



ONDERZOEKRAAD
VOOR VEILIGHEID

Vliegtuigongeval na motorstoring



Vliegtuigongeval na motorstoring

Den Haag, maart 2016

De rapporten van de Onderzoeksraad voor Veiligheid zijn openbaar.

Alle rapporten zijn beschikbaar via de website van de Onderzoeksraad www.onderzoeksraad.nl

Foto cover: Nationale politie.

De Onderzoeksraad voor Veiligheid

Als zich een ongeval of ramp voordoet, onderzoekt de Onderzoeksraad voor Veiligheid hoe dat heeft kunnen gebeuren, met als doel daar lessen uit te trekken. Op die manier draagt de Onderzoeksraad bij aan het verbeteren van de veiligheid in Nederland. De Raad is onafhankelijk en besluit zelf welke voorvallen hij onderzoekt. Daarbij richt de Raad zich in het bijzonder op situaties waarin mensen voor hun veiligheid afhankelijk zijn van derden, bijvoorbeeld van de overheid of bedrijven. In een aantal gevallen is de Raad verplicht onderzoek te doen. De onderzoeken gaan niet in op schuld of aansprakelijkheid.

Onderzoeksraad
Voorzitter: mr. T.H.J. Joustra
prof. mr. dr. E.R. Muller
prof. dr. ir. M.B.A. van Asselt

Secretaris-directeur: mr. C.A.J.F. Verheij

Bezoekadres: Anna van Saksenlaan 50
2593 HT Den Haag

Postadres: Postbus 95404
2509 CK Den Haag

Telefoon: +31 (0)70 333 7000

Telefax: +31 (0)70 333 7077

Internet: www.onderzoeksraad.nl

Algemene gegevens.....	5
Samenvatting	6
Feitelijke informatie	7
Onderzoek en analyse.....	11
Conclusie	24
Aanbeveling	25
Bijlage A. Rapport NLR	26

ALGEMENE GEGEVENS

Nummer voorval:	2012096
Classificatie:	Ongeval
Datum en tijd ¹ voorval:	15 september 2012, omstreeks 19.10 uur
Plaats van het voorval:	In de omgeving van Valkenswaard
Registratienummer:	ES-YLS
Vliegtuigtype:	Aero Vodochody L-39C
Vliegtuigcategorie:	Eenmotorig straalvliegtuig
Soort vlucht:	Formatievlucht
Fase van de vlucht:	Kruisvlucht
Schade aan het vliegtuig:	Vernield
Aantal bemanningsleden:	Een
Aantal passagiers:	Een
Letselschade:	Geen
Overige schade:	Verontreiniging van een stuk grond
Visuele omstandigheden:	Daglicht

¹ De tijden in dit rapport zijn plaatselijke tijden tenzij anders vermeld.

Het L-39C Albatros-vliegtuig, met registratienummer ES-YLS, kreeg tijdens de vlucht motorproblemen. Dit vliegtuig maakte deel uit van een formatie van zeven vliegtuigen van het Breitling Jet Team. Deze problemen werden dermate ernstig dat de vlucht niet kon worden voortgezet. De piloot heeft de motor uitgeschakeld en het toestel in de richting van open terrein gestuurd. Daarna hebben hij en de andere inzittende, met behulp van de schietstoel, het vliegtuig verlaten. Het toestel kwam in een veld terecht. Beide inzittenden bleven ongedeerd. Na uitgebreid onderzoek bleken de motorproblemen in eerste instantie te zijn veroorzaakt door een defect van de voorste lager van de lagedrukturbine. Voorts kwam naar voren dat de beoordeling van de kwaliteit van de motorolie door een laboratorium plaatsvond zonder beschreven referenties. Ten slotte bleek dat de L-39C niet hoeft te voldoen aan de Europese veiligheidsvoorschriften voor de burgerluchtvaart.

De lange tijd tussen het voorval en de publicatie van het rapport is voornamelijk veroorzaakt door het aantal, soms langdurige (technische), onderzoeken die zijn uitgevoerd ten behoeve van dit onderzoek en de betrokkenheid van de onderzoekers bij andere onderzoeken met een hogere prioriteit.

De vlucht en het ongeval

Het Breitling Jet Team bestaat uit zeven toestellen van het type L-39C Albatros en voert demonstratievluchten uit op luchtvaartvertoningen. Op 15 september 2012 had het team demonstratievluchten uitgevoerd op de luchthaven van Den Helder (Den Helder Airport). Na hun show zijn de zeven toestellen om 18.47 uur in formatie vanaf Den Helder Airport vertrokken richting luchtmachtbasis Kleine Brogel in België.

Omstreeks 19.10 uur, toen de formatie op een hoogte van ongeveer 3500 voet met een snelheid van 550 km/uur boven Valkenswaard vloog, kreeg één van de toestellen, ES-YLS, motorproblemen.

Beide leden van de bemanning van ES-YLS, de piloot die voorin zat en de monteur die achterin zat, voelden steeds sterker wordende motorvibraties. Na een paar seconden roken zij een brandlucht. Ongeveer 20 seconden later kreeg de piloot een algemene alarmwaarschuwing. Het alarmlampje ter indicatie van een overschrijding van de veiligheidslimiet van de motorvibraties lichtte op en de oliedruk begon te dalen. De piloot bracht de andere leden van de formatie op de hoogte van de motorproblemen. Kort daarna hoorde hij een explosie waarna het motorvermogen begon weg te vallen. Nadat een van de andere piloten uit de formatie doorgaf dat er vlammen uit de uitlaat van het vliegtuig kwamen, heeft de piloot de brandstoftoevoer afgesloten waarna de motor stopte. Vervolgens heeft hij het brandblusapparaat in werking gesteld om een mogelijke brand in de motor te blussen. Aangezien het vliegtuig op dat moment te ver verwijderd was van luchtmachtbasis Kleine Brogel en er geen andere vliegvelden in de buurt waren, besloot de piloot dat de monteur en hij zich met hun schietstoelen in veiligheid moesten brengen. Vervolgens heeft hij het toestel in de richting van een leeg terrein gestuurd. Op een hoogte van ongeveer 1500 voet verliet eerst de monteur het vliegtuig met behulp van de schietstoel, gevolgd door de piloot. Het toestel kwam terecht in een aardappelveld en werd daarbij volledig vernield. De twee inzittenden kwamen in de buurt van het wrak op de grond terecht.

Nadat de hulpdiensten ter plaatse waren gekomen, werd de monteur voor nader onderzoek naar het ziekenhuis gebracht. Na het onderzoek mocht hij het ziekenhuis weer verlaten.



Figuur 1: ES-YLS na het ongeluk. (Foto: Nationale politie)

De piloot

De ES-YLS werd bestuurd door een 52-jarige piloot die van 1980 tot 2000 als straaljagerpiloot in dienst was geweest van de Franse luchtmacht. Hij was in het bezit van een geldig brevet als beroepsvlieger (Commercial Pilot Licence, CPL) voor de volgende bevoegdverklaringen en vliegtuigtypes: eenmotorig landvliegtuig (Single Engine Piston, SEP land), Pilatus PC7, PA46, Let L39, Instrument Rating (IR), Class Rating Instructor Aeroplanes (CRI A) en Flight Instructor (FI A). Hij was eveneens in het bezit van een geldig medisch certificaat klasse 1, geldig tot en met 30 september 2013. Onderstaande tabel geeft een overzicht van zijn vliegervaring.

Vliegervaring in uren	
Totaal voor alle vliegtuigtypes	Circa 8500
Totaal op type	Circa 1200
Totaal afgelopen 90 dagen (alle types)	Circa 100

Tabel 1: De vliegervaring van de piloot.

Het toestel

De ES-YLS was een eenmotorig straalvliegtuig van het merk en model Aero Vodochody L-39C. Dit vliegtuigtype is uitgerust met een Ivchenko AI-25TL turbofanmotor. Het vliegtuig heeft twee achter elkaar geplaatste schietstoelen.

De, in de Tsjechische Republiek gebouwde, Aero Vodochody L-39C is ontworpen als militair trainingsvliegtuig en als licht aanvalsvliegtuig. Het toestel kan worden uitgerust met wapens of andere militaire uitrusting. Volgens regelgeving van de Europese Unie kan een dergelijk militair vliegtuigtype in het burgerluchtvaartregister worden geregistreerd voor civiel gebruik.



Figuur 2: L-39C. (Foto: Aero Vodochody)

ES-YLS

De ES-YLS is in 1985 onder nummer 533638 gebouwd en heeft zijn eerste vlucht gemaakt op 2 december 1985. Het vliegtuig was daarna tot juli 1995 in dienst als trainingstoestel bij een militaire vliegschool in de voormalige Sovjet Unie. Het vliegtuig was tussen 1995 en 2002 opgeslagen.

In 2002 is het vliegtuig vervolgens verkocht aan een onderneming uit Estland en op 7 september 2002 als ES-YLS geregistreerd in het luchtvaartuigenregister van dat land. Volgens het bewijs van inschrijving was een firma uit Estland eigenaar en exploitant van het vliegtuig. Vanaf 25 september 2002 was het vliegtuig in Frankrijk gestationeerd en werd het in gebruik genomen door het Breitling Jet Team. Op 27 november 2002 kreeg het vliegtuig een andere eigenaar en exploitant. Een bedrijf uit Luxemburg werd eigenaar en een Frans luchtvaartbedrijf werd exploitant van het vliegtuig. Het Breitling Jet Team maakt deel uit van dit luchtvaartbedrijf. Het bewijs van inschrijving werd overeenkomstig gewijzigd.

De ES-YLS had een geldig bewijs van luchtwaardigheid in de categorie 'beperkt'² met als vervaldatum 14 december 2012. Deze beperking hield in dat het betreffende bewijs van luchtwaardigheid alleen geldig was in Estland. Estland is lid van het Europees Agentschap voor de veiligheid van de luchtvaart (EASA), maar andere landen (al dan niet lid van EASA) hoeven een dergelijk nationaal bewijs niet te erkennen.

Tot aan de dag van het ongeval had het vliegtuig totaal 1975,5 vliegreuren gemaakt.

2 In Estland is de categorie 'beperkt' van toepassing op onder andere voormalige militaire vliegtuigen.

De ES-YLS werd onderhouden volgens het onderhoudsprogramma van het Breitling Jet Team, goedgekeurd door de Estlandse autoriteiten. Het onderhoud werd in Frankrijk uitgevoerd door in dat land permanent gestationeerde werknemers van een onderhoudsbedrijf uit Estland, in samenwerking met onderhoudspersoneel van het luchtvaartbedrijf.

Volgens de technische administratie zijn het vliegtuig en de motor regelmatig geïnspecteerd. De laatste verplichte 50-uurs inspectie werd uitgevoerd op 12 en 13 september 2012. Uit onderhoudsdocumenten blijkt dat bij deze inspectie alle verplichte onderhoudswerkzaamheden zijn uitgevoerd en er geen afwijkingen gevonden zijn. De onderhoudsverklaring is ondertekend door een bevoegde Estlandse onderhoudsemployé van het Franse luchtvaartbedrijf.

De motor, een Ivchenko AI-25TL,³ is tussen 15 januari en 24 maart 2004 gereviseerd waarna het aantal vliegreuren van de motor weer op nul is gezet. Na deze datum is de motor tot 30 oktober 2009, toen deze in ES-YLS werd geïnstalleerd, niet meer gebruikt. Op de dag van het ongeluk was de motor sinds de revisie in totaal gedurende 192 uur en 30 minuten gebruikt.

Het weer

Volgens het Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut (KNMI) was het weer in de omgeving van Valkenswaard ten tijde van het ongeluk:

Wind	Richting in graden	Snelheid in knopen
Op grondniveau:	210	3
Op 500 voet:	230	7
Op 2000 voet:	250	10
Op 5000 voet:	300	10
Zicht:	Meer dan 10 kilometer	
Bewolking:	Gedeeltelijk bewolkt (een wolkendichtheid van tussen de 5/8 en 7/8). Wolkenbasis op 3700 voet met toppen op 4000 voet	
Turbulentie:	Geen	
Temperatuur/dauwpunt:	15/12 °C	

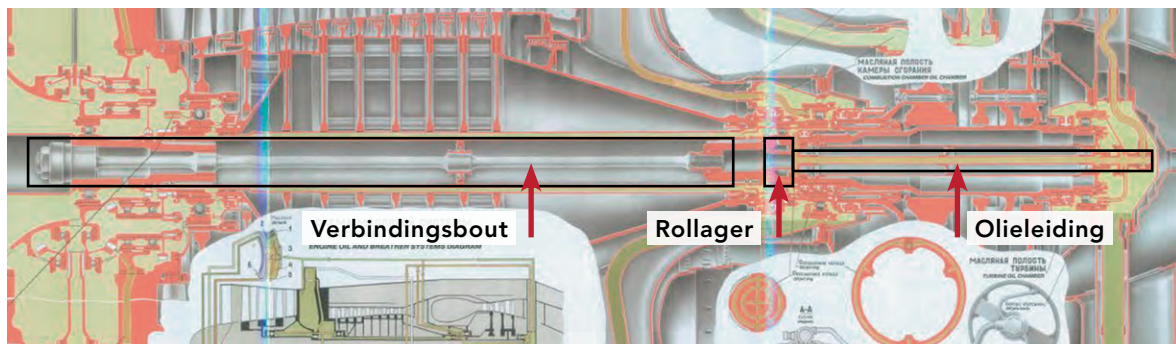
Tabel 2: Overzicht van weersomstandigheden op het moment van het ongeluk.

3 Motornummer 7082521800215.

Technisch onderzoek

Na de berging werd een eerste technisch onderzoek aan het wrak in Nederland uitgevoerd. Bij dit onderzoek waren zowel deskundigen van vliegtuigfabrikant Aero Vodochody als motorexperts aanwezig. Uit het onderzoek bleek dat de turbine- en fanbladen ernstig verbrand waren, wat erop wees dat deze aan een abnormaal hoge uitlaatgastemperatuur waren blootgesteld. Door deze schade en de verklaring van de piloot over hevige vibraties tijdens de vlucht, werd gedacht aan een lagerdefect als mogelijke oorzaak van de motorstoring. Om te onderzoeken of het inderdaad aan een defecte lager lag, was nader onderzoek en volledige demontage van de motor bij een motoronderhoudsbedrijf noodzakelijk.

Omdat Oekraïne, het land waar de motor ontworpen en gebouwd is, aanvankelijk niet op deelname aan het onderzoek had gereageerd, is de motor op 20, 21 en 22 maart 2013 bij LOM Praha in de Tsjechische Republiek gedemonteerd. Demontage van de motor vond plaats in aanwezigheid van luchtvaartonderzoekers uit Estland, de Tsjechische Republiek en Nederland. Uit het onderzoek kwamen defecten aan de voorste rollager van de lagedrukturbine, een olieleiding en de 'coupling bolt' (verbindingsbout)⁴ naar voren. De voorste rollager vertoonde tekenen van extreme slijtage, de olieleiding was verdraaid en gescheurd en de verbindingsbout was verbogen en in vier delen gebroken. Deze onderdelen bevinden zich in de motor tussen de lagedrukcompressor en lagedrukturbine. Nader onderzoek van de onderdelen was nodig om de exacte oorzaak van deze defecten te achterhalen.

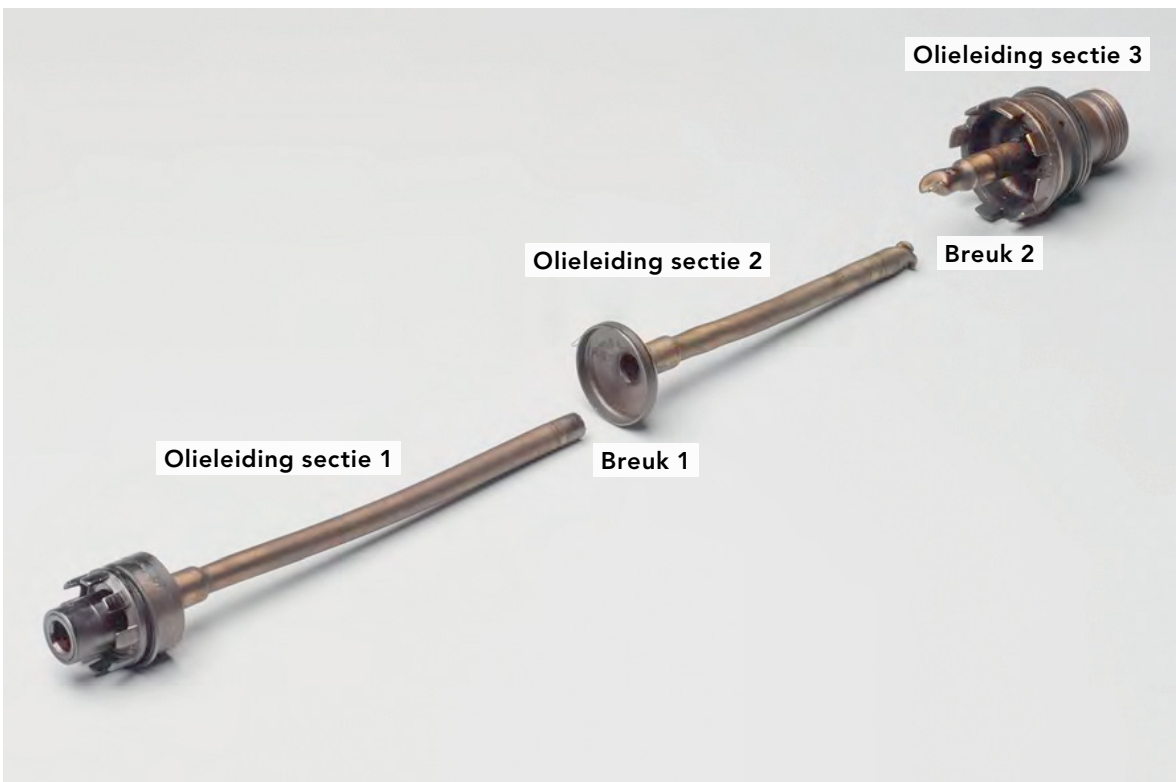


Figuur 3: Schematische tekening van de motor met de drie bovengenoemde onderdelen. (Foto: Book of Charts and Diagrams AI-25TL)

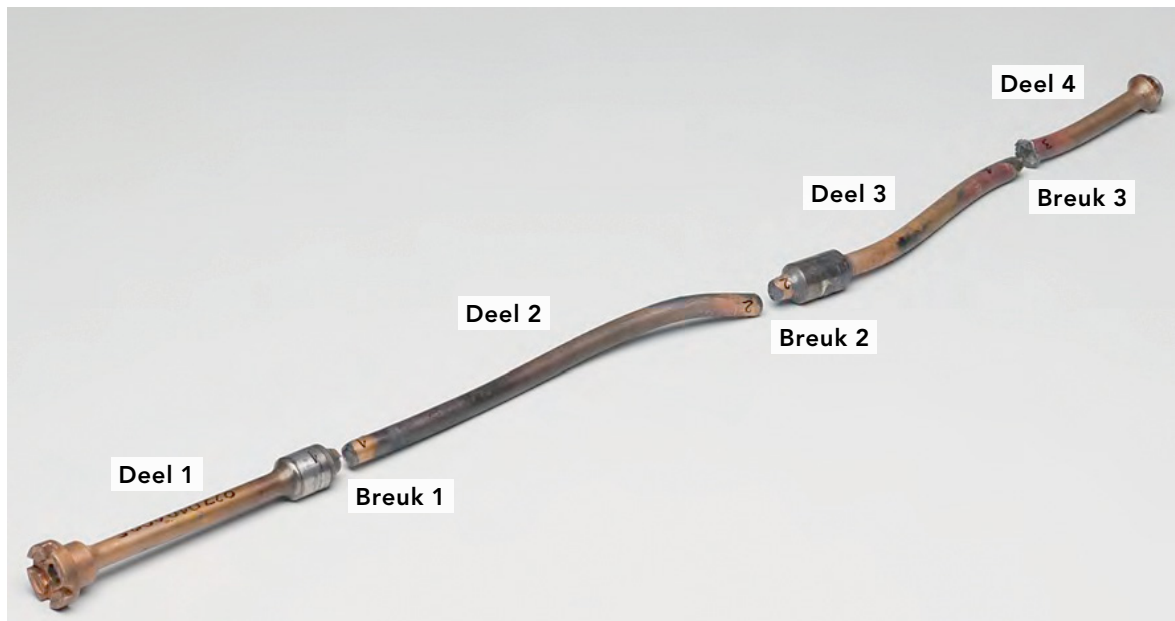
4 De verbindingsbout houdt de lagedrukturbine op een vaste afstand van de bijbehorende lagedrukcompressor.



Figuur 4: De defecte voorste rollager. (Foto: NLR)



Figuur 5: De verdraaide en gescheurde olieleiding. (Foto: NLR)



Figuur 6: De verbogen en gebroken 'coupling bolt'. (Foto: NLR)

Op verzoek van de Onderzoeksraad voor Veiligheid heeft het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) gedetailleerd metallurgisch onderzoek aan deze onderdelen uitgevoerd. Dit onderzoek was gebaseerd op de volgende hoofdvragen:

- Kan de oorzaak van de motorstoring en opeenvolgende gebeurtenissen worden bepaald op basis van de schade aan de voorste rollager, olieleiding en verbinding-bout?
- Is vast te stellen of een verbeterd (nieuw) type rollager was aangebracht?

De samenvatting van de bevindingen van het NLR, zoals die in het onderzoeksrapport⁵ staan vermeld, luidt:

- Barsten in het materiaal van de binnenste ring van de lager, van het binnenste loopvlak afgesleten materiaal, slijtagedeeltjes in de olie en de vlak voor het neerstorten opgetreden vibraties wijzen op de lager als basisoorzaak van de crash. De slijtage en vibraties van de lager hebben hoogstwaarschijnlijk geleid tot meer spanning op de verbindingbout en verbuiging in sectie 2 van de verbindingbout. Het wegvallen van de verbindingbout heeft draaiing veroorzaakt tussen beide uiteinden van de olieleiding wat heeft geleid tot torsie waarbij de leiding door overbelasting bij respectievelijk breuk 2 en 1 is ingescheurd. De barsten in het basismateriaal van de binnenste ring, het van het binnenste loopvlak afgesleten materiaal en de slijtagedeeltjes in de olie zijn aanwijzingen voor het feit dat een langzaam slijtageproces is voorafgegaan is aan de uiteindelijke storing.
- De markeringen op de lager en de chemische samenstelling geven aan dat het verbeterde type lager was aangebracht.

⁵ Failure analysis of several gas turbine engine components, Aero L-39C Albatros aircraft, NLR-CR-2013-263-V2, april 2014, zie bijlage A.

Olieanalyses in het laboratorium

Monteurs van het Franse luchtvaartbedrijf hebben tijdens onderhoud op 6 augustus 2012 een hydraulisch lek gevonden ter hoogte van de pompafvoer. Daarop hebben zij de hydraulische pomp vervangen en de motor proefgedraaid waarbij na afloop een afwijkende kleur van de motorolie opviel. Omdat deze afwijkende kleur mogelijk het gevolg was van een intern lek van de eerste hydraulische pomp is een oliemonster genomen ter bevestiging van dit lek en is op 8 augustus 2012 de motorolie ververst. Tussen 2 en 12 augustus 2012 zijn er geen vluchten met het toestel gemaakt. Op 22 augustus 2012 is het oliemonster voor analyse naar het laboratorium gestuurd dat het luchtvaartbedrijf voor reguliere olieanalyses gebruikt. Na de onderhoudsbeurt van 6 augustus 2012 is de toestand van de motor in de gaten gehouden door na iedere vlucht de magnetische plug van de oververhitting- en chipdetector⁶ te controleren. Daarnaast werd besloten het oliefilter van de motor bij de daaropvolgende 50-uurs inspectie te controleren. Deze extra controle kwam niet voor in het onderhoudsschema van de motorfabrikant.

In het analyserapport van het oliemonster dat het luchtvaartbedrijf op 28 augustus 2012 ontving van het laboratorium, werd de status van de motoronderdelen (aangegeven als 'components'⁷) geclassificeerd als 'normal' (1 op een schaal van 1 t/m 5). De status van de olie (aangegeven als 'fluid') was geclassificeerd als 'danger' (5 op een schaal van 1 t/m 5).⁸ Samenvattend werd de toestand van de olie ook als 'danger' geclassificeerd. Verdere opmerkingen uit dit rapport: *"Wij constateren een abnormale vervuiling van de olie - we adviseren de motor preventief te inspecteren - controleer de bedrijfstemperatuur - drain en spoel indien mogelijk de smeerolie. De gemeten waarden vallen binnen normale grenzen."* Er staat niet in het rapport of er hydraulische vloeistof in het oliemonster aangetroffen is.

Desgevraagd gaf het laboratorium aan dat er bij ES-YLS alleen bezinksel op het gravimetrische membraan was aangetroffen en dat geadviseerd was om de olie te verversen. De verontreiniging was mogelijk veroorzaakt door een afwijkende bedrijfstemperatuur van de motor. Alle gemeten elementen van de olie vielen binnen normale waarden. De analist is tot de classificatie van de olie gekomen zonder enige schriftelijke referentie. De beoordeling van de toestand van de olie was slechts gebaseerd op het feit dat de olie helder moest zijn. Als er enig bezinksel uit de olie op het gravimetrische membraan zit, moet de olie volgens het lab met een 5 (gevaarlijk) worden geclassificeerd.

Tussen 12 augustus en 9 september 2012 zijn er tien vluchten uitgevoerd met een totale vliegtijd van 7 uur en 10 minuten. Er zijn geen bijzonderheden in de vluchtdocumenten genoteerd.

Volgens verklaring van het luchtvaartbedrijf zijn de aanbevelingen van het laboratorium toegepast omdat er in de onderhoudshandboeken van de AI-25TL niet vermeld staat

6 Een magnetische plug in het turbinegedeelte van de motor waarop afzetting van metaaldeeltjes uit de motorolie plaats vindt.

7 Components zijn alle bewegende delen van de motor die met motorolie worden gesmeerd.

8 De toestand kan worden geclassificeerd als normaal, attentie of gevaar waarbij 1 en 2 'normaal' zijn, 3 en 4 'attentie' en 5 'gevaar'.

wat te doen als er bij de laboratoriumanalyse afwijkingen van de olie worden aangetroffen. De motorolie was al op 8 augustus 2012 vervangen en een 50-uurs motorinspectie was op 12 en 13 september 2012 uitgevoerd; de bedrijfstemperatuur was door de piloten gedurende de vluchten gecheckt en normaal bevonden. Daarnaast hadden monteurs de magnetische plug van de motor elke dag dat het vliegtuig in gebruik was, gecontroleerd en werden geen bijzonderheden aangetroffen. Volgens het luchtvaartbedrijf was de magnetische motorplug op 15 september 2012, voor de fatale vlucht, nog gecheckt en normaal bevonden, dat wil zeggen dat er geen metaaldeeltjes op werden aangetroffen.

Een monster van de motorolie dat op 13 september 2012 tijdens de 50-uurs motorinspectie genomen was, werd op 17 september 2012 naar het laboratorium gestuurd, twee dagen na het ongeval. Het luchtvaartbedrijf kreeg de resultaten de volgende dag, 18 september 2012, terug. In het laboratorium werd nog steeds een abnormale vervuiling van de olie gevonden. In vergelijking met de resultaten van het oliemonster van 8 augustus 2012 was het concentratiepercentage van de aangetroffen stoffen fosfor, lood, zwavel en cadmium vergelijkbaar en waren de ferrometriewaarden⁹ hoger. De waarde van grote metaaldeeltjes was gestegen van 1,8 naar 8,6 en van de kleine metaaldeeltjes van 0 naar 3,5. De classificatie op een schaal van 1 tot 5 van motor en olie was dezelfde als die van 8 augustus 2012, namelijk 1 respectievelijk 5. Hierbij plaatste het laboratorium de volgende kanttekening: 'Wij zien nog steeds een abnormale vervuiling van de olie. Wij constateren waarden van toevoegingen¹⁰ die in overeenstemming zijn met te verwachten hoeveelheden.'

In een reactie heeft het laboratorium aangegeven dat: *"de slijtage van onderdelen in meerdere tests wordt vastgesteld:*

*Spectrometrie voor metaaldeeltjes tussen 1 en 5 μ ,
Ferrometrie en gravimetrisch membraan voor metaaldeeltjes tot 250 μ .*

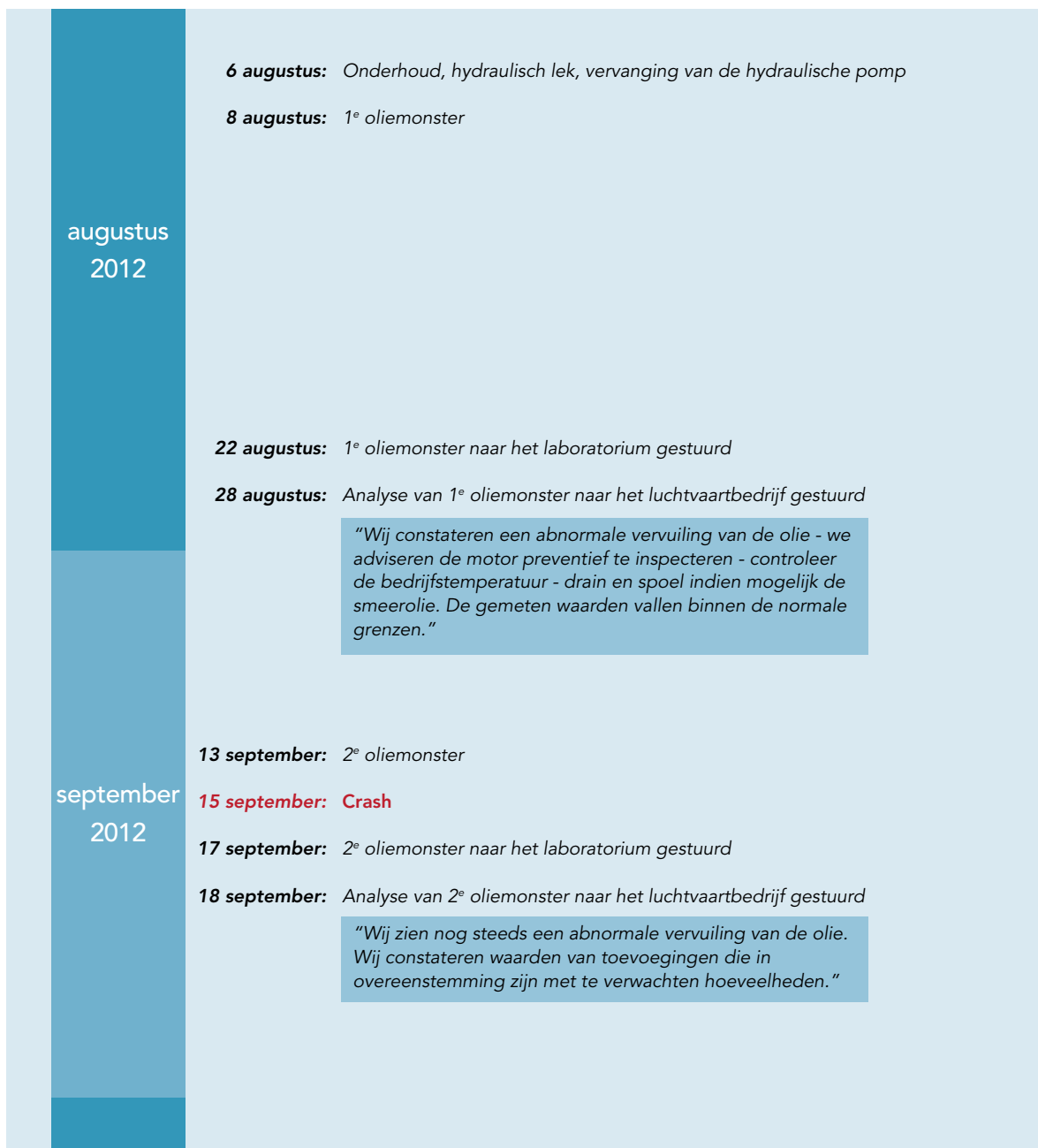
Het resultaat van beide laboratoriumtests (22/8 en 13/9) liet zeer lage waarden zien. Daarom werd de status van de componenten als normaal beoordeeld (waarde: 1).

Ondanks dat de toename van de CPU¹¹ zeer groot lijkt, zijn de CPU-waarden voor augustus (= 2) en september (=12) volledig correct omdat ze beide erg laag zijn. Er zijn geen limieten voor de CPU-waarde omdat elk onderdeel zijn eigen slijtagekenmerken heeft. De resultaten moeten worden beoordeeld in vergelijking met de in spectrometrie en ferrometrie gevonden waarden van bijvoorbeeld ijzer, chroom en koper en met de in de gravimetrische membraantest gevonden waarden."

⁹ Het aantal metaaldeeltjes per eenheid.

¹⁰ Zwavel wordt als additief gebruikt in veel oliën die een extreme druk moeten kunnen weerstaan en in vloeistoffen waar metalen op inwerken. Een zwavelhoeveelheid van 585 mg/kg in beide oliemonsters werd als normaal beoordeeld.

¹¹ CPU staat voor de Franse afkorting 'Concentration en Particules d'Usure' (Concentratie slijtagedeeltjes).



Figuur 7: Tijdlijn van belangrijke gebeurtenissen.

Onderhoudshandboek

Het onderhoudshandboek van de AI-25TL motor beschrijft onder andere de bediening en het onderhoud van de motor. Relevante delen uit het handboek worden hieronder besproken.

Op pagina 30b staat wanneer het LOW OIL PRESS-sigitaal oplicht. In een van de beschreven gevallen is er sprake van metaaldeeltjes (chips) in de olie en/of wanneer de olietemperatuur in de retourleiding van de ruimtes van de voor- en achterlager van de turbine hoger is geworden dan 202 °C (+5/-2) (signalen van één of de twee oververhitting-chipdetectoren).

In het onderhoudshandboek wordt ook beschreven wanneer de motor buiten gebruik moet worden gesteld:

- Indien er metaaldeeltjes worden gevonden op de magneet van de oververhitting- en chipdetector en het lijkt dat deze deeltjes bij fabricage, reparatie of tijdens gebruik van de motor daarin terecht zijn gekomen, moeten de oververhitting- en chipdetector, het oliefilter en de magnetische plug worden doorgespoeld. Daarna kan gebruik van de motor worden hervat. Na een periode van 10 tot 15 motoruren moet een inspectie plaatsvinden van de oververhitting- en chipdetector, het oliefilter en de magnetische plug. Als bij deze controle wederom dergelijke deeltjes gevonden worden, moet de motor uit dienst worden genomen.
- Als er geen metaaldeeltjes op de oververhitting- en chipdetector worden aangetroffen, er in de buurt van de magneet geen donkerbruine afzettingen van olieafbraakproducten zijn en er geen kooldeeltjes in de olie uit de oververhitting- en chipdetector worden aangetroffen maar de smeltveiligheid smeltsporen bevat of niet uit de binnenkant verwijderd kan worden, moet de motor uit dienst worden genomen.
- Als de metaaldeeltjes die in de detector worden gevonden, glimmen en verschillen in grootte en vorm of er afzettingen zijn van donkerbruine olieafbraakproducten op de oververhitting- en chipdetector in de buurt van de magneet, en er kooldeeltjes in de olie uit de filterkamer van deze detector worden aangetroffen, dan moet de motor uit dienst worden genomen.

Er staat niet in het onderhoudshandboek beschreven hoe moet worden omgegaan met afwijkingen van de motor- en oliekenmerken die uit een olieanalyse van een laboratorium blijken. In de loop van het onderzoek werd duidelijk dat bijvoorbeeld de Thaise luchtmacht ervoor gekozen heeft een eigen lijst met onderhoudseisen voor motorolieanalyse op te stellen omdat het handboek van de motorfabrikant daarvoor geen bruikbaar referentiekader bevatte. Het motorhandboek beschrijft wél wat moet worden gedaan als er metaaldeeltjes worden aangetroffen op de magneet van de oververhitting- en chipdetector. In dat geval moet er nauwkeurig worden gekeken naar de aard en toestand van de deeltjes. Wat moet worden gedaan, hangt af van grootte, vorm en kleur van de deeltjes.

Analyse

Gesteld kan worden dat de relevante gebeurtenissen startten toen het luchtvaartbedrijf te maken kreeg met een defect aan de hydraulische pomp. Na onderhoudswerkzaamheden om dit probleem op te lossen, werd een oliemonster naar het laboratorium gestuurd ter bevestiging van het lekken van hydraulische vloeistof in de motorolie ten gevolge van de defecte hydraulische pomp. Hoewel onderhoudspersoneel al indicaties had gevonden van de aanwezigheid van hydraulische vloeistof in de motorolie, maakt het laboratoriumrapport daar geen melding van. Er werd wel bezinksel gevonden op het gravimetrische membraan waaruit bleek dat de motorolie verontreinigd was. Daarom werd de toestand ervan als 'danger' geclassificeerd. Zonder schriftelijke referentie was deze classificatie slechts gebaseerd op de persoonlijke mening van personeel van het laboratorium. Daarnaast beschrijft het onderhoudshandboek van de motor niet welke maatregelen bij een dergelijk laboratoriumresultaat moeten worden genomen. Er staat alleen beschreven wat te doen als metaaldeeltjes in de motorolie worden gevonden.

Het laboratorium heeft wel de hoeveelheid maar niet de aard en toestand van de metaaldeeltjes in de oliemonsters onderzocht. Hoewel dit niet in het onderhoudshandboek staat vermeld en de hoeveelheid metaaldeeltjes volgens het laboratorium laag was, was naast de kwantitatieve, een kwalitatieve analyse van de oliemonsters ook op zijn plaats geweest. Dit zou een extra controle op de toestand van de motor zijn geweest.

Op grond van de classificatie 'danger' van de olietoestand heeft het luchtvaartbedrijf het advies van het laboratorium opgevolgd en aanvullende maatregelen genomen. Omdat het bedrijf de waarde van de classificatie niet goed kon inschatten, was zij van mening dat de genomen maatregelen adequaat waren en dat er geen aanvullende corrigerende maatregelen hoefden te worden genomen. Een bevestiging hiervan is het feit dat er gedurende en na vluchten (vóór de fatale vlucht) niets abnormaals werd gevonden. Bij controle van de oververhitting- en chipdetector na elke vlucht zijn er geen deeltjes gevonden op de magneet, dus was er geen reden voor nadere inspectie van de motor. Er was ook geen reden om de motor uit dienst te nemen, omdat geen van de in het onderhoudshandboek beschreven signalen zich bij gebruik van het vliegtuig voordeed.

Het oplichten van het LOW OIL PRESS-sigitaal tijdens een vlucht had een indicatie kunnen zijn geweest dat er metaaldeeltjes in de olie waren terechtgekomen en/of dat de olietemperatuur boven een waarde van 202 °C (+5/-2) was uitgekomen in de retourleiding van de ruimtes van de voor- en achterlager van de turbine. Omdat dit alarmsigitaal nooit is opgelicht, was er voor het luchtvaartbedrijf ook geen reden om meer maatregelen te nemen.

Vanwege al deze omstandigheden is het vanuit het oogpunt van het luchtvaartbedrijf te verklaren dat, ondanks de hoogste classificatie ('danger') van de kwaliteit van de olie, niet is besloten de mogelijke oorzaak van de verontreiniging van de olie nader te onderzoeken of de motor te vervangen.

Uit de resultaten van de olieanalyse van het monster van 13 september 2012 bleek dat de met betrekking tot de motorolie genomen maatregelen niet voldoende waren geweest, want de motorolie was nog steeds verontreinigd. Mogelijkerwijze had een voortschrijdende motorslijtage kunnen worden opgemerkt, maar de waarden van de metaaldeeltjes in de olie waren erg laag en gaven geen aanleiding tot nader onderzoek. Bovendien kwamen de laboratoriumresultaten pas na de crash beschikbaar en konden dus niet meer door het luchtvaartbedrijf voor aanvullende maatregelen worden gebruikt.

In het onderhoudshandboek staat geen methodologie van olieanalyse door een laboratorium ter detectie van metaaldeeltjes beschreven. Het laboratorium verklaarde dat er voor de status van de vloeistof geen schriftelijk kwantificeerbare criteria worden gebruikt. Dit wordt beoordeeld op basis van de gesteldheid van de vloeistof. Dit zou kunnen leiden tot verschillende beoordelingen van de oliekwaliteit bij ruwweg dezelfde bevindingen.

De Onderzoeksraad voor Veiligheid is van mening dat objectieve standaarden nodig zijn voor de beoordelingen van oliemonsters om er voor te zorgen dat een veilige werking van de motor wordt gegarandeerd door gevalideerde referenties.

Ondanks dat de reactie van het luchtvaartbedrijf op de olieanalyse verklaarbaar is, heeft de Onderzoeksraad bedenkingen bij het voortzetten van vluchten met ES-YLS zonder verder onderzoek naar de oorzaak van de verontreiniging. Hoewel het precieze gewicht van de term 'danger' door het ontbreken van een duidelijk referentiekader niet kon worden bepaald, was deze kwalificatie reden geweest voor een nadere analyse van het probleem om een veilige vluchttuitvoering te garanderen.

Aanvullend laboratorium onderzoek

In juli 2014 heeft de Onderzoeksraad voor Veiligheid een chemisch laboratorium van het Nederlandse ministerie van Defensie verzocht twee oliemonsters te onderzoeken die van ES-YLS genomen waren bij het eerste technische onderzoek na de crash. Het doel van het onderzoek was de aard van de verontreiniging te bepalen en ook de aanwezigheid aan te tonen van hydraulische olie in de monsters die afkomstig waren van het motoroliefilter en de -tank. Dit is gedaan omdat de motorfabrikant van mening was dat er mogelijk hydraulische vloeistof in het motoroliesysteem was gekomen.

In het rapport van het Nederlandse ministerie van Defensie¹² stonden onder meer de volgende bevindingen. Met name de elementen ijzer, lood en magnesium waren in verhoogde concentraties aanwezig. De concentratie van deze elementen in het oliefilter was hoger dan die in de olietank. In de verontreiniging van de filterolie zat een groot aantal deeltjes met een hoge aluminium- en/of siliciumconcentratie. De verontreiniging van de tankolie was fijner en ook daarin zaten opvallend hoge hoeveelheden aluminium en silicium. Na overleg met het chemische laboratorium komt de Raad tot de conclusie dat de verhoogde concentratie van deze metalen slechts kon worden verklaard door versnelde slijtage van sommige motoronderdelen. Het is nog steeds onduidelijk of dit oorzaak of gevolg is van het uitvallen van de motor. De hoeveelheid silicium is in overeenstemming met het laboratoriumresultaat dat er bezinsel op het gravimetrische membraan was aangetroffen. De aanwezigheid van hydraulische olie kon in geen van beide monsters worden vastgesteld.

De Onderzoeksraad heeft de resultaten van de twee eerdergenoemde olieanalyses van ES-YLS vergeleken met de resultaten van drie vergelijkbare analyses van een ander L-39C-vliegtuig dat met hetzelfde motortype was uitgerust en met een olieanalyse van ES-YLS uit juni 2011. Er zijn geen significante verschillen tussen de waarden van de elementen in de oliemonsters gevonden.

Motorfabrikant

De motorfabrikant was van mening dat het bezwijken van de voorste lager van de lagedrukturbine in eerste instantie was veroorzaakt door verminderde smering en koeling gedurende een lange tijd, nadat hydraulische vloeistof in het oliesysteem was gekomen. Volgens de fabrikant had het luchtvaartbedrijf het binnendringen van hydraulische vloeistof in het motoroliesysteem in een vroeg stadium bij vluchtvoorbereidingen kunnen opmerken door een uitblijvend verbruik van motorolie, een toename van het niveau daarvan in de motorolietank en door de daling van het vloeistofvolume in het hydraulische systeem van het vliegtuig.

¹² Onderzoek olie Albatros L-39 straaljager, Koninklijke Marine, november 2014.

De Raad heeft de onderhoudsdocumentatie grondig bestudeerd maar geen afwijkingen gevonden met betrekking tot olieconsumptie of hydraulische vloeistof. Dientengevolge kon bovengenoemde verklaring van de motorfabrikant noch bevestigd, noch uitgesloten worden.

Als maatregel om het gebruik van alle AI-25TL-motoren in L-39-vliegtuigen in de Europese Unie betrouwbaar te houden, acht de motorfabrikant het belangrijk een ondersteunend systeem voor het gebruik van deze motoren in het leven te roepen met deelname van de ontwerper (SE 'IVCHENKO-PROGRESS').

Op basis van het NLR-rapport, van de resultaten van de beide olieanalyses van het laboratorium en van overig onderzoek, kan worden geconcludeerd dat het defect aan het lager mogelijk veroorzaakt is door:

- hydraulische vloeistof die het oliesysteem van de motor is binnengedrongen, of
- een abnormale vervuiling van de motorolie, veroorzaakt door bezinksel.

Beide scenario's kunnen de smerende en koelende eigenschappen van de motorolie hebben verminderd. Het kon echter niet vastgesteld worden welk scenario het meest waarschijnlijk was.

Europese wetgeving

In EU-Verordening (EG) nr. 216/2008 staan de algemene eisen voor luchtvaartuigen, organisaties en personen die in de luchtvaartsector werkzaam zijn. Deze eisen zijn opgesteld om te allen tijde een hoge, uniforme standaard in de luchtvaartindustrie te garanderen met het oog op de veiligheid van Europese burgers. Dit wordt bereikt door collectieve veiligheidsregels en -maatregelen die er voor zorgen dat alle producten, personen en organisaties binnen de EU aan deze eisen voldoen.

Volgens de Verordening hoeven deze gemeenschappelijke eisen niet op alle luchtvaartuigen van toepassing te zijn; er kan een uitzondering worden gemaakt voor luchtvaartuigen van een eenvoudig ontwerp, luchtvaartuigen voor hoofdzakelijk lokale vluchtuitvoeringen en zelfgebouwde, bijzonder zeldzame of slechts in beperkte aantallen geproduceerde luchtvaartuigen. Dit soort luchtvaartuigen vallen onder het toezicht van de individuele lidstaten: andere lidstaten zijn op basis van deze Verordening niet verplicht een dergelijke nationale regelgeving te erkennen.¹³

In bijlage II bij artikel 4 (4.) van EU-Verordening (EG) nr. 216/2008 staat precies vermeld voor welke luchtvaartuigen een uitzondering wordt gemaakt. Deze lijst vermeldt onder andere:

(d) luchtvaartuigen die in dienst van strijdkrachten zijn gebruikt, tenzij het een type luchtvaartuig betreft waarvoor het Agentschap een ontwerpnorm heeft vastgesteld;

¹³ EU-Verordening (EG) 216/2008, overwegingen onder (5).

Aangezien het Europees Agentschap voor de veiligheid van de luchtvaart (EASA) geen ontwerpnorm heeft vastgesteld voor de Aero Vodochody L-39C - een vliegtuigtype dat in gebruik is en was bij de strijdkrachten van een aantal landen - is Verordening (EG) nr. 216/2008 door de Estlandse luchtvaartautoriteiten niet van toepassing verklaard op dit type vliegtuig. Daarom hoeft dit vliegtuig niet te voldoen aan Europese voorschriften voor de burgerluchtvaart. Dit betekent onder andere dat eigenaars hun vliegtuig- en motoronderhoud zelf mogen inrichten, al dan niet met gebruik van handboeken van de fabrikant om hun onderhoudswerkzaamheden aan te toetsen. Als gevolg daarvan zijn er mogelijk lagere onderhouds- en luchtwaardigheidsnormen waardoor het veiligheidsniveau onduidelijk is.

De L-39 is van oorsprong een militair vliegtuig dat niet alleen in dienst is geweest van, maar ook nog steeds in gebruik is bij strijdkrachten. Daarnaast heeft het vliegtuig geen eenvoudig ontwerp en wordt het, als civiel vliegtuig veelvuldig voor beroepsmatige vluchten gebruikt. Dit type vliegtuig voldoet daarmee niet aan de omschrijving waarvoor de uitzondering van EU-Verordening (EG) nr. 216/2008 is bedoeld: luchtvaartuigen van een eenvoudig ontwerp, luchtvaartuigen voor hoofdzakelijk lokale vluchtuitvoeringen en zelfgebouwde, bijzonder zeldzame of slechts in beperkte aantallen geproduceerde luchtvaartuigen. Het is voor de Onderzoeksraad daarom onduidelijk waarom de Estlandse luchtvaartautoriteiten de L-39C hebben uitgezonderd van Verordening (EG) nr. 216/2008.

Toezicht

Het bewijs van luchtwaardigheid voor ES-YLS was slechts geldig in het luchtruim boven Estland. Daarom heeft de Inspectie Leefomgeving en Transport (ILT) namens de staatssecretaris van Infrastructuur en Milieu op grond van de artikelen 3.8 en 3.21 van de Wet luchtvaart aan alle vliegtuigen van het Breitling Jet Team, voor de duur van hun verblijf in Nederland, een vergunning afgegeven voor het gebruik in het Nederlandse luchtruim. Volgens de verordening van 17 februari 2004/Nr.IVW/DL/03.520960 (Beleidsregel ont-heffingen luchtwaardigheid) is deze vergunning afgegeven na ontvangst van de bewijzen van inschrijving en luchtwaardigheid en van de verzekeringspolis. In de memorie van toelichting bij deze verordening staat dat de ter compensatie van het lagere veiligheidsniveau opgelegde vliegbeperkingen van belang zijn. Er zijn evenwel geen vliegbeperkingen aan het Breitling Jet Team opgelegd. De enige voorwaarden waarvan melding wordt gemaakt zijn:

1. *Het toestel moet gevlogen en onderhouden worden overeenkomstig de voorschriften zoals vastgelegd in het betreffende bewijs van luchtwaardigheid.*
2. *Een kopie van de vrijstelling moet aanwezig zijn aan boord van het bewuste vliegtuig.*

Volgens de ILT is er door de genoemde voorwaarden een toereikend veiligheidsniveau gewaarborgd. Het is de Onderzoeksraad niet duidelijk hoe het lagere veiligheidsniveau van het vliegtuig gecompenseerd is omdat de ILT aan de vluchten van het Breitling Jet Team in het Nederlandse luchtruim geen beperkingen heeft opgelegd.

Overigens verleent de ILT sinds 2013 geen ontheffing meer voor vliegtuigen van militaire oorsprong.¹⁴

Toezicht wordt uitgeoefend door het land waar het vliegtuig geregistreerd staat. Voor ES-YLS is dit Estland. Met betrekking tot de jaarlijkse verlenging van het bewijs van luchtwaardigheid beoordelen inspecteurs van de Estlandse luchtvaartautoriteit het vliegtuig en controleren zij of het vliegtuig aan de relevante voorschriften voldoet en of het onderhoud eraan gedaan is conform de van toepassing zijnde voorschriften. Wanneer het vliegtuig luchtwaardig is verklaard, wordt een nieuw bewijs van luchtwaardigheid afgegeven door de Estlandse autoriteiten. Het toezicht op in het buitenland gestationeerde, maar in Estland geregistreerde vliegtuigen is beperkt. Er kan niet worden aangetoond dat dit beperkte toezicht in dit geval een fatale rol heeft gespeeld.

Estland is een van de weinige Europese landen waar het Aero Vodochody L-39C-vliegtuig in het burgerluchtvaartregister geregistreerd mag worden. Dit heeft tot gevolg dat een groot aantal van deze vliegtuigen - gestationeerd in verschillende Europese landen - in het Estlandse burgerluchtvaartregister geregistreerd staat.

In Nederland wordt dit vliegtuigtype ook voor verschillende doeleinden gebruikt, inclusief vluchten ten behoeve van het Ministerie van Defensie. Toezicht wordt door de Estlandse autoriteiten vooral op afstand uitgevoerd en heeft meestal maar een beperkte reikwijdte. Werkelijke inspecties blijven beperkt tot de hoognodige ter verlenging van het bewijs van luchtwaardigheid. Onaangekondigde inspecties vinden nooit plaats. Het ontbreken van adequaat toezicht in combinatie met het ontbreken van luchtwaardigheidseisen vergelijkbaar met die van de burgerluchtvaart, resulteert mogelijk in onveilige vluchtoperaties. Zoals in dit geval waar een adequaat referentiekader en eisen voor oliemonsters ontbraken, waardoor er geen belemmeringen waren om het vliegtuig te blijven gebruiken.

Eerder heeft de Onderzoeksraad al onderzoeken uitgevoerd naar incidenten met vliegtuigen die niet onder EU-luchtwaardigheidsvoorschriften vielen en geregistreerd waren in het buitenland maar gestationeerd in Nederland, zoals de Yak-52. Uit deze onderzoeken kan onder andere worden geconcludeerd dat toezicht op zulke vliegtuigen in Nederland door buitenlandse luchtvaartautoriteiten maar een beperkte reikwijdte heeft. Toezicht door de Nederlandse luchtvaartautoriteiten - die niet primair verantwoordelijk zijn - is ook maar beperkt. Wat de Yak-52 betreft werd er, na verzoeken van gebruikers van dit vliegtuigtype, nieuwe wetgeving aangenomen waardoor dit type vliegtuig in het Nederlandse luchtvaartregister kon worden ingeschreven. Hierdoor kunnen de Nederlandse luchtvaartautoriteiten er nu toezicht op houden. Dit geldt niet voor vliegtuigen die zijn vrijgesteld van EU-verordening (EG) nr. 216/2008 en die in andere landen geregistreerd staan. Deze vliegtuigcategorie is over het algemeen niet aan enige gebruiksbepijking gebonden.

¹⁴ De ILT past vanaf 2013 een stringenter ontheffingenbeleid toe waarbij meer nadruk ligt op de technische aspecten van een aanvraag. Het stringentere beleid is vastgelegd in het 'Normenkader ontheffingen luchtwaardigheid'. Het normenkader beschrijft duidelijk de voorwaarden aangaande de bijzondere omstandigheden en de status van luchtwaardigheid. Het huidige normenkader biedt geen ruimte voor de afgifte van ontheffingen voor luchtvaartuigen van militaire oorsprong.

Hierbij spreekt de Onderzoeksraad zijn bezorgdheid uit over de beperkte reikwijdte van toezicht op deze vliegtuigen, vooral als die in andere landen geregistreerd staan.

Volgens het bewijs van inschrijving was een rechtspersoon uit Luxemburg eigenaar van ES-YLS en werd het vliegtuig geëxploiteerd door een Franse luchtvaartmaatschappij.

Ingevolge de Estlandse Luchtvaartwetgeving die op de dag van het ongeval geldig was, moet een vliegtuig aan de volgende eisen voldoen om in het burgerluchtvaartregister van dat land te kunnen worden geregistreerd:

1. De eigenaar of exploitant van het vliegtuig moet burger of rechtspersoon zijn van Estland;
2. Alle militaire uitrusting moet van en uit het vliegtuig zijn verwijderd.

Op het moment van inschrijving van ES-YLS in het luchtvaartuigenregister van Estland in september 2002 moest volgens de toen geldige wetgeving de eigenaar of bezitter een burger of rechtspersoon van Estland zijn, dat was toen het geval. In november 2002 wijzigden de eigenaar en exploitant. Ondanks dat toen niet meer aan de geldende wetgeving werd voldaan, werd deze wijziging door de Estlandse luchtvaartautoriteiten goedgekeurd.

Het ongeluk is veroorzaakt door motoruitval ten gevolge van een defect aan de voorste lager van de lagedrukturbine. Het defect aan het lager is waarschijnlijk veroorzaakt doordat hydraulische vloeistof het motoroliesysteem is binnengedrongen of door abnormale vervuiling van de motorolie door bezinksel.

De kwalitatieve beoordeling van de metaaldeeltjes in de olie ten behoeve van onderhoud, zoals beschreven in het motoronderhoudsboek, heeft niet plaatsgevonden. Een dergelijk aanvullend onderzoek zou een beter beeld van de oliestatus hebben gegeven.

De beoordeling van de olie was vooral gebaseerd op de status van de magnetische plug van de oververhitting- en chipdetector en op de kwantitatieve beoordeling van de metaaldeeltjes. Hiervoor bestaan geen beschreven procedures en referenties bij het laboratorium dat het olieonderzoek uitvoerde, noch bij de gebruiker. Hierdoor kon de classificatie van de beoordeling niet op waarde worden geschat. De classificatie was alleen gebaseerd op het feit dat de olie helder moet zijn.

Het luchtvaartbedrijf nam de door het laboratorium geadviseerde maatregelen en bleef vluchten uitvoeren met ES-YLS. De Onderzoeksraad is van mening dat het luchtvaartbedrijf niet alles heeft gedaan om zich ervan te overtuigen dat een normaal motorgebruik was gegarandeerd.

De Aero Vodochody L-39C hoeft niet te voldoen aan de Europese veiligheidsvoorschriften voor de burgerluchtvaart. Als gevolg daarvan kunnen verschillende normen en werkwijzen worden toegepast in het onderhoud en voor de luchtwaardigheid. Dit vindt de Onderzoeksraad onwenselijk.

Het ontbreken van adequaat toezicht in combinatie met het ontbreken van luchtwaardigheidseisen vergelijkbaar met die van de burgerluchtvaart, kan resulteren in een onveilige vluchtuitvoering. Dit vindt de Onderzoeksraad onwenselijk.

Uit dit onderzoek is gebleken dat bepaalde type vliegtuigen kunnen worden uitgezonderd van de eisen die worden gesteld in Verordening (EG) nr. 216/2008 terwijl deze vliegtuigen niet voldoen aan de omschrijving zoals deze in de aanhef van de Verordening staat vermeld, te weten: luchtvaartuigen van een eenvoudig ontwerp, luchtvaartuigen voor hoofdzakelijk lokale vluchtuitvoeringen en zelfgebouwde, bijzonder zeldzame of slechts in beperkte aantallen geproduceerde luchtvaartuigen. De Onderzoeksraad vindt dit onwenselijk omdat daarmee het doel om in de burgerluchtvaart te allen tijde een hoog, uniform niveau van bescherming van de Europese burger te waarborgen, onvoldoende wordt nagestreefd.

Daarom doet de Onderzoeksraad voor Veiligheid de volgende aanbeveling aan het Europees agentschap voor de veiligheid van de luchtvaart (EASA):

Beperk de mogelijkheid om vliegtuigen uit te zonderen van de gemeenschappelijke veiligheidsregels van Verordening (EG) nr. 216/2008, tot de categorieën vliegtuigen zoals in de overweging van de Verordening onder (5) worden genoemd.

RAPPORT NLR

Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
National Aerospace Laboratory NLR



COMPANY CONFIDENTIAL

NLR-CR-2013-263-V-2

Failure analysis of several gas turbine engine components

Aero L-39C Albatros aircraft



Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
National Aerospace Laboratory NLR

Anthony Fokkerweg 2
P.O. Box 90502
1006 BM Amsterdam
The Netherlands
Telephone +31 (0)88 511 31 13
Fax +31 (0)88 511 32 10
www.nlr.nl



Executive summary

Failure analysis of several gas turbine engine components

Aero L-39C Albatros aircraft



Report no.
NLR-CR-2013-263-V-2

Author(s)
[REDACTED]

Report classification
COMPANY CONFIDENTIAL

Date
April 2014

Knowledge area(s)
Vliegtuigmateriaal- en
schadeonderzoek

Descriptor(s)
failure analys
gas turbine
bearing
shaft
fatigue

Problem area

On September the 15th 2012, an Aero L-39C Albatros aircraft crashed near Valkenswaard due to an engine failure. Several failed components were discovered upon disassembly and inspection of the engine. The Dutch Safety Board requested the National Aerospace Laboratory (NLR) to investigate the possible cause of failures for an oil tube and a coupling bolt. A shaft roller bearing also failed, and the Dutch Safety Board asked to verify whether an old or a new version of the shaft bearing was installed.

Description of work

All parts were inspected visually, with low power binocular and photographed. Fracture surfaces were removed from the coupling bolt and oil tube for fractography in the scanning electron microscope (SEM). Cross-sections of the inner ring and outer ring with the cage and cylinders were made to observe the microstructure. The raceways have been examined in the SEM. A cross-section of the oil tube was also made. The chemical compositions of the bearing and oil tube components were measured with energy dispersive analysis of X-rays (EDX) in the SEM.

UNCLASSIFIED

Failure analysis of several gas turbine engine components
Aero L-39C Albatros aircraft

Results and conclusions

Fracture 1 and 2 in the coupling bolt are located in the radii. The fracture surfaces of the fractures 1 and 2 show fatigue crack initiation and propagation and different oxide thicknesses. The fatigue cracks and oxide skin on the fracture surfaces of the coupling bolt needed some time to grow. Fracture 3 in the coupling bolt shows a classic ductile “cup and cone”-failure in the middle of the section. It is clear that rotation between the oil tube ends has occurred and that most of the rotation ended up in section 2.

Fracture 2 is caused by overload in torsion. Torsion of section 2 results in shortening of this section. Since the disk did not rotate, the torsion in section 2 results in uniaxial tensile load in section 1. Necking of the tube and the tube wall at multiple locations in circumferential direction of fracture 1 indicates that it failed in tensile overload. It is expected that the rotation of the oil tube end closest to the coupling bolt occurred due to the failure of the coupling bolt. The markings on the

bearing and the measured chemical composition of the bearing parts indicate that the new version of the bearing was installed. The cracks in the bearing inner ring base material, the worn out material at the inner raceway, wear particles in the oil and the vibrations just prior to the crash, point to the failure of the bearing as the root cause of the crash. The wear and vibrations of the bearing probably lead to more stress on the coupling bolt and reversed bending in section 2 of the coupling bolt. Failure of the coupling bolt caused rotation between the oil tube ends leading to torsion and tensile overload at the fractures 2 and 1 of the tube, respectively.

Applicability

It is recommended to review the maintenance history of the shaft bearing and the assembly procedure. The results of this investigation can be used to prevent failures in the future and therefore increase safety of air transport.

UNCLASSIFIED

Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium, National Aerospace Laboratory NLR

Anthony Fokkerweg 2, 1059 CM Amsterdam,
P.O. Box 90502, 1006 BM Amsterdam, The Netherlands
Telephone +31 88 511 31 13, Fax +31 88 511 32 10, www.nlr.nl



COMPANY CONFIDENTIAL
NLR-CR-2013-263-V-2

Failure analysis of several gas turbine engine components

Aero L-39C Albatros aircraft

[REDACTED]

No part of this report may be reproduced and/or disclosed, in any form or by any means without the prior written permission of the owner.

Customer Onderzoeksraad voor Veiligheid
Contract number 0010/2013/010
Owner Onderzoeksraad voor Veiligheid
Division NLR Aerospace Vehicles
Distribution Limited
Classification of title Unclassified
 April 2014

Approved by:

Author	Reviewer	Managing department
[REDACTED]	[REDACTED]	[REDACTED]
Date: 30-04 '14	Date: 30/4/14	Date: 30/4/14

COMPANY CONFIDENTIAL



Summary

On September the 15th 2012, an Aero L-39C Albatros aircraft crashed near Valkenswaard due to an engine failure. Several failed components were discovered upon disassembly and inspection of the engine. The Dutch Safety Board requested the National Aerospace Laboratory (NLR) to investigate the possible cause of failures for an oil tube and a coupling bolt. A shaft roller bearing also failed and the Dutch Safety Board asked to verify whether an old or a new version of the shaft bearing was installed.

All parts were inspected visually, with low power binocular and photographed. Fracture surfaces were removed from the coupling bolt and oil tube for fractography in the scanning electron microscope (SEM). Cross-sections of the inner ring and outer ring with the cage and cylinders were made to observe the microstructure and the raceways in the SEM. A cross-section of the oil tube was also made. The chemical compositions of the bearing and oil tube components were measured with energy dispersive analysis of X-rays (EDX) in the SEM.

The fractures 1 and 2 in the coupling bolt are located in the radii. The fracture surfaces of the fractures 1 and 2 show fatigue crack initiation and propagation and different oxide thicknesses. The fatigue cracks and oxide skin on the fracture surfaces of the coupling bolt needed some time to grow. Fracture 3 in the coupling bolt shows a classic ductile “cup and cone”-failure in the middle of the section. It is clear that rotation between the oil tube ends has occurred and that most of the rotation ended up in section 2. Fracture 2 is caused by overload in torsion. Torsion of section 2 results in shortening of this section. Since the disk did not rotate, the torsion in section 2 results in uniaxial tensile load in section 1. Necking of the tube and the tube wall at multiple locations in circumferential direction of fracture 1 indicates that it failed in tensile overload. It is expected that the rotation of the oil tube end closest to the coupling bolt occurred due to the failure of the coupling bolt. The markings on the bearing and the measured chemical composition of the bearing parts indicate that the new version of the bearing was installed. Cracks in the bearing inner ring base material, worn out material at the inner raceway and wear particles in the oil indicate that the sequence of events started with the failure of the bearing.

Cracks in the inner ring base material, worn out material, wear particles in the oil and vibrations; noticed just prior to the crash, point to the bearing as the root cause of the crash. The wear and vibrations of the bearing most likely led to more stress on the coupling bolt and reversed bending in section 2 of the coupling bolt. Failure of the coupling bolt caused rotation between the oil tube ends leading to torsion and tensile overload at fracture 2 and 1 of the tube, respectively.

COMPANY CONFIDENTIAL

NLR-CR-2013-263-V-2



This page is intentionally left blank.

COMPANY CONFIDENTIAL



Contents

Abbreviations	6
1 Introduction	7
2 Description of the components	7
3 Experimental set-up	7
4 Results	8
4.1 Bearing	8
4.1.1 Visual inspection	8
4.1.2 Cross-sections	8
4.2 Coupling bolt	9
4.2.1 Visual inspection	9
4.2.2 Fractography	9
4.3 Oil tube	10
4.3.1 Visual inspection	10
4.3.2 Fractography	10
4.3.3 Cross-section	10
5 Discussion	11
5.1 Bearing	11
5.2 Coupling bolt	11
5.3 Oil tube	12
5.4 Overall failure scenarios	12
6 Conclusions	14
References	15
Appendix A Cutaway engine illustration	45

COMPANY CONFIDENTIAL

NLR-CR-2013-263-V-2



Abbreviations

EDX	Energy Dispersive analysis of X-rays
LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
NLR	National Aerospace Laboratory
SEM	Scanning Electron Microscope

COMPANY CONFIDENTIAL



1 Introduction

On September the 15th 2012, an Aero L-39C Albatros aircraft crashed near Valkenswaard, in The Netherlands, due to an engine failure. Several failed components were discovered upon disassembly and inspection of the engine. The Dutch Safety Board requested the National Aerospace Laboratory (NLR) to investigate the possible cause of failures for an oil tube and a coupling bolt. A shaft roller bearing also failed and the Dutch Safety Board asked to verify whether an old or a new version of the shaft bearing was installed.

2 Description of the components

A technical drawing of the engine and the oil system is given in Appendix A. The upper yellow oval indicates the position of the oil tube. The middle yellow oval indicates the position of the bearing and the lower yellow oval gives the location of the coupling bolt in the N1 shaft. The coupling bolt connects the low pressure compressor (LPC) to the low pressure turbine (LPT). LPC and LPT are connected with torsion shaft splines (splines are sliding) and the coupling bolt set the position of LPT. (LPC is supported by ball bearings and therefore has a fixed position. The LPT is supported by roller bearings and thus can expand axially.)

3 Experimental set-up

All parts were inspected visually, with low power binocular and photographed. Fracture surfaces were removed from the coupling bolt and oil tube for fractography in the scanning electron microscope (SEM). Cross-sections of the inner ring and outer ring with the cage and cylinders of the roller bearing were made to observe the microstructure and the raceways in the SEM. A cross-section of the oil tube was also made. The chemical compositions of the bearing and oil tube components were measured with energy dispersive analysis of X-rays (EDX) in the SEM.



4 Results

4.1 Bearing

4.1.1 Visual inspection

Fig. 1 shows the various parts of the bearing as received. The cage is still inside the outer ring and is smeared for about 160°. The outer raceway and the cage are very dirty and black. Several connections between the rings of the cage are not present anymore as well as some of the cylinders (see Fig. 2). Flat sides are present on all cylinders, while the remainder of the rolling surface appears undamaged. This can indicate a sudden event. The cylinders under the smeared cage are still present and the contours can be vaguely observed. 7 cylinders are received separately, while 8 empty positions can be counted on the cage. Two cutting saw markings are present on the outside of the outer ring and with a black marker the code “5-3211OR” is written on the outside of the outer ring. This corresponds to the markings that are found on the side of the outer ring:

Deep markings:	57	PI
Shallow markings:	5-3211[]P	4[]P3
Vague markings:	800 or X00	H O

Fig. 2 shows that the cage is also smeared out on the inner ring. In the centre of the inner raceway, where no cage material is present, the surface is black and several small steps can be observed.

4.1.2 Cross-sections

Fig. 3 shows the cross-section of the inner- and outer ring of the bearing. The chemical composition of the bearing components were measured with EDX in the SEM (see Table 1). The chemical composition of the inner ring, outer ring and the rollers is similar and is also similar to the specified material EI 347 Sh, which is similar to 8KH4V9F2-SH [1].

An optical microscopy (OM) image of the cross-section of the outer raceway shows no apparent damage to the raceway (see Fig. 4). The inner raceway does show material removal from the original raceway surface (see Fig. 4 and Fig. 5). This corresponds to the visual inspection of the inner ring. Fig. 5 show an SEM image of the raceway surface with the smeared out cage material. EDX measurements and the microstructure of the smeared out cage material indicate that the smeared out cage material consists of about 50 percent of ring material and is actually a solidified mix of cage and ring material (see Fig. 5 and Table 2). Vertical cracks are present in the inner ring material where the ring material is worn out. Phases of iron-chromium oxides are present on the surface and around the cracks (see Fig. 6, Fig. 7 and Table 2). Fig. 8 shows SEM



images of the black surface of the inner raceway where the ring material is worn out. Cracks are present in the surface layer in axial and the circumferential direction. Flakes of the surface layer are almost broken off exposing the (oxidized) surface below.

4.2 Coupling bolt

4.2.1 Visual inspection

Fig. 9 shows a photograph of the four sections of the coupling bolt. The coupling bolt failed at three locations. Each fracture has two fracture surfaces and they are denoted as {A,B}, where A is the fracture number and B the section number. The following observations have been made for each fracture surface:

- {1,1} The fracture surface show possible signs of fatigue
- {1,2} The fracture surface show beach marks and discoloration (see Fig. 10)
- {2,2} The fracture surface is destroyed due to smearing
- {2,3} The fracture surface may contain signs of fatigue
- {3,3} The fracture surface shows a lot of plastic deformation
- {3,4} The fracture surface is destroyed due to smearing

Fracture 3 is located in the middle of that coupling bolt section and shows a lot of necking with a classical cup and cone configuration. This indicates ductile fracture and therefore overload. Fractures 1 and 2 show possible signs of fatigue and both fracture locations are at a point of stress concentration (in the radius). Fig. 10 shows higher magnification images of fracture surface {1,2}. Beach marks and discoloration can be clearly observed. Coupling bolt section 2 (see Fig. 9) shows a dark discoloration, which is absent in all the other sections.

4.2.2 Fractography

Fig. 11 shows a fatigue crack initiation point in fracture 1. Striations at short crack length are not visible, because a thick oxide layer is present at that part of the fracture surface. At larger crack lengths beach marks or large striations can be observed (see Fig. 12a and b). More plasticity can be observed between these larger striations and at even larger crack lengths dimples can be observed (see Fig. 12c). No thick oxide layer is present on the dimpled area (see Fig. 12c).



4.3 Oil tube

4.3.1 Visual inspection

Fig. 13 shows a photograph of the sections of the oil tube and Fig. 14 higher magnification images of the fractures in the oil tube. Fracture 2, between tube sections 2 and 3, shows a high twist (see Fig. 14b). Fracture 1, between tube section 1 and 2, originally lies within tube section 2 and is not twisted (see Fig. 14a). The darker colour of tube 1 shows the length of tube section 1 that was inside tube 2. All sections of the tube show some distortion, but especially tube section 2.

4.3.2 Fractography

Fig. 15 shows the fractograph of fracture surface {1,1}. The fracture surface is not very clean and a lot of deposit is present (see Fig. 16). Therefore it is difficult to detect characteristic fractographic features. Fig. 16 does show small steps, which can be a sign of fatigue. Some fine lines were observed, but due to their appearance and orientation they are not regarded as fatigue striations.

4.3.3 Cross-section

The outer tube is welded to the disk on one end and is brazed to the tube at the other end. Brazing material has penetrated between the outer tube and the tube. Excess brazing material on the outside was removed by grinding. The brazing did not alter the microstructure at the braze compared to the microstructure further along the tube (compare Fig. 19 with Fig. 20). Table 3 gives the chemical composition of the oil tube parts. The tube and the outer tube are both made of austenitic steel (CrNiMn steel).

Necking of the tube wall can be observed on both sides, followed by some widening at the fracture surface. This is known as a “cup” configuration in ductile failure. It indicates that at these locations of the circular fracture surface the wall failed ductile (see Fig. 15 for the intersection locations of the tube wall with the plane of the cross-section). Cracking of the brazing material occurred on the right side due to the necking of the tube.

Side view photographs of tube section 1 just below fracture surface {1,1} also shows tube necking on both sides, however more on the left side than the right side (see Fig. 21). The left side of Fig. 21 corresponds to the left side in Fig. 18.

Fig. 22 shows SEM images of the cross-section of fracture surface {1,2}. Fig. 23 shows that a deposit is present on the inside of the tube at exactly the failure and brazing location. Fig. 23 also shows SEM images of the deposit and it can be observed that two different layers of



deposit are present. The chemical composition of the two different deposits are given in Table 4. It largely consists of carbon oxides, but elements of Pb and Cd are also detected.

5 Discussion

5.1 Bearing

The old version of the bearing is: 6-32110Б1Т (Russian name), 6-3211B1T. The old version is made of material: ИИХ-15 (Russian name), ShCh-15. The new version of the bearing is: 5-32110P (Russian name), 5-32110R and is made of material: 3И-347 Ш (Russian name), EI-347 Sh. The markings on the bearing correspond to the new bearing type. The chemical composition of the bearing parts also correspond to the new bearing type. It is therefore concluded that the correct bearing was installed. Further failure analysis of the bearing was outside the scope of this investigation.

The bearing is heavily damaged; the cylinders all have a flat facet, the case is broken and the cage is highly deformed/smeared out on one side. A black deposit is present on most inner surfaces of the bearing except the smeared out cage. It is therefore expected that the flattening of the cylinders and fracture of the cage occurred first in a single event, followed by the deposit of the black material, which is probably soot, and finally smearing of the cage at the moment of impact during the crash. However, the cracks in the inner ring base material, the worn out material at the inner raceway and wear particles in the oil indicate that a slowly degrading process preceded the single event. The lack of damage to the rolling surface (except the flat facet) could indicate that the bearing did not rotate anymore between the single event and the crash. It is expected that lack of rotation cannot stay unnoticed and should therefore have occurred just prior or during the crash.

5.2 Coupling bolt

Fracture surface {1,2} of the coupling bolt clearly shows crack initiation and propagation from opposite sites. In the middle a band of discoloration can be observed, due to a thin oxide layer. At the crack initiation points the oxide layer is thicker and hence the discoloration is not present. Crack growth from opposite sides is characteristic for reversed bending. The fatigue failure occurred in both radii of that section (fracture 1 and 2). The origin of the reversed bending and the black discoloration on the outside of the section in between fractures 1 and 2 is at this point unclear. Since the stresses and the crack propagation rates are also unknown, the time to failure cannot be calculated. However, the relative small overload areas and the thick oxide layer at the initiation points indicate that the stresses were low and crack propagation took some time.



5.3 Oil tube

Although some microscopic steps were observed on fracture surface {1,1}, no other clear signs of fatigue were detected. No brazing material was found on the outside of section 1 near fracture 1. The cross-section does show brazing material on the outside of the tube at fracture 1. It is therefore concluded that fracture occurred at the end of the brazing zone. Uneven penetration of the brazing material can explain the larger steps observed on fracture surface {1,1} (see Fig. 21b)

Fig. 14b clearly shows that Fracture 2 is due to torsion and the amount of rotation between the disk in section 2 and the tube end in section 3 is estimated to be $>90^\circ$. No clear rotation is observed in section 1, which means that the disk did not rotate considerably. Fig. 24 shows scratches in the circumferential direction and flattening of the outer edge of the disk, which can indicate that the disk was tightly locked in the shaft. Rotation is also prohibited at the tube end at section 1. It is therefore clear that rotation between the tube ends has occurred and that most of the rotation ended up in section 2. Torsion of section 2 results in shortening of this section. Since the disk does not rotate, the torsion in section 2 results in uniaxial tensile load in section 1. The cross-sections show necking of the cell wall at one side of the tube. Fig. 21a and b show necking of the tube on both sides for other locations around the fracture surface (see Fig. 15 for locations). It is therefore concluded that the tube also failed due to overload at fracture 1.

5.4 Overall failure scenarios

On September the 13th 2012, two days before the crash, oil samples were taken. However, the samples were received at the laboratory on September the 18th. Therefore, the results of the analysis were only available after the crash [2]. The oil samples show an uncommon increase in large and small wear particles. This indicates that one of the rotating parts in the oil system, like gear wheels or bearings, is deteriorating. No other rotating parts with excessive wear damage were found, except for the failed bearing. The failed bearing was from the new type. The fact that there is a new type can indicate that in the past there were problems with the old bearing as well. According to the pilot report, the crash started with vibration, which increased to very heavy vibration [3]. The cracks in the bearing inner ring base material, the worn out material at the inner raceway and wear particles in the oil indicate that the sequence of events started with the failure of the roller bearing. The inner raceway shows steps that can be caused by fatigue. The following sequence of events or failure scenario is most likely:

1. Wear of the bearing lead to vibrations during flight.
2. The wear and vibrations of the bearing lead to more stress on the coupling bolt and reversed bending in section 2 of the coupling bolt.
3. Excessive wear of the bearing leads to higher vibrations just prior to the crash.

COMPANY CONFIDENTIAL

NLR-CR-2013-263-V-2



4. Large cracks in the coupling bolt and failure of the bearing parts lead to heavy vibrations.
5. Failure of the coupling bolt occurs.
6. At the same time, failure of the coupling bolt caused rotation between the oil tube ends leading to torsion and tensile overload at fracture 2 and 1 of the tube, respectively.
7. Failure of the coupling bolt and ignition of the oil from the tube in the N1 shaft at the LPT caused the reported explosion felt by the pilot.
8. The fire in the N1 shaft leads to soot deposition on the bearing
9. Impact of the engine with the ground caused smearing of the case

It is expected that the deposition on the inside of the oil tube has nothing to do with failure. The presence of Pb and Cd in the oil was measured one month before the crash. The deposition is only present where the disk and small tube section is brazed to the oil tube. It is expected that heat from the engine dissipates through the disk to the oil tube and causes deposition of the Pb and Cd at the hotter parts of the tube. The thin tube sections have a low heat input and are cooled by the oil.

COMPANY CONFIDENTIAL



6 Conclusions

Coupling bolt:

- Fracture 1 and 2 in the coupling bolt are located in the radii. The fracture surfaces of fracture 1 and 2 show fatigue crack initiation and propagation and different oxide thicknesses. Fracture 3 in the coupling bolt shows a classic ductile “cup and cone”-failure in the middle of the section.
- The fatigue cracks and oxide skin on the fracture surfaces of the coupling bolt needed some time to grow.

Oil tube:

- It is clear that rotation between the oil tube ends has occurred and that most of the rotation ended up in section 2. Fracture 2 is caused by overload in torsion.
- Torsion of section 2 results in shortening of this section. Since the disk did not rotate, the torsion in section 2 results in uniaxial tensile load in section 1. Necking of the tube and the tube wall at multiple locations in circumferential direction of fracture 1 indicates that it failed in tensile overload.
- It is expected that the rotation of the oil tube end closest to the coupling bolt occurred due to the failure of the coupling bolt.

Roller bearing:

- The markings on the bearing and the measured chemical composition of the bearing parts indicate that the new version of the bearing was installed. The cracks in the bearing inner ring base material, the worn out material at the inner raceway and wear particles in the oil indicate that the sequence of events started with the failure of the roller bearing.

Root cause of failures:

- Cracks in the bearing inner ring base material, worn out material at the inner raceway, wear particles in the oil and vibrations; noticed just prior to the crash, point to the bearing as the root cause of the crash. The wear and vibrations of the bearing most likely led to more stress on the coupling bolt and reversed bending in section 2 of the coupling bolt. Failure of the coupling bolt caused rotation between the oil tube ends leading to torsion and tensile overload at fracture 2 and 1 of the tube, respectively.



References

- [1] L.Ya. Konter, V.L. Zakharova. *Effect of cooling method during hardening of a thermally stable bearing steel on its properties and bearing life*. Material Science and Heat Treatment 26 (11) (1984) 789-793.
- [2] IESPM - Condition monitoring report oil, plane: ES-YLS, report date: 18-09-2012, sample number: 120918-1003, sampling date: 13-09-2012.
- [3] English translation of the pilot report by P. Marchand per email: ES-YLS: first report, 16 September 2012 19:29.

COMPANY CONFIDENTIAL

NLR-CR-2013-263-V-2

*Table 1 Chemical composition (wt%) of the bearing components*

element	C	Si	V	Cr	Fe	W	Al	Mn	Cu
Spec. 8KH4V9F2-SH (EI 347 Sh)	0.7- 0.8	0.4 max	1.4- 1.7	4- 4.6	Bal.	8.5- 9.5		0.4 max	
outer ring		0.2	1.5	3.9	85.0	9.4			
inner ring		0.3	1.7	4.0	84.7	9.3			
roller		0.2	1.7	3.8	85.0	9.1			
cage					2.8		9.3	1.8	86.1

Table 2 Chemical composition (at%) of the bearing inner ring phases

element	Al	O	Cr	Fe	Co	Cu	W
solidified case material	9.48		2.67	50.26	0.78	34.86	1.95
solidified case material (wt%)	4.39		2.39	48.39	0.79	37.86	6.17
phase 1		34.97	29.47	31.91	0.48	1.41	1.76

Table 3 Chemical composition (wt%) of the oil tube parts

element	Si	Ti	Cr	Mn	Fe	Co	Ni	Cu
inner tube	0.1	0.9	16.9	1.6	70.4		10.1	
Disk/outer tube	0.3	0.6	16.8	2.3	70.3		9.8	
Braze material	0.3		0.9	22.4	7.7	5.3	28.9	34.5
Needles braze material			29.5	19.6	30.5	13.5	5.8	1.3

Table 4 Chemical composition (wt%) of the phases found on the inside of the tube

element	C	O	Na	Mg	Al	Si	P	S	Pb	Cd	Cu
Deposition 1	68.1	23.3	0.7	0.4	0.4	0.2	0.3	1.4	3.3	0.9	0.9
Deposition 2	58.3	29.6			0.4			1.5	7.2	3.0	

COMPANY CONFIDENTIAL



Fig. 1 Overview of the failed bearing components

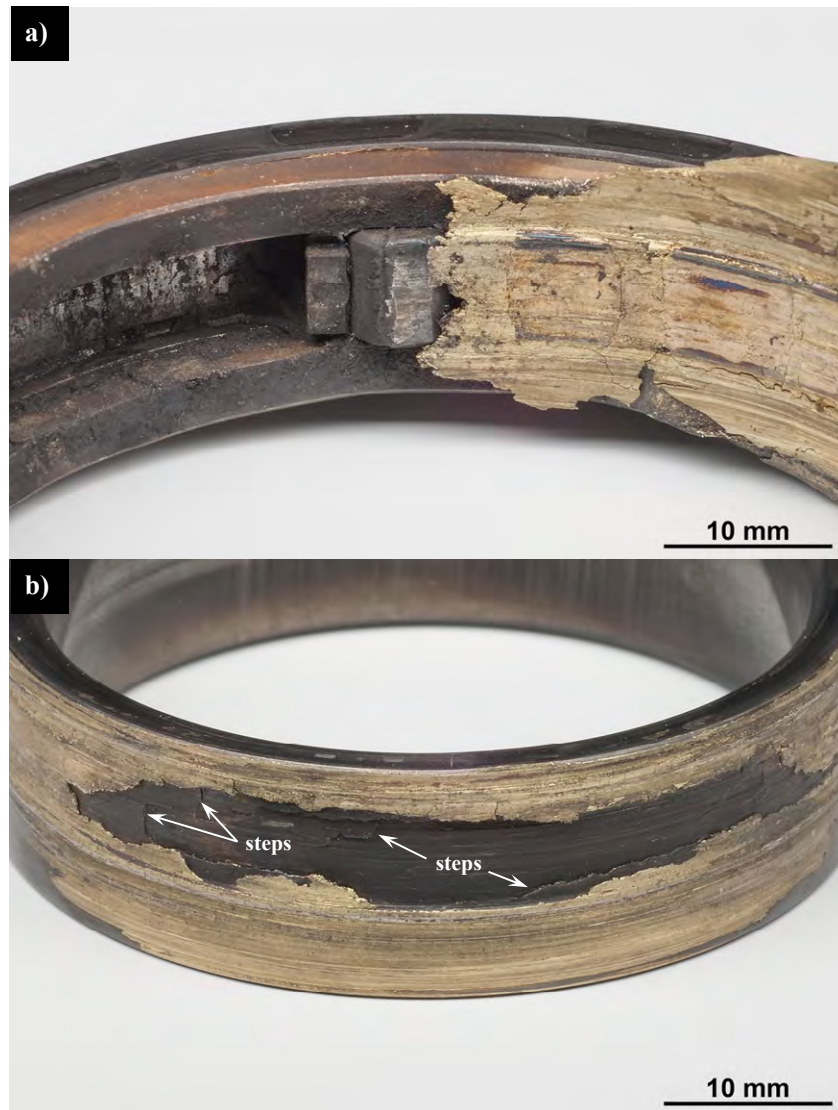


Fig. 2 Photographs of the a) outer ring with (smeared) cage and rollers and b) inner ring with smeared cage

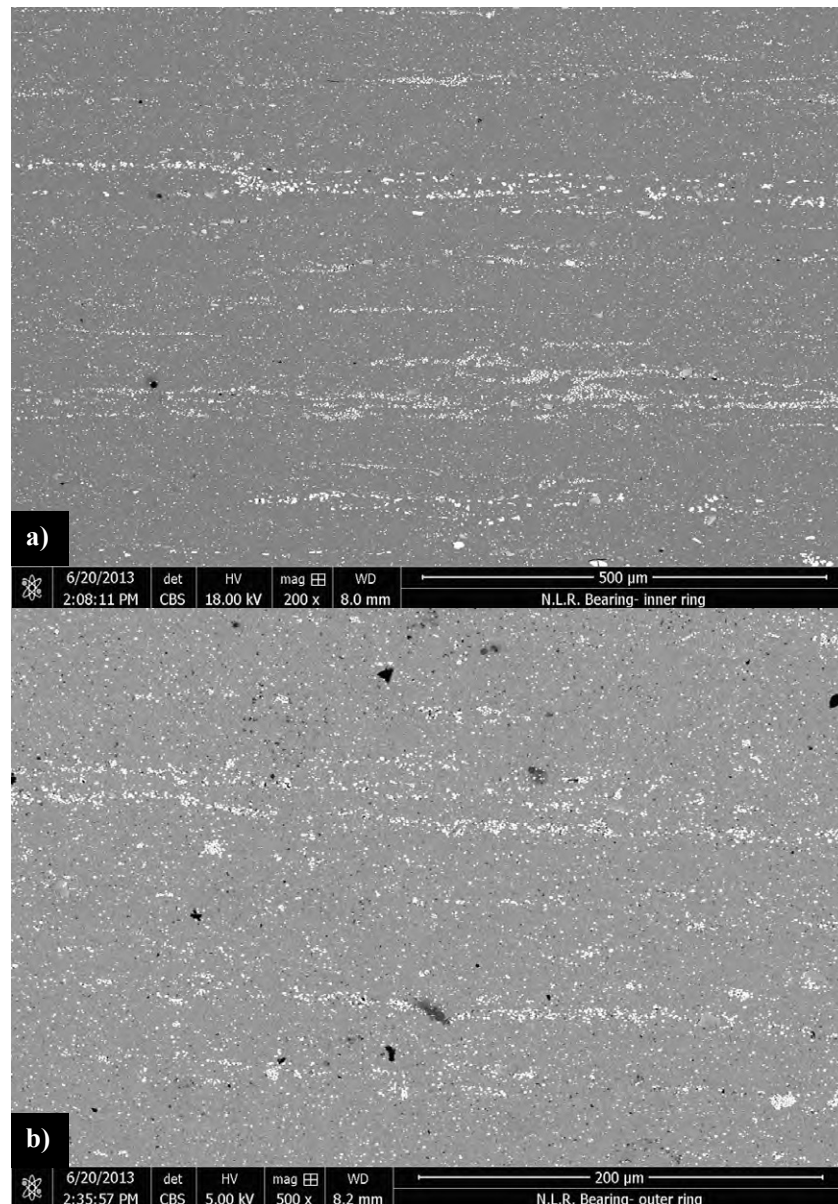


Fig. 3 Microstructure of the a) inner and b) outer ring of the bearing

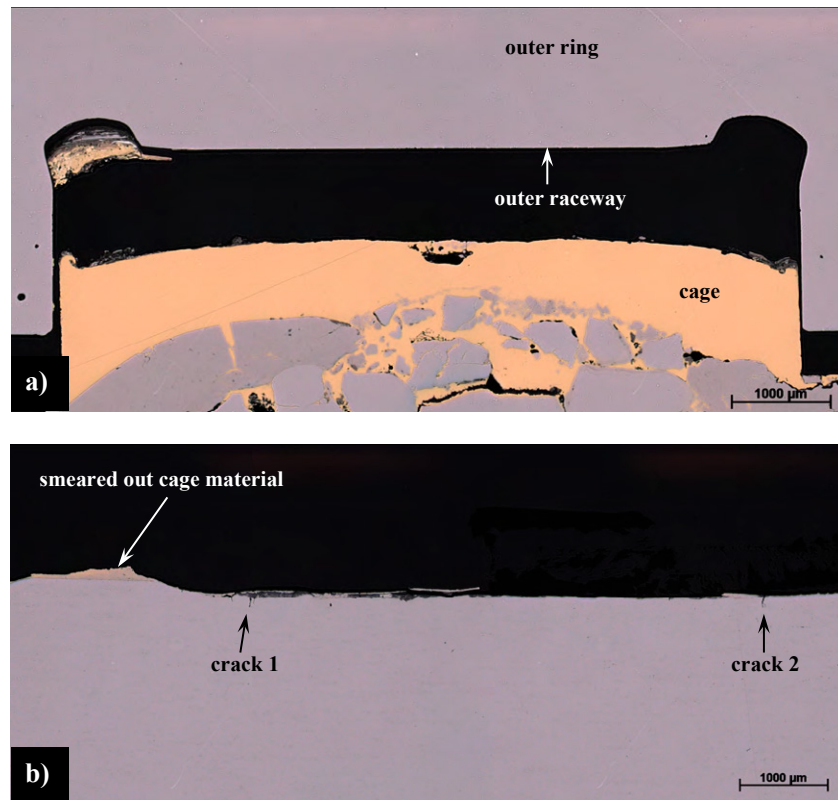


Fig. 4 Optical microscopy image of the cross-sections of the bearing a) outer ring and b) inner ring

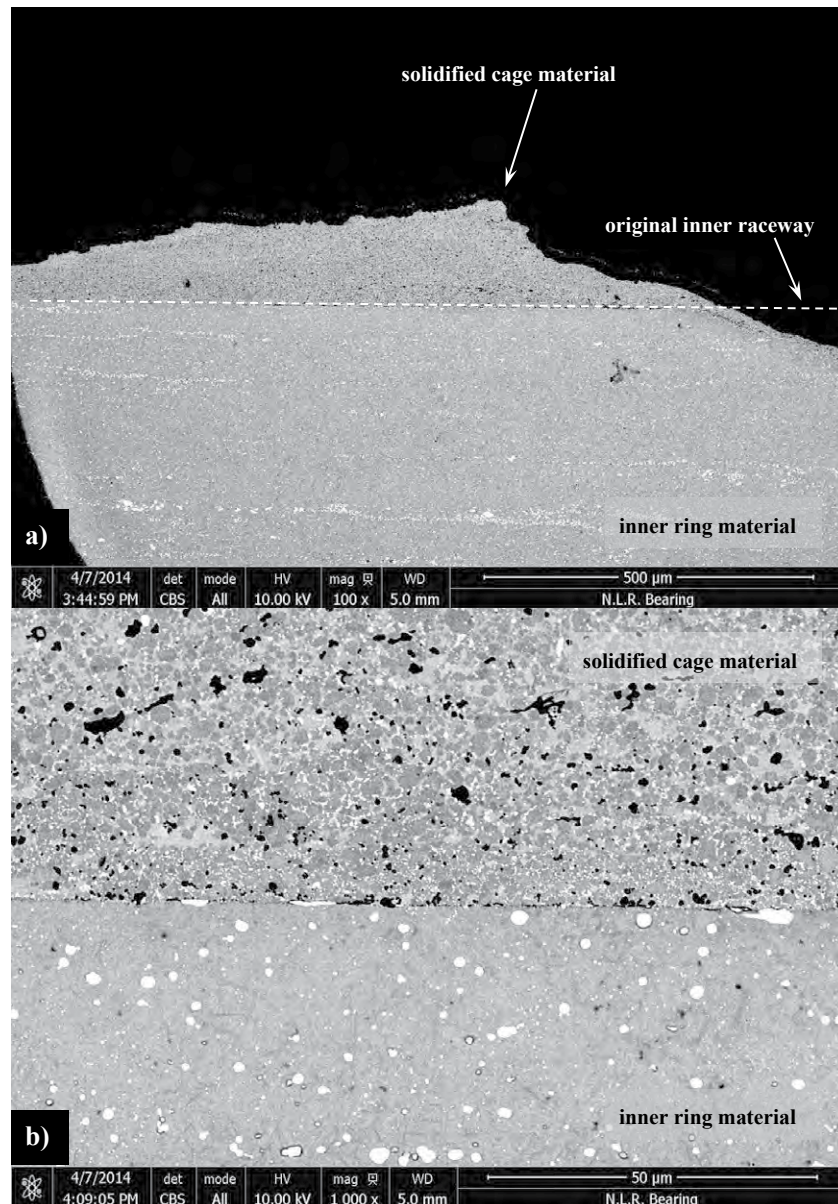


Fig. 5 Scanning electron microscopy image of the cross-section of the bearing inner ring at a) 100x and b) 1000x magnification

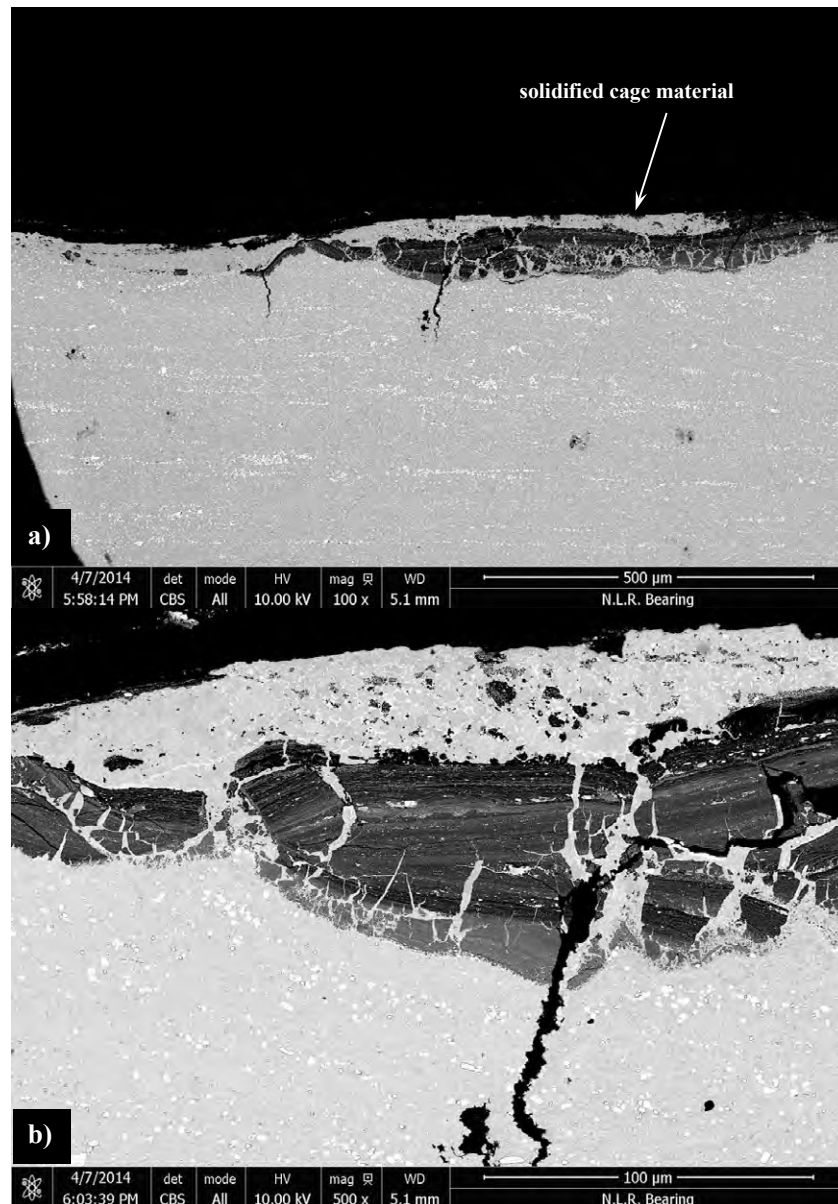


Fig. 6 SEM image of crack 1 at a) 100x and b) 500x magnification

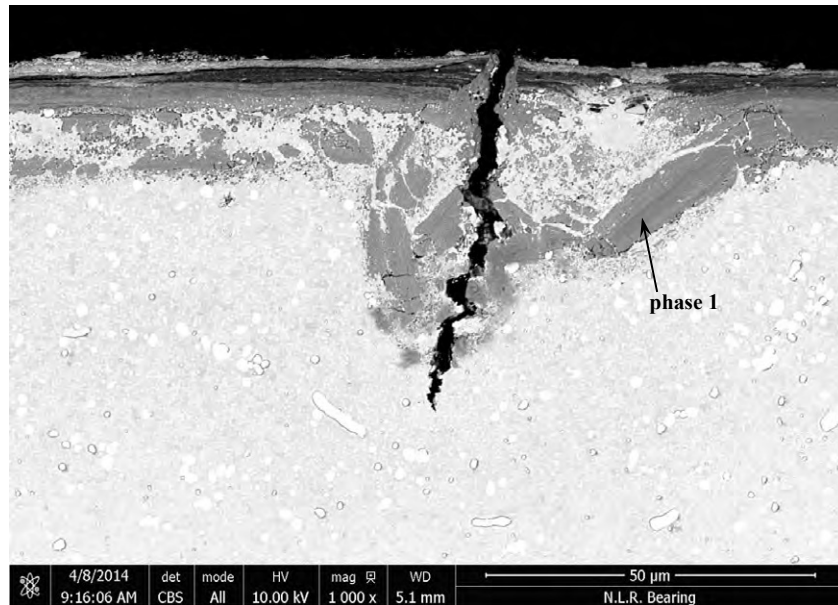


Fig. 7 SEM image of crack 2 at a) 100x and b) 500x magnification



Fig. 8 SEM image of the black inner raceway surface at a) 100x and b) 500x magnification

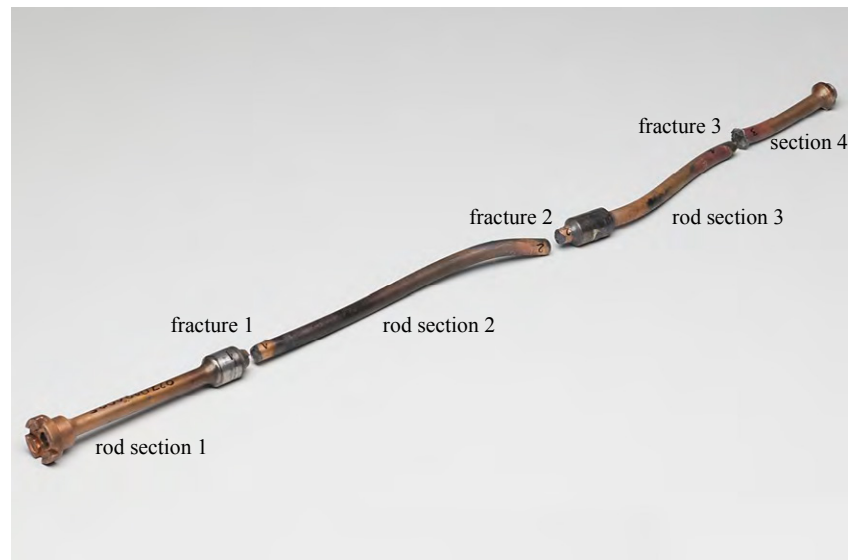


Fig. 9 Overview of the failed connector rod parts

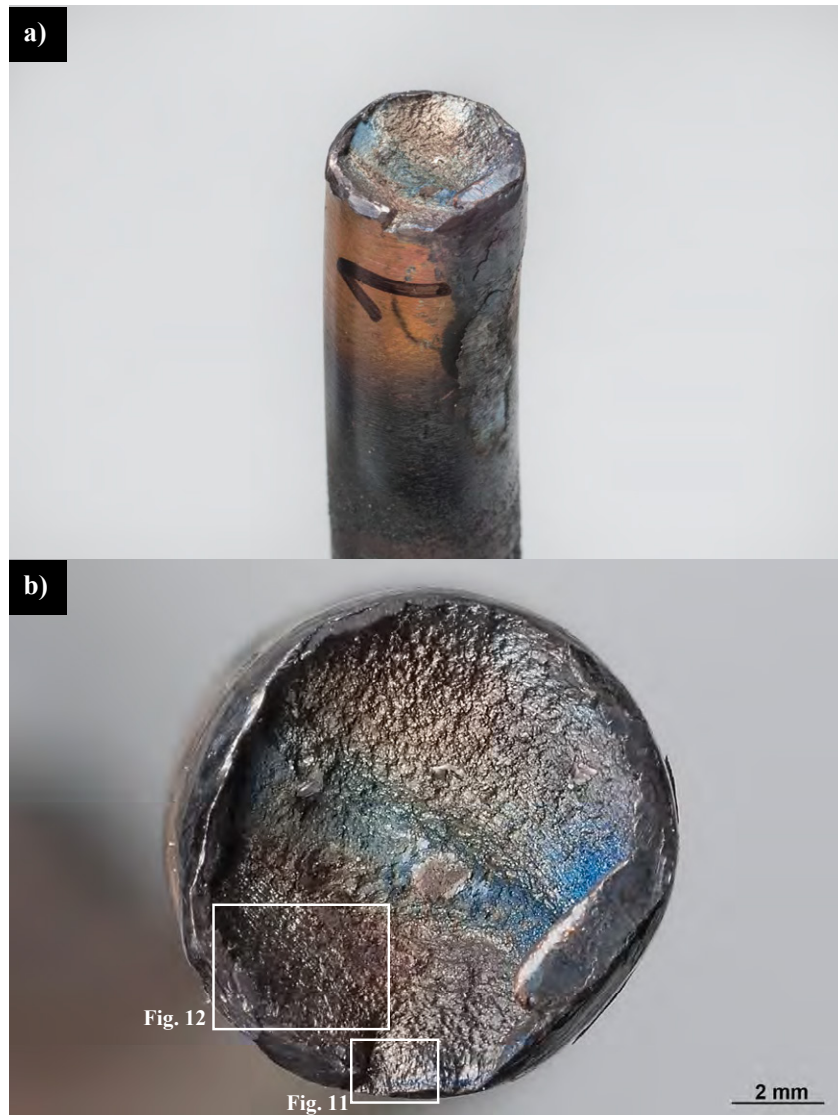
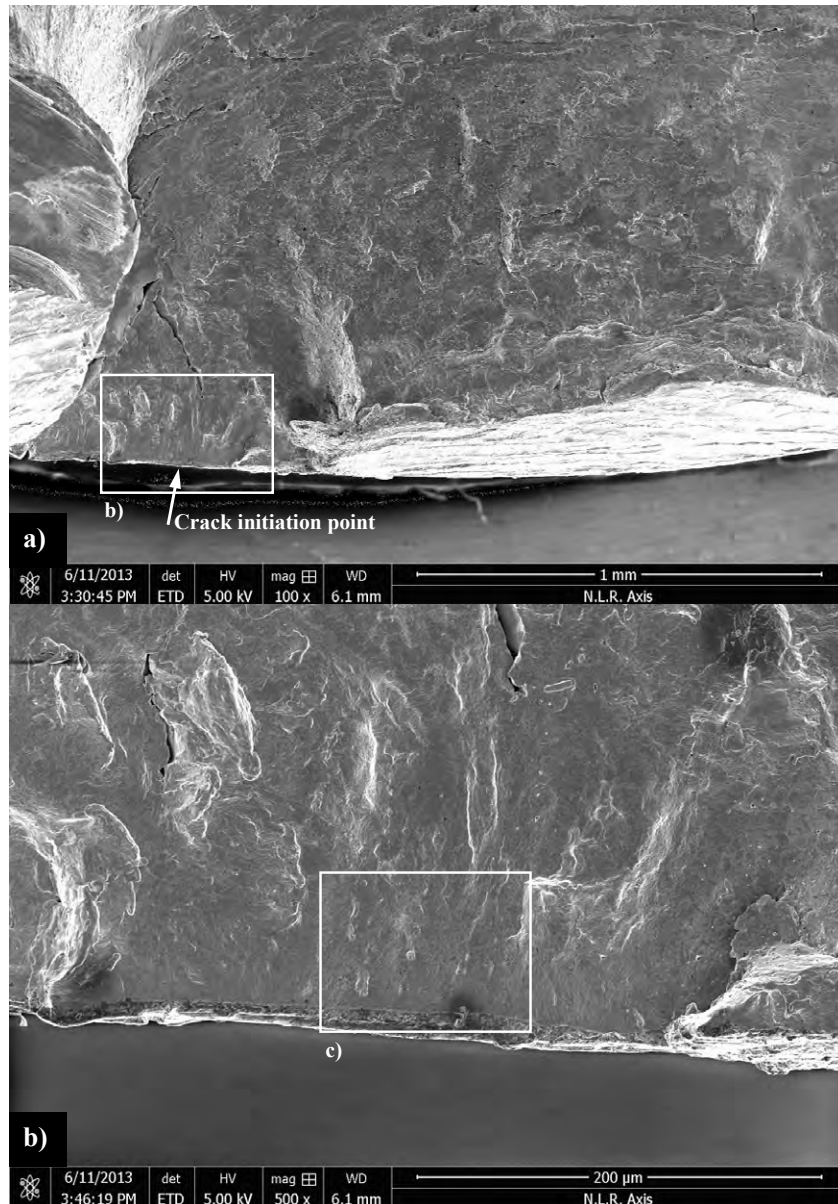


Fig. 10 Fracture surface {1,2} from two angles a) and b). The white rectangles indicate the locations of subsequent figures



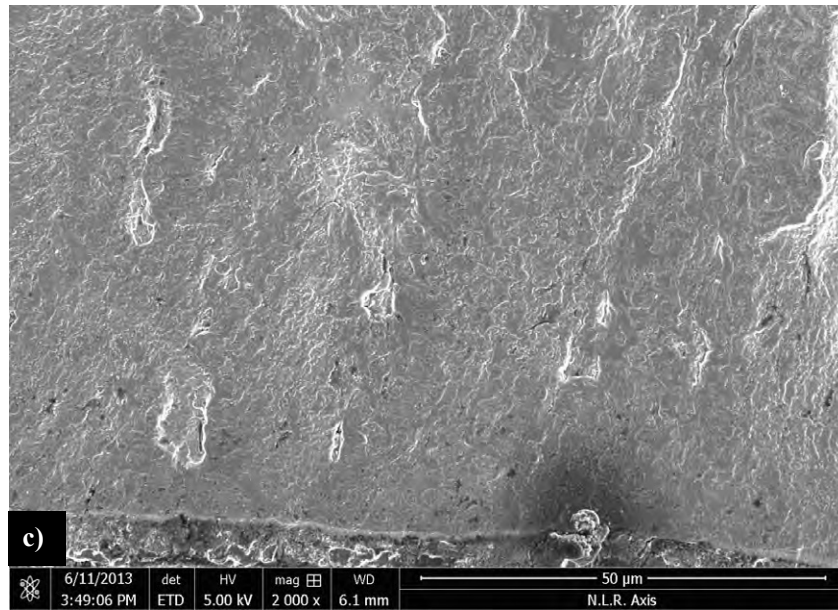
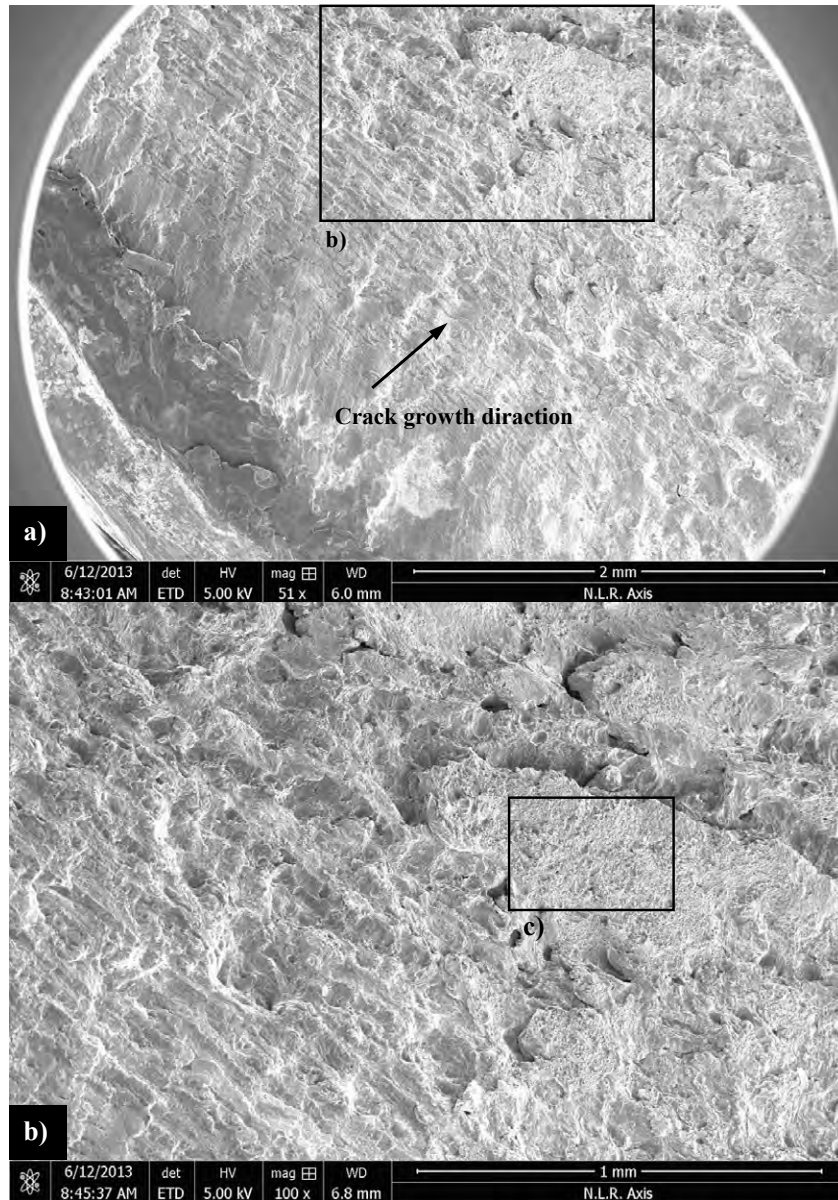


Fig. 11 SEM images of a crack initiation point on fracture surface {1,2} at a) 100x, b) 500x and c) 2000x magnification



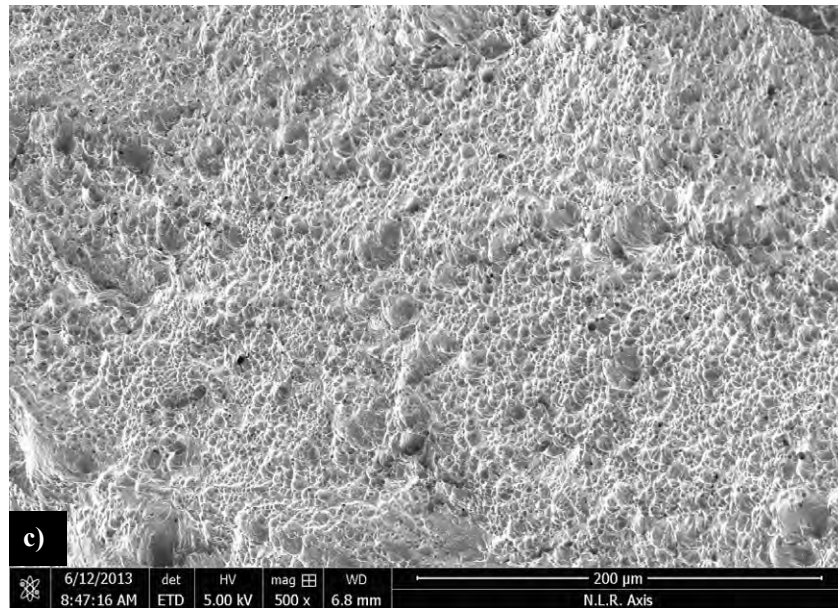


Fig. 12 SEM images of beach marks and dimples on fracture surface {1,2} at a) 51x, b) 100x and c) 500x magnification

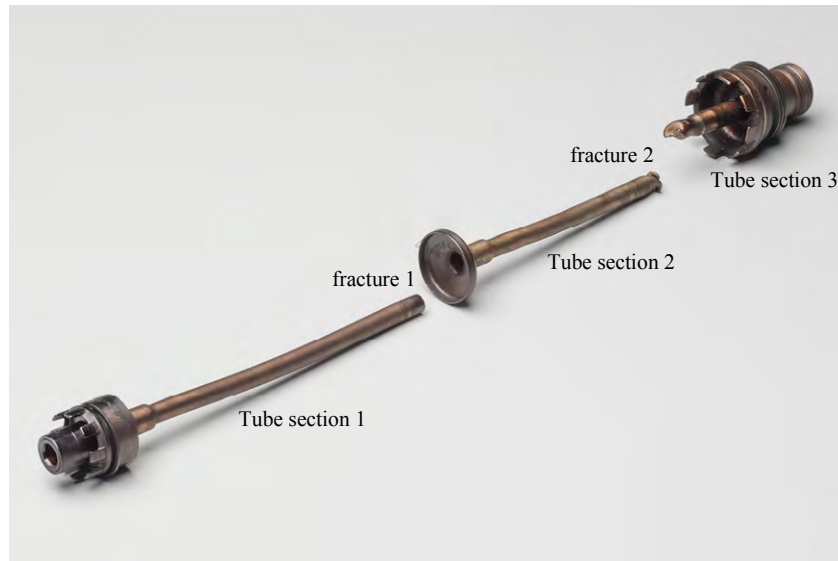


Fig. 13 Overview of the failed oil tube



Fig. 14 Higher magnification photographs of the fracture locations a) 1 and b) 2

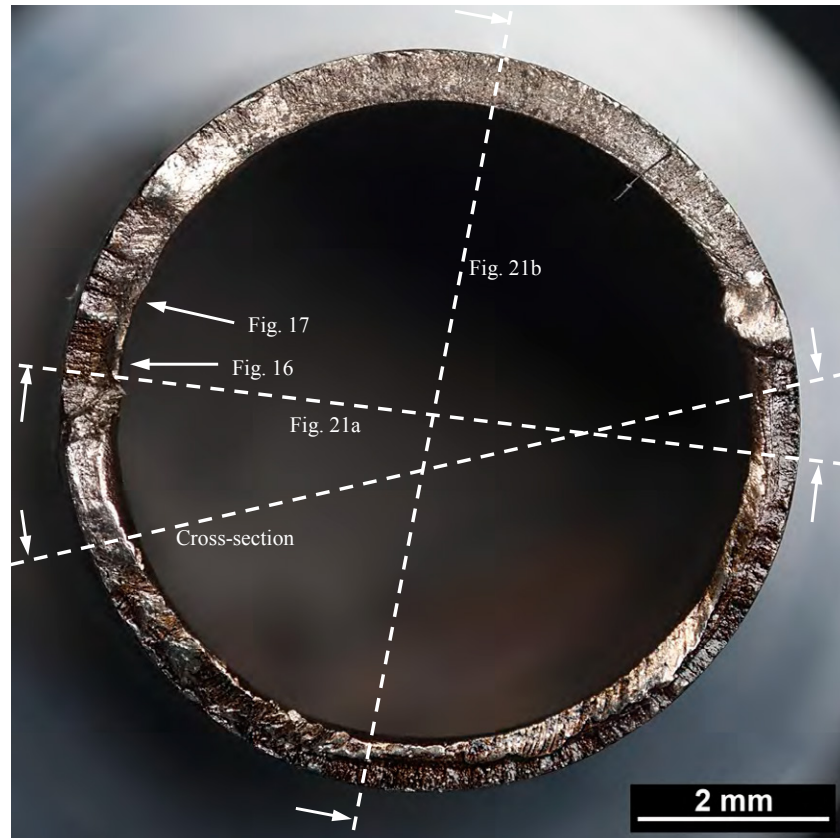


Fig. 15 Fractograph of fracture surface {1,1}

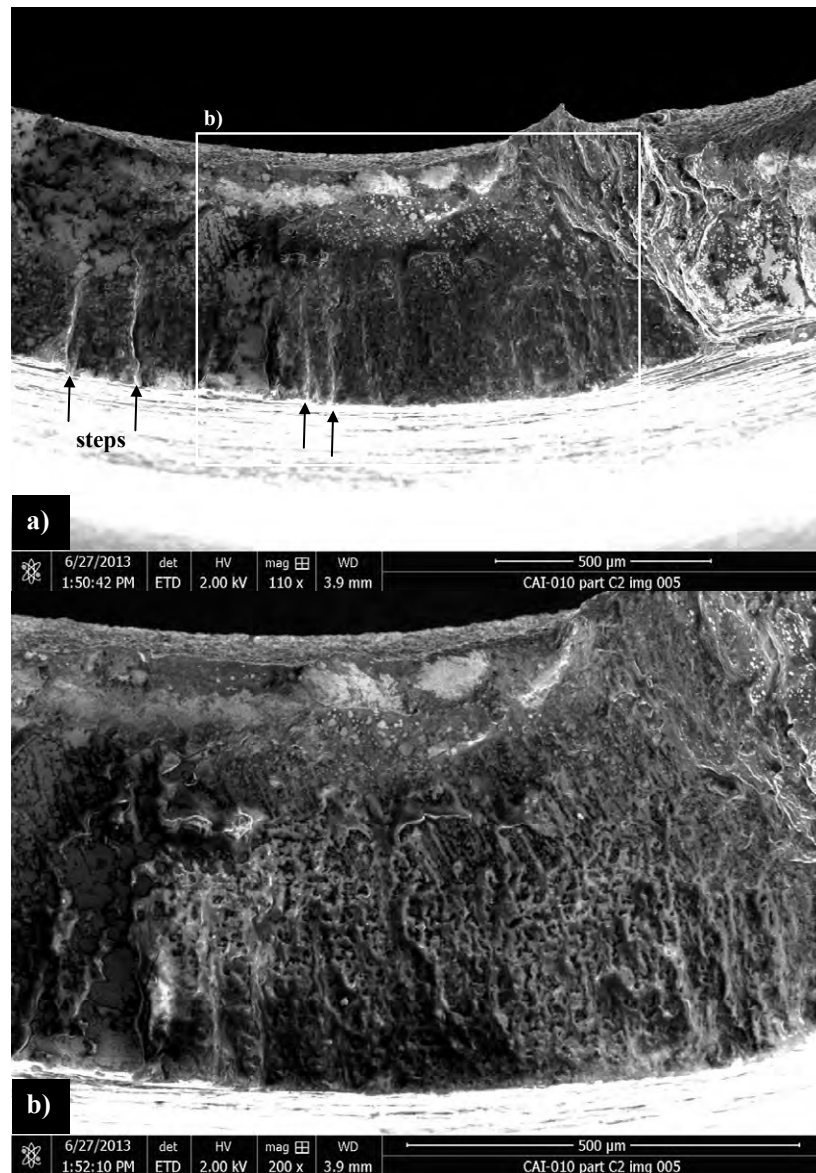
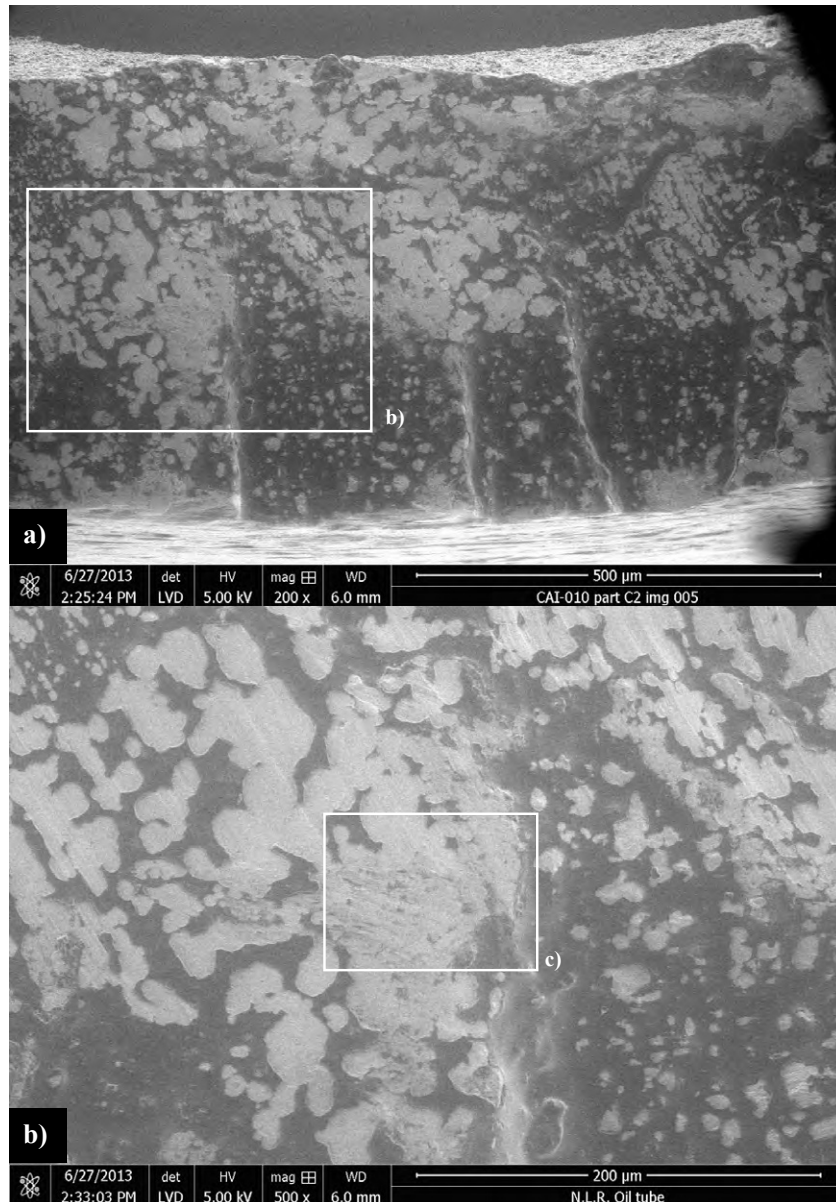


Fig. 16 SEM images showing microscopic steps and deposits on fracture surface {1,1} of the oil tube at a) 110x and b) 200x magnification (see Fig. 14 for location)

COMPANY CONFIDENTIAL

NLR-CR-2013-263-V-2



COMPANY CONFIDENTIAL

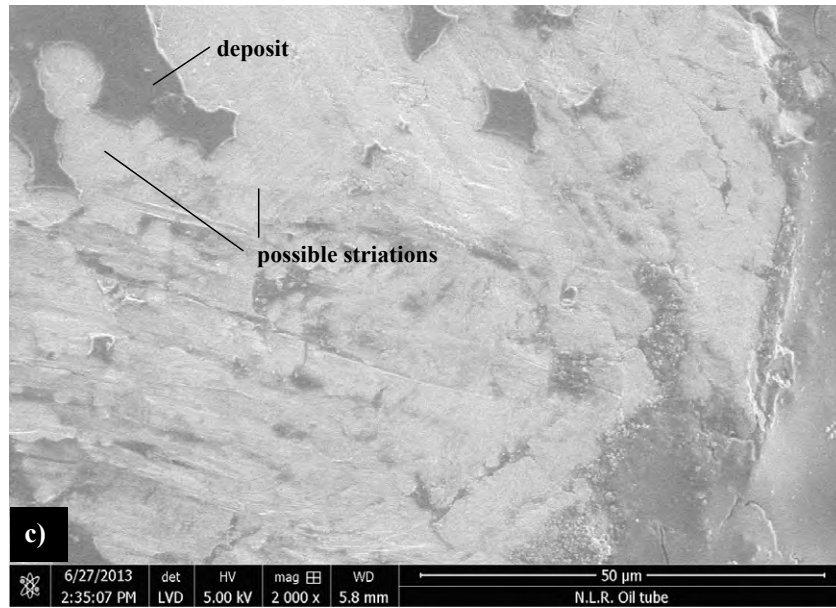


Fig. 17 SEM images of the oil tube fracture surface {1,1} at a) 200x, b) 500x and c) 2000x magnification (see Fig. 14 for location)

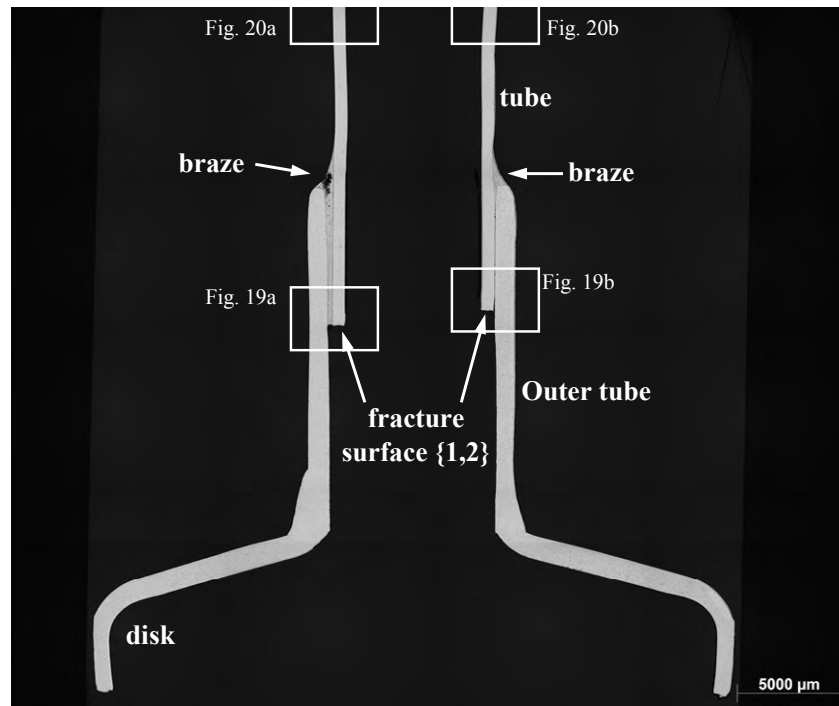


Fig. 18 Optical microscopy image of the cross-section of tube section 2 with fracture surface {1,2}

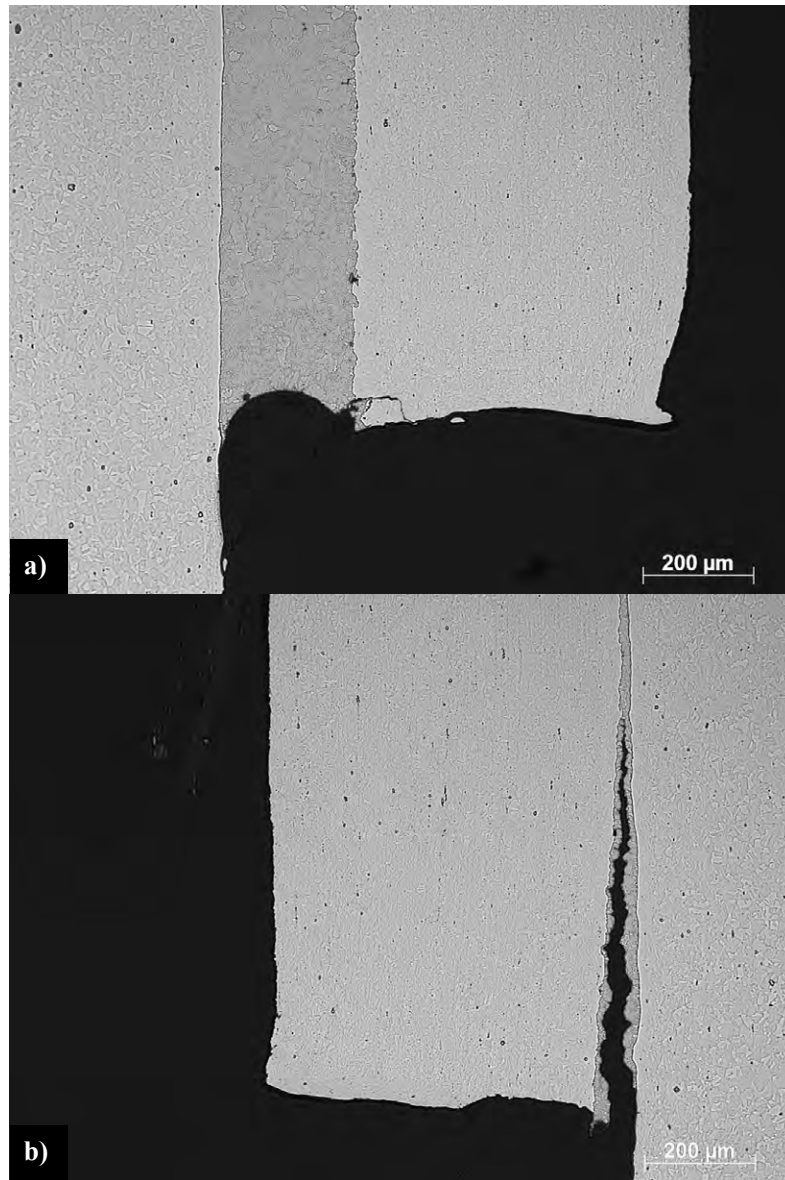


Fig. 19 Higher magnification OM images of fracture surface {1,2} on the a) left and b) right side of the cross-section of tube section 2 (see Fig. 18)

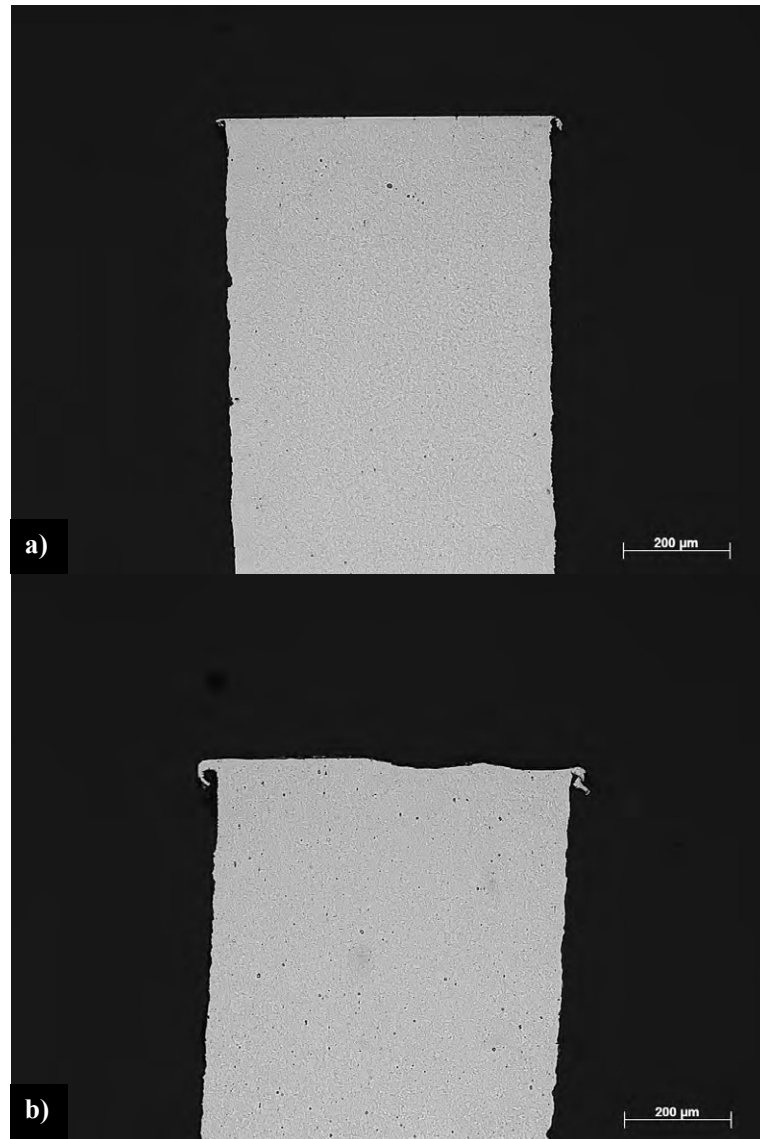


Fig. 20 Higher magnification OM images of the cross-section of the tube on the a) left and b) right side of the cross-section of tube section 2 (see Fig. 18)

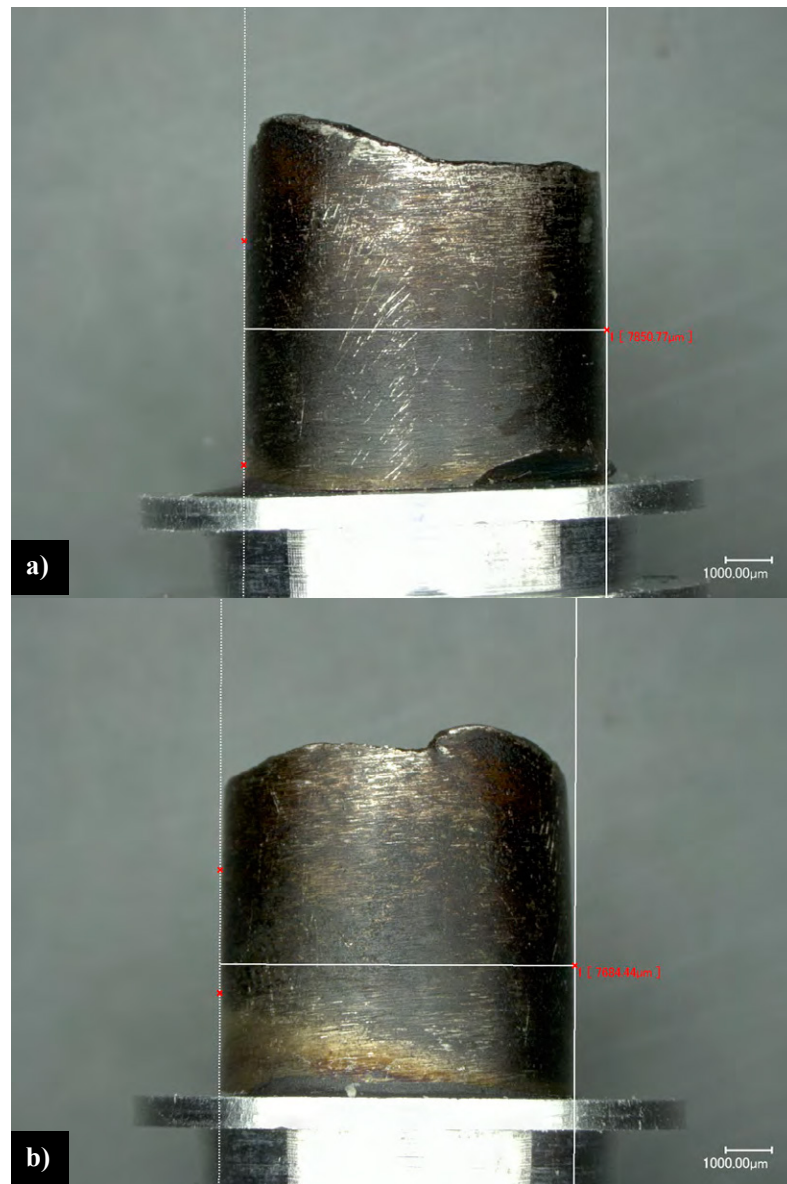
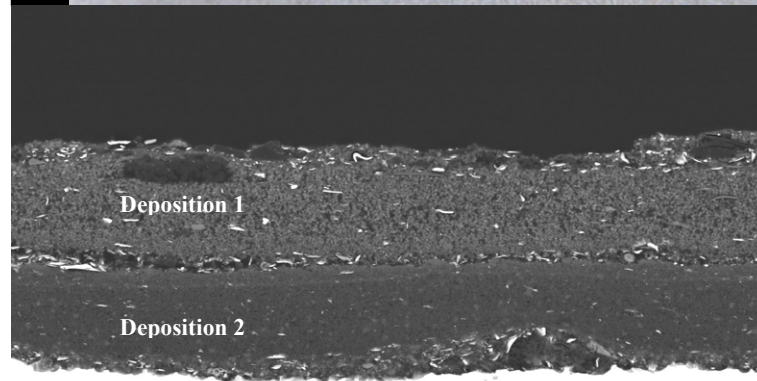
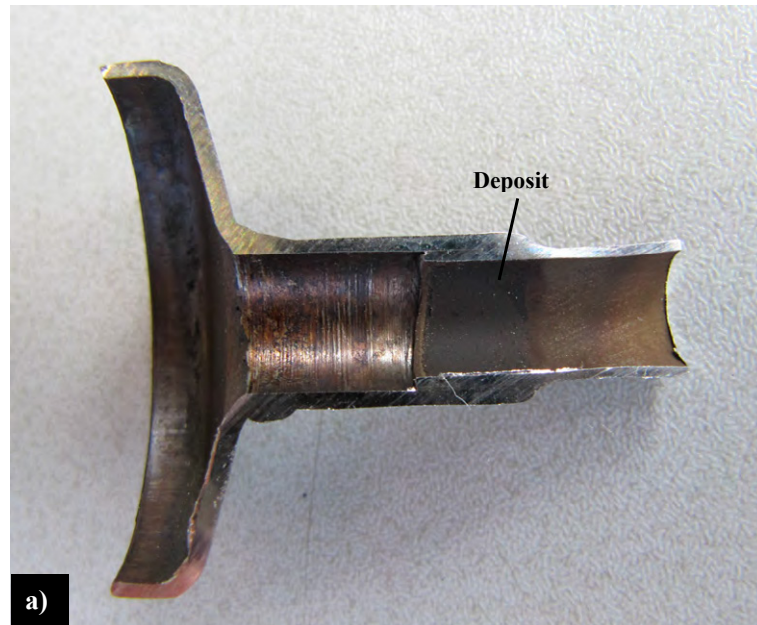


Fig. 21 Side view of the oil tube fracture surface {1,1} showing tube necking from the directions indicated in Fig. 15



Fig. 22 SEM images of fracture surface {1,2} on the a) left and b) right side of the cross-section of tube section 2 (see Fig. 18)



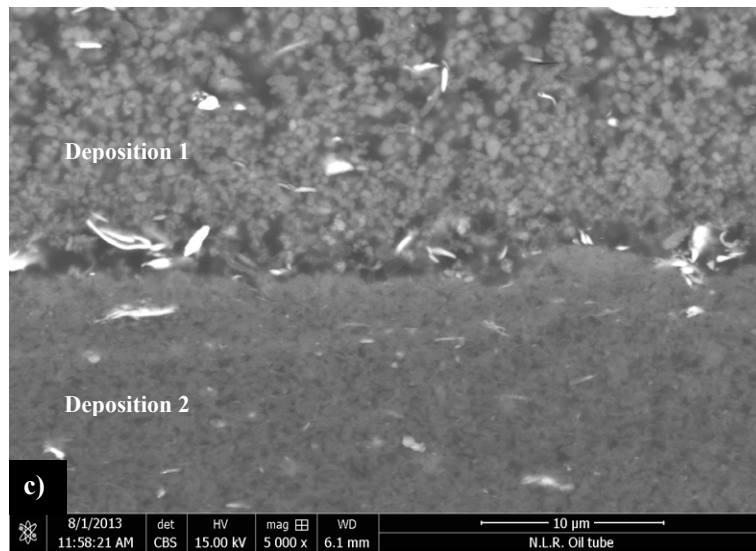


Fig. 23 a) Photograph of the remaining half of the disk and tube after sectioning.
SEM images of the cross-section of the deposition on the inside of the oil tube
at b) 1000x and c) 5000x magnification

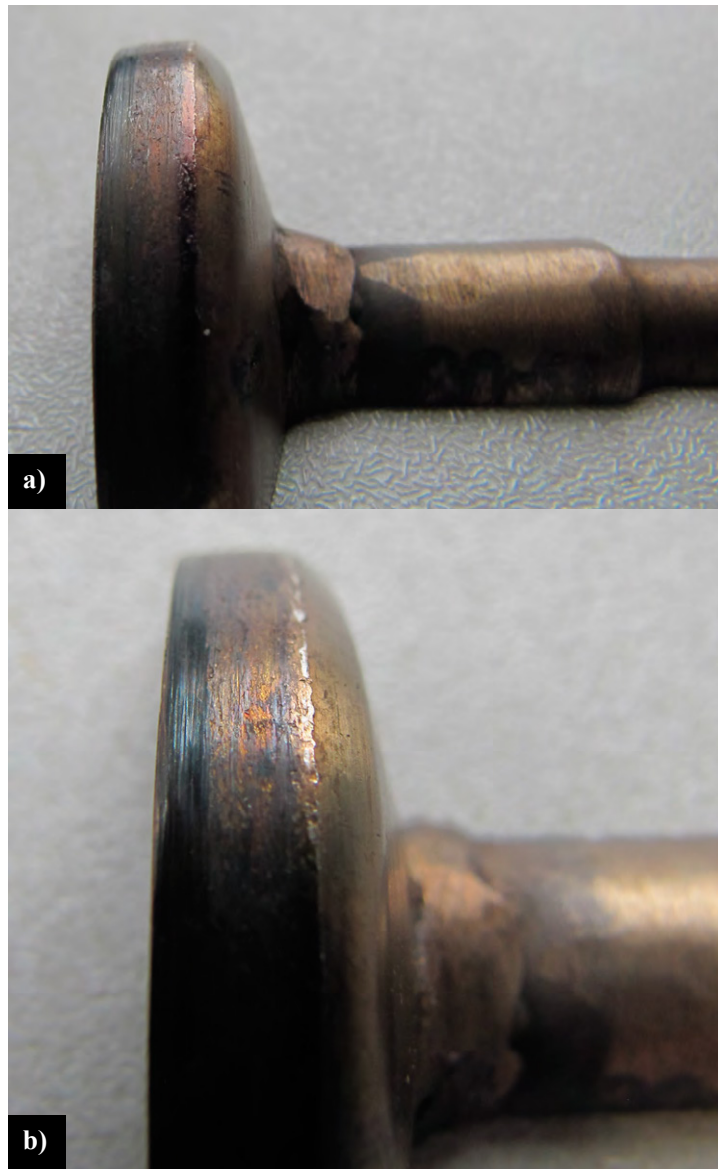


Fig. 24 Photograph of the outer edge of the disk around the oil tube with slightly different angles a) and b)



Bezoekadres

Anna van Saksenlaan 50
2593 HT Den Haag
T 070 333 70 00
F 070 333 70 77

Postadres

Postbus 95404
2509 CK Den Haag

www.onderzoeksraad.nl