

О причинах разрушения колеса КТ-192.010 левой задней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74051

Заместитель директора ГЦ БП ВТ Авиареги́стра России, А.А.Тушенцов
Начальник отдела металлофизических исследований авиационных материалов
Авиареги́стра России, д.т.н. А.А. Шанявский
Начальник отделения А.П. Солдатенков
Начальник отделения М.А. Солдатенкова

02.05.2024 при выполнении рейса по маршруту Игарка – Красноярск после посадки самолёта Ан-74ТК-100 RA-74051 на рулении экипаж услышал хлопок. Самолёт при этом накренился влево. Руление было прекращено.

При проведении послеполётного осмотра самолёта на левой задней основной опоре шасси обнаружено:

- разрушение внутреннего диска барабана колеса с отделением фрагмента реборды этого диска;
- повреждение авиашины 1050×390 модель 2А;
- повреждение челночного клапана УГ-128-2 с тройником;
- разрушение инерционного датчика УА-51Б-1;
- повреждение штуцера тормоза КТ-192А.010;
- повреждения трубопроводов гидравлической системы;
- повреждения обшивки левой основной створки размерами 10×14 см и 5×2 см.

В Авиареги́стр России на исследование поступило разрушенное колесо КТ-192.010 с авиашиной 1050×390 модель 2А левой задней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74051, эксплуатируемого АО «ЮТэйр».

Самолёт Ан-74ТК-100 RA-74051 (зав. № 365470991005, сер. № 20-01) выпуска 28.03.1998 к моменту инцидента наработал с начала эксплуатации 5851 час (5111 полётов).

Колесо КТ-192.010 (зав. № 0310224) выпущено 29.03.2021 ПАО «АК «Рубин». На самолёт Ан-74ТК-100 RA-74051 оно было установлено 07.07.2021. К моменту инцидента колесо наработало с начала эксплуатации 867 посадок, в том числе 131 посадку после замены авиашины, проведенной 24.10.2023.

Авиашина 1050×390 модель 2А (зав. № ЯХП2136696) выпущена 23.12.2021, ремонту (восстановлению протектора) не подвергалась. К моменту инцидента наработка шины с начала эксплуатации составила 131 посадку.

*

*

*

По сведениям ОАО «АК «Рубин» (письмо от 24.07.2015 № 5576/21), АО «ЮТэйр» (технический акт от 08.05.2024), материалов расследований авиационных инцидентов и сведениям исследовательской базы данных в процессе эксплуатации самолётов типа Ан-72, Ан-74 отмечаются неоднократные случаи разрушений колёс КТ-192.010 основных опор шасси. Краткие сведения по выявленным случаям разрушений колёс в эксплуатации представлены в таблице 1.

Проведенный специалистами ОАО «АК «Рубин» анализ относит причину разрушения практически всех колёс к производственному дефекту, в частности, к накатке колёс роликом в зоне радиуса $R7^{+1}$ мм с резким снятием нагрузки. При этом проведенные исследования не определили фактических причин разрушений колёс.

Комиссия по расследованию инцидента с самолётом Ан-74Д RA-74048 пришла к выводу, что разрушение внутреннего диска барабана колеса КТ-192.010 левой передней основной опоры шасси носит усталостный характер и отнесла причину данного разрушения к конструктивно-производственным недостаткам.

Исследование колеса правой передней основной опоры шасси самолёта Ан-74-200 RA-74056 (заключение от 26.08.2015 № 9675-И/103) показало, что его разрушение произошло по механизму многоциклового усталости. При этом качество изготовления барабана удовлетворяло требованиям технических условий. Причиной разрушения внутреннего диска барабана явилась его установка при ремонте самолёта в ОАО «308 АРЗ» с уже имеющейся усталостной трещиной.

Исследование колеса левой передней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74001 (заключение от 16.03.2017 № 9750-И/103) показало, что его разрушение также произошло по механизму многоциклового усталости. Распространение трещины в диске барабана происходило за период не менее 137 посадок самолёта. Причиной разрушения внешнего диска барабана колеса явились следующие конструктивно-производственные недостатки:

- высокий уровень напряжений диска в реальных условиях эксплуатации по месту перехода реборды к его ободной части (по галтели $R7^{+1}$ мм);

Таблица 1

№ п.п.	Тип и бортовой номер ВС	Заводской номер колеса	Дата отказа	Место отказа	Наработка колеса с начала эксплуатации, посадки
1.	Ан-74 РА-74000, Ан-74 РА-74001, Ан-74 РА-74003	Не указан	1995-1996	а/п Черский	Не указана
2.		-			-
3.		-			-
4.		-			-
5.		-			-
6.		-			-
7.	Ан-74 РА-74005	-		а/п Надым	394
8.	Ан-74 РА-74039	-		а/п Корф	707
9.	Ан-74 РА-74035	-	31.03.2003	ХГАПП	-
10.	Ан-74 РА-74044	-	27.03.2004	ХГАПП	696
11.	Ан-74 РА-74050	-	29.06.2005	ХГАПП	1264
12.	Ан-74	-	2008	Иран	-
13.	Ан-74 RF-31350	46260231	2010	а/п Елизово	-
14.	Ан-74	49270078	2011	Иран	318
15.	Ан-74 RF-31350	49270084	14.03.2013	а/п Хабаровск	544
16.	Ан-74Д РА-74048	0960047	13.04.2014	а/п Симферополь	657
17.	Ан-74-200 РА-74056	0240162	27.03.2015	а/п Емельяново	-
18.	Ан-74ТК-100 РА-74001	1020134	14.07.2016	а/п Анадырь	853
19.	Ан-74ТК-100 РА-74035	0160206	13.12.2017	а/п Банги	802
20.	Ан-74	-	13.11.2020	а/п Бамако	-

- грубая обработка поверхности галтели $R7^{+1}$ мм диска с образованием неблагоприятно ориентированных (продольных) рисок по отношению к действующим нагрузкам;

- не выполнение предусмотренного чертежом поверхностного упрочнения при изготовлении детали;

- недостаточная надёжность выявления трещин дисков предусмотренной технологией КВР-1 методикой визуального контроля дисков на предмет обнаружения трещин.

Исследование колеса правой передней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74035 (заключение от 06.11.2018 № 9909-И/103) показало, что его разрушение произошло по механизму многоциклового усталости. Распространение трещины в диске барабана происходило за период не менее 330 посадок самолёта. На момент дефектации колеса при последней замене авиашины глубина трещины с учётом толщины лакокрасочного покрытия могла быть ниже, чем предел чувствительности применённого при дефектации вихретокового метода контроля. Причиной образования трещин явились следующие конструктивно-производственные недостатки:

- высокий уровень напряжений диска в реальных условиях эксплуатации по месту перехода реборды к его ободной части (по галтели $R7^{+1}$ мм);

- занижение галтели $R7^{+1}$ мм диска до величины 6,6 мм при изготовлении внешнего диска барабана колеса;

- недостаточная надёжность методов выявления трещин дисков, предусматривающих визуальный и вихретоковый контроль.

Исследование проводилось с целью определения причины разрушения внутреннего диска барабана колеса КТ-192.010 (зав. № 0310224) левой задней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74051 по методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- анализ поступивших сопроводительных документов;
- оценка технического состояния колеса с анализом характера имеющихся повреждений и разрушений;
- фрактографическое исследование внутреннего диска барабана колеса;

- геометрические измерения внутреннего диска барабана колеса;
- спектральный и металлографический анализы, а также определение предела прочности материала внутреннего диска барабана колеса;
- спектральный анализ материала фрагмента заклёпки внутреннего диска;
- анализ результатов исследований;
- формирование заключения.

Анализ поступивших сопроводительных документов показал следующее.

Согласно паспорту колеса КТ-192.010 (зав. № 0310224) 15.10.2023 оно было демонтировано с целью выполнения предусмотренных технической документацией работ через каждые 250 посадок самолёта. Одновременно были выполнены установка шины 1050×390 модель 2А (зав. № ЯХП2136696), а также вихретоковый контроль боковин барабана (карта-наряд № 156 от 17.10.2023). 24.10.2023 колесо было установлено на самолёт. Следующий вихретоковый контроль боковин барабана выполнен 08.01.2024 (карта-наряд № КЯС-2). Согласно техническому акту АО «ЮТэйр» от 08.05.2024 последний вихретоковый контроль боковин барабана выполнен 01.05.2024 (карта-наряд № КЯС-138 от 27.04.2024), после чего колесо наработало 4 посадки. При этом сведения о демонтаже и установке колеса с 25.10.2023 по 02.05.2024 в паспорт агрегата не вносились.

По состоянию исследуемого колеса определить производились ли его демонтаж и вихретоковый контроль боковин барабана с 25.10.2023 по 02.05.2024 не представляется возможным.

Осмотром колеса (поступило в Авиарегистр России 03.06.2024) установлено следующее.

Авиашина 1050×390 колеса имеет участки отрыва, среза и препарирования резины в зоне внутреннего бортового кольца, образовавшихся при демонтаже шины с барабана в процессе выполнения работ по расследованию инцидента, а также участок локального истирания покровной резины размером около 10,5×2 см, образовавшегося вследствие падения давления в шине из-за разрушения внутреннего диска барабана (рис. 1). Приведенный на боковой поверхности авиашины со стороны наружного борта заводской номер читается разборчиво и соответствует номеру, указанному в паспорте (см. рис. 1а, вид I).

**Вид I****а****б**

Рис. 1. Виды поступившего на исследование колеса с внешней (а) и с внутренней (б) сторон. Стрелками показаны: 1 – локальный отрыв покровной резины; 2 – следы среза резины; 3 – следы препарирования резины; 4 – участок локального истирания покровной резины. На виде I показан заводской номер авиацины.

Разрушение внутреннего диска барабана колеса проходит по одной из наиболее напряжённых его зон при действии на колесо эксплуатационных нагрузок – по основанию радиусного перехода $R7^{+1}$ мм обода диска к реборде (рис. 2, стрелки 1). При этом участок постепенного роста трещины занимает около 100 мм (см. рис. 2, стрелки 3). На участках поверхности детали, примыкающих к очаговой зоне разрушения, какие-либо существенные механические повреждения типа вмятин, забоин, а также коррозия материала отсутствуют.

Восемь из девяти стяжных болтов барабана колеса демонтированы, один болт находится в отверстии барабана (не затянут). Остальные резьбовые соединения колеса затянуты, законтрены и там, где это необходимо, опломбированы. На пломбы нанесена маркировка «07 в звезде» (рис. 3а).

Легкоплавкие пробки барабана выплавлений не имеют. Детали подшипников 6-7516X1 имеют следы обильной смазки подшипникового узла (см. рис. 3б). Признаки работы подшипникового узла в условиях его неправильной затяжки на деталях подшипников отсутствуют. Обтюраторы подшипников находятся в удовлетворительном техническом состоянии (см. рис. 3в). Тормозные накладки внутреннего диска барабана колеса разрушений и существенных механических повреждений не имеют.

Разборка барабана колеса показала, что уплотнительное кольцо стыка его дисков находится в удовлетворительном техническом состоянии, разрушений и повреждений не имеет.

Дефектация стяжных болтов барабана колеса, проведенная с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2, не выявила наличия каких-либо трещин в их материале.

Имеющийся на бирках внутреннего (см. рис. 2, вид V) и внешнего (рис. 4, вид I) дисков барабана заводской номер читается разборчиво и соответствует номеру, указанному в паспорте на колесо.

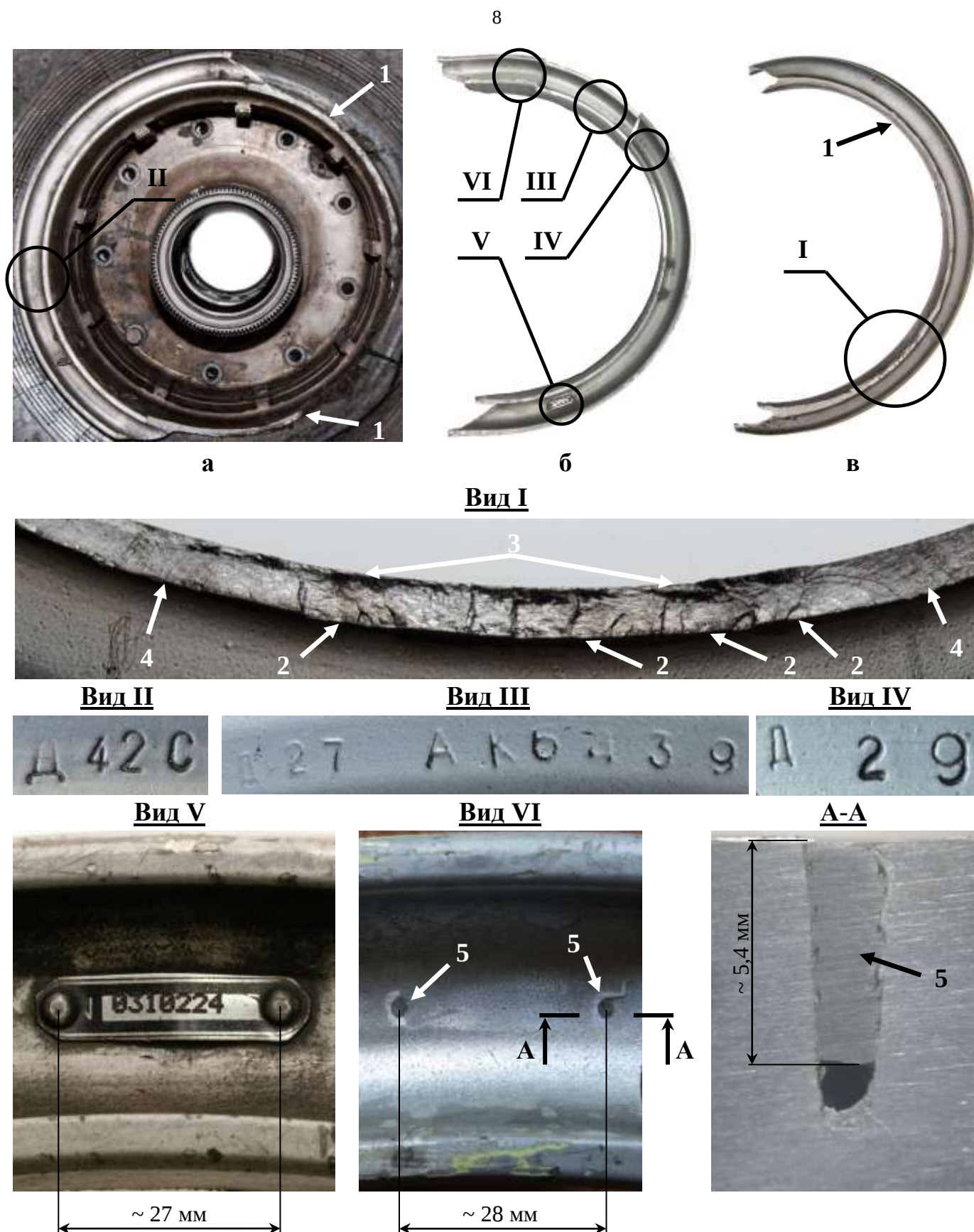


Рис. 2. Внутренний диск барабана колеса (а) и виды фрагмента его реборды с наружной (б) и с внутренней (в) сторон. Стрелками показаны: 1 – сечение разрушения; 2 – очаги разрушения; 3 – зона начального разрушения; 4 – зона ускоренного роста трещины; 5 – фрагменты заклёпок. На видах II, III и IV показаны маркировки на реборде диска. На виде V показана бирка с заводским номером колеса. На виде VI показан участок поверхности реборды после удаления лакокрасочного покрытия.

**а****б****в****г**

Рис. 3. Типовой вид оттиска на пломбах барабана колеса (а) и вид поступивших на исследование деталей подшипников (б), их обтюраторов (в), а также стяжных болтов барабана колеса с гайками и шайбами (г).

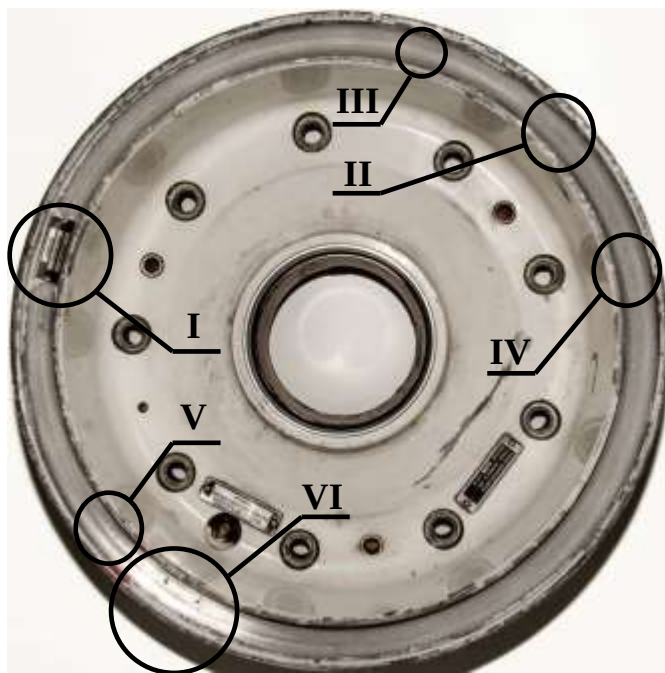
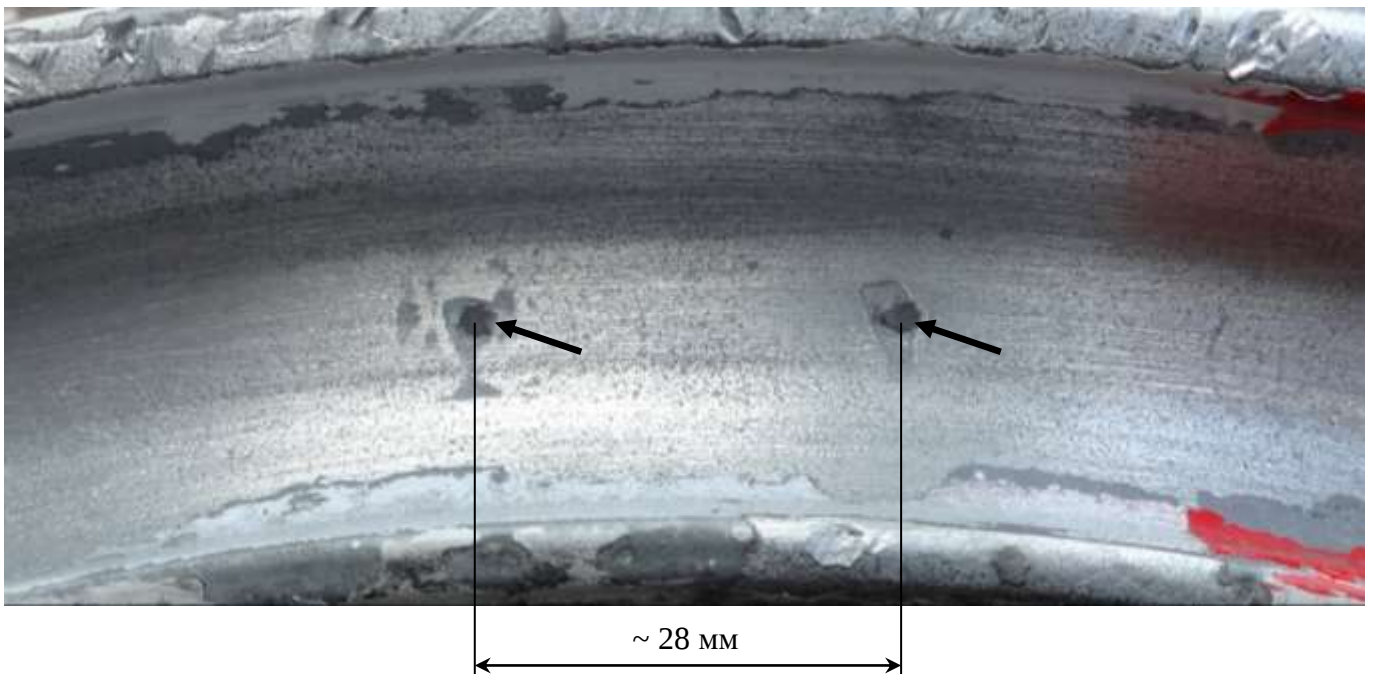
Вид IВид IIВид IIIВид IVВид VВид VI

Рис. 4. Вид внешнего диска барабана колеса после удаления с наружной поверхности его реборды лакокрасочного покрытия. На виде I показана бирка с заводским номером колеса. На видах II, III, IV и V показаны маркировки на реборде диска. На виде VI стрелками показаны фрагменты заклёпок.

На поверхность реборды внутреннего диска нанесены маркировки «Д42С», «Д27», «439» и «Д29» (см. рис. 2, виды II, III и IV соответственно), на поверхность реборды внешнего диска – маркировки «294», «Б46», «Б55», и «Б42С» (см. рис. 4, виды II, III, IV и V соответственно).

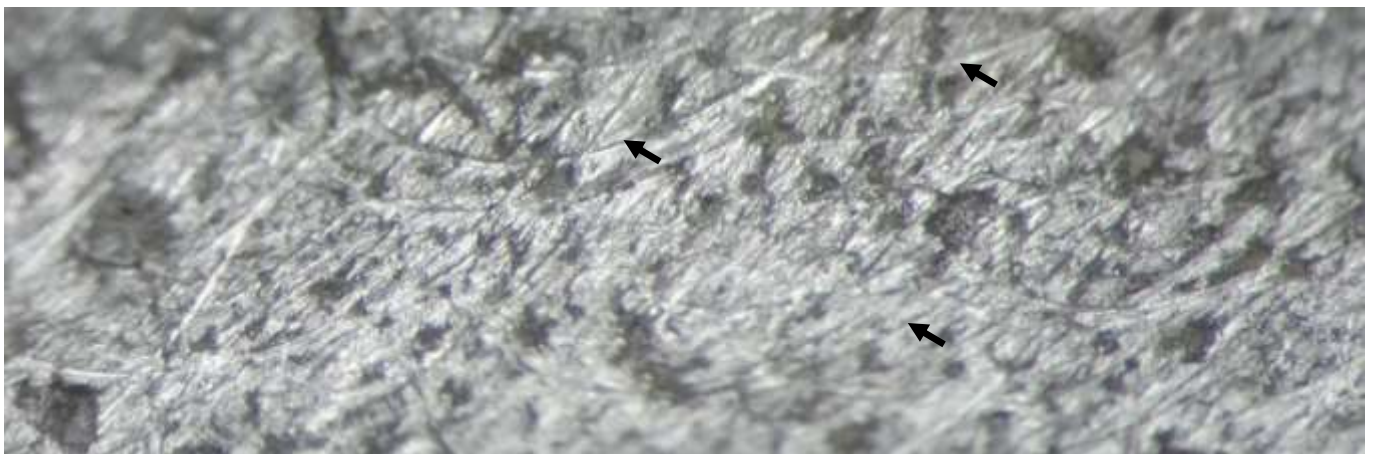
После удаления лакокрасочного покрытия с поверхностей реборд внутреннего и внешнего дисков выявлены фрагменты разрушенных заклёпок крепления бирок с заводским номером (см. рис. 2, вид VI, см. рис. 4, вид VI). Расстояние между центрами фрагментов составляет около 28 мм, что практически равно расстоянию между центрами заклёпок бирки внутреннего диска (см. рис. 2, вид V). По чертежу расстояние между центрами отверстий под заклёпки крепления бирки должно составлять 28 мм. Указанное обстоятельство свидетельствует о том, что после изготовления внутреннего и внешнего дисков они были установлены на колесо (колёса) с другим заводским номером. Следовательно, исследуемое колесо является неаутентичным, и его наработка с начала эксплуатации может не соответствовать указанной в паспорте.

После удаления лакокрасочного покрытия с поверхностей внутреннего диска, примыкающих к зоне его начального разрушения, и с участка поверхности галтели R7⁺¹ мм, расположенного на некотором удалении от сечения разрушения, установлено, что поверхность галтели характеризуется наличием рисков от грубой механической обработки (рис. 5, виды а и б соответственно). Согласно требованиям чертежа такое состояние поверхности галтели R7⁺¹ мм является недопустимым – после проведения предусмотренного чертежом поверхностного упрочнения риски от механической обработки на поверхности детали отсутствуют (см. рис. 5в). С учётом того обстоятельства, что исследуемое колесо является неаутентичным, анализ состояния поверхности галтели R7⁺¹ мм внутреннего диска даёт основание считать, что упрочнённый слой был удалён с поверхности детали при её механической обработке.

Излом внутреннего диска на макроуровне имеет две зоны с разной степенью шероховатости поверхности.



а



б



в

Рис. 5. Типовые виды поверхности внутреннего диска, примыкающей к зоне его начального разрушения (а), поверхности галтели $R7^{+1}$ мм внутреннего диска на удалении от сечения разрушения (б), а также участок поверхности галтели $R7^{+1}$ мм диска барабана другого колеса, подвергавшийся поверхностному упрочнению. Стрелками показаны риски от механической обработки. В отличие от поверхности исследуемого диска, на поверхности диска, подвергавшегося поверхностному упрочнению, риски от механической обработки отсутствуют.

Зона начального разрушения характеризуется сглаженным рельефом излома, а также наличием ступенек и рубцов от слияния начальных трещин, что типично для многоочагового усталостного разрушения деталей, изготовленных из деформируемых алюминиевых сплавов (см. рис. 2, стрелки 3). Усталостная трещина на этом участке прошла всё сечение стенки обода (является сквозной). Очаги начальных усталостных трещин расположены на поверхности диска в основании упомянутой галтели $R7^{+1}$ мм (см. рис. 2, стрелки 2).

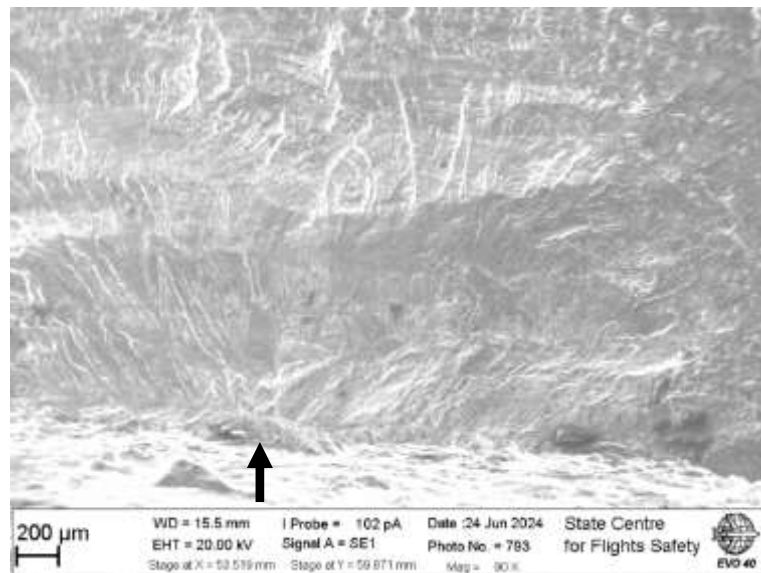
В зоне ускоренного развития трещины (см. рис. 2, стрелки 4) на поверхности излома, имеющей шероховатый рельеф, сформированы макролинии полуэллиптической формы, указывающие, что после образования зоны сквозного усталостного разрушения произошли изменение направления фронта трещины и ускорение её развития в обе стороны с последующим окончательным доломом детали.

Фрактографическим исследованием внутреннего диска барабана колеса, проведенным с применением растрового электронного микроскопа EVO40 немецкой фирмы Карл Цейс, установлено следующее.

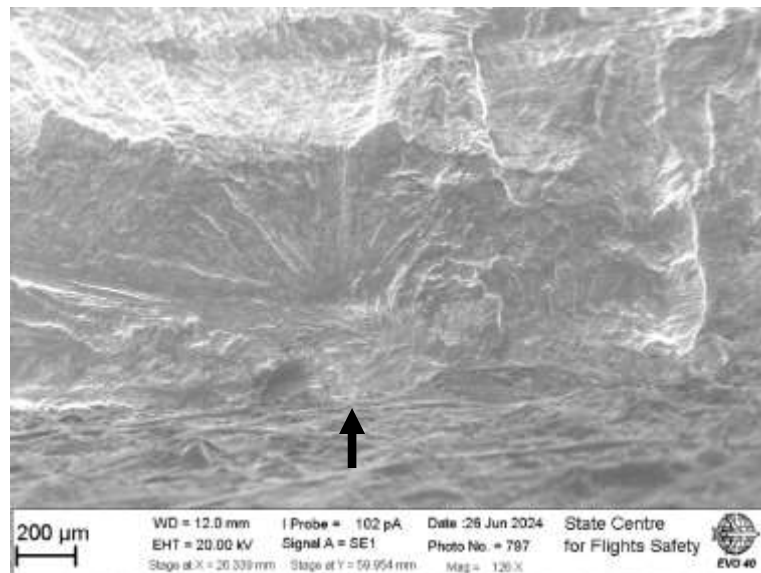
Анализ характера строения рельефа излома по всем очагам разрушения показал, что они сформированы в материале, который не имел каких-либо дефектов (рис. 6). Основным рельефом поверхности излома в зоне начального разрушения являются мезолинии (рис. 7). При увеличении длины трещины происходило возрастание шага между мезолиниями. Указанная закономерность формирования рельефа излома свидетельствует, что разрушение детали реализовано в области многоциклового усталости при низком уровне напряжения.

В зоне ускоренного развития трещины сформированы блоки усталостных бороздок на фоне ямочного рельефа излома (рис. 8), что типично для нестабильного роста трещины в условиях внешнего воздействия переменных нагрузок.

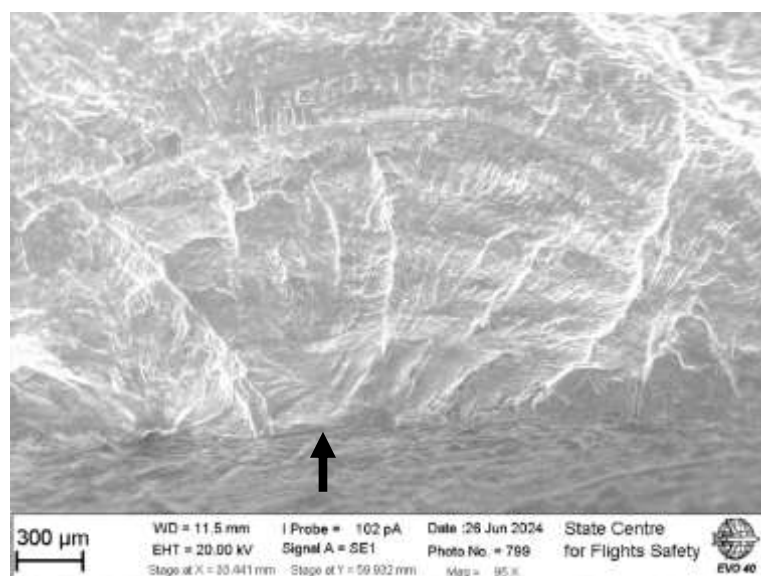
Длительность роста трещины была оценена на основании измерений расстояния между мезолиниями, исходя из условия, что шаг мезолиний h соответствует одному циклу взлёта-посадки самолёта. Результаты выполненных оценок показали, что наиболее длительное развитие разрушения происходило от центрального (по расположению в изломе) очага разрушения. При этом длительность роста трещины составила около 247 посадок (рис. 9).



а

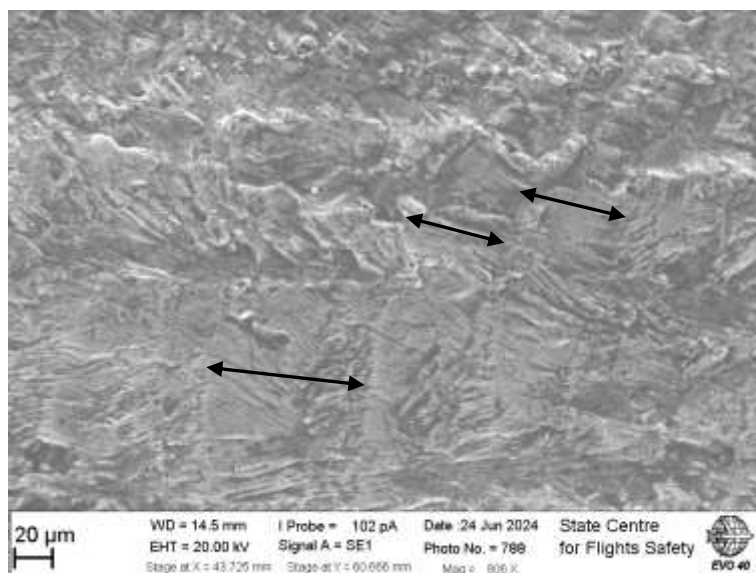


б

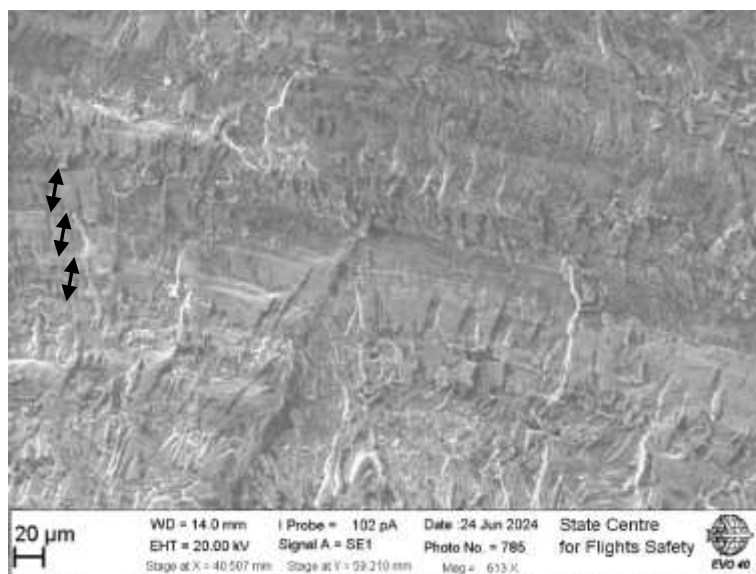


в

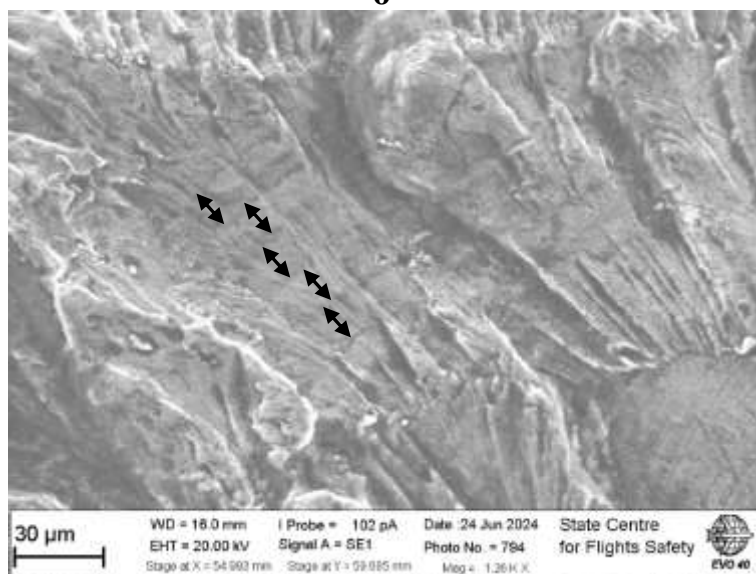
Рис. 6. Виды очагов (отмечены стрелками) усталостного разрушения внутреннего диска барабана колеса (а, б, в).



а

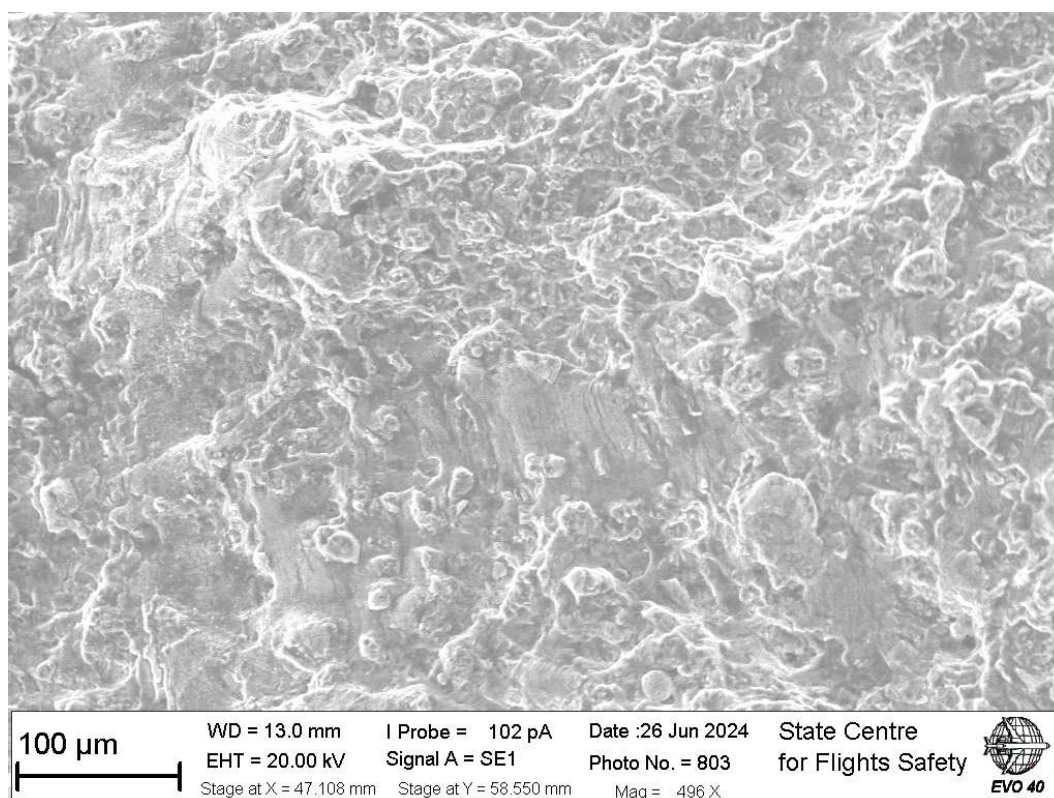


б

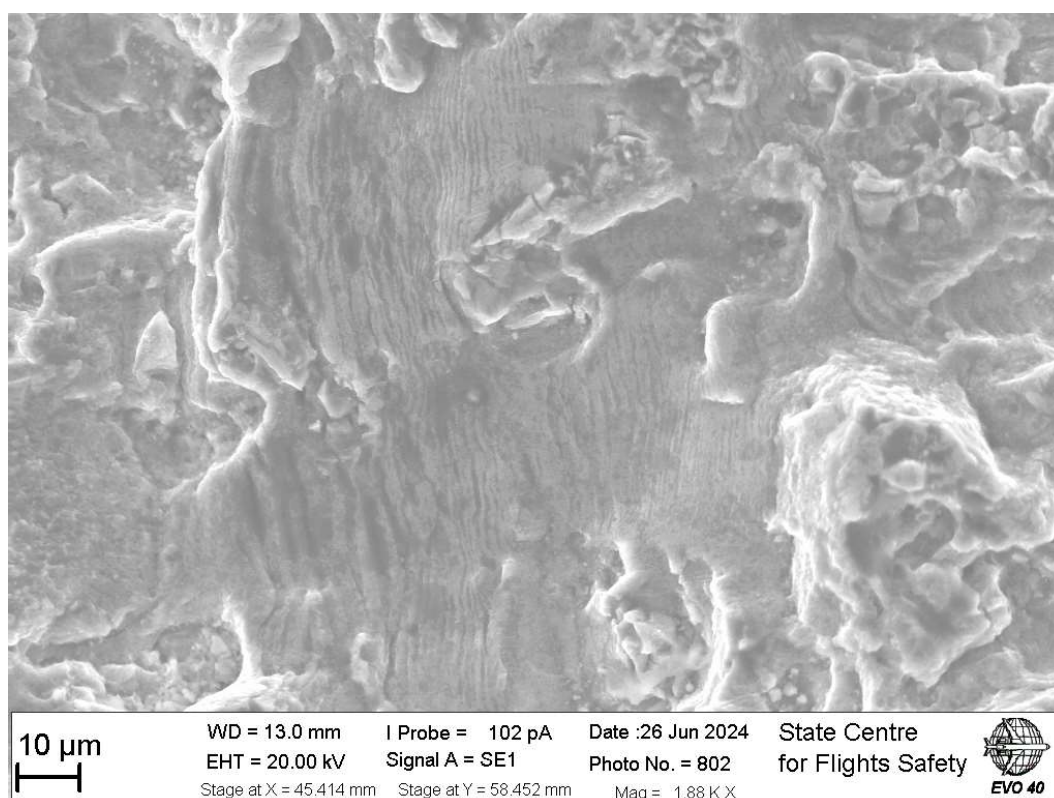


в

Рис. 7. Виды блоков мезолиний (указаны двойными стрелками) усталостного разрушения внутреннего диска на разных участках его излома, сформированных на разном удалении от очагов разрушения (а, б, в).

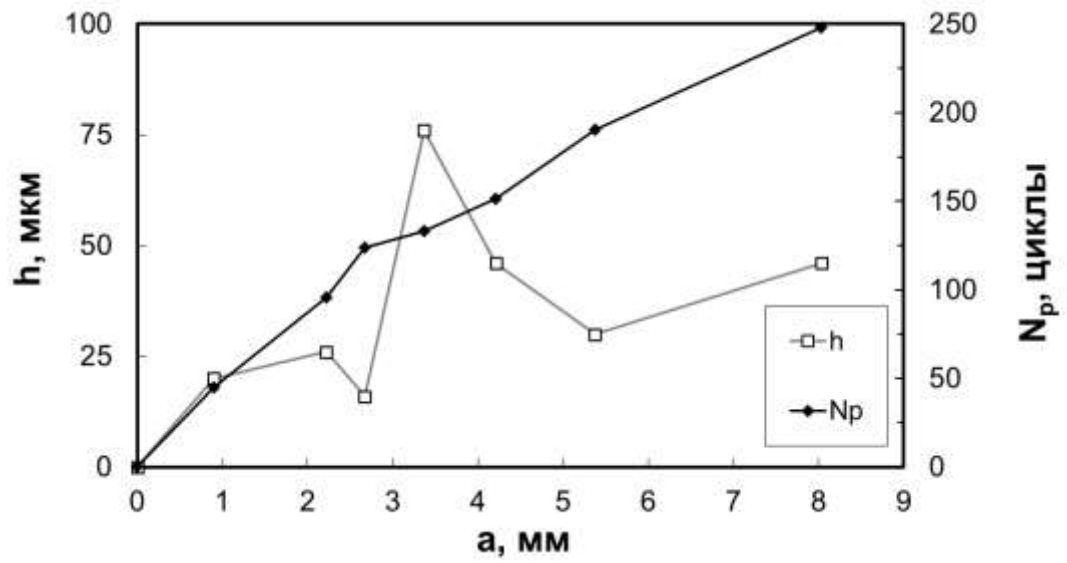


a

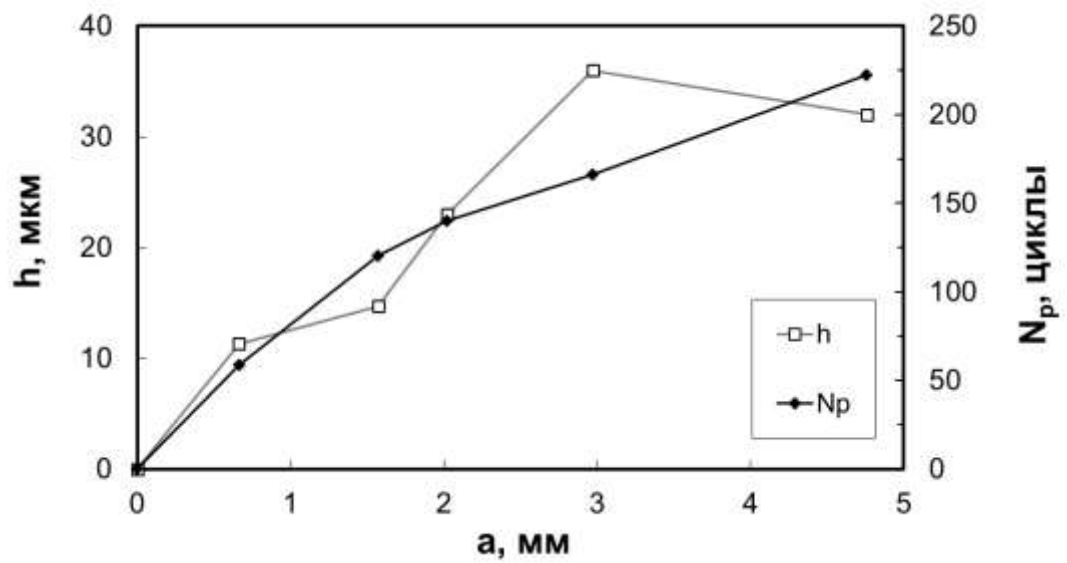


б

Рис. 8. Преимущественно ямочный рельеф излома (а), на фоне которого есть участки с блоками усталостных бороздок (б) большого шага.



а



б

Рис. 9. Зависимости (а, б) шага мезолиний h и длительности роста трещины N_p от глубины трещины a по направлению вдоль стенки внутреннего диска от двух очагов.

Длительность роста трещины в каждую сторону от зоны начального разрушения составила не более 20 посадок. Суммарная длительность развития трещины составила около 267 посадок.

Геометрическими измерениями внутреннего диска барабана колеса установлено, что радиус галтели $R7^{+1}$ мм занижен по отношению к требованиям чертежа (7...8 мм) и фактически составляет 6,9 мм (рис. 10). Подобный дефект является недопустимым, так как приводит к увеличению концентрации напряжений в одной из наиболее напряжённых зон детали.

Толщина стенки обода диска фактически составляет 6,90...6,93 мм, что удовлетворяет требованиям чертежа (по чертежу - 6,586...7,566 мм).

Количественный спектральный анализ показал, что по содержанию основных легирующих элементов меди, кремния, магния и марганца (таблица 2) материал внутреннего диска барабана колеса относится к заданному чертежом деформируемому алюминиевому сплаву АК6.

Полуколичественным спектральным анализом установлено, что по содержанию элементов марганца и кремния материал фрагмента заклёпки крепления бирки внутреннего диска относится к нелегированной стали типа углеродистой со следами кадмия.

Таблица 2

Результаты эмиссионного количественного спектрального анализа материала внутреннего диска барабана колеса, содержание элементов указано в процентах

Образец/ марка	Cu	Si	Mg	Mn	Fe
Диск	2.45	0.85	0.59	0.55	<0.2
АК6	1.8-2.6	0.7-1.2	0.4-0.8	0.4-0.8	≤0.7

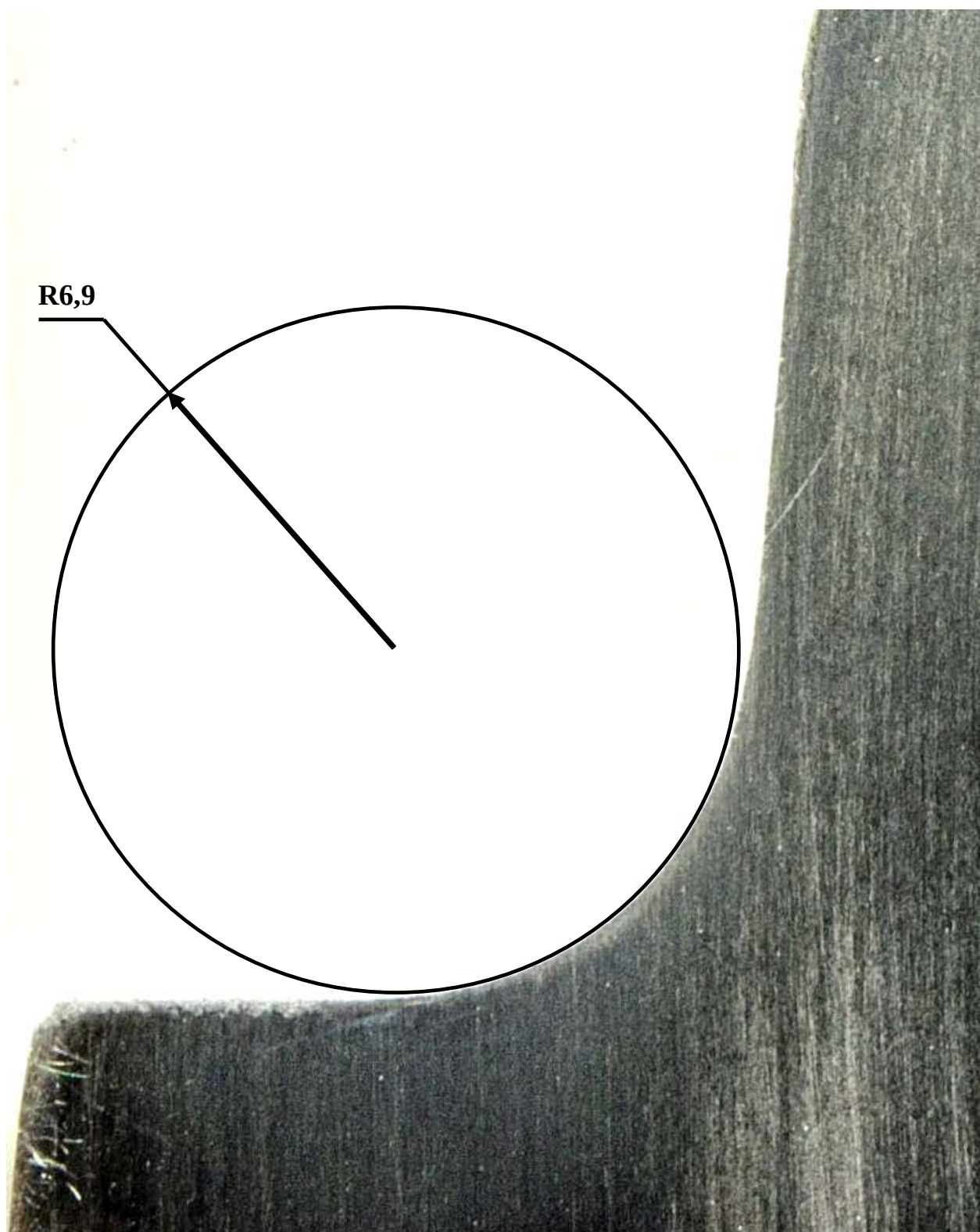


Рис. 10. Сечение внутреннего диска барабана, проходящее по неразрушенному участку его реборды, в котором производились геометрические измерения.

Металлографический анализ материала внутреннего диска барабана колеса, проведенный с использованием оптического светового микроскопа Neophot-30 немецкой фирмы Карл Цейс, показал следующее.

Структура материала диска удовлетворительная и представляет собой вытянутые, ориентированные перпендикулярно излому, зёрна твёрдого раствора на основе алюминия и интерметаллидов, что характерно для деформируемого алюминиевого сплава АК6 (рис. 11).

Дефекты металлургического и технологического происхождения в очаге разрушения отсутствуют.

Предел прочности материала внутреннего диска барабана колеса, определённый по результатам измерений твёрдости, фактически составляет 48,6 кг/мм² (по ТУ – $\sigma_{\text{в}} \geq 39$ кг/мм²).

Таким образом, результаты проведенного исследования показывают, что разрушение внутреннего диска барабана колеса КТ-192.010 (зав. № 0310224) левой задней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74051 произошло по механизму многоциклового усталости. Распространение трещины в диске барабана происходило за период около 267 посадок самолёта. Причинами разрушения внутреннего диска являются:

- удаление упрочнённого слоя с поверхности галтели R7⁺¹ мм диска при механической обработке детали;
- занижение галтели R7⁺¹ мм диска до величины 6,9 мм, увеличившее концентрацию напряжений в наиболее напряжённой зоне детали.

Кроме того, неоднократные случаи образования трещин в дисках, в том числе и не имевших подобных дефектов (см. заключение от 26.08.2015 № 9675-И/103), свидетельствуют о высоком уровне напряжений диска в реальных условиях эксплуатации по месту перехода реборды к его ободной части.

По результатам исследований разрушенных ранее колёс АО «КУЛЗ» и ОАО «АК «Рубин» было принято совместное решение об усилении конструкции колеса КТ-192.010. Исследуемое колесо имеет конструкцию старого образца (без усиления стенки внутреннего диска по поверхности $\varnothing 398$ мм).

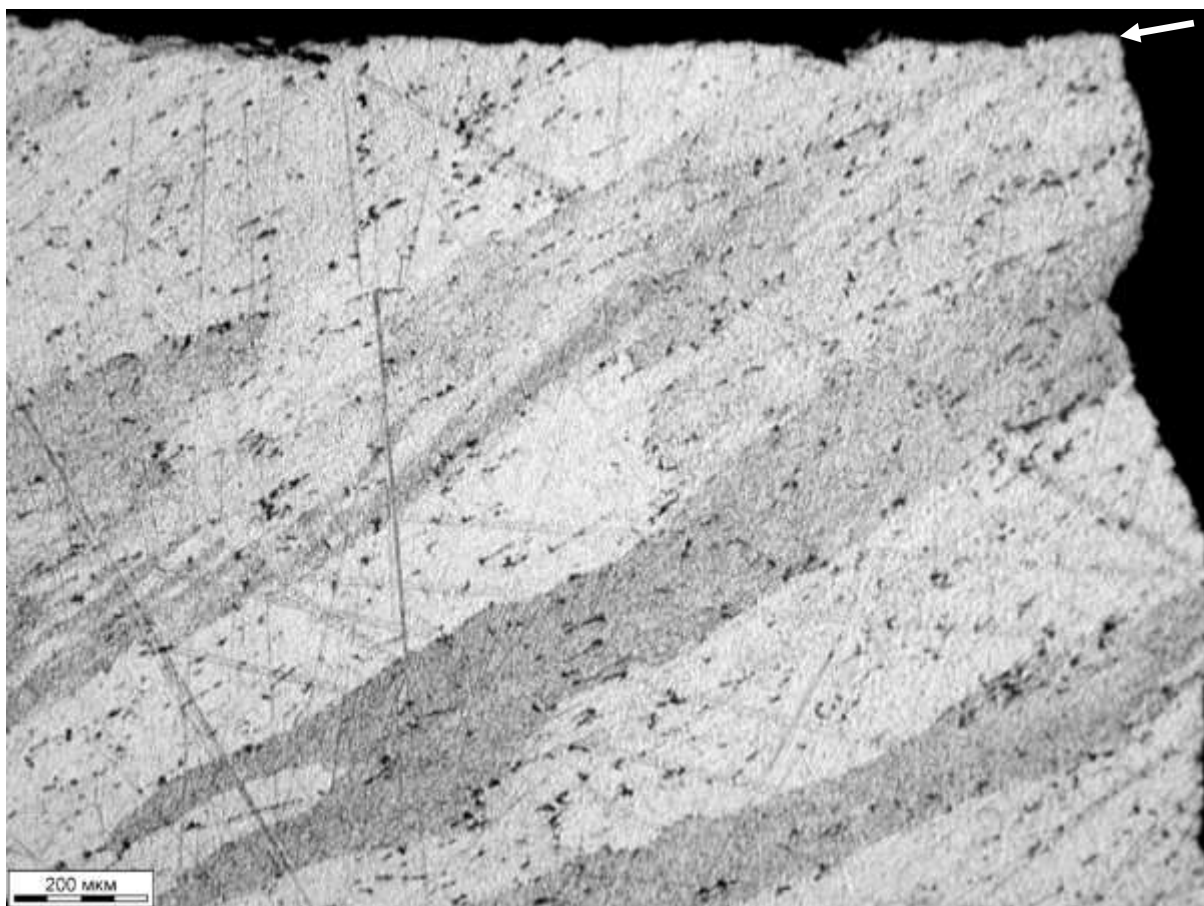
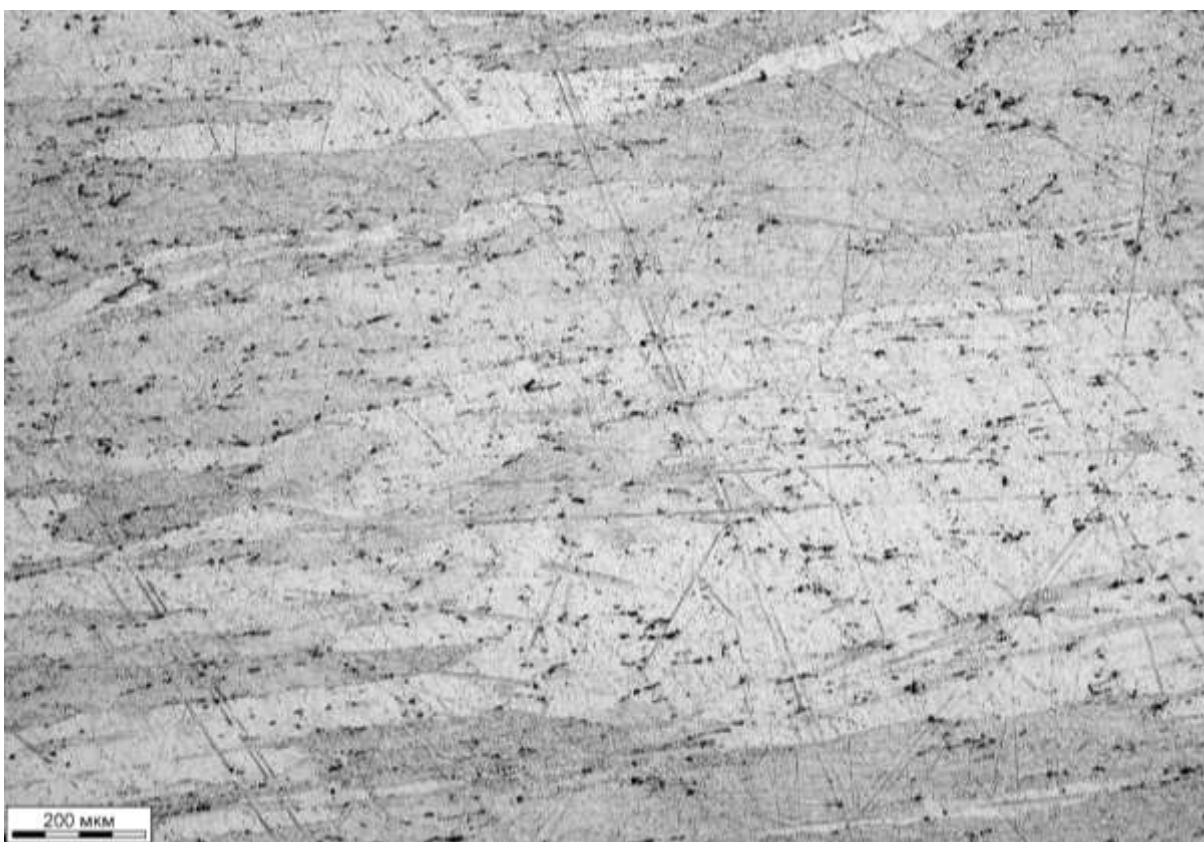
**а****б**

Рис. 11. Виды макроструктуры материала внутреннего диска в зоне одного из очагов (отмечен стрелкой) разрушения (а) и в сердцевине (б).

Колесо КТ-192.010 (зав. № 0310224) является неаутентичным и его наработка с начала эксплуатации может не соответствовать указанной в паспорте на агрегат.

Результаты оценки длительности роста трещины показали, что при выполнении вихретокового контроля боковин барабана 23.07.2023, 24.10.2023, 08.01.2024 и 01.05.2024 в материале его внутреннего диска уже имелась трещина. В исследуемом случае это может свидетельствовать о недостаточной надёжности методов выявления трещин дисков или о нарушении требований технологической инструкции (карты) по выполнению вихретокового контроля.

По результатам проведенного исследования сформировано заключение (заключение от.....№ 10382-И/103) о том, что разрушение внутреннего диска барабана колеса КТ-192.010 (зав. № 0310224) левой задней основной опоры шасси самолёта Ан-74ТК-100 RA-74051 произошло по механизму многоциклового усталости.

Распространение трещины в диске барабана происходило за период около 267 посадок самолёта. Причинами разрушения внутреннего диска являются:

- высокий уровень напряжений диска в реальных условиях эксплуатации по месту перехода реборды к его ободной части (по галтели $R7^{+1}$ мм);
- удаление упрочнённого слоя с поверхности галтели $R7^{+1}$ мм диска при механической обработке детали;
- занижение галтели $R7^{+1}$ мм диска до величины 6,9 мм, увеличившее концентрацию напряжений в наиболее напряжённой зоне детали.

Колесо КТ-192.010 (зав. № 0310224) является неаутентичным, и его наработка с начала эксплуатации может не соответствовать указанной в паспорте на агрегат. Установить истинную наработку с начала эксплуатации данного колеса по его техническому состоянию не представляется возможным.

В целях предупреждения случаев подобных разрушений колёс КТ-192.010 основных опор шасси самолётов типа Ан-72, Ан-74 с учётом результатов проведенного исследования было рекомендовано:

1. ПАО «АК «Рубин» и АО «ЮТэйр» принять меры, исключаящие случаи установки на самолёты неаутентичных колёс КТ-192.010.

2. ПАО «АК «Рубин»:

- ускорить разработку и внедрение конструктивных мероприятий по снижению уровня напряжений по месту перехода ободной части дисков в реборду;
- исключить поставку в эксплуатацию колёс, изготовленных с отклонениями от требований чертежа;
- рассмотреть вопрос об уточнении вида контроля дисков в эксплуатации с целью своевременного и надёжного обнаружения трещин;
- дать эксплуатационным предприятиям рекомендации по безопасной эксплуатации колёс на период до внедрения указанных мероприятий.

3. Эксплуатационным предприятиям, в частности АО «ЮТэйр», усилить контроль качества выполнения визуального и вихретокового контроля боковин барабанов колёс в процессе эксплуатации.