



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

# **Schlussbericht Nr. 1995 des Büros für Flugunfalluntersuchungen**

über den Unfall

des Helikopters Kamov KA-32A12, HB-XKE

vom 26. März 2002

„Ufem Schoren“ Gemeinde Neuenegg/BE

ca. 15 km westlich des Flughafens Bern-Belp

## Causes

L'accident est dû à l'arrêt pratiquement simultané des deux moteurs suite à une confusion de manipulations d'un interrupteur. Après l'autorotation, l'hélicoptère s'est renversé sur le côté droit après l'atterrissage.

Éléments ayant contribué à l'accident:

- Combinaison d'un vol de qualification de type avec un vol technique
- Ergonomie inadéquate des interrupteurs *free turbine overspeed* et *gas generator test*
- Filets de sécurité techniques manquants

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

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

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Zeit (MEZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:  $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h}$ .

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

## Inhaltsverzeichnis

<b>Zusammenfassung</b>	<b>6</b>
<b>Kurzdarstellung</b>	<b>6</b>
<b>Untersuchung</b>	<b>6</b>
<b>1 Sachverhalt</b>	<b>7</b>
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines	7
1.1.2 Vorgeschichte	7
1.1.3 Flugverlauf	7
1.2 Personenschäden	8
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	8
1.4 Drittschaden	8
1.5 Angaben zu Personen	8
1.5.1 Fluglehrer	8
1.5.1.1 Flugerfahrung	9
1.5.2 Pilot	9
1.5.2.1 Flugerfahrung	9
1.5.3 Prüfer	10
1.5.3.1 Flugerfahrung	10
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	10
1.6.1 Allgemeines	10
1.6.2 Triebwerk Nummer 1	11
1.6.3 Triebwerk Nummer 2	12
1.6.4 Konstruktionsmerkmale und Zulassungsbasis des Helikopters KA-32A12	12
1.6.5 Cockpit und Sitzpositionen	13
1.6.6 Rotor- und Triebwerkdrehzahl Regelung	13
1.6.6.1 Hydromechanischer Regler - Beschreibung des Systems	14
1.6.6.2 Engine electronic governor EEG - Beschreibung des Systems	14
1.6.6.3 Free turbine overspeed prevention unit	15
1.6.6.4 Integration im Helikopter	16
1.6.6.5 Unterhaltsvorschriften	17
1.6.7 Triebwerk-Einstellverfahren	17
1.7 Meteorologische Angaben	17
1.7.1 Allgemeines	17
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	17
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	17
1.7.4 Astronomische Angaben	17
1.7.5 Flugplatzwettermeldungen	18
1.8 Navigationshilfen	18
1.9 Kommunikation	18
1.10 Angaben zum Flughafen	18
1.11 Flugschreiber	18
1.11.1 Flugdatenschreiber	18
1.11.2 Cockpit voice recorder	18
1.11.3 Auslesen der Flugdatenschreiber	18
1.11.4 Einbauvorschriften für Flugdatenschreiber in der Schweiz	18

1.12	Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle.....	19
1.12.1	Wrack .....	19
1.12.2	Aufprall .....	19
1.12.3	Unfallstelle .....	19
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen .....	19
1.14	Feuer .....	20
1.15	Überlebensaspekte.....	20
1.15.1	Allgemeines.....	20
1.15.2	Notsender .....	20
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse .....	20
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung.....	20
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen Heliswiss AG .....	20
1.17.2	Unterhaltsbetrieb Swiss Helicopter Maintenance AG .....	20
1.18	Zusätzliche Angaben .....	20
1.18.1	Geschwindigkeitslimitation gemäss Flughandbuch.....	20
1.18.2	Notverfahren gemäss Flughandbuch .....	20
1.18.3	Zeitbedarf für das Wiederanlassen eines Triebwerkes .....	22
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken.....	22
<b>2</b>	<b>Analyse</b> .....	<b>23</b>
2.1	Technische Aspekte .....	23
2.1.1	Allgemeines.....	23
2.1.2	Verfügbarkeit von FDR und CVR .....	23
2.1.3	Verfügbarkeit der Triebwerk-Drehzahlregler während des Unfallfluges .....	23
2.1.4	Technische Erklärung des zweifachen Triebwerkausfalles .....	23
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte .....	25
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen</b> .....	<b>26</b>
3.1	Befunde .....	26
3.1.1	Technische Aspekte .....	26
3.1.2	Besatzung .....	26
3.1.3	Flugverlauf.....	26
3.1.4	Rahmenbedingungen .....	26
3.2	Ursachen.....	27
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen</b> .....	<b>28</b>
4.1	Sicherheitsempfehlungen.....	28
4.1.1	Sicherheitsdefizit .....	28
4.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 256 (alt 46) mit Zwischenbericht vom 2. Mai 2002 .....	28
4.1.3	Stellungnahme des BAZL vom 17. Mai 2002 .....	28
4.1.4	Sicherheitsempfehlung Nr. 256 an die European Aviation Safety Authority EASA .....	29
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen.....	29
4.2.1	Interims Modifikationen der Schalter durch Heliswiss AG .....	29
<b>Anlage 1</b>	<b>.....</b>	<b>30</b>
<b>Anlage 2</b>	<b>.....</b>	<b>31</b>

## Schlussbericht

Eigentümer	Heliswiss AG, 3123 Belp
Halter	Heliswiss AG, 3123 Belp
Luftfahrzeugmuster	Kamov KA-32A12
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-XKE
Ort	„Ufem Schoren“ Gemeinde Neuenegg/BE
Datum und Zeit	26. März 2002 um ca. 16:12 Uhr

### Zusammenfassung

Der Unfall wurde der Russischen Untersuchungsbehörde IAC *Air Accident Investigation Commission* und der Herstellerfirma mittels ACCID gemeldet.

Gemäss Anhang 13 des Abkommens über die Internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) hat der Herstellerstaat des Flugzeuges die Möglichkeit, bevollmächtigte Vertreter zur Untersuchung zu entsenden. Von dieser Möglichkeit wurde Gebrauch gemacht. Am 28.03.02 trafen die Vertreter des IAC in Belp ein und begleiteten die Untersuchung.

### Kurzdarstellung

Am Nachmittag des 26. März 2002 startete der zweimotorige Helikopter Kamov KA-32A12 HB-XKE auf dem Flugplatz Bern-Belp zu einem Typenberechtigungsflug. Auf dem Rückflug führte der Fluglehrer einen technischen Triebwerkstest durch. Dabei stellten beide Triebwerke nahezu gleichzeitig ab. Der Pilot leitete daraufhin eine Autorotation ein und landete in einem Feld. Beim Aufsetzen kippte der Helikopter auf die rechte Seite. Das Luftfahrzeug wurde schwer beschädigt. Die Insassen blieben unverletzt.

### Untersuchung

Die Meldung traf um ca. 16:20 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Untersuchung wurde am Unfalltag um ca. 18:45 Uhr durch das BFU vor Ort in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Bern eröffnet.

Der Unfall ist auf den nahezu gleichzeitigen Ausfall beider Triebwerke aufgrund einer Verwechslung eines Schalters zurückzuführen. Nach der Autorotation kippte der Helikopter nach der Landung auf die rechte Seite.

Zum Unfall beigetragen hat:

- Kombination eines Typenberechtigungsfluges mit einem technischen Flug
- Nicht angepasste Ergonomie der Schalter *free turbine overspeed test* und *gas generator test*
- Fehlende technische Sicherheitsnetze

Im Rahmen der Untersuchung wurde eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen.

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des *cockpit voice recorder*s und die Aussagen der Besatzungsmitglieder verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Am 25. März 2002, d.h. einen Tag vor dem Unfall, wurde am Helikopter HB-XKE eine 100 Stunden Kontrolle an der Zelle und an den Triebwerken abgeschlossen. Anlässlich des technischen Kontrollfluges wurde festgestellt, dass die Triebwerk-Leistungsbegrenzer (*engine limiter*) funktionierten, die assoziierten Warnlampen jedoch nicht. Der Helikopter wurde für den Flugbetrieb freigegeben.

Aufgrund der gemessenen Daten wurden nach dem Flug am Boden die entsprechenden Einstellungen vorgenommen.

Für den Nachmittag des 26. März 2002 war ein Typenberechtigungsflug vorgesehen. Um dem Piloten eine weitere Trainingsmöglichkeit zu bieten, wurde ein Flug am Morgen des 26. März 2002 durchgeführt. Dabei wurden die Triebwerkparameter überprüft und festgestellt, dass der *engine limiter* des rechten Triebwerkes immer noch die Leistung reduzierte, ohne dass die Warnlampe aufleuchtete. Die Einstellungen wurden daraufhin nochmals korrigiert.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Um 15:22 Uhr des 26. März 2002 startete der zweimotorige Helikopter Kamov KA-32A12 HB-XKE auf dem Flugplatz Bern-Belp zum Typenberechtigungsflug. An Bord waren der Prüfungskandidat auf dem linken Sitz, der Fluglehrer auf dem rechten Sitz und der Prüfer des Bundesamtes für Zivilluftfahrt auf dem Beobachtersitz.

Der Flug führte von der Basis der Heliswiss AG Richtung Ausflugsplatz „HW“. Während des Steigfluges prüfte die Besatzung nochmals die Triebwerk-Leistungsbegrenzungen. Dies erfolgte nach vorgängiger Absprache mit dem Prüfer.

Im Raum Schwarzenburg – Laupen – Grosses Moos wurden die für die Prüfung verlangten Manöver geflogen. Um ca. 16:06 Uhr verlangte der Prüfer, einen doppelten Triebwerksausfall zu simulieren. Der Pilot leitete umgehend eine Autorotation ein, welche erfolgreich verlief. Anschliessend wurde der Kandidat aufgefordert, auf 2500 ft QNH bei der Gümnenenbrücke einen *quick stop* durchzuführen. Das Prüfungsprogramm war damit beendet.

Um ca. 16:09 Uhr meldete sich der Pilot auf der Frequenz der Platzverkehrsleitstelle (*Berne tower*) „*Berne from helicopter HB-XKE, Laupen, 3000 ft, Information U, for landing Heliswiss*“. Er erhielt vom Platzverkehrsleiter die Erlaubnis, in die Flugplatzverkehrszone einzufliegen und wurde aufgefordert sich beim Einflugsplatzpunkt „HW“ zu melden.

Um ca. 16:11 Uhr befand sich der Helikopter im Raum Oberwangen auf 1000 m/M. Der Fluglehrer, in seiner Funktion als Werkpilot, führte vorbereitende Manipulationen für einen Triebwerk-Test durch, wobei unverzüglich verschiedene Audiowarnungen ertönten. Beide Triebwerke stellten nahezu gleichzeitig ab. Der

Pilot leitete daraufhin eine Autorotation ein. Die Besatzung erwähnte den Rückenwind. Im Endanflug lag die Geschwindigkeit bei etwas über 100 km/h. Der Helikopter setzte ca. 40 Sekunden nach dem doppelten Triebwerksausfall mit einer Vorwärtsgeschwindigkeit von ca. 15 km/h auf einem Feld auf. Bei der Landung kippte die Maschine auf die rechte Seite. Der Helikopter wurde schwer beschädigt. Die Insassen blieben unverletzt.

Der Pilot war während des ganzen Fluges PF.

## 1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	---	---	---	---
Erheblich	---	---	---	---
Leicht	---	---	---	---
Keine	3	---	3	---
Gesamthaft	3	---	3	---

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde schwer beschädigt.

## 1.4 Drittschaden

Es entstand Drittschaden an Kulturland, hervorgerufen durch den Aufprall und die Bergung des Helikopters, sowie durch ausgeflossenes Kerosin.

Die Unfallstelle wurde zwischenzeitlich renaturiert.

## 1.5 Angaben zu Personen

### 1.5.1

Fluglehrer

Person

Schweizerbürger, Jahrgang 1953

Lizenz

Ausweis für Berufspiloten, Hubschrauber CPL (H), ausgestellt durch das BAZL, gültig bis 19.11.2000

Ausweis für Privatpiloten, Hubschrauber PPL (H), ausgestellt durch das BAZL, gültig bis 19.05.2002

Berechtigungen

Fluglehrer FI(H), gültig bis 05.06.2004

Radiotelefonie RTI

Nachtflug Helikopter NIT(H)

Landung im Gebirge MOU (H)

Eingetragene Hubschrauber Muster

A 109, AL II, AL III, AS 350 Types, AS 355, B 171 SYCAMORE, B 205, B 206 / 206L, B 212 PIC, B 214 PIC, B 407, B 47 SOLOY, B 47 Types, Bell 204, BH06/ST/LT, BK117, BO 105, Hughes 300, Hughes 500, KAMOV KA 32, R 22, SA 315



	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2, ohne Einschränkungen
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	19.05.2000
1.5.1.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	3773:06 h
	Auf dem Unfallmuster	167:47 h
	Während der letzten 90 Tage	24:25 h
	Davon auf dem Unfallmuster	13:32 h
	Während der letzten 24 h	1:48 h
	Davon auf dem Unfallmuster	1:48 h
	Landungen Total	29 015
1.5.2	Pilot	
	Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1954
	Lizenz	Ausweis für Berufspiloten, Hubschrauber CPL (H), ausgestellt durch das BAZL, gültig bis 06.07.2002 Ausweis für Privatpiloten, Hubschrauber PPL (H), ausgestellt durch das BAZL, gültig bis 06.01.2004
	Berechtigungen	Fluglehrer FI(H), gültig bis 19.06.03 Radiotelefonie RTI Nachtflug Helikopter NIT(H) Landung im Gebirge MOU (H)
	Eingetragene Hubschrauber Muster	AL II, AL III, AS 350 Types, B 206 / 206L, B 214, B 407, B 47 Types, Hughes 300, Hughes 500, SA 315
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	18.12.2001
1.5.2.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	10 180:05 h
	Auf dem Unfallmuster	12:01 h
	Während der letzten 90 Tage	22:16 h
	Davon auf dem Unfallmuster	12:01 h
	Während der letzten 24 h	2:10 h
	Davon auf dem Unfallmuster	2:10 h
	Landungen Total	90 069

1.5.3	Prüfer	
	Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1942
	Lizenz	Ausweis für Berufspiloten, Hubschrauber CPL (H), ausgestellt durch das BAZL, gültig bis 10.06.2002
	Berechtigungen	Fluglehrer FI(H) Prüfer TRE(H) Radiotelefonie RTI Nachtflug Helikopter NIT(H) Landung im Gebirge MOU (H)
	Eingetragene Hubschrauber Muster	A 109 E, AL II, AL III, AS 350 Types, B 206 / 206L, MD900/902, SA318/SE313, SA 315, SA 365
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	10.12.2001
1.5.3.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	ca. 3850 h
	Auf dem Unfallmuster	keine
	An Bord in seiner Funktion als Prüfer des Bundesamtes für Zivilluftfahrt.	
<b>1.6</b>	<b>Angaben zum Luftfahrzeug</b>	
1.6.1	Allgemeines	
	Eintragungszeichen	HB-XKE
	Luftfahrzeugmuster	KA-32A12
	Charakteristik	Zweimotoriger Transport Helikopter mit koaxialem, gegenläufigem Rotorsystem
	Hersteller	Kamov Company, Moskau, Russland
	Baujahr	1992
	Werknummer	8709/02 (31587)
	Eigentümer	Heliswiss AG, 3123 Belp
	Halter	Heliswiss AG, 3123 Belp
	Triebwerk	2 Klimov TV3-117VMA
	Auxiliary Power Unit (APU)	Typ AI-9
	Betriebsstunden Zelle	2606:04 h
	Anzahl Landungen der Zelle	7372
	Höchstzulässige Abflugmasse	11 t
	Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Unfallzeitpunkt betrug ca. 8595 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.

Unterhalt	Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM AG), Bern Airport, 3123 Belp Letzte 100 h Kontrolle an Zelle und Triebwerken am 25.03.02 durch SHM AG durchgeführt und bescheinigt.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch waren am 26.03.02 die folgenden Punkte eingetragen: „a) Limiter Testflug (24'). RH Eng. nicht ok. b) Training Umschulungsprüfung (56')“
Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1 Die Treibstoffprobe enthielt sehr wenige Festteilchen. Im Übrigen entsprach die Probe in den untersuchten Punkten der geforderten Spezifikation.
Treibstoffvorrat	Zum Unfallzeitpunkt befanden sich ca. ca. 1275 kg Treibstoff an Bord.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 12.06.1996 / Nr. 1
Lufttüchtigkeitszeugnis	Sonderkategorie / Restricted. Ausgestellt durch das BAZL am 17.06.1996, gültig bis auf Widerruf.
Zulassungsbereich im nicht gewerbsmässigen Einsatz	<i>VFR day &amp; night only; Aerial work with internal or external load; Crew training &amp; proficiency flights; Technical &amp; positioning flights; No transport of passengers for remuneration or hire; Transport of passengers limited to persons directly involved with aerial work</i>
Zulassungsbereich im gewerbsmässigen Einsatz	<i>VFR day &amp; night only Für diese Einsatzarten gelten die Auflagen der Validierung.</i>
Letzte Zustandsprüfung	Ausgeführt durch das BAZL am 10.08.2001.
1.6.2	
Triebwerk Nummer 1	
Werknummer	7087853703620
Baujahr	Unbekannt
Einbauort HB-XKE	Linke Seite im Oktober 1999 bei:
- Betriebszeit seit Herstellung	575:00 h
- Flugzyklen seit Herstellung	Keine Angaben
- Betriebszeit Helikopter	1652:58 h
Betriebszeit seit Herstellung	1528:06 h

	Flugzyklen seit Überholung	1310
	Betriebszeiten seit Einbau in HB-XKE	953:06 h
1.6.3	Triebwerk Nummer 2	
	Werknummer	7087893000316
	Baujahr	Unbekannt
	Einbauort HB-XKE	Rechte Seite im Oktober 1999 bei:
	- Betriebszeit seit Herstellung	1052:16 h
	- Flugzyklen seit Herstellung	Keine Angaben
	- Betriebszeit Helikopter	1652:58 h
	Betriebszeit seit Herstellung	2005:22 h
	Flugzyklen seit Überholung	1310
	Betriebszeiten seit Einbau in HB-XKE	953:06 h

#### 1.6.4 Konstruktionsmerkmale und Zulassungsbasis des Helikopters KA-32A12

Der Helikopter KA-32 wurde durch die Firma Kamov als ziviler Transporthelikopter basierend auf dem U-Boot Jagd-Helikopter KA-27 entwickelt und weist die Kamov-typischen Konstruktionsmerkmale auf: kompakter, sehr robust gebauter Rumpf mit einem coaxialen Rotorsystem.

Der Helikopter mit der Immatrikulation RA-31587 wurde als KA-32A in die Schweiz importiert. Nach umfangreichen Umbauten und einer Validierung durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt erhielt er das Eintragungszeichen HB-XKE und wurde nun als KA-32A12 bezeichnet.

Der Helikopter Typ KA-32A12 wurde gemäss Angaben im *rotorcraft flight manual* (RFM), *section 1 limitations* wie folgt zertifiziert:

*„This helicopter is certified under NLG 32.29 and FAR Part 29, Category A and B. Note: NLG 32.29 requirements in their structure and contents are equivalent to FAR Part 29, Amendment 29-1 to 29-24.“*

Die *Federal Aviation Regulations* (FAR) PART 29 - AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT fordern unter anderem:

*“§ 29.777 Cockpit controls.*

*Cockpit controls must be—*

*(a) Located to provide convenient operation and to prevent confusion and inadvertent operation; and.....*

*§ 29.903 Engines.*

*(b) Category A: engine isolation. For each category A rotorcraft, the powerplants must be arranged and isolated from each other to allow operation, in at least one configuration, so that the failure or malfunction of any engine, or the failure of any system that can affect any engine, will not—*

*(1) Prevent the continued safe operation of the remaining engines; or*

*(2) Require immediate action, other than normal pilot action with primary flight controls, by any crewmember to maintain safe operation.*

§ 29.1353 *Electrical equipment and installations.*

*(a) Electrical equipment, controls, and wiring must be installed so that operation of any one unit or system of units will not adversely affect the simultaneous operation of any other electrical unit or system essential to safe operation."*

#### 1.6.5 Cockpit und Sitzpositionen

Der Helikopter HB-XKE verfügt über eine konventionelle Cockpit-Ausrüstung. Die Instrumente weisen metrische Skalen auf. Auf der rechten Seite des Instrumentenbretts befindet sich eine Warnleuchttafel (*annunciator panel*), welche mit einer Audiowarnanlage gekoppelt ist. Markant ist die hellblaue Farbe der Paneele. Der linke Sitz ist für den verantwortlichen Piloten bestimmt. Auf der rechten Seite waren die Doppelsteuer montiert.

Die relevanten Bedienelemente können von beiden Seiten manipuliert werden.



Fig. 1: Cockpit Layout – Instrumentenbrett und oberer Teil der Mittelkonsole

#### 1.6.6 Rotor- und Triebwerkdrehzahl Regelung

Die beiden Triebwerke sind je mit einem Drehzahlregelsystem versehen. Dieses System besteht aus einem hydromechanischen (*fuel flow control unit – FCU*) und einem elektronischen Regler (*engine electronic governor – EEG*). Diese Einheit wird als *engine power conditioning limiting system* bezeichnet. Deren Aufgabe wird im Triebwerk Unterhaltshandbuch wie folgt beschrieben:

*"The engine power conditioning limiting system is intended to limit the gas generator rotor rotational speed versus engine inlet air temperature and pressure with an improved accuracy."*

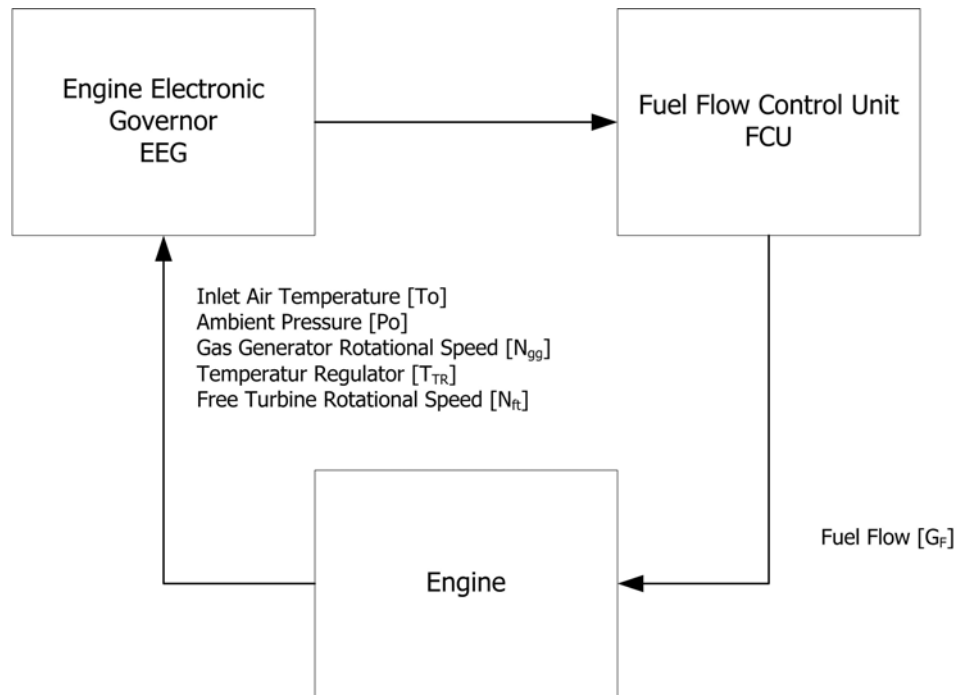


Fig. 2: Blockdiagramm *engine conditioning limiting system*

Die nominale Rotordrehzahl ( $N_R$ ) des KA-32A12 beträgt im Reiseflug 90%; dies entspricht 272.2 U/Min.

#### 1.6.6.1 Hydromechanischer Regler - Beschreibung des Systems

Der hydromechanische Regler (*fuel control unit* - FCU) regelt den Treibstofffluss zum Triebwerk in allen Betriebszuständen inklusive dem Start- und Abstellvorgang. Zusätzlich steuert die FCU die *variable guide vanes* VGV des Triebwerkes. Als Betriebsmedium dient der Treibstoff des Helikopters. Die FCU ist jeweils seitlich an die *external gearbox* des Triebwerkes montiert.

Mittels dem *engine shutdown actuator* wird der Treibstoffzufluss zur Brennkammer des Triebwerkes unterbunden.

#### 1.6.6.2 Engine electronic governor EEG - Beschreibung des Systems

Der *engine electronic governor* EEG ist Teil des *engine conditioning limiting system* und wirkt auf den *fuel flow control unit actuator* und den *engine shutdown actuator*.

Der EEG ist unter anderem für folgende Funktionen zuständig:

- Limitiert die Gasgenerator Drehzahl ( $N_{gg}$ ) bei maximaler Startleistung in Funktion von  $T_0$  und  $P_0$ .
- Limitiert  $N_{gg}$  bei der 2.5 Minuten-Leistung im Falle eines Triebwerksausfalles (OEI) in Funktion von  $T_0$  und  $P_0$ .
- Mit dem Schalter *turbo compressor* kann die Gasgenerator Drehzahl um 4% reduziert werden.
- Generiert im Falle eines *free turbine overspeed* ein Signal, welches auf den *engine shutdown actuator* und die Warnlampen L (R) ENG FT OVERSPEED wirkt.

Der EEG besteht aus folgenden funktionalen Teilen:

- Elektrische Spannungsversorgung (+ 27 V DC)
- *Free turbine overspeed prevention unit* (FTOPU)
- *Gas generator rotational speed limiting circuit* (CC circuit)

#### 1.6.6.3 Free turbine overspeed prevention unit

Die *free turbine overspeed prevention unit* (FTOPU) besteht aus zwei identischen Kanälen und einem Testkreis.

Im Triebwerk-Unterhaltshandbuch, Abschnitt 073.15.04, ist diese Funktion wie folgt beschrieben:

*„When the rotational speed of the free turbine reaches  $118 \pm 2\%$ <sup>1</sup> the two channels of the FTOPU operate and a command is applied through a power amplifier to the FT<sub>OPA</sub> actuator (to shut down the engine) and to the L (R) ENG FT OVERSPEED annunciator. Whenever only one of the FTOPU channels operates, the signal is not generated to go to the FT<sub>OPA</sub>: a command with a self interlock is instead applied to the L (R) ENG FT OVERSPEED annunciator of the channel that has operated.*

*If the second channel fails to operate in 0.2 s the test circuit generates a command to reset both channels, i.e. to bring them to the initial state. The L (R) ENG FT OVERSPEED signal is therewith removed.*

*FTOPU Test Mode:*

*The FTOPU may be tested channel-by-channel or integrally. In testing the FTOPU channel-by-channel TEST 1<sup>2</sup> or TEST 2 signal is applied to the FTOPU (depending on the number of channel which is intended to be tested). In response to this signal the boundaries of the FTOPU operation range become reduced to  $N_{ft} 96 \pm 2\%$ <sup>3</sup>: the maximum limit speed in the test mode ( $N_{ft\ test}$ ) is thus lower than  $N_{ft\ lim}$ .*

*This makes it possible to check the correctness of operation of the channel in operating the EEG without gaining the  $N_{ft\ im}$  speed.*

*When the FTOPU test selector switch is turned to TEST 1 or TEST 2 position the operation of one the channels is checked and a signal is applied to the L (R) ENG FT OVERSPEED annunciator. The channel under test becomes therewith self-interlocked. The channel interlock in the TEST mode is removed on elapse of 0.2 s after the selector switch is placed to the OPERATION<sup>4</sup> position. The FTOPU with FT<sub>opa</sub> operation and interlock may be tested by placing the selector switch from TEST 1 to TEST 2 position without holding it in the OPERATION position for 0.2 s. The self interlock is in this case removed by de-energizing the engine electronic governor.”*

---

<sup>1</sup> Eine Arbeitsturbinendrehzahl von 118 % entspricht beim KA-32A12 einer Arbeitsturbinendrehzahl von 106.2 %.

<sup>2</sup> TEST 1 und TEST 2 entsprechen den Bezeichnungen CIRC 1 und CIRC 2 des *free turbine overspeed test switch* auf der Mittelkonsole.

<sup>3</sup> Eine Arbeitsturbinendrehzahl von 96 % entspricht beim KA-32A12 einer Arbeitsturbinendrehzahl von 86.4 %.

<sup>4</sup> OPERATION entspricht der Bezeichnung OPER des *free turbine overspeed test switch* auf der Mittelkonsole.

1.6.6.4 Integration im Helikopter

Die Schalter für die Bedienung der EEG befinden sich in der Mittelkonsole. Die aufklappbaren Deckel sind hellblau und weisen keine besonderen Kennzeichnungen oder Sicherungen auf. In geschlossener Position befinden sich die Schalter in der Normalstellung.

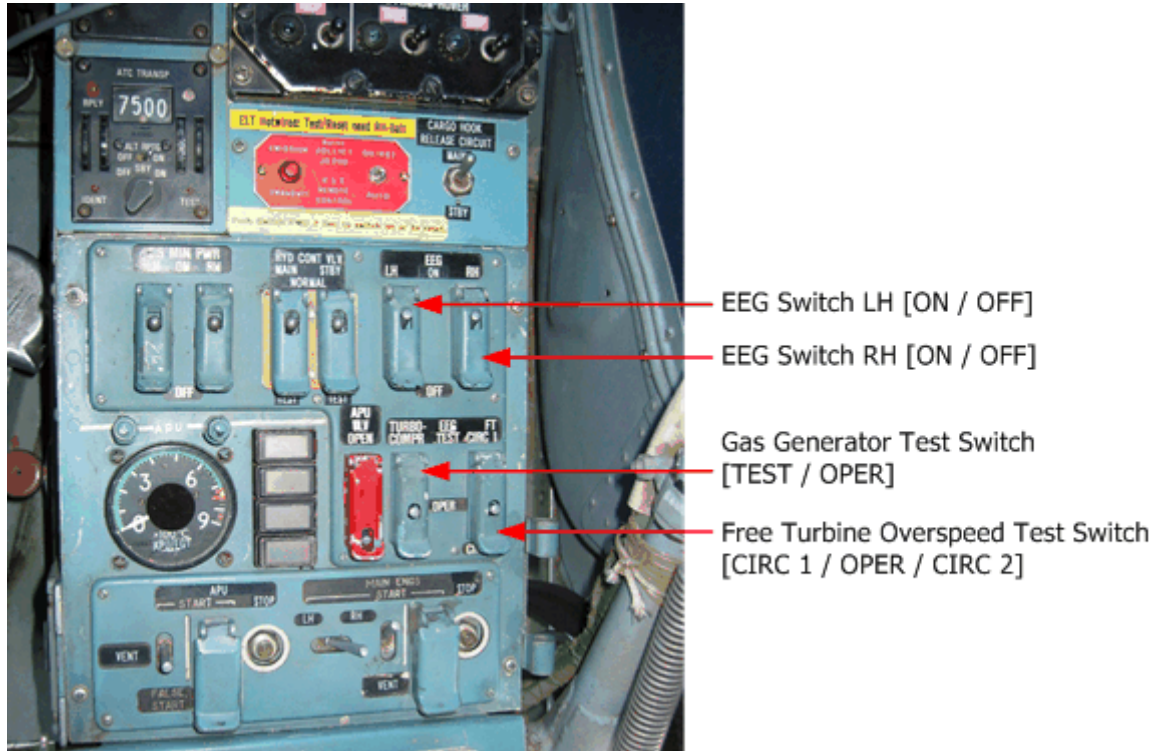
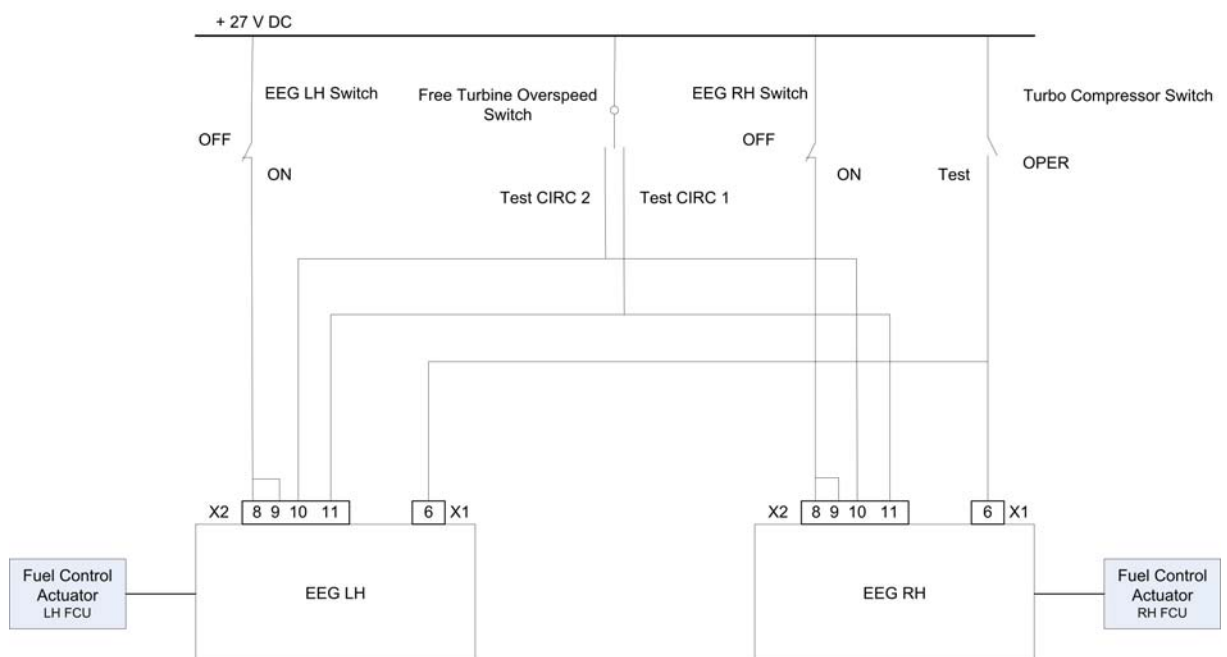


Fig. 3: Unterer Teil der Mittelkonsole – Anordnung der Schalter und deren Kennzeichnung

Beide Triebwerke verfügen über je eine FCU und einen EEG. Der Schalter *free turbine overspeed test* wirkt gleichzeitig auf beide EEG.

Nachfolgend das vereinfachte elektrische Schema der Installation der beiden EEG im Helikopter HB-XKE:





## 1.6.6.5 Unterhaltsvorschriften

Die Unterhaltsvorschriften (*maintenance manual* 005.20.20) des Triebwerkes Klimov TV3-117VMA erfordern nach einer 100 Stunden Kontrolle unter anderem eine Überprüfung folgender Punkte:

- *Main rotor RPM regulator adjustment*
- *GG EEG cicuit check*
- *Free turbine circuit check*
- *Check of the gas generator RPM at take-off and contingency ratings (with GG EEG circuit on)*

## 1.6.7 Triebwerk-Einstellverfahren

Um die Kenngrößen des hydromechanischen Reglers zu ermitteln, muss der EEG des entsprechenden Triebwerkes mittels der Schalter EEG LH oder EEG RH ausgeschaltet werden. Der elektronische Teil des Regelkreises wird somit ausser Betrieb genommen.

Der Test des *free turbine overspeed prevention unit* erfolgt mit laufenden Triebwerken am Boden. Eine Aktivierung der Testsequenz in der Luft ist möglich, d.h. wird technisch nicht verhindert.

**1.7 Meteorologische Angaben**

## 1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.7.2 bis 1.7.5 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

## 1.7.2 Allgemeine Wetterlage

*„Ein Hochdruckgebiet erstreckte sich von den Britischen Inseln bis zum Baltikum. An der Südflanke dieses Hochs herrschte auf der Alpennordseite eine schwache Bisenströmung.“*

## 1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

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

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>1-2/8 Basis um 5500 ft AMSL</i>
<i>Sicht</i>	<i>um 12 km</i>
<i>Wind</i>	<i>030°, 8 kt, Windspitzen bis 15 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>+7 °C / -4 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZB 1022 hPa QNH LSZH 1024 hPa</i>
<i>Gefahren</i>	<i>-</i>

## 1.7.4 Astronomische Angaben

<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 243°</i>	<i>Höhe: 26°</i>
<i>Beleuchtungsverhältnisse</i>	<i>Tag</i>	

### 1.7.5 Flugplatzwettermeldungen

*METAR Flughafen Bern-Belp (LSZB) von 15:20 UTC:*  
*07007 8000 FEW035 08/M03 Q1022 NOSIG =*

### 1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

### 1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen der Besatzung und dem Flugverkehrsleiter des Flughafens Bern-Belp wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

### 1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

### 1.11 Flugschreiber

Im Heckausleger des Helikopters HB-XKE waren ein Flugdatenschreiber (FDR) BUR-1 und ein *cockpit voice recorder* MARS-BM eingebaut.

Nach dem Unfall befanden sich beide Geräte an ihrem Installationsort und waren äusserlich unversehrt.

#### 1.11.1 Flugdatenschreiber

Muster	BUR-1
Parameter	Diverse analoge und diskrete Parameter
Aufzeichnungsmedium	Analog, Endlosband
Aufzeichnungsdauer	50 ±10 h

#### 1.11.2 Cockpit voice recorder

Muster	MARS-BM
Parameter	Vier Sprachkanäle
Aufzeichnungsmedium	Analog, Endlosband
Aufzeichnungsdauer	min. 30 Minuten

#### 1.11.3 Auslesen der Flugdatenschreiber

Die russischen Untersuchungsbehörden wurden mit dem Auslesen des Flugdatenschreibers und des CVR beauftragt. Beide Geräte befanden sich in einem guten Zustand.

- Die Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers waren auf Grund einer Fehlfunktion des Gerätes, welche dem Halter bekannt war, nicht auswertbar.
- Die Verständnisqualität der Aufzeichnungen des CVR war gut und lückenlos.

#### 1.11.4 Einbauvorschriften für Flugdatenschreiber in der Schweiz

Der Einbau von FDR und CVR war zum Unfallzeitpunkt nicht vorgeschrieben.

## 1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

### 1.12.1 Wrack

Eine visuelle Prüfung des Wracks ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

### 1.12.2 Aufprall



Fig. 4: HB-XKE in Endlage



Fig. 5: Erste Kontaktsuren des hinteren Fahrwerkes mit dem Gelände

Der Helikopter kam bei der Landung nach der Autorotation zuerst mit dem hinteren Fahrwerk in Kontakt mit dem Gelände. Unmittelbar vor dem Stillstand kippte der Helikopter nach rechts und legte sich auf die Seite. Die Rotorblätter schlugen mit grosser Wucht in den Boden und wurden dabei zerstört. Die Zelle blieb in ihrer äusseren Form weitgehend intakt. Das Fahrwerk vorne rechts wurde weggedrückt.

### 1.12.3 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich ca. 1 km nordwestlich von Thörishaus auf einem teilweise bewaldeten Hügelzug. Das Gelände war leicht geneigt und der Untergrund im Bereich der Unfallstelle weich.

Unfallort	„Ufem Schoren“ Gemeinde Neuenegg / Kanton Bern
Schweizer Koordinaten	592 600 / 194 500
Geographische Breite	N 46° 54' 06"
Geographische Länge	E 007° 20' 29"
Höhe	660 m/M 2165 ft AMSL
Lage	Ca. 15 km westlich des Flughafens Bern-Belp
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1166, Blattname Bern, Massstab 1:25 000

## 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Alle drei Insassen blieben unverletzt.

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Besatzung vor.

## 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus. Die Rettungskräfte konnten ca. 900 l Treibstoff aus den Tanks abpumpen.

## 1.15 Überlebensaspekte

### 1.15.1 Allgemeines

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

Der Unfall war überlebbar.

Die sehr kompakte Bauweise des Helikopters schützte die Insassen gut.

### 1.15.2 Notsender

Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) Joliet JE 290-95-00 ausgerüstet. Das Gerät war eingebaut und wurde nicht ausgelöst.

## 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Nicht betroffen.

## 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

### 1.17.1 Flugbetriebsunternehmen Heliswiss AG

Das Unternehmen Heliswiss AG mit Sitz in Belp wurde 1953 gegründet und ist in den Bereichen Passagier- und Aussenlast-Transport tätig. Im Weiteren betreibt Heliswiss eine Flugschule.

Seit 1990 wurde ein KA-32 betrieben. Für den Betrieb des Helikopters stand ein Pilot zur Verfügung. Dieser weilte bis am 7. April 2002 in den Ferien. Für die Aufträge ab dem 27.03.2002 war noch kein Pilot zugewiesen worden.

### 1.17.2 Unterhaltsbetrieb Swiss Helicopter Maintenance AG

Die Firma Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM) wurde 2001 gegründet. Dabei wurde unter anderem der Unterhaltsbetrieb der Firma Heliswiss AG in die neue Firma integriert. Ab diesem Zeitpunkt wurden die Unterhaltsarbeiten an den Helikoptern der Firma Heliswiss AG durch die SHM durchgeführt.

## 1.18 Zusätzliche Angaben

### 1.18.1 Geschwindigkeitslimitation gemäss Flughandbuch

Im Flughandbuch des HB-XKE ist die minimale Fluggeschwindigkeit während einer Autorotation mit 100 km/h IAS definiert.

### 1.18.2 Notverfahren gemäss Flughandbuch

Folgende Verfahrensanweisungen für den Fall eines *dual engine failure* sind im Flughandbuch definiert:

.....

*COLLECTIVE - FULL DOWN immediately*

*Establish autorotative glide at airspeed 100...130 km/h IAS*

*Turn to the direction of the nearest landing site*

*Accomplish autorotative landing*

*If time permits before landing shutdown engines as follows:*

*Fuel shut-off levers - CLOSE*

*Fuel shut-off valves - OFF"*

Folgende Verfahrensanweisungen für den Fall einer *autorotative landing* sind im Flughandbuch definiert:

*„Proceed as follows:*

*Approach - upwind (if possible)*

*Establish airspeed 100 km/h IAS at 50 meters altitude*

*At 50 meters altitude and down to landing perform descent with continuous visual check of height*

### ***Landing without running***

*Accomplish flareout at 50...30 meters altitude depending on the approach speed as follows:*

*CYCLIC –pitch angle of up to 25 degrees*

*COLLECTIVE – UP to 2/3 of full travel*

*Maintain pitch angle up to complete deceleration at up to 3 meters height*

*At 3 meters height CYCLIC apply forward to achieve landing attitude*

### **NOTE**

*Pitch angle is limited for landing 10 degrees maximum*

*Pitch angle is limited for ditching 15 degrees maximum*

*Simultaneously COLLECTIVE – UP to the upper stop*

*Accomplish landing on the main wheels with minimum forward speed and rate of descent*

.....

### ***Running landing***

*Accomplish flareout at 50...30 meters*

*CYCLIC smoothly nose up to achieve landing attitude (pitch 8...10 degrees) at 1...1,5 meters height*

*At 1...1,5 meters height COLLECTIVE – FULL UP, if required to land smoothly on the main wheels with minimum forward speed and rate of descent*

*During running at speed 40 km/h*

*COLLECTIVE – move smoothly to the lower stop*

*...."*

### 1.18.3 Zeitbedarf für das Wiederanlassen eines Triebwerkes

Für den Start eines Triebwerks nach einem doppelten Triebwerksausfall müssen umfangreiche Manipulationen durchgeführt werden. Unter anderem ist der vorgängige Start der Hilfsgasturbine (APU) notwendig. Dieser Prozess dauert rund 13 Sekunden. Anschliessend sollte die APU für eine Minute stabilisiert werden. Anschliessend wird der Triebwerkstart eingeleitet. Der Startvorgang eines Triebwerks ist nach ungefähr 36 Sekunden abgeschlossen.

Wenn der Leistungshebel des Triebwerks innerhalb 1 - 2 Sekunden von Leerlauf (*idle position*) in die Startstellung (FT *position*) bewegt wird, resultieren Beschleunigungszeiten von ca. 8 Sekunden. Der ab diesem Moment mögliche Leistungsaufbau erfordert zusätzlich einige Sekunden

Der Zeitbedarf für die ganze Sequenz beträgt somit mindestens eine Minute, dies unter der Bedingung, dass die APU nicht für die Dauer von einer Minute stabilisiert wird.

### 1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Allgemeines

Der Helikopter führte seinen ersten Flug nach der 100 Stunden Kontrolle am 25.03.2002 durch. Hierfür wurde kein *release for testflight* erstellt. Einziger offener Punkt war die Einstellung des *engine limiter* des rechten Triebwerkes.

Das zweistufige Release-Verfahren, mit

a) *Release for testflight only*

b) *Release to service*

war zum Unfallzeitpunkt bei SHM noch nicht eingeführt.

Der Helikopter wurde mit dem *release to service* am selben Tag für den Flugbetrieb freigegeben.

Die Überprüfung der Triebwerkeinstellung ist bei diesem Helikopter im *maintenance manual* des Herstellers vorgeschrieben. Weil die Einstellungen iterativ erfolgen, variiert die Anzahl notwendiger technischer Flüge.

Es liegen ausserhalb des Themenkreises des Triebwerk-Drehzahlregelsystems keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen können.

#### 2.1.2 Verfügbarkeit von FDR und CVR

Im Helikopter waren ein FDR und ein CVR eingebaut. Es bestand keine Vorschrift seitens des BAZL. Der CVR konnte problemlos ausgewertet werden und lieferte sehr nützliche Informationen. Leider war eine Auswertung des FDR aus technischen Gründen nicht möglich. Das BFU erachtet es als unzweckmässig, wenn solche Systeme nicht betriebstüchtig gehalten werden.

#### 2.1.3 Verfügbarkeit der Triebwerk-Drehzahlregler während des Unfallfluges

Sowohl der hydromechanische wie auch der elektronische Triebwerk-Drehzahlregler standen für beide Triebwerke zur Verfügung.

#### 2.1.4 Technische Erklärung des zweifachen Triebwerkausfalles

Um den hydromechanischen Regler des rechten Triebwerkes testen zu können, beabsichtigte der Fluglehrer den Schalter EEG RH zu betätigen und damit den elektronischen Regler auszuschalten. Aufgrund einer Verwechslung wurde der *free turbine overspeed test* Schalter, welcher sich in derselben Schalterkolonne befindet, um eine Linie nach hinten versetzt, betätigt.



Das Bild zeigt die geplante Betätigung des Schalters EEG RH.



Das Bild zeigt die effektiv durchgeführte Betätigung des Schalters *free turbine overspeed test*.

Ob der Schalter zuerst in die Stellung CIRC 1 oder CIRC 2 gebracht wurde, konnte nicht eruiert werden. Aus Analogiegründen, diese Position entspricht beim Schalter EEG RH der Stellung OFF, kann davon ausgegangen werden, dass zuerst die Testsequenz für CIRC 2 aktiviert wurde. Die Testlogik reduzierte dabei die Schwelle für die Arbeitsturbinendrehzahl  $N_{\text{fttest}}$  auf 86.4 % auf dem Kanal 2.



Der Helikopter befand sich zu diesem Zeitpunkt im Reiseflug mit einer Rotor- respektive Arbeitsturbinendrehzahl von ca. 90 %. Somit war für den Kanal 2 die Bedingung eine Arbeitsturbinenüberdrehzahl erfüllt. Die Warnlampen L ENG FT OVERSPEED und R ENG FT OVERSPEED und der assoziierte Warnton wurden aktiviert. Die effektive Rotordrehzahl veränderte sich zu diesem Zeitpunkt noch nicht.

Offensichtlich haben der Warnton und die Warnlampen den Fluglehrer erschreckt, worauf er als unmittelbare Reaktion den Schalter *free turbine overspeed test* über die Position OPER in die Position CIRC 1 brachte. Dieser Vorgang dauerte weniger als 0.2 Sekunden. In der Folge reduzierte die automatische Testlogik die Schwelle für die Arbeitsturbinendrehzahl  $N_{\text{ttest}}$  auf 86.4 % auf dem Kanal 1. In diesem Moment waren auf jeweils beiden Kanälen der rechten und linken EEG die Bedingungen einer vermeintlichen Arbeitsturbinenüberdrehzahl erfüllt und die entsprechenden Signale an die *engine shutdown actuator* des linken und rechten Triebwerkes wurden generiert. Beide Triebwerke stellten sofort ab.

## 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Sowohl die Aussagen der Besatzung wie der Inhalt des CVR zeigen, dass der Prüfungsflug in einer ruhigen und angenehmen Atmosphäre verlief.

Die Kombination von Typenberechtigungsflug und technischem Triebwerkstest war ungünstig.

Die nach Abschluss des Typenberechtigungsfluges verbleibende Zeit bis zum Einflugsunkt „HW“ war kurz. Die erforderlichen Manipulationen für den Triebwerkregler-Test wurden vom Fluglehrer unter Zeitdruck ausgeführt. Normalerweise führt er diese Flüge und Manipulationen vom linken Sitz aus durch. Aufgrund der fehlenden Kennzeichnung und Sicherung dieses sehr sensiblen Schalters war ein wesentliches Sicherheitsnetz nicht vorhanden. Zudem fehlte eine technische Unterbindung dieser Testfunktion, damit diese nur während Bodenstandläufen aktiviert werden kann.

Ein Wiederanlassversuch der Triebwerke im Flug war auf Grund der erforderlichen Zeit und der verfügbaren Höhe über Grund nicht möglich. Zudem hatte sich die Besatzung richtigerweise auf die Durchführung der Autorotation konzentriert.

Die Autorotation wurde im Endanflug mit etwas über 100 km/h ausgeführt. Das AFM sieht zwei Varianten für die Landung vor. Einerseits eine *running landing* und andererseits eine Landung mit geringer Vorwärtsgeschwindigkeit. Das Gelände bot keine Möglichkeit eine *running landing* durchzuführen. Somit musste die Landung nach einem *flare* mit geringer Vorwärtsgeschwindigkeit erfolgen. Dabei verliert der Helikopter aufgrund seiner aerodynamischen Auslegung an Kontrollautorität um die Hochachse. Im autorotativen Zustand ist eine Kontrolle des Helikopters um die Hochachse mittels differentiellen Drehmoments nicht möglich. Solange eine genügende Vorwärtsgeschwindigkeit vorhanden ist, erfolgt die Steuerung mit dem Seitensteuer. Die Bise und vor allem der weiche Untergrund trugen nach dem ersten Aufsetzen zum Umkippen des Helikopters nach rechts bei. Die Autorotation ist trotz des Materialschadens als erfolgreich zu bezeichnen.

Es war ein glücklicher Zufall, dass der Pilot während der Prüfung ungefähr sechs Minuten zuvor eine Autorotation mit anschließendem Durchstart durchgeführt hatte. Dies insbesondere unter dem Gesichtspunkt, dass Autorotationen mit zweimotorigen Helikoptern nur selten trainiert werden.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr VFR bei Tag und Nacht zugelassen, Sonderkategorie „*restricted*“.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Es liegen ausserhalb des Themenkreises des Triebwerk-Drehzahlregelsystems keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die letzte 100 Stunden Kontrolle an Zelle und Triebwerken wurde am 25.03.2002 bescheinigt und der Helikopter für den Flugdienst freigegeben.
- Die letzte Zustandsprüfung durch das BAZL erfolgte am 10.08.2001.

##### 3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.

##### 3.1.3 Flugverlauf

- Um 15:22 Uhr des 26. März 2002 startete der zweimotorige Helikopter Kamov KA-32A12 HB-XKE auf dem Flugplatz Bern-Belp zu einem Typenberechtigungsflug. An Bord befanden sich der Pilot auf dem linken Sitz, der Fluglehrer auf dem rechten Sitz und der Prüfer des BAZL auf dem Beobachtersitz.
- Auf dem Rückflug, um ca. 16:11 Uhr, führte der Fluglehrer vorbereitende Manipulationen für einen technischen Triebwerks-Test durch. Dabei stellten beide Triebwerke nahezu gleichzeitig ab.
- Aufgrund einer Verwechslung wurde der *free turbine overspeed test* Schalter anstelle des EEG RH Schalters betätigt. Beide Schalter befinden sich in derselben Schalterkolonne um eine Linie nach hinten versetzt. Die Schalter waren nicht gesichert oder speziell markiert.
- Der Pilot leitete daraufhin eine Autorotation ein und landete in einem Feld. Bei der Landung kippte der Helikopter auf die rechte Seite. Das Luftfahrzeug wurde schwer beschädigt. Die Insassen blieben unverletzt.

##### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Flug wurde als kombinierter Typenberechtigungs- und Werkflug durchgeführt.
- Vitale Schalter im Cockpit sind nicht markiert und gesichert.
- Eine Aktivierung der Testsequenz *free turbine overspeed prevention unit* in der Luft ist möglich, d.h. wird technisch nicht verhindert.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf den nahezu gleichzeitigen Ausfall beider Triebwerke aufgrund einer Verwechslung eines Schalters zurückzuführen. Nach der Autorotation kippte der Helikopter nach der Landung auf die rechte Seite.

Zum Unfall beigetragen hat:

- Kombination eines Typenberechtigungsfluges mit einem technischen Flug
- Nicht angepasste Ergonomie der Schalter *free turbine overspeed test* und *gas generator test*
- Fehlende technische Sicherheitsnetze

## 4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

### 4.1 Sicherheitsempfehlungen

#### 4.1.1 Sicherheitsdefizit

Am Nachmittag des 26. März 2002 startete der zweimotorige Helikopter Kamov KA-32A12 HB-XKE auf dem Flugplatz Bern-Belp zu einem Typenberechtigungsflug. Auf dem Rückflug führte der Fluglehrer einen technischen Triebwerkstest durch. Dabei stellten beide Triebwerke nahezu gleichzeitig ab. Der Pilot leitete daraufhin eine Autorotation ein und landete in einem Feld. Beim Aufsetzen kippte der Helikopter auf die rechte Seite. Das Luftfahrzeug wurde schwer beschädigt. Die Insassen blieben unverletzt.

Aufgrund einer Verwechslung wurde der *free turbine overspeed test* Schalter anstelle des EEG RH Schalters betätigt. Beide Schalter befinden sich in derselben Schalterkolonne um eine Linie nach hinten versetzt. Die Schalter waren nicht gesichert oder speziell markiert. Eine Aktivierung der Testsequenz *free turbine overspeed prevention unit* in der Luft ist möglich, d.h. wird technisch nicht verhindert. Es fehlen technische Sicherheitsnetze.

#### 4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 256 (alt 46) mit Zwischenbericht vom 2. Mai 2002

Am 2. Mai 2002 wurde dem BAZL mit Brief folgende Sicherheitsempfehlung übermittelt:

Wir empfehlen dem BAZL:

die Schalter N2-Überdrehzahl-Schutzvorrichtung (*overspeed test switch*) und Kompressor Test (N1 *limiter test switch*) in Bezug auf ihre Funktion, Risikoanalyse, Sicherung und Farbgebung zu prüfen und die notwendigen Vorkehrungen zu treffen.

#### 4.1.3 Stellungnahme des BAZL vom 17. Mai 2002

*„Nach Durchsicht der einschlägigen Anforderungen gemäss FAR 29, insbesondere: 29.777, 29.901, 29.903, 29.927 und 29.1353 beurteilen wir die Sofortmassnahmen gemäss Lösungsansatz der Firma Heliswiss als Übergangslösung als akzeptabel.*

*Die elektrische Deaktivierung des Testkreises während des Flugbetriebes, wie aktuell bei dem Hersteller diskutiert – gemäss Aussage von Herrn X – wird vom BAZL als mittelfristige Lösung angenommen.*

*Die Schutzvorrichtung der Schalter N2 *overspeed test switch* und N1 *limiter test switch* sind nach dem Unfall bereits vom BAZL Inspektoren des Prozesses Lufttüchtigkeit und Register (LT) mit Herrn X besprochen worden.*

*Offenbar gab es vor dem Unfall bei der Heliswiss intern bereits solche Vorschläge, leider wurden sie aber nicht umgesetzt.*

*Vor Inbetriebnahme des Helikopters nach der Reparatur müssen die Schalter mit roter Farbe gekennzeichnet und gesichert sein.“*

#### 4.1.4 Sicherheitsempfehlung Nr. 256 an die European Aviation Safety Authority EASA

Das BFU stellt den Antrag, dass die Schalter N2-Überdrehzahl-Schutzvorrichtung (*free turbine overspeed test switch*) und Kompressor Testvorrichtung (*gas generator test switch*) in Bezug auf ihre Funktion, Risikoanalyse, Sicherung und Farbgebung zu prüfen und die notwendigen Vorkehrungen zu treffen sind.

Insbesondere ist technisch sicherzustellen, dass ein unbeabsichtigtes Aktivieren dieser Testsequenzen im Flug nicht möglich ist.

## 4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

### 4.2.1 Interims Modifikationen der Schalter durch Heliswiss AG

Der Helikopter-Hersteller hat bisher einzig mittels einer Zeichnung das gelb-schwarze Markieren der Testschalter empfohlen. Weitergehende Massnahmen wurden nicht getroffen.

Der Halter markierte und sicherte die Schalter *gas generator test switch* und *free turbine overspeed test switch* (siehe Anlage 2).

Bern, 9. September 2008

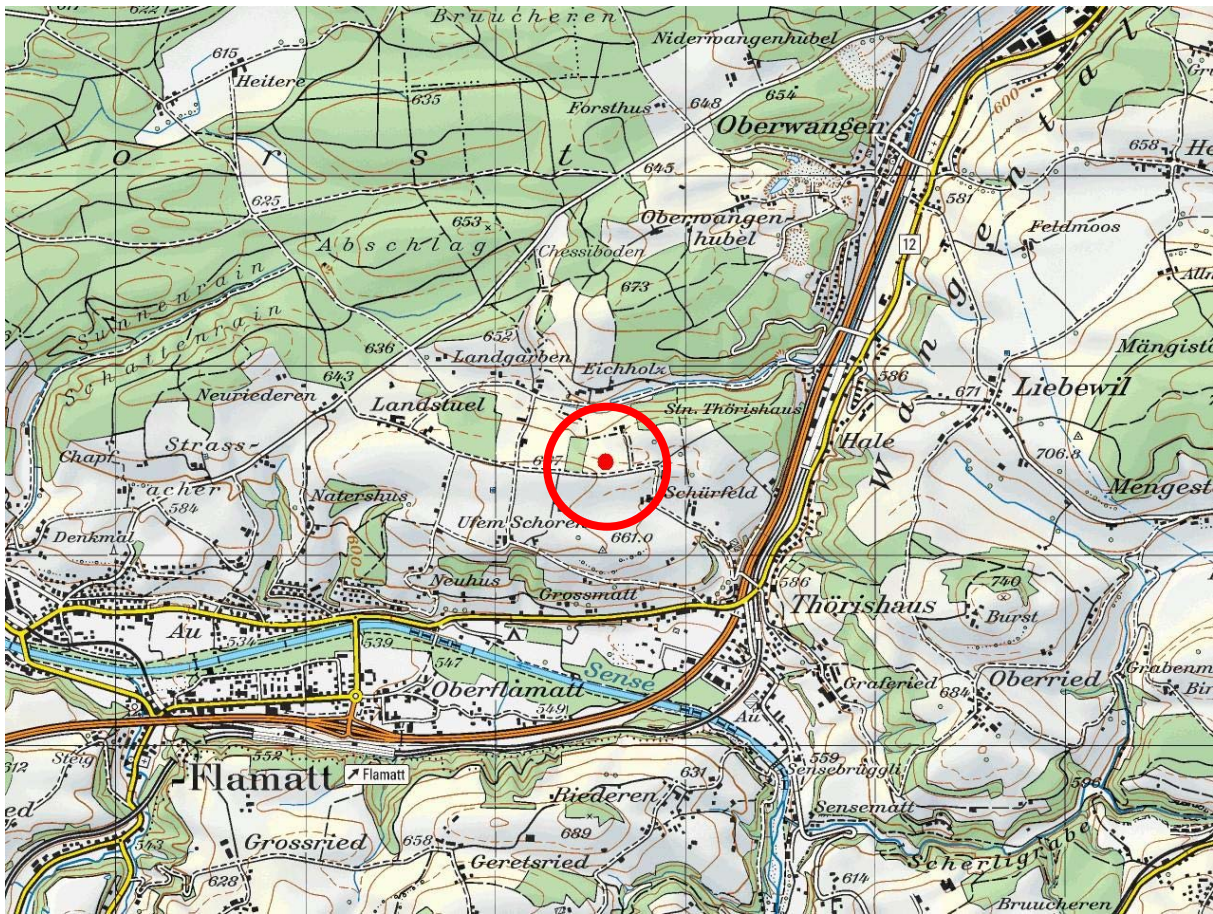
Büro für Flugunfalluntersuchungen

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

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

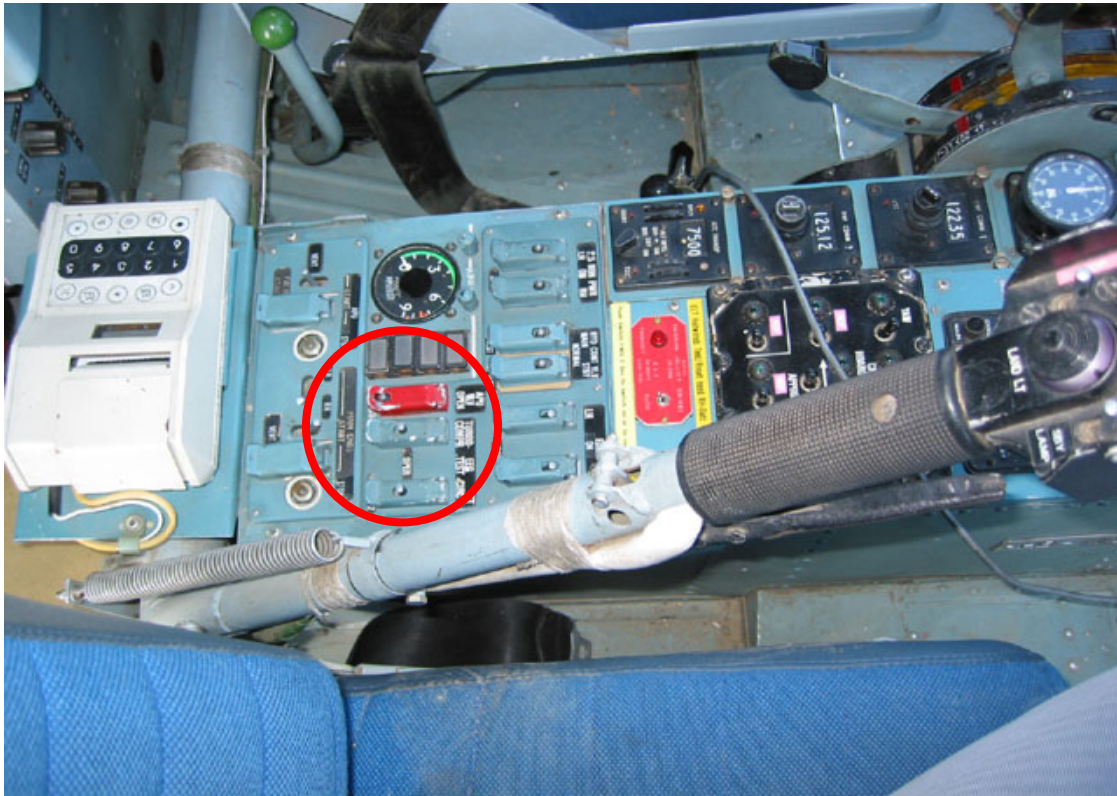
Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anlage 1



Unfallstelle „Ufem Schoren“

## Anlage 2



Mittelkonsole vor der Modifikation aus Sicht des Piloten auf dem rechten Sitz



Mittelkonsole nach der Modifikation aus Sicht des Piloten auf dem rechten Sitz. Der vergrösserte Ausschnitt zeigt das Detail der Modifikation.