

# Untersuchungsbericht

CX010-0/98  
März 2000

## Sachverhalt

Art des Ereignisses: Unfall  
Datum: 04. September 1998  
Ort: nahe Hindelang  
Luftfahrzeug: Hubschrauber  
Hersteller / Muster: Kaman K-1200  
Personenschaden: eine Person tödlich verletzt  
Sachschaden: Hubschrauber zerstört  
Drittsschaden: keiner

# Untersuchungsbericht

CX010-0/98  
März 2000

## Sachverhalt

Art des Ereignisses: Unfall  
Datum: 04. September 1998  
Ort: nahe Hindelang  
Luftfahrzeug: Hubschrauber  
Hersteller / Muster: Kaman K-1200  
Personenschaden: eine Person tödlich verletzt  
Sachschaden: Hubschrauber zerstört  
Drittsschaden: keiner

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

## Inhaltsverzeichnis

<b>Liste der im Bericht verwendeten Abkürzungen .....</b>	<b>1</b>
<b>Kurzdarstellung .....</b>	<b>2</b>
<b>1. Tatsachenermittlung .....</b>	<b>3</b>
1.1 Flugverlauf .....	3
1.2 Personenschäden .....	3
1.3 Schaden am Luftfahrzeug .....	3
1.4 Sachschaden Dritter .....	3
1.5 Angaben zur Besatzung .....	4
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug .....	4
1.7 Meteorologische Informationen .....	5
1.8 Navigationshilfen .....	5
1.9 Funkverkehr .....	5
1.10 Angaben zum Flugplatz .....	5
1.11 Flugschreiber .....	5
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall .....	5
1.13 Medizinische und pathologische Angaben .....	6
1.14 Brand .....	6
1.15 Überlebenschancen .....	6
1.16 Weiterführende Untersuchungen .....	7
1.16.1 Untersuchung des Triebwerkes .....	7
1.16.2 Werkstoffkundliche Untersuchung .....	9
1.17 Information über Organisation und Verfahren .....	10
1.18 Zusätzliche Informationen .....	10
1.18.1 Hakenlast zum Unfallzeitpunkt .....	10
1.18.2 Betätigung des Außenlasthakens .....	10
1.18.3 Funktion und Überwachung der Pumpe im Kraftstoffregler .....	11
1.18.4 Notverfahren bei Leistungsverlust .....	12
1.19 Untersuchungstechniken .....	12
<b>2. Auswertung .....</b>	<b>12</b>
<b>3. Schlussfolgerungen .....</b>	<b>15</b>
3.1 Befunde .....	15
3.2 Ursachen .....	15
<b>4. Sicherheitsempfehlungen .....</b>	<b>16</b>
<b>5. Anlagen .....</b>	<b>17</b>

## Liste der im Bericht verwendeten Abkürzungen

BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung	
FCU	Fuel Control Unit	Kraftstoffregelanlage
ft	Feet	Höhenangabe, 1 ft = 0,304 m
MTOW	Maximum Take-off Weight	höchstzulässige Abflugmasse
SHP	Shaft Horsepower	Wellenleistung in PS
FOD	Foreign Object Damage	Beschädigung durch Fremdkörper
FAR	Federal Aviation Requirements	Bauvorschriften der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA
LBA	Luftfahrt-Bundesamt	
STC	Supplemental Type Certificate	Ergänzende Musterzulassung
SAR	Search and Rescue	Such- und Rettungsdienst

## Kurzdarstellung

Die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) wurde am 04.09.98 um 11:30 Uhr\* vom Such- und Rettungsdienst (SAR) darüber informiert, dass in der Nähe von Hindelang ein Hubschrauber verunfallt sei. Die BFU entsandte 2 Mitarbeiter an die Unfallstelle, die die Untersuchungen noch am gleichen Tag aufnahmen.

Mit dem Hubschrauber wurden Außenlastflüge zum Transport von Baumstämmen aus einem unzugänglichen Waldgebiet zu einem im Tal gelegenen Verladeplatz durchgeführt. Die Aufnahme und das Ablegen der Last erfolgte jeweils im Schwebeflug. Nachdem bereits mehrere Flüge störungsfrei durchgeführt worden waren, kam es während der Lastaufnahme zu einer Triebwerkstörung mit völligem Leistungsverlust. Der Hubschrauber nahm Vorwärtsfahrt auf und ging in einen steilen Sinkflug über. Nach etwa 150 m prallte er nahezu in Rückenlage in einem Hochmoor auf den Boden auf, ohne zuvor die Außenlast abgeworfen zu haben.

Bei dem Unfall wurde der verantwortliche Hubschrauberführer tödlich verletzt. Der Hubschrauber wurde zerstört.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass ein plötzlicher Triebwerkausfall eintrat, nachdem beide Antriebswellen der aus Redundanzgründen zweiflutigen, triebwerkgetriebenen Kraftstoffpumpe durch Verschleiß an zwei Keilwellenverbindungen versagt hatten. Dadurch war der Unfall unvermeidbar, da der Hubschrauber sich im stationären Schwebeflug über einem, für eine erfolgreiche Autorotationslandung ungeeigneten Gelände befand.

Folgende Faktoren haben zu dem Unfall beigetragen:

- Eine Drucküberwachung der beiden Pumpensegmente, mit Hilfe derer der Ausfall eines Segmentes vom Hubschrauberführer hätte bemerkt werden können, bevor es zu einer Triebwerkstörung kam, war im Gegensatz zu anderen Hubschraubermustern mit gleichem Triebwerk in der Kaman K-1200 nicht installiert.
- Der verantwortliche Hubschrauberführer warf die Außenlast nicht ab. Es konnte nicht geklärt werden, ob er dies versehentlich oder in der Absicht unterließ, die am Boden stehenden Personen nicht zu gefährden. Wenngleich nach dem Eintreten des Leistungsverlustes ein Unfallunvermeidbar war, trug die anhängende Außenlast wesentlich zur Schwere des Geschehens bei.

---

\* Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, Mitteleuropäische Sommerzeit, MESZ

## 1. Tatsachenermittlung

### 1.1 Flugverlauf

Der Flugbetrieb mit dem Hubschrauber wurde am Morgen des Unfalltages gegen 9:30 Uhr aufgenommen. Die geplanten Flüge dienten dem Transport von Langholz aus einem Holzeinschlag, der sich am Sonnenkopf in ca. 5000 ft Höhe über NN in mit Fahrzeugen nicht erreichbarem Gelände befand, zu einem Verladeplatz im Retterschwangtal.

Vor Ort befanden sich Flughelfer des Luftfahrtunternehmens, die die Baumstämme mit Drahtseilschluppen versahen und diese jeweils in den Lasthaken am Ende des 50 m langen Lastseiles einklinkten, während der Hubschrauber im Schwebeflug verharrte. Der Hubschrauberführer stellte die Stämme zunächst im senkrechten Steigflug auf, hob sie wenige Meter hoch an und flog dann dem steil abfallenden Gelände folgend ins Tal. Das Ablegen der Last am Verladeplatz geschah ohne fremde Hilfe durch Öffnen des elektrisch betätigten Lasthakens. Die Zeit von einer Lastaufnahme bis zur nächsten betrug etwa 3 Minuten.

Vor Aufnahme der Flüge wurde das Lastseil am Verladeplatz eingehängt und eine Ausklinkprobe des Lasthakens am Ende des Seiles durchgeführt. Dabei betätigte der verantwortliche Hubschrauberführer, der dieses Exemplar der Kaman K-1200 erstmals flog, zunächst einen falschen Knopf. Nach entsprechendem Hinweis durch einen Mitarbeiter des Unternehmens benutzte er den richtigen Schalter und die Klinkvorrichtung öffnete sich regelgerecht.

Nachdem bereits mehrere Flüge störungsfrei durchgeführt worden waren, klinkte einer der Waldarbeiter eine weitere Last ein, die aus einem langen und einem kürzeren Stamm bestand. Der Hubschrauberführer stellte sie senkrecht, hob sie aber nicht wie gewohnt an. Der Baum rutschte dann etwa 1 - 2 m stehend zu Tal und blieb für einen Moment auf seiner Schnittfläche stehend in der Senkrechten. Im gleichen Augenblick veränderte sich das Geräusch des Hubschraubers, das Lastseil hing durch und der Hubschrauberführer betätigte die Warnsirene. Danach fiel der Baumstamm talwärts, der Hubschrauber begann einen steilen Sinkflug zum Tal hin und prallte ca. 150 m unterhalb der Lastaufnahmestelle mit noch anhängendem Lastseil nahezu in Rückenlage auf.

### 1.2 Personenschäden

Bei dem Unfall wurde der verantwortliche Hubschrauberführer tödlich verletzt.

### 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Hubschrauber wurde durch den Aufprall zerstört.

### 1.4 Sachschaden Dritter

keiner

## 1.5 Angaben zur Besatzung

Der verantwortliche Hubschrauberführer war Inhaber einer österreichischen Erlaubnis für Berufshubschrauberführer, erstmals ausgestellt am 08.05.1990 durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt in Wien, mit deutscher und schweizerischer Anerkennung. Er war bei einem deutschen Hubschrauberunternehmen angestellt und wurde von diesem an das Schweizer Luftfahrtunternehmen, in dessen Halterschaft der verunfallte Hubschrauber stand, ausgeliehen. Die Flüge am Unfalltag stellten seinen ersten Einsatz mit deren Hubschrauber dar.

Die Gesamtflugzeit auf Hubschraubern betrug ca. 2200 h, davon wurden ca. 200 h auf dem Unfallbaumuster absolviert.

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Die Kaman K-1200 ist ein einmotoriger, einsitziger Hubschrauber in Ganzmetallbauweise, der speziell für den Außenlasttransport entwickelt wurde. Das Rotorsystem besteht aus zwei ineinander kämmenden, halbstarren, gegenläufigen Zweiblattrotoren, die über zwei um 12,5° versetzte Rotorwellen angetrieben werden. Aufgrund dieser Anordnung ist kein Heckrotor erforderlich. Die Steuerung erfolgt durch je ein Flettneruder an jedem Rotorblatt, wobei sowohl die zyklischen als auch die kollektiven Einstellwinkeländerungen durch Torsion der Blätter geschehen.

Der Antrieb erfolgt über ein 2-Wellen Turbinentriebwerk mit Freilaufturbine, das über eine starre Kupplung auf ein Hauptgetriebe wirkt.

Hersteller:	Kaman Aerospace Corp., Bloomfield USA
Muster:	K-1200
Leermasse:	2178 kg
MTOW ohne Außenlast:	2948 kg
maximale Außenlast:	2721 kg
Triebwerkhersteller:	Allied Signal, USA
Baumuster:	T53 17A-1
Max. Dauerleistung:	1350 SHP

Der Hubschrauber war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen. Die entsprechenden Dokumente lagen vor. Alle vorgeschriebenen Wartungsereignisse waren durchgeführt. Flugmasse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.

## 1.7 Meteorologische Informationen

Nach Zeugenaussagen herrschte gutes Wetter mit schwachem Wind. Da Wettereinflüsse bei dem Unfallgeschehen keine Rolle spielten, wurde auf die Einholung eines Wettergutachtens verzichtet.

## 1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen

## 1.9 Funkverkehr

Nicht betroffen

## 1.10 Angaben zum Flugplatz

Nicht betroffen

## 1.11 Flugschreiber

Für Luftfahrzeuge dieser Kategorie sind Flugdaten-Aufzeichnungsgeräte nicht vorgeschrieben. Es war kein Flugschreiber eingebaut.

## 1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

Die Unfallstelle befand sich in der Nähe des Berges Sonnenkopf im Bereich eines Hochmoores in einer Höhe von etwa 5000 ft über NN, am Fuße eines steil ansteigenden Holzeinschlages, der talwärts in ein hügeliges, abfallendes Wiesengelände überging. Während der weiter oben liegende Teil des Forstes bereits abgeholzt war, stand zwischen dem Wiesengelände und dem Holzeinschlag noch eine dichte Reihe von ca. 25-30 m hohen Nadelbäumen.

Das Wrack des Hubschraubers wurde in Rückenlage vorgefunden, wobei das Rumpfvorderteil hangaufwärts zeigte. Das 50 m lange Lastseil war noch am Lasthaken befestigt und hing in einem losen Bogen über die o.b. Bäume, wobei das Ende mit der Klinkvorrichtung auf der Bergseite der Baumreihe unbelastet auf dem Waldboden auflag. In die Klinke war ein 5 m langer Drahtseilstropp eingehakt, der um einen Baumstamm von 20 cm Durchmesser geschlungen war, welcher an der Umschlingungsstelle unter großer Zugeinwirkung zerbrochen war. Weitere Teilstücke des Stammes fanden sich in unmittelbarer Umgebung der Unfallstelle.

Drei der vier Hauptrotorblätter waren abgebrochen und lagen zerbrochen im Streubereich der Unfallstelle. Das vierte Blatt befand sich noch am Hubschrauber. Bei der ersten Bodenberührung hinterließ der Hauptrotor markante Spuren im weichen Grasboden, die auf einen sehr steilen Aufprall in nahezu Rückenlage hindeuteten. Diese korrespondierten mit einer weiteren, tiefen Spur vor dem Rumpfvorderteil, die dies bestätigte.

Bei dem Aufprall wurde der Cockpitbereich des Hubschraubers schwer beschädigt. Die vorderen Streben wurden geknickt und teilweise abgebrochen, das Cockpitdach wurde stark deformiert. Der Bereich vor dem Cockpit zeigte eine stumpfe, massive Einbeulung. Diese dokumentierte nachdrücklich, dass der Bodenkontakt in Rückenlage mit dem Rumpfvorderteil und Cockpit erfolgte. Dementsprechend war der hintere Rumpfbereich vergleichsweise wenig beschädigt. Das Hauptgetriebe war teilweise aus seiner Verankerung gelöst, befand sich aber noch an seinem Platz. Der im mittleren Rumpfbereich angeordnete Kraftstofftank wurde nicht beschädigt, so dass nur geringe Kraftstoffmengen austraten.

Die Aufhängungen des Triebwerkes waren teilweise abgerissen. Die Kupplung zwischen Triebwerk und Getriebe war gewaltsam durch Verschiebung der Aggregate im Rahmen des Unfallgeschehens getrennt.

Da weitergehende sinnvolle Untersuchungen an der Unfallstelle nicht möglich waren, wurde das Wrack mittels Hubschraubereinsatz zunächst in seine Normallage gedreht und anschließend in eine Halle innerhalb eines Bundeswehrgeländes verbracht. Hier wurde zunächst der Antriebsstrang untersucht. Abgesehen von aufschlagbedingten Schäden fanden sich dabei keine, auf eine mögliche Unfallursache hindeutenden Befunde. Das Hauptgetriebe ließ sich einwandfrei durchdrehen, der äußerliche Zustand der Turbine war unauffällig. Nach dem Entnehmen von Proben aller Betriebsstoffe wurde das Triebwerk zur weiteren Untersuchung demontiert.

Das komplette Wrack blieb so lange sichergestellt, bis aufgrund der im Rahmen der Triebwerkuntersuchung erhobenen Befunde klar war, dass weitere technische Untersuchungen nicht erforderlich sind. Es wurde danach an den Halter freigegeben.

### 1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Die Leiche des verantwortlichen Hubschrauberführers wurde obduziert. Daneben wurden toxikologische und histologische Untersuchungen durchgeführt. Entsprechend dem Gutachten der Abteilung Flugunfallmedizin des Flugmedizinischen Instituts der Luftwaffe trat der Tod als Folge zweier unterschiedlicher, für sich jeweils letaler Verletzungen ein. Es handelte sich hierbei um ein stumpfes Schädel-Hirn-Trauma im rechten Hinterhauptbereich und eine Zerreißung des Herzmuskels mit Abriss der großen Körperschlagader durch eine von hinten einwirkende Kraft. Diese führte zum Bruch der Brustwirbelsäule. Außerdem wurden verschiedene Frakturen an den Extremitäten sowie eine Leberverletzung festgestellt. Diese waren jedoch nicht unmittelbar tödlich.

Daneben ergaben sich keinerlei Hinweise auf eine Einschränkung der Handlungs- oder Wahrnehmungsfähigkeit durch Alkohol oder Medikamenteneinnahme. Ein Einfluss von akuten oder zurückliegenden Erkrankungen auf das Unfallgeschehen wurde ebenfalls nicht ermittelt.

### 1.14 Brand

Es entstand kein Brand.

### 1.15 Überlebenschancen

Der Hubschrauberführer war beim Unfall mit einem 5-Punkt-Gurt angeschnallt und trug einen Schutzhelm mit integrierter Hör-Sprech-Garnitur. Das verwendete Gurtsystem verfügt über einen Aufrollmechanismus für die Schultergurte, der mit einem an der linken Seite des Sitzes angebrachten Hebel verriegelt werden kann. In der verriegelten Position können sich die Gurte federbelastet aufrollen, ein Abrollen ist jedoch nicht möglich. Im entriegelten Zustand ist ein federbelastetes Auf- und Abrollen möglich, um die Bewegungsfreiheit des Hubschrauberführers zu verbessern. Die Beckengurte und der Bodengurt sind starr. Der Verriegelungsmechanismus wurde im entriegelten Zustand vorgefunden.

Wie bereits ausgeführt, führten zwei unterschiedliche Verletzungen zum Tod. Die schwere Schädelverletzung ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf die Deformation des Rumpfes im Cockpitbereich zurückzuführen. Das Kabinendach sowie die darüber montierten Aggregate (Schmierstoffvorratsbehälter, Schmierstoffkühler) gerieten infolge der Verformung in den Sitzbereich, was zu einem massiven Anprall am rechten Hinterkopf führte. Dieser war so stark, dass der Schutzhelm dadurch zertrümmert wurde. Die Verletzung der Brustwirbelsäule und des Herzens wurde durch einen massiven Anprall von hinten verursacht. Die Anprallstelle korrespondiert mit einer am oberen Ende der Sitzlehne quer verlaufenden Strebe. Diese bildet den Abschluss der Lehne, ragt sehnartig aus der übrigen Sitzschale hervor und ist

lediglich durch ein Polster abgedeckt. Aufgrund der Länge der Sitzlehne verläuft die Strebe bei normaler Sitzposition weit oberhalb der Wirbelsäule. Es ist davon auszugehen, dass der Hubschrauberführer im letzten Teil des Fluges durch negative Beschleunigungen so weit aus seinem Sitz gehoben wurde, dass es zu der o.b. Anprallsituation zwischen der Querstrebe und dem Rücken in Höhe des Herzens kommen konnte.

Eine der Besonderheiten des Flugbetriebes mit Außenlasten besteht darin, dass der Hubschrauberführer bei der Lastaufnahme ständig senkrecht nach unten sehen muss, um das Lastseil zu dirigieren. Dazu ist es erforderlich, eine leicht vorgebeugte Position einzunehmen und den Körper seitlich zu drehen, während mit beiden Händen und Füßen die Steuerorgane bedient werden. Dies ist kaum realisierbar, wenn die Sicherheitsgurte so angelegt und festgezogen werden, wie es für einen wirksamen Schutz im Falle eines Unfalles erforderlich wäre.

Eine definitive Aussage zur Überlebarkeit eines Unfallgeschehens ist naturgemäß kaum zu treffen. Es ist in diesem Fall jedoch als wahrscheinlich anzusehen, dass zumindest die Wirbelsäulenverletzung nicht in dieser Form aufgetreten wäre, wenn der Hubschrauber mit einem selbststraffenden Rückhaltesystem, wie es aus dem Automobilbereich bekannt ist, ausgerüstet gewesen wäre und der Sitz des verantwortlichen Hubschrauberführers eine andere ergonomische Form mit besserer Stützwirkung im Rückenbereich gehabt hätte.

Die Schädelverletzung war mit hoher Wahrscheinlichkeit eine direkte Folge der fast vollständigen Zerstörung des Cockpitbereiches. Diese hätte möglicherweise durch konstruktive Maßnahmen (Überrollbügel) auf ein überlebares Maß reduziert werden können. Hierzu ist allerdings anzumerken, dass ein derartig schwerer Aufprall in Rückenlage bei Unfällen mit Hubschraubern so selten vorkommt, dass auch in den Lufttüchtigkeitsforderungen (FAR 27) keine Angaben zur Steifigkeit der Zelle für diese Belastungsrichtung enthalten sind. Bei der weitaus überwiegenden Anzahl von Unfällen kommt es vielmehr zu einem Aufschlag in Normalfluglage mit i.d.R. großen Verzögerungen in Achsrichtung der Wirbelsäule.

## 1.16 Weiterführende Untersuchungen

### 1.16.1 Untersuchung des Triebwerkes

Die Untersuchung des Triebwerkes fand bei der Firma BMW Rolls-Royce in Oberursel am 23. und 24.09.98 statt.

Betriebszeit gesamt: 2197:30 Stunden (aus Flight & Maintenance Report vom 03.09.98 zusätzlich der Flugzeit am Unfalltag, 0:35 Stunden)

#### Äußere Schäden:

Die Abtriebskupplung war mit typischen Anzeichen eines Gewaltbruches gebrochen, wobei deutliche Spuren an der Abtriebswelle auf eine Gewalteinwirkung von vorne auf das Triebwerk deuteten. Spuren weiterer äußerer Einwirkungen durch den Unfall auf das Triebwerk wurden nicht festgestellt.

Die rechte hintere Aufhängung des Triebwerkes (eine Schweißkonstruktion am Diffuser) war gebrochen. Die Spuren an der Bruchstelle zeigten, dass die Bleche mittels Schweißpunkte geheftet waren. Die eigentliche Verbindung war hart gelötet. Es ist nicht auszuschließen, dass die Lötnaht nicht auf der gesamten Fläche gebunden hatte. Auf eine weitere Untersuchung wurde verzichtet, weil der Bruch durch den Aufschlag erklärt werden konnte und eine Ursache für einen Triebwerkausfall in dem Bruch der Aufhängung nicht gesehen wurde.

Im gleichen Diffuser war eine Steuerluftleitung aus einem Schweißstutzen herausgerissen. Hier zeigte sich deutlich eine fehlerhafte Lötstelle. Obwohl ein Austreten von Steuerluft nicht ausgeschlossen werden konnte, wurde ein relevanter Einfluss auf die Leistung des Triebwerk bezweifelt.

Der Luftregler zur Ansteuerung der Bleed Air funktionierte ohne Beanstandungen.

Der Chip-Detector war ohne Späne und das Ölfilter sauber. Eine Ölprobe war bereits an der Unfallstelle entnommen worden.

#### Befund der Zerlegung:

Schäden an der Abtriebswelle im Untersetzungsgetriebe bestätigten, dass Kräfte von vorn auf das Triebwerk einwirkten. U.a. waren der Kohle-Dichtring und der Innenring des vorderen Kugellagers beschädigt worden.

Der vordere Bereich der Zahnflanken der Planetenräder wies deutliche Verschleißspuren auf, obwohl das Rad erst vor 141 Stunden bei BMW Rolls-Royce am 26.06.98 erneuert worden war. Einen Einfluss auf das Laufverhalten hatte der Verschleiß noch nicht.

Im gesamten Verdichter- und Turbinenbereich wurden keine Anlaufspuren oder Schäden festgestellt, abgesehen von sehr geringen FOD-Spuren an den Turbinenschaufeln. Ein Zusammenhang zum Unfall war nicht eindeutig zu sehen. Auffallend waren kleine Metallspäne, die im gesamten Turbinenbereich und in der Brennkammer verteilt waren. Zusätzlich waren große Bereiche der Turbine verölt. Diese Spuren ließen den Schluss zu, dass die Turbine beim Auslaufen während bzw. unmittelbar nach dem Unfall kalt war.

Die Ölpumpe zeigte keine Mängel. Der Antrieb war vorhanden.

Der Antrieb der Kraftstoffregler funktionierte und hatte keine Mängel, die eine Störung verursacht haben konnten.

Die Bezeichnung des Hauptkraftstoffreglers gemäß Typenschild lautete:

Chandler Evans FCU, Mod. TA-7, SN: 9ADS1701, PL: 106500A2.

Ein Aufkleber auf dem Gehäuse lautete: OVERHAUL, CECO, West Hartford. Ein handgeschriebenes Datum war nicht eindeutig zu entziffern, könnte aber in Übereinstimmung mit den Prüfaufzeichnungen „6-13-94“ bedeuten.

Da der Regler bereits auf einer Testbank bei BMW keinerlei Reaktion zeigte, erfolgte eine Untersuchung im Anschluss an die Triebwerkuntersuchung, bei der Firma PLU, Pierburg in Neuss.

## Untersuchung des Hauptkraftstoffreglers

Die Untersuchung erfolgte am 25.09.98 bei der Firma PLU in Neuss.

### Befund:

Der Regler war noch mit Kraftstoff gefüllt.

Es zeigte sich, dass beide Antriebe der Kraftstoffpumpen durch starken Verschleiß an den jeweiligen Keilwellenverbindungen ausgefallen waren. Die Schadensbilder an den beiden Wellen waren unterschiedlich. Die Verzahnung des „Primary Drive Shaft“ war stark verschlissen und hatte eine gleichmäßig polierte Oberfläche, während der „Secondary Drive Shaft“ raue Oberflächen zeigte. In der Vergrößerung zeigten sich Schlagmarken am Umfang des „Primary Drive Shaft“. Die Spuren am Umfang und das unterschiedliche Aussehen der Bruchflächen deuten darauf hin, dass die Verzahnung des „Primary Drive Shaft“ einige Zeit vor dem „Secondary Drive Shaft“ versagte und dass das primäre Pumpenelement sich nicht drehte, während das sekundäre Element noch vom Triebwerk angetrieben wurde.

Der von der Pumpe zum Regler führende Antrieb war intakt. Ein dünner Stift, der die Kräfte überträgt, war unversehrt.

Im Reglergehäuse befand sich eine große Anzahl sehr kleiner Metallspäne, die nicht direkt zugeordnet werden konnten (z.T. magnetisch). Es konnte nicht ausgeschlossen werden, dass die Späne von der Befestigung des Gehäuses der Kraftstoffpumpen im Reglergehäuse stammten. Ein Zusammenhang zum Antriebsausfall wurde nicht erkannt.

### 1.16.2 Werkstoffkundliche Untersuchung

Die Schadensteile aus dem Hauptkraftstoffregler wurden werkstoffkundlich untersucht, um Aufschluss über die Zusammensetzung des Werkstoffes, die Bearbeitung und mögliche Ursachen für das Bauteilversagen zu gewinnen.

In seinem Gutachten kam der Sachverständige zu dem Schluss, dass die verwendeten Materialien hinsichtlich ihrer chemischen Zusammensetzung und Härte der Spezifikation entsprechen. Im Hinblick auf die Oberflächenbearbeitung erklärte er, dass an einer der beiden Keilwellen die gemäß Spezifikation vorhandene Verchromung fehle. Das Versagen der Verzahnung sei auf Schwingbrüche in nahezu allen Zähnen zurückzuführen, die durch pulsierende Scherkräfte in Umfangsrichtung infolge flugbedingter Lastwechsel am Reglerantrieb verursacht wurden.

Demgegenüber kam der Hersteller des Kraftstoffreglers nach Studium des Gutachtens und Durchführung eigener Versuche an Vergleichsteilen zu dem Ergebnis, dass die untersuchten Bruchflächen keine deutlichen Zeichen von Schwingbrüchen zeigen, sondern auf ein Bauteilversagen infolge Verschleiß hindeuten. Zur Klärung wurde im Rahmen einer Besprechung in den Räumen der BFU ein Expertengespräch zwischen unserem Gutachter und Mitarbeitern des Herstellers geführt. Dieses führte zu der von beiden Seiten getragenen Ansicht, dass die Keilwellenverbindungen durch Verschleiß versagten.

## 1.17 Information über Organisation und Verfahren

Der Unfall wurde entsprechend dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (FLUUG) untersucht. Vertreter des Herstellers, des Halters sowie der Witwe des getöteten Hubschrauberführers wurden im Rahmen des Untersuchungsverfahrens gehört und hatten die Möglichkeit zur Stellungnahme zum Abschlussbericht. Zu diesem Zweck wurde ein Entwurf des Berichtes an die Beteiligten versandt. Die vollständigen Stellungnahmen wurden zur Akte genommen.

## 1.18 Zusätzliche Informationen

### 1.18.1 Hakenlast zum Unfallzeitpunkt

Zur Ermittlung der Hakenlast zum Unfallzeitpunkt wurden im Rahmen der Untersuchung die transportierten Holzteile mit Ausnahme eines kleineren Teiles, welches nach dem Unfall nicht mehr auffindbar war, mittels einer elektronischen Waage unter einem anderen Hubschrauber gewogen. Die Messung ergab ein Gewicht von 2170 kg. Nach Aussagen der Flughelfer handelte es sich bei dem Fehlteil um einen kleinen, dünnen Stamm. Es ist daher mit hoher Wahrscheinlichkeit davon auszugehen, dass die zulässige Außenlast zum Unfallzeitpunkt nicht überschritten war.

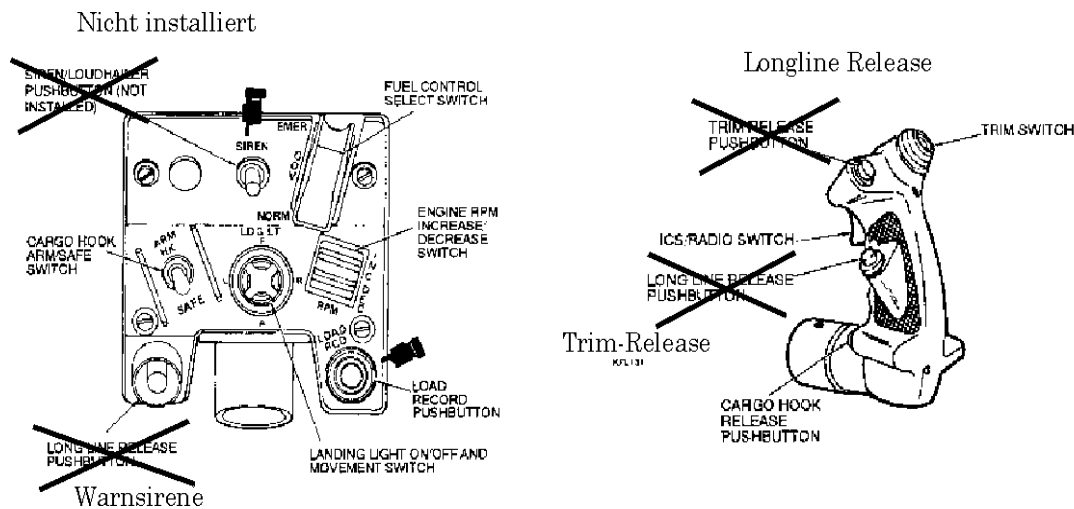
### 1.18.2 Betätigung des Außenlasthakens

Im Rahmen der Untersuchung war auffällig, dass der Hubschrauberführer die Außenlast nach dem Eintreten des Triebwerkausfalles nicht abwarf. Die Flughelfer erklärten, sie hätten unmittelbar vor dem Absturz die Warnsirene des Hubschraubers gehört. Darüber hinaus kam es am Morgen des Unfalltages während der routinemäßigen Ausklinkprobe dadurch zu Problemen, dass der Hubschrauberführer zunächst einen falschen Knopf am Steuerknüppel drückte und erst nach einem entsprechenden Hinweis den richtigen betätigte.

Das Abwerfen der Außenlast ist bei diesem Muster auf mehrere Arten möglich. Während des normalen Flugbetriebes geschieht dies durch Öffnen des elektromagnetisch betätigten Hakens am Ende des Lastseiles. Die Betätigungen hierfür sind mit „Longline-Release“ bezeichnet. Darüber hinaus kann der am Hubschrauber befindliche Lasthaken elektromagnetisch oder mechanisch geöffnet werden. Dies führt zum Trennen der kompletten Außenlast inklusive Lastseil. Die Bedienelemente im Cockpit tragen die Bezeichnung „Cargo-Hook-Release“ und sind am unteren Ende des Knüppelgriffes zur Betätigung mit dem kleinen Finger und am Kollektivhebel, ähnlich einem Handbremshebel am Fahrrad, angebracht.

Entsprechend dem Flughandbuch der K-1200 wird der Longline-Release entweder durch einen Knopf, der sich auf der linken Seite des Steuerknüppelgriffes in halber Höhe befindet oder durch einen Taster auf der linken Seite der Bedienkonsole am Hebel für die kollektive Blattverstellung bedient.

Das verunfallte Exemplar der K-1200 war in diesem Punkt auf Wunsch des Betreibers modifiziert worden, ohne dies im Flughandbuch entsprechend zu vermerken. Am Steuerknüppelgriff war der Taster Longline-Release gegen den Trim-Release-Button ausgetauscht worden, der sich normalerweise am Kopf des Griffes auf der linken Seite befindet. Entsprechende geänderte Beschriftungen waren am Knüppel angebracht. Der Longline-Release-Taster am Kollektivhebel fehlte ganz. Mit dem an der Stelle installierten Button wurde die Warnsirene betätigt. Der Knopf war nach Aussage des Betreibers entsprechend beschriftet. Der Aufkleber war nach dem Unfall jedoch nicht mehr auffindbar.



Als Grund für die Modifikation erklärte der Betreiber, dass die gesamte Flotte in dem Unternehmen mit Ausnahme der K-1200 aus Hubschraubern französischer Bauart besteht. Die Anordnung der Schalter sei aus diesen in die K-1200 als Erleichterung für die Hubschrauberführer übernommen worden.

Der verunglückte Pilot flog dieses Exemplar der K-1200 am Unfalltag erstmals im Arbeitseinsatz. Der Hubschrauber, auf dem er ansonsten eingesetzt war, war entsprechend dem Flughandbuch ausgerüstet. Dies erklärt sowohl die Schwierigkeiten während der Vorflugkontrolle als auch vermutlich die Betätigung der Warnsirene. Es hätte für ihn allerdings auch die Möglichkeit bestanden, den Cargo-Release mechanisch oder elektrisch zu betätigen und so das komplette Lastgeschirr abzuwerfen. Er wurde vor dem Flugeinsatz von einem anderen Piloten mit den Besonderheiten dieses Hubschraubers vertraut gemacht und auf die geänderte Schalterbelegung hingewiesen.

### 1.18.3 Funktion und Überwachung der Pumpe im Kraftstoffregler

Die Kraftstoffpumpe im Hauptkraftstoffregler ist als zweiflutige Zahnradpumpe ausgelegt, bei der beide Hälften über einen getrennten Antrieb verfügen. Die Förderleistungen sind so bemessen, dass auch nach Ausfall eines Antriebes der verbleibende Teil der Pumpe ausreichend Kraftstoff fördert, um das Triebwerk ohne Einschränkung zu versorgen.

Ein direktes Überprüfen der mechanischen Funktion ist im eingebauten Zustand nicht möglich und war zum Unfallzeitpunkt in den Wartungsanweisungen des Herstellers nicht vorgesehen. Eine andere Hubschraubermusterfamilie, die mit dem gleichen Triebwerk ausgerüstet ist, verfügt über eine Drucküberwachung, die beim Ausfall einer der beiden Pumpenhälften eine entsprechende Warnung im Cockpit auslöst. Der Hubschrauberführer hat dann die Möglichkeit, eine Sicherheitslandung durchzuführen, bevor es zu einer Triebwerkstörung kommt. Es wurde der BFU von der Bundeswehr berichtet, dass derartige Schäden dort mehrfach aufgetreten seien. Nach Ansprechen der Warnung konnten die Hubschrauber jeweils gelandet werden, bevor ein Triebwerksausfall eintrat.

Die oben beschriebene Überwachung war im Unfallbaumuster konstruktiv nicht vorgesehen.

#### 1.18.4 Notverfahren bei Leistungsverlust

Das Flughandbuch der Kaman K-1200 enthält im Kapitel Notverfahren folgende Angaben für einen Triebwerkausfall während des Schwebefluges außerhalb des Bodeneffektes:

Außenlast - abwerfen

Fluggeschwindigkeit - versuchen, eine Geschwindigkeit von 45 KIAS aufzunehmen

bei 50-75 ft über Grund - Hubschrauber in Schwebeflug überführen

bei 10-15 ft über Grund - Hubschrauber gerade stellen und landen

Im Text wird empfohlen, zum Lastabwurf den Lasthaken am Hubschrauber (Cargo Hook) zu verwenden.

Des Weiteren ist ein mit „Warnung“ überschriebener und fett gedruckter Passus enthalten, der darauf hinweist, dass die Sicherheit von Personen am Boden kritisch bei der Entscheidung zum Lastabwurf ist.

#### 1.19 Untersuchungstechniken

Bei der Untersuchung kamen keine über die normalen Mittel der Flugunfalluntersuchung hinausgehenden Techniken zum Einsatz.

## 2. Auswertung

Wie die während der Untersuchung erhobenen Befunde unzweifelhaft dokumentieren, war der Auslöser für das Unfallgeschehen ein plötzlicher und für den Hubschrauberführer nicht vorhersehbarer Ausfall des Triebwerkes. Der Hubschrauber befand sich zu diesem Zeitpunkt im Schwebeflug außerhalb des Bodeneffektes in einer Höhe von etwa 250 ft über Grund. Diese Höhe ergibt sich aus der Seillänge von 50 m und der Länge des bereits in die Senkrechte aufgerichteten Baumstammes von 25 m. Die Neigung des Hanges betrug ca. 23°. Daraus ergibt sich eine Höhendifferenz zwischen der Position zum Zeitpunkt der Lastaufnahme und der 150 m entfernten Unfallstelle, die auch das einzige, bedingt geeignete Notlandefeld darstellte, von 435 ft. Diesem vorgelagert war ein Hindernis in Form einer Baumreihe von ca. 90 ft Höhe. Entsprechend dem Höhen / Geschwindigkeitsdiagramm der K-1200 ergibt sich im Autorotationsflug bei einer Geschwindigkeit von 50 Knoten ein Bahnneigungsflug mit einem Flugbahnwinkel von 18°. Nach Angaben des Herstellers beträgt der Höhenverlust beim Einleiten einer Autorotation aus dem Schwebeflug bis zum Erreichen dieser Geschwindigkeit ca. 150 ft.

Aus diesen Daten lässt sich ableiten, dass der Hubschrauber bei sofortigem Abwerfen der Außenlast und verzögerungsfreier Reaktion des Hubschrauberführers in einen stationären Autorotationsflug hätte überführt werden können. Ein Überfliegen der Baumreihe vor dem Notlandefeld wäre theoretisch auch möglich gewesen. Aufgrund der Neigung und Oberflächenbeschaffenheit der Wiese ist jedoch auszuschließen, dass durch eine Autorotationslandung ein Unfall vermieden worden wäre.

Es ist davon auszugehen, dass auch bei einem sofortigen Abwerfen der Außenlast und verzögerungsfreier Reaktion des Hubschrauberführers ein Unfall passiert wäre. Das Unfallgeschehen hätte sich jedoch weniger schwer dargestellt, wenn der Hubschrauber in einer kontrollierten Fluglage aufgesetzt hätte.

Ereignisse, bei denen ein Hubschrauber nach einer Autorotationslandung umstürzt oder Hindernisberührung erhält, sind bekannt und enden meist ohne tödliche Verletzung der Besatzung. Die anhängende und im letzten Teil des Fluges am Boden entlanggezogene Außenlast führte zum Überrollen des Hubschraubers in Rückenlage und damit zum unkontrollierten Aufprall. Dies zeigte sich besonders an den massiven Zugspuren, die sich an einem abgebrochenen Teil der Außenlast fanden und von dem Drahtseilstropp ausgingen, mit dem diese an der Longline befestigt war.

Wie oben beschrieben waren bei diesem Exemplar der K-1200 herstellerseitig auf Kundenwunsch die Bedienelemente am Steuerknüppelgriff und Hebel für die kollektive Blattverstellung zur Betätigung des Longline-Release modifiziert worden, während die Cargo-Hook-Release Betätigungen unverändert blieben. Dem Flughandbuch, Kapitel Notverfahren, war zu entnehmen, dass bei einem Leistungsverlust in jedem Fall die Außenlast abzuwerfen ist. Empfohlen wird die Verwendung des Cargo-Hook-Release. Es enthält aber auch den Hinweis, dass die Entscheidung zum Lastabwurf in einer Notsituation kritisch ist, wenn sich Personen unterhalb des Hubschraubers befinden, was in diesem Fall gegeben war.

Es konnte nicht letztendlich geklärt werden, ob der Hubschrauberführer bewusst auf den Lastabwurf verzichtete, um die am Boden befindlichen Arbeiter nicht zu gefährden und statt dessen die Warnsirene betätigte, oder ob er versehentlich, in dem Bestreben die Last zu trennen, den Taster für die Sirene betätigte, welcher in dem Hubschrauber den er zuvor geflogen hatte, den Longline-Release auslöste. Für den Fall, dass der Lastabwurf beabsichtigt war, wäre die bessere Entscheidung die Betätigung des Cargo-Hook-Release gewesen. Nach Angaben des Herstellers wird dies beim Training zum Erwerb der Musterberechtigung auch so gelehrt.

Als Ursache für den Triebwerkausfall wurde der vollständige Ausfall der aus Redundanzgründen zweiflutigen, triebwerkgetriebenen Kraftstoffpumpe infolge Versagen von zwei unabhängigen Vielkeilwellenverbindungen, die jeweils eine der beiden Pumpenhälften antreiben, durch Verschleiß ermittelt. Es ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auszuschließen, dass der Verschleißfortschritt so gleichmäßig geschah, dass dies gleichzeitig passierte. Vielmehr ist davon auszugehen, dass zunächst eine der beiden Pumpenhälften durch Versagen der Antriebswelle ausfiel und das Triebwerk, vom Hubschrauberführer unbemerkt, durch die verbliebene Pumpe versorgt wurde, bevor auch deren Antrieb versagte. Es wurde uns berichtet, dass derartige Fälle bereits mehrfach aufgetreten sind.

Ein wichtiges Kriterium bei Konstruktionen nach dem Redundanzprinzip ist die zwingend erforderliche Erkennbarkeit des Ausfalles eines Bauteiles, das zum Verlust der Redundanz führt. Dies war im vorliegenden Fall nicht gegeben, da die triebwerkseitig vorhandene Möglichkeit der Drucküberwachung bei diesem Hubschraubermuster nicht genutzt wurde und daher der Ausfall einer Kraftstoffpumpenhälfte weder während des Fluges, noch im Rahmen der routinemäßigen Wartung erkannt werden konnte.

Die Musterzulassung des Hubschraubers erfolgte auf Basis der FAR 27, die des Triebwerkes gem. FAR 33. Entsprechend diesen Vorschriften ist eine Redundanz für die triebwerkgetriebene Kraftstoffpumpe nicht gefordert. Die vorhandene zweiflutige Ausführung der Pumpe dient zwar zweifellos der Erhöhung der Betriebssicherheit, war aber keine Voraussetzung für die Musterzulassung gem. FAR 33. Die Nutzung der vorhandenen Drucküberwachungsmöglichkeit ist naturgemäß als äußerst sinnvoll anzusehen. Entsprechend den geltenden Bauvorschriften war sie jedoch im Rahmen der Musterzulassung des Hubschraubers nicht zu fordern.

Nach Angaben des Triebwerkherstellers wurde die zweiflutige Bauweise der Pumpe seinerzeit ausschließlich aufgrund einer Forderung der US-amerikanischen Streitkräfte gewählt. Aus technischen Gründen sei weder der doppelte Antrieb, noch eine Überwachung erforderlich. Des weiteren sei die konstruktive Sicherheit der Keilwellen so hoch, dass ein Ausfall während der normalen Betriebszeit von 3000 h zwischen zwei Grundüberholungen (TBO) nicht zu erwarten sei. Dagegen sprechen allerdings die der BFU im Rahmen der Untersuchung gemeldeten Störungen und das vorliegende Unfallgeschehen.

Es ist aus Sicht der Flugsicherheit unbefriedigend, dass ein System, welches nach dem Redundanzprinzip konstruiert wurde, nicht als solches genutzt werden konnte, da die dafür erforderliche Überwachungsmöglichkeit nicht eingebaut wurde.

Beim Eintreten eines Leistungsverlustes besteht beim Hubschrauber generell die einzige Möglichkeit einer erfolgreichen Notlandung darin, sofort eine Autorotation einzuleiten und zu landen. Dies setzt voraus, dass er innerhalb der entsprechenden Bereiche des Höhen-/Geschwindigkeitsdiagramms betrieben wird, und ein geeignetes Notlandefeld erreichbar ist. Dies ist bei Hubschraubern, die zum Außenlasttransport eingesetzt werden, während der überwiegenden Zeit des Fluges zumeist nicht gegeben.

Die Lastaufnahme und das Absetzen geschieht im Schwebeflug außerhalb des Bodeneffektes, wo es aufgrund fehlender Vorwärtsgeschwindigkeit und Höhe schwieriger als im Reiseflug ist, eine Autorotation einzuleiten. Des weiteren findet dieser Flugbetrieb in aller Regel über unwegsamem oder baumbestandenem Terrain statt, welches kaum Notlandefelder bietet. Der zwingend erforderliche sofortige Lastabwurf birgt daneben ein hohes Gefahrenpotential für die am Boden stehenden Flughelfer. Daher ist die Entscheidung hierzu für den Hubschrauberführer äußerst problematisch.

Daneben ist diese Betriebsart auch aus anderen Gründen mit erheblichen Risiken behaftet. Es haben sich in der Vergangenheit Unfälle durch Hängen bleiben der Last oder des Lastseiles am Boden, durch Aufschwingen von Außenlasten und durch Hindernisberührungen ereignet. Daher sollte dem Insassenschutz bei Hubschraubern, die speziell für diesen Betrieb ausgelegt sind, eine besondere Bedeutung zukommen.

Dem Gutachten des Flugmedizinischen Institutes der Luftwaffe war zu entnehmen, dass eine bessere Gestaltung des Sitzes des Hubschrauberführers, ein Rückhaltesystem mit einer Gurtstraffereinrichtung, sowie konstruktive Maßnahmen im Bereich der Zelle zur Verbesserung der passiven Sicherheit, die Überlebenschancen bei diesem Unfall verbessert hätten.

Die Sitzkonstruktion ist dafür ausgelegt, die negativen Beschleunigungen bei der im Hubschrauberbereich am häufigsten auftretenden Unfallart -dem Aufprall in Normalfluglage mit hoher Sinkrate- zu dämpfen. Der Ausgangspunkt für jegliche Überlegungen zur Sitzgestaltung ist naturgemäß, dass der Hubschrauberführer sich bei Aufprall tatsächlich fest angeschnallt in normaler Körperhaltung auf dem Sitz befindet. Die schwere Rückenverletzung wurde im vorliegenden Fall durch ein Teil der Rückenlehne des Sitzes verursacht, welches sich bei normaler Sitzposition nicht im Bereich des Rückens, sondern weit darüber befindet. Dies dokumentiert, dass der Hubschrauberführer während des Unfallgeschehens aus seinem Sitz gehoben wurde, und daher nicht fest angeschnallt gewesen sein konnte. Der Grund hierfür liegt darin, dass es bei Außenlastflügen unbedingt erforderlich ist, während der Lastaufnahme senkrecht nach unten zu blicken. Dazu ist es erforderlich, sich vorzubeugen und den Oberkörper zur Seite zu drehen. Dies ist, speziell für kleinere Piloten nicht möglich, wenn die Gurte fest angelegt sind. Um den Hubschrauberführer im Falle eines Unfalles in eine sichere Sitzposition zu bringen und dort zu halten, böte sich ein Gurtstraffersystem an, wie es aus dem Automobilbereich bekannt ist.

### 3. Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

- Der Hubschrauber war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen. Die entsprechenden Dokumente lagen vor.
- Flugmasse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Der verantwortliche Hubschrauberführer verfügte über die erforderlichen Erlaubnisse und Berechtigungen.
- Während der Lastaufnahme kam es zu einem Triebwerkausfall infolge doppelten Versagens der triebwerkgetriebenen Kraftstoffpumpe.
- Die Außenlast wurde nicht abgeworfen.
- Die anhängende Last führte zu einem Aufprall des Hubschraubers in Rückenlage.
- Die Betätigung für das Abwerfen der Last am Ende des Lastseiles war gegenüber dem Originalzustand an eine andere Stelle verlegt worden. Die Bedienelemente für das Öffnen des Lasthakens (Cargo-Hook Release), dessen Betätigung im Rahmen der Notverfahren empfohlen ist, befanden sich an der üblichen Stelle.
- Es konnte nicht geklärt werden, ob der Hubschrauberführer auf den Lastabwurf verzichtete, um die am Boden befindlichen Personen nicht zu gefährden und absichtlich die Warnsirene aktivierte oder ob er versehentlich einen falschen Knopf betätigte.
- Die triebwerkseitig vorgesehene Überwachung der Kraftstoffpumpe, mit der der Ausfall hätte bemerkt werden können, bevor es zum Triebwerkausfall kam, war in diesem Muster nicht eingebaut.
- Entsprechend den Lufttüchtigkeitsforderungen, auf deren Basis die Musterzulassung des Triebwerkes erfolgte, war eine redundante Ausführung der triebwerkgetriebenen Kraftstoffpumpe nicht erforderlich.
- Das im Autorotationssinkflug erreichbare Gelände war für eine Notlandung nicht geeignet.

#### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass ein plötzlicher Triebwerkausfall eintrat, nachdem beide Antriebswellen der aus Redundanzgründen zweiflutigen, triebwerkgetriebenen Kraftstoffpumpe durch Verschleiß an zwei Keilwellenverbindungen versagt hatten. Dadurch war der Unfall unvermeidbar, da der Hubschrauber sich im stationären Schwebeflug über einem, für eine erfolgreiche Autorotationslandung ungeeigneten Gelände befand.

Folgende Faktoren haben zum Entstehen des Unfalls beigetragen:

- Eine Drucküberwachung der beiden Pumpensegmente, mit Hilfe derer der Ausfall eines Segmentes vom Hubschrauberführer hätte bemerkt werden können, bevor es zu einer Triebwerkstörung kam, war im Gegensatz zu anderen Hubschraubermustern mit gleichem Triebwerk in der Kaman K-1200 nicht installiert.
- Der verantwortliche Hubschrauberführer warf die Außenlast nicht ab. Es konnte nicht geklärt werden, ob er dies versehentlich oder in der Absicht unterließ, die am Boden stehenden Personen nicht zu gefährden. Wenngleich nach dem Eintreten des Leistungsverlustes ein Unfall unvermeidbar war, trug die anhängende Außenlast wesentlich zur Schwere des Geschehens bei.

## 4. Sicherheitsempfehlungen

Als Ergebnis der Untersuchungen sprach die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) folgende Sicherheitsempfehlung aus:

- 4/98 Das Cockpit des Hubschraubers Kaman K-1200 sollte mit der bereits am Hauptkraftstoffregler vorgesehenen Drucküberwachung für die beiden getrennt arbeitenden Kraftstoffpumpen nachgerüstet werden.

Des weiteren sprach sich die BFU in einem Schreiben an das Luftfahrt-Bundesamt als die in der Bundesrepublik musterbetreuende Behörde für folgende Änderungen aus:

- Der Sitz des Hubschrauberführers im Hubschrauber Kaman K-1200 sollte mit einem Rückhaltesystem ausgerüstet werden, welches dem Piloten auch bei korrektem Anlegen die zur Durchführung von Außenlastflügen mit vertikaler Referenz erforderliche Bewegungsfreiheit bietet.
- Die ergonomische Gestaltung des Sitzes sollte verbessert werden.

Dies führte bis jetzt zu folgenden Reaktionen:

- Der Hubschrauberhersteller, die Kaman Aerospace Corporation veröffentlichte am 27.08.99 das Service Bulletin No. 075, in welchem der Einbau einer visuellen Warneinrichtung bei Druckabfall eines der Pumpensegmente zwingend vorgeschrieben wird.
- Ein Betreiber eines weiteren Exemplars der K-1200 führt derzeit Verhandlungen mit dem Hubschrauberhersteller, einem deutschen Hersteller von Luftfahrzeugsitzen und Gurtsystemen und dem Luftfahrt-Bundesamt, als musterzulassende Behörde mit dem Ziel, eine ergänzende Musterzulassung (STC) für einen verbesserten Pilotensitz und ein geändertes Rückhaltesystem zu erlangen. An den Gesprächen mit dem LBA ist ein Mitarbeiter der BFU beratend beteiligt.

## 5. Anlagen

keine

Braunschweig, 10.03.00

Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung

Im Auftrag

Hasenfuß

Untersuchungsführer

An der Untersuchung haben folgende Mitarbeiter mitgewirkt:

Dipl.-Ing. Dorner-Müller - Triebwerkuntersuchung