

RAPPORT

SL 2012/14



RAPPORT OM ALVORLIG LUFTFARTSHENDELSE VED HØNEFOSS 10. JUNI 2007 MED REIMS AVIATION SA F182Q, LN-HOA

 This report is also available in English

Statens havarikommisjon for transport (SHT) har utarbeidet denne rapporten utelukkende i den hensikt å forbedre flysikkerheten. Formålet med undersøkelsene er å identifisere feil og mangler som kan svekke flysikkerheten, enten de er årsaksfaktorer eller ikke, og fremme tilrådinger. Det er ikke havarikommisjonens oppgave å ta stilling til sivilrettslig eller strafferettslig skyld og ansvar. Bruk av denne rapporten til annet enn forebyggende sikkerhetsarbeid bør unngås.

RAPPORT

Statens havarikommisjon for transport
Postboks 213
2001 Lillestrøm
Telefon: 63 89 63 00
Faks: 63 89 63 01
<http://www.aibn.no>
E-post: post@aibn.no

Avgitt dato: 02.11.2012
SL Rapport: 2012/14

Denne undersøkelsen har hatt et begrenset omfang. Av den grunn har SHT valgt å benytte et forenklet rapportformat. Rapportformat i henhold til retningslinjene gitt i ICAO annex 13 benyttes bare når undersøkelsens omfang gjør dette påkrevd.

Alle tidsangivelser i denne rapport er lokal tid (UTC + 2 timer) hvis ikke annet er angitt.

Luftfartøy:

- Type og reg.: Reims Aviation SA F182Q, LN-HOA
- Produksjonsår: 1980
- Motor / Propell: SMA SR-305-230 / MT Propeller MTV-9-B-S

Dato og tidspunkt:

Søndag 10. juni 2007 kl. 1350

Hendelsessted:

Like øst for Hønefoss sentrum (60° 12' 58"N 010° 19' 17"Ø)

Type hendelse:

Alvorlig luftfartshendelse, tap av propell under flyging

Type flyging:

Privat

Værforhold:

Sydvestlig vind, 4-5 kt. CAVOK. Temperatur: 29 °C.

QNH: 1018 hPa.

Lysforhold:

Dagslys

Flygeforhold:

VMC

Reiseplan:

Ingen

Antall om bord:

1 flyger og 3 passasjerer

Personskader:

Ingen

Skader på luftfartøy:

Mindre

Andre skader:

Ubetydelige

Fartøysjef:

- Kjønn og alder: Kvinne, 52 år
- Sertifikat: PPL-A
- Flygererfaring: Total flygetid: 382 timer. Siste døgn/30/90 dager: 1:30/8:20/15:00 timer. Antall landinger siste 90 dager: 35

Informasjonskilder:

Rapport NF 382 fra fartøysjef, rapport fra Analytisk laboratorium ved forsvarrets logistikkorganisasjon - FLO/LUFT og SHTs egne undersøkelser

FAKTISKE OPPLYSNINGER

Hendelsesforløp

Flygingen var en privat rundflyging i forbindelse med et sosialt arrangement. Det var spesielt fint vær, og i løpet av en formiddagstime hadde LN-HOA fløyet tre rundturer uten problemer. Ved denne fjerde flygingen var flyhøyden 1 700 ft. På vei tilbake for landing på Eggemoen (ENEG), rullebane 04, valgte fartøysjefen en rute like øst for tettbebyggelsen i Hønefoss sentrum. Denne løsningen ble valgt fordi hun ville unngå å utsette lokalmiljøet for unødig støy. Hun var også forberedt på å avpasse innflygingen etter seilflyaktiviteten som pågikk på plassen.

LN-HOA var modifisert med en dieselmotor av typen SMA SR-305-230 og med en MT Propeller type MTV-9-B-S. I den aktuelle fasen av flygingen var motorsettingen ca. 55 tommer manifoldtrykk, hvilket for denne aktuelle motortypen tilsvarer "økonomisk cruise" og gir en hastighet på ca. 110 KIAS. Turtallet på motoren ble holdt konstant på 2 200 rpm. Siden det var uvanlig høy lufttemperatur denne dagen, sjekket fartøysjefen hyppig både oljetrykk og oljetemperatur. Alle indikasjoner var hele tiden normale.

På grunn av det varme været var det noe termikk. Fartøysjefen har forklart at hun registrerte små vibrasjoner i flyet idet de passerte nordøst for Hønefoss sentrum. Hun trakk da throttle (gasshåndtaket) et par mm tilbake, noe som vanligvis ville redusere motoreffekten betydelig, men som i dette tilfellet ikke hadde noen effekt. Etter ca. ett sekund ble det helt stille, og fartøysjefen iverksatte umiddelbart prosedyre for å starte motoren igjen etter motorstopp. Prosedyren innebærer å trekke throttle tilbake og flytte modushåndtaket fra "Normal mode" til "Emergency mode" slik at man overstyrer automatikken for propellvridning og drivstofftilførsel basert på throttleposisjon. Deretter skal throttle føres langsomt forover, og motoren skal starte ved at propellen "windmiller". Fartøysjefen registrerte at hverken det oransje varsellyset for "minor fault" eller det røde varsellyset for "major fault" lyste (se fig. 2).

Motoren startet ikke, og fartøysjefen registrerte at propellen ikke kom til syne slik hun hadde forventet ved en reduksjon/bortfall av turtall. Fartøysjefen forberedte seg da seg på å glidefly inn mot flyplassen. Hun kalte opp på Eggemoen-frekvensen og sa at de kom inn for landing uten motorkraft. Etter hvert innså hun at de ikke hadde tilstrekkelig høyde til å nå frem til platået der flyplassen ligger. Hun valgte derfor et lavereliggende jorde ca. 1 km syd for plassen som hun visste var uten luftspenn, og svingte østover mot dette. Gjennomsynkingen og hastigheten var som ved en standard innflyging, ca. 500-600 ft/min ved ca. 80 KIAS, Hun satte fulle flaps rett før landingen. Underlaget var tørt og flatt, med ca. 20 cm høyt mykt gress. Landingen og utrullingene forløp uten noen problemer, og flyet stanset etter ca. 250 m (ref. fig. 1).

Etter landingen ble det konstatert at propellen var borte. For øvrig var det bare ubetydelige skader på flyets motordeksel.

Vitner på bakken har forklart at de hørte at motorlyden fra flyet plutselig opphørte. Det var også noen som hadde sett propellen forsvinne i retning av et skogholt. Propellen ble funnet tre dager senere.



Figur 1: Landingssted.



Figur 2: Throttle, modushåndtak og varsellys.

Modifikasjon og vedlikeholdshistorikk

Så langt SHT har undersøkt, synes vedlikeholdet av LN-HOA å ha vært gjort iht. gjeldende krav. Alt senere vedlikehold, inkludert installering av dieselmotoren og propellen, har vært utført hos Ringerike Helikopter på Røyse/Eggemoen. LN-HOA var på hendelsestidspunktet det eneste flyindividet i Norge som hadde denne motor og propellkombinasjon.

LN-HOA ble modifisert med ny motor og propell i juli 2004. Total flyetid var da 2 294:55. Den opprinnelige motoren ble erstattet med en franskprodusert dieselmotor av typen SMA SR-305-230, S/N 1020. Denne motorinstallasjonen er godkjent for flytypen sammen med propell fra MT Propeller type MTV-9-B-S ved et fransk ”Supplemental Type Certificate”, STC nr. C81SF0001. Sertifikatet er utarbeidet av DGAC-SFACT/N.AG i Frankrike og er dermed automatisk godkjent av EASA. SHT har ikke fått detaljkunnskap om godkjeningsprosessen.

Propellen er en 3-bladet trepropell overflatebelagt med glassfiber. Propellsammenstillingene består av tre serienummererte blader av modell 198-58B og et serienummerert nav. Modifikasjonen omfatter også nye motorfester, tilpasset dieselmotoren. Arbeidet ble utført av JAR-66 godkjent flytekniker. Flyteknikeren gav en utførlig forklaring til SHT om hvordan jobben var utført. Ringerike Helikopter hadde skandinavisk agentur på denne motorinstallasjonen, og motor med propell som var installert i LN-HOA var delvis eid av Ringerike Helikopter. Flyet ble benyttet som en demonstrasjonsmodell for eventuelle kunder.

På grunn av at dieselmotorens motorblokk er kortere enn den motoren som originalt var montert i flyet er avstanden mellom motorblokk og propell relativt stor og vesentlig lengre enn originalt. Det er ikke spesielle krav til måling av ubalanse eller balansering etter installering i flyet. Hverken verkstedet som installerte motor og propell, eller eier/bruker har utført noen form for kontroll av balanse/ubalanse.

28. mars 2007 ble det montert en fabrikkny propell på LN-HOA. Total flyetid var da 2 533:55 timer, det vil si at LN-HOA hadde fløyet 239 timer med dieselmotor. Propellbyttet kom ikke som følge av skade, men som følge av forretningsmessige disposisjoner fra Ringerike helikopter. En prioritert kunde manglet en propell og overtok propellen som var montert på LN-HOA. Ny propell med hub S/N 061388 ble etter en tid montert inn i LN-HOA med bruk av nye bolter (ref. avsnittet Propellinstallasjon/bolter under).

Hendelsen med tap av propell inntraff ved total flyetid 2 545:15. LN-HOA hadde dermed fløyet 11:20 timer med den nye propellen, og det var foretatt totalt 31 flyginger (cycles). Ved et antatt motorturtall på 2 200 rpm vil denne flytiden tilsvare om lag 1 500 000 lastsykler. Det var før hendelsen ikke registrert noen form for ubalanse under drift. Flyet hadde vært lagret innendørs og ikke blitt utsatt for ugunstig ytre miljø.

Generelt om krav ved modifikasjon til dieselmotordrift

Den amerikanske luftfartsmyndigheten FAA krever bla. at motorfestene og motorinnfesting for øvrig skal være konstruert for å tåle en "sudden engine stoppage", samt maksimalt dreiemoment multiplisert med angitt faktor. Det skal foretas flutter-evaluering iht. gitt prosedyre (14 CFR 23.629), bl.a. skal flyet være flutterfritt med en sylinder inoperativ. Vibrasjonskarakteristikk for flyet skal ikke avvike fra typesertifiseringen av motoren og heller ikke fra det flyet opprinnelig var konstruert for – med mindre vibrasjonsmønsteret kan påvises ikke å ha skadelig effekt på flyets struktur eller at vibrasjonen kan isoleres fra strukturen.

Propellinstallasjon/bolter

Propell og hub leveres som en komplett enhet fra MT propellers, dette inkluderer boltene som er fabrikkmontert i monteringsflensen med hodet inn mot propellen. Boltene består av gjengede "pinner" som er påsatt en mutter. Denne mutteren er låst kjemisk ("lim") og med en gjennomgående hul låsepinne. De ferdigmonterte boltene forblir i denne posisjonen og er da klar for montering på motoren.

Boltene er designet av propellfabrikanten og produksjonen er satt ut til underleverandør. Det opprinnelige designet er fra 1998 og har benevnelsen C-060-B og har dimensjon/gjenger 1/2" – 20UNF. Siste revisjon er fra 20.12.06. Tegningen gir toleranser og materialspesifikasjon, men har ingen påføring om at dette er en kritisk komponent. Tegningen angir ikke at boltene skal merkes med delenummer eller annet. (Mer om materialer følger i avsnittet Observasjoner og metallurgiske undersøkelser under).

SHT inspiserer det aktuelle verkstedet og hadde samtaler med de involverte. Montering av propellen på motoren skjer iht. SMA job card no 36 "installation of the propeller and spinner". Boltene tilhørende propellen entres inn på de gjengede hullene i motorens monteringsflens og ettertrekkes med foreskrevet moment (85 – 90 Nm) før de låses med låsetråd (dia 0,81 mm). Startkranen av anodisert aluminium legges mellom de to monteringsflatene. Både startkranen og propellens monteringsflens går inn i styringene tilhørende motorflensen. SHT fikk beskrevet at for å tre låsetråden kan det være behov for å løsne boltene før de på nytt tiltrekkes. Både tiltrekking og låsing er krevende og fordrer blant annet bruk av kråkefot. Om noen av boltene i dette tilfellet ble løsnet for å tre låsetråden, er ukjent. SHT fikk gjennom samtaler inntrykk av at viktigheten av å bruke korrekt moment var godt kjent, men det er i ettertid ikke mulig å verifisere om dette virkelig ble gjort.

Det ble observert verktøymerker på bolthodene. Jobbkortet som ble benyttet ved installeringen er signert både av flytekniker og kontrollør, som foreskrevet på jobbkortet og i norske bestemmelser. Det er ikke krav til at verdier eller referanse til hvilket verktøy (momentnøkkel) som er benyttet skal anføres, og dette var heller ikke gjort. Momentnøkklene og det øvrige verktøyet som ble framvist var kalibrert og av god kvalitet.



Figur 3: Propellen slik den ble funnet.

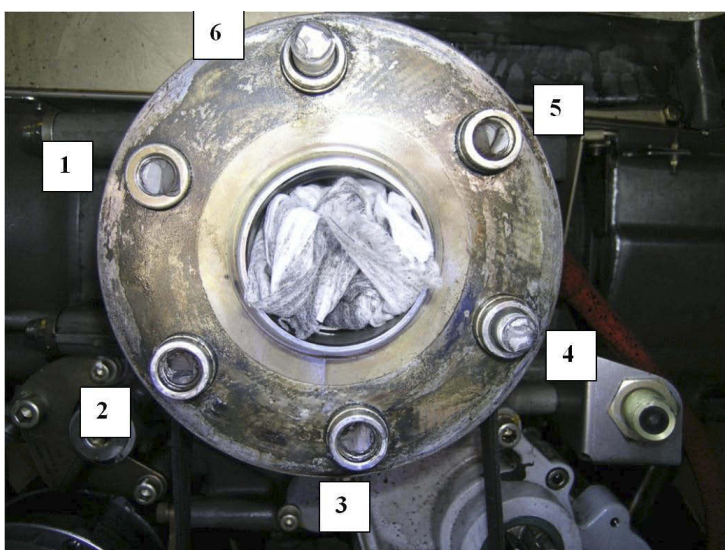


Figur 4: Propellens monteringsflens hvor 2 av de 3 gjenværende boltene kan observeres. Låsetrådene er fortsatt festet til boltehodene. Svake frettingmerker synes mot ytterkant av flens.

Observasjoner og metallurgiske undersøkelser

Det ble iverksatt søk etter propellen, og etter tre dager ble den funnet. Tre av boltene fortsatt i propellflensen, sikret med låsetråd som beskrevet i monteringsinstruksen. Den tilsvarende monteringsflensen på motorsiden sitter på veivakselen.

Veivaksselflensen har seks styringer, hvor fem skal gå igjennom startkransen og inn i propellens monteringsflens. For å få en korrekt posisjonering er en av de seks styringene kortere enn de andre og går kun igjennom starterkranen og ikke inn i propellens monteringsflens. I senter av hver styring er det et gjenget hull for montering av boltene som er fastmontert i propellflensen. I hvert av de gjengede hullene ble det funnet deler av bolter. Disse boltene ble demontert og fotografert, se figur 5 og 7 samt fig. 2 og 3 i vedlegg A. Boltene som stod igjen i propellen ble også tatt ut. For å få ut disse ble propellen tatt med til SHTs lokaler hvor propellnavet ble skåret opp.



Figur 5: Flensen på motorens veivaksel med boltene slik de ble observert etter at flyet hadde landet. Boltene ble nummerert som vist på bildet. Svake frettingmerker synes mot ytterkant av flens. Styringen ved 1 er kortere enn de øvrige for å sikre korrekt posisjonering.

Det ble funnet fretting på monteringsflatene, men ikke i et vesentlig omfang. Fretting oppstår som følge av en løs forbindelse. Startkranen ble funnet inne i flyets motorcowling. Startkranen er laget av anodisert aluminium. Heller ikke denne hadde vesentlige frettingskader. En av hullkantene var avrevet, og på motsatt side var det et dypere hakk.



Figur 6: Startkran med fretting og kantingspor.

Alle bruddflatene ble tatt med til forswarets analytiske laboratorium ved FLO på Kjeller for videre undersøkelse i samarbeid med SHT, se vedlegg A. Bruddundersøkelsen ble utført ved hjelp av scanning electron microscope (SEM) utstyrt med EDS og metallografi. Produsenten av propellen sørget for at det ble framskaffet referansebolter til bruk ved den metallurgiske undersøkelsen.

Bruddundersøkelsen viste at både boltene fra hendelsen og referanseboltene hadde defekter knyttet til overflatebeleggingen. Belegget hadde svært varierende tykkelse og det ble påvist jernoksidbelegg (korrosjon) mellom boltens overflate og overflatebelegget. Det ble funnet intergranulære krompartikler ut mot boltens overflate, og det ble også funnet overflatesprekker i områder omkring gjengerot både på boltene fra hendelsen og på de nye og ubrukte referanseboltene (Ref. avsnitt 2.2, vedlegg A).

Fabrikanten av boltene har siden juni 2002 benyttet både Dacromet 500A - og Geomet 500 - prosessene for å korrosjonsbeskytte boltene. Begge prosessene korrosjonsbeskytter boltene ved hjelp av sink og aluminium. Belegget forutsettes pålagt jevnt og med tykkelse over 6µm. Propellfabrikanten beskriver minimum 10µm for Geomet og 8 µm for Dacromet. Begge metodene gir en smørende virkning som reduserer tilsetningsmomentet. Geomet 500 har pga. miljømessige konsekvenser erstattet Dacromet 500A som bla inneholder kromforbindelser. Hvilken metode som er benyttet på flyets bolter eller de tilsendte referanseboltene er ikke oppgitt.

Det ble ikke funnet noen form for merking på boltene.

Oksidering av sink gir hydrogen som biprodukt. Hydrogen kan påvirke og fremme spenningskorrosjon.

Produksjonsunderlaget beskriver at boltene skal framstilles enten av SAE 8740 / AMS6322 eller SAE 4340 / TE011. Den siste skal beskyttes iht. Geomet 500 og den første iht. Dacromet 500A.

Minimumshardhet skal for begge være 38 HRC og med en strekkfasthet på minimum 1300N/mm². Gjengene skal ruller. Boltene har betegnelse C-060-B, hvor siste bokstav angir revisjonsnummer.

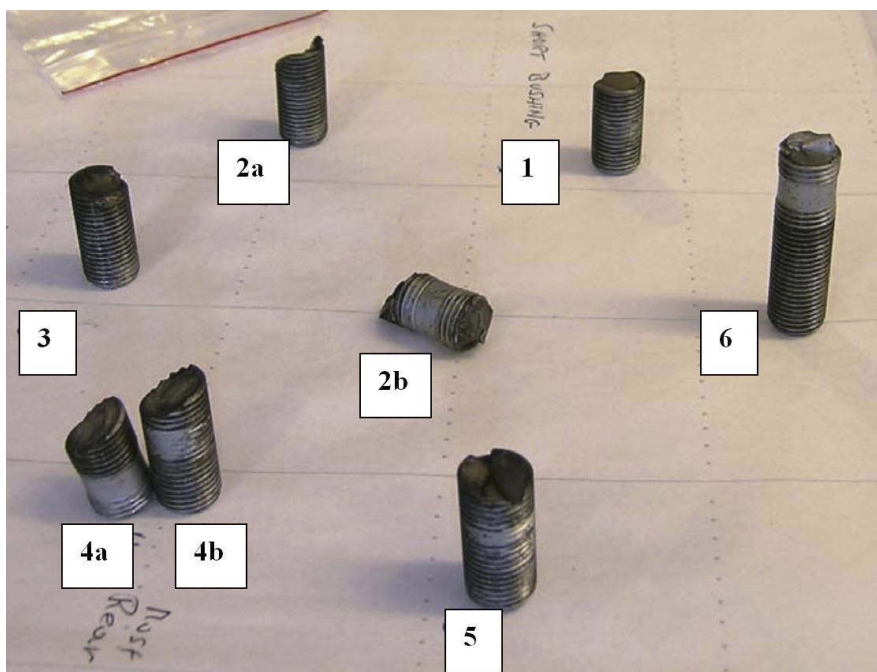
SHT har mottatt kopi av et testsertifikat (ref 26127/03/0506) for en bolt i en serie bolter datert 10. oktober 2006 og videre et sertifikat for propellsammenstillingen, no 20601073. Det siste viser ikke kobling til det første og det framkommer dermed ingen sporbarhet for boltene i det mottatte sammenstillingssertifikatet – annet enn at datoer synes å harmonere. Testsertifikatet angir materiale SAE 8740 / AMS6322 med en kjemisk sammensetning: C: 0,42/ Mn: 0,90/ Si: 0,29/ S: 0,017/ P: 0,015/ Cr:0,60/ Ni: 0,44/ Mo: 0,22. Flyt- og strekkfasthet, samt forlengelse er innfor kravet angitt på produksjonstegning, men hardhet er ikke kontrollert/verifisert i testsertifikatet.

Den bruddmekaniske undersøkelsen kunne grovt sett dele bruddflaten i tre soner hvor den initierende delen (der bruddet startet) synes å være knyttet til spenningskorrosjon. Sekundærsprekker (branching) som normalt observeres ved spenningskorrosjon var ikke til stede i like stort omfang som man kunne forvente, men sprekke som ble observert kan vanskelig forklares med andre mekanismer. Den neste bruddsonen synes å være utmatting hvor korrosjonsassistert utmatting ikke kan utelukkes. Også området med utmatningsmekanisme viste intergranulære trekk. Den siste sonen bestod av et meget lite og duktilt restbruddområde.

Boltene ble nummerert fra 1 til og med 6, se fig. 5. Bruddflatene tilhørende boltene 2, 4 og 6 hadde store likhetstrekk. Nr. 2 og 4 hadde bruddflater på begge sider av flensen, og bolt 6 hadde initiert en sprekke som ved en fortsatt belastning ville gitt identisk forløp som 2 og 4. Alle disse boltene hadde gått til brudd slik at de påmonterte mutterne (hodene på boltene) hadde løsnet og forsvunnet. Alle bruddene startet i en gjengerot.

Tre bolter, nr. 1, 3 og 5, ble funnet i propellflensen, se fig. 4. Den tilhørende delen til disse boltene satt på plass i propellflensen. Disse boltene står posisjonert rett ut fra hvert av de tre propellbladene, mens de tre øvrige er montert i posisjoner mellom rotorbladene.

Motorcowlingen hadde ikke blitt gjennomhullet av bolter som hadde løsnet ved høy hastighet.



Figur 7: Boltene som ble demontert fra motorflensen. Boltene 1, 2 og 3 har innbyrdes tilnærmet like bruddmønstre som avviker fra 2, 4 og 6 som innbyrdes også har tilnærmet like bruddmønstre.

Metallografiske undersøkelser av boltene fra flyet viste tilnærmet lik hardhet over boltenes tverrsnitt og gav et gjennomsnitt på 43 HRC. Mikrostrukturen bestod av anløpt martensitt (Fig. 11 i vedlegg A). Videre viste undersøkelser av referanseboltene en rekke mekaniske skader i gjengepartiene (Fig. 12 i vedlegg A). Gjennomsnittlig hardhet til referanseboltene ble målt til 41 HRC og strukturen var tilsvarende som boltene fra flyet, anløpt martensitt. Det ble påvist spor av klorid ved EDS analysen. Det var vanskelig å se strukturendring som man vanligvis ser ved rulling/valsing av gjenger, og mye tyder på at gjengene er skåret og ikke rullet som beskrevet i fabrikantens produksjonsunderlag. Bolter med skårede gjenger er langt mindre motstandsdyktige mot utmatting enn tilsvarende med rullede gjenger.

Propellens strekkraft på hver bolt er ifølge propellfabrikanten i størrelsesorden 400 kg.

Det er ikke utført eksperimentelt arbeid knyttet til bruddmekanismene slik som strekkprøving eller utmattingsforsøk.

Dimensjonskontroll av bolter viser ingen avvik i forhold til konstruksjonsunderlaget.

HAVARIKOMMISJONENS VURDERINGER

Operativt

Havarikommisjonen mener at fartøysjefen ikke kunne håndtert nødsituasjonen på en bedre måte. Hun bevarte roen, og hennes avgjørelse om å lande på et stort jorde med gode sikkerhetsmarginer fremfor å forsøke å strekke glideflukten over ulendt terreng inn mot flyplassen gjorde at denne hendelsen ikke fikk alvorlige konsekvenser. At hun hadde lokalkjennskap og visste hvor i området det var høyspentledninger var også med på å sikre et optimalt landingssted. Siden propellen falt av med fare for at personer på bakken kunne bli truffet, var det gunstig at hun hadde valgt en rute utenom tettbebygde strøk. SHT mener det ikke er noe ved bruken av flyet som kan forklare tap av propell.

Modifiseringen

Motor og propell var godkjent som en enhet for den aktuelle flytypen. SHT har ikke underlag for å hevde at dieselmotorens natur/gange har bevirket tap av propell, men mener det er viktig å se på motor og propell som ett system ved verifikasjon og testing i forbindelse med sertifisering. En av grunnene til at dette nevnes er det faktum at alle 6 boltene røk på tilnærmet samme tidspunkt etter kort tid i drift og systematikken der boltene innenfor propellbladene hadde et annet bruddmønster enn boltene som lå i mellomposisjonene. Et annet moment er den forholdsvis store avstanden fra motorblokk og fram til propeller sammen med det faktum at dieselmotorer har en annen gange og vibrasjonsmønster enn de mer tradisjonelle motorene. Designet setter store krav til vibrasjonsdemping og balansering, bla. for å unngå resonans. Motorfestene ble visuelt inspisert, funnet hele og uten sprekker og så ut til å være iht. spesifikasjon, men eksakt oppmåling ble ikke utført.

Installering av propell

Monteringen er trang og ikke optimal med tanke på å oppnå korrekt tiltrekkingsmoment. At momentet kanskje må reduseres for å få tredd låsetråden før boltene igjen gis korrekt tiltrekkingsmoment, er også et uheldig resultat av dette. Verktøyspor på bolthoder indikerer videre at verktøy var benyttet, og det er da også sannsynlig at intensjonen var å oppnå korrekt moment. Hverken installasjonsprosedyren eller eksisterende regelverk krever at oppnådd moment noteres ned. SHT

mener at enhver sporbarhet er en fordel og at slike verdier dermed bør noteres. Jobben var samlet utkvittert ved signatur for hhv. JAR-66 godkjent tekniker og kontrollør. Det var ikke signert spesifikt for hvert av de ulike punktene, men signert for hver av de tre sidene i prosedyren. SHT ser at dette er en vanlig praksis, spesielt innen GA-miljøet. SHT anser at denne praksisen er uheldig og øker muligheten for at punkt kan bli avglemt eller mangelfullt utført. SHT rapport [2000/68](#) har to tilrådinge rettet til Luftfartstilsynet som omhandler tilsvarende tematikk¹.

Overflatebelegget gir en smørende effekt og det er dermed grunn til å anta at feil ved belegget og ved gjengene vil endre eventuelle målte verdier i forhold til det som fabrikanten forutsetter. Dette er ikke testet av SHT. SHT har heller ikke gjort slitasetesting og kan derfor ikke si noe om hvor stor frihetsgrad som har vært tilstede for å lede fram til de aktuelle frettingmerkene. Fretting vil ikke kunne oppstå uten en viss grad av frihet, og mye tyder dermed på at nødvendig tiltrekkingsmoment ikke har vært oppnådd ved montering.

SHT mener at et for lavt tiltrekkingsmoment kan ha resultert i vibrasjoner/resonans som igjen førte til en rask sprekkvekst slik at alle propellboltene røk.

Boltenes materialkvalitet/geometri

Det er på tross av flere henvendelser til propellfabrikanten ikke framlagt noen prosessbeskrivelse for overflatebehandlingen av boltene, utover en reklame for prosessen. Det er dermed vanskelig å si om det finnes en beskrivelse av det totale fabrikkasjonsløpet eller hvor den utførte prosessen avviker fra den eventuelle beskrevne. Korrosjon på overflaten før påføring av det korrosjonsbeskyttende belegget samt hakk og skader på gjengene tyder på en mangelfull materialhåndtering og prosesskontroll.

Det som synes klart er imidlertid at den utførte prosessen ikke gir ønsket kvalitet. På grunn av den manglende dokumentasjonen kan heller ikke det kromrike området mot overflaten av boltene forklares. Dersom prosessen inkluderer syrevasking i kromsyre kan dette påvirke et bruddforløp som observert i dette tilfellet – se neste avsnitt. Kromanrikingen kan også stamme fra avvik ved varmebehandlingen av boltene. Jernoksid/korrosjon som ble observert på overflaten vil påvirke bruddutvikling i negativ retning både ved å initiere og ved å påskynde bruddhastighet. Ujevn beleggtykkelse og områder med manglende eller løs overflatebeskyttelse medfører lokal korrosjon og kan også initiere og påskynde et brudd som observert.

Mikrosprekker i overflaten, som ble observert på de nye og ubrukne referanseboltene, er et bruddinitieringspunkt. Om mikrosprekkene kommer fra varmebehandlingen, er begynnende spenningskorrosjon eller stammer fra prosessen knyttet til overflatebeskyttelsen er ukjent. Uansett opprinnelse så anser SHT dette for å være et kvalitetsavvik og ikke noe som er forventet på en kritisk del tiltenkt brukt i fly.

Produksjonstegningene krever at gjengene skal være rullet. SHT kan ikke påvise at dette er gjort. Det er ingen tegn til kaldformet struktur som forventes ved kaldforming som ved rulling av gjenger. Dersom gjengene er skåret reduserer dette boltens motstand mot utmattingsbrudd. Videre ble det påvist store slagskader på gjengene til referanseboltene, noe som også bidrar til en redusert bruddmotstand. Hvorvidt de installerte boltene hadde samme defekter som referanseboltene har ikke blitt påvist.

¹ Tilrådingene viser til BSL3-2 som nå er erstattet av BSL2-4 § 12. BSL2-4 § 12 gir overordnede dokumentasjonskrav og krever ikke at verdier skal noteres eller at benyttet verktøy skal dokumenteres. SHTs tilrådinge er dermed ikke tatt til følge.

Alle bruddene har startet i en gjengerot og kvalitetsavvikene som er beskrevet over bidrar alle i retning av at et brudd helst vil starte her.

Materialkvalitet og hardhet var innenfor kravene i spesifikasjonen fra propellprodusenten.

Den påviste kvaliteten gir et sluttprodukt som avviker fra det foreskrevne og er ikke iht. hva som forventes av bolter i flyindustrien. Selv om den påviste kvaliteten til boltene alene ikke kan forklare bruddene, kan den ha bidratt til bruddinitiering og den raske bruddutviklingen.

Underlaget er ikke påført merking som skulle tilsi at boltene anses som kritiske komponenter. Normalt stilles det krav til at en Part 21 organisasjon, som propell og motorprodusenten er, har prosesser for håndtering av kritiske komponenter og også at underlag for framstilling skal merkes ”critical part”. Bakgrunnen for merkingen er at dette skal trigge en ytterligere oppmerksomhet ved framstilling, viderehåndtering og dokumentering.

Det synes å være en mangelfull sporbarhet av boltene fra propellfabrikantens side. SHT har ikke fått dokumentasjon som entydig viser til hvilket parti (batch) de aktuelle boltene stammet fra, og det er dermed uvisst hvor de resterende boltene fra samme parti er. SHT er blitt gjort kjent med at propellprodusenten umiddelbart iverksatte tiltak for å bedre boltenes kvalitet. Hvorvidt tiltakene ivaretar alle de materialtekniske og produksjonstekniske utfordringer som denne undersøkelsen påpeker, er ukjent for SHT. Propellfabrikanten har imidlertid opplyst at det per august 2012 er 40 flyindivider med denne kombinasjon av motor og propeller, og at LN-HOA er den eneste som har mistet propellen.

Bruddmekanisme

Alle boltene hadde gått til brudd og SHT hadde dermed ingen mulighet for å tallfeste tilsettingsmomentet som var benyttet. Det ble observert fretting på kontaktflatene, og det kan dermed konkluderes med at det har vært en frihetsgrad.

Bruddet har startet som et intergranulært brudd hvor hovedmekanismen er spenningskorrosjon. Det har deretter gått over i et brudd hvor utmatting er hovedmekanisme, men også dette området er av intergranulær natur. Korrosjonsassistert utmatting kan ikke utelukkes. Restbruddet er duktilt og skyldes overbelastning etter at tverrsnittet er redusert utover det som kreves for å motstå strekkraften som drar i boltene. At restbruddet er lite, bekrefter at trekraften fra propellen er svært liten. Alle de påviste defektene fra framstillingen av boltene er med på å påskynde initiering og framvekst av brudd. SHT kan ikke entydig forklare hvorfor alle seks gikk til brudd tilnærmet samtidig og etter kun 11:20 timer i service. Ei heller hvorfor bolt 1, 3 og 5 har tilnærmet like brudd og som samtidig er forskjellige fra de tilnærmede like bruddene tilhørende bolt 2, 4 og 6. Dette skademønsteret kan ha sitt opphav i at tiltrekkingsmomentet ble redusert på annenhver bolt i forbindelse med låsing, og at disse dermed hadde et lavere tiltrekkingsmoment enn de øvrige tre. Det kan også ha forbindelse med posisjoneringen som er hhv. ved og mellom propellbladene. En løs forbindelse og resonans som følge av vibrasjon/ubalanse i hele eller deler av de 1 500 000 lastsykler fra montering kan forklare en rask framvekst av utmattingssekvensen og at alle 6 boltene røk tilnærmet samtidig. Spenningskorrosjon og eventuell korrosjonsassistert utmatting skyldes svakheter knyttet til fabrikasjonen av boltene.

I dette tilfellet med spenningskorrosjon og mulig korrosjonsutmatting ville et forhøyet monteringsmoment kunne føre til en enda raskere sprekkvekst. Dette anses imidlertid for mindre sannsynlig.

Flyet var ikke lagret i et korrosivt miljø eller utsatt for annen ytre korrosiv belastning som kan forklare det raske bruddforløpet. De små utslagene av klor som ble påvist kan like gjerne komme fra springvann benyttet ved reingjøring av flyet eller fra prøveprepareringen på laboratoriet.

SHT anser at mulighet for bevegelse i forbindelsen mellom motor og propell sammen med syklisk belastning fra en motor i drift og roterende propeller har ført til resonans som ledet til det svært raske bruddforløpet. Det er også avdekket at boltene var av så dårlig kvalitet at bruddinitieringen hadde startet da de ble montert. Hvorvidt bruddene kunne oppstått også med feilfrie bolter er ikke vurdert.

Oppsummering/konklusjon

1. Flyet mistet propellen etter at alle de seks festeboltene gikk til brudd etter 11:20 flytimer.
2. Den operative bruken av flyet bidro ikke til tapet av propellen.
3. Håndteringen av flyet forut for og under hendelsen bidro til det heldige utfallet hvor ingen kom til skade.
4. Bruddet har startet som et spenningskorrosjonsbrudd og fortsatt som et utmattingsbrudd hvor korrosjonsassistert utmatting ikke kan utelukkes.
5. Kvalitetskontroll ved framstilling av boltene har vært dårlig.
 - Gjengene synes å være skåret, ikke rullet.
 - Alle bruddene har startet i boltenes gjengeparti.
 - Boltene har korrodert før korrosjonsbeskyttelse ble påført. Det har også vært rom for at boltene har blitt påført ytre skader ved framstillingen.
 - Korrosjon påskynder spenningskorrosjon og korrosjonsassistert utmatting. Disse bruddmekanismene har en meget rask utvikling og kan forklare et brudd etter 11:20 timer selv ved en meget liten frihetsgrad.
 - Det er usikkert om varmebehandlingen kan ha avvik som forklarer kromrike områder og mikrosprekker i overflaten.
6. Materialkvaliteten synes å være innenfor det spesifiserte kravet.
7. Sporbarhet er mangelfull.
 - Fabrikant har ikke framlagt dokumentasjon som viser sporbarhet ved framstilling av bolter.
 - Installasjon av propell har mangelfull sporbarhet ved at prosesstrinnene ikke er utkvittert enkeltvis og med verdier for tiltrekkingsmoment. Hvilken momentnøkkel som er benyttet eller om denne er kalibrert er ikke dokumentert.
8. Det var ikke mulig å fastslå hvorvidt korrekt moment ble brukt ved montering av propell. Fretting på kontaktflatene kan indikere at det har vært for lavt moment.
9. Det at bruddet ikke har startet som utmattingsbrudd og at graden av fretting er lav, indikerer at andre mekanismer var dominerende.

10. SHT mener for lavt tiltrekkingsmoment kan ha ført til noe frihetsgrad og dermed vibrasjon, og at resonans kan ha vært den dominerende mekanismen som førte til at alle propellboltene knakk tilnærmet samtidig.
11. SHT har ikke utført strekkprøving, utmattingsprøver eller slitasjeprøver som kunne gi mer informasjon om hvor stor frihetsgrad (reduert moment) som gir det aktuelle skademønsteret. Strekkprøving og utmattingsprøver kunne ytterligere verifisert materialkvaliteten og påvirkning av de overflatedefekter som ble observert i forhold til den raske sprekkveksten.
12. SHT har ikke underlag for å hevde at dieselmotorens natur/gange har bevirket tap av propell, men den forholdsvis store avstanden fra motorblokk og fram til propeller setter store krav til vibrasjonsdemping og balansering for å unngå resonans. I slike tilfeller er det i forbindelse med sertifisering viktig med verifikasjon og testing av motor og propell som et system.

Statens havarikommisjon for transport

Lillestrøm, 2. november 2012

Vedlegg A: Report 071109.01, "Failure investigation of bolt cracking resulting in propeller loss, Cessna 102Q" Defence laboratories, Analytical Laboratory FLO, Kjeller Norway



Defence Laboratories
Analytical Laboratory
Chemistry and Materials Technology

Client Accident Investigation Board Norway Att. Kåre Halvorsen P.O.Box 213, NO-2001 Lillestrøm, Norway	Technical Report
Copy	Client's ref

Title Failure investigation of bolt cracking resulting in propeller loss, Cessna 182Q

Report No 071109.01	Date of receipt of commission 2007-06-12	Date of publication 2007-12-17
Job No / Sample No M-07-259	Number of pages 18	Number of appendix -
Work carried out by Øyvind Frigaard		Head of Analytical Laboratory Tor A Gustavsen

Summary

The Norwegian Defence Laboratories was asked to assist in the analysis of bolt fractures that had resulted in propeller loss for a Cessna 182Q during flight.

The client wanted an evaluation of possible causes for the observed failure. The investigation involved fractography in SEM, equipped with EDS, and metallography.

The investigation has shown that the bolt quality is in general questionable as both the failed bolts and the received reference bolts shows irregularities as uneven coating distribution, oxides at the coating/bolt interface, intergranular chromium particles towards the bolt surface and crack initiations. The true cause for the observed deviations must be established. Quality and process control procedures should be revised.

The later parts of the bolt crack propagations are due to fatigue. The final fracture, when observed is very small and indicates low loading at the time of the final fracture. In order to explain the intergranular fracture surfaces observed at the crack initiation areas a fracture mode including stress corrosion cracking and corrosion assisted fatigue can not be excluded. Although the amount of branching that would be expected in the case of stress corrosion cracking is questionable, other explanations for the observed secondary cracking has not been established. The intergranular features observed along with the fatigue crack propagation could be related to high stress amplitudes. However, the very small ductile final fractures observed, does not support this mode, and corrosion assisted fatigue seems to give a more sound explanation. Corrosion assisted fatigue would increase the cack propagation speed thus resulting in development of a critical failure over a short period of time as observed in the given case. In order to obtain the true mode for the observed failure experimental work including corrosion, strain and fatigue testing must be performed. Such testing has not been in the scope of the current investigation.

Extracts from the report may not be reproduced without written consent from Analytical Laboratory.

The laboratory is certified according to NS-EN ISO/IEC 17025.

Only results marked with A are certified.

Postal Address :

FLO/TV/LHK Analytisk laboratorium
Postboks 10
N-2027 KJELLER, Norway

Street Address :

FLO/TV/LHK Analytisk laboratorium
Fetveien 80-84
N-2027 KJELLER, Norway

Phone :

+ 47 63 80 87 41
505 8741

Fax :

+ 47 63 80 87 58
505 8758

1 Introduction

The Norwegian Defence Laboratories was asked to assist in the analysis of bolt fractures that had resulted in propeller loss for a Cessna 182Q during flight.

The client wanted an evaluation of possible causes for the observed failure. The investigation involved fractography in SEM, equipped with EDS, and metallography.



Figure 1 Picture of Cessna 182Q with propeller loss, picture obtained from AIBN.

2 Results

A picture of the fractured bolts as observed on the airplane is shown in Figure 2. The bolts are numbered for identification through the investigation. An overview picture of the bolts is shown in Figure 3. Bolts 2 and 4 showed two fractures and are identified as 2ab and 4 ab respectively. Three bolts were later found on the propeller, and these bolts are shown in Figure 4. Bolts 2 and 4 had fractured at two different locations. An additional crack was later observed on bolt 6, the crack was forced opened in the laboratory and the fracture surfaces added to the investigation.

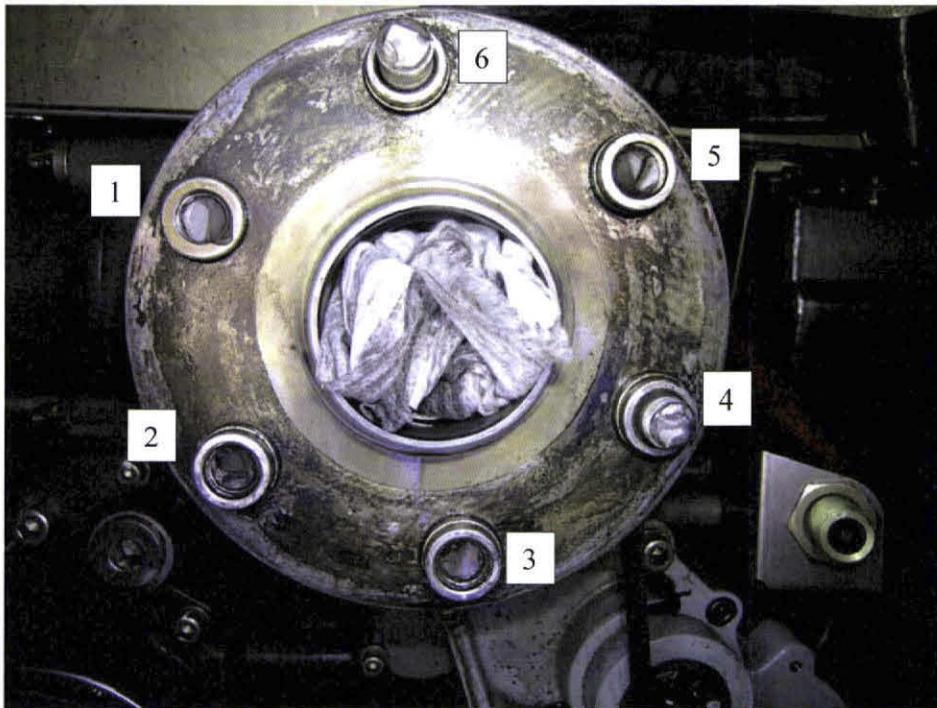


Figure 2 Picture of fractured bolts still mounted on the aircraft. Picture from AIBN.

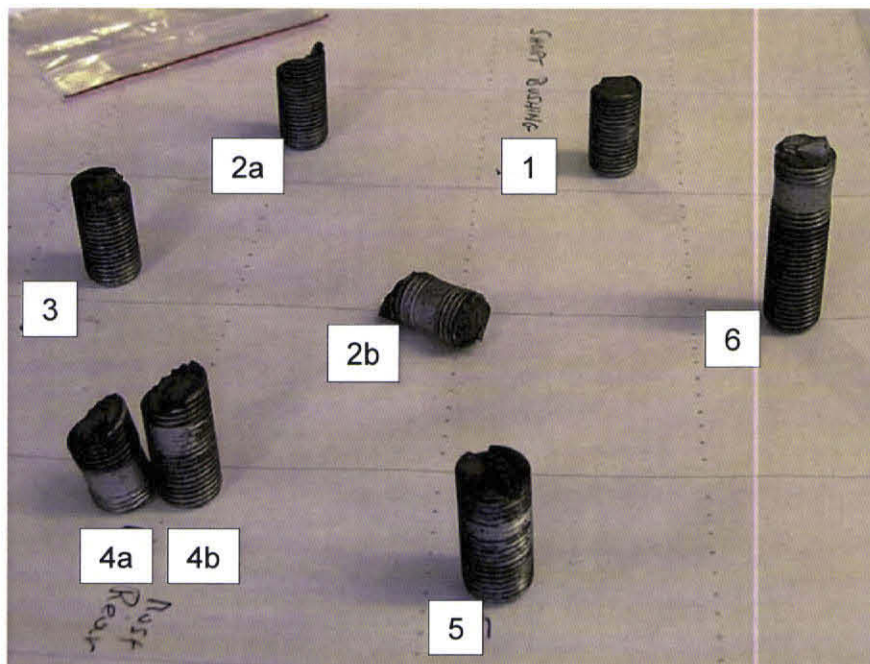


Figure 3 Overview picture of bolts after dismounting.

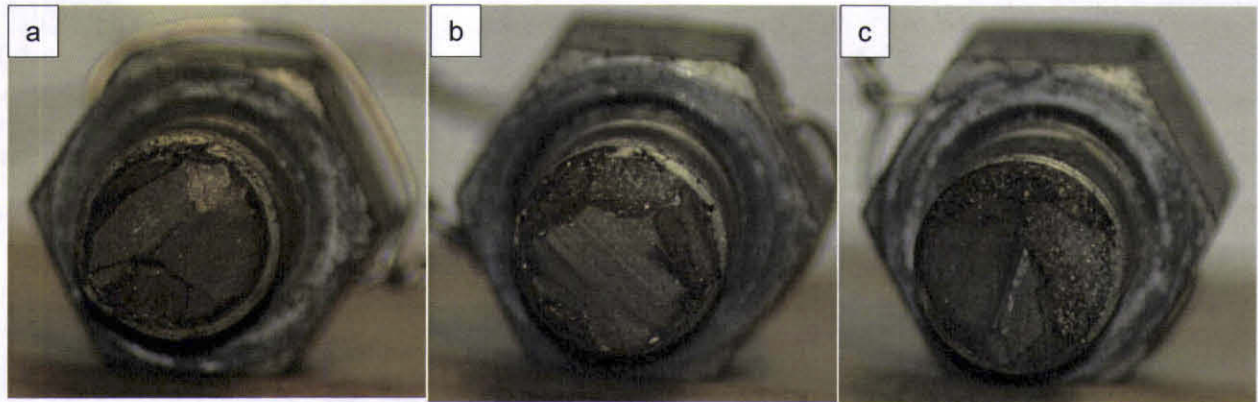


Figure 4 Picture of fractured bolts dismantled from propeller. a: Bolt 1, b: Bolt 3, c: Bolt 5, see Figure 2 and 3.

2.1 Fractography

The fracture surfaces were characterised using SEM in order to reveal mechanisms for the crack propagation. In general the fracture surfaces show a mixture of intergranular and fatigue crack propagation. Several cracks seem to have initiated from areas showing a brittle intergranular fracture surface. As the crack has developed, characteristics typical for fatigue is readily observed. The final fracture when observed is very small and ductile indicating low loading at the time of the final fracture. Characteristic pictures of the fracture surface for bolt 6 are shown in Figure 5, pictures obtained from all six bolts are shown in Appendix 1.

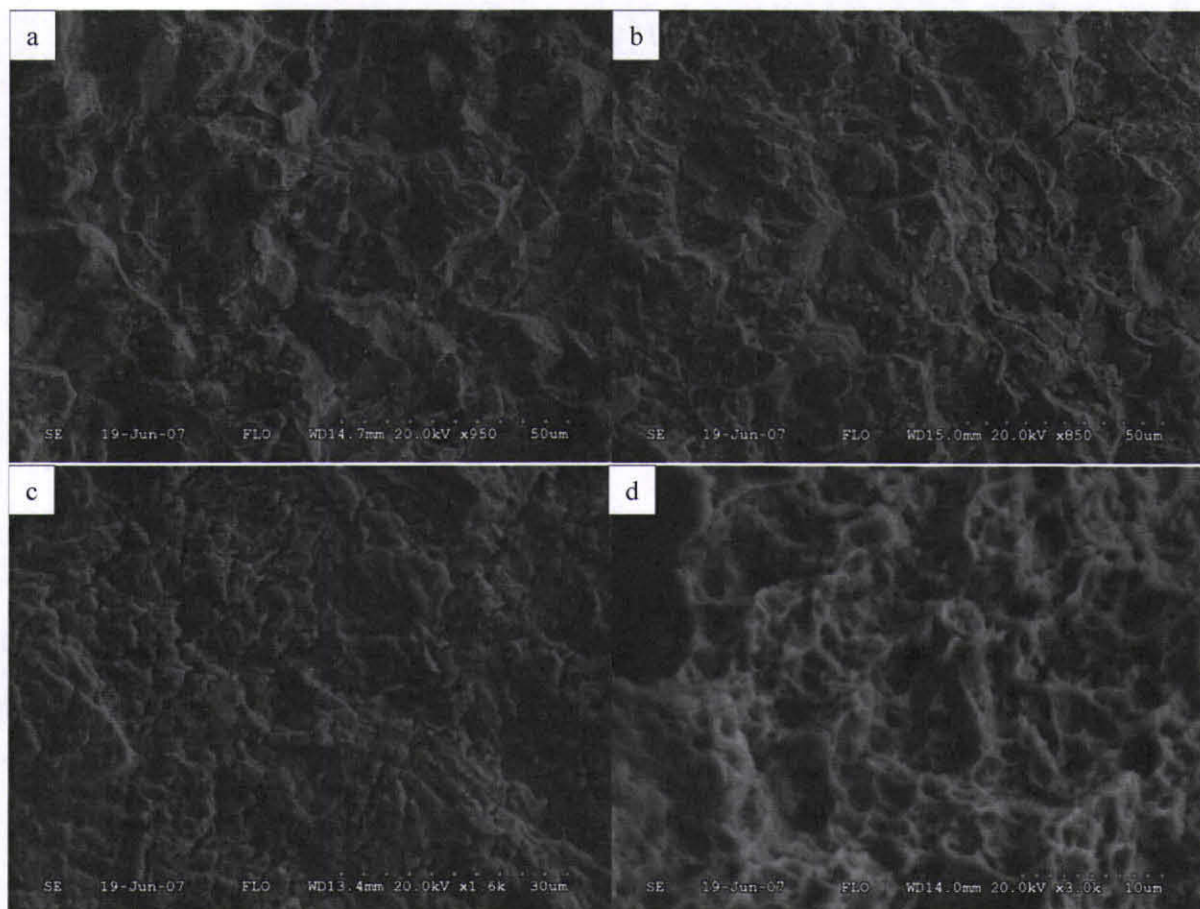


Figure 5 Representative picture of fracture surface as observed in SEM for bolt 6.

2.2 Metallography on fractured bolts

A cross section was made through bolt 4a, see Figure 3, the specimen where mounted and processed for metallographic examination including SEM equipped with EDS. Figure 6 show a picture of the cross section through one of the thread roots. The picture and the attached EDS spectrums show that the bolt has been coated with a zinc based corrosion protective layer, the bolt surface is however covered with a iron oxide layer, further chromium rich particles are readily observed along the grains at the base material towards the surface. The picture also identifies what appears to be a small crack. Figure 7 show a picture at lower magnification of the same area shown in Figure 6, the picture show two additional possible crack initiations and an uneven distribution of the zinc based coating. Figure 8 show two pictures of the cross section through fracture surface of bolt 4a in Figure 3. The pictures show a rough intergranular surface appearance with indications of small secondary cracks. Further the images and EDS spectrums in Figure 9a-c show traces of corrosion products and micro cracks within the cross section of the fracture surface. The hardness profile shown in Figure 10 did not reveal any major variations in the hardness through the cross section of the bolt. The microstructure of the bolt base material is shown in Figure 11 and consists of tempered martensite. The bulk hardness was measured to be 43 HRC.

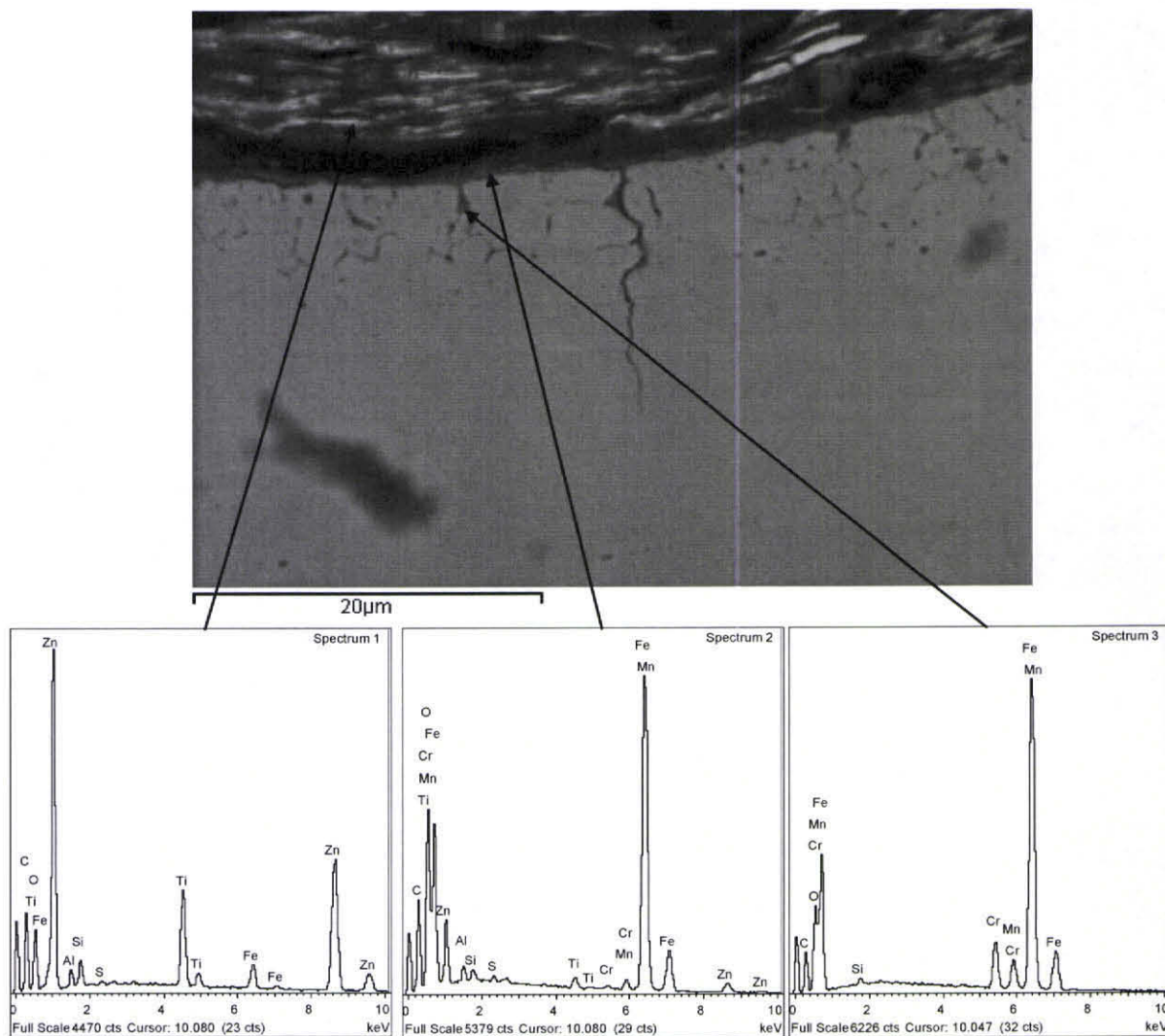


Figure 6 Picture of cross section through fractured bolt number 4a in Figure 3. The attached EDS spectrums show: Spectrum 1 Zinc based corrosion protective coating. Spectrum 2 Oxides at the coating/base material interface. Spectrum 3 Chromium rich particles along grain boundaries.

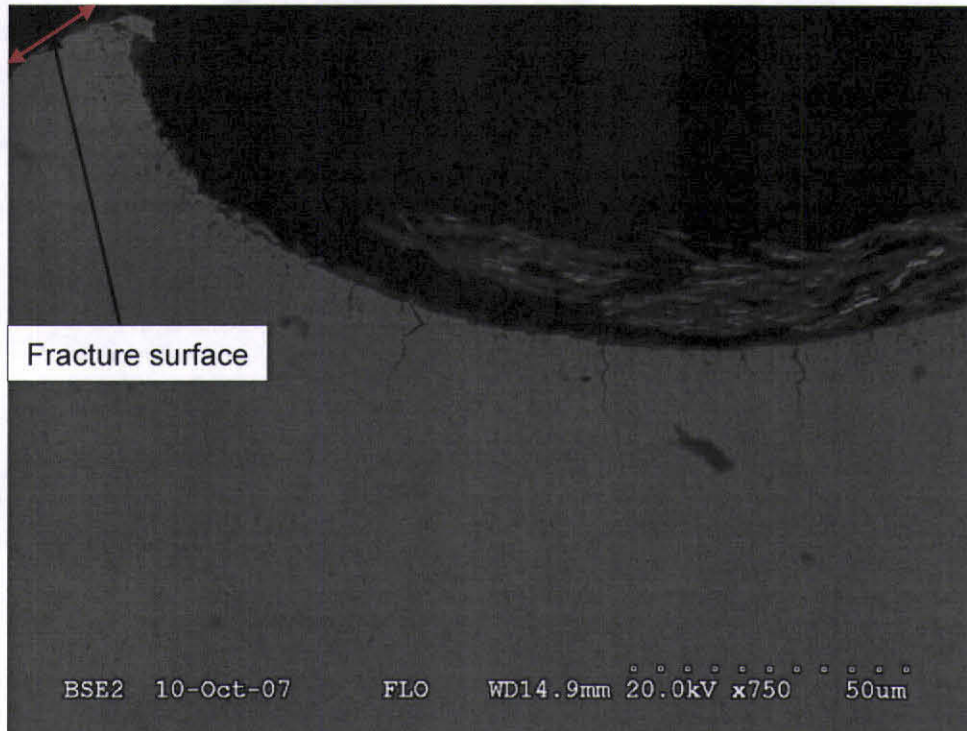


Figure 7 Picture of cross section through thread root close to the bolt fracture. Area also shown in Figure 6.

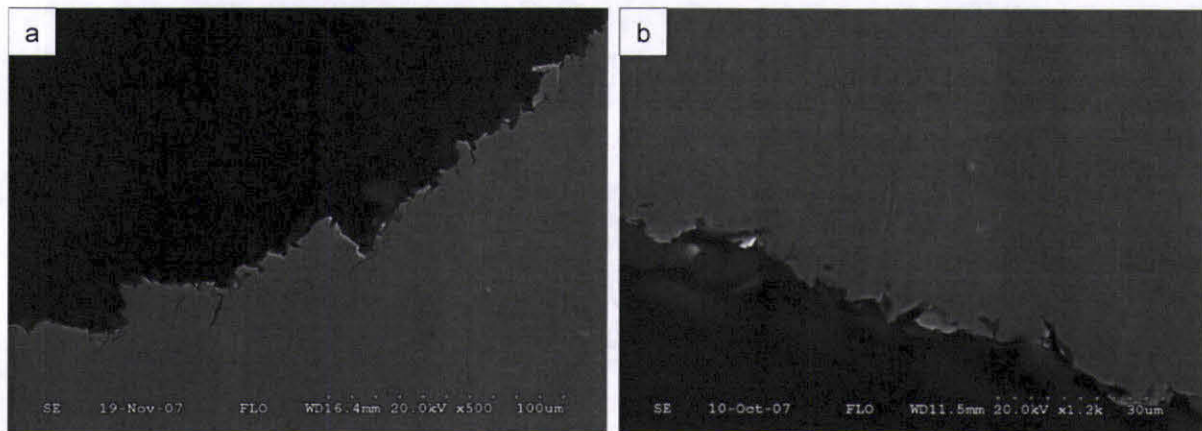


Figure 8ab Picture of cross section through fracture surface 4a in Figure 3.

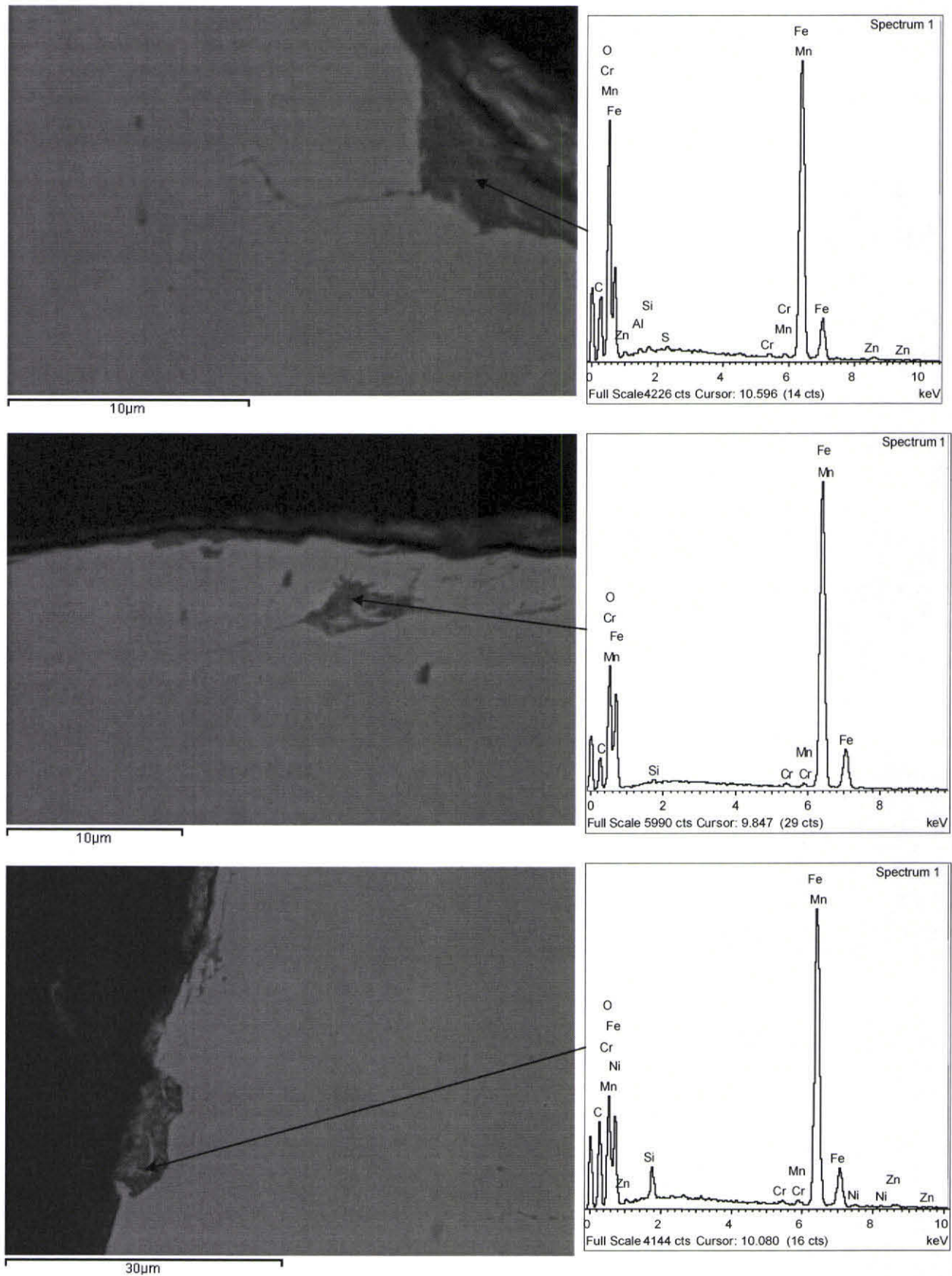


Figure 9 a-c Picture from the cross section of fracture surface 4a in Figure 3 with EDS spectrums showing traces of iron oxides.

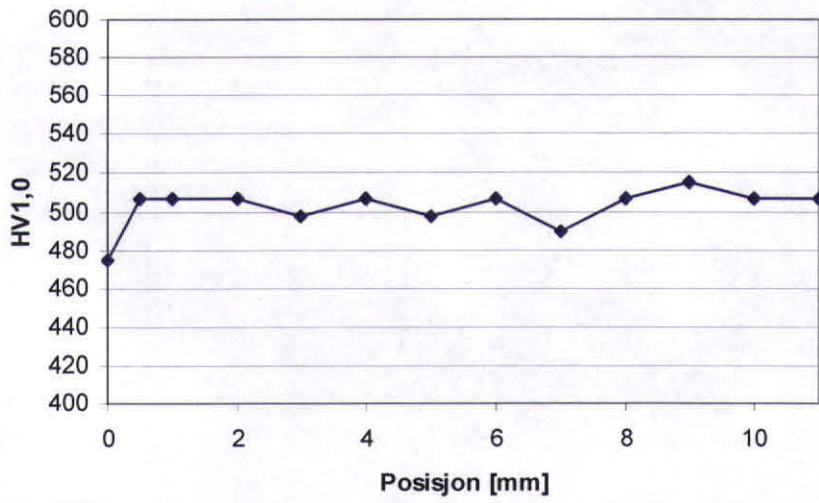


Figure 10 Hardness profile through the cross section of bolt 4a in Figure 3.

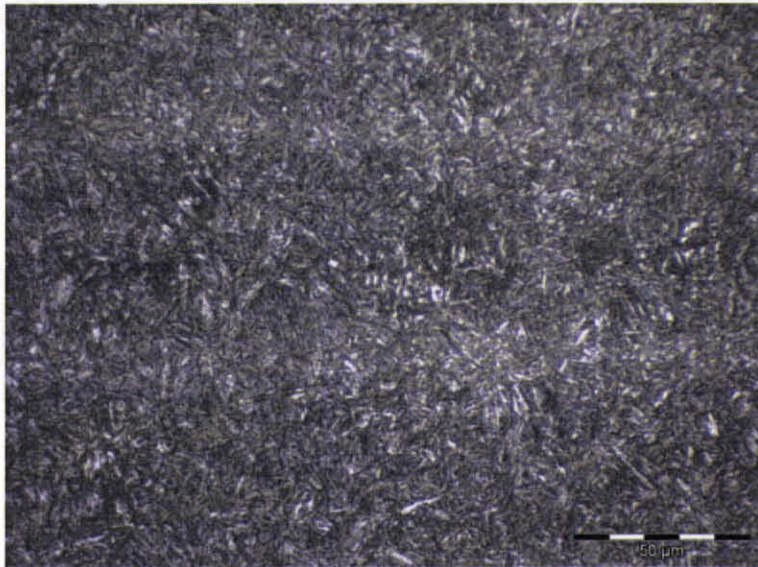


Figure 11 Base material microstructure for bolt 4 a in Figure 3. Polished specimen etched in Nital.

2.3 Reference bolts

In order to reveal if the bolt quality of the failed bolts were similar to other bolts in production, three reference bolts were received for comparison. Cross sections were made through the bolts for metallographic investigation. Figure 12ab shows overview pictures of the cross section through reference bolt threads. The pictures reveal the presence of an imperfection at the thread top, and an uneven distribution of the corrosion protective layer. A picture of a thread root at higher magnification is shown in Figure 13, the attached EDS spectrums identifies the presence of an oxide layer at the coating base material interface, chromium particles at the grain boundaries in the base material towards the thread surface and a zinc based corrosion protective layer. The corrosion protective layer was unevenly distributed and features showing possible crack initiations were observed at some thread roots, as shown in Figure 14. A cross section through this area was made and a crack initiation was readily observed as shown in Figure 15. The microstructure of the bolt is shown in Figure 16, showing a structure consisting of tempered martensite. The bulk hardness was measured to be 41 HRC.

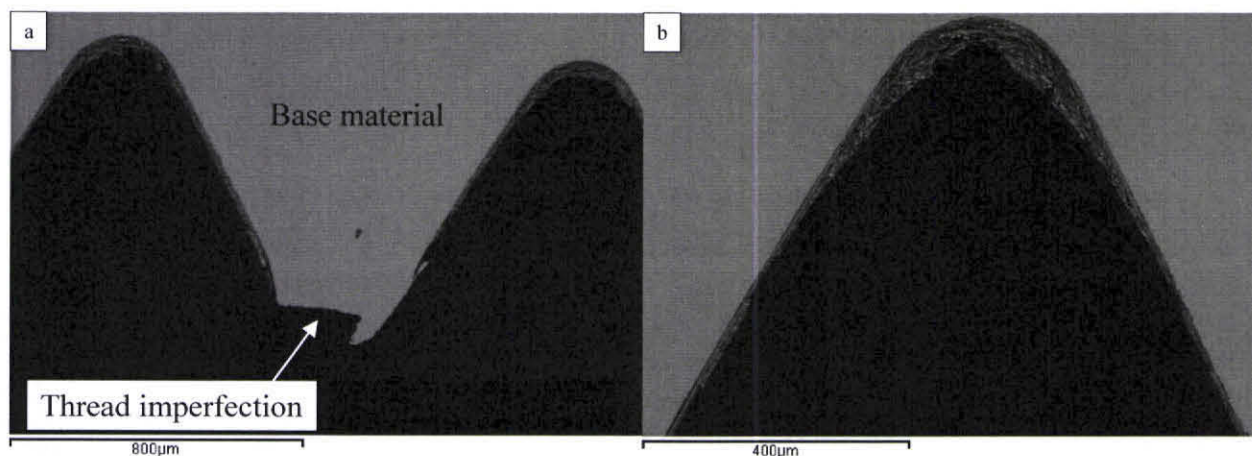


Figure 12 Overview picture in SEM of cross section through threads. a: Picture of thread imperfection. b: Picture showing uneven distribution of coating.

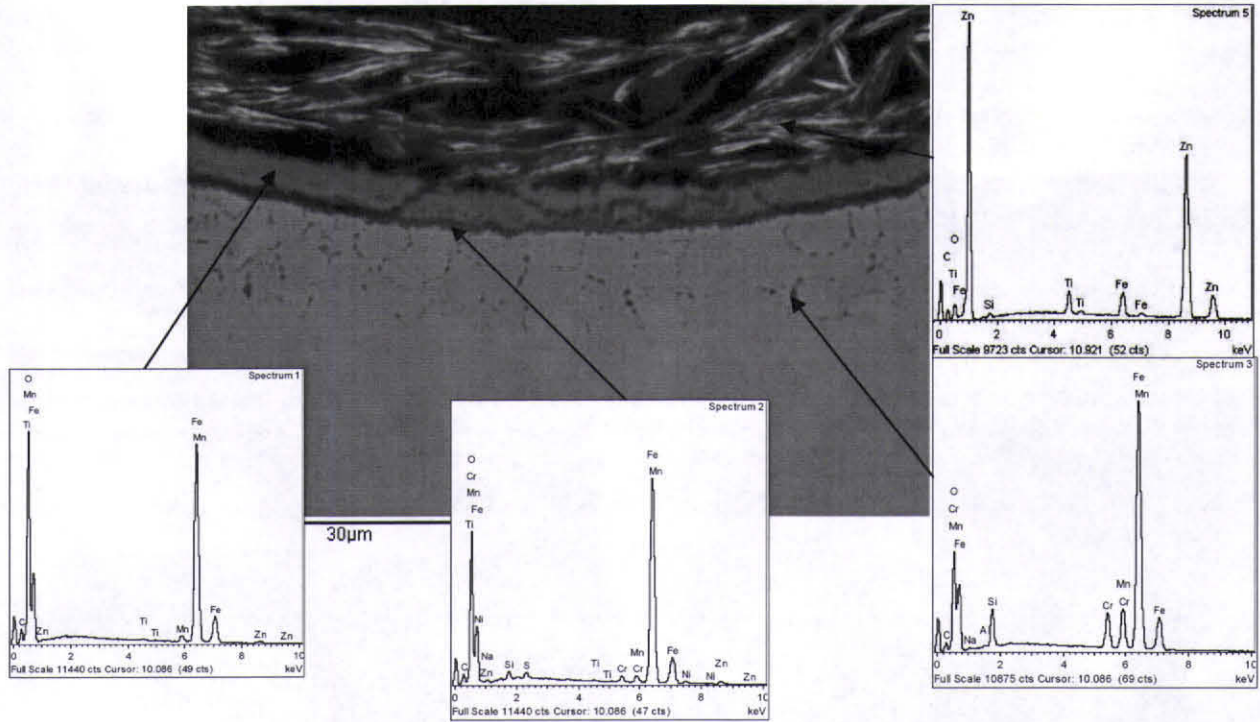


Figure 13 Picture of cross section through reference bolt. The attached EDS spectrums show: Spectrum 1 and 2 Oxides at the coating/base material interface. Spectrum 3 Chromium rich particles along grain boundaries. Spectrum 5 Zinc based corrosion protective coating.

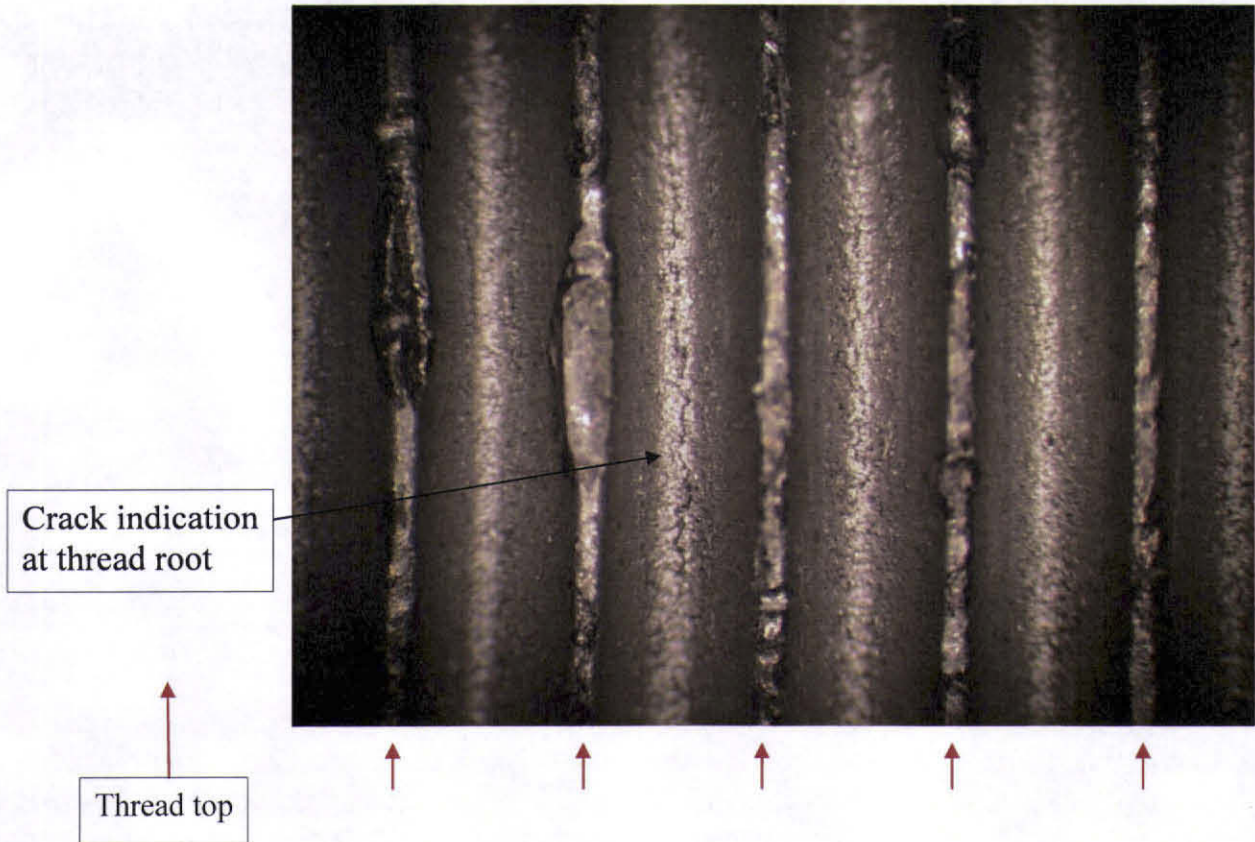


Figure 14 Picture in stereo light microscope of thread with crack indication. Thread tops are identified by red arrows.



Figure 15 Cross section through the area with crack indication at thread root as observed in SEM.

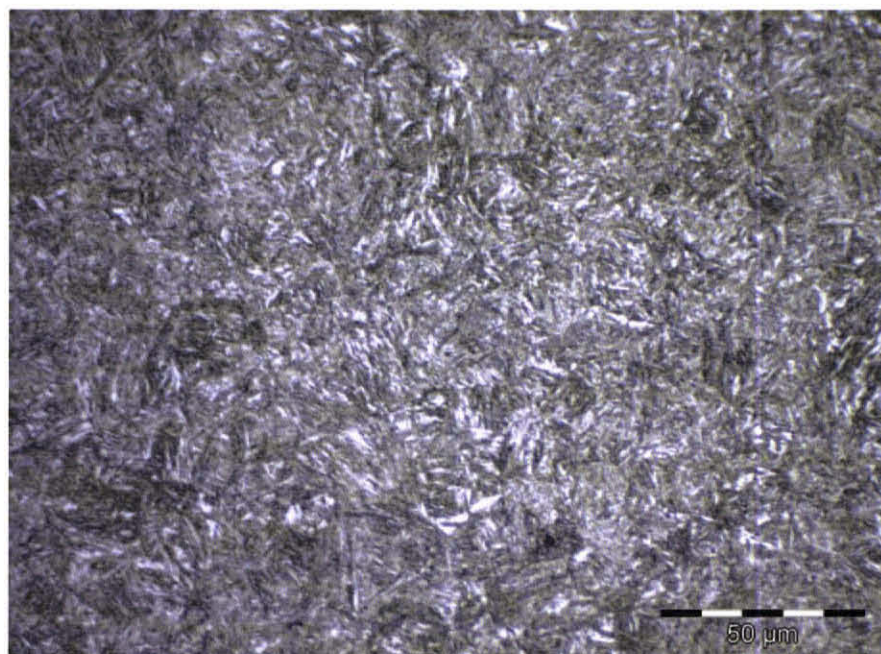


Figure 16 Microstructure of reference bolt. Polished sample etched in Nital.

3 Conclusion

Based on the obtained results the following is concluded:

The bolt quality is in general questionable as both the failed bolts and the received reference bolts shows irregularities as uneven coating distribution, oxides at the coating/bolt interface, intergranular chromium particles towards the bolt surface and crack initiations. The true cause for the observed deviations must be established. Quality and process control procedures should be revised.

The later parts of the bolt crack propagations are due to fatigue. The final fracture, when observed is very small and indicates low loading at the time of the final fracture. In order to explain the intergranular fracture surfaces observed at the crack initiation areas a fracture mode including stress corrosion cracking and corrosion assisted fatigue can not be excluded. Although the amount of branching that would be expected in the case of stress corrosion cracking is questionable, other explanations for the observed secondary cracking has not been established. The intergranular features observed along with the fatigue crack propagation could be related to high stress amplitudes. However, the very small ductile final fractures observed, does not support this mode, and corrosion assisted fatigue seems to give a more sound explanation.

Corrosion assisted fatigue would increase the cack propagation speed thus resulting in development of a critical failure over a short period of time as observed in the given case.

In order to obtain the true mode for the observed failure experimental work including corrosion, strain and fatigue testing must be performed. Such testing has not been in the scope of the current investigation.

Appendix 1

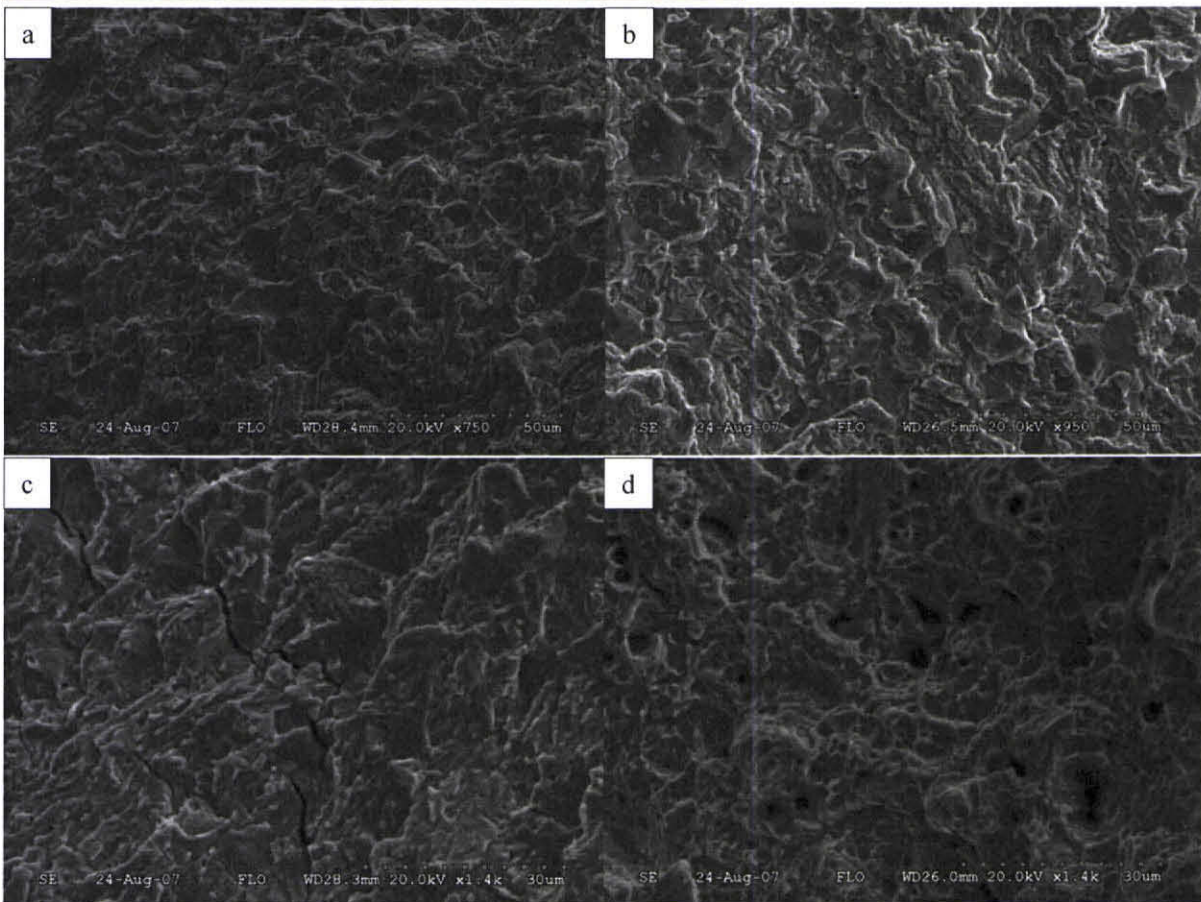
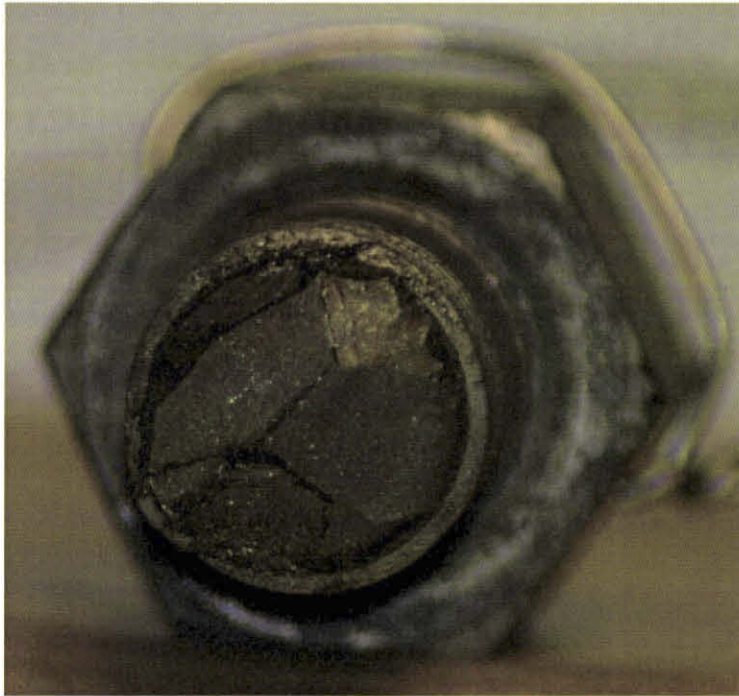


Figure 17 Representative pictures from fracture surface Bolt 1.

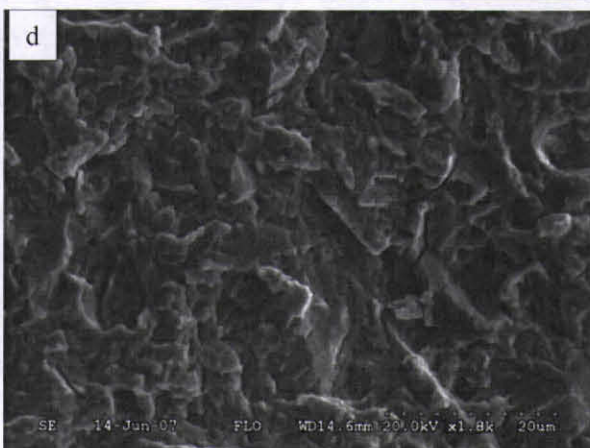
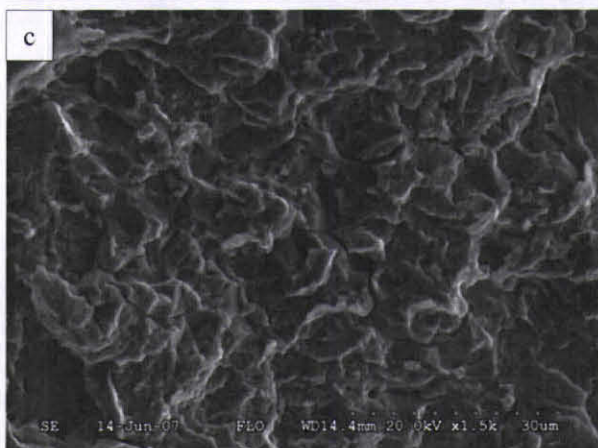
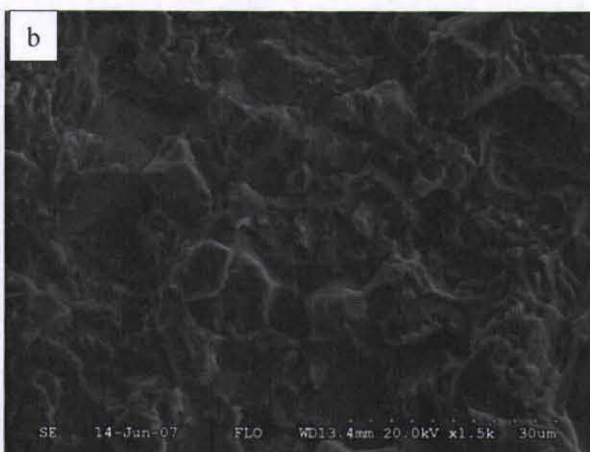
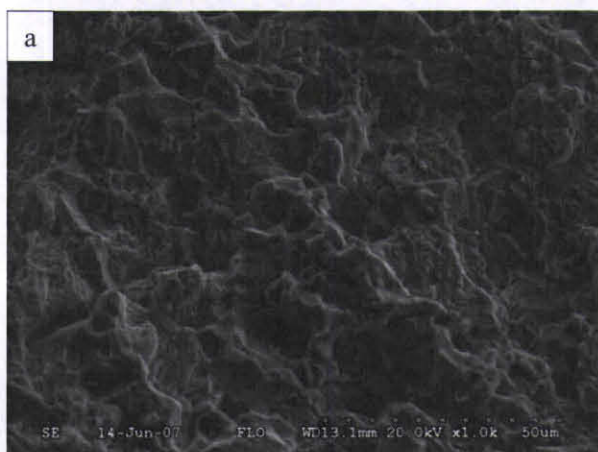


Figure 18 Representative pictures from fracture surface Bolt 2.

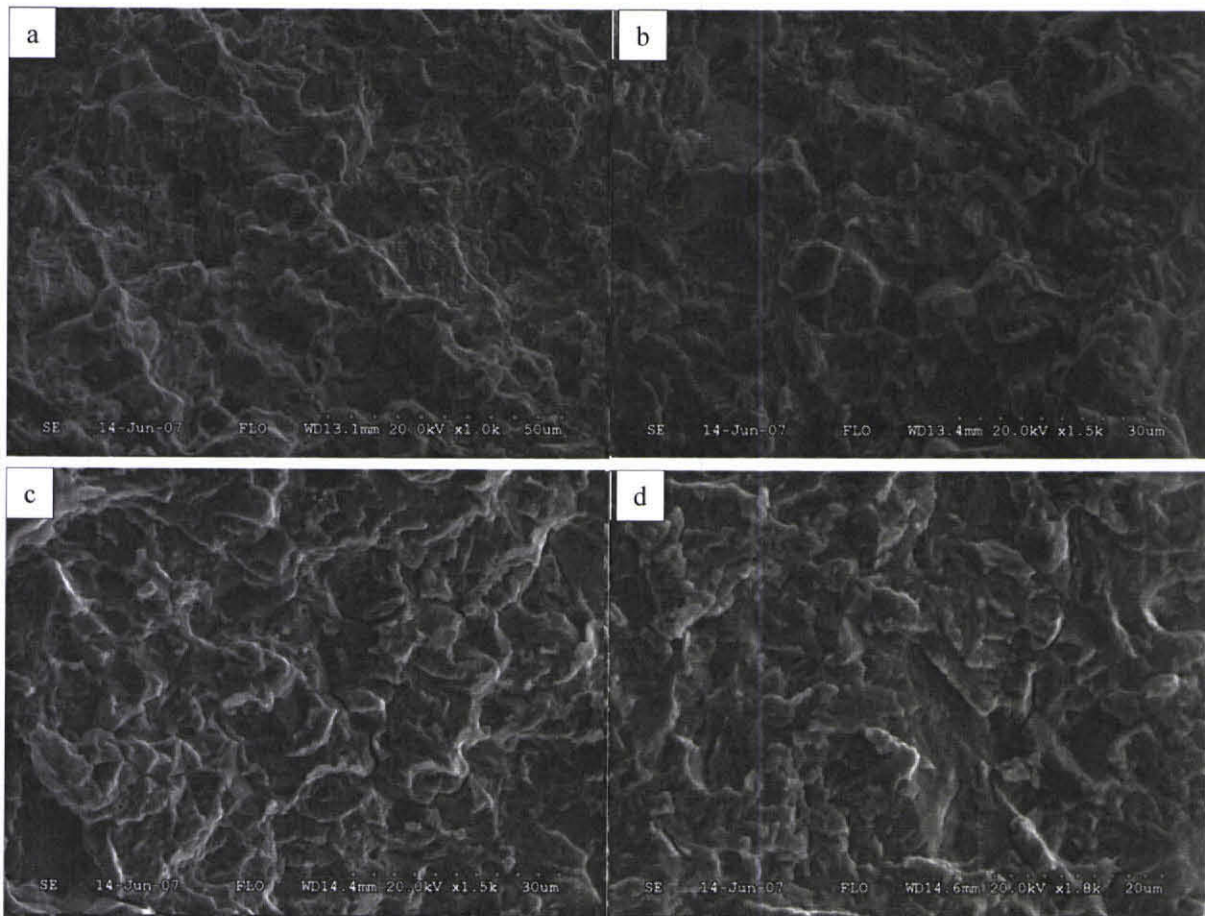


Figure 19 Representative pictures from fracture surface Bolt 3.

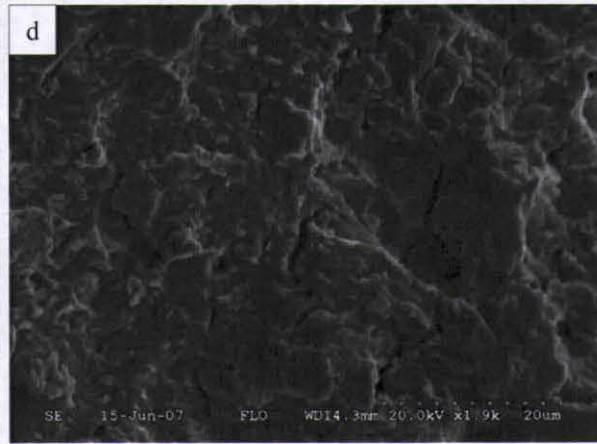
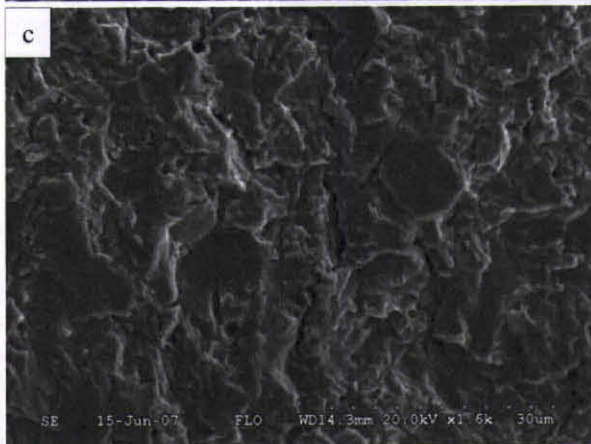
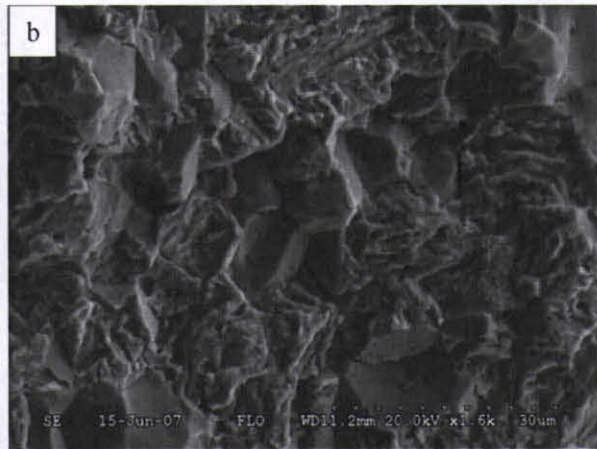
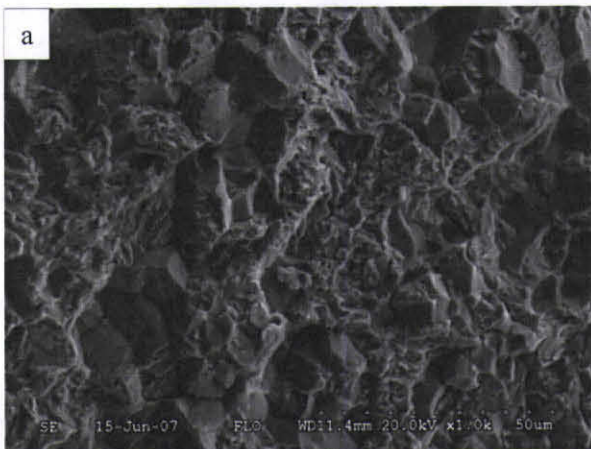


Figure 20 Representative pictures from fracture surface Bolt 4.

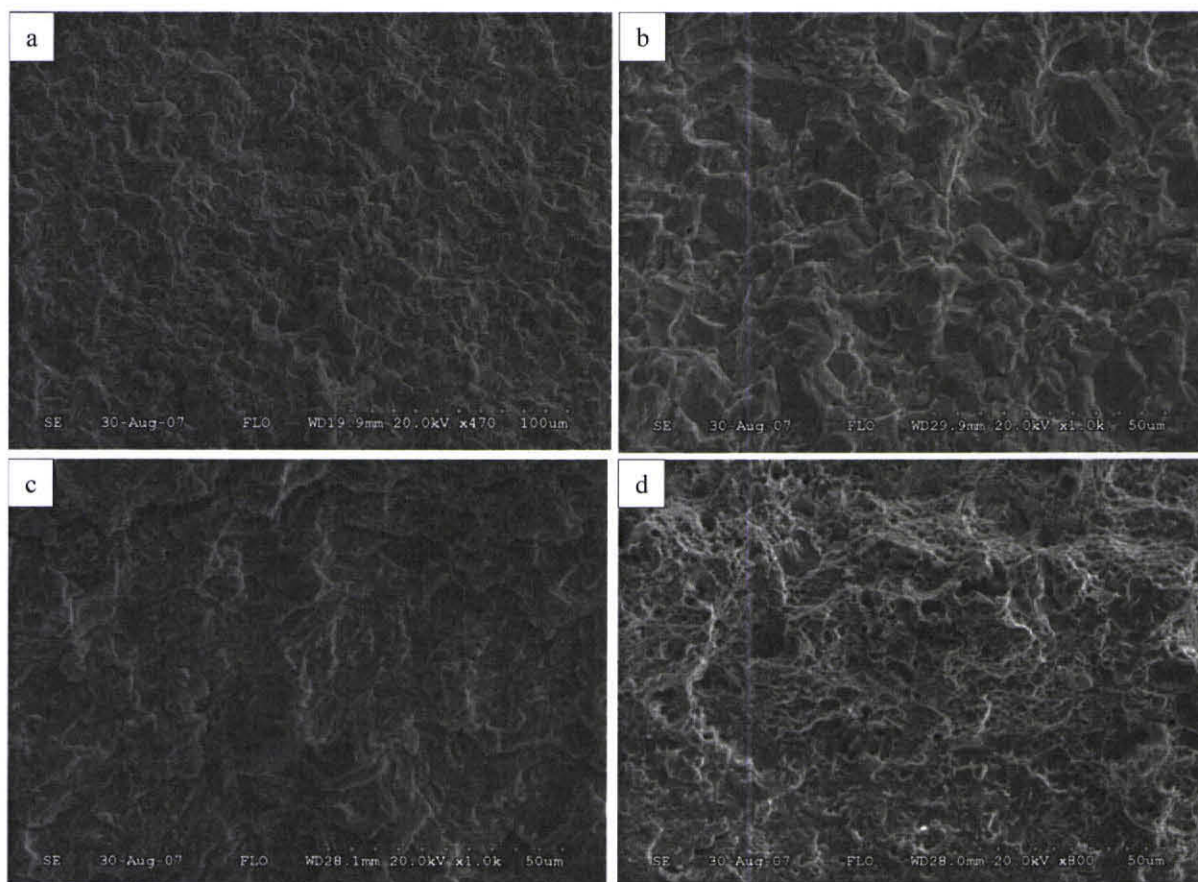


Figure 21 Representative pictures from fracture surface Bolt 5.

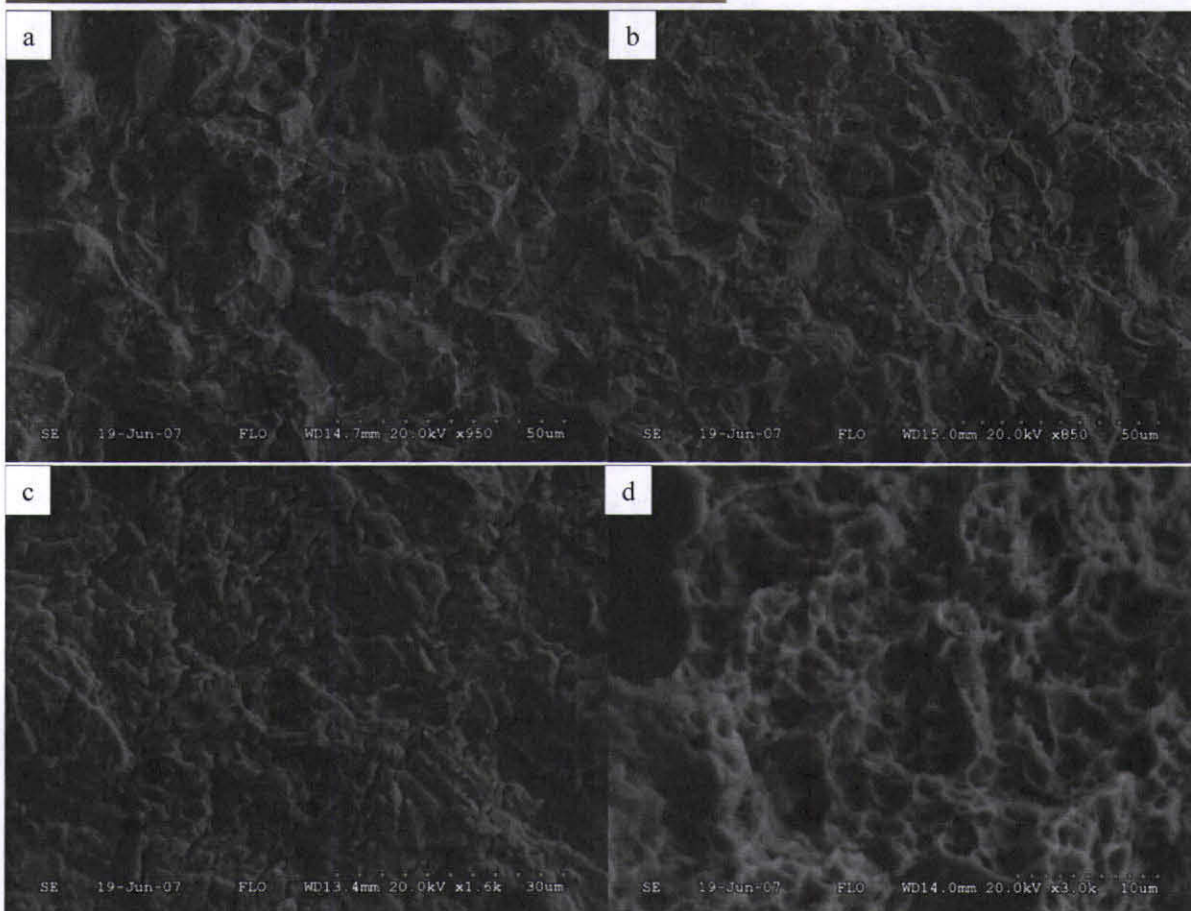


Figure 22 Representative pictures from fracture surface Bolt 6.