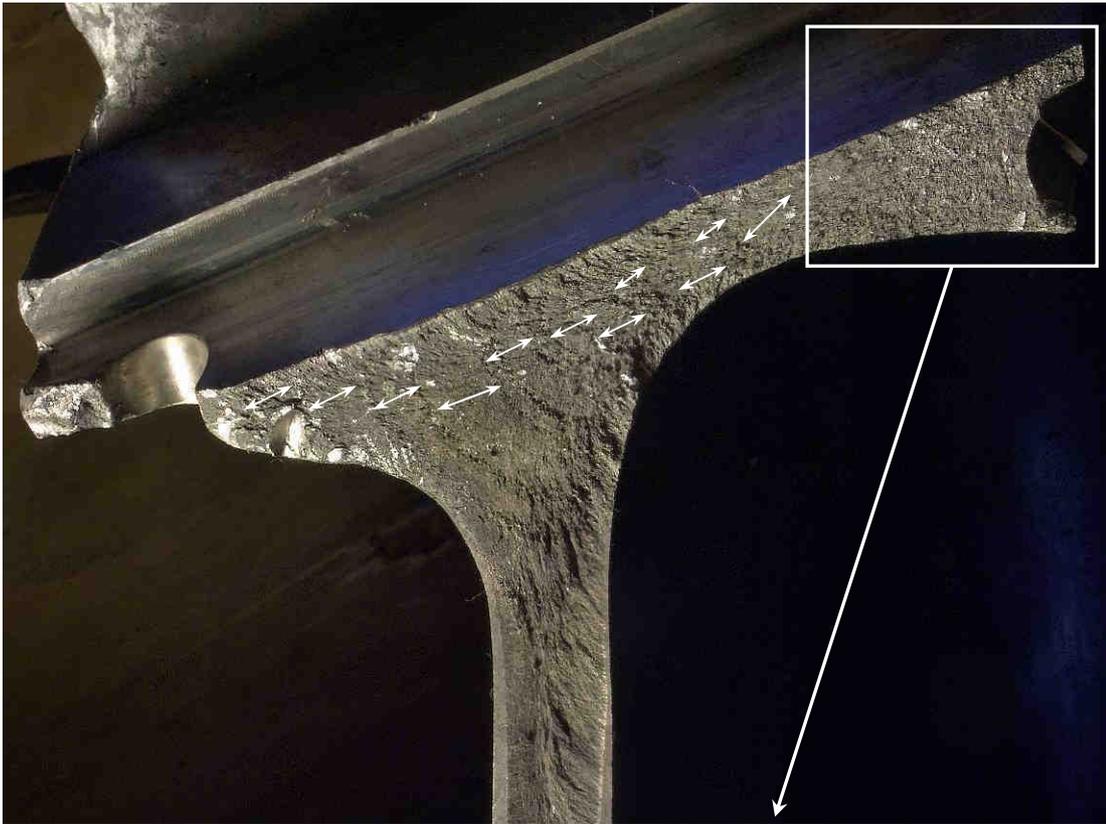


Рис. 3.83. Общий вид излома титанового диска 40-01-577 с указанием расстояния (стрелки) между макролиниями усталостного разрушения.

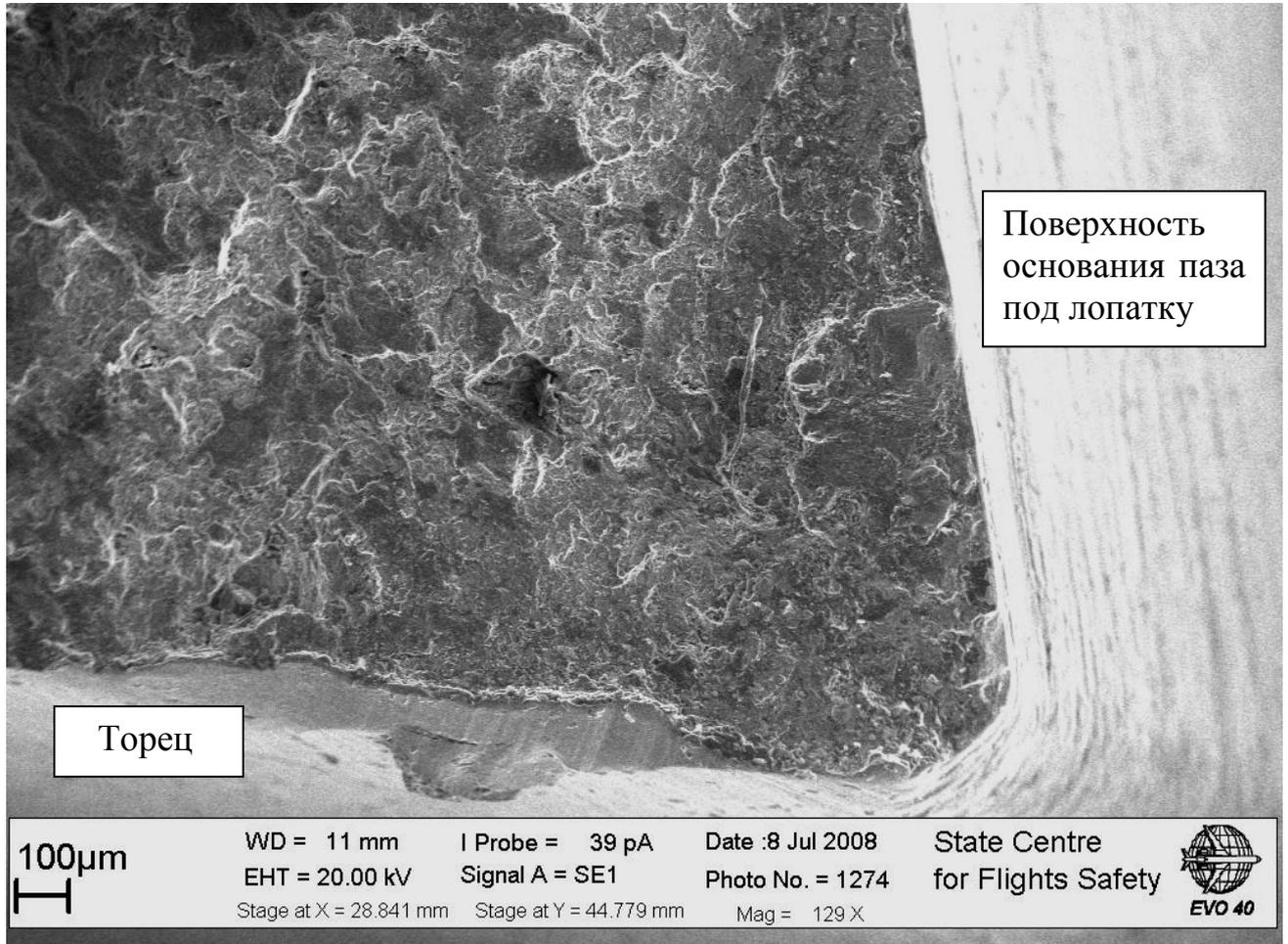
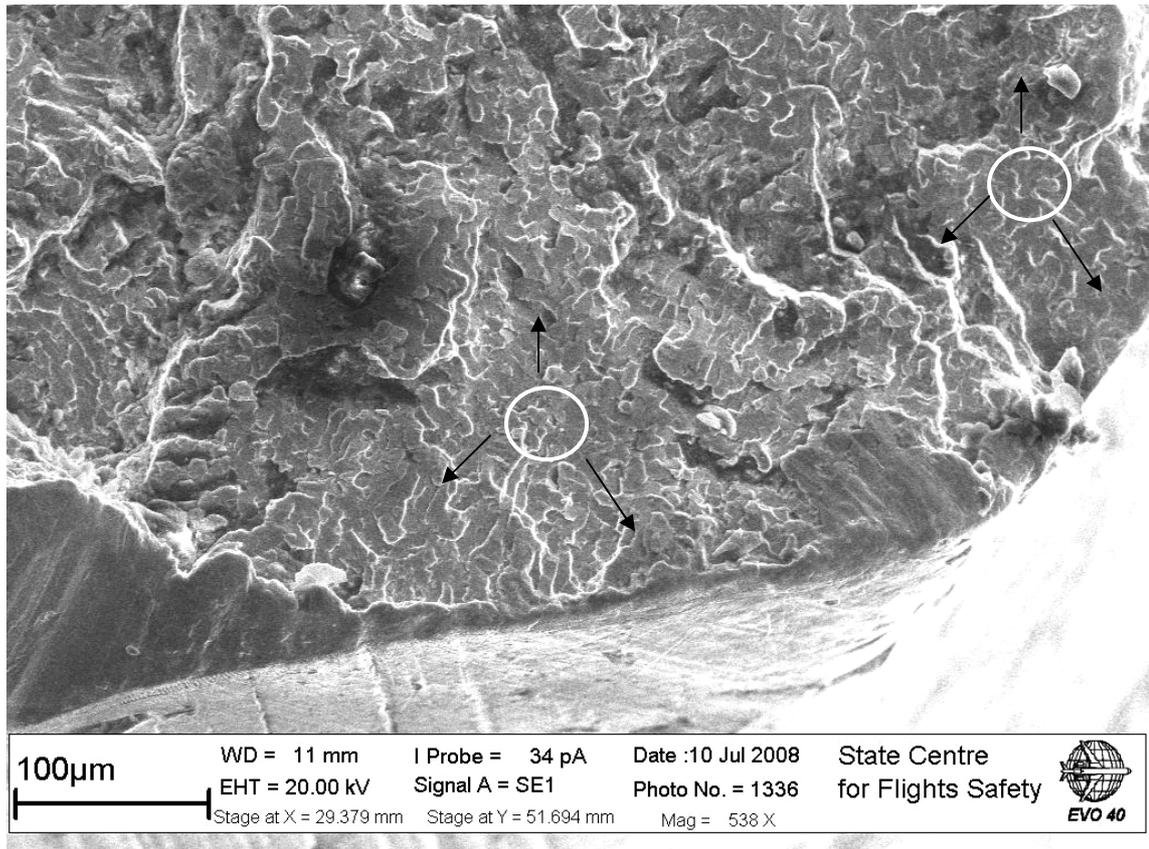
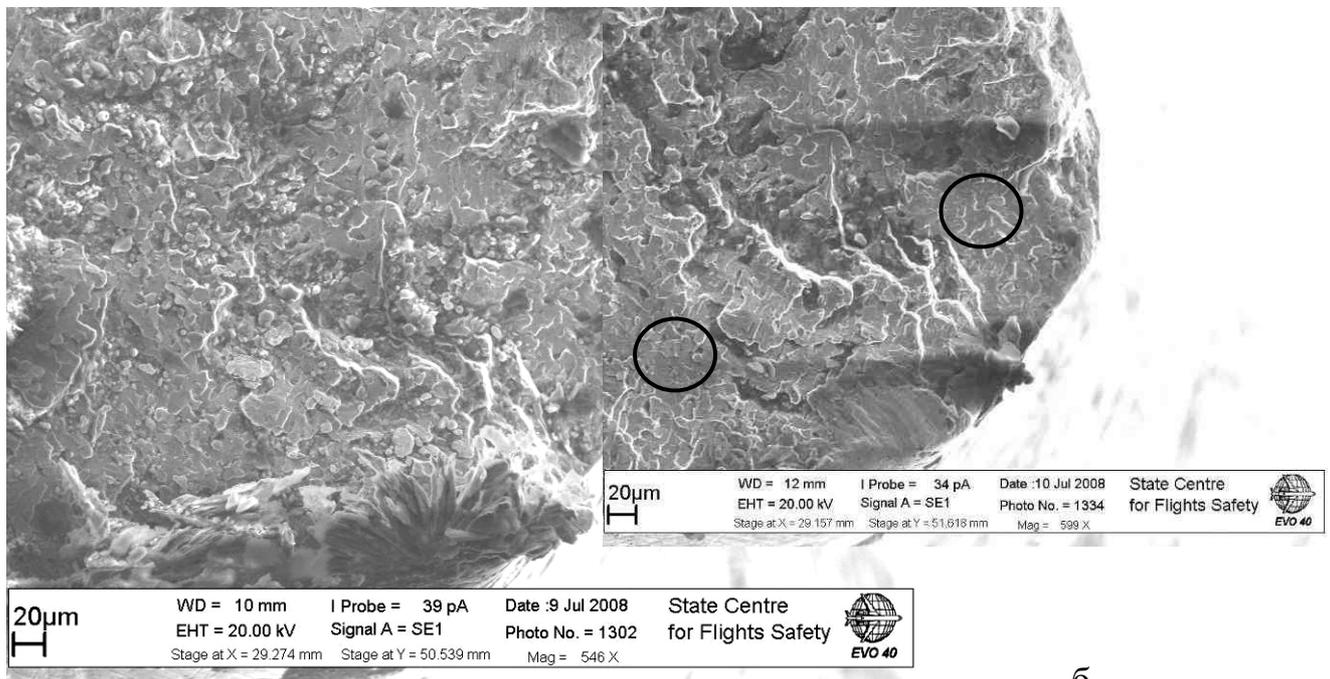


Рис. 3.84. Общий вид зоны излома диска 40-01-577, сформированной на начальном этапе разрушения.



a



b

Рис. 3.85. Два очага усталостного разрушения у радиусного перехода диска, расположенные на удалении от поверхности. Стрелки указывают направление роста трещины.

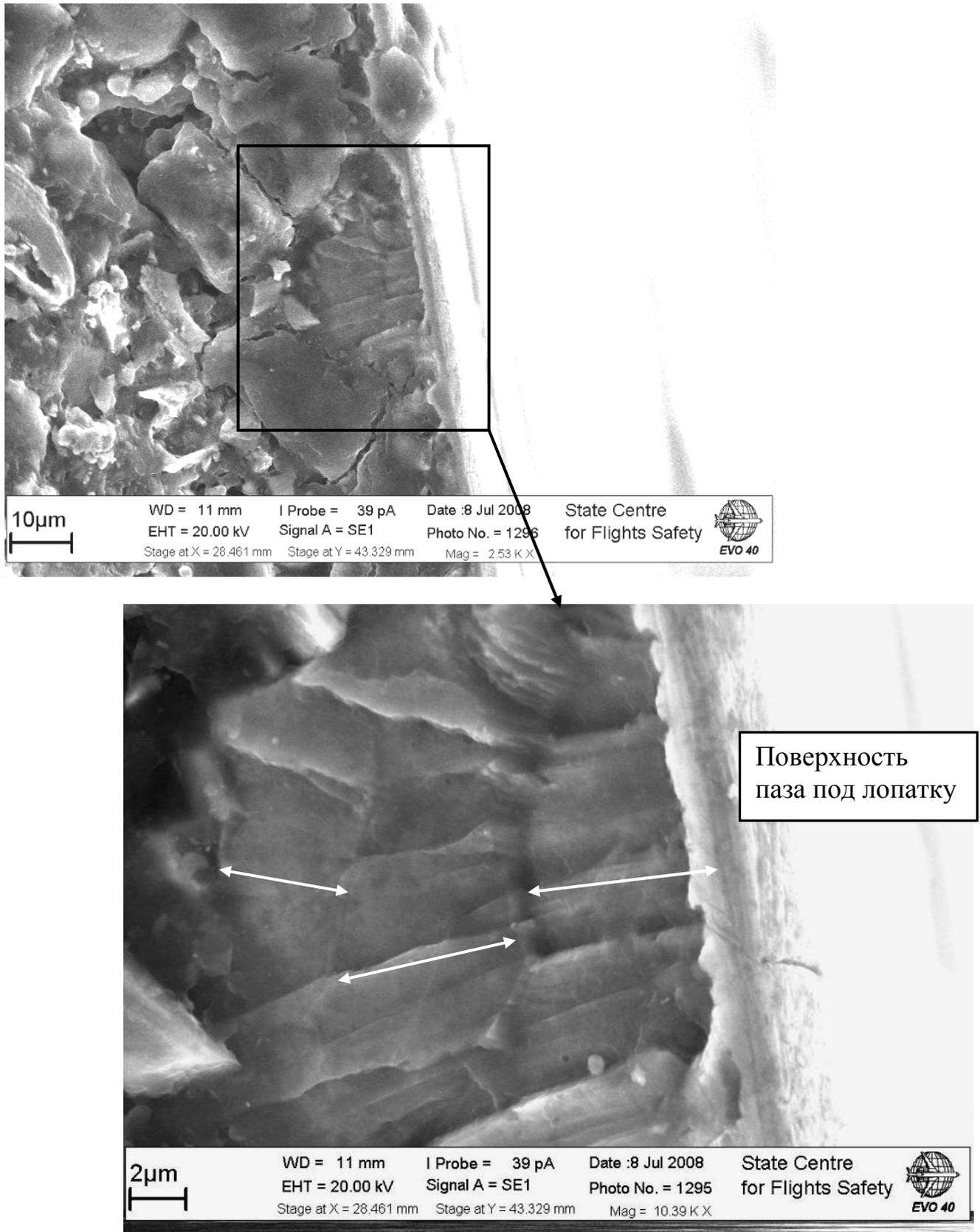


Рис. 3.86. Рельеф излома в очаге вторичного разрушения диска от поверхности паза под лопатку. Стрелки указывают на три границы роста трещины в виде мезолиний, характеризующие три цикла ПЦН.

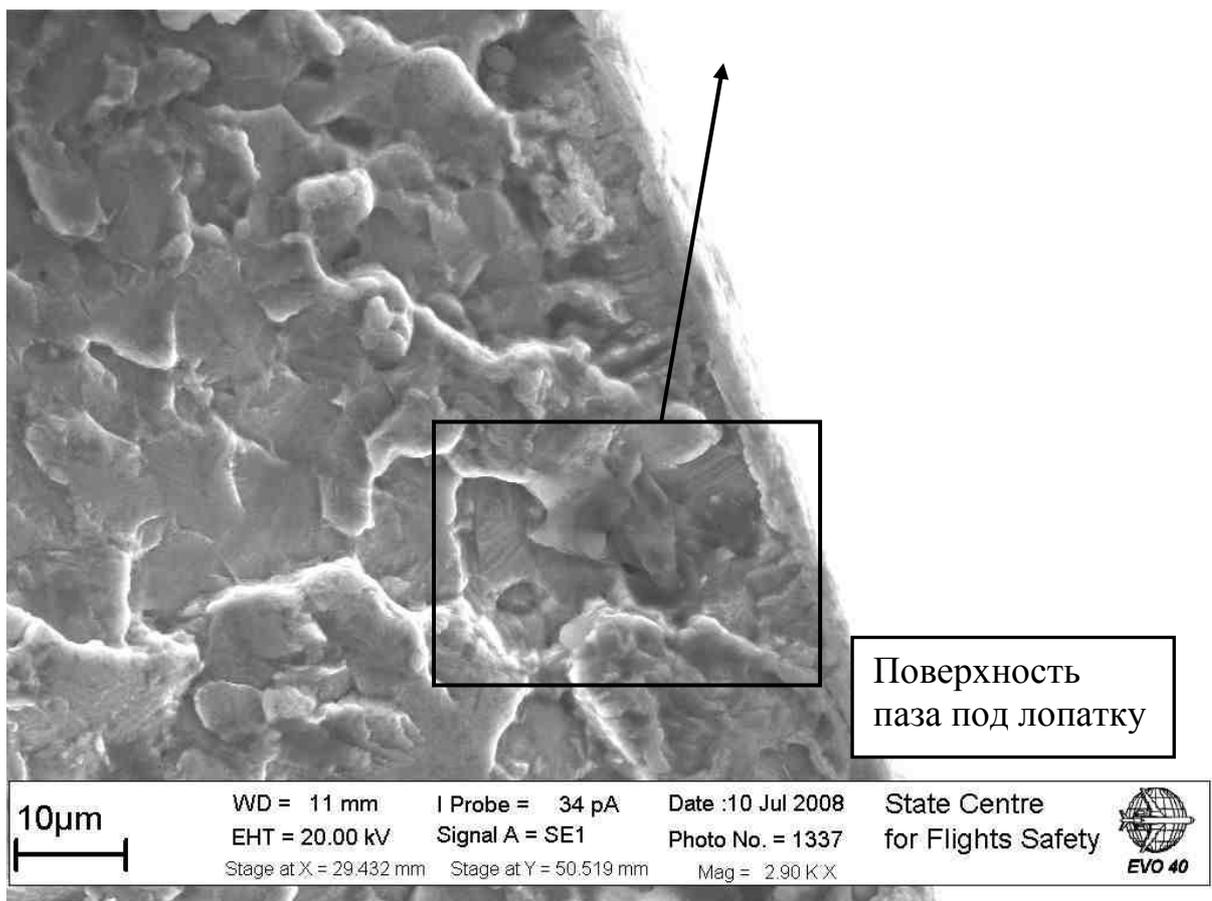
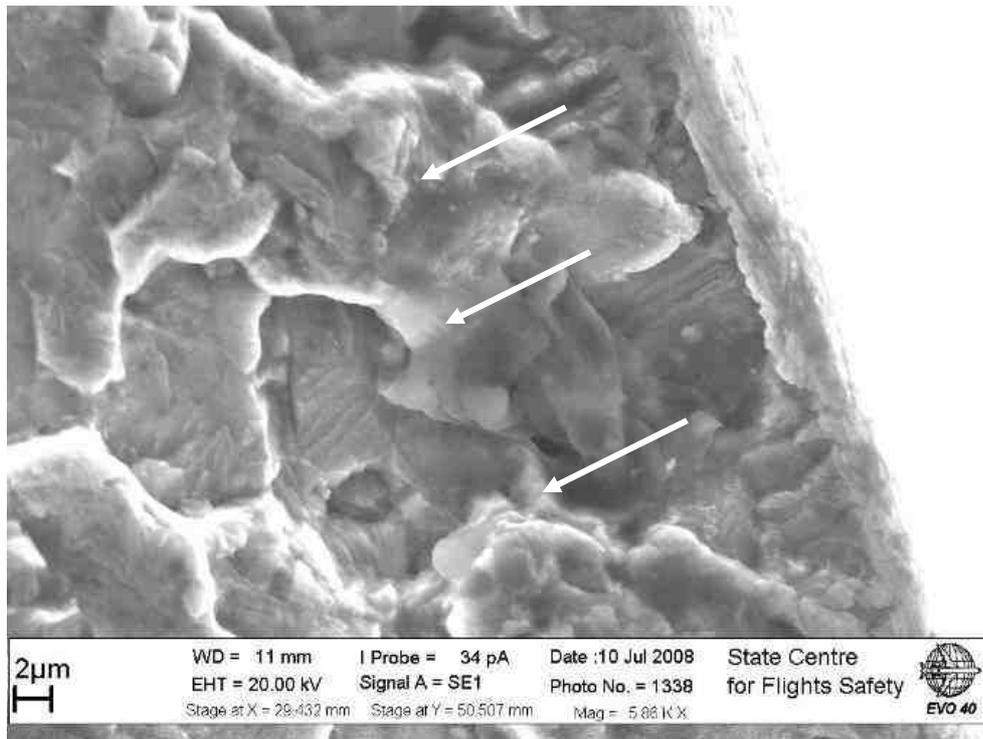


Рис. 3.87. Общий вид участка ещё одного протяженного очага разрушения вдоль границы поверхности паза под лопатку, от которого развивается основное разрушение. Стрелками указано направление разрушения.

разрушение в области многоциклового усталости при долговечности более 10^7 циклов.

На рассматриваемых участках, глубина которых находится в пределах 50 мкм, также выявлены мезолинии усталостного разрушения, характеризующие полетный цикл нагружения (ПЦН). По наблюдаемой морфологии рельефа имеются 4 таких линии, а за строчечностью наблюдаются блоки усталостных бороздок, шаг которых составляет около 0,1 мкм (рис. 3.78). Ориентировка усталостных бороздок показывает, что они сформированы также от вибрационной нагрузки, задаваемой лопаткой, как и начальная зона.

На отдельных участках вдоль начальной зоны разрушения от поверхности паза под лопатку, выявлен дискретный переход к внутризёрённому сколу глобулов без блока усталостных бороздок (см. рис. 3.87).

Был проведён анализ состояния поверхности паза под лопатку в зоне развития многоциклового усталостного разрушения. Выявлено, что участок разрушения по механизму многоциклового усталости сформирован от одной из рисок (рис. 3.89).

Зона разрушения от риски частично была вскрыта при долоте диска, а частично осталась не вскрытой и имеет продолжение под основным изломом. На факт раскрытия трещин от рисок указывает сформированная ступенька от основного излома при его соединении с указанной зоной, на поверхности которой имеется ориентированный рельеф сдвигового разрушения материала (рис. 3.90). Сдвиг направлен в сторону почти перпендикулярно поверхности излома.

Параллельно участкам излома, сформированным по механизму многоциклового усталости, выявлена ещё одна усталостная трещина протяжённостью несколько миллиметров (рис. 3.91).

Существенно подчеркнуть, что на расстоянии от угла излома около 1мм произошло развитие основного усталостного разрушения диска от участка первоначального многоциклового разрушения (см.рис. 3.87). На это указывает ориентировка мезолиний и рельефа в виде ступенек внутри фасеток квазискола.

Из этого следует, что один из участков основного излома на начальном этапе роста трещины был инициирован зоной многоциклового усталостного разрушения от риски, продольно расположенной на поверхности паза под лопатку.

Итак, первоначально в лопатке были сформированы трещины от рисок по поверхности паза под лопатку по механизму многоциклового усталости. На одном из участков многоциклового трещины произошло дальнейшее развитие разрушения диска в его глубину. Большая часть участка с усталостным разрушением по механизму многоциклового усталости не получила развития вглубь межпазового выступа диска.

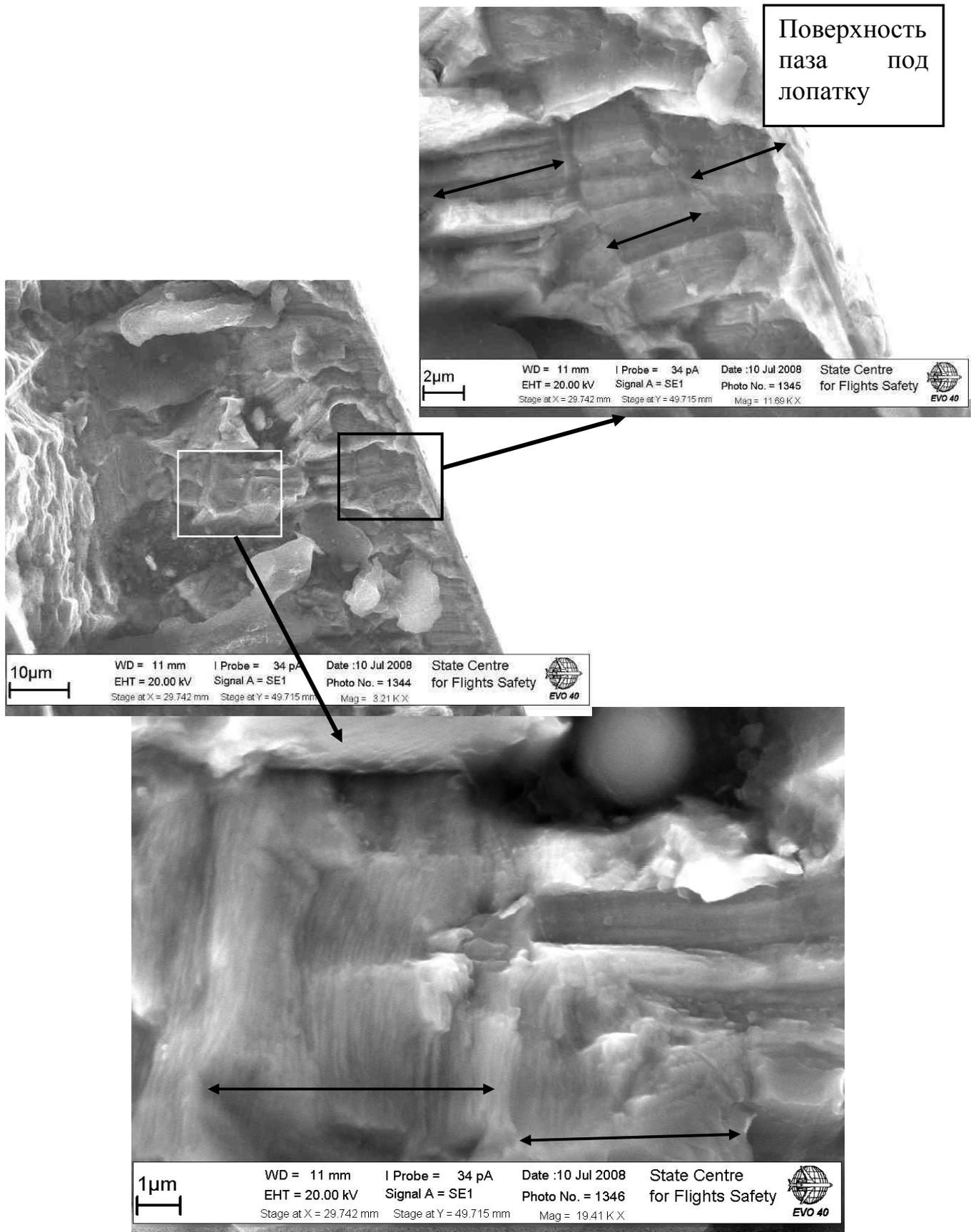


Рис. 3.88. Участок начального роста трещины от поверхности паза под лопатку с переходом к разрушению в результате формирования усталостных бороздок. Двойные стрелки указывают развитие трещины за НЦН.

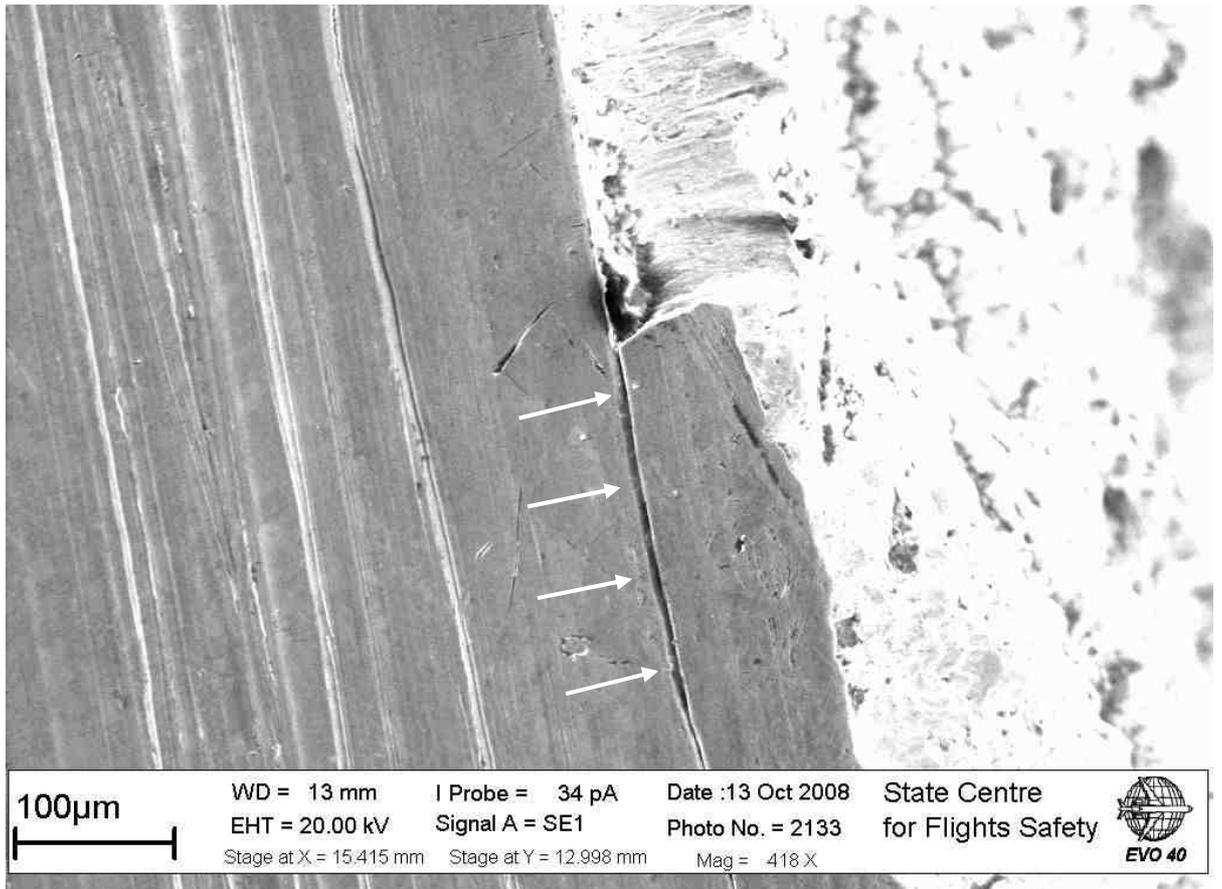


Рис. 3.89. Общий вид участка поверхности паза под лопатку с трещиной (указана стрелками), которая частично осталась не вскрытой при окончательном разрушении обода.

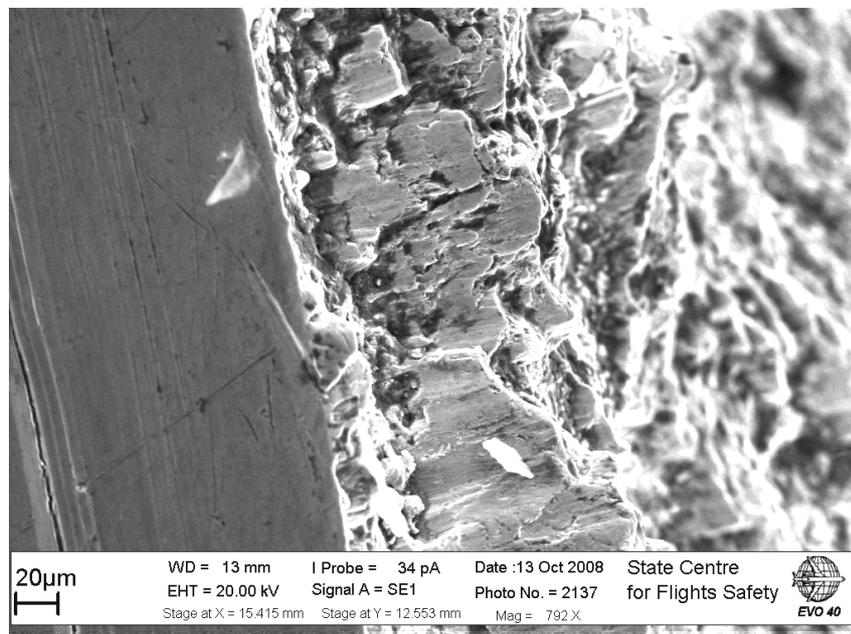


Рис. 3.90. Участок поверхности сдвигового рельефа, сформированного при вскрытии участка многоциклового разрушения.

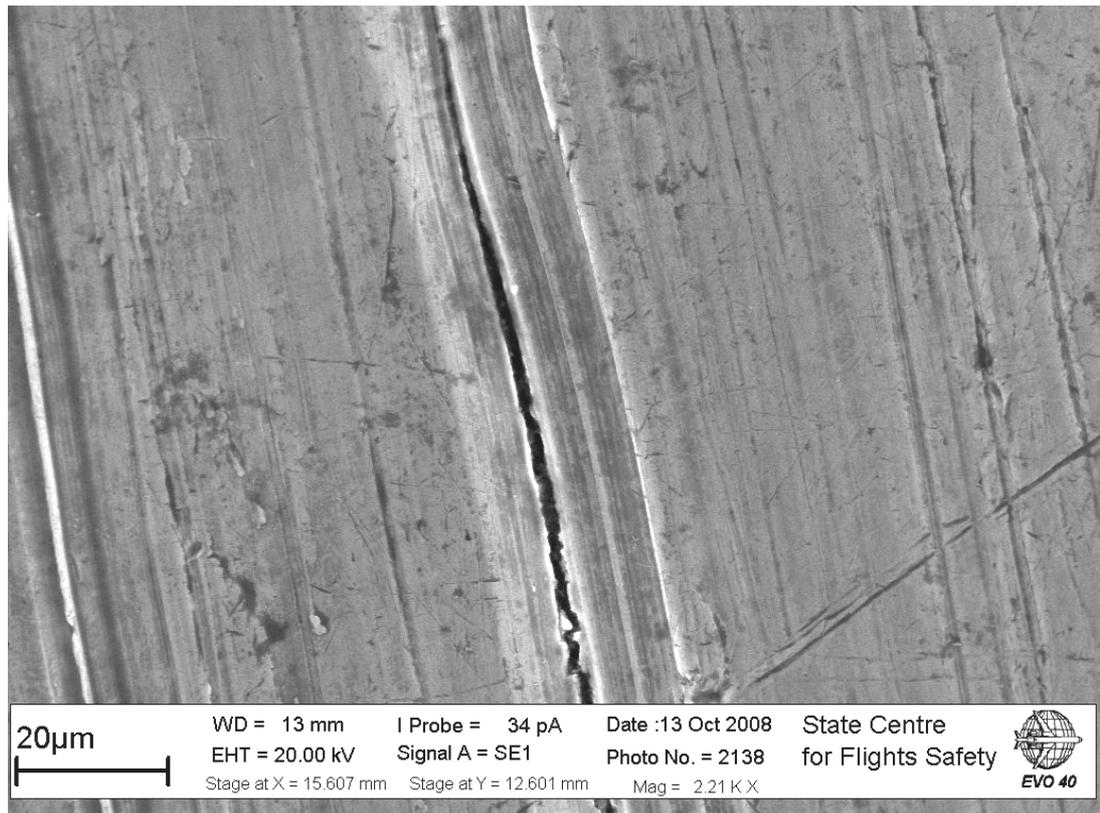


Рис. 3.91. Участок поверхности галтельного перехода паза под лопатку с трещиной, расположенной параллельно основному излому.

На основании выявленной закономерности формирования рельефа излома можно заключить, что он сформирован от множества очагов, расположенных преимущественно под поверхностью межпазового выступа. Один из очагов связан с распространением трещины от участка первоначального разрушения материала по механизму многоциклового усталости со стороны поверхности паза под лопатку.

Все описанные особенности зарождения трещины вдоль границы паза под лопатку указывают на существенную роль в разрушении диска на начальном этапе нагрузок, которые вызывались колебанием лопатки. Однако решающую роль в нагружении играли колебания самого диска, чем и следует объяснить столь радикальный, дискретный переход в формировании рельефа излома – от строчечности к бороздкам или сколу глобулов. На это же указывают границы в виде ступеньки, сформированной на других участках начальной трещины от паза под лопатку. Такие ступеньки указывают на то, что трещина, зародившаяся от внутренних очагов, вышла к поверхности паза. В момент соединения внутренней трещины и трещины от поверхности паза, которые располагались в разных плоскостях разрушения, была сформирована рассматриваемая ступенька.

Помимо этого были выявлены ещё два внутренних очага усталостного разрушения, которые удалены от поверхности паза под лопатку на расстояние 150 мкм и 750 мкм (рис. 3.92). Указанная на рисунке 3.92

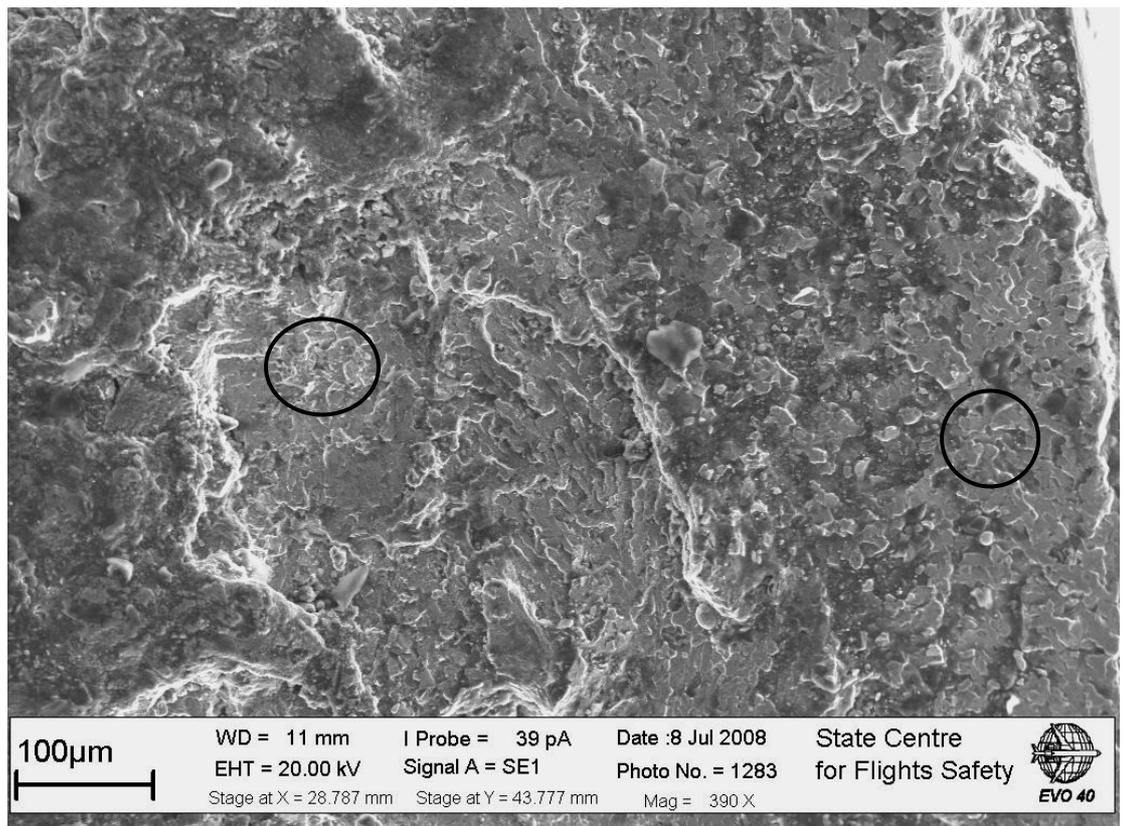
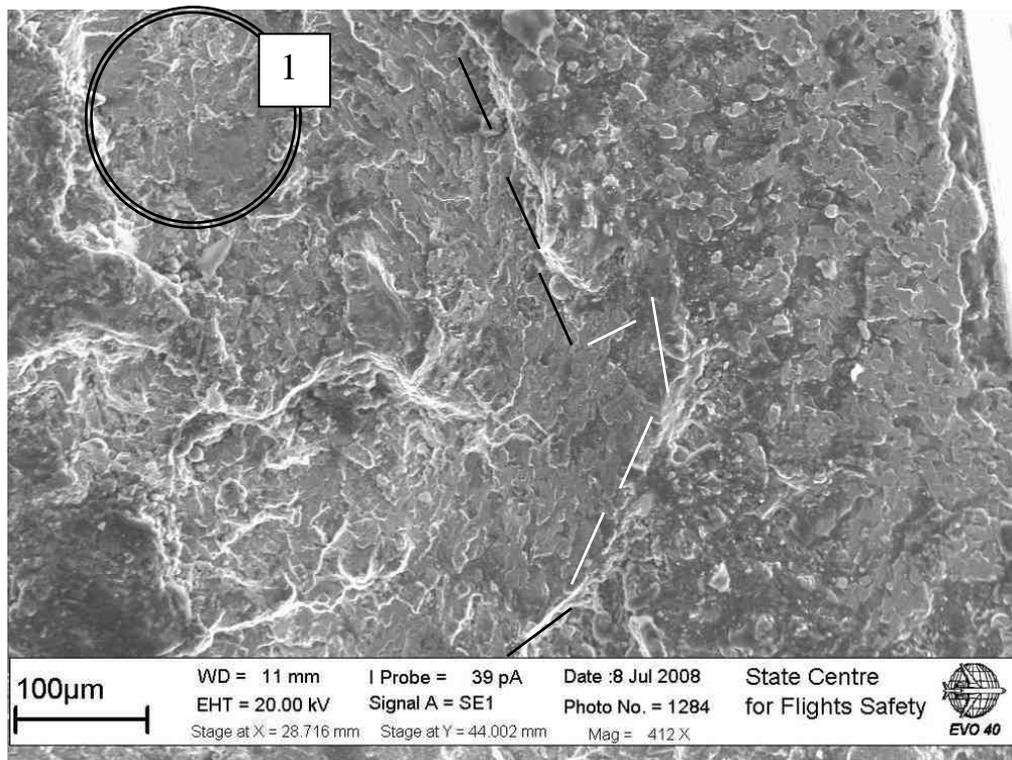


Рис. 3.92. Рельеф излома вокруг двух очагов зарождения трещины (указаны кругами со сплошной линией) на удалении от поверхности паза под лопатку, а также две мезолинии роста трещины от наиболее удалённого очага разрушения (указаны цифрой «1» для круговой сдвоенной линии, а вторая линия указана пунктиром).

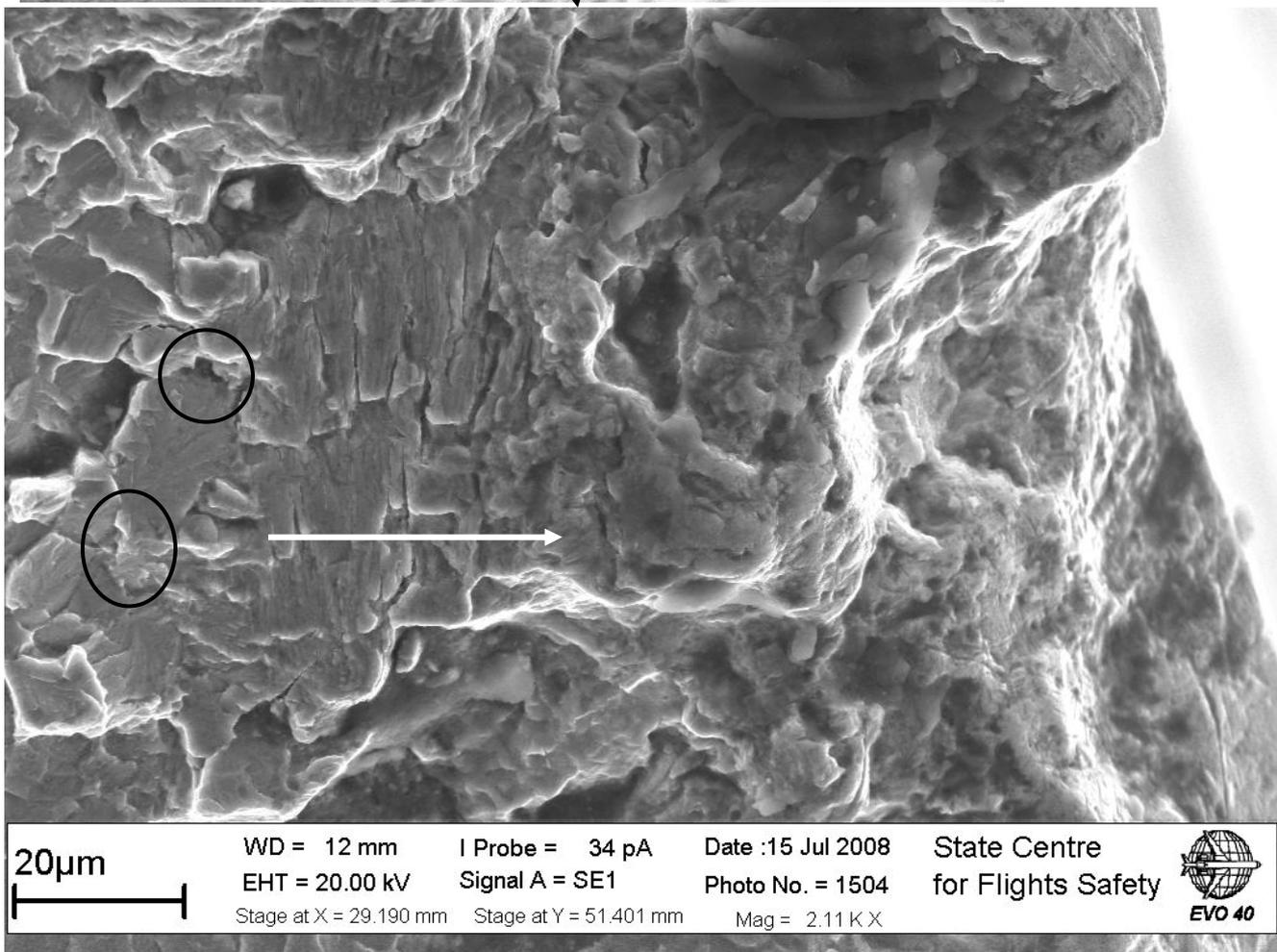
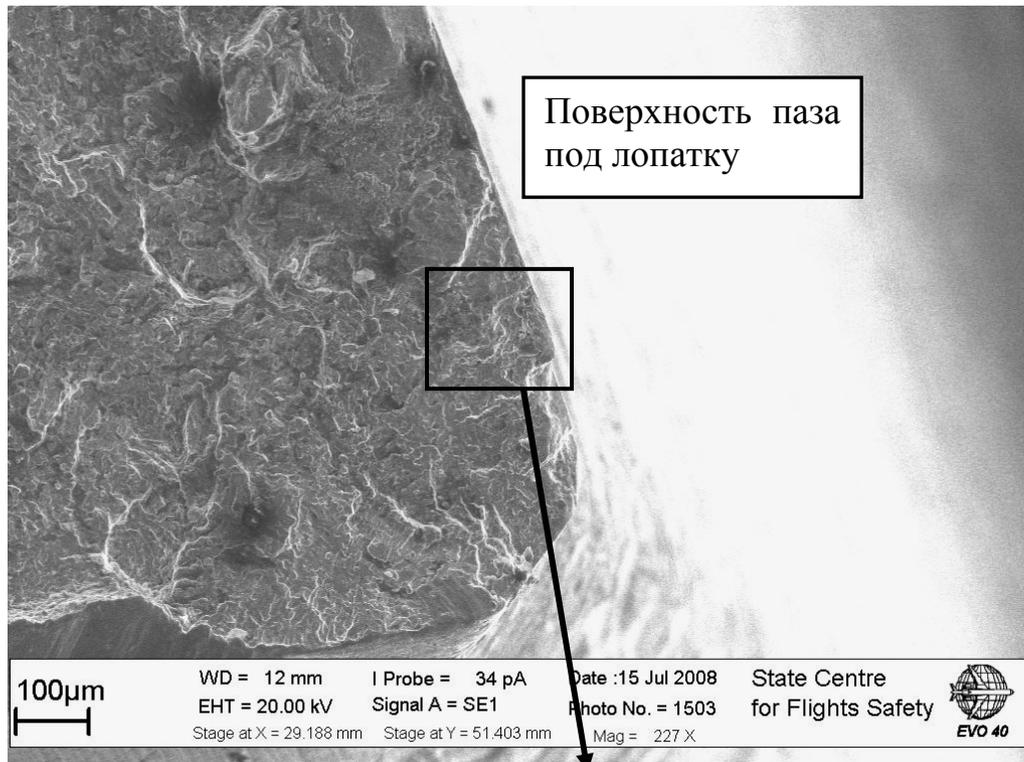


Рис. 3.93. Очаги усталостного разрушения на границе квазискола глобулей (указаны кругами) и блоки бороздок, ориентированных к поверхности паза (указано стрелкой).

пунктирная линия расположена на границе соединения двух трещин, развивавшихся самостоятельно от двух выявленных очагов.

Ещё два очага разрушения, находящихся на небольшом расстоянии друг от друга, расположены на удалении около 100 мкм от поверхности паза под лопатку и на удалении около 300 мкм от угла излома (рис. 3.93).

Итак, анализ зоны начального формирования излома показал, что зарождение трещины произошло от множества очагов, которые расположены на

удалении от поверхности диска на разном расстоянии. Наибольшее удаление очага отмечено на расстоянии около 750 мкм от поверхности паза диска под лопатку. Распространение трещины от поверхности паза под лопатку происходило на глубину около 50 мкм и было связано с вибрационной нагрузкой от лопатки, что вызвало формирование внутризёрненного рельефа в виде строчечности. Развитие трещины в пределах 50 мкм происходило за 4 ПЦН.

Развитие трещины от наиболее удалённого от поверхности очага происходило с формированием чётких двух границ в виде мезолиний (см. рис. 3.93), что также указывает на развитие трещины на начальном этапе разрушения в пределах очаговой зоны на глубину около 2 мм в течение 3 ПЦН.

Вдоль торцевой поверхности диска развитие трещины происходило с формированием чередующихся участков в виде блоков усталостных бороздок и фасеточного рельефа (рис.3.94).

Анализ представленных элементов рельефа свидетельствует о том, что очаг фасеточного рельефа излома расположен на удалении от поверхности и является самостоятельным очагом для анализируемого участка излома.

Таким образом, очевидно, что напряжённое состояние диска является настолько высоким, что зарождение трещины в нём реализовалось от множества очагов, расположенных на разном удалении от поверхности. Ряд очагов имеет выраженные признаки начального роста трещин от них с формированием рельефа излома, отвечающего многоцикловой усталости. Поэтому разрушение диска следует относить к многоочаговому и многоцикловому усталостному.

Зарождение трещины связано с высокой напряжённостью диска в сочетании с действием колебаний лопатки. При наработке диска около 18000 часов морфология рельефа излома позволяет утверждать, что разрушение реализовано от поверхности паза под лопатку при количестве единичных циклов вплоть до 10^9 . В этом случае есть основание говорить о разрушении материала в области сверхмногоцикловой усталости. Этот вывод основан, в том числе, на рельефе сформированного очага разрушения от поверхности паза лопатки (см. рис. 3.86...3.88). Там рельеф излома в виде строчечности (внутризёрненно, квазихрупко) однозначно отвечает области разрушений при наработке более 10^7 циклов.

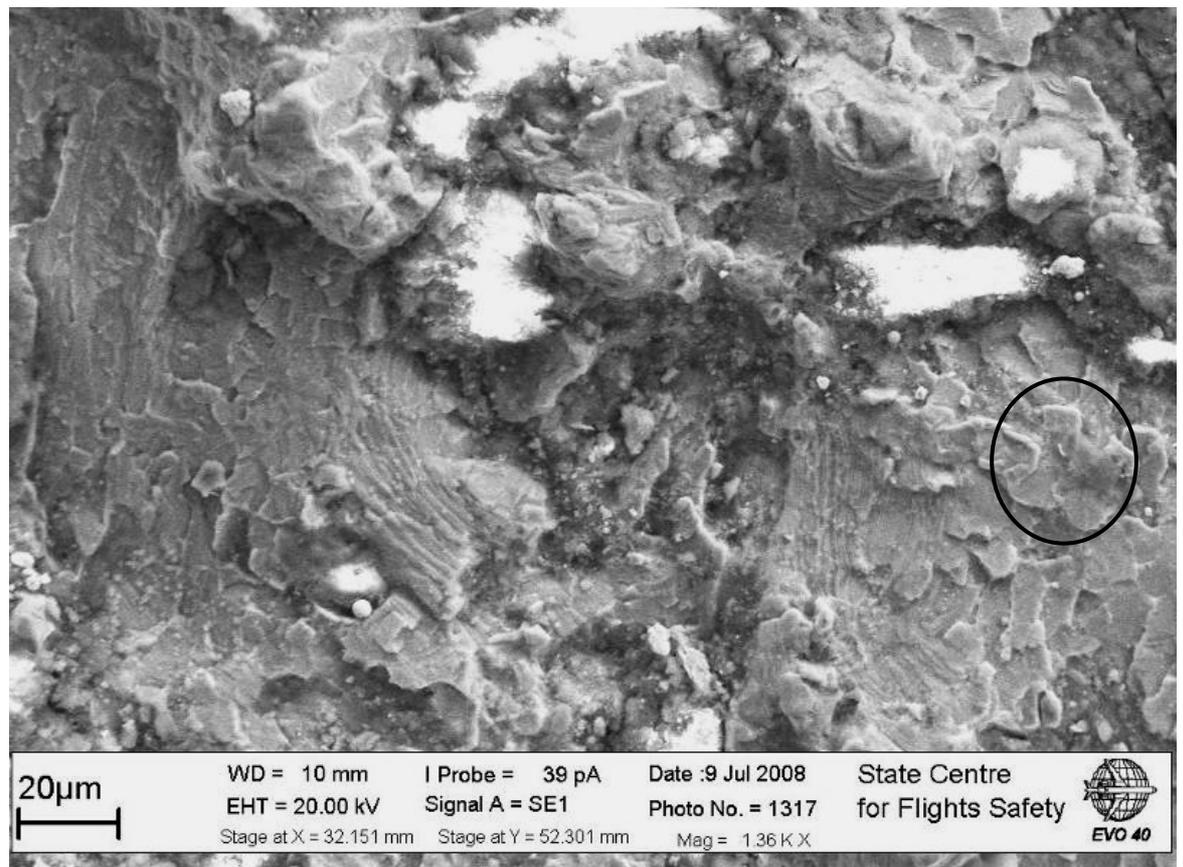
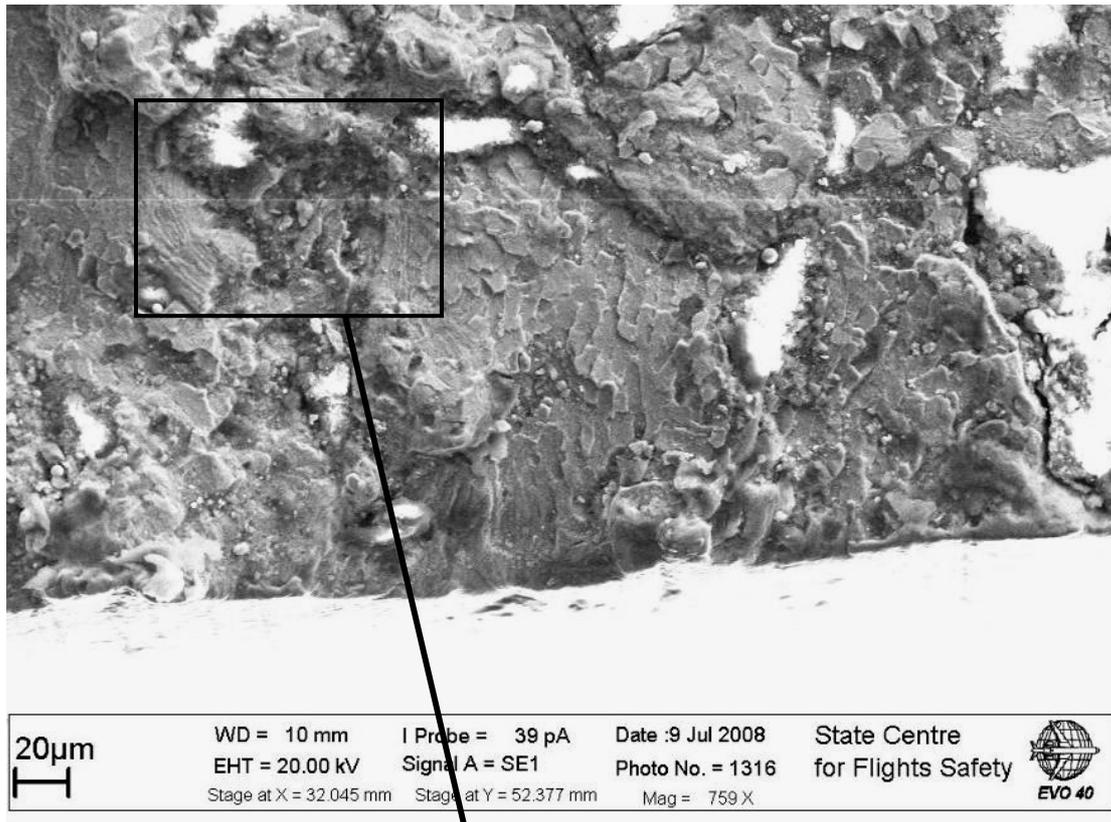


Рис. 3.94. Участок излома около торца диска с чередующимися участками излома в виде фасеточного рельефа и блока усталостных бороздок. Очаг разрушения указан в круге.

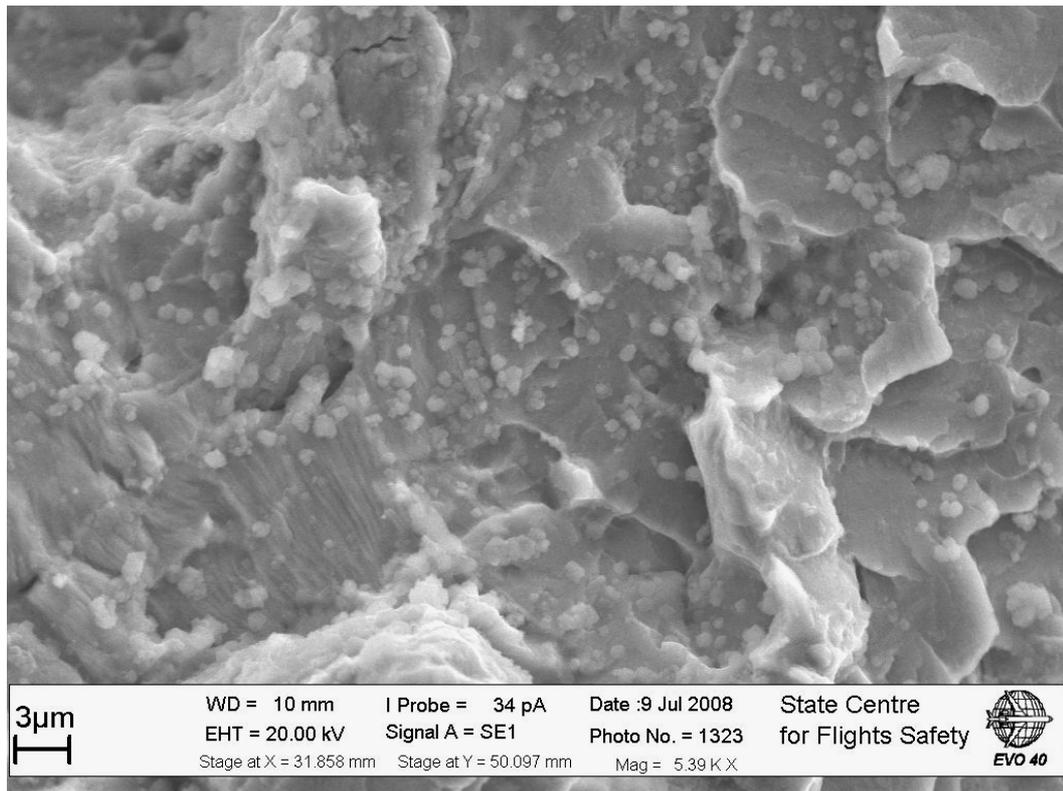
С удалением от очагов, расположенных на глубине более двух миллиметров от торцевой поверхности диска, вплоть до глубины около 20 мм доминирующим рельефом излома является сочетание фасеток скола глобулов и блоков усталостных бороздок (рис. 3.95). Важно подчеркнуть, что прямой связи шага усталостных бороздок с глубиной распространения трещины не выявлено. Вместе с тем, возрастание шага с увеличением площади излома происходит, так что максимальный шаг усталостных бороздок достигает около 2 мкм (рис. 3.96). Это характерная величина для титановых сплавов. В испытаниях образцов переход к быстрому усталостному разрушению после этапа стабильного роста трещины происходит при достижении шага 2...4 мкм.

Анализ усталостных бороздок шагом 2 мкм показывает, что они пластичны, являются составными, что типично для нагружения материала с частотой менее 20 Гц. В большей мере такая геометрия усталостных бороздок характерна для низкочастотного нагружения материала. На основании этого можно предположить, что частота нагружения диска по мере продвижения

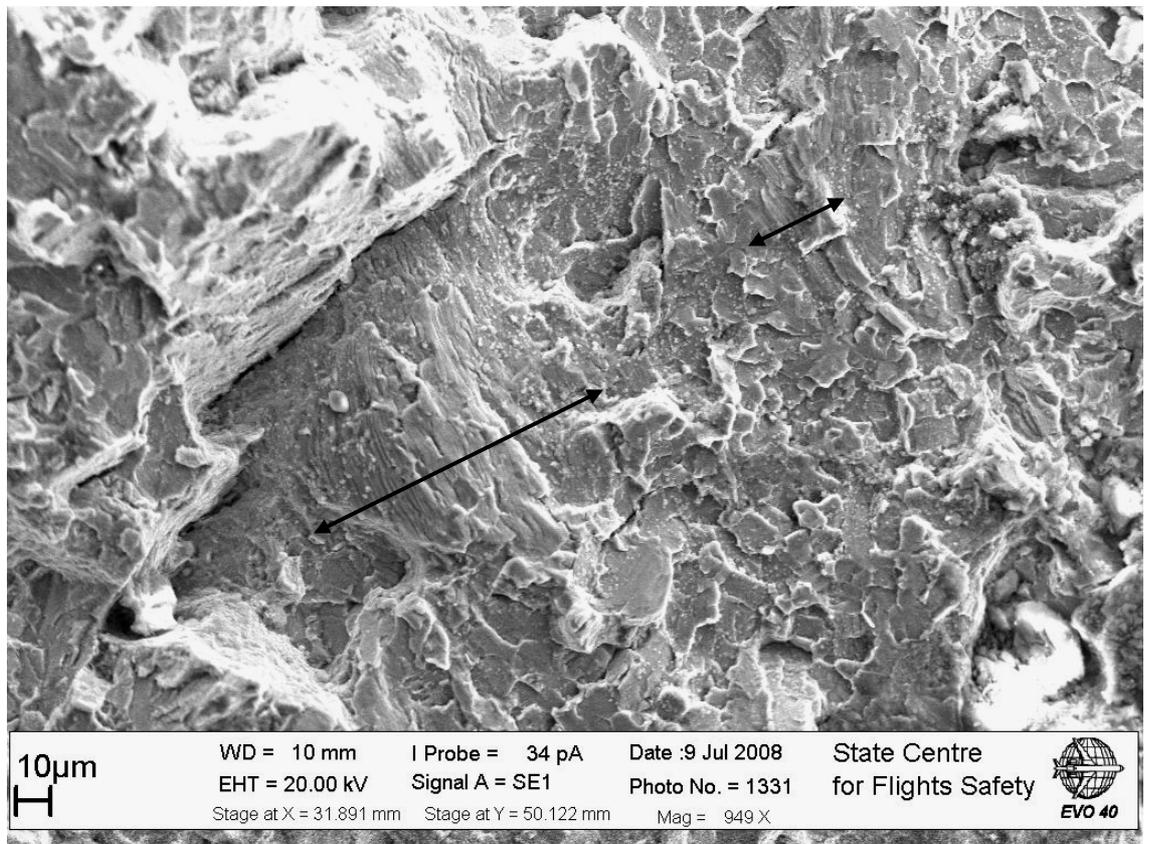
трещины снижалась. Это характерно для разрушения деталей, у которых жёсткость снижается по мере роста трещины и частота их собственных колебаний также снижается. Однако в рассматриваемом случае, скорее всего, снижение частоты нагружения обусловлено снижением частоты колебаний, в связи с тем, что основным источником колебаний является сам диск. Возможно, что при незначительном удалении от паза под лопатку продвижение трещины реализуется не на всём этапе работы двигателя, а только в тот период, когда колебания диска являются низко частотными и достаточными для продвижения усталостной трещины. Скорее всего, это этапы запуска и остановки двигателя до выхода на номинальный режим. Следует подчеркнуть, что рассматриваемая ситуация относится к росту трещины на удалении от очага разрушения. В пределах начальной зоны около 2 мм разрушение материала может быть обусловлено колебаниями лопатки на всем этапе ПЦН.

Следует подчеркнуть, что циклическое нагружение от лопаток сохраняется на незначительном удалении трещины от зоны начального разрушения. Наиболее высокочастотными колебания диска сохраняются до тех пор, пока трещина, скорее всего, не становится сквозной. Следует указать на факт циклического нагружения диска, выраженный в формировании в изломе продуктов фреттинга в виде сферических частиц (рис. 3.97).

Они наблюдаются на удалении от очага вплоть до 10 мм. Известно, из ранее проведённых исследований, что формирование сферических частиц происходит в изломе при циклическом нагружении детали в области многоциклового усталости. Поэтому наблюдаемые продукты отражают циклическое, многоцикловое нагружение диска, которое, наиболее вероятно,



a



б

Рис. 3.95. Типичный фрагмент излома с блоками (двумя) усталостных бороздок (указаны стрелками) и участками фасеточного рельефа при (а), (б) разном увеличении.

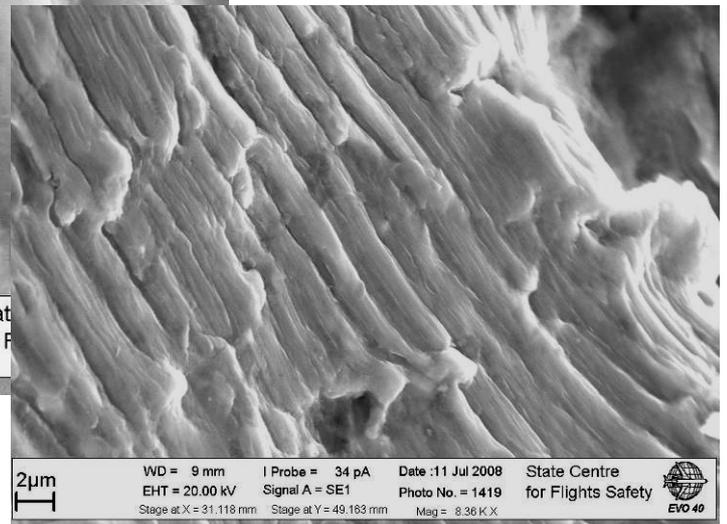
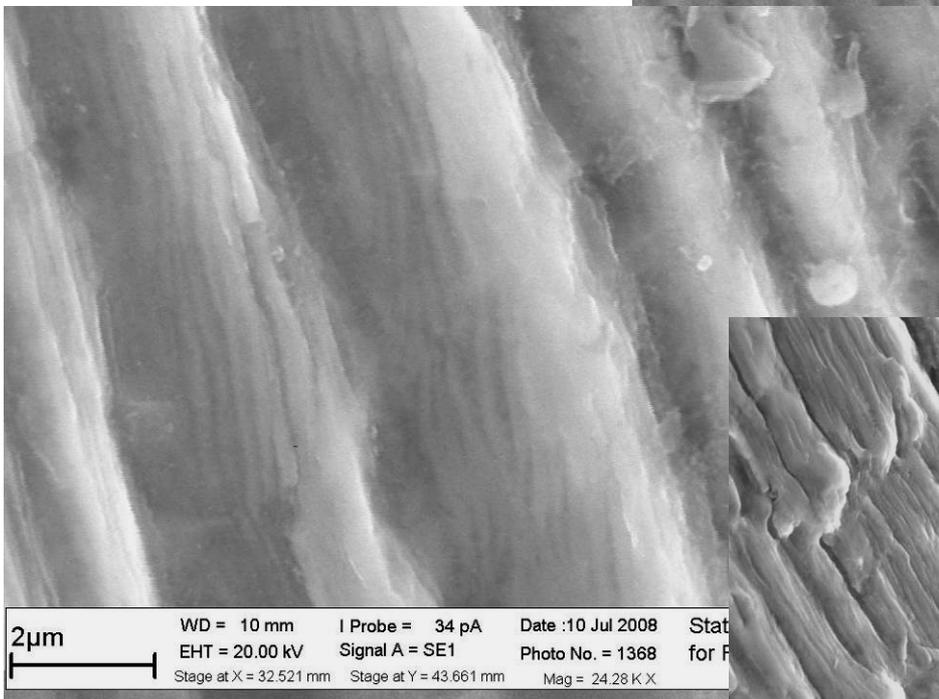
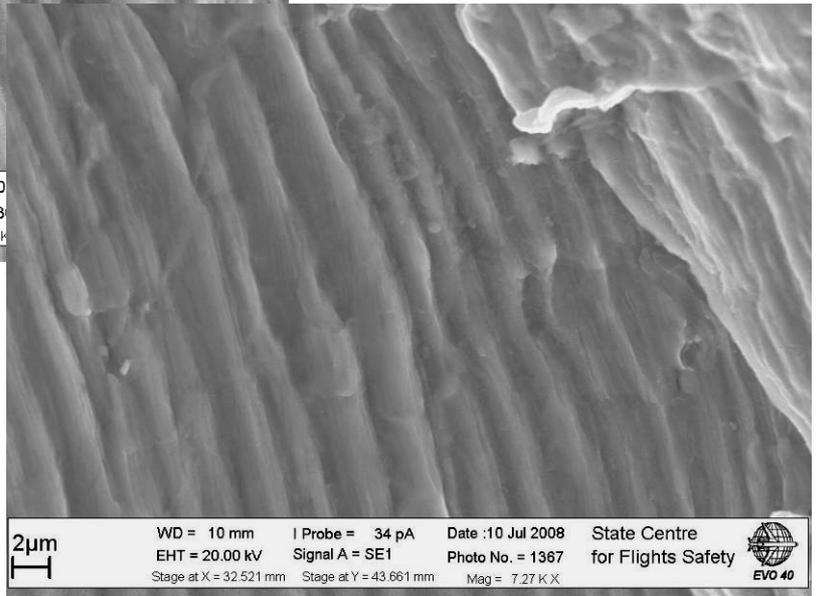
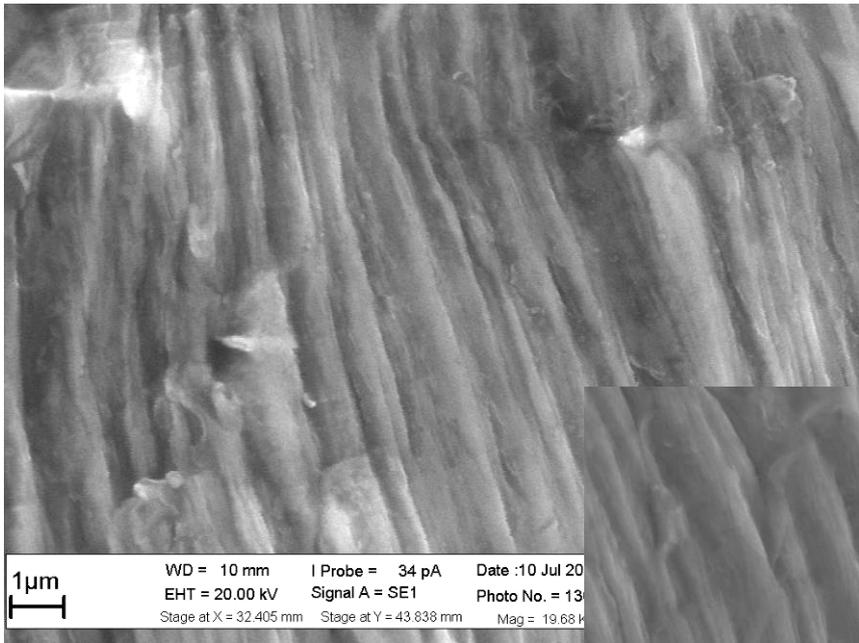


Рис. 3.96. Характерные особенности морфологии усталостных бороздок большого шага с элементами пластического деформирования.

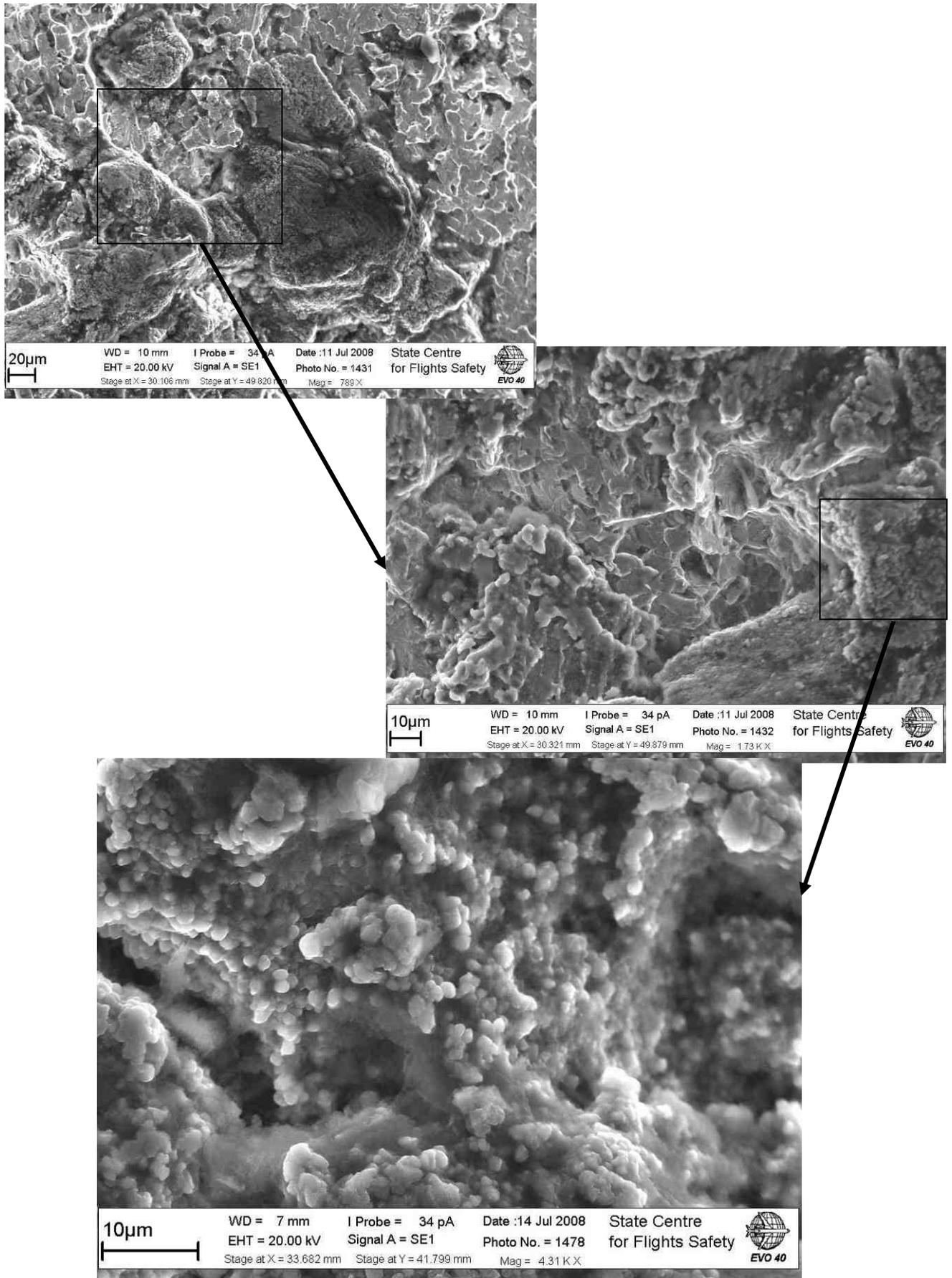


Рис. 3.97. Участки излома с продуктами контактного взаимодействия в виде сферических частиц.

связано с колебаниями самого диска. Амплитуда колебаний возрастает по мере продвижения трещины и достигает максимума, когда трещина становится сквозной. Поэтому по мере продвижения трещины, возможно, происходило изменение в циклическом нагружении диска, что связано с переходом от доминирования роли лопаток около поверхности паза к возрастанию интенсивности колебаний самого диска. К сожалению, частота колебаний диска в полёте не известна. Однако факт формирования «пластичных» бороздок указывает на то, что эта частота может быть порядка нескольких десятков Гц. В связи с этим можно оценить длительность нагружения диска. При 18000 часов и частоте 10 Гц длительность составит около 7×10^9 циклов. Однако, подчеркнём ещё раз, истинная, реализованная частота колебаний диска неизвестна.

За пределами глубины трещины в 10 мм фасеточный рельеф становится доминирующим (рис. 3.98). Он занимает основное пространство излома и его зоны полностью совпадают с вытянутыми элементами структуры материала в виде текстуры.

Выявленная в изломе текстура материала указывает на то, что в диске были остаточные напряжения высокого уровня. Неоднородность материала, не убранный в результате термообработки, всегда связана с сохранением в материале остаточных напряжений, которые создаются при деформации диска в процессе его изготовления.

На неоднородность напряжённого состояния материала указывает, в частности, встречающееся различие в характере разрушения даже на тех участках, где доминирует, например, рельеф в виде усталостных бороздок. Пример такой неоднородности представлен на рис.89.

Наличие рассматриваемых участков излома с выраженным неоднородным процессом разрушения отражает наличие в материале разных по напряжённому состоянию его областей. Этот факт может, в том числе, определять многоочаговое усталостное зарождение разрушения в диске под поверхностью.

Была выполнена оценка числа усталостных бороздок в одном из блоков, который имел наибольшую протяжённость в изломе в пределах 0,10 мм. Результаты измерения шага бороздок и оценки их числа в блоке представлены на рис. 3.90. Выполненная оценка показывает, что циклическое нагружение диска в непрерывном режиме без изменения условий его нагружения могло быть реализовано не менее чем за 360 циклов за полёт только на этапе формирования усталостных бороздок. Если к этому добавить длительность разрушения с формированием фасеточного излома, то оценка будет выше ещё в два раза и составит около 700 циклов.

На основании выполненного анализа излома диска 40-01-577 можно заключить, что его разрушение связано с высоким уровнем напряжённого состояния в реализуемых условиях эксплуатации и соответствует области многоциклового усталости при количестве более 10^7 единичных циклов. На

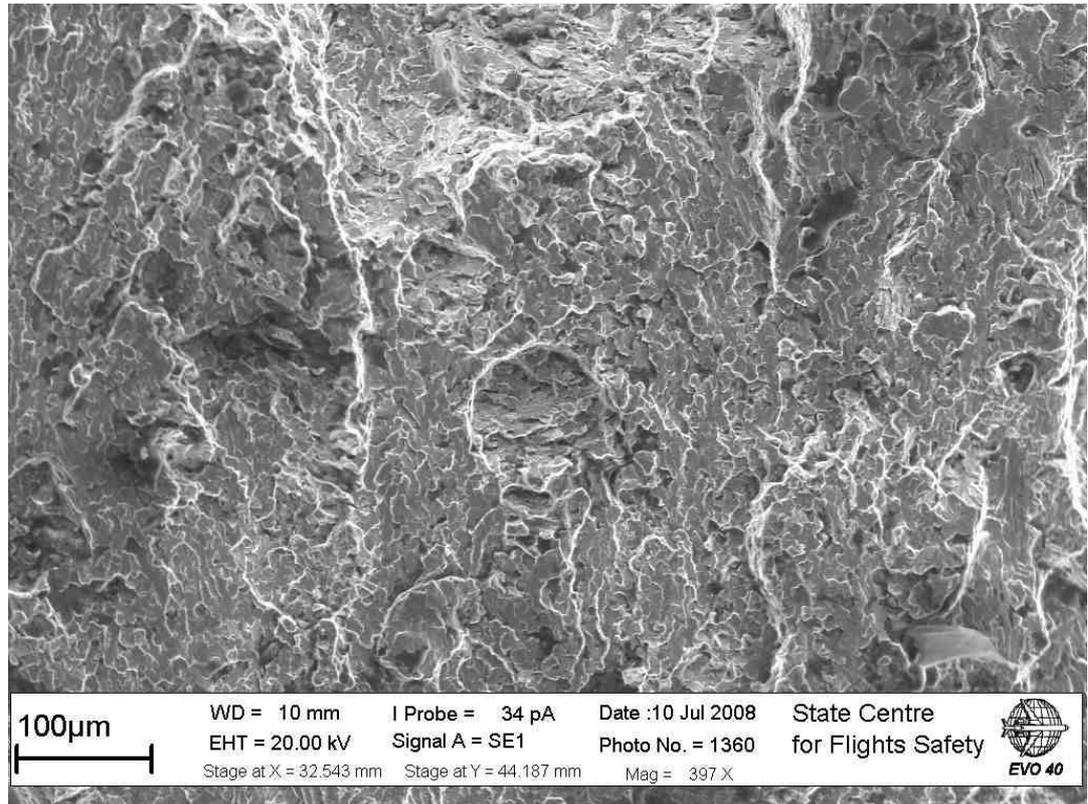
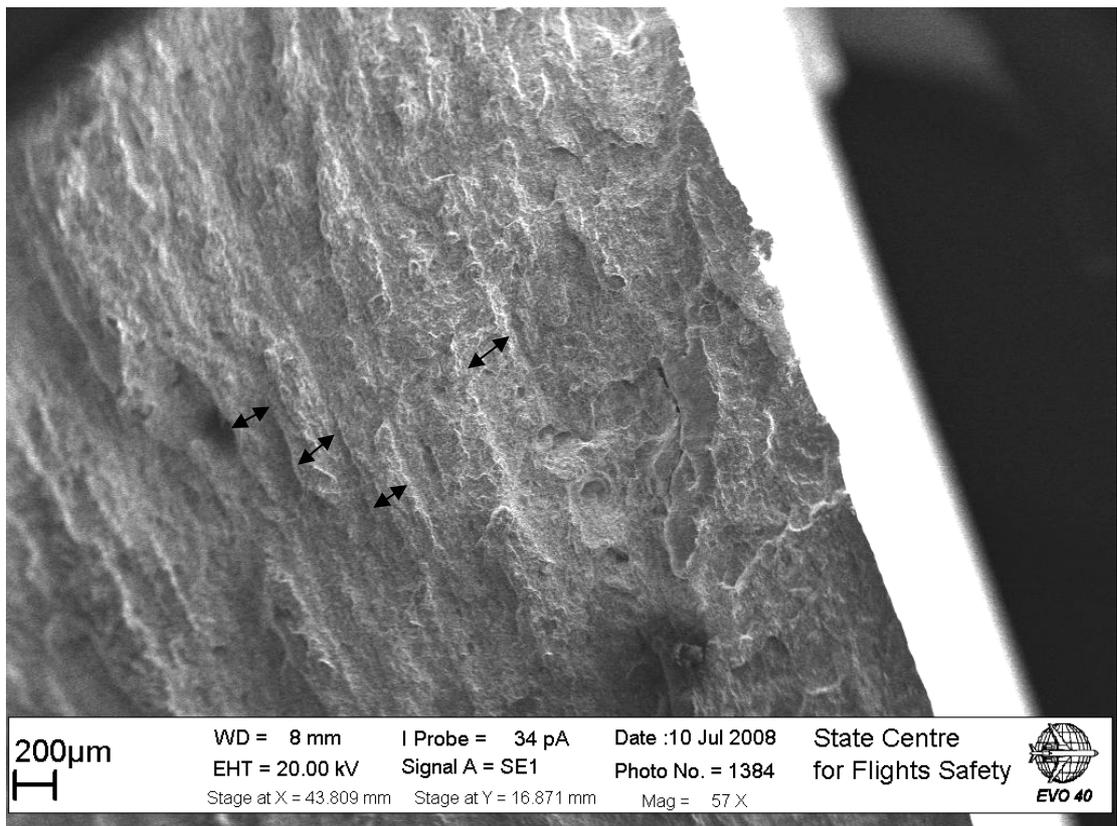
**a****б**

Рис. 3.98. Участок излома с доминирующим фасеточным (а) рельефом излома и (б) фрагмент излома с выраженными блоками текстуры материала (ширина указана стрелками).

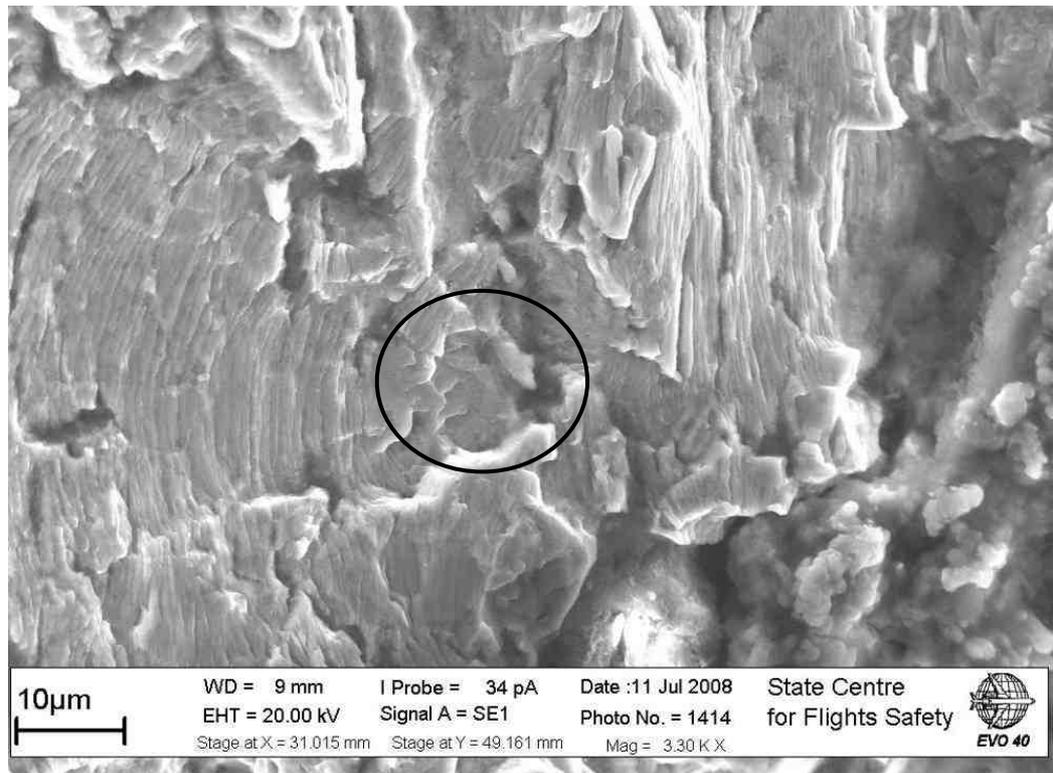


Рис. 3.99. Участок излома с фрагментом (указано кругом) квазискола в пределах доминирующего формирования усталостных бороздок. Справа фрагмент продуктов фреттинга.

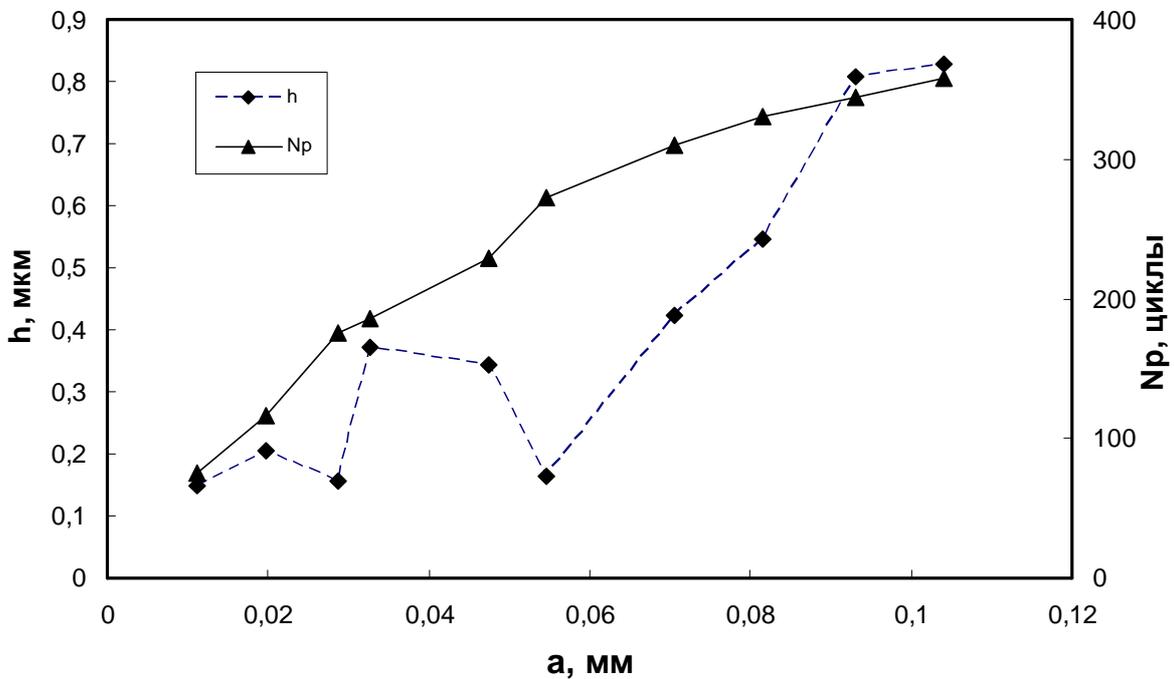


Рис. 3.100. Закономерность формирования усталостных бороздок в блоке на длине около 0,10 мм и количество усталостных бороздок в этом блоке.

начальном этапе разрушения определяющую роль в развитии разрушения играли переменные нагрузки от лопатки. По мере продвижения трещины происходило уменьшение жёсткости напряжённого состояния материала диска. Внешнее циклическое нагружение вызывало его собственные низкочастотные колебания, которые, в свою очередь, вызывали развитие трещины с формированием блока усталостных бороздок и участков с фасеточным рельефом излома.

Смена режима циклического нагружения диска, вызванного колебанием лопатки и собственными колебаниями диска, приведшими к усталостному разрушению, не имеет выраженных фрактографических признаков. Это, видимо, связано с тем, что этот переход был постепенным и участок перехода в изломе имеет некоторую протяжённость. Тем не менее, при оценке роста трещины следует учитывать, что фреттинговые повреждения излома выявлены на значительном удалении от очаговой зоны разрушения и указывают именно на усталостный многоцикловый характер разрушения.

Таким образом, оценка длительности роста усталостной трещины не может быть дана без представления о том, с какой частотой нагружался диск за полёт, поскольку именно циклическая нагрузка от колебания лопаток, на

начальном этапе, а далее от колебания самого диска, вызывала рост трещины. На момент проведения настоящего исследования такая информация отсутствует.

Тем не менее, оценка длительности трещины, как минимально возможной величины, была сделана для рассмотренного диска.

Во-первых, как указано на рис. 3.86...3.88, начальный этап роста трещины привёл к формированию нескольких мезолиний, как границ продвижения усталостной трещины под действием переменной нагрузки. Таких линий выявлено 4, а участков продвижения трещины 5. Поэтому можно утверждать, что начальная зона усталостного разрушения была сформирована не менее чем за 5 ПЦН. Во-вторых, на макроуровне в изломе выявлены макролинии усталостного разрушения (см. рис. 3.83), количество которых составляет 22. Исследования излома на рассматриваемом участке показали, что доминирующим является фасеточный рельеф и ямки (рис. 3.101). Выявленная морфология рельефа указывает на развитие трещины по механизму замедленного хрупкого разрушения, когда трещина раскрыта в результате растяжения (двухосного) диска. Режим набора оборотов приводит к формированию макролинии. Такое утверждение следует из реализованного разрушения диска. Оно произошло при пробеге по полосе, что связано с переходом к самому напряжённому режиму работы диска при взлёте.

Итак, наблюдаемые макролинии и расстояние между ними отражает нагружение диска по ПЦН. Расстояние между линиями реализовано при медленном подрастании трещины в период длительного растяжения диска в полёте.

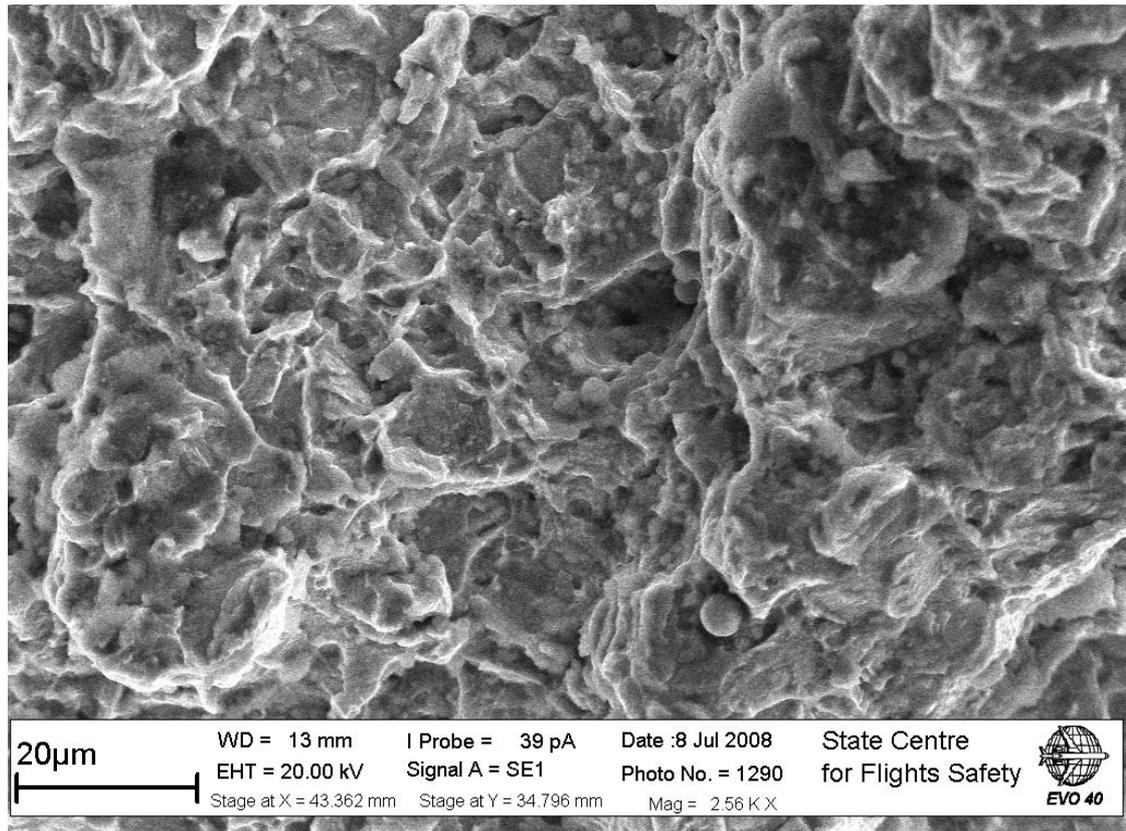


Рис. 3.101. Вид смешанного фасеточного и ямочного рельефа излома.

Анализ продолжительности последних 23 полётов самолёта показал, что длительность работы двигателя составила от 1 до 4,5 часов. Продвижение трещины за полёт будет тем больше, чем дольше диск будет находиться под нагрузкой.

Суммируя оценки длительности роста усталостной трещины в диске можно заключить, что она составляет около 27 ПЦН по фактической продолжительности полетов на данном самолете. Отсутствует информация о частоте колебаний диска, с которой реализован процесс его многоциклового усталостного разрушения в полёте. Блоки выявленных усталостных бороздок и зоны фасеточного рельефа не могут быть рассмотрены, как характеристики одного полёта. Они сформированы под действием циклической нагрузки, вызванной непрерывным колебанием диска в полёте и должны быть интерпретированы в количестве единичных циклов с учётом частоты нагружения.

Для уточнения реализуемой в эксплуатации длительности роста трещины и установления периодичности осмотра дисков в эксплуатации необходимо ЦИАМ после проведения фрактографического исследования оценить условия и частоту нагружения дисков.

После исследования диска компрессора, разрушенного в эксплуатации, был выполнен анализ закономерности зарождения и роста трещины в аналогичном диске, наработавшем в эксплуатации в составе двигателя 3784 цикла и 5874 испытательных цикла на стенде УИР-1. Испытания были проведены при медленной раскрутке до 5200 об/мин в течение 3...3,5 минут,

кратковременной выдержки под нагрузкой в течение 3 ± 1 секунд и последующим снижением оборотов до 500 за 2...2,5 минуты. Переменное нагружение при раскрутке диска от лопаток создавалось специальными имитаторами лопаток весом 2,49 кг, располагавшимися в пазах под лопатки.

Во-первых, очаг разрушения диска расположен на удалении от его торцевой поверхности на расстоянии около 9 мм (рис. 3.102). Развитие трещины происходило с сохранением полуэллиптической формы фронта, так что при переходе к быстрому разрушению с формированием преимущественно ямочного рельефа излома фронт трещины оставался полуэллиптическим, почти круговой формы.

В очаге усталостного разрушения (рис. 3.103) выявлено три типа элементов рельефа: (1) строчечность (рис. 3.104); (2) внутризёрненный квази скол (рис. 3.105); (3) усталостные бороздки с нарастанием шага от 0,1 до 0,8 мкм (рис. 3.106). Все выявленные элементы рельефа характеризуют разрушение материала в области многоцикловой (1,2) и малоцикловой (3) усталости.

Строчечность соответствует разрушению материала при малой амплитуде нагрузки и долговечности $10^6 \dots 10^8$ циклов. Внутризёрненный квази скол также характеризует указанный уровень долговечности, но связан с реализацией разрушения материала с другим, меньшим уровнем пластической деформации. Наконец, усталостные бороздки шагом 0,1 мкм указывают на разрушение материала в области перехода от многоцикловой к малоцикловой усталости при долговечности $10^5 \dots 10^4$ циклов.

Представленные данные о морфологии рельефа очага усталостного разрушения, когда в пределах 12 мкм шаг бороздок меняется в 5...6 раз, не позволяют однозначно говорить о роли состояния материала или условий нагружения на развитие усталостной трещины. Более того, наблюдаемый блок резко нарастающего шага усталостных бороздок не соответствует по долговечности выявленному рельефу первого и второго типов.

Анализ морфологии рельефа по глубине излома в направлении распространения усталостной трещины показал, что на этапе стабильного распространения трещины были сформированы два типа рельефа: (1) блоки

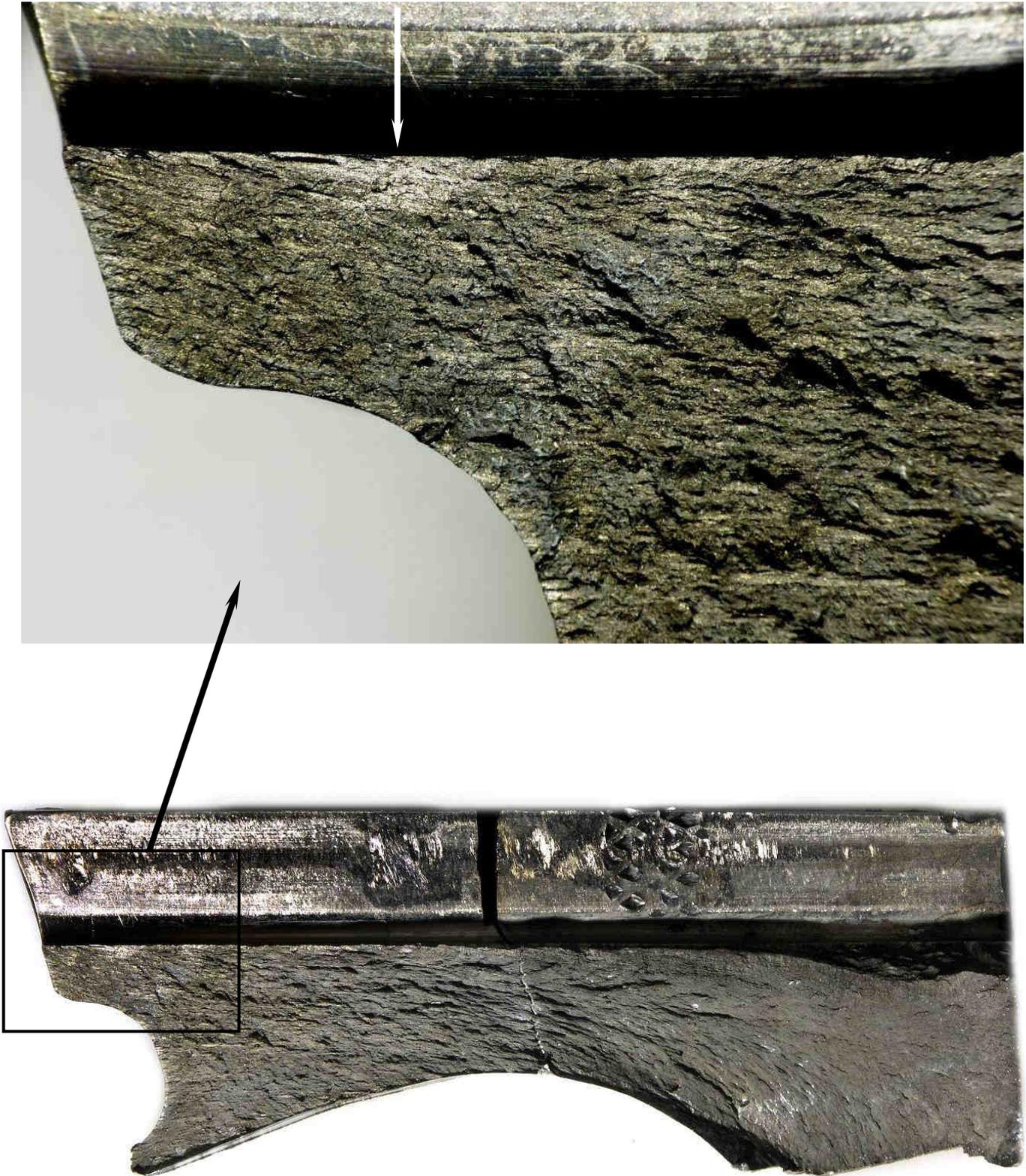
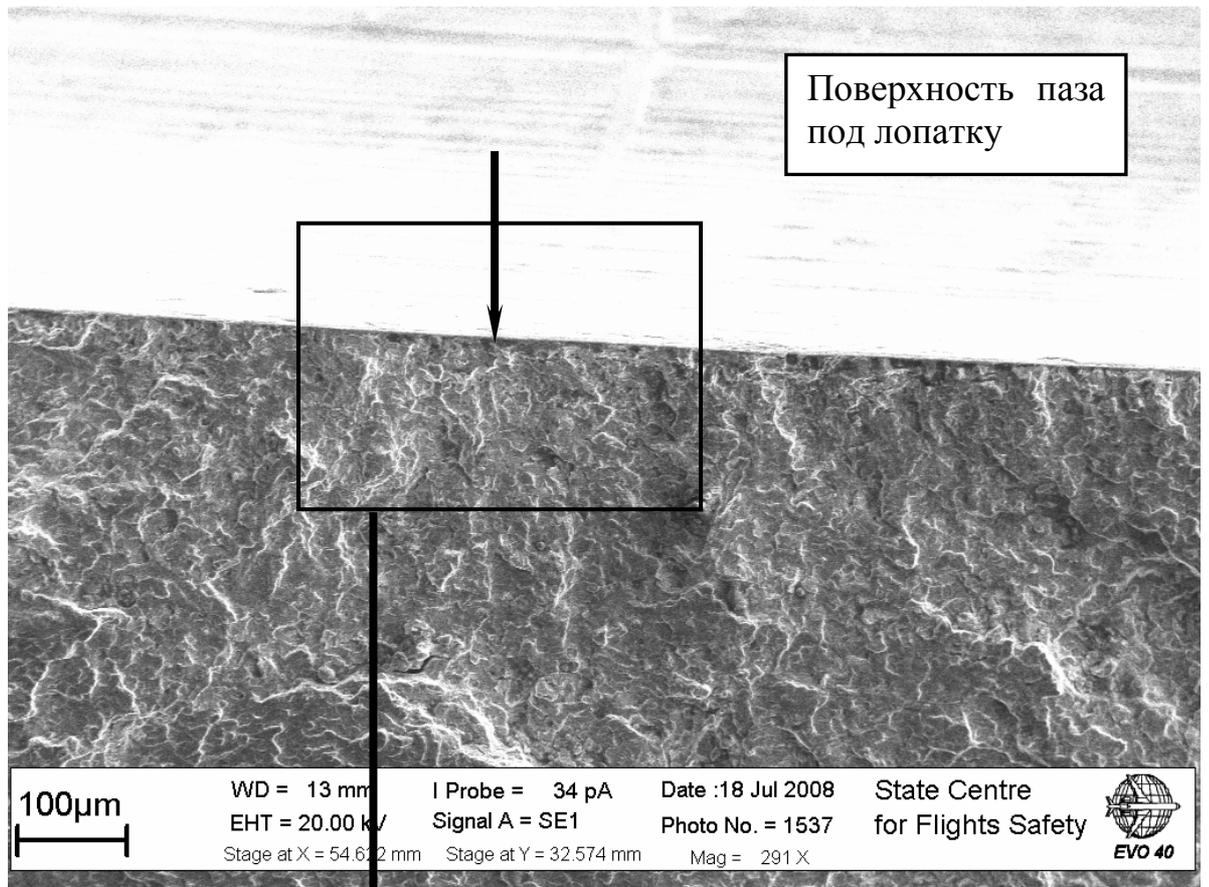
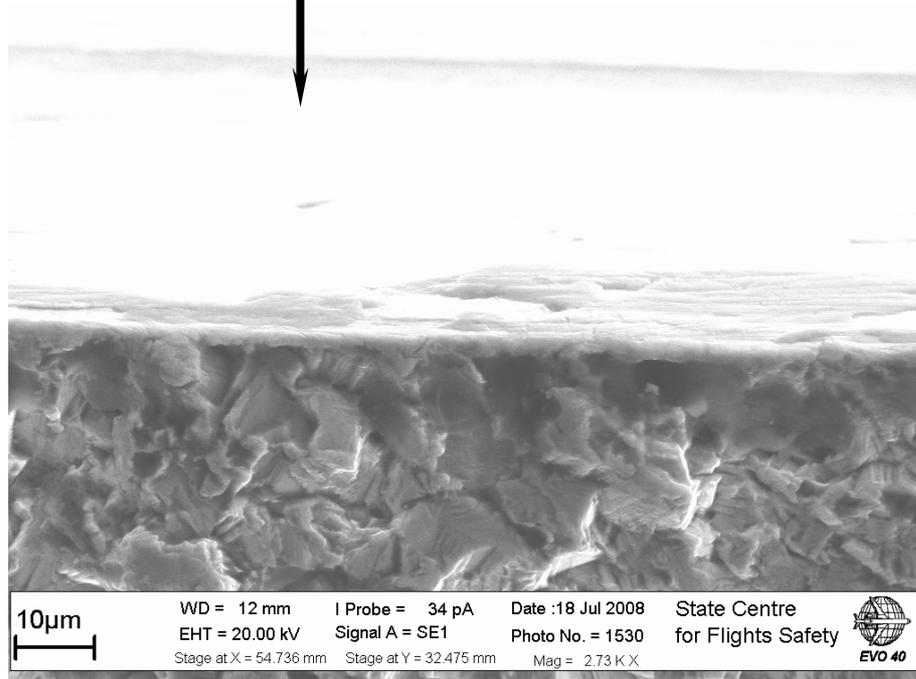


Рис. 3.102. Общий вид излома трещины в диске, испытанном на стенде.

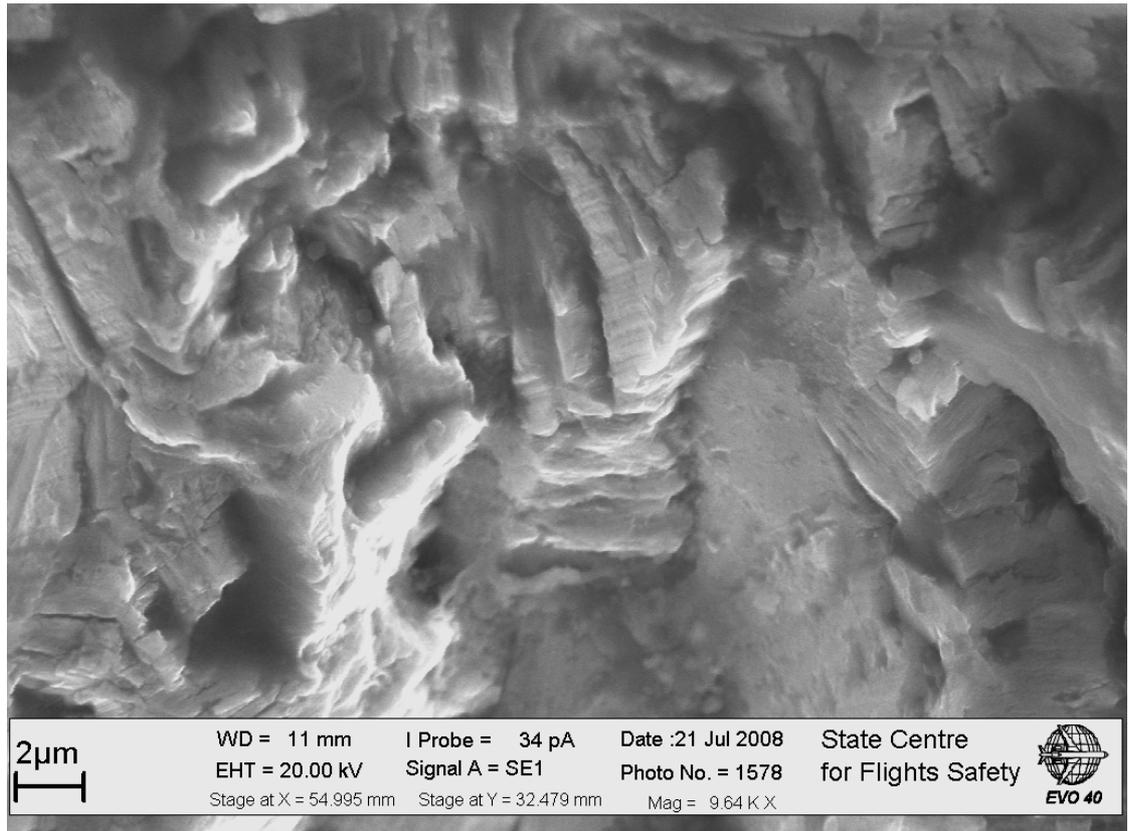


a

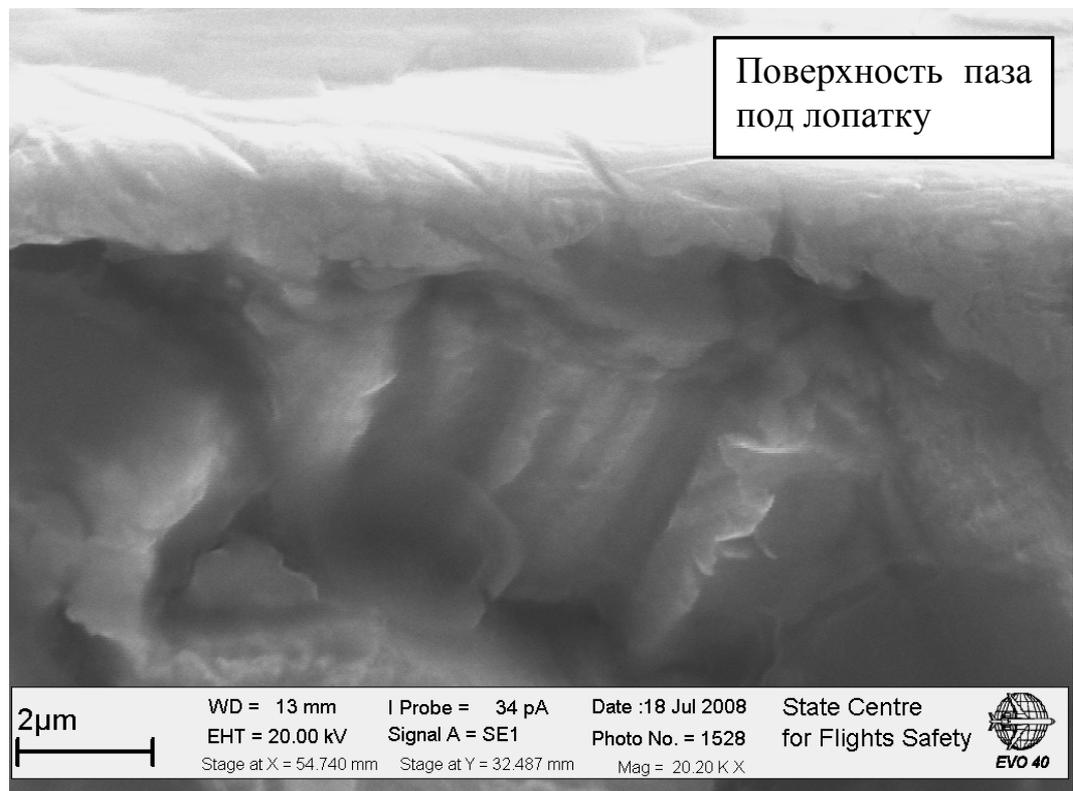


б

Рис. 3.103. Вид очаговой зоны излома диска (а), (б), испытанного на стенде.

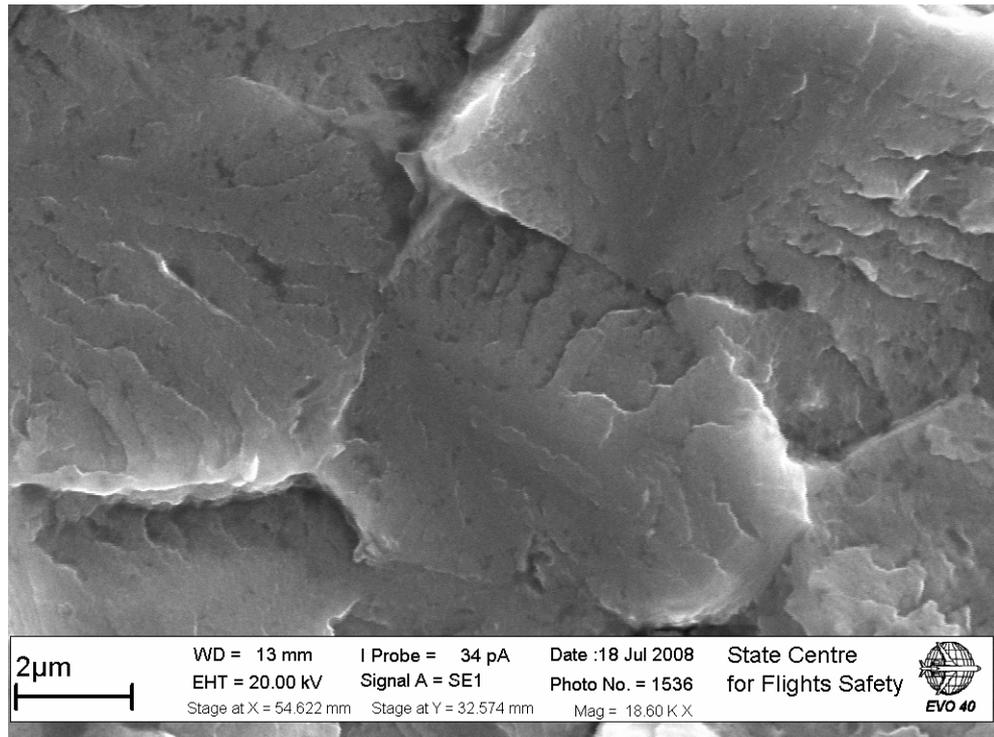


а

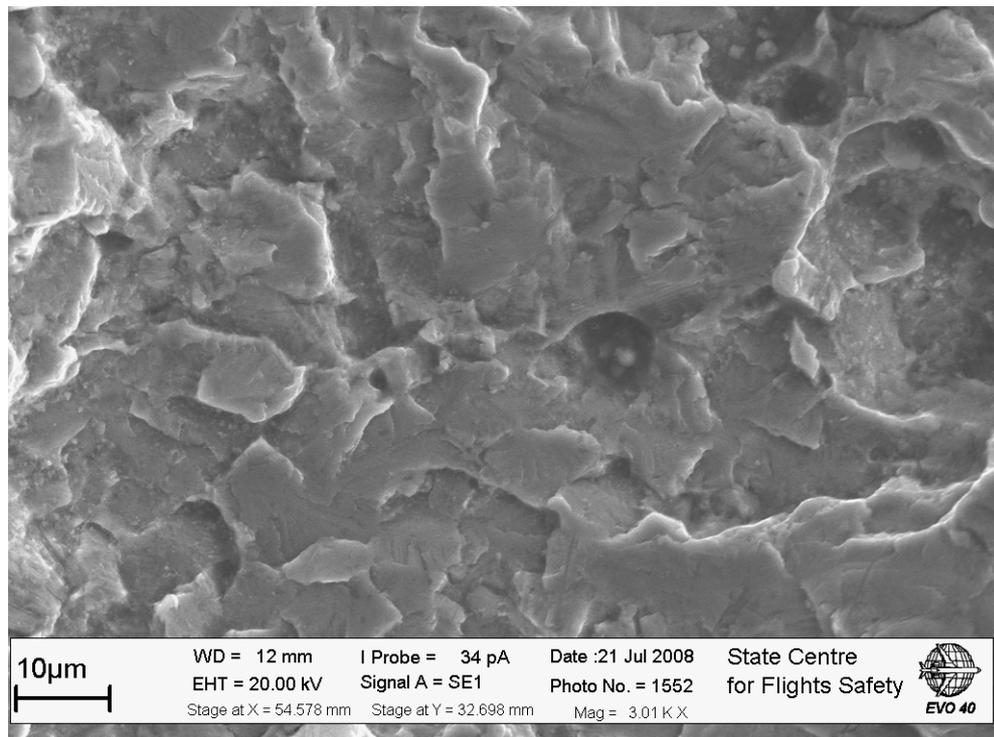


б

Рис. 3.104. Элементы рельефа в очаге разрушения (а), (б) в виде строчечности.

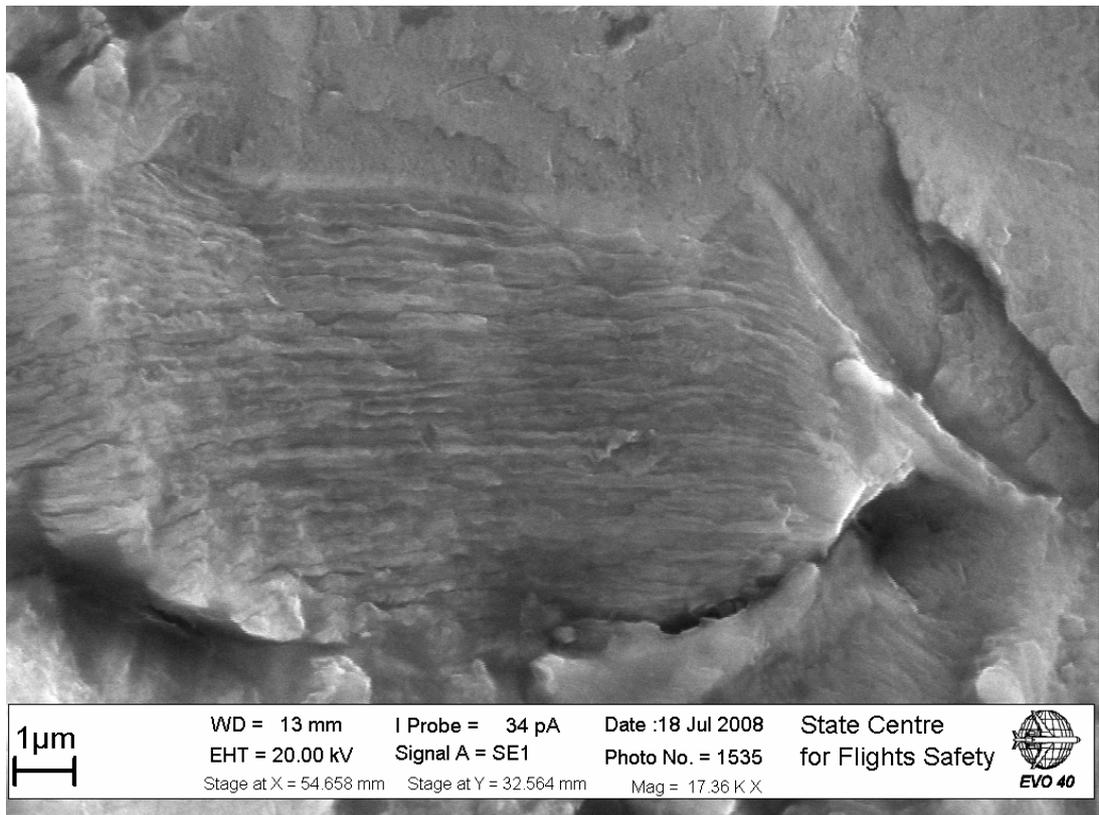


a

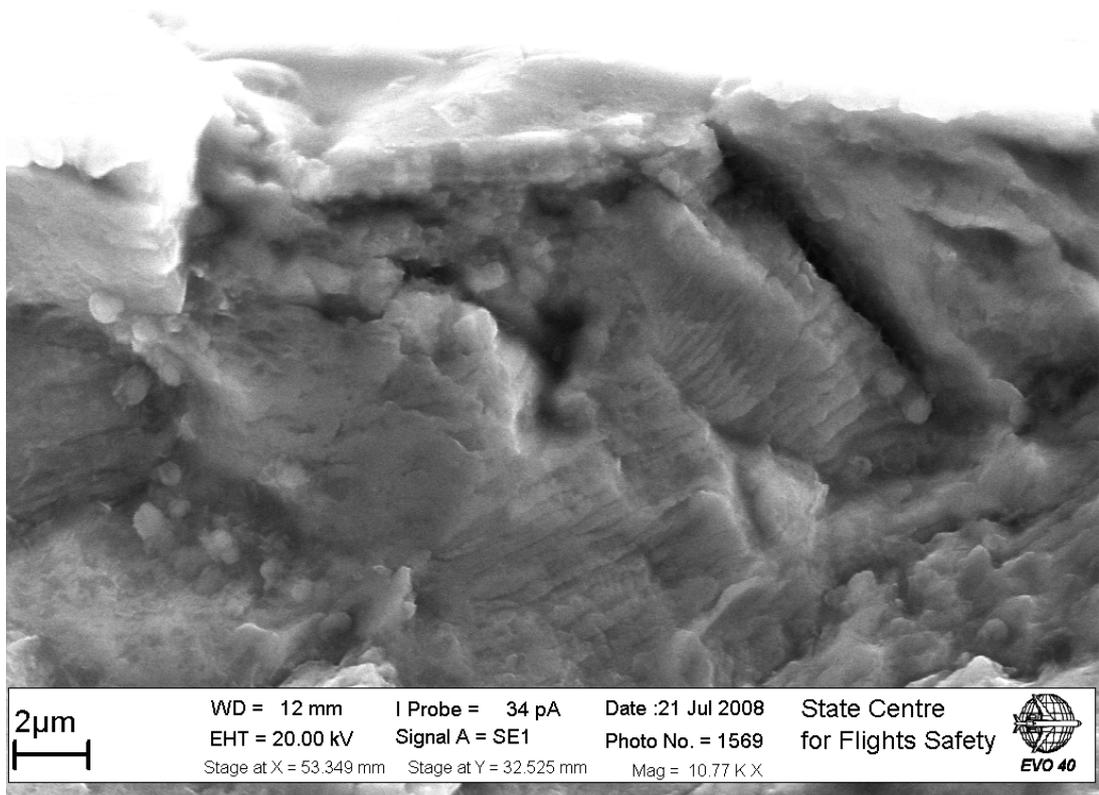


б)

Рис. 3.105. Элементы рельефа в очаге разрушения (а), (б) в виде фасеток внутризёрненного квази-скола.



a



б)

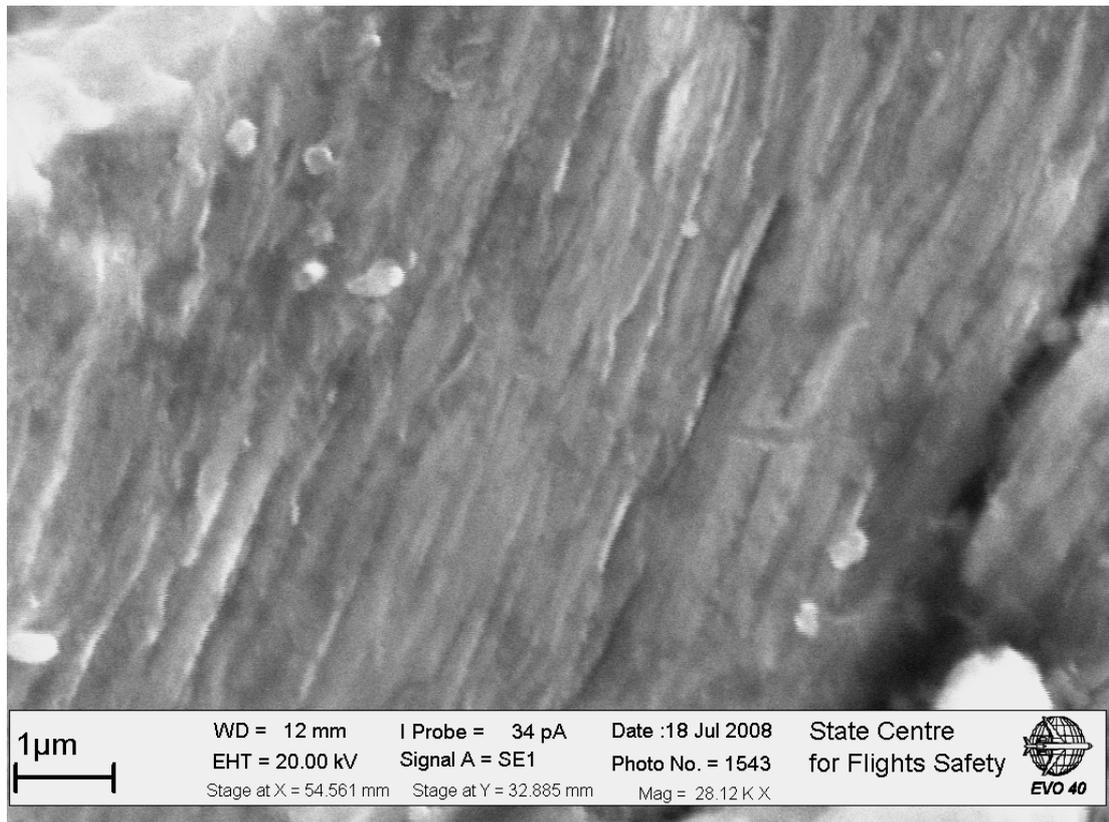
Рис. 3.106. Рельеф излома в очаге усталостного разрушения диска (а), (б) с блоками бороздок, шагом около 0,1 мкм, образованных после внутризёрненного квази скола, и блок в очаге с нарастанием шага от 0,1 мкм до 0,8 мкм в пределах 12 мкм по длине роста трещины.

усталостных бороздок (рис. 107); (2) протяжённые и локализованные участки с внутризёренным квази сколом, как и на начальном этапе разрушения (рис. 3.108). При этом обращает на себя внимание следующая закономерность. Блоки усталостных бороздок представляют собой последовательность бороздок с резко нарастающим шагом в пределах длины около 10...50 мкм. Между блоками бороздок расположены участки с фасеточным рельефом, образованным в результате внутризёренного квази скола (рис. 3.109). Такая закономерность сохраняется до глубины около 4 мм, после чего начинается доминирование в изломе квази скола и ямок.

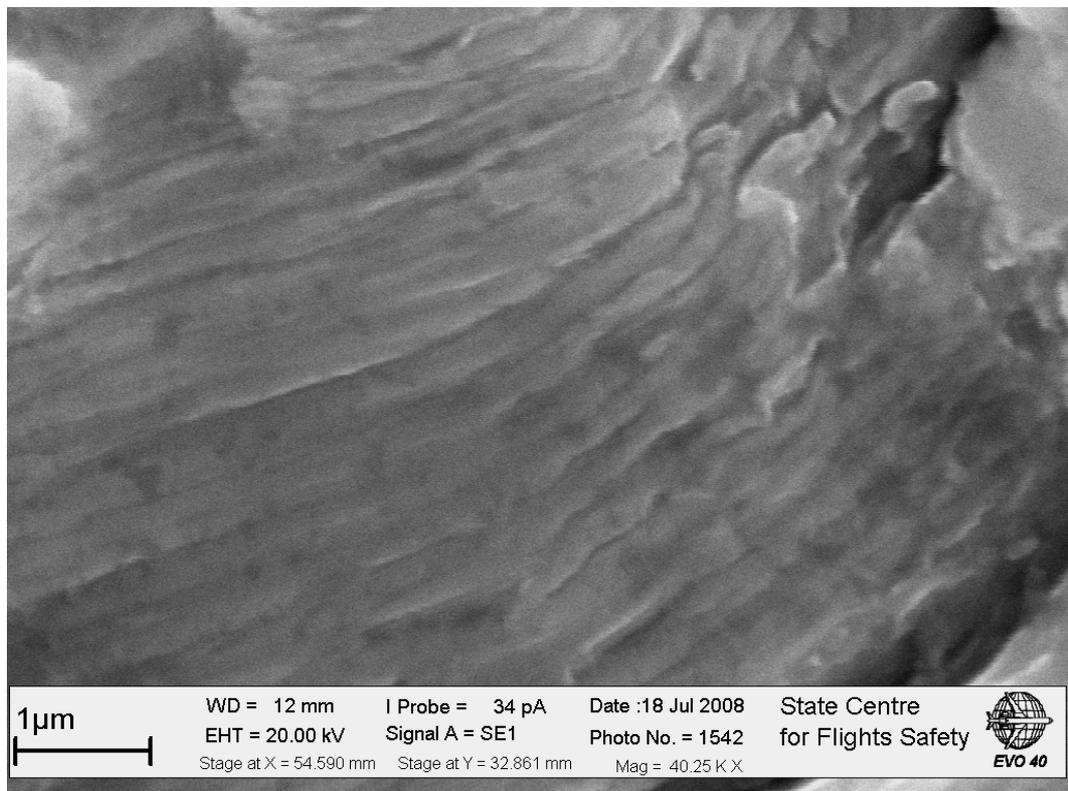
Проведённые оценки количества бороздок в блоке показали, что он колеблется от 50 до 10 штук. При этом в направлении роста трещины строгой закономерности нет в части того, какое количество бороздок в блоке выявлено.

Были проведены измерения шага бороздок по глубине трещины без разделения их величины в блоке. Измерялся шаг тех бороздок, который наилучшим образом мог быть использован для оценки их количества без учёта того факта, что часть излома по направлению трещины была сформирована в результате внутризёренного квази скола без бороздок (рис. 3.100). Проведённые таким образом оценки, без разделения шага в блоке по его величине, показали, что развитие трещины происходило в течение 6500 циклов. Это позволяет заключить, что каждая из наблюдаемых усталостных бороздок не характеризует приращение трещины за один цикл имитационного нагружения.

Известно, что число указанных выше единичных циклов нагружения диска на УИР составило около 5000. Учитывая тот факт, что до указанного нагружения на момент установки диска трещины в нём не было выявлено, а также тот факт, что существует некоторый период зарождения трещины, следует признать, что каждый цикл стендового нагружения вызывает продвижение трещины за некоторое число циклов.

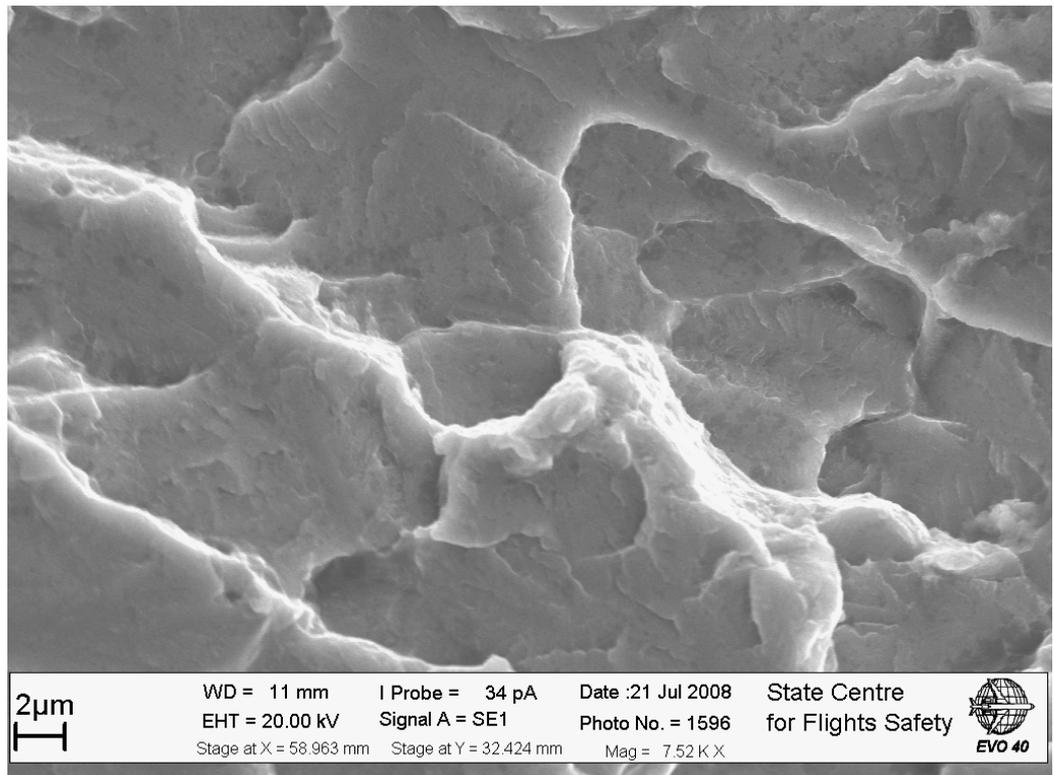


a

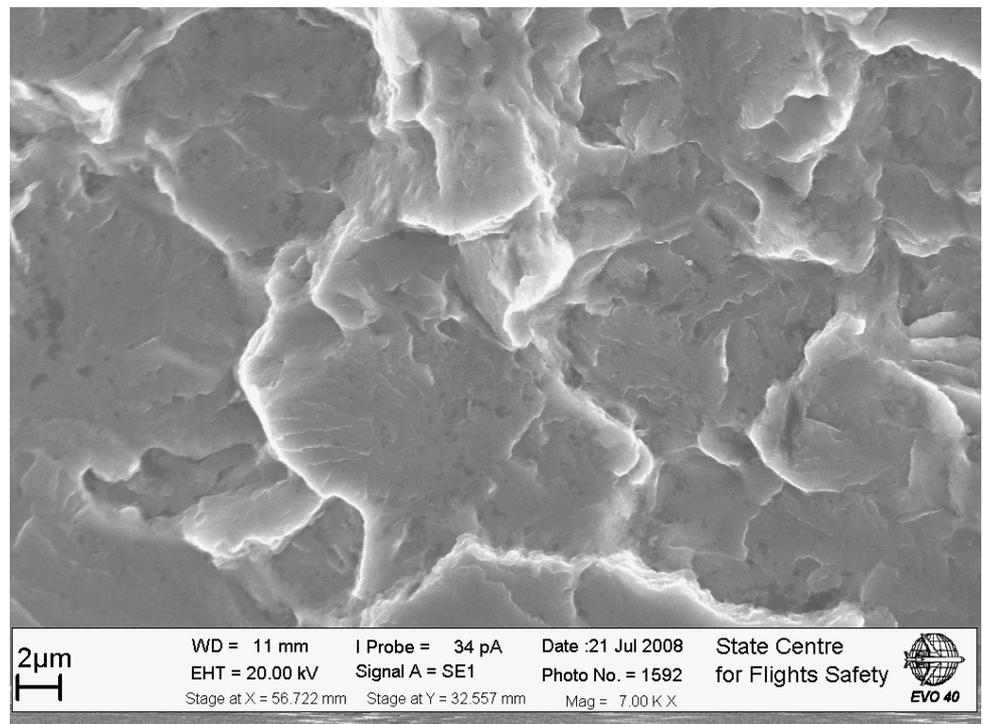


б

Рис. 3.107. Блоки усталостных бороздок (а), (б) на разных участках роста трещины.

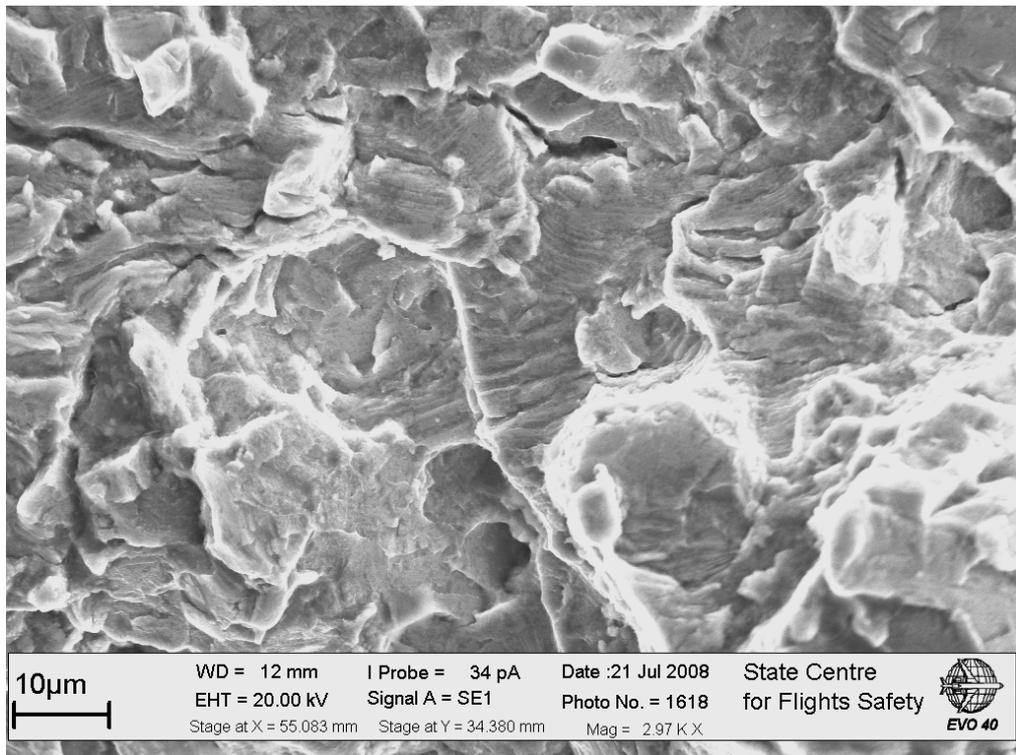


а

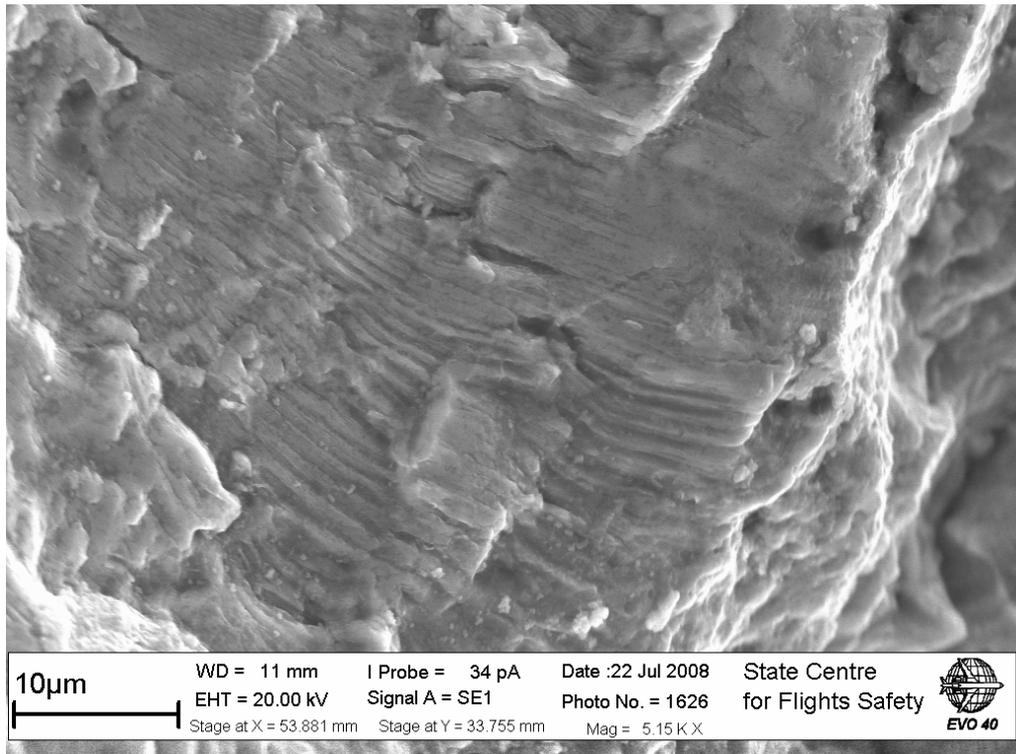


б

Рис. 3.108. Фасетки квази скола (а), (б) на разных участках излома диска, испытанного на стенде.

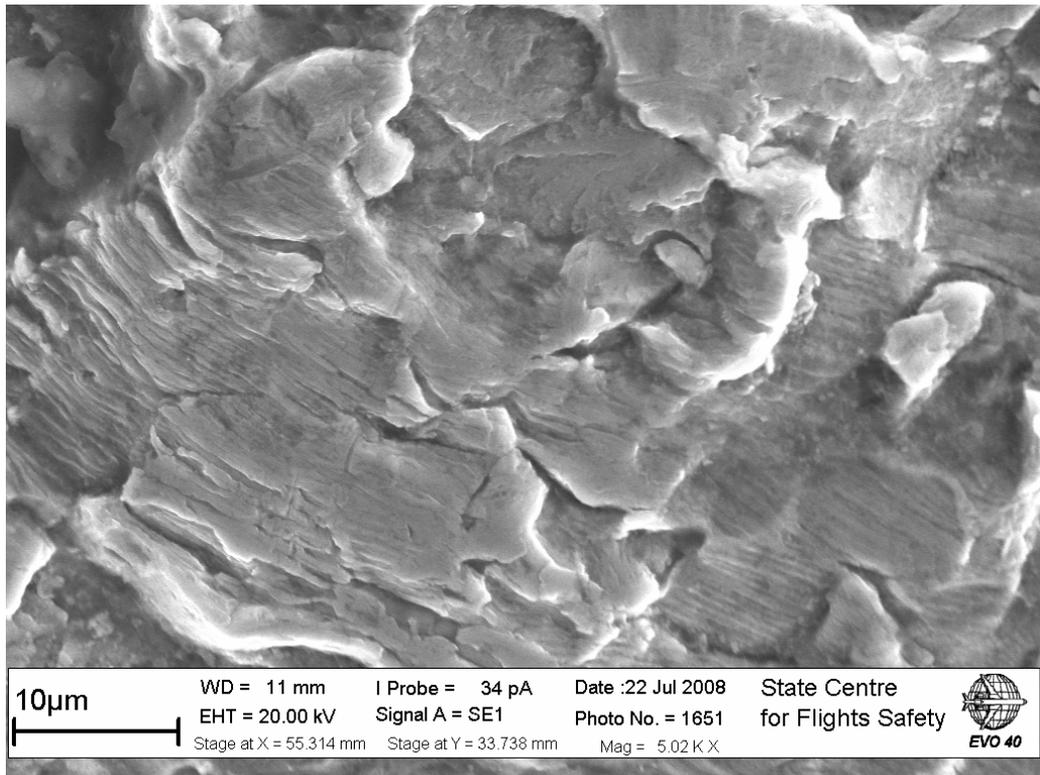
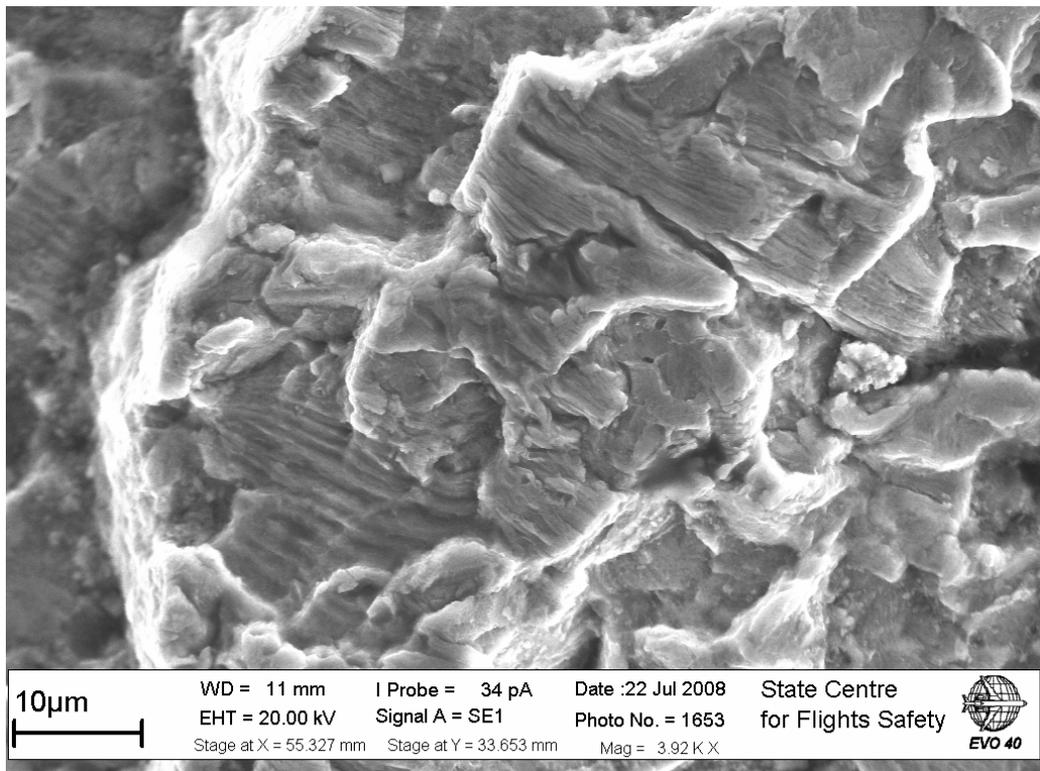


a



б

Рис. 3.109. Блоки усталостных бороздок (а) – (г) с меняющимся шагом в 4..5 раз по направлению роста трещины.

**B****Г**

Продолжение рис. 3.109.

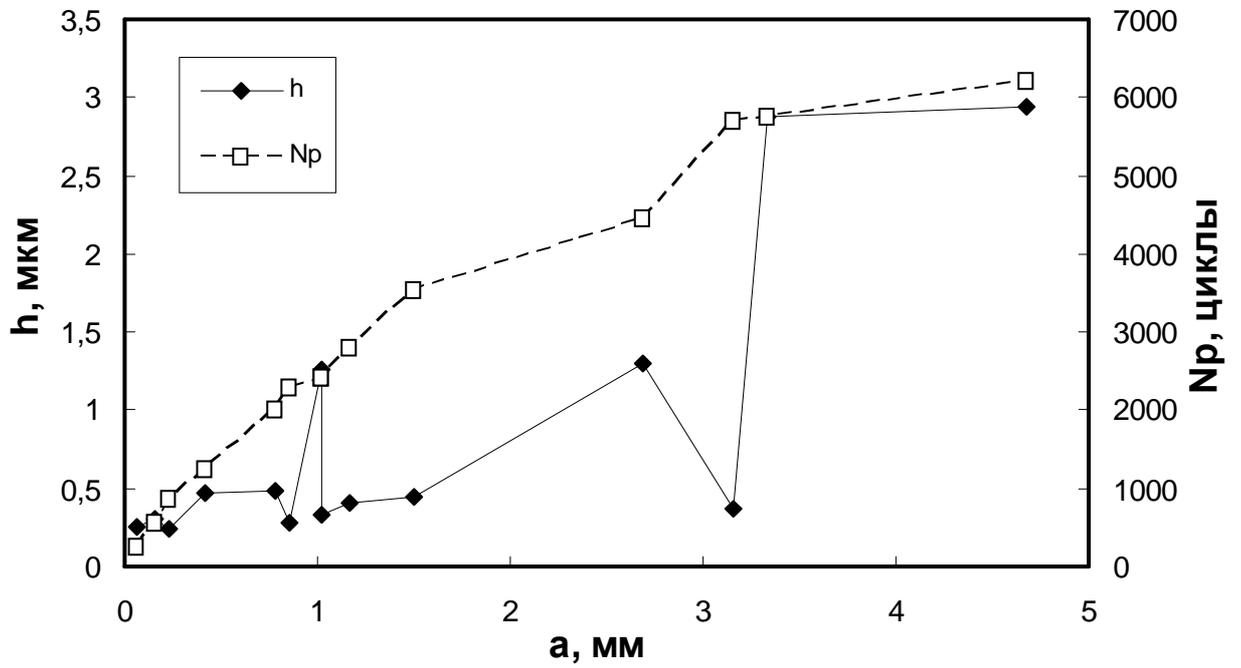


Рис. 3.110. Зависимость шага усталостных бороздок и их количества от глубины усталостной трещины в диске, испытанном на стенде.

Итак, изучение излома диска, разрушенного на стенде, показало существование следующих противоречий:

- в очаге одновременно были сформированы элементы рельефа, отражающие разрушение материала в области многоциклового усталости, а также для долговечности, которая близка к области малоциклового усталости и к области многоциклового усталости;

- резкое нарастание шага усталостных бороздок в блоке без перехода к долому диска указывает на то, что общей, по всему сечению диска, высокой (предельной) напряжённости материала не достигается;

- морфология фасеток квази скола указывает на распространение по ним усталостной трещины с низкой скоростью, что типично для разрушения материала при малых амплитудах нагружения в области долговечности более 10^6 циклов.

С целью устранения выявленных противоречий в формировании рельефа излома, которые «не соответствуют» тем условиям нагружения, которые были реализованы на стенде, были проанализированы результаты ранее проведённых в ГосЦентре безопасности полетов исследований по двухчастотному нагружению образцов из титанового сплава ВТЗ-1.

Двухчастотное нагружение образцов из сплава ВТЗ-1.

Испытания образцов были выполнены в ЦИАМ с сотрудниками и они подразумевали оценку роли малых амплитуд нагружения в длительности зарождения и роста трещины при высоко амплитудном нагружении (отчёт ЦИАМ №200-5350, номер госрегистрации У-89534).

Проведённое фрактографическое исследование показало следующее:

1. Долговечность и период роста трещины существенно зависят от соотношения амплитуд малой и высокой по уровню нагрузок;

2. С возрастанием амплитуды малых нагрузок длительность зарождения трещины резко падает, как и период роста трещины;

3. По направлению роста трещины реализуется формирование блока усталостных бороздок, шаг которых нарастает и убывает в блоке, что отражает роль малых амплитуд нагрузок в продвижении трещины в момент нарастания амплитуды максимальной по уровню нагрузки;

4. С нарастанием длины трещины число бороздок в блоке возрастает, указывая на то, что все большая часть цикла с большой амплитудой участвует в распространении трещины одновременно с циклами малой амплитуды;

5. Во всех случаях выявлена решающая роль малых амплитуд в накоплении повреждений в материале, как на стадии зарождения, так и роста трещины.

Полученные результаты анализа показывают, что применительно к стендовому диску в изломе были сформированы те же элементы рельефа, что соответствовали двухчастотному нагружению образцов:

(1) резкое изменение шага бороздок в блоке;

(2) изменение числа бороздок в блоке;

(3) зарождение трещины по механизму многоциклового усталости, когда нагружение по амплитудам большой нагрузки должно было бы привести к формированию рельефа излома малоциклового разрушения.

Это позволяет следующим образом интерпретировать результаты исследований излома не только стендового, но и разрушившегося в эксплуатации диска.

Обобщение результатов исследования дисков.

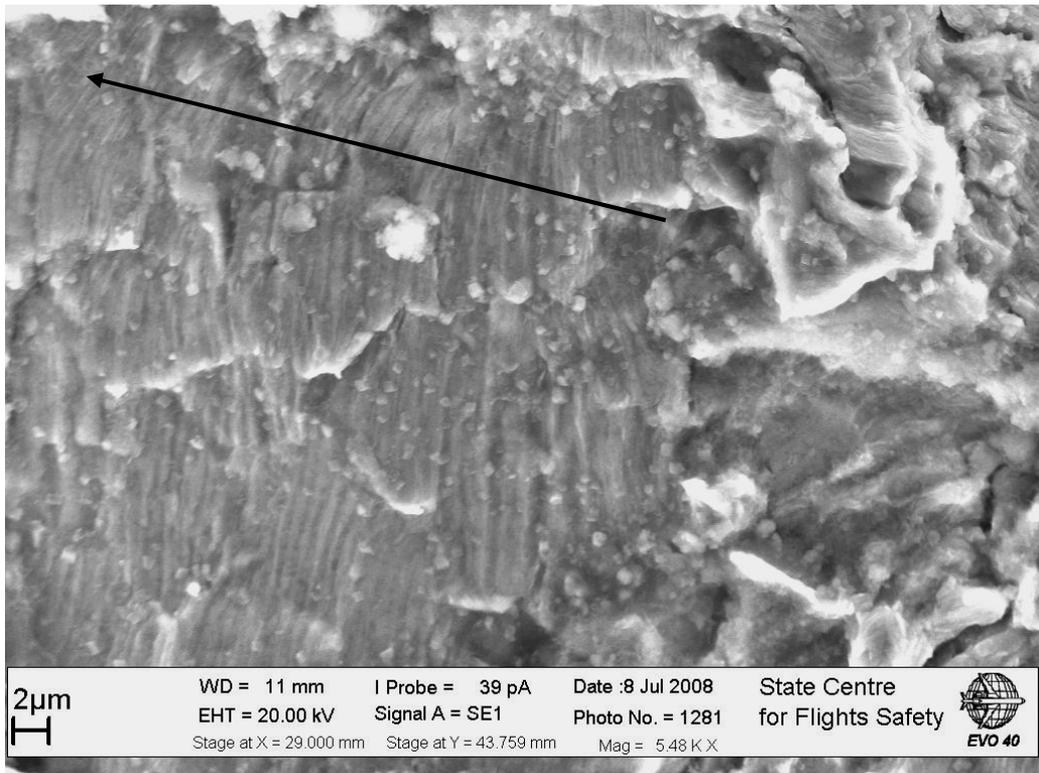
На стенде было реализовано двухчастотное нагружение диска – его вращение и циклирование в результате воздействия нагрузок от устройства, имитировавшего нагружение от лопаток. Поэтому зарождение трещины произошло в области многоциклового усталости (псевдобороздки, квази скол), а также был сформирован рельеф в виде резко меняющегося шага в блоке усталостных бороздок. Это отражает разрушение материала от серии циклов малой амплитуды в области достижения максимальной нагрузки в диске при его нагружении на стенде.

Циклы малой амплитуды вызвали развитие трещины путём квази скола материала. Поэтому общая длительность роста трещины для диска на стенде должна быть оценена по результатам измерений шага бороздок путём деления полученной цифры, по крайней мере, на 100. В этом случае мы получим длительность роста трещины около 65 циклов большой амплитуды. Важно также подчеркнуть, что при развитии поверхностной трещины напряжённое состояние в её вершине мало меняется на значительной длине. Поэтому величины шага бороздок (скорость роста трещины) остаются практически одинаковыми.

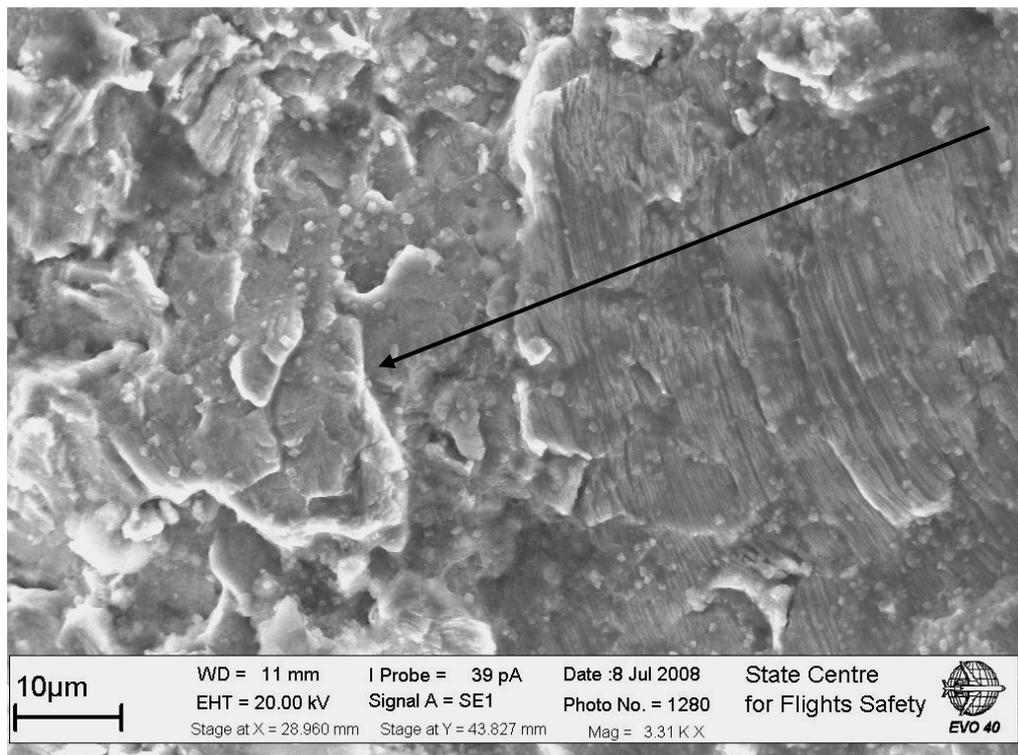
Важно отметить, что в эксплуатационном диске разрушение происходило с той же закономерностью резкого нарастания шага усталостных бороздок в блоке, как и в случае испытаний стендового диска (рис. 3.111). Очевидно, что блок усталостных бороздок по протяжённости имеет разную длину в разных зонах излома. Проследить устойчиво нарастание числа бороздок в блоке по направлению роста трещины не удаётся, поскольку разрушение происходило от множества очагов.

Однако главное, что характеризует разрушение материала от радиусного перехода – псевдобороздчатый рельеф излома, соответствующий области многоциклового усталости. Рельеф этой зоны тождественен той морфологии рельефа, что выявлена для стендового диска. Более того, как следует из рельефа излома, представленного на рис. 3.111, в эксплуатационном диске нагружение было таким же двухчастотным, как и в случае испытанного на стенде диска. Разница между ними лишь в количестве циклов малой амплитуды и соотношении между их амплитудой и максимальной амплитудой напряжения в полётном цикле.

Доказательством немонотонного характера формирования усталостных бороздок служат результаты измерения его шага по одной из зон излома (см. рис. 3.90). В пределах блока бороздок выявлено двукратное возрастание (почти в три раза) и убывание шага.

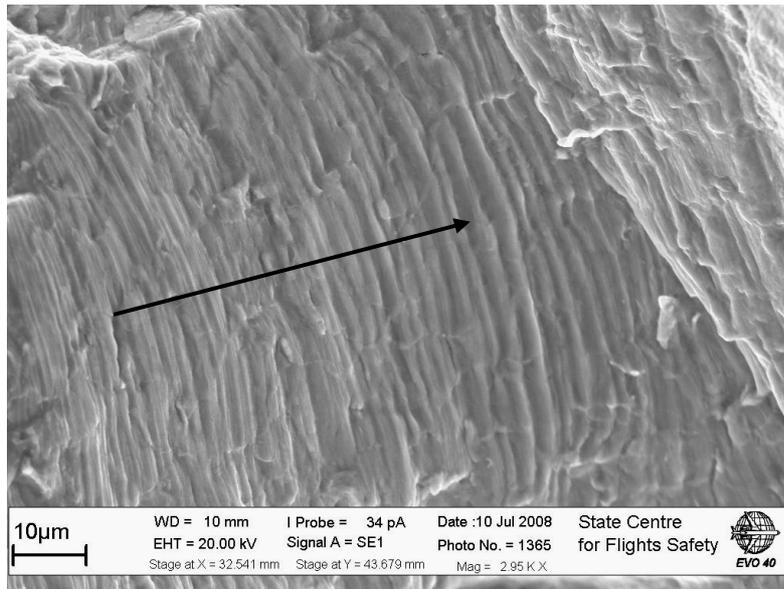


a

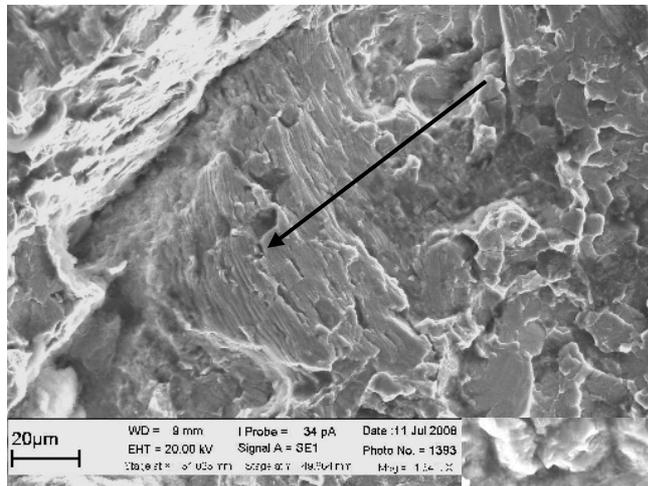


б

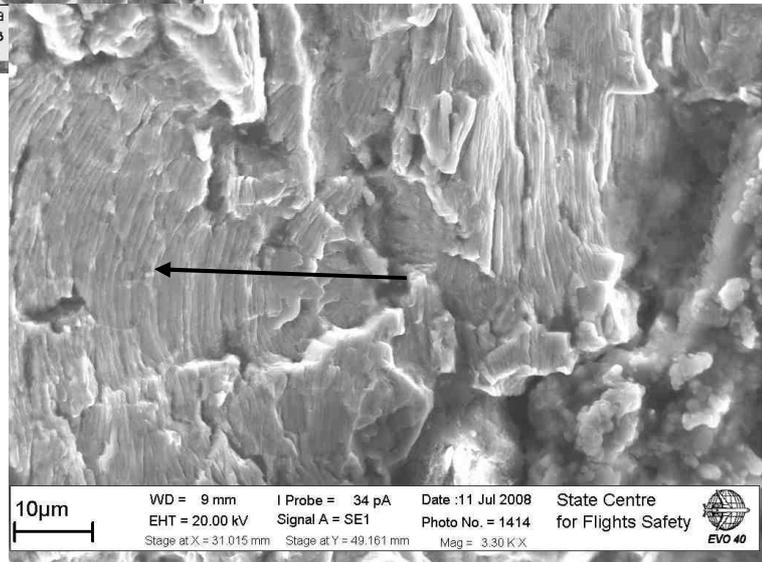
Рис. 3.111. Различные блоки усталостных бороздок (а) – (д) в разных зонах излома эксплуатационного диска с прямым и обратным изменением шага бороздок, соответственно по направлению роста трещины к зоне квази скола и от неё.



В



Г



Д

Продолжение рис. 3.111.

Выполненное исследование излома стендового диска в сопоставлении с данными испытаний образцов из титанового сплава ВТЗ-1 позволяет следующим образом объяснить выявленные закономерности формирования рельефа излома и связать их с условиями нагружения диска в полёте.

Нагружение диска в эксплуатации было двухчастотным – высокоамплитудное нагружение по циклу земля-воздух-земля (ЗВЗ), на которое накладывались амплитуды переменной динамической нагрузки, которые вызывали в диске накопление повреждений до предельного уровня, когда и произошло возникновение трещины по механизму многоциклового усталости. Развитие трещины происходило за блок приложения нагрузок за полёт не менее 100, поэтому любая оценка длительности роста трещины в циклах ЗВЗ по числу усталостных бороздок должна быть уменьшена, по крайней мере, в 100 раз.

Для уточнения длительности роста усталостной трещины в эксплуатационном диске необходимо иметь сведения о числе циклов его нагружения малыми амплитудами, которые действуют при наиболее интенсивном нагружении по циклу ЗВЗ. Зная число циклов, которые действуют на материал в момент раскрытия берегов трещины, можно использовать их для оценки длительности её роста в терминах число полётов воздушного судна или, что тоже, циклах ЗВЗ.

Металлографическим исследованием материала диска установлено, что материал имеет волокнистую макроструктуру и смешанную пластинчато-глобулярную структуру ($\alpha+\beta$) титанового сплава марки ВТЗ-1 (рис. 3.112). Металлургических дефектов в материале диска не обнаружено.

По составу и количеству легирующих элементов материал диска 40-01-577 относится к титановому сплаву ВТЗ-1.

Анализ статистических данных по случаям разрушений и выявления трещин в межпазовых выступах дисков I ступени КНД двигателей типа Д-30КУ показал, что кроме исследуемого случая имело место аналогичное нелокализованное разрушение диска I ступени КНД двигателя Д-30КУ №285-221 на самолете Ил-62 (Куба) при взлете из а/п Сан-Доминго. Двигатель Д-30КУ №285-221 наработал с начала эксплуатации 18439 часов (4162 цикла), в том числе 4041 час (981 цикл) после последнего ремонта, выполненного ОАО «НПО «Сатурн». При последнем ремонте диск I ступени КНД был установлен первой категории. На двух дисках были обнаружены трещины в ходе эквивалентно-циклических испытаний дисков в ОАО «НПО «Сатурн». Один диск (исследован в настоящем заключении) наработал в эксплуатации в составе двигателя 3784 цикла и 5874 испытательных цикла на стенде УИР-1. Испытания были проведены при медленной раскрутке до 5200 об/мин в течение 3...3,5 минут, кратковременной выдержки под нагрузкой в течение 3 ± 1 секунд и последующим снижением оборотов до 500 за 2...2,5 минуты. Нагружение при раскрутке диска от лопаток создавалось специальными имитаторами лопаток весом 2,49 кг (по ТУ вес лопатки 1,9 кг). Второй диск наработал в эксплуатации в составе двигателя 3263

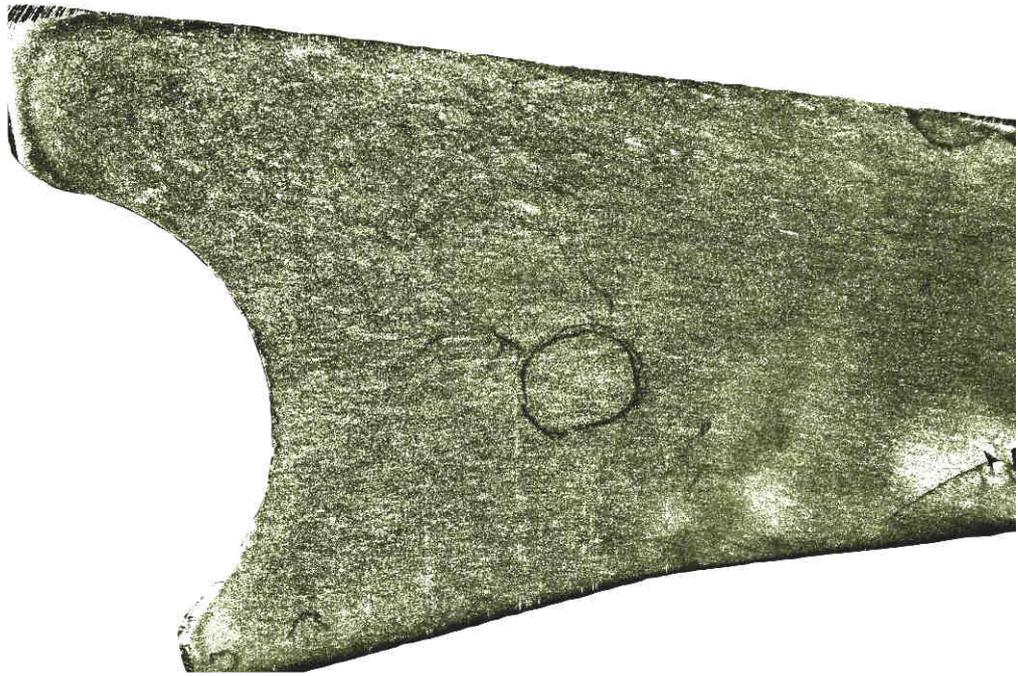
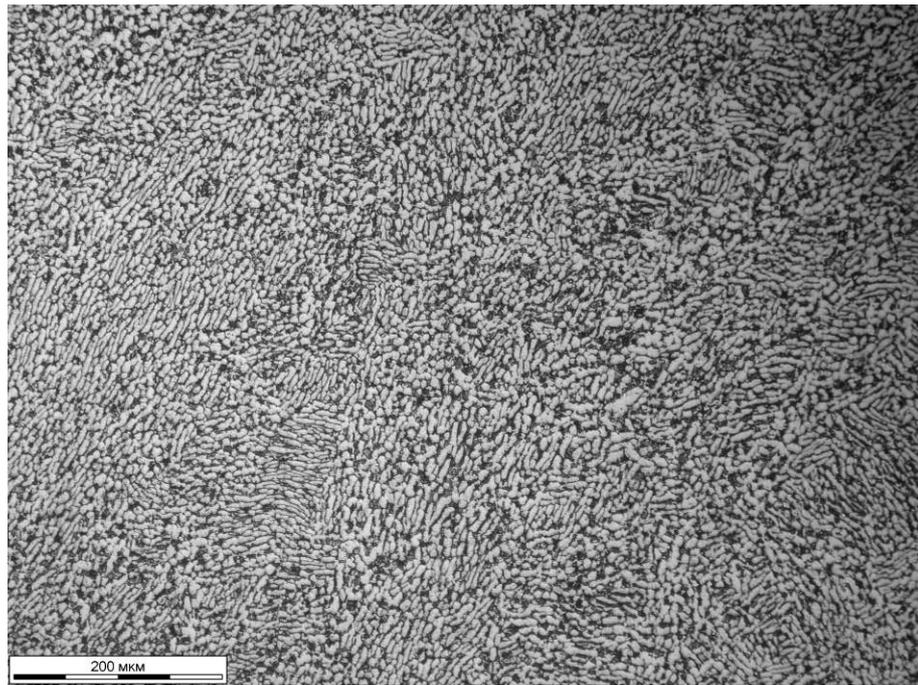
**а****б**

Рис. 3.112. Макро- (а) и микроструктура (б) материала диска.

цикла и 7635 испытательных циклов на установке УИР-3. Испытания были проведены по программе, предусматривающей раскрутку диска в течении 23

секунд до оборотов 5200, выдержку при этих оборотах в течении 20 секунд и снижение оборотов до 500 в течении 46 секунд. В пазах диска были установлены имитаторы лопаток весом 2,49 кг. По данным ремонтных заводов в процессе ремонтов двигателей типа Д-30КУ трещины в межпазовых выступках дисков I ступени КНД ни разу зафиксированы не были.

На основании имеющихся статистических данных была выполнена оценка нижней границы распределения долговечности диска I ступени КНД двигателей Д-30КУ(КП, КУ-154) по методике, разработанной В. В. Кутыревым (ЦИАМ) (Конверсия в машиностроении вып.1, 2008, «Вероятностно-статистическая оценка долговечности дисков и обоснование допускаемых запасов», Конверсия в машиностроении вып.2, 2008, «Закономерности малоцикловой долговечности, критерии прочности и прогнозирование ресурса дисков авиадвигателей»).

В данной работе показано следующее.

Рассматриваются долговечности дисков до образования трещин и разрушения. В качестве параметра долговечности, характеризующего повреждения дисков, принят логарифм числа циклов до образования в них трещин допускаемых размеров $\lg N_{\sigma}$; в качестве разрушающего параметра – логарифм числа циклов до их разрушения $\lg N_{\Sigma}$, индексами s и r обозначены прогнозируемые величины этих же параметров. Рассеяние долговечности оценивается среднеквадратическими отклонениями $S_{\lg N}$ и коэффициентами вариации параметров $V_{\lg N} = S_{\lg N} / \bar{\lg N}$; чертой сверху обозначены средние величины. Волной сверху обозначены величины запасов и нижние границы долговечности, определенные с использованием средних величин. Для оценки нижних границ распределения параметров использованы средние значения $\bar{\lg N}$, коэффициенты вариации $V_{\lg N}$, и толерантные множители $K_{\lg N}$, являющиеся функцией доверительной вероятности, вероятности проявления событий (образование трещин или разрушение диска) и объема используемой информации (числа испытанных экземпляров до образования трещин/разрушения дисков $z_{N_{\sigma}} / z_{N_{\Sigma}}$).

Параметры долговечности, толерантные коэффициенты, среднеквадратические отклонения и коэффициенты вариации без индексов относятся, как к долговечности до образования трещин, так и к долговечности до разрушения. Величины запасов и нижние границы долговечности, определенные с использованием единственного значения, обозначены без волны. В качестве фактического ресурса диска рассматривается ресурс, достигнутый в эксплуатации $P_{\text{экс}}$, после которого при выявлении трещин диски снимаются с эксплуатации, при отсутствии дефектов – ремонтируются и продолжают эксплуатироваться по техническому состоянию.

При наличии результатов испытаний или данных контроля в эксплуатации нескольких дисков (более двух) нижние границы распределения долговечности дисков до образования трещин и до разрушения $\lg \tilde{N}_{\mathcal{O}}^H$ и $\lg \tilde{N}_{\Sigma}^H$ определяются как $-K_{\lg N} V_{\lg N}$ границы, соответственно:

$$\lg \tilde{N}^H = \lg N (1 - \kappa_{\lg N} V_{\lg N}),$$

где $\kappa_{\lg N_S} = 2$ и $\kappa_{\lg N_R} = 3$ – толерантные множители, соответствующие доверительным вероятностям $\gamma_S = 0,75 \div 0,90$ и $\gamma_R = 0,90 \div 0,95$, вероятности образования трещины $P_S = 0,05$ и вероятности разрушения $P_R = 0,005$, числу испытанных экземпляров $z_N = 10 \div 50$, соответственно.

При наличии испытаний одного диска нижние границы распределения долговечностей N^H определяются по единственному значению N , в случае нескольких испытанных экземпляров – по максимальному значению N^{\max} :

$$\lg N^H = \lg N \frac{1 - \kappa V_{\lg N}}{1 + \kappa V_{\lg N}}.$$

Предполагается, что $\lg N_{\mathcal{O}}^{\max}$ попадают в область распределения долговечностей $\lg N_{\mathcal{O}} \leq \lg N_{\mathcal{O}} (1 + 2V_{\lg N_S})$; N_{Σ}^{\max} – в область $\lg N_{\Sigma} \leq \lg N_{\Sigma} (1 + 1,5V_{\lg N_R})$. В этом случае нижние границы распределения долговечностей до образования трещин и разрушения определяются как:

$$\lg N_{\mathcal{O}}^H = \lg N_{\mathcal{O}} \frac{1 - 2V_{\lg N_S}}{1 + 2V_{\lg N_S}}, \quad \lg N_{\Sigma}^H = \lg N_{\Sigma} \frac{1 - 3V_{\lg N_R}}{1 + 1,5V_{\lg N_R}}.$$

Коэффициенты вариации долговечности рассматриваемых дисков до образования трещин и разрушения при температуре 80°C приняты следующими значениями: $V_{\lg N_S}^{80} = 2,7\%$ и $V_{\lg N_R}^{80} = 2,4\%$.

Рассчитанные таким образом нижние границы распределения долговечности дисков 1 ст. КНД двигателей типа Д-30КУ до образования трещин ($-2V_{\lg N_S}$ границы) и до разрушения ($-3V_{\lg N_R}$ границы) составляют 3390÷4265 полетных циклов.

Протоколом совещания от 09.07.2008 по вопросу исследования диска I ступени КНД двигателя Д-30КУ-154 №389-424 было предусмотрено выполнение следующих работ:

1. Фрактографические исследования излома диска. Исполнитель – ГосЦентр безопасности полетов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова».

2. УЗК-контроль и ЛЮМ-контроль рабочего колеса на наличие трещин в межпазовых выступах. Исполнитель – ОАО «НПО «Сатурн».

3. Геометрические измерения рабочего колеса (межпазовых выступов диска, радиусов скругления, замковых частей и антивибрационных полок лопаток). Исполнитель – ОАО «НПО «Сатурн».

4. Анализировать состояние контактных поверхностей антивибрационных полок рабочих лопаток. Исполнитель – ОАО «НПО «Сатурн».

5. Полное металлургическое исследование диска по стандартной схеме. Исполнитель – ОАО «НПО «Сатурн».

6. Фрактографические исследования изломов дисков, имеющих трещины после испытаний на УИР. Исполнитель – ГосЦентр безопасности полетов, ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова».

На момент написания настоящего заключения в адрес ГосЦентра безопасности полетов поступили только результаты металлургического исследования диска (исх.№131/01Б-1945 от 24.07.2008), выполненные ОАО «НПО «Сатурн» и предварительные результаты экспертизы разрушения диска (исх.№200-07/121 от 14.08.2008), выполненной ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова». ОАО «НПО «Сатурн» не была представлена необходимая для исследования документация, запрошенная трижды (исх.№103-1596 от 11.07.2008 и исх.№103-1977 от 20.08.2008 исх.№103-2060 от 08.09.2008).

Протоколом совещания от 15.08.2008 в УПЛГ ГВС ФАВТ также предусмотрено проведение дополнительного исследования материала дисков, разрушившегося в эксплуатации и испытанного на стенде в ОАО «НПО «Сатурн», в ФГУП «ВИАМ». Согласно письму исх.№Р-7215 от 15.10.08 ФГУП «ВИАМ» предлагает провести следующие работы :

1. Анализ химического состава материалов дисков.
2. Металлографический анализ материалов дисков.
3. Испытание образцов из материалов дисков.
4. Микрогенноспектральный и базовый анализ материалов.
5. Фрактографические исследования изломов дисков.

Кроме того, необходимо провести аналогичные совместные исследования диска I ступени КНД двигателя Д-30КУ №285-221, разрушившегося на самолете Ил-62 (Куба) при взлете из а/п Сан-Доминго при наработке 4041 час (981 цикл).

Согласно металлургическому исследованию диска в ОАО «НПО «Сатурн» качество материала по химическому составу, механическим свойствам, твердости, макро- и микроструктуре удовлетворяют требованиям ОСТ1.90197-89 и ТУ041-0036 для сплава ВТ3-1, требуемого по ТУ чертежа.

Согласно предварительным результатам экспертизы ЦИАМ:

1. Разрушение диска носит малоцикловый характер (при повторно-статическом нагружении).

2. Очаги разрушения поверхностные и располагаются вдоль риски в радиусе перехода от дна к боковой поверхности паза на расстоянии 0,5-1,2 мм от заднего торца обода. Дефекты материала в очагах отсутствуют.

3. Излом состоит преимущественно из фасеток микроскола и локальных зон с усталостными бороздками, что характерно для поверхности усталостного разрушения дисков из титановых сплавов с неблагоприятной текстурой в условиях малоциклового нагружения с длительными выдержками под нагрузкой.

4. Период роста трещины после выхода на поверхность заднего торца обода до длины 2,2 мм вдоль торца составляет не менее 1000 полетных циклов.

На основании результатов исследования диска в ГосЦентре безопасности полетов установлено, что его разрушение носит многоциклового усталостный характер с развитием разрушения от нескольких очагов, расположенных на некотором удалении под поверхностью материала. Усталостное разрушение диска обусловлено сочетанием нескольких факторов. Во-первых, высокой напряженностью диска в зоне межпазовых выступов. Во-вторых, воздействием на межпазовый выступ дополнительных нагрузок со стороны лопаток, возникающих в результате износа антивибрационных полок, которые не имеют износостойкого покрытия, применяемого практически на всех авиационных двигателях (Д-30, НК-8-2У, НК-86, Д-36, ПС-90А). Лопатки исследуемого двигателя наработали с начала эксплуатации 17657 часов. При ремонте контроль размеров антивибрационных полок не предусмотрен, проверяется только зазор между ними (свыше 0,3 мм не допускается). На месте инцидента лопатка №10 и часть разрушенного диска обнаружены не были, что не позволяет оценить состояние их контактных поверхностей замковых частей. Однако, на поверхности замка диска со стороны спинки лопатки имеются следы износа и схватывания материала, указывающие на виброперемещения лопатки в пазу диска. Еще большие повреждения в виде схватывания имеются в пазах диска, испытанного на УИР-1. В-третьих, наличием в материале диска волокнистой структуры, свидетельствующей о наличии остаточных напряжений в материале, и проявлением хрупкости в разрушении материала, что выразилось в формировании значительных по протяженности зон квазихрупкого разрушения в виде фасеточного рельефа.

Длительность роста усталостной трещины в диске определена на основе подсчета усталостных макролиний и составляет около 27 ПЦН по фактической продолжительности полетов на данном самолете. Блоки выявленных усталостных бороздок и зоны фасеточного рельефа не могут быть рассмотрены, как характеристики одного полёта. Они сформированы под действием циклической нагрузки, вызванной непрерывным колебанием диска в полёте и должны быть интерпретированы в количестве единичных циклов с учётом частоты нагружения. Для уточнения длительности роста усталостной трещины в эксплуатационном диске необходимо иметь сведения

о числе циклов его нагружения малыми амплитудами, которые действуют при наиболее интенсивном нагружении по циклу ЗВЗ.

Результаты исследований разрушенного диска 40-01-577 в трех организациях позволяют заключить об отсутствии единого представления о причинах и длительности разрушения детали в эксплуатации. Завод-изготовитель ОАО «НПО «Сатурн» установил соответствие качества изготовления диска требованиям ОСТ1.90197-89 и ТУ041-0036. Вместе с тем, у ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» и ГосЦентра безопасности полетов из результатов исследований, вполне обоснованно, сформировались претензии к материалу диска. В создавшихся условиях исследование материала диска в ФГУП «ВИАМ» в рамках расследования инцидента с самолетом Ту-154М RA-85667 представляется крайне необходимым.

Оценки характера и длительности разрушения, выполненные в ГосЦентре безопасности полетов и ФГУП «ЦИАМ им.П.И.Баранова» слишком сильно разнятся. Возможно фрактографическое исследование разрушенного диска I ступени КНД двигателя Д-30КУ №285-221 (самолет Ил-62М, Куба) позволят внести корректировки в методики оценок обеим организациям.

На момент выпуска настоящего заключения однозначно установлено отсутствие влияния на причины разрушения диска 40-01-577 эксплуатационного фактора. Все факторы, приведшие к разрушению диска I ступени КНД Д-30КУ-154 №03059338912424 самолета Ту-154М RA-85667 ОАО «Аэрофлот», носят конструктивно-производственный характер.

Заключение

1. Разрушение диска I-ой ступени КНД двигателя Д-30КУ-154 №03059338912424 самолета Ту-154М RA-85667 имеет многоцикловый усталостный характер и началось от множества очагов, расположенных под поверхностью вблизи угла, образованного пазом под лопатку и задним торцом обода диска.

2. Зарождение усталостных трещин происходило от циклической нагрузки первоначально в результате высокочастотных колебаний лопаток и низкочастотных колебаний диска, а затем в результате колебаний самого диска.

3. Материал диска проявил свою чувствительность к условиям его нагружения в эксплуатации, что выразилось в формировании значительных по протяженности зон квазихрупкого разрушения в виде фасеточного рельефа.

4. В материале диска в зоне разрушения присутствовал высокий уровень остаточных напряжений из-за сохранившейся волокнистой структуры. Материал проявил повышенную хрупкость в разрушении, что выразилось в формировании значительных по протяженности зон квазихрупкого разрушения в виде фасеточного рельефа.

5. Длительность роста трещины в исследованном диске составляет около 27 ПЦН по фактической продолжительности полетов на данном самолете.

Рекомендации

ОАО «НПО «Сатурн» необходимо:

- принять меры по исключению воздействия на диск повышенных напряжений со стороны лопаток;

- оценить уровень напряженности диска, в том числе напряжения и частоту их воздействия на диск внутри цикла ЗВЗ;

- организовать и провести совместные исследования диска I ступени КНД двигателя Д-30КУ №285-221 самолета Ил-62 (Куба).

ФГУП «ВИАМ» необходимо провести исследования материалов дисков, разрушившегося в эксплуатации и с трещинами при испытании на стенде.

Приведены материалы заключения № 9297-И/103 от 21.10.2008

3.7. Отказ тормозной системы колеса КТ141Е-010

08.06.2008 при выруливании самолета Як-42Д RA-42375 с места стоянки в аэропорту Внуково авиатехник заметил появление дыма под левой опорой шасси и дал команду на прекращение руления. При осмотре самолета после остановки было выявлено самопроизвольное затормаживание колеса КТ141Е-0 (зав.№ 206188) левой тележки шасси.

В ГосЦентр безопасности полетов на исследование поступило заднее внутреннее колесо КТ141Е.010 тележки левой опоры шасси с шиной 14А № ЯХ110702294 и тормозом КТ141Е.030-3 самолета Як-42Д RA-42375, принадлежащего ОАО «Авиационные линии Кубани». Колесо было снято с эксплуатации при расследовании инцидента с самолетом, произошедшего 08.06.2008 в аэропорту Внуково (самопроизвольное затормаживание колеса на рулении).

Колесо КТ141Е-010 (зав.№ 206188) было изготовлено 13.11.2002. К моменту указанного события его наработка с начала эксплуатации составила 2716 посадок.

Тормоз КТ141Е.030-3 (зав. № 22400149) был изготовлен 04.04.2005. На момент снятия колеса его наработка с начала эксплуатации составила 2340 посадок, в том числе 963 посадки после последнего ремонта, выполненного 26.06.2007, и 456 посадок после последней переборки и замены пакета тормозных дисков на диски первой категории, выполненной 25.12.2007.

* *
*

По сведениям отраслевого банка данных по надежности авиационной техники случаи самопроизвольного затормаживания колес тележек основных опор шасси самолетов Як-42 ранее отмечались неоднократно. В частности, подобные случаи имели место на самолетах Як-42 RA-42347 и RA-42361. Результаты проведенных исследований (заключения № 8652-И/103 от 05.11.2003 и №9105-И/103 от 31.01.2007) показали, что самопроизвольное затормаживание колес происходило из-за усталостных разрушений тормозных дисков по причине их перегрева в эксплуатации. Нарботка исследованных тормозных дисков после проведения последнего их технического обслуживания на самолете RA-42347 составила 206 посадок, а на самолете RA-42361- 24 посадки.

Исследование проводилось по методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- анализ внешнего состояния поступившего на исследование колеса;
- разборка и дефектация деталей и узлов исследуемого колеса;
- разборка тормоза с последующими дефектацией тормозных дисков и оценкой характера имеющихся повреждений и трещин;
- фрактографическое исследование;
- спектральный и металлографический анализы, а также определение твердости материала каркасов тормозных дисков;

- анализ результатов исследования.

Анализом внешнего состояния поступившего на исследование колеса (рис. 3.113.) установлено следующее.

Шина колеса находится в накаченном состоянии. Протектор шины имеет следы истирания, расположенные по всей длине её окружности. При этом участок шины с максимальным истиранием протектора расположен строго напротив тормозного рычага (см. рис. 3.113, вид по стрелке А). Выявленные следы проскальзывания протектора шины по покрытию ВПП характерны для повреждений шины, возникающих при самопроизвольном затормаживании колес основных опор шасси при движении самолета по земле.

Имеющиеся на барабане колеса резьбовые соединения затянуты и законтрены. Контровки и пломбы не нарушены. Термосвидетели находятся в удовлетворительном состоянии без следов оплавления (рис. 3.114).

Разрушения, трещины, а также существенные внешние механические и коррозионные повреждения на деталях барабана колеса отсутствуют.

Дефектация деталей подшипникового узла колеса показала следующее.

Наружные кольца роликоподшипников колеса находятся в удовлетворительном техническом состоянии (рис. 3.115). Признаков заклинивания и проскальзывания роликов относительно беговых дорожек наружных колец подшипников не имеется.

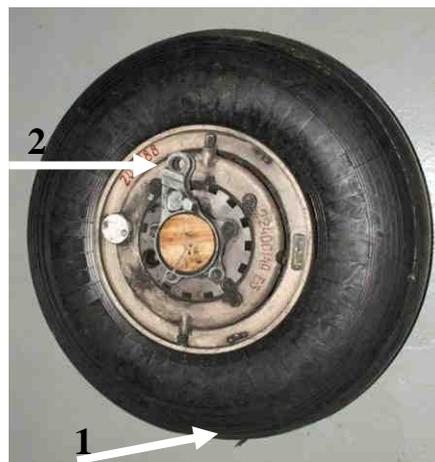
Внутренние кольца подшипников в сборе с сепараторами и роликами также находятся в удовлетворительном техническом состоянии (рис. 3.116). Ролики относительно беговых дорожек внутренних колец подшипников вращаются плавно, без заеданий.

Таким образом, можно заключить, что самопроизвольное затормаживание исследуемого колеса на рулении с техническим состоянием деталей его подшипникового узла не связано.

Анализ технического состояния деталей тормоза и внутренних деталей барабана исследуемого колеса, проведенный после его разборки, показал следующее.

В пакете тормозных дисков (диски КТ14.050 и КТ141.090) исследуемого тормоза имеются два разрушенных, один из которых является вращающимся, а другой невращающимся (рис. 3.117, диски 3 и 4 соответственно).

На поверхности корпуса тормоза имеются ориентированные в окружном направлении следы проскальзывания шипов разрушенного невращающегося диска (диск 4, см.рис. 3.117) относительно корпуса (рис. 3.118). Ответные контактные повреждения имеются на поверхностях шипов диска 4 (рис. 3.109, вид по стрелке А). На внутренней поверхности барабана колеса имеются местные повреждения бортов направляющих шипов вращающихся дисков с частичным их разрушением, возникшие при контакте ободной части разрушенного диска 4 с кромками бортов при работе тормоза (см. рис. 3.118, б).



Вид по стрелке Б



Рис. 3.113. Поступившее на исследование колесо КТ-141Е тележки левой опоры шасси самолета Як-42Д RA-42375. На главном виде стрелкой отмечено место максимального истирания протектора. На виде по стрелке А стрелками отмечены: 1- расположение зоны максимального истирания протектора относительно тормозного рычага; 2 – расположение тормозного рычага.

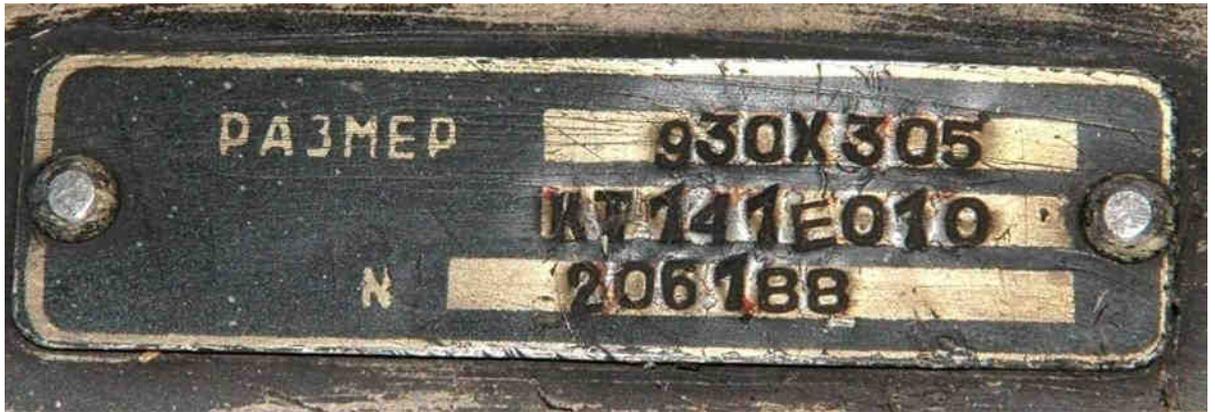
**а****б**

Рис. 3.114. Бирки, установленные на ребре барабана колеса со стороны тормозного рычага (а) и на корпусе тормоза (б). Стрелкой отмечен типовой вид термосвидетелей исследуемого колеса.

**а****б**

Рис. 3.115. Беговые дорожки (отмечены стрелками) наружных колец внутреннего (а) и внешнего (б) конуснораликовых подшипников барабана исследуемого колеса.



Рис. 3.116. Внутренние кольца подшипников барабана исследуемого колеса в сборе с сепараторами и роликами.

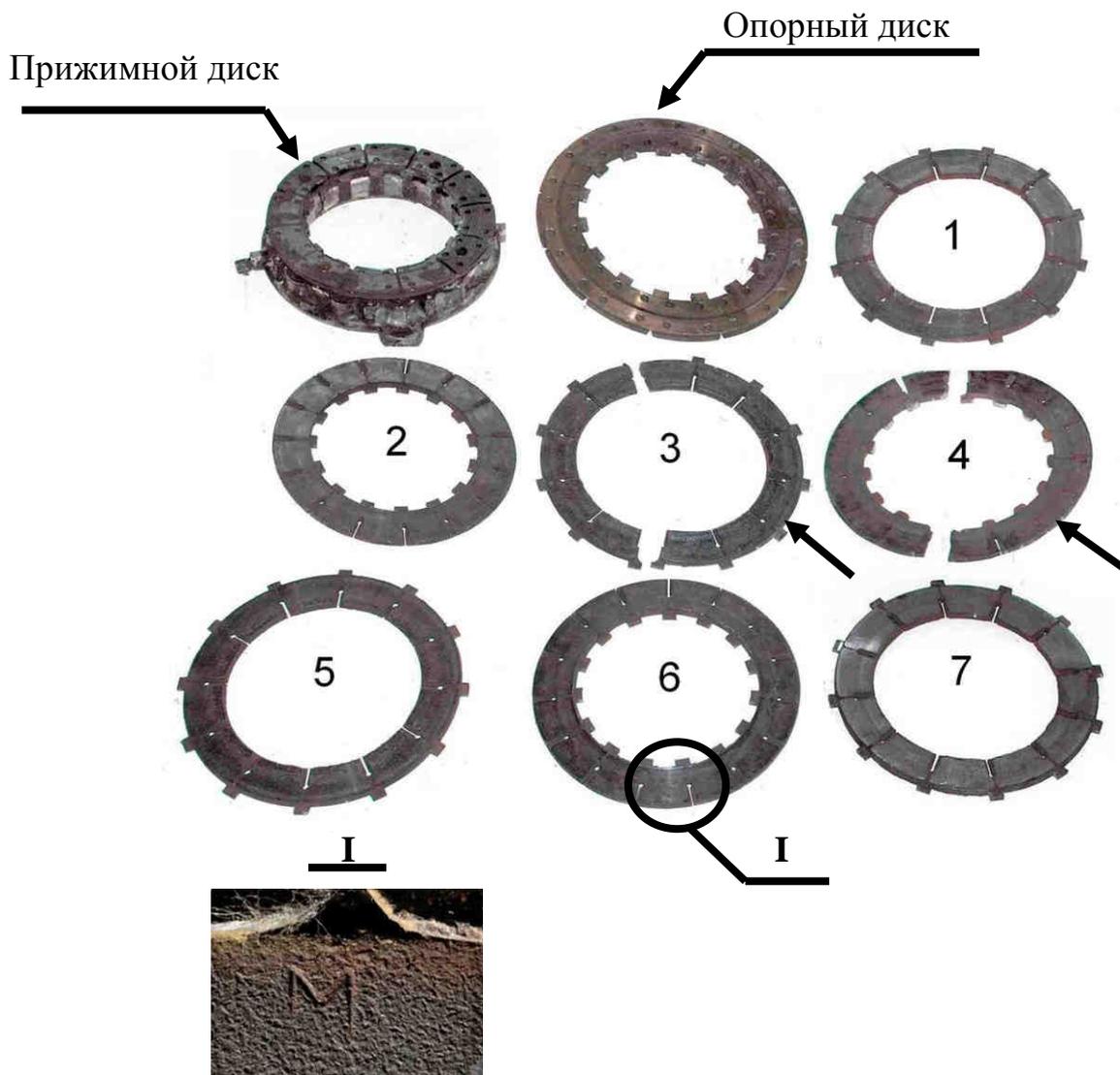


Рис. 3.117. Пакет тормозных дисков тормоза исследуемого колеса: 1...7 - принятая в изложении нумерация тормозных дисков. Стрелками показаны разрушенные вращающийся и невращающийся тормозные диски (диски 3 и 4 соответственно). На виде I показан типовой вид клейма на каркасах дисков в районе одного из шипов.

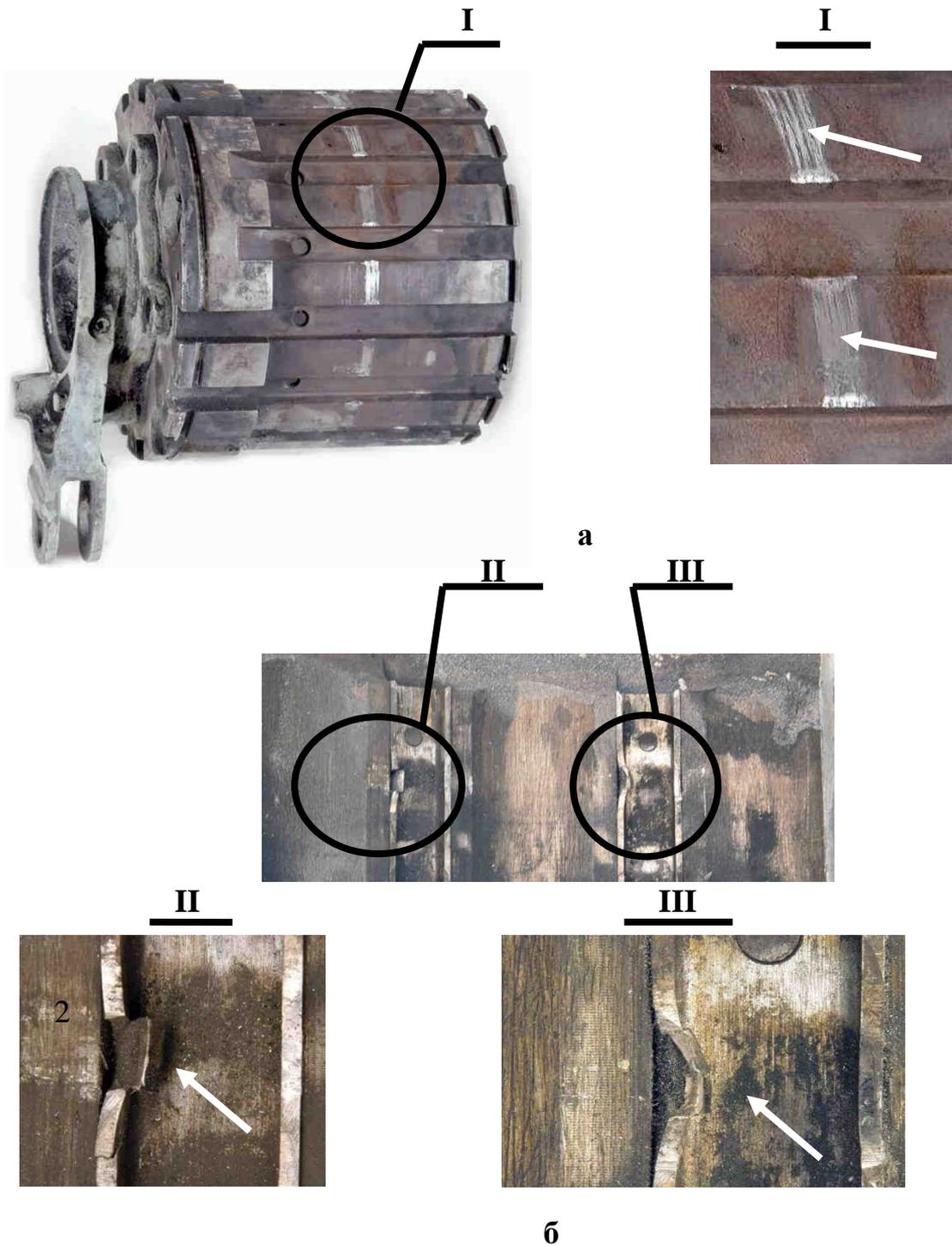
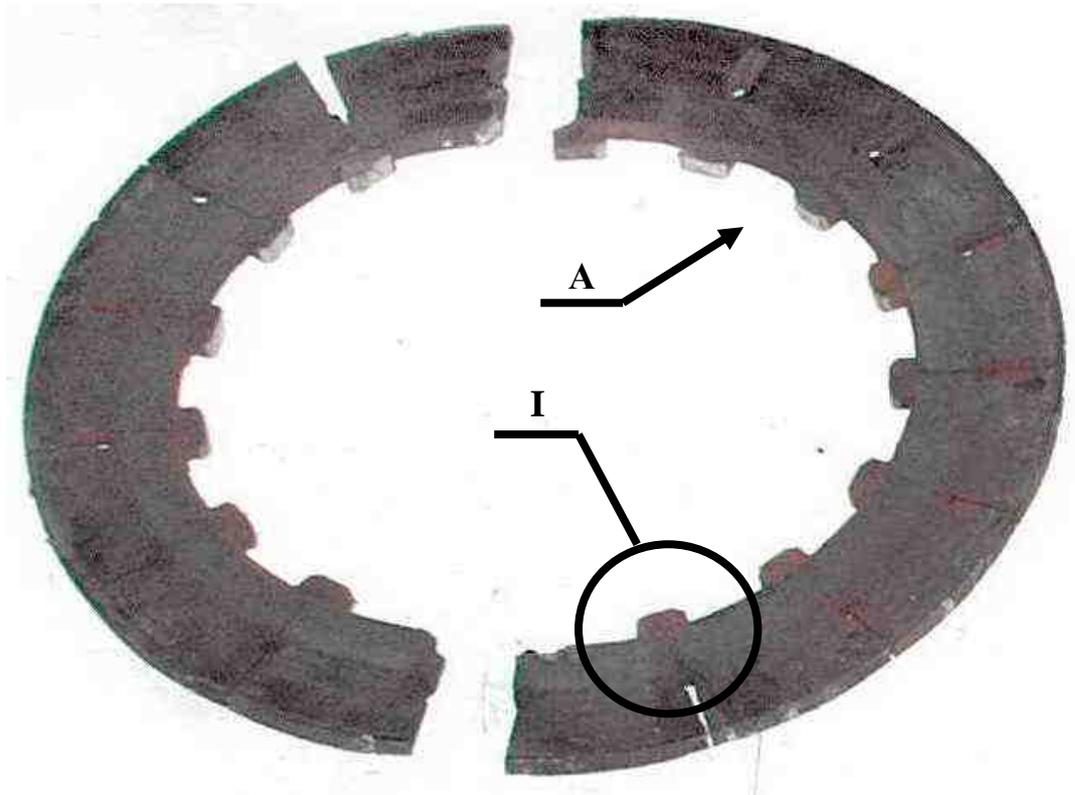


Рис. 3.118. Корпус тормоза исследуемого колеса в сборе с тормозным рычагом (а) и фрагмент внутренней поверхности барабана колеса с типовыми для всей поверхности повреждениями направляющих шипов вращающихся тормозных дисков (б). Стрелками отмечены: на виде (а) - ориентированные в окружном направлении следы проскальзывания шипов разрушенного невращающегося диска (диск 4, см.рис. 3.107) относительно корпуса тормоза; на виде (б) – местные повреждения с частичным разрушением бортов направляющих шипов вращающихся тормозных дисков, возникшие при контакте ободной части диска 4 с кромками бортов при работе тормоза.



I



Вид по стрелке А



Рис. 3.119. Разрушенный невращающийся диск (диск 4, см.рис. 3.107) тормоза исследуемого колеса. Стрелками показаны: на виде I – типовой вид трещин, имеющих в зоне отверстий в основании термокомпенсационных прорезей каркаса диска; на виде по стрелке А – следы проскальзывания шипов каркаса диска по корпусу тормоза. Ответные следы на корпусе тормоза показаны стрелками на рис. 3.108, а.

Отмеченные контактные повреждения корпуса тормоза и направляющих в барабане колеса, выявленные в зоне сопряжения указанных деталей с элементами диска 4, свидетельствуют о том, что самопроизвольное затормаживание колеса на рулении явилось результатом расклинивания данного диска между корпусом тормоза и внутренней поверхностью барабана после разрушения диска.

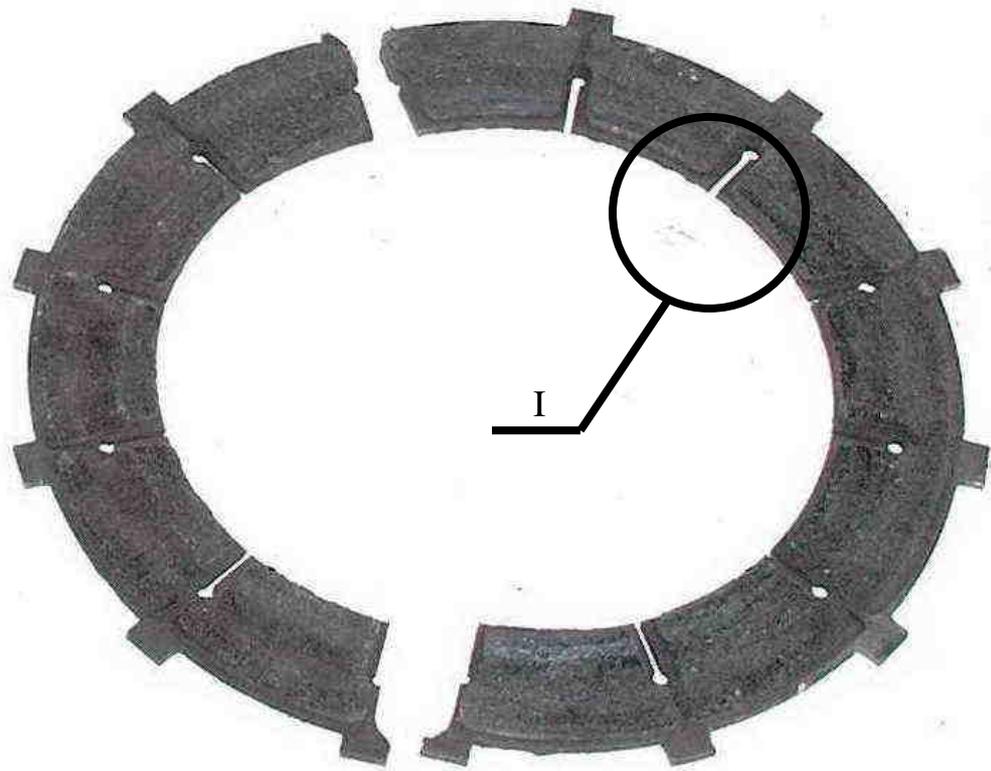
Поверхности разрушения дисков 3 и 4 располагаются по диаметральным сечениям, проходящим через отверстия в основании термокомпенсационных прорезей их каркасов. При этом эксплуатационное разрушение вращающегося диска (диск 3, см. рис. 3.117) в эксплуатации произошло по обеим диаметрально противоположным перемышкам каркаса, в то время как полное разрушение невращающегося диска (диск 4, см. рис. 3.117) произошло по одной из двух диаметрально расположенных перемычек. По второй перемышке диск разрушился при его демонтаже с корпуса тормоза.

При дефектации тормозных дисков, проведенной с помощью бинокулярного микроскопа МБС-2 при увеличениях до 10 крат, в зонах отверстий термокомпенсационных прорезей их каркасов выявлены трещины. Типовой вид трещин представлен на рисунках 3.119 и 3.120 (виды I). На указанных рисунках приведены трещины каркасов разрушенных невращающегося и вращающегося дисков (диски 3 и 4 соответственно). Однако подобные трещины каркасов наблюдаются у всех дисков тормоза, практически на поверхностях отверстий всех термокомпенсационных пазов.

Эксплуатационные изломы каркасов дисков 3 и 4 и их изломы по вскрытым трещинам, имеющимся в зоне отверстий в основании термокомпенсационных пазов каркасов дисков, представлены на рисунках 3.121 и 3.122 соответственно. При этом на рисунке 3.123 показан типовой вид изломов каркаса неразрушенных дисков по вскрытым трещинам (показан излом каркаса вращающегося диска 7 по одной из вскрытых трещин). Макроанализ данных изломов каркасов тормозных дисков показал следующее.

Эксплуатационные изломы дисков 3 и 4, а также их изломы по вскрытым трещинам имеют многоочаговый усталостный характер. Очаги начальных усталостных трещин расположены на поверхностях отверстий в основании термокомпенсационных прорезей каркаса дисков. Глубина усталостных зон, как эксплуатационных изломов, так и изломов по вскрытым трещинам не превышает 5 мм (см.рис. 3.112, 3.113). Аналогичный многоочаговый усталостный характер наблюдается у изломов по вскрытым трещинам каркасов неразрушенных дисков (рис. 3.114). При этом глубина усталостных трещин в каркасах данных дисков составляет менее 1 мм.

Фрактографическим исследованием, проведенным с привлечением растрового электронного микроскопа фирмы Карл Цейс, установлено следующее.



I

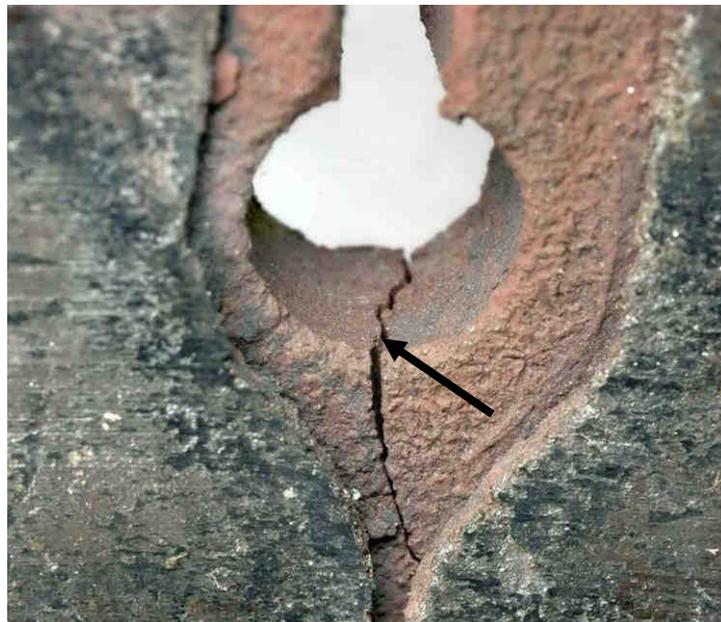


Рис. 3.120. Разрушенный вращающийся диск (диск 3, см.рис. 3.117) тормоза исследуемого колеса. Стрелкой на виде I показан типовой вид трещин, имеющих в зоне отверстий в основании термокомпенсационных прорезей каркаса диска.

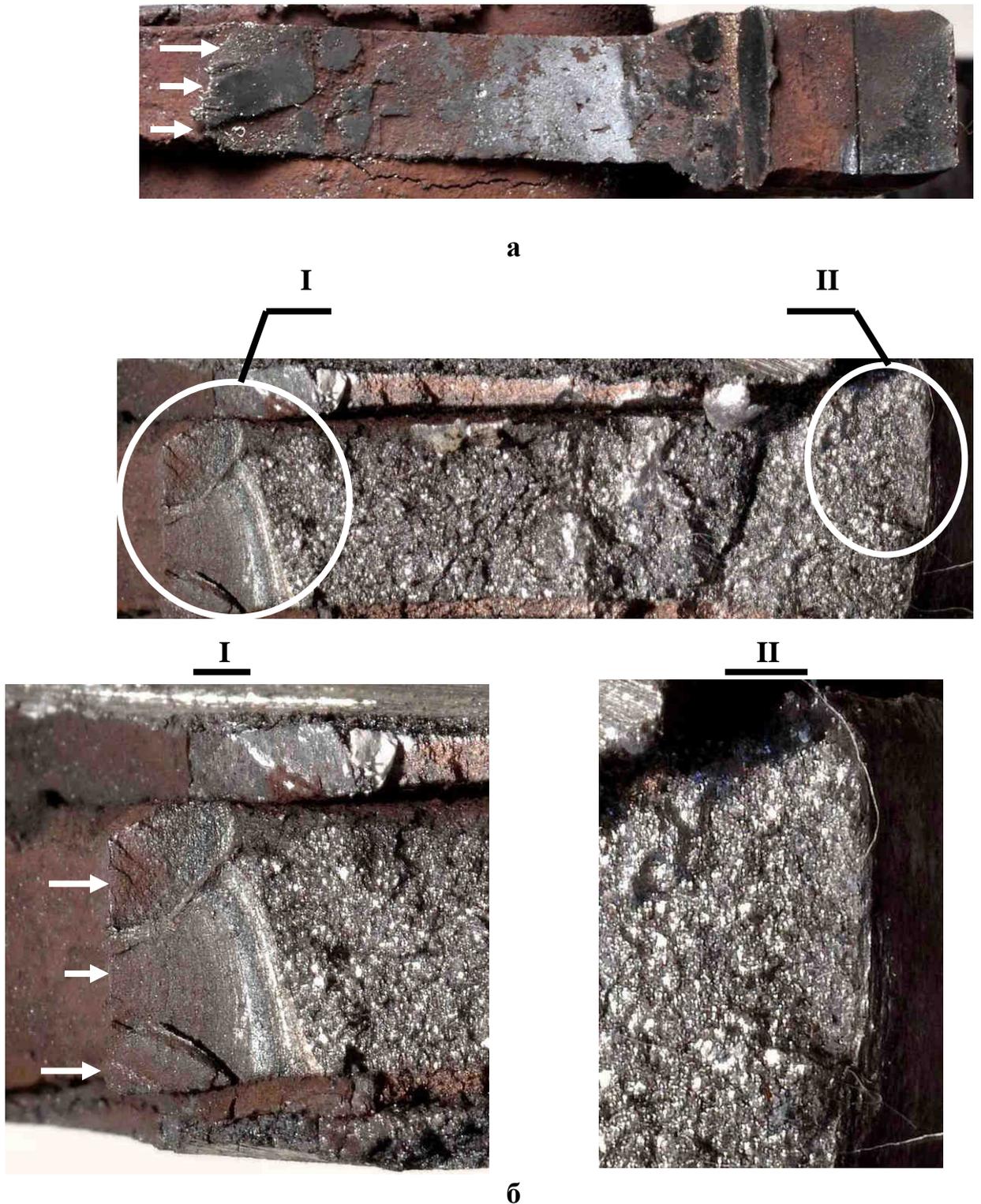
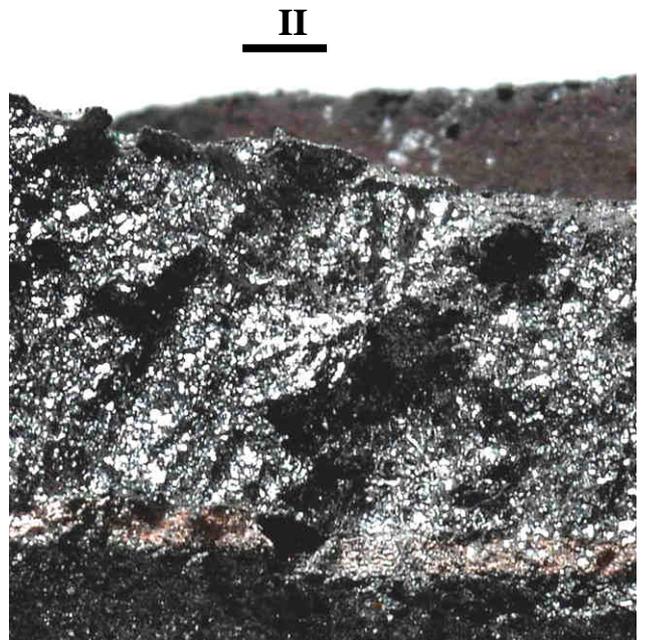
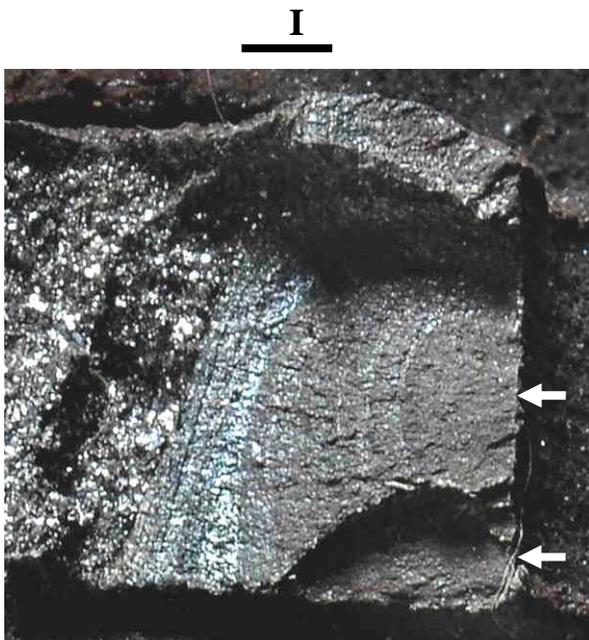
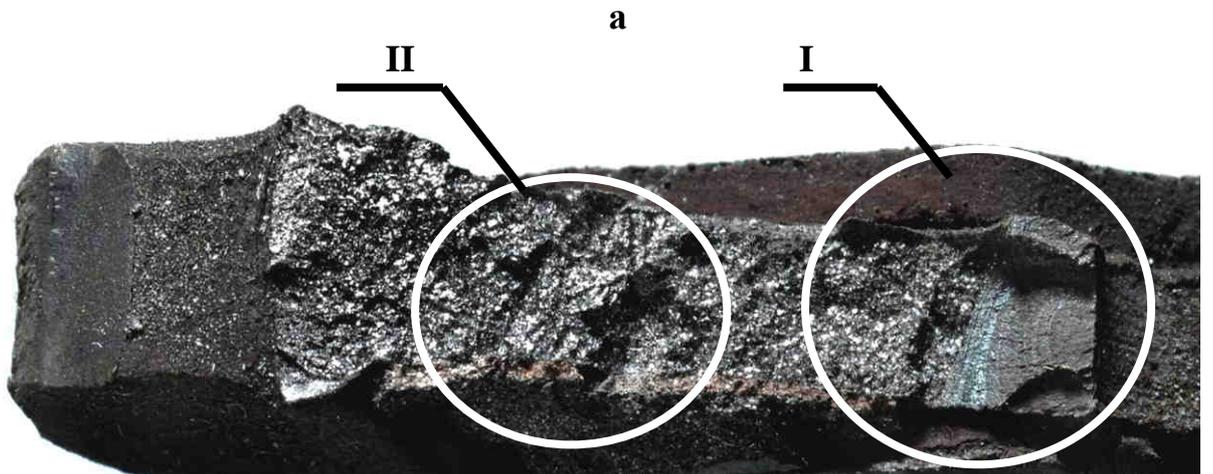


Рис. 3.121. Типовой вид эксплуатационного излома (а) и излома по вскрытой трещине (б) невращающегося диска (диск 5, см. рис. 3.117). На видах I и II показаны соответственно рельефы излома в зоне усталостного развития и в зоне долома диска по вскрытой трещине. Стрелками показаны очаги начальных усталостных трещин, располагающиеся на поверхности отверстий в основании термокомпенсационных прорезей каркаса тормозного диска.



б

Рис. 3.122. Типовой вид эксплуатационного излома (а) и излома по вскрытой трещине (б) вращающегося диска (диск 2, см.рис. 3.117). На видах I и II показаны соответственно рельефы излома в зоне усталостного развития и в зоне долома диска по вскрытой трещине. Стрелками показаны очаги начальных усталостных трещин, располагающиеся на поверхности отверстий в основании термокомпенсационных прорезей каркаса тормозного диска.

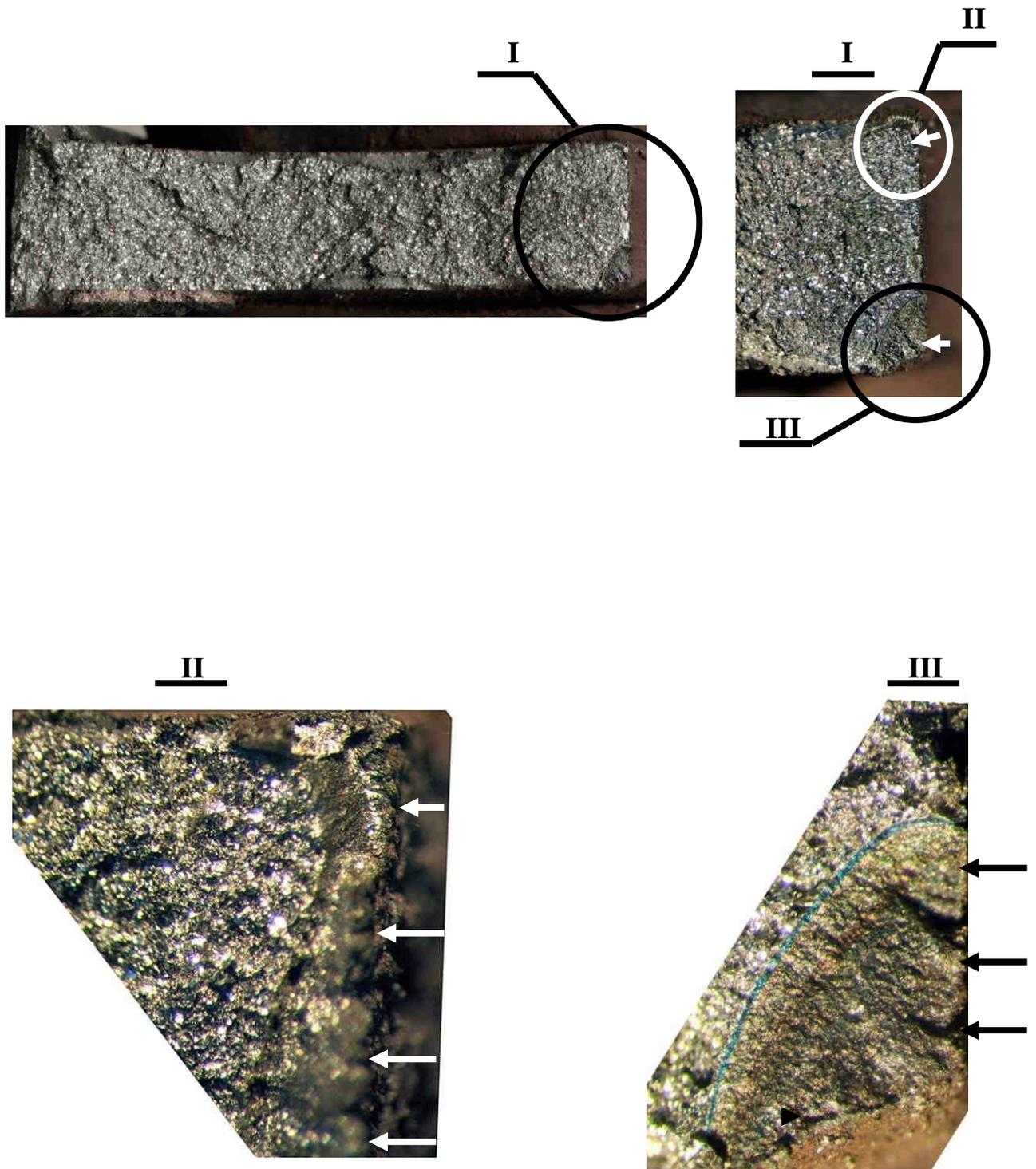


Рис. 3.123. Типовой вид излома каркасов неразрушенных дисков по вскрытым трещинам (показан излом диска 7). Стрелками показаны: на виде I - местоположение очагов начальных трещин; на видах II и III - очаги начальных усталостных трещин, располагающиеся на поверхности отверстий в основании термокомпенсационных прорезей.

В зоне усталостного развития трещин изломы окислены. Наименьшее окисление поверхностей изломов наблюдается на участках, прилегающих к долому и имеющих цвета побежалости голубого цвета (см. рис. 3.121, 3.122). По этим участкам удалось выявить, что развитие трещин в материале каркаса дисков происходило внутризеренно с формированием в изломе выраженных ступенек, образованных мезотуннелями. При этом на площадках мезотуннелей имеются мезолинии усталостного разрушения (рис. 3.124).

В зоне долома разрушение каркаса дисков происходило с формированием выраженного внутризёрненного квазискола, соседствующего с ямочным рельефом на отдельных участках (рис. 3.125).

Выявленные особенности строения излома в зоне усталостного развития трещин не являются характерными для усталостных изломов деталей, изготавливаемых из среднепрочной стали. Подобное строение усталостного излома является характерным для стальных деталей, материал которых обладает низкой прочностью и высокой пластичностью. При этом разрушение материала каркаса дисков в зоне долома по плоскостям скольжения квазисколом так же указывает на то, что в данном случае развитие усталостного разрушения происходило в материале с низкой прочностью и высокой пластичностью.

Отсутствие в усталостных зонах регулярности чередования шага усталостных мезолиний, а также сильная окисленность большей части усталостных зон не позволяют оценить длительность роста усталостных трещин до момента разрушения каркасов исследуемых дисков по параметрам рельефа излома.

Спектральный анализ показал, что по составу легирующих элементов материал каркасов дисков исследуемого тормоза относится к стали 30ХГСА.

Твердость материала каркасов всех дисков, измеренная на их боковых поверхностях, существенно занижена по отношению к требованиям чертежа на каркасы, изготавливаемые из стали 30ХГСА ($HRC=27...34$) и составляет менее 18 единиц HRC. При этом значения твердости сердцевины материала каркасов дисков существенно различаются между собой. Фактические значения твердости сердцевины материала каркасов дисков представлены в нижеследующей таблице, из которой видно, что у материала сердцевины каркасов дисков 3, 4 и 5 значения твердости значительно занижены по отношению к требованиям чертежа.

№ диска	1	2	3	4	5	6	7
HRC	30,0	35,0	21,5	24,0	24,5	31,0	31,0

Металлографическим исследованием установлено, что по микроструктуре материал каркасов дисков не удовлетворяет требованиям технических условий на сталь 30ХГСА, термообработанную на заданную чертежом твердость ($HRC=27...34$).

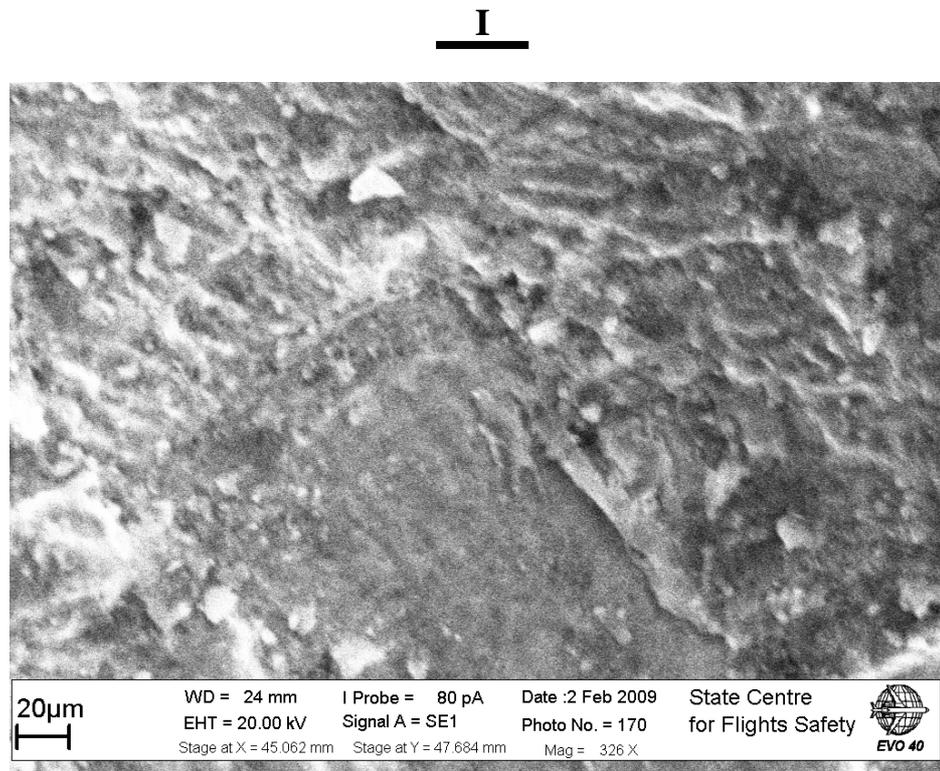
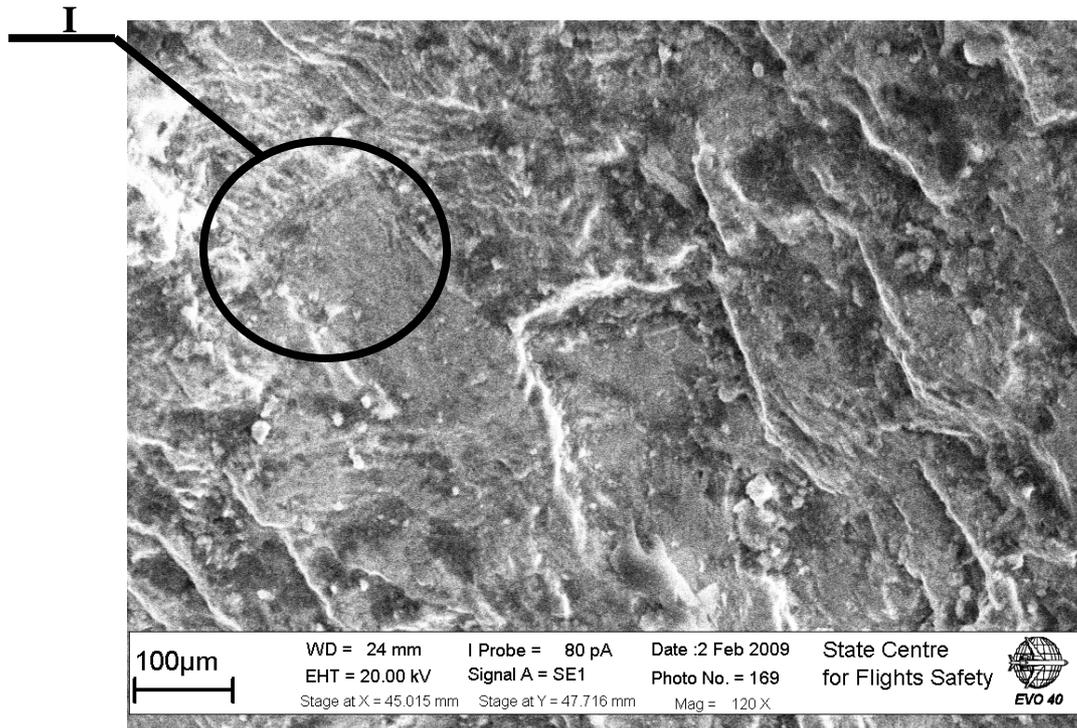


Рис. 3.124. Рельеф внутризёренного разрушения каркаса с мезолиниями усталостного разрушения материала около зоны долома.

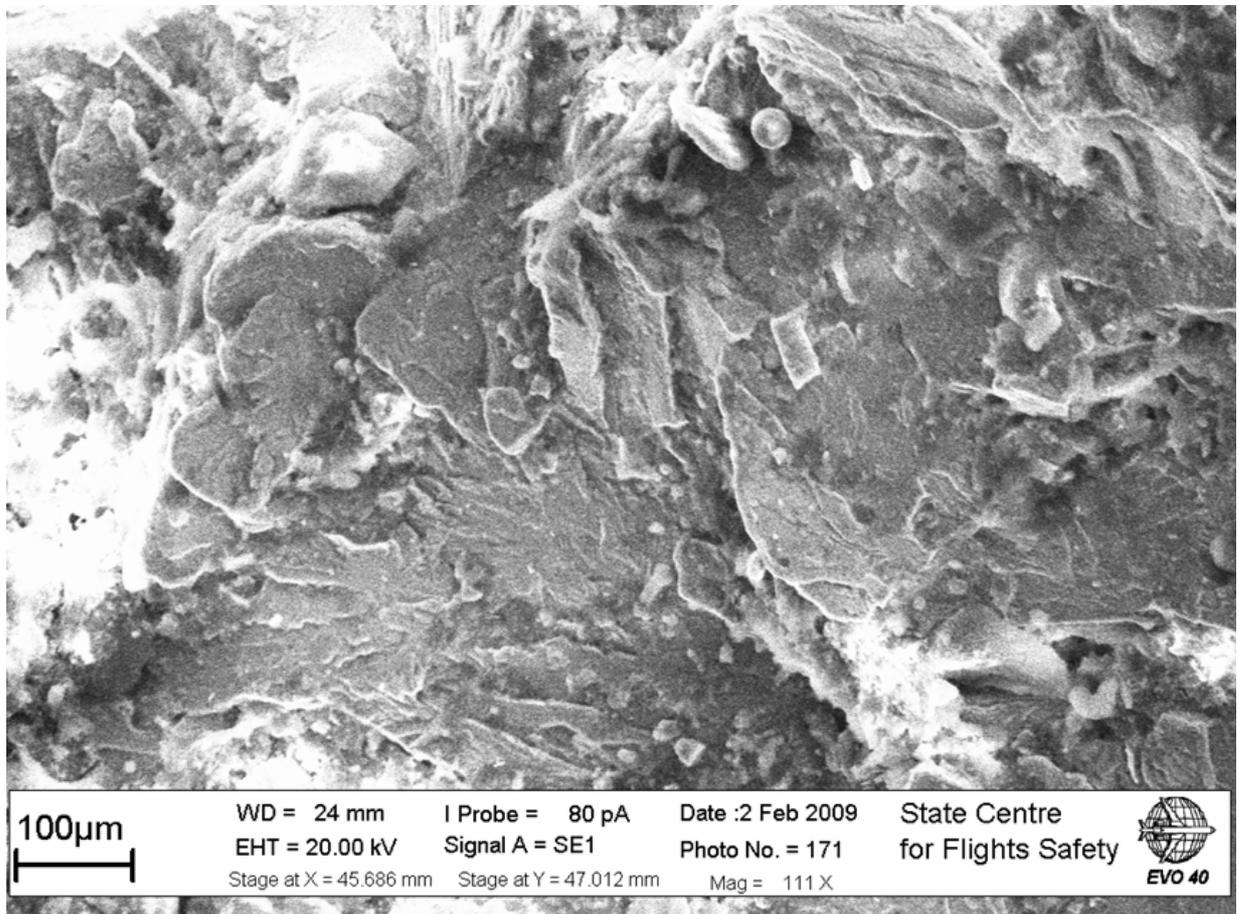


Рис. 3.125. Фрагмент излома в виде фасеток квазискола в зоне долома.

Для заданной чертежом твердости микроструктура стали 30ХГСА должна соответствовать сорбиту. Фактически микроструктура материала каркасов дисков представляет собой феррит плюс перлит, что соответствует отожженной стали 30ХГСА. Типовые виды микроструктур материала, выявленные в шлифах, приготовленных в продольном и поперечном направлениях каркасов тормозных дисков, представлены на рис. 3.126...3.130. На указанных рисунках приведена микроструктура материалов разрушенных дисков исследуемого тормоза (диски 3 и 4, см. рис. 3.127).

На рис. 3.126 представлена структура материала диска 3, наблюдаемая на продольном шлифе. Структура однородная по всей поверхности шлифа и представляет собой структуру отожженной стали (феррит и перлит).

На рис. 3.127 представлена структура материала образца диска 4, наблюдаемая на продольном шлифе. Данная структура также представляет собой структуру отожженной стали (феррит и перлит). При этом в отличие от структуры материала каркаса диска 3 структура материала каркаса диска 4 неоднородная – по поверхности шлифа имеются области одного феррита (см.рис. 3.127,б).

На поперечных шлифах образцов материала указанных дисков также наблюдается значительная неоднородность структур – на поверхности каркасов дисков имеется обезуглероживание (феррит), в то время как в сердцевине материала структура представляет собой феррит плюс перлит (см.рис. 3.128 ...3.130).

Выявленная неоднородность микроструктуры, обусловившая разброс значений твердости материала каркасов дисков у поверхности и в сердцевине, свидетельствует о том, что эксплуатация дисков происходила в условиях высоких температур. При этом температура в материале каркасов дисков превышала 800°C и распространялась от их поверхности к сердцевине, о чем свидетельствует обезуглероживание материала у поверхности каркасов.

Таким образом, результаты фрактографического и металлографического исследований показывают, что перегрев материала каркасов дисков исследуемого тормоза предшествовал зарождению и развитию в них усталостных трещин, что и привело к разрушению дисков 3 и 4, вызвав самопроизвольное затормаживание колеса при рулении самолета.

Тормозные колеса КТ141Е.10 с тормозом КТ141Е.030 в гражданской авиации применяются на самолетах Як-42 и Ту-154 с использованием в тормозах дисков разной конструкции с одинаковыми чертежными номерами. В частности, в эксплуатации встречаются диски с расположением шипов каркасов по центру тормозных секторов и диски с расположением указанных шипов напротив термокомпенсационных прорезей. ГосЦентр безопасности полетов дважды (исх. № 103-561 от 26.02.2007 и исх. № 103-323 от 09.02.2009) обращался к ОАО АК «Рубин» за разъяснениями по порядку внедрения и эксплуатации дисков разной конструкции и с рекомендациями о

внесении соответствующих дополнений в эксплуатационную документацию. Оба раза поставленные вопросы остались без внимания.

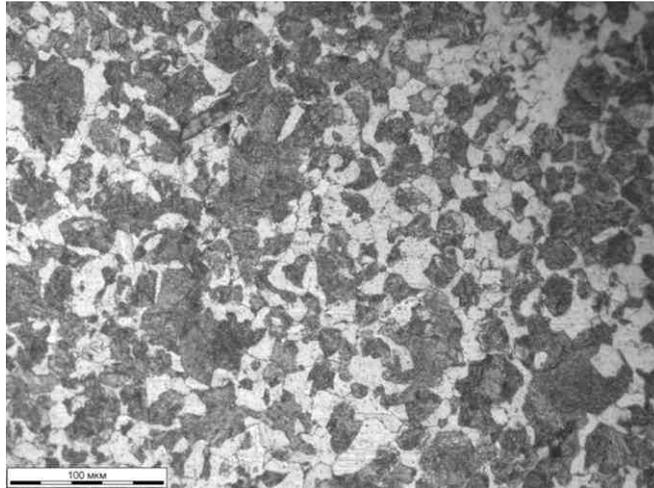
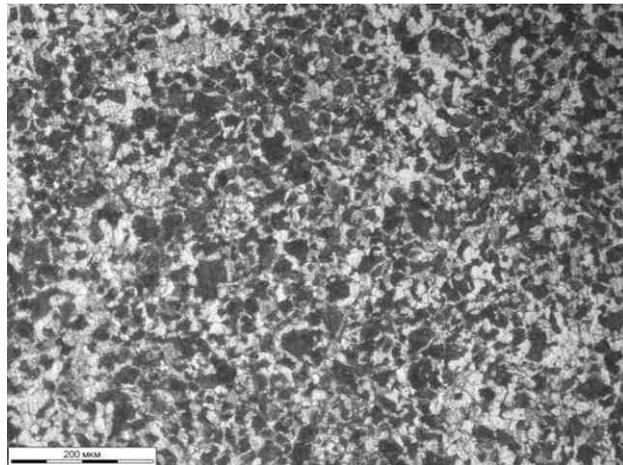
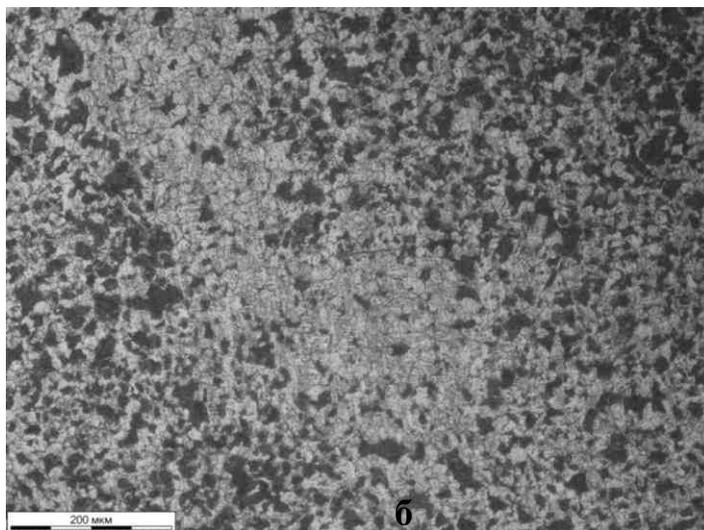


Рис. 3.126. Микроструктура материала диска 3(феррит плюс перлит), наблюдаемая в продольном шлифе.



а



б

Рис. 3.127. Микроструктура материала диска 4 (феррит плюс перлит), наблюдаемая в продольном шлифе на различных участках.

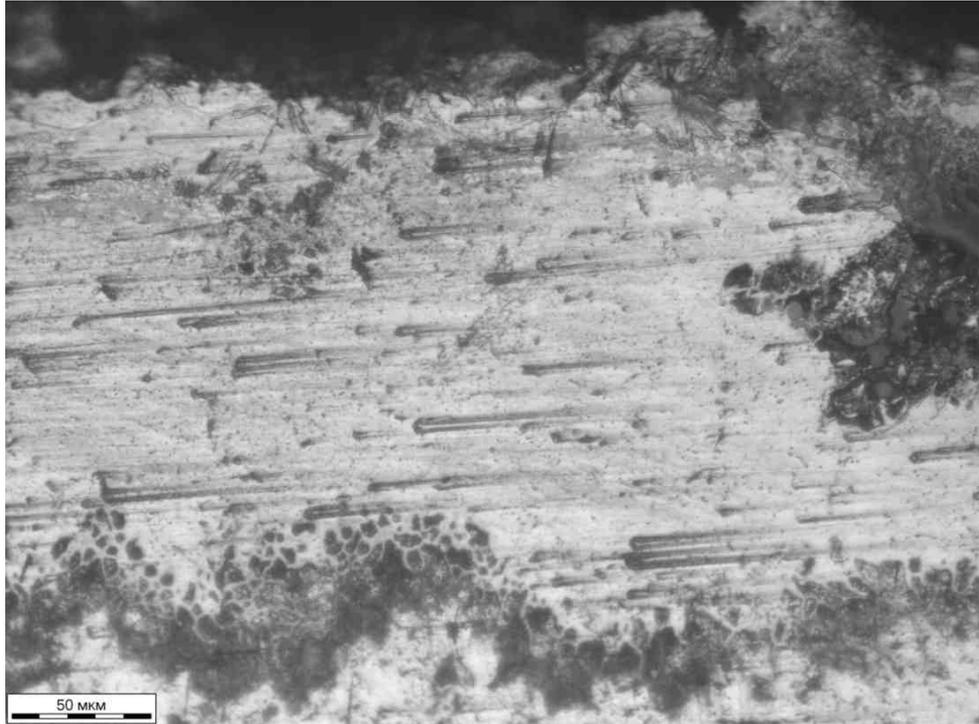
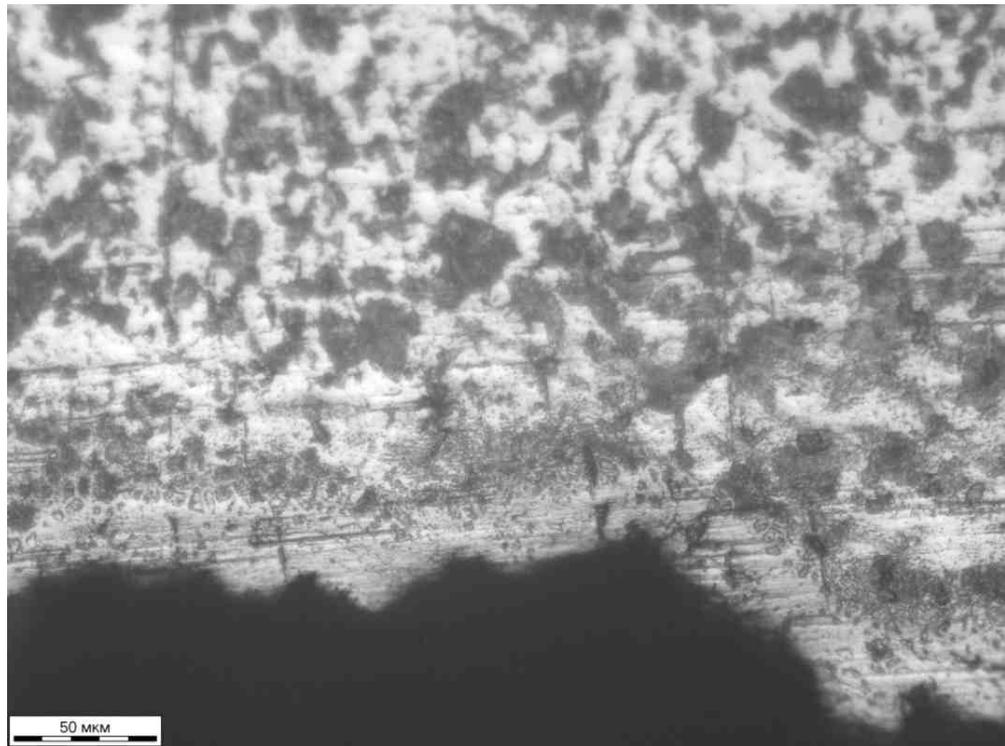
**а****б**

Рис. 3.128. Обезуглероживание материала (феррит) по поверхностям образца материала диска 3 (поперечный шлиф).

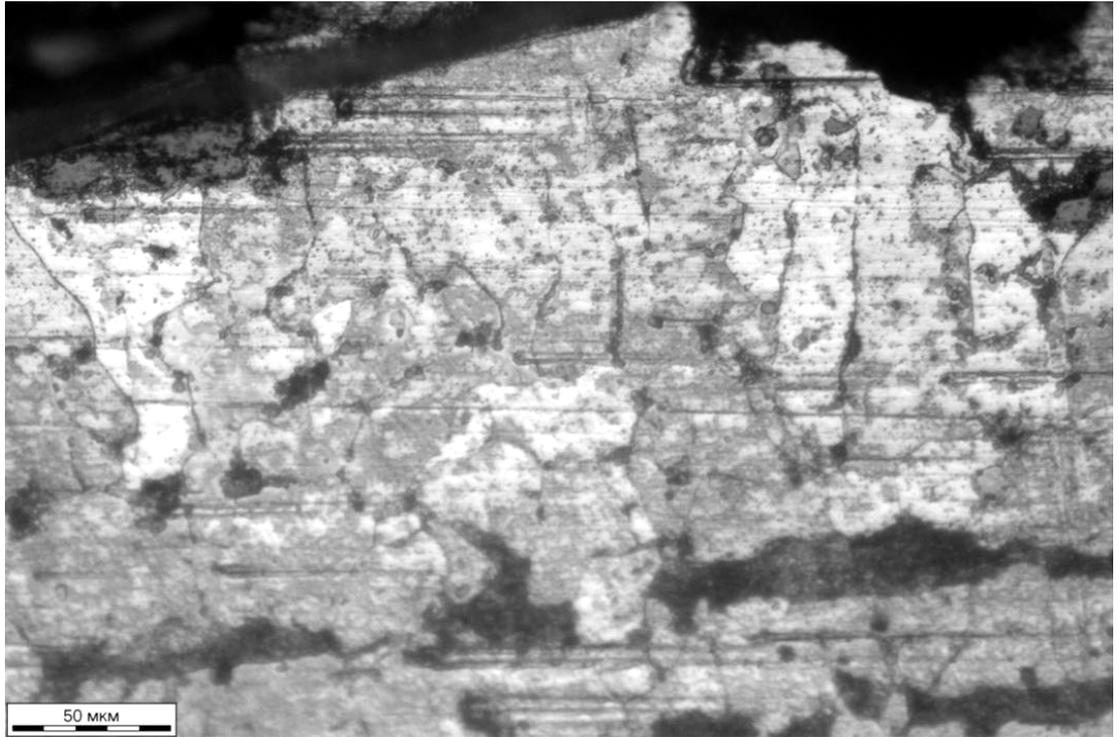
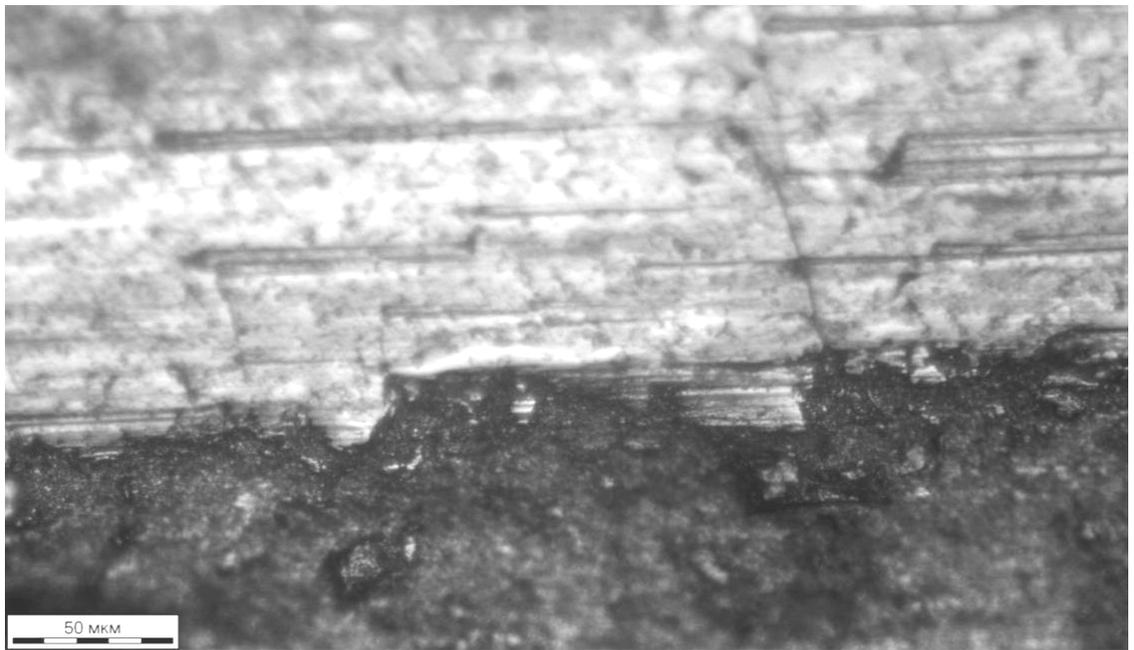
**а****б**

Рис. 3.129. Обезуглероживание материала (феррит) по поверхностям образца материала диска 4 (поперечный шлиф).

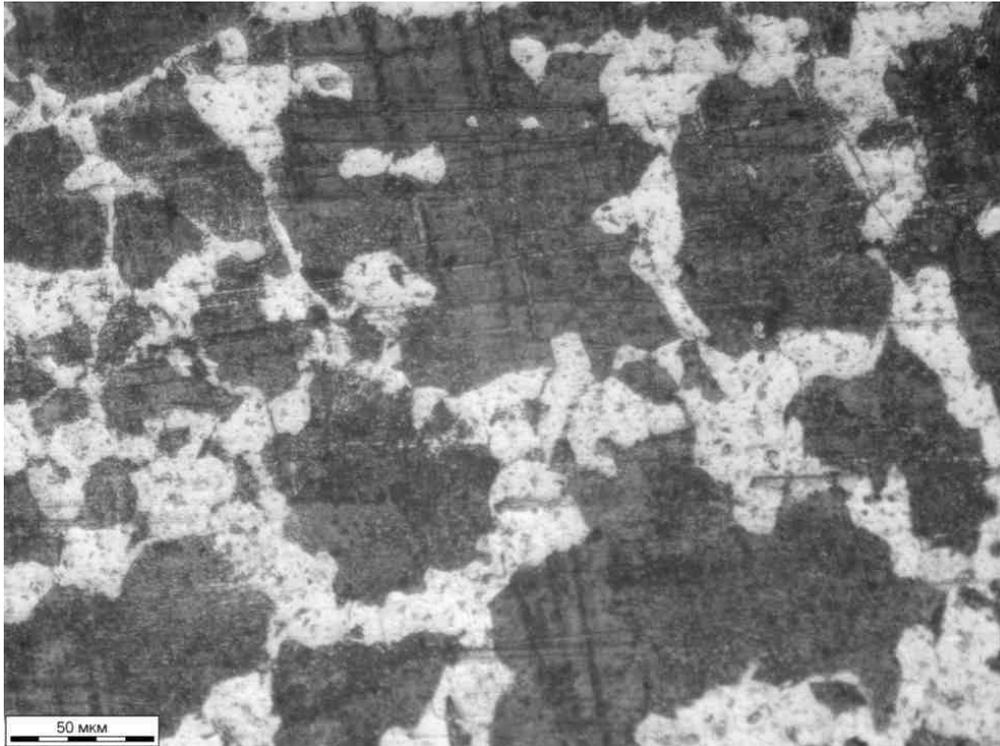
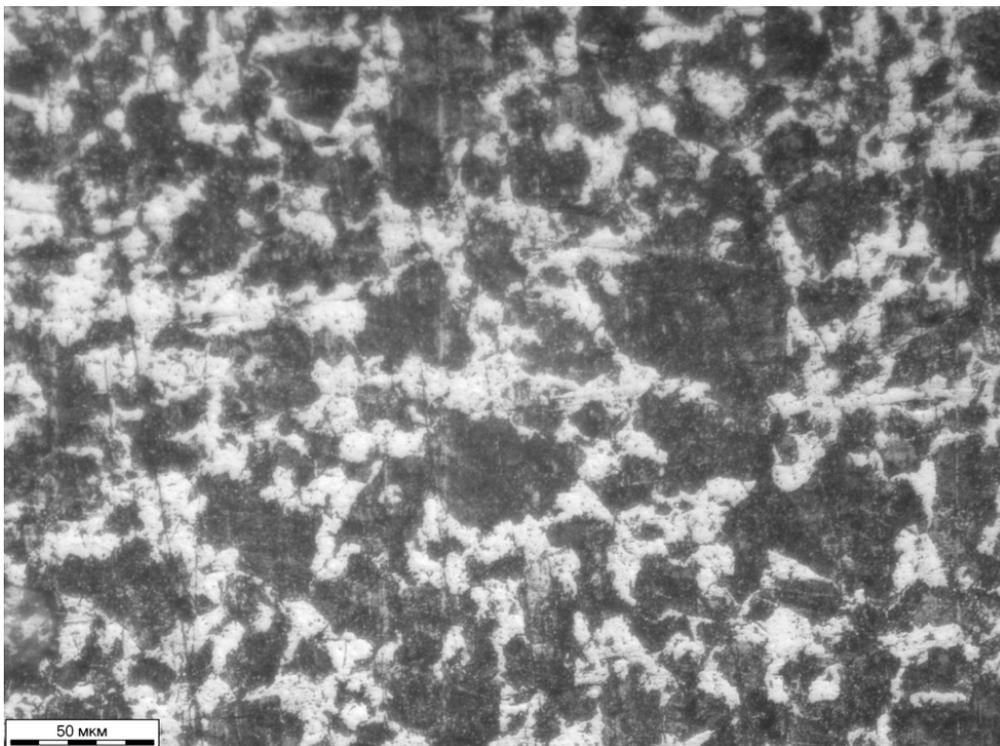
**а****б**

Рис. 3.130. Микроструктура материала каркаса дисков 3 (а) и 4 (б), наблюдаемая в поперечных шлифах.

Кроме того, в качестве материала каркасов дисков используется, как указанная в чертеже сталь ЭИ-415, так и сталь 30ХГСА.

Диски с каркасом из стали 30ХГСА были внедрены в производство по инициативе ОАО «Балашинский литейно-механический завод» (БЛМЗ). В связи с этим ОАО АК «Рубин» в 2006 году были проведены стендовые испытания дисков КТ141.050 и КТ141.090 с каркасами из стали 30ХГСА (отчет № 60Т-6349), которые показали, что по тормозным, статическим и прочностным характеристикам данные диски отвечают требованиям КТ141.000 ТУ и обеспечивают не менее 350 торможений. По результатам проведенных испытаний диски с каркасами из стали 30ХГСА были рекомендованы для серийного производства в ОАО «БЛМЗ». Тогда же ОАО «БЛМЗ» для информации эксплуатирующих предприятий оформил бюллетень № 845/244-БЭ-Г. К настоящему времени этот бюллетень согласован с ОАО «Туполев». ОАО «ОКБ им. А.С.Яковлева» от согласования отказалось. В связи с этим диски с каркасами из стали 30ХГСА не могут быть использованы в тормозах КТ141Е.030 колес основных опор шасси самолетов Як-42 (письмо ОАО «Рубин» исх.№ 6555/ 1320 от 20.11.2008).

Согласно требованиям КТ141Е000 ТУ дискам КТ141.050 и КТ141.090 установлен ресурс 350 посадок независимо от применяемого материала их каркаса (сталь ЭИ-415 или сталь 30ХГСА). Данные требования по ресурсу изложены в паспортах на тормоза КТ141Е.030 и в руководстве по эксплуатации колес КТ141Е.010 (руководство КТ141Е.000РЭ).

При этом на самолетах Ту-154 согласно бюллетеню № 286890-БЭ-Г диски должны проверяться через каждые 175 ± 25 посадок на наличие трещин в районе отверстий термокомпенсационных прорезей каркасов. Данная работа включена в регламент технического обслуживания самолетов.

Тормозные диски КТ141.050 и КТ141.090 изготавливаются двумя предприятиями – ОАО «БЛМЗ» и Каменск-Уральский литейный завод (КУЛЗ). Предприятие – изготовитель дисков идентифицируется по нанесенной на одном из шипов их каркаса маркировке – диски изготовления ОАО «БЛМЗ» маркируются буквой «М», диски изготовления «КУЛЗ» маркируются буквой «К». При этом тормозные диски, изготовленные из стали 30ХГСА имеют маркировку в виде буквы «Н» (письмо ОАО «БЛМЗ» исх. № 263/6 от 17.02.2009).

На дисках исследуемого тормоза нанесена маркировка в виде буквы «М» (см.рис. 5 вид I), то есть данные диски изготовлены предприятием ОАО «БЛМЗ». При этом маркировка буквой «Н», идентифицирующая материал каркаса данных дисков, как сталь 30ХГСА, отсутствует. То есть, эксплуатант самолета Як-42 из-за отсутствия требуемой маркировки приобрел тормозные диски из материала 30ХГСА, непредусмотренного для их эксплуатации на данном типе воздушных судов.

В части периодичности осмотров дисков тормозов регламент технического обслуживания самолетов типа Ту-154 не противоречит требованиям по периодичности, изложенным в паспорте на тормоз

КТ141Е.030 и в руководстве КТ141Е.000РЭ по технической эксплуатации колес КТ141Е.010. Согласно указанным документам проверка тормозных дисков, в том числе и на наличие трещин в зоне термокомпенсационных отверстий, должна осуществляться через каждые 175 ± 25 посадок.

В то же время в регламенте технического обслуживания самолетов типа Як-42 содержится противоречие по отношению к указанным документам. В регламенте по самолету Як-42 со ссылкой на карту 032.41.00ж (руководство по технической эксплуатации колеса КТ141Е) проверка тормозных дисков предусматривается через 400 ± 30 посадок, тогда как в карте 032.41.00ж указано, что после выработки дисками 350 посадок дальнейшая их эксплуатация не допустима. При этом в указанной карте в п. 7 не содержится каких-либо требований по выявлению трещин каркасов дисков в зонах термокомпенсационных отверстий.

Случаи усталостных разрушений и трещин тормозных дисков у самолетов типа Ту-154 в эксплуатации выявляются гораздо чаще, чем у самолетов типа Як-42. Так, за последние два с половиной года на самолетах Ту-154 отмечено 28 случаев отбраковки дисков из-за разрушений, из них 5 случаев при плановом техническом обслуживании самолетов. Остальные 23 случая были обнаружены в процессе эксплуатации самолетов между плановыми проверками тормозных дисков, из них два случая – при осмотре тормозов в связи с истиранием протектора (как это имеет место в исследуемом случае).

По самолету Як-42 отраслевой банк данных не располагает подобными сведениями, кроме указанных выше и исследованных в ГосЦентре безопасности полетов случаев.

Подобная разница по статистике отбраковки тормозных дисков на самолетах Ту-154 и Як-42 может быть связана с разницей периодичности осмотров тормозных дисков по регламентам технического обслуживания данных типов воздушных судов.

В исследуемом случае тормозные диски переработали сверх назначенного ресурса около 100 посадок, этому могло способствовать несовершенство и противоречие в требованиях по наработке тормозных дисков, содержащееся в регламентах технического обслуживания самолета Як-42 и колеса КТ141Е.

Опыт ранее проведенных исследований показывает, что образование усталостных трещин и разрушение каркасов тормозных дисков колес КТ141Е по зонам отверстий термокомпенсационных прорезей происходили вследствие ослабления прочностных свойств каркасов из-за перегрева дисков в эксплуатации. При этом период развития усталостных трещин составлял около 40 полетов.

Опыт ранее проведенных исследований показывает, что образование усталостных трещин и разрушение каркасов тормозных дисков колес КТ141Е по зонам отверстий термокомпенсационных прорезей происходили вследствие ослабления прочностных свойств каркасов из-за перегрева дисков в эксплуатации. Каркасы всех ранее исследуемых дисков были изготовлены из стали ЭИ-415, а период развития усталостных трещин, зарождавшихся после

перегрева каркасов, не превышал 40 полетов. То есть при заданной регламентами технического обслуживания колес основных опор шасси самолетов Як-42 и Ту-154 периодичности осмотров дисков вероятность выявления трещин их каркасов в случае перегрева дисков крайне мала (независимо от материала каркаса дисков – сталь ЭИ-415, или сталь 30ХГСА).

Следует отметить, что перегрев тормозных дисков в эксплуатации, в частности, может быть обусловлен либо повышенным давлением в тормозной системе самолета, либо несанкционированным применением интенсивных режимов торможения во время руления.

То обстоятельство, что исследуемые тормозные диски существенно переработали установленный ресурс, версию о причине перегрева тормозных дисков из-за повышенного давления в тормозной системе самолета можно исключить.

Заключение

Самопроизвольное затормаживание заднего внутреннего колеса КТ 141Е.010 тележки левой опоры шасси самолета Як-42Д РА-42375 на рулении явилось результатом расклинивания одного из невращающихся тормозных дисков между корпусом тормоза и внутренней поверхностью барабана колеса из-за усталостного разрушения диска. Причиной зарождения усталостных трещин каркасов, имеющих на всех дисках и обусловивших разрушение двух из них, в том числе и приведшего к заклиниванию колеса, явилось ослабление прочностных свойств материала каркасов дисков в результате их перегрева в эксплуатации. Перегрев тормозных дисков в эксплуатации произошел, наиболее вероятно, из-за применения интенсивного торможения на рулении.

Разрушению дисков тормоза исследуемого колеса могла способствовать переработка дисков в эксплуатации свыше назначенного ресурса (350 посадок). При этом переработка могла быть связана с несовершенством регламента технического обслуживания самолета Як-42. В регламенте со ссылкой на технологическую карту 032.41.00ж руководства по технической эксплуатации колеса КТ141Е проверка тормозных дисков предусматривается через 400 ± 30 посадок, в то время как в карте 032.41.00ж указано, что после выработки дисками 350 посадок дальнейшая их эксплуатация не допустима. При этом в указанной карте не содержится каких-либо требований по выявлению трещин каркасов дисков в зонах термокомпенсационных отверстий.

ОАО «БЛМЗ» не нанес на диски из стали 30ХГСА предусмотренную маркировку, в результате чего эксплуатант установил их на самолет Як-42 при отсутствии разрешения на такую установку со стороны ОАО «ОКБ им. А.С.Яковлева».

Рекомендации

В целях предупреждения подобных инцидентов с самолетами Як-42 необходимо:

- довести результаты данного исследования до сведения летного и инженерно-технического состава эксплуатационных предприятий ГА; при этом обратить особое внимание на недопустимость несанкционированного применения интенсивных режимов торможения на рулении самолета и на необходимость контроля состояния каркасов дисков в зонах отверстий термокомпенсационных прорезей при проведении технического обслуживания тормозов;

- ОАО «БЛМЗ» исключить случаи выпуска в эксплуатацию тормозных дисков с маркировкой, не соответствующей принятым требованиям;

- ОАО АК «Рубин» совместно с ОАО «ОКБ им. А.С.Яковлева» с учетом результатов данного исследования внести соответствующие корректировки в регламент технического обслуживания самолетов Як-42; в обязательном порядке внести в соответствующие технологические карты дополнения, касающиеся контроля металлокерамических и промежуточных дисков на отсутствие трещин и разрушений на каркасе (в зоне термокомпенсационных прорезей);

- ОАО АК «Рубин» дать разъяснения о порядке внедрения и эксплуатации тормозных дисков различной конструкции, имеющих одинаковые чертежные номера.

Приведены материалы заключения № 9250-И/103 от __.08.2009