



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

# **Schlussbericht Nr. 2072**

## **des Büros für**

# **Flugunfalluntersuchungen**

über den Unfall

des Helikopters Kaman K-1200 K-MAX, HB-XQA

vom 11. Oktober 2004

“Petit Truyo”, Gemeinde Grandvillard/FR

ca. 30 km südlich von Fribourg

**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.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

## Inhaltsverzeichnis

<b>Zusammenfassung</b>	<b>7</b>
<b>Untersuchung</b>	<b>7</b>
<b>Kurzdarstellung</b>	<b>7</b>
<b>1 Sachverhalt</b>	<b>9</b>
<b>1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf</b>	<b>9</b>
1.1.1 Allgemeines	9
1.1.2 Vorgeschichte	9
1.1.3 Flugverlauf	9
<b>1.2 Personenschäden</b>	<b>11</b>
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug</b>	<b>11</b>
<b>1.4 Drittschaden</b>	<b>12</b>
<b>1.5 Angaben zu Personen</b>	<b>12</b>
1.5.1 Pilot	12
1.5.1.1 Flugerfahrung	12
1.5.1.2 Besatzungszeiten	12
<b>1.6 Angaben zum Luftfahrzeug</b>	<b>12</b>
1.6.1 Konstruktionsmerkmale und Zulassungsbasis des Helikopters K-1200	15
1.6.2 Triebwerk	15
1.6.2.1 Beschreibung des Systems	15
1.6.3 Kupplungseinheit	16
1.6.3.1 Beschreibung des Systems	16
1.6.4 Zusätzliche Unterhalts- und Betriebsanweisungen des Helikopterherstellers	18
1.6.4.1 KAMAN SERVICE LETTER 98-012	18
1.6.4.2 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 081 MANDATORY ACTION	19
1.6.4.3 BAZL LTA HB 99-643, FAA AD 99-26-04	19
1.6.4.4 KAMAN SERVICE LETTER 00-001	19
1.6.4.5 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 089, MANDATORY RECURRING ACTION	20
1.6.4.6 KAMAN SERVICE LETTER 00-002	20
1.6.4.7 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	20
1.6.4.8 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	20
1.6.4.9 KAMAN SERVICE LETTER 00-003	21
1.6.4.10 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	21
1.6.4.11 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 090 MANDATORY ACTION	21
1.6.4.12 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	21
1.6.4.13 KAMAN SERVICE LETTER 00-003	22
1.6.4.14 KAMAN NOTICE TO K-1200 OPERATORS	23
1.6.4.15 KAMAN AIRWORTHINESS DIRECTIVE AD 2000-18-10 Amendment 39-11895	25
1.6.4.16 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 088R1, MANDATORY RECURRING ACTION	25
1.6.4.17 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 089R1, MANDATORY RECURRING ACTION	25
1.6.4.18 KAMAN SERVICE BULLETIN No. 103, MANDATORY ACTION	26
1.6.5 Audio Warnsystem	26
<b>1.7 Meteorologische Angaben</b>	<b>27</b>
1.7.1 Allgemeines	27
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	27
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	27
1.7.4 Astronomische Angaben	27
<b>1.8 Navigationshilfen</b>	<b>27</b>
<b>1.9 Kommunikation</b>	<b>27</b>

<b>1.10</b>	<b>Angaben zum Flughafen</b>	<b>27</b>
<b>1.11</b>	<b>Flugschreiber</b>	<b>27</b>
1.11.1	Auswertung Wägesystem	28
1.11.2	Auswertung Torque Indicator	28
1.11.3	Auswertung NG Indicator	28
1.11.4	Auswertung EGT Indicator	28
<b>1.12</b>	<b>Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle</b>	<b>28</b>
1.12.1	Unfallstelle	28
1.12.2	Aufprall	29
1.12.3	Feststellungen am Wrack	29
1.12.3.1	Untersuchung am Triebwerk	31
1.12.3.2	Untersuchung an der Lastenzange	31
<b>1.13</b>	<b>Medizinische und pathologische Feststellungen</b>	<b>32</b>
<b>1.14</b>	<b>Feuer</b>	<b>32</b>
<b>1.15</b>	<b>Überlebensaspekte</b>	<b>32</b>
1.15.1	Allgemeines	32
1.15.2	Sitz, Gurtzeug und Helm des Piloten	32
1.15.3	Rettung	32
1.15.4	Notsender	32
<b>1.16</b>	<b>Versuche und Forschungsergebnisse</b>	<b>33</b>
1.16.1	Untersuchung des Turbinenadapters	33
1.16.2	Untersuchungen und Berechnung der Freilaufkomponenten	33
1.16.2.1	Konformität der Herstellung	33
1.16.2.2	Konformität des Materials	33
1.16.2.3	Schadenbild	34
1.16.2.4	Überprüfung der mechanischen Beanspruchung	34
1.16.2.5	Analyse des Getriebeöls	35
1.16.2.6	Prozessbeschreibung für die Überholung von Teilen der Kupplungseinheit	35
<b>1.17</b>	<b>Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung</b>	<b>35</b>
<b>1.18</b>	<b>Zusätzliche Angaben</b>	<b>36</b>
1.18.1	Analyse von Unfällen und Vorfällen mit K-1200	36
<b>1.19</b>	<b>Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken</b>	<b>36</b>
<b>2</b>	<b>Analyse</b>	<b>37</b>
<b>2.1</b>	<b>Technische Aspekte</b>	<b>37</b>
2.1.1	Triebwerk	37
2.1.2	Particle Separator	37
2.1.3	Freilaufkupplung	38
2.1.4	Überholung von Teilen der Kupplungseinheit	38
2.1.5	Fehlende Spezifikation der Klemmkörper	38
2.1.6	Turbinenadapter	39
<b>2.2</b>	<b>Menschliche und betriebliche Aspekte</b>	<b>39</b>
2.2.1	Akustisches Warnsystem	39
2.2.2	Lastenzange	39
2.2.3	Verhalten des Piloten	40
2.2.4	Unterhalt	40
2.2.4.1	Lastenzange und Lastenmaterial	40
2.2.4.2	Freilaufkupplung	40
2.2.4.3	Getriebeöl	41
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen</b>	<b>42</b>

<b>3.1</b>	<b>Befunde</b>	<b>42</b>
3.1.1	Technische Aspekte	42
3.1.2	Besatzung	43
3.1.3	Flugverlauf	43
3.1.4	Rahmenbedingungen	44
<b>3.2</b>	<b>Ursachen</b>	<b>44</b>
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen</b>	<b>45</b>
4.1	Sicherheitsempfehlungen vom 9. März 2005	45
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen	45
<b>Anlage 1 – Dokumentation der werkstofftechnischen Untersuchung</b>		<b>47</b>
<b>Anlage 2 – Dokumentation des Herstellers über die Unfälle und Vorfälle mit K-1200 in Zusammenhang mit der Kupplungseinheit</b>		<b>52</b>

# Schlussbericht

## Zusammenfassung

Eigentümer	Rotex Helicopter AG, Rheinstrasse 2, FL-9496 Balzers
Halter	Rotex Helicopter AG, Rheinstrasse 2, FL-9496 Balzers
Hersteller	Kaman Aerospace Corporation, USA
Luftfahrzeugmuster	Kaman K-1200 K-MAX
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-XQA
Ort	"Petit Truyo", Gemeinde Grandvillard/FR ca. 30 km südlich von Fribourg
Schweizer Koordinaten	573 580 / 152 780
Geographische Breite	N 046° 31' 32.9"
Geographische Länge	E 007° 05' 39.5"
Höhe	1040 m/M 3412 ft AMSL
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1245, Blattname Château-d'Oex, Massstab 1:25 000
Datum und Zeit	11. Oktober 2004, ca. 16:52 Uhr

## Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um ca. 16:52 Uhr. Um ca. 17:20 Uhr informierte die Rega den Piktendienst des BFU über das Ereignis. Erste Einvernahmen erfolgten noch am gleichen Abend. Abklärungen am Wrack wurden am nächsten Morgen um 07:00 Uhr in Angriff genommen.

Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Freiburg durchgeführt.

## Kurzdarstellung

Am 11. Oktober 2004 waren Pilot und Bodenpersonal eines Helikoptertransportunternehmens mit einem Transporthelikopter Kaman K-1200 K-MAX, 1,7 km südöstlich der Gemeinde Grandvillard/FR, mit Stammholztransporten (*logging*) beschäftigt. Nach ungefähr 50 Minuten Transportzeit oder 22-23 Rotationen an diesem Ort hatte der Pilot seiner Bodenmannschaft am Funk mitgeteilt, er habe die Absicht, in 10 Minuten zu tanken. Beim Aufziehen der nächsten Holzlast hörte der Pilot ein nicht normales Geräusch seines Helikopters, verbunden mit einem Leistungsverlust. Nachdem er die Stämme von den Flughelfern weg Richtung Tal zu kippen vermochte, versuchte er die Last mehrere Male mechanisch zu klinken. Erst in auswegloser, mit der Helikopternase Richtung Boden zeigender Position und verminderter Rotordrehzahl löste sich das Lastenseil. Der Helikopter stürzte Nase voran in den Wald.

Der Pilot wurde beim Aufprall schwer verletzt und der Helikopter zerstört.

Es entstand geringer Waldschaden.

**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.

Im Rahmen der Untersuchung wurden zwei Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen.



Bild 1: Endlage des Helikopters

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen des Piloten und der Flughelfer verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Am Montagmorgen, den 11. Oktober 2004, war der Helikopter HB-XQA in Feschel im Kanton Wallis im alltäglichen Holztransport (*logging*) Einsatz. Die beiden für diesen Tag eingeteilten Piloten hatten die Übergabe der Maschine für 13:30 Uhr vereinbart. Um seine Arbeitsschicht ruhig und mit Übersicht anzugehen, war der zweitfliegende Pilot wie gewohnt bereits etwas früher, gegen 11:30 Uhr, beim Transportplatz. Während des Mittagessens vor Ort schaute er seinem Kollegen beim *logging* zu und verfolgte die Arbeit seiner Kollegen am Funk.

Kurze Zeit später wurde er vom Erstfliegenden gefragt, ob er die Maschine übernehmen könne. Nach einer kurzen Arbeitsbesprechung wurde der Helikopter ohne Beanstandungen übergeben. Der zweitfliegende Pilot startete um 12:27 Uhr mit der HB-XQA, um den Transport in Feschel abzuschliessen. Um 14:15 Uhr landete der Pilot und stellte das Triebwerk ab. Die geleistete Arbeit wurde mit der beteiligten Bodenmannschaft besprochen.

Zur gleichen Zeit bereiteten sich andere Flughelfer der Firma und Forstpersonal in Grandvillard im Kanton Fribourg auf ihren Einsatz vor.

Nach der Bereitschaftsmeldung dieser Mannschaft startete der Pilot um 15:12 Uhr zum Überflug nach Grandvillard. Wegen der gemeldeten und in Richtung Berner Alpen sichtbaren Bewölkung entschied er sich für einen Flugweg entlang des Rhonetals und Bulle. Auch über dem neuen Einsatzgebiet ungefähr 2 km südöstlich von Grandvillard hatte es Wolken, die Wolkenbasis jedoch war im Steigen begriffen und wurde vom Piloten nach einer kurzen Rekognoszierung des Holzschlags und des Abladeplatzes als nicht einschränkend für den Holztransport beurteilt. Der Pilot landete am Betankungsplatz für ein Auftanken bei laufendem Triebwerk (*hot-refueling*).

#### 1.1.3 Flugverlauf

Wenige Minuten nach der Landung war der Helikopter wieder mit 800 lb Treibstoff aufgetankt und bereit für den Holztransport. Diese Menge Treibstoff erlaubte es dem Piloten, ungefähr 60 Minuten zu fliegen und dann immer noch über eine Flugzeitreserve von 20 Minuten zu verfügen. Der Pilot sagte, er lande immer mit mindestens 200 lb Treibstoffreserve an Bord, um auf der sicheren Seite zu sein.

Wie gewöhnlich wurden die Holzstämme im Hang des Holzschlags aufgenommen und zum Abladeplatz, dem Polter, geflogen. Am Waldhügel arbeiteten drei Helfer (*hookers*), welche die Stämme mit einer Struppe versahen und in die Klinke einhängten, zusammen mit zwei Helfern (*loggers*), welche das Holz bereitstellten. Am Abladeplatz nahmen zwei Helfer beim Polter (*riggers*) das Holz in Empfang und befreiten die Stämme von den Struppen (*chokers*) mithilfe eines Traktors.

In einer Linksvolte brachte der Pilot die Holzerklinke am 50 m Lastenseil (*longline*) über eine ansteigende Hügelkrete hinweg zum *hooker*. Die eingehängten Stämme mit einer Gesamtmasse von 2 – 2,2 t wurden in Richtung Tal aufgezo- gen und wieder in einer Linkskurve dem Tal entlang zum nur 500 m entfernten und etwa 120 m tiefer liegenden Polter geflogen. Alles lief rund, Helikopter und Helfer waren immer in Bewegung. Die Wolkenbasis veränderte sich fortlaufend, ohne den Ablauf jemals zu stören.

Die kleine Distanz zwischen Holzschlag und Polter ergab sehr kurze Umlauf- oder Rotationszeiten von ungefähr 2 Minuten. Der Pilot gab zu Protokoll: „*The turns were short, it was easy for me, but hard on the ground crew.*“

Ungefähr 22-23 Rotationen oder gut 50 Minuten später meldete der Pilot seiner Bodenmannschaft, dass ihm bis zum Auftanken noch 10 Minuten Flugzeit blie- ben. Die aktuelle Treibstoffmenge von 300 lb sollte noch für 4-5 Rotationen rei- chen.

Dann, beim Aufziehen der nächsten Last, 3-4 ideal gelegenen Holzstämmen, spürte der Pilot, dass etwas nicht so war wie üblich: «*...En construisant la puis- sance, 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.*» [Übersetzung: ...Beim Leistungsaufbau in der höher gelegenen Zone spürte ich, dass etwas nicht mehr ging...Bis 50 PSI Leistung ging alles gut, an- schliessend hörte ich eine rasche Schwankung der Rotordrehzahl mit einem cha- rakteristischen Geräusch von Reiben auf Metall.]

Der Pilot hatte, wie immer vor der Lastaufnahme, die Position und das Anhängen der Last durch seitliches Hinunterschauen beobachtet. Solange alles normal verlief, warf er bei ca. 45 – 50 PSI Drehmoment (*torque*) einen Blick auf die Instru- mente, um den Leistungsaufbau zu kontrollieren. Dann war sein Blick wieder draussen bei der Last und den Hindernissen. Der Pilot: «*...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 enten- du les bruits de fluctuation, j'ai certainement baissé le collectif et ai laissé le twistgrip à 100 %.*» [Übersetzung: ...Allerdings habe ich aufgrund des anormalen Geräusches nicht mehr hinunter geschaut. Ich kann mich nicht daran erinnern, gesehen zu haben, dass eine Warnlampe oder der *master* aufgeleuchtet hätte. ...Ich halte fest, dass ich sicherlich den kollektiven Blattverstellungshebel gesenkt und den *twistgrip* bei 100 % gelassen habe, als ich die Schwankungsgeräusche gehört habe.]

Nach der Beschreibung seiner Flughelfer war die Last bereits auf ca. 1 m Höhe, als sie begann, wieder auf den Boden zurückzusinken.

Der Pilot wollte sofort klinken, hielt aber inne, weil er seine Kollegen am Boden nicht gefährden wollte: «*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.*» [Übersetzung: ...Während eines kurzen Moments wollte ich die Last nicht zu rasch fallen lassen, da ich an meine Kollegen am Boden dachte. Ich wollte, dass das Holz nach vorne fällt und nicht gegen meine Kollegen. Anschliessend wollte ich die Last wieder mit der mechanischen Klinke, welche sich unter dem kollekti- ven Blattverstellungshebel befindet, fallen lassen, da dies am Sichersten ist.]

Der Helikopter bewegte sich nach vorne und etwas nach rechts, die Stämme kippten nach vorne.

Die ersten Versuche zum notfallmässigen Abwurf der Last inklusive *longline* waren nicht erfolgreich. Der Pilot: «*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.*» [Übersetzung: Im Moment, als ich die Last abhängen wollte, habe ich wohl gespürt, dass es sich nicht sofort löste, ich musste es viermal versuchen. Beim vierten Mal habe ich ein wenig den kollektiven Blattverstellwinkel erhöht, um die Maschine wieder nach vorne zu bewegen, was bestimmt eine weitere Senkung der Drehzahl zur Folge hatte. Zu diesem Zeitpunkt war ich zu tief, um die Maschine wieder aufzurichten, deren Nase in Richtung der Bäume zeigte.]

Die Nase des Helikopters zeigte bereits steil in Richtung Boden, als sich das Lastenseil von der Klinke am Helikopterrumpf (*belly hook*) nach einem nochmaligen leichten Ziehen des Piloten am kollektiven Blattverstellungshebel (*collective*) endlich löste.

Die Flughelfer hörten beim Wegtauchen des Helikopters einen veränderten Rotorlärm.

Der Pilot konnte das Zeigerbild des kombinierten Triebwerk- und Rotordrehzahl-instrumentes beschreiben: «*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.*» [Übersetzung: Ich erinnere mich, rasch auf das Instrumentenbrett geschaut zu haben...Ein Zeiger stand auf 9 Uhr, ich weiss nicht mehr welcher, der andere auf 6 Uhr.] Er hörte den Warnton, der bei einer zu tiefen Rotordrehzahl ausgelöst wird (*low RPM horn*).

Der Helikopter stürzte mit der Nase voran zwischen die Bäume auf den Waldboden.

Der Pilot wurde beim Aufprall schwer verletzt und der Helikopter zerstört.

Es entstand geringer Waldschaden.

## 1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	---	---	---	---
Erheblich	1	---	1	---
Leicht	---	---	---	---
Keine	---	---	---	---
Gesamthaft	1	---	1	---

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

**1.4 Drittschaden**

Es entstand geringer Waldschaden.

**1.5 Angaben zu Personen**

## 1.5.1 Pilot

Person

Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1968

Lizenz

Ausweis für Berufspiloten auf Helikopter CPL (H) ICAO, erstmals ausgestellt durch das BAZL am 11.05.1999, gültig bis 19.01.2005.

Berechtigungen

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

Internationale Radiotelefonie für Flüge nach Sichtflugregeln RTI (VFR/IFR)

Nachtflug NIT (H)

Gebirgslandung MOU (H)

Medizinisches Tauglichkeitszeugnis

Klasse 1, ohne Einschränkungen

Letzte fliegerärztliche Untersuchung

15.01.2004

## 1.5.1.1 Flugerfahrung

Gesamthaft

4923 h

Auf dem Unfallmuster

3000 h

Während der letzten 90 Tage

Mehr als 90 h

Davon auf dem Unfallmuster

Mehr als 90 h

Während der letzten 24 h

1:35 h

Davon auf dem Unfallmuster

1:35 h

*Logging longline*, Gesamthaft

3189 h

## 1.5.1.2 Besatzungszeiten

Dienstzeit am Vortag

frei

Ruhezeit

mehr als 8 h

Flugdienstzeit im Unfallzeitpunkt

ca. 5 h

Flugzeit

1:35 h

**1.6 Angaben zum Luftfahrzeug**

Eintragungszeichen

HB-XQA

Luftfahrzeugmuster

Kaman K-1200 K-MAX

Charakteristik

Einsitziger turbinengetriebener Transporthelikopter mit *intermesher rotor system* (*intermeshing* = ineinander, verwebend, überlappend).

Der K-1200 verfügt über zwei zweiblättrige Rotoren, welche lateral an separaten Masten und mit einer Phasendifferenz von 90° montiert und durch ein gemeinsames Getriebe angetrieben werden. Weil die gegeneinander drehenden Rotoren ihre Drehmomente gegenseitig aufheben, benötigt dieser Helikopter keinen Heckrotor.

Hersteller	Kaman Aerospace Corporation, USA
Baujahr	1994
Werknummer	A94-0008
Eigentümer	Rotex Helicopter AG, Rheinstrasse 2, FL-9496 Balzers
Halter	Rotex Helicopter AG, Rheinstrasse 2, FL-9496 Balzers
Triebwerk	Honeywell (Textron Lycoming) T5317A-1 S/N LE-81011; max. Leistung 1500 SHP
Ausrüstung	Lasthaken mit Wägesystem. Primär Lasthaken K931204-001, Seriennummer W/D-890, montiert an der Helikopter Zelle. Doppelklinke montiert an einer <i>longline</i> von ca. 50 m Länge. Die Masse der zuletzt geflogenen Last betrug 5260 lb (2390 kg).
Betriebsstunden Zelle	TSN: Hobbs Meter (Betriebsstunden-Zähler) 11 030,5 h Landungen: nicht erfasst
Betriebsstunden Triebwerk	TSN: 6807 h <i>gas producer</i> 32 430 <i>cycles</i> <i>compressor</i> 5184 <i>cycles</i> <i>power turbine</i> 4360 <i>cycles</i>
Höchstzulässige Abflugmasse	Ohne Aussenlast:                6500 lb (2948 kg)  Mit abwerfbarer Aussenlast: 12 000 lb (5443 kg)
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters mit Aussenlast im Unfallzeitpunkt betrug 10 920 lb oder 4964 kg.  Sowohl Masse als auch Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Am 03.02.04 bei Hobbs Meter 10 135 h: Installation des Hauptgetriebes P/N K974002-101 S/N A18-33  Am 25.06.04 bei Hobbs Meter 10 526 h: 1200 h Inspektion des Lasthakens

	<p>Am 20.09.04 bei Hobbs Meter 10 900 h:          Installation des Triebwerkes          S/N LE-081011; TSN 6677 h          Installation der <i>clutch assembly</i>          P/N K974002-701; S/N A 1023;          TSN 984.2 h TSO 0.0 h          Installation der <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 inch</i>  <i>Transmission side: 0.176 inch</i></p> <p>Am 30.09.04 bei Hobbs Meter 10 970 h:          50/300 h <i>lubrication</i> durchgeführt. 100 h          Inspektion der Zelle und des Triebwerkes          sowie Sichtkontrolle der Lastenzange be-          scheinigt.</p> <p>Am 07.10.04 bei Hobbs Meter 11 008 h:          50 h <i>lubrication</i> inklusive durchgeführt.          Triebwerk <i>readjustement</i> durchgeführt.</p> <p>Am 11.10.04, am Unfalltag, wurden die          LTA 2004 – 269 <i>M/R grip inspection</i>  <i>SB 109</i> und LTA HB 99-643 <i>clutch inspec-</i>  <i>tion AFM 3-7</i> im Flugreisebuch bescheinigt.</p>
Treibstoffqualität	<p>Flugpetrol JET A1</p> <p>Der Gefrierpunkt und die elektrische Leitfähigkeit lagen ausserhalb der Spezifikation. Die Kristallbildung bei der Bestimmung des Gefrierpunktes entsteht erfahrungsgemäss bei geringen Verunreinigungen (z.B. durch Dieseltreibstoff).</p>
Treibstoffvorrat	266 lb oder 150 l. Dies entspricht einer Flugzeit von ca. 25 Minuten.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 07.04.1997
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 10.04.1997, gültig bis auf Widerruf
Zulassungsbereich	<p>Im nichtgewerbsmässigen Einsatz:          VFR bei Tag / VFR bei Nacht</p> <p>Im gewerbsmässigen Einsatz:          VFR bei Tag</p>
Letzte Zustandsprüfung	Ausgeführt durch das BAZL am 13.02.2001

### 1.6.1 Konstruktionsmerkmale und Zulassungsbasis des Helikopters K-1200

Der Helikopter K-1200 wurde durch die Firma Kaman als Transporthelikopter entwickelt. Im *rotorcraft flight manual* (RFM) steht dazu: "*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.*"

Die Typenzulassung nach FAR 21 und FAR 27 durch die Federal Aviation Administration (FAA) erfolgte am 30. August 1994.

### 1.6.2 Triebwerk

#### 1.6.2.1 Beschreibung des Systems

Der Helikopter K-MAX ist mit einem Zweiwellen-Turbinentriebwerk vom Typ Honeywell T5317A-1 ausgerüstet. Das Triebwerk besteht aus einer zweistufigen Arbeitsturbine (*free power turbine* N2) und einem zweistufigen Gasgenerator (*gas producer turbine* N1), welche einen kombinierten Axial- und Zentrifugal-Kompressor antreibt. Eine konstante N2 Drehzahl wird je nach Belastung durch eine variierende N1 Drehzahl erreicht.

Die N1 wird vom Drehgriff (*twist-grip throttle*) des Piloten am *collective* über verschiedene Steuergestänge bis zur Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit* – FCU) geregelt.

Der *twist-grip throttle* hat vier verschiedene Betriebsrasten für den Piloten: *OFF*, *GRD IDLE*, *FLT IDLE* und *FLY*.

Von der Position *FLY* wird die *OFF* Position des *throttle* durch nach hinten Ziehen und gleichzeitigem nach rechts Drehen des Drehgriffs über die anderen drei Rasten hinaus erreicht.

1.6.3 Kupplungseinheit  
 1.6.3.1 Beschreibung des Systems

Die Funktion der Kupplungseinheit besteht einerseits darin, das Drehmoment des Triebwerks zur Getriebeeinheit zu übertragen, andererseits soll der Freilauf der Kupplung die Trennung von Antrieb und Rotorsystem im nichtangetriebenen Flugzustand (*power off*) gewährleisten.

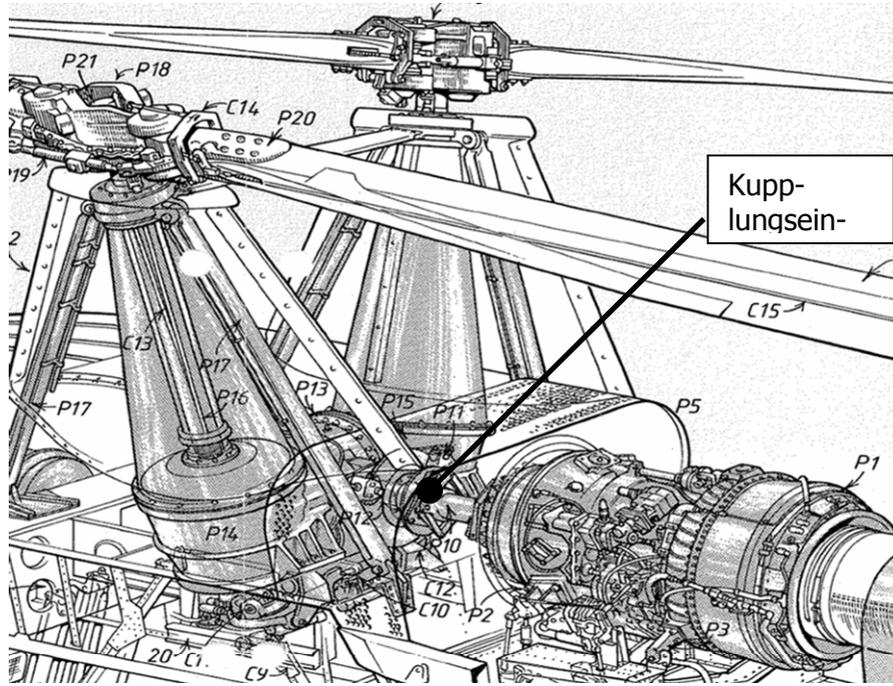


Bild 2: Schematische Darstellung des Triebwerks, der Kupplungs- und der Getriebeeinheit und bei- der Hauptrotoreinheiten.

Die Kupplungseinheit (*clutch assembly*) ist zwischen dem KAflex Antriebswellen- teil (*KAflex coupling*) und dem Hauptgetriebeeingang (*input pinion*) positioniert.

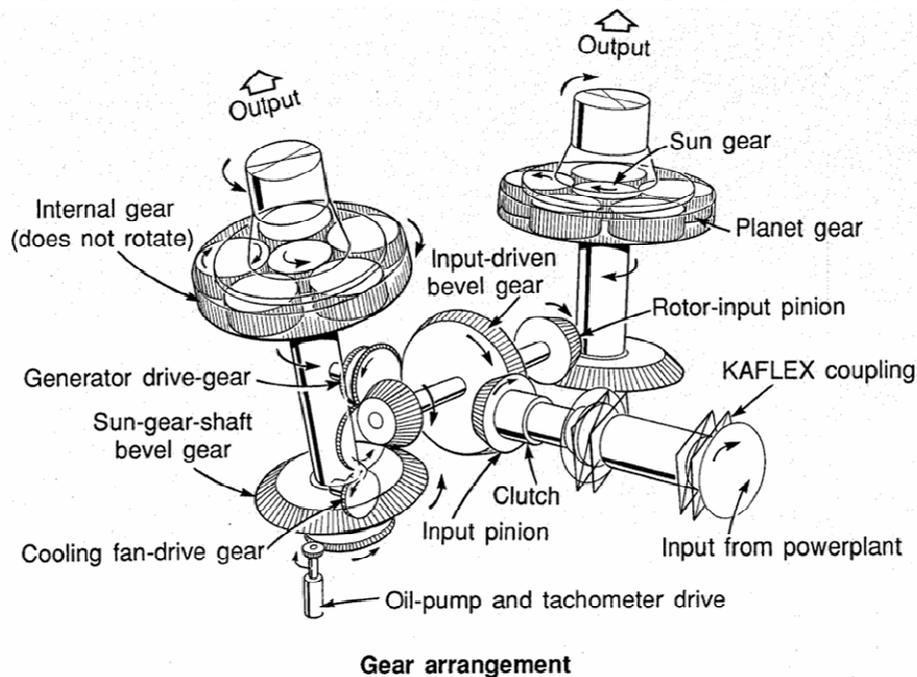


Bild 3: Schematische Darstellung der Kupplungs- und Getriebeanordnung.

Zusätzliche Informationen:

*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*

Die installierte Kupplungseinheit, ausgeführt als Überholkupplung, auch Freilauf genannt, ist bestückt mit 33 Klemmkörpern (*sprags*). Diese Klemmkörper übertragen das Drehmoment der Antriebswelle zum Eingang des Hauptgetriebes nur in einer Drehrichtung durch Reibung kraftschlüssig. Freiläufe sind drehrichtungs-betätigte Kupplungen, das heisst, das Ein- oder Auskuppeln erfolgt automatisch, abhängig von der relativen Drehrichtung der Antriebs- und der Abtriebsseite. Der Aussenring dieser Kupplung kann sich gegenüber dem Innenring in einer Richtung frei drehen.

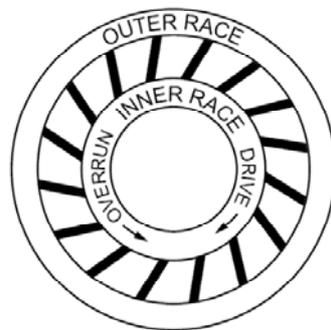


Bild 4: Schematische Darstellung der Kupplungseinheit

Bei Drehung in entgegengesetzter Richtung verspannen die Klemmkörper den Innen- und Aussenring gegeneinander. Durch diese radiale Verspannung ist eine schlupffreie Kraftübertragung gewährleistet.

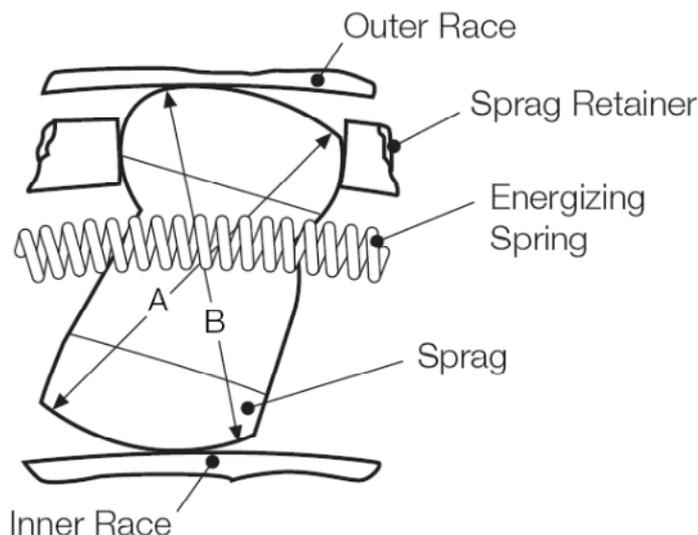


Bild 5: Schematische Darstellung der Funktionsweise der Kupplungseinheit, bestehend aus folgenden Hauptbauelementen:

<i>Outer race</i>	- Aussenring
<i>Inner race</i>	- Innenring bzw. Welle
<i>Sprag</i>	- Klemmkörper
<i>Sprag retainer</i>	- Käfig
<i>Energizing spring</i>	- Feder

Die diagonale Dimension A ist grösser als B.

Der Hersteller der Kupplungseinheit beschreibt die Funktionsweise wie folgt:

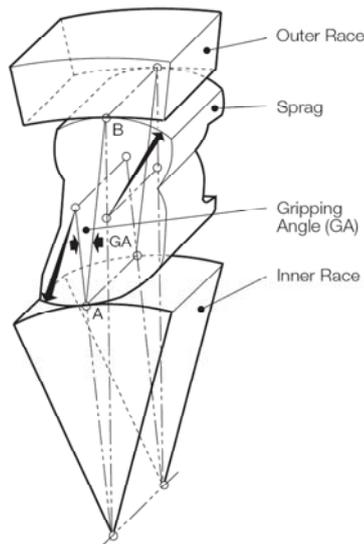


Bild 6: Geometrie der Klemmkörper mit *gripping angle* – GA

*„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 Zusätzliche Unterhalts- und Betriebsanweisungen des Helikopterherstellers

Der Helikopter war mit einer Kupplungseinheit P/N K974002-701 S/N A1023 und einer Freilaufkupplung P/N K974110-003 S/N 093 ausgerüstet.

In den Jahren 1998 bis 2004 wurden im Zusammenhang mit der Kraftübertragungs-/Kupplungseinheit vom Hersteller und den Luftfahrtbehörden unter anderem folgende Informationen, Bulletins und Lufttüchtigkeitsanweisungen publiziert. Diese werden nachfolgend auszugsweise wiedergegeben.

##### 1.6.4.1 KAMAN SERVICE LETTER 98-012

Ausgabedatum: 21. Dezember 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 BULLETIN No. 081 MANDATORY ACTION

Ausgabedatum: 11. November 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 BAZL LTA HB 99-643, FAA AD 99-26-04

Inkraftsetzung: 21. Dezember 1999 Lufttüchtigkeitsanweisung 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

Ausgabedatum: 15. März 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

Ausgabedatum: 21. Juni 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

Ausgabedatum: 21. Juni 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

Ausgabedatum: 29. Juni 2000

*"As we advised you by Notice to Operators dated June 15, 2000 Rotax 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

Ausgabedatum: 30. Juni 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

Ausgabedatum 7. Juli 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

Ausgabedatum: 12. Juli 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

Ausgabedatum: 13. Juli 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

Ausgabedatum: 14. Juli 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

Ausgabedatum: 14. Juli 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

Ausgabedatum: 22. August 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 it's 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 fleetwide 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

Ausgabedatum: 1. November 2001 und 23. Juli 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

Ausgabedatum: 23. Juli 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

Ausgabedatum: 23. Juli 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 Audio Warnsystem

Nach diversen Vorfällen im Bereich der Freilaufkupplung dieses Helikopters hat der Hersteller mit der Installation eines *aural warning system* – AWS das bestehende Warnsystem (*caution advisory system*) mit hörbaren Warnungen ergänzt. Die entsprechenden Servicebulletins SB 094R1 und SB 102 wurden im Mai 2003 im Helikopter HB-XQA durch Techniker des Herstellers umgesetzt.

Der Zweck des AWS bestand hauptsächlich darin, Drehzahlunterschiede von der Triebwerkseite zur Haupttriebeseite der Kupplung akustisch zu melden und elektronisch aufzuzeichnen.

Folgende Warnungen wurden durch dieses System generiert:

1. *Fire, Fire, Fire*
2. *Torque high*
3. *Torque low*
4. *Clutch overrun* (Drehzahl haupttriebeseitig höher als triebwerkseitig)
5. *Slipping clutch* (Drehzahl triebwerkseitig höher als getriebeseitig)
6. *High Rotor RPM*
7. *Low Rotor RPM*

Trotz verschiedenster Einstellungsversuche für die Warnung „3. *Torque low*“ und Unterstützung durch den Hersteller mit einem Austauschgerät inklusive Überprüfung der Kabelinstallation des Helikopters machte die Funktion des AWS im operationellen Betrieb Schwierigkeiten:

- Es gab bereits bei 14 – 16 psi Drehmoment Warnungen für *torque low*, obwohl die manuellen Einstellungen nur bis maximal 10 psi möglich waren. Diese Warnung war für die Piloten während der Kommunikation mit der Bodenmannschaft im Lastenbetrieb sehr verwirrend.
- Trimmknopfbetätigung am *cyclic stick* aktivierte Fehlmeldungen wie *torque high*.
- Drücken des Wagezählers für den Printer am *collective* ergab Rutschzählungen (*slippages*).
- Auf Anraten des Herstellers erfolgte ein Versuch in Kombination mit dem ursprünglichen Warnsystem. In diesem Fall funktionierte die *low RPM* Warnung nicht. Die vorgesehene Drehzahl korrespondierte nicht mit der roten Warnleuchte und der Audio Warnung im Helm des Piloten.

Deshalb wurde erneut das AWS eingebaut, damit zumindest die Warnleuchten normal funktionierten. Die störenden Audio-Warnungen des AWS wurden oft durch Ziehen des Sicherheitsautomaten deaktiviert.

Gemäss dem Betreiber von HB-XQA hatte zumindest ein anderer Betreiber eines K-MAX aufgrund von ähnlichen Problemen sein Warnsystem wieder auf den ursprünglichen Standard vor dem AWS zurückgerüstet.

**1.7 Meteorologische Angaben**

## 1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.7.2 und 1.7.3 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

## 1.7.2 Allgemeine Wetterlage

*Das Wetter in der Schweiz wird von einem Tief über der Bretagne bestimmt. In der Höhe weht ein schwacher Südwestwind und in bodennahen Schichten eine schwache Bise, die die Feuchte in der Grundschicht behält.*

## 1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>1/8 auf 2500 ft AMSL, 4-6/8 auf 5000 ft AMSL, darüber AC und CI</i>	
<i>Sicht</i>	<i>Um 5 km</i>	
<i>Wind</i>	<i>Nordnordost mit 4 bis 6 Knoten, Windspitzen um 10 Knoten; auf 5000 ft AMSL Südwest mit 8 bis 10 Knoten (oberhalb Inversion)</i>	
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>07 °C / 06 °C</i>	
<i>0 °C Grenze</i>	<i>8500 ft AMSL</i>	
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSGG 1015 hPa QNH LSZB 1015 hPa QNH LSZH 1017 hPa</i>	
<i>Gefahren</i>	<i>Teilweise schlechtere Sicht durch tiefliegende Stra- tusfetzen</i>	

## 1.7.4 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 241°	Höhe: 16°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

**1.8 Navigationshilfen**

Nicht betroffen.

**1.9 Kommunikation**

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und der Bodenmannschaft wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

**1.10 Angaben zum Flughafen**

Nicht betroffen.

**1.11 Flugschreiber**

Der Helikopter war weder mit einem Flugdatenschreiber noch mit einem *cockpit voice recorder* ausgerüstet. Diese waren nicht vorgeschrieben.

## 1.11.1 Auswertung Wägesystem

Das Wägesystem zeichnete ab der Startzeit um 16:06 Uhr 23 Rotationen mit einer durchschnittlichen Rotationszeit von 1:59 Min und einem durchschnittlichen Gewicht von 2133 kg. Die letzte aufgezeichnete Last wog 2390 kg, die Aufzeichnung erfolgte um 16:51 Uhr, die letzte *turn time* zeigte 2:15 Min.

*Cargo hook indicator*: kein *ball flag* sichtbar.

*C30 onboard indicator*: Daten zeigten keine Überschreitung von Maximalgewichten.

## 1.11.2 Auswertung Torque Indicator

*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 Auswertung NG Indicator

*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 Auswertung EGT Indicator

*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 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle**

## 1.12.1 Unfallstelle

Unfallort	"Petit Truyo", Grandvillard/FR
Schweizer Koordinaten	573 580 / 152 780
Geographische Breite	N 046° 31' 32.9"
Geographische Länge	E 007° 05' 39.5"
Höhe	1040 m/M 3412 ft AMSL
Koordinaten Holzschlag	573 600 / 152 800
Koordinaten Betankungsplatz	574 100 / 152 650
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1245, Blattname Château-d'Oex, Massstab 1:25 000

## 1.12.2 Aufprall

Der Helikopter prallte nach Erstkontakt mit zwei Bäumen in steiler *nose down* Lage mit der Nase der Zelle und Querlage rechts auf dem Waldboden auf. Der Aufprall wurde durch den Kontakt der drehenden Hauptrotorblätter und der Zelle mit den Bäumen gedämpft (siehe Bild 1).

## 1.12.3 Feststellungen am Wrack

Für den Unfall relevante Fakten sind nachfolgend aufgeführt:

Lastenzange am Helikopter (*belly cargo hook*): Nach dem Unfall wurden am Lasthaken keine Holz- oder Erd-Rückstände vorgefunden. Die Klinke konnte nur mit grossem Kraftaufwand mechanisch gelöst werden. Die Lastenleinschlaufe der Nylon Struppe (Typ 3 t) war mit einem Textilschlauch als Scheuerschutz überzogen, welcher an der Auflagestelle aufgescheuert war und Reibungsspuren aufwies (siehe Bildanlage L und M). Beim Lasthaken war die Anschlagbefestigung (*bumper*) beschädigt, der Haken liess sich nur mit Schwierigkeiten auslösen (siehe Bildanlage L und M).

Die Stelle der Sicherungsautomaten (*circuit breaker* – CB) für das elektrische Auslösen der *belly cargo hook* war rot markiert. Es konnte nicht festgestellt werden, ob die beim Unfall abgescherten Sicherungsautomaten vor dem Unfall gestossen oder gezogen waren.

Feuerwarnsystem: Der *fire loop* war ohne Beschädigung. Am Helikopter wurden keine Brandspuren festgestellt, das Warnsystem war funktionsfähig.

Treibstofftank: Der Tank war ohne Beschädigung, die Ventile *fuel supply valve* und *drain breakaway valve* waren funktionstauglich.

Treibstoffsystem: Der Hauptschalter (*fuel/oil master switch*) war ausgeschaltet, das Hauptventil (*fuel valve*) offen und der Sicherungsschalter (*fuel pump master circuit breaker*) ausgeschaltet.

Treibstoffanzeige: Die festgestellte Restmenge betrug ca. 150 l. Die Druck- und Mengenanzeige (*fuel pressure and quantity gauges*) war auf Position 0.

Treibstofffilter und Leitungen: Es konnten keine Beschädigungen festgestellt werden. Alle starren und flexiblen Leitungen waren intakt, der Treibstofffilter war nass und keine Verschmutzung feststellbar.

Haupttreibstoffleitung zur Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit* – FCU): Kerosin wurde in Leitung und der FCU festgestellt.

Hydraulik: Der *collective limiter accumulator* war intakt. Diverse Leitungen waren verbogen, es wurde kein Ölverlust festgestellt.

Akustisches Warnsystem (*aural warning system* – AWS): Dieses war in der Rückwand des Cockpits eingebaut und deaktiviert.

Zusätzliche Instrumentenkonsole aussen (*external instrument panel*): Diese war auf der rechten Seite für das Fliegen nach Vertikalreferenz (*bubble vertical reference*) mit folgenden Anzeigen eingebaut: NG Gasgeneratordrehzahl, *master caution light*, *fire light*, TQ Drehmoment, Lastengewicht, *signal conditioner*. Die Anzeigebbox war leicht beschädigt.

Fahrwerk: Das Bugfahrwerk war stark, das Hauptfahrwerk leicht deformiert.

Zelle: Das Cockpit war hinter der Pilotenstation abgeknickt. Der Heckausleger und die vertikale Stabilisierungsfläche (*tail boom section, vertical fin*) waren geknickt. Die mittlere Struktur war nur leicht beschädigt. Die Getriebestrebe vorne rechts war ausgerissen. Die Turbine und das Getriebe waren noch fest mit der Zelle verbunden.

Rotorsystem: Es konnte kein Indiz für ein Versagen der Steuerung oder vorbestandene Mängel gefunden werden.

Flugsteuerung: Es wurde keine vorbestandene Anomalie der Steuerung festgestellt. Durch den Knick des Cockpits waren diverse Steuerstangen gebrochen.

Rotordrehzahlanzeige: Diese war bei 8% Drehzahl blockiert.

Getriebe: Das Hauptventil des Ölkreislaufs war offen (*oil system: transmission oil cut off valve in open position*). Diverse fixe Leitungen waren verbogen, alle flexiblen Leitungen waren intakt. Die Magnetzapfen an Rotorwellengetriebe und an Getriebeöltank waren ohne Befund. Das Ölreservoir war voll und ohne Befund. Es war leichter Abrieb im Ölfilter feststellbar, die Einspritzdüse (*oil-jet*) für die Kupplungsschmierung (*clutch lubrication*) war funktionstüchtig.

Die Ölpumpe und der *regulator manifold* waren intakt, der Ölkühler und *blower* waren durch den Aufprall beschädigt.

Am Belüftungszapfen des Getriebes waren ausgeprägte Kristalle feststellbar. Das Öl roch stark verbrannt.

KAflex-Antriebswelle (*driveshaft*): Verbindung zu Getriebe und Triebwerk war intakt. Feststellung nach KAflex-Demontage: der Turbinenadapter (*engine power output adapter*) war an der Stelle des geringsten Querschnitts gebrochen.

Kupplung (*clutch*): Beim Drehen des KAflex war massives Raspeln hörbar. Bei der Demontage war verbranntes Öl innerhalb der Kupplung feststellbar. Metallabrieb war innerhalb des *input pinion* sichtbar. Die Lauffläche des Kupplungsaussenrings zeigte eine starke Abnutzung und Eindrücke der *sprags*, die ganze Kupplungseinheit zeigte starke Beschädigung.

Die *sprag*-Oberflächen waren mit sichtbaren Ausbrüchen und thermischen Verfärbungen gekennzeichnet.

Nach der Trennung der Kupplungseinheit von der Antriebswelle wurden sichtbare Beschädigungen der Antriebswellenoberfläche und Ausbrüche von Material festgestellt.

Triebwerk: Es waren keine äusserlichen Mängel feststellbar. Kompressor sowie Leistungsturbine waren frei durchdrehbar. Öffnungen der Turbinen waren ohne sichtbare Beschädigung. Die Verbindung von Triebwerk zu KAflex war an der Stelle des geringsten Querschnitts gebrochen. Es waren keine äusseren Spuren oder Hinweise auf *oil or fuel leak* feststellbar.

*Particle separator*: Es wurden keine Beschädigungen festgestellt. Der *particle separator switch* war ausgeschaltet.

Triebwerkkontrolle: Der Drehgriff am *collective* war in einer Mittelstellung.

*Collective fuel control switch* war auf Normalstellung.

*N2 RPM actuator* war auf Maximum ausgefahren.

N1 und N2 Steuerstangen waren normal eingebaut, jedoch durch Cockpit-Knick an der Rückwand deformiert. Die Einstellung N1 *rigging* war auf ca. 50% *fuel control* Position.

Instrumente: NG, EGT, *torque indicator* siehe 1.11.

Triebwerköl: Der Öltank und die Leitung zum Triebwerk waren intakt. Der Ölkreislauf war geschlossen, das Triebwerköl zeigte keine Auffälligkeiten.

Magnetzapfen: Am Öltank-Magnetzapfen war kein Abrieb feststellbar.

#### 1.12.3.1 Untersuchung am Triebwerk

Die Montage- und Aufhängepunkte des Triebwerks zeigten weder Risse noch Deformationen. Der Ölfilter *pop out* befand sich in Normalposition (*no filter clogging*). Öl- und Treibstoffleitungen sowie elektrische Stecker zeigten keine Anomalien.

Im Brennkammergehäuse befanden sich kleine verbrannte Holzpartikel.

Die visuelle Inspektion der *hot-section* (Brennkammergehäuse, Power Turbine Stufe und Leitstufen) ergab keine anormalen Feststellungen. Bei der Kontrolle mit dem Boroskop wurden keine Beschädigungen festgestellt.

Die Gasturbine sowie die N2 *powerturbine* waren nach der *powershaft*-Demontage frei durchdrehbar und ohne Beschädigung.

#### 1.12.3.2 Untersuchung an der Lastenzange

Die Lastenzange (*belly cargo hook*) und insbesondere der Anschlagdämpfer zeigten keine Rückstände von Holz oder Erde und keine mechanischen Verformungen der Lastenzange.

Aufgrund der Schwergängigkeit des Lasthakens (*load beam*) und der offensichtlichen Beschädigung des Anschlagdämpfers aus Kunststoff wurde die Lastenzange näher untersucht. Beim Öffnen des Lasthakens waren erhöhte Reibungskräfte feststellbar. Bei der Demontage der Seitenplatten wurde festgestellt, dass der gelbe Kunststoffdämpfer durch den verkrümmten Stahlstift zwischen den beiden Seitenplatten des *belly cargo hook* festgehalten wurde. Die Wirkung des verkrümmten Stahlstifts war ähnlich der eines gefederten Widerhakens. Nachdem der Anschlagdämpfer durch einen Gegenstand nach innen gedrückt wurde, wirkte der verkrümmte Stahlstift wie eine Sperre, welche die Retourbewegung des Anschlagdämpfers in die Ursprungslage verunmöglichte. Anhand des Abriebs und der Verformung des gelben Anschlagdämpfers (Bild N, O, Q) wird deutlich, dass die Verkrümmung des Stahlstifts nicht durch den Unfall entstanden ist. Eine entsprechende Verkrümmung des Stahlstifts durch den Lasthaken ist nicht möglich. Der Kontakt des Lasthakens mit dem Anschlagdämpfer bewirkte eine erhöhte Reibung und erklärt die Schwergängigkeit.

Die deutlichen Reibspuren ähnlich einer blank polierten Oberfläche am Lasthaken zeigen, dass dieser Kontakt mit dem Anschlagdämpfer nicht ein einmaliges Ereignis gewesen sein kann (Bild N).

Die Konstruktion sieht nur im Endanschlag des geöffneten Lasthakens einen parallelen Flächenkontakt vor. Der Öffnungsvorgang des Lasthakens darf nicht behindert werden (Bild P).

Nachdem im Rahmen der Untersuchung die Lastenklinke ohne Anschlagdämpfer wieder montiert wurde, funktionierte der Öffnungsvorgang normal.

### 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Der Pilot erlitt schwere Beinverletzungen.

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.

### 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

### 1.15 Überlebensaspekte

#### 1.15.1 Allgemeines

Die feste Cockpitstruktur aus Leichtmetall und die Qualität des Pilotensitzes mit dem festen Gurtsystem machten den Unfall überlebbar. Durch den steilen Aufprall wurde die Zelle am Bug eingedrückt, was die schwere Beinverletzung des Piloten verursachte.

#### 1.15.2 Sitz, Gurtzeug und Helm des Piloten

Der auf grosse Beschleunigungswerte (15 g transversal, 26 g vertikal, 3,2 g lateral) getestete Pilotensitz und das Fünfpunkte-Gurtzeug hielten dem starken Aufprall stand.

Der Helm vermochte den Piloten vor Kopfverletzungen zu schützen.

#### 1.15.3 Rettung

Der Pilot wurde durch die Mitarbeiter des Flugbetriebsunternehmens geborgen. In der Meinung, er sei nicht schwer verletzt, wurde über die Telefonnummer 144 eine Ambulanz angefordert. Die Besatzung der Ambulanz musste sich in unwegsamem Gelände zu Fuss an die Unfallstelle begeben.

Um 17:15 Uhr meldete das Flugbetriebsunternehmen bei der Rega den Unfall und teilte gleichzeitig mit, dass der Pilot geborgen und unterwegs ins Spital sei.

Um 18:00 Uhr forderte der vor Ort eingetroffene Polizist einen Rettungshelikopter an. Dieser traf um 18:24 Uhr von der Basis Lausanne herkommend am Unfallort ein und führte eine Windenaktion durch. Der Patient wurde anschliessend in das Universitätsspital Lausanne überführt, wo die Landung des Rettungshelikopters um 19:13 Uhr erfolgte.

Infolge der Fehlinterpretation der Situation unmittelbar nach dem Unfallgeschehen und der Fehlinformation über die Bergung des Verletzten dauerte die ganze Aktion 2 Stunden 21 Minuten.

Wäre der Rettungshelikopter unverzüglich nach dem Unfall alarmiert worden, hätte der Patient rasch erstversorgt und ca. eine Stunde früher ins Spital geflogen werden können.

#### 1.15.4 Notsender

Das Flugzeug war mit einem Notsender ECB-302 ausgerüstet. Das Gerät wurde durch die Hilfskräfte nach dem Unfall deaktiviert.

## 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Es wurde eine werkstofftechnische Untersuchung und Beurteilung verschiedener Schadensteile und des Schmierstoffs der *transmission assembly* vorgenommen.

Neben der Analyse der Schadensteile aus HB-XQA und des Schmierstoffs wurden zum Vergleich auch Neuteile und zur Revision vorgesehene Teile aus demselben Helikopter untersucht.

### 1.16.1 Untersuchung des Turbinenadapters

Untersucht wurden das Adapterbauteil K974182-011 S/N 0042C und die dazugehörige Schraube. Von beiden Teilen wurden die Materialqualität und der Vergütungszustand bestimmt. Die Bruchflächen beider Teile wurden mikrofraktographisch untersucht.

Bei den Bruchflächen beider Bauteile handelt es sich um Gewaltbrüche. Die Bruchfläche der Schraube zeigt das ausgeprägte Muster eines unter Torsion entstandenen Bruches.

Gefügebau, Materialzusammensetzung, Härte und alle Abmessungen des Adapters entsprechen den Spezifikationen. Materialzusammensetzung und Vergütungszustand der Schraube entsprechen üblichen Werten.

### 1.16.2 Untersuchungen und Berechnung der Freilaufkomponenten

Die beschädigten Teile der Freilaufkupplung wurden ausgemessen sowie metallurgisch und mikrofraktographisch untersucht. Zu Vergleichszwecken wurden baugleiche Neuteile sowie für eine Revision vorgesehene gebrauchte Teile in die Untersuchung einbezogen. Berechnet wurden ebenfalls die festigkeitsmässige Beanspruchung des Freilaufs und deren Einzelteile.

Die nachfolgenden Angaben und Betrachtungen beziehen sich in erster Linie auf die *sprag assembly* und deren Einzelteile.

#### 1.16.2.1 Konformität der Herstellung

Gemäss Kaman war der Hersteller der Klemmkörper aus Gründen der Geheimhaltung nicht bereit, die detaillierten Fabrikationszeichnungen mit den entsprechenden Formtoleranzen zur Verfügung zu stellen. Die Klemmkörper konnten deshalb nicht auf Konformität zur Fabrikationszeichnung beurteilt werden. Die übrigen untersuchten Bauteile entsprachen hinsichtlich Masshaltigkeit und Oberflächenqualität den in den Fabrikationsunterlagen des Herstellers spezifizierten Daten. Eingehalten wurden ebenfalls die Fabrikationstoleranzen. Die vorgegebenen Fabrikationsdaten dieser Teile entsprachen dem Stand der Technik.

#### 1.16.2.2 Konformität des Materials

Sämtliche untersuchten Teile entsprachen hinsichtlich Material der spezifizierten Qualität. Dasselbe gilt für die Materialhärte. Bei der Untersuchung der Klemmkörper wurde festgestellt, dass die Oberflächen, welche durch Hertz'sche Pressung<sup>1</sup> beansprucht werden, eine dünne Chromkarbidschicht aufweisen (Bildanlage H und I). Diese Beschichtung ist auf der Spezifikation nirgends vermerkt. In öffentlich zugänglichen Publikationen vom Spraghersteller wird darauf hingewiesen, dass *sprags* mit solchen Hartstoffen beschichtet werden.

---

<sup>1</sup> Die Hertz'sche Pressung entspricht der maximalen Kontaktspannung zwischen zwei Körpern.

## 1.16.2.3 Schadenbild

Lauffläche der Antriebswelle K974047-005

Die Lauffläche der Welle (Bildanlage A) weist sehr starke Oberflächendefekte auf. Die Oberfläche zeigt ein ausgeprägtes Riefelmuster (Bildanlage B) mit nadelförmigen Ausbrüchen. Die Schmierbohrungen sind zum Teil auf der Lauffläche durch plastische Materialverformungen verengt bzw. verstopft (Bildanlage C und D).

Die nadelförmigen Flitter, die lose in der schadhaften *sprag assembly* aufgefunden wurden, stammen von dieser Lauffläche. Es handelt sich um Ausbrüche aus der Welle K974047-005. Das Gefüge der Flitter ist stark plastisch deformiert. Auf der Lauffläche wurde übertragenes Material von den *sprags* vorgefunden (Bildanlage K).

Die Lauffläche ist ebenfalls plastisch verformt und es wurde Reibmartensit festgestellt (Bildanlage E). Zudem wurden Mikrorisse festgestellt (Bildanlage F). Reibmartensit entsteht, wenn das Material extrem auf Druck beansprucht wird, sich dabei stark verfestigt und durch Gleitreibung lokal erwärmt wird.

Lauffläche des Aussenrings mit *pinion* K974013-013

Die Lauffläche des Aussenrings im Bereich der Bohrung des Aussenrings weist ebenfalls starke Oberflächendefekte auf. Materialausbrüche und Materialübertragungen von *sprags* auf die Lauffläche und Mikrorisse sind nicht feststellbar. Die Beschädigung der Lauffläche ist beim Aussenring wesentlich geringer als bei der Welle.

Klemmkörper aus *sprag assembly* K974110-003

Die Kontaktflächen der *sprags* zeigen starke Beschädigungen. Beide Oberflächen weisen plastische Materialverformungen auf. Es handelt sich um Verschleiss mit zusätzlicher schuppenartiger plastischer Deformation des Materials. Mikrorisse und Materialausbrüche sind nicht feststellbar (Bildanlage G).

## 1.16.2.4 Überprüfung der mechanischen Beanspruchung

Die einzelnen Komponenten der Freilaufkupplung, bestehend aus Welle, Aussenring und *sprags*, wurden in Bezug auf die festigkeitsmässige Beanspruchung im Betrieb berechnet.

Als Grundlage dienen:

- Fabrikationszeichnungen mit Abmessungen und Fabrikationstoleranzen sowie Materialspezifikationen des Herstellers.
- Wissenschaftlich anerkannte theoretische Verfahren für die Berechnung der mechanischen Beanspruchung.
- Allgemein anerkannte zulässige Beanspruchungs-Grenzwerte aus der Praxis.
- Eine statische Beanspruchung bei einer gleichmässigen Verteilung der Spannung, ohne dynamische Einflüsse oder Schockeinwirkung, d.h. bei einem Lastfaktor von 1.0.
- Der Einfluss der elastischen Deformationen der Welle, der Klemmkörper und des Aussenringes wurde nicht berücksichtigt.

- Erste Messung der genauen Geometrie des Kontaktbereiches eines ersten *sprag* mit einer Hochpräzisions-Messmaschine mit einer Genauigkeit von unter 0,001 mm und mit 13 Messpunkten.
- Zweite Messung der genauen Geometrie des Kontaktbereiches eines zweiten *sprag* mit einer Hochpräzisions-Messmaschine mit einer Genauigkeit von unter 0,001 mm und mit mehr als 240 Messpunkten.
- Die Angaben des Herstellers zu Leistung, Drehmoment und Wellendrehzahl.

Ergebnisse:

- Die Berechnung der mechanischen Beanspruchung der Freilaufkupplung ergibt mit den Daten der ersten Messung eine Hertz'sche Pressung zwischen Welle (Innenring) und Klemmkörper von 3375 MPa; berechnet mit den Daten der zweiten Messung beträgt die Hertz'sche Pressung 3155 MPa. Diese Werte sind erfahrungsgemäss zu hoch.
- Die Hertz'sche Pressung zwischen Klemmkörper und Aussenring liegt unter dem vorgängig berechneten Wert und wurde als nicht kritisch erachtet.
- Die maximale Tangentialspannung des Aussenrings errechnet sich zu 193 MPa Zugspannung, diejenige der Welle zu 278 MPa Druckspannung.
- Für das zu übertragende Drehmoment scheint die Grösse des Freilaufes zu klein dimensioniert.

Gemäss der Festigkeitsberechnung des Herstellers ist der Freilauf ausreichend dimensioniert.

#### 1.16.2.5 Analyse des Getriebeöls

Das Getriebeöl, welches den Freilauf des Unfallhelikopters versorgt hat, wurde untersucht und mit neuwertigem Referenzöl verglichen.

Die Untersuchungsergebnisse lassen sich wie folgt zusammenfassen:

Hinsichtlich Infrarotspektrum und Belastbarkeit ist das untersuchte Getriebeöl mit dem Referenzöl identisch.

Das verwendete Getriebeöl enthält Verschleissprodukte aus dem Freilauf.

Das verwendete Getriebeöl erfüllt die an ein DEXRON III Öl gestellten Viskositätsanforderungen nicht. Es weist eine deutlich tiefere Viskosität auf.

Gemäss der Siedeanalyse war das verwendete Getriebeöl nicht durch eine niedrigsiedende Komponente verdünnt.

#### 1.16.2.6 Prozessbeschreibung für die Überholung von Teilen der Kupplungseinheit

In der zur Verfügung gestellten Überholprozessbeschreibung (*input shaft overhaul*) des Herstellers ist kein Beschichtungsprozess ersichtlich.

### 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Der Helikopter war aufgrund seines Einsatzraums oft während mehreren Tagen ausserhalb seiner Unterhaltsbasis stationiert. So fanden Kontrollen und kleinere Unterhaltsarbeiten oft im Gelände in Randzeiten vor und nach dem Flugdienst statt. In den fünf Monaten von Juni bis Oktober 2004 war der Helikopter gemäss Flugreisebuch an 65 Tagen im Gelände ausserhalb eines Flugfeldes abgestellt. In diesen fünf Monaten akkumulierte der Helikopter ca. 570 Flugstunden.

**1.18 Zusätzliche Angaben**

## 1.18.1 Analyse von Unfällen und Vorfällen mit K-1200

In den Jahren 1999 bis 2004 wurden total 17 von den Betreibern gemeldete Zwischenfälle und Unfälle im Zusammenhang mit der Freilaufkupplung dieses Helikopters vom Hersteller in einer Zusammenfassung aufgeführt (siehe Anhang 2).

Dabei kamen zwei Ausführungen der *sprag assembly* zum Einsatz.

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

**1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken**

Keine.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Triebwerk

Den Aussagen der am Unfallgeschehen beteiligten Personen konnte entnommen werden, dass das Triebwerk Leistung abgegeben hatte. Das Schadenbild (siehe Kap. 1.12.3) sowie die näheren Untersuchungen des Triebwerks (siehe Kap. 1.12.3.1), der Treibstoffkontroleinheit und des Treibstoffsystems ergaben, dass das Triebwerk funktionstauglich war und mit Treibstoff versorgt wurde. Die sichtbaren Schäden an Leitschaufeln im Triebwerkeinlass (*variable inlet guide vanes*) waren sehr wahrscheinlich während des Absturzes mit laufendem Triebwerk ins Geäst der Bäume entstanden.

Die aufgefundene, anormale Position des Drehgriffs am *collective throttle* – in einer Mittelstellung zwischen der Position FLY und *flight idle* – muss in Kombination mit dem blockierten, verbogenen und abgeknickten N1 Steuergestänge mit einer mechanischen Gewalteinwirkung im Moment des Aufpralls erklärt werden. Der Pilot war sich seiner verfügbaren Leistung im Moment des Rotordrehzahlabfalls bewusst, die Drehgriffstellung war in der Position FLY.

Der mit einer roten Schutzkappe versehene Notregulationsschalter am *collective* war in der Stellung normal, was darauf hindeutet, dass der Pilot keine Probleme mit der Triebwerkdrehzahl feststellte. Die Aussagen des Piloten vom Moment des Absturzes waren damit konsistent. Der Pilot konnte das Zeigerbild des kombinierten Triebwerk- und Rotordrehzahlinstrumentes beschreiben: «*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.*»



Bild 7: Der grosse Zeiger mit der Bezeichnung „R“ zeigt die Rotordrehzahl und derjenige mit der Bezeichnung „E“ die Turbinenausgangsdrehzahl. Die Darstellung ist in Prozent der Nominaldrehzahlen.

Er hörte den Warnton *low RPM horn*, welcher eine zu tiefe Rotordrehzahl meldet.

#### 2.1.2 Particle Separator

Der *particle separator* wurde intakt aufgefunden. Der Bedienschalter im Cockpit war jedoch ausgeschaltet. Der Pilot erklärte dies damit, dass er in Umgebungsbedingungen frei von Sand, Staub oder anderem Schmutz diesen meistens ausgeschaltet habe. Er bevorzuge in dieser Art von Arbeit den Effekt einer etwas tieferen Triebwerkabgastemperatur (*exhaust gas temperature* – EGT) und etwas mehr zur Verfügung stehender Leistung bei hohem Leistungsbedarf.

Gemäss RFM muss der *particle separator* während dem Flugbetrieb eingeschaltet sein.

### 2.1.3 Freilaufkupplung

Die Freilaufkupplung zeigt sowohl auf der Wellenoberfläche wie auf den *sprags* sehr starken Verschleiss und Oberflächenzerrüttung. Beim Verschleiss handelt es sich um Gleit- wie Wälzverschleiss. Es ist davon auszugehen, dass bei einer derart starken Beschädigung ein sicherer Betrieb nicht mehr gewährleistet ist.

Gemäss den metallurgischen Untersuchungen wurde der Freilauf so hoch belastet, dass das Material einzelner Elemente plastisch deformiert wurde. Diese plastische Deformation war auf den innern Kontaktflächen der Klemmkörper und der Welle sehr ausgeprägt.

Auf der beschädigten Kontaktfläche der Welle wurden Mikrorisse und Materialausbrüche festgestellt. Solche Mikrorisse und Materialausbrüche sind Folge einer Materialermüdung. Die Festigkeitsanalyse ergab eine sehr hohe Hertz'sche Pressung unter Last und eine ungenügende Dauerfestigkeit des Freilaufs im Bereich der Welle und der Klemmkörper.

Da der Hersteller des Freilaufes nicht bereit war, die Fabrikationszeichnungen der Klemmkörper mit der exakten Form und den Herstellungstoleranzen zur Verfügung zu stellen, wurden zwei neuwertige Freilaufelemente auf einer Messmaschine mit höchster Genauigkeit ausgemessen. Die gemessenen Werte wurden mit einer maximalen Abweichung von 1 Mikron erfasst. Basierend auf diesen Messwerten wurde die Festigkeitsanalyse durchgeführt.

Gemäss der Festigkeitsberechnung des Herstellers ist der Freilauf ausreichend dimensioniert. Auffallend bei dieser Berechnung ist, dass die Form des Klemmkörpers von der in der Untersuchung mit höchster Präzision gemessenen abweicht. Die vom Hersteller verwendete Geometrie des *sprag* beeinflusst das Resultat seiner Berechnungen in positiver Weise.

Die elastische Deformation der Freilaufelemente reduziert die Hertz'sche Pressung, erhöht jedoch den Lastfaktor. Diese Deformation wurde nicht berücksichtigt, weil sie ungleichmässig verteilt und nur schwer messbar bzw. berechenbar ist.

### 2.1.4 Überholung von Teilen der Kupplungseinheit

Grundsätzlich ist eine Revision des Bauteils K974047-005 als kritisch zu beurteilen, da eine geometrische Differenz zum Originalzustand nur durch eine entsprechende Beschichtung des Bauteils oder eine spragseitige Durchmesseranpassung gewährleistet werden kann. In der zur Verfügung gestellten Überholprozessbeschreibung (*input shaft overhaul*) des Herstellers ist kein Beschichtungsprozess ersichtlich. Zudem ist eine Überholung eines durch hohe Hertz'sche Pressung beanspruchten Werkstoffes wegen der nicht abschätzbaren Werkstoffermüdung unter der Oberfläche als nicht sinnvoll anzusehen.

### 2.1.5 Fehlende Spezifikation der Klemmkörper

In den vom Hersteller zur Verfügung gestellten Unterlagen fehlen die genauen Spezifikationen der Klemmkörper. Bei der Untersuchung der Klemmkörper wurde auf den Oberflächen, die durch Hertz'sche Pressung beansprucht werden, eine sehr harte und spröde Chromkarbid-Beschichtung festgestellt. Die Chromkarbid-schicht weist eine relativ hohe Oberflächenrauigkeit mit einer ungünstigen Oberflächengüte auf. Mit einer Chromkarbid-Beschichtung wird der Verschleisswiderstand der *sprag* wesentlich erhöht.

Da bei einer sehr hohen Hertz'schen Kontaktbeanspruchung die Gefahr besteht, dass Teile dieser Hartstoffbeschichtung ausbrechen und am Gegenkörper Verschleiss induzieren, muss diese Oberflächenbehandlung als problematisch eingestuft werden.

#### 2.1.6 Turbinenadapter

Beim Turbinenadapter wurde ein Gewaltbruch, welcher unter Torsion entstand, nachgewiesen. Der Turbinenadapter brach unter Überlast, welche während dem Versagensvorgang der Kupplungseinheit auftrat. Demzufolge ist dieser Schaden als Sekundärschaden einzustufen. Dies wird durch die Aussage des Piloten über den Unfallablauf bestätigt.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Der Einsatz des Helikopters mit vielen schnellen Lastwechseln von tiefem zu hohem Drehmoment und umgekehrt ist für die Freilaufkupplung eine überdurchschnittliche Belastung. Die Unfall- respektive Vorfalstatistik bestätigt dies deutlich. Den fliegerischen Anforderungen in Bezug auf zu tiefe Drehmomente oder zu schnelle Lastwechsel konnte in den topographischen Gegebenheiten im Einsatzraum von HB-XQA nur Rechnung getragen werden, indem grosse Höhenunterschiede im steilen Gelände mit längeren Rotationswegen kompensiert wurden. Ob und wie konsequent der Information des Herstellers im Kaman Service Letter vom 14. Juli 2000 im täglichen Einsatz nachgelebt wurde, muss offen gelassen werden. Aufgrund von technischen Schwierigkeiten mit dem Schlupfzähler und dem akustischen Warnsystem konnte auch der Betreiber selber diesbezüglich keine Kontrolle oder taugliches Monitoring durchführen.

#### 2.2.1 Akustisches Warnsystem

Das nach den oft auftauchenden technischen Problemen im Bereich der Kupplung vom Hersteller als Option angebotene akustische Warnsystem AWS sowie der Schlupfzähler (*slippage counter*) zeigte sich im operationellen Lastenflugbetrieb gemäss Betreiber als sehr unzuverlässig und störend mit vielen Fehlwarnungen in fliegerisch heiklen Momenten. Weder die Einstellung in Bezug auf die wichtige und zu beachtende tiefe Drehmomentgrenze im Sinkflug noch die Aussage des Schlupfzählers unter Last war gemäss Piloten und Unterhaltspersonal des Betreibers ausgereift und einsatztauglich. Das AWS wurde deshalb von Piloten aus Sicherheitsüberlegungen individuell deaktiviert.

Die Information des Herstellers über problemlose Tests auf werkseigenen Helikoptern vermochte die ungelöste und unkontrollierte Situation in Bezug auf Anzeichen eines Freilaufkupplungsschadens des Betreibers nicht zu verbessern. Unter welchen Bedingungen und auf welchen Helikoptern das System des Herstellers getestet wurde, ist nicht bekannt.

#### 2.2.2 Lastenzange

Der Pilot war nach seiner Entscheidung zum mechanischen Notabwurf der schweren Holzlast nicht in der Lage, diese zeitverzugslos abzuwerfen. Er brauchte dazu vier rasch aufeinanderfolgende Versuche.

Folgende Faktoren trugen mit grosser Wahrscheinlichkeit zu diesem Umstand bei:

- Das direkte Einhängen der Lastenleinenschlaufe (Struppe) ohne zusätzlichen Schäkkel verursachte unter Last ein Zusammenziehen der Schlaufe über dem Lasthaken. Erhöhte Reibung entstand zwischen dem Scheuerschutz der Struppe und dem Lasthaken.
- Die Bewegungsrichtung des Helikopters nach vorne und etwas nach rechts in Bezug auf die Öffnungsrichtung des Lasthakens erschwerte das Ausschlüpfen der Last. Die Grösse und Richtung eventuell quer zur Öffnungsrichtung des Lasthakens wirkender Kräfte konnte nicht festgestellt werden.
- Der Öffnungsvorgang des Lasthakens war durch die Position des defekten Anschlagdämpfers behindert.

Weshalb die Lastenleine nicht zusätzlich mit einem Schäkkel – „Chueschnorre“ – in die *belly cargo hook* eingehängt wurde, ist nicht bekannt.

Warum die Kontrollöffnungen jeweils beim Lastenleinenwechsel nicht beanstandet wurden, muss offen bleiben.

### 2.2.3 Verhalten des Piloten

Im ersten Moment der technischen Probleme wartete der Pilot absichtlich mit einem sofortigen Abwurf der Last. Er wollte seine Flughelfer im Bereich unter seinen langen Stammholzlasten nicht gefährden. Der Pilot zeigte damit ein hohes Mass an situativem Risikobewusstsein. Diese zeitkritische Entscheidung zu treffen war ihm nur dank der hohen Aufmerksamkeit und guten Übersicht möglich.

Er konnte nicht voraussehen, dass die Chance auf einen erfolgreichen Lastabwurf aus Gründen wie in Kapitel 2.2.2 beschrieben, kleiner wird.

### 2.2.4 Unterhalt

#### 2.2.4.1 Lastenzange und Lastenmaterial

Der Schaden am *bumper* der Lastenzange und des Schutzüberzugs der Lastenleinenschlaufe der *longline* war gut erkennbar (Bildanlage M und N). Gemäss Betreiber wurde anlässlich der letzten 100 h Sichtkontrolle der Lastenzange am 30.09.04 keine Unregelmässigkeit festgestellt. Bei welchem Ereignis der *bumper* der Lastenzange eingedrückt wurde, muss offen gelassen werden. Der Stand der Abnutzung des Schutzüberzugs durch Reibungskräfte wurde bei den täglichen Sichtkontrollen des Lastenmaterials nicht beanstandet. Wie weit der Schutzüberzug vor dem Unfall bereits aufgescheuert war, muss offen gelassen werden.

#### 2.2.4.2 Freilaufkupplung

Die Qualität von Unterhalts- und Kontrollarbeiten ist in erster Linie vom dafür ausgebildeten Personal abhängig. Jedoch ist es gerade bei diesem Helikoptereinsatz üblich, dass diese Arbeiten vor und nach dem Flugdienst vor Ort im Gelände bei jedem Wetter, unabhängig von Niederschlag, Temperatur oder Umgebungslärm stattfinden müssen. Heikle Inspektionen wie untenstehende Anweisungen des Herstellers zeigen die Schwierigkeit dieser Überprüfungen speziell im Feld auf:

- SB No. 081 vom 11. November 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 vom 23. Juli 2002, *daily inspection: "This inspection involves removing the KAflex drive shaft assembly and inspecting the clutch assembly."*

Generell sind Kontrollen nach „Gespür oder Gehör“ auch von speziell ausgebildetem Personal aufgrund der individuell verschiedenen Vergleichserfahrung sehr problematisch, da es keine klar definierten Kriterien gibt.

Obwohl am Unfalltag die LTA 1999/643 *clutch inspection AFM 3-7* bescheinigt wurde, ermöglichte diese Methode offensichtlich nicht, den Defekt frühzeitig zu erkennen.

#### 2.2.4.3 Getriebeöl

Das verwendete Getriebeöl erfüllte die an ein DEXRON III Öl gestellten Viskositätsanforderungen nicht. Es wies eine deutlich tiefere Viskosität auf. Als Erklärung für die geringe Viskosität könnte eine teilweise Zerstörung des Viskositäts-Index-Verbesserers in Frage kommen; dies infolge hoher thermischer und/oder mechanischer Belastung.

Das verwendete Getriebeöl enthielt Verschleissprodukte aus dem Freilauf.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Die Masse des Helikopters mit Aussenlast im Unfallzeitpunkt betrug 10 920 lb, entsprechend 4964 kg.
- Die Untersuchung des Triebwerks ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die letzte 100-Stundenkontrolle der Zelle, des Triebwerks und eine Sichtkontrolle der Lastenklinke wurde bei 10 970 h Betriebsstunden am 30. September 2004 durchgeführt.
- Am Unfalltag wurden die LTA 2004 – 269 *M/R grip inspection SB 109* und LTA 1999/643 *clutch inspection AFM 3-7* bescheinigt.
- In der Endphase der Lastaufnahme vermochte die Kupplungseinheit das Antriebsmoment nicht mehr zu übertragen. Die Hauptrotordrehzahl verringerte sich infolge fehlender Kraftschlüssigkeit.
- Bei der Demontage der Kupplungseinheit wurde festgestellt, dass der Freilauf stark beschädigt war.
- Der Gewaltbruch am Triebwerkadapter ist ein Sekundärschaden.
- Der Aussenring sowie die Antriebswelle des Freilaufs waren auf der Oberfläche stark beschädigt. Die Schädigung auf der Wellenoberfläche sowie die dazugehörigen Oberflächen der Klemmkörper war stärker als die Schädigung der Klemmflächen des Aussenringes resp. der äusseren Klemmflächen des Klemmkörpers.
- Alle Klemmkörper wiesen auf den Kontaktflächen starke Oberflächendefekte auf.
- Alle Kontaktflächen waren plastisch deformiert.
- Auf der Wellenoberfläche konnten Ermüdungsrisse festgestellt werden.
- Auf der Wellenoberfläche war Material nadelförmig ausgebrochen, was auf Ermüdung hindeutet.
- Die Schmierbohrungen waren zum Teil auf der Lauffläche durch plastische Materialverformungen verengt bzw. verstopft.
- Die Komponenten des Freilaufs entsprachen in Bezug auf Materialqualität und thermischer Behandlung den Spezifikationen.
- Die Welle und der Aussenring des Freilaufs entsprachen hinsichtlich Abmessungen den Spezifikationen.

- Die Klemmkörper aus dem Unfallhelikopter HB-XQA konnten in Bezug auf die Abmessungen und Geometrie aufgrund fehlender Pläne nicht auf ihre Konformität überprüft werden.
- Das Getriebeöl erfüllte bis auf die Viskosität die Spezifikation.
- Die berechneten Tangentialspannungen im Aussenring und in der Welle waren hoch, aber nicht kritisch.
- Das *sprag element* (DRG No K974110-003) wies auf der Oberfläche eine dünne (3 bis 5 Mikron starke), spröde und sehr harte Chromkarbidschicht auf. Diese Beschichtung ist auf den Fabrikationsunterlagen weder vermerkt noch spezifiziert.
- Lastenzange am Helikopter (*belly cargo hook*): Die Klinke konnte nur mit erhöhtem Kraftaufwand mechanisch gelöst werden. Der Anschlagdämpfer war beschädigt und befand sich nicht mehr an seiner vorgesehenen Position.
- Die Lastenleinenschlaufe der Nylon Struppe (Typ 3 t) war mit einem Textilschlauch als Scheuerschutz überzogen, welcher an der Auflagestelle aufgescheuert war und Reibungsspuren aufwies.
- Das nach den oft auftauchenden technischen Problemen im Bereich der Kupplung vom Hersteller angebotene akustische Warnsystem sowie der Schlupfzähler (*slippage counter*) zeigten sich im operationellen Lastenflugbetrieb gemäss Betreiber als sehr unzuverlässig und störend mit vielen Fehlwarnungen in fliegerisch heiklen Momenten.
- Das akustische Warnsystem wurde vom Piloten aus Sicherheitsüberlegungen individuell deaktiviert.
- Betriebsstunden der *clutch assembly* P/N K974002-701; S/N A 1023: TSN 1114.7 h und TSO 130.5 h.
- Betriebsstunden der *sprag assembly* P/N K974110-003; S/N 093: TSN 130.5 h

### 3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Helm, das Anschnallgurtzeug und die Konstruktion des Pilotensitzes vermochten den Piloten zu schützen.
- Die Rettungsaktion wurde infolge einer Fehlbeurteilung der Lage beträchtlich verzögert.

### 3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot konnte das Zeigerbild des kombinierten Triebwerk- und Rotordrehzahlinstrumentes beschreiben. Er hörte den Warnton (*low RPM horn*), der bei einer zu tiefen Rotordrehzahl ausgelöst wird.
- Der Pilot nahm Rotordrehzahlschwankungen und Geräusche von aufeinander reibenden Metallflächen wahr.

- Im ersten Moment der technischen Probleme wartete der Pilot absichtlich mit einem sofortigen Abwurf der Last. Er wollte seine Flughelfer, die sich direkt unter seinen langen Stammholzlasten befanden, nicht gefährden.
- Die Versuche zum Abwurf der Last waren erst beim vierten Versuch erfolgreich.
- Die tiefe Rotordrehzahl und die *nose down* Lage des Helikopters führten zwangsläufig zum Absturz.

#### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- In den Jahren 1999 bis 2004 wurden vom Hersteller total 17 von den Betreibern gemeldete Zwischenfälle und Unfälle im Zusammenhang mit der Freilaufkupplung dieses Helikoptertyps in einer Zusammenfassung aufgeführt.
- Der Hersteller des Helikopters veröffentlichte eine grosse Zahl von technischen Publikationen zur Verbesserung der Betriebssicherheit in Zusammenhang mit der Kupplungseinheit.
- Die am Unfalltag herrschenden Wetterbedingungen hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

### 3.2 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 Lsthaken.

## **4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**

### **4.1 Sicherheitsempfehlungen vom 9. März 2005**

Mit Schreiben vom 9. März 2005 an das Bundesamt für Zivilluftfahrt orientierte das BFU über die momentanen Erkenntnisse der laufenden Untersuchung und formulierte die folgenden Sicherheitsempfehlungen:

Sicherheitsempfehlung Nr. 406:

Aufgrund der oben erwähnten Fakten empfehlen wir dem BAZL, die generelle Sicherheit des K-MAX Betriebs und dessen Technik einer sorgfältigen Risikoanalyse zu unterziehen.

Sicherheitsempfehlung Nr. 407:

Wir empfehlen, die Flugbetriebe umgehend über das Resultat Ihrer Analyse und deren Konsequenzen zu informieren.

### **4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**

Der Hersteller erliess am 15. Oktober 2004, vier Tage nach dem Unfall, folgendes Service Bulletin und folgendes Service Letter:

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."*

Der Hersteller erliess am 8. April 2005 folgendes Mandatory Service Bulletin:

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

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

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

Der Hersteller erliess am 31. Oktober 2008 folgendes Mandatory Service Bulletin:  
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, 22. Juni 2010

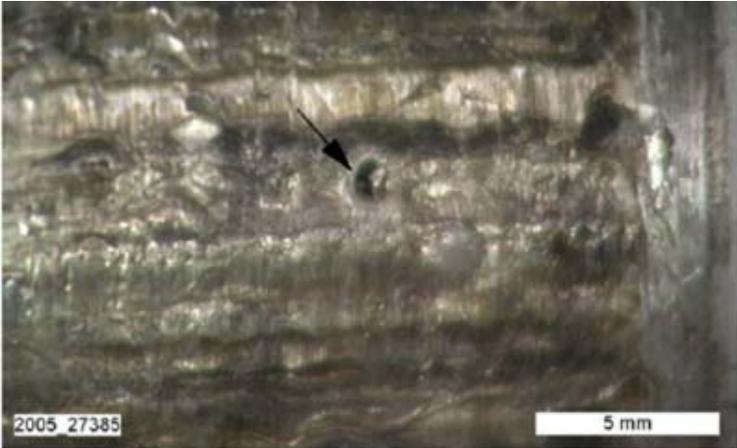
Büro für Flugunfalluntersuchungen

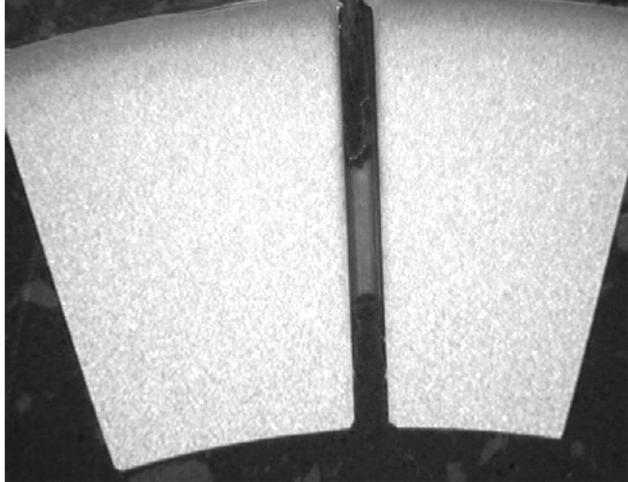
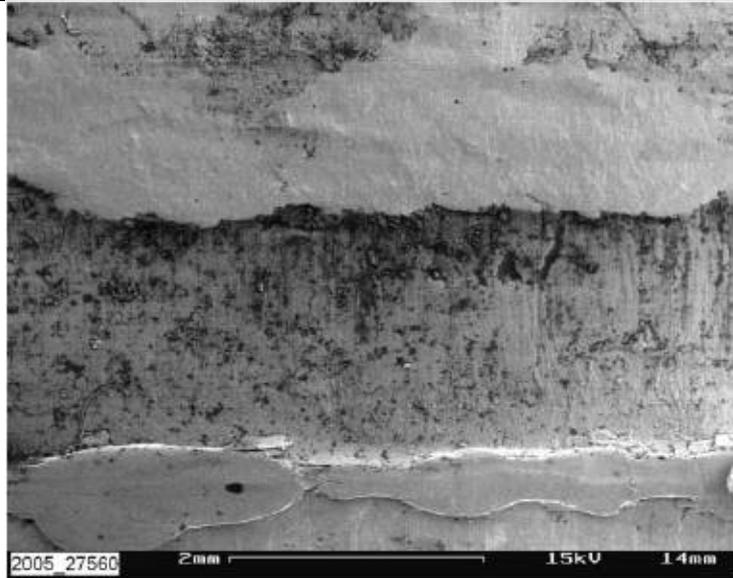
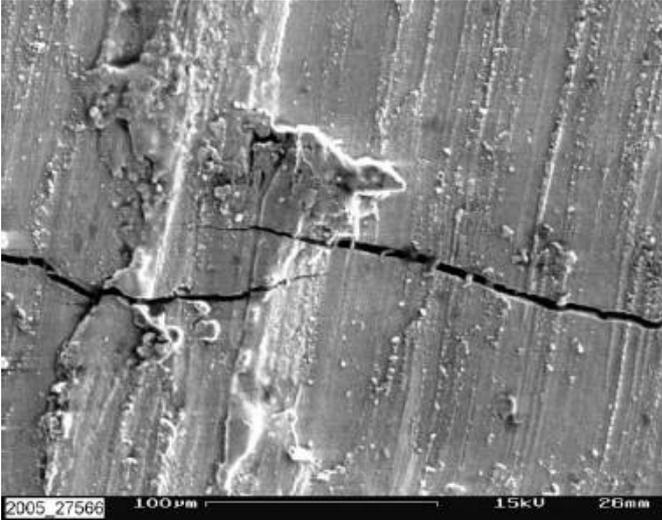
Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

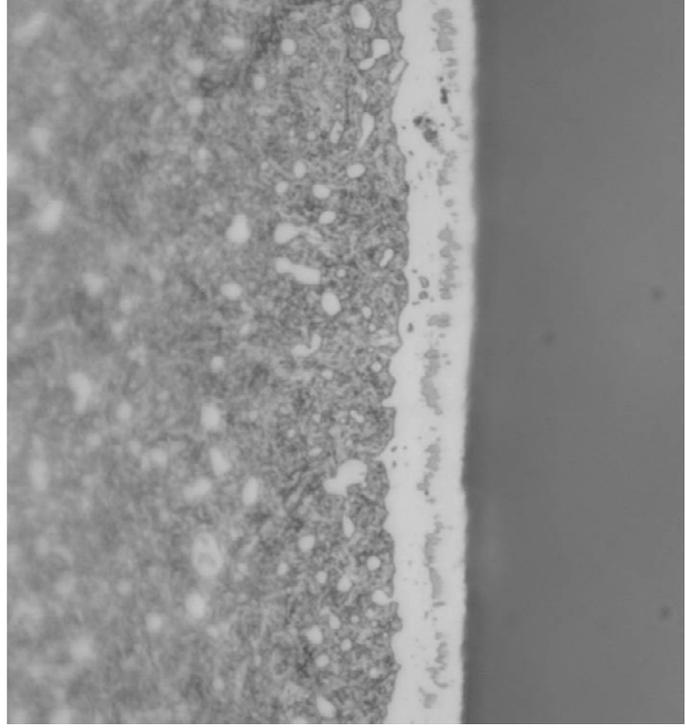
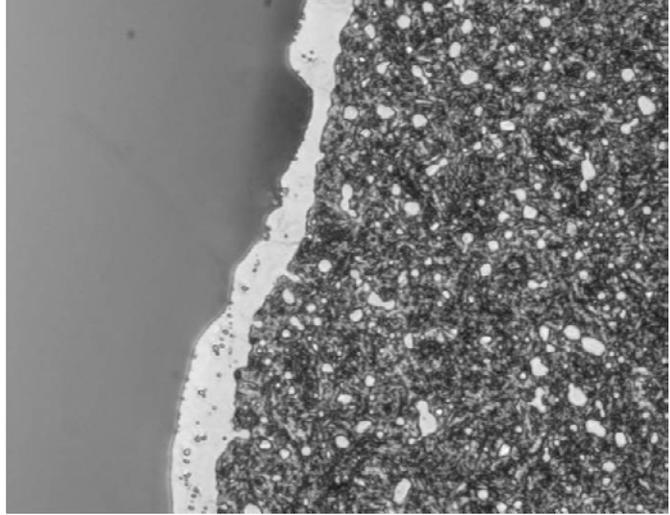
Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

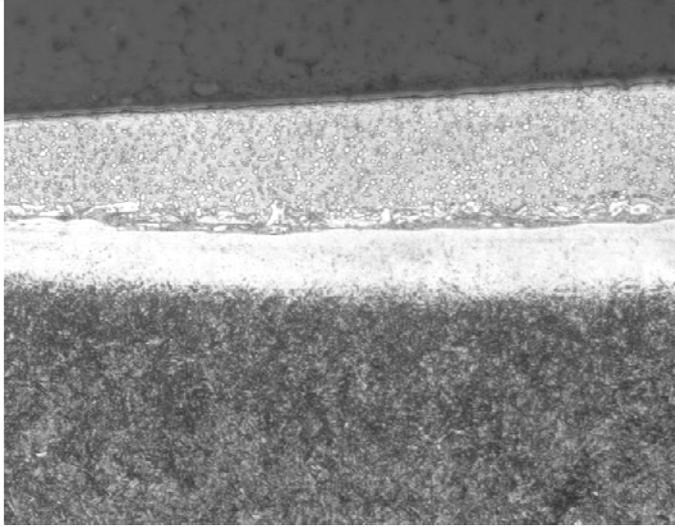
Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

## Anlage 1 – Dokumentation der werkstofftechnischen Untersuchung

	<p>Bild A</p> <p>K974047-005, S/N 0166B und K974110-003, S/N 093</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Die Lauffläche der Kupplungs- welle zeigt eine sehr raue, verschlissene Oberfläche.</p>
	<p>Bild B</p> <p>Bauteil K974047-005, S/N 0166B</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Detail der Lauffläche mit ei- nem ausgeprägten Riefel- muster.</p>
	<p>Bild C</p> <p>Bauteil K974047-005, S/N0166B</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Schmierbohrungen sind teil- weise durch plastische Ver- formung abgedeckt (Pfeil).</p>

	<p>Bild D</p> <p>Bauteil K974047-005, S/N0166B</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Schmierbohrungen wurden durch die Deformation der Lauffläche teilweise abgedeckt.</p>
 <p>2005_27560 2mm 15kV 14mm</p>	<p>Bild E</p> <p>Bauteil K974047-005, S/N 0166B</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Ansicht der Kupplungslaufläche mit deutlichen Spuren von plastischer Verformung.</p>
 <p>2005_27566 100µm 15kV 26mm</p>	<p>Bild F</p> <p>Bauteil K974047-005; S/N 0166B</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Es sind vereinzelte Mikrorisse in der Kupplungslaufläche erkennbar.</p>

 <p>2005_26968</p> <p>5 mm</p>	<p>Bild G</p> <p>Bauteil K974110-003, S/N 093</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Detail der Spragelementoberfläche mit einer schuppigen Oberflächen- ausbildung (Kontaktfläche zu K974047-005).</p>
	<p>Bild H</p> <p>Bauteil K974110-003, S/N 093</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Randzone aus Chromkarbiden (weiss)</p> <p>Ätzung: 1.5 %ige alkoholische Salpeter- säure</p>
	<p>Bild I</p> <p>Bauteil K974110-003, S/N 227</p> <p>Referenzteil, neu</p> <p>Randzone aus Chromkarbiden (weiss)</p> <p>Ätzung: 1.5 %ige alkoholische Salpeter- säure</p>

	<p>Bild K</p> <p>Bauteil K974047-005, S/N 0166B</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p> <p>Mechanisch verformte Lauffläche (Reibmartensit) mit vom Gegenpartner (Spragelement) übertragenem Material.</p> <p>Ätzung: 1.5 %ige alkoholische Salpetersäure</p>
	<p>Bild L</p> <p>Direkt im Lasthaken eingehängte Lastenleinenschlaufe mit Schutzüberzug</p> <p>Bei Zug erhöhte Reibung durch eng am Haken anliegende Lastenleinenschlaufe</p>
	<p>Bild M</p> <p>Reibungsspuren an Auflageflächen</p> <p>Durchgescheuerter Schutzüberzug der Lastenleinenschlaufe</p> <p>Schadensfall HB-XQA</p>

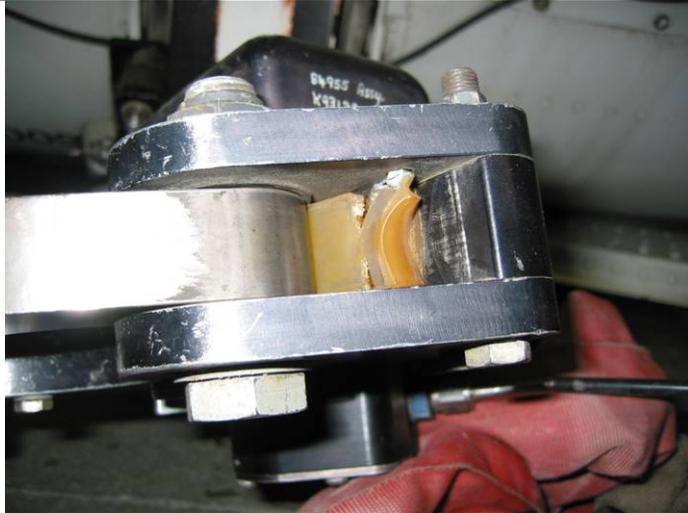


Bild N

Beschädigter Anschlagdämpfer (*bumper*) der Lastenzange (*belly cargo hook*)

Nach dem Unfall wurden am Lasthaken keine Holz- oder Erd-Rückstände vorgefunden.

Spuren der früheren Position des Anschlagdämpfers und deutliche Reibspuren am Lasthaken

Schadensfall HB-XQA



Bild O

Freigelegter Anschlagdämpfer

Scherrichtung des Sicherungspins

Schleifspuren und Abrieb

Schadensfall HB-XQA



Bild P oben

Unbeschädigte Lastenzange des Herstellers

Bild Q links

Schadensfall HB-XQA



## Anlage 2 – Dokumentation des Herstellers über die Unfälle und Vorfälle mit K-1200 in Zusammenhang mit der Kupplungseinheit

### 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.

December 21, 2004

Page 1 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	K974110-005	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".  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.
A94-0008 Rotex	K974110-003	324.7	6/29/01 7/3/01	Suspected clutch slip	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 Supertor	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

Page 3 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 #
A94-0017 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 Zagel	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.

December 21, 2004

Page 4 of 4