



**SERVICE PUBLIC  
FEDERAL  
MOBILITE ET  
TRANSPORTS**

**FEDERALE  
OVERHEIDSDIENST  
MOBILITEIT EN  
VERVOER**

**VERSLAG OVER HET ONGEVAL MET DE  
HELICOPTER ROBINSON R22  
INSCHRIJVINGSKENMERKEN OO-DBW  
TE BEKKEVOORT OP 24 APRIL 2002**

**CELLULE D'ENQUETES  
D'ACCIDENTS  
ET D'INCIDENT D'AVIATION**

**CEL VOOR ONDERZOEK VAN  
LUCHTVAART  
ONGEVALLLEN-EN INCIDENTEN**

**ONGEVALSRAPPORT VAN HET HELICOPTER  
ROBINSON R22 IMMATRICULATIE OO-DBW  
TE BEKKEVOORT OP 24 APRIL 2002.**

## ALGEMEENHEDEN

1. **Plaats**  
BEKKEVOORT
2. **Datum en uur van het ongeval**  
24/4/2002 ±12.50 uur
3. **Helikopter**  
Robinson R22B SN2539
4. **Eigenaar**  
PARAMOUNT HELICOPTERS DIEST
5. **Type van aanwending**  
Vliegexamen
6. **Vluchtfase**  
Auto rotatie
7. **Personen aan boord**
  - Examinator (voor Bestuur van de Luchtvaart) houder van de geldig vliegvergunning n° 113188 van Beroepsbestuurder Helikopters Instructeur
  - Leerling : houder van een geldig oefenvergunning n° 101.087.

## ANALYSE

### 1) Referenties:

- Verklaring examiner de heer A : bijlage 1
- Verklaring van de kandidaat piloot de heer S : bijlage 1
- Safety Notices Robinson : bijlage 2
- Inspectie rapport van de technische dienst van het bestuur der luchtvaart : bijlage 3
- Foto's van het ongeval ter plaatse : bijlage 4

### 2) Vaststellingen:

- Uit het blad van de brandstofbevoorrading blijkt dat er niet getankt werd voor de vlucht
- Resterende fuel in de hoofdtank volgens inspectie rapport +/- 25 cl
- Fuel low warning is nog intact alsook low warning RPM
- Governor op de collectief was "on"
- De oefening werd uitgevoerd met wind achter (landingsrichting)
- Rotorbladen zijn nog bevestigd aan de rotorkop (vervormd maar niet afgebroken)
- Beide inzittenden spreken van hevige vibraties tijdens de daling

### 3) Verslag:

Naar aanleiding van het onderzoek en door de verscheidene gesprekken gevoerd met de beide inzittenden kan wij hieruit het volgende concluderen:

De oefening "autorotatie" is wel degelijk een verplichte oefening die dient uitgevoerd te worden en dient gekend te zijn door de kandidaat op het examen en zoals voorzien op het examenblad uitgegeven door het bestuur der luchtvaart.

Of de helikopter al dan niet zonder fuel was, laat ik hier in het midden ( beide inzittenden getuigen van het uitsijpelen van fuel uit de brandstoftanks) omdat dit gegeven niet relevant is bij dit incident. De betrokkenen waren toch bezig met het uitvoeren van een gesimuleerde motorpanne zodoende dat indien de motor zou stil gevallen zijn door gebrek aan fuel deze oefening sowieso zou moeten uitgevoerd worden. Met andere woorden, beiden waren voorbereid op de uit te voeren noodlanding.

Uit de ondervraging blijkt, dat de eerste oefening autorotatie die opgelegd werd door de heer Aelaerts aan de kandidaat min of meer correct werd uitgevoerd, doch dat de precisie van de ganse evolutie te wensen overliet (de toegelaten tolerantie van de nauwkeurigheid bedraagt bij een autorotatie voor een PPL

+/- 100 meter van de gekozen landingsplaats). Doordat deze oefening niet binnen de toegelaten limieten werd uitgevoerd heeft de examiner, de heer Aelaerts, een tweede autorotatie laten uitvoeren, waarbij de heli volledig werd vernield.

Uit de verklaringen van beide inzittenden kan wij afleiden dat tijdens de tweede betreffende autorotatie 'de heli hevig vibreerde' bij de aanvankelijke daling wat hier reeds wijst op een gebrek aan toerental (low RPM) van de rotor.

Het is namelijk van essentieel belang dat de piloot zijn rotortoerental in de groene zone dient te behouden tijdens de ganse oefening door een voldoende voorwaartse snelheid te behouden en de collectief full down te plaatsen. Hier gebeurde mijn inziens reeds een eerste fout namelijk dat de collectief niet volledig naar beneden was zodat de RPM langzaam maar zeker verminderde (bleed off van RPM rotor) Dit verschijnsel is waar te nemen door het schokken van de cockpit (vibraties) en de low RPM warning

(claxon) wat beiden mij ook bevestigd hebben. Deze vibraties zijn te wijten aan een rotorstall waarbij het RPM zienderogen verminderd. De inertie van de rotorbladen van de RH22 is miniem zodat bij te weinig toerental en lage hoogte het onmogelijk is om nog voldoende RPM wederom op te bouwen tenzij hier onmiddellijk ingegrepen wordt met de motor. Dit geeft aanleiding tot een enorme sink of rate (daalsnelheid vergroot met het gekende vervolg)

Een tweede fout gebeurde tijdens het hernemen (recovery faze) waarbij de kandidaat te vroeg en te brutaal in de collectief trok waardoor de RPM rotor nog meer verminderde en de heli volledig onbestuurbaar werd. Als instrukteur of examiner kan u op dit moment onmogelijk nog de gemaakte fout herstellen.

Het motor toerental wat tijdens de ganse evolutie rond het midden van het instrument schommelde (rond de 80%) verklaart eveneens dat de motor niet automatisch herneemt met de governor "on" Het is namelijk zo dat de governor het toerental herneemt vanaf 80 % RPM motor. Door het feit dat de kandidaat te brutaal in de collectief trok heeft het toerental van de motor ook de neiging van te dalen (dus onder de 80%) zodanig dat de motor onmogelijk nog voldoende RPM kan ophalen tijdens de recovery faze.

Het wrak van de heli verklaart met welke impact (daalsnelheid) de heli de grond raakte alsook de positie van de collectief die volledig naar boven getrokken staat.

Beide pallen waren nog bevestigd aan de rotorkop wat bevestigd dat het rotor RPM praktisch nul zoniet nul moet geweest zijn.

Bij het nog draaien van de rotor zijn de rotorbladen het eerste wat bij een impact afbreekt. Bij nazicht van de foto's kan u zelf vaststellen dat de cockpit van de heli volledig gekanteld is naar rechts waarbij de pallen van de hoofdrotor onvermijdelijk zouden afgebroken zijn bij het nog enigszins draaien van de rotor.

Beide verklaringen bevestigen eveneens dat de heli hevig vibreerde – typisch fenomeen van low rotor RPM.

Een derde fout, misschien minder doorwegend in dit geval, is de landingsrichting.

Bij nazicht van het verslag van de federale politie en foto's blijkt dat de heli met wind achter gecrasht is. Het landen met wind achter is ten stelligste af te raden omdat hierdoor de daalsnelheid eveneens vergroot. Bij nazicht van de gegevens van de meteo gaat het hierover slechts een zestal knopen wind wat misschien nog te aanvaarden is maar toch.

Bij de RH 22 en bij andere helikopters is het van primordiaal belang dat de rotor steeds een voldoende RPM heeft en dit ten allen tijde (zelfs met motor en in normale vlucht) vandaar de "green zone" op elk instrument.

Het gebeurde incident kan u eveneens bijna identiek terugvinden in de safety – notice SN – 10 en SN – 24 van het vluchthandboek. Het afbreken van de staart van de heli wordt hier eveneens in beschreven, wat er ook gebeurde tijdens dit incident.

Richard TAVERNIERS  
Chief Inspector of Accidents

## **BIJLAGEN**

- 1 Piloten verklaringen
- 2 Safety notices
- 3 Technisch rapport
- 4 Fotos

## BIJLAGE 1

### Verklaring van de heer ..... dd. 21 mei 2002

Ondergetekende, de heer ....., werd aangeduid door het Bestuur der Luchtvaart om een PPL-examen af te nemen van de heer S. . . . . . Dit examen vond plaats te Diest bij Paramount Helicopters op datum van 24 april 2002.

#### Verloop:

Ik heb eerst een briefing gegeven over het verloop van het examen, en de theoretische kennis van het toestel getoetst van de betrokkene. De kandidaat had een weight & balance berekend met als resultaat dat indien de fuel tanks vol waren wij over onze limieten waren. De kandidaat heeft daarop een externat pre-flight uitgevoerd onder mijn supervisie waarna we zijn ingestapt en de internai checks (cockpit - checks) hebben uitgevoerd.

Bij controle van de fuel quantity stelde ik vast dat de hoofdtank ongeveer één naaidbreedte onder de heift stond en de hulptank boven 1/4 van de hoeveelheid tank aanduidde wat ongeveer 1u05 vluchttijd gaf ( voor een voorziene vlucht van 30 minuten ).

Na het opstijgen zijn wij begonnen met de voorziene oefeningen over de algemene vlucht. Deze oefeningen werden beëindigd met een gesimuleerde autorotatie met power-recovery waarvan de procedure correct werd uitgevoerd doch de precisie t.o.v. de aangeduide landingszone te wensen overliet. Na de power-recovery zijn wij terug opgestegen richting Paramount Helicopters waarbij ik hem een tweede autorotatie gegeven heb op +/- 800 ft (AGL) om de precisie van de kandidaat te verifiëren (verkorten en verlengen van het alijtraject).

Tijdens de daling verliep alles normaal (engine idle, RPM in the green, carbureheater on, gestabiliseerde daling). Gedurende de ganse vlucht hebben wij op geen enkel moment een low-fuel warning gehad. Tijdens de flare gevolgd door de power-recovery heeft de kandidaat aan de collectief getrokken zonder de throttle te openen waardoor de rotor-RPM abrupt verminderde en ik onmogelijk nog tijdig de gemaakte fout kon verbeteren aangezien *we* op een te lage hoogte waren. De rotor-RPM bedroeg op dat moment minder dan 80% waardoor het toestel hevig vibreerde en praktisch onbestuurbaar was. Op het laatste moment hebben we beiden het toestel naar achter geïnclineerd om de voorziene impact te laten gebeuren op het staartgedeelte van de helicopter.

Na de impact hing ik in de veiligheidsgordels half over de piloot. Ik ben als eerste uit het toestel gekropen en bemerkte dat de fuel uit de tank op de grond sijpelde, waarbij ik de heer S. . . . . . ; hierop adent maakte en hem heb aangemaand om zo vlug mogelijk de heli te verlaten. Ik heb hem hierbij geholpen en de kandidaat piloot heeft op handen en voeten achterwaarts de heli verlaten. Wij hebben ons al kruipend zover mogelijk van het toestel proberen te verwijderen.

Nadat we min of meer bekomen waren van de impact, stelden wij vast dat er niemand in de omgeving was die het ongeval gezien had. Ik heb dan mijn GSM genomen en de heer S. . . . . . verwoittigd. Deze laatste heeft dan de nodige stappen ondernomen am de hulpdiensten te verwoittigen.

## Verslag crash OC DBW v 24/04/2002

Na kennismaking met de examiner, Pol Allaerts, op de helihaven v. Paramount Helicopters te Diest, wordt als examen-vlucht-voorbereiding o.a. de Weight & Balance gemaakt voor het toestel R22 00-DBV.

Op basis v.d. W&B blijkt dat gezien het gewicht v.d. passagiers (Pol Allaerts + 95 kg, ikzelf + 85 kg) er niet kan vertrokken worden met 4/4 fuel, noch met 3/4 fuel. Zeker rekening houdend met het feit dat het toestel 00-DBW reeds geruime tijd, bij iets zwaardere belasting steeds meer dan 25 MAP vereist (regelmatig tot 27-28 MAP)

Voor de vlucht wordt de volledige pre-check v.h. toestel gedaan onder toezicht v.d. examiner. (o.a. check 'warning lights'). Ailes latijkt noimaa

In de cockpit wordt door mij de dubbele besturing gemonteerd en nogmaals gecheckt door de examiner.

Tevens wordt in de cockpit alles gecheckt zoals voorzien en worden geen uitzonderingen vastgesteld. De 'main'-fuel staat op + 50%, de 'aux' staat tussen de 25 & 50 %. (Uit ervaring weten wij dat dit toestel, 00-DBW, bovendien een lagere fuelstand aanduidt dan dat werkelijk het geval is). Na overleg met de examiner, blijkt dit ruim voldoende gezien de geplande vlucht van max. 25 à 30 minuten.

Pre check list wordt nauwkeurig gevolgd en na check 'no reds, no lights' : Take Of. Alles blijkt zoals het hoort.

Na de opstijging worden enkele examentest afgelegd w.o. reeds een eerste van ong. 800 ft met afgedraaide throttle, op hoogte ( $\pm 400$  ft.) onderbroken en door opengedraaide throttle terug hernomen, geslaagde autorotatie.

De laatste test (wij zijn inmiddels op onze retour -  $\pm 800$  meter v.d. Helihaven v. Diest) houdt nogmaals een gesimuleerde autorotatie in. Deze laatste opdracht wordt duidelijk door de examiner overlopen en gespecificeerd. De autorotatie dient te worden ingezet van op ong. 1000 ft. De throttle dient te worden afgedraaid, de collective gaat 'full down', governor blijft geactiveerd. De autorotatie dient echter niet te worden gedaan tot op de grond, maar dient te worden afgerond op ong. 20 meter v.d. grond. Tijdens de afronding v.d. autorotatie dient de throttle terug volledig te worden opengedraaid teneinde de rotor motorisch terug aan te drijven.

De opdracht wordt nogmaals herhaald en de autorotatie ingezet van op ong. 1000 ft. : throttle wordt afgedraaid, collective 'full down', speed tussen de 60 & 70 Kts. gerespecteerd.

Het manoeuvre wordt afgerond door een flare waarbij op het einde, het toestel wordt ondersteund door 'collective'.

Tijdens de flare wordt door mij de throttle terug volledig opengedraaid. Hier blijkt de motor echter niet onmiddellijk te reageren. Ik tracht de throttle op dat moment zelfs nog verder door te draaien, doch deze staat reeds maximaal open. Echter zonder het gewenste toenemend motorvermogen te bekomen. (motor RPM : naald blijft ong. halfweg schommelen)

Onmiddellijk duw ik de collective 'full down' en de cyclic naar voor, dit teneinde de rotorsnelheid te gebruiken voor het afremmen v.h. toestel bij de definitieve landing.

Op hetzelfde moment, bij het inzetten van dit definitief landingsmanoeuvre, gaat het 'warning light' v.d. 'Low RPM' aan en de claxon af. Tijdens de definitieve daling heb ik continu getracht de voorwaartse snelheid toch nog zo hoog mogelijk te houden. Tijdens deze daling begint het toestel te vibreren. Geen enkel ander warning light brandt.

Bij de uiteindelijke landing, heb ik getracht de laatste flare te doen, afgerond met 'full-collective' en 'cyclic' maximaal achterwaarts. Doch de resterende power v.d. rotor bleek onvoldoende, zodat het toestel is gecrasht.

Na de crash zijn wij beiden zo ver mogelijk v.h. toestel weggekropen aangezien er fuel uit het toestel lekte en hebben wij telefonisch contact opgenomen voor hulp.



## BIJLAGE 2

**ROBINSON**  
HELICOPTER COMPANY

---

### Safety Notice SN-10

Issued: Oct 82 Rev: Feb 89; Jun 94

#### FATAL ACCIDENTS CAUSED BY LOW RPM ROTOR STALL

A primary cause of fatal accidents in light helicopters is failure to maintain rotor RPM. To avoid this, every pilot must have his reflexes conditioned so he will instantly add throttle and lower collective to maintain RPM in any emergency.

The R22 and R44 have demonstrated excellent crashworthiness as long as the pilot flies the aircraft all the way to the ground and executes a flare at the bottom to reduce his airspeed and rate of descent. Even when going down into rough terrain, trees, wires or water, he must force himself to lower the collective to maintain RPM until just before impact. The ship may roll over and be severely damaged, but the occupants have an excellent chance of walking away from it without injury.

Power available from the engine is directly proportional to RPM. If the RPM drops 10%, there is 10% less power. With less power, the helicopter will start to settle, and if the collective is raised to stop it from settling, the RPM will be pulled down even lower, causing the ship to settle even faster. If the pilot not only fails to lower collective, but instead pulls up on the collective to keep the ship from going down, the rotor will stall almost immediately. When it stalls, the blades will either "blow back" and cut off the tailcone or it will just stop flying, allowing the helicopter to fall at an extreme rate. In either case, the resulting crash is likely to be fatal.

No matter what causes the low rotor RPM, the pilot must first roll on throttle and lower the collective simultaneously to recover RPM before investigating the problem. It must be a conditioned reflex. In forward flight, applying aft cyclic to bleed off airspeed will also help recover lost RPM.

## Safety Notice SN-24

Issued: Sep 86 Rev: Jun 94

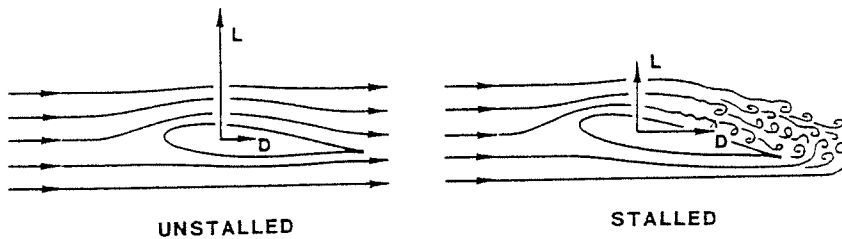
### LOW RPM ROTOR STALL CAN BE FATAL

Rotor stall due to low RPM causes a very high percentage of helicopter accidents, both fatal and non-fatal. Frequently misunderstood, rotor stall is not to be confused with retreating tip stall which occurs only at high forward speeds when stall occurs over a small portion of the retreating blade tip. Retreating tip stall causes vibration and control problems, but the rotor is still very capable of providing sufficient lift to support the weight of the helicopter.

Rotor stall, on the other hand, can occur at any airspeed and when it does, the rotor stops producing the lift required to support the helicopter and the aircraft literally falls out of the sky. Fortunately, rotor stall accidents most often occur close to the ground during takeoff or landing and the helicopter falls only four or five feet. The helicopter is wrecked but the occupants survive. However, rotor stall also occurs at higher altitudes and when it happens at heights above 40 or 50 feet AGL it is most likely to be fatal.

Rotor stall is very similar to the stall of an airplane wing at low airspeeds. As the airspeed of an airplane gets lower, the nose-up angle, or angle-of-attack, of the wing must be higher for the wing to produce the lift required to support the weight of the airplane. At a critical angle (about 15 degrees), the airflow over the wing will separate and stall, causing a sudden loss of lift and a very large increase in drag. The airplane pilot recovers by lowering the nose of the airplane to reduce the wing angle-of-attack below stall and adds power to recover the lost airspeed.

The same thing happens during rotor stall with a helicopter except it occurs due to low rotor RPM instead of low airspeed. As the RPM of the rotor gets lower, the angle-of-attack of the rotor blades must be higher to generate the lift required to support the weight of the helicopter. Even if the collective is not raised by the pilot to provide the higher blade angle, the helicopter will start to descend until the



Wing or rotor blade unstalled and stalled.

**ROBINSON**  
HELICOPTER COMPANY

---

Safety Notice SN-24 (continued)

upward movement of air to the rotor provides the necessary increase in blade angle-of-attack. As with the airplane wing, the blade airfoil will stall at a critical angle, resulting in a sudden loss of lift and a large increase in drag. The increased drag on the blades acts like a huge rotor brake causing the rotor RPM to rapidly decrease, further increasing the rotor stall. As the helicopter begins to fall, the upward rushing air continues to increase the angle-of-attack on the slowly rotating blades, making recovery virtually impossible, even with full down collective.

When the rotor stalls, it does not do so symmetrically because any forward airspeed of the helicopter will produce a higher airflow on the advancing blade than on the retreating blade. This causes the retreating blade to stall first, allowing it to dive as it goes aft while the advancing blade is still climbing as it goes forward. The resulting low aft blade and high forward blade become a rapid aft tilting of the rotor disc sometimes referred to as "rotor blow-back". Also, as the helicopter begins to fall, the upward flow of air under the tail surfaces tends to pitch the aircraft nose-down. These two effects, combined with aft cyclic by the pilot attempting to keep the nose from dropping, will frequently allow the rotor blades to blow back and chop off the tailboom as the stalled helicopter falls. Due to the magnitude of the forces involved and the flexibility of rotor blades, rotor teeter stops will not prevent the boom chop. The resulting boom chop, however, is academic, as the aircraft and its occupants are already doomed by the stalled rotor before the chop occurs.

# BIJLAGE 3

Brussel.

07/07/2002

Nota voor A. Leroy  
Ingenieur directeur

*Syrien*  
*A. Leroy*

REF.: N-COM-AD-GF-MDM-  
E.A.: Geen.

CLASS.: IT/D/P/OO -DBW  
Bijlage(n):

## I - INSPECTIERAPPORT

Reden van inspectie : **Inspectie na ongeval.**  
Plaats en datum : **Haren, 30 april 2002.**

Index (N) C.T.: 3404 u 36 '  
(V) C.T.: 3151 u 42 '

### LUCHTVAARTUIG

Kenletters : **OO-DBW**

Merk : **ROBINSON** Mod. **R22B** SN: **2539**

Totaal aantal vlieguren bij de : algemene revisie v: **06/2000**

Totaal aantal vlieguren bij de laatste inspectie :

Aantal vlieguren sedert de laatste inspectie van **18/01/2002**

Aantal vlieguren op : **26/04/2002**

Totaal uren	A.R.
	1999 u 54 '
3151 u 42 '	
252 u 54 '	
3404 u 36 '	1404 u 42 '

### MOTOR

Merk : **LYCOMING** Mod. **O-320-B2C** SN: **L-18112-39A**

Totaal aantal vlieguren bij de : algemene revisie v: **16/02/2000**

Totaal aantal vlieguren bij de laatste inspectie :

Aantal vlieguren sedert de laatste inspectie van **18/01/2002**

Aantal vlieguren op : **26/04/2002**

Totaal uren	A.R.
	1999 u 54 '
3151 u 42 '	
252 u 54 '	
3404 u 36 '	1404 u 42 '

1: Omstandigheden van het ongeval van 24 april 2002 te Bekkevoort:

Een verklaring van de piloot is nog naar het Bestuur van de Luchtvaart op te sturen.

2: Vaststellingen gemaakt tijdens het nazicht van het wrak te Haren:

Het toestel is volledig vernield en niet meer herstelbaar.

De tailboom, de instrumentenconsole; de hoofdrotorbladen en het landingsgestel zijn gescheiden van het toestel.

3: Cockpit:

a: De klok staat stil op 12u43'.

b: De collective staat volledig naar boven:

c: De mixture en de carbu heat- knop staan volledig in.

d: Het toestel is uitgerust voor een dubbele besturing.

e: Stand van de schakelaars:

Schakelaar	ON	OFF
NAV-lights	X	
Strobe		X
Alternator		X
Battery	X	
Clutch	X	
Magneto's	X(both)	
Fuel shut-off valve	X	

f: waarschuwinglampjes:

Het filament van fuel low en low rpm lijken nog intact.

g: Veiligheidsgordels:

De bevestigingspunten en het oprolmechanisme zijn nog in orde voor de piloot. Voor de co-piloot is de linkerbevestiging uit de vloer gerukt.

h: Zekeringen:

D-gyro horizon; land It en Its zijn uitgetrokken.

I: Instrumenten:

De motorinstrumenten staan in hun rustpositie.

De snelheidsmeter staat op nul.

De vertical speed indicator staat op +/- 80ft/min.

De hoogtemeter geeft 700ft aan voor 1024mbar.

Beide toerentellers duiden 0 aan.

De manifold pressure indicator geeft 28,5"hg aan.

J: Voetenstuur:

De beide pedalen voor piloot en co-piloot zijn volledig naar voor ingedrukt.

4: Algemene staat van het toestel:

De linkerbenzinetank is leeg en in de rechtertank is er nog +/- 25cl aanwezig. De beide vlotters bewegen vrij in de tanks.

De aandrijfriem van de rotoren is aangespannen.

Het centerframe is ingedrukt en het landingsgestel volledig afgebroken.

De tailboom is ter hoogte van zijn bevestiging op het frame afgebroken.

De TR-gearbox is nog aan het tailboomuiteinde bevestigd. De TR-bladen zijn ter hoogte van de bladwortel afgebroken.

Ter hoogte van de TR-guard is de tailboom opengescheurd.

De MR-yoke is ter hoogte van het balanceergewicht afgebroken.

Op de swashplate is één bevestiging van een pitchlink afgebroken. Van de andere pitchlink is de bevestiging aan het hoofdrotorblad afgebroken.

5: Volgende documenten werden aan het Bestuur van de Luchtvaart overgemaakt.

Technisch dossier.  
Reisdagboek.  
Luchtvaartuigboek.  
Motorboek  
Bewijs van Luchtwaardigheid.

6: Algemene opmerkingen:

Een 100u inspectie werd aan 3401u actt uitgevoerd op 23/04/2002 door de firma Air Technology Belgium. Deze firma heeft een erkenning JAR 145 BEL-24.

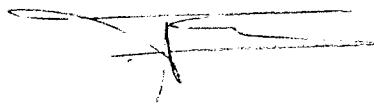
Een keuring voor de verlenging van het B.v.L. werd uitgevoerd op 18/01/2002. Op dat ogenblik werd het B.v.L. verlengd tot 21/06/2002.

Het onderhoud werd regelmatig uitgevoerd op de door de bouwer voorziene intervals.

De AD- en Sb-lijsten bevinden zich in het technisch dossier van het toestel.



M. Demets  
Controleur



G. Fidlers  
e.a. controleur



A. Deom  
contoleur principal

Foto 9

- Frontaal zicht op cockpit met vooraan het weeg-  
geslingerd blok met vlieginstrumenten.

