



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2142 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
K-1200 K-MAX, HB-ZEH

vom 2. Oktober 2007

in Strit, Gemeinde Illgau/SZ

Cause

L'accident est dû à une défaillance de la turbine à une hauteur à partir de laquelle il n'était pas possible d'effectuer une autorotation avec succès.

Les signes distincts d'une panne de turbine n'avaient pas été abordés de manière conséquente.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle (SUST) 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 Zivilluffahrt 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.

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/im Zeitpunkt des schweren Vorfalls der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*universal time coordinated* – UTC) lautet:

$LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h.}$ (Variante: $UTC = LT - 2 = MESZ - 2$)

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	6
Untersuchung	6
Kurzdarstellung	6
Ursachen	6
1 Sachverhalt	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines.....	7
1.1.2 Vorgeschichte.....	7
1.1.3 Flugverlauf.....	7
1.1.4 Unfallort.....	8
1.2 Personenschäden	8
1.2.1 Verletzte Personen.....	8
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	8
1.4 Drittschaden	8
1.5 Angaben zu Personen	9
1.5.1 Flugbesatzung.....	9
1.5.1.1 Pilot/Kommandant.....	9
1.5.1.1.1 Flugerfahrung.....	9
1.5.1.1.2 Besatzungszeiten.....	10
1.5.2 Unterhaltungspersonal / Technischer Leiter der Flugbetriebsunternehmung.....	10
1.5.3 Flughelfer.....	10
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	10
1.6.1 Allgemeine Angaben.....	10
1.6.2 Unterhalt.....	12
1.6.2.1 Triebwerk T5317A-1 P/N 1-000-060-29;S/N LE07103C.....	12
1.6.2.2 Helikopter HB-ZEH.....	13
1.6.3 Konstruktionsmerkmale und Zulassungsbasis des Helikopters K-1200.....	14
1.6.4 Triebwerk.....	14
1.6.4.1 Beschreibung des Systems.....	14
1.6.4.2 Beschreibung und Funktion der N1 <i>accerssory drive gearbox</i>	15
1.6.5 Angaben im <i>Rotorcraft Flight Manual</i>	15
1.6.5.1 Allgemeine Angaben zu den Notverfahren:.....	15
1.6.5.2 Cockpit Indicating Lights.....	16
1.6.5.3 Chip Detection System.....	17
1.6.5.4 Height-Velocity Diagram.....	17
1.6.6 Angaben im Unterhaltshandbuch des Triebwerkes.....	17
1.6.6.1 Vorgehen bei Kontamination des Schmierstoffs.....	17
1.7 Meteorologische Angaben	18
1.7.1 Allgemeines.....	18
1.7.2 Allgemeine Wetterlage.....	18
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort.....	18
1.7.4 Astronomische Angaben.....	18
1.7.5 Wetter gemäss Augenzeugenberichten.....	18
1.8 Navigationshilfen	18
1.9 Kommunikation	18
1.10 Angaben zum Flughafen	18
1.11 Flugschreiber	18
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	19
1.12.1 Unfallstelle.....	19

1.12.2	Aufprall.....	19
1.12.3	Wrack.....	20
1.12.3.1	Allgemeine Feststellungen	20
1.12.3.2	Erste Untersuchungen am Triebwerk.....	20
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen.....	23
1.14	Feuer	23
1.15	Überlebensaspekte.....	23
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	23
1.16.1	Spurenkundliche Untersuchungen	23
1.16.2	Kontrolldemontage des Triebwerks	23
1.16.3	Untersuchung der FCU.....	24
1.16.4	Untersuchung der Ölpumpe	24
1.16.5	Untersuchung des Starter/Generators	24
1.16.6	Untersuchungen an Komponenten der N1 <i>accessory drive gearbox</i>	24
1.16.6.1	Konformität der Komponenten.....	25
1.16.6.2	Schadensbild	25
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	26
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen - Eagle Helicopter AG.....	26
1.17.2	Luftfahrttechnischer Betrieb – RUAG Aviation	26
1.17.3	Organisation des Unterhaltes des Helikopters HB-ZEH.....	26
2	Analyse	27
2.1	Technische Aspekte.....	27
2.1.1	Beschädigung der Kegelradverzahnung	27
2.1.2	Lagerverschleiss.....	27
2.1.2.1	Lagerung der Kegelradwelle.....	27
2.1.3	Vielkeil-Innenverzahnung	28
2.1.4	Nebenaggregate	28
2.1.5	Unterhalt	28
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	28
3	Schlussfolgerungen.....	30
3.1	Befunde	30
3.1.1	Technische Aspekte	30
3.1.2	Besatzung.....	31
3.1.3	Flugverlauf.....	31
3.1.4	Rahmenbedingungen	32
3.2	Ursachen	32
Anlage 1	33
Anlage 2 – Overhaul Manual 72-60-01 Accessory Drive Gearbox	34
Anlage 3 - Maintenace Manual T5313B and T5317 Series 72-00-00 Page 120 -122	36
Anlage 4 – Höhe vs Geschwindigkeit Diagramm.....	39

Schlussbericht

Zusammenfassung

Eigentümer	Fortis Lease Suisse SA, Avenue Gratta-Paille 1, CH-1018 Lausanne
Halter	Eagle Helicopter AG, Eggstrasse 17, Postfach 244, CH- 3770 Zweisimmen
Hersteller	Kaman Aerospace Corporation, Bloomfield, CT, USA
Luftfahrzeugmuster	Kaman Aerospace K-1200 KMAX
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-ZEH
Ort	Strit, Gemeinde Illgau/SZ
Datum und Zeit	2. Oktober 2007, 12:40 Uhr

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um ca. 12:40 Uhr. Die Meldung traf um ca. 12:50 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Untersuchung wurde umgehend in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Schwyz eröffnet. Das BFU informierte die Vereinigten Staaten von Amerika auf den Meldewegen über den Unfall.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle (SUST) veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am Dienstag, 2. Oktober 2007 war ein Helikopterunternehmen im Raum Ibergereg (Schwyz) mit Holztransport (*logging*) beschäftigt. Baumstämme wurden mit dem Helikopter von einer Aufnahmestelle auf einen zentralen Abladeplatz deponiert. Beim Anflug auf den Aufnahmeplatz stellte der Pilot einen markanten „Drehzahlabfall“ fest. In der Folge löste der Pilot mit einem Notabwurf die Lastleine aus und leitete eine Notlandung ein. Der Pilot, der einen Helm trug, wurde leicht verletzt und konnte sich ohne fremde Hilfe aus dem zerstörten Helikopter befreien. Die Untersuchung ergab, dass das Triebwerk im Flug abgestellt hat.

Ursachen

Der Unfall ist auf ein Versagen des Triebwerks auf einer Flughöhe, bei welcher eine erfolgreiche Autorotation nicht möglich war, zurückzuführen.

Die deutlichen Anzeichen eines Defektes am Triebwerk wurden nicht konsequent angegangen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen des Piloten, des Luftfahrzeugmechanikers und des Flughelfers verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt. Es handelte sich um einen gewerbsmässigen Flug.

1.1.2 Vorgeschichte

Seit mehr als vier Monaten vor dem Unfall leuchtete immer wieder die ENG CHIP Warnlampe im Cockpit auf und es wurden metallische Späne im Triebwerk des Helikopters HB-ZEH festgestellt. Dies änderte sich auch nach dem Einbau eines Leih-Triebwerkes am 23. Mai 2007 nicht. Gemäss Aussage des Piloten konnte das Warnlicht in schätzungsweise 95 % der Fälle mit dem FUZZ BURN Prozedere gelöscht werden.

Am Morgen des 2. Oktober 2007 wurde der Helikopter vom Typ KAMAN K-1200 K-MAX, HB-ZEH, von Ruhpolding/Deutschland her kommend in die Schweiz überflogen und landete um ca. 11:35 Uhr Lokalzeit nach einer Flugzeit von ca. 2 h auf der Ibergereg, Kanton Schwyz, Schweiz.

Während der folgenden Standzeit von ca. 35 Minuten wurde vom technischen Leiter der Flugbetriebsunternehmung eine Zwischenflugkontrolle durchgeführt und die Maschine als flugbereit befunden.

1.1.3 Flugverlauf

Um ca. 12:10 Uhr startete der Pilot das Triebwerk des Helikopters HB-ZEH, um im Gebiet Strit, Ibergereg Schwyz, Holztransporte (logging) durchzuführen. Während des Anlassvorganges wurde vom Piloten eine Unregelmässigkeit in Form eines unbekanntes Geräusches festgestellt, welches nach Beendigung des Triebwerkstarts nicht mehr wahrnehmbar war.

Der technische Leiter der Flugbetriebsunternehmung gab folgendes zu Protokoll: *„Als der Pilot den K-Max startete, hörten wir beide ein ungewöhnliches Geräusch. Meine Gedanken waren sofort beim Starter/Generator. Meine Überlegungen:*

- 1. Wenn Starter/Generator nicht i.O., wird Generatorlampe kommen*
- 2. Sollbruchstelle am Starter/Generator ist vorhanden*
- 3. Nach Auftrag Ibergereg gehen wir nach Alpnach RUAG“*

Während der Beschleunigung des Triebwerks auf Flugdrehzahl „Flight“ leuchtete die ENG CHIP Lampe auf. In der Folge wurde der Chip Detektor durch den Technischen Leiter ausgebaut und kontrolliert. Nach seiner Aussage wies dieser keine beunruhigenden Späne auf. Der Pilot gab an, dass nach dieser Intervention die ENG CHIP Warnlampe noch ein- oder zweimal aufleuchtete und er diese mittels dem FUZZ BURN Prozedere löschen konnte.

Nach Absprache mit dem technischen Leiter entschied der Pilot den vorgesehenen Arbeitsflug durchzuführen.

Der Pilot startete zu seiner ersten Rotation vom Holzlagerplatz zum Aufnahmeplatz welcher sich ca. 550 m weiter oben nordwestlich befand. In den folgenden ca. 30 Minuten wurden zwischen diesen beiden Stellen Holztransporte durchgeführt. Während dieser Zeit stellte der Pilot zweimal fest, dass die ENG CHIP

Warnlampe wieder aufleuchtete. Die beiden Warnungen konnten mit dem FUZZ BURN Prozedere gelöscht werden.

Beim letzten Anflug Richtung Holzlagerplatz stellte der Pilot fest, dass die ENG CHIP Warnlampe erneut aufleuchtete. Er setzte die Last ab und flog zurück Richtung Aufnahmestelle. Beim anschliessenden Ausführen des FUZZ BURN Prozedere konnte die Warnung nicht gelöscht werden. Im Anflug zum Aufnahmeplatz stellte der Pilot einen markanten „Drehzahlverlust“ fest. Die niedrige Flughöhe von ca. 60 Meter über Boden zwang den Piloten zu einem sofortigen Not-Abwurf der Leine, um eine Notlandung in Flugrichtung durchzuführen. Nach dem Erkennen der Notlage konzentrierte sich der Pilot auf die Notlandung und blickte nicht mehr in das Cockpit.

Der Helikopter kollidierte mit dem Gelände ca. 100 m westlich vom Aufnahmeplatz in einem abfallenden Hang und wurde dabei zerstört. Der Pilot, der einen Helm trug, wurde leicht verletzt und konnte sich ohne fremde Hilfe aus dem zerstörten Helikopter befreien.

Die Untersuchung ergab, dass das Triebwerk im Flug abgestellt hat.

1.1.4 Unfallort

Unfallort	Strit, Gemeinde Illgau/SZ
Datum und Zeit	2. Oktober 2007, 12:40 Uhr
Beleuchtungsverhältnisse	Tag
Koordinaten	698 891 / 206 653 (<i>swiss grid</i> 1903) N 47° 00' 12.8"/ E 008° 44' 20.4" (WGS 84)
Höhe	1320 m/M 4331 ft AMSL
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1152, Blattname Ibergereg, Massstab 1:25 000

1.2 Personenschäden

1.2.1 Verletzte Personen

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

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Es entstand geringer Flurschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Pilot/Kommandant

Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1969
Lizenz	Ausweis für Berufspiloten auf Helikopter CPL(H) / ICAO, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 28. Februar 1994, gültig bis 8. Januar 2008 Ausweis für Berufspiloten auf Flugzeugen CPL(A) / JAR, ausgestellt durch das BAZL am 4. Juni 2002, gültig bis 29. Dezember 2011
Berechtigungen Helikopter	AL III, AS350 Types, B206/206L, B407, B47 Types, BELL222/230/430, EC120B, K-1200 MD900/902, R22, BH06/ST/LT Internationale Radiotelefonie für Flüge nach Sicht- und Instrumentenflugregeln RTI (VFR/IFR) Landung im Gebirge Fluglehrer Helikopter
Ersterwerb K-1200	23. März 2006
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen 20. Dezember 2006 bis 4. Januar 2008
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	20. Dezember 2006
Beginn der fliegerischen Ausbildung	8. August 1988

1.5.1.1.1 Flugerfahrung

Gesamthaft Helikopter	5153 h
Auf dem Unfallmuster	977 h
Während der letzten 90 Tage	207 h
Davon auf dem Unfallmuster	207 h
Während der letzten 24 h	5 h
Davon auf dem Unfallmuster	5 h
Landungen Helikopter	22 357
Landungen während der letzten 90 Tage	233
Landungen total auf dem Unfallmuster	1244
Landungen während der letzten 90 Tage auf dem Unfallmuster	233

1.5.1.1.2 Besatzungszeiten

Dienstbeginn in den 48 Stunden vor dem Unfall	am 1. Oktober 2007, um 07:15 Uhr am 2. Oktober 2007, um 07:40 Uhr
Dienstende in den 48 Stunden vor dem Unfall	am 1. Oktober 2007, um 18:45 Uhr
Flugdienstzeiten in den 48 Stunden vor dem Unfall	11:30 h
Ruhezeiten in den 48 Stunden vor dem Unfall	12:45 h
Flugdienstzeit zum Zeitpunkt des Unfalls	05:00 h

1.5.2 Unterhaltungspersonal / Technischer Leiter der Flugbetriebsunternehmung

Schweizer Bürger, Jahrgang 1965

Lizenz	Ausweis für Unterhaltungspersonal, ausgestellt durch das BAZL am 9. Januar 1992, gültig bis 9. Januar 2009
Berechtigungen	M für Luftfahrzeuge: Eurocopter SA313/315/316/318/319/3160 Series Kaman K-1200 Series

1.5.3 Flughelfer

Schweizer Bürger, Jahrgang 1978

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-ZEH
Luftfahrzeugmuster	Kaman K-1200 K-MAX
Charakteristik	Einsitziger, einmotoriger Transporthelikopter mit <i>intermesher rotor system</i> (<i>intermeshing</i> = ineinander, verwebend, überlappend) und Turbinenantrieb. Zelle in Metallbauweise mit starrem Dreibein-Festfahrwerk. Der K-1200 verfügt über zwei Rotoren, welche seitlich nebeneinander an separaten, v-förmig angeordneten Masten montiert sind. Die gegenläufig ineinanderkämmenden Rotoren haben jeweils zwei Rotorblätter und sind über das Hauptgetriebe fest um 90° versetzt synchronisiert. Die Steuerung der Anstellwinkel der Rotorblätter erfolgt mit jeweils einer Flettnerklappe an der Hinterkante der Blätter. Weil die gegenläufig drehenden Rotoren ihre Drehmomente gegenseitig aufheben, benötigt dieser Helikopter keinen Heckrotor.
Hersteller	Kaman Aerospace Corporation, Bloomfield, CT, USA

Baujahr	1995
Werknummer	A94-0014
Eigentümer	Fortis Lease Suisse SA, Avenue Gratta-Paille 1, CH-1018 Lausanne
Halter	Eagle Helicopter AG, Eggstrasse 17, Postfach 244, CH- 3770 Zweisimmen
Triebwerk	Honeywell (Textron Lycoming) T5317A-1 P/N 1-000-060-29;S/N LE07103C; max. Leistung 1500 SHP/ 1119 kW Indienststellung 1969 als T5313 Umrüstung auf Stand T5317B im Juni 1999 Umrüstung auf Stand T5317A-1 im September 2004
Ausrüstung	Lasthaken mit Wägesystem. Primär-Lasthaken K931204-001, montiert an der Helikopterzelle. Klinke montiert an einer <i>longline</i> von ca. 50 m Länge.
Betriebsstunden	gemäss Hobbs Meter (Betriebsstunden-Zähler): Zelle: 9440.9 h TSN ¹ Triebwerk: 12 737.9 h TSN 3344.7 h TSO ²
Betriebszyklen Triebwerk ^{3,4}	<i>gas producer</i> 13 322 cycles <i>compressor</i> 4400 cycles <i>power turbine</i> 2779 cycles
Anzahl Landungen	nicht dokumentiert
Höchstzulässige Abflugmassen	Ohne Aussenlast: 6500 lb (2948 kg) Mit abwerfbarer Aussenlast: 12 000 lb (5443 kg) Max. Last am Haken: 6000 lb (2721 kg)
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 2780 kg (6130 lb). Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss <i>rotor-craft flight manual</i> zulässigen Grenzen.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch und in der <i>hold item list</i> waren keine offenen Punkte eingetragen.
Zugelassene Treibstoffqualität	Kerosin MIL-T-5624, Grade JP-4/Jet B and JP-5/Jet A, <i>or equivalent</i> .

¹ TSN – *time since new*

² TSO – *time since overhaul*

³ Dargestellte Daten gemäss *workorder* 104605 / 220 vom 27. September 2007

⁴ Im *daily aircraft logbook* des Helikopters HB-ZEH wurden die Betriebszyklen letztmals am 29. September 2007 bei Triebwerksbetriebstunden 12729.5 h TSN eingetragen: LCF1: 3388; LCF2: 4412; LCF3: 2788

Treibstoffvorrat	Zum Unfallzeitpunkt befanden sich nach Angaben des Piloten rund 500 lb Treibstoff an Bord, was einer Flugzeitreserve von ca. $\frac{3}{4}$ Stunden entspricht.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 17. November 2003 / Nr. 2
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 12. September 2002 / Nr. 1, gültig bis auf Widerruf
Letzte Zustandsprüfung	Ausgeführt am 27. Dezember 2006
Zulassungsbereich	Im privaten und gewerbsmässigen Einsatz: VFR bei Tag

1.6.2 Unterhalt

1.6.2.1 Triebwerk T5317A-1 P/N 1-000-060-29; S/N LE07103C

Am 9. Dezember 1998 wurde bei 9393.2 h TSN ein *engine overhaul* inklusive *overhaul* der N1 *accessory drive gearbox* gemäss ASE T53-13 *overhaul manual* bescheinigt.

Am 12. Dezember 2006 wurde das SB T5313B/17-0122 R1 bescheinigt und somit die TBO⁵ von 3000 auf 5000 Betriebsstunden erhöht, dies unter der Bedingung, dass bei 2500 Betriebsstunden eine sogenannte *mid point inspection* durchgeführt wird. Dabei wird die N1 *accessory drive gearbox* als Teil des Triebwerkes betrachtet.

Das Triebwerk wurde durch die Firma McTurbine INC., Corpus Christi TX, USA, einer *post rental inspection* unterzogen und diese wurde am 2. Mai 2005 bei 11258.1 h TSN bescheinigt. Auf Grund von vorgefundener Abnutzung, welche die vorgegebene Limite von 50 % überschritt, wurde das Kegelrad mit der Innenvielkeil-Verzahnung (*bevel gear internally splined*) P/N 1-080-310-01 durch ein Neuteil S/N 040137402196 ersetzt. Wie im *maintenance manual* 330.2 *section* 72-00-00 vorgeschrieben, wurde während diesen Arbeiten das Kugellager P/N 91547-SOCN-2-300-013-03 CDA-99193; S/N 021991421878 als Neuteil in die N1 *accessory drive gearbox* P/N 1-080-250-25; S/N 1353 eingebaut. Der Zustand des ausgebauten Kugellagers ist aus dem *work report* nicht ersichtlich.

Am 12. Dezember 2006 wurde bei 11787.3 h TSN durch die Firma Airborne Engines Ltd, Richmond BC, Canada eine 2500 h *mid point inspection* bescheinigt. Der entsprechende Kommentar im Inspektionsbericht lautet:

„*Starter drive gear spline inspection. No discrepancies noted. Starter drive seal no leaks noted.*“

Dieses Triebwerk wurde durch die Firma Airborne Engines Ltd, Richmond BC, Canada einer *post rental inspection* unterzogen und am 16. Mai 2007 ein *authorized release certificate* bei 12029.6 h TSN, LCF1: 9816; LCF2: 3864; LCF3: 2412 und 2636.4 h TSO ausgestellt.

⁵ TBO – time between overhaul

1.6.2.2 Helikopter HB-ZEH

Am 16. Mai 2007 bei Hobbs 8730.7 h:
Damals eingebautes Triebwerk S/N LE81014

„Performed oil contamination check after ENG.CHIP warning light on. Inspected the eng. Oil filter, replaced the airframe oil filter and performed oil change found several magnetic and non magnetic shining chips. After 15' ground run with no further chip detection released for ferry flight to maintenance base.”

Der entsprechende Kommentar im Inspektionsbericht lautet:

”....

- pinion outer liner light wear on inner bearing bore – replaced
- starter generator gearshaft drive spline wear – replaced
- oil pump drive gearshaft tooth pitting – replaced

...”

Am 23. Mai 2007 bei Hobbs 8732.5 h wurde das Triebwerk S/N LE81014 ausgebaut und das Leih-Triebwerk S/N LE07103C im Helikopter HB-ZEH eingebaut⁶. Die *starter generator spline lubrication/inspection* wurde bescheinigt.

Am 28. Juni 2007 wurde bei Hobbs 8978.5 h eine 100/300 h *inspection* bescheinigt. Die *starter generator spline lubrication/inspection* wurde mit dem Vermerk „N/A“⁷ visiert.

Für die Kontrollen am 14. Juli 2007 und am 30. Juli 2007 gab der Unterhaltsbetrieb in einem Bericht an, die *starter generator spline lubrication/inspection* durchgeführt zu haben. Dies ist in den technischen Akten nicht nachvollziehbar.

Am 30. Juli 2007 wurde eine spektrometrische Schmierstoffanalyse des Triebwerköls durchgeführt. Die Resultate waren unter anderem: Kupfer 1.0 ppm, Eisen 1.1 ppm und Magnesium 0.2 ppm.

Am 19. August 2007 wurde bei Hobbs 9267.5 h eine 100/600 h *inspection* bescheinigt. Die *starter generator spline lubrication/inspection* wurde mit dem Vermerk „N/A – see component list, separate tracking“ visiert.

Am 24. August 2007 wurde bei Hobbs 9281.8 h aufgrund eines Defektes die *fuel control unit* ausgewechselt.

Am 27. August 2007 wurde als Punkt 193 in der *hold item list* „engine oil leak“, eingetragen und am 28. August 2007 die Aktion „Starter/Generator seal changed“ in der *hold item list* bescheinigt. Dabei handelte es sich um eine neue Dichtung.

Am 18. September 2007 bei Hobbs 9377.1 h wurde eine 100 h *inspection* bescheinigt und der Starter/Generator auf Grund der Laufzeit ausgewechselt.

Am 27. September 2007 bei Hobbs 9420.4 h wurde eine 50 h *inspection* bescheinigt.

Am 29. September 2007 wurde bei Hobbs 9432.4 h als Punkt 195 in der *hold item list* „engine oil leak“, eingetragen und per 30. August 2007 die Aktion „Starter/Generator seal changed“ *hold item list* bescheinigt. Das Datum ist falsch und sollte richtigerweise 30. September 2007 heissen. Dabei wurde die am 28. August 2007 ausgebaute Dichtung wieder eingebaut und dabei die Feder um ca. 8 mm gekürzt.

⁶ Der Einbau des Triebwerkes war im *aircraft maintenance log* des Helikopters nicht eingetragen

⁷ N/A – not applicable (nicht zutreffend)

Am Unfalltag wurden die LTA 2004 – 269 M/R *grip inspection* SB 109 und LTA 1999/643 *clutch inspection* AFM 3-7 bescheinigt.

Die Unterhaltsarbeiten wurden teilweise mangelhaft und ungenau dokumentiert.

1.6.3 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.

1.6.4 Triebwerk

1.6.4.1 Beschreibung des Systems

Der Helikopter K-MAX ist mit einem 2-Wellenturbinentriebwerk vom Typ „Honeywell T5317A-1“ ausgerüstet. Das Triebwerk besteht aus einer zweistufigen Arbeitsturbine - *free power turbine* (N2) - und einer zweistufigen Gasgeneratorturbine – *gas producer turbine* (N1) –, welche einen kombinierten axial – und zentrifugal Kompressor antreibt.

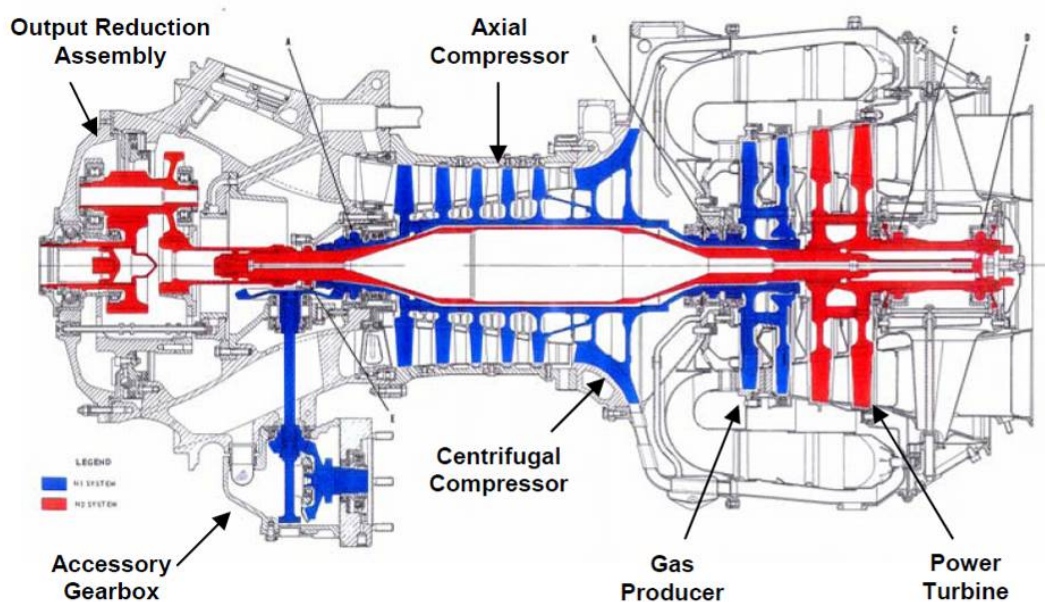


Bild 1 - Schnittdarstellung eines Triebwerks T53

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

Eine konstante N2 Drehzahl wird je nach Belastung durch eine variierende N1 Drehzahl erreicht.

1.6.4.2 Beschreibung und Funktion der N1 *accessory drive gearbox*

Die N1 *accessory drive gearbox* ist auf der sechs Uhr Position des Lufteinlassgehäuses montiert. Deren Antrieb erfolgt über den *accessory drive shaft*, welcher die N1 Stufe des Triebwerkes über das *outer pinion gearshaft assembly* mit dem *accessory drive gear assembly* verbindet (siehe Bild 1 und 2).

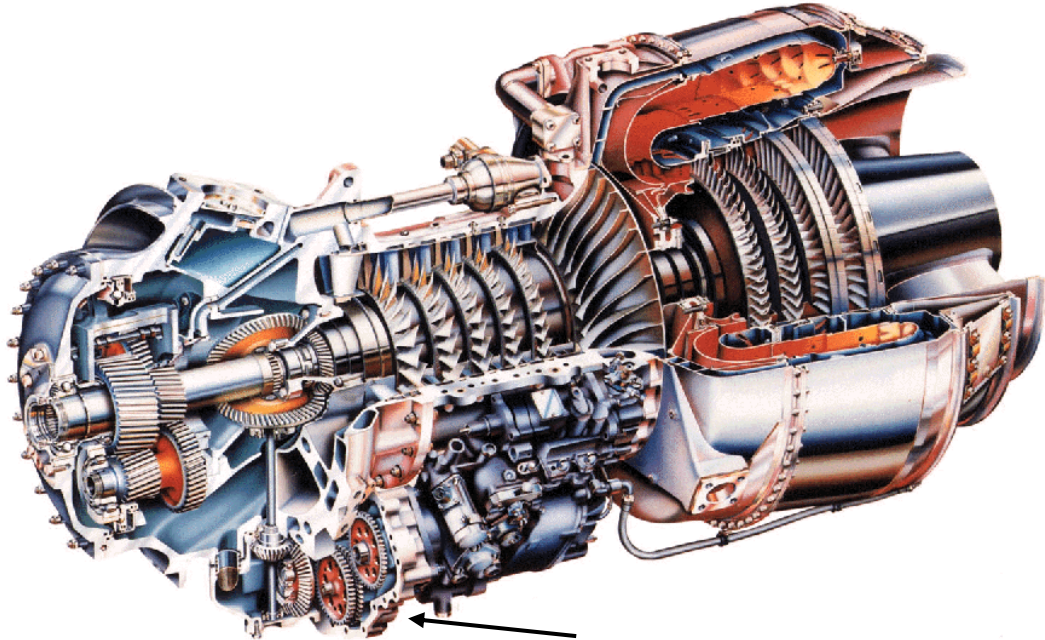


Bild 2 – Darstellung des Triebwerks T53 und der Position der N1 *accessory drive gearbox* (siehe Pfeil)

An der N1 *accessory drive gearbox* angeschlossen sind die Ölpumpe, die *fuel control unit*, der Gasgenerator Tachometer und der Starter/Generator. Diese Nebenantriebe werden zentral über *accessory drive gear assembly* angetrieben.

Am Gehäuseboden ist ein Magnetzapfen (*chip detector*) eingebaut.

Eine detaillierte Darstellung der Komponenten ist im Anhang abgebildet.

1.6.5 Angaben im *Rotorcraft Flight Manual*

1.6.5.1 Allgemeine Angaben zu den Notverfahren:

“General

The procedures outlined in this section deal with the common types of emergencies; however, the actions taken in each actual emergency must relate to the complete situation. Extraordinary circumstances such as compound emergencies may require departures from the normal corrective procedures used for any specific emergency.

Throughout this section, the terms “land immediately,” “land as soon as possible,” and “land as soon as practical” are used to reflect the degree of urgency with which a landing must be made.

- 1. LAND IMMEDIATELY – Self explanatory.*
- 2. LAND AS SOON AS POSSIBLE – Land at the nearest site at which a safe landing can be made.*
- 3. LAND AS SOON AS PRACTICAL – Extended flight is not recommended. The landing site and duration of the flight are at the discretion of the pilot.*

Many of the malfunctions described in this section will be indicated by the lighting of warning or caution lights, the master caution light, and in some cases, a tone in the headset. Whenever a caution light goes on, the RESET pushbutton should be depressed to turn the master caution light off and reset it for another condition. An audio tone can be eliminated and reset for another condition by pressing the RESET pushbutton.

Any unusual change in aircraft noise, vibrations, or flight characteristics should be investigated immediately to determine an appropriate course of action. If the cause and procedure are not immediately obvious, a power-on landing should be made as soon as possible. External load operations should be discontinued, including jettison as required, until the aircraft has been thoroughly inspected and returned to normal service.”

1.6.5.2 Cockpit Indicating Lights

“The following tables provide cockpit indicating light definitions and scenarios:

- 1. Cockpit Master warning and caution lights – Table 4–1.*
- 2. Cockpit Indicating lights requiring landing as soon as possible – Table 4–2.*
- 3. Cockpit Indicating lights requiring landing as soon a practical – Table 4–3.*
- 4. Cockpit Indicating lights requiring immediate pilot action – Table 4–4.*
- 5. Cockpit Advisory lights – Table 4–5.*

(....)

Table 4–2: Cockpit Indicating Lights Requiring Landing as soon as possible

<i>Legend</i>	<i>Meaning</i>
<i>XMSN CHIP</i>	<i>Possible transmission deterioration. Press FUZZ BURN. If light continues, land and inspect.</i>
<i>XMSN PRESS</i>	<i>Low transmission oil pressure. Land and inspect.</i>
<i>XMSN TEMP</i>	<i>High transmission oil temperature. Reduce transmission load; land and inspect.</i>
<i>XMSN BYPASS</i>	<i>Impending oil filter bypass. Land and inspect.</i>
<i>XMSN LOW</i>	<i>Transmission oil level low. Land and inspect.</i>
<i>ENG CHIP</i>	<i>Possible engine deterioration. Press FUZZ BURN. If light continues, land and inspect.</i>
<i>ENG PRESS</i>	<i>Low engine oil pressure. Land and inspect.</i>

(....)”

1.6.5.3 Chip Detection System

“Chip detection systems are installed in the engine and transmission lubricating systems to provide early detection and a visual warning of possible component deterioration/failure.

The engine oil system employs a quick–disconnect type chip detector at the base of the engine oil tank and a threaded type chip detector on the lower part of the engine. Detection of metal particles by either of these detectors results in illumination of the MAST CAUT and ENG CHIP warning lights.

The transmission oil system employs a quick–disconnect type chip detector at the base of the transmission oil tank and two quick–disconnect type chip detectors located on the left and right sumps of the transmission. Detection of metal particles by any of the three detectors will result in illumination of the MAST CAUT and XMSN CHIP warning lights.

A chip burn–off system is installed to remove fuzz or small ferrous particles caused by normal wear that have caused illumination of the chip warning lights. A momentary–type switch labeled FUZZ BURN is located on the lower left part of the main instrument panel to activate this system. When the fuzz–burn switch is depressed a short–duration pulse of current is provided to all chip detectors. This will normally cause the MAST CAUT and appropriate CHIP WARNING lights to extinguish if the fault was only fuzz or small ferrous particles caused by normal wear.”

1.6.5.4 Height-Velocity Diagram

“The Height–Velocity diagram (...) uses factors of airspeed and height above ground to represent areas where aircraft damage or injury may occur in the event that an autorotation has to be accomplished. The clear areas shown represent regions where extended operations should be avoided. They do not represent limitations. The aircraft gross weight used to define the diagram was 6500 lbs.”

In der Anlage 4 wird die entsprechende Grafik dargestellt.

1.6.6 Angaben im Unterhaltshandbuch des Triebwerkes

1.6.6.1 Vorgehen bei Kontamination des Schmierstoffs

Im Unterhaltshandbuch des Triebwerkes wird unter Kapitel 79-30-01 bezüglich der Überprüfung des Magnetzapfens folgendes beschrieben:

„Inspection/Check

A. *Inspect chip detector for buildup of metallic particles.*

(1) A small amount of metallic powder is normal and acceptable.

(2) Course chips or an excessive amount of metallic powder are symptoms of possible failure. This condition requires a lubrication system contamination trouble shooting procedure (72-00-00⁸).

B. *Inspect chip detector and threaded hole in gearbox for damaged threads. Replace chip detector if stripped or damaged beyond repair.”*

⁸ Maintenance Manual T5313B and T5317 Series 72-00-00 Page 120 -122 (siehe Anlage 3)

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben im Kap. 1.7.2 und 1.7.3 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

Die Angaben im Kap. 1.7.5 stützen sich auf Beobachtungen von Augenzeugen.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Ein Hochdruckgebiet mit Kern über Zentraleuropa verlagerte sich langsam Richtung Osten. Mit einer südwestlichen Höhenströmung wurde dabei etwas mildere, aber feuchtere Luft gegen den Alpenraum geführt.

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.

Wetter/Wolken um 5/8 auf ca. 30 000 ft AMSL (Cirrenfelder)

Sicht um 25 km

Wind Südwest mit 2-4 kt

Temperatur/Taupunkt 14 °C / 08 °C

Luftdruck QNH LSZH 1021 hPa; LSZC 1021 hPa; LSZA 1021 hPa

Gefahren keine erkennbar

1.7.4 Astronomische Angaben

Sonnenstand Azimut: 166 ° Höhe: 39 °

Beleuchtungsverhältnisse Tag

1.7.5 Wetter gemäss Augenzeugenberichten

Sowohl der Flughelfer als auch der Luftfahrzeugmechaniker stellten eine sehr gute Sicht, leichte Bewölkung und schwachen Wind fest.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und dem Flughelfer 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.

Das *exceedance flag* war beim *torque* -, NG -, EGT – und *load indicator* schwarz, d.h. in einem normalen Zustand.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle lag in hügeligem, locker bewaldetem und steilem Gelände auf rund 1320 m/M (siehe Bild 3 und 4).



Bild 3 - Luftaufnahme der Unfallstelle mit Wrack und Lastaufnahmeplatz

1.12.2 Aufprall

Der Aufprall des Helikopters erfolgte heftig. Dies wird durch die Deformation der robusten Frontstruktur dokumentiert. Der linke Teil des Hauptfahrwerkes rammte sich teilweise in das Erdreich und stabilisierte das Wrack. Beim Einschlag der Rotorblätter in den Boden wurden diese zerstört.



Bild 4 - Wrack in Endlage

1.12.3 Wrack

1.12.3.1 Allgemeine Feststellungen

Die Bauch- und Schultergurte wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand.

Eine visuelle allgemeine Prüfung des Helikopters ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

- *Battery* *OFF*
- *Fuel/oil switch* *ON*
- *Generator switch* *ON*
- *Particel separator switch* *OFF*
- *Emergency governor Guard down,* *OFF*

- Der *twist grip* war in der Betriebsraste *FLY*.

- Der *KAflex* Antriebswellenteil (*KAflex coupling*) und die Kupplungseinheit (*clutch assembly*) waren intakt.

1.12.3.2 Erste Untersuchungen am Triebwerk

Das Triebwerk wurde vom Helikopter abgebaut und erste Untersuchungen zeigten folgende Befunde:

- Die Arbeitsturbine liess sich von Hand frei drehen.

- Die *N1 accessory drive gearbox* wurde ausgebaut. Anschliessend wurde festgestellt, dass sich mittels Drehung des *accessory drive shaft* die Nebenantriebe nicht antreiben liessen. Insbesondere wurde ein axiales Spiel der *accessory drive gear assembly* festgestellt.



Bild 5 - Magnetzapfen des Triebwerkes mit Spänen

Der Magnetzapfen des Triebwerkes (*engine chip detector*) wurde ausgebaut und wies eine grosse Menge metallischer Späne auf.



Bild 6 - Starter/Generator Anbaustelle an der N1 *accessory drive gearbox*

Die Anbaustelle des Starter/Generators in die Innenverzahnung zeigte Abnutzungs- und Öls Spuren.



Bild 7 - Blick auf defektes *accessory drive gear assembly*

Nach der Demontage des *outer pinion gearshaft assembly* wurde der Blick auf die *accessory drive gear assembly* frei. Die Kegelradverzahnung ist stark beschädigt und plastisch deformiert.



Bild 8 - *outer pinion gearshaft assembly* (Gegenstück zu Bild 7)

Das Kegelritzel des *outer pinion gearshaft assembly* zeigte starke Beschädigungen und plastische Deformationen.

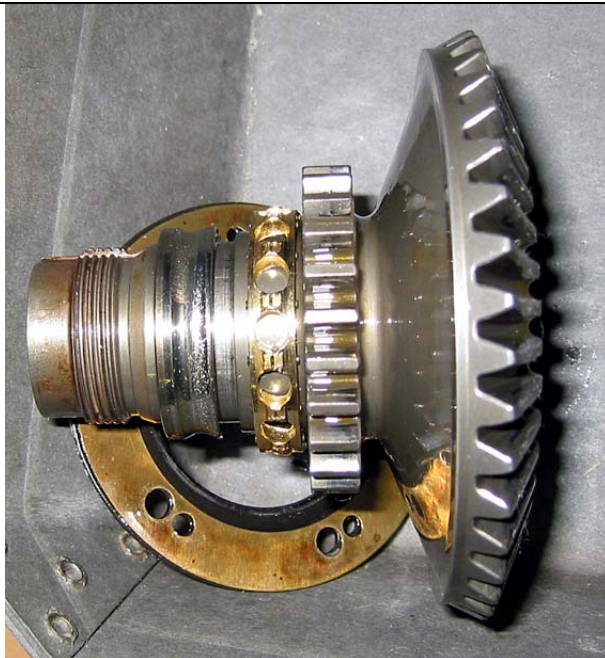


Bild 9 - Kegelrad *accessory drive gear assembly* in ausgebautem Zustand mit schadhaftem Lager und Spurrillen auf dem Lagerinnenring

Nach der Demontage der *accessory drive gear assembly* aus der *accessory drive gearbox* kam das defekte Kugellager (P/N 91547-SOCN-2-300-013-03 CDA-99193; S/N 021991421878) zum Vorschein. Auffällig sind die Spurrillen und die übergrossen und ovalen Bohrungen im Lagerkäfig.



Bild 10 - Lagerausserenring mit Spurrillen

Der Aussenring des Lagers weist ebenfalls Spurrillen auf.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Der Pilot erlitt leichte Verletzungen an den oberen und unteren Extremitäten.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

Der Unfall war auf Grund der soliden Konstruktion des Helikopters überlebbbar.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Spurenkundliche Untersuchungen

Die spurenkundlichen Untersuchungen der Instrumente und Anzeigen ergaben folgende Resultate:

- Die Anzeige der Gasgenerator Drehzahl (N_G indicator) lag geringfügig über 30 %.
- Das Ampèremeter wies eine verschmierte Spur von ca. 75 A bis geringfügig unter 0 A auf.
- Die Öldruckanzeige des Triebwerkes wies eine verschmierte Spur von ca. 40 psi bis geringfügig unter 0 psi auf.
- Die Öldruckanzeige des Hauptgetriebes wies eine Spur von ca. 31 psi auf.
- Die Warnlampen „MASTER CAUTION“ und „MAST CAUT“ waren aktiviert.
- Auf dem Warnlichtfeld (*caution panel*) waren die Lampen „XMSN PRESS“ und „GENERATOR“ aktiviert. Die Glühwendel des Warnlichtes „ENG PRESS“ verlaufen noch immer in den Führungen der Wendelstützen sind aber im Vergleich zu neuen Lampen geringfügig verändert. Die Lampe „ENG CHIP“ zeigte keine Spuren.

1.16.2 Kontrolldemontage des Triebwerks

Aufgrund der grossen Menge vorgefundener metallischer Späne in der N1 *accessory drive gearbox* wurde das Triebwerk zur Kontrolle demontiert und untersucht.

“Summary of inspection:

The engine was disassembled into its main subassemblies and visually inspected in “dirty condition”. The oil wetted parts of the engine were in a good and healthy condition. Neither in the reduction gearbox and the front bearing housing nor in the hot section bearing areas any abnormal wear or damages was discovered. The main bearings and the reduction gearbox gears and bearings were found without visual damage. No oil leakages could be recognized at any sealing. Several parts in the hot section were severely burned and damaged. Particularly the combustion chamber, the 1st stage gas producer nozzle, 1st stage turbine blades and 2nd stage gas producer nozzle were exposed to excessive heat. Although the above mentioned hot section components were severely damaged all those damages are not uncommon for a T53-17A1 engine used in a K-MAX operation. The worn combustion chamber deflector flange as well as the worn combustion

chamber liner flange indicate (or may even have caused) an increased level of engine vibrations. The type of wear at these parts is known but not very common.

(....)

The test assembly of the Accessory Drive Gearbox was done with the mixture of new and origin parts. A statement regarding the correct shimming during last repair or overhaul is not possible."

1.16.3 Untersuchung der FCU

Ein Funktionstest der Treibstoffkontrolleinheit (FCU p/n: 1-170-240-93; S/N: 32AS11619) und des Überdrehzahl Reglers (*overspeed governor* p/n:1-160-850-25; S/N: 9A0Y1833) wurde durchgeführt.

"The test result can be summarized as follows. The "as received" FCU settings were out of limits i.a.w. the valid Overhaul Manual. The discovered discrepancies are typical for installed FCU's and related to minor adjustments that have to be done during the engine test or after engine installation into the helicopter."

1.16.4 Untersuchung der Ölpumpe

Bei der Ölpumpe die an der Turbine des verunfallten Helikopters montiert war, handelt es sich um eine Flügelzellenpumpe Lear Romec RG17350D.

Gemessen wurden vorerst das statische Losbrech- und das Leerlaufmoment.

Die Pumpe wurde anschliessend demontiert und auf Verschleiss, interne Beschädigungen und Rückstände resp. Fremdkörper untersucht.

Befund:

- Die gemessenen Werte lagen durchwegs unterhalb der Grenzwerte.
- Es wurden weder Verschleiss noch Rückstände festgestellt.

1.16.5 Untersuchung des Starter/Generators

Der Starter/Generator wurde nach dem Unfall überprüft. Folgende Feststellungen wurden dabei gemacht:

- Der Rundlauf der Antriebswelle betrug 0.05 mm.
- Der Test als Generator wurde erfolgreich ausgeführt und ergab, dass das Gerät sehr ruhig läuft.
- Das Gerät war intern verölt und befand sich in einem funktionstüchtigen Zustand.

Das An- resp. Abtriebswellenende des Starter/Generators wurde ausgemessen. Dieses Vielkeilwellenende weist keinen Verschleiss auf; die gemessenen Werte liegen innerhalb der zulässigen Grenzwerte.

1.16.6 Untersuchungen an Komponenten der N1 *accessory drive gearbox*

Das beschädigte Kegelritzel, das Kegelrad und das Kugellager der N1 *accessory drive gearbox* wurden eingehend untersucht. Ebenfalls überprüft wurden diejenigen Teile welche für die Montage der beschädigten Komponenten von Bedeutung sind.

1.16.6.1 Konformität der Komponenten

Vom beschädigten unteren Kegelrad P/N 1-080-310-01 wurden die Lagersitzdurchmesser und die dazwischen liegende Schulterdistanz ausgemessen. Ebenfalls ausgemessen wurden das Getriebegehäuse im Bereich der Kegelradlagerung, das *shimming* des Kugellagers und die Breiten der Lagerringe. Unter Berücksichtigung der maximal zulässigen Massabweichung nach Zeichnung bezüglich Lageraussen – und Lagerinnenring kann ausgeschlossen werden, dass die Lagerung der unteren Kegelradwelle verspannt montiert wurde.

Alle gemessenen Dimensionen sind zeichnungskonform. Wegen der Beschädigung der Verzahnung konnte nicht mehr festgestellt werden ob das Zahntragbild vor dem Unfall korrekt war.

Das Kegelrad P/N 1-080-310-01, das Kegelritzel P/N 1-080-320-01 und das Kugellager P/N 2-300-013.03 wurden materialtechnisch umfassend untersucht. Gemäss der Stückanalyse kann der Werkstoff des Kegelritzels als A304 (9310 H) ASTM und derjenige des Kegelrades als 6263 H (AMS) klassiert werden. Beides sind Hochleistungsstähle welche oft für die Herstellung von Zahnrädern verwendet werden.

Aus der Untersuchung des Materials des Innenrings, des Aussenrings, der Kugeln und des Käfigs des beschädigten Lagers geht hervor, dass es sich bei all diesen Komponenten um übliches Material in korrekter Qualität handelt. Die Härtemessung am Innenring, am Aussenring und den Kugeln ergab Werte von 61 HRC bis 63 HRC. Auch diese Werte sind konform.

Die in der N1 *accessory drive gearbox* vorgefundenen Chips am Chipdetector und im Oelsumpf wurden ebenfalls untersucht. Die Chips bestehen aus demselben Material wie die Zahnräder – es dürfte sich somit um Ausbrüche aus diesen Zahnrädern handeln.

1.16.6.2 Schadensbild

Beim Kegelritzel waren in erster Linie die Zähne beschädigt. Das Material des Zahnkopfes war überall plastisch verformt und teilweise ausgebrochen; der Zahngrund und die Zahnflanken im Bereich des Zahnfusses waren nicht beschädigt.

An der Lagerung der Kegelritzelwelle konnten keine Schädigungen festgestellt werden.

Beim Kegelrad waren die Zähne und die abtriebsseitige Innenverzahnung der Welle - sie überträgt die Leistung zum Starter/Generator - beschädigt.

Das kleinere der beiden Lager mit welchem die Kegelradwelle gelagert wird – es ist ein Rollenlager das in axialer Richtung nicht führt – wies keine Schäden auf. Das grössere Lager – es ist ein Kugellager und führt die Kegelradwelle in radialer und axialer Richtung – war stark beschädigt.

Am stärksten beschädigt waren die Kugellaufbahn des Lagerinnenrings, die Kugeln und der Führungskäfig der Kugeln. Der Verschleiss der Kugellaufbahn des Aussenrings war weniger ausgeprägt. Die REM⁹ Untersuchung der Kugellagerlaufbahnen und der Kugeln lässt auf Pitting¹⁰ und Ermüdung schliessen, d.h. der Schaden resp. Verschleiss am Kugellager ist auf Ermüdung zurückzuführen.

⁹ REM- Rasterelektronenmikroskop

¹⁰ Pitting - Materialausbruch und oberflächennahe Mikrorissbildung - *pitting*

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung**1.17.1 Flugbetriebsunternehmen - Eagle Helicopter AG**

Eagle Helicopter AG ist ein Luftransportunternehmen und beschäftigte rund 30 Mitarbeiter. Die Unternehmung war in den Bereichen Logging, Spezialholzerei, Montage und Transporte tätig. Eingesetzt wurden dafür ein Kaman K-1200 und ein Eurocopter AS350.

1.17.2 Luftfahrttechnischer Betrieb – RUAG Aviation

RUAG Aviation ist ein Unternehmen der Luftfahrt mit Hauptsitz in Emmen, zehn weiteren Standorten in der Schweiz und zwei in Deutschland. Die Hauptaktivitäten sind Unterhalt und Modifikationen von Flugzeugen, Helikoptern, Drohnen, Lenkwaffen und Luftabwehrsystemen.

1.17.3 Organisation des Unterhaltes des Helikopters HB-ZEH

Da das Flugbetriebsunternehmen über keinen Luftfahrttechnischen Betrieb nach JAR-145 für den Helikopter Typ K-1200 verfügte, wurde ein entsprechender Vertrag mit der RUAG Aerospace vereinbart.

Der unter Kapitel 1.5.2 referenzierte Luftfahrzeugmechaniker wurde in das MOE¹¹ der RUAG Aviation aufgenommen.

¹¹ MOE – *maintenance organization exposition*

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Beschädigung der Kegelradverzahnung

Die Schädigung des Kugellagers hatte zur Folge, dass die Kegelradwelle axial nicht mehr geführt war und bei der Kraftübertragung durch das Kegelritzel axial verschoben wurde. Durch dieses Verschieben kam es zu einer Verminderung des Zahneingriffes und zu plastischen Verformungen der Zahnköpfe sowie zu Materialausbrüchen. Der fortschreitende Verschleiss der Kugellaufbahn führte dazu, dass die beiden Zahnräder nicht mehr im Eingriff standen, was zu einem Funktionsausfall der FCU, zum Abstellen des Triebwerkes und in der Folge zum Unfall des Helikopters führte.

2.1.2 Lagerverschleiss

Beim festgestellten Lagerverschleiss handelt es sich um eine klassische Ermüdung der Laufbahnen und der Kugeln infolge Pitting – eine Art Ermüdungsver-schleiss.

Ein solcher Verschleiss ist typisch nach Ablauf der Lebensdauer eines Lagers. Diese wird von den Betriebsbedingungen wie z.B. der Lagerbelastung, dem Schmiermittel, dem Fremdpartikelanteil im Schmiermittel, dem Lagermaterial u.a.m. beeinflusst.

Gemäss den Untersuchungsergebnissen muss davon ausgegangen werden, dass die Belastung des Lagers zu hoch und/oder das Schmiermittel einen zu hohen Anteil an Fremdpartikeln aufwies.

Aus den Unterhaltsunterlagen ist ersichtlich, dass 1480 Betriebsstunden vor dem Unfall die N1 *accessory drive gearbox* repariert und das Kugellager sowie die Kegelradwelle mit der Vielkeil-Innenverzahnung als Neuteile eingebaut wurden. Dies erfolgte 1865 Betriebsstunden nach einer Überholung der N1 *accessory drive gearbox*. D.h., dass das eingebaute Kugellager die geforderte Lebensdauer von 5000 Stunden klar nicht erreichte.

Ein allfällig vorhandener kleiner Konzentritätsfehler des Vielkeil–Wellenendes in Bezug zum Montagezentrieransatz des Starter/Generators bewirkt eine starke Erhöhung der Belastung des Kugellagers der Kegelradwelle, was zu einem vorzeitigen Ausfall des Lagers führen dürfte.

Ob bei dem bis 64 Betriebsstunden vor dem Unfall montierten Starter/Generator ein allfälliger Konzentritätsfehler bestanden hat, konnte nicht ermittelt werden.

2.1.2.1 Lagerung der Kegelradwelle

Die Kegelradwelle wird mit einem Rollenlager und einem Kugellager geführt. Das Rollenlager wird radial, das Kugellager radial und axial beansprucht. Beim Kugellager handelt es sich um ein einreihiges Radiallager welches bezeichnungsgemäss vor allem für radiale Beanspruchungen konzipiert ist. Axiale Beanspruchungen dieses Lagertyps sind in limitierter Masse zulässig. Ob das Kugellager der Kegelradwelle ausreichend gross dimensioniert war, um den auftretenden Beanspruchungen zu genügen, konnte anhand der zur Verfügung stehenden Daten nicht beurteilt werden.

2.1.3 Vielkeil-Innenverzahnung

Die Vielkeil-Innenverzahnung der Kegelradwelle war verschlissen. Die Leistungsübertragung zum, resp. vom Starter/Generator, war trotz Verschleiss gewährleistet.

Aus der Art des Verschleisses kann geschlossen werden, dass dieser über eine längere Zeit entstanden ist. Ob die Ursache dieses Verschleisses in einem Konzentritätsfehler beim Starter/Generator oder beim Lagerausfall liegt, muss offen bleiben.

2.1.4 Nebenaggregate

Alle von der N1 *accessory drive gearbox* angetriebenen Nebenaggregate wurden inspiziert und ihre Funktionstüchtigkeit überprüft. Es wurden weder Anomalitäten noch Funktionsstörungen festgestellt.

2.1.5 Unterhalt

Der Hersteller des Triebwerkes schreibt beim Vorfinden von *chips* die in der Anlage 3 beschriebene Prozedur vor. Diese wurde nicht eingehalten.

Nach Angaben des Unterhaltsbetriebes wurde nach dem Einbau des Leihtriebwerkes, d.h. 708.4 Betriebsstunden vor dem Unfall, der Verschleiss der Vielkeil-Innenverzahnung in zeitlichen Abständen mehrmals nach den Unterhaltsvorgaben einer Sichtkontrolle unterzogen – das letzte Mal 64 Betriebsstunden vor dem Unfall. Anlässlich des Triebwerk- und Starter/Generator Wechsels sowie den beiden Interventionen in Zusammenhang mit den festgestellten Ölverlusten wäre die Zone für genauere Beurteilung der Vielkeil-Innenverzahnung zugänglich gewesen. Der Unterhaltsbetrieb hat bei diesen Arbeiten nichts aussergewöhnliches festgestellt.

Zu erwähnen ist hier, dass die Durchführung dieser Kontrolle äusserst problematisch ist und ein allfälliger Verschleiss nur sehr schwierig festgestellt und quantifiziert werden kann.

Obschon mit einer periodisch durchgeführten spektrometrischen Schmierstoffanalyse der innere Zustand eines mechanischen Aggregates beurteilt werden kann, wurde nach dem 30. Juli 2007 keine Analyse mehr durchgeführt.

Der Helikopter wurde oft im Feld gewartet. Dies kann einer der Gründe dafür sein, dass die technischen Akten teilweise mangelhaft und ungenau nachgeführt wurden.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Während mehr als vier Monaten vor dem Unfall leuchtete immer wieder die ENG CHIP Warnlampe im Cockpit auf und es wurden metallische Späne im Triebwerk des Helikopters HB-ZEH festgestellt. Dies änderte sich auch nach dem Einbau eines Leih-Triebwerkes am 23. Mai 2007 nicht.

Das *Rotorcraft Flight Manual* beschreibt das Vorgehen im Falle einer Warnung des Chip Detektors des Triebwerkes, welches dem Piloten anzeigt, dass sich metallische Ablagerungen im Ölkreislauf befinden:

1. Drücken der FUZZ BURN Taste.
2. Wenn das Warnlicht weiterhin leuchtet, ist an der nächstgelegenen sicheren Stelle zu landen und das Triebwerk zu untersuchen.

Gemäss Aussage des Piloten konnte das Warnlicht in schätzungsweise 95% der Fälle mit dem FUZZ BURN Prozedere gelöscht werden. Das *Rotorcraft Flight Manual* beschreibt leider keine Massnahme für den wiederkehrenden Fall dieser Warnung. Es ist jedoch anzunehmen, dass das FUZZ BURN System nicht für den dauernden Einsatz gedacht und eingebaut worden ist.

Der wiederholt auftretende Ölverlust im unmittelbaren Bereich der verschlissenen Lagerung der Kegelradwelle, das abnormale Geräusch beim Anlassvorgang des Triebwerkes und das wiederholte Aufleuchten der ENG CHIP Warnlampe waren Indikatoren für ein mechanisches Problem in der N1 *accessory drive gearbox*. Diesen Indikatoren wurde zu wenig Beachtung geschenkt. Stattdessen wurde der Auftragserfüllung oberste Priorität eingeräumt. Die sich manifestierenden Anzeichen eines Defektes am Triebwerk wurden, offenbar unter dem Eindruck der gemachten Erfahrungen in Bezug auf ENG CHIP Warnungen, nicht konsequent angegangen. Dies erscheint insbesondere im Lichte der exponierten Situation des Helikopters während dem Lastenflug als unverständlich.

Dies wird deutlich sichtbar, wenn der hauptsächliche Betriebsbereich des Helikopters im Lastenflug mit dem H/V Diagramm (Anhang) verglichen wird. Der Betrieb des Helikopters im Lastenflug befindet sich fast ausschliesslich in den zu meidenden Flugbereichen, welche in der Grafik weiss schattiert dargestellt sind.

Ein Triebwerkausfall in einer solchen Flugphase verunmöglicht die Durchführung einer erfolgreichen Autorotation und führt unweigerlich zu schwerwiegenden Folgen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss RFM zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall verursacht haben.
- Am 18. September 2007 bei Hobbs 9377.1 h wurde eine 100 h Kontrolle bescheinigt und der Starter/Generator auf Grund der Laufzeit ausgewechselt.
- Die letzte Zustandsprüfung durch das BAZL erfolgte am 27. Dezember 2006.
- Am 23. Mai 2007 bei Hobbs 8732.5 h wurde das Triebwerk S/N LE81014 ausgebaut und das Leih-Triebwerk S/N LE07103C in den Helikopter HB-ZEH installiert. Die *starter generator spline lubrication/inspection* wurde bescheinigt.
- Seit mehr als vier Monaten vor dem Unfall wurden immer wieder Späne im Triebwerk festgestellt und auch dem Piloten mittels ENG CHIP Warnlampe im Cockpit angezeigt. Dieser wendete wiederholt die FUZZ BURN Prozedur an.
- Nach dem Unfall liess sich die Arbeitsturbine von Hand frei drehen.
- Die *N1 accessory drive gearbox* wurde abgebaut. Anschliessend wurde festgestellt, dass sich mittels Drehung des *accessory drive shaft* die Nebenantriebe nicht antreiben liessen. Insbesondere wurde ein axiales Spiel der *accessory drive gear assembly* festgestellt.
- Beim Kegelritzel waren in erster Linie die Zähne beschädigt. Das Material des Zahnkopfes war überall plastisch verformt und teilweise ausgebrochen; der Zahngrund und die Zahnflanken im Bereich des Zahnfusses waren nicht beschädigt.
- Beim Kegelrad waren die Zähne und die abtriebsseitige Vielkeil-Innenverzahnung der Welle - sie überträgt die Leistung zum Starter/Generator - beschädigt.
- Das kleinere der beiden Lager mit welchem die Kegelradwelle gelagert wird – es ist ein Rollenlager das in axialer Richtung nicht führt – wies keine Schäden auf.
- Das grössere Lager – es ist ein Kugellager und führt die Kegelradwelle in radialer und axialer Richtung – war stark beschädigt. Am stärksten beschädigt waren die Kugellaufbahn des Lagerinnenrings, die Kugeln und der Führungskäfig der Kugeln. Der Verschleiss der Kugellaufbahn des Aussenrings war weniger ausgeprägt. Die Untersuchung der Kugellagerlaufbahnen und der Kugeln lässt auf Pitting und Ermüdung schliessen, d.h. der Verschleiss am Kugellager ist auf Ermüdung zurückzuführen.

- 1480 Betriebsstunden vor dem Unfall wurde die N1 *accessory drive gearbox* repariert und das Kugellager sowie die Kegelradwelle mit der Vielkeil-Innenverzahnung als Neuteile eingebaut. Dies erfolgte 1865 Betriebsstunden nach einer Überholung der N1 *accessory drive gearbox*. D.h., dass das eingebaute Kugellager die geforderte Lebensdauer von 5000 Stunden klar nicht erreichte.
- Der wiederholt auftretende Ölverlust im unmittelbaren Bereich der verschlissenen Lagerung der Kegelradwelle, das abnormale Geräusch beim Anlassvorgang des Triebwerkes und das wiederholte Aufleuchten der ENG CHIP Warnlampe waren Indikatoren für ein mechanisches Problem in der N1 *accessory drive gearbox*.
- Die sich manifestierenden Anzeichen eines Defektes am Triebwerk wurden, offenbar unter dem Eindruck der gemachten Erfahrungen in Bezug auf ENG CHIP Warnungen, nicht konsequent angegangen.
- Die vom Hersteller des Triebwerkes vorgeschriebenen Verfahren beim Vorfinden von Spänen wurde nicht eingehalten.
- Die Unterhaltsarbeiten wurden teilweise mangelhaft und ungenau dokumentiert.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Die Bauch- und Schultergurte wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Während des Anlassvorganges vor dem Unfallflug wurde vom Piloten und vom technischen Leiter eine Unregelmässigkeit in Form eines unbekanntes Geräusches festgestellt.
- Während der Beschleunigung des Triebwerkes auf Flugdrehzahl „Flight“ leuchtete die ENG CHIP Lampe auf. In der Folge wurde der Chip Detektor durch den Technischen Leiter ausgebaut und kontrolliert. Der Pilot gab an, dass nach dieser Intervention die ENG CHIP Warnlampe noch ein- oder zweimal aufleuchtete und er diese mittels dem FUZZ BURN Prozedere löschen konnte.
- Nach Absprache mit dem technischen Leiter entschied der Pilot den vorgesehenen Arbeitsflug durchzuführen.
- In den folgenden ca. 30 Minuten wurden Holztransporte durchgeführt. Während dieser Zeit stellte der Pilot zweimal fest, dass die ENG CHIP Warnlampe aufleuchtete. Die beiden Warnungen konnten mit dem FUZZ BURN Prozedere gelöscht werden.
- Beim letzten Anflug Richtung Holzlagerplatz stellte der Pilot fest, dass die ENG CHIP Warnlampe wieder aufleuchtete. Er setzte die Last ab und flog zurück Richtung Aufnahmestelle.
- Im Anflug zur Aufnahmestelle wurde ein markanter Drehzahlverlust festgestellt.

- Der Pilot betätigte den Not-Abwurf der Lastenleine, um eine Notlandung in Flugrichtung durchführen zu können.
- Der Helikopter kollidierte mit dem Gelände ca. 100 m westlich vom Aufnahmeplatz in einem abfallenden Hang und wurde dabei zerstört.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das im *Rotorcraft Flight Manual* definierte Notverfahren beim Auftreten der ENG CHIP Warnung lautet:
„Possible engine deterioration. Press FUZZ BURN. If light continues, land and inspect.“

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf ein Versagen des Triebwerks auf einer Flughöhe, bei welcher eine erfolgreiche Autorotation nicht möglich war, zurückzuführen.

Die deutlichen Anzeichen eines Defektes am Triebwerk wurden nicht konsequent angegangen.

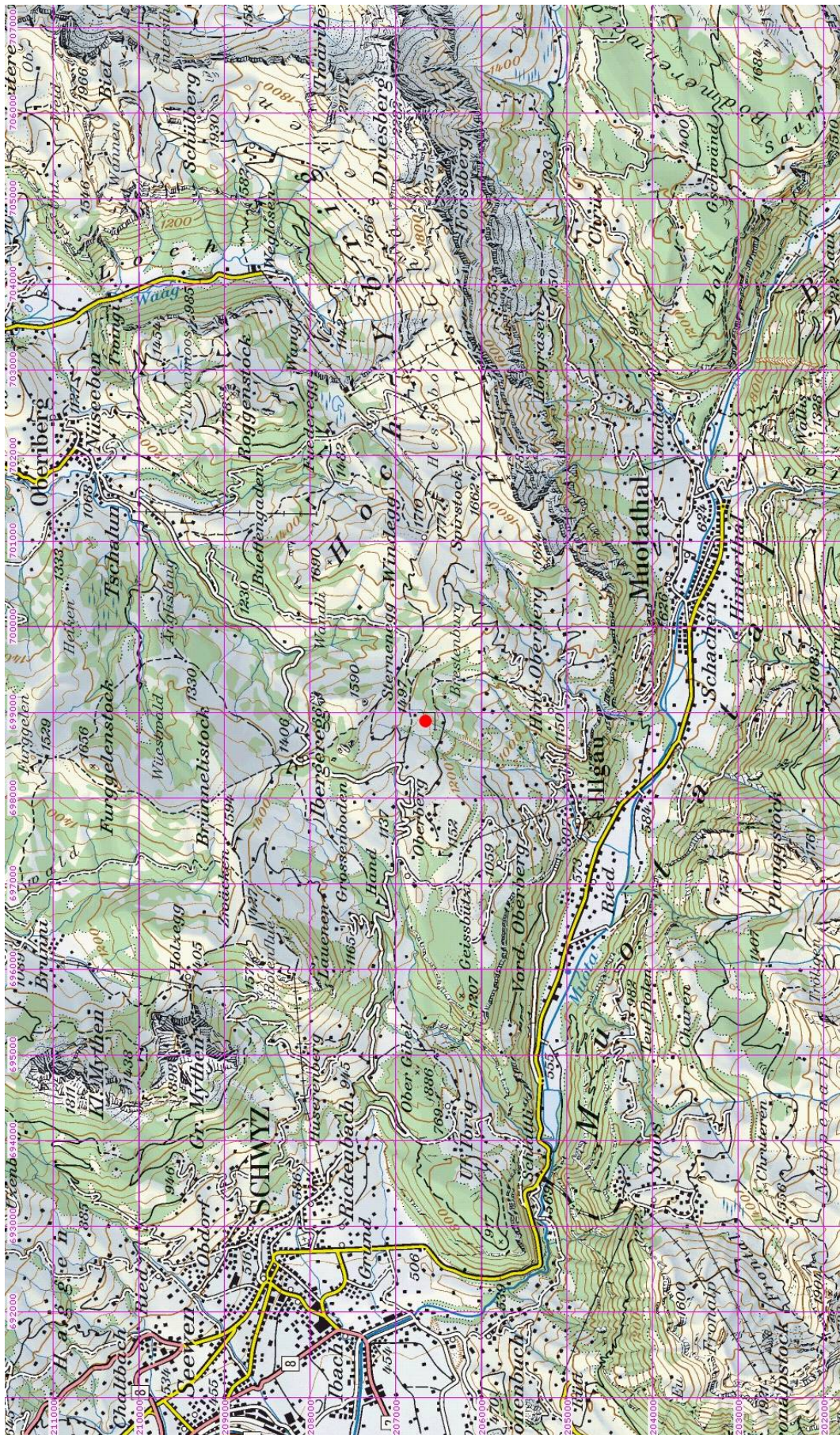
Payerne, 3. Oktober 2012

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

Dieser Schlussbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).

Bern, 25. September 2012

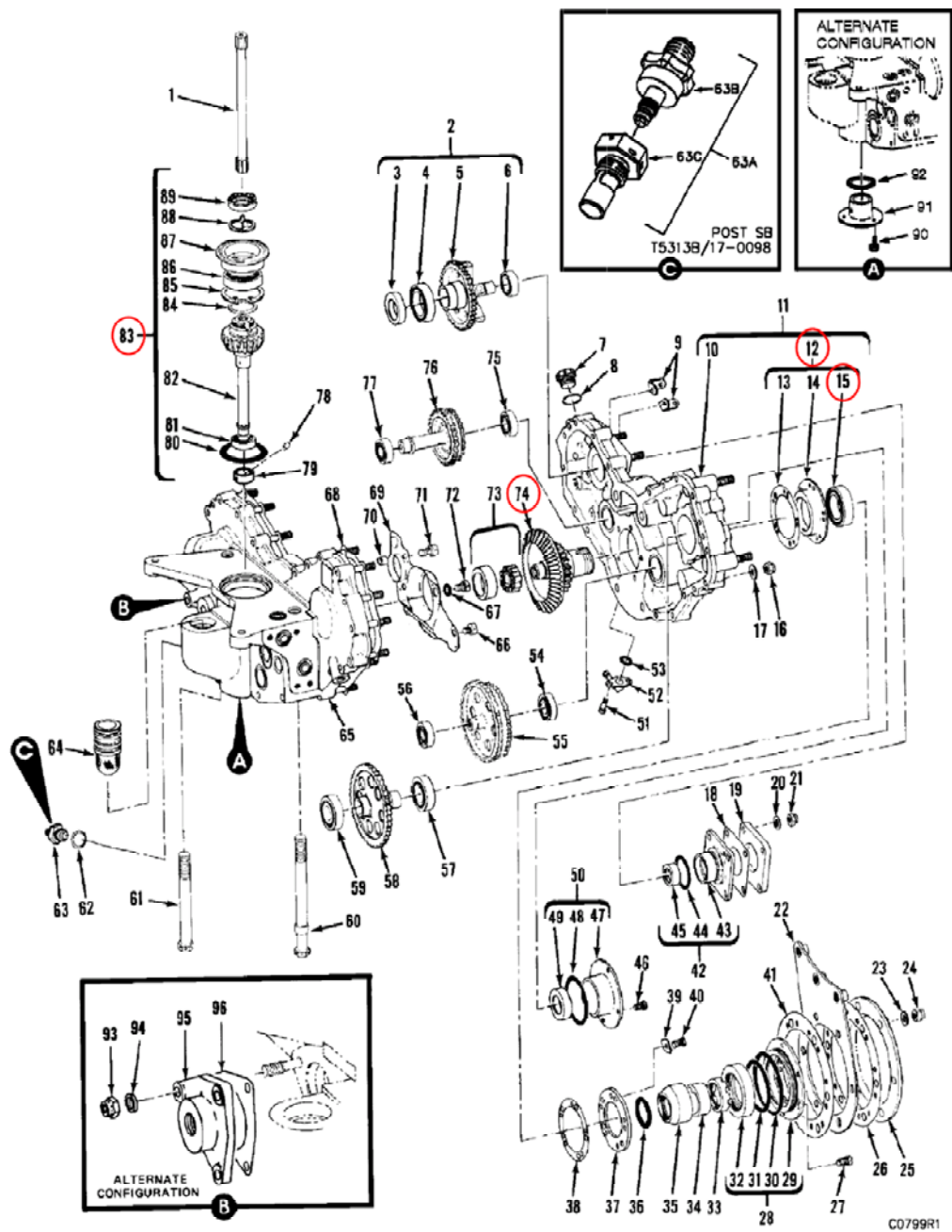
Anlage 1



Anlage 2 – Overhaul Manual 72-60-01 Accessory Drive Gearbox



OVERHAUL MANUAL
T5313B AND T5317 SERIES



Accessory Drive Gearbox
Figure 101

72-60-01

Page 102
Oct 1/05

Copying, use or disclosure of information on this page is subject to proprietary restrictions.



OVERHAUL MANUAL
T5313B AND T5317 SERIES

KEY TO FIGURE 101

- | | |
|---|--|
| 1. ACCESSORY DRIVE SHAFT | 55. OIL PUMP DRIVE GEARSHAFT ASSEMBLY |
| 2. GEARSHAFT AND BEARING ASSEMBLY | 56. BALL BEARING |
| 3. PLAIN ENCASED SEAL | 57. BALL BEARING |
| 4. BALL BEARING | 58. FUEL CONTROL DRIVE GEARSHAFT ASSEMBLY |
| 5. TACHOMETER DRIVE GEARSHAFT ASSEMBLY | 59. BALL BEARING |
| 6. BALL BEARING | 60. SHOULDERED BOLT |
| 7. STRAIGHT THREAD PLUG | 61. DRILLED HEX HEAD BOLT |
| 8. PREFORMED PACKING | 62. PREFORMED PACKING |
| 9. BRACKET | 63. CHIP DETECTOR (PRE SB T5313B/17-0098) |
| 10. ACCESSORY GEARBOX COVER ASSEMBLY | 63A. CHIP DETECTOR ASSY (POST SB T5313B/17-0098) |
| 11. GEARBOX COVER ASSEMBLY | 63B. PROBE |
| 12. THRUST BEARING LINER ASSEMBLY | 63C. VALVE |
| 13. THRUST BEARING SHIM | 64. OIL STRAINER ASSEMBLY |
| 14. THRUST BEARING LINER | 65. ACCESSORY GEARBOX HOUSING ASSEMBLY |
| 15. BALL BEARING | 66. CAP SCREW |
| 16. SELF LOCKING NUT | 67. PREFORMED PACKING |
| 17. FLAT WASHER | 68. COVER GASKET |
| 18. ENGINE ACCESSORY DRIVE GASKET | 69. ACCESSORY GEARBOX BAFFLE |
| 19. ENGINE ACCESSORY DRIVE COVER | 70. SLEEVE SPACER |
| 20. FLAT WASHER | 71. DRILLED SOCKETHEAD BOLT |
| 21. SELF LOCKING NUT | 72. SCREW |
| 22. ACCESSORY GEARBOX SUPPORT | 73. ROLLER BEARING |
| 23. FLAT WASHER | 74. ACCESSORY DRIVE GEAR ASSEMBLY |
| 24. SELF LOCKING NUT | 75. BALL BEARING |
| 25. ACCESSORY DRIVE COVER | 76. OIL AIR SEPARATOR DRIVE GEARSHAFT ASSEMBLY |
| 26. STARTER PAD GASKET | 77. BALL BEARING |
| 27. SOCKET HEAD BOLT | 78. LOCKPIN |
| 28. SEAL AND HOUSING ASSEMBLY | 79. LINER |
| 29. OIL SEAL HOUSING | 80. PREFORMED PACKING |
| 30. PREFORMED PACKING | 81. BALL BEARING |
| 31. PREFORMED PACKING | 82. OUTER PINION GEARSHAFT ASSEMBLY |
| 32. PLAIN ENCASED SEAL | 83. PINION GEARSHAFT AND BEARING ASSEMBLY |
| 33. SPANNER NUT | 84. PINION SHIM |
| 34. LOCK CUP | 85. RETAINING RING |
| 35. SEAL SPACER | 86. BALL BEARING |
| 36. PREFORMED PACKING | 87. OUTER PINION LINER |
| 37. RETAINING PLATE | 88. BEARING KEY WASHER |
| 38. THRUST BEARING SHIM | 89. PLAIN ROUND NUT |
| 39. TABWASHER | 90. BOLT* |
| 40. HEX HEAD BOLT | 91. RADIAL BEARING HOUSING* |
| 41. STARTER PAD GASKET | 92. PACKING* |
| 42. TACHOMETER DRIVE FLANGE AND SEAL ASSEMBLY | 93. NUT** |
| 43. TACHOMETER DRIVE BEARING RETAINER | 94. WASHER** |
| 44. PREFORMED PACKING | 95. PAD COVER** |
| 45. PLAIN ENCASED SEAL | 96. GASKET** |
| 46. DRILLED HEX HEAD BOLT | |
| 47. FUEL CONTROL DRIVE LINER | |
| 48. PREFORMED PACKING | |
| 49. PLAIN ENCASED SEAL | |
| 50. SEAL AND LINER ASSEMBLY | |
| 51. SOCKET HEAD CAP SCREW | |
| 52. FUEL OVERFLOW CONNECTOR | |
| 53. PREFORMED PACKING | |
| 54. BALL BEARING | |

* Engines with radial housing

** Alternate configuration

72-60-01

Page 103
Oct 1/05

Copying, use or disclosure of information on this page is subject to proprietary restrictions.

Anlage 3 - Maintenance Manual T5313B and T5317 Series 72-00-00 Page 120 -122

Honeywell

 MAINTENANCE MANUAL
T5313B AND T5317 SERIES

C. Lubrication System Contamination Trouble Shooting Procedure

NOTE: It is not unusual for a new engine to generate some small chips during the first 5 to 10 hours of operation. Fine particles generally indicate even, although possibly excessive, wear. Pieces of flat metal can be from lockcups, baffles or cotter pins. Pieces of very hard steel can be from chipped splines or gears. Slivers of metal may be machining chips from new parts not thoroughly cleaned before installation. Magnesium is not normally in contact with moving parts. Chips of magnesium indicate an unusual contact between parts. Analysis of steel particles can reveal definite areas that may be suspected such as shafts, gears, and bearings. Bronze material usually comes from bearing cages. Silver is used as plating material for certain bearing cages. Chrome is used as plating material on shafts, etc, and also is present in certain steels.

- (1) Whenever an oil contamination inspection has revealed a continuance or an excessive amount of chips in the oil filter or on the chip detector, but output reduction gear carrier and gearbox assembly is free to move and emits no unusual noises, proceed as follows:

WARNING: PROLONGED CONTACT WITH LUBRICATING OIL MAY CAUSE A SKIN RASH. THOSE AREAS OF SKIN AND CLOTHING THAT MAY COME IN CONTACT WITH LUBRICATING OIL SHOULD BE THOROUGHLY WASHED IMMEDIATELY. SATURATED CLOTHING SHOULD BE REMOVED IMMEDIATELY. AREAS IN WHICH LUBRICATING OIL IS USED SHOULD BE ADEQUATELY VENTILATED TO KEEP MIST AND FUMES TO A MINIMUM.

CAUTION: LUBRICATING OIL MAY SOFTEN PAINT UPON CONTACT. IF LUBRICATING OIL IS SPILLED ON PAINTED SURFACES, THESE SURFACES SHOULD BE THOROUGHLY WASHED.

- (a) Check main oil filter elements for chip accumulation which could have placed the filter into bypass. Remove chips and retain for analysis. Clean filter with dry cleaning solvent (62, Table 203). (Refer to SPM, SP C203, 72-15-03.) Install filter (79-20-03).
- (b) Remove and inspect No. 2 bearing strainer and No. 3 and 4 bearing strainer bore for metal chips. If chips are present, remove and inspect three reduction gear oil transfer tube strainers (72-10-01) and overspeed governor and tachometer drive oil throttle strainer (72-60-02). Forward engine to overhaul facility if metal chips have clogged more than one-third of flow area of any one of previously mentioned strainers. If amount of chips is not excessive, clean and reinstall strainers and proceed to step (3).
- (c) Presence of chips in previously mentioned strainers indicates that bypass of oil filter has occurred. Replace oil filter (79-20-03).
- (d) Drain oil from accessory drive gearbox, aircraft oil tank and oil cooler.
- (e) Remove any metal chips from chip detectors. Clean chip detectors with dry cleaning solvent (62, Table 203). (Refer to SPM, SP C203, 70-15-03.) Install chip detectors.

72-00-00Page 120
Aug 1/05

Copying, use or disclosure of information on this page is subject to proprietary restrictions.

MAINTENANCE MANUAL
T5313B AND T5317 SERIES

- (f) Check No. 2 bearing scavenge line for metal contamination. If chips are evident, inspect all oil wetted components for wear, and replace parts as needed. Flush components with dry cleaning solvent (62, Table 203). (Refer to SPM, SP C203, 70–00–13.) Install scavenge line.
- (g) Check No. 3 and 4 bearing scavenge line for metal contamination. If chips are evident, remove combustor turbine assembly, disassemble power turbine and bearing housing assembly, and inspect bearings and other oil wetted components for wear. Replace if required (72–50–04). Flush components with dry cleaning solvent (62, Table 203). (Refer to SPM, SP C203, 70–15–03.) Install components.
- (h) If chips are suspected to come from reduction gearing, remove reduction gearing and inspect its condition and replace, if required (72–10–01). Flush components with dry cleaning solvent (62, Table 203). (Refer to SPM, SP C203, 70–15–03.) Assemble reduction gearing.
- (i) Remove accessory drive gearbox (72–60–01). Remove and inspect shaftgear assembly. Particularly note condition of upper and lower bearings on this shaft. Inspect and clean scavenge strainer. Flush shaftgear assembly and internal components of gearbox with dry cleaning solvent (62, Table 203). (Refer to SPM, SP C203, 70–15–03.) Assemble accessory drive gearbox.
- (j) Flush aircraft oil system and replace oil cooler on aircraft not equipped with auxiliary external oil filter. (Refer to Aircraft Flight Manual.)
- (k) Service oil system with new lubricating oil (41 or 42, Table 203). (See ENGINE – SERVICING, paragraph 2.)

CAUTION: ANY FLUCTUATION IN OIL PRESSURE IN EXCESS OF 5 PSI, OR RAPID RISE IN OIL TEMPERATURE AT ANY PRESET POWER SETTING, IS CAUSE FOR IMMEDIATE ENGINE SHUTDOWN.

- (l) Operate engine at 70 to 80 percent N1 for 5 minutes. (Refer to Aircraft Flight Manual.) Shut down engine and allow to cool.
- (m) Inspect chip detector and oil filter strainers for chips. Amount of chips noted should be less than original amount. If so, repeat preceding steps (j) and (k), increasing engine operating time to 10 minutes.
- (n) If quantity of chips remains the same after the second engine run, do not reclean filters, strainers, or chip detector, reject engine for repair.

NOTE: Chips in oil filter may originate in oil supply tank, chips on chip detector originate in engine.

- (o) Repeat inspection, servicing and operating cycle, increasing engine operating time to 30 minutes. If no appreciable amount of chips or other contaminants is noted, engine may be returned to service. If amount of chips or other contaminants remains the same or increases, perform oil sample analysis. (See ENGINE – INSPECTION, paragraph 1.G.) Forward engine to overhaul facility.

72–00–00Page 121
Aug 1/05

Copying, use or disclosure of information on this page is subject to proprietary restrictions.

Honeywell

MAINTENANCE MANUAL
T5313B AND T5317 SERIES

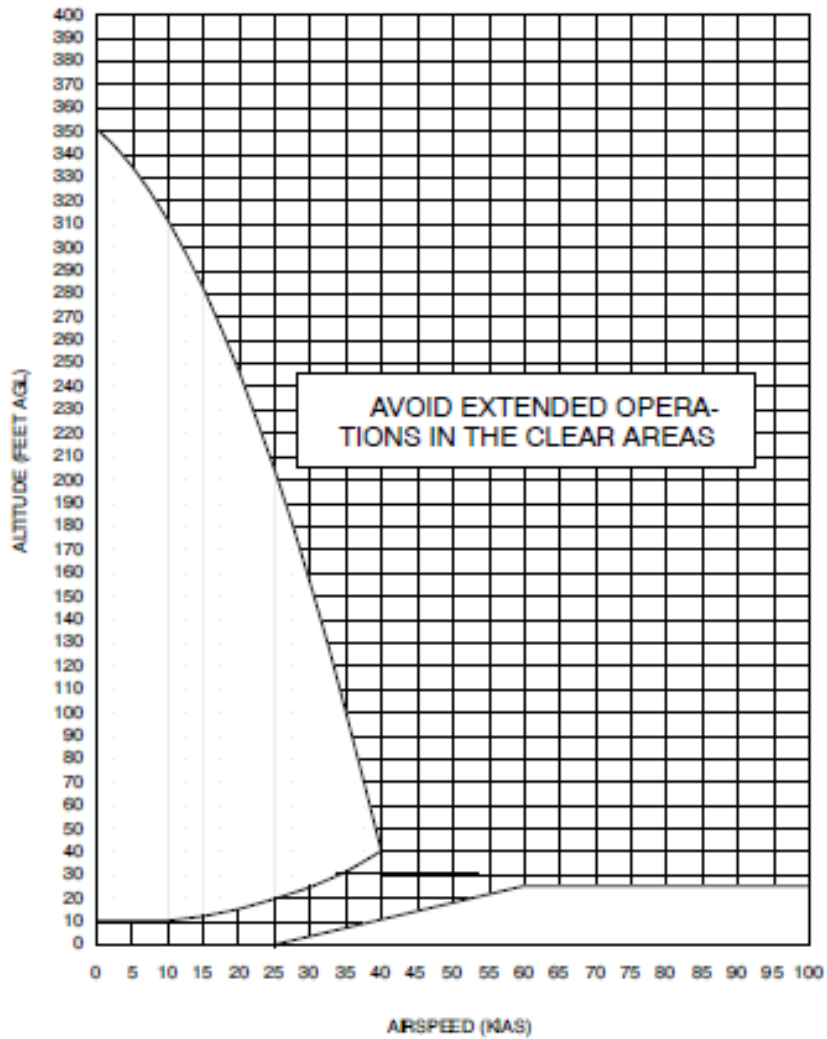
- (p) Retain chips and oil samples for analysis.

NOTE: The following action is recommended to make sure that oil, chips, or other contaminant samples are available to aid in the diagnosis of the problem. If a Honeywell Engines representative is called in, retain the sample for his evaluation and action.

- 1 Exercise care to prevent additional contamination of sample.
- 2 Mark oil, chips, or contaminant sample to include operator's name, address, location on the engine from which the sample was taken, engine model and serial number, time since new, time since overhaul, and last related maintenance action. Include the oil vendor's name, batch number, and date of manufacture on the sample.
- 3 If the engine is being returned for repair or overhaul, return marked sample in engine container.

Anlage 4 – Höhe vs Geschwindigkeit Diagramm

Kaman K-1200
 FAA Approved Rotorcraft Flight Manual



THE HEIGHT-VELOCITY DIAGRAM WAS DEMONSTRATED TO A HARD PREPARED SURFACE.

Figure 5-10. Height/Velocity Diagram