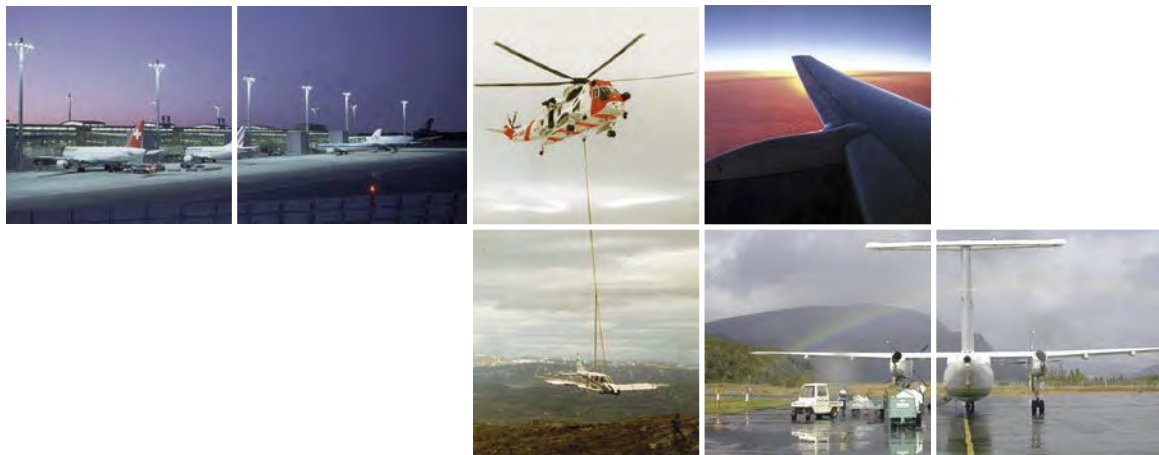


RAPPORT

SL 2014/04



RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE VED HOGGARVATNET, ROGALAND 9. OKTOBER 2009 MED EUROCOPTER AS 350 B2, LN-ODU

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 skal unngås.

Statens havarikommisjon for transports virksomhet er hjemlet i lov 11. juni 1993 nr. 101 om luftfart § 12-1 jf. forskrift 22. januar 2002 nr. 61 om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart § 4.

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: 06.05.2014
SL Rapport: 2014/04

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.: Eurocopter AS 350 B2 Ecureuil, LN-ODU
- Produksjonsår: 1995
- Motor: Turbomeca Arriel 1D1

Operatør:

Fonnafly AS

Dato og tidspunkt:

Fredag 9. oktober 2009 kl. 1130

Hendelsessted:

Store Hoggarvatnet, Forsand i Rogaland
58 58'19''N 006 31'07''Ø

ATS luftrom:

Ikke-kontrollert luftrom, klasse G

Type hendelse:

Luftfartsulykke, tap av halerotorkontroll på grunn av brudd i kontrollarm.

Type flyging:

Ervervsmessig, ikke regelbundet (persontransport)

Værforhold:

Klart vær, solskinn, svakt vestlig vinddrag og et tynt snødekke på bakken

Lysforhold:

Dagslys

Flygeforhold:

VMC

Reiseplan:

Ingen

Antall om bord:

6 (1 flyger + 5 passasjerer)

Personskader:

1 lettere skadet

Skader på luftfartøy:

Betydelige skader på skrog og halebom, hovedrotorbladene brukket.

Andre skader:

Ingen

Besetning:

Fartøysjef

- Kjønn og alder:

Mann, 30 år

- Sertifikat:

CPL(H)

- Flygererfaring:

1700 t totalt på helikopter
500 t på AS 350

Lastemann

Mann, 25 år

CPL(H)

Ikke typeutsjekk AS 350

Informasjonskilder: NF-2007 rapportering av ulykker og hendelser i sivil luftfart, filmopptak av ulykken tatt av passasjer, metallurgisk rapport fra Forsvarets materiallaboratorium (FLO), samt SHTs egne undersøkelser

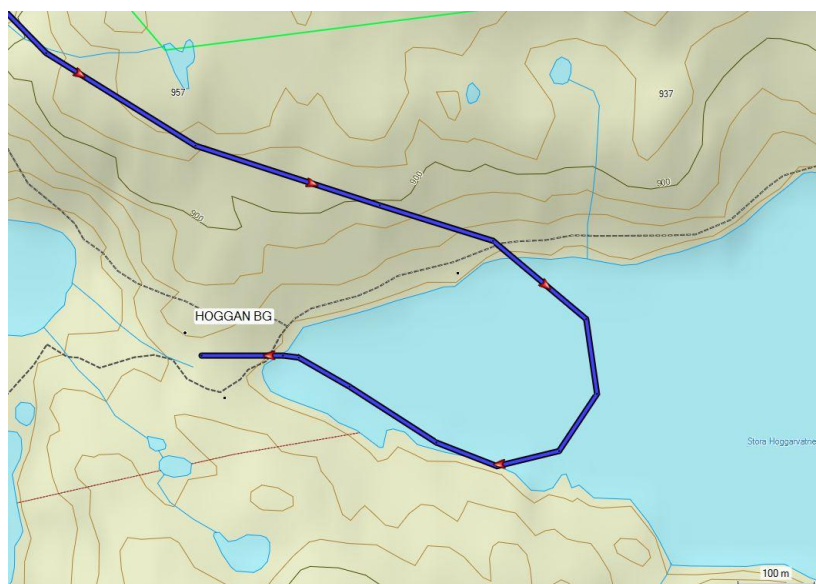
FAKTISKE OPPLYSNINGER

Helikopteret skulle transportere fire anleggsarbeidere som passasjerer fra Jelsa til en anleggs plass hvor det ble bygget en dam ved Store Hoggarvatn sør for Lysefjorden.

Helikopteret var stasjonert i hangar på Hovden og hadde flydd flere turer tidligere på dagen. Før ulykkesturen fylte besetningen drivstoff på Hovden og sjekket helikopteret.

Flyturen startet på Hovden ca. kl. 1030. De fire arbeiderne gikk ombord på Jelsa og helikopteret tok av derfra ca. kl. 1100.

Besetningen var kjent med landingsområdet og landingsplassen siden de hadde flydd der tidligere i uken. De kom opp til Stora Hoggarvatnet fra nord-vest, fløy over landingsplassen og svingte til høyre inn på finale mot nord-vest mot landingsplassen som lå på en kulle som var relativt flat på toppen. Innflyingen gikk mot stigende terreng, opp en liten dal fra Store Hoggarvatn. Været var fint, nærmest blikkstilte.



Figur 1: GPS sporet for siste del av ulykkesturen. (Kartgrunnlag: Statens Kartverk, Geovekst og kommuner)

Fartøysjefen gjennomførte en normal innflyging mot toppen av kollen, og var etablert på en lang finale i ca. 60 kt. Ca. 30 meter før landingspunktet var hastigheten redusert til anslagsvis 10-15 kt i en høyde over landingsplassen på bare noen meter, og de var anslagsvis 20-30 meter over underliggende terreng. På dette tidspunktet ble det benyttet lite motorkraft. Fartøysjefen har forklart at han trakk på litt collective stikke for å redusere gjennomsynkeningen, samtidig som han trykket svakt høyre pedal. Det

oppstod da plutselig en rotasjon mot venstre. Han trykket instinktivt mer høyre pedal, men

rotasjonen fortsatte. Kontrollkreftene på pedalene følte normale, men hadde ingen effekt.

Rotasjonshastigheten økte, og fartøysjefen forsøkte å senke collective stikken for å redusere rotasjonen og klare å manøvrere frem til en anleggs veg i dalbunnen, under og litt til venstre for innflygingsbanen. Han klarte ikke å påvirke rotasjonen vesentlig, og helikopteret roterte kraftig i noen sekunder. På grunn av rotasjonskreftene fikk ikke fartøysjefen hånda ned på motorkontrollen for å stoppe motoren, og han klarte heller ikke å forhindre at helikopteret traff bakken mens det fortsatt roterte. Besetningen mener helikopteret kan ha rotert 3-4 runder før det traff bakken.

Sammenstøtet med bakken var kraftig og fartøysjefen mener han kan ha besvimt/vært borte et øyeblikk. Både fartøysjef og lastemann benyttet hjelm og setebelter. Lastemannen var noe forstumlet og hadde innledningsvis problemer med å orientere seg etter sammenstøtet.

Helikopteret kom til ro i et tørt elveleie, liggende på høyre side med nesa mer enn 90 grader til venstre for innflygingsretningen. (se figur 2)



Figur 2: Helikopteret slik det ble liggende etter ulykken. Bildet er tatt i samme retning som innflygingsretningen. Foto: SHT

Fartøysjefen og lastemannen kom seg løs og evakuerte gjennom døra på venstre side. Vel ute, fant de at passasjerene allerede hadde kommet seg ut selv og at de hadde beveget seg 30-40 m vekk fra vraket. De sjekket helikopteret og telte passasjerene for å forsikre seg om at alle var kommet ut. De spurte også om hvordan det stod til og fikk til svar at det var bra med alle. En av passasjerene hadde fått et lite kutt/skrubbsår i pannen.

Motoren hadde stoppet av seg selv og besetningen merket ikke tegn til drivstofflekkasje.

Lastemannen sprang til en brakkerigg i andre enden av vannet for å finne anleggsfolk med mobiltelefon. Fartøysjefen ble ved helikopteret, slo av strøm og etter hvert nødpeilesenderen.

Et vitne som oppholdt seg på sørsiden av Store Hoggarvatn observerte at LN-ODU kom og startet innflyging som normalt. Han så bort et øyeblikk og da han så tilbake var helikopteret «i spinn». Han mente at han så 2-3 runder mens det sank ukontrollert mot bakken. Helikopteret traff bakken med fronten mot han og forsvant i en sky av snø. Han var overbevist om at dette måtte ha gått skikkelig galt og sprang til brakkeleiren for å få ordnet med varsling, før han sprang tilbake mot havaristedet.

På vei dit møtte han til sin store lettelse lastemannen og en av passasjerene som kunne fortelle at det hadde gått relativt bra med alle sammen. Han hjalp deretter til på havaristedet. Flere av hans kolleger kom også til etter hvert.

Det foreligger et videoopptak fra flygingen gjort av en av passasjerene, og dette inkluderer selve havariet. Det ser ut til å vise minst 3 rotasjoner til venstre før opptaket stopper, trolig ved sammenstøtet med bakken. Tiden fra rotasjonen starter til opptaket stopper er ca. 14 sekunder. Den første rotasjonen tar ca. 3 sekunder, resten er vanskelig å bedømme.

Teknisk undersøkelse

Ved undersøkelse på havaristedet ble det klart at det var et brudd i kontrollarmen som regulerer vridning på halerotorbladene. Se figur 3.

En foreløpig undersøkelse viste at det meste av bruddflatene var misfarget/anløpt, mens den siste tredjedelen av bruddet så ferskt ut.



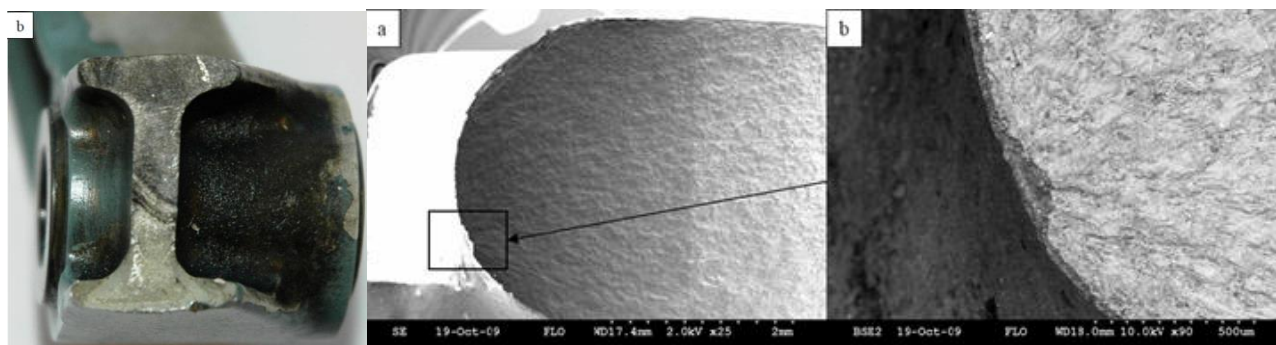
Figur 3: Bruddet i kontrollarmen slik det ble funnet Foto: SHT

Figur 4 viser den defekte kontrollarmen avmontert. Eurocopter's benevnelse på delen er "Blade horn".



Figur 4: Kontrollarm for halerotor. Foto: SHT

Kontrollarmen ble sendt til metallurgisk undersøkelse hos Forsvarets metalllaboratorium. Rapporten etter denne undersøkelsen konkluderte med at dette var et utmattingsbrudd, som hadde utviklet seg over tid. Se figur 5.



Figur 5: Bilder fra metallurgisk undersøkelse som viser bruddflater og startpunkt. Foto: Forsvarets metalllaboratorium

Sprekken ser ut til å ha startet ved en uregelmessighet i overflaten. Uregelmessigheten stammer mest sannsynlig fra produksjonen av delen.

Informasjon fra denne undersøkelsen ble umiddelbart gitt til Eurocopter.

Den 29. oktober iverksatte fabrikanten tiltak gjennom å utstede "Safety Information Notice No. 2106-S-65, Tail rotor Gearbox: Check of blade horn installation on the TGB." Se vedlegg A.

Videre har EASA (vedlegg B) utstedt direktiv (AD 2011-0038-E) som omhandler problemet i form av endrede inspeksjonsrutiner, bearbeidelse av berørte varianter av kontrollarmen og alternativt utskifting av delen til en forsterket variant.

Mulighet for trening

Fartøysjefen hadde trent på halerotorfeil med "running landing" (med hastighet), men ikke på halerotorfeil i hover, siden det i seg selv kan medføre risiko for et havari.

HAVARIKOMMISJONENS VURDERINGER

Kontrollarmen brakk i det helikopteret nærmet seg hover før landing, og da var et havari trolig uunngåelig. Tap av halerotorkontroll i lav høyde kan ikke trenes under flyging, da dette er for risikabelt. Bruk av simulator vil være en vesentlig bidragsyter for å trene flygere i kritiske situasjoner som er for risikable til å gjennomføre under flyging. Slik trening vil kunne gi en flyger muligheten til å identifisere feil på et tidligere stadium i et hendelsesforløp og derved kunne ha større mulighet til å redusere konsekvensene. SHT støtter derfor de syn som fremkommer gjennom undersøkelser blant helikopterpersonell i Safetec's "[Sikkerhetsstudie for Innlandshelikopter](#)" med hensyn til bruk av simulator for å trene på nødsituasjoner.

Tiltak gjennomført av Eurocopter og EASA i ettertid av hendelsen ansees å ha ivaretatt problemet med brudd i kontrollarmen, under forutsetning av at den blir korrekt installert på halerotor gearboksen.

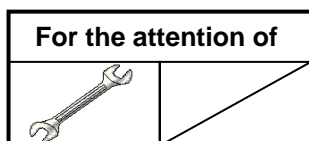
Statens havarikommisjon for transport

Lillestrøm, 6. mai 2014

SAFETY INFORMATION NOTICE

SUBJECT: TAIL ROTOR DRIVE

TAIL ROTOR GEARBOX: Check of blade horn installation on the TGB



AIRCRAFT CONCERNED	Version(s)	
	Civil	Military
AS350	B, BA, BB, B1, B2, B3, D	L1
AS550		A2, C2, C3, U2
AS355	E, F, F1, F2, N, NP	
AS555		AF, AN, SN, UF, UN, MN

In the light of an accident which occurred recently on an AS350 B2 helicopter, caused by the failure of the blade horn, P/No. 350A 33 1058.03, EUROCOPTER would like to remind you that the checks to be made after the blade horn is installed on the TGB casing are important.

This accident is currently the subject of official investigations by the board of inquiry of the country concerned.

Initial investigations show that the area of failure of this blade horn (see appended photo) is similar to that of the case encountered previously, where the inquiry concluded that it was due to non-compliant installation.

Without predicting the conclusions of the board of inquiry, EUROCOPTER is issuing this Safety Information Notice to remind you of the installation procedure for this blade horn and of the instructions concerning the checks to be carried out after installation of this blade horn, defined in AS350/AS355 MET Work Card 65.20.00.401 and summarized below:

- 1- Before installing the expansible bolt, check the position of the components, in particular the position of the spring washers and the retaining ring (Fig. 3 of Work Card 65.20.00.401).
- 2- When installing the expansible bolt, make sure that the spring washers are effectively in contact with the pivot yoke of the TGB casing.
- 3- After installing the bolt and the blade horn:
 - a. Manually check that the bolt does not turn by trying to turn its head.
 - b. Check that there is play between the blade horn and the yoke (at least 0.4 mm on both sides of the lever).
 - c. Make sure that the blade horn slides freely on the bolt and check that there are no friction points when the blade horn pivots.

EUROCOPTER will keep you informed of all significant progress in this inquiry.

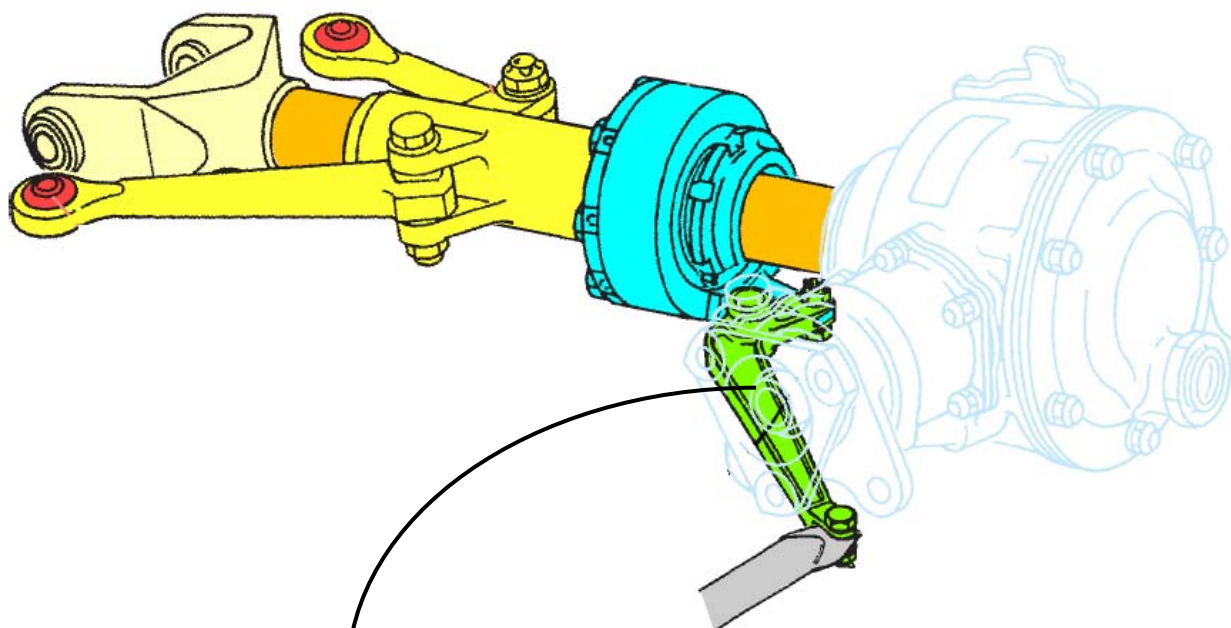



PHOTO OF THE FAILURE AREA

EASA	EMERGENCY AIRWORTHINESS DIRECTIVE	
	<p>AD No.: 2011-0038-E [Corrected: 08 March 2011]</p> <p>Date: 04 March 2011</p> <p>Note: This Emergency Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation.</p>	
<p>This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.3B. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption].</p>		
Type Approval Holder's Name :		Type/Model designation(s) :
EUROCOPTER		AS 350 and AS 355 helicopters
TCDS Number :	EASA.R.008, EASA.R.146	
Foreign AD :	Not applicable	
Supersedure:	This AD supersedes EASA Emergency AD 2010-0082-E dated 27 April 2010, including the Correction dated 28 April 2010.	
ATA 65	Tail Rotor Drive – Tail Gearbox (TGB) Control Lever – Inspection / Rework / Replacement	
Manufacturer(s):	Eurocopter (formerly Eurocopter-France, Aerospatiale)	
Applicability:	AS 350 B, BA, BB, B1, B2, and D helicopters, all serial numbers, and AS 355 E, F, F1, F2 and N helicopters, all serial numbers, if equipped with TGB control lever Part Number (P/N) 350A33-1058-00, P/N 350A33-1058-01, P/N 350A33-1058-02, or P/N 350A33-1058-03.	
Reason:	<p>An accident occurred involving an AS 350 B2 helicopter; the cause of the accident was the failure of control lever P/N 350A33-1058-03. Initial investigations on site showed that the area of failure of the control lever was similar to that in cases encountered previously where it was demonstrated that the crack was due to non-compliant installation.</p> <p>Therefore Eurocopter issued Safety Information Notice (SIN) No. 2106-S-65 on 29 October 2009, to remind operators of the installation procedure and of the checking instructions which are applicable following installation of the control lever.</p> <p>Concerning the latest case, further investigations have not formally concluded non-compliant installation of the TGB control lever; only a few surface anomalies were revealed.</p> <p>This condition, if not detected and corrected, could reduce the structural strength of the TGB control lever, possibly causing failure of the lever, which could result in reduced control of the helicopter.</p> <p>Eurocopter have defined local reworking of the area concerned in order to remove any surface anomalies which could induce the formation of cracks</p>	

	<p>and lead to reduced strength. Pending this rework, a visual inspection of the area was introduced by AS350 Alert Service Bulletin (ASB) 05.00.62 and AS355 ASB 05.00.57, to be accomplished during checks after the last flight of the day (ALF).</p> <p>To address and correct this unsafe condition, EASA AD 2010-0082-E was issued to require repetitive inspections of the affected control levers to detect cracks and, depending on findings, rework or replacement.</p> <p>During further investigation, Eurocopter found cracks on the area opposite of the already monitored one of the affected control levers. Consequently, Eurocopter have issued Revision 2 of AS350 ASB 05.00.62 and AS355 ASB 05.00.57, adding repetitive visual check followed in case of doubt by non destructive tests (e.g. dye penetrant inspection) of the opposite area with adjusted intervals according to helicopter Model.</p> <p>For the reasons described above, this new AD retains the requirements of EASA AD 2010-0082-E, which is superseded, and adds repetitive inspections of the opposite area of the control levers and, depending on findings, rework of the area inspected as per paragraph (1) or replacement.</p> <p>This AD correction is issued to publish the correct version of the two different versions of this AD that were inadvertently published and distributed on 04 March 2011, one of which was incorrect, and thereby avoiding the use of the incorrect one.</p>						
<p>Effective Date:</p>	<p>08 March 2011</p>						
<p>Required Action(s) and Compliance Time(s):</p>	<p>Required as indicated, unless accomplished previously:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) Within 10 flight hours (FH) or during the ALF, whichever occurs first after 29 April 2010 [the effective date of EASA AD 2010-0082-E], and thereafter at intervals not to exceed 10 FH or during the ALF, whichever occurs first, visually inspect the affected control levers, in accordance with the instructions of paragraph 2.B.1.a of Eurocopter AS350 ASB 05.00.62 or AS355 ASB 05.00.57, as applicable to helicopter type. (2) If, during the inspections performed as required by paragraph (1) of this AD, no cracks are found, within 660 FH or 14 months, whichever occurs first after 29 April 2010 [the effective date of EASA AD 2010-0082-E], for each affected part, accomplish the instructions of paragraph 2.B.3 of Eurocopter AS350 ASB 05.00.62 or AS355 ASB 05.00.57, as applicable to helicopter type, or replace it with a reworked lever (marked with an "X") or with a reinforced control lever P/N 350A33-1526-00 or P/N 350A33-1524-00. (3) After the effective date of this AD, initially within the time indicated in Table 1 or Table 2 of this AD, as applicable to helicopter model, and thereafter at intervals indicated in Table 3 of this AD, as applicable to helicopter model, visually inspect the affected control levers, in accordance with the instructions of paragraph 2.B.4 of Eurocopter AS350 ASB 05.00.62 Revision 2, or AS355 ASB 05.00.57 Revision 2, as applicable to helicopter type. <p style="text-align: center;">Table 1 - All helicopters, except AS 355 N</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th style="text-align: center;">FH accumulated by the control lever</th> <th style="text-align: center;">Initial Inspection</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td style="text-align: center;">Less than 605 FH</td> <td style="text-align: center;">Before accumulating 660 FH since new or overhaul</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">605 FH or more</td> <td style="text-align: center;">55 FH after the effective date of this AD</td> </tr> </tbody> </table>	FH accumulated by the control lever	Initial Inspection	Less than 605 FH	Before accumulating 660 FH since new or overhaul	605 FH or more	55 FH after the effective date of this AD
FH accumulated by the control lever	Initial Inspection						
Less than 605 FH	Before accumulating 660 FH since new or overhaul						
605 FH or more	55 FH after the effective date of this AD						

Table 2 - AS 355 N helicopters	
FH accumulated by the control lever	Initial Inspection
Less than 100 FH	Before accumulating 110 FH since new or overhaul
100 FH or more	10 FH after the effective date of this AD

Table 3 – Inspection Intervals	
Helicopter model	Compliance time interval
All, except AS 355 N	660 FH
AS 355 N	110 FH

(4) If, during any inspection as required by paragraphs (1) or (3) of this AD any crack is found, before next flight, contact Eurocopter and replace the affected control lever, in accordance with the instructions of paragraph 2.B.1.b 2) of Eurocopter AS350 ASB 05.00.62 Revision 2 or AS355 ASB 05.00.57 Revision 2, as applicable to helicopter type.

(5) After 29 April 2010 [the effective date of EASA AD 2010-0082-E], do not install a TGB control lever P/N 350A33-1058-00, P/N 350A33-1058-01, P/N 350A33-1058-02, or P/N 350A33-1058-03 on any helicopter, unless it has been reworked (marked with an "X") in accordance with the instructions of paragraph 2.B.3 of Eurocopter AS350 ASB 05.00.62 or AS355 ASB 05.00.57, as applicable to helicopter type.

(6) After installation of a reworked lever (marked with an "X") on a helicopter, the repetitive inspections of paragraph (1) are no longer required for that helicopter.

(7) After installation of a reinforced lever P/N 350A33-1526-00 or P/N 350A33-1524-00 on a helicopter, the repetitive inspections of paragraphs (1) and (3) are no longer required for that helicopter.

Ref. Publications:	Eurocopter AS350 ASB No. 05.00.62, Revision 2, and Eurocopter AS355 ASB No. 05.00.57, Revision 2, both dated 1 March 2011. The use of later approved revisions of these documents is acceptable for compliance with the requirements of this AD.
Remarks :	<ol style="list-style-type: none"> 1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD. 2. The safety assessment has requested not to implement the full consultation process and an immediate publication and notification. 3. Enquiries regarding this AD should be referred to the Airworthiness Directives, Safety Management & Research Section, Certification Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu. 4. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: EUROCOPTER (STDI) - Aéroport de Marseille Provence 13725 Marignane Cedex - France. Tel: +33 (0) 4 42 85 97 97 - Fax: +33 (0) 4 42 85 99 66. E-mail: Directive.technical-support@eurocopter.com.