

АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РАЗРУШЕНИЙ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

А. С. БЫЧКОВ¹, В. Н. ФЕДИРКО²

¹ Государственный научно-исследовательский экспертно-криминалистический центр МВД Украины, Киев;

² Физико-механический институт им. Г. В. Карпенко НАН Украины, Львов

Проанализированы основные причины разрушения авиационных конструкций из стали, алюминиевых и титановых сплавов. На основе опыта эксплуатации самолетов “Ан” оценены методы предотвращения типичных разрушений металлических деталей и узлов авиационной техники.

Ключевые слова: эксплуатационные разрушения, коррозия, усталость, износ, фраттограмма.

Если не учитывать влияние так называемого “человеческого фактора” (ошибки экипажа при управлении самолетом, невыполнение или ненадлежащее выполнение регламентных работ техническим персоналом), то все случаи разрушения деталей или агрегатов самолета обусловлены тремя основными причинами – коррозией, усталостью и износом [1].

В настоящей работе проанализированы эксплуатационные разрушения металлических конструкций в самолетах “АНТОНОВ”, вызванные совместным воздействием нескольких факторов, несмотря на то, что запасы конструкционной прочности в авиационных агрегатах довольно значительны, т.е. для их разрушения во многих случаях недостаточно влияния только одного из них.

Примеры типичных разрушений деталей из алюминиевых сплавов. При эксплуатации авиационной техники различают следующие виды коррозионных разрушений: равномерная, расслаивающая, селективная, контактная, питтинговая (точечная), щелевая и межкристаллитная коррозия, коррозионное растрескивание под напряжением, коррозионная усталость, фреттинг (фреттинг-коррозия, фреттинг-износ, фреттинг-усталость).

При обеспечении антикоррозионной защиты деталей выделяют четыре этапа: выбор материала для конкретной конструкции, конструктивного решения, учитывающего коррозионное поведение узла или агрегата, защитных покрытий, а также выполнение периодических осмотров и регламентных работ во время эксплуатации.

Полностью избежать коррозии алюминиевых сплавов (из которых в основном изготовлен планер) невозможно. Это обусловлено контактом разнородных материалов, старением лакокрасочных покрытий, технологическими и эксплуатационными повреждениями лакированного слоя, анодных и гальванических покрытий, возможными дефектами структуры, агрессивными средам и др. [2]. Рассмотрим некоторые характерные случаи разрушения алюминиевых деталей вследствие коррозии.

В конструкции фюзеляжа транспортного самолета в наименее нагруженных зонах (головной и хвостовой частях) применили стрингерные профили из алюминийлитиевого сплава 01420ТГ1, который при одинаковой статической прочности

Контактная особа: В. Н. ФЕДИРКО, e-mail: fedirko@ipm.lviv.ua

на 10% легче традиционного Д16Т и имеет больший на 14% модуль упругости. Через 15 лет эксплуатации самолета при проведении регламентных работ обнаружили трещины в стрингерных профилях. При этом в более нагруженных стрингерах из сплава Д16Т, расположенных в центральной зоне фюзеляжа, трещин не было. Микрофрактографическими исследованиями установили, что трещины имели хрупкий межзеренный характер, свойственный коррозионному растрескиванию (рис. 1а). По мере их роста кое-где появлялись признаки усталости (рис. 1б), а долом был вязким ямочным. Трещины зафиксировали в стрингерах, расположенных только в верхней зоне фюзеляжа. Исследования на коррозионное растрескивание после выдержки 100 h сплава при 100°C выявили резкое (в несколько раз) снижение критического напряжения и подтвердили коррозионный характер разрушения. Выполненные летом замеры в условиях Ташкентского аэропорта подтвердили нагрев верхней зоны фюзеляжа до температур 100...105°C. Поэтому приняли решение не использовать в самолетах алюминийлитиевые сплавы.

Рис. 1. Фрактограммы стрингера из алюминийлитиевого сплава О1420:
a – коррозионное растрескивание, $\times 100$;
b – усталостный излом, $\times 400$.

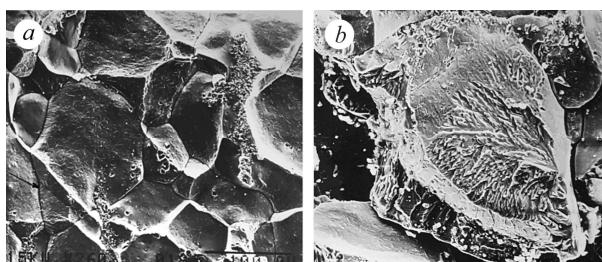


Fig. 1. Microfractographs of the stringer made from aluminumlithium O1420 alloy:
a – stress corrosion cracking, $\times 100$; *b* – fatigue fracture, $\times 400$.

Штампованные детали типа “кронштейн” изготавливали из алюминиевого сплава АК6 с хорошей технологической пластичностью и достаточно высокой прочностью. Анализ эксплуатационных их разрушений свидетельствует, что причиной выхода из строя являлась расслаивающая коррозия. Металлографическими и фрактографическими исследованиями установили, что разрушение кронштейна элерона проходило по границам зерен (рис. 2а) и имело хрупкий характер (рис. 2б). Для его предотвращения сплав АК6 заменили на сплав В93Т3 с лучшими антикоррозионными свойствами.

Рис. 2. Микроструктура (*a*; $\times 500$) и микрофрактограмма (*b*; $\times 940$) кронштейна из алюминиевого сплава АК6.

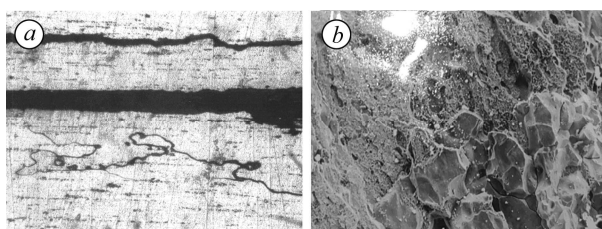


Fig. 2. Microstructure (*a*; $\times 500$) and microfractograph (*b*; $\times 940$) of the bracket made from AK6 aluminum alloy.

В конструкции самолета применяли поковки из высокопрочного алюминиевого сплава В93 после термической обработки по режиму Т1, обеспечивающей максимальную его прочность, но снижающей коррозионную стойкость. Практически все детали из него разрушались по коррозионному механизму, например, кронштейн навески монорельса закрылка – после 1780 полетов (3505 h). Эксплуатационная трещина на первом этапе зарождалась и развивалась по механизму коррозионного растрескивания, которому свойственно межзеренное образование трещин. В дальнейшем она развивалась по смешанному механизму: на фоне меж-

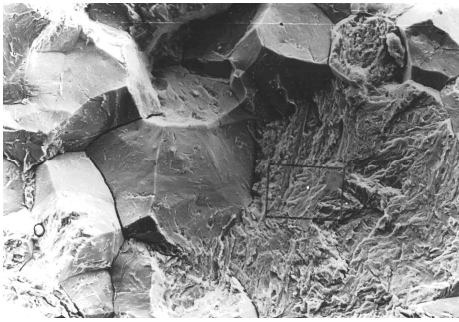


Рис. 3. Фрактограмма кронштейна из алюминиевого сплава В93Т1; $\times 1000$.

Fig. 3. Microfractograph of the bracket made from B93T1 aluminum alloy; $\times 1000$.

зеренного разрушения обнаружили факелы усталости (рис. 3), окончательный долом был вязким ямочным. Поэтому приняли решение сплав В93 применять в состоянии термической обработки ТЗ, когда несколько уменьшаются характеристики прочности, но при этом резко повышается сопротивление коррозии.

Разрушение деталей по усталостному механизму вызвано действием различных циклических нагрузок. Основными факторами, влияющими на усталостную долговечность деталей, являются конструктивные концентраторы напряжений, остаточные напряжения, поверхностные дефекты, режимы нагружения и воздействие среды. Разрушение нижнего пояса лонжерона крыла самолета (из сплава Д16Т) – пример классического усталостного разрушения с зарождением усталостной трещины от концентратора напряжений – отверстия для деталей крепления. На макрофрактограмме (рис. 4а) зафиксировано влияние периодических высоких удельных нагрузок на подрастание трещины.

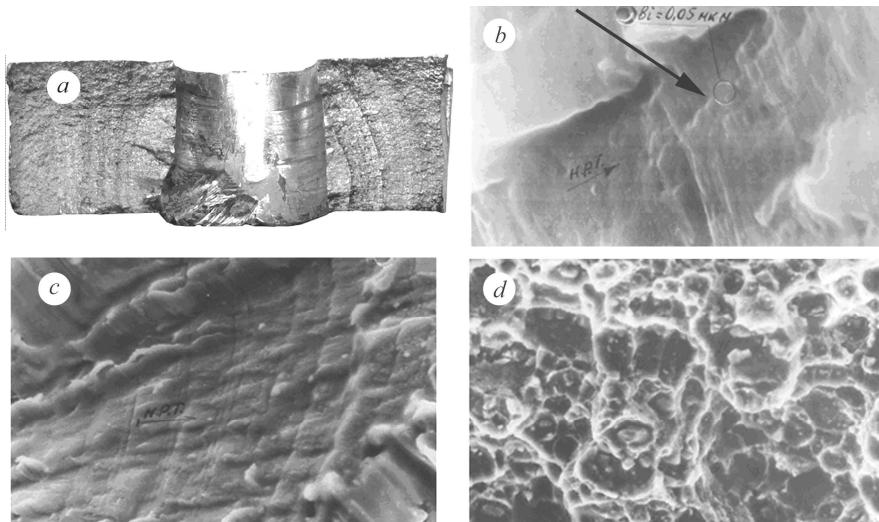


Рис. 4. Макро- (а) и микрофрактограммы (b–d) нижнего пояса лонжерона из алюминиевого сплава Д16Т: b – $\times 16000$; c – $\times 800$; d – $\times 1500$. Стрелкой указан поверхностный дефект.

Fig. 4. Macro- (a) and microfractographs (b–d) of the longeron lower band from D16T aluminum alloy: b – $\times 16000$; c – $\times 800$; d – $\times 1500$. Arrow indicates the surface defect.

Во время локального исследования разрушенного профиля из сплава Д16Т установили, что очагом образования трещины стал поверхностный дефект профиля (рис. 4b). В дальнейшем трещины субкритически развивались по вязкому бороздчатому микромеханизму (рис. 4c), а долом имел энергоемкий ямочный микрорельеф (рис. 4d), что подтверждает усталостную долговечность сплава.

Примеры типичных разрушений стальных деталей. Одной из основных причин эксплуатационных повреждений стальных деталей является коррозия. Наименее опасна равномерная, которую легко обнаружить при периодических осмотрах по наличию продуктов коррозии и просто удалить. После восстановле-

ния системы защитных покрытий деталь можно еще эксплуатировать. Питтинговую коррозию в труднодоступных зонах обнаружить сложнее. Она в большей степени влияет на ресурс, поскольку питтинг, как правило, становится очагом зарождения усталостной трещины. Наиболее опасны межкристаллитная коррозия и коррозионное растрескивание под напряжением. Шасси – одни из наиболее ответственных узлов самолета со специфическими особенностями развития коррозии. Их традиционно изготавливают из высокопрочной стали 30ХГСН2МА-ВД с достаточно высокой удельной прочностью $\sigma_B/\rho \approx 22$ (где σ_B – предел прочности; ρ – плотность), однако низкой коррозионной стойкостью и склонностью к коррозии под напряжением.

На самолете после 2040 посадок (назначенный ресурс – 6000 посадок) разрушились оси колес. Макрофрактографическим анализом (рис. 5) выявили, что разрушения началось в нижней части оси. В изломе выделили зону I начального разрушения с малой шероховатостью и более темным по сравнению с другими зонами цветом; зону II, в которой шероховатость возрастала с увеличением длины трещины; зону III с рельефом, характерным для статического излома высокопрочных сталей. Макропризнаков усталости в изломе оси не обнаружили. В зоне I выявили фасетки зерен, покрытые продуктами коррозии, что свидетельствует о хрупком разрушении по границам бывших аустенитных зерен (рис. 5a). В зоне II сохранялся межзеренный характер разрушения, но появились фрагменты вязкого ямочного микрорельефа (рис. 5b), относительная площадь которого увеличивалась до конца зоны (рис. 5c). Зона III имела вязкий ямочный трансзеренный рельеф статического долома (рис. 5d). Микропризнаков усталости в изломе оси также не зафиксировали [1, 3, 4].

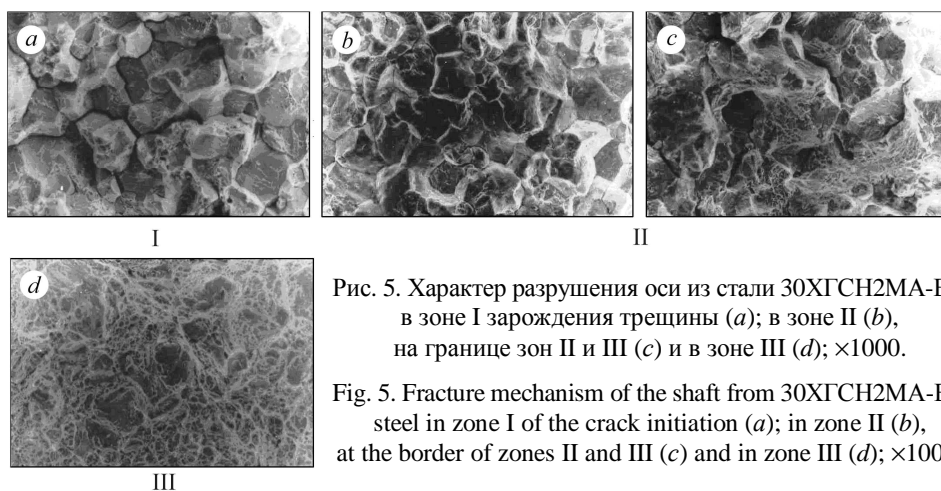


Рис. 5. Характер разрушения оси из стали 30ХГСН2МА-ВД в зоне I зарождения трещины (a); в зоне II (b), на границе зон II и III (c) и в зоне III (d); $\times 1000$.

Fig. 5. Fracture mechanism of the shaft from 30ХГСН2МА-ВД steel in zone I of the crack initiation (a); in zone II (b), at the border of zones II and III (c) and in zone III (d); $\times 1000$.

Во время ресурсных испытаний на стенде ось разрушилась по усталостному механизму при наработке, значительно превышающей назначенный ресурс. Установили, что в эксплуатационных условиях на нее дополнительно негативно влияют три фактора: фреттинг-износ, коррозия под напряжением и знакопеременные нагрузки.

Это вызвано тем, что в зоне разрушения в непосредственном контакте при наличии коррозионной среды находятся три разнородных незащищенных материала: сталь 30ХГСН2МА-ВД (ось колес); алюминиевый сплав Д16 (распорная втулка); титановый сплав ВТ9 (корпус тормоза). Распорная втулка имеет внутренние бортики без дренажных отверстий в нижней зоне, что способствует скапливанию конденсата в очаге эксплуатационного разрушения. На распорной втулке, которая не воспринимает рабочих нагрузок, в зоне разрушения обнаружено

повреждение анодного слоя, который хорошо сохранился на остальной поверхности [1, 3, 4].

Для предотвращения подобных аварий при эксплуатации по всему парку самолетов были выполнены следующие мероприятия:

- для исключения фреттинга и контактной коррозии в распорную алюминиевую втулку запрессовали стальную вставку;
- чтобы в распорной втулке не скапливалась влага, выполнили дренаж, установили ее на ось на консистентной смазке АМС-3;
- корпус тормоза установили на этой же смазке;
- убрали следы коррозии на всех осях.

После принятых мер разрушений осей колес не зафиксировали.

В ряде конструкций самолета всегда выявляют дополнительные факторы, вызывающие усталостные разрушения до истечения назначенного ресурса. Траверса из стали 30ХГСНА амортизационной стойки шасси разрушилась при наработке 21506 посадок (назначенный ресурс – 35000 посадок). Металлографически исследованиями обнаружили обезуглероженный слой, который сформировался при термической обработке и не был удален при последующей механической обработке. Он способствовал зарождению на поверхности сетки микротрещин, которые стали очагами усталостной макротрещины и преждевременного разрушения траверсы. Поэтому его удалили на всех эксплуатирующихся траверсах и выполнили местное поверхностное упрочнение в зоне возможного разрушения. В дальнейшем разрушений траверс не было.

В механизме управления предкрылком самолета установили игольчатый подшипник, внутреннюю обойму которого изготовили из стали 95Х18 в виде оси-болта. Он разрушился по усталостному механизму на первом витке резьбы. В зоне зарождения трещин обнаружили растравы в виде сетки микротрещин на поверхности резьбы (рис. 6). При этом в очаге трещинообразования выявили фрагменты хрупкого межзеренного разрушения, которое в дальнейшем развивалось по усталостному механизму. Такой дефект резьбы был связан с высокой твердостью детали и нарезкой резьбы до термической обработки. Для предотвращения таких термических растравов решили нарезать резьбу точением алмазным инструментом после термической обработки. После этого усталостных разрушений деталей не выявили.

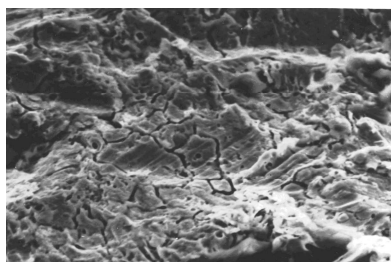


Рис. 6. Fig. 6.

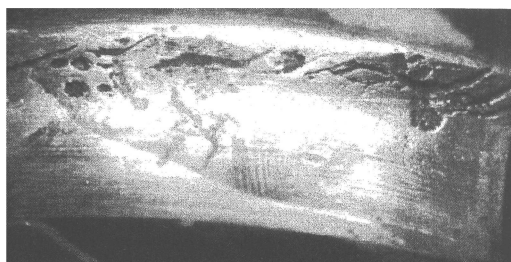


Рис. 7. Fig. 7.

Рис. 6. Микротрещины на поверхности резьбы оси-болта из стали 95Х18; $\times 3200$.

Fig. 6. Microcracks on the thread surface of the shaft-bolt from 95X18 steel; $\times 3200$.

Рис. 7. Видимые микротрещины со следами зачистки вдоль фаски гребня резьбы.

Fig. 7. Visible microcracks with the cleaning traces along the thread crest chamfer.

В узлах трения механизмов самолета, как правило, одна из деталей трибопары стальная. Поэтому изучение их износа весьма актуально. Особенно опасен для них фреттинг, поскольку результаты износа не всегда очевидны при осмотре

и могут привести к эксплуатационным разрушениям. При регламентных осмотрах на винтах подъемников закрылков самолета обнаружили питтинговые повреждения на дорожке движения шарика подшипника (рис. 7).

Первоначально их квалифицировали как питтинговую коррозию. При более тщательном изучении установили некоторые противоречия этому, на основании которых их переклассифицировали как фреттинговые. Такой вывод важен для допуска высоконагруженных и ответственных механизмов для дальнейшей эксплуатации. В случае питтинговой коррозии повреждения не поддаются прогнозу, и механизмы следует менять. При фреттинге достаточно регулярно смазывать винты согласно регламенту, а для предотвращения развития обнаруженных питтингов изменить положение закрылков при стоянке самолета.

Примеры типичных разрушений деталей из титановых сплавов. Для авиационных конструкций из титановых сплавов, в отличие от сталей и алюминиевых сплавов, не характерны коррозионные разрушения. Поскольку такие сплавы не применяют в узлах трения самолетов без износостойких покрытий, им не свойственен износ. Основная причина разрушения титановых деталей – усталость, которая, как правило, обусловлена влиянием газонасыщенного поверхностного слоя или другими технологическими факторами (грубая механическая обработка, наличие глубоких рисок, шлифовочные прижоги и т.д.).

При достаточно небольшом ресурсе (около 1500 h) разрушилась траверса основной стойки шасси, изготовленная из высокопрочного титанового сплава BT22. Разрушение имело усталостный характер. При этом трещина возникла и развивалась на внутренней поверхности цилиндрической детали, несмотря на то, что рабочие напряжения здесь гораздо ниже, чем на внешней, поскольку траверса работает на изгиб. Зафиксировали аномально высокую (более 1000 kg/mm^2) микротвердость непосредственно в зоне зарождения трещины. Предположили, что зона – это газонасыщенный (альфированный) слой, сформировавшийся при термической обработке вследствие повышенного содержания здесь кислорода и углерода из-за остатков смазочно-охлаждающей жидкости на внутренней поверхности траверсы. При изготовлении сварную траверсу отжигали в аргоне с предварительной подготовкой в соответствии с требованиями вакуумной технологии, а также выполняли пескоструйную обработку внутренней поверхности всех траверс, находящихся в эксплуатации. После этого траверсы не разрушались.

При незначительном налете (около 2000 h) на самолете разрушился рычаг шасси, изготовленный из штамповки сплава BT22. Характер разрушения в зоне максимально действующих напряжений усталостный (рис. 8). При исследовании места начала разрушения обнаружили зону с аномальной структурой и микротвердостью. Установили, что при изготовлении штамповки образовалась складка металла, которую удалили последующей механической обработкой, однако остатки газонасыщенного слоя сохранились. Приняли решение в месте возможной складки контролировать появление газонасыщенного слоя; при его обнаружении – удалить плавной местной зачисткой, а место травления упрочнить поверхностным наклепом. Повторных разрушений рычагов шасси не было.

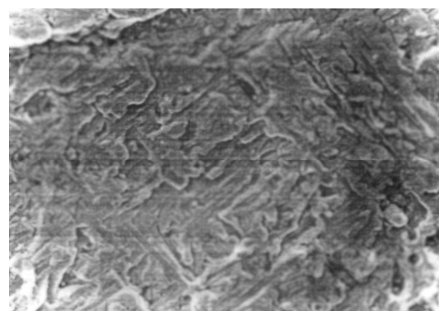


Рис. 8. Фракторамма излома рычага из титанового сплава BT22 в очаге зарождения усталостной трещины; $\times 800$.

Fig. 8. Break fractograph of the lever from BT22 titanium alloy in the fatigue crack initiation site; $\times 800$.

В механизме управления закрылками самолета рейки изготовлены из титанового сплава BT22 взамен стали 40ХНМА, что позволило исключить коррозию, характерную для стальных деталей вследствие скалывания хромового покрытия. При наработке порядка 6000 полетов (больше назначенного ресурса самолета) в зонах размещения каретки при взлете, посадке и крейсерском режиме обнаружили лунки износа от роликов каретки. Механизм такого износа – фреттинг. Предложена технология восстановления реек наплавкой сплавом BT22 с последующим местным отжигом и нанесением в зоне образования лунок молибдена, что дает возможность существенно повысить фреттингостойкость и ресурс.

ВЫВОДЫ

Эксплуатационные разрушения деталей и узлов самолета обусловлены, как правило, влиянием большого количества одновременно действующих факторов. Поэтому при проектировании агрегатов авиационной техники одним из главных условий для предотвращения их разрушения до окончания назначенного ресурса является максимально возможный их учет.

РЕЗЮМЕ. Проаналізовано основні причини руйнування авіаційних конструкцій зі сталі, алюмінієвих та титанових сплавів. На основі досвіду експлуатації літаків “Ан” описано методи запобігання типових руйнувань металевих деталей і вузлів авіаційної техніки.

SUMMARY. The main reasons of fracture of the aircraft structures made from steels, aluminum and titanium alloys are analyzed. On base of operation experience of the aircrafts “An” the methods of typical fracture prevention of the metallic details and assemblies in aircraft technology are described.

1. *Механіка руйнування і міцність матеріалів: Довідн. пос. / Під заг. ред. В. В. Панасюка. Т. 9 : Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О. П. Остап, В. М. Федірко, В. М. Учанін, С. А. Бичков, О. Г. Моляр, О. І. Сем енець, В. С. Кравець, В. Я. Дереча. Під ред. О. П. Осташа, В. М. Федірка. – Львів: Сполом, 2007. – 1068 с.*
2. *Аболіхіна Е. В., Моляр А. Г. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов // Физ.-хим. механика материалов. – 2003. – 39, № 6. – С. 106–110.*
(Abolikhina E. V. and Molyar A. G. Corrosion of aircraft structures made of aluminum alloys // Materials Science. – 2003. – 39, № 6. – P. 889–894.)
3. *Трофимов В. А., Моляр А. Г. Особенности эксплуатационных разрушений деталей шасси самолета Ан-124 “Руслан” // Физ.-хим. механика материалов. – 2001. – 37, № 2. – С. 170–174.*
(Trofimov V. A. and Molyar A. G. Specific features of in-service failures of parts of the landing gear of An-124 “Ruslan” aircrafts // Materials Science. – 2001. – 37, № 2. – P. 333–339.)
4. *Трофимов В. А., Моляр А. Г. Некоторые причины разрушения силовых деталей шасси из высокопрочных сталей на самолетах “Ан” // Физ.-хим. механика материалов. – 2002. – 38, № 3. – С. 107–109.*
(Trofimov V. A. and Molyar A. G. Some reasons for fracture of load-bearing elements of landing gears made of high-strength steels in Antonov airplanes // Materials Science. – 2002. – 38, № 3. – P. 445–448.)

Получено 27.11.2015