



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Rapport final no. 2072

du Bureau d'enquête

sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'hélicoptère Kaman K-1200 K-MAX, HB-XQA

exploité par la compagnie Rotex Helicopter AG

survenu le 11 octobre 2004

„Petit Truyo“, commune de Grandvillard/FR

env. 30 km au sud de Fribourg

Ursachen

Der Unfall ist auf ein Versagen der Kupplungseinheit zurückzuführen.

Das Versagen wurde durch eine Überbeanspruchung und Ermüdung der Laufflächen auf der Kupplungswelle des Freilaufs verursacht.

Zum Unfall beigetragen hat mit grosser Wahrscheinlichkeit das verzögerte Ausgleiten der Last aus dem Lasthaken.

Remarques d'ordre général concernant ce rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA) sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10^{ème} édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue allemande, elle est déterminante.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure universelle coordonnée (*co-ordinated universal time* – UTC). Au moment de l'accident, l'heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (*central european summer time* – CEST). La relation entre LT, CEST et UTC est: $LT = CEST = UTC + 2 \text{ h}$.

Table des matières

Sommaire	7
Enquête	7
Synopsis	7
Causes	8
1 Renseignements de base	9
1.1 Déroulement du vol	9
1.1.1 Généralités	9
1.1.2 Faits antécédents	9
1.1.3 Le vol de l'accident	9
1.2 Tués et blessés	11
1.3 Dommages à l'aéronef	11
1.4 Autres dommages	11
1.5 Renseignements sur le personnel	11
1.5.1 Pilote	11
1.5.1.1 Expérience de vol, approches et atterrissages	12
1.5.1.2 Temps de service de vol / de repos	12
1.6 Renseignements sur l'aéronef	12
1.6.1 Caractéristiques de construction et base de certification du K-1200	14
1.6.2 Turbine	14
1.6.2.1 Description du système	14
1.6.3 Unité de couplage	15
1.6.3.1 Description du système	15
1.6.4 Consignes complémentaires d'entretien et d'exploitation publiées par le fabricant de l'hélicoptère	17
1.6.4.1 KAMAN SERVICE LETTER 98-012	17
1.6.4.2 KAMAN SERVICE BULLETIN No 081 MANDATORY ACTION	18
1.6.4.3 OFAC LTA HB 99-643, FAA AD 99-26-04	18
1.6.4.4 KAMAN SERVICE LETTER 00-001	18
1.6.4.5 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 089, MANDATORY RECURRING ACTION	18
1.6.4.6 KAMAN SERVICE LETTER 00-002	19
1.6.4.7 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	19
1.6.4.8 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	19
1.6.4.9 KAMAN SERVICE LETTER 00-003	19
1.6.4.10 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	19
1.6.4.11 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 090 MANDATORY ACTION	20
1.6.4.12 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	20
1.6.4.13 KAMAN SERVICE LETTER 00-003	20
1.6.4.14 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	22
1.6.4.15 KAMAN AIRWORTHINESS DIRECTIVE AD 2000-18-10 Amendment 39-11895	23
1.6.4.16 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 088R1, MANDATORY RECURRING ACTION	23
1.6.4.17 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 089R1, MANDATORY RECURRING ACTION	24
1.6.4.18 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 103, MANDATORY ACTION	24
1.6.5 Système d'alarme acoustique	24
1.7 Conditions météorologiques	25
1.7.1 Généralités	25
1.7.2 Situation météorologique générale	25
1.7.3 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident	25
1.7.4 Informations astronomiques	26
1.8 Aides à la navigation	26
1.9 Télécommunications	26

1.10	Renseignements sur l'aérodrome	26
1.11	Enregistreurs de bord	26
1.11.1	Dépouillement des informations du système de pesée	26
1.11.2	Dépouillement des informations de l'indicateur du couple de rotation	26
1.11.3	Dépouillement des informations de l'indicateur NG	26
1.11.4	Dépouillement des informations de l'indicateur EGT	26
1.12	Renseignements sur l'épave, l'impact et le lieu de l'accident	27
1.12.1	Renseignements sur le lieu de l'accident	27
1.12.2	Renseignements sur l'impact	27
1.12.3	Renseignements sur l'épave	27
1.12.3.1	Examen de la turbine	29
1.12.3.2	Examen du crochet de charge	29
1.13	Renseignements médicaux et pathologiques	30
1.14	Incendie	30
1.15	Questions relatives à la survie des occupants	30
1.15.1	Généralités	30
1.15.2	Siège, système de ceintures et casque du pilote	30
1.15.3	Sauvetage	30
1.15.4	Balise de détresse	31
1.16	Essais et recherches	31
1.16.1	Examen de l'adaptateur de la turbine	31
1.16.2	Examens et évaluation des composants de l'unité «roue libre»	31
1.16.2.1	Conformité de fabrication	31
1.16.2.2	Conformité des matériaux	31
1.16.2.3	Nature des dégâts	32
1.16.2.4	Examen des sollicitations mécaniques	32
1.16.2.5	Analyse de l'huile de la boîte de transmission	33
1.16.2.6	Description du processus d'entretien des éléments de l'unité de couplage.	33
1.17	Renseignements sur les organismes et la gestion	34
1.18	Renseignements supplémentaires	34
1.18.1	Analyse d'accidents et d'incidents du K-1200	34
1.19	Techniques d'enquête utiles ou efficaces	34
2	Analyse	35
2.1	Aspects techniques	35
2.1.1	Turbine	35
2.1.2	Séparateur de particules	35
2.1.3	Unité de couplage «roue libre»	36
2.1.4	Révision des pièces de l'unité de couplage	36
2.1.5	Spécification manquante de la came de blocage	37
2.1.6	L'adaptateur de la turbine	37
2.2	Aspects opérationnels et humains	37
2.2.1	Système d'alarme acoustique	37
2.2.2	Crochet de charge	38
2.2.3	Comportement du pilote	38
2.2.4	Entretien	38
2.2.4.1	Crochet et matériel de charge	38
2.2.4.2	Unité de couplage «roue libre»	39
2.2.4.3	Huile de la boîte de transmission	39
3	Conclusions	40
3.1	Faits établis	40
3.1.1	Aspects techniques	40

3.1.2	Equipage _____	41
3.1.3	Déroulement du vol _____	41
3.1.4	Conditions cadres _____	42
3.2	Cause _____	42
4	<i>Recommandations de sécurité et mesures prises après l'accident</i> _____	43
4.1	Recommandation de sécurité du 9 mars 2005 _____	43
4.2	Mesures prises après l'accident _____	43
	Annexe 1 – Documentation de l'analyse métallurgique _____	45
	Annexe 2 – Documentation du constructeur sur les accidents et incidents avec K-1200 en rapport avec l'unité d'embrayage _____	50

Rapport final

Sommaire

Propriétaire	Rotex Helicopter AG, FL-9496 Balzers
Exploitant	Rotex Helicopter AG, FL-9496 Balzers
Constructeur	Kaman Aerospace Corporation, USA
Type d'aéronef	KAMAN K-1200 K-MAX
Pays d'immatriculation	Suisse
Immatriculation	HB-XQA
Lieu	«Petit Truyo», commune de Grandvillard/FR environ 30 km au sud de Fribourg
Coordonnées suisses	573 580/152 780
Latitude	N 46° 31' 32.9"
Longitude	E 007° 05' 39.5"
Altitude	1040 m/M 3412 ft AMSL
Carte topographique de la Suisse	Feuille no 1245, appellation Château-d'Oex, échelle 1:25 000
Date et heure	11 octobre 2004, environ 16 h 52 min

Enquête

L'accident s'est produit vers 16 h 52 min. Aux environs de 17 h 20 min, la REGA en a informé le service de permanence du Bureau fédéral d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA). Les premières dépositions ont été prises le même soir. Les analyses de l'épave ont débuté le lendemain matin vers 7 h.

L'enquête a été conduite en collaboration avec la police cantonale fribourgeoise.

Synopsis

Le 11 octobre 2004, le pilote et le personnel au sol d'une compagnie de transport par hélicoptère sont occupés au débardage (*logging*) avec un hélicoptère de type Kaman K-1200 K-MAX à 1.7 km au sud-est de la Commune Grandvillars/FR. Après environ 50 minutes de travail à l'élingue à cet endroit ou 22 à 23 rotations, le pilote informe son équipe au sol qu'il a l'intention de s'avitailer dans 10 minutes. Lorsqu'il soulève la dernière charge de bois, le pilote entend un bruit anormal émanant de son hélicoptère, suivi d'une perte de puissance. Après avoir essayé de larguer les troncs en direction de la vallée, loin de l'équipe au sol, il tente à plusieurs reprises de libérer la charge mécaniquement. Ce n'est que dans un mouvement désespéré, en poussant le nez de l'hélicoptère en direction du sol et en réduisant le nombre de tours du rotor, que la sangle soutenant la charge se libère. L'hélicoptère tombe en piquant du nez dans la forêt.

Le pilote est grièvement blessé lors de l'impact et l'hélicoptère détruit.

Causes

L'accident est dû à une défaillance de l'unité de couplage (*clutch assembly*).

La défaillance de l'unité de couplage a été causée par des contraintes excessives et une fatigue des surfaces de roulement de l'arbre de couplage de l'unité «roue libre».

La séparation retardée de la charge du crochet de charge a très vraisemblablement contribué à l'accident.

Dans le cadre de l'enquête deux recommandations de sécurité ont été émises.



Figure 1: Position finale de l'hélicoptère

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

Les descriptions ci-dessous des faits antécédents et du déroulement du vol de l'accident s'appuient sur les déclarations du pilote et de l'assistant de vol.

Le vol s'est déroulé selon les règles de vol à vue.

1.1.2 Faits antécédents

Le lundi matin, 11 octobre 2004, l'hélicoptère HB-XQA est à Feschel dans le canton du Valais, engagé dans une opération de débardage (*logging*). Les deux pilotes prévus planifient de se remettre la machine à 13 h 30 min. Dans le but de commencer son service calmement et d'avoir une vue d'ensemble, le deuxième pilote se rend comme d'habitude sur la place de travail un peu plus tôt, vers 11 h 30 min. Pendant le repas de midi, pris sur place, il observe son collègue lors du débardage et suit son travail à la radio.

Peu de temps après, le pilote en activité demande à son collègue s'il peut reprendre la machine. Suite à un court briefing, l'hélicoptère est remis sans notification d'anomalies. Le pilote suivant décolle à 12 h 27 min avec le HB-XQA en vue de terminer le travail à Feschel. A 14 h 15 min, il atterrit et arrête la turbine. Le travail accompli est alors discuté avec l'équipe au sol.

Dans le même temps, d'autres aides de vol de la compagnie ainsi que du personnel forestier de Grandvillard dans le canton de Fribourg se préparent pour leur engagement.

Après avoir reçu l'information selon laquelle tout était prêt, le pilote décolle à 15 h 12 min pour le survol vers Grandvillard. En raison de la nébulosité annoncée et visible sur les alpes bernoises, le pilote décide de suivre la vallée du Rhône et ensuite de prendre la direction de Bulle. Au-dessus de la zone de travail, à environ 2 km au sud-est de Grandvillard, il y a aussi des nuages dont la base semble s'élever. Suite à un court survol de reconnaissance des zones de débardage et de dépôt, le pilote considère que la base des nuages n'est pas une entrave pour le transport du bois. Le pilote pose sur la place d'avitaillement pour y remplir les réservoirs sans arrêter la turbine (*hot refueling*).

1.1.3 Le vol de l'accident

Quelques minutes après l'atterrissage, l'hélicoptère est à nouveau avitaillé avec 800 lb de carburant et ainsi prêt pour le débardage. Cette quantité de carburant permet au pilote de voler pendant environ 60 minutes tout en gardant une réserve de 20 minutes. Le pilote déclare qu'il atterrit toujours avec au moins 200 lb de carburant à bord, ceci par mesure de sécurité.

Comme d'habitude les troncs d'arbre sont pris dans la pente d'une colline, sur les lieux de la coupe de bois, pour être déposés sur la pile de bois situé sur l'aire de déchargement. Dans la pente de la colline, deux personnes (*loggers*) préparent le bois et trois aides (*hookers*) entourent les troncs de sangles lesquelles sont ensuite crochées à l'élingue. Sur l'aire de déchargement, près de la pile de bois, il y a deux aides (*riggers*) qui réceptionnent le bois et détachent les troncs de l'élingue et les libèrent des sangles (*chokers*) à l'aide d'un tracteur.

En faisant une volte à gauche, le pilote survole la crête montante de la colline vers le *hooker* le crochet attaché à une élingue de 50 mètres (*longline*). Les troncs, d'une masse totale de 2 à 2,2 tonnes, sont hissés dans la direction de la

vallée et à nouveau, par un virage à gauche, amenés le long de la vallée sur la pile de bois sur l'aire de déchargement qui se trouve à une distance de 500 mètres et 120 mètres plus bas. Tout fonctionne bien, l'hélicoptère et les hommes au sol sont constamment en mouvement. La base des nuages change régulièrement sans toutefois entraver le déroulement des travaux.

La faible distance entre le lieu de débardage et la pile de bois sur l'aire de déchargement engendre des rotations très courtes de 2 minutes environ. Le pilote déclare dans sa déposition: «*The turns were short, it was easy for me, but hard on the ground crew.*»

Après environ 22 à 23 rotations, soit environ 50 minutes, le pilote informe son équipe au sol qu'il lui reste encore 10 minutes de vol jusqu'au prochain avitaillement. La quantité de carburant restante de 300 lb devrait suffire pour 4 à 5 rotations.

Lors du levage de la prochaine charge de 3 à 4 troncs idéalement placés, le pilote constate que quelque chose n'est pas comme d'habitude: «*... En construisant la puissance, dans la zone supérieure, j'ai senti qu'il y avait quelque chose qui n'allait plus... Tout allait bien jusqu'à 50 PSI de puissance, ensuite j'ai entendu une fluctuation rapide des régimes rotors avec un bruit caractéristique d'un frottement de métal.*»

Comme toujours, avant de prendre la charge, le pilote regarde de côté vers le bas, la position et l'accrochage de la charge. Tant que tout est normal, il jette un coup d'œil sur les instruments au moment où le couple (*torque*) est de 45 à 50 PSI pour contrôler l'augmentation de puissance. Ensuite il jette un regard à l'extérieur sur la charge et les obstacles. Le pilote déclare: «*...Par contre, en raison du bruit anormal, je n'ai plus regardé en dessous. Je ne me souviens pas avoir vu un témoin d'alarme ni le master s'allumer. ...Je précise que lorsque j'ai entendu les bruits de fluctuation, j'ai certainement baissé le collectif et ai laissé le twistgrip à 100 %.*»

D'après les déclarations de son assistant de vol, la charge était déjà à une hauteur de 1 mètre avant de redescendre au sol.

Le pilote aurait voulu tout de suite larguer la charge, mais il attend toutefois car il ne veut pas mettre en danger ses collègues au sol: «*Pendant un court instant, je n'ai pas voulu lâcher trop vite l'élingue car j'ai pensé à mes camarades au sol. Je voulais que le bois tombe vers l'avant et non pas vers mes collègues. Après j'ai voulu relâcher l'élingue avec le crochet mécanique qui se trouve sous le collectif car c'est le plus sûr.*»

L'hélicoptère se déplace vers l'avant et quelque peu à droite, les troncs s'inclinant en avant.

Les premières tentatives de largage d'urgence de la charge incluant la *longline* n'aboutissent pas. Le pilote: «*Au moment où j'ai voulu décrocher l'élingue j'ai bien ressenti qu'elle ne s'est pas décrochée tout de suite, j'ai dû m'y reprendre à quatre fois. La quatrième fois j'ai rajouté un peu de pas collectif afin de relancer la machine vers l'avant ce qui a certainement eu pour conséquence de faire baisser encore les tours. A ce moment-là j'étais trop bas pour redresser l'appareil qui avait le nez qui pointait vers les arbres.*»

Le pilote tire encore une fois légèrement sur la commande du pas général ce qui provoque enfin le détachement de l'élingue du crochet situé sous le fuselage, alors que l'hélicoptère pique déjà fortement du nez vers le sol.

Les assistants de vol entendent un changement du bruit du rotor.

Le pilote décrit la position des aiguilles de l'instrument indiquant le régime de la turbine et du rotor de la manière suivante: «*Je me rappelle d'avoir regardé rapidement le tableau de bord...Une aiguille était à 9 heures, je ne sais plus laquelle, l'autre était à 6 heures.*» Il entend l'alarme sonore qui s'active lorsque le nombre de tours du rotor est trop bas (*low RPM horn*).

L'hélicoptère s'écrase dans la forêt entre les arbres, le nez en avant.

Le pilote est grièvement blessé lors de l'impact et l'hélicoptère détruit.

Il n'y a que de faibles dégâts à la forêt.

1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	---	---	---	---
Graves	1	---	1	---
Légères	---	---	---	---
Aucune	---	---	---	---
Total	1	---	1	---

1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère a été détruit.

1.4 Autres dommages

Faibles dégâts à la forêt.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1

Pilote

Personne

Citoyen suisse, né en 1968

Licence

Pilote professionnel CPL (H) OACI, établie la première fois par l'OFAC le 11 mai 1999, valable jusqu'au 19 janvier 2005

Qualifications

K-1200, HUGHES 300, HUGHES 500, R22, SA 315, EC 120B

Radiotéléphonie internationale RTI

Vol de nuit NIT (H)

Extensions de qualifications nationales

Atterrissages en montagne MOU (H)

Certificat médical

Classe 1, sans restriction

Dernière visite médicale

15 janvier 2004

1.5.1.1	Expérience de vol, approches et atterrissages	
	Heures totales	4923 h
	Sur le type en cause	3000 h
	Au cours des 90 derniers jours	Plus de 90 h
	Dont sur le type en cause	Plus de 90 h
	Durant les dernières 24 h	1:35 h
	Dont sur le type en cause	1:35 h
	Débardage <i>longline</i> , total	3189 h

1.5.1.2	Temps de service de vol / de repos	
	Période de service la veille	Libre
	Temps de repos	Plus de 8 h
	Temps de service de vol au moment de l'accident	Environ 5 h
	Temps de vol	1:35 h

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Immatriculation	HB-XQA
Type d'aéronef	Kaman K-1200 K-MAX
Caractéristiques	<p>Hélicoptère de transport monoplace à turbine avec système de rotors engrenant (<i>intermesh rotor system</i>).</p> <p>Le K-1200 possède deux rotors bipales lesquels sont fixés à deux mâts différents, tournant avec une différence de phase de 90° et entraînés par une transmission commune. Du fait que les rotors sont contrarotatifs l'hélicoptère n'a pas besoin de rotor anti-couple.</p>
Constructeur	Kaman Aerospace Corporation, USA
Année de construction	1994
N° de série	A94-0008
Propriétaire	Rotex Helicopter AG, Rheinstrasse 2, FL-9496 Balzers
Exploitant	Rotex Helicopter AG, Rheinstrasse 2, FL-9496 Balzers
Turbine	<p>Honeywell (Textron Lycoming) T5317A-1</p> <p>No de série LE-81011</p> <p>Puissance maximale: 1500 CV</p>
Equipements	<p>Crochet de charge avec système de pesage.</p> <p>Crochet principal K931204-001, numéro de série W/D-890, fixé à la cellule de l'hélicoptère.</p>

	Double crochet monté sur une <i>longline</i> d'une longueur d'environ 50 m. La masse de la dernière charge était de 5260 lb (2390 kg).
Heures d'exploitation: cellule	Heures de fonctionnement depuis neuf: 11 030,5 h compteur
Heures d'exploitation: turbine	Heures de fonctionnement depuis neuf: 6807 h
	Génératrice de gaz 32 430 cycles
	Compresseur 5184 cycles
	Turbine 4360 cycles
Masse maximale	Sans charge externe: 6500 lb (2948 kg)
	Avec charge largable: 12 000 lb (5443 kg)
Masse et centre de gravité	Au moment de l'accident, la masse de l'hélicoptère incluant la charge externe était de 10 920 lb ou 4964 kg. La masse ainsi que le centre de gravité étaient dans les limites prescrites.
Entretien	Le 3 février 2004 à 10 135 h selon compteur: installation de la boîte de transmission principale P/N K974002-101 S/N A18-33. Le 25 juin 2004 à 10 526 h selon compteur: inspection des 1200 h du crochet de charge. Le 20 septembre 2004 à 10 900 h selon compteur: installation de la turbine S/N LE-081011; 6677 h de fonctionnement depuis neuf. A l'installation de l'unité de couplage P/N K974002-701; S/N A 1023; TSN 984.2 h TSO 0.0 h A l'installation du <i>sprag assembly</i> P/N K974110-003; S/N 093; TSN 0.0 h <i>Kaflex drive shaft misalignment check performed</i> <i>Engine side: 0.127 pouce</i> <i>Transmission side: 0.176 pouce</i> Le 30 septembre 2004 à 10 970 h selon compteur: 50/300 h, lubrification effectuée. Inspection et attestation des contrôles des 100 h de la cellule, de la turbine et d'un contrôle visuel du crochet de charge. Le 7 octobre 2004 à 11 008 h selon compteur: 50 h, lubrification effectuée. <i>Readjustement</i> de la turbine exécuté.

	Le 11 octobre 20004, jour de l'accident, l'exécution des LTA 2004 – 269 <i>M/R grip inspection SB 109</i> et LTA HB 99-643 <i>clutch inspection AFM 3-7</i> a été certifiée dans le livre de vol.
Qualité du carburant	JET A1 Le point de congélation et la conductivité électrique étaient en dehors des spécifications. Par expérience, la formation de cristaux lors de la détermination du point de congélation s'établit avec peu d'impureté (par exemple avec du gas-oil).
Capacité du réservoir	266 lb ou 150 litres, correspondant à un temps de vol d'environ 25 minutes.
Certificat d'immatriculation	établi par l'OFAC, le 07 avril 1997
Certificat de navigabilité	établi par l'OFAC, le 10 avril 1997, valable jusqu'à révocation.
Champ d'utilisation	VFR de jour et de nuit en exploitation non commerciale. VFR de jour en exploitation commerciale.
Examen de l'état	Effectué par l'OFAC le 13 février 2001.

1.6.1 Caractéristiques de construction et base de certification du K-1200

L'hélicoptère K-1200 a été développé comme hélicoptère de transport par la compagnie Kaman. Dans le *rotorcraft flight manual, RFM* il est indiqué: "*The K-1200 is built specifically for repetitive lifting operations. The simplified design uses traditional aircraft materials engineered for maximum load bearing strength. The single-seat configuration offers maximum pilot visibility in all directions. Controls and instruments are arranged to be compatible with vertical reference flight requirements. The pilot's seat is a high-energy absorbing unit supported by reinforced structure.*"

Le certificat de type FAR 21 et FAR 27 a été établi par la *Federal Aviation Administration* (FAA) le 30 août 1994.

1.6.2 Turbine

1.6.2.1 Description du système

L'hélicoptère K-MAX est équipé d'une turbine à deux arbres de type Honeywell T5317A-1. Le propulseur comprend une turbine à deux étages (*free power turbine N2*) et un générateur de gaz à deux étages (*gaz producer turbine N1*), qui actionnent un compresseur combiné axial et centrifuge. Un nombre de tours constant N2 est maintenu selon la puissance requise en faisant varier le nombre de tours N1.

Le pilote règle le paramètre N1 avec la poignée tournante (*twist-grip throttle*) du pas collectif qui agit, par l'intermédiaire de diverses tringles, sur l'unité de contrôle du carburant (*fuel control unit- FCU*).

Le pilote peut choisir avec la poignée tournante (*twist-grip throttle*) quatre modes: *OFF, GRD IDLE, FLT IDLE* et *FLY*.

Pour passer de la position *FLY* à la position *OFF* de la poignée tournante il faut tirer la poignée en arrière et simultanément la tourner à droite en passant par les trois autres positions.

1.6.3 Unité de couplage

1.6.3.1 Description du système

La fonction de l'unité de couplage consiste, d'une part, à transmettre le couple de la turbine au mécanisme de transmission et, d'autre part, à séparer l'entraînement du rotor avec l'unité «roue libre» de la turbine lors d'une interruption de son fonctionnement (*power off*)

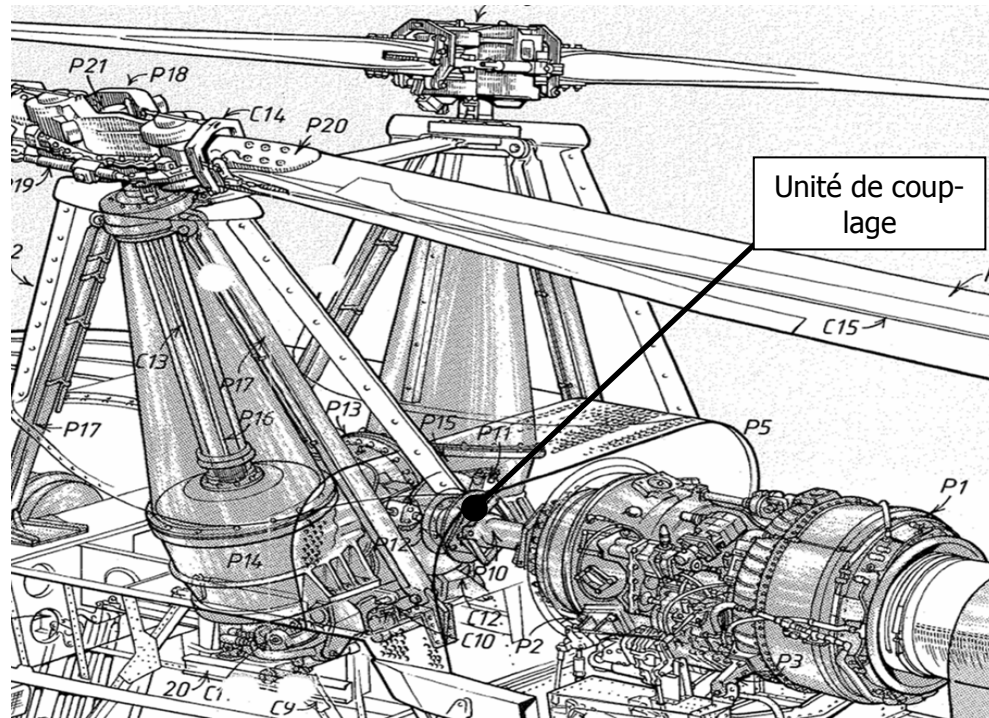


Figure 2: Présentation schématique de la turbine, de l'unité de couplage et de l'unité de transmission ainsi que des systèmes des deux rotors principaux.

Le mécanisme de couplage (*clutch assembly*) se situe entre l'arbre de transmission Kaflex (*KAFlex coupling*) et l'unité de transmission principale (*input pinion*).

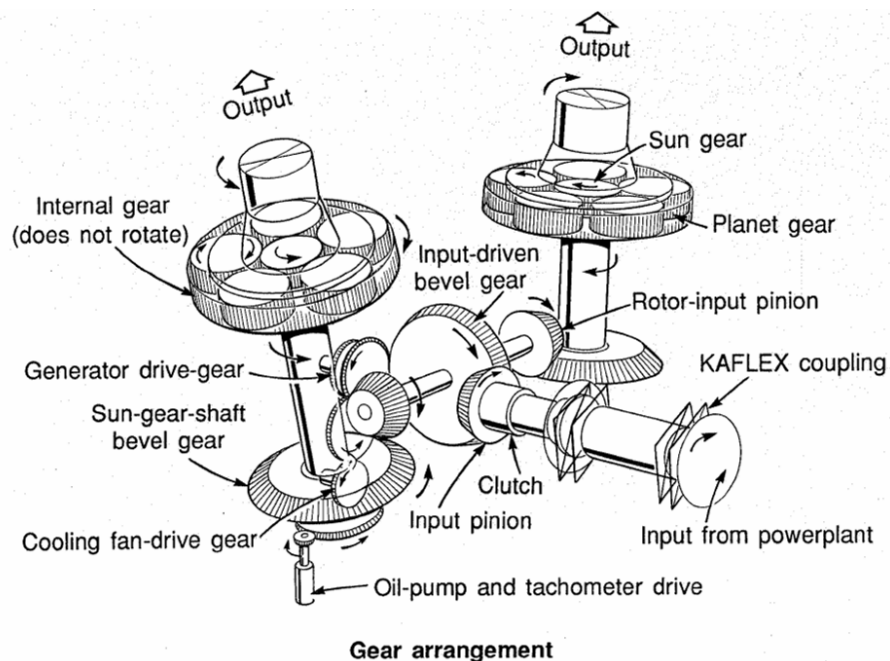


Figure 3: Présentation schématique de la disposition de l'unité de couplage et de la transmission.

Informations complémentaires:

Input from powerplant: 6637 RPM (101 % N2, 21300 power turbine rpm)

Gearbox input: Rigid driveshaft with KAflex flexible couplings at both ends

Over-running clutch: Sprag type

Rotor shaft input: Bevel cut gears with 24.3: 1 reduction ratio

Output main rotor: ca. 270 RPM

L'unité de couplage installée, conçue comme unité de couplage à dépassement, aussi connue sous «roue libre», est dotée de 33 cames (*sprags*). Ces cames transmettent par frottement le couple de rotation de l'arbre d'entraînement à l'entrée de la boîte de transmission principale et ceci dans un seul sens de rotation. Les systèmes «roue libre» sont des unités de couplage qui dépendent du sens de rotation, en d'autres termes, l'engagement et le désengagement se font automatiquement en fonction de la vitesse de rotation relative entre la partie propulsée et celle qui ne l'est pas. La bague extérieure de cette unité de couplage peut tourner librement dans une direction par rapport à la bague intérieure.

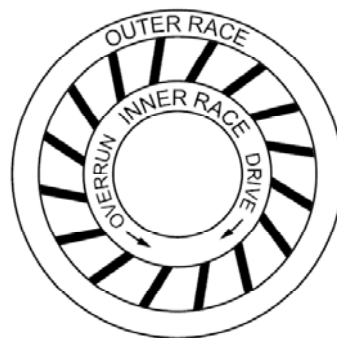


Figure 4: Représentation schématique de l'unité de couplage.

Lorsque le sens de rotation change, les cames bloquent les bagues intérieure et extérieure entre elles. Cette contraction radiale permet une transmission de force sans perte due au glissement.

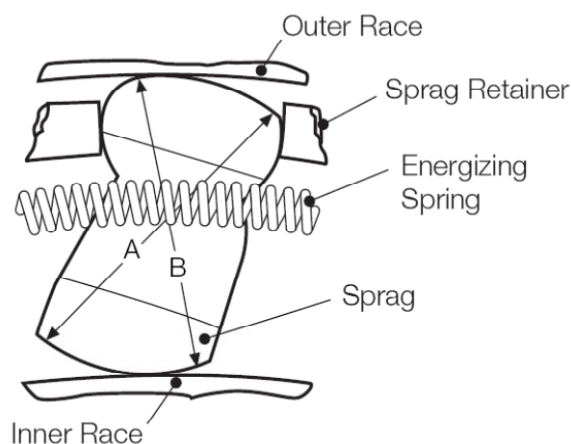


Figure 5: Représentation schématique du fonctionnement de l'unité de couplage composée des éléments principaux suivants:

<i>Outer race</i>	- Bague extérieure de roulement
<i>Inner race</i>	- Bague intérieure de roulement
<i>Sprag</i>	- Came de blocage
<i>Sprag retainer</i>	- Butée de came
<i>Energizing spring</i>	- Ressort

La distance diagonale A est plus grande que la B.

Le fabricant de l'unité de couplage décrit le fonctionnement comme suit:

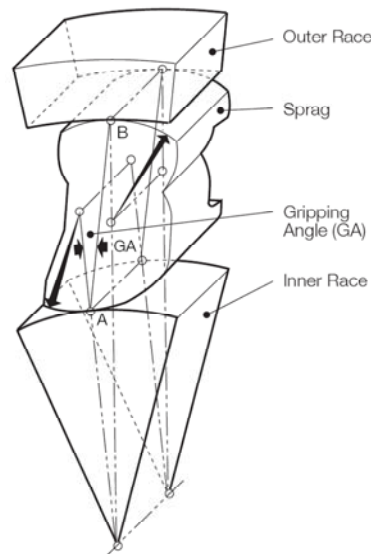


Figure 6: Géométrie des cames avec le *gripping angle* – GA

„Wedging action depends upon the wedging, or gripping angle of the sprags between the races. The fundamental concept of sprag clutches requires that the coefficient of friction of the sprag, with respect to the inner race at the instant torque is applied in the drive direction, must be greater than the tangent of the gripping angle – GA. If the condition is not satisfied, wedging will not occur.

The gripping angle is determined by the construction of figure 6, where points A and B are the points of contact of the sprag with the inner and outer race, respectively.

1.6.4 Consignes complémentaires d'entretien et d'exploitation publiées par le fabricant de l'hélicoptère

L'hélicoptère était équipé d'une unité de couplage P/N K974002-701 S/N A1023 et d'une unité couplage «roue libre» P/N K974110-003 S/N 093.

Entre les années 1998 et 2004, et en rapport avec le système de la transmission de la force-/unité de couplage, le fabricant et les autorités aéronautiques ont, entre autres, publié des informations, bulletins service et consignes de navigabilité qui sont partiellement documentés ci-dessous.

1.6.4.1 KAMAN SERVICE LETTER 98-012

Date de publication: 21 décembre 1998

"SUBJECT: K-1200 transmission clutch/free-wheel conservation

When carrying an external load and performing a rapid deceleration, or during steep descents with collective approaching full down, we recommend that you add approximately one inch of collective.....prior to the large collective input needed to stop the maneuver. This graduated procedure should significantly reduce the exposure to clutch/free-wheel damage. Experience shows that failure to make a small initial collective input will result in premature removal of the clutch and freewheeling unit....

More specifically, if there is zero load or very close to zero load on the clutch, only a few of the sprag-cams in the free-wheel may remain in functional contact. When the large collective input is applied, these few sprag-cams assume most of the load. This overload will cause some initial slippage before the rest of the sprag-cams grip the shaft. The result of the slippage is damage to the sprags and the free-wheel shaft.....

Since the clutch/free-wheel currently has a maintenance interval less than 2500 hours, it must be field replaced. This process exposes the transmission to potential internal contamination. It is desirable to eliminate the need for this field action by maintaining the clutch/free-wheel only at overhaul....."

1.6.4.2 KAMAN SERVICE BULLETING No 081 MANDATORY ACTION

Date de publication: 11 novembre 1999

"One Time Transmission Clutch Inspection"

"A: Effectivity: All K-1200 Aircraft"

B: Reason for Change: Inspect clutch assembly for integrity

C: Description of Change: This inspection involves physically rotating the clutch by hand and checking for ratcheting or roughness, and if necessary removal of the clutch assembly for a visual inspection. ..."

1.6.4.3 OFAC LTA HB 99-643, FAA AD 99-26-04

Entrée en vigueur: 21 décembre 1999 consigne de navigabilité LTA: URGENT

"Origin FAA AD 99-26-04 EMERGENCY PRIORITY LETTER"

„Model K-1200 with clutch assembly P/N K974002-701 installed ..."

Anlass/Massnahmen: Clutch assembly: Inspection for Integrity Replacement, if necessary

Compliance: Required before the first flight of each day

To prevent failure of the engine adapter flange, loss of power to the main rotors, and a subsequent forced landing, accomplish the following:

Inspect the integrity of the clutch assembly, in a location where background noise would not hinder evaluation, by firmly and uniformly rotating the KAflex shaft in the anti-rotating direction (...) while maintaining hand contact. The anti-rotation speed should be approximately one-fourth to one-half revolution per second. An unairworthy clutch will feel rough with a continuous dry "raspy" feel and sound, or it may feel as though the clutch has heavy detents or "catches" on the interior surface that impede the free rotary motion. ..."

1.6.4.4 KAMAN SERVICE LETTER 00-001

Date de publication: 15 mars 2000

"SUBJECT: K-MAX External Load Operations"

"While operating the K-MAX with an external load, avoid flight regimes that allow the engine torque to drop below 5 psi. Maintaining engine torque pressure above this value will minimize the possibility of disengagement and associated re-engagement of the clutch, which can cause accelerated wear of the clutch assembly. Flight regimes with torque pressure below this value may cause clutch disengagements. Re-engagements loads can be large enough to degrade the working surfaces of the clutch assembly, and repeated cycles of disengagement/re-engagement can produce an unreliable friction surface characterized by slippage, grabbing, and possible loss of drive. ..."

1.6.4.5 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 089, MANDATORY RECURRING ACTION

Date de publication: 21 juin 2000

"50 Hour Inspection of Transmission Clutch Assembly"

"A. Effectivity: All K-1200 aircraft with K974110-003 and K974110-005 clutch assemblies.

B. Reason for Change: Ensure integrity of clutch assembly."

1.6.4.6 KAMAN SERVICE LETTER 00-002

Date de publication: 21 juin 2000

"SUBJECT: K-MAX External Load Operations-Revised"

"Based on flight testing and additional field experience, it has been determined that while operating the K-MAX with an external load, avoid flight regimes that allow the engine torque pressure to drop below 10 psi. ..."

1.6.4.7 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS

Date de publication: 29 juin 2000

"As we advised you by Notice to Operators dated June 15, 2000 Rotex AG of Liechtenstein experienced a forced landing on June 13, 2000. Initial inspection indicated that there was clutch damage.

Since June 13, we have issued Notices to Operators dated June 20, 2000, June 21, 2000, and June 22, 2000 as well as Service Letter No. 00-002 dated June 20, 2000 and Service Bulletins No. 088 dated June 21, 2000 and Service Bulletin No. 089 dated June 21, 2000 addressing more sensitive inspections of the clutch and operating procedures when carrying an external load. In addition to these actions, we have agreed to provide the European operators with the K974110-003 clutch as an alternative to the K974110-005 clutch. The operation and inspection requirements listed above will apply to both versions of the clutch assembly and both can be operated safely with adherence to such requirements.

Kaman is working on a modified clutch assembly (K974111-001) that is currently being tested here in Bloomfield. Our goal is to have this modified clutch available for a Field Service Experience (FSE) program in the September 2000 time frame with availability for all operators to follow in the first quarter of 2001. ..."

1.6.4.8 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS

Date de publication: 30 juin 2000

"The purpose of this notice is to distribute the attached K-MAX Operator Clutch Inspection Summary Form and request that operators provide Kaman with daily and 50-hour clutch inspection data. This information is necessary to evaluate the clutch inspections and help determine future inspection intervals.

It is imperative that each operator completes this form after each inspection and fax it ..."

1.6.4.9 KAMAN SERVICE LETTER 00-003

Date de publication: 7 juillet 2000

"SUBJECT: Service Bulletin No. 089-50 Hour Clutch Inspection"

"In accordance with K-1200 Inspection guidelines contained in the K-MAX Maintenance Manual, the requirements of Service Bulletin Number 089 – Mandatory Recurring Action 50 hour inspection of Transmission Clutch Assembly, must be completed and signed off within 5 hours of its designated interval.

This information will be incorporated into a future revision to the K-1200 Maintenance Manual."

1.6.4.10 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS

Date de publication: 12 juillet 2000

"This is to let you know that a mishap occurred in Idaho on July 11, 2000 involving a K-MAX helicopter owned by Superior Helicopter, LLC, N311KA (A94-0017). The aircraft was conducting a logging operation when according to witnesses; it

suffered a loss of power. The pilot sustained injuries and has been hospitalized in Spokane, Washington for treatment.

The cause of the accident is under investigation."

1.6.4.11 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 090 MANDATORY ACTION

Date de publication: 13 juillet 2000

"One Time Transmission Clutch Conversion"

"A. Effectivity: All K-1200 Aircraft B. Reason for Change: Precautionary measure.

C. Description of Change: Removal of Sprag clutch P/N K974110-005 and installation of Sprag clutch K974110-003 on the K974002-701 clutch assembly.

D. Compliance: Mandatory: A one-time clutch conversion is to be completed within 10 hours after receipt of this service bulletin. Clutch assembly K974002-701 with Sprag clutch P/N K974110-005 will have to be removed and returned to Kaman Aerospace. The conversion will be accomplished at Kaman's Bloomfield, ...

E. Approval: The FAA has approved the technical aspects of this bulletin. ..."

1.6.4.12 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS

Date de publication: 14 juillet 2000

"As reported yesterday, Superior Helicopters LLC, aircraft N311KA, had an accident in which there was a reported loss of power. The accident investigation has begun however due to the condition of the aircraft and the investigative processes involved, the definitive cause may take some time to determine.

This aircraft was operated with a K974110-005 clutch installed. Kaman continues to believe that operation of this clutch is safe utilizing the operating procedures and inspections recommended by Kaman as the manufacturer. However, as a precautionary measure until a definitive cause of this accident is determined, helicopter operations with the K974110-005 must be suspended.

Flight operations with the K974110-001 and K974110-003 clutches continue to be authorized and Kaman is working diligently to provide the -003 clutch to all operators as soon as practicable. We will be in contact with you shortly regarding plans for installation of your -003 clutch."

1.6.4.13 KAMAN SERVICE LETTER 00-003

Date de publication: 14 juillet 2000

"SUBJECT: K-MAX External Load Operations-Revised"

"Discussions with K-MAX operators following the issuance of Service Letter 00-002 indicate that there is some confusion regarding the parameters associated with the limitations outlined in that Service Letter, which was issued on June 20, 2000. After further considerations, we are issuing this Service Letter 00-003 which supersedes Service Letter 00-002.

Under this Service Letter, operators have the option of conducting flight operations under either of the two following procedures:

OPTION 1

K-MAX flight operations with an external load may be continued by avoiding flight regimes that allow the engine torque pressure to drop below 5 psi, provided that both of the following two procedures listed below in this section (OPTION 1) are followed:

1. Adjust and set rotor autorotational RPM to the lower end of the Autorotational Chart, ...
2. Adjust collective compensation setting so that in-flight engine N2 RPM does not droop below 104% at low collective settings.

Or

OPTION 2

K-MAX flight operations with an external load may be continued by avoiding flight regimes that allow the engine torque pressure to drop below 10 psi.

General Requirements

For ALL flight operations (Whether under OPTION 1 or OPTION 2) the following procedures must be used as outlined in the K-1200 Rotorcraft Flight Manual, the K-MAX Maintenance Manual and K-1200 posted placards:

1. Verify engine beep range rigging in accordance with ...
2. Verify collective compensation in accordance with ...
3. For all external load operations at gross weights greater than 6500 pounds, set and maintain N2 engine speed at 104% in accordance with the cockpit limitations placard, not to exceed 105% N2.
4. N2 operations are permitted up to 105% N2.
5. Adjust collective compensation setting if engine N2 RPM exceeds 105% at high collective settings.
6. Do not adjust N2/Nr below 104% during descents.
7. In accordance with Section 3 of the K-1200 Rotorcraft Flight Manual, anticipate possible rotor RPM increases and maintain rotor RPM (Nr) at 104%, not to exceed 105%, through the use of increased collective as necessary during all flight operations.

NOTE: The information provided in this letter is not to be considered as contrary to, nor does it replace the need to follow all aspects of the K-1200 Rotorcraft Flight Manual

BACKGROUND

Recent incidents of damage to clutches, input shafts, and output shafts have been attributed to repeated clutch disengagements and re-engagements. During normal helicopter operations, the clutch will remain positively engaged so long as the rotor RPM (Nr) is not permitted to exceed engine (N2) speed. At the point of clutch disengagement, there is near zero torque on the drive train. Each time the clutch is disengaged, wear and the potential for damage during reengagement exists. Repeated disengagement/reengagement of the clutch will cause an increase in wear to the components and may result in an in-flight slippage of the clutch and premature component removal.

Therefore, while maneuvering with an external load (turns, banks, descents, flairs, quick stops or aircraft pitch attitude increases), it may be necessary to significantly increase collective position to obtain a torque value required to maintain proper rotor RPM. This collective position may produce a torque value as high as 10 psi or even greater and should be inputted PRIOR TO initiating any flight maneuver that could cause an increase in rotor RPM (noted above). The

amount of collective required to maintain N2/Nr RPM at 104%, up to 105% will vary according to ambient conditions, the weight of the external load, aircraft operating condition (rotor rigging, collective compensation, density altitude, and other factors noted above), and pilot experience.

NOTE – Section 2 of the K-1200 Rotorcraft Flight Manual states that the N2 RPM limitation is 105% N2. However, AlliedSignal Maintenance Manual T5317 Series, 7100-00 provides for transient time limits and torque limits for transient operations. Under the table in paragraph ..., transient N2 speeds of up to 106%(K-1200 N2) are permitted at 58 psi torque for a transient time limit of up to 10 seconds. If limits are exceeded, an overspeed inspection must be performed."

1.6.4.14 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS

Date de publication: 22 août 2000

"Several operators have asked for information relative to the -003 and -005 K-MAX clutch configurations and Kaman Aerospace Corporations response to recent K-MAX incidents that have in some manner involved clutch damage. ...

1. In 1996 the K974110-003 clutch was the first clutch put into widespread service with the K-MAX. Prior to that the ...-001 clutch was in limited fleet use. Routine inspection of the ...-003 clutch and associated components substantiated the use of this clutch with a 1200 hour overhaul interval but it also revealed two types of accelerated wear.

2. The first was an uncharacteristic amount of sprag cam surface wear indicative of both excessive overrunning and multiple reengagement of the clutch under load. Typically for normal operation there would be very little to no sprag cam surface wear expected.

3. The second type was excessive amounts of typical surface rubbing wear on the clutch retainer cross bars, again indicative of repeated overrun and reengagement events. The clutch retainer cross bars serve to keep each of the sprags operating in synchronization.

4. As a result of it's observation, Kaman undertook actions to protect the K-MAX fleet against this accelerated clutch wear via a series of Service Bulletins and field inspections meant to detect accelerated clutch wear. Refer to Service Bulletins 088 and 089.

5. Further, in order to avoid operations of the K-MAX wherein repeated reengagement of the clutch are utilized, K-MAX operator pilot briefings and additional Manual revisions and warnings were published. These actions were taken in order to eliminate operations of the K-MAX with an external load where the main rotor RPM exceeds the turbine RPM. If this happens the clutch must overrun. After overrunning, when the K-MAX main rotor again requires power, the clutch must reengage under load. No helicopter drive train clutch is designed for repeated reengagement under load.

6. Kaman's activities were driven by safety considerations to detect accelerated clutch wear and to attempt to eliminate the repeated clutch reengagement modes of K-MAX operation.

7. Additionally, in an effort to reduce the noted retainer cross bar wear, Kaman modified the -003 clutch retainer configuration. The modification to the retainer was a material nitriding process which provides a hardened wear surface on the retainer. The clutch using the nitrided retainer is the ...-005 clutch assembly. The clutch was put into service in 1998 and replaced the -003 clutches in customer aircraft at opportune subsequent overhauls in order to minimize cross bar wear

during clutch overrunning and reengagement. At the time of its replacement by the -005 clutch, the -003 clutch had no occurrences where power could not be transmitted to the rotor and continue to overrun during autorotation events. K-MAX configured with -005 clutches were involved in the recent loss of power occurrences.

8. The investigations are not yet complete on the recent incidents and final reports have not been issued. Since it will take some time before definitive causes can be determined, if at all, Kaman has taken the precautionary measure of returning the -003 clutch. The -003, in over 30000 flight hours has had no occurrences where the clutch would not transmit power to the main rotor and continue to overrun during autorotation events.

9. Beyond the return of the -003 clutch to service, Kaman continues to aggressively pursue the development of a modified clutch. This clutch is expected to enter into fleet wide K-MAX service during the first quarter of 2001 after a Field Service Experience (FSE) program and FAA approval.

10. It must be restressed that the accelerated clutch wear potential subsequent clutch malfunction is caused by operation of the K-MAX outside of the FAA approved K-1200 Flight Manual operational envelope. Operation of the K-MAX within prescribed flight limits does not involve the repeated reengagement of the clutch that causes accelerated wear.

11. To ensure that the clutch is not subjected to continued reengagement, external load operations must not be performed where the main rotor RPM exceeding the Engine RPM (needle splits). Refer to Service Letters ...”

1.6.4.15 KAMAN AIRWORTHINESS DIRECTIVE AD 2000-18-10 Amendment 39-11895

"DATES: Effective September 26, 2000

...SUPPLEMENTAL INFORMATION:

This amendment adopts a new AD for Kaman Model K-1200 helicopters. This action requires replacing any sprag clutch, part number (P/N) K974110-005, with P/N K...-003. This amendment is prompted by two incidents of sprag clutch, ...-005, failure during external load operations. The actions specified in this AD are intended to prevent a malfunctioning transmission clutch. This condition, if not corrected, could result in loss of drive to the main rotor system, and subsequent loss of control of the helicopter.

The FAA has reviewed Kaman ... Service Bulletin No 90, dated July 13, 2000, which describes procedures for removing the sprag clutch, ...-005.

We have identified an unsafe condition that is likely to exist or develop on other Kaman Model K-1200 helicopters of the same type design. This AD is being issued to prevent a malfunctioning transmission clutch, loss of drive to the main rotor system, and subsequent loss of control...

The short compliance time involved is required because the previously described critical unsafe condition can adversely affect the delivery of power to the main rotor system of the helicopter. Therefore, replacing any sprag clutch ...-005 with ...-003 is required within 10 hours time-in-service, and this AD must be issued immediately. ...”

1.6.4.16 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 088R1, MANDATORY RECURRING ACTION

Date de publication: 1er novembre 2001 et 23 juillet 2002

"Daily Inspection of Transmission Clutch Assembly”

"A. Effectivity: All K-1200 aircraft with K974110-003 clutch assemblies.

B. Reason for Change: Ensure integrity of clutch assembly.

C. Description of Change: This inspection involves removing the KAflex drive shaft assembly and inspecting the clutch assembly. ...

D. Compliance: **Mandatory for aircraft performing External Load Operations:** prior to next flight after receipt of this Service Bulletin. To be performed by Factory Trained Personnel with K-1200 Advanced Clutch Maintenance Training only. ..."

1.6.4.17 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 089R1, MANDATORY RECURRING ACTION

Date de publication: 23 juillet 2002

"110 Hour Inspection of Transmission Clutch Assembly"

"A. Effectivity: All K-1200 aircraft with K974002-701 clutch assemblies.

B. Reason for Change: Ensure integrity of clutch assembly. This revision to the bulletin extends the inspection interval from 50 hours to 110 hours. ..."

1.6.4.18 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 103, MANDATORY ACTION

Date de publication: 23 juillet 2002

"One Time 600-hour Replacement of the Sprag Assembly"

"A. Effectivity: All K-1200 aircraft

B. Reason for Change: Precautionary measure."

1.6.5 Système d'alarme acoustique

Suite à différents incidents impliquant l'unité de couplage « roue libre » de cet hélicoptère, le fabricant a décidé d'améliorer le système d'alarme existant (*caution advisory system*) par l'installation d'un *aural warning system* – AWS émettant des signaux d'avertissement acoustiques. Les consignes des Bulletins Service SB 094R1 et SB 102 ont été appliquées en mai 2003 sur l'hélicoptère HB-XQA par les techniciens du fabricant.

Le but principal du système AWS était d'annoncer par une alarme acoustique les différences de tours entre la turbine et l'unité de couplage principal et de les enregistrer électroniquement.

Ce système générait les alarmes suivantes:

1. *Fire, Fire, Fire*

2. *Torque high*

3. *Torque low*

4. *Clutch overrun* (nombre de tours du mécanisme de transmission supérieur à celui de la turbine)

5. *Slipping clutch* (nombre de tours de la turbine supérieur à celui du mécanisme de transmission)

6. *High Rotor RPM* 7. *Low Rotor RPM*

Malgré différents essais de réglage de l'alarme « 3. *Torque low* » et la mise à disposition par le fabricant d'un appareil de remplacement ainsi que du contrôle du câblage de l'hélicoptère, le fonctionnement de l'AWS en opération n'était pas satisfaisant:

- Les alarmes *torque low* se déclenchaient déjà entre 14 et 16 psi de couple, alors que le réglage manuel pouvait se faire au maximum jusqu'à 10 psi.

Ces alarmes déconcertaient les pilotes, surtout lors des communications avec l'équipe au sol durant le travail de débardage.

- L'actionnement du bouton-poussoir de compensation (*Trim*) sur le manche de pas général (*cyclic stick*) déclenchait de fausses alarmes telles que *torque high*.
- L'actionnement du bouton-poussoir, sur le manche de pas général (*collective*), pour imprimer le poids soulevé par l'hélicoptère déclenchait des comptages intempestifs (*slippages*).
- Sur le conseil du fabricant, un essai combiné avec le système d'alarme d'origine a été effectué. Dans ce cas, l'alarme *low RPM* n'a pas fonctionné. Le nombre de tours prévu différait entre la lampe d'alarme rouge et l'alarme acoustique dans le casque du pilote.

C'est pourquoi le système AWS a été réinstallé pour qu'au moins les lampes d'alarmes fonctionnent normalement. Les avertissements sonores intempestifs du système AWS ont été supprimés en désactivant les coupe-circuits.

D'après l'exploitant du HB-XQA, un autre exploitant d'un K-MAX avait réinstallé le système d'origine suite à des problèmes identiques.

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Généralités

Les informations contenues dans les chapitres 1.7.2 et 1.7.3 ont été fournies par MétéoSuisse. (Traduction par la rédaction)

1.7.2 Situation météorologique générale

Le temps en Suisse est influencé par une basse pression située sur la Bretagne. Un faible vent du sud-ouest souffle en altitude et une faible bise dans les couches basses, laquelle maintient l'humidité au niveau du sol.

1.7.3 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident

Les indications suivantes concernant les conditions météorologiques locales au moment de l'accident sont basées sur une interpolation spatiale et temporelle des observations faites par plusieurs stations météorologiques. Ces interpolations ont été effectuées par MétéoSuisse.

<i>Météo/nuages</i>	<i>1/8 à 2500 ft AMSL, 4-6/8 à 5000 ft AMSL, au-delà AC et CI</i>
<i>Visibilité</i>	<i>Environ 5 km</i>
<i>Vent</i>	<i>Nord-nord-est de 4 à 6 noeuds, pointes à 10 noeuds; à 5000 ft AMSL sud-ouest de 8 à 10 noeuds (au-dessus de l'inversion)</i>
<i>Température / point de rosée</i>	<i>07 °C / 06 °C</i>
<i>Isotherme 0°C</i>	<i>8500 ft AMSL</i>
<i>Pression atmosphérique</i>	<i>QNH LSGG 1015 hPa QNH LSZB 1015 hPa QNH LSZH 1017 hPa</i>
<i>Dangers</i>	<i>Visibilité partiellement réduite par des résidus de stratus bas.</i>

1.7.4 Informations astronomiques

Position du soleil Azimut: 241° Élévation: 16°
Conditions d'éclairage Jour

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Jusqu'au moment de l'accident, les communications entre le pilote et l'équipe au sol se sont déroulées d'une manière correcte et sans difficultés.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était équipé ni d'un enregistreur de paramètres de vol, ni d'un enregistreur de conversations de cockpit (*cockpit voice recorder*). Ceux-ci n'étaient pas prescrits.

1.11.1 Dépouillement des informations du système de pesée

Le système de pesée a enregistré depuis le décollage à 16 h 06 min, 23 rotations avec un temps de vol moyen de 1 minute 59 et un poids moyen de 2133 kg. La dernière charge pesait 2390 kg, enregistrée à 16 h 51 min, la dernière rotation (*turn time*) était de 2 minutes 15.

Cargo hook indicator: pas de *ball flag* visible.

C30 onboard indicator: Les données n'indiquaient aucun dépassement du poids maximal.

1.11.2 Dépouillement des informations de l'indicateur du couple de rotation

P/N H1943-1 S/N 120 GS

Exceedance Flag: Black (normal), Bit Check: pass

Highest Torque sustained for more than 1 second: 58.1 psi

Transmission damage fraction: 0.000

Ball Flag Code: 0

Set Warning light level 58.5 psi

1.11.3 Dépouillement des informations de l'indicateur NG

P/N 1901 S/N 104 E

Exceedance Flag: Black (normal), Bit Check: pass

Peak Engine Speed (NG): 100,3

Ball Flag Code: 0

1.11.4 Dépouillement des informations de l'indicateur EGT

P/N H 1900 K-22W S/N 783 D

Exceedance Flag: Black (normal)

Peak EGT: 574 °C Peak NG Engine Speed: 100.3 % RPM

Ball Flag Code: 0

1.12 Renseignements sur l'épave, l'impact et le lieu de l'accident

1.12.1 Renseignements sur le lieu de l'accident

Lieu de l'accident	„Petit Truyo“, commune de Grandvillard/FR
Coordonnées suisses	573 580/152 780
Latitude	N 46° 31' 32.9"
Longitude	E 007° 05' 39.5"
Altitude	1040 m/M 3412 ft AMSL
Coordonnées coupe de bois	573 600 / 152 800
Coordonnées avitaillement	574 100 / 152 650
Carte topographique de la Suisse	Feuille no. 1245, appellation Château-d'Oex, échelle 1:25 000

1.12.2 Renseignements sur l'impact

Après avoir touché deux arbres, l'hélicoptère a percuté le sol de la forêt dans une attitude de piqué et une inclinaison sur la droite. Le choc a été amorti par le contact des pales tournantes du rotor principal et de la cellule avec les arbres (Figure 1).

1.12.3 Renseignements sur l'épave

Les éléments importants dans le déroulement l'accident sont les suivants:

Crochet porte-charge de l'hélicoptère (*belly hook*): après l'accident il n'a pas été trouvé des résidus de bois ou de terre sur le crochet de charge. Le crochet n'a pu être ouvert qu'en déployant de gros efforts. La boucle de la sangle en nylon (Type 3 t) était recouverte d'une gaine de protection en textile qui était écorchée et portait des traces de frottement (voir photos L et M de l'annexe). La fixation de la butée (*bumper*) du crochet porte-charge était endommagée, le crochet n'a pu être ouvert qu'avec difficulté (voir annexes L et M).

L'endroit du coupe-circuit (*circuit breaker* – CB) pour l'ouverture électrique du *belly hook* était entouré d'un cercle rouge. Il n'a pas pu être déterminé si le CB, qui a été cisailé lors de l'accident, était tiré ou poussé avant l'accident.

Système avertisseur d'incendie: la *fire loop* n'était pas endommagée. Il n'y avait aucune trace d'incendie et le système d'alarme était en état de fonctionner.

Réservoir de carburant: le réservoir était intact. La valve *fuel supply valve* ainsi que la valve *drain breakaway valve* étaient en état de fonctionnement.

Système de carburant: l'interrupteur principal (*fuel/oil master switch*) était en position déclenchée, le robinet principal (*fuel valve*) ouvert et le coupe-circuit (*fuel pump master circuit breaker*) déclenché.

Indicateur de quantité de carburant: la quantité restante établie était d'environ 150 litres. Les indicateurs de pression et de quantité étaient sur la position 0.

Filtre à carburant et conduites: aucun dommage n'a été constaté. Toutes les conduites rigides et flexibles étaient intactes, le filtre à carburant était humide et aucun encrassement n'a été constaté.

Conduite principale de carburant de l'unité de contrôle du carburant (*fuel control unit* – FCU): il a été établi qu'il y avait du kérosène dans la conduite et dans la FCU.

Hydraulique: Le *collective limiter accumulator* était intact. Plusieurs conduites étaient déformées, aucune perte d'huile n'a été constatée.

Système d'alarme acoustique (*aural warning system* – AWS): celui-ci était installé sur la paroi arrière du poste de pilotage et était désactivé.

Console d'instruments supplémentaires (*external instrument panel*): celle-ci était installée sur le côté droit afin de pouvoir piloter avec des références verticales (*bubble vertical reference*) avec les instruments suivants: NG nombre de tours du générateur à gaz, *master caution light*, *fire light*, couple TQ, poids de la charge, *signal conditioner*. La console était légèrement endommagée.

Train d'atterrissage: la roue de proue était fortement endommagée alors que le train principal ne l'était que légèrement.

Cellule: le cockpit était rompu derrière le siège du pilote. La poutre de queue (*tail boom section*) et l'empennage vertical (*vertical fin*) étaient pliés. La structure médiane n'était que peu endommagée. Le support avant droit de la transmission était arraché. La turbine et le boîtier de transmission étaient encore fixés à la cellule.

Système de rotor: aucun indice indiquant une défaillance ou un défaut antérieur à l'accident de la commande n'a été trouvé.

Commande de vol: aucune anomalie antérieure à l'accident n'a été constatée. Diverses tringles de commande ont été rompues lors de la déformation du cockpit.

Indicateur du nombre de tours du rotor: bloqué à 8%.

Boîte de transmission: la soupape principale du circuit hydraulique était ouverte (*oil system: transmission oil cut off valve in open position*). Diverses conduites fixes étaient tordues, toutes les conduites flexibles étaient intactes. Il n'y avait pas de limaille sur les capteurs magnétiques de l'axe de transmission du rotor et du réservoir d'huile de la boîte de transmission. Le réservoir d'huile était plein et sans anomalie. Quelques limailles ont été trouvées dans le filtre à huile. Les injecteurs d'huile (*oil-jet*) destinés à la lubrification de l'unité de couplage étaient en état de fonctionnement.

La pompe à huile et le *regulator manifold* étaient intacts, le radiateur d'huile et le ventilateur (*blower*) ont été endommagés lors de l'impact.

Des cristaux ont été constatés aux bouches d'aération de la boîte de transmission. L'huile avait une forte odeur de brûlé.

Arbre de transmission Kaflex (*driveshaft*): la connexion entre la boîte de transmission et la turbine était intacte. Constatation faite suite au démontage du Kaflex: l'adaptateur turbine (*engine power output adapter*) était cassé au point de la plus faible section.

Couplage (*clutch*): en tournant le Kaflex un fort bruit métallique était audible. Lors du démontage, de l'huile brûlée a été constatée à l'intérieur de l'unité de couplage. De la limaille était visible à l'intérieur de l'engrenage. La surface de roulement de la bague extérieure de l'unité de couplage présentait une forte usure et des empreintes de cames (*sprags*); toute l'unité de couplage était fortement endommagée.

La surface des cames était striée et la coloration altérée par la chaleur.

En séparant l'unité de couplage de l'arbre de transmission, des dégâts à la surface de ce dernier ont pu être constatés et on a trouvé de la limaille.

Turbine: aucune défektivité externe n'a été constatée. Le compresseur ainsi que la turbine tournaient librement. Les ouvertures de la turbine ne présentaient aucun dommage. La connexion entre la turbine et le *Kaflex* était rompue au point de la plus faible section. Il n'y avait aucune trace externe et aucun indice de perte d'huile ou de carburant (*oil or fuel leak*).

Séparateur de particules (*particle separator*): aucun dommage n'a été constaté. L'interrupteur du séparateur de particules était déclenché.

Contrôles de la turbine: la poignée tournante sur la commande du pas collectif (*collective*) était dans une position intermédiaire.

Le *collective fuel control switch* était en position normale.

Le *N2 RPM actuator* était sorti au maximum.

Les tiges de commande N1 et N2 étaient montées correctement. Elles étaient cependant déformées suite au dommage du cockpit derrière le siège du pilote. Le réglage N1 (*rigging*) était à environ 50 % de la *fuel control* position.

Instruments: NG, EGT, *torque indicator*, voir 1.11.

Huile de la turbine: le réservoir d'huile et la conduite le reliant à la turbine étaient intacts. Le circuit d'huile n'a pas été rompu et l'huile de la turbine ne présentait aucune anomalie.

Capteurs magnétiques: sur les capteurs magnétiques du réservoir d'huile il n'y avait pas de limaille.

1.12.3.1 Examen de la turbine

Les points de montage et d'ancrage de la turbine ne présentaient aucune fissure ou déformation. Le *pop out* du filtre à huile était en position normale (*no filter clogging*). Les conduites d'huile et de carburant ainsi que les connecteurs électriques ne présentaient aucune anomalie.

De petites particules de bois brûlé ont été trouvées à l'intérieur de la chambre de combustion.

Aucune anomalie n'a été constatée lors de l'examen visuel de la partie chaude – *hot section* – (chambre de combustion, étage turbine et aubes directrices). Lors du contrôle au boroscope, aucun dégât n'a été constaté.

Après le démontage de l'axe de transmission (*powershaft*), la turbine à gaz ainsi que la *N2 power turbine* tournaient librement et ne présentaient aucun dégât.

1.12.3.2 Examen du crochet de charge

Sur le crochet de charge (*belly cargo hook*) et sur l'amortisseur de butée il n'y avait pas de résidus de bois ou de terre et le crochet n'était pas déformé mécaniquement.

Vu la difficulté rencontrée pour ouvrir le crochet de charge et les dommages visibles sur l'amortisseur de butée en matière plastique le crochet de charge a été examiné de plus près. Pour ouvrir le crochet il fallait vaincre une résistance assez élevée. Lors du démontage des plaques latérales il a été constaté que l'amortisseur de butée jaune était coincé entre les deux plaques latérales du *belly cargo hook* par une cheville en acier recourbée. L'effet de la cheville recourbée était le même que celui d'un crochet élastique. Après que l'amortisseur de butée ait été poussé vers l'intérieur la cheville agissait comme un blocage qui empê-

chait le mouvement de retour de l'amortisseur de butée dans sa position initiale. Au vu des traces d'abrasion et des déformations de l'amortisseur de butée jaune (photos N,O,Q) il apparaît que la déformation de la cheville en acier n'a pas été provoquée lors de l'accident. Cette déformation n'a de même pas pu être provoquée par le crochet de charge. Le contact du crochet de charge avec l'amortisseur de butée provoquait un frottement supplémentaire, ce qui explique la résistance à l'ouverture.

Les traces de frottement clairement visibles, comme une surface polie lustrée, sur le crochet de charge démontrent que le contact avec l'amortisseur de butée était répétitif (photo N).

La construction prévoit un contact du crochet de charge ouvert en butée avec une surface parallèle. L'ouverture du crochet de charge ne doit pas être entravée (photo P).

Dans le cadre de l'enquête le crochet de charge a été monté sans amortisseur de butée et l'ouverture fonctionnait normalement.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Le pilote a subi de graves blessures aux jambes.

Aucun élément n'indique qu'il ait été affecté dans son état de santé pendant le vol de l'accident.

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1 Généralités

La structure résistante du cockpit faite en matériau léger ainsi que la qualité du siège du pilote avec son système de ceintures de sécurité ont permis au pilote de survivre à l'accident. Suite à l'impact en piqué, la cellule a été déformée à l'avant, ce qui a causé les graves blessures aux jambes du pilote.

1.15.2 Siège, système de ceintures et casque du pilote

Le siège du pilote testé à de grandes accélérations (15 g en transversal, 26 g en vertical et 3,2 g en latéral) et le système de ceinture à cinq points ont résisté au fort impact.

Le casque a protégé le pilote de blessures à la tête.

1.15.3 Sauvetage

Le pilote a été secouru par les collaborateurs de l'entreprise de transports aériens. Basé sur l'avis qu'il n'était pas grièvement blessé, une ambulance a été appelée via le n° de téléphone 144. L'équipage de l'ambulance a dû se rendre à pied à l'endroit de l'accident situé en terrain difficile.

À 17 h 15 min, l'entreprise de transports aériens a annoncé l'accident à la REGA et a communiqué en même temps que le pilote avait été secouru et était en route en direction de l'hôpital.

A 18 h 00 min, le policier arrivé sur place a exigé l'intervention d'un hélicoptère de sauvetage. Venant de la base de Lausanne, celui-ci est arrivé à l'endroit de l'accident à 18 h 24 min et a effectué un treuillage. Le blessé a ensuite été transféré à l'hôpital universitaire de Lausanne, où l'atterrissage de l'hélicoptère de sauvetage a eu lieu à 19 h 13 min.

Suite à l'erreur d'interprétation de la situation immédiatement après l'accident ainsi que de la fausse information concernant le sauvetage du blessé, l'action entière a duré 2 heures 21 minutes.

Si après l'accident, l'hélicoptère avait été immédiatement alerté, le blessé aurait pu être pris en charge rapidement et aurait pu être transféré à l'hôpital à peu près une heure plus tôt.

1.15.4 Balise de détresse

L'hélicoptère était équipé d'une balise de détresse ECB-302, laquelle a fonctionné et a été désactivée par les assistants de vol après l'accident.

1.16 Essais et recherches

Les pièces endommagées et le lubrifiant de l'ensemble du système de transmission ont été examinés.

De plus, des pièces neuves ainsi que celles prévues à des fins de révision destinées au même hélicoptère ont été examinées à titre de comparaison.

1.16.1 Examen de l'adaptateur de la turbine

Les composants de l'adaptateur K974182-011 SN/ 0042C et la vis correspondante ont été examinés. La qualité et le traitement des matériaux des deux pièces ont été déterminés. Les surfaces de rupture des deux pièces ont été examinées par procédés micro-fractographiques. Le résultat indique que les ruptures ont été provoquées par un choc. La surface de rupture de la vis est un exemple type d'une rupture en torsion.

La structure, la composition et la dureté des matériaux, ainsi que toutes les dimensions de l'adaptateur correspondent aux spécifications. La composition des matériaux et l'état de la vis correspondent aux valeurs consignées.

1.16.2 Examens et évaluation des composants de l'unité «roue libre»

Les pièces endommagées de l'unité de couplage „roue libre” ont été mesurées et analysées sur le plan métallurgique et micro-fractographique. A titre de comparaison des pièces neuves identiques à des pièces usagées prévues pour être révisées ont été incluses dans l'examen. La sollicitation à la résistance de l'unité « roue libre » et de ses composants a également été calculée.

Les indications et considérations suivantes se basent en premier lieu sur le système des cames (*sprag assembly*) et de ses composants.

1.16.2.1 Conformité de fabrication

Selon Kaman le fabricant des cames de blocage a refusé de mettre les dessins de fabrication détaillés avec les tolérances de fabrication à disposition pour des raisons de secrets de fabrication. Ainsi la conformité des cames de blocage par rapport aux dessins de fabrication n'a pas pu être établie. Le reste des pièces analysées correspondait aux tolérances des dimensions et à la qualité des surfaces spécifiées dans les documents de fabrication du constructeur. Les données de fabrication ont également été respectées.

1.16.2.2 Conformité des matériaux

Toutes les pièces analysées répondaient aux exigences spécifiées de qualité des matériaux. Ceci vaut aussi pour la dureté des matériaux. Lors de l'examen des cames de blocage, il a été constaté que les surfaces sollicitées par la pression de Hertz'sche présentaient une fine couche de carbure de chrome (Annexe H et I). Cette fine couche de carbure n'est indiquée nulle part dans les spécifications. Par

contre, dans les publications relatives à la fabrication des cames publiées par les fabricants de cames, il est mentionné que celles-ci sont recouvertes de telles substances résistantes.

1.16.2.3 Nature des dégâts

Bande de roulement de l'axe de transmission K97047-005

La bande de roulement de l'arbre de transmission (Annexe A) présente des détériorations de surface très marquées. La surface met en évidence des rainures très prononcées avec des éclats aciculaires. Les orifices de lubrification sur la surface de roulement sont partiellement rétrécis, respectivement bouchés suite à une déformation plastique du matériau (Annexe C et D).

Les paillettes aciculaires, qui ont été trouvées dans la *sprag assembly* endommagée, proviennent de cette bande de roulement. Il s'agit de paillettes de l'axe K97047-005. La structure de ces paillettes présente une forte déformation plastique. Sur la bande de roulement, il a été retrouvé des matériaux provenant des cames (*sprags*) (Annexe K).

La bande de roulement présente également des déformations plastiques et de la martensite créée par frottement a été constatée (Annexe E). De plus des microfissures ont été constatées (Annexe F). La martensite se forme lorsque le matériau est soumis à de fortes pressions, que celui-ci se durcit fortement, et se réchauffe localement par frottement.

Bande de roulement de la bague extérieure avec *pinion* K974013-013

La surface de la bande de roulement de la bague extérieure, dans la zone des fures, est également gravement endommagée. Aucune projection de matériaux et de dépôt de matériaux des *sprags* sur la surface de la bande de roulement n'ont été constatés pas plus que des microfissures. Le dommage constaté sur la bande de roulement de la bague extérieure est nettement moins prononcé que sur l'axe de transmission.

Cames de blocage de la *sprag assembly* K974110-003

Les surfaces de contacts des cames de blocage (*sprags*) révèlent de très fortes détériorations. Les deux surfaces présentent des déformations plastiques du matériau. Il s'agit d'usure accompagnée de déformations plastiques du matériau sous forme d'écaillés sur la surface de contact des cames de blocage. Des microfissures et des projections de matériau n'ont pas été constatées (Annexe G).

1.16.2.4 Examen des sollicitations mécaniques

Les différents composants de l'unité de couplage „roue libre” soit l'arbre, la bague extérieure et les cames (*sprags*), ont été calculés pour les sollicitations sous charge opérationnelle.

Les éléments suivants ont été utilisés:

- Les dessins de fabrication avec les dimensions et les tolérances de fabrication ainsi que les spécifications du matériau selon le fabricant.
- Les procédures scientifiques théoriques pour les calculs des sollicitations mécaniques.
- Les limites de sollicitations généralement reconnues dans la pratique.
- Une sollicitation statique avec une répartition régulière de la tension, sans influence dynamique ou d'effet de choc, c.à.d avec un facteur de charge de 1.

- Les influences des déformations élastiques de l'arbre, des cames de blocage et de l'anneau extérieur n'ont pas été prises en compte.
- La première mesure de la géométrie exacte du secteur de contact d'une came (*sprag*) avec un appareil de mesure a été faite avec une précision de moins de 0,001 mm et sur 13 points.
- La deuxième mesure de la géométrie exacte du secteur de contact d'une deuxième came (*sprag*) avec un appareil de mesure a été faite avec une précision de moins de 0,001 mm et sur 240 points.
- Les données du fabricant concernant la puissance, le couple et le nombre de tours de l'arbre de transmission.

Résultats:

- Les calculs de la sollicitation mécanique de l'unité de couplage „roue libre” effectués avec les valeurs de la première mesure donnent une pression de contact (pression de Hertz'sche) entre l'arbre de transmission (anneau intérieur) et les cames de blocage de 3375 Mpa ; calculée avec les valeurs de la deuxième mesure la pression de Hertz'sche est de 3155 MPa. Ces valeurs sont par expérience trop élevées.
- La pression de contact entre les cames de blocage et la bague extérieure se situe en dessous des valeurs calculées auparavant et n'est pas considérée comme critique.
- La contrainte tangentielle maximale de la bague extérieure a été calculée à 193 Mpa de tension de traction, celle de l'arbre de transmission à 278 Mpa de compression.
- Au vu des couples à transmettre les dimensions de l'unité «roue libre » semblent sous dimensionnées.

D'après les calculs de résistance du fabricant, l'unité « roue libre » est suffisamment dimensionnée.

1.16.2.5 Analyse de l'huile de la boîte de transmission

L'huile de la boîte de transmission qui a alimenté l'unité « roue libre » de l'hélicoptère accidenté, a été examinée et comparée à de la nouvelle huile de référence.

Les résultats de l'examen peuvent être résumés comme suit:

En ce qui concerne le spectre infrarouge et la capacité de charge, l'huile de la boîte de transmission examinée est identique à l'huile de référence.

L'huile utilisée contient des produits d'abrasion provenant de l'unité « roue libre ».

L'huile utilisée ne répond pas aux exigences de viscosité requises d'une huile DEXRON III. Elle présente une viscosité nettement plus basse.

D'après l'analyse en ébullition, l'huile utilisée n'était pas diluée par un composant ayant un point d'ébullition plus bas.

1.16.2.6 Description du processus d'entretien des éléments de l'unité de couplage.

Dans les documents fournis par le fabricant concernant la description des procédures d'entretien il n'est fait aucune mention du processus de revêtement.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

Selon le plan d'engagement, l'hélicoptère était souvent stationné pendant plusieurs jours loin de sa base d'entretien. Ainsi des contrôles et de petits travaux d'entretien se faisaient dans le terrain avant et après le service de vol. Pendant les cinq mois de juin à octobre 2004 et d'après le carnet de vol, l'hélicoptère a été stationné pendant 65 jours dans le terrain en-dehors d'un aérodrome. Durant ces cinq mois, l'hélicoptère a accumulé environ 570 heures de vol.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Analyse d'accidents et d'incidents du K-1200

Dans les années 1999 à 2004, au total 17 incidents et accidents en relation avec l'unité de couplage „roue libre” de ce type d'hélicoptère ont été mentionnés par le constructeur (voir annexe 2).

Dans ces cas, deux variantes de cames de blocage ont été utilisées:

P/N du <i>sprag assy</i>	1999	2000	2001	2002	2003	2004
K974110-003	0	1	4	2	0	1
K974110-005	5	4	0	0	0	0

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

Sans objet.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Turbine

On peut déduire des déclarations des personnes qui étaient présentes lors de l'accident que la turbine produisait de la puissance. L'analyse des dégâts (voir chapitre 1.12.3) ainsi que les examens plus approfondis de la turbine (voir chapitre 1.12.3.1), de l'unité de contrôle du carburant et du système de carburant ont démontré que la turbine était en état de fonctionnement et qu'elle était alimentée en carburant. Les dommages visibles aux aubes directrices à l'entrée de la turbine (*variable inlet guide vanes*) ont très certainement été causés par la chute à travers les branchages avec la turbine en fonction.

La position médiane anormale de la poignée rotative sur la commande du pas collectif (*collective – throttle*) entre *FLY* et *flight idle* s'explique par la déformation ou la rupture des tiges de commandes du N1 qui ont exercé une forte sollicitation mécanique lors de l'impact. Le pilote était conscient de la puissance disponible au moment de la perte du nombre de tours du rotor, la poignée rotative sur la commande du pas collectif étant en position *FLY*.

Le commutateur de réglage d'urgence installé sur la commande du pas collectif, et recouvert d'une sentinelle rouge, se trouvait en position normale. Ceci indique que le pilote n'a pas eu de problème avec le nombre de tours de la turbine.

Les déclarations faites par le pilote sont probantes. Le pilote a pu décrire qu'à l'instant de la chute la position des aiguilles de l'instrument indiquant les régimes de la turbine et du rotor: «*Je me rappelle d'avoir regardé rapidement le tableau de bord...Une aiguille était à 9 heures, je ne sais plus laquelle, l'autre était à 6 heures.*»



Figure 7: La grande aiguille avec l'indication „R” montre le nombre de tours du rotor et celle avec l'indication „E” le nombre de tours de la turbine. L'indication est en pourcentage du nombre de tours nominal.

Il a entendu l'alarme acoustique, *low RPM horn*, qui est déclenchée lorsque le régime du rotor est trop bas.

2.1.2 Séparateur de particules

Le séparateur de particules (*particle separator*) a été retrouvé intact, mais le commutateur dans le cockpit était déclenché. Le pilote a déclaré à ce sujet que dans un environnement libre de sable, poussière et autres saletés, il déclenchait le séparateur de particules. Il préférerait dans ce genre d'opération maintenir une température des gaz d'échappement de la turbine plus basse (*exhaust gas temperature – EGT*) et disposer d'une puissance légèrement supérieure lorsqu'il en avait besoin.

Selon l'RFM le *particle separator* doit être enclenché pendant les opérations de vols.

2.1.3 Unité de couplage «roue libre»

L'unité de couplage "roue libre" présente, tant sur la bande de roulement de l'arbre de transmission que sur les cames (*sprags*), une forte usure et une forte détérioration de la surface. Il s'agit d'usures dues à l'effet de frottement et de laminage. Avec de telles dégradations, une exploitation ne pouvait plus se faire en toute sécurité.

Sur la base des analyses métallurgiques, l'unité « roue libre » était tellement sollicitée que certains éléments du matériau se sont déformés d'une manière plastique. Cette déformation plastique était fortement prononcée sur les surfaces intérieures des cames de blocage et de l'arbre de transmission.

Des micros fissures et des zones d'arrachement du matériau ont été constatées sur la surface endommagée de l'arbre de transmission. De telles micros fissures et d'arrachement résultent de la fatigue du matériau. L'analyse de résistance a révélé une pression de contact maximum admissible (pression de Hertz'sch) sous charge et une résistance à la fatigue insuffisante du système "roue-libre", entre l'arbre de transmission et les cames de blocage.

Etant donné que le fabricant de l'unité « roue libre » a refusé de mettre à disposition les dessins de fabrication des cames de blocage avec l'indication de leurs formes exactes ainsi que de leurs tolérances de fabrication, des composants de deux unités « roue libre » à l'état de neuf ont été mesurés avec un appareil. Les valeurs mesurées ont été saisies avec un écart maximum de 1 micron. C'est sur la base de ces valeurs que l'analyse de résistance a été effectuée.

D'après le calcul de résistance établi par le fabricant, l'unité « roue libre » est convenablement dimensionné. Ce qui est frappant, c'est que dans ce calcul, la forme des cames de blocage ne correspond pas à celles mesurées avec une haute précision lors de l'analyse. La géométrie des cames (*sprags*) utilisées par le fabricant pour le calcul de résistance, lui permet d'affirmer que l'unité « roue libre » était convenablement dimensionnée, ce qui n'était pas le cas avec la géométrie effectivement mesurée lors de l'enquête.

La déformation élastique des composants de l'unité « roue libre » réduit la pression de Hertz'sche, cependant augmente le facteur de charge. Cette déformation n'a pas été prise en considération parce qu'elle n'était pas régulièrement répartie et très difficile à mesurer, voire à calculer.

2.1.4 Révision des pièces de l'unité de couplage

En principe une révision d'un composant doit être considérée comme critique, car une différence de géométrie par rapport à l'état d'origine ne peut être corrigée que par un revêtement de matériau sur le composant ou par une adaptation du diamètre de la came de blocage. Les descriptions des procédures de révision mises à disposition par le fabricant ne contiennent aucune référence à un revêtement de matériau (*input shaft overhaul*). De plus, il faut considérer qu'une révision d'un composant soumis à une pression de contact maximum admissible (pression de Hertz'sch) n'est pas judicieuse en raison d'un manque d'évaluation des effets de la fatigue du matériau sous la surface.

2.1.5 Spécification manquante de la came de blocage

Dans les documents mis à disposition par le fabricant il manque les spécifications exactes de la came de blocage.

Lors de l'examen des cames de blocage il a été constaté sur les surfaces soumises à une pression de contact maximum admissible (pression de Hertz'sch) un revêtement dur et cassant de carbure de chrome. La couche de carbure de chrome présente un état de surface relativement rugueux d'où une qualité de la surface défavorable. Avec un revêtement de carbure de chrome la résistance à l'usure des cames de blocage est nettement augmentée.

Etant donné que lors de pression de contact maximum admissible (pression de Hertz'sch) il y a un danger que des particules de la matière de revêtement dure se détachent et provoquent une usure de la contre pièce, ce traitement de surface doit être considéré comme problématique.

2.1.6 L'adaptateur de la turbine

Il a été constaté une rupture de l'adaptateur de la turbine due à une contrainte en torsion trop élevée. L'adaptateur de la turbine s'est rompu en raison d'une surcharge consécutive à la rupture de l'unité de couplage. De ce fait, on peut considérer que cette rupture est secondaire. Ceci est confirmé par les déclarations du pilote sur le déroulement de l'accident.

2.2 Aspects opérationnels et humains

L'utilisation de l'hélicoptère lors de multiples et rapides changements de puissance, avec de fortes variations de couple de rotation, a comme conséquence une sollicitation au-dessus de la moyenne pour l'unité de couplage. Les statistiques d'accidents et d'incidents le confirment clairement. Les limitations de couple et les changements trop rapides de puissance auraient pu être limités, dans le cas de l'opération qu'effectuait le HB-XQA, en utilisant des trajectoires de vol plus longues pour perdre de la hauteur.

La question se pose dans quelle mesure la consigne du fabricant contenue dans la *KAMAN Service Letter* du 14 juillet 2000 a été suivie dans l'engagement quotidien de l'hélicoptère. En raison de difficultés techniques avec le *slippage counter* et le système d'alarme acoustique, l'exploitant ne pouvait pas contrôler ni surveiller convenablement les paramètres de vol de son hélicoptère.

2.2.1 Système d'alarme acoustique

Suite aux multiples problèmes techniques rencontrés au niveau de l'unité de couplage, l'option proposée par le fabricant d'un système acoustique AWS ainsi que d'un *slippage counter* s'est montrée très peu fiable et dérangement. Il y avait beaucoup de fausses alarmes à des moments critiques du vol. Selon les pilotes et le personnel d'entretien, ni le réglage de la limite inférieure du couple de rotation à respecter en vol de descente - valeur très importante à respecter - ni l'information donnée par *slippage counter* sous charge, n'étaient suffisamment fiables pour être utilisés dans une activité opérationnelle. C'est pourquoi le système AWS était désactivé par certains pilotes pour des raisons de sécurité.

2.2.2 Crochet de charge

Après que le pilote ait décidé de larguer la charge de bois à l'aide du système mécanique de largage de secours, ce système n'a pas immédiatement fonctionné. Il a dû s'y prendre à quatre reprises.

Les facteurs suivants ont très vraisemblablement contribué à l'accident:

- L'accrochage de la boucle de la sangle de charge sans manille supplémentaire a provoqué le repliement de la sangle dans crochet de charge ; s'en est suivi un frottement supplémentaire.
- La direction du déplacement de l'hélicoptère, en avant, légèrement vers la droite par rapport à la direction d'ouverture du crochet de charge, a rendu le largage plus difficile. La valeur et la direction des forces qui ont entravé l'ouverture du crochet de charge n'ont pas pu être établies.
- La procédure d'ouverture du crochet de charge a été entravée par l'amortisseur de butée défectueux.

On ne sait pas pourquoi la sangle de charge n'était pas équipée d'une manille qui aurait servi à l'accrocher au crochet de charge de l'hélicoptère.

La raison pour laquelle ces difficultés d'ouverture du crochet de charge n'ont pas été signalées lors des contrôles ou lors du changement de sangle de charge n'a pas pu être établie.

2.2.3 Comportement du pilote

Lors de l'apparition des problèmes techniques, le pilote a volontairement attendu avant de larguer la charge. Il ne voulait pas mettre en danger ses assistants de vol qui se trouvaient dans la zone au-dessous de la charge. Le pilote a ainsi montré un haut degré de conscience professionnelle en reconnaissant immédiatement le risque. Ceci prouve que le pilote était très attentif et avait une excellente vue d'ensemble.

Il ne pouvait pas prévoir que la possibilité de larguer la charge avec succès serait réduite pour des raisons tels que décrit dans le chapitre 2.2.2.

2.2.4 Entretien

2.2.4.1 Crochet et matériel de charge

Les dommages à la butée (*bumper*) du crochet de charge et à la boucle de la longue sangle de charge (*longline*) étaient bien apparents (voir photos L et M). Selon l'exploitant il n'a pas été constaté de dysfonctionnement du crochet lors du contrôle visuel des 100 h le 30 septembre 2004. Il n'a pas pu être établi quand l'amortisseur de butée (*bumper*) a été enfoncé.

L'usure par frottement du revêtement de protection n'a pas été signalée lors des contrôles visuels journaliers. Le degré d'usure du revêtement de protection avant l'accident n'a pas pu être établi.

2.2.4.2 Unité de couplage «roue libre»

La qualité du travail de maintenance et de contrôle dépend essentiellement du personnel formé à cet effet. Toutefois, il est habituel dans ce genre d'engagement que ces travaux soient faits sur le lieu d'intervention avant et après le service de vol dans n'importe quelles situations météorologiques et de bruit environnant. Des inspections délicates comme le précisent les instructions du fabricant mentionnées ci-dessous montrent bien la difficulté de ces contrôles dans le terrain.

- SB No. 081 du 11 novembre 1999: „*This inspection involves physically rotating the clutch by hand and checking for ratcheting or roughness, and if necessary, removal of the clutch for a visual inspection*”.
- “*An unairworthy clutch will feel rough with a continuous dry “raspy” feel and sound, or it may feel as though the clutch has heavy detents or “catches” on the interior surface that impede the free rotary motion. ...*”
- SB 088R1 du 23 juillet 2002, *daily inspection: “This inspection involves removing the KAflex drive shaft assembly and inspecting the clutch assembly.”*

Généralement les contrôles basés sur “le flair ou l’ouïe” sont, même pour un personnel spécialement instruit, très problématiques en raison d’expériences de comparaison individuelles très différentes, car il n'existe pas de critères clairement définis.

Bien que le jour de l'accident la consigne de navigabilité LTA 1999/643 *clutch inspection AFM 3-7* ait été attestée cette méthode n'a visiblement pas permis de détecter ce dommage.

2.2.4.3 Huile de la boîte de transmission

L'huile de la boîte de transmission utilisée ne correspondait pas aux exigences de viscosité de l'huile DEXRON III. Elle présentait une viscosité nettement plus basse. Une explication pourrait être l'élimination partielle du composant d'amélioration d'index de viscosité suite à une sollicitation thermique et/ou mécanique élevée.

L'huile de la boîte de transmission utilisée contenait de la limaille provenant de l'unité «roue libre».

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'hélicoptère était admis à la circulation VFR.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.
- La masse de l'hélicoptère avec sa charge externe au moment de l'accident était de 10 920 lb ou 4964 kg.
- L'examen de la turbine n'a pas mis en évidence de défaillances techniques préalables susceptibles d'avoir été à l'origine de l'accident ou d'y avoir contribué.
- Le dernier contrôle des 100 heures de la cellule et de la turbine a été effectué le 30 septembre 2004 après 10 970 heures de service.
- Le jour de l'accident les inspections LTA 2004 – 269 *M/R grip inspection SB109* et LTA 1999/643 *clutch inspection AFM 3-7* ont été certifiées.
- Dans la phase finale de la prise de charge l'unité «roue libre» n'a plus pu transmettre le couple. De ce fait le nombre de tours du rotor principal a baissé en raison d'une défaillance de la transmission de la puissance.
- Lors du démontage de l'unité de couplage, il a été constaté que l'unité «roue libre» était fortement endommagée.
- La rupture de l'adaptateur de la turbine provoqué par une surcharge est subsidiaire.
- Les surfaces de la bague extérieure ainsi que de l'arbre de transmission de l'unité «roue libre» étaient fortement endommagées. Les surfaces de l'arbre de transmission ainsi que celles de ses cames de blocage étaient plus fortement endommagées que celle de la bague extérieure, respectivement que la surface externe des cames de blocage.
- Toutes les cames de blocage présentaient des dégradations de leurs surfaces.
- Toutes les surfaces de contact présentaient des déformations plastiques.
- Des fissures dues à la fatigue du matériau ont été constatées sur la surface de l'arbre de transmission.
- A la surface de l'arbre de transmission il y avait des éclats aciculaires indiquant une fatigue du matériau.
- Les orifices de lubrification de la surface de roulement étaient partiellement rétrécis, respectivement bouchés, suite à une déformation plastique du matériau.
- Les composants de l'unité «roue libre» répondaient aux exigences de qualité du matériau et du traitement thermique.
- L'arbre de transmission et la bague extérieure de l'unité «roue libre» correspondaient aux dimensions spécifiées.
- La conformité des dimensions et de la géométrie des cames de blocage de l'hélicoptère accidenté HB-XQA n'a pas pu être établie en raison du fait que les dessins techniques n'ont pas été mis à disposition.

- L'huile de la boîte de transmission correspondait aux spécifications hormis sa viscosité.
- Les tensions tangentielles calculées dans la bague extérieure et dans l'arbre de transmission étaient élevées, mais pas critiques.
- Le *sprag element* (DRG No K974110-003) présentait sur sa surface une fine couche de 3 à 5 microns, friable et très dure de carbure de chrome. Ce revêtement n'était pas mentionné ni spécifié dans les documents de fabrication.
- Le crochet de charge de l'hélicoptère (*belly cargo hook*) n'a pu être ouvert mécaniquement qu'en déployant de gros efforts. L'amortisseur de butée était abîmé et n'était plus dans la position prévue.
- La boucle de la sangle de charge en nylon (Typ 3 t) était recouverte d'un revêtement de protection contre l'usure. Ce revêtement présentait des traces d'usure par frottement aux endroits des contacts.
- La solution proposée par le fabricant, suite aux nombreux problèmes techniques rencontrés avec le système de couplage, soit l'installation d'un système d'alarme acoustique ainsi que d'un compteur de glissements (*slippage counter*) s'est révélée, durant les phases de vol critiques, peu fiable et gênante avec de multiples fausses alarmes.
- Le système d'alarme acoustique était désactivé par certains pilotes pour des raisons de sécurité.
- Heures en service *clutch assembly* P/N K974002-701; S/N A 1023: TSN 1114.7 h et TSO 130.5 h.
- Heures en service *sprag assembly* P/N K974110-003; S/N 093: TSN 130.5 h

3.1.2 Equipage

- Le pilote était titulaire des licences de vol requises.
- Aucun élément n'indique qu'il ait été affecté dans son état de santé lors du vol de l'accident.
- Le casque, le système de ceintures de sécurité et la construction du siège ont permis de protéger le pilote.
- Le sauvetage a été fortement retardé en raison d'une communication erronée.

3.1.3 Déroulement du vol

- Le pilote a pu décrire la position des aiguilles de l'instrument combiné des régimes de la turbine et du rotor. Il a entendu l'alarme acoustique (*low RPM*) qui s'est déclenchée au moment où le nombre de tours du rotor était trop bas.
- Le pilote a réalisé les variations du nombre de tours du rotor et a entendu les bruits créés par le frottement de pièces métalliques.
- Au moment de l'apparition des problèmes techniques, le pilote a attendu volontairement avant le largage de la charge. Il ne voulait pas mettre en danger le personnel au sol qui se trouvait directement sous la charge.
- La charge ne s'est détachée de l'hélicoptère qu'après que le pilote ait actionné quatre fois le système de largage.

- Le bas régime du rotor et la position en piqué de l'hélicoptère devaient inévitablement aboutir à une chute.

3.1.4 Conditions cadres

- Le fabricant a établi une liste récapitulative des incidents et accidents causés par l'unité «roue libre» de ce type d'hélicoptère et rapportés par les 17 exploitants durant les années 1999 et 2004 (v. 1.18.1).
- Le constructeur de l'hélicoptère a publié un grand nombre de publications techniques afin d'améliorer la sécurité de fonctionnement de l'unité de couplage.
- Les conditions météorologiques n'ont pas contribué à l'accident.

3.2 Cause

L'accident est dû à une défaillance de l'unité de couplage (*clutch assembly*).

La défaillance de l'unité de couplage a été causée par des contraintes excessives et une fatigue des surfaces de roulement de l'arbre de couplage de l'unité «roue libre».

La séparation retardée de la charge du crochet de charge a très vraisemblablement contribué à l'accident.

4 Recommandations de sécurité et mesures prises après l'accident

4.1 Recommandation de sécurité du 9 mars 2005

Par lettre du 9 mars 2005 adressée à l'Office fédéral de l'aviation civile – OFAC, le Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation – BEAA a donné les informations concernant les premiers résultats de l'enquête et a formulé les recommandations de sécurité suivantes:

Recommandation de sécurité no. 406:

Sur la base des faits connus et décrits, le BEAA recommande à l'OFAC d'entreprendre une analyse de risques approfondie de l'utilisation du K-MAX et de sa conception technique.

Recommandation de sécurité no. 407:

Le BEAA recommande que les exploitants d'hélicoptères K-MAX soient informés immédiatement des résultats de cette analyse de risques et de ses conséquences.

4.2 Mesures prises après l'accident

Le fabricant a publié le 15 octobre 2004, 4 jours après l'accident, les *Service Bulletin* et *Service Letter* suivants:

KAMAN SERVICE BULLETIN No 115, MANDATORY RECURRING ACTION

„A. Effectivity: All K-1200 aircraft with K974002-701 clutch assemblies.

B. Reason for Change: Ensure integrity of transmission clutch assembly....

KAMAN SERVICE LETTER No 04-004

"SUBJECT: Changes to Clutch inspections

1. Temporary Revision (TR) 442 ...cancelled...effective immediately ...TR 445;

2. The 220-hour inspection interval for the clutch assembly (974002-701) is reduced to 110 hours; and

3. Service Bulletin 115, which mandates a one-time inspection of clutches that have exceeded 110 flight hours since the last clutch inspection, is released."

have exceeded 110 flight hours since the last clutch inspection, is released."

Le fabricant a publié le 8 avril 2005 le *Mandatory Service Bulletin* suivant:

KAMAN MANDATORY ACTION SERVICE BULLETIN No 117 – Improved Engine Output Adaptor

„A. Effectivity: All K-1200 KMAX Helicopter

B. Reason for Change: Component Improvement...."

Le fabricant a publié le 31 octobre 2008 *Mandatory Service Bulletin* suivant:

KAMAN MANDATORY ACTION SERVICE BULLETIN No 127R1 – New Transmission Installation

„A. Effectivity: All K-1200 KMAX Helicopter..."

B. Reason for Change: This new transmission assembly incorporates a new style clutch assembly.

C. Description of Change: Install new transmission P/N K974302-001. This deals mainly with modifying existing transmission systems."

Payerne, le 22 juin 2010


Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

Le présent rapport relate les conclusions du BEAA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10^{ème} édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Annexe 1 – Documentation de l'analyse métallurgique

	<p>Image A</p> <p>K974047-005, S/N 0166B et K974110-003, S/N 093</p> <p>Sinistre HB-XQA</p> <p>L'arbre de l'embrayage présente une surface très rugueuse et râpée.</p>
	<p>Image B</p> <p>Élément K974047-005, S/N0166B</p> <p>Sinistre HB-XQA</p> <p>Détail de la surface de roulement avec des rainures très marquées.</p>
	<p>Image C</p> <p>Élément K974047-005, S/N0166B</p> <p>Sinistre HB-XQA</p> <p>Les orifices de lubrification sont partiellement recouverts suite à une déformation plastique (flèche).</p>

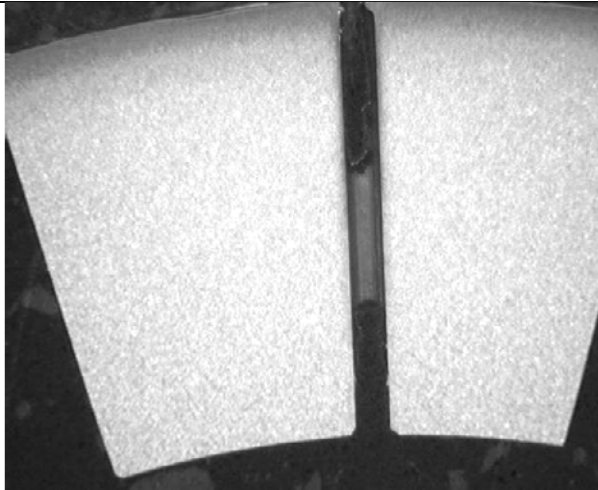


Image D

Elément K974047-005, S/N0166B

Sinistre HB-XQA

Les orifices de lubrification sont partiellement recouverts suite à des déformations de la surface de roulement.

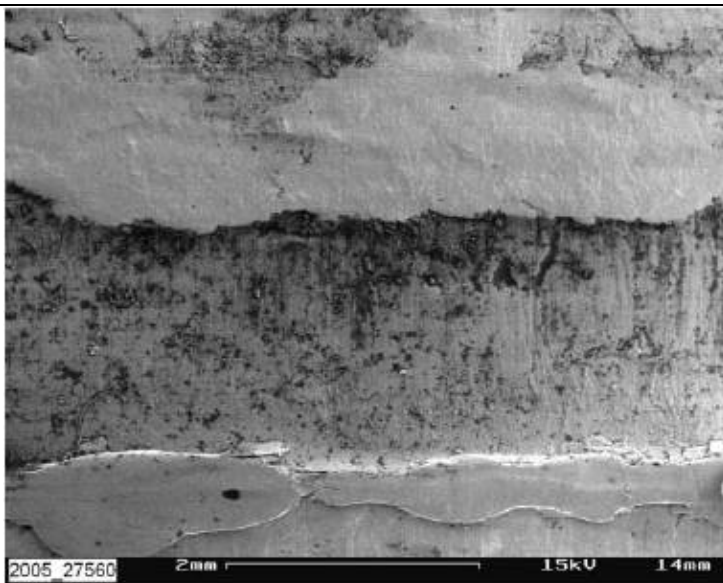


Image E

Elément K974047-005, S/N 0166B

Sinistre HB-XQA

Vue de la surface de l'arbre d'embrayage avec des marques bien définies de déformation plastique.

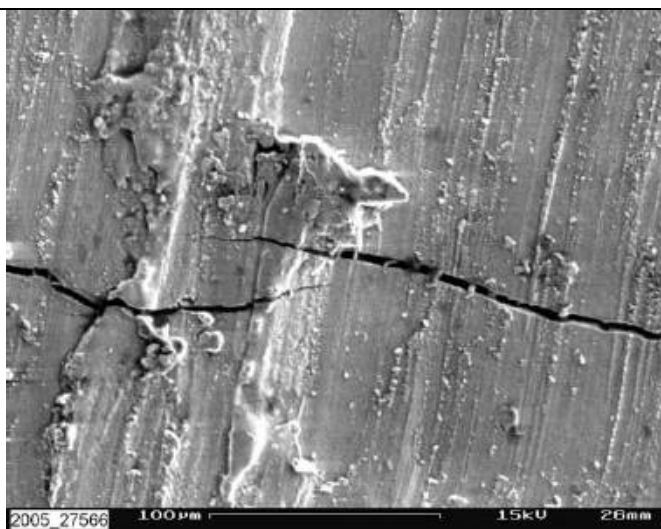

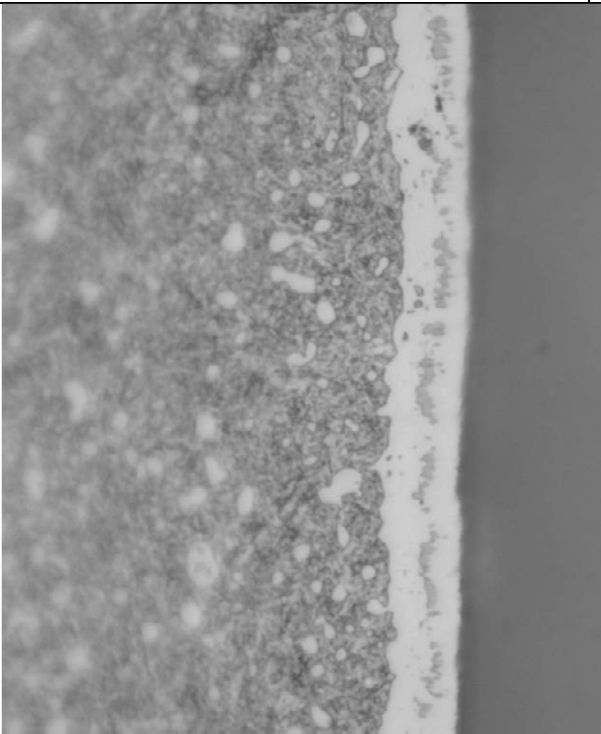
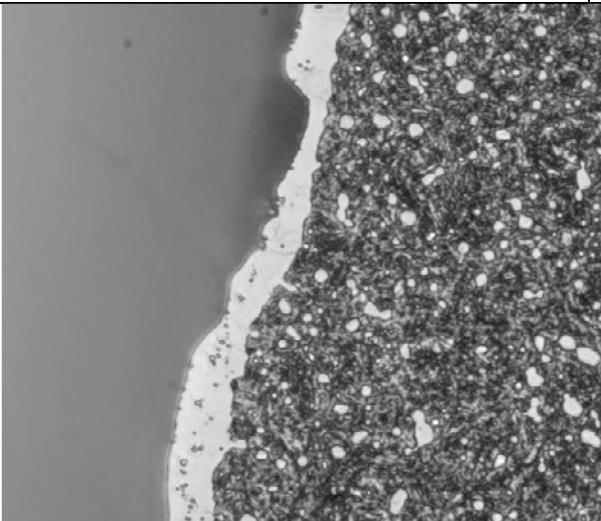


Image F

Elément K974047-005; S/N 0166B

Sinistre HB-XQA

Plusieurs microfissures dans la surface de l'arbre d'embrayage sont visibles.

	 <p>2005_26968</p>	<p>Image G Elément K974110-003, S/N 093 Sinistre HB-XQA</p> <p>Détail d'une came de blocage présentant une surface en forme d'écaille (surface de contact avec l'élément K974047-005).</p>
		<p>Image H Elément K974110-003, S/N 093 Sinistre HB-XQA</p> <p>Zone périphérique en carbure de chrome (blanc).</p> <p>Décapage: 1.5 % alcool acide-nitrique</p>
		<p>Image I Elément K974110-003, S/N 227 Pièce de référence neuve.</p> <p>Zone périphérique en carbure de chrome (blanc).</p> <p>Décapage: 1.5 % alcool acide-nitrique</p>

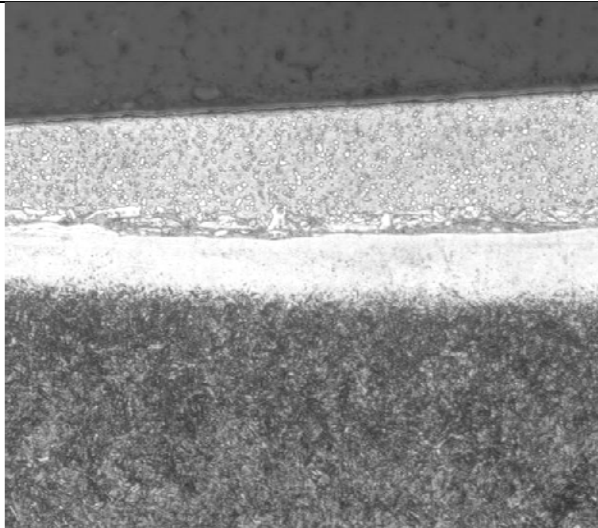


Photo K

Elément K974047-005, S/N 0166B

Sinistre HB-XQA

Déformation mécanique de la surface de roulement (martensite) avec du matériau transféré de la contrepartie (came de blocage).

Gravure:

1.5 % alcool acide-nitrique

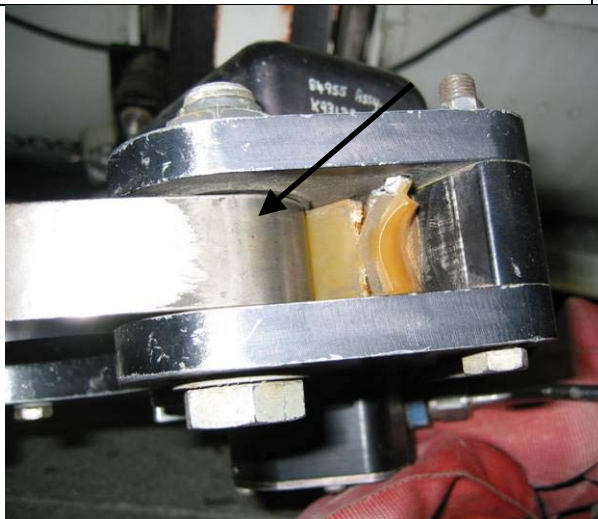


Photo L

Fixation de la butée endommagée (*bumper*) du crochet de charge (*belly hook*).

Sinistre HB-XQA



Photo M

Traces de frottement sur la surface d'appui.

Partie endommagée de la gaine de protection de la boucle de la sangle de charge.

Sinistre HB-XQA



Photo N

Amortisseur de butée endommagé (*bumper*) du crochet de charge (*belly cargo hook*).

Après l'accident on n'a pas trouvé de résidus de bois ou de terre sur le crochet de charge.

Traces de la position précédente de l'amortisseur de butée et traces nettes de frottement sur le crochet de charge.

Sinistre HB-XQA



Photo O

Amortisseur de butée.

Direction du cisaillement de la goupille de sécurité.

Traces de frottement et limaille.

Sinistre HB-XQA



Photo P

Crochet de charge intact du fabricant.

Photo Q à gauche

Sinistre HX-XQA

Annexe 2 – Documentation du constructeur sur les accidents et incidents avec K-1200 en rapport avec l’unité d’embrayage

K-1200 K-MAX CLUTCH EVENTS

Aircraft	Part Number	Time Since New	Date	Description / Reason for Removal	Individual Reporting and Field Service Report #
A94-0004 Mountain West	K974110-005	617.8	1/17/99	Damage to clutch sprags	Pilot reported incident. Mechanic experienced resistance during clutch rotation. Subsequent inspection revealed damage to the clutch sprags and the input gear.
A94-0004 Mountain West	K974110-003	1061.8	11/09/01	“Rough clutch sprags”	Pilot reported incident. Subsequent inspection revealed a slight rough spot while compressing the clutch sprags and rotating the shaft.
A94-0005 Kimberly Clark	K974110-005	173.4	3/4/99	Engine overspeed, damaged clutch sprags and Input Housing	Pilot reported incident. Inspection revealed damage to the clutch sprags and the input housing.
A94-0006 Woody	K974110-003	369.3	10/3/00	Scratch marks on sprag	Discovered during 50-Hour inspection.
A94-0006 Woody	K974110-003	1120.5	5/31/02	Sprags “hanging-up”	Discovered during Daily inspection.

K-1200 K-MAX CLUTCH EVENTS

Aircraft	Part Number	Time Since New	Date	Description / Reason for Removal	Individual Reporting and Field Service Report #
A94-0008 Rotex	K974110-005	74.9	6/13/00	Loss of power - clutch slip	The pilot reported a "complete loss of power for six seconds" and then returned to normal. The pilot landed the aircraft under power. The clutch was found to be "locked in the freewheel position". Extraordinary effort was required to separate the clutch from the shaft. The clutch had four broken sprag separators and smeared metal was found on the sprag surfaces. The output gear was "heavily scored".
A94-0008 Rotex	K974110-003	324.7	6/29/01 7/3/01	Suspected clutch slip	Twenty-six (26) hours prior to this incident, a different pilot reported a noise "like something went through the engine" and a two-second loss of power while lifting a log. The pilot continued with the load to the landing without any loss of altitude. The engine was inspected and the aircraft returned to logging. The clutch was not inspected at that time. Two different pilots reported possible clutch slippages. The first occurred while the aircraft was lifting 4,500 pounds. The clutch was removed, inspected, and reinstalled. The second incident occurred four days later while lifting 5,000 pounds. Again, inspection of the clutch did not reveal any discrepancies but the rivets on the blower drive shaft were sheared. The clutch, blower drive shaft, and engine adapter were replaced.

December 21, 2004

Page 2 of 4

K-1200 K-MAX CLUTCH EVENTS

Aircraft	Part Number	Time Since New	Date	Description / Reason for Removal	Individual Reporting and Field Service Report #
A94-0008 Rotex	K974110-003	420.0	10/4/01	Clutch slip	The pilot experienced a "low pitch noise and a RPM drop of 4% while lifting a load". The pilot released the load and experienced a master caution light for engine low level (oil level), and noticed an oil mist cloud. The pilot landed the aircraft with low but acceptable engine oil pressure. The engine area was covered with oil. Rotation of the driveshaft revealed roughness and noise. Removal of the clutch and inspection revealed: roughness when the clutch sprags were compressed and the shaft was rotated; and, "damage" to all of the clutch sprags. Damage to the input gear was also found.
A94-0008 Rotex	K974110-003	130.0	10/11/04	Under investigation - aircraft accident	
A94-0011 Midwest	K974110-003	511.8	11/4/02	Clutch slip - untrained pilot	Pilot reported incident. Inspection revealed the clutch was "rough" and the input gear had damage. The engine adapter was damaged, and the reduction gearbox had to be removed from the engine and placed on a workbench to facilitate its removal.
A94-0014 Mountain West	K974110-005	282.3	9/26/99	Possible clutch slippage	Pilot reported incident. The clutch was removed and inspected. Inspection by Kaman employees did not reveal any clutch or input gear discrepancies, but the clutch was replaced.
A94-0014 Mountain West	K974110-005	252.8	11/4/99	Clutch slip	The pilot experienced a loss of power while transitioning away from the log landing. The aircraft suffered damage from a hard landing and was removed from service.
A94-0017 Superior	K974110-005	390.4	1/26/00	Pilot felt clutch slip	Pilot reported incident. Inspection revealed a "rough feeling" when the clutch sprags were compressed and the shaft was rotated.

December 21, 2004

K-1200 K-MAX CLUTCH EVENTS

Aircraft	Part Number	Time Since New	Date	Description / Reason for Removal	Individual Reporting and Field Service Report #
A94-0017 Superior	K974110-005	129.7	3/22/00	Rough rotation of clutch	Pilot reported incident. Inspection revealed, "a very rough rotation of the clutch".
A94-0017 Superior	K974110-005	74.6	7/11/00	Clutch slip - accident	Pilot reported incident. Inspection revealed that the clutch assembly was "locked up" and the clutch sprags exhibited severe wear. The input pinion and the center shaft were also heavily damaged.
A94-0018 Zage1	K974110-005	234.8	9/13/99	Clutch slip - accident	Pilot reported incident. Investigation of the accident revealed a sheared engine adapter, fractured engine adapter bolt, and damage to the clutch assembly and input gear.