

## **О причинах разрушений рабочих лопаток свободной турбины двигателя GE H80-200 самолёта L-410UVP-E20 RA-67083**

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

23.08.2023 при выполнении рейса по маршруту Аян – Николаевск-на-Амуре – Хабаровск на самолёте L-410UVP-E20 RA-67083 произошло срабатывание сигнализации «ENG OVER LIMITS». После этого экипаж услышал слабый хлопок. Отклонений в работе систем самолёта и его управляемости не отмечено.

При проведении послеполётного осмотра самолёта на его левом двигателе обнаружены разрушение правого P.M601-419.7 и левого P.M601-418.7 выхлопных патрубков, а также разрушение двух рабочих лопаток свободной турбины.

Двигатель GE H80-200 (зав. № 204005) выпуска 11.11.2020 наработал с начала эксплуатации 2575 часов (1431 цикл), в том числе 79 часов после технического обслуживания (Тип 2), выполненного 02.08.2023. Двигатель ремонтов не проходил.

На исследование поступили рабочие лопатки (инд. №№ 4608Т, 18008D, 39405N, 35108Y). Рабочие лопатки (инд. №№ 4608Т, 18008D) свободной турбины установлены на двигатель GE H80-200 (зав. № 204005) при его изготовлении и имеют наработку с начала эксплуатации, равную наработке двигателя.

Исследование проводилось с целью определения причины разрушения рабочих лопаток (инд. №№ 4608Т, 18008D) по методике, предусматривающей выполнение следующих работ:

- оценка технического состояния лопаток;
- фрактографическое исследование разрушенных лопаток;
- спектральный и металлографический анализы, а также измерение твёрдости материала лопаток;
- анализ статистических данных;
- анализ результатов исследования, формирование заключения.

Продольный разрез двигателя силовой установки самолёта типа L-410UVP-E20 представлен на рисунке 1.

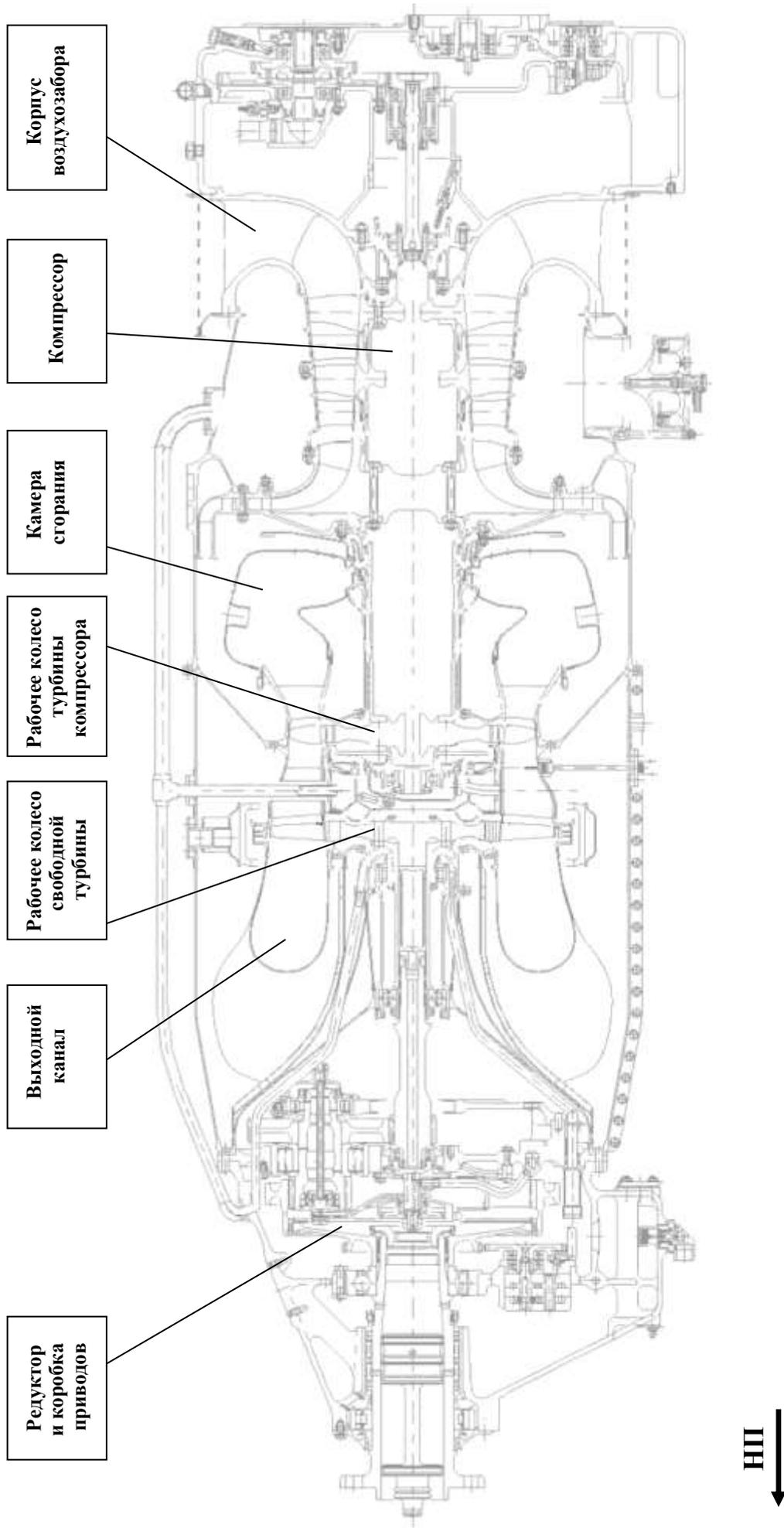


Рис. 1. Вид продольного разреза двигателя силовой установки самолёта типа L-410UVR-E20.

**Оценка технического состояния** рабочих лопаток показала следующее.

Сечение разрушения лопатки (инд. № 4608Т) проходит по одной из наиболее напряжённых зон детали при действии эксплуатационных нагрузок – поверхности радиусного перехода её пера в верхнюю бандажную полку (рис. 2, стрелка 1).

Сечение разрушения лопатки (инд. № 18008D) проходит по перу на расстоянии около 2 мм от основания радиусного перехода пера в верхнюю бандажную полку (рис. 3, стрелка 1).

На примыкающих к изломам участках поверхностей лопаток со стороны спинки имеются ориентированные в поперечном направлении риски от механической обработки деталей абразивным инструментом (см. рис. 2, 3, стрелки 2). При этом обработка проводилась после длительной эксплуатации двигателя и образования на поверхностях спинок следов повреждения поверхностного слоя пера лопаток (см. рис. 2, 3, стрелки 3).

Следы механической обработки на поверхностях пера в зонах бандажных полок и предшествующих ей повреждениям поверхностного слоя имеют также неразрушенные лопатки (рис. 4, стрелки 1 и 2 соответственно).

Имеющиеся на торцевых поверхностях замков разрушенных лопаток маркировки с их индивидуальными номерами (номерами плавок) читаются разборчиво и соответствуют номерам, указанным в сопроводительной документации (см. рис. 2, 3, виды **в**).

На торцевых поверхностях замков неразрушенных лопаток имеются маркировки с их индивидуальными номерами «39405N» и «35108Y» (см. рис. 4, виды **в** и **г** соответственно).

**Изломы** лопаток окислены (см. рис. 2, 3, виды по стрелкам **А**). В очаговых зонах поверхности изломов ориентированы перпендикулярно поверхностям деталей и имеют сглаженный рельеф.

На поверхности излома лопатки (инд. № 4608Т) наблюдаются макролинии полуэллиптической формы, что характерно при усталостном разрушении деталей, изготовленных из жаропрочных сплавов.

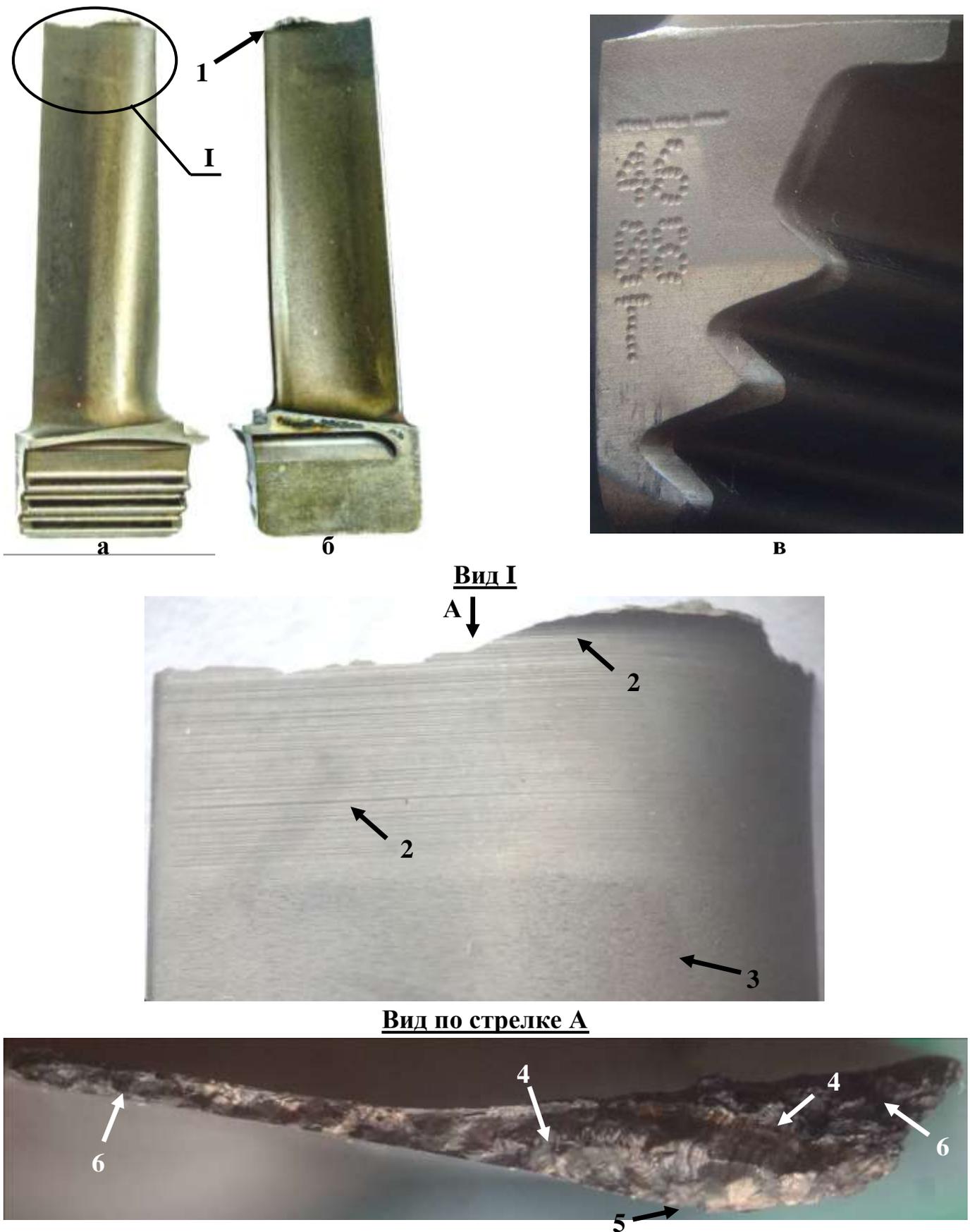


Рис. 2. Виды лопатки (инд. № 4608Т) со стороны спинки (а) и корыта (б), а также её маркировки на торцевой поверхности замка (в). Стрелками показаны: 1 – сечение разрушения; 2 – риски от механической обработки; 3 – следы повреждения поверхностного слоя пера; 4 – макролинии; 5 – очаговая зона разрушения; 6 – зона долома.

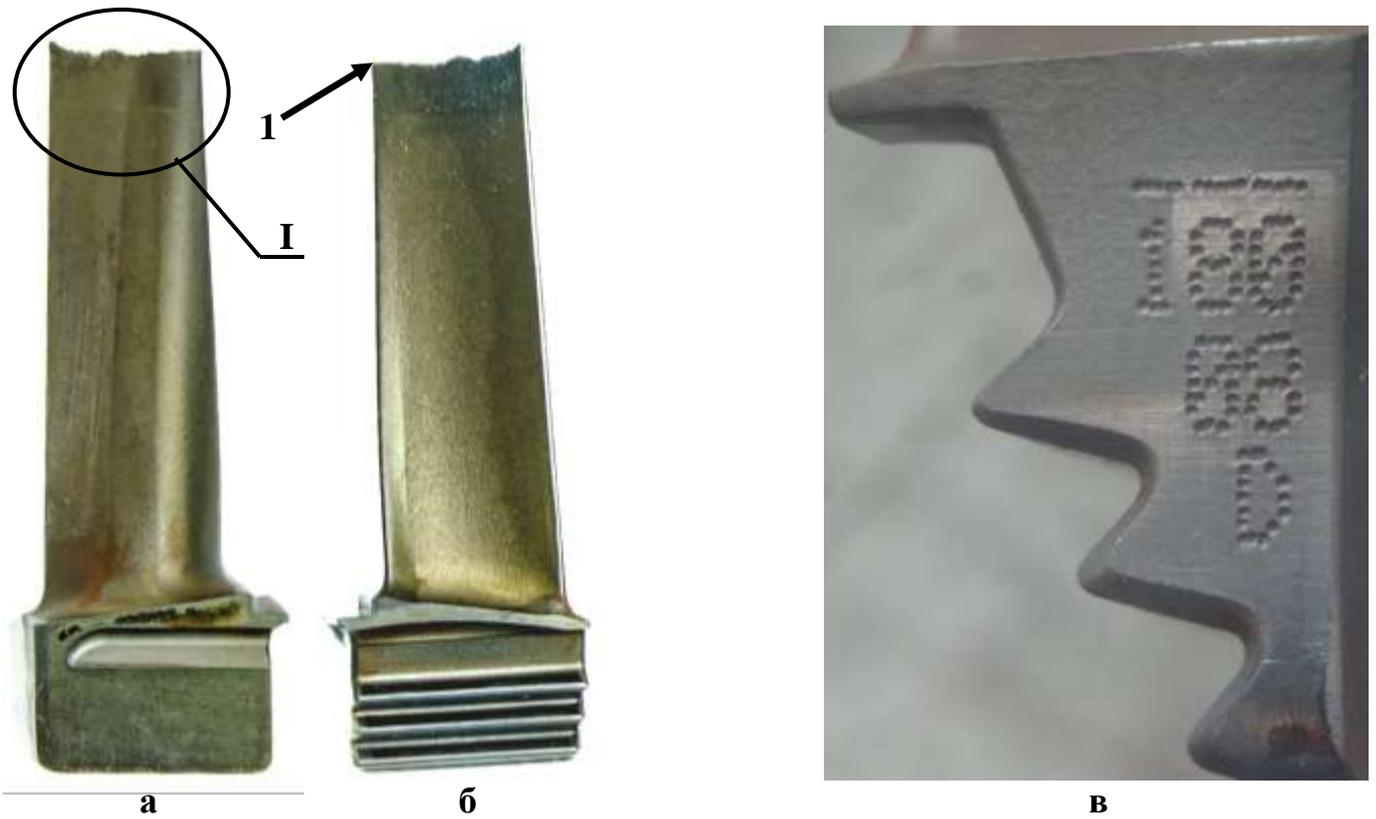
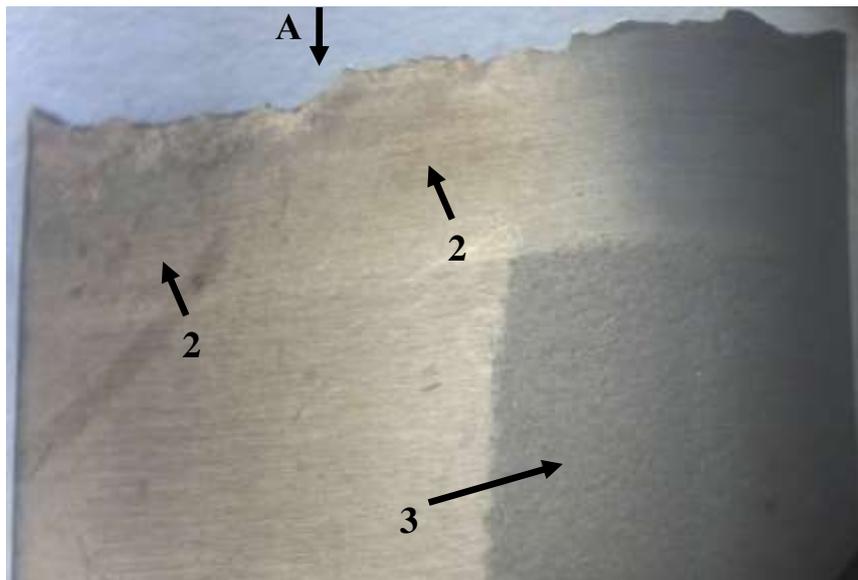
**Вид I****Вид по стрелке А**

Рис. 3. Виды лопатки (инд. № 18008D) со стороны спинки (а) и корыта (б), а также её маркировки на торцевой поверхности замка (в). Стрелками показаны: 1 – сечение разрушения; 2 – риски от механической обработки; 3 – следы повреждения поверхностного слоя пера; 4 – очаговая зона разрушения; 5 – зона долома.

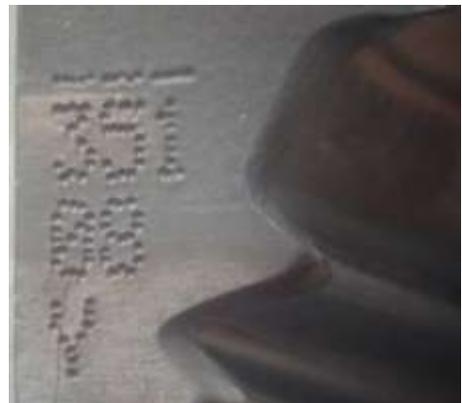
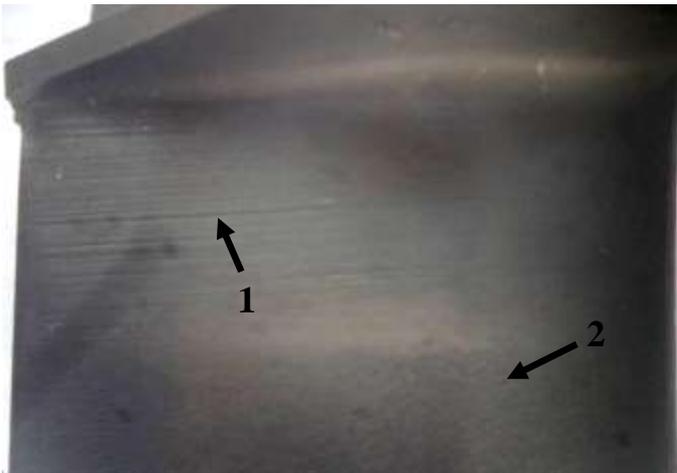
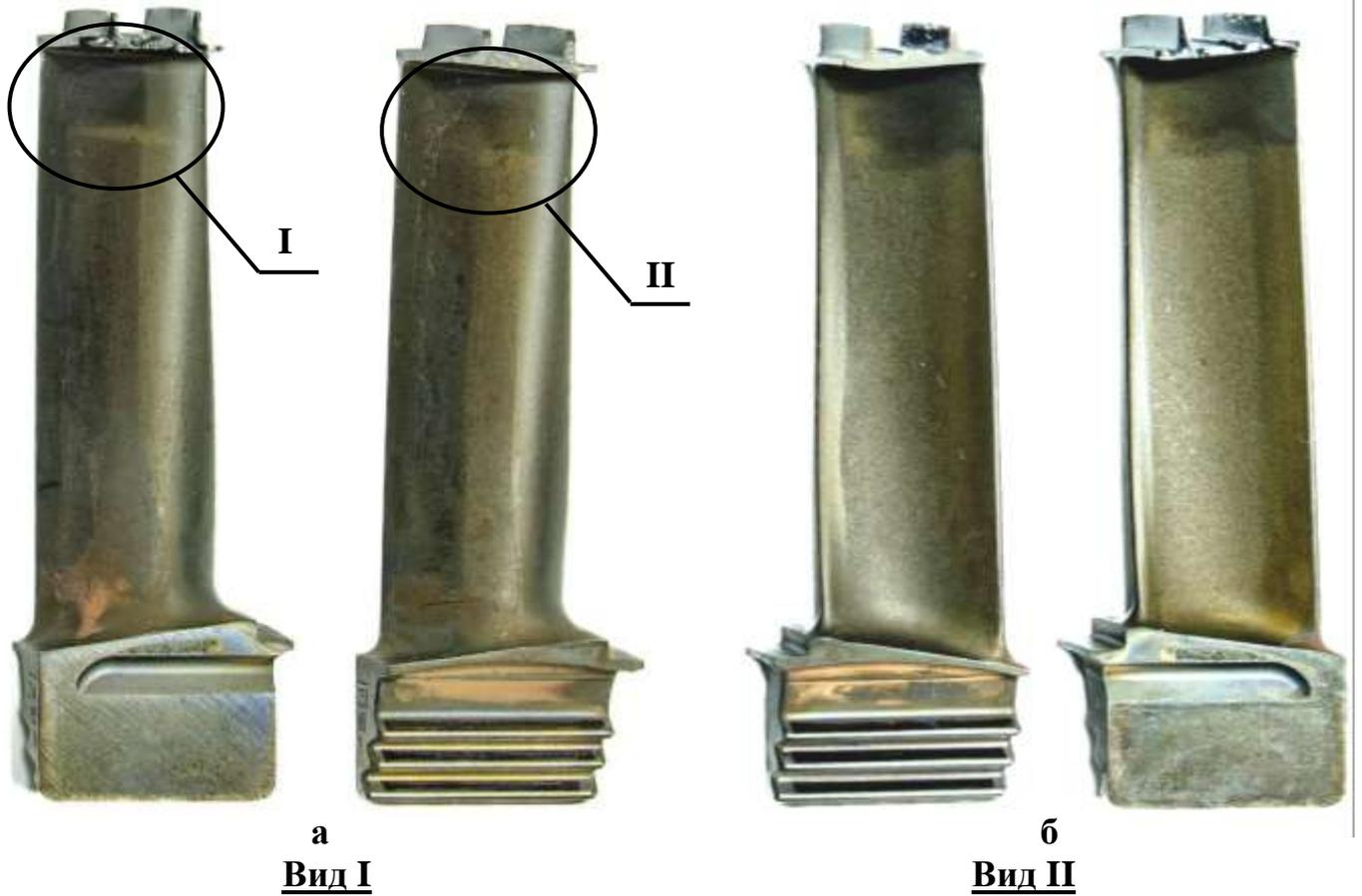


Рис. 4. Виды неразрушенных лопаток со стороны спинки (а) и корыта (б), маркировок на торцевых поверхностях замков (в, г). Стрелками показаны: 1 – риски от механической обработки; 2 – следы повреждения поверхностного слоя пера.

Очаг разрушения лопатки (инд. № 4608Т) расположен на поверхности радиусного перехода пера (со стороны спинки) в верхнюю бандажную полку (см. рис. 2, стрелка 5).

Очаг разрушения лопатки (инд. № 18008D) расположен на поверхности пера (со стороны корыта) в зоне входной кромки (см. рис. 3, стрелка 5).

В зонах долома поверхности изломов лопаток имеют шероховатый зернистый рельеф, характерный при разрушении деталей, изготовленных из жаропрочных сплавов, от действия нерасчётных нагрузок (см. рис. 2, 3, виды по стрелкам А).

**Фрактографическое исследование** разрушенных лопаток, проведенное с использованием растрового электронного микроскопа EVO 40 фирмы Карл Цейс, показало следующее.

Образование начальной зоны разрушения лопатки (инд. № 4608Т) произошло от локальной поры размером около 49 мкм (рис. 5).

Между зоной основного излома и начальной зоной разрушения образована чёткая граница, указывающая, что первоначально происходило образование зоны излома вокруг поры, а далее от границы этой зоны произошло новое зарождение усталостной трещины.

По направлению роста трещины в материале лопатки сформированы мезолинии усталостного разрушения (рис. 6), указывающие на разрушение детали по механизму многоциклового усталости.

Из проведённого анализа следует, что разрушение лопатки произошло под действием вибрационных нагрузок с переменным уровнем напряжения, что и определило формирование мезолиний.

В изломе лопатки (инд. № 18008D) выявлен каскад гладких фасеток с едва выраженным волнистым рельефом (рис. 7). По ориентировке сформированных фасеток излома можно утверждать, что развитие разрушения лопатки происходило по направлению от корыта к спинке. При этом развитие трещины происходило с высокой скоростью при высоком уровне напряжения, поскольку волнистый рельеф напоминает едва выраженные ямки.

Разрушение лопатки является повторно-статическим и произошло после разрушения лопатки (инд. № 4608Т).

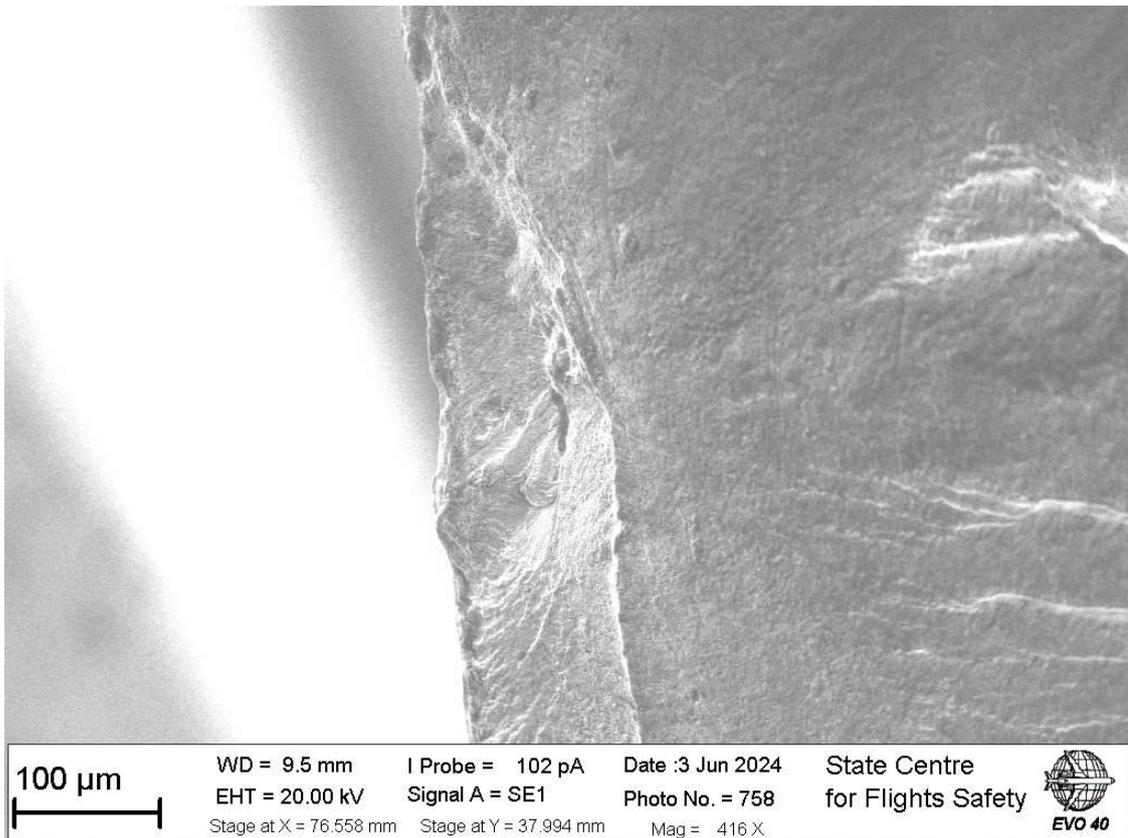
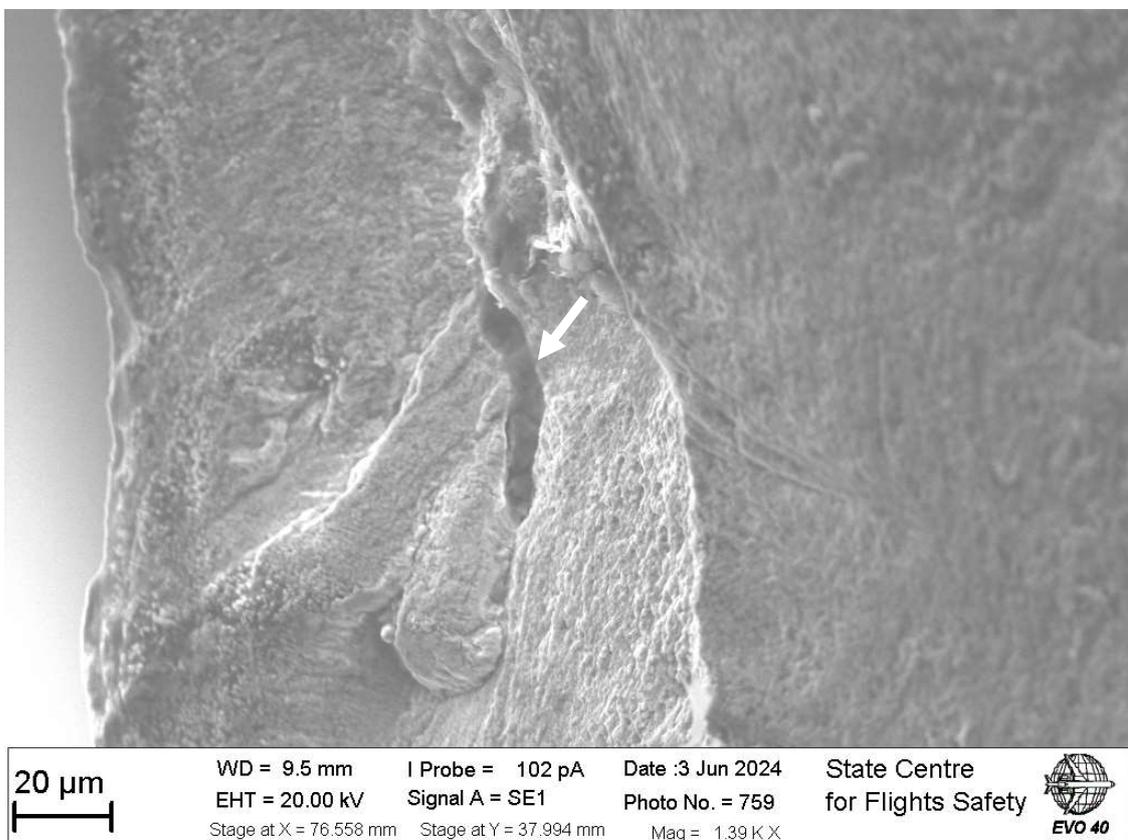
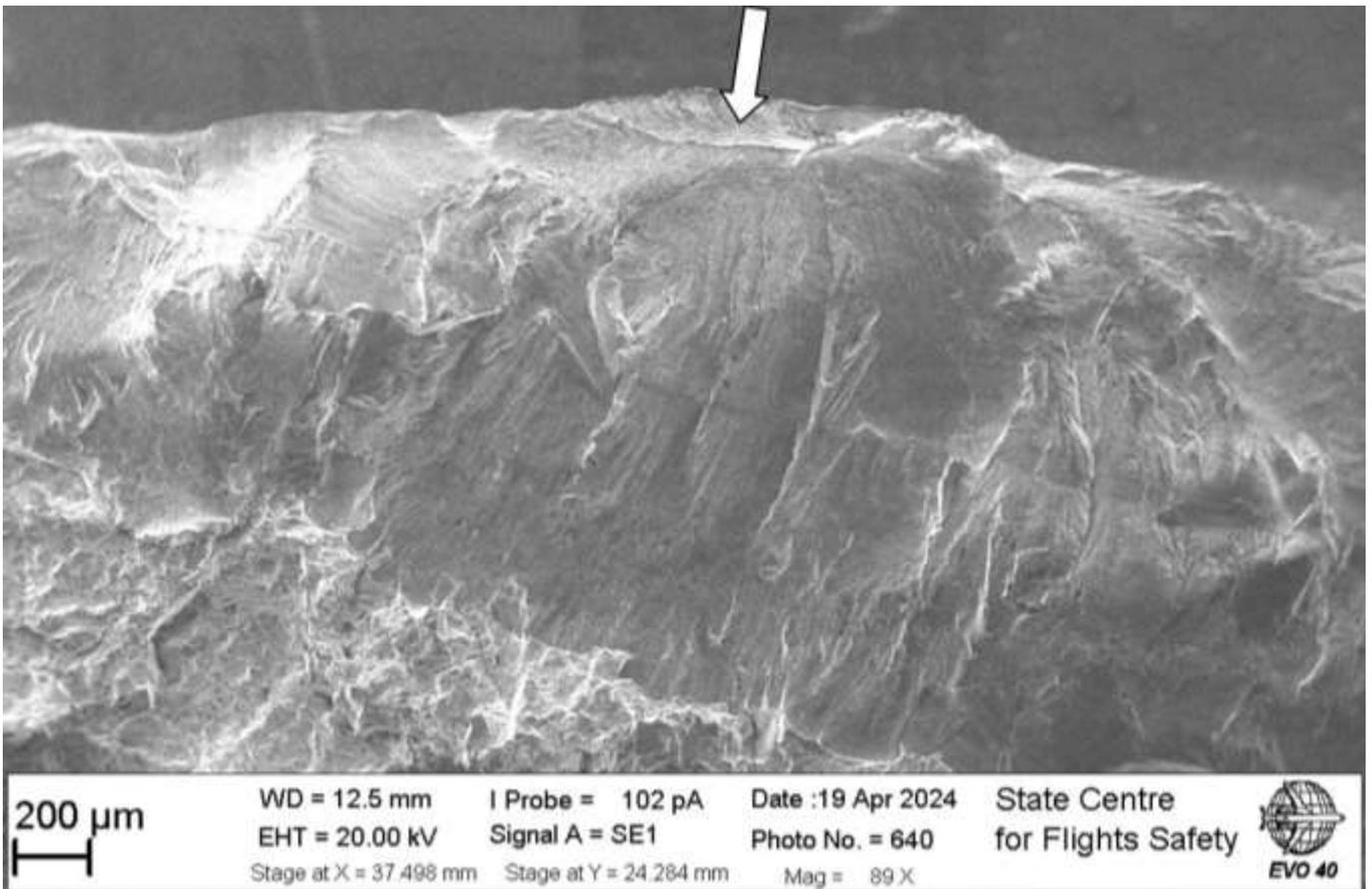
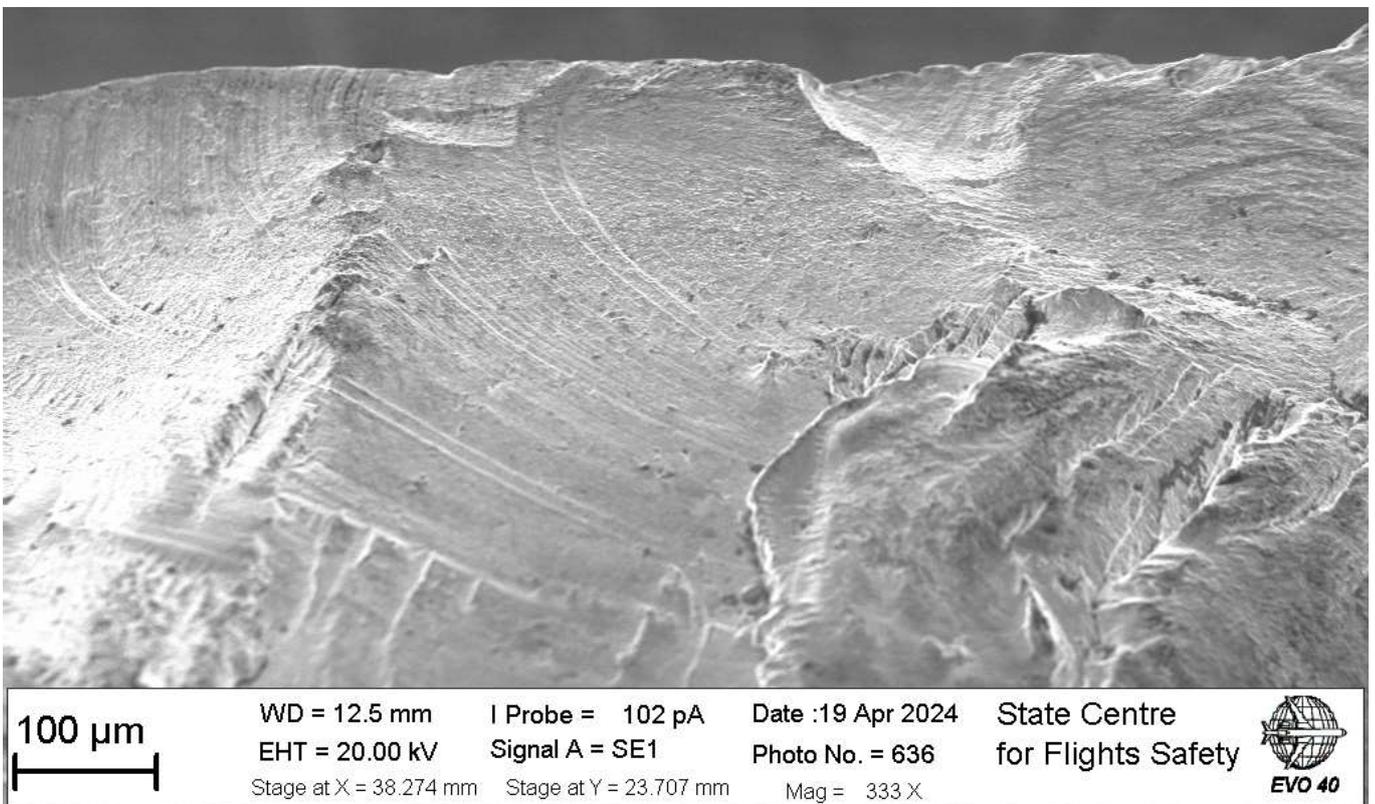
**a****б**

Рис. 5. Виды зоны начального разрушения лопатки при разном увеличении (а, б) с дефектом материала в виде поры (отмечен стрелкой).

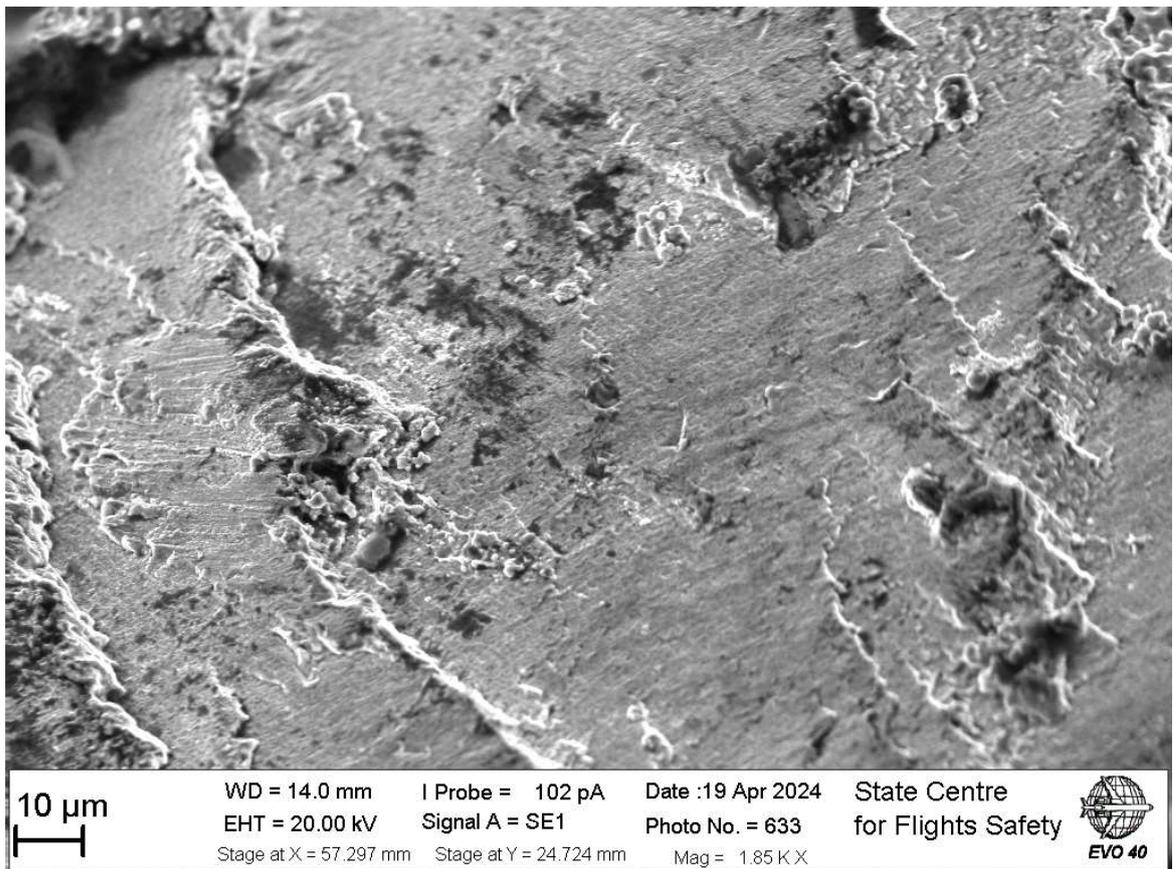


а

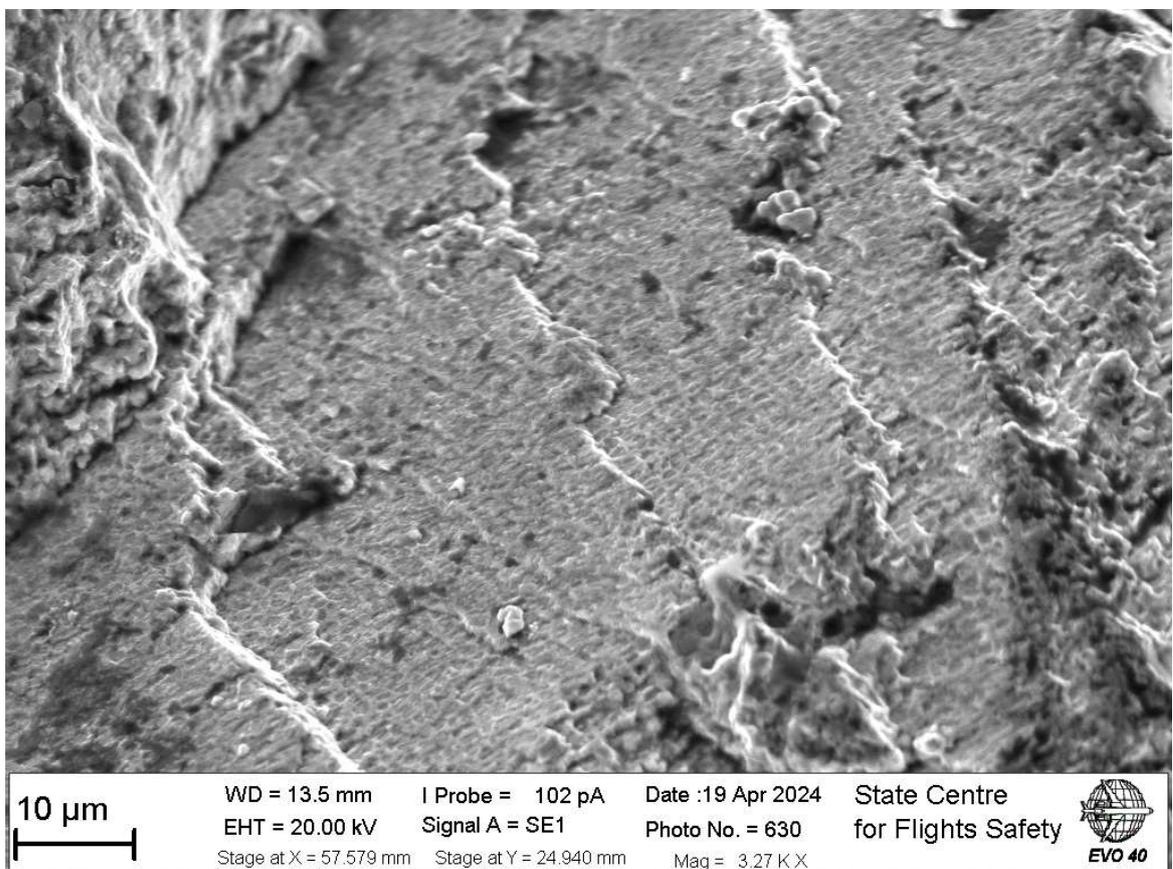


б

Рис. 6. Виды излома лопатки вблизи очаговой зоны (указана стрелкой) разрушения (а) и мезолиний усталостного разрушения на одном из участков излома лопатки (б).



a



б

Рис. 7. Виды волнистого рельефа на разных участках излома лопатки, расположенного на вытянутых фасетках (а, б).

**Полуколичественным спектральным анализом** материала рабочих лопаток, проведенным с использованием лазерного микроанализатора LMA10, установлено, что по содержанию легирующих элементов хрома, молибдена, ниобия, титана и алюминия он относится к никелевому сплаву типа ЭИ698.

**Металлографический анализ** материала лопаток, проведенный с применением оптического светового микроскопа Neophot-30 фирмы Карл Цейс, показал следующее.

В зоне очага разрушения лопатки (инд. № 4608Т) в её материале имеются две поры размером около 38 мкм (рис. 8). Вблизи зоны долома в материале лопатки имеется трещина глубиной около 80 мкм (рис. 9).

В зоне очага разрушения лопатки (инд. № 18008D) признаки наличия пор и раковин отсутствуют (рис. 10). При этом несплошности в материале лопатки в виде пор имеются на некотором удалении от излома.

В материале разрушенных и неразрушенных лопаток имеются участки со скоплениями многочисленных пор размером до 85 мкм (рис. 11). Признаки развития от этих пор усталостных трещин в исследуемых плоскостях металлографических шлифов отсутствуют.

Признаки развития трещин в зонах верхних бандажных полок неразрушенных лопаток отсутствуют.

Микроструктура материала лопаток представляет собой  $\gamma$ -твёрдый раствор и равномерно распределённую в объёме упрочняющую  $\gamma'$ -фазу, что соответствует структуре жаропрочного сплава на никелевой основе (рис. 12). Признаки перегрева отсутствуют.

**Твёрдость** материала лопаток (инд. №№ 4608Т, 18008D) фактически составляет НВ 325 и НВ 331 соответственно, что удовлетворяет требованиям ТУ (по ТУ – НВ 286...340).

**Анализ статистических данных** по отказам двигателей силовых установок самолётов типа L-410 показал следующее.

По сведениям исследовательской базы данных случаи разрушений и образования трещин рабочих лопаток свободных турбин двигателей силовых установок самолётов типа L-410 ранее отмечались неоднократно. Краткие сведения по отмеченным случаям представлены в таблице 1.

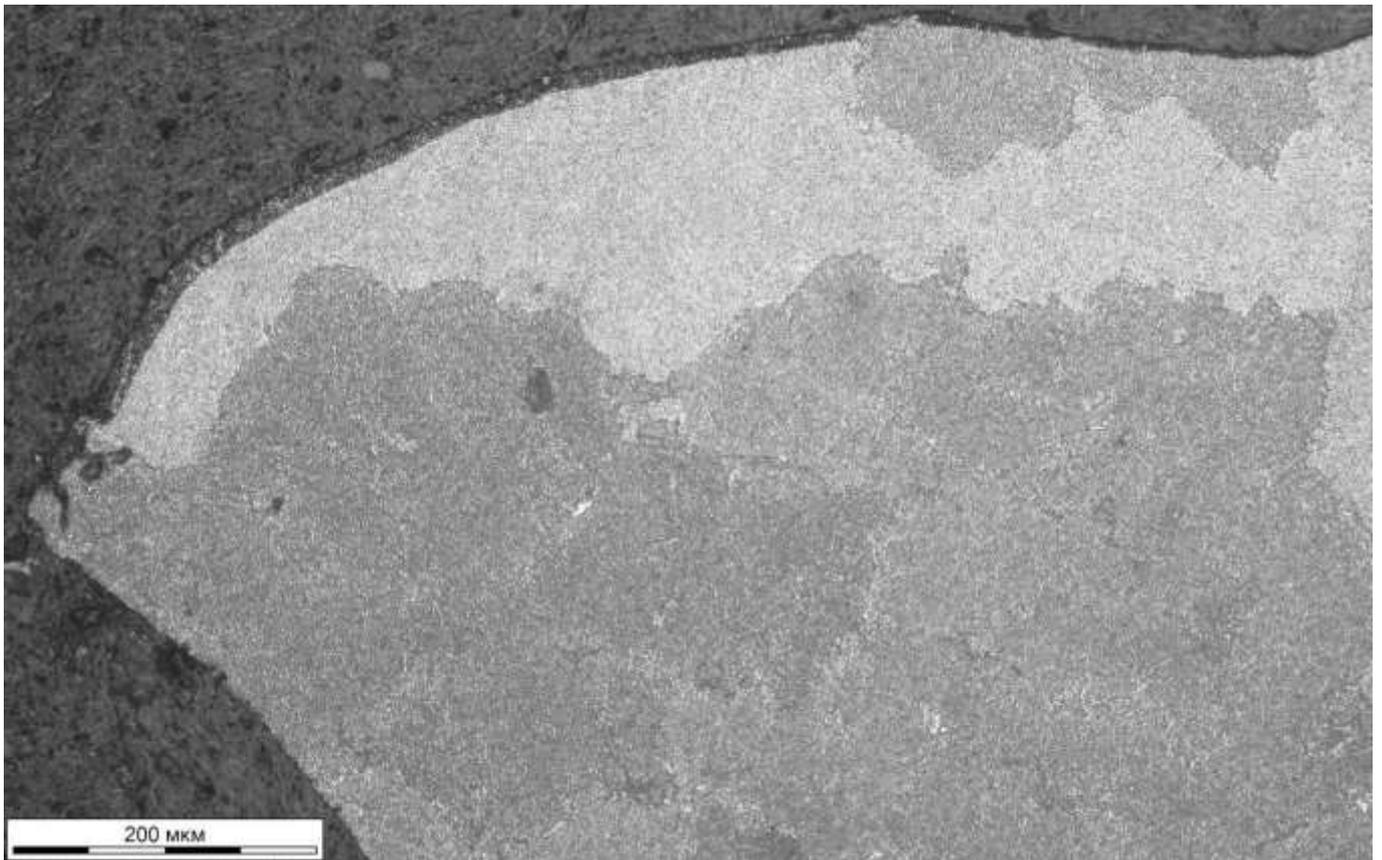
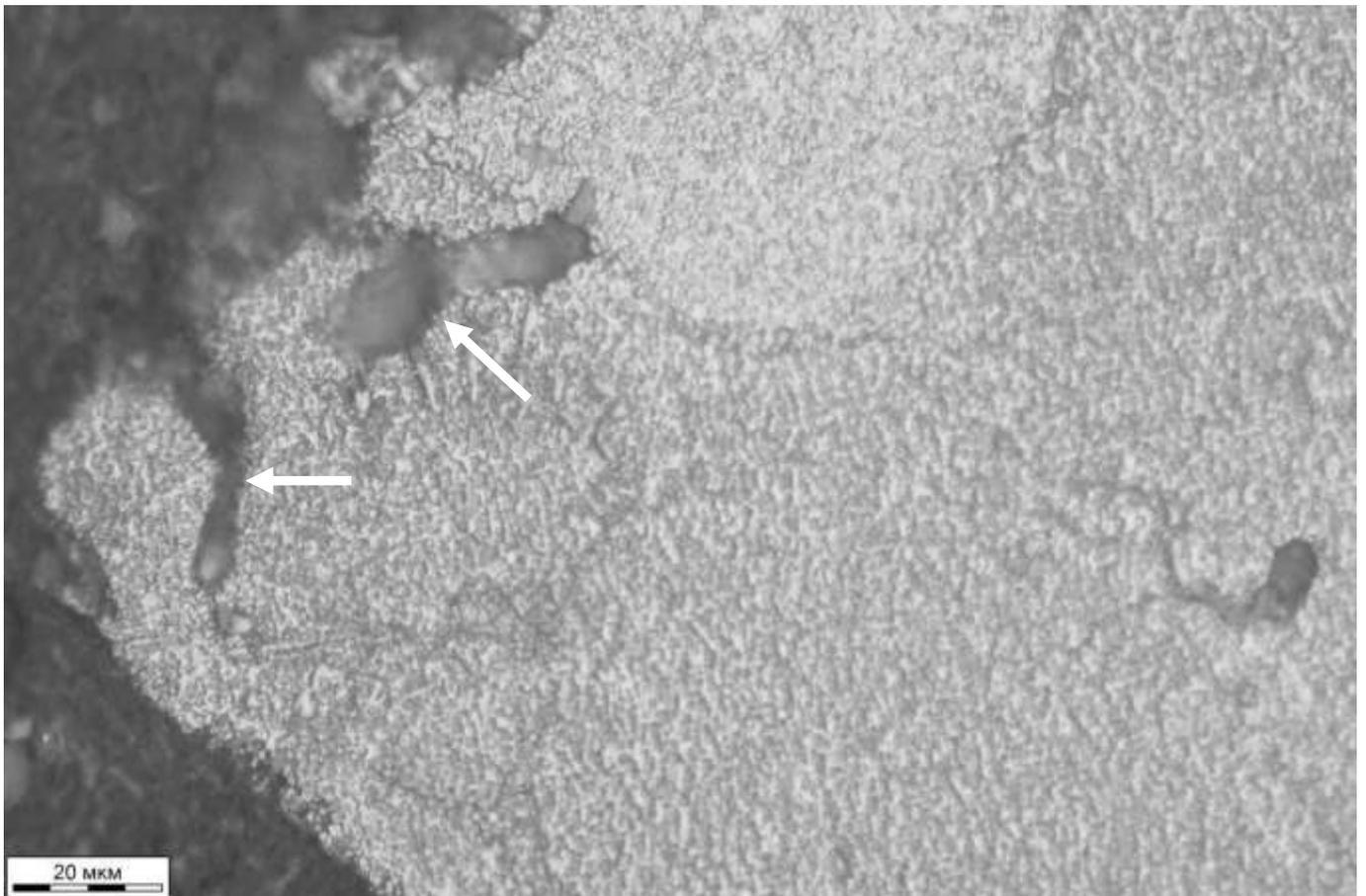
**а****б**

Рис. 8. Виды макроструктуры (а) и микроструктуры (б) материала лопатки (инд. № 4608Т) в зоне очага разрушения. Стрелками показаны поры в материале.

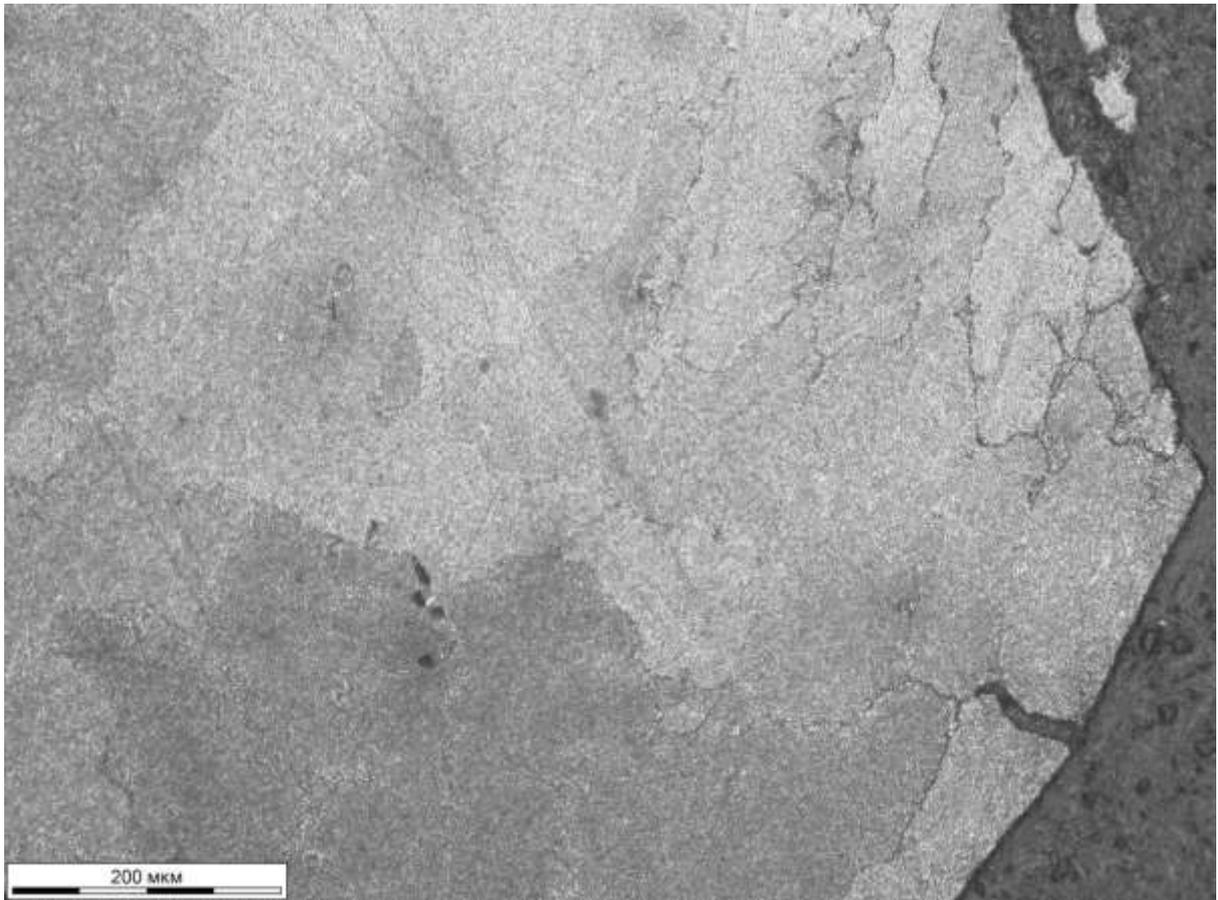
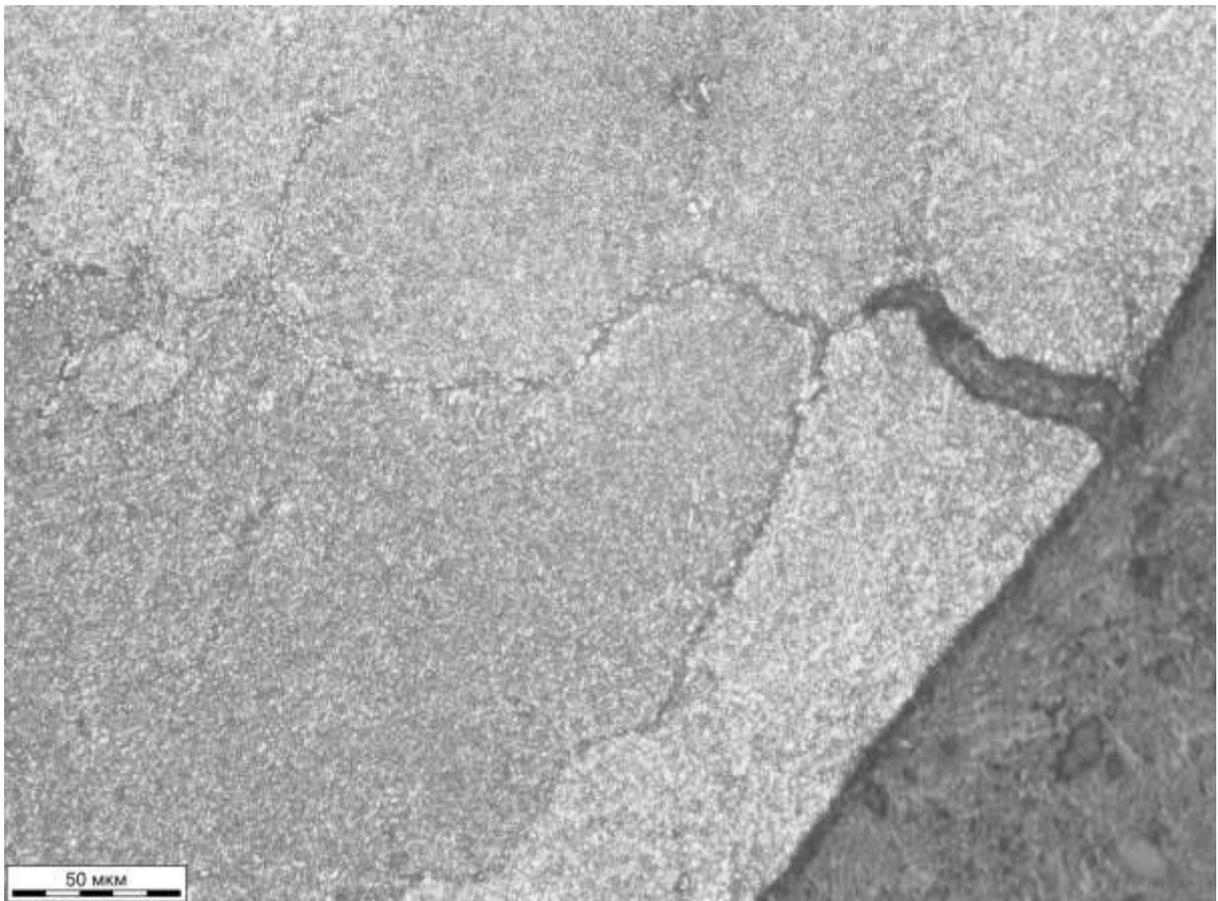
**а****б**

Рис. 9. Виды макроструктуры (а) и микроструктуры (б) материала лопатки (инд. № 4608Т) вблизи зоны долома.

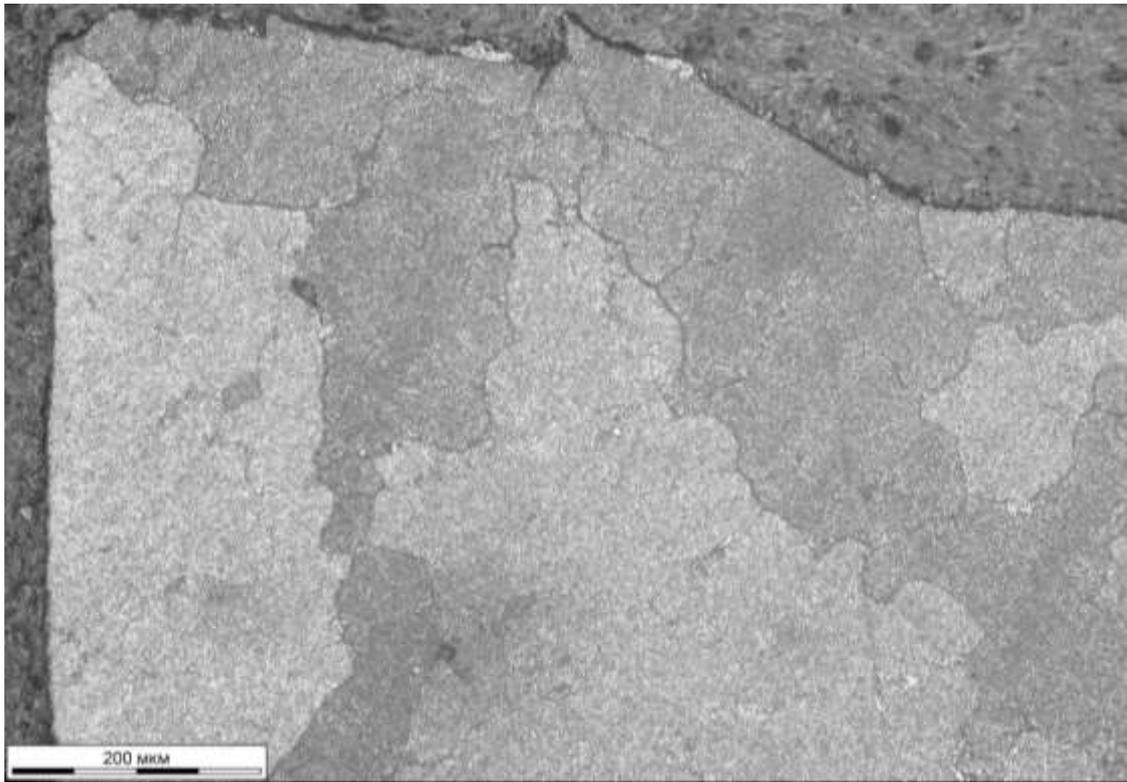
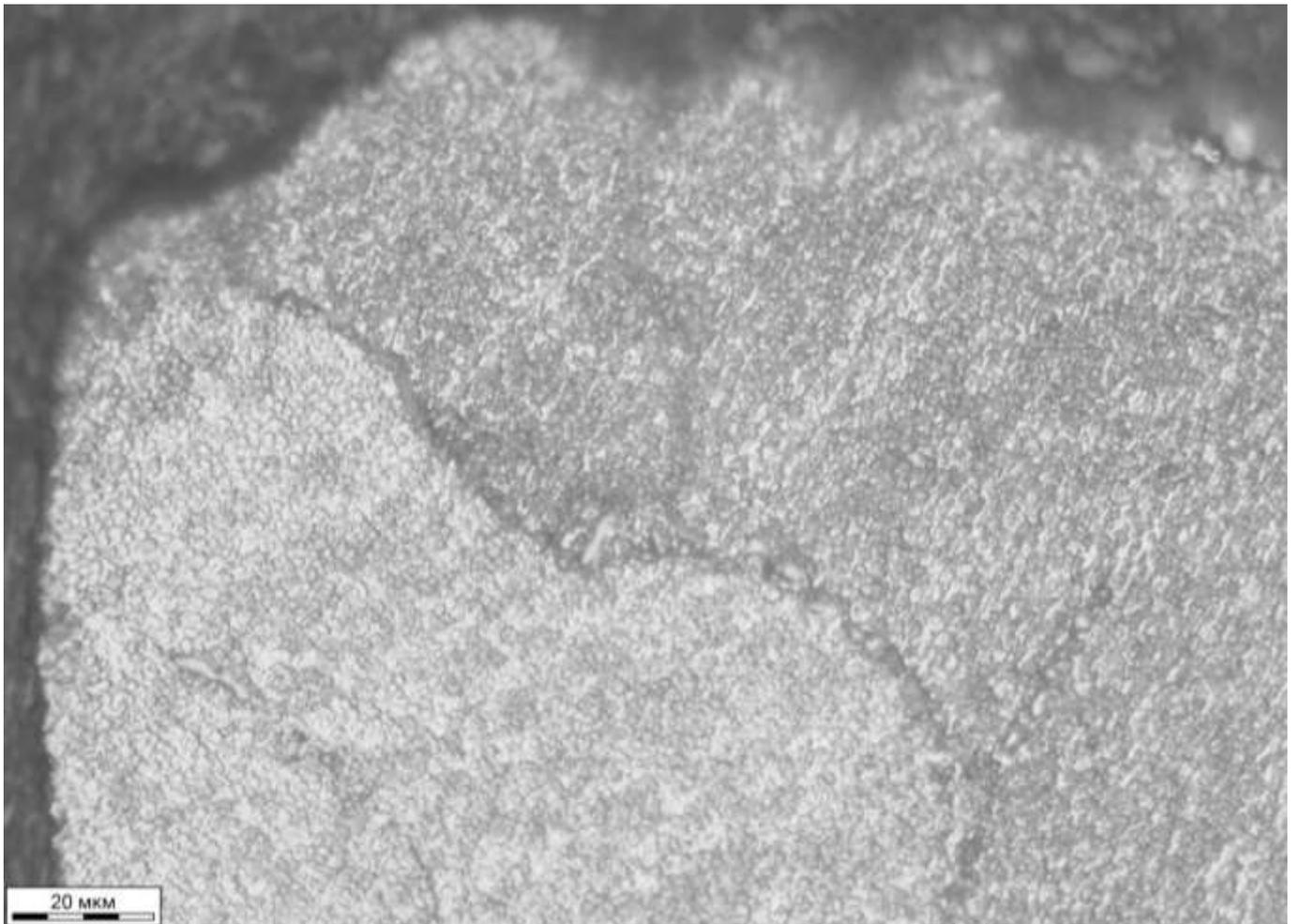
**а****б**

Рис. 10. Виды макроструктуры (а) и микроструктуры (б) материала лопатки (инд. № 18008D) в зоне очага разрушения.

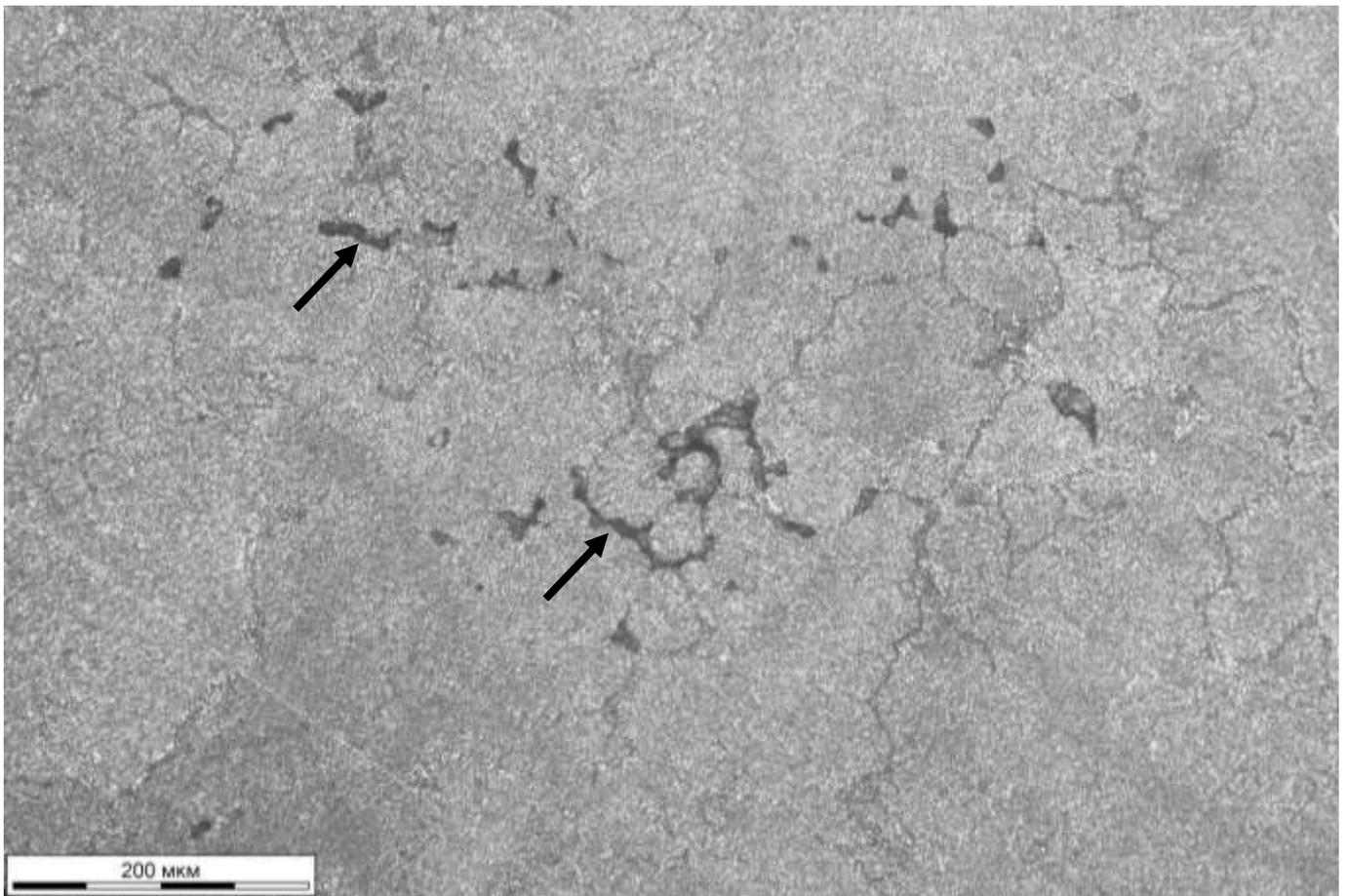
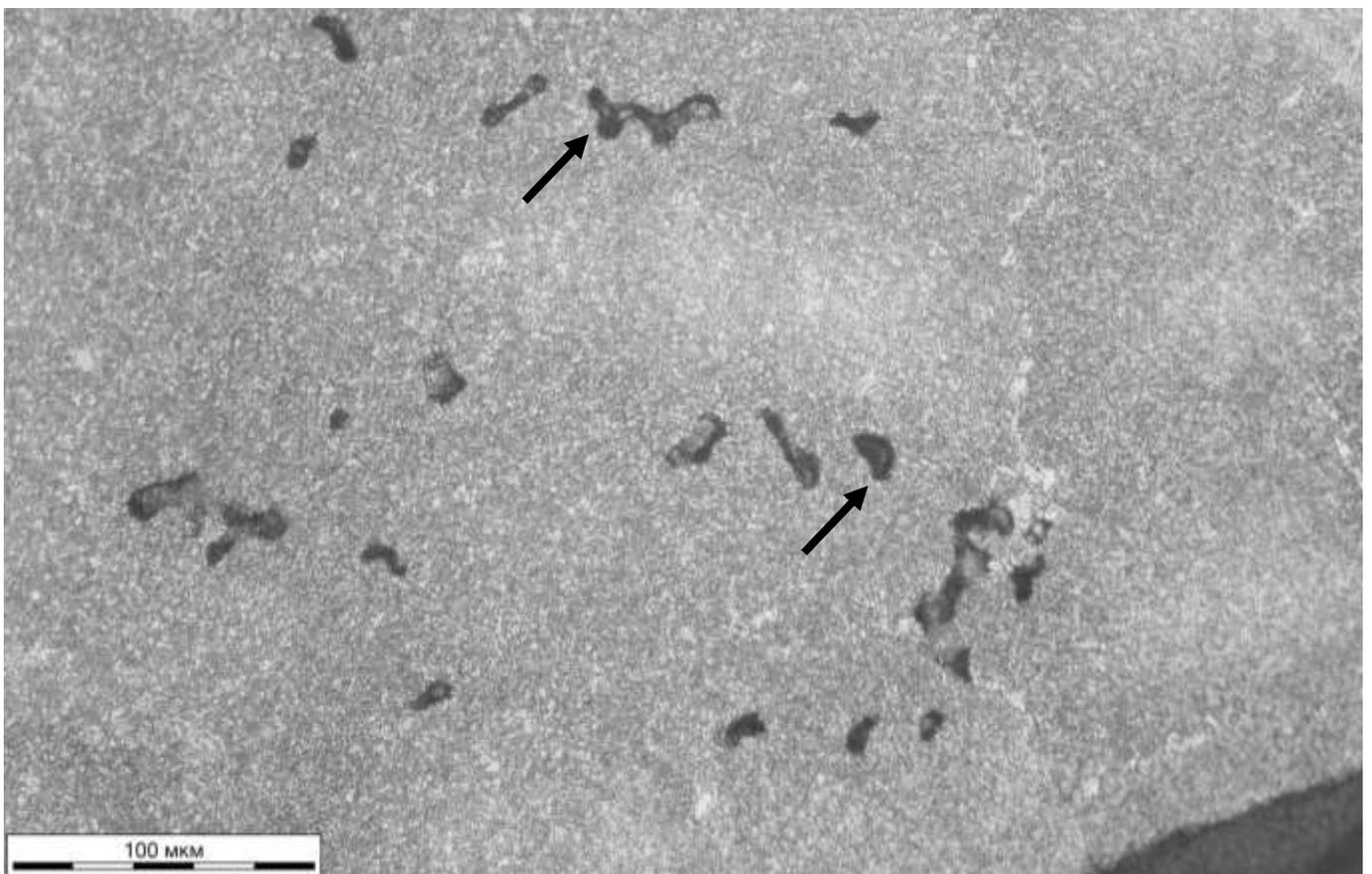
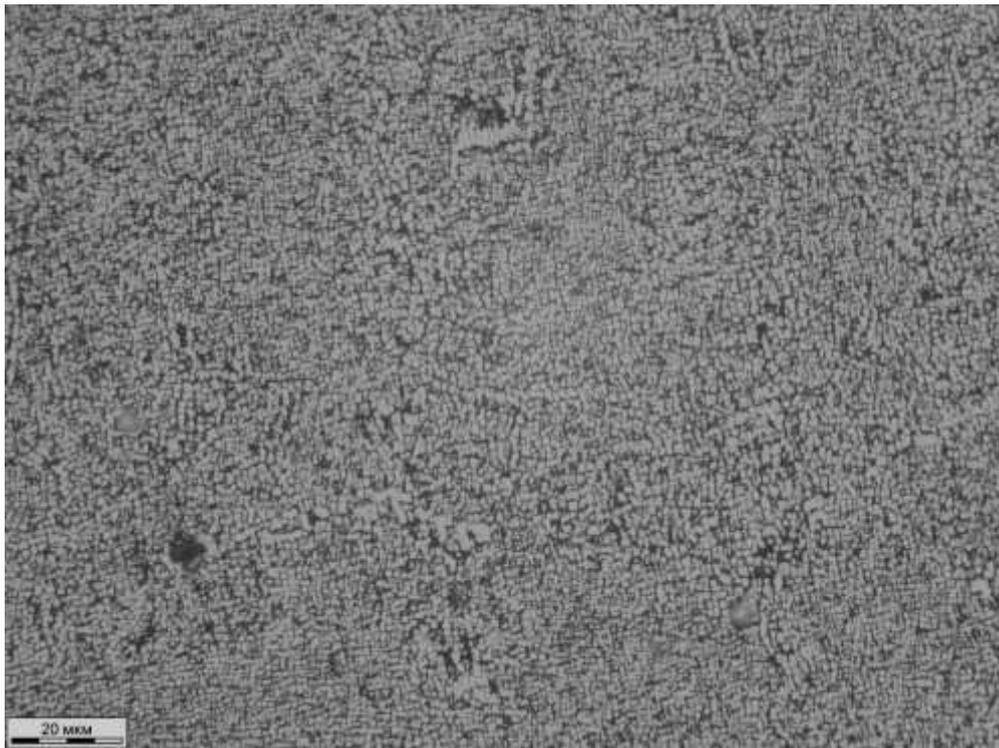
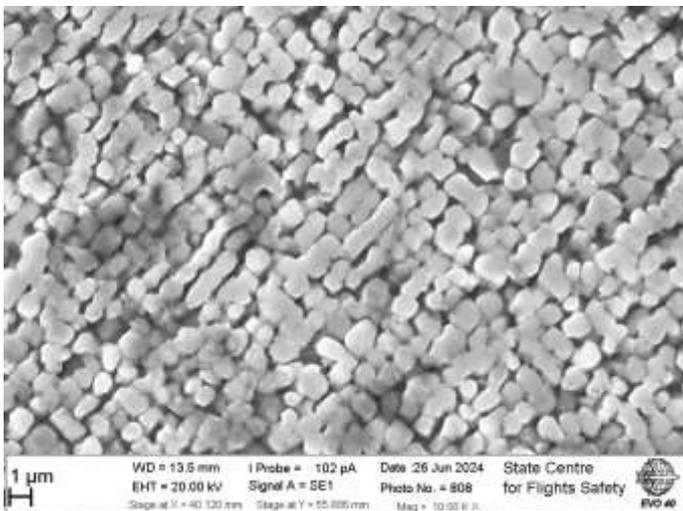
**а****б**

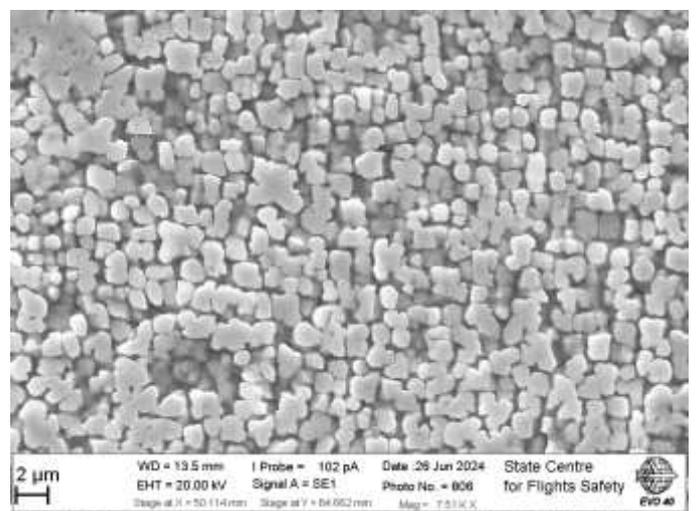
Рис. 11. Типовые виды несплошностей в виде пор (отмечены стрелками) в материале разрушенных (а) и неразрушенных (б) лопаток.



а



б



в

Рис. 12. Типовые виды микроструктуры материала лопаток, полученные при помощи светового (а) и электронного (б, в) микроскопов. На видах (б, в) показана упрочняющая  $\gamma'$ -фаза вблизи излома и в середине пера соответственно.

Таблица 1

№ п.п.	Дата отказа	Тип и заводской номер двигателя	Дата изготовления двигателя	Принадлежность	Наработка двигателя СНЭ/ППР, час.
1.	17.01.1979	М-601А № 762005	-	Белгородский ОАО	280/ -
2.	01.09.1982	М-601А № 783042	-	Нюрбинский ОАО	1187/686
3.	06.04.1983	М-601Б № 794020	-	-	- / -
4.	06.04.1983	М-601Б № 814021	-	-	- / -
5.	13.09.1985	М-601Б № 794066	19.12.1979	Краснодарский ОАО	1746/247
6.	18.04.1986	М-601Б № 793043	27.09.1979	Черновицкий ОАО	1974/475
7.	11.06.1986	М-601Б -	-	Завод № 420 ГА	- / -
8.	23.01.1987	М-601Б № 824063	-	Завод № 420 ГА	997/ -
9.	23.01.1987	М-601Б № 804010	-	Завод № 420 ГА	1493/750
10.	23.01.1987	М-601Б № 812075	-	Завод № 420 ГА	750/ -
11.	23.01.1987	М-601Б № 822043	-	Завод № 420 ГА	1000/ -
12.	28.07.1990	М-601Б № 814006	09.10.1981	Краснодарский ОАО	2020/688
13.	22.07.2004	М-601Е № 873022	29.08.1987	ОАО «Казанское АП»	4613/1668
14.	09.11.2006	М-601Е № 894045	30.11.1989	ОАО «Казанское АП»	4619/1078
15.	22.02.2022	GE H80-200 № 193010	15.11.2019	ООО «СиЛА»	1801/ -
16.	08.06.2022	GE H80-200 № 193011	30.10.2019	ООО «СиЛА»	1746/ -
17.	19.02.2022	GE H80-200 № 193003	-	ООО «Газпром авиа»	1198/ -
18.	21.11.2023	GE H80-200 № 192015	-	ООО «Газпром авиа»	1994/ -

В трёх случаях (см. табл. 1, поз. 1, 3, 4) разрушения лопаток произошли под действием однократно приложенной нагрузки в результате столкновений самолётов с препятствиями (технический акт от 07.02.1979, заключение от 12.04.1983).

В одном случае (см. табл. 1, поз. 2) разрушение лопатки привело к повышению вибрационных напряжений в материале и последующему усталостному разрушению тяги управления регулятором оборотов двигателя самолёта L-410М СССР-67276 (заключение от 30.11.1982 № 80.213-8452). При этом причина разрушения лопатки не установлена (лопатка не исследовалась).

В одном случае (см. табл. 1, поз. 5) разрушение лопатки обусловлено попаданием в газоздушный тракт двигателя фрагмента лопатки рабочего колеса его центробежного компрессора (заключение от 04.09.1986 № 80.106-8165).

В шести случаях (см. табл. 1, поз. 6 – 11) причинами разрушения и образования трещин лопаток явились имевшиеся в их материале металлургические дефекты в виде литейных плён (заключения от 20.08.1986 № 80.106-7393, от 13.04.1987 № 80.103-3347). При этом практически все дефекты (за исключением одного) выявлены на пере лопаток вблизи места перехода в верхнюю бандажную полку.

В одном случае (см. табл. 1, поз. 12) разрушение лопаток обусловлено раскруткой свободной турбины сверх допустимых оборотов при нарушении кинематической связи свободной турбины с редуктором из-за усталостного разрушения зубьев рессоры привода редуктора двигателя (заключение от 07.05.1991 № 7341-И/103).

В двух случаях (см. табл. 1, поз. 13, 14) разрушение лопаток явилось следствием усталостного разрушения рабочих лопаток турбины компрессора (отчёты Walter a.s. от 29.04.2005 № 02/OTS/05, от 13.09.2007 № 10/OTS/07).

Во всех отмеченных выше случаях выхлопные патрубки двигателей не разрушались. При этом по сведениям завода № 420 ГА в процессе ремонта двигателей М-601Б только за 1985 год было отбраковано 80 выхлопных патрубков М601-458.9 и 67 выхлопных патрубков М601-459.9 из-за образования трещин и их механических повреждений (технический отчёт от 07.04.1986). Таким образом, результаты анализа статистических данных не позволяют подтвердить вывод комиссии по расследованию о том, что причиной разрушения выхлопных патрубков явилось разрушение рабочих лопаток свободной турбины.

По сведениям АО «УЗГА» отмечено два случая разрушений рабочих лопаток свободных турбин двигателей типа GE H80-200 (см. табл. 1, поз. 15, 16), сопровождавшихся разрушением выхлопных патрубков и образованием трещин на корпусах выхлопной системы. При этом по сведениям Архива материалов расследований инцидентов и производственных происшествий Росавиации (АМРИПП Росавиации) в одном из этих случаев (см. табл. 1, поз. 15) при расследовании инцидента с самолётом L-410UVP-E20 RA-67078 разрушений рабочих лопаток свободной турбины двигателя выявлено не было (отчёт Восточно-Сибирского МТУ Росавиации от 02.12.2022). Кроме этого, отмечены два случая образования трещин выхлопных патрубков двигателей самолёта L-410UVP-E20 RA-67065, эксплуатируемого ООО «Газпром авиа» (см. табл. 1, поз. 17, 18). Сведений о разрушении лопаток свободных турбин в этих двух случаях нет.

Анализ результатов проведенного исследования показал следующее.

Разрушение лопатки (инд. № 4608Т) произошло по механизму многоциклового усталости под действием вибрационных нагрузок с переменным уровнем напряжения. Причиной разрушения лопатки явилось снижение её сопротивления усталости, обусловленное наличием в материале поры размером около 49 мкм. Определить длительность развития усталостной трещины в материале исследуемой лопатки не представилось возможным.

Разрушение лопатки (инд. № 18008D) является повторно-статическим и произошло после разрушения лопатки (инд. № 4608Т).

Согласно Руководству по технической эксплуатации двигателя GE H80-200 № 0983402 Rev. 27 от 10.03.2023 зачистка лопаток свободной турбины в эксплуатации не предусмотрена (письмо АО «Хабаровские авиалинии» от 03.05.2024 № Х13-40/ОПЛГ). Определить когда и кем выполнена механическая обработка рабочих лопаток свободной турбины двигателя GE H80-200 (зав. № 204005) силовой установки № 1 самолёта L-410UVP-E20 RA-67083 по их техническому состоянию не представляется возможным.

Выявленная механическая обработка пера рабочих лопаток свободной турбины в зоне бандажных полок снижает сопротивление усталости деталей в одной

из их наиболее напряжённых зон и, следовательно, могла способствовать разрушению лопатки (инд. № 4608Т).

По результатам исследования было рекомендовано (заключение от .....№ 10365-AP/103):

- предприятию-разработчику двигателя GE H80-200 совместно с предприятием-изготовителем рабочих лопаток свободной турбины разработать и внедрить мероприятия, исключающие пропуск в эксплуатацию лопаток с дефектами в виде пор, подобных выявленным в ходе проведенного исследования;

- предприятию-разработчику двигателя GE H80-200 дать рекомендации эксплуатирующим организациям по безопасной эксплуатации двигателей на период до внедрения необходимых мероприятий.