

Ю. А. НОЖНИЦКИЙ, Н. В. ТУМАНОВ, С. А. ЧЕРКАСОВА, М. А. ЛАВРЕНТЬЕВА

ФРАКТОГРАФИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ДИСКОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Изложены методы реконструкции кинетики трещин малоциклового усталости в дисках авиадвигателей на основе электронно-микроскопического фрактографического анализа. Приведены результаты верификации этих методов и их применения для определения остаточного ресурса дисков. *Малоцикловая усталость; трещины; фрактография; усталостные бороздки*

Диски компрессоров и турбин авиадвигателей подвержены в основном малоциклового усталости (МЦУ), причем период роста трещины МЦУ – остаточный ресурс диска – может составлять значительную часть его общей циклической долговечности (до окончательного разрушения). В этих условиях надежное определение периода роста усталостной трещины и идентификация стадий до- и закритического роста позволяют обеспечить безопасную эксплуатацию авиадвигателей в результате назначения таких интервалов дефектоскопического контроля, в течение которых трещина не успевает выйти за пределы докритического развития [1–2].

В настоящей работе изложены фрактографические методы определения периода роста трещины МЦУ в дисках компрессора и турбины двигателей гражданской и маневренной авиации. Суть методов заключается в реконструкции формирования во времени микрорельефа поверхности разрушения (фракторельефа) и определении стадий до- и закритического роста на основании электронно-микроскопического фрактографического анализа. Поскольку фракторельеф образуется на фронте развивающейся трещины, результатом такого исследования является реконструкция кинетики усталостной трещины (КУТ).

Фрактографические методы базируются на концепции стадийности КУТ, в соответствии с которой каждому участку кинетической диаграммы «скорость роста трещины усталости (СРТУ) V – размах коэффициента интенсивности напряжений (КИН) ΔK » соответствует определенный механизм разрушения на фронте трещины и фракторельеф (рис. 1) [3]: на первой стадии действуют низкоэнергетические механизмы разрушения сколом (МРС), формирующие фракторельеф в виде сколов (включая микро- и

квазисколы); на второй стадии (устойчивого, докритического роста) – высокоэнергетический механизм периодического расслаивания-разрыва (МППР) [2–4], приводящий к образованию на поверхности разрушения усталостных бороздок, расстояние между которыми (шаг бороздок) соответствует локальному продвижению фронта трещины в каждом цикле нагружения; на третьей стадии (неустойчивого, закритического роста) наряду с МППР действует характерный для разрушения при однократном нагружении механизм роста и объединения микропор (МРОМ), в результате чего СРТУ резко возрастает и на поверхности разрушения появляются микроямки. Эти закономерности имеют универсальный характер и реализуются во многих металлических материалах при различных условиях нагружения.

В дисках, изготовленных из сплавов на основе никеля и железа (металлов с кубическими кристаллическими решетками), устойчивый рост трещин МЦУ реализуется в эксплуатационных условиях – при значительных выдержках под нагрузкой в циклах нагружения – и, как правило, воспроизводится в процессе эквивалентно-циклических испытаний при существенно меньших выдержках. В этой ситуации МППР действует вдоль всего фронта трещины, и при простых циклах нагружения, характерных для двигателей гражданской авиации, средний шаг усталостных бороздок S определяет подрастание трещины в каждом полетном или испытательном цикле, т.е. $S=dl/dN$, где N – число циклов, l – длина (глубина) трещины. Тогда интегральная кинетическая зависимость

$$N(l) = \int_{l_0}^l \frac{dl}{S(l)}, \quad (1)$$

где l_0 – начальная длина (глубина) трещины, $S(l)$ – базовая кинетическая зависимость (шага бороздок от длины трещины).

На рис. 1 приведены результаты фрактографической реконструкции кинетики трещины МЦУ в диске турбины высокого давления (ТВД) (из никелевого сплава) двигателя гражданской авиации. Трещина зародилась в полотне диска на поверхности отверстия под болт (рис. 1, а). Устойчивый рост трещины, соответствующий 2-й стадии кинетической диаграммы V - ΔK , происходил до глубины $l = 3$ мм: в этой области основным факторельефом являются усталостные бороздки, шаг которых изменяется от 0,2 мкм (вблизи очага) до 2÷3 мкм (при $l = 3$ мм) (рис. 1, б, в). Начиная с $l = 3$ мм, шаг бороздок резко увеличивается и появляются области с ямочным микрорельефом, свидетельствующие о начале неустойчивого роста трещины под действием МРОМ, т.е. о переходе к 3-й стадии диаграммы V - ΔK (рис. 1, г, д). Зависимость $N(l)$ (1) приведена на рис. 2, е: период роста трещины составил ≈ 5500 циклов, т.е. 88 % общей циклической наработки диска (6266 циклов), при этом период устойчивого роста – 4200 циклов, а неустойчивого (от 3 до 12,4 мм) – 1300 циклов. Таким образом, период устойчивого роста составил 67 % циклической наработки диска и 76 % периода роста трещины: глубина области устойчивого роста трещины занимает 1/4 глубины трещины, а продолжительность устойчивого роста – 3/4 продолжительности развития трещины (рис. 1, ж).

При характерных для двигателей маневренной авиации сложных циклах нагружения, каждый из которых включает несколько простых циклов (подциклов) с различными размахами напряжений, факторельеф в дисках из указанных выше материалов имеет определенную специфику – он качественно различается в зависимости от того, образуются или нет усталостные бороздки в «малых» подциклах. На рис. 3, а показан фрагмент излома диска ТВД двигателя маневренной авиации. Трещина развивалась в области перехода от полотна к ободу в перемычке между отверстиями для подвода охлаждающего воздуха. До глубины трещины $l \approx 2$ мм происходил устойчивый рост, который состоял из двух этапов. На первом этапе (до $l \approx 1,5$ мм) бороздки образовывались только в «больших» подциклах («посадка-взлет»), и в каждом полете трещина подрастала на величину S (рис. 3, б). На втором этапе, когда размахи КИН в малых подциклах превысили пороговое значение $\Delta K_{1,2}$ (см. рис. 2), бороздки стали

формироваться и в малых подциклах. В этой ситуации полетному циклу отвечает блок бороздок, ширина (шаг) S_B которого соответствует продвижению фронта трещины в течение полета (рис. 3, в). Начиная с $l \approx 2$ мм на поверхности излома появляются микроямки и величина S_B резко возрастает (рис. 3, г, д), что свидетельствует о переходе к неустойчивому росту трещины. При построении базовой кинетической зависимости в первом этапе устойчивого роста измерялся шаг бороздок, а на втором этапе устойчивого роста и на стадии неустойчивого роста – шаг блока бороздок. Соответствующая кривая регрессии (см. рис. 3, д) использовалась при построении интегральной кинетической зависимости (1) (рис. 3, е). Как видно на рис. 3, е, период роста трещины от глубины $l \approx 0,1$ мм (при которой на поверхности излома выявляются первые измеримые усталостные бороздки) составил около 1600 полетных циклов, т.е. 80 % общей наработки диска (около 2000 полетных циклов), при этом период устойчивого роста (до $l = 2$ мм) – 1200 циклов (75 % общего периода роста трещины от указанной начальной глубины и 60 % общей наработки диска).

Для дисков из жаропрочных титановых сплавов, основу которых составляет α -фаза, имеющая менее симметричную (по сравнению с кубическими решетками никеля и железа) гексагональную кристаллическую решетку, типичной является ситуация, когда при развитии трещины МЦУ в эксплуатационных условиях на разных участках фронта трещины одновременно действуют два механизма разрушения – МРС и МПРР. В этом случае факторельеф состоит из микросколов и усталостных бороздок, причем доля бороздчатого рельефа уменьшается по мере развития трещины и увеличения ΔK . При простых полетных циклах в каждом из них образуется одна усталостная бороздка, поэтому подсчет бороздок позволяет определить период роста трещины в полетных циклах. Исходными данными при этом являются следующие характеристики: число n_i последовательно образовавшихся бороздок в каждой из i последовательно образовавшихся бороздчатых зон и значения длины трещины l_i в конце этих зон. Тогда зависимость $N(l)$ периода роста трещины от ее длины находится в результате аппроксимации значений

$$N(l_j) = \sum_{i=1}^j n_i. \quad (2)$$

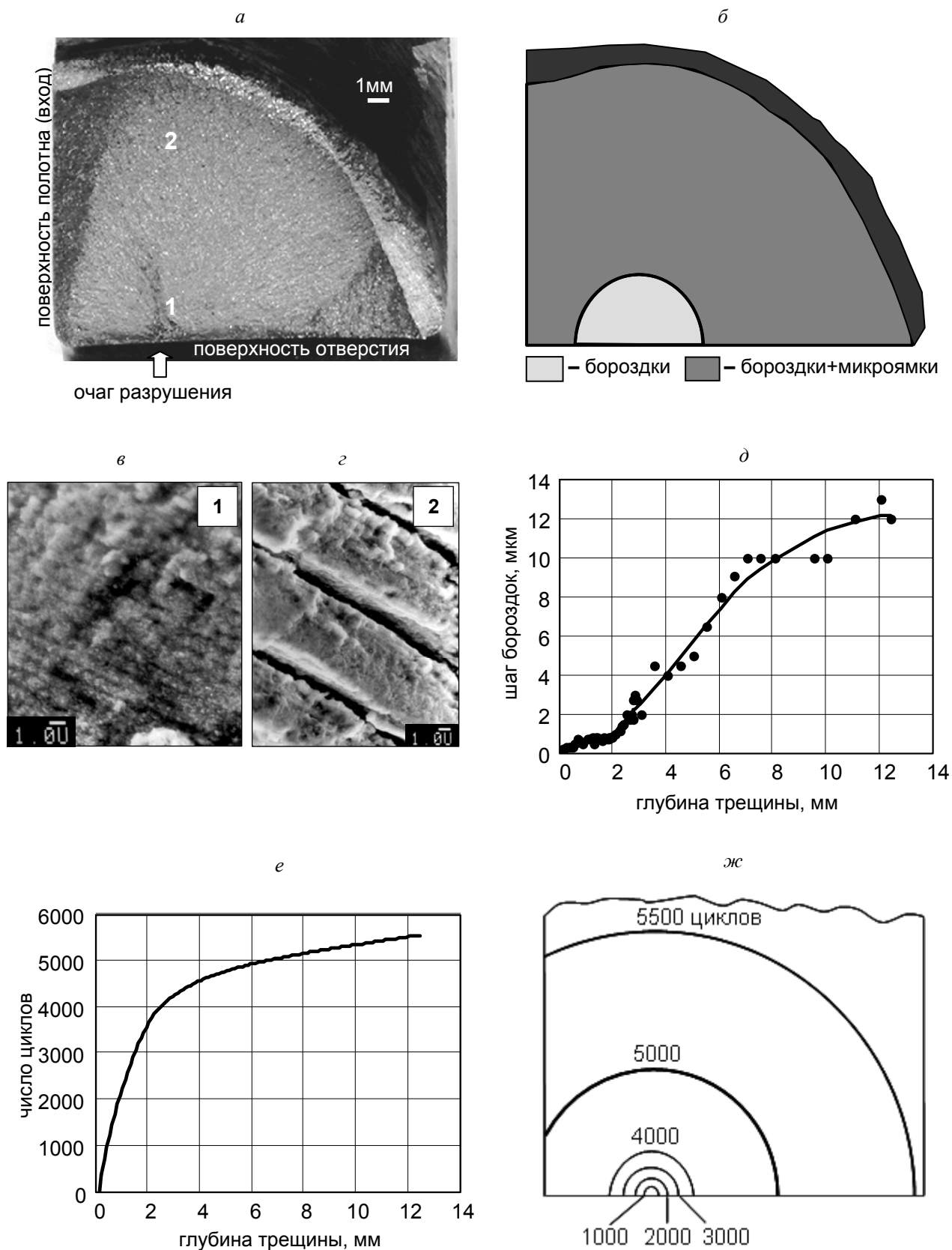


Рис. 1. Фрактографическая реконструкция КУТ в диске ТВД (из жаропрочного никелевого сплава) при простых циклах нагружения: *а* – излом по вскрытой трещине; *б* – фрактографическая схема; *в, г* – усталостные бороздки на стадиях устойчивого и неустойчивого роста трещины (участки 1 и 2 на рис. 1, *а*); *д* – базовая кинетическая зависимость (экспериментальные точки и кривая регрессии); *е* – интегральная кинетическая зависимость; *ж* – кинетическая схема

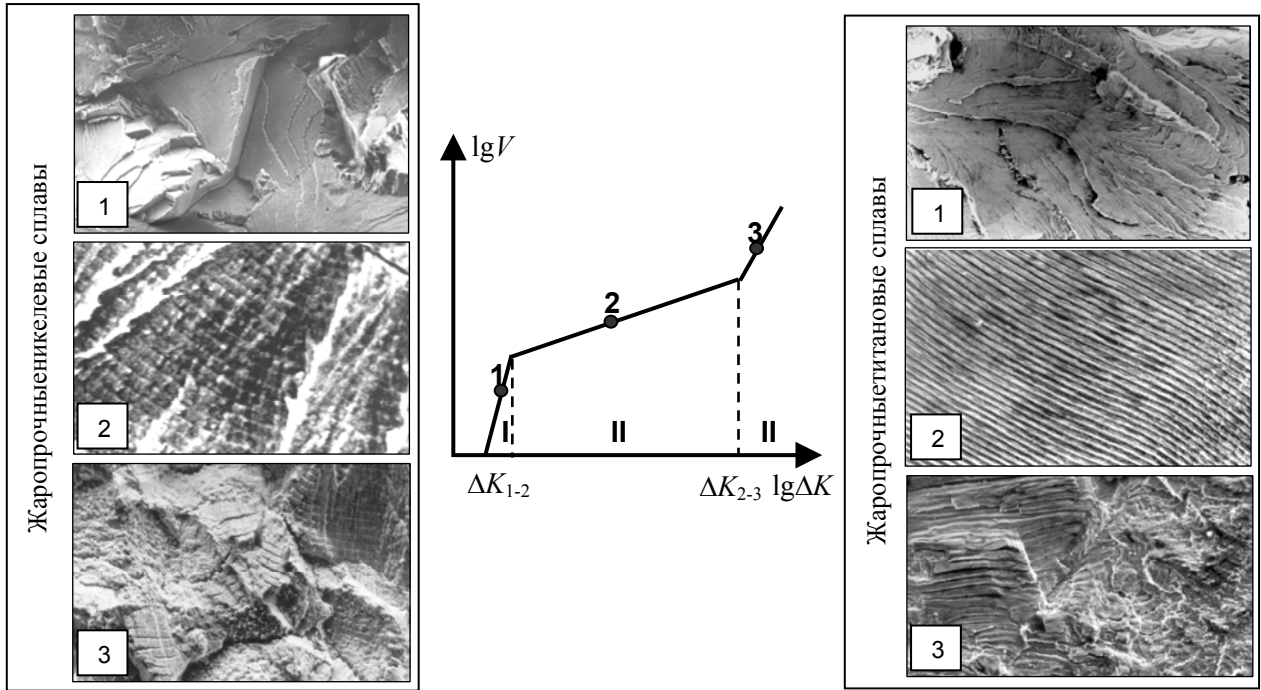


Рис. 2. Схема типовой трехстадийной кинетической диаграммы и характерный фрактурельеф трещин МЦУ на ее разных стадиях: 1 – сколы, 2 – бороздки, 3 – бороздки+микроямки

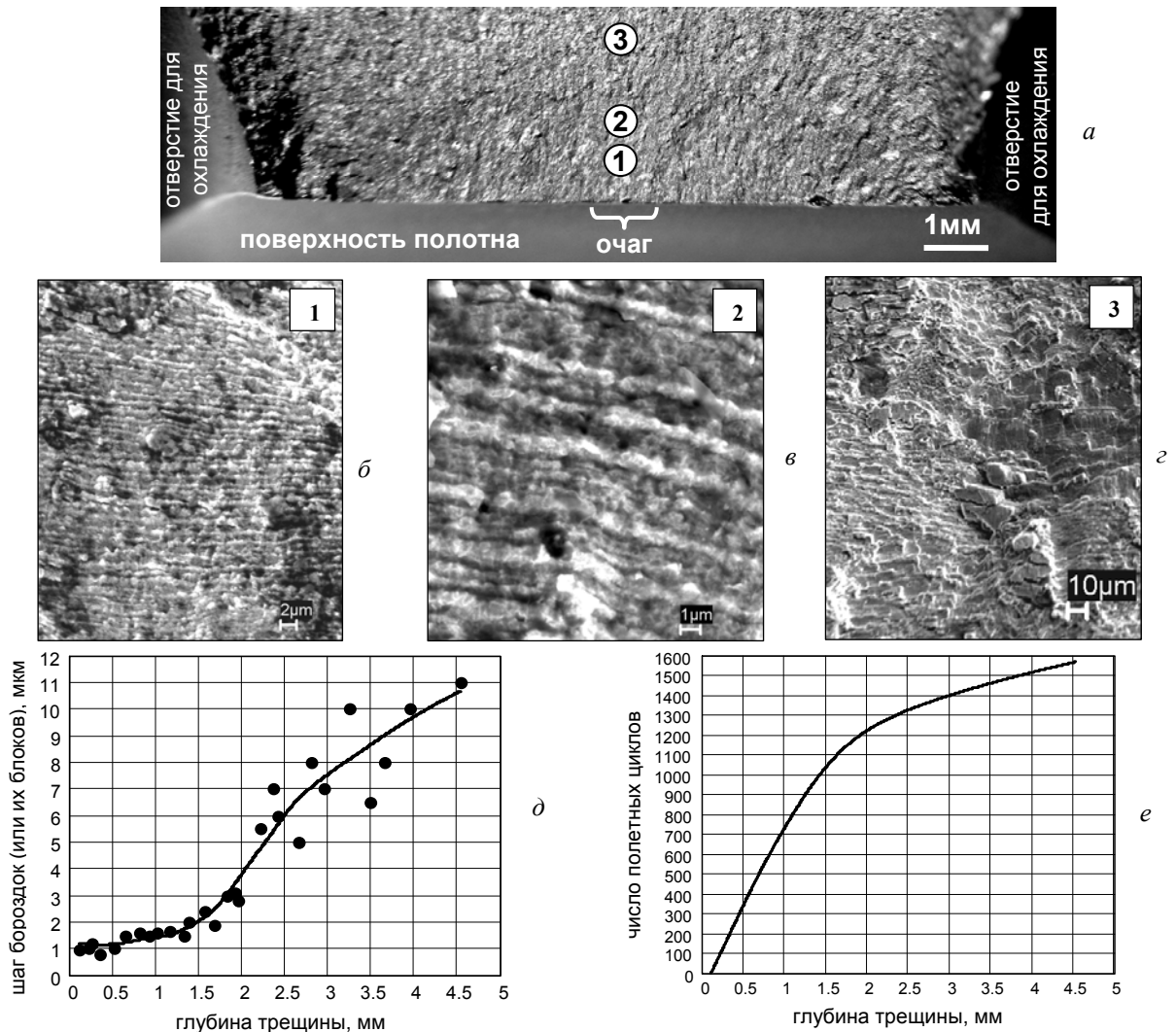


Рис. 3. Фрактографическая реконструкция КУТ в диске ТВД (из жаропрочного никелевого сплава) при сложных циклах нагружения: а – фрагмент излома; б-г – фрактурельеф на первом (б) и втором (в) этапах устойчивого роста и в начале стадии неустойчивого роста (г) (участки 1÷3 на рис. 3, а); д, е – кинетические зависимости

Главную проблему при реализации метода представляет определение в условиях смешанного факторельефа (микросколы+бороздки) последовательности образования во времени зон с бороздками. Эта задача решается на основании анализа качественных (фронты трещины и ручьи микросколов) и количественных (усталостные бороздки) фактографических характеристик с учетом описанной выше стадийности КУТ и факторельефа.

В качестве примера на рис.4 и 5 приведены результаты фактографической реконструкции кинетики усталостной трещины, распространявшейся в эксплуатационных условиях в ободной части диска компрессора низкого давления (КНД) из титанового сплава ВТЗ-1. На рис. 4 показаны 6 положений фронта трещины (1-й фронт соответствует выходу трещины на доступную для дефектоскопического контроля в условиях эксплуатации поверхность заднего торца обода диска, 6-й фронт – достижению нижнего края этой поверхности), отмечены 13 последовательно образовавшихся участков с усталостными бороздками, на основании анализа которых определялась зависимость (2), и приведены фрагменты двух таких участков.

При построении кинетических зависимостей $n_i(l_i)$ и $N(l)$ (рис. 5) в качестве длины трещины l_i , соответствующей окончанию i -й зоны с бороздками, принималась координата пересечения ближайшего из показанных на рис.4 фронтов, расположенного после этой зоны, с поверхностью заднего торца обода. За начало координат принята точка пересечения 1-го фронта с указанной поверхностью. Как видно на рис. 5, б, период роста трещины от этого начального положения до длины $l = 2$ мм вдоль поверхности заднего торца обода составляет ≈ 950 полетных циклов. От $l = 2$ мм (минимальный размер трещины, выявляемой методами дефектоскопического контроля в условиях эксплуатации) и до нижнего края заднего торца обода (6-й фронт, $l_6 \approx 4,2$ мм) трещина развивалась еще ≈ 200 полетных циклов со средней скоростью ≈ 1 мм/100 циклов.

Полученные результаты были подтверждены данными непосредственного наблюдения за развитием аналогичной трещины на поверхности обода диска той же

конструкции при его испытаниях по типовому полетному циклу (ТПЦ). На рис.6, а показана трещина на поверхности заднего торца обода в начале испытаний, а на рис. 6, б – через 100 ТПЦ (трещина отмечена стрелкой, рядом с трещиной изображены маркеры ее длины, которые затем перенесены на линейку). Как видно, в нижней части заднего торца обода трещина развивалась со средней скоростью 1 мм/100 циклов, что совпадает со средней скоростью роста трещины в этой области в условиях эксплуатации, определенной на основании фактографического реконструирования КУТ (см. рис. 4). Факторельеф при испытаниях по ТПЦ аналогичен факторельефу при развитии трещины в эксплуатационных условиях. При этом реконструированное по изложенной выше методике продвижение фронта трещины вблизи поверхности заднего торца обода в течение первых 100 ТПЦ составляет около 1 мм (рис.6, в), т.е. совпадает с данными непосредственного наблюдения за развитием трещины на указанной поверхности.

Разработанные расчетно-экспериментальные подходы были успешно использованы при оценке остаточного ресурса и интервалов контроля дисков компрессоров и турбин ряда двигателей различного назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ножницкий Ю. А.** Подтверждение ресурса авиационных газотурбинных двигателей и критических по последствиям разрушения деталей этих двигателей // Современные проблемы ресурса материалов и конструкций: тр. III школы-семинара. М.: МАМИ, 2009. С. 74–89.
2. **Туманов Н. В., Лаврентьева М. А., Черкасова С. А.** Определение безопасных интервалов контроля критических деталей авиадвигателей // Научно-технические проблемы прогнозирования надежности и долговечности конструкций и методы их решения: тр. Междунар. конф. в 2-х томах. Т.2. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2008. С. 352–362.
3. **Туманов Н. В.** Стадийность кинетики усталостных трещин и механизм периодического расслаивания-разрыва // Деформация и разрушение материалов: тр. I Междунар. конф. в 2-х томах. Т.1. М.: ИМЕТ РАН, 2006. С. 85–87.
4. **Туманов Н. В.** Физико-механические аспекты устойчивого роста усталостных трещин // Вестник Моск. авиац. ин-та. 2011. Т.18, №2. С.132–136.

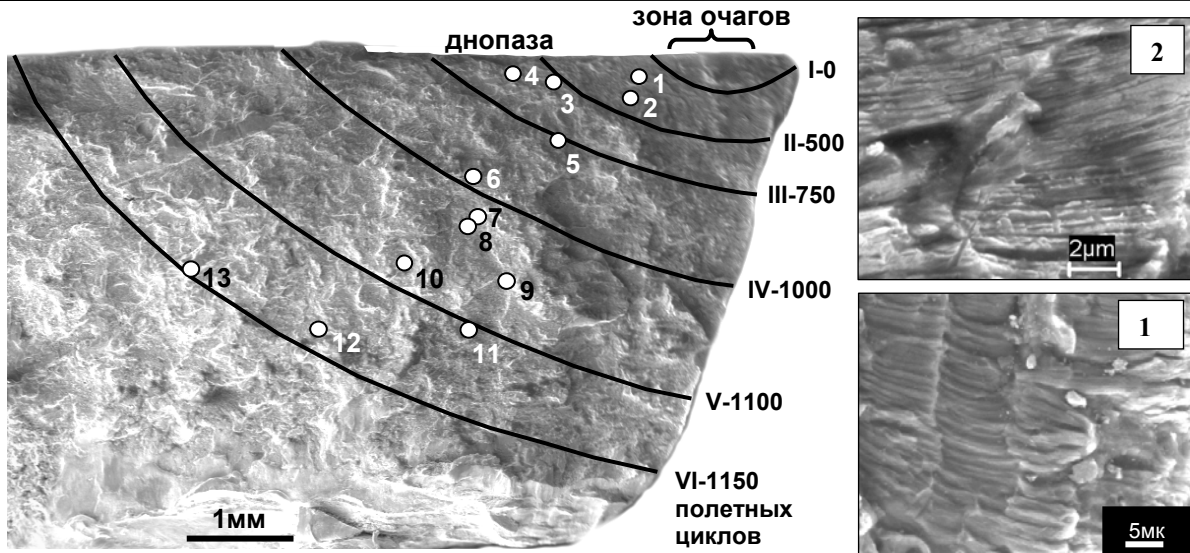


Рис. 4. Фрактографическая реконструкция КУТ в диске КНД из жаропрочного титанового сплава: I÷VI – положения фронта трещины, 1÷13 – последовательно образовавшиеся участки с усталостными бороздками (справа показаны фрагменты участков 2 и 10)

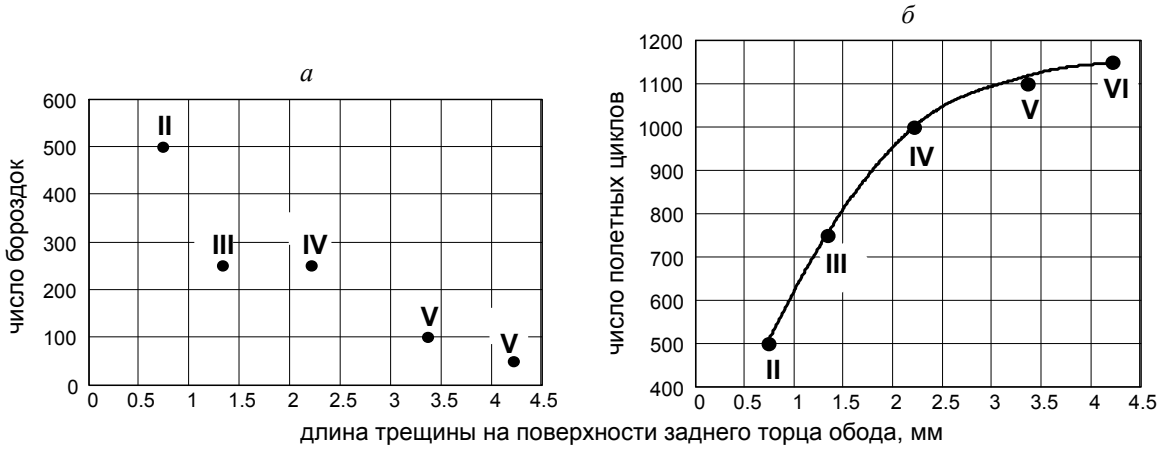


Рис. 5. Фрактографическая реконструкция КУТ в диске КНД: базовая (а) и интегральная (б) кинетические зависимости

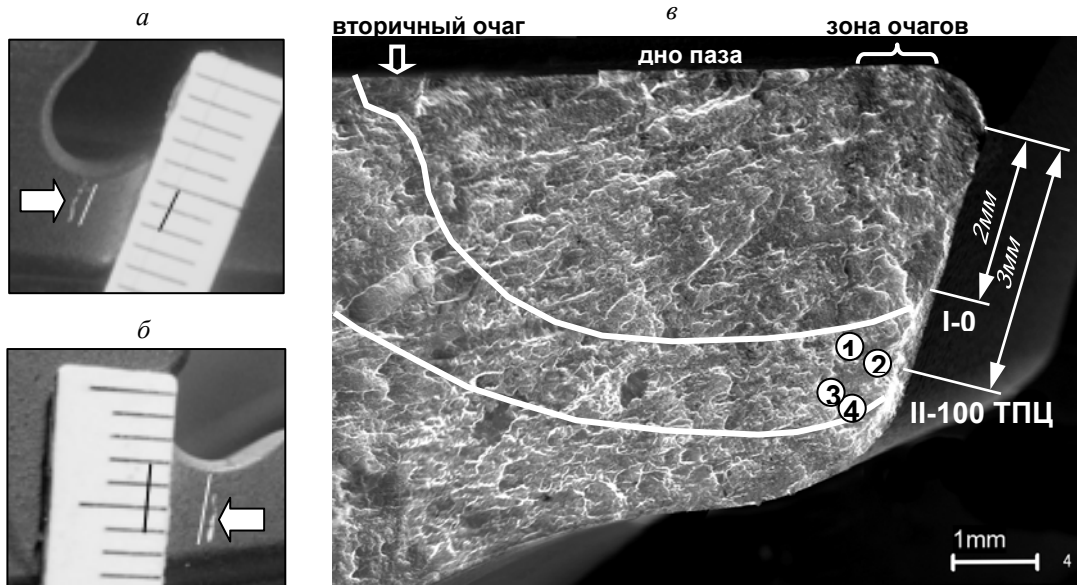


Рис. 6. Исследование КУТ в диске КНД при испытаниях по ТПЦ: а, б – трещина на поверхности заднего торца обода в начале испытаний (а) и после 100 ТПЦ (б); в – фрактографическая реконструкция КУТ (I и II – положения фронта трещины в начале испытаний и после 100 ТПЦ, 1÷4 – исследованные участки с бороздками)

ОБ АВТОРАХ

Ножницкий Юрий Александрович, начальник отделения прочности Центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ). Диплом инженера-механика (МАИ, 1971). Д-р техн. наук. Иссл. в обл. прочностной надежности авиадвигателей.

Туманов Николай Ваганович, начальник сектора отделения прочности ЦИАМ. Диплом инженера-механика (МЭИ, 1976). Канд. техн. наук. Иссл. в обл. механики и физики усталостного разрушения, вибронпряженности деталей авиадвигателей.

Черкасова Светлана Александровна, ведущий конструктор отделения прочности ЦИАМ. Диплом инженера-механика (МАТИ, 1973). Иссл. в обл. электронной фрактографии и металлографии деталей ГТД.

Лаврентьева Марина Александровна, ведущий конструктор отделения прочности ЦИАМ. Диплом физика (МГУ, 1978). Иссл. в обл. математического моделирования кинетики разрушения.