



# Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

## über den Unfall

des Helikopters Bell 205-A1, HB-XXD  
vom 17. Oktober 1991  
in Barcuns (Gde. Trun/GR)

## Résumé HB-XXD

L'hélicoptère Bell 205A-1 (HB-XXD) débarde au moyen d'une élingue de 45 m, au lieu-dit Barcuns, à 1600 m/mer, sur la commune de Trun (GR); le poids des charges varie de 760 à 1860 kg. Lors de la 43e rotation, il soulève de 50 cm deux troncs, puis les repose; l'assistant de vol demande alors au pilote s'ils sont trop lourds, mais il ne reçoit aucune réponse. En fait, le poids total au décollage, compte tenu de l'altitude et d'une température de 8° C, dépasse de 1503 lbs le maximum autorisé. Le pilote fait pivoter l'appareil de 180°, s'élève de quelques centimètres avant d'accélérer lentement en vol horizontal à travers la laie. Trois ou quatre secondes plus tard, le rotor principal se détache de l'hélicoptère; celui-ci part sur le nez et s'abat de 55 m dans la forêt. Le pilote, qui a largué la charge, sera mortellement blessé.

### Causes

L'accident est dû

- à une rupture par fatigue du mât du rotor principal, à la suite de surcharges;
- au non respect des valeurs-limites d'exploitation.

### RECOMMANDATIONS

La Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation (CEAA) formule les recommandations ci-après :

- Un enregistreur des données de vol (FDR) devrait être prescrit pour tout hélicoptère d'une classe de poids excédent 6000 lbs (env. 2.7 tonnes), lorsqu'il est engagé pour des travaux à l'élingue.
- Au moyen d'une consigne de navigabilité de l'Office fédéral de l'aviation civile, il y a lieu d'ordonner que le mât du rotor principal d'un hélicoptère Bell 205 qui débarde soit soumis à un contrôle des fissures après 250 ou 300 heures d'exploitation (opération confiée évtl. au LFEM).
- Inciter le constructeur Bell, par l'intermédiaire de FAA/NTSB, à faire certifier le plus rapidement possible le nouveau modèle de mât en cours de développement. Une consigne de navigabilité prescrira le remplacement de chaque ancien mât .

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 17. Oktober 1991 führte der Pilot und seine Flughelfer mit dem Helikopter Bell 205A-1, HB-XXD, im Gebiet Barcuns (Gde. Trun/GR) Aussenlasttransporte ("Logging") durch. Er flog im Wald vorbereitete Baumstämme zu einem nahe gelegenen Abladeplatz. Nachdem der Pilot bereits einige Flüge absolviert hatte, löste sich unmittelbar nach dem Abheben der Unterlast bzw. nach dem Uebergang in den Vorwärtsflug der Hauptrotor vom Helikopter. Der Helikopter stürzte aus einer Höhe von ca. 55 m steuerlos in den Wald ab.

Der Pilot wurde tödlich verletzt.

0.2 **Untersuchung**

Der Unfall ereignete sich am 17. Oktober 1991 um 1135 Uhr<sup>1)</sup>. Die Voruntersuchung wurde von Guido Hirni geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 28. Januar 1993 an den Kommissionspräsidenten am 11. Februar 1993 abgeschlossen.

Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Ermüdungsbruch des Hauptrotormastes infolge Ueberbeanspruchung.
- Nichteinhalten betrieblicher Grenzwerte.

EMPFEHLUNGEN

Die Eidg. Flugunfall-Untersuchungs-Kommission (EFUK) empfiehlt:

- Für Helikopter der Gewichtsklasse über 6000 lbs (ca. 2,7 Tonnen), die im Unterlastflugbetrieb eingesetzt werden, ist ein Flugdatenschreiber (FDR) vorzuschreiben.
- Mittels Lufttüchtigkeitsanweisung des Bundesamtes für Zivilluftfahrt anzuordnen, dass die Hauptrotormasten, der im Logging eingesetzten Bell 205 Helikopter, alle 250 bis 300 Betriebsstunden einer Rissprüfung (evtl. durch die EMPA) zu unterziehen sind.

---

1) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC + 1)

- Den Hersteller Bell über das FAA/NTSB zu veranlassen, den in Entwicklung befindlichen neuen Hauptrotormast-Typ möglichst rasch zu zertifizieren. Der Ersatz des alten Hauptrotormastes ist mittels Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) vorzuschreiben.

## 1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

### 1.1 Flugverlauf

Am 17. Oktober führten der Pilot und seine Flughelfer mit dem Helikopter Bell 205A-1, HB-XXD, im Gebiet von Barcuns (Gde.Trun/GR) Aussenlastholztransporte durch. Zwei Flughelfer, die sich örtlich getrennt talwärts durch den Wald verschoben, hängten die bereit liegenden Baumstämme mittels einer Stahlstruppe in der unteren, elektrisch klinkbaren, sich 45 m unterhalb des Helikopters befindenden zweiten Lastenklinke ein. Ein weiterer Flughelfer befand sich beim tiefer gelegenen Holzabladeplatz. Bei der 43. Rotation hängte Flughelfer Y zwei nahe beieinander liegende und einzeln befestigte Baumstämme in der Lastenklinke ein. Der Helikopter hob die Aussenlast ca. 50 cm vom Boden ab und setzte diese danach wieder ab. Flughelfer Y erkundigte sich über Funk beim Piloten, ob die eingehängte Last zu schwer sei, erhielt aber keine Antwort. Der Pilot drehte den Helikopter um seine Hochachse um ca. 180°, so dass er nach dem Anheben der Aussenlast ohne einen Kurswechsel vornehmen zu müssen vom Gelände wegfliegen konnte, und hob die Last erneut leicht an. Der Flughelfer Y stellte fest, dass die angehobene Aussenlast nur um wenige Zentimeter frei hing und der Pilot den Helikopter in der schmalen freien Abflugschneise langsam in den horizontalen Vorwärtsflug beschleunigte. Flughelfer Y richtete seine Aufmerksamkeit ausschliesslich auf die Aussenlast. Dabei stellte er fest, dass diese leicht an Höhe über Grund verloren hatte. Gemäss seinen Angaben hingen die Baumstämme korrekt und haben sich nirgends eingehängt. Ungefähr drei bis vier Sekunden nach dem Abflug - der Flughelfer beobachtete immer noch die Aussenlast - war ein gewaltiger Knall zu vernehmen. Er sah wie sich der Hauptrotor vom Helikopter gelöst hatte und frei durch die Luft bergwärts in den Wald flog. Der Helikopter kippte bei geringer Vorwärtsgeschwindigkeit langsam kopfüber ab und stürzte aus einer Höhe von ca. 55 m in den Wald. Zuvor gelang es dem Piloten noch die Aussenlast auszuklinken.

Der Pilot wurde beim Absturz tödlich verletzt.

Der Helikopter wurde beim Aufprall zerstört.

Koordinaten der Unfallstelle: 717 920 / 176 090      Höhe: 1'600 m/M.

Landeskarte der Schweiz:      1 : 25'000, Blatt Nr. 1213 Trun.

### 1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Passagiere</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	1	-	-

### 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter verlor bereits in der Luft den Hauptrotor und wurde beim Absturz zerstört.

### 1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand unbedeutender Waldschaden.

### 1.5 Beteiligte Personen

#### 1.5.1 Pilot

+ Schweizerbürger, Jahrgang 1959

Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 27. Januar 1986, gültig bis am 7. Februar 1992.

Erweiterungen:	- Radiotelefonie UIT vom	27. Januar 1986
	- Landungen im Gebirge	27. Januar 1986
	- Nachtflug	2. März 1988

Eingetragene Luftfahrzeuge:	- Bell 205, 206, 214
	- SA 315, 319
	- Hughes HU 50

#### **Flugerfahrung**

Insgesamt 2'893 Std., wovon ca. 800 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 209 Std., wovon 167 Std. auf dem Unfallmuster.

Beginn der fliegerischen Ausbildung: am 14. März 1979

Letzte fliegerärztliche Untersuchung: am 16. Januar 1991  
Befund: tauglich ohne Einschränkungen.

#### 1.5.2 Passagiere

Keine.

1.6. **Helikopter HB-XXD**

Muster: Bell 205A-1  
Hersteller: Bell Helikopter Textron, USA  
Charakteristik: Einmotoriger 15-plätziger Turbinenhelikopter mit festem Kufenlandegestell  
Baujahr/Werknummer: 1976/30'232  
Triebwerk/Antriebsquelle: Hersteller: Textron Lycoming  
Muster: T 5313 B  
Leistung: 1'030 kW (1'400 PS)  
Verkehrsbewilligung: ausgestellt durch das BAZL am 2. Juli 1990, gültig bis auf Widerruf  
Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt durch das BAZL am 2. Juli 1990  
Eigentümer und Halter: Air Grischa AG, 7204 Untervaz  
Zulassungsbereich: im gewerbsmässigen Einsatz  
VFR bei Tag  
im nichtgewerbsmässigen Einsatz  
VFR bei Tag und Nacht  
Betriebsstunden  
im Unfallzeitpunkt: Zelle: 8'961  
Triebwerk: 4'094  
Betriebszeiten: 17 Betriebsstunden seit der letzten 50 Stunden-Kontrolle.  
Die letzte BAZL-Zustandsprüfung erfolgte am 3. Juli 1990 bei 7'933 Std.. Die letzte 100 Std. Kontrolle wurde am 19. September 1991 bei total 8'898 Betriebsstunden und die letzte 50 Std. Kontrolle am 9. Oktober 1991 bei total 8'944 Betriebsstunden durchgeführt  
Masse und Schwerpunkt: Die maximale Abflugmasse beträgt 9'500 lbs bei Innen- und 10'500 lbs bei Aussenlasttransporten  
Masse im Unfallzeitpunkt:  
- Leermasse Helikopter (amtlich gewogen am 3. September 1990) 5'706 lbs  
- Pilot (mit Kleider/Helm/Rucksack) 175 lbs  
- Betriebsstoff (ca. 150 l Kerosen) 264 lbs  
- Holzgerhänge mit Dämpfer 45 m lang (inkl. 2 Stahlstruppen) 128 lbs  
- Zwei Baumstämme (amtlich gewogen am 19. Oktober 1991) 4'630 lbs  

---

Totale Abflugmasse 10'903 lbs

Gemäss Flughandbuch (AFM) und Angaben des Herstellers kann der Helikopter auf der Höhe der aufgenommenen Aussenlast von ca. 5'375 ft, bei einer Aussentemperatur von ca. 8°C, bei "no wind condition", ausserhalb Bodeneffekt (HOGE) mit einer Masse von maximal 9'400 lbs schweben.

Der Helikopter war zum Zeitpunkt des Unfalles, bezogen auf die Helikopterstruktur um ca. 403 lbs, bezogen auf die an der Unfallstelle herrschende Höhe und Temperatur, um ca. 1'503 lbs, überladen. Masse und Schwerpunkt befanden sich während des Unfallfluges ausserhalb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve: ca. 27 Minuten (150 l Kerosen)

## 1.7 Wetter

### 1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich

Allgemeine Wetterlage:

Föhnlage vor Kaltfront.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit:

Wetter/Wolken:	7-8/8 Basis um 2'500 m/M
Sicht:	mehr als 10 km
Wind:	S-SW / 5-10 kt, Böen bis 20 kt
Temperatur/Taupunkt:	9°C / 2°C
Luftdruck:	1011 hPa QNH
Gefahren:	lokale Föhnturbulenz
Sonnenstand:	Azimut: 169° Höhe: 32°

Wetter beim Eintreffen des Untersuchungsleiters:

Sicht:	mehr als 10 km
Wind:	nahezu windstill
Temperatur:	8°C
Gefahren:	Keine

## 1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 **Funkverkehr**

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und seinen Flughelfern wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab. Die Nachfrage des Flughelfers an der Lastaufnahmestelle, ob die Last zu schwer sei und ob er einen Baumstamm aushängen solle, wurde vom Piloten nicht beantwortet.

1.10 **Flughafenanlagen**

Nicht betroffen.

1.11 **Flugschreiber**

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.11.1 Aussenlast-Wägesystem

Die Air Grischa AG hat am 3. September 1990 ein Aussenlast-Wägesystem mit Drucker im Unfallhelikopter eingebaut. Dabei handelt es sich um folgenden Typ:

- Load - Indicator MSI 150 - 05
- Printer MSI 150 XP

Bei dieser Anlage muss der Pilot das System selbst aktivieren. Mit einem Knopfdruck am Blattverstellhebel "pitch" hat der Pilot die Möglichkeit die Angabe über die Masse, die an der tieferhängenden, zweiten Lastenklinke eingehängt ist, ausdrucken zu lassen. Es ermöglicht dem Piloten die Masse der Aussenlast entweder am Instrumentenpanel oder am zweiten Anzeigegerät, welches in der Pilotentüre eingebaut ist abzulesen, je nachdem, ob er die Aussenlasten mit dem Lastenspiegel oder mit der "bubble window" fliegt. Im Normalfall aktiviert der Pilot den Drucker immer einige Sekunden nach dem Uebergang in den Sinkflug. Dieser Anlage können u.a. folgende Angaben entnommen werden:

- Totale Flugzeit
- Flugzeit pro Rotation
- Totale Masse der transportierten Aussenlasten
- Aussenlastmasse pro Rotation
- Durchschnittliche Aussenlastmasse
- Anzahl der Rotationen

Beim Holztransport in Barcuns hielt der Drucker u.a. folgende Werte fest:

- Zwischen 0940 - 1049 Uhr flog der Pilot insgesamt 26 Rotationen. Die Aussenlastmasse variierten zwischen 760 - 1'860 kg. Danach wurde der Helikopter nachgetankt.
- Um 1053 Uhr startete der Pilot erneut. Um 1132 Uhr druckte er die 42. Rotation aus bzw. die 16. im zweiten Abschnitt. Diese letzte ausgedruckte Rotation zeigte eine Aussenlastmasse von 1'640 kg an. Die Flugzeit für den zweiten Abschnitt betrug ca. 41 Minuten.

Mit dieser Anlage können keine Kräfte und Momente am Hauptrotormast erfasst werden.



## 1.12 Befunde am Wrack und an der Unfallstelle

1.12.1 Der Helikopter verlor in einer Höhe von ca. 55 m/G, ca. 25 m von der Lastaufnahme-  
stelle entfernt, ca. vier Sekunden nach dem Uebergang vom Schweben- (HOGE) in den  
Vorwärtsflug, knallartig den Hauptrotor durch Bruch des Hauptrotormastes. Der  
Helikopter kippte langsam über die Querachse nach vorne und stürzte 98 m vom  
Startplatz entfernt, mit einem Winkel von über 75°, unkontrolliert in den Wald ab  
(Beilage 1). Laut Angaben des Flughelfers vom 17.10.1991 klinkte der Pilot die  
Aussenlast unmittelbar nach dem Bruch des Hauptrotormastes aus.

1.12.2 Im Einzelnen wurden am Wrack folgende Feststellungen gemacht :

- Die Helikopterzelle wurde beim Aufprall zertrümmert.
- Die Aussenlast (beide Baumstämme) schlugen unweit vom Wrack in den Boden. Die  
Stahlstruppen befanden sich noch an den Baumstämmen.
- Der Heckausleger wurde bei der Befestigung zur Hauptstruktur abgerissen und kam  
ca. 40 m unterhalb des Helikopters zu liegen.
- Der freie Hauptrotor rotierte bergwärts, schlug vor der Bodenberührung einige  
Baumgipfel ab und landete leicht beschädigt, deutlich oberhalb der Lastaufnahme-  
stelle.
- Der Hauptrotormast brach ca 35 cm oberhalb der Taumelscheibe bzw. ca. 20 cm  
unterhalb der Hauptrotorblatt-Drehebene ab. Die Bruchstellen zeigten Spuren auf  
vorbestandene Schäden.

## 1.13 Medizinische Feststellungen

Der Pilot war noch auf dem Pilotensitz angegurtet, trug einen Helm und wurde beim  
Absturz tödlich verletzt.

Die Obduktion der Leiche im Institut für gerichtliche Medizin in St. Gallen ergab, dass  
der Pilot beim Absturz schwere Verletzungen am Kopf, am Rumpf sowie an den  
Extremitäten erlitt.

Bestehende krankhafte Organveränderungen, die den Todeseintritt oder das Verhalten  
des Piloten während des Fluges hätten beeinflussen können, waren nicht nachweisbar.  
Sämtliche Verletzungen sind durch den Absturz hervorgerufen worden. Der Tod ist  
somit ausschliesslich auf die beim Unfall erlittenen Verletzungen zurückzuführen.

Alle chemischen Untersuchungen der Körperflüssigkeiten verliefen negativ. Eine  
Beeinflussung der Lufttüchtigkeit des Piloten zum Zeitpunkt des Unfalles ist somit  
praktisch ausgeschlossen.

1.14 **Feuer**

Es brach kein Feuer aus.

1.15 **Ueberlebenschancen**

Die Stammhirnquetschung führte infolge der Atem- und Kreislaufregulation und des Brustschlagaderabrisses durch eine Verblutung nach innen unmittelbar nach dem Unfall zum Tode. Der Unfall war nicht überlebbar.

1.16 **Besondere Untersuchung**

**Hauptrotormast**

Beim abgebrochenen Bauteil handelt es sich um den Mast des Hauptrotors der verstärkten Ausführung mit der Part Nr. 204-011-450-7 (Beilage 2). Kurz nach dem Unfall wurde der abgebrochene Hauptrotormast bzw. dessen Bruchstücke in der Eidgenössischen Materialprüfungsanstalt (EMPA) untersucht. Dem Bericht ist zu entnehmen, dass es sich um einen Ermüdungsbruch und nicht um einen Bruch als Folge eines Materialfehlers handelt (Beilage 3). Die EMPA rügt die technische Konstruktion des Bauteiles in Anbetracht dessen Wichtigkeit bezogen auf die Einsatzart.

Beim Unfallhelikopter handelt es sich um einen der weltweit meist verkauften Helikopter (Zivil und Militär zusammen). Die Stückzahl liegt bei über 5'000 Exemplaren. Dem Helikopterhersteller ist bis heute kein Flugunfall gleicher Ursache bekannt (Mastbruch infolge Ermüdung). Hingegen kennt der Helikopterhersteller den in Ziffer 1.17 erwähnten Vorfall ("incident").

Die totale Laufzeit des Mastes darf maximal 15'000 Flugstunden betragen. Das BAZL bzw. der Helikopterhersteller veröffentlichten mit der Lufttüchtigkeitsanweisung (AD) HB 90-083 vom 28.3.1990 (Beilage 4), dem Alert Service Bulletin (ASB) Nr. 205-90-40 vom 2.10.1990 (Beilage 5), dem ASB Nr. 205-90-40 Revision A vom 21.3.1991 (Beilage 6), Angaben, wie die Laufzeiten des Hauptrotormastes errechnet werden müssen und weisen bei der Nichteinhaltung auf die möglichen Gefahren hin.

Zum Unfallzeitpunkt betrug die "time since new" (TSN) des Helikopters 8'961 Std. und die Laufzeiten des Hauptrotormastes noch nicht einmal die Hälfte der erlaubten 15'500 Flugstunden. Der Hauptrotormast hatte damit seine maximal mögliche Laufzeit noch nicht erreicht.

Nach dem Unfall veröffentlichte der Hersteller die Operation Safety Notice 205-91-28 (OSN) vom 31.10.1991 (Beilage 7). In dieser Notiz warnt er vor "failure of main rotor mast" und bezieht sich auf die oben erwähnten Unterlagen und erinnert, dass die Betriebsgrenzen des Flughandbuches des Herstellers strikte einzuhalten sind.

### Fuel Control Unit (FCU)

Die FCU wurde nach dem Unfall ausgebaut und bei der Firma PLU in Neuss auf seine technische Funktion hin untersucht. Dem Untersuchungsbericht ist zu entnehmen, dass die FCU funktionstüchtig war und auf der Prüfbank bei einer Drehzahl von 4'260 U/min abregelte. Diese Abregelungsdrehzahl entspricht theoretisch dem Sollwert. Ob das Triebwerk im eingebauten Betriebszustand an der korrekten Drehzahl abregelte konnte nicht nachgewiesen werden. Beim Absturz erlitt die FCU einen Sekundärschaden.

#### 1.17 Verschiedenes

##### Vorfall

Am 10.9.1991 ereignete sich in der Ostschweiz ein Vorfall, der das gleiche Spurenbild wie beim Unfallhelikopter zeigt. Der Hauptrotormast des Bell-205-Helikopters, der ebenfalls ausschliesslich Loggingflüge ausführte, war an der gleichen Stelle gerissen wie derjenige des Unfallhelikopters. Ca. 1/3 des Hauptrotormastdurchmessers war bereits durchtrennt. Der Schaden wurde jedoch rechtzeitig festgestellt. Es wurden u.a. folgende Aktivitäten getätigt:

Der Hauptrotor wurde ausgebaut und zum Schweizer Vertreter der Bell-Helikopter transportiert. Dieser nahm gleichentags mit dem Hersteller in den USA und dem BAZL Verbindung auf. Der angerissene Mast wurde am nächsten Tag per Luftfracht zu Bell USA geschickt; - gleichzeitig hat die Bell-Vertretung in der Schweiz als Vorab-Information (per Telefax) eine Defektmeldung mit Skizze an Bell USA übermittelt. Der damalige technische Chef der Air Grischa AG wurde vom Bell Vertreter in der Schweiz über den Vorfall unterrichtet. Dieser wiederum informierte seine Bell 205-Typ-Piloten. Fünf Wochen nach dem Unfall des HB-XXD teilte Bell USA mit, dass der zugestellte Mast nicht mehr lufttüchtig sei.

Aufgrund des Vorfalles vom 10.9.1991 wurden bis zum Unfalltag des HB-XXD noch keine verbindlichen Weisungen oder Richtlinien vom Hersteller des Helikopters und dem BAZL herausgegeben, abgesehen von der mündlichen Information an die Operator.

Wie sich später zeigte, ist die technische Störung vom 10.9.1991 identisch mit derjenigen des Unfallhelikopters in Barcuns. Allerdings handelte es sich beim ersten Zwischenfall um einen Helikopter des Typs "Bell Super 205", der aufgrund seines stärkeren Triebwerkes rascher an die zellenseitigen mechanischen Leistungsgrenzen anstösst und leistungsmässig grössere Lasten tragen könnte als der normale Bell-205 A-1.

Laut Hersteller war ein solcher Vorfall zuvor, weltweit, noch nie vorgekommen.

##### Massnahmen durch das BAZL nach dem Unfall von Barcuns

Aufgrund erster Erkenntnisse der EMPA hat das BAZL am 28.10.1991 folgende verbindliche Weisung an die Halter von schweizerisch immatrikulierten Bell-205-Helikoptern zuhanden der Operator erlassen.

Die sinngemässe Wiedergabe des Inhaltes lautet:

- Die Helikopter sind stillzulegen und der Hauptrotormast muss der EMPA zugestellt werden.
- Die EMPA untersucht den Hauptrotormast auf allfällige Schäden (Röntgen).

Bei den in der EMPA darauf untersuchten drei Hauptrotormasten konnten keine Mängel festgestellt werden.

Laut BAZL, wird die Rissprüfung durch die EMPA, bei den im Logging eingesetzten Bell 205 Helikoptern, alle 250 bis 300 Betriebsstunden vorgenommen. Laut dem Bell Vertreter in der Schweiz, bestehen keine verbindlichen Vorschriften vom BAZL für diese wiederholten Kontrollen.

Trotz der seither gewonnenen Erkenntnisse veröffentlichte der Hersteller, abgesehen vom Operation Safety Notice, keine zusätzlichen Information Letter, Alert Service Bulletin oder Airworthiness Directive.

Seit einiger Zeit entwickelt der Hersteller einen neuen Hauptrotormast, bei dem keine Einstiche ins Material mehr auftreten, die zu Steifigkeitssprung im Uebergangsbereich führen sollen. Dieser neue Hauptrotormast dürfte Ende 1993 zertifiziert verfügbar sein.

### Operationeller Einsatz nach AFM

Das AFM schreibt folgenden Einsatz des Helikopters vor:

- "Die Hauptrotordrehzahl muss bei "power on" im Bereich zwischen 97% bis 100% liegen. Bei einer Geschwindigkeit zwischen 0 bis 30 kts ist ein Drehzahlabfall des Hauptrotors bis zu 91% gestattet.
- Die "low rotor-RPM-warning" ertönt bei Drehzahlen unter 97%. "

## 2. BEURTEILUNG

Der Unfall ist eindeutig auf das Versagen des Hauptrotormastes zurückzuführen. Da ein Materialfehler ausgeschlossen werden kann, und die technischen Unterhaltsarbeiten korrekt nach den gültigen Richtlinien und Empfehlungen ausgeführt wurden, sind die Gründe für das Versagen des Bauteiles einerseits vor allem in der operationellen Bedienung des Helikopters und andererseits in der Konstruktion des Hauptrotormastes zu suchen.

### Konstruktion des Hauptrotormastes

Die Konstruktion einer tangential verlaufenden Ringnut in die Materialtiefe eines so wichtigen Bauteiles entspricht nicht dem Wissensstand der Technik. Dass diese Konstruktionsart an einem so wichtigen Bauteil angewendet wurde, ist erstaunlich. Diese Bauweise führte zwangsläufig zu enorm konzentrierten Kräften an der schwächsten Stelle des Bauteils (Steifigkeitssprung beim Uebergangsbereich Nut/Verzahnung). Dass man sich der Problematik bewusst ist, beweist dass der Hersteller diesen Bauteil bereits einmal verstärkt hat. Da der Klemmring des Stabilisators die kritische Zone (Längsverzahnung mit Einstich) völlig abdeckt, ist eine sichtbare Kontrolle der kritischen Stelle unmöglich. Wenn die Beschädigung für das Auge sichtbar wird, ist es im Normalfall bereits zu spät, um einen Unfall zu verhindern.

Die Herstellung eines konstruktiv geeigneteren Hauptrotormastes ist sicher eine gute Lösung. Es sei daran erinnert, dass zur Zeit als der Helikopter konstruiert wurde, kaum jemand an solch hohe Belastungen gedacht hat, wie sie heute bei Loggingflügen auftreten.

### Operationeller Einsatz

Der Bruch des Hauptrotormastes trat bei einer Rotation ein, bei welcher der Helikopter überladen war. Die Differenz zwischen der tatsächlichen Abflugmasse und der maximal zulässigen Abflugmasse, welche der Helikopter gemäss AFM (Tabelle "Hovering Ceiling Out of Ground-Effect" hätte sein dürfen, beträgt 1'503 lbs. Die Ueberbelastung, bezogen auf die Helikopterstruktur, betrug ungeachtet von Höhe über Meer und Aussentemperatur 403 lbs. Bei diesem Uebergewichtszustand von 1'503 lbs wurden laut Hersteller mehrere leistungsbegrenzende Parameter des Helikopters gleichzeitig überzogen. Bei korrekt eingestelltem FCU - diese Beurteilung bleibt offen, (siehe Punkt 1.16 FCU) - muss der Drehzahlabfall am Hauptrotor sehr hoch gewesen sein. Durch die reduzierte Hauptrotordrehzahl, ein Abfall bis auf 91% ist tolerierbar, steigt aber der Torquewert zusätzlich an. Kumuliert man nun die tiefe Hauptrotordrehzahl und die zu hohe Abflugmasse, entstehen gefährlich hohe Kräfte/Momente (insbesondere am Hauptrotormast). Es kann davon ausgegangen werden, dass bei Loggingflügen, wenn nahe an der Leistungsgrenze geflogen wird, vereinzelt, bereits leistungsbegrenzende Parameter wie z.B. MTOW, NG, TOT, Torque, etc. kurzzeitig bereits ohne bewusstes Verschulden überschritten werden können, obwohl die Ueberschreitungen am entsprechenden Instrument festgestellt werden können. Solche Situationen können vorallem beim Aufnehmen oder Absetzen einer Aussenlast oder bei Querlagen des Helikopters durch die Zentrifugalkraft entstehen. Das heisst, wenn der Helikopter bei Loggingflügen wie beim Unfallflug überladen wird, kann es nach geraumer Zeit zu folgeschweren Beschädigungen, wie Risse, infolge Ueberbeanspruchung des Materiales führen.

Der Restbruch des Hauptrotormastes, nachdem er einmal angerissen war, hätte aber ebensogut bei einem Innen- oder Aussenlastentransport stattfinden können, bei dem die Grenzwerte eingehalten worden wären.

Dank dem eingebauten Aussenlast Wägesystem mit Drucker kann man davon ausgehen, dass der Pilot den Helikopter nebst der Rotation, die zum Unfall führte, wahrscheinlich

nur ein weiteres Mal am Unfalltag über den strukturellen Maximalwert hinaus überladen hat. Der HOGE-Maximalwert (gemäss AFM) wurde hingegen öfters überschritten. Wäre kein Wägesystem mit Drucker eingebaut gewesen, würden dem Piloten möglicherweise ähnlich schwere Aussenlastenflüge unterstellt.

Es sei hervorgehoben, dass der Pilot beim verwendeten Wägesystem mit Drucker den Ausdruckszeitpunkt selbst bestimmen kann und durch positive bzw. negative Beschleunigungen des Helikopter direkten Einfluss auf den auszudruckenden Wert der Aussenlast hat; d.h. die eigentlichen maximalen Lastspitzen der Kräfte und Momente verursacht durch Schläge oder Querschleunigungen oder zu schwere aber angehobene und danach nichtgeflogene Aussenlasten, nicht in ausgedruckter Form erfasst wurden, den Helikopter aber trotzdem überlasteten.

### **Bemerkungen vom Hersteller zum operationellen Einsatz**

Der Hersteller unterstreicht, dass der Unfallhelikopter massiv ausserhalb der zulässigen Betriebsgrenzen geflogen wurde. Beim Abflug bei der zuletzt eingehängten Aussenlast seien mehrere leistungsbegrenzende Parameter u.a. wie die der Struktur, des Hauptgetriebes, des Triebwerkes auf gravierende Art und Weise missachtet und deutlich überschritten worden. Da der Helikopter so weit ausserhalb der zulässigen betrieblichen Grenzwerte operiert wurde, ist der Hersteller nicht in der Lage weitere Angaben zu liefern.

Bell unterstreicht auch, dass dieser weit verbreitete Helikoptertyp mit seinen über 25 Mio Flugstunden in den letzten 30 Jahren unter härtesten Bedingungen - sei es in Kriegsgebieten oder auch bei Loggingeinsätzen in Nordamerika - längstens bewiesen habe, für welche harten Beanspruchungen der Helikopter eingesetzt werden könne und dass er sämtliche "performance datas" problemlos erfülle. Man teile die Ansicht des EMPA-Experten, dass solche Hauptrotormastschäden unmöglich das Resultat einer einmaligen Ueberbelastung sein könne. Solche Schäden seien das Resultat von groben Uebertretungen im operationellen Bereich und Missachtungen von elementaren Grenzwerten.

## 3. **SCHLUSSFOLGERUNGEN**

### 3.1 **Befunde**

- Der Pilot besass alle Berechtigungen und die notwendige Erfahrung um den Flug durchführen zu können.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor, die den Unfall hätten beeinträchtigen können.
- Die Flug-, Flugdienst- und Ruhezeiten wurden eingehalten.
- Der Helikopter war ordnungsgemäss zum Verkehr VFR zugelassen und wurde ordentlich gewartet.

- Die Untersuchung der EMPA ergab Anhaltspunkte für einen vorbestandenen technischen Schaden am Hauptrotormast, der den Unfall auslöste. Der Hauptrotormast brach infolge Ermüdung ab. Ein Materialfehler ist auszuschliessen. Der Ermüdungsbruch trat langsam auf. Um die ersten 0,5 mm Anrisslänge auslösen zu können, welche von Auge nicht festgestellt werden kann, wird der Hauptanteil der gesamten Kraft benötigt, um einen solchen Bruch herbeizuführen. Danach steigert sich die Rissgeschwindigkeit zunehmend bis auf etwa 50 mm Anrisslänge. Bei diesem Wert erfolgt der Restbruch schlagartig. Der tangentielle Materialeinstich am Hauptrotormast begünstigte das Versagen des Bauteiles. Beim eingebauten Hauptrotormast handelte es sich bereits um die verstärkte Version (grössere Wandstärke).
- Ca. einen Monat vor dem Unfall hatte sich ein Vorfall ereignet, bei dem der Hauptrotormast auf die gleiche Art und Weise angerissen war. Der Anriss war bereits so gross, dass der Verlust des Hauptrotors in den nächsten Betriebssekunden eingetreten wäre (Aussage von Bell Helikopter und der EMPA). Der Hersteller des Helikopters, das Bundesamt für Zivilluftfahrt sowie der Vertreter von Bell-Helikopter in der Schweiz hatten Kenntnis über diesen Vorfall. Das BAZL und der Vertreter von Bell Helikopter in der Schweiz veranlassten, dass der beschädigte Hauptrotormast sofort zum Hersteller in den USA zugestellt wurde. Weiter wurde veranlasst, dass Personal von Helikopterunternehmungen, welches in der Schweiz Helikopter dieses Typs einsetzt, durch den Vertreter von Bell Helikoptern in der Schweiz mündlich orientiert wurde. Verbindliche Weisungen oder Richtlinien zu Händen der Helikopter-Unternehmen erfolgten bis zum 19.10.1991 jedoch noch nicht. Der verunglückte Pilot kam auf internem Weg - so wie in 1.17 beschrieben - zur Information über den Vorfall vom 10.9.1991 und kannte die Problematik. Der Betriebsleiter der Air Grischa AG hatte laut eigenen Angaben keine Kenntnis von diesem Vorfall.
- Der Pilot führte die tägliche Vorflugkontrolle selbst durch. Er hat den kritischen Bauteil auf diesen Schaden hin, soweit dies möglich war, kontrolliert. Der Schaden, der zu diesem Zeitpunkt bereits vorhanden war, konnte der Pilot nicht feststellen. Die Befestigungshalterung des Klemmrings ("stabilizer bar") am Hauptrotormast, verunmöglicht die Einsicht zum Einstich.
- Abgesehen von derjenigen des Hauptrotormastes, wurden keine weiteren technischen Störungen festgestellt.
- Die FCU wurde untersucht, geprüft und funktionierte auf der Prüfbank korrekt. Ob das Triebwerk im eingebauten Betriebszustand an der korrekten Drehzahl abregelte konnte nicht nachgewiesen werden. Beim Absturz erlitt die FCU einen kleinen Defekt.
- Masse und Schwerpunkt lagen ausserhalb der vorgeschriebenen Grenzen. Der Helikopter war gegenüber der maximalen Abflugmasse bei Aussenlasttransporten (strukturelle Limite) mit 403 lbs, gegenüber dem AFM - für diese Höhe und Temperatur einzuhaltenden Werte - um 1'503 lbs überladen.
- Das eingebaute Wägesystem mit Drucker beweist, dass der Pilot mindestens einmal - nämlich beim Unfallflug - maximal aber zweimal am Unfalltag, den maximalen strukturellen Grenzwert überzogen hat. Die maximale Abflugmasse gemäss

AFM HOGE Chart wurde am Unfalltag indessen öfters überschritten. Die in der Praxis auftretenden Maximalwerte der Masse/Kräfte und Momente, welche auf die Struktur eintreten, können mit dieser Anlage nicht erfasst werden. Sie liegen aber über dem ausgedruckten Wert.

- Die Wetterverhältnisse im Unfallgebiet haben keinen kausalen Einfluss auf das Unfallgeschehen.
- Logging long-line-Einsätze an den Grenzen der Einsatzenveloppe sind mit der konstruktiven Auslegung des Hauptrotormastes nicht vereinbar, da kurzzeitig nicht erfassbare Lastspitzen überschritten werden.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Ermüdungsbruch des Hauptrotormastes infolge Ueberbeanspruchung
- Nichteinhalten betrieblicher Grenzwerte.

### 4. EMPFEHLUNGEN

Die Eidg. Flugunfall-Untersuchungs-Kommission (EFUK) empfiehlt:

- Für Helikopter der Gewichtsklasse über 6000 lbs (ca. 2,7 Tonnen), die im Unterlast-Flugbetrieb eingesetzt werden, einen Flugdatenschreiber (FDR) vorzuschreiben.
- Mittels Lufttüchtigkeitsanweisung des Bundesamtes für Zivilluftfahrt anzuordnen, dass die Hauptrotormasten, der im Logging eingesetzten Bell 205 Helikopter, alle 250 bis 300 Betriebsstunden einer Rissprüfung (evtl. durch die EMPA) zu unterziehen sind.
- Den Hersteller Bell über das FAA/NTSB zu veranlassen, den in Entwicklung befindlichen neuen Hauptrotormast-Typ möglichst rasch zu zertifizieren. Der Ersatz des alten Hauptrotormastes ist mittels Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) vorzuschreiben.

Die Kommission verabschiedete den Schlussbericht einstimmig.

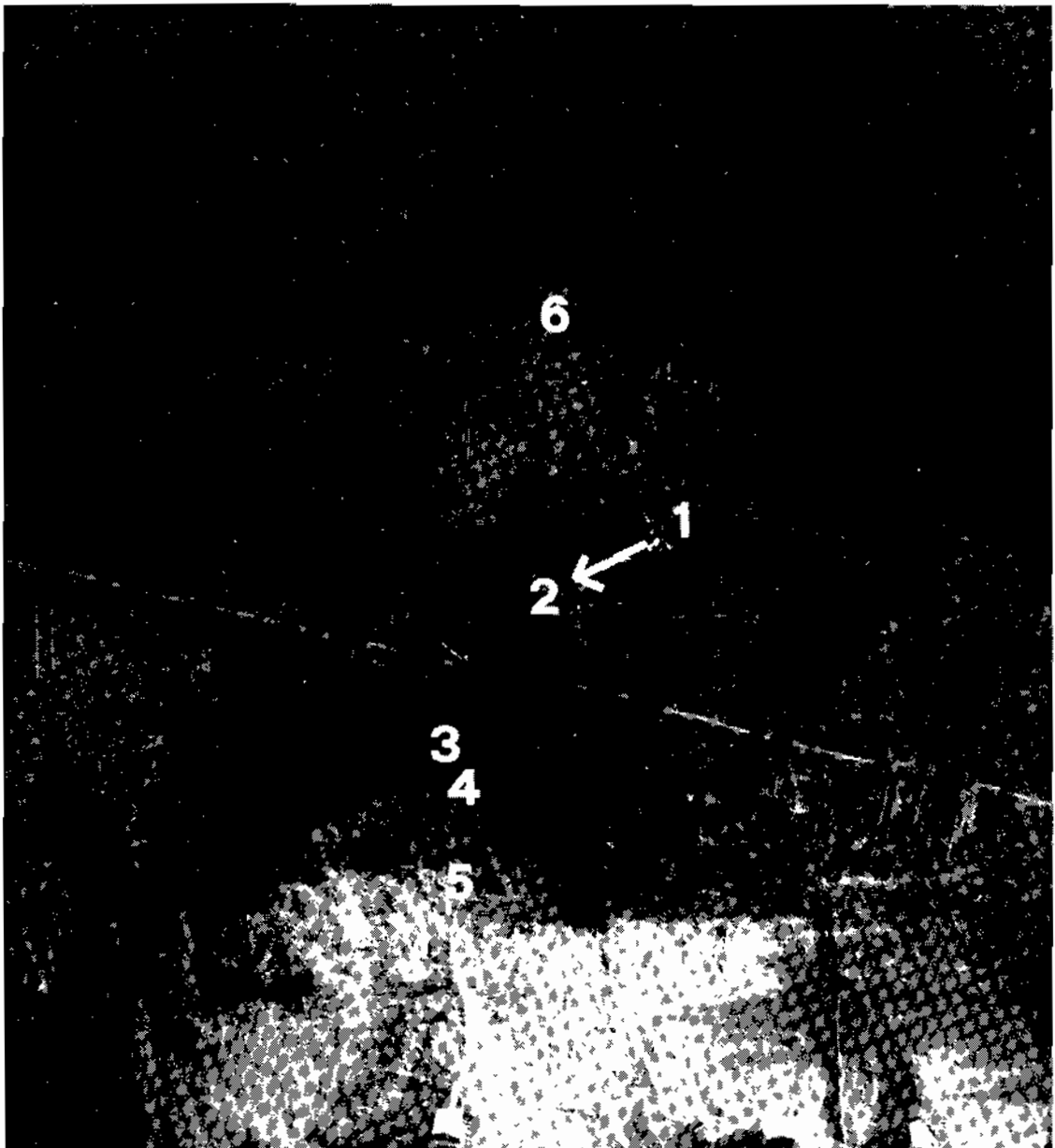
Bern, 2. September 1993

EIDG. FLUGUNFALL-  
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION  
Der Präsident:

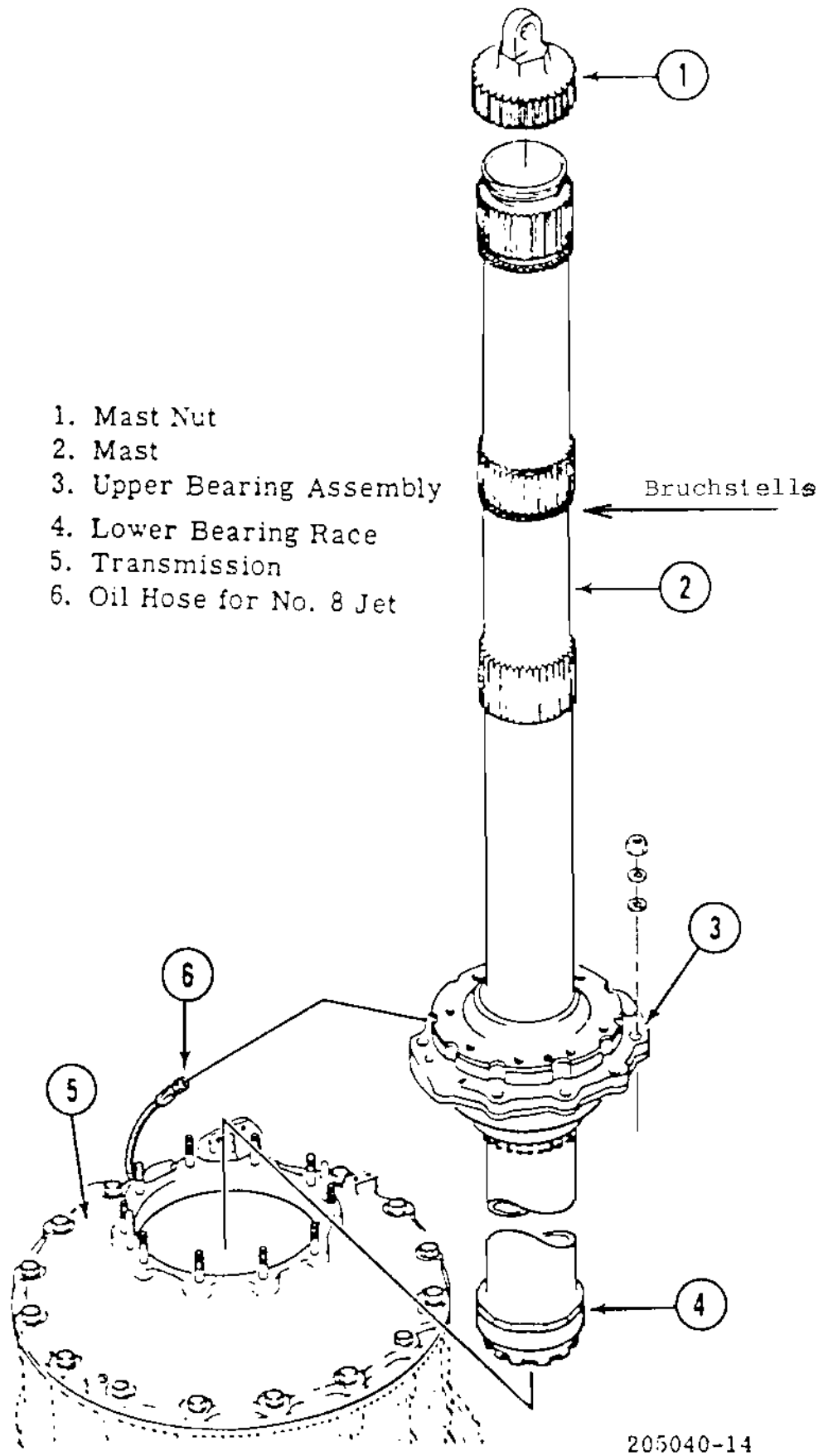
sig. H. Angst



- 1 = Lastaufnahme Stelle
- 2 = Stelle wo sich der Hauptrotor vom Helikopter trennte
- 3 = Endlage ausgeklinkte Aussenlast (zwei Baumstämme)
- 4 = Absturzstelle, Endlage Hauptwrack
- 5 = Endlage Heckausleger
- 6 = Endlage Hauptrotor
- ← = Abflugrichtung



BHT-205A1-MM-1



- 1. Mast Nut
- 2. Mast
- 3. Upper Bearing Assembly
- 4. Lower Bearing Race
- 5. Transmission
- 6. Oil Hose for No. 8 Jet

205040-14

Figure 66-4. Mast

## 1. Einlieferungsbefund und Angaben des Auftraggebers

Das zur Untersuchung vorgelegte Bruchstück eines Hauptmastes stammt aus einem Unfall - Helikopter, welcher bei Holztransporten zum Einsatz kam. Der Unfall mit Todesfolge ereignete sich kurze Zeit nach dem Start, indem ein lauter Knall ertönte und der Hauptrotor wegflog. Der Helikopter stürzte in der Folge ca. 55 m senkrecht in den Wald. Wie später festgestellt wurde, ist diese Havarie des Helikopters durch den Bruch des Hauptrotormastes ausgelöst worden, welcher sich ca. 35 cm oberhalb der Taumelscheibe, bzw. ca. 20 cm unterhalb der Hauptrotorblatt-Drehebene befindet. Das fragliche Bruchstück ist auf den Aufnahmen auf den Tafeln I und II wiedergegeben.

Bereits visuell konnte festgestellt werden, dass sich der Bruchausgang und somit das auslösende Moment des Unfalles im Bereich einer der tangential verlaufenden Ringnuten befindet, und zwar an der auf den Aufnahmen auf den Tafeln I und II mit Pfeilen bezeichneten Stelle. Die Aufnahmen auf den Tafeln III bis VII geben den Gesamtumfang der Keilverzahnung in der Bruchzone wieder.

Visuell konnte an der Klemmstelle des Rotorstabilisators ausserdem folgendes festgestellt werden:

Die Keilverzahnung an der Klemmstelle des Rotormastes weist eindeutige Druckspuren des Klemmrings auf (siehe auch Blatt Nr. 66-68/Figur 159/BHT-205 A1-IPC). Es sind dort Tragbilder der ineinandergreifenden Verzahnung erkennbar. Diese Tragspuren erstrecken sich auf eine Länge von je 12,3 mm (siehe Ausschnitt aus Werkszeichnung Mast Assembly, Main Rotor, Nr. 204-011-450 auf Seite 3) angrenzend an die tangential verlaufenden Ringnuten (Aufnahme der axialen Begrenzungen für den Klemmkörper). Der Klemmkörper liegt demnach bis auf die Nutkanten auf, so dass ein markanter Steifigkeitssprung (gekoppelt mit einer sprunghaften Spannungserhöhung) an diesen ohnehin höher beanspruchten Kerbstellen resultiert. Die Tragspuren sind gleichmässig über den Wellenumfang verteilt und befinden sich ca. in der Mitte der jeweiligen Zahnflanken (ideales Tragbild). Die rotorseitigen Tragspuren sind etwas ausgeprägter als diejenigen auf der Getriebeseite.

Der Mast ist aus dem Stahl SAE 4340, vergleichbar mit dem Stahl DIN-Werkst.-Nr. 1.6565, gefertigt worden und nach den mündlichen Angaben des Herstellers auf eine Zugfestigkeit von 180 bis 200 ksi, entsprechend 1240 bis 1380 N/mm<sup>2</sup> vergütet worden.

Der Unfall ereignete sich 2 800 Flugstunden nach der letzten Revision, und zwar nach einer Totalbetriebszeit von ca. 5 000 Stunden.

### 3. Fraktographische Untersuchung

Bereits die makrofraktographische Beurteilung der Bruchfläche zeigt deutlich, dass der Bruch durch Ermüdung eingeleitet worden ist. Der Bruchausgang befindet sich, wie die Aufnahme der Bruchfläche auf Tafel VIII zeigt, beim Uebergang vom Zahngrund zur Nut und zwar beim Nutende / Beginn Mittelverzahnung (siehe Pfeil). Hier ist eine halbkreisförmig zum Bruchausgang orientierte, glatt ausgebildete Anrisszone bis zur Mastinnenwand gewachsen. Von dort aus hat sich der Ermüdungsbruch unter Bildung deutlich erkennbarer Rastlinien über die gesamte Wanddicke ca. 45 mm in Umfangsrichtung ausgebreitet (rechts im Bild). Die wesentlich rauhere Bruchtopographie dieser Bruchpartie gegenüber derjenigen beim Bruchausgang ist so zu deuten, dass hier ein schnelleres Risswachstum vorgelegen hat.

Durch die Untersuchung der Bruchfläche im Rasterelektronenmikroskop konnte der makroskopische Befund bestätigt werden, indem die mikrofraktographischen Merkmale eines Ermüdungsbruches in Form von lokal erkennbaren, unregelmässig ausgebildeten Schwingungstreifen nachgewiesen wurden (siehe die REM-Aufnahme auf Tafel IX). In weiten Bereichen der Bruchfläche wurde die rasterelektronenmikroskopische Untersuchung wegen des Vorhandenseins von massiven Reibsuren erheblich erschwert.

### 4. Metallographische Untersuchung

An einem Mikroschliff durch die Bruchausgangszzone wurde festgestellt, dass der Werkstoff aus einem fein ausgebildeten, als normal zu bewertenden Vergütungsgefüge besteht (siehe die Mikroaufnahme auf Tafel X).

### 5. Zusammenfassung und Beurteilung

Die Untersuchung hat ergeben, dass der Bruch am Helikopter-Hauptrotormast durch Ermüdung eingeleitet worden ist, wobei sich zunächst ein relativ langsam gewachsener Ermüdungsanriss bis zur Rohrrinnenwand ausgebreitet hat. Dieser ist in der Folge (mit grosser Wahrscheinlichkeit mit erhöhter Risswachstumsgeschwindigkeit) in Umfangsrichtung weitergewachsen. Nach Erreichen einer Werkstofftrennung von ca. 50 mm in Umfangsrichtung kam es dann zum völligen Versagen dieses Bauteiles. In der Beschaffenheit des Werkstoffs konnten im Rahmen der durchgeführten Untersuchungen keine Mängel festgestellt werden, welche die Rissbildung begünstigt haben könnten (siehe Abschnitt 2 und 4).

Die primäre Ursache für das Versagen des Rotormastes müsste somit im Bereich konstruktiver Belange innerhalb der Bruchzone (Steifigkeitssprung sowie erhöhte Kerbwirkung im Uebergangsbereich Nut/Verzahnung) in Verbindung mit den bei vorliegenden Betriebsbedingungen (Holztransport) auftretenden Belastungen zu suchen sein.

Dübendorf, 6. Dez. 1991

Sachbearbeiterin:

Ch. Hochhaus

A. Skolnik

EMPA Dübendorf

Metallkunde/Grenzflächentechnologie

Der Abteilungsvorsteher:



Dr. M. Roth

## Tafel I

## Ansicht des Untersuchungsobjektes

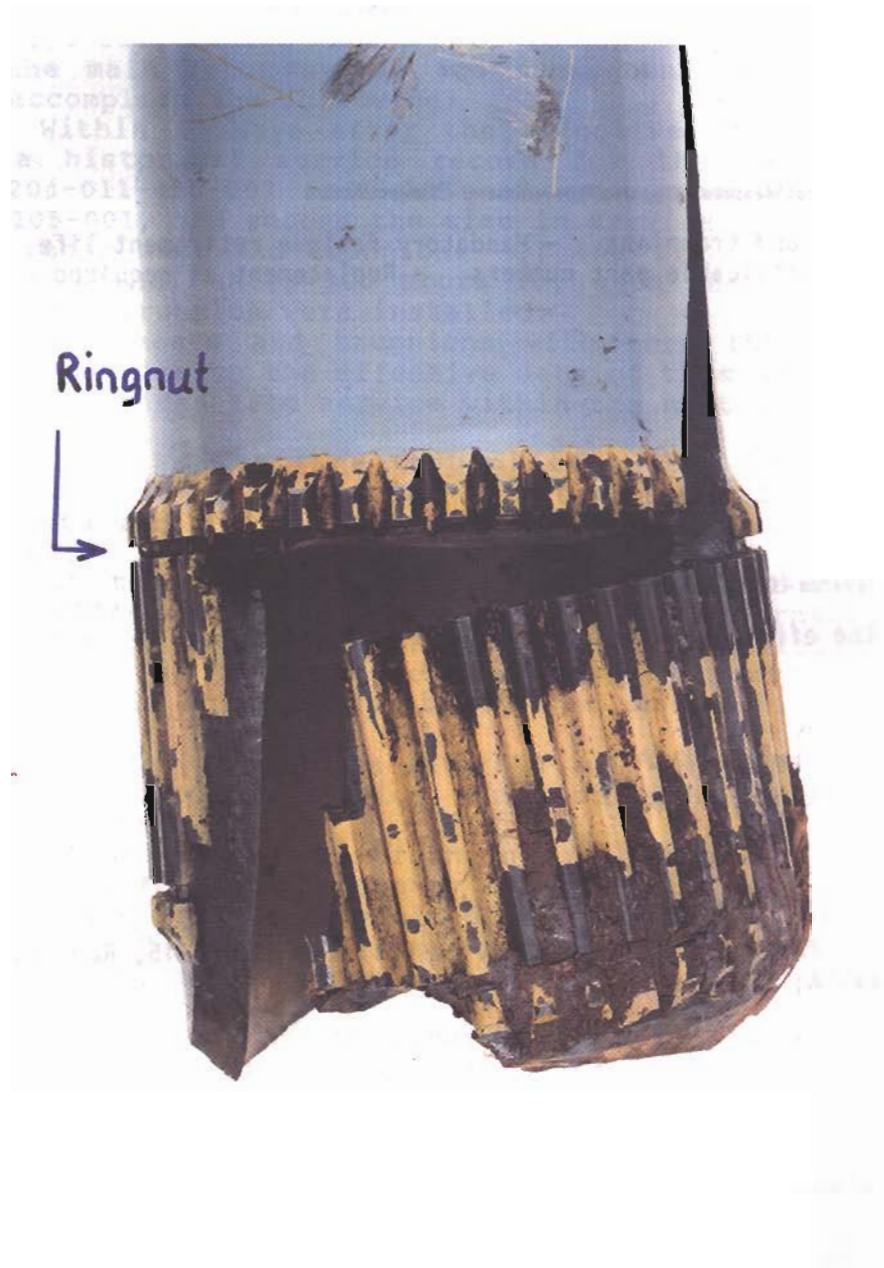
Foto EMPA-Nr. 97 739




## Tafel IV

## Keilverzahnung im Bruchbereich

Foto EMPA-Nr. 97 734



 <p>Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) Federal Office for Civil Aviation (FOCA) 3003 Bern/Berne/Berna</p>	<p><b>Lufttüchtigkeitsanweisung Consigne de navigabilité Prescrizione di aeronavigabilità Airworthiness directive</b></p>	<p><b>HB 90-083</b></p>
<p>Inkraftsetzung Date en vigueur Entrata in vigore Effective Date</p> <p style="text-align: right;"><b>28.3.1990</b></p>		

**Betroffene Muster - Types concernés - Applicabilità - Models affected**

Bell Helicopter Textron, Inc. (BHTI) Model 204B, 205A, 205A-1 and 212 series helicopters

**Anlass/Massnahmen - Objet/Mesures - Oggetto/Provvedimenti - Subject/Action**

Main rotor masts and trunnions - Mandatory fatigue retirement life  
- Correction of applicable part numbers - Replacement as required

**Fristen - Délais - Scadenza - Compliance**

See FAA AD; the effective date on this page is applicable

**Herkunft - Provenance - Provenienza - Origin**

FAA AD 89-02-07 R1 Correction

**Bezugnahme - Référence - Riferimento - Reference**

Bell Helicopter Textron Inc. Alert Service Bulletin 204-87-15, Rev. A;  
205-87-26, Rev. A; 212-87-44, Rev. A as applicable

**Bemerkungen - Observations - Osservazioni - Remarks**

Supersedes HB 90-068 (FAA 89-02-07)

Rechtsmittelbelehrung siehe TM Nr.  
Voies de droit voir CT no. F 80.015-10  
Rimedi giuridici vedi CT no.  
Right to appeal see TC no.

Seite  
Page  
Pagina  
Page

von  
de  
di  
of

1

3



BELL HELICOPTER TEXTRON  
AIRWORTHINESS DIRECTIVE  
CORRECTION  
SMALL AIRCRAFT

89-02-07 R1 BELL HELICOPTER TEXTRON, INC. (BHTI): Amendment 39-6112 as revised by Amendment 39-6339. Docket No. 87-ASW-63.

Applicability: Model 204B, 205A, 205A-1, and 212 helicopters certificated in any category.

Compliance: Required as indicated, unless already accomplished.

To prevent possible fatigue failure of the main rotor masts, P/N 204-011-450-007, -105 and main rotor trunnion, P/N 204-011-105-001, which could result in a catastrophic failure of the main rotor system and subsequent loss of the helicopter, accomplish the following:

(a) Within 10 days after the effective date of this AD, create a historical service record for the main rotor masts, P/N 204-011-450-007 and -105 and main rotor trunnion, P/N 204-011-105-001, and record the time in service accumulated on the main rotor mast and trunnion. If the time in service cannot be determined, enter 900 hours for each year from the date the mast and trunnion were installed.

(b) For masts and trunnions with more than 14,900 hours' time in service on the effective date of this AD, remove the masts and trunnions from service within the next 100 hours' time in service.

(c) For masts and trunnions with less than 14,900 hours' time in service on the effective date of this AD, remove the masts and trunnions from service at 15,000 hours' time in service.

(d) If the mast and trunnion are installed on the Model 205A or 205A-1 and used for high frequency external load operations, the time in service must be determined as follows:

(1) For 1 to 20 external load lift events per hour, 1 hour time in service must be entered on the historical service record.

(2) For 21 or more external load lift events per hour, 2 hours' time in service must be entered on the historical service record.

(e) If the mast and trunnion are installed on the Model 212 and used for high frequency external load operations, the time in service must be determined as follows:

(1) For 1 to 9 external load lift events per hour, 2 hours' time in service must be entered on the historical service record.

(2) For 10 to 17 external load lift events per hour, 3 hours' time in service must be entered on the historical service record.

2 89-02-07 R1

(3) For 18 or more external load lift events per hour, 5 hours' time in service must be entered on the historical service record.

(f) Compliance with Bell Helicopter Textron, Inc., Alert Service Bulletin 204-87-15, Rev. A, dated 8/21/87; 205-87-26, Rev. A, dated 8/21/87; or 212-87-44, Rev. A, dated 8/21/87, as applicable, is an acceptable means of compliance with this AD.

(g) An alternate method of compliance which provides an equivalent level of safety with this AD may be used when approved by the Manager, Rotorcraft Certification Office, Federal Aviation Administration, Fort Worth, Texas 76193-0170.

This AD revises Amendment 39-6112, (54 FR 1338; January 13, 1989), AD 89-02-07, which became effective on February 11, 1989.

This amendment (39-6339, AD 89-02-07 R1) becomes effective on October 31, 1989.

(This correction issued on January 18, 1990.)

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT:

Mr. Tyrone D. Millard, Rotorcraft Certification Office, ASW-170, Federal Aviation Administration, Fort Worth, Texas 76193-0170; telephone (817) 624-5177.

## ALERT SERVICE BULLETIN

205-90-40

**Bell Helicopter** **121001**

DATE 10-02-90

PAGE NO. 1 of 3

DATE

REV.

AFFECTED: 205A-1

SUBJECT: METHOD OF CALCULATING RETIREMENT LIFE ON SUBJECT PARTS AND ASSIGNMENT OF RETIREMENT LIVES

(1) MAIN ROTOR MAST P/N 204-011-450-ALL DASH NUMBERS

(2) MAIN ROTOR TRUNNION 204-011-105-001

HELICOPTERS AFFECTED: All Model 205A-1 helicopters

COMPLIANCE: Effective immediately the Model 205A-1 main rotor mast and trunnion shall have their retirement life calculated as defined in the ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS section of this bulletin. This bulletin supersedes Alert Service Bulletin 205-87-26, Rev. A.

## NOTE

This bulletin cancels and supersedes Alert Service Bulletin 205-87-26, Rev. A.

## DESCRIPTION:

Bell Helicopter Textron's testing and analyses to determine the fatigue lives of the 205A-1 main rotor mast and trunnion show these components are sensitive to power change events.

The power change events of concern are those associated with (GAG) ground-air-ground cycles (starting, making a flight and then shutting down) and (RHL) repeated heavy lift or similar operations involving a number of power changes from low torque to high torque and back to low torque per hour. Some examples of RHL power change events are operations such as water dropping from buckets or belly tanks, logging, spraying, ski lift service, sight seeing tours or other operations where cargo or passengers are dispensed at a high rate per flight hour.

The basic fatigue life is substantiated for operations that encounter no more than 20 power change events per hour. In those operations where there are in excess of 20 power change events per hour the operator must adjust the actual operating time to an equivalent operating time to calculate the retirement lives of these components. The calculation is based upon the following table:

A.S.B. 205-90-40  
Page 2 of 3

<u>No. Events</u> <u>Per Flt Hr</u>	<u>Mast/Trunnion</u> <u>Factor*</u>
1 - 20	1
21+	2

\*Equivalent Operating Hours = Factor x Actual Operating Hours

FAA APPROVAL:

The design engineering aspects of this bulletin are FAA approved.

MANPOWER:

Not applicable

MATERIALS:

Not applicable

WEIGHT AND BALANCE:

Not affected

ELECTRICAL LOAD DATA:

Not affected

REFERENCES:

Model 205A-1 Maintenance Manual  
Alert Service Bulletin 205-87-26, Rev. A, dated 8-21-87, title  
Main Rotor Mast, P/N 204-011-450-Series, and Main Rotor Trunnion  
P/N 204-011-105-001, Assignment of Retirement Life

PUBLICATIONS AFFECTED:

Model 205A-1 Maintenance Manual, Chapter 4.

ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS:

- Calculate flight hours on the mast and trunnion as follows:
  - For each flight hour where the sum of the takeoffs plus lift events is equal to or less than twenty, there will be one (1) hour entered on the historical service record.

A.S:B. 205-90-40  
Page 3 of 3

- For each flight hour where the sum of the takeoffs plus lift events exceeds twenty, there will be two (2) hours entered on the historical service record.
- 2. If the flight hours cannot be determined, use the following:  

Enter on the mast and trunnion historical service record, 900 hours per year, from date of delivery of helicopter or date mast and trunnion were installed.
- 3. If the flight operating conditions cannot be determined, use the following:  

Enter on the mast and trunnion historical service record, two (2) hours for each flight hour for which the conditions cannot be determined.
- 4. **RETIRE MAIN ROTOR TRUNNION AND MAST ON ATTAINING 15,000 HOURS.**
- 5. If, after implementation of this bulletin, the resulting life or lives exceed the stated retirement time, advise Product Support Engineering, telephone (514) 437-6201, in USA (800) 363-8028, in Canada (800) 363-8224, facsimile (514) 433-0272, or telex 05-835580 BELL SJAN, and provide the helicopter yoke, mast and trunnion serial number and hours.

ALERT SERVICE BULLETIN

NO 205-90-40



DATE 10-02-90

DATE 3-21-91

REV. "A"

Post Office Box 482 • Fort Worth, Texas 76101

PAGE NO 1 of 4

**MODEL AFFECTED:** 205A-1

**SUBJECT:** METHOD OF CALCULATING RETIREMENT LIFE ON SUBJECT PARTS AND ASSIGNMENT OF RETIREMENT LIVES

(1) MAIN ROTOR MAST P/N 204-011-450-ALL DASH NUMBERS

(2) MAIN ROTOR TRUNNION 204-011-105-001

**HELICOPTERS AFFECTED:** All Model 205A-1 helicopters

**COMPLIANCE:** Effective immediately the Model 205A-1 main rotor mast and trunnion shall have their retirement life calculated as defined in the ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS section of this bulletin.

NOTE

This bulletin cancels and supersedes Alert Service Bulletin 205-87-26, Rev. A.

**DESCRIPTION:**

Bell Helicopter Textron's testing and analyses to determine the fatigue lives of the 205A-1 main rotor mast and trunnion show these components are sensitive to power change events.

The power change events of concern are those associated with (GAG) ground-air-ground cycles (starting, making a flight and then shutting down) and (RHL) repeated heavy lift or similar operations involving a number of power changes from low torque to high torque and back to low torque per hour. Some examples of RHL, power change events are operations such as water dropping from buckets or belly tanks, logging, spraying, ski lift service, sight seeing tours or other operations where cargo or passengers are transferred at a high number of events per flight hour.

The basic fatigue life is substantiated for operations that encounter no more than 20 power change events per hour. In those operations where there are in excess of 20 power change events per hour the operator must adjust the actual operating time to an equivalent operating time to calculate the retirement lives of these components. The calculation is based upon the following table:

"A"

785155192 REV. 1278

A.S.B. 205-90-40  
Page 2 of 4

<u>No. of Events</u> <u>Per. Flt. Hr.</u>	<u>Mast/Trunnion</u> <u>Factor*</u>
1.0 - 20.00	1.0
20.01 - 44.00	2.0
44.01 - 69.00	3.0
Over - 69.00	**

\* Equivalent Operating Hours = Factor X Actual Operating Time

\*\* If the number of events should exceed 69.00, advise Product Support Engineering, telephone (514) 437-6201, in USA (800) 363-8028, in Canada (800) 363-8224, facsimile (514) 433-0272, or telex 05-835580 BELL SJAN, and provide the helicopter mast and trunnion serial number and hours.

To aid in understanding this bulletin two brief examples are provided:

Example 1: An operator delivering personnel to oil rigs makes a total of 7 takeoffs and landings in one hour.

Total of takeoffs plus lift events = 7. Therefore, 1 hour is entered in the historical service record.

Example 2: An operator transferring pipe to a job site takes off then performs 22 trips carrying pipe on the cargo hook without landing and then lands, all in one hour.

Total of takeoffs plus lift events is 1+22 = 23. Therefore, 2 hours are entered in the historical service record.

#### METHOD(S) OF COMPLIANCE:

Flights of less than one (1) hour should not be figured immediately. The time and events associated with this activity should be carried forward and combined with subsequent flight time and events to result in a flight time greater than one (1) hour. This combination of time and the associated events should then be used in the table to determine the appropriate factor to be used for the mast and trunnion.

Although the table of events vs factors and the examples given above are in terms of events per flight hour, this does not mean that the operator must count the events each and every flight hour of operation. To do this could place an unnecessary burden on the pilot. An averaging procedure is more practical and will accomplish the intent of this ASB.

"A"

It is suggested that averaging be accomplished on a daily, weekly, or monthly basis to reduce the bookkeeping required. The pilot would simply count the number of events in a day and then divide by the total hours flown that day to obtain a daily average. The resulting average would then be used in conjunction with the table to obtain the proper factor for computing the hours to be logged against each component for that days operation. These averages could also be determined on a weekly or monthly basis.

An example of daily averaging is presented to aid in the understanding of this approach. In a days activity, a helicopter performs 4 takeoff-and-landings and 102 lift events during a total of 4.6 flight hours. The daily average of events per flight hour would be determined as follows:

Total events = 4 + 102  
Total events = 106  
Total time = 4.6 hours

Average events/hr. =  $106/4.6$   
Average events/hr. = 23.04

"A"

Since this average events/hr falls in the 20.01 - 44.00 interval of the table, a 2.0 factor would be used to determine the hours to be logged against the mast, yoke and trunnion.

Logged time =  $2.0 \times 4.6$  hours  
Logged time = 9.2 hours

This same method could also be used for any longer period of time such as 1 week or 1 month and still meet the intent of this ASB. The daily totals would simply be carried forward and then totaled at a later time. A convenient time period to be used for averaging should be selected by the operator.

FAA APPROVAL:

The design engineering aspects of this bulletin are FAA approved.

MANPOWER:

Not applicable

MATERIALS:

Not applicable

WEIGHT AND BALANCE:

Not affected



A.S.B. 205-90-40

Page 4 of 4

ELECTRICAL LOAD DATA:

Not affected

REFERENCES:

Model 205A-1 Maintenance Manual  
Alert Service Bulletin 205-87-26, Rev. A, dated 8-21-87, titled  
Main Rotor Mast, P/N 204-011-450-Series, and Main Rotor Trunnion,  
P/N 204-011-105-001, Assignment of Retirement Life

PUBLICATIONS AFFECTED:

Model 205A-1 Maintenance Manual, Chapter 4.

ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS:

1. Calculate flight hours on the mast and trunnion using the table to determine the correct factor based on the number of events per flight hour. Flight hours previously calculated for the mast and trunnion per the referenced ASB's or the original issue of this ASB dated 10/02/90 may be recalculated using the procedures presented herein.
2. If the flight hours cannot be determined, use the following:  
  
Enter on the mast and trunnion historical service record, 900 hours per year, from date of delivery of helicopter or date mast and trunnion were installed.
3. If the number of lift events per hour cannot be determined use the following:  
  
Enter on the mast and trunnion historical service record, two (2) hours for each flight hour of external operation for which the number of events cannot be determined or one (1) hour for each flight hour of internal operation for which the number of events cannot be determined. Use two (2) hours for each flight hour if the time actually spent in external or internal operation cannot be determined.
4. If after implementing 1, 2, or 3 the flight hours determined for the main rotor mast or trunnion exceed 14,900 hours, remove the mast or trunnion from service within the next 100 hours.
5. RETIRE THE MAIN ROTOR MAST AND TRUNNION ON ATTAINING 15,000 HOURS.

"A"

# Bell Helicopter **TEXTRON**

Bell Helicopter Textron Inc.  
A Subsidiary of Textron Inc

Post Office Box 482  
Fort Worth, Texas 76101  
(817) 260-2011

## **OPERATIONS SAFETY NOTICE**

OCTOBER 31, 1991

OSN 205-91-28  
OSN 205B-91-7  
OSN 212-91-30

TO: ALL BELL MODEL 205, 205B, AND 212 HELICOPTER OWNERS/  
OPERATORS

SUBJECT: FAILURE OF MAIN ROTOR MAST P/N 204-011-450-105

A RECENT ACCIDENT INVOLVING A MODEL 205A-1 IN A LOGGING OPERATION HAS REVEALED THAT THE MAIN ROTOR MAST HAD FAILED. INVESTIGATION HAS DISCOVERED THAT THIS HELICOPTER HAD BEEN OPERATED OUTSIDE THE APPROVED FLIGHT ENVELOPE.

THIS O.S.N. IS ISSUED TO REITERATE THE IMPORTANCE OF OPERATORS FOLLOWING ALL FLIGHT MANUAL RESTRICTIONS AND ALSO TO STRESS THE NECESSITY TO STRICTLY FOLLOW THE INTENT OF ASB 205-90-40, 205B-90-1 AND 212-90-64, RELATING TO GROUND-AIR-GROUND AND REPEATED HEAVY LIFT CYCLES. FAILURE TO FOLLOW THESE RESTRICTIONS COULD RESULT IN A CATASTROPHIC FAILURE.