



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Bell 214 B-1, HB-XVX
vom 28. November 1990

auf dem Gipfel des Gemsstocks/UR

Résumé HB-XVX

Le 28 novembre 1990, le pilote effectuait aux commandes de l'hélicoptère Bell 214B-1, HB-XVX, des vols de transport à l'élingue au Gemsstock (2961 m/m), près d'Andermatt. A l'issue d'une rotation, l'assistant de vol qui se trouve sur une plateforme au sommet, accroche un treuil de plus de 2 tonnes à l'élingue longue de 16 m. Le pilote soulève la charge et reste plus d'une demi-minute en vol stationnaire afin de stabiliser celle-ci. Au moment où il exerce une légère traction sur la commande de pas général une forte détonation se fait entendre. L'hélicoptère part aussitôt en rotation, d'abord à gauche puis à droite. Le pilote lâche sa charge mais perd le contrôle de l'appareil qui s'abat sur la pente rocheuse avant de s'arrêter dans un champ de neige. L'assistant de vol a été grièvement blessé, le pilote légèrement. L'hélicoptère a été détruit. La plateforme et la charge transportées ont subi d'importants dommages.

Cause

L'accident est dû à une perte de contrôle au voisinage du sol, consécutive à un décrochage des filets d'air au niveau du compresseur de la turbine.

Recommandations:

La Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation recommande de réexaminer l'enveloppe opérationnelle du turbomoteur en fonction du comportement du compresseur au décrochage.

Die rechtliche Würdigung des Unfallgeschehens ist nicht Gegenstand der Untersuchung und der Untersuchungsberichte (Artikel 2, Absatz 2 der Verordnung über die Flugunfalluntersuchungen vom 20. August 1980).

0. **ALLGEMEINES**

0.1 **Kurzdarstellung**

Am 28. November 1990 führte der Pilot mit dem Helikopter Bell 214B-1, HB-XVX, Unterlastentransporte auf dem Gipfel des Gemsstockes (Gde Andermatt/ UR) durch. Als der Pilot eine in der Aussenlastenklinke eingehängte Unterlast wenige Zentimeter abgehoben hatte ertönte ein lauter, heftiger Knall. Der Helikopter wurde um seine Hochachse instabil. Der Pilot verlor die Kontrolle über den Helikopter und in steiler Querlage kam der Hauptrotor mit dem Boden in Berührung. Der Helikopter rollte daraufhin über steiles Felsgelände und kam in einem Schneefeld zum Stillstand.

Der Flughelfer am Lastaufnahmeplatz wurde durch den herabstürzenden Helikopter schwer verletzt. Der Pilot erlitt beim Aufprall leichte Verletzungen. Der Helikopter wurde zerstört. Es entstand grösserer Schaden an einer Plattform und an der ausgeklinkten Unterlast.

Ursache

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

Verlust der Steuerkontrolle in geringer Höhe über Grund, infolge eines "engine compressor stalls".

EMPFEHLUNG

Die EFUK empfiehlt, dass die "operational envelope" des Triebwerkes auf Grund des Stallverhaltens überprüft wird.

0.2 **Untersuchung**

Der Unfall ereignete sich am 28. November 1990, um 1500 Uhr¹⁾. Die Voruntersuchung wurde von Guido Hirni geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 25. August 1992 an den Kommissionspräsidenten am 17. September 1992

1 Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+1)

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Flugverlauf

Die Besatzung hatte den Auftrag, Güter einer Baustelle auf dem Gipfel des Gernsstockes (2'960 m/M) abzubereiten und diese mit dem Helikopter HB-XVX zur Mittelstation der Luftseilbahn Andermatt-Gernsstock (2'212 m/M) zu transportieren. Auf dem Gipfel, wenige Meter SW der Bergstation der Luftseilbahn, befand sich eine Plattform in der Grösse von ca. 6 x 4 m. Diese bildete die "Bergstation" einer provisorisch eingerichteten Seilbahn, welche mittlerweile nicht mehr betriebsbereit war. Der Helikopter konnte infolge seiner Grösse und der hohen Masse nicht auf der Plattform oder anderswo auf dem Gipfel landen. Deshalb benutzte der Flughelfer, der sich am Lastaufnahmeort befand, die Luftseilbahn bis zum Gipfel, um die Lasten dort vorzubereiten. Das Gelände fällt vom Gipfel in alle Richtung steil ab. Ausser einer nicht mehr im Gebrauch stehenden Stütze, welche sich ca. 8 m NE der Plattform befand und diese in der Höhe um ca. 80 cm überragte und denen aus NNE-Richtung in die Bergstation führenden Luftseilbahnkabel war das Gelände hindernisfrei. Die Bergstation der Luftseilbahn stellt kein spezielles Flughindernis dar, da sie etwas tiefer als der Lastaufnahmeort liegt. Ausser dem Flughelfer befand sich noch ein Mitarbeiter des Seilbahnherstellers auf der Plattform. Ein Angestellter der Luftseilbahn befand sich im Gebäude der Bergstation und ein weiterer auf der ca. 200 m vor der Bergstation entfernten, letzten Luftseilbahnstütze.

An der Lastenklinke des Helikopters war ein 16 m langes Stahlseil eingehängt, an dessen Ende eine weitere, elektrische Lastenklinke montiert war. Während der ca. zehnten Rotation transportierte der Helikopter Material (Ketten) für die Befestigung der Unterlasten von der Mittelstation zur Plattform. Der Pilot setzte dieses Material auf der Plattform ab und klinkte es mit der unteren Lastenklinke aus. Für die nächste Rotation hängte ihm der Flughelfer eine Winde in der Lastenklinke ein. Der Pilot konnte die Unterlast - bedingt durch das noch hohe Leergewicht des Helikopters (der Kerosentank war noch zu ca. 2/3 gefüllt) - nur um wenige Zentimeter anheben. Aus diesem Grund setzte der Pilot die Unterlast nochmals auf der Plattform ab und klinkte sie aus. Er bat seinen Flughelfer ihm eine andere, für den Transport bereits vorbereitete Unterlast anzuhängen. Nachdem er diesen Flug beendet hatte, liess sich der Pilot bei der nächsten Rotation erneut die Winde in der Lastenklinke einhängen. Zu diesem Zeitpunkt schwebte der Helikopter in einer Höhe von ca. 15 m mit einem NNW-Kurs von ca. 330° über der Plattform. Der Pilot erhöhte die Hauptrotordrehzahl mittels eines "RPM-Governor" am kollektiven Blattverstellhebel ("pitch") auf den höchstmöglichen Wert. Auf Zeichen seines Flughelfers hob der Pilot den Helikopter soweit an, bis das Aufhängungsstahlseil gespannt war. Vorsichtig und langsam erhöhte der Pilot den "pitch", bis die ca. 2155 kg schwere Unterlast frei hing. Am Instrumentenbrett las der Pilot einen Wert der Hauptrotordrehzahl von 98 - 99% und am Torqueanzeigegerät einen von 97 - 98% ab. Warnlampen leuchteten am Instrumentenbrett keine auf. Der Pilot beobachtete die Unterlast durch den aussen am Helikopter angebrachten Lastenüberwachungsspiegel. Da die Unterlast leicht pendelte, verharrte der Helikopter während mindestens 30 - 60 Sek. (je nach Zeugenaussage) im Schwebeflug. Als der Pilot den Helikopter langsam rückwärts bewegte und nach links in die freie Abflugrichtung steuern wollte - die Winde befand sich zu diesem Zeitpunkt ca. 40 cm über der Plattform am hinteren Rand - senkte sich die Unterlast leicht ab.

Der Flughelfer teilte dies dem Piloten über Funk mit und forderte ihn auf, die Last etwas mehr anzuheben, damit diese nicht an der Kante der Plattform aufschlagen würde. Aus diesem Grund zog der Pilot leicht am "pitch". In diesem Augenblick gab es einen gewaltigen Knall und der Helikopter schlug schlagartig um mindestens 90° um die Hochachse nach links - im Gegenuhrzeigersinn drehend auf Kurs ca. 250° - ehe er sich rasant im Uhrzeigersinn drehend beschleunigte. Bei diesen brüsken "Yaw"-Beschleunigungen, zuerst nach links, danach nach rechts, verlor der Pilot die Kontrolle über den Helikopter. Der Pilot reduzierte die Leistung ("pitch down") und klinkte elektrisch die Unterlast aus. In steiler Querlage schlug ein Haupt- rotorblatt praktisch gleichzeitig in den Fels und in den Schnee ein. Die geklinkte Unterlast fiel auf der SE-Seite des Bergkammes einige Meter hinunter. Der Helikopter rollte sich mehrmals um die Längsachse und stürzte über Fels und Schnee, ehe er in flacherem Gelände auf dem Schnee ausrutschend und zerstört zum Stillstand kam.

Der Flughelfer am Lastaufnahmeort wurde durch den herabstürzenden Helikopter schwer verletzt. Der Pilot konnte dem Helikopter leicht verletzt entsteigen.

Der Helikopter wurde beim Absturz zerstört.

Koordinaten der Unfallstelle: 689 850 / 161 875 Höhe: 2'961 m/M.

Landeskarte der Schweiz: 1:25'000, Blatt Nr. 1231, Urseren.

1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Passagiere</u>	<u>Drittpersonen</u>
Erheblich verletzt	1*	-	-
Leicht verletzt	1	-	-

* Flughelfer ausserhalb des Helikopters

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde beim Absturz zerstört.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand grosser Schaden an der Helikopterplattform und der Winde (Unterlast).

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot

Schweizerbürger, Jahrgang 1944.

Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 28. Dezember 1979, gültig bis am 20. April 1991.

Erweiterungen:

- Radiotelefonie UIT vom 28.12.1979
- Landungen im Gebirge 28.12.1979
- Nachtflug 10.01.1980

Eingetragene
Luftfahrzeugmuster:

- Bell 47, 204, 205, 206, 214
- HU 300
- BO 105
- SA 315, 319, AS 350

Flugerfahrung

Insgesamt 4'862 Std., wovon 1'088 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 200 Std., wovon 189 Std. auf dem Unfallmuster.

Der Beginn der fliegerischen Ausbildung erfolgte 1978 in Kanada. Die Erstaussstellung eines schweizerischen Berufspilotenausweises (BH) geschah am 28. Dezember 1979.

Die letzte fliegerärztliche Untersuchung erfolgte am 20. September 1990.
Befund: tauglich ohne Einschränkungen.

1.6. Helikopter HB-XVX

Muster: Bell 214 B-1
Hersteller: Bell Helicopter Textron, USA
Halter: Heliswiss AG, 3123 Belp
Eigentümer: Helitrade AG, 3123 Belp
Charakteristik: Einmotoriger 16-plätziger Turbinenhelikopter mit festem Kufenlandegestell
Baujahr / Werknummer: 1978 / 28'042
Triebwerk: Baumuster: T 5508D
Seriennummer: LE 31'917
Baujahr: 26.11.1975
Leistung: 2'170 kW (2'950 shp)

Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt: Zelle: 5'106 Std.
Triebwerk: 3'717 Std. TSN, 6'003 Cyc. TSN

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt durch das BAZL am 25.6.1990

Verkehrsbewilligung: ausgestellt durch das BAZL am 25.6.1990, gültig bis auf Widerruf

Zulassungsbereich: im gewerbsmässigen Einsatz:
- VFR bei Tag

im nichtgewerbsmässigen Einsatz:
- VFR bei Tag und Nacht

Betriebszeiten: Die letzte BAZL-Nachprüfung erfolgte am 20.6.1990. Die letzte 100-Stunden-Kontrolle wurde am 30.10.1990 bei total 5'082 Betriebsstunden durchgeführt

Masse und Schwerpunkt: Die maximale Abflugmasse bei Unterlastentransporten beträgt 16'000 lbs (7'258 kg). Die Masse betrug im Zeitpunkt des Unfalles:

Leermasse Helikopter	8'037.5 lbs	
Engine Oil	15.5 lbs	
Fuel	850.0 lbs	
Pilot	160.0 lbs	
16 m langes Stahlseil	ca. 30.0 lbs	
Zweite Aussenlastklinke	ca. 30.0 lbs	
Unterlast (Durchschnittswert gemäss geeichter Lastwaage des Abtransportheli)	4'750.8 lbs	(2'155 kg)

<u>Total Masse</u>	ca. <u>13'873.8 lbs</u>	<u>(6'298,7 kg)</u>

Gemäss Bell Helikopter hat der Unfallhelikopter auf 9'800 ft (Unfallhöhe) bei einer Aussentemperatur von -10°C und "no wind condition" eine "HOGE-Limitation" von:

14'000 lbs bei "anti-ice und heater OFF"
13'800 lbs bei "heater ON"
13'400 lbs bei " anti-ice ON"

Der Pilot verfügte bei "anti-ice" und "heater OFF" über eine theoretische (Leistungs-) Reserve zum Schweben ausserhalb Bodeneffekt (HOGE) von 126 lbs (57 kg).

Die Masse und der Schwerpunkt befanden sich während des Unfallfluges innerhalb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve: Die Flugzeitreserve betrug ca. 45 Min.

1.7 Wetter

1.7.1 Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit (gemäss Bericht der Schweizerischen Meteorologischen Anstalt in Zürich)

Allgemeine Wetterlage:

Nordostlage zwischen einem Hoch über Island und Dänemark und einem Tief über dem Golf von Genua.

Wetter/Wolken:	2-4/8 Basis um 3'000 m/M
Sicht:	mehr als 20 km
Wind:	SE mit 5-10 kt
Temperatur/Taupunkt:	ms 10° C / ms 14°C
Luftdruck:	1'011 hPa QNH
Gefahren:	keine
Sonnenstand:	Azimut: 206° Höhe: 18°

Angaben gemäss Pilot und Pilot des Rettungshelikopters:

Sicht:	über 20 km
Wind:	praktisch Windstill
Verschiedenes:	minus Temperatur, geringe Luftfeuchtigkeit

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

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

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Flugdatenschreiber (FDR) sind in dieser Gewichtskategorie nur bei Flächenflugzeugen vorgeschrieben. Für Helikopter bestehen in der Schweiz noch keine Vorschriften.

1.12 Befunde am Wrack und an der Unfallstelle

1.12.1. Im einzelnen konnten am Wrack und an der Unfallstelle folgende Feststellungen gemacht werden:

- Der Pilot klinkte die Unterlast über der Plattform elektrisch aus, sodass diese auf der SE-Seite des Bergkammes einige Meter hinunterfiel.
- Der Helikopter schlug in einer Querlage von mind. 75° bei einem Kurs von ca. 250° (beobachtet von Zeugen auf der letzten Luftseilbahnstütze und bestätigt anhand der Einschlagspuren im Boden) mit einem Hauptrotorblatt in den Fels und in den Schnee.
- Gleichzeitig schlug der vordere, innere Teil der linken Kufe auf der Plattform auf. Das linke, vordere Kufenrohr brach von der Innen- zur Aussenseite ab, und das Landegestell wurde "en bloc" weggeschleudert.
- Der Pilot klinkte mit dem Fuss mechanisch die Verlängerung der Unterlast an der Helikopterlastenklinke aus, als der Helikopter über den westlichen Rand der Plattform herunterstürzte.
- Die Zelle des Helikopters schlug unmittelbar unterhalb an der Westseite der Plattform erstmals im steilen Gelände in den Fels und in den Schnee. Nach mehreren Rollen um die Längsachse (dabei brachen etliche dynamische Komponenten ab) kam der Helikopter ca. 100 m von der Unfallstelle entfernt auf dem Schnee ausrutschend und auf dem Dach liegend zum Stillstand.
- Der Heckausleger wurde auf der Höhe von "main fuselage" und "tail boom" abgequetscht (nicht vom Hauptrotorblatt abgeschlagen). Die Heckrotorblätter blieben nahezu unbeschädigt.
- Ein Hauptrotorblatt brach ab.
- Hauptrotor, Mast und Hauptgetriebe brachen gemeinsam ab. Das Gehäuse des Hauptgetriebes brach auseinander.
- Der "main gear box shaft input" und "drive shaft" konnten wegen der grossen Schneemassen am Unfallort erst Monate später gefunden werden. Beide Teile gaben zu keinen Beanstandungen Anlass.
- Der Helikopter war mit dem "engine gas temperature-kit" (EGT-kit) ausgerüstet (dazu gibt es kein Supplement im "flight manual" (AFM)). Der "increased EGT-ops-kit" war ebenfalls eingebaut. Dieser "Kit" ist im Supplement 11 des AFM umschrieben.
- Der "heater" und das "anti-ice-system" waren in "OFF"-Position.
- Der Helikopter war mit Fiberglass-Hauptrotorblättern ausgerüstet. Die Pilotentüre war nicht montiert.

1.13 **Medizinische Feststellungen**

Obwohl der Helikopter über eine steile Felswand und über ein Schneefeld herunterrutschte, erlitt der Pilot praktisch keine Verletzungen. Der Helm, der ihm durch den Schnee vom Kopf gestreift wurde, verhinderte schwerwiegende Kopfverletzungen.

Der Flughelfer am Lastaufnahmeort wurde entweder von einem Teil des Heckauslegers oder durch ein Hauptrotorblatt am Unterschenkel (knapp unterhalb des Knies) schwer verletzt. Sein Bein musste amputiert werden.

1.14 **Feuer**

Es brach kein Feuer aus.

1.15 **Ueberlebenschancen**

Der Unfall war überlebensfähig.

Der Mitarbeiter des Seilbahnunternehmens, der sich beim Lastaufnahmeort befand, flüchtete vor dem herabstürzenden Helikopter unter die Plattform und blieb unverletzt.

1.16 **Besondere Untersuchungen**

Allgemeines

Bei einer ersten äusseren Untersuchung stellte man fest, dass alle Brüche, Zerstörungen, etc. sekundärer Art waren. Es konnten keine technischen Mängel oder Störungen am Helikopter gefunden werden.

Triebwerk

Gestützt auf die Aussagen des Piloten und der Zeugen (1.17) wurde das Triebwerk (TW) eingehend untersucht. Der vollständige Untersuchungsbericht befindet sich in den Akten. Das Augenmerk der Untersuchung richtete sich speziell auf die Frage: "Hatte das TW einen "engine compressor stall"?"

Aus dem Dokument "engine log book" geht hervor, dass das TW früher in einem anderen Helikopter eingebaut gewesen war. Weiter ist ersichtlich, dass das verwendete TW am 23. September 1986 bei folgenden Bedingungen:

Altitude	3'286 m/M (10'780 ft)
OAT	+ 6°C
Unterlast	ca. 1'600 kg

im Endanflug bei reduzierter Geschwindigkeit einen "engine compressor stall" hatte. Einen weiteren "compressor stall" - der Unfall-Pilot befand sich an Bord des Helikopters - ereignete sich mit dem gleichen TW anlässlich eines Checkfluges am 10. Mai 1988 im Steigflug unter grosser Belastung. Nachdem der damals verschmutzte Kompressor gereinigt wurde, trat die Störung nicht mehr auf.

Obwohl das TW beim Absturz in Betrieb war, erlitt es überraschenderweise keine nennenswerten mechanischen Beschädigungen. Ohne Reparaturen vornehmen zu müssen, konnte es auf der Prüfbank beim Triebwerkhersteller getestet werden. Die Testläufe fanden auf Meereshöhe und bei Aussentemperaturen von über 30°C statt. Der detaillierte Bericht des Triebwerkherstellers sagt u.a. folgendes aus:

"The performance assessment of the engine test data showed that engine serial number produced 2'486 shp (59 F) and successfully met overhaul and repair test specification criteria for specific fuel consumption, refered compressor speed, exhaust gas temperature, and compressor loading. Both steady state and transient testing of the engine produced no surges. It is therefore concluded that the incident was not the result of engine malfunction".

In einem "Service Bulletin" datiert vom 23. Oktober 1978 ("engine compressor stall", Beilage Nr. 2) und einem "Technical Bulletin" datiert vom 19. Dezember 1978 ("compressor wash interval", Beilage Nr. 3) macht Bell Helicopter die Betreiber von Bell 214 Helikopter auf das Problem von "engine compressor stall" aufmerksam.

Das Problem des "engine compressor stall" sei Bell Helikopter bekannt. Bisher seien etliche Störungen dieser Art gemeldet worden. Sie, wie auch der Triebwerkhersteller, untersuchten die Ursachen und gaben folgende Empfehlungen bzw. Vorschriften ab, damit ähnliche Vorfälle "minimized" werden können:

1. Alle im Feld untersuchten "engine compressor stall" hätten ergeben, dass der Kompressor jeweils schmutzig war. Aus diesem Grund empfehle man eine wöchentliche Reinigung des Kompressor.
2. Installation des "plenum boot kits" (P/N 214-704-056-1)
3. Installation des "engine wash kits" (P/N 214-706-027)
4. Es wird darauf hingewiesen, dass ein einwandfreier Unterhalt des TW gemäss "Manual Chapter" 3 und 5 verlangt wird.
5. Es wird verlangt, dass der Pilot einen "engine performance check" durchführen muss, wenn der Helikopter bei ca. 10'000 ft Höhe bei einer Leistung von über NG 91% NI betrieben wird (ist im "flight manual" vermerkt).

Beim verunfallten Helikopter sieht die Situation bezogen auf diese fünf Punkte wie folgt aus:

- Punkt 1: Der Kompressor wurde zum ersten Mal an der Unfallstelle, zum zweiten Mal bei der Inspektion im Hangar, wie auch bei den Untersuchungen auf der Testbank, von den Experten, als "nicht schmutzig" beurteilt. Dies obwohl der "input seal" vom Hauptgetriebe, kurz vor dem Unfalltag innerhalb weniger Tage, infolge Undichtheit (d.h. es gab leichte Oelverschmutzungen) dreimal gewechselt werden musste (30.10./13.11. und 22.11.1990).
- Punkt 2: War eingebaut
- Punkt 3: War eingebaut
- Punkt 4: Wurde durchgeführt.
- Punkt 5: Wurde dadurch erfüllt, dass der Pilot die gleiche Unterlast kurz vor dem Unfalleintritt bereits einmal abgehoben hatte und damit schwebte.

Das TW wurde zum Zeitpunkt des Unfalles mit JP-5-Kerosen betrieben. Dieses Kerosen enthält alle notwendigen "fuel additive", um bei kühlen Aussentemperaturen - zum Zeitpunkt des Unfalles herrschten ca. minus 10°C - verwendet zu werden. Der Kerosenwählschalter am FCU befand sich in Position JP-4. Der Wählschalter wurde vom Triebwerkhersteller in dieser Stellung plombiert. Die Untersuchung hat ergeben, dass seitens des Triebwerkherstellers beide Stellungen des Kerosenwählschalters - bei der Verwendung von JP-5-Kerosen - toleriert werden können. Während den Testläufen wurde das TW in beiden Wählschalter-Stellungen mit JP-Kerosen JP-5 betrieben, ohne dass nennenswerte Abweichungen auftraten. Weitere Instruktionen die das Verstellen des Schalters genauer definieren, wurden erst im Januar 1992 ins Handbuch aufgenommen.

Beim Unfalleintritt wurde das TW im "automatic governing mode" betrieben.

Der Triebwerkhersteller kann nicht bestätigen - allerdings auch nicht widerlegen -, ob das "anti-icing system" aktiviert gewesen ist oder nicht. Bei geringer Luftfeuchtigkeit braucht das System selbst bei Temperaturen unter 4°C nicht eingeschaltet zu werden (nach AFM).

Operationell

In operationeller Hinsicht gab Bell Helicopter mit dem "Information Letter" datiert vom 12. September 1977 (Beilage Nr. 4), Empfehlungen btr. "Inflight RPM-Management" ab. Dieser "Letter" sagt aus, wie und wann man die Hauptrotordrehzahl im Flug "rauf- bzw. runter" korrigieren muss. Würde der Pilot den Helikopter bei Unterlasten transporten strikte gemäss dieser Information bedienen, wäre er bei Unterlast-Rotationsflügen regelmässig am Regulieren der Hauptrotordrehzahl ("beepen").

In "section 2" des AFM beschreibt der Helikopterhersteller die Eigenschaften des "engine compressor stall". Gemäss diesen Angaben muss der Pilot im Falle eines "engine compressor stall" die Leistung reduzieren ("reduce power"), d.h. den kollektiven Blattverstellhebel ("pitch") nach unten drücken (Beilage Nr. 5).

1.17 Verschiedenes

Nebst den Aussagen des Piloten gab es vier weitere Zeugenaussagen. Bei der Plattform waren dies einerseits der Flughelfer A und andererseits der Mitarbeiter B des Seilbahnherstellers. In der Bergstation der Luftseilbahn befand sich Angestellter C. Ein weiterer Bahnarbeiter D befand sich auf der letzten Seilbahnstütze vor der Luftseilbahn-Bergstation in einer Entfernung von über 100 m. Im Wesentlichen nahmen die vier Zeugen folgende Eindrücke wahr:

- Zeuge A: Befand mich bei der Plattform. Realisierte das plötzliche Absenken der Unterlast nachdem ich den Piloten aufmerksam gemacht hatte, die Last noch etwas anzuheben. Sah das Drehen des Helikopters, nachdem ich bemerkte, dass etwas nicht funktionierte. Versuchte mich noch in Deckung zu begeben.
- Zeuge B: Befand mich bei der Plattform. Sah wie der Helikopter zuerst im Gegen- danach im Uhrzeigersinn drehte und "heruntertauchte". Dann sprang ich unter die Plattform in Sicherheit.
- Zeuge C: Hatte zu Beginn keinen direkten Sichtkontakt zur Plattform da ich mich in der Luftseilbahn-Bergstation aufhielt. Hörte wie Heli anflog und lange Zeit über der Plattform schwebte. Hörte den lauten Knall und konnte beobachten wie der Helikopter anschliessend in steiler Querlage auf der Plattform aufschlug.
- Zeuge D: Stand auf der letzten Luftseilbahnstütze vor der Bergstation in einer Entfernung von ca. 150 m. Ich beobachtete wie der Helikopter in steiler Querlage war (sah praktisch die Rotorebene als Kreis drehen) und auf der Plattform aufschlug und abstürzte.

2. BEURTEILUNG

Ursachen für schlagartiges Gieren des Helikopters um die Hochachse - sofern der Pilot keine eigenen Steuereingaben vornimmt - können nur im Zusammenhang mit dem Heckrotor oder der Veränderung des Drehmomentes auftreten.

Da das Gieren des Helikopters mit einer rasanten Gegenuhrzeigersinnbewegung eingeleitet und schlagartig von einer Beschleunigung im Uhrzeigersinn abgelöst wurde - bei gleicher Hauptrotordrehzahl - ist eine technische Störung im "tail rotor system" (z. B. Ausfall oder Unterbruch der Kraftübertragung) nicht möglich. Diese Vermutung wurde durch die technische Untersuchung am Heckrotor bestätigt.

Bezogen auf die Aussagen des Piloten, der Zeugen und des Spurenbildes muss beim Helikopter zweimal (unmittelbar nacheinander) ein rascher Wechsel des Drehmomentes eingetreten sein, d.h. dass das TW in dem Moment einen "engine compressor stall" produziert haben muss, als der Pilot der Aufforderung seines Flughelfers nachkam - "heb die Unterlast noch etwas an, ansonsten touchiert sie die Hinterkante der Plattform" - und den kollektiven Blattverstebel ("pitch") noch etwas anhub. Das Links- bzw. Rechtsdrehen des Helikopters nach dem Knall war eine logische Folge der wechselnden Drehmomentveränderungen. Dass der Pilot nach der "Detonation" und den aufgetretenen Drehbewegungen die Steuerkontrolle über den Helikopter verlor - er konnte sich nur noch am "stick" und "pitch" festhalten - ist verständlich. Alle Piloten, welche einen "engine compressor stall" miterlebt haben, sprechen von einem gewaltigen Knall. Das "Ausleeren" des Helikopters in die extrem steile Querlage erfolgte durch die Steuereingabe des Piloten. Weil er nebst dem elektrischen und mechanischen Ausklinken der Unterlast den "pitch" reduzierte, wie dies das AFM vorschreibt, war es möglich, dass eines der Hauptrotorblätter mit dem Gelände kollidieren konnte.

Auf der Prüfbank gab das TW alle vom Triebwerkhersteller garantierten Leistungen ab. Möglicherweise konnte eine Wiederholung des "engine compressor stall" auf der Prüfbank deshalb nicht nachvollzogen werden - obwohl das TW extrem stark belastet wurde - weil die entsprechende Einsatzhöhe von ca. 10'000 ft und die Aussentemperatur von minus 10°C nicht simuliert werden konnten (der Aufwand dazu wäre zu gross gewesen). Vielleicht spielt auch die Tatsache, ob das Triebwerk ein- oder ausgebaut ist eine wesentliche Rolle. Das "Service Bulletin" des Helikopter-Hersteller sagt jedenfalls aus, dass selbst bei allen präventiven Massnahmen solche Störungen möglich sein können ("can be minimized").

Der Pilot verfügt über eine grosse Unterlast-Erfahrung auf der HB-XVX, da nur er (mit wenigen Ausnahmen) den fraglichen Helikopter geflogen hatte. In den letzten zwölf Monaten hat er aber keine Unterlastentransporte auf oder ab 10'000 ft Höhe vorgenommen.

Das Wetter war kein Unfallfaktor. Die äusseren Bedingungen waren sogar ideal. Gute Sicht, kühl und kein Wind. Weshalb der Pilot den Helikopter nicht bereits vor dem Abheben der Unterlast in die freie Abflugrichtung (Kurs ca. 250°) gedreht hat, ist unklar. Ein gerader Uebergang vom Schwebeflug in den Vorwärtsflug benötigt weniger Leistung als ein Start mit Rückwärts-, Seitwärts- oder sogar Drehbewegungen mit dem "power pedal".

Für Flächenflugzeuge gleicher Abflugmasse ist der FDR gesetzlich vorgeschrieben, Helikopter werden von dieser Vorschrift nicht erfasst. Diese Diskrepanz ist nicht mehr zeitgemäss. Bei einer Aufzeichnung durch FDR hätte eine Störung des TW nachgewiesen werden können.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war berechtigt, den Unterlasten-transport alleine an Bord durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Die Flug, Flugdienst- und Ruhezeiten wurden eingehalten.
- Der Helikopter war zum gewerbsmässigen Verkehr VFR zugelassen.
- Laut Aussagen des Piloten und einiger Zeugen gab es einen gewaltigen Knall als der Helikopter noch im freien Schwebeflug war, gefolgt von raschen Drehbewegungen im Gegen- bzw. Uhrzeigersinn. Anlässlich dieser Drehungen sank der Helikopter soweit ab, dass ein Hauptrotorblatt in unkontrollierter Querlage Bodenberührung bekam.
- Es konnten keine technischen Störungen oder Mängel am Helikopter gefunden werden, die den Unfall verursacht hätten. Der Helikopter wurde ordentlich gewartet und war mit diversen, vom Helikopterhersteller empfohlenen "optional-kits" (wie "engine wash kit, plenum boots kit, EGT-ops-kit", etc.) ausgerüstet.
- Das Triebwerk wurde einer eingehenden Untersuchung auf der Prüfbank unterzogen. Technische Störungen oder Mängel konnten keine nachgewiesen werden. Einen "engine compressor stall", wie er vom Helikopterhersteller im "Service Bulletin" umschrieben wird, konnte nicht nachvollzogen werden. Das "Bulletin" schliesst solche "engine compressor stall" aber auch nicht aus, vor allem nicht in grosser Höhe. Der Pilot hat nach dem Knall die im Flughandbuch angegebenen Massnahmen bei einem "engine compressor stall" sofort eingeleitet ("reduce power").

- Der "engine compressor stall" ereignete sich innerhalb der Betriebsgrenzen und unterhalb der Dichtehöhe von 10'000 ft.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzwerte. Der Pilot verfügte über eine theoretische (Leistungs-) Reserve zum Schweben ausserhalb Bodeneffekt von 57 kg (126 lbs).

3.2 Ursache

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

Verlust der Steuerkontrolle in geringer Höhe über Grund, infolge eines "engine compressor stalls".

EMPEHLUNG

Die EFUK empfiehlt, dass die "operational envelope" des Triebwerkes auf Grund des Stallverhaltens überprüft wird.

Die Kommission verabschiedete den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 27. Januar 1993

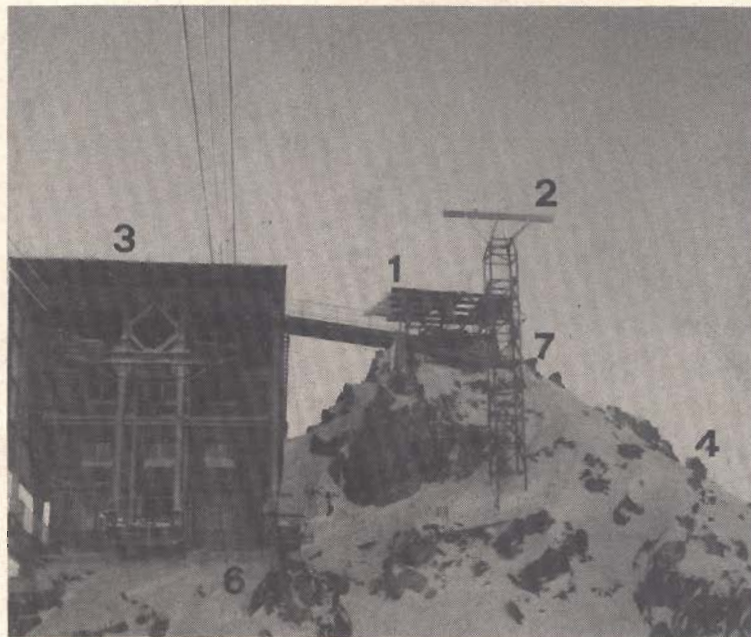
EIDG. FLUGUNFALL-
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION
Der Präsident:

gez. H. Angst

LEGENDE

- 1 = Freie Plattform (ca 6 x 4 m)
- 2 = Kabelfreie Stütze
- 3 = Luftseilbahn-Bergstation
- 4 = Absturzkante

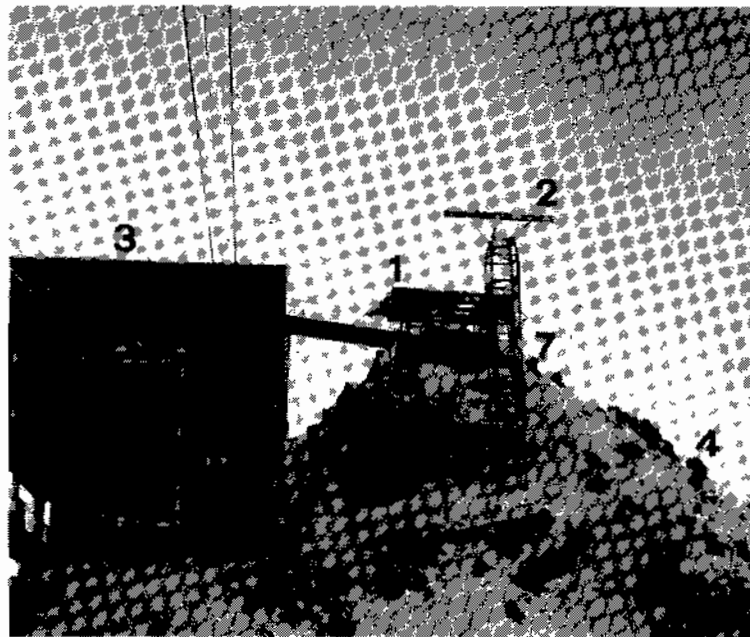
- 5 = Standort Zeuge A + B
- 6 = Standort Zeuge C
- 7 = Einschlagspuren Hauptrotor



LEGENDE

- 1 = Freie Plattform (ca 6 x 4 m)
- 2 = Kabelfreie Stütze
- 3 = Luftseilbahn-Bergstation
- 4 = Absturzkante

- 5 = Standort Zeuge A + B
- 6 = Standort Zeuge C
- 7 = Einschlagspuren Hauptrotor



SERVICE BULLETIN

NO. 214-78-6

Bell Helicopter **HELIUM**

DATE 10-23-78

Discipline: Tail Rotor

Post Office Box 480 • Fort Worth, Texas 76101

PAGE NO. 1 of 3

DATE
REV.

SUBJECT: ENGINE COMPRESSOR STALL

HELICOPTERS AFFECTED: All Model 214B/B1 helicopters

COMPLIANCE: The first flight of the day that operations will be conducted at density altitudes above 10,000 feet with engine N₁ speeds in excess of 91%.

DESCRIPTION:

There have been a number of reports involving compressor stall of the T5508D engine installed in the 214B and 214B1 operating at high altitudes and high N₁ speeds. Cause of compressor stalls is being investigated by both Bell Helicopter and Lycoming.

The possibility of compressor stall can be minimized by installation of the plenum boot kit P/N 214-704-056-1 (S.I. 214-25) and engine wash kit P/N 214-706-027 (S.I. 214-24) and by proper conditioning and maintenance of the engine as set forth in the Lycoming Maintenance Manual Chapters 3 and 5.

Until further notice all operators must conduct an engine performance check on the first flight of the day that operations will be conducted at density altitudes above 10,000 feet and engine N₁ speeds in excess of 91%.

FAA/DER APPROVAL:
Not Required

MANPOWER:
Approximately 10 minutes will be required to perform the flight check.

MATERIAL:
None

SPECIAL TOOLS:
None

WEIGHT AND BALANCE:
Not Affected

2051 10-23-78

S.B. 214-78- 6
Page 2 of 3

ELECTRICAL LOAD DATA:

Not Affected

REFERENCE:

- 214B Flight Manual Section 3
- 214B Maintenance Manual Chapter 5-50-00
- Lycoming Inspection Handbook No. T5508-5 Chapter 3
- Lycoming Maintenance Manual No. T5508-2 Chapters 3 and 5

PUBLICATIONS AFFECTED:

214B Maintenance Manual Chapter 5-50-00

ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS:

1. Engine compressor stall (surge) is characterized by a sharp rumble or a series of loud, sharp reports, severe engine vibrations, and a possible rapid rise in exhaust gas temperature (EGT) depending on the severity of the surge. Should this occur reduce power.
2. Engine stall occurrences must be recorded in the engine and airframe log books.
3. a. Select an altitude approximately 1000 feet above the highest intended working density altitude.
 b. Establish level flight at 50 to 70 knots, accelerate the engine by increasing collective pitch to maximum power (within operational limitations of the helicopter).
4. If engine compressor stall is experienced at any altitude or N1 speed, inspect the helicopter in accordance with the 214B Maintenance Manual Chapter 5-50-00 and the Lycoming Inspection Handbook No. T5508-5 Chapter 3 and as follows:
 - a. Vertical fin for any damage per Maintenance Manual.
 - b. Intermediate gearbox mounting lugs for cracks.
 - c. All tail rotor drive flexible disc couplings for distortion and cracks.
 - d. All tail rotor driveshafts for buckling. If this inspection shows evidence of shaft buckling, replace the following:
 - 1) Tail rotor drive shaft and attach bolts.

S.B. 214-78-6
Page 3 of 3

- 2) Flexible disc couplings P/N 214-040-610 and attach bolts P/N MS21250-05008.
 - 3) Intermediate gearbox P/N 214-040-009 and tail rotor gearbox P/N 214-040-011. Return Gearboxes for overhaul.
 - 4) Tail rotor hub and blade assembly P/N 214-010-701. Return hub and blade assembly for overhaul.
 - 5) Clutch assembly P/N 214-040-021. Return removed clutch assembly to Bell Helicopter for inspection.
5. Any properly maintained engine which stalls repeatedly must be returned to Lycoming for inspection. The clutch assembly P/N 214-040-021 associated with any such engine must be returned to Bell Helicopter for inspection.

12 JAN 1979

TECHNICAL BULLETIN

Bell Helicopter **TEXTRON**

NO 214-78-20

DATE 12-19-78

PAGE NO. 1 of 2

DATE
REV.

Plant Office Bldg 191 • Fort Worth, Texas 76101

SUBJECT: ANNOUNCEMENT OF COMPRESSOR WASH INTERVAL

HELICOPTERS AFFECTED: All Model 214B/B1 helicopters

COMPLIANCE: At customer's option

DESCRIPTION:

Bell Helicopter Textron has received and investigated a number of field reports concerning engine compressor stall.

All compressors investigated in the field were found to be dirty. All were returned to flight status by repeating the wash procedure twice, using PD680 solvent. One compressor found to be dirty had been repeatedly washed with B & B 3100 solvent. We do not consider B & B 3100 to be an alternate for PD680.

Even though the Lycoming T5508D Maintenance Manual does not specify a wash interval, we recommend solvent wash be performed weekly. If the helicopter is operating in a smog or salt laden atmosphere, or in heavy dust, a water wash is recommended daily in addition to the weekly solvent wash.

In order to minimize time lost for cooling, preservation and drying run, it is recommended the water wash be performed prior to the first flight of the day.

To maintain the optimum stall margin of the engine, it is recommended the bleed band closing schedule be adjusted to the high side of the range permitted in the Engine Maintenance Manual.

FAA/DER APPROVAL:

Not required

MANPOWER:

Approximately 45 minutes will be required to perform the water wash. The solvent wash will require an additional 30 minutes.

MATERIAL:

PD680 dry cleaning solvent

T.E. 214-78-20
Page 2 of 2

SPECIAL TOOLS:

Lycoming has 3 models of a Universal Cleaning and Preservation Unit (UCPU) available any of which will do a satisfactory job of cleaning.

1. LTCT 23980 series
2. LTCT 24110 series
3. LTCT 24150 series

NOTE

If desired a wash cart may be locally fabricated using Bell drawing PSE 214 001 which is available on request.

WEIGHT AND BALANCE:

Not Applicable

ELECTRICAL LOAD DATA:

Not Applicable

REFERENCE:

Lycoming Maintenance Manual, T5508-2, Chapter 3, Paragraphs 3-29A and 3-32 and Chapter 5, Paragraph 5-113.

PUBLICATIONS AFFECTED:

None Affected

ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS:

Wash compressor in accordance with the Lycoming Maintenance Manual, T5508-2, Chapter 3, Paragraphs 3-29A and 3-32.

NOTE

LPS-2 or WD40 rust inhibitor and preservative is not to be applied as currently required by the Lycoming Maintenance Manual if the helicopter is to be flown within 48 hours.

If the helicopter is not to be flown for a period in excess of 48 hours rust inhibitor and preservative must be applied.

The Lycoming Maintenance Manual Chapter 3 will be revised to reflect this change.

Bell Helicopter **TEXTRON**

Bell Helicopter Textron
Division of Textron Inc.

Post Office Box 482
Fort Worth, Texas 76101
(817) 280-2011

12 September 1977
35:TKF:ms-8784

INFORMATION LETTER

TO: ALL 214B/B1 HELICOPTER OPERATORS
SUBJECT: INFLIGHT R.P.M. MANAGEMENT

The 214B/B1 Flight Manuals Section I allow steady state operation from 98% to 100% N₂ and transient operation from 95% to 105% N₂. Steady state droop is observed when the helicopter is lifted from flat pitch on the ground, 100% N₂ into a hover. The N₂ RPM should stabilize at 98% to 101%. Transient droop will be observed during the above maneuver as the short duration loss of N₂ RPM as collective pitch is being applied to attain hover. This transient droop should not result in an N₂ RPM of less than 95%.

Prior to take-off from a hover the N₂ RPM should be adjusted to 100%. As airspeed is increased in forward flight N₂ will increase to between 101% and 102% N₂ and should be readjusted to 100% N₂ for cruise flight.

When collective is lowered for an approach from level flight, N₂ will increase from the previously selected 100% to as much as 105% N₂ depending on the abruptness of the maneuver. Collective pitch control and cyclic flare should be utilized to prevent N₂ RPM from exceeding 105%. Do not readjust N₂ RPM with the beep switch during this maneuver.

During application of collective pitch, as the helicopter is brought to a hover, increase beep to replace the down adjustment for cruise flight in Para. 2.


Steady state droop is adjusted as a maintenance function, by the mechanic, should it exceed the 3% discussed in Para. 1 above. See Droop Cam adjustment procedures in manual.

Transient droop is the short duration under speed that is observed when changing from a low power condition to a higher

Information Letter
35:TKF:ms-8784
Page 2 of 2

12 September 1977

power condition and is proportional to the amount of power change and the quickness with which the collective is moved. Overshoot is just the opposite: short duration increase of RPM when collective is lowered. There is no maintenance adjustment that a mechanic can make to change this condition. Power changes from flat pitch to 100% torque should not exceed the transient limits unless the collective is moved very rapidly. Normal control movements should not result in more than 2% or 3% transient droop or overshoot.



Thomas K. Fleming
Manager
Product Support Engineering

Section 3

214B-1 FLIGHT MANUAL
28001 CONFIGURATION

FAA
APPROVED

BHT-214B1-FM-1

left blank intentionally

ENGINE COMPRESSOR SURGE

Engine compressor stall (surge) is characterized by a sharp rumble or a series of loud, sharp reports, severe engine vibrations, and a possible rapid rise in exhaust gas temperature (EGT) depending on the severity of the surge. Should this occur, the following steps should be accomplished:

Reduce power.