



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters AS-350B1 "Ecureuil", HB-XTE
vom 17. Juni 1992
Flumserberge/SG

Résumé HB-XTE

Le pilote, accompagné d'une passagère, se rend de Klosters à Mollis à bord de l'hélicoptère AS-350 B1 "Ecureuil" (HB-XTE). Peu après Sargans, à une altitude de 5500 pieds, la lampe d'avertissement "ENG CHIP" s'étant allumée, il contrôle la pression d'huile et la température, mais les deux instruments affichent des valeurs normales. Alors qu'il se demande s'il faut poursuivre ou non le vol, il entend une sourde détonation et l'hélicoptère effectue une embardée autour de son axe vertical. Il pense à une défectuosité dans la turbine et entreprend une autorotation, au cours de laquelle il perçoit une odeur de fumée sans que la lampe "FIRE" soit allumée (installation électrique du capteur mal installée). Remarquant une ligne électrique dans sa trajectoire, il actionne le dispositif d'extinction d'incendie; l'hélice anticouple sectionne l'un des quatre fils de cette ligne. L'appareil subit d'importants dégâts lors de l'atterrissage, mais ses occupants sont indemnes. En outre, un incendie se déclare à l'intérieur de la turbine, alimenté par des vapeurs d'huile qui s'échappent de la conduite d'aération rompue.

Causes

L'accident est dû à

- une panne du motopropulseur en raison d'une lubrification insuffisante du palier arrière;
- un atterrissage manqué à la suite d'une autorotation.

Schlussbericht

Die Voruntersuchung wurde von Guido Hirni geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 22. September 1993 an den Kommissionspräsidenten am 21. Oktober 1993 abgeschlossen.

DIE RECHTLICHE WÜRDIGUNG DES UNFALLGESCHEHENS IST NICHT GEGENSTAND DER UNTERSUCHUNG UND DER UNTERSUCHUNGSBERICHTE
(ART. 2 ABS. 2 DER VERORDNUNG ÜBER DIE FLUGUNFALLUNTERSUCHUNGEN VOM 20. AUGUST 1980)

LUFTFAHRZEUG Helikopter AS-350 B1 "Ecureuil" HB-XTE

HALTER COS AG, 5405 Baden

EIGENTÜMER COS AG, 5405 Baden

PILOT Schweizerbürger, Jahrgang 1916

AUSWEIS für Privatpiloten (Kat. Hubschrauber)

FLUGSTUNDEN

insgesamt	696	während der letzten 90 Tage	31
mit dem Unfallmuster	696	während der letzten 90 Tage	31

ORT Flumserberge (Gde. Flums)/SG

KOORDINATEN 742 100 / 218 400 **HOEHE** 875 m/M

DATUM UND ZEIT 17. Juni 1992, 0915 Uhr Lokalzeit (UTC +2)

BETRIEBSART Privater Flug

FLUGPHASE Reiseflug

UNFALLART Harte Landung nach Autorotation

PERSONENSCHADEN

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	-	-	-
Erheblich verletzt	-	-	-
Leicht oder nicht verletzt	1	1	

SCHADEN AM LUFTFAHRZEUG Stark beschädigt

SACHSCHADEN DRITTER Stromleitung zerstört, Stromunterbruch

FLUGVERLAUF

Am 17. Juni 1992 kurz nach 0900 Uhr startete der Pilot mit einer Passagierin an Bord des Helikopters AS-350B1 "Ecureuil", HB-XTE, in Klosters/GR zu einem privaten Flug nach Mollis/GL. Die Startvorbereitungen und die ersten Flugminuten verliefen problemlos. Kurz nach Sargans, in einer Höhe von ca. 5'500 ft, leuchtete die Warnlampe "ENG CHIP" auf. Der Pilot überwachte anhand seiner Triebwerkanzeigeinstrumente den Oeldruck und die Temperatur. Beide Instrumente zeigten normale Betriebswerte an. Als der Pilot am Ueberlegen war, ob er nach Mollis weiterfliegen oder eine Zwischenlandung ausführen sollte, ertönte ein dumpfer Knall mit gleichzeitigem Gieren des Helikopters um die Hochachse. Der Pilot dachte sofort an eine Triebwerkstörung und leitete eine Autorotation ein. Er stellte das Triebwerk mit dem Gashebel ab, reduzierte die Vorwärtsgeschwindigkeit auf ca. 60 kt und hielt Ausschau nach einem geeigneten Notlandeplatz. Während der Autorotation nahmen beide Insassen Rauchgeruch in der Helikopterkabine wahr, obwohl die Warnlampe "FIRE" nicht aufleuchtete. Im Endanflug zur Notlandung stellte der Pilot fest, dass ein Kabel seinen Anflugweg kreuzte. Danach zog der Pilot den Brandhahn; dadurch wurde die Kraftstoffleitung vom Kraftstofftank zum Triebwerk geschlossen. Beim Reduzieren der Vorwärtsgeschwindigkeit und der Sinkflugrate (flare), berührte der Heckrotor das Kabel, beschädigte dieses, was zu einer Notlandung mit Beschädigung des Helikopters führte (Beilage 1).

Der Pilot und die Passagierin wurden nicht verletzt.

Der Helikopter wurde stark beschädigt. Im Triebwerksraum brannte es.

Es entstand Drittschaden an einer Stromleitung; dies bewirkte einen Stromunterbruch.

BEFUNDE

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis. Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen. Er wurde mehrheitlich für gewerbsmässige Helikoptertransporte durch die Firma Heli-Linth AG eingesetzt und wurde durch diese gewartet.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Beim Kabel (Luftfahrthindernis) handelte es sich um eine 3x380V-Stromleitung, bestehend aus vier Drähten. Ein Draht wurde heruntergerissen. Die Kabel verlaufen bergwärts in der gleichen Richtung wie die Endanflugrichtung des Helikopters. Beim letzten Masten - dieser sieht einer Telefonstange ähnlich - führen die Drähte rechtwinklig nach rechts zu einem nahe gelegenen Stall und nach links zu einem vom Wald abgedeckten weiteren Strommasten. Beim Endanflug konnte der Pilot diesen Masten nicht sehen.
- Das Wetter: Die Sicht betrug mehr als 10 km bei mehrheitlich blauem Himmel. Die Windstärke betrug höchstens 5 kt.

- **Besondere Untersuchungen**

Weil der Triebwerksraum ausgebrannt war und während der Autorotation von den beiden Insassen Rauchgeruch festgestellt wurde, obwohl die Feuerwarnung "FIRE" am "caution panel" nicht aufleuchtete, konzentrierten sich die ersten Untersuchungen auf Fragen im Zusammenhang mit dem Brand.

Feuer / Feuerwarnung:

Folgende Feststellungen wurden in Bezug auf das Feuer bzw. die Feuerwarnung "FIRE" am "caution panel" gemacht (Beilage 1 und 2):

Feuer:

- Die Oelentlüftungsleitung am hinteren Triebwerkklager war abgebrochen (Beilage 3).
- Oeldämpfe vom hinteren Triebwerkklager entwichen in den Triebwerksraum.
- Das Feuer breitete sich nur im Triebwerksraum aus. Es entstand kein offenes Feuer.

Feuerwarnung:

- Die Verkabelung der Feuerwarngeber war korrekt und noch funktionstüchtig.
- Alle sechs Feuerwarngeber am Triebwerk funktionierten einwandfrei. Sie öffneten bzw. schlossen sich bei den entsprechenden Temperaturwerten.
- Die Warnlampe "FIRE" am "caution panel" leuchtete (trotzdem) nicht auf.
- Bei den Helikoptern vom Typ AS-350B (Vorgängermodell) wurden die Feuerwarngeber vom Triebwerkhersteller (Turboméca) geliefert. Ab den Modellen AS-350B1 und B2 baute der Helikopterhersteller (Eurocopter) andere Feuerwarngeber ein.
- Laut Eurocopter wurde die korrekte elektrische Anpassung zwischen den neuen Feuerwarngebern und der Warnlampe "FIRE" am "caution panel" nicht vollständig vorgenommen.
- Laut Eurocopter wurde die Funktion der Feuerwarnanlage "FIRE" am "caution panel" bei der "quality control" nie vollständig überprüft.

Triebwerk

Bei der abgebrochenen Lageroelentlüftungsleitung (Beilage 3) konnten beim Stator an der Triebwerkaussenseite Risse festgestellt werden. Aus diesem Grunde wurde das Triebwerk beim Triebwerkhersteller zerlegt und untersucht. Es wurde folgendes festgestellt (Beilage 4):

- Das hintere Triebwerkklager war zerstört. Die Zerstörung trat infolge ungenügender Lagerschmierung ein.
- Die Oelzuleitungsbohrung in der äusseren Lagerschale war verkocht und verhinderte die Oelzufuhr zum Lager.
- Das Triebwerk wurde mit dem Schmiermittel Aeroshell 500 geschmiert.
- Das Schmiermittel Aeroshell 500 figuriert nicht auf der Liste der zugelassenen Oelmarken.
- Laut Turboméca ist die Verwendung des Schmiermittels Aeroshell 500 nicht zugelassen.
- Laut Turboméca wird als Grund für die Lagerverkockung und die ungenügende Lagerschmierung bzw. den daraus entstandenen Lagerschaden die Verwendung des nicht zugelassenen Schmiermittels angegeben.
- Durch das zerstörte hintere Triebwerkklager entstand eine Unwucht im Innern des Triebwerkes, was zu einer Berührung der Schaufeln am Gehäuse (Blockieren) führte.
- Das verwendete Material des hinteren Triebwerkklagers war in einwandfreiem Zustand.

Vorschriften des Helikopterherstellers

Laut Flugbetriebshandbuch (AFM) und Unterhaltbuch (MET) des Helikopterherstellers können unter anderem das Schmiermittel Aeroshell 560 sowie Oele mit den Spezifikationen MIL-L 23699 und dem Nato Symbol 0.156 verwendet werden (Beilage 5).

Der Schmiermittelhersteller Shell erklärt anhand einer Vergleichstabelle, welche Schmiermittel der Nato Norm 0.156 und der MIL-Spec-Norm MIL-L 23699 entsprechen (Beilage 6). Aeroshell 500 erfüllt gemäss dieser Tabelle die Bedingungen der Nato Norm 0.156 und der MIL-Spec-Norm MIL-L 23699.

Die Heli-Linth AG verwendet seit über zehn Jahren an allen Ecureuil-Helikoptern das Schmiermittel Aeroshell 500. Schwierigkeiten mit dem Schmiermittel traten nie ein.

Die Heli-Linth AG lässt das Schmiermittel des Triebwerkes seit über zehn Jahren von der Firma TUAG (Vertretung Turboméca in der Schweiz) kontrollieren. Diese Schmiermittelkontrolle wird "Oel Spectro Analyse" genannt. Die Firma TUAG leitet das -auf

Metallabrieb zu kontrollierende, gebrauchte- Schmiermittel an den Triebwerkhersteller Turboméca Frankreich zwecks Analyse weiter. Die Analyse dient nur dem Nachweis von metallischen Partikeln im Oel und nicht der Bestimmung der Spezifikationen des Schmiermittels.

Bis zum Unfalleintritt wurde der HELILINTH AG nie mitgeteilt, dass sie ein nicht zugelassenes Schmiermittel für das Triebwerk verwendet.

Schäden am hinteren Triebwerkklager sind auch bei Helikoptern aufgetreten, die mit anderen Schmiermitteln betrieben wurden.

Lagerschäden dieser Art haben zugenommen, seitdem die Triebwerke für grössere Leistungsbeanspruchungen und damit für höhere thermische Belastungen zugelassen wurden (Steigerung vom Helikoptertyp AS-350B auf den Typ B1 und B2).

Magnetzapfen

Um grössere Metallablagerungen vom Triebwerk feststellen zu können, sind im Triebwerkkoelkreislauf vier Magnetzapfen (CHIP Detector) eingebaut. Einer davon ist elektrisch mit dem "caution panel" bzw. der Warnlampe "ENG CHIP" am Instrumentenbrett verdrahtet.

- Beim Unfallflug leuchtete die "ENG CHIP"-Warnlampe auf dem Ueberflug von Klosters nach Mollis nach dem Ueberfliegen von Sargans auf.
- Nach dem Aufleuchten des "ENG CHIP" stellte der Pilot an den Triebwerksinstrumenten für Oeldruck und Temperatur keine kritischen Betriebswerte fest.
- Das Flugbetriebshandbuch besagt, wenn die "ENG CHIP"-Warnlampe aufleuchtet, muss so rasch als möglich gelandet werden ("land as soon as possible").
- Der Triebwerkhersteller empfiehlt mit dem Service Bulletin Nr. 292 72 0163 (Seite 1, Beilage 7) vom 24.4.1992 den Einbau des TU 208. Dieses TU 208 erlaubt, dass speziell das hintere Triebwerkklager besser und rascher überwacht werden kann. Sofern das hintere Triebwerkklager Metallspäne abgibt leuchtet die "ENG CHIP"-Warnlampe am "caution panel" innert kürzester Zeit auf, d.h. zeitlich deutlich rascher als ohne das TU 208.
- Beim Unfall-Helikopter war das TU 208 nicht eingebaut.

Operationelles

Das Flugbetriebshandbuch verlangt, dass nach dem Betrieb des Helikopters und vor dem Abstellen der Antriebsquelle, das Triebwerk zwecks Abkühlung mindestens 30 Sekunden im Leerlaufbetrieb ("ground idle") gehalten werden muss. Wird diese Auslaufzeit des Triebwerkes nicht eingehalten, besteht die Gefahr, dass das Schmiermittel in der äusseren Lagerschale beim hinteren Triebwerkklager durch die erhöhte Temperatur verkoken kann und damit die Oelzuleitungsbohrung verstopft.

Das Einhalten der Auslaufzeit hat an Wichtigkeit gewonnen, seit die Leistung des Triebwerkes bei den AS-350B1 und B2-Modellen erhöht wurde.

Ob die Auslaufzeiten beim verwendeten Triebwerk stets eingehalten wurden, kann nicht beurteilt werden.

BEURTEILUNG

Feuer / Feuerwarnung

Der Nährstoff des Brandes stammte von Oeldämpfen, welche durch die abgebrochene Oelentlüftungsleitung am hinteren Triebwerkklager ins Freie gelangen konnten und sich an den Heissteilen am Triebwerk entzündeten. Die Oelentlüftungsleitung brach ab, weil zuerst das hintere Triebwerkklager zerstört wurde, was zu einer Unwucht im Triebwerk führte, die ihrerseits die Risse beim Stator und den Oelleitungsbruch auslöste. Der Brand entstand wahrscheinlich erst in der Endphase des Fluges und breitete sich nur im Triebwerkraum aus.

Die Feuerwarnanlage konnte nicht funktionieren, weil beim Einbau des neuen Feuerwarngebers vergessen wurde, die elektrisch korrekte Anpassung vorzunehmen.

Weil die Feuerwarnanlage bei der "quality control" nie vollständig kontrolliert wurde, blieb der Mangel unbemerkt.

Der Triebwerkbrand hatte keinen direkten Einfluss auf das Unfallgeschehen. Man kann ihn, was den Unfall anbetrifft, als "unerwünschten Nebenschauplatz" bezeichnen.

Gestützt auf Art. 24 der VFU hat das BFU am 11. September 1992 in einem Zwischenbericht dem BAZL empfohlen, dass:

- alle Halter von Helikoptern dieses Types in einer ersten Phase informiert werden, dass die Feuerwarnanlagen an den betroffenen Helikoptern nicht funktionieren;
- eine korrekte elektrische Anpassung zwischen dem neuen Feuerwarngerber und der Feuerwarnlampe "FIRE" am "caution panel" vorgenommen und
- die Funktion der Feuerwarnanlage Bestandteil einer "quality control" werden muss.

Die BFU-Empfehlungen wurden vom BAZL und vom Helikopterhersteller sofort übernommen. Mit der BAZL-Lufttüchtigkeitsanweisung HB 93-007 (Beilage 8) wird das Service Bulletin SB 26-01 (Auszug in Beilage 9) vom Helikopterhersteller und die "Airworthiness Directive" Nr. 92-159-063(B)R2 vom Bureau Veritas (Auszug in Beilage 10) zwingend vorgeschrieben -der Umbau muss bis am 3. Februar 1993 erfolgt sein-. Dieses Bulletin umschreibt die Modifikation betreffend der Feuerwarnanlage.

Triebwerk

Der Ausfall des Triebwerkes ist eine Folge der Zerstörung des hinteren Triebwerkklagers. Zu diesem Schluss gelangt auch der Triebwerkhersteller. In seinem Bericht bezeichnet er den hinteren Triebwerkklagerschaden als eine Folge der Verwendung eines nicht zugelassenen Schmiermittels. Mit dieser Beurteilung widerspricht der Triebwerkhersteller aber dem Flugbetriebshandbuch (AFM) und dem Maintenance Manual (MET) des Helikopterherstellers. Die Heli-Linth AG hat während Jahren die Schmiermittel beim Triebwerkhersteller zur "spectro analyse" untersuchen lassen und wurde niemals auf diesen Umstand (Verwendung eines nicht "autorisierten" Schmiermittels) aufmerksam gemacht.

Der Grund des Triebwerkklagerschadens liegt offensichtlich bei der mangelnden Schmierung. Materialproben vom Lager haben diese These bestätigt. Der Grund für die unzureichende Schmierung kann aber auch darin liegen, dass das Schmiermittel nicht bis zum Lager gelangen konnte, d.h. das Lager "trocken lief". Da beim untersuchten Lager die Schmieroelzuleitungsbohrung in der äusseren Lagerschale verkocht und verstopft war, ist diese Vermutung der Störung die wahrscheinlichere. Das heisst, das Schmiermittel verkockte in der Oelzuleitungsbohrung in der äusseren Lagerschale des hinteren Triebwerkklagers - möglicherweise, weil die vorgeschriebene Triebwerkauslaufzeit nicht immer korrekt eingehalten wurde, oder weil die Betriebstemperatur bei den grösseren Leistungsabgaben des Triebwerkes für das Lager bzw. das vom Hersteller nicht empfohlene Schmiermittel an deren Grenzwerte gelangte, etc. -, und hat damit den Schmieroeldurchfluss zum Lagerinnern verhindert.

Mit dem Zwischenbericht vom 11. September 1992 hat das BFU dem BAZL empfohlen, dass:

- alle Halter auf das Problem (Verkokung, Lagerblockierung) beim hinteren Triebwerkklager nachhaltig aufmerksam gemacht werden sollen;
- der Einbau des TU 208 zwingend vorgeschrieben werden sollte.

In einem Schreiben vom 17. September 1992 hat das BAZL die Empfehlungen des BFU an die Halter der betroffenen Helikopter weitergeleitet (Beilage 11). Der Einbau des TU 208 wurde vom BAZL nicht vorgeschrieben, sondern "dringend empfohlen".

Es wäre von Vorteil, wenn jeder Halter der Empfehlung des BAZL betreffend Modifikation TU 208, Service Bulletin Nr. 292 72 01 63, als obligatorisch (mandatory) nachkommen würde und jeder Pilot unbedingt die 30 Sekunden Triebwerkauslaufzeit, zwecks Abkühlung des Triebwerkes, einhalten würde. Zudem sollte der Triebwerk-Hersteller Ueberlegungen anstellen, wie er das hintere Triebwerkklager von Verkokung besser schützen kann.

URSACHEN

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Triebwerksausfall infolge ungenügender Schmierung des hinteren Lagers.
- Missglückte Landung nach Autorotation.

Die Kommission verabschiedete den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 10. Februar 1994

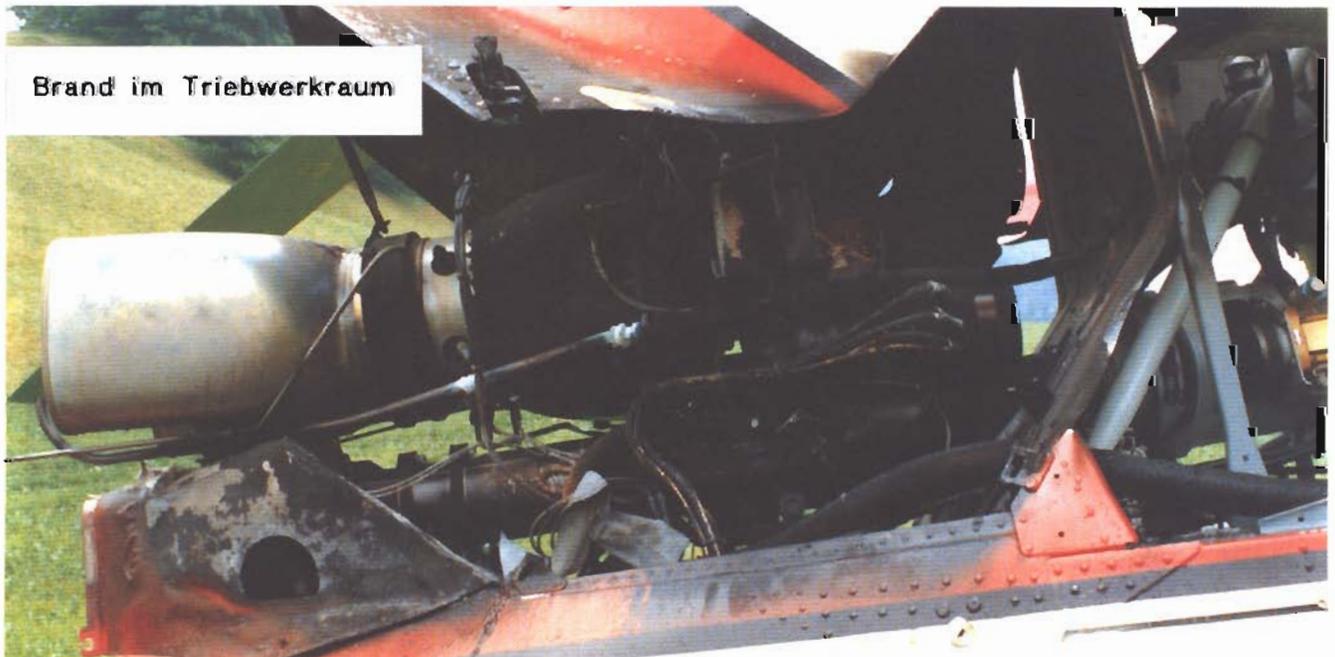
EIDG. FLUGUNFALL-
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION
Der Präsident:

gez. H. Angst

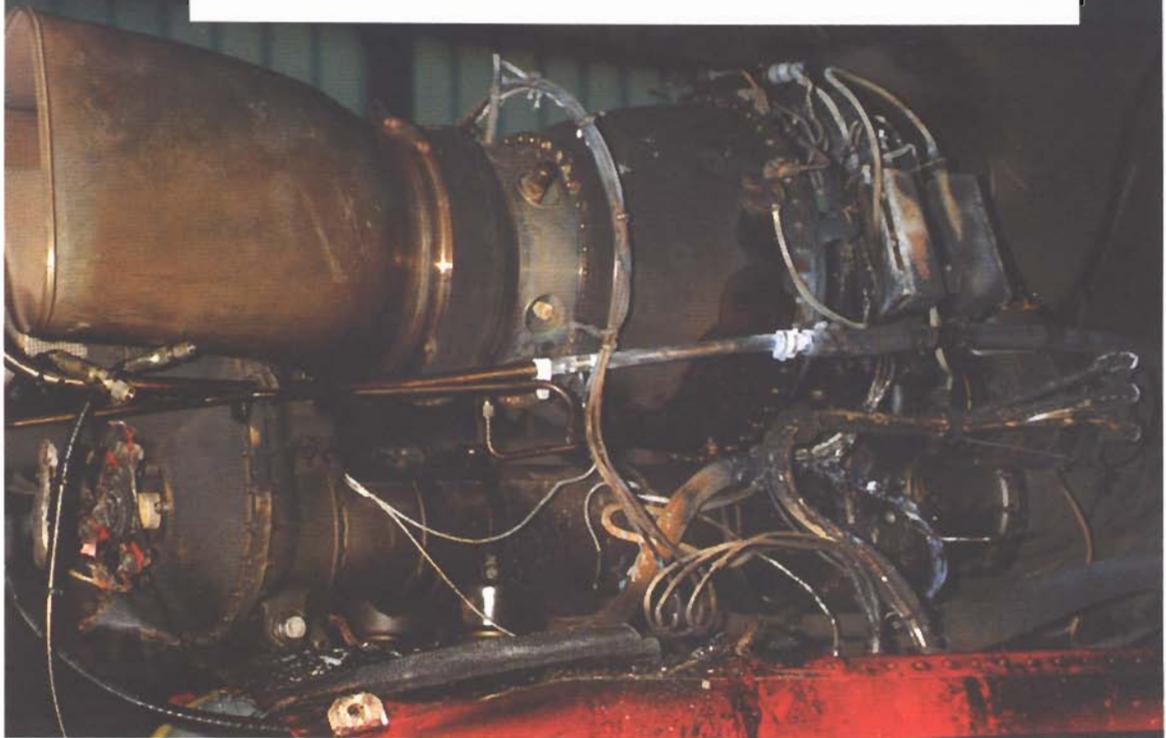
Unfallstelle



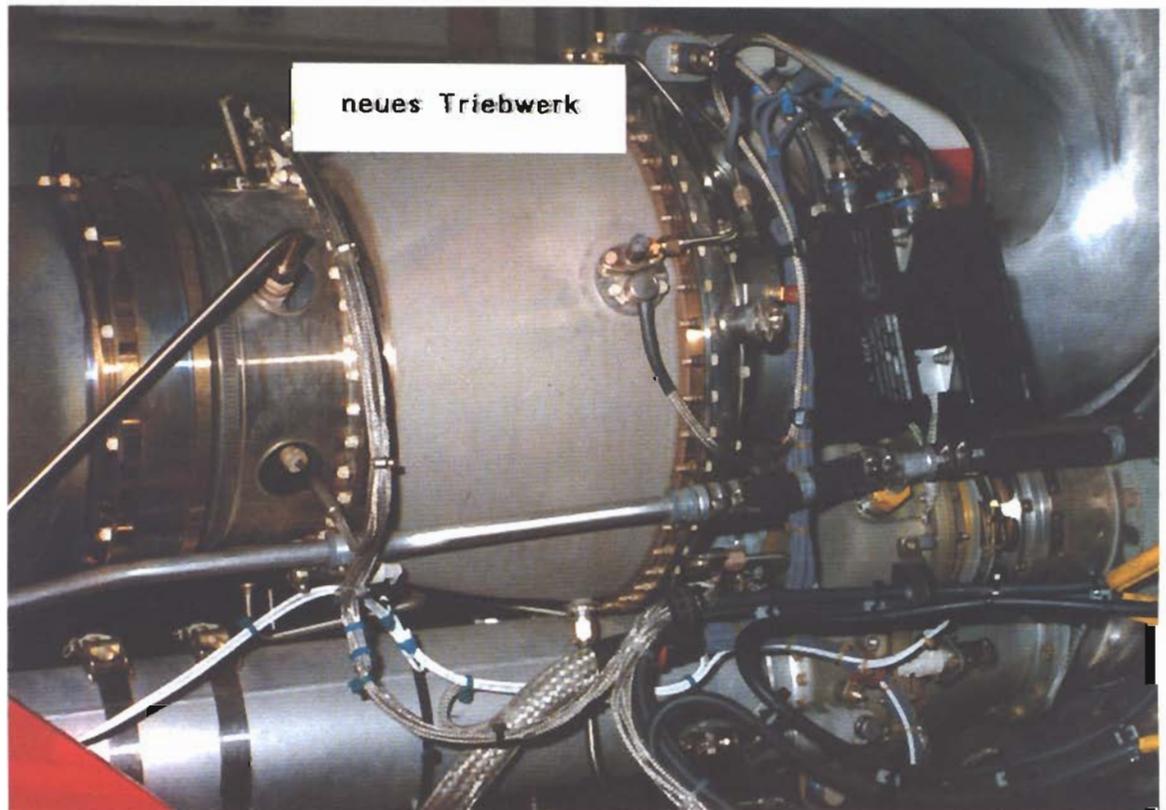
Brand im Triebwerksraum

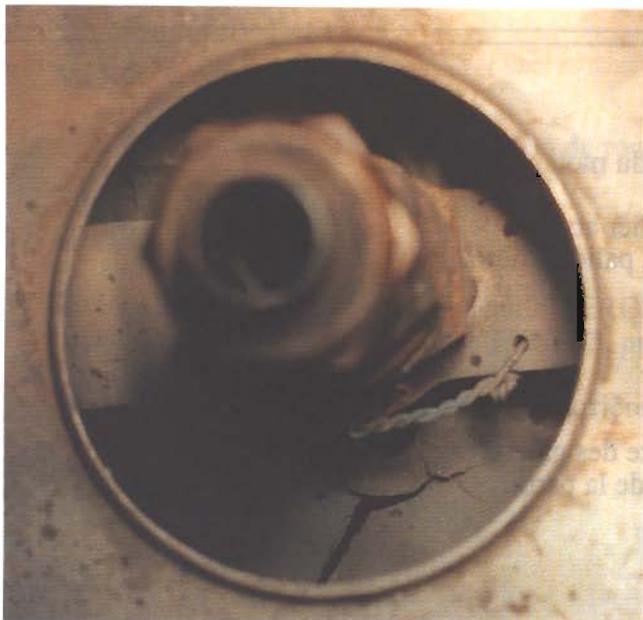
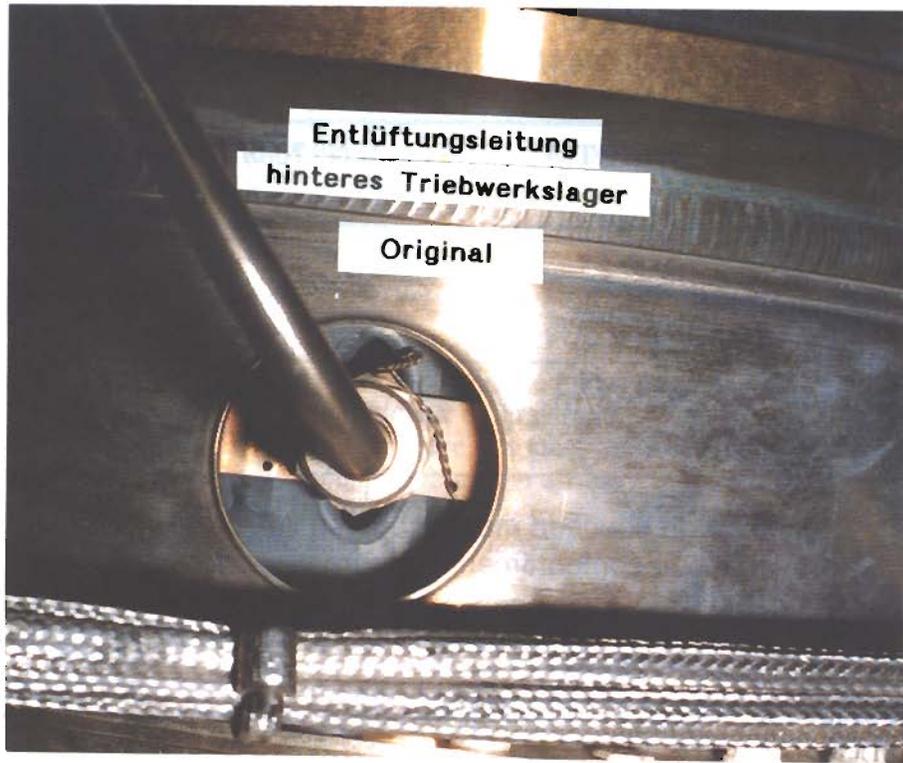


verbranntes Triebwerk mit abgebr. Entlüftungsleitung



neues Triebwerk





HB-XTE



COMPTE RENDU D'EXAMEN

EXAMINATION REPORT

Moteur ou accessoire : GTM ARRIEL 1 D N° 7088 <i>Engine or accessory :</i>
--

Client : HELI-LINTH (SUISSE) <i>Customer :</i>	Date du retour : 29.07.92 <i>Date of removal :</i>
Heures de fonctionnement totales : 1687 h <i>Total operating time :</i>	Depuis R.G. : <i>Since overhaul :</i>
Cause du retour : Allumage du bouchon magnétique en vol, bruit anormal et odeur de fumée <i>Reason for return :</i> provenant du compartiment moteur.	
Nature de la réparation : <i>Type of repair :</i>	
Constatations au banc d'essais avant démontage : Sans objet. <i>Findings on test bench before removal :</i>	

 Valable pour information
 Information only

I - CONSTATATIONS A L'ARRIVEE

- Traces importantes d'incendie sur l'avant du moteur.
- Criques sur les bras support du DTL.
- Particules dans la crépine de retour du palier arrière.
- Rupture de la tuyauterie de mise à l'air du palier arrière.

II - CONSTATATIONS AU DEMONTAGE

- Tuyère : crique sur la partie supérieure.
- Ensemble roue libre : grippage de la piste des galets.
- Tube de liaison : impacts et écrasement de la paroi.

MO 2 -

- Carter compresseur : crique, déformation et touche dans le logement du compresseur axial.
- Compresseur axial : touches du diamètre extérieur des pales.
- Pignons : usure de contact de la denture.

MO 3 -

- Couvercle compresseur : touche dans la veine d'air.
- Diffuseur 1 et 2 : désolidarisation des 2 étages.
- Rampe d'injection : profondes rayures du labyrinthe extérieur, déformation de la tuyauterie d'arrivée carburant.

COMPTE RENDU D'EXAMEN / EXAMINATION REPORT

GTM ARRIEL 1 D N° 7088

(page 2/2)

- Compresseur centrifuge : usure par touche excessive du diamètre extérieur des pales de la roue d'entrée.
- Enveloppe labyrinthe : touche dans le logement.
- Distributeur 1er étage : usure du logement de turbine et criques.
- Distributeur 2ème étage :
 - brûlure du bord d'attaque de l'aubage.
 - touche du logement de turbine.
 - rayures du logement de labyrinthe.
- Carter turbine : impact sur la paroi.
- Distributeur de turbine libre : nombreuses criques.
- Support palier arrière : rayure dans le logement de labyrinthe cokéfaction de la paroi interne.
- Cage du roulement : obstruction du gicleur de graissage.
- Roulement : grippage de la bague intérieure, les galets sont soudés dans les séparateurs.
- Arbre de turbine : usure importante du labyrinthe arrière.
- Roue d'injection : usure des labyrinthes.
- Arbre porte labyrinthes : usure excessive des labyrinthes.
- Vis de turbine : grippage.
- Disques de turbines : touches des diamètres extérieurs des curvic coupling.
- Pales de turbine 1er et 2ème étage : touches du diamètre extérieur.

MO 4 -

- Ensemble palier TL : ovalisation du logement des roulements.
- Pales TL : touches et dépôts divers sur l'extrados.

MO 5 -

- Usure de contact dans les logements de roulements.

III - OBSERVATIONS

Ce moteur a fonctionné avec de l'huile AEROSHELL 500 qui n'est pas autorisée d'emploi dans le tableau des lubrifiants chapitre 71-00-03, page 3 du Manuel d'Entretien.

La détérioration du roulement du palier arrière est due au manque de lubrification provoqué par l'obturation de l'orifice de graissage.

T U R B O M E C A
ARRIEL ID
MAINTENANCE MANUAL

2. LUBRICANTS

The engine will operate under satisfactory conditions with oils in conformity with following Standards :

OIL TYPE	NATO SYMBOL	SPECIFICATIONS			APPROVED BRANDS OF OIL
		FRANCE	U S A	U. K.	
Thick synthetic 7.5 cst at 98.9°C	0.149	-	-	DERD 2487	AEROSHELL 750
Normal Operation Average synthetic 5 cst at 98.9°C	0.156	-	MIL-L 23699	-	AEROSHELL 560 CASTROL 5000 ELF TURBO JET II ESSO TURBO OIL 2380 MOBIL RM 254 MOBIL JET OIL II TURBONYCOIL 600
Other oils					
Fluid synthetic 3 to 3.5 cst at 98.9°C	0.148	-	MIL-L 7808	-	CASTROL 325 CASTROL 3 C ESSO TURBO OIL 2389 MOBIL OIL AVREX 256 TURBONYCOIL 160
Fluid synthetic 3.9 cst at 98.9°C	0.150	AIR 3514	-	-	ELF JET SYNTHETIC OIL 15 TOTAL AERO TURBINE 312 TURBONYCOIL 13 B AEROSHELL TURBINE OIL 390

CAUTION :

THE OIL PRESCRIBED FOR NORMAL USE IS 5 cst FLUID SYNTHETIC OIL SPECIFIED IN HEADING NORMAL USE. THE OILS LISTED UNDER HEADING "OTHER OILS" MAY BE USED BUT ARE NOT RECOMMENDED. THEIR USE SHOULD BE LIMITED TO AMBIENT TEMPERATURES BELOW 15° C.

NOTE :

- 1) The oil brands are mentioned in the alphabetical order.
- 2) Specifications are understood in conformity with the last enforced amendment.
- 3) Using oils with different specifications or brands than those mentioned must be submitted to TURBOMECA agreement.
- 4) In the event of changing oil of different specification or brand, rinse the system according to the Maintenance Manual in 72.80.01.

11.5 Fuel Pressure

- Pressure in the event of filter clogging : under 0.4 bar.
- Preclogging indicator set for 200 mb differential pressure.

NOTE : The filter is equipped with a clogging indicator.

11.6 Additives

11.6.1 Anti-Ice Additive

If the fuel does not contain a fuel system icing inhibitor, the use of an anti-icing additive is compulsory if O.A.T. is below 0°C. The additive shall comply with French specification AIR 3652 (equivalent to MIL-I-27686, D.Eng.RD 2451, S 748, PHILLIPS PFA/55NB).

Maximum concentration is 0.15 % by volume.

11.6.2 Antistatic Additive

SHELL ASA 3 : maximum concentration : 0.0001 % by volume.

12 LUBRICATION SYSTEM LIMITATIONS

12.1 Authorized Main and Tail Gearbox Lubricants

- Synthetic oil (3 cst) - - - - - NATO 0 148 or MIL-L-7808
- Synthetic oil (3 cst) - - - - - NATO 0 150 or AIR 3514
- Synthetic oil (5 cst) - - - - - NATO 0 156 or MIL-L-23699
- Synthetic oil (5 cst) - - - - - NATO 0 160 or D.Eng.RD 2797
- Mineral-base oil - - - - - NATO 0 155 or MIL-L-6086

Mineral-base and synthetic oils are not miscible.

In the event of a change in oil specification, refer to procedure defined in the Maintenance Manual.

12.2 M.G.B. Oil Pressure and Temperature

The oil low pressure warning light and the oil overheating warning light must remain off in flight.

12.3 Authorized Engine Lubricants

- Synthetic oil (3 cst) - - - - - NATO 0 148 or MIL-L-7808
- Synthetic oil (3 cst) - - - - - NATO 0 150 or AIR 3514
- Synthetic oil (3.9 cst) - - - - - AEROSHELL TURBINE OIL 390
- Synthetic oil (5 cs) - - - - - NATO 0156 or MIL-L-23699
- Synthetic oil (5 cst) - - - - - NATO 0160 or D.Eng.RD 2797

In the event of a change in oil specification, refer to procedure defined in the Maintenance Manual.

NOTE : Although it meets French Spec. AIR 3514 (0.150), commercial TURBONYCOIL TN 150 MA is not authorized for use.

AeroShell products and Shell Aviation grades

AeroShell Turbine Oil 390	-	OX-7	Synthetic lubricating oil - 3 centistokes viscosity	DERD 2468	-	-
AeroShell Turbine Oil 500	O-156	OX-27	Synthetic turbine oil - 5 centistokes viscosity	DERD 2499 Grade OX-27	MIL-L-23699C	-
AeroShell Turbine Oil 560	O 156	OX-27	Premium synthetic turbine oil - 5 centistokes viscosity	DFRD 2499* Grade OX-27	MIL-L-23699C	-
		OX-28	Premium synthetic turbine oil - 5 centistokes viscosity for marine gas turbines	DERD 2499* Grade OX-28	-	

US Military aviation specifications and relevant Shell grades

MIL-C-23112	-	-	Fire resistant corrosion preventive	-	-
MIL-L-23398D	MIL-L-23398C	S 749	Lubricant, solid film air drying	-	-
MIL-G-23549C	MIL-G-23549B	-	General purpose grease	-	Royco 49B
MIL-L-23699C	MIL-L-23699B	O-156	Synthetic lubricating oil for aircraft gas turbines - 5 centistokes viscosity	DERD 2499 Grade OX-27	AeroShell Turbine Oil 500 AeroShell Turbine Oil 560

NATO Code numbers and relevant Shell grades

O-155	OEP-70	Gear lubricating oil for propeller translation units - medium viscosity	DTD 581C Grade OEP-70	MIL-L-6086C Grade M	AeroShell Fluid 5M-A
O-156	OX-27	Synthetic lubricating oil for aircraft turbine engines - 5 centistokes viscosity	DERD 2499 Grade OX-27	MIL-L-23699C	AeroShell Turbine Oil 500 AeroShell Turbine Oil 560
O-157	-	Low temperature oil for aircraft weapons	-	MIL-L-14107C	Royco 855

ARRIEL 1**Application : Recommandée**

Objet : Montage d'un bouchon magnétique à signalisation électrique sur le retour d'huile du palier arrière.

Application de la modification TU 208.

Approbation des Autorités de Navigabilité

DGAC : 24 Avril 1992 (Réf. 68/92 - JC/MFL)

1. Données d'application

A. Applicabilité

(1) **Validité**
• **ARRIEL 1 - Toutes variantes**

(2) **Application**
• **En neuf**
• **En rattrapage : à la demande du client.**

Ce bouchon magnétique est déjà monté sur plusieurs moteurs (ARTOUSTE II et III, ASTAZOU II, III et XIV, BASTAN VI et VII).

B. But

Permettre le contrôle direct de l'état du roulement du palier arrière générateur de gaz. L'application de cette modification est nécessaire pour l'obtention du potentiel à 3 000 heures.

C. Description

Ajouter un bouchon magnétique à signalisation sur le circuit de retour d'huile du palier arrière générateur. Ce bouchon magnétique sera relié en parallèle avec le bouchon magnétique à signalisation général à l'aide d'une bretelle.

Edition originale : 27.04.1992

Mise à jour n° ... du ...

292 72 0163

Page 1/11

TURBOMECA 64511 Bordes Cedex - France

Tél. (33) 59 32 84 37 - Télex 560 928 - Fax (33) 59 53 15 12

**GROUPE LABINAL
DIVISION TURBOMECA**



Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)
Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)

Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC)
Federal Office for Civil Aviation (FOCA)

Lufttüchtigkeitsanweisung
Consigne de navigabilité
Prescrizione di aeronavigabilità
Airworthiness directive

HB 93-007

Inkraftsetzung
Mise en vigueur 03.02.1993
Entrata in vigore
Effective Date

Betroffene Muster - Types concernés - Applicabilità - Models affected

EUROCOPTER FRANCE - All AS350 helicopters, versions B1 and B2.

Anlass/Massnahmen - Objet/Mesures - Oggetto/Provvedimenti - Subject/Action

ENGINE BAY FIRE DETECTION - Flight Manual Modification / Repetitive inspections /
Conformity inspection of fire detection system.

Fristen - Délais - Scadenza - Compliance

The effective date on this page is applicable.
Compliance as per Bureau Veritas CdN.

Herkunft - Provenance - Provenienza - Origin

Bureau Veritas CdN 92-159-063R2.

Bezugnahme - Référence - Riferimento - Reference

Manufacturer's documentation as referenced in the Bureau Veritas CdN.

Bemerkungen - Observations - Osservazioni - Remarks

Replaces HB 92-303.

(Bureau Veritas CdN 92-159-063R1)

Rechtsmittelbelehrung siehe TM Nr.
Voies de droit voir CT no.
Rimedi giuridici vedi CT no.
Right to appeal see CT no.

F 80.015-10

Seite von
Page 1 de 5
Pagina di
Page of



EUROCOPTER FRANCE

SERVICE BULLETIN

AS 350

No 26-01

MANDATORY

SUBJECT : FIRE PROTECTION

Engine fire detection

REMARKS

This mandatory Service Bulletin forms the subject of the 63rd AS 350 Airworthiness Directive, Revision 2.
It completes Telex Service No 01.38.

Carefully comply with the procurement conditions of paragraph 3 D.

Corresponds to modification : AMS 350A07.2598.

OFFICIAL APPROVAL

D.G.A.C. approved : October 28, 1992

Approval by Direction Générale de l'Aviation Civile (D.G.A.C.)
is limited to helicopters subject to Airworthiness Certificate.

1 - PLANNING INFORMATIONA - EFFECTIVITY

Helicopter type : AS 350 Versions : B1, B2, L1.

Equipped with engine 1D or 1D1

B - REASON

- Adaptation to conformity of the fire detection circuit and the fire detector.
- Restoration of the fire detection function.

C - DESCRIPTION

The modification consists in :

- Adding a 100 ohms resistor to the detection relay terminals.
- Adding a 1.8 Kohms resistor to the "Fire Test" PB terminals.
- Adding the wiring for resistor connection to the detection relays and to the "FIRE TEST" terminals.

Date : October 28, 1992

No 26-01
Page : 1/10

BUREAU VERITAS

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

released by DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE

inspections and/or modifications described below are mandatory. No person may operate a product to which this Airworthiness Directive applies except in accordance with the requirements of this Airworthiness Directive

Translation of 'Consigne de Navigabilité'
 Réf.: 92-159-063(B)R2
 In case of any difficulty, reference should
 be made to the French original issue.

EUROCOPTER FRANCEAS 350 Helicopters

Engine bay fire detection

The present Airworthiness Directive applies to all EUROCOPTER AS 350 helicopters, versions B1 and B2.

Subsequent to the discovery of a nonconformity in the operation of the engine bay fire detection system, the following temporary measures are rendered necessary :

1°) FLIGHT MANUAL

The procedures given in Section 3 of the Flight Manual are modified or completed as follows :

- a) If the "ENG.CHIP" warning light illuminates in flight :
- Land as soon as possible.
- b) If the illumination of the "ENG.CHIP" light is associated with the following incidents :
- Appearance of smoke presumably in the engine area,
 - Appearance of a burning smell in the cockpit,
 - Irregular engine oil pressure readings,

Apply the Flight Manual Engine Fire in Flight procedure.

.../...

n/w

November 25, 1992

EUROCOPTER FRANCE
AS 350 Helicopters

92-159-063(B)R2

O

17.09.1992

220.02-hy

031 61 59 46

Rundschreiben
an alle Halter von Triebwerken
des Musters Turboméca "Arriel"

Schäden am hinteren Lager des Gasgenerators

Im Zusammenhang mit einer Unfalluntersuchung hat sich gezeigt, dass das hintere Lager des Gasgenerators der Triebwerke "Arriel" seit längerer Zeit durch wiederholte technische Probleme auffällt. Wir weisen Sie nachfolgend auf einige Publikationen des Herstellers hin, welche diese Problemzone ansprechen:

1. Service Letter Nr. 1346/89/ARL/124 vom 24.10.1989, in welchem Massnahmen zur Vibrationsüberwachung und den Betrieb in Zonen mit starker Luftverschmutzung beschrieben werden.
2. Service Bulletin Nr. 292.72.0163 vom 27.04.1992, welches den Einbau einer verbesserten Ueberwachung des hinteren Lagers mittels Mod. TU 208 beschreibt. Mit dieser Aenderung lässt sich die Vorwarnzeit bei einem Lagerschaden von heute ca. 90 Sekunden auf mehr als 60 Minuten erhöhen.
3. Service Letter Nr. 1485/92/ARL/134 vom 27.04.1992, welcher die Erhöhung der zulässigen Betriebszeit auf 3000h TBO beschreibt. Unter anderem wird festgelegt, dass für diese Erhöhung der Einbau von TU208 unerlässlich ist.
4. Service Letter Nr. 1478/92/ARL/133, Ausgabe 2, vom 21.05.1992, mit welchem vorbeugende Unterhaltsmassnahmen bezüglich der Schmierung des hinteren Lagers veröffentlicht werden.
5. In den Unterhaltsunterlagen (Kapitel 5 des Maintenance Manuals für Helikopter und Triebwerk) sind weitere vorbeugende Massnahmen beschrieben, deren korrekte Einhaltung die Möglichkeit von Problemen stark einschränken dürfte.

Das Bundesamt empfiehlt allen Haltern dringend, im Interesse der Betriebssicherheit die Modifikation TU 208 an allen noch nicht geänderten Triebwerken sofort einzubauen.

BUNDESAMT FÜR ZIVILLUFTFAHRT
Sektion Leichtluftfahrt

i.V.

A.Husy

Service Letter Nr. 1485/92/ARI/134 betrifft die Erhöhung der Betriebszeit auf 3000h TBO und enthält die zwingende Vorschrift, dass die Triebwerke vorgängig mit MOD 208 versehen sein müssen, damit diese neue TBO angewendet werden darf.

Das Bundesamt wird die Halter von Arriel-Triebwerken mittels eines Rundschreibens auf diese Publikationen des Herstellers hinweisen und deren Einbau stark empfehlen.

2. Feuerwarnanlage der AS-350 B1 und -B2

Am 10.09.1992 hat das Bundesamt die **Lufttüchtigkeitsanweisung 92-286** publiziert, welche dieses Thema anspricht. Darin werden temporäre Massnahmen des Herstellers bezüglich einer Aenderung des Flughandbuchs (Interpretation der Warnlampe "MOT LIM") sowie tägliche Kontrollen der Anlage, wie auch das Vorgehen nach Unterhaltsarbeiten an derselben verbindlich vorgeschrieben. Es ist sowohl der Zulassungsbehörde (DGAC) wie auch dem Bundesamt klar, dass diese Massnahme nicht die endgültige Lösung darstellt, wie dies auch aus dem Text hervorgeht. Wir sind aber überzeugt, dass sich damit vorerst einmal die in Ihrem Schreiben erwähnten Probleme bis zum Umbau des Systems lösen lassen. Der Hersteller ist von uns informiert worden und bereitet zurzeit eine technische Aenderung vor.

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt hofft, mit den beschriebenen Publikationen den gewünschten Beitrag zur Erhöhung der Betriebssicherheit dieser Triebwerke bringen zu können, muss aber darauf hinweisen, dass wir auf dem Einbau von TU 208 nur bestehen können, wenn der Halter die erhöhte TBO anwenden will, da alle anderen Massnahmen weder mittels LTA noch sonst irgendwie rechtlich abgesichert wären.

Das Rundschreiben wird heute erstellt und dürfte, nach Übersetzung, in den nächsten Tagen versandt werden. Wir werden Sie mittels Kopie informieren.

Mit freundlichen Grüssen

BUNDESAMT FÜR ZIVILLUFTFAHRT
Sektion Leichtluftfahrt

i.V.

A. Husy

Beilagen:

Kopien der erwähnten Service Letters/Service Bulletins