



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Eidgenössische Flugunfallkommission  
Commission fédérale sur les accidents d'aviation  
Commissione federale sugli infortuni aeronautici  
Federal Aircraft Accident Board

# Rapport final No. 1806 de la Commission fédérale sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'hélicoptère MD 500N, HB-ZBI

survenu le 27 octobre 1999

à Sion / VS

Le présent rapport final a été établi par la Commission fédérale sur les accidents d'aviation à la suite d'une procédure d'examen au sens des art. 22 à 24 de l'Ordonnance du 23 novembre 1994 relative aux enquêtes sur les accidents d'aviation et sur les incidents graves (OEAA / RS 748.126.3) concernant le rapport du Bureau d'enquêtes sur les accidents d'aviation.

Ce rapport sert uniquement à la prévention des accidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances de l'accident (art. 24 de la loi sur la navigation aérienne).

## Rapport final

**Ce rapport sert uniquement à la prévention des accidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances de l'accident (art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne)**

Propriétaire:	Swissrotor S.à.r.l. 2300 La Chaux-de-Fonds
Exploitant:	Helit Hélicoptères 2300 La Chaux-de-Fonds
Aéronef:	MD 500N
Nationalité:	Suisse
Immatriculation:	HB-ZBI
Lieu:	Chemin Grély, Sion/VS
Date et heure :	27.10.1999, 1500 h LT

### Généralités

#### Résumé

Le 27 octobre 1999, un hélicoptère monomoteur de type MD 500N décolle de l'aéroport de Sion en direction du point de compte rendu Whisky. Quelques minutes après le décollage, deux détonations ont retenti. L'instructeur effectue immédiatement une autorotation et atterrit dans un verger. L'hélicoptère est sérieusement endommagé.

#### Enquête

Le Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA) a été informé vers 15h45. Une enquête a été ouverte le jour même de l'accident vers 18h00 en collaboration avec la police cantonale valaisanne.

## 1 Renseignements de base

### 1.1 Situation avant les faits et déroulement du vol

#### 1.1.1 Situation avant les faits

Le 27 octobre 1999, un hélicoptère MD 500N, immatriculé HB-ZBI, décolle de la Chaux-de-Fonds à destination de Sion avec à son bord, un élève pilote, un instructeur de vol et deux passagers (vol à pleine charge). Durant le vol, dans la région du col du Sanetsch, l'indicateur de limaille (*engine-chip-light*) s'allume. L'instructeur décide de poursuivre le vol sur Sion. Une fois à Sion, l'instructeur contrôle les deux bouchons magnétiques de la turbine et découvre des résidus métalliques. Après avoir consulté l'entreprise allemande en charge de la maintenance de l'appareil, il enlève ces résidus et décide de rentrer à la Chaux-de-Fonds avec le même appareil. Il n'effectue pas d'essai au sol.

#### 1.1.2 Déroulement du vol

A 15h00, l'équipage décolle à la verticale du point de compte rendu Whisky, puis, peu après avoir survolé des lignes à haute tension situées à 60 – 70 m du sol, il entend deux détonations sourdes. Immédiatement, le signal *engine-out* retentit. A ce moment, la vitesse d'avancement est d'environ 40 kt. L'instructeur engage une autorotation, parvient à éviter des bâtiments et tente un atterrissage d'urgence dans un verger. Lors du choc, le patin droit se brise et l'hélicoptère se renverse sur son flanc droit.

Une fois l'appareil immobilisé, l'instructeur légèrement blessé coupe le moteur tournant à vide. L'élève pilote est légèrement blessé tandis que les deux passagers sont gravement blessés.

Un passager est hélicopté à l'hôpital cantonal de Sion.

### 1.2 Tués et blessés

	Equipage	Passagers	Tiers
Mortelles	---	---	---
Graves	---	1	---
légères ou aucune	3	---	---

### 1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère est très endommagé.

### 1.4 Autres dommages

Arbres et cultures légèrement endommagés.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Pilote - instructeur de vol

nationalité suisse, sexe masculin, né en 1953

Licence: Pilote professionnel d'hélicoptère  
valable jusqu'au 21.01.2000  
Licence de mécanicien FAA A&P

Extensions: Radiotéléphonie UIT  
Vol de nuit avec hélicoptère  
Atterrissages en montagne  
Instructeur de vol (H)  
Instructeur de vol pour atterrissages en montagne

Types d'hélicoptères autorisés: ALII, AS355, B206/206L, B47, Hughes 300, Hughes 500, MD900, SA315

Dernier examen médical: 01.07.1999, décision: apte sans restriction

#### 1.5.1.1 Expérience de vol

Total des heures de vol 2926:48 h

Total des heures de vol avec le MD 500 Notar 117:56 h

Au cours des 90 derniers jours avec le MD 500 Notar 11:39 h

Au cours des 90 derniers jours 48:07 h

### 1.5.2 Pilote - élève

nationalité suisse, sexe masculin, né en 1947

Licence: Carte d'élève pilote d'hélicoptère No  
valable jusqu'au 05.08.2000

Dernier examen médical: 25.08.1998, décision: apte sans restriction

### 1.5.3 Passagers

nationalité suisse, sexe féminin, née en 1974, sans expérience aéronautique;

nationalité suisse, sexe masculin, né en 1953, sans expérience aéronautique.

**1.6 Renseignements sur l'aéronef**

Modèle:	MD 500N (Notar)
Propriétaire:	Swissrotor S.à.r.l., La Chaux-de-Fonds
Exploitant:	Hélit Hélicoptères, La Chaux-de-Fonds
Caractéristiques:	Hélicoptère à 5 places
Année de construction /no de série:	1992 / LN 037
Moteur:	Turbine Allison 250-C20R/2 S/N CAE 295425
Rotor:	Rotor principal à 5 pales
Champ d'utilisation:	Inscription au registre matricule suisse le: 25.02.1999 VFR de jour et de nuit: en exploitation non commerciale  Inscription au registre matricule suisse le: 01.04.1999 VFR de jour: en exploitation commerciale
Heures de service:	26.10.1999: 1224:48 heures
Certificat de navigabilité:	établi le 25.02.1999 Dernier contrôle effectué par l'OFAC, le 22.02.1999
Entreprise en charge de l'entretien:	Hahn Helicopters Sales&Service GmbH Flughafen Hahn Geb. 232 D-55483 Hahn-Flughafen, Allemagne Entreprise de maintenance JAR 145 LBA 0317
Travaux d'entretien ef- fectués sur la cellule:	1200 heures / 1190 heures au moment de l'inspec- tion annuelle le 25.11.1998.
Travaux d'entretien ef- fectués sur le moteur:	300 heures, au moment du contrôle en novembre 1998; portant sur 1190 heures, selon les prescrip- tions d'entretien Allison ( <i>Scheduled Inspections Table</i> 602) Contrôle de conformité en février 1999 FCU remplacé en mars 1999 à 1193 heures
Carburant:	Jet A1, dont il restait environ 150 l
Masse et centre de gravi- té:	La masse (env. 2820 lbs) et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.

Aucune inscription de défektivité technique ne figure dans le carnet de route de l'hélicoptère avant l'accident. Selon le pilote qui a effectué les vols les 10 et 12 octobre 1999 – La Chaux-de-Fonds Lyon, Lyon La Chaux-de-Fonds – le voyant lumineux "engine-chip-light" ne s'est pas allumé.

## **1.7 Conditions météorologiques**

### **1.7.1 Situation météorologique générale**

Une zone de haute pression influence le temps en Suisse.

Sommet de la forte brume au Plateau environ 900 m, 700 m pour le brouillard. Au-dessus très bonne visibilité.

### **1.7.2 Conditions météorologiques locales au moment de l'accident**

*271250Z 22004KT CAVOK 16/07 Q1028*

## **1.8 Aides à la navigation**

Non concernées

## **1.9 Télécommunications**

Non concernées

## **1.10 Renseignements sur l'aérodrome**

Non concernées

## **1.11 Enregistreurs de vol**

Non prescrit et non montés

## **1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact**

### **1.12.1 Lieu de l'accident**

Le lieu de l'accident (592.500//118.450) est situé entre l'aéroport et le Rhône, circonscrit par des vergers, des lignes à haute tension et des bâtiments.

### **1.12.2 Epave**

Lors du choc, le train d'atterrissage s'est plié et l'hélicoptère a basculé sur le côté, par-dessus le patin droit. En heurtant le sol, la poutre de queue s'est détachée de la cellule.

## **1.13 Renseignements médicaux et pathologiques**

L'instructeur et son élève n'ont été que légèrement blessés. En revanche, la passagère ainsi qu'un passager qui étaient assis sur la banquette arrière ont subi des blessures graves.

## 1.14 Incendie

Aucun. A titre préventif, les services de secours de l'aéroport de Sion ont répandu de la mousse.

## 1.15 Questions relatives à la survie des occupants

L'accident offrait des chances de survie.

Selon les déclarations de l'instructeur de vol, une caisse en bois appartenant au propriétaire de l'hélicoptère devait se trouver sous le siège arrière. Ceci aurait eu comme conséquence que le siège arrière n'a pas pu absorber par sa déformation l'énergie du choc. Ceci expliquerait la gravité des blessures de la passagère.

Ni les enquêteurs du BEAA ni la police n'ont trouvé trace de cette caisse.



Le train d'atterrissage a absorbé une grande partie de l'énergie.

La construction compacte de la cellule a protégé les passagers.

## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.1 Premier contrôle – démontage du moteur

Le 4 novembre 1999, l'hélicoptère a été expertisé par le BEAA en présence d'un expert en moteur externe sur l'aéroport de Sion. Des quantités considérables de particules métalliques ont été découvertes dans le détecteur de limaille avant (*chip detector*) et dans le *scavenge Oilfilter*.

### 1.16.2 Examen du moteur

Bien que le moteur ne présentait aucun dommage visible à l'extérieur, il n'a pas pu être mis en marche sur le banc d'essai, étant donné que les aubes de la turbine frottaient fortement contre le boîtier.

Il y avait des particules métalliques sur les détecteurs de limaille supérieur et inférieur (*chip detector*) ainsi que dans le filtre à huile.

Les stators du compresseur et toutes les aubes du compresseur présentaient une abrasion considérable.

Le débit des gicleurs d'huile 6/7 a été testé et s'est révélé normal.

Le régulateur de carburant (FCU) a été testé et s'est révélé normal.

Plusieurs conduits d'air au premier stator présentait des traces d'incendie. Sur la première roue de la turbine, plus de 50 % des aubes avaient fondu en raison de la chaleur. La seconde roue présentait plusieurs fissures au niveau du revêtement.

Dépourvue d'une plaquette d'identification, la vanne de décharge (*bleed-valve*) testée au banc a fourni des résultats au-delà des normes tolérées. Ce dysfonctionnement n'a eu aucune influence directe sur l'accident.

Le roulement # 1 était encore à sa place mais était fortement endommagé. Certes, tous les rouleaux étaient présents mais, au démontage, trois sont tombés du boîtier.

Il n'a pas été possible de définir l'origine de la panne du roulement # 1.

Une expertise métallurgique a relevé que le roulement #1 répondait aux spécifications du fabricant.

La perte de puissance du moteur a été avant tout provoquée par la forte déformation du roulement # 1. Il s'en est suivi un fort dégagement local de chaleur, à l'origine des dommages secondaires (déformations des stators et de la roue de turbine).

### Résumé du rapport d'expertise (citation)

- *The primary cause of the Number 1 Bearing damage was considered to be separator and roller wear.*
- *Considerable microstructural damage due to local heat generation was considered secondary to the damage caused by wear.*
- *The material chemistries of the Number 1 Bearing components conformed to the requirements of the engineering drawing.*
- *The material hardnesses were adversely affected by the heat generation and are not considered a valid indicator of initial hardness of the hardness of components or cause of the subsequent failure.*
- *The thermal distress to the turbine components was considered secondary and the result of the Number 1 Bearing failure sequence.*
- *Neither the maintenance personnel nor the pilot complied with the instructions contained in the engine manufacturer's Operations and Maintenance*
- *Manuel, i.e., a 30- minute ground run was not completed following illumination of the chip detector light.*

Le fabricant de la turbine déclare: "*In addition to this event, there have been three other failures reported. The separator roller pockets are wearing to the point that the rollers are becoming skewed in the pockets and resulting in accelerated wear of the pockets and spalling of the races. A re-design of this bearing has been completed and is pending manufacture and subsequent testing.*"



### 1.16.3 Analyse du carburant (Jet A1)

„La proportion de particules métalliques dépassait clairement la limite de 1,0 mg/l (*Reject Product Limite*). Toutefois, il faut rappeler que la norme recommande un échantillon minimal de 3,8 litres pour la filtration.“

Or, seuls 7 dl de carburant ont pu être prélevés pour l'analyse.

## 1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

L'élève était copropriétaire de l'hélicoptère.

L'entretien du HB-ZBI était assuré par une entreprise de maintenance située à env. 355 km à vol d'oiseau de l'aéroport des Eplatures.

## 1.18 Renseignements supplémentaires

La section III du manuel de vol de l'hélicoptère HB-ZBI (*Emergency and malfunction procedures*) invite les pilotes à consulter le HMI (*basic handbook of maintenance instructions*) lorsqu'un indicateur de limaille (*engine chip light*) s'allume.

*Operation and Maintenance Manual of Rolls-Royce Allison 250-C20R Series* explique comment le personnel d'entretien doit procéder si l'indicateur (*engine chip light*) s'est allumé (voir annexe 1).

S'il y a moins de 4 résidus sur le bouchon magnétique et que leur taille maximale ne dépasse pas 0,8 mm, un essai au sol d'au moins 30 minutes est prévu.

## 2 Analyse

### 2.1 Aspects techniques

La perte de puissance du moteur a été avant tout provoquée par la forte déformation du roulement # 1. Il s'en est suivi un fort dégagement local de chaleur, à l'origine des dommages secondaires (déformations des stators et de la turbine).

Il n'a pas été possible de définir l'origine de la panne du roulement # 1.

Enfin, le fabricant explique de manière précise comment procéder lorsque un indicateur de limaille (*engine chip lights*) s'allume (cf. 1.18).

### 2.2 Aspects opérationnels

En présence d'une *Magnetic Light Indication*, le fabricant prescrit d'effectuer un essai au sol de 30 minutes.

En cas de présence de limaille, plusieurs fabricants d'hélicoptères recommandent des mesures de contrôle identiques ou semblables à titre de contrôle.

Or, dans le présent cas, cet essai n'a pas été effectué.

Constatant que l'indicateur de limaille s'allumait, l'instructeur a correctement agi en décidant d'atterrir sur l'aéroport de Sion, situé non loin de là.

La panne de moteur s'est produite à une vitesse et à une altitude qui représentent une phase de vol critique se situant en marge du diagramme altitude-vitesse (voir annexe 3). Par ailleurs, le terrain se prêtait mal à un atterrissage d'urgence en raison des différents obstacles. L'instructeur a réussi à identifier immédiatement la panne de moteur et a effectué l'autorotation.

Les caractéristiques du rotor obligent le pilote en cas de panne de la turbine de réagir très rapidement afin d'éviter une chute de régime des pales principales.

### 3 Conclusions

#### 3.1 Faits établis

- L'instructeur possédait une licence pour pilote professionnel (cat. hélicoptère), valable jusqu'au 21.01.2000.
- L'élève possédait une carte d'élève (cat. hélicoptère), valable jusqu'au 05.08.2000.
- Rien n'indique que les pilotes ont souffert de problèmes de santé durant le vol en cause.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.
- Durant le vol aller, l'indicateur de limaille s'est allumé.
- L'instructeur a contrôlé les bouchons magnétiques et a consulté l'entreprise en charge de l'entretien avant de décider d'entreprendre le vol retour en direction de sa base.
- Aucun essai au sol n'a été effectué avant le vol retour.
- La panne n'a pas été réparée selon les instructions du fabricant.
- L'expertise a montré qu'un roulement du moteur invisible et incontrôlable depuis l'extérieur était gravement endommagé.
- Le fabricant de la turbine déclare: "*In addition to this event, there have been three other failures reported. The separator roller pockets are wearing to the point that the rollers are becoming skewed in the pockets and resulting in accelerated wear of the pockets and spalling of the races. A re-design of this bearing has been completed and is pending manufacture and subsequent testing.*"

#### 3.2 Causes

L'accident résulte d'une panne de moteur lors d'une phase de vol critique. Cette panne découle des dégâts constatés sur le roulement # 1, dont l'origine n'a pu être définie.

Facteurs ayant joué un rôle dans cet accident: les directives du fabricant en matière d'entretien n'ont pas été mises en oeuvre, et notamment l'essai au sol d'une durée de 30 minutes à effectuer si l'indicateur de limaille s'allume.

**4 Recommandations de sécurité No. 323-324**

L'Office fédéral d'aviation civile (OFAC) devrait:

- examiner la nécessité d'équiper les hélicoptères d'appareils adéquats de surveillance des paramètres de vol et du moteur,
- exiger des contrôles de vibrations et d'analyses spectrographiques périodiques des moteurs d'hélicoptères.

Berne, le 1<sup>er</sup> septembre 2006

**Commission fédérale sur  
les accidents d'aviation**

André Piller, président

Tiziano Ponti, vice-président

Ines Villalaz-Frick, membre

## Annexe 1



Rolls-Royce

# Operation and Maintenance Manual

Third edition      1 July 1995  
Revision 6        1 July 2002

250-C20R Series

Publication ref. GTP5232-2

## Export controlled

This document may contain information whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec 2751, Et Seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, (Title 50, U.S.C., App. 2401, Et Seq.). Violations to these export laws are subject to severe criminal penalties.

## Liability disclaimer

This information is given in good faith, based on the latest information available. No warranty or other representation is given concerning such information, which must not be taken as establishing any contractual or other commitment by the company or any of its subsidiaries or associated companies

## Proprietary rights legend Rolls-Royce Corporation

This technical data and the information embodied herein is the property of and proprietary to Rolls-Royce Corporation, and shall not, without prior written permission of Rolls-Royce Corporation be disclosed in whole or in part to third parties. This legend shall be included on any reproduction of this data in whole or in part.

©2002 Rolls-Royce Corporation

Printed in USA

**Federal Aviation Administration Approved**

## Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**

250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

**LIST OF EFFECTIVE PAGES (cont)**

CHAP/SECT/SUB	PAGE	DATE	CHAP/SECT/SUB	PAGE	DATE
72-00-00 (cont)	113	Jul 1/02	72-00-00 (cont)	325	Jul 1/95
	114	Jul 1/02		326	Jul 1/95
	115	Jul 1/02		327	Jul 1/95
	116	Jul 1/02		328	Oct 15/97
	117	Jul 1/02		329	Oct 15/97
	118	Jul 1/02		330	Jul 1/95
	119	Jul 1/02		331	Jul 1/02
	120	Jul 1/02		332	Jul 1/95
	121	Jul 1/02		333	Jul 1/02
	122	Jul 1/02		334	Jul 1/95
	301	Sep 1/00		335	Jul 1/95
	302	Jul 1/95		336	Jul 1/95
	303	Jul 1/02		337	Oct 15/97
	304	Jul 1/02		338	Jul 1/95
	305	Jul 1/02		339	Jul 1/95
	306	Jul 1/02		340	Jul 1/95
	307	Dec 15/96		341	Oct 15/97
	308	Dec 15/96		342	Jul 1/95
	309	Jul 1/02		343	Jul 1/95
	310	Jul 1/02		344	Jul 1/95
	311	Jul 1/02		345	Oct 15/97
	312	Jul 1/02		346	Jul 1/95
	313	Jul 1/02		347	Jul 1/95
	314	Jul 1/02		348	Jul 1/02
	315	Jul 1/02		501	Jul 1/95
	316	Jul 1/02		502	Jul 1/95
	317	Jul 1/02		503	Jul 1/95
	318	Jul 1/02		504	Jul 1/95
	319	Aug 1/99		505	Jul 1/95
	320	Aug 1/99		506	Jul 1/95
	321	Aug 1/99		507	Jul 1/95
	322	Jul 1/95		508	Jul 1/95
	323	Oct 15/97		509	Jul 1/95
	324	Jul 1/95		510	Jul 1/95
		Jul 1/95		511	Jul 1/95

**LIST OF EFFECTIVE PAGES**

Page 3

Jul 1/02

## Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**  
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

PARA 10.E. (cont)

## E. Engine Operated With No Oil Pressure.

Any engine operated in excess of 30 seconds without oil pressure must be removed and sent to an Rolls-Royce authorized facility for disassembly and inspection as defined by the Rolls-Royce 250-C20R Series Engine Overhaul Manual, Publication No. GTP 5232-3.

## F. Checking for Carbon Buildup

Check for carbon particles in the engine or oil system as follows:

- (1) Drain the oil from the engine and from the oil tank. Drain oil through a clean cloth which is suitable for filtering (detecting) carbon particles.
- (2) Inspect the No. 8 bearing and sump area. Do not remove the oil tube and nozzle. (Refer to appropriate part of Gas Producer Support Pressure Oil Passage, para 6.H., 72-50-00.)
- (3) If carbon buildup is detected during the preceding inspections, measure scavenge oil flow and clean as required. (Refer to Oil Flow Measurement, para 6.D., 72-50-00.)

## G. Magnetic Plug Inspection

**WARNING:** IF A MAGNETIC PLUG WARNING LIGHT COMES ON DURING FLIGHT, LAND AND INSPECT THE MAGNETIC PLUGS AS SOON AS POSSIBLE. THIS LIGHT IS AN INDICATION OF CONDITIONS WHICH COULD CAUSE ENGINE FAILURE. WHEN FLYING A MULTI-ENGINE AIRCRAFT, REDUCE THE AFFECTED ENGINE OUTPUT POWER TO THE MINIMUM REQUIRED FOR FLIGHT AND LAND AS SOON AS PRACTICABLE. IF THE LIGHT IS ACCOMPANIED BY ABNORMAL NOISES, OIL PRESSURE OR TEMPERATURE, AND SINGLE-ENGINE FLIGHT CAN BE MAINTAINED, SHUT DOWN AFFECTED ENGINE AND LAND AS SOON AS PRACTICABLE. IF SINGLE-ENGINE FLIGHT IS NOT POSSIBLE, REDUCE POWER OF AFFECTED ENGINE TO THE MINIMUM AND LAND AS SOON AS POSSIBLE. AFTER LANDING, INSPECT THE MAGNETIC PLUGS ON THE AFFECTED ENGINE FOR METAL CONTAMINATION PRIOR TO FURTHER ENGINE OPERATION.

Two indicating type magnetic drain plugs are installed in the power and accessory gearbox. If a warning light is received in the cockpit, or at scheduled maintenance intervals, remove and visually inspect the magnetic drain plugs. The contamination conditions which may be encountered on the magnetic plugs are defined as follows:

- (1) Paste
  - (a) Paste is the result of fine soft particles which come from normal wear due to gear mesh, bearing rotation and/or spline engagement. These particles mix with oil or soft carbon to form paste.
  - (b) This condition is normal and is the reason for the 100 hour cleaning interval. Paste generally does not cause a warning light. If a light is encountered, make the magnetic plug check in para 10.G.(3), this section.
  - (c) Clean magnetic plugs with solvent and brush. Wipe dry with clean cloth or blow dry with filtered shop air. Reinstall, tighten to 60-80 lb in. (6.8-9.0 N·m).

**72-00-00**

Page 335

Jul 1/95

## Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**  
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

PARA 10.G. (1) (cont)

**NOTE:** Heavy accumulations of paste require inspection and cleaning of the magnetic plugs at intervals of 25 to 100 hours. Cleaning paste from the plugs is necessary to ensure that small chips, flakes, and slivers can be detected.

## (2) Magnetic Particles

- (a) Magnetic particles and debris, chips, flakes, and slivers are possible indications of bearing or gear failure and/or abnormal wear within the engine.
- (b) Chips or flakes exceeding 0.03125 in. (0.79 mm) diameter or more than 4 slivers per event are not acceptable.
  - 1 Remove engine and send to an Rolls-Royce authorized repair facility.
  - 2 Prior to operation of the replacement engine, do the following:
    - a If a scavenge oil filter is installed and the filter bypass button has not extended, clean the airframe provided engine oil lines and replace the scavenge oil filter.
    - b Confirm proper operation of the scavenge oil filter impending bypass indicator by performing the STC filter manufactures recommended procedure.
    - c If the scavenge oil filter has bypassed, if the impending bypass fails the functional test, or if no scavenge filter is installed, clean or replace the scavenge oil filter, oil cooler, oil tank, and lubrication system oil lines per the STC filter and airframe manufacturer instructions. Drain and replace the engine oil.
- (c) Chips or flakes less than 0.03125 in. (0.79 mm) diameter or fewer than 4 slivers per event are acceptable.
  - 1 If a warning light is encountered, refer to para 10.G.(3), this section.
  - 2 Reinstall the magnetic plug and tighten to 60–80 lb in. (6.8–9.0 N·m).

## (3) Magnetic Light Indication

Perform the following maintenance action as a result of a magnetic chip light indication.

- (a) Clean the magnetic drain plugs. Perform a 30–minute ground run at power with the rotor turning. Observe engine operation limits and chip warning lights. If operation is normal, remove, inspect, clean, and reinstall all chip detectors. Return engine to service.
- (b) If chips or flakes less than 0.03125 in. (0.79 mm) diameter or fewer than four slivers are encountered during the 30–minute ground run, proceed to the next step.

**72-00-00**

Page 336

Jul 1/95

## Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**  
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

PARA 10.G. (3) (cont)

- (c) If a chip light is encountered during the first 30-minute ground run, the following steps must be taken before the second 30-minute ground run.
- 1 Drain oil.
  - 2 Clean engine oil filter.
  - 3 Flush the aircraft oil system to remove any circulating debris.
  - 4 Clean engine chip detectors.
  - 5 Service engine oil system with fresh, clean oil.
  - 6 Perform a 30-minute ground run at power with rotor turning. Observe engine operating limits and chip warning lights. If operation is normal, remove inspect, clean, and reinstall both chip detectors. Return engine to service.
  - 7 If a chip light is encountered during the second 30-minute ground run, remove the engine from service and send to an Rolls-Royce authorized repair facility. Clean the aircraft engine oil system per para 10.G.(2)(b) this section.

NOTE: If warning light illuminates within the next eight operating hours following a 30-minute ground run and the cause is determined to be an accumulation of magnetic particles and debris (chips, flakes or slivers), remove the engine and send to an Rolls-Royce authorized repair facility. Tag engine noting cause for rejection. This note is applicable only after para (3)(c) has been completed (Reference Oil Drain and Flush) otherwise this is another event.

- (d) A maximum of four (4) occurrences of magnetic chip warning light encountered within any 50 hours of engine operation requires removal of the engine for shipment to a Rolls-Royce authorized repair facility.

(4) Magnetic Plug Quick Disconnects

If quick disconnect magnetic chip detector plugs are installed, inspect the locking pins and flanged inserts for wear as follows:

- (a) Inspect the three locking pins for proper condition and wear. The minimum allowable pin diameter on any one pin is 0.070 in. (1.78 mm). The plug should be replaced by a serviceable item if any one or more pins are worn to less than 0.070 in. (1.78 mm) diameter. (See Figure 303.)

NOTE: The point of wear is usually on the side of the pin nearest the spring loaded ring. Push the ring back to obtain better access for inspection.

**72-00-00**

Page 337

Oct 15/97



## Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**  
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

PARA 10.G. (4) (cont)

- (b) Inspect the insert for proper condition and wear of the locking cam slot. The material remaining between the end of the cam slot and the edge of the insert must be more than 0.068 in. (1.73 mm). (See Figure 303.) Replace the insert with a serviceable item if excessively worn. (Refer to Commercial Engine Bulletin 250-C20R CEB 72-4017 for details of insert replacement.)

NOTE: If local personnel, tooling, and facilities are inadequate, send the gearbox assembly to an authorized repair facility.

- (c) Reinstall serviceable magnetic plug.
- (d) Reconnect electrical wiring as applicable.
- (e) Replenish engine oil as necessary.
- (f) Make the appropriate entry relative to the magnetic plug inspection on the Inspection Check Sheet maintained as a part of the engine records.

## (5) Operational Check

- (a) If magnetic plugs are removed for scheduled maintenance, perform an operational check prior to reinstallation. Connect harness lead and bridge plug with a suitable conductor. Check each plug separately for proper cockpit indication.
- (b) Reinstall magnetic plug, tighten to 60-80 lb in. (6.8-9.0 N-m).

## (6) Tedeco Manual Zapper

When operating an aircraft utilizing the Tedeco Manual Zapper the following applies:

- (a) First Time Annunciator Illuminates

The "Chip Pulse" switch should be activated to "on".

- 1 If the annunciator light goes out after activation of the "Chip Pulse" switch then continue the flight, make a log book entry accordingly and observe engine operation and warning lights.
- 2 If the annunciator light remains on after activation of the "Chip Pulse" switch, land and inspect the magnetic plugs as soon as possible. This light is an indication of conditions which could cause engine failure. When flying a multi-engine aircraft, reduce the affected engine output power to the minimum required for flight and land as soon as practical. If the light is accompanied by abnormal noises, oil pressure or temperature, and single-engine flight can be maintained, shutdown affected engine and land as soon as practical. If single-engine flight is not possible, reduce power of affected engine to the minimum and land as soon as possible. After landing, inspect the magnetic plugs on the affected engine for metal contamination prior to further engine operation. Refer to para 10.G., this section, and make a log book entry accordingly.

**72-00-00**

Page 338

Jul 1/95

## Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**  
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

PARA 10.G. (6) (a) (cont)

3 If during the 30 minutes following the first activation of the "Chip Pulse" switch, the annunciator light comes on, land as soon as possible. This light is an indication of conditions which could cause engine failure. When flying a multi-engine aircraft, reduce the affected engine output power to the minimum required for flight and land as soon as practical. If the light is accompanied by abnormal noises, oil pressure or temperature, and single-engine flight can be maintained, shutdown affected engine and land as soon as practical. If single-engine flight is not possible, reduce power of affected engine to the minimum and land as soon as possible. After landing, inspect the magnetic plugs on the affected engine for metal contamination prior to further engine operation. Refer to para 10.G., this section, and make a log book entry accordingly.

(b) Second Time Annunciator Illuminates

If within a 50 hour period of when the first annunciator light came on the same annunciator lights up for the second time, follow the same procedures as indicated for the first time the annunciator illuminates.

(c) Third Time Annunciator Illuminates

If within a 50 hour period of when the first annunciator light came on the same annunciator lights up for the third time, without activating "Chip Pulse", land and inspect the magnetic plugs as soon as possible. This light is an indication of conditions which could cause engine failure. When flying a multi-engine aircraft, reduce the affected engine output power to the minimum required for flight and land as soon as practical. If single-engine flight is not possible, reduce power of affected engine to the minimum and land as soon as possible. After landing, inspect the magnetic plugs on the affected engine for metal contamination prior to further engine operation. Refer to para 10.G., this section, and make a log book entry accordingly.

(d) Fourth Time Annunciator Illuminates

If within a 50 hour period of when the first annunciator light came on the same annunciator lights up for the fourth time, land and remove the engine and send it to a repair facility. Tag engine noting for rejection.

(e) If the 50 hour time period is obtained with two or fewer chip light indications, a new 50 hour sequence begins and appropriate adjustments to log entries should be made for previous 50 hour sequence.

(7) Suggested Logging Procedure For Chip Indications

All chip indications, whether physically inspected or zapped, must appear in the engine Maintenance Log. The maintenance records which are available to the pilots should reflect the total number of chip indications for the previous 50 hours so that indication is received in the cockpit during that day's operational period.

**72-00-00**

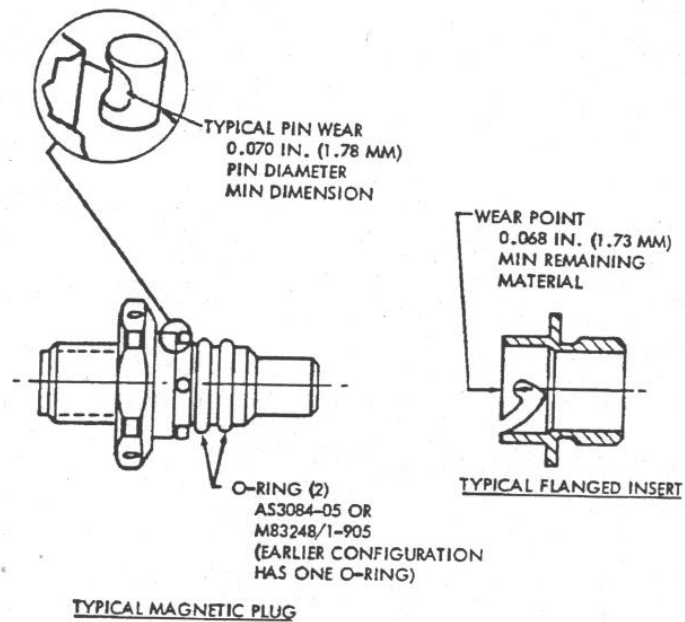
Page 339

Jul 1/95

Annexe 1

EXPORT CONTROLLED

**Rolls-Royce**  
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE



ADY011XD

Quick Disconnect Magnetic Plug Wear Limits  
Figure 303

**72-00-00**

Page 340

Jul 1/95

## Annexe 2



Magn. 3.75X

Figure 1. As received condition of No.1 Roller Bearing showing enlarged roller pockets, liberated rollers and heavily deformed roller indicated by arrow.

Annexe 3

McDonnell Douglas Helicopter Company  
MD 520N (Model 500N)

CSP-520N-1

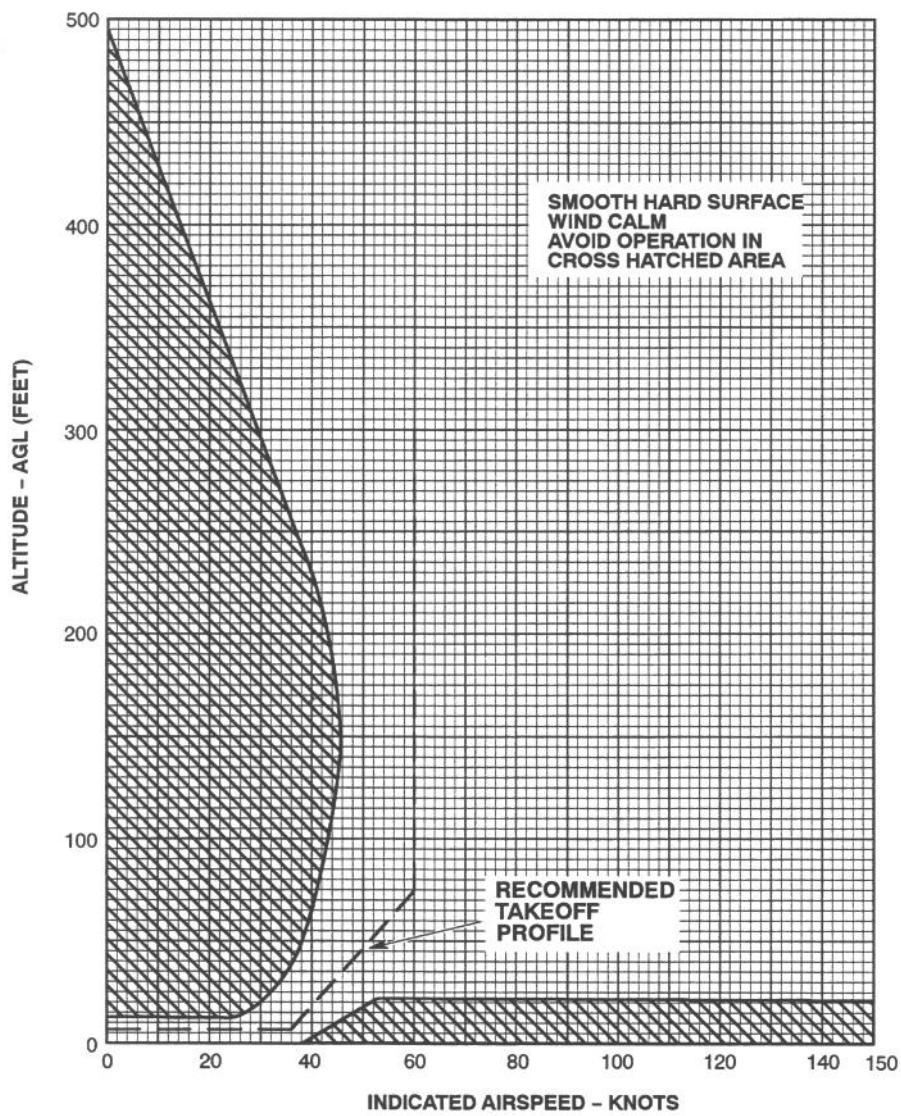


Figure 5-4. Height Velocity Diagram

FAA Approved 12 September 1991

5-9