



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Hughes 369 E, HB-XYN
vom 18. Januar 1992
Glärnisch/GL

Résumé HB-XYN

Au milieu de janvier, le pilote - accompagné de quatre passagers - effectue un vol de plaisance à bord de l'hélicoptère Hughes McDonnell Douglas 369E (HB-XYN) qui ne totalise que 30 heures d'exploitation. Ayant décollé de Schindellegi à 1500 h et n'étant pas de retour à 1700 h, des recherches sont entreprises en coopération avec le SAR. L'appareil sera découvert le lendemain matin sur le flanc sud du Glaernisch. L'un de ses patins a heurté violemment la neige dure qui recouvre un éperon légèrement au-dessous de la crête dite Schwandergrat, à 2850 m/mer. L'hélicoptère s'est ensuite partiellement désintégré, sa structure principale effectuant une chute libre de 220 mètres sur un glacier. Une passagère est parvenue à quitter l'épave, mais les cinq occupants ont cependant été tués.

Causes

L'accident est dû

- à une tactique inadéquate et un entraînement insuffisant pour un vol en montagne;
- à une surcharge pour l'altitude du lieu d'atterrissage prévu;
- à une absence d'information relative au "Hovering Ceiling out of Ground Effect" Chart (HOGE) pour 4-Bld-TR dans le manuel de vol;
- à un manuel de vol d'usage peu pratique;
- à l'absence de variomètre.

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

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Am 18. Januar 1992 um ca. 1500 Uhr¹⁾ startete der Pilot mit dem Helikopter Hughes, McDonnell Douglas 369E, HB-XYN, von der Helikopterbasis in Schindellegi/SZ zu einem privaten Rundflug. An Bord befanden sich nebst dem Piloten vier Passagiere. Der Helikopter kehrte auf die angegebene voraussichtliche Ankunftszeit von 1700 Uhr nicht auf die Basis zurück. Eine Suchaktion wurde durch den Halter sofort eingeleitet; der SAR wurde später alarmiert. Am Morgen des 19. Januar 1992 wurde der Helikopter auf der Südseite des Glärnisch auf dem Gruppenfirngletscher zerstört gefunden. Beim Unfall kamen alle Insassen ums Leben.

0.2 Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 18. Januar 1992 um ca. 1615 Uhr. Die Meldung traf am 19. Januar 1992 um ca. 0400 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Voruntersuchung wurde von Guido Hirni geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 28. August 1993 an den Kommissionspräsidenten am 9. September 1993 abgeschlossen. An der Untersuchung nahmen auch der Wissenschaftliche Dienst der Stadtpolizei Zürich (WD) und der Hersteller des Helikopters McDonnell Douglas USA teil.

Der Unfallflug konnte anhand der an der Unfallstelle sichergestellten Fotokameras bzw. Fotos rekonstruiert werden. An der Rekonstruktion beteiligten sich die Heli Linth AG und Polizei.

FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Flugverlauf

Der Privatpilot führte gelegentlich vom Helikopterstützpunkt der Helikoptergesellschaft Fuchs-Barnert in Schindellegi/SZ private Rundflüge durch. Nachdem der Pilot am 18. Januar 1992 kurz nach der Mittagszeit mit einem Helikopter des Typs Hughes 269 einen Rundflug gemacht hatte, führte er die Vorflugkontrolle am Helikopter Hughes, McDonnell Douglas 369E, HB-XYN, durch. Laut den auf der Helikopterbasis hinterlegten Dokumenten erfolgte der Start um 1500 Uhr. Nebst dem Piloten befanden sich vier weitere Passagiere an Bord, für die der Pilot Flugscheine ausgestellt hatte.

1) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC + 1)

Die geplante Flugroute sollte von Schindellegi - Schwyz - Brunnen - Erstfeld - Wassen retour nach Schindellegi führen. Da der Helikopter nicht zur angemeldeten Ankunftszeit in Schindellegi eintraf, leitete die Eigentümerfirma eine Suchaktion ein, welche später nach Alarmierung um 1911 Uhr vom SAR-Dienst fortgesetzt wurde und während der Nacht andauerte. Am 19. Januar 1993 bei Tagesanbruch konnte das Wrack und deren Insassen südwestlich des Vrenelsgärtli auf Koordinate 719 550 / 207 050 in einer Höhe von ca. 2'620 m/M auf einem Zwischenplateau des Guppenfirngletschers aufgefunden werden.

Unfallstelle: Die Unfallstelle befindet sich auf der Südseite des Schwandergrates auf Koordinate 719 375 / 207 150 in einer Höhe von ca. 2'850 m/M, d.h. ca. 220 Höhenmeter oberhalb der Wrackendlage.

Landeskarte der Schweiz: 1:25'000, Blatt Nr. 1'153, Klöntal.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	1	4	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde beim Absturz zerstört.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot

+Schweizerbürger, Jahrgang 1965.

Führerausweis für Privatpiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 21.8.1985, gültig bis am 26.7.1992

Erweiterungen: - Landungen im Gebirge vom 25.07.1990

Eingetragene
Luftfahrzeugmuster:

- Hughes 269	vom 21.08.1985
- Bell 206	vom 26.07.1988
- Hughes 369	vom 04.11.1989

Flugerfahrung

Insgesamt 158 Std., wovon 34 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 2 Std., wovon 2 Std. auf dem Unfallmuster.

Der Pilot führte in den letzten 12 Monaten maximal acht Landungen über 1'100 m/M durch.

Beginn der fliegerischen Ausbildung am 25.7.1984.

Letzte fliegerärztliche Untersuchung am 12. Juli 1990.
Befund: tauglich ohne Einschränkungen.

1.5.2 Passagiere

Auf dem rechten vorderen Sitz:
+Schweizerbürgerin, Jahrgang 1968.
Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

Auf dem vorderen mittleren Sitz:
+Schweizerbürger, Jahrgang 1962.
Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

Auf dem hinteren linken Sitz:
+Schweizerbürger, Jahrgang 1963.
Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

Auf dem hinteren rechten Sitz:
+Schweizerbürgerin, Jahrgang 1966.
Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Helikopter HB-XYN

Muster:	Hughes 369 E (genannt Hughes 500)	
Hersteller:	McDonnell Douglas USA	
Charakteristik:	Einmotoriger, fünfplätziger Turbinen-Helikopter mit Vierblattheckrotor und festem Kufenlandegestell.	
Triebwerk:	Hersteller:	Allison USA
	Typ:	250 C20R/2
	Leistung:	450 PS (330 kW)
Baujahr / Werknummer:	1991 / 0460	

Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das BAZL am 9.1.1992, gültig bis auf Widerruf.	
Eigentümer und Halter:	R. Fuchs-Bamert , 8834 Schindellegi/SZ	
Zulassungsbereich:	im privaten Einsatz VFR bei Tag und Nacht	im gewerbsmässigen Einsatz VFR bei Tag
Betriebsstunden zum Unfallzeitpunkt:	Zelle: 30 Std. Triebwerk: 30 Std.	
Betriebszeiten:	Die BAZL-Abnahme erfolgte am 7.1.1992 bei 3 Std.	
Masse und Schwerpunkt:	Die höchstzulässige Abflugmasse beträgt bei Innenlastflügen 3'000 lbs; die Masse im Unfallzeitpunkt betrug 2'698 lbs. Laut Luftfahrzeug-Flughandbuch (AFM) beträgt die Masse für Schwebeflüge in Bodeneffekt "Hovering Ceiling In Ground Effect" (HIGE) in einer Höhe von 2'850 m/M, bei einer Aussentemperatur von ms 6°C, 2'870 lbs. Bei eingeschaltetem "anti icing system" reduziert sich der HIGE-Wert um 284 lbs auf 2'586 lbs. Masse und Schwerpunkt befanden sich während dem Unfallflug innerhalb der zulässigen Grenzen. Bezogen auf die am Unfallort und die zur Unfallzeit herrschenden Bedingungen war die Abflugmasse, bei eingeschaltetem "anti icing system", für eine HIGE-Landung um 112 lbs bzw. für eine HOGE-Landung um 382 lbs zu hoch.	
Flugzeitreserve:	ca. 1,4 Std. (ca. 140 l)	
Diverses:	Der Helikopter war mit einem Notsender (ELT) ausgerüstet. Dessen Signale konnten in unregelmässigen Abständen empfangen werden.	

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt

Allgemeine Wetterlage:

Hochdrucklage

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit:

Wetter/Wolken:	Hochnebfelder mit Obergrenze um 1'500 m/M, darüber 1-2/8, Basis um 4'000 m/M	
Sicht:	unbegrenzt	
Wind:	NW-N, um 10 kt	
Temperatur/Taupunkt:	ms 6°C/ms 23°C	
Luftdruck:	1'029 hPa QNH	
Gefahren:	---	
Sonnenstand:	Azimet: 221°	Höhe: 12°

1.8 **Navigations-Bodenanlagen**

Nicht betroffen.

1.9 **Funkverkehr**

Nicht betroffen.

1.10 **Flughafenanlagen**

Nicht betroffen.

1.11 **Flugschreiber**

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 **Befunde über Wrack und Aufprall** (Beilagen 1 und 2)

1.12.1 **Unfallstelle**

Der Helikopter schlug in einer Höhe von ca. 2'850 m/M, mit einem Kurs von ca. 100°, mit einer Kufe hart auf dem gefrorenen Schnee, ca. 30 m südlich vom Schwandergrat, auf einer Vorkante, auf. Im freien Fall stürzte die Helikopterzelle anschliessend auf ein ca. 220 Meter tiefer gelegenes Plateau des Gruppenfirngletschers.

1.12.2 **Wrackverteilung und Spuren**

- Auf dem eigentlichen Schwandergrat konnten keine Spuren vom Helikopter festgestellt werden.
- Die Vorkante des Schwandergrates befindet sich ca. 15 Meter tiefer und ca. 30 m südlich vom eigentlichen Grat entfernt. Auf dem Grat war die Eindruckspur des

linken festen Kufenlandegestells und des Einsinkschutzes deutlich sichtbar. Bei der Bodenberührung hatte der Helikopter einen Kurs von ca. 100°. Die Kufenenden zeigten gegen den Hang. Die Eindruckspurtiefe im Hartschnee betrug mehrere Zentimeter. An herumliegenden Steinen konnten weisse Farbspuren festgestellt werden. Ein kleiner Führungsring und ein Blechteil konnten u.a. sichergestellt werden.

- Ca. 10 m unterhalb der Vorkante wurde ein handgrosses Blechteil des Helikopters gefunden.
- 60 m unterhalb der Schwandergratvorkante lag der erste grössere (40 x 30 cm) Blechteil vom Heck.
- Beim Beginn des Gletscherplateaus, ca. 170 Höhenmeter unterhalb der primären Unfallstelle lagen der abgetrennte Heckrotor und der "Fin".
- Die Hauptstruktur schlug nach freiem Fall ca. 220 Meter unterhalb der ersten Aufschlagstelle auf dem Plateau des Gruppenfirngletschers auf. Der Aufprall erfolgte in Schräglage rechts, in "nose-up-attitude", mit einer hohen Vertikalgeschwindigkeit und mit einer Drehung des Helikopters im Uhrzeigersinn. Der Durchmesser des Kraters betrug 7 - 8 m, bei einer Tiefe von ca. 1,3 m. Alle Bauteile des Helikopters waren auf einem eng begrenzten Raum verteilt. Drei Hauptrotorblätter waren noch am Hauptrotormast befestigt, zwei davon waren beim Aufprall abgetrennt worden. Das linke Kufenlandegestell war abgebrochen und lag neben dem Wrack; das Rechte hatte sich, noch an der Helikopterzelle befestigt, in den Schnee eingebohrt. Die Heckrotorantriebswelle lag unmittelbar vor dem Hauptwrack. Der kollektive Blattverstellhebel "pitch" war nach unten gedrückt. Die Pedale der Heckrotoransteuerung befanden sich in Neutralposition.
- Der Helikopter war mit einem hohen Kufenlandegestell ausgerüstet.
- Vier Insassen befanden sich im Helikopter. Die Passagierin auf dem vorderen rechten Sitz lag ca. 6 m ausserhalb der Kabine. Zwischem dem Helikopter und dieser Passagierin befand sich eine Kriechspur im Schnee.
- Hinter der Rücksitzbank befanden sich zwei mit je 20 Liter Kerosen gefüllte Kanister.
- Schalterstellungen und Angaben über Instrumente beim Wrack:

BAT	OFF
GEN	OFF
Alle Sicherungen	IN
Starter Pumpe	OFF
Anti collision light	ON
Position light	ON
De-icing-system	ON
Fuel valve	ON
Transponder	OFF

Speed indicator	0
Höhenmesser	9'300 ft
VSI	nicht eingebaut
TOT	80° (low)
N1	0
Torque	12 psi (low)
N2 und NR	0
Amperemeter	0
Engine oil pressure	0
Engine oil temperature	0
Kraftstoffanzeige	0
Warnlampen	10 Stück beim Aufprall herausgefallen
Cabin heat	kann nicht beurteilt werden, da beschädigt

1.13 Medizinische Feststellungen

Die Leiche des Piloten wurde im Institut für Rechtsmedizin der Universität Zürich einer Autopsie unterzogen. Auf Grund der schweren Verletzungen der inneren Organe, vor allem von Herz und Lunge, erlitt der Pilot den sofortigen Tod.

Chemisch-toxikologische Befunde:

Die Resultate der Untersuchung auf Alkohol, Drogen und Medikamente waren negativ.

Die pathologisch-anatomischen Befunde zeigten bei allen Insassen schwere Verletzungen aller inneren Organe. Der Aufprall auf dem Firm muss mit einer geringen Vorwärts- aber hohen Vertikalgeschwindigkeit und einer Rotation im Uhrzeigersinn erfolgt sein. Beim Aufprall sind wahrscheinlich Vertikalverzögerungen von 40 bis 60 g aufgetreten. Normalerweise werden solche inneren Verletzungen erst bei Verzögerungen von mehr als 30 g festgestellt. Die Passagierin vorne rechts hat den eigentlichen Aufprall auf den Gletscher überlebt, sich einige Meter aus eigener Kraft auf dem Bauch kriechend vom Helikopter entfernt, ist aber an den Folgen der schweren inneren Verletzungen wahrscheinlich wenige Minuten danach verstorben.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Ueberlebenschancen

Die Passagierin vorne rechts hat den eigentlichen Unfall überlebt; starb aber unmittelbar danach. Sie hätte den Flugunfall auch bei rascher Hilfeleistung nicht überleben können. Die anderen Insassen starben sofort. Der Unfall war für alle Insassen nicht zu überleben.

1.16 Besondere Untersuchungen

Die technische Untersuchung wurde in vier Teilen durchgeführt:

- Allgemeine technische Untersuchung am Helikopter
- Struktur und zellenseitige Untersuchung
- Untersuchung von Cockpit-Instrumenten
- Untersuchung des Triebwerks

Allgemeine technische Untersuchung (Beilagen 1 und 2)

Unter vorbildlicher Mitarbeit eines Untersuchungsexperten des Helikopterherstellers McDonnell Douglas USA, konnten u.a. folgende Feststellungen gemacht werden:

- Der Helikopter befand sich vor dem Unfall in technisch einwandfreiem Zustand.
- Beim ersten Aufprall auf der Schwandergratvorkante schlug das rote Hauptrotorblatt "29 inch vom aft-attaching-point" entfernt in den Heckausleger des Helikopters. Ein Heckrotorblatt berührte beim harten Aufprall Steine. Die drei anderen Heckrotorblätter berührten den Boden nicht. Das gelbe Hauptrotorblatt schlug beim Herunterfedern den ganzen Heckteil mit "Fin" und Rotor ab.
- Der an der Schwandergratvorkante sichergestellte schwarze Führungsring war ein Bauteil der Helikopterlastenklinke.
- Die ersten Blechteile, die an der Schwandergratvorkante und wenige Meter darunter sichergestellt werden konnten, stammen vom Heck des Helikopters.
- Anhand der Eindrücke an den unteren und oberen Hauptrotorblattansschlägen kann ausgesagt werden, dass der kollektive Blattanstellwinkel "pitch" bei der ersten harten Bodenberührung sehr gross gewesen sein muss und die Hauptrotordrehzahl reduziert war.
- Anhand der Spuren schlug der Helikopter mit einer Fallgeschwindigkeit von ca. 18 - 24 m/sek. auf.
- Das Hauptgetriebe und der -Rotor drehten sich durch Torsion - der Helikopter drehte im Uhrzeigersinn um die Hochachse - von den Befestigungspunkten, nachdem die gesamte Zelle im Schnee stecken blieb.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen können.

Struktur und zellenseitige Untersuchung (Beilagen 1 und 2)

Dem Bericht des Wissenschaftlichen Dienstes der Stadtpolizei Zürich (WD) kann u.a. entnommen werden:

- Der Aufprall mit der linken festen Landekufe im Hartschnee auf der Schwandergratvorkante erfolgte stempelartig. Der vordere Kufenbereich drehte sich bei diesem initialen Aufschlag, wie im Schnee ersichtlich, weiter im Uhrzeigersinn und kippte über die Vorkante. Bei diesem Erstaufschlag muss eine gravierende technische Veränderung am Heckausleger eingetreten sein. Die nachfolgende Desintegration des Heckauslegers mit den sekundär abgetrennten, relativ weit oben im Steilhang gefundenen Leitwerksteilen bestätigen, dass auch das primäre Abtrennen des Heckauslegers relativ früh und mit Sicherheit, spurenkundlich beweisbar, durch den Hauptrotor erfolgte. Weitere hiebartige Beschädigungen im Heckfinnbereich erfolgten durch den Hauptrotor. Diese Beschädigungen können erst nach dem Abtrennen des Heckauslegers erfolgt sein, da bei intaktem Helikopter diese Stellen ausserhalb der Hauptrotordrehebene liegen.
- Es kann spurenkundlich belegt werden, dass die Heckrotorantriebswelle in rotierendem Zustand durch den Hauptrotor abgetrennt wurde.
- Der "Fin" wies auf der unteren Vorderseite markante Schleifspuren, ohne Einlagerungen von Fremdmaterial, in zwei Ebenen auf. Die Wahrscheinlichkeit ist sehr hoch, dass der Unterteil des Fins auf der Schwandergratvorkante an den Steinen aufschlug und geknickt wurde.
- Die weissen Farbpartikel an der Schwandergratvorkante stammen vom Helikopterunterboden.
- Alle festgestellten Bruchstellen liessen sich auf Sekundärbeschädigungen zurückführen und erfolgten durch Gewalteinwirkung.

Untersuchung von Cockpit-Instrumenten

Die vom WD untersuchten Instrumente lassen, vermutlich wegen ungünstiger Krafteinwirkung, mehrheitlich entstanden nur vertikale Verzögerungen, keine Schlüsse auf Zeigerstellung bzw. Wertangaben zu.

Die Warnlampen:

- ENG OUT
RE-IGN P RST
GEN OUT
XMSM OIL PRESS

waren beim Aufprall auf dem Plateau des Gruppenfirngletschers in glühendem Betriebszustand.

Untersuchung des Triebwerks

Die Untersuchung des Triebwerks wurde vom Untersuchungsleiter bei der Heliswiss AG, mit Beteiligung und Unterstützung des Turbinen-Herstellerwerkes (Allison USA), durchgeführt.

Es wurde festgestellt, dass das Triebwerk zum Zeitpunkt der ersten Bodenberührung im Betrieb war und Leistung abgab. Ferner wurde festgestellt, dass

- das Turbinemodul stark verbogen war;
- der Starteranschlussflansch und die Welle gebrochen waren;
- der Fuelcontrolanschlussflansch gebrochen und die Welle verbogen waren;
- der leak-Test in Ordnung war (ausser beim PC-Filter). Der PC-Filter wurde durch den Aufprall stark beschädigt;
- Kerosen bis zum "check-valve" vor der Brennkammer vorhanden war;
- die Verzahnung im Längsschaft abgezeichnet war ;
- der Kompressor frei drehte;
- das "power-Turbinenrad" durch den Aufprall verklemmt wurde. Die dritte Stufe war oval geschlagen worden. Die anderen Stufen waren in Ordnung;
- der short shaft von der N2-Turbine zum gear box beschädigt war;
- das "anti-ice-valve" geöffnet war.

1.17 Verschiedenes

Vierblatt-Heckrotor (4 Bld-TR) und dessen Leistung

Im AFM gibt es für den Unfallhelikopter eine "Hovering Ceiling in and out of Ground Effect Chart" (HIGE und HOGE) für den 2-Bld-TR plus eine HIGE-"chart" für den 4-Bld-TR (Beilagen 4 - 6). Eine HOGE-"chart" für den 4-Bld-TR ist nicht vorhanden. Dieser Wert kann gemäss Angabe des Herstellers wie folgt annäherungsweise errechnet werden, darf vom Piloten jedoch nicht als Berechnungsgrundlage dienen (Beilage 3). Das Berechnungsverfahren ist im AFM nicht erwähnt und umschrieben:

HIGE 2-Bld-TR (in" performance datas")
- HOGE 2-Bld-TR (in" additional performance datas")
Differenz HIGE zu HOGE 2-Bld-TR

HIGE 4-Bld TR (in" Supplement, 4-Bld-TR")
- Differenz HIGE zu HOGE 2-Bld-TR
Ergibt den angeblichen HOGE-Wert für 4-Bld-TR

Laut Helikopterhersteller befindet sich die performance-chart HOGE für 4-Bld-TR aus folgenden Gründen nicht im AFM:

- Die "FAA requirements" verlangen dieses Leistungsblatt nicht.
- Da das FAA das verfügbare Leistungsblatt noch nicht zertifiziert hat wird es aus Gründen der Produkthaftung dem AFM nicht beigelegt.

Dem Untersuchungsleiter wurde anlässlich der Untersuchung eine vom Hersteller erstellte performance chart HOGE 4-Bld-TR abgegeben

Die Abflugmasse muss laut AFM beim 4-Bld-TR Helikopter gegenüber dem 2-Bld-TR Helikopter bezogen auf den Unfallort, die dort herrschenden Bedingungen und bei eingeschaltetem "anti icing system" um 380 lbs reduziert werden.

Die Drehzahl des 4-Bld-TR beträgt 2'209 U/min gegenüber von 2'933 U/min beim 2-Bld-TR, d.h. 724 U/min oder ca. 25% weniger. Gemäss Hersteller wird durch die Drehzahlverminderung der Lärmpegel deutlich abgesenkt. Sofern der Pilot einen korrekten Landeanflug bei gleichmässigem Anflugwinkel und kontinuierlicher Geschwindigkeitsverminderung durchführt, sei die Leistung des Heckrotors ("thrust") kaum spürbar schlechter als beim 2-Bld-TR Helikopter. 4-Bld-TR gehören nicht zur Standardausrüstung sondern sind "optional equipment".

Am 10.5.1990 führte der Pilot mit seinem Fluglehrer erstmals Flüge mit einem 4-Bld-TR Helikopter durch. Diese Flüge erfolgten im Rahmen der Gebirgsausbildung. Insgesamt verfügte der Pilot über 7 Flugstunden und maximal 26 Landungen auf Helikoptern mit 4-Bld-TR.

Gebirgslandeplatz Glärnisch

Der offizielle Gebirgslandeplatz auf dem Glärnisch (Koordinate 718 000 / 207 000) befindet sich in der Firmmulde auf 2'530 m/M. Sehr oft benützen Helikopterpiloten nicht den offiziellen Landeplatz in der Firmmulde, sondern landen oben auf dem Gletscher beim Schwandergrat (Koordinate ca. 719 250 / 207 250) in einer Höhe von ca. 2'840 m/M. Während der Gebirgsausbildung soll der Pilot oft den nicht offiziellen Landeplatz angeflogen haben. Gemäss dem persönlichen Flugreisebuch landete der Pilot am 26.10.91 mindestens zweimal mit einem 2-Bld-TR Helikopter und am 11.1.1992 mindestens einmal mit einem 4-Bld-TR Helikopter in einer Höhe von 9'560 ft, d.h. am höher gelegenen Ort. Beim Flug am 11.1.92, soll der Pilot ebenfalls vier Passagiere an Bord mitgeführt haben, d.h. die Leistungsverhältnisse dürften ähnlich wie beim Unfallflug gewesen sein.

Variometer (VSI-Indicator)

Es besteht keine Vorschrift, dass Helikopter dieser Kategorie mit einem Variometer ausgerüstet sein müssen. Beim Unfallhelikopter war kein VSI-Indicator eingebaut. Der Pilot besitzt kein Instrument, welches ihm den Wert der Sinkflugrate ("rate of descent") anzeigt. Bei Anflügen im Gebirge mit einem Sinkratenwert von grösser als 500 ft/min besteht die Gefahr, dass der Helikopter in einen sog. Vortex-Ring resp. in ein "settling with power" (Durchsacken des Helikopters im eigenen Abwind) geraten kann.

Rekonstruktionsflüge am Unfallort

Der stempelförmige Eindruck der linken festen Landekufe auf der Schwandergratvorkante und die ersten geborgenen Teile des Helikopterunterbodens weisen auf eine hohe Helikoptersinkrate bei der ersten Bodenberührung hin. Die Richtung der Eindruckspur im abfallenden Gelände zeigt, dass der Helikopter mit einem vom Hang abgedrehten Kurs und einer Drehung im Uhrzeigersinn, überaus hart auf der Schwandergratvorkante aufschlug. Flugversuche am Unfallort ergaben, dass solche Befunde nur in einer unkontrollierten Flugkonfiguration herbeigeführt werden können.

Such- und Rettungsdienst (SAR)

Am 18. Januar 1992 um 1911 Uhr teilte die REGA dem Pikettbeamten des SAR mit, dass der Helikopter HB-XYN überfällig sei und von der Firma Fuchs-Bamert vermisst werde und bis anhin erfolglos mit einem eigenen Helikopter gesucht worden sei. Deshalb wird ein offizieller SAR-Einsatz eingeleitet. Erst in der Nacht um 0350 Uhr empfing der Suchheli des SAR die Signale des abgestürzten Helikopters am Glärnisch. Aus meteorologischen Gründen konnte das Wrack erst bei Tagesanbruch um 0745 Uhr gesichtet und eine Landung am Unfallort durchgeführt werden.

2. BEURTEILUNG

Die technischen Untersuchungen haben gezeigt, dass der Helikopter beim Aufprall auf der Schwandergratvorkante funktionstüchtig war und das Triebwerk Leistung abgab. Wie der Helikopter in eine wie in Abschnitt 1.17 *Rekonstruktionsflüge am Unfallort* beschriebene Fluglage kommen konnte, lässt sich soweit erklären, dass der Pilot einen Landeanflug aus SSW-Richtung auf den Schwandergrat (höchstgelegener Punkt des Glärnischfirnes) vornahm und dabei in einen Vortex Ring geriet (unkontrollierter Steilanflug mit hoher Sinkrate) und vor dem beabsichtigten Landepunkt Bodenberührung bekam.

Flugversuche am Unfallort zeigten, dass solche Befunde wie sie am Unfallort vorgefunden wurden, nur dann erzielt werden können, wenn sich der Helikopter in einer nicht kontrollierten Flugkonfiguration befindet. Es ist davon auszugehen, dass der Pilot der über ein ungenügendes Gebirgsflugtraining verfügte die Heckrotorleistung des 4-Bld-TR Helikopters klar überschätzte. Der Aufprall des Helikopters auf der Schwandergratvorkante war sehr heftig und erfolgte mit grosser Vertikalgeschwindigkeit, bei hohem kollektiven Blattanstellwinkel "pitch" und tiefer Hauptrotordrehzahl (dies ergibt den sogenannten "coning angel") und mit einer Drehung des Helikopters im Uhrzeigersinn. Bei der harten Bodenberührung federten die Hauptrotorblätter nach unten und schlugen das Heck des Helikopters ab, so dass der Helikopter unkontrolliert abstürzte. Bei dieser ersten Bodenberührung wurden neben den strukturellen Beschädigungen auch Bestandteile im Innern des Triebwerkes zerstört (u.a. "turbine modul" verbogen), was zu einem Ausfall der Antriebsquelle führte. Aus diesem Grund leuchteten die Warnlampen ENG OUT, RE-IGN P RST, GEN OUT und XMSM OIL PRESSURE am Instrumentenbrett auf. Es ist davon auszugehen, dass der Pilot nach dem Aufprall auf

der Schwandergratvorkante keine Notlandung (Autorotation) vornahm bzw. hätte vornehmen können. Deshalb erfolgte der Aufprall auf dem Plateau des Gruppenfirngletschers hart und unkontrolliert.

Das AFM ist für den Piloten unvollständig, beinhaltet Unnötiges und ist, was die Leistungsberechnungen anbetrifft, benutzerunfreundlich. Das Fehlen der wichtigen Seite "Hovering Ceiling out of Ground Effect" Chart (HOGE) für den 4-Bld-TR Helikopter, kann kausalen Einfluss auf das Unfallgeschehen gehabt haben.

Eine Umfrage bei Experten anlässlich eines Fluglehrerkurses hat ergeben, dass niemand die Leistung des 4-Bld-TR schlechter eingestuft hat, als diejenige des 2-Bld-TR. Die Abflugmasse beim 4-Bld-TR Helikopter gegenüber dem 2-Bld-TR Helikopter muss bezogen auf den Unfallort und die dort herrschenden Bedingungen bei eingeschaltetem "anti icing system" um 380 lbs reduziert werden, was der Zuladung von mehr als zwei Passagieren entspricht.

Sofern der Pilot die "cabin heat" eingeschaltet gehabt hat -dieser Befund konnte wegen der grossen Zerstörung nicht mehr beurteilt werden- würden sich die angegebenen Werte um weitere 225lbs erhöhen.

Laut Angaben aus dem persönlichen Flugbuch hat der Pilot eine Woche zuvor ebenfalls eine Landung auf dem Glärnischfirn vorgenommen, ohne dies auf der Fluganmeldung angegeben zu haben. Mit maximal acht durchgeführten Landungen in den letzten zwölf Monaten über 1'100 m/M hat der Pilot die Mindestanforderungen für Landungen im Gebirge nicht erfüllt. Der Pilot verfügte bei zwei Flugstunden Training und ca. drei Landungen in den letzten drei Monaten bei einer totalen Flugerfahrung von 158 Flugstunden über einen ungenügenden Trainingsstand, um anspruchsvolle Landungen im Gebirge vorzunehmen.

Es entspricht nicht den heutigen Anforderungen und ist gefährlich, wenn Helikopter die im Gebirge eingesetzt werden, nicht mit einem Variometer ausgerüstet sind. Anflüge im Gebirge bedingen die Einhaltung einer nicht zu hohen Sinkflugrate. Der Pilot wäre mit einem eingebauten Variometer in der Lage gewesen, die zu hohe Sinkrate des Helikopters beurteilen zu können. Die Gefahr ohne Variometer bei einem Anflug im Gebirge in einen Vortex-Ring zu geraten, ist deutlich grösser als mit eingebautem Instrument.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis für Privatpiloten und eine Erweiterung für Aussenlandungen im Gebirge.
- Der Pilot führte in den letzten 12 Monaten höchstens 8 Landungen über 1'100 m/M aus. Das Gesetz sieht vor, dass in den letzten 12 Monaten mindestens 12 Landungen über 1'100 m/M ausgeführt werden müssen, wenn Passagiere mitgeführt werden sollen.

- Laut Bericht des Institut für Rechtsmedizin Zürich liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor. Die Resultate der Untersuchung auf Alkohol, Drogen und Medikamente verliefen negativ.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen.
- Die umfangreichen technischen Untersuchungen am Helikopter ergaben keine Hinweise für technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen können. Der Helikopter wurde kurze Zeit vor dem Unfall in Betrieb genommen und wies 30 Betriebsstunden auf.
- Das Triebwerk war zum Zeitpunkt der ersten Bodenberührung in Betrieb und gab Leistung ab. Eine technische Untersuchung zeigte keinerlei Mängel an der Antriebsquelle auf. Das "anti icing system" war beim Unfall eingeschaltet.
- Flugversuche haben ergeben, dass Befunde wie sie am Unfallort vorliegen - z. B. stempelartiger Eindruck des linken festen Kufenlandegestells mit einem vom Hang abgewendeten Kurs bei gleichzeitiger Drehung des Helikopters im Uhrzeigersinn - nur dann erzielt werden können, wenn sich der Helikopter in einer nicht kontrollierten Flugkonfiguration befindet.
- Der Schnitt durch den Heckausleger und die drehende Heckrotorantriebswelle kann dem Hauptrotor zugeordnet werden. Die Desintegration des Heckauslegers mit den sekundär abgetrennten, relativ weit oben im Steilhang gefundenen Leitwerkteilen bestätigen, dass das Abtrennen des Heckauslegers relativ früh durch den Hauptrotor erfolgte. Weitere hiebartige Beschädigungen im Heckfinnbereich können ebenfalls dem Hauptrotor zugeordnet werden. Diese Beschädigungen können erst nach dem Abtrennen des Heckauslegers erfolgt sein, da bei intaktem Helikopter diese Stellen ausserhalb der Hauptrotordrehebene liegen.
- Der Helikopter schlug mit einer hohen vertikalen Sinkrate (von wahrscheinlich 18 - 24 m/sek) auf. Der Unfall war für alle Insassen nicht zu überleben.
- Die Masse betrug unmittelbar vor dem Unfalleintritt 2'698 lbs und der Hebelarm 103.8 inch. Masse und Schwerpunkt lagen für Flüge auf dieser Höhe innerhalb der zulässigen Grenzen.

Bezogen auf die am Unfallort und zur Unfallzeit herrschenden Bedingungen war die Abflugmasse, bei eingeschaltetem "anti icing system" für eine HIGE-Landung um 112 lbs bzw. für eine HOGE-Landung um 382 lbs zu hoch.

Nach dem Abschlagen des Heckauslegers durch die Hauptrotorblätter betrug die Masse noch 2'613 lbs und der Schwerpunkt lag bei 98.2 inch, d.h. knapp vor dem vorderen zulässigen Grenzwert.

- Das AFM beinhaltet keine "Hovering Ceiling out of Ground Effect" Chart (HOGE) für den 4-Bld-TR Helikopter. Das Herauslesen des wichtigen 4-Bld-TR-HOGE-Wertes über die Tabelle des 2-Bld ist im AFM nicht beschrieben. Bezogen auf

die herrschenden Bedingungen am Unfallort reduziert sich die Abflugmasse beim 4-Bld-TR gegenüber dem 2-Bld-TR ausgerüsteten Helikopter um 380 lbs.

- Das AFM weist etliche Seiten auf, die nicht für den verwendeten Helikopter zutreffen (Daten über den 2-Bld-TR oder die Verwendung mit einem anderen Triebwerk, etc). Dafür fehlt wie erwähnt die 4-Bld-TR-HOGE-Chart. Es ist für den Benutzer einerseits unvollständig, andererseits überladen und ist aus diesem Grund benutzerunfreundlich.
- Der Helikopter war mit der minimal vorgeschriebenen Instrumentierung ausgerüstet. Ein Variometer (Anzeige der Vertikalgeschwindigkeit) ist nicht vorgeschrieben. Wird eine gewisse Sinkrate überschritten besteht die Gefahr eines Vortex-Ringes. Der Pilot war anhand der Instrumentierung nicht in der Lage, die Sinkflugrate beurteilen zu können.
- Die Wetterlage im Unfallgebiet war gut. Die Sichtverhältnisse waren ideal. Es herrschten günstige Temperaturen von ISA -2,5 °C. Bei einem Wind von max. 10 kt aus NW-N, hatte der Pilot im Landeanflug Querwind von links, bzw. nach dem Drehen des Helikopters im Uhrzeigersinn, leichten Rückenwind.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen, auf

- ungeeignete Anflugtaktik im Gebirge;
- ungenügendes Training des Piloten im Gebirge;
- überladener Betriebszustand für vorgesehenen Landeort;
- keine "Hovering Ceiling out of Ground Effect" Chart (HOGE) für 4-Bld-TR im Flughandbuch vorhanden;
- benutzerunfreundliches Flughandbuch;
- kein Variometer vorhanden.

EMPFEHLUNGEN

Die Eidg. Flugunfall-Untersuchungskommission (EFUK) empfiehlt:

- Helikopter zu Ausbildungszwecken müssen mit Variometer ausgerüstet sein.
- Für die Piloten muss eine "Hovering Ceiling out of Ground Effect-Chart" (HOGE) zur Verfügung stehen.
- Das Luftfahrzeug-Flughandbuch (AFM), welches sich im Helikopter befindet, darf nur solche Seiten beinhalten, welche auf den immatrikulierten Helikopter zutreffen. Seiten betreffend Verwendung anderer Triebwerke oder Heckrotoren, oder alle Arten von Optional-Equipments, die im immatrikulierten Helikopter nicht eingebaut sind, sind zu entfernen.

Die Kommission verabschiedete den Schlussbericht einstimmig.

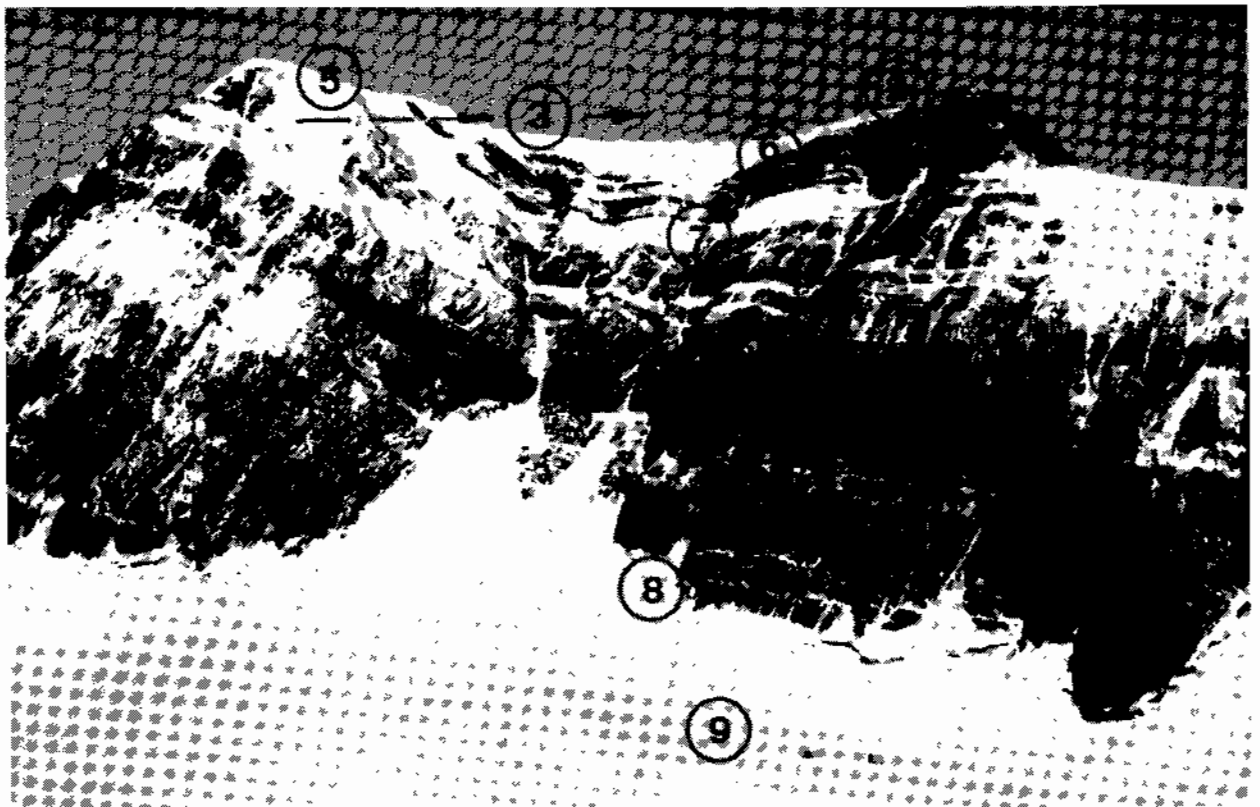
Bern, 10. Februar 1994.

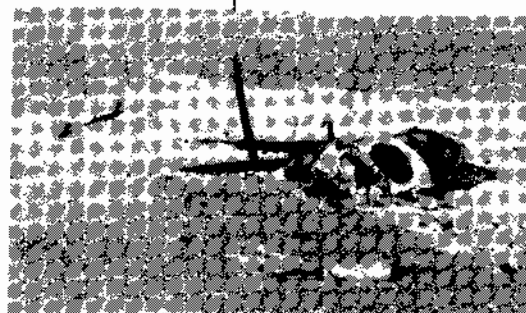
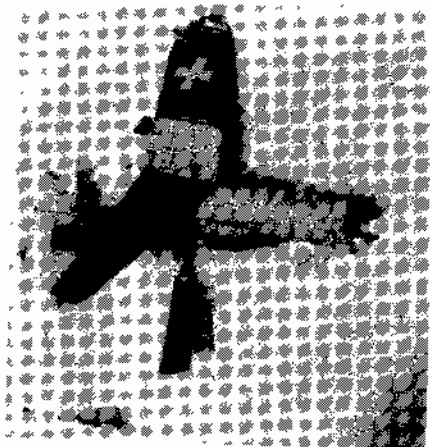
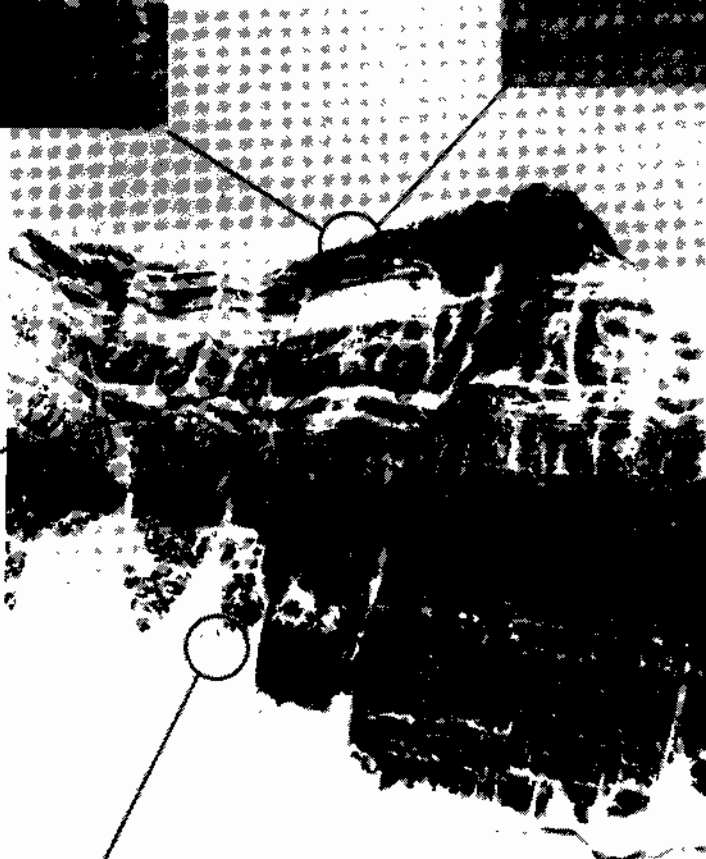
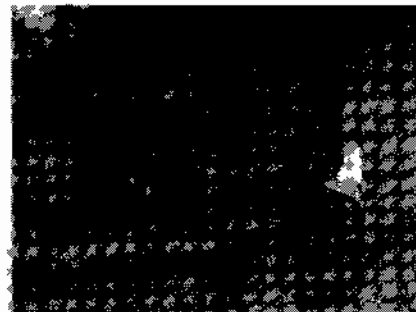
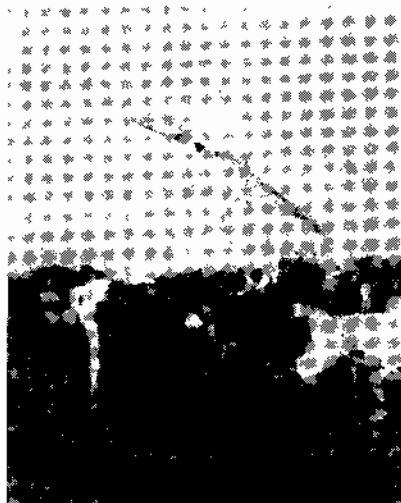
EIDG. FLUGUNFALL-
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION
Der Präsident:

gez. H. Angst



- | | |
|--|---|
| 1 = Offizieller Gebirgslandeplatz | 2 = Benützter Landeplatz |
| 3 = Wahrscheinliche Anflugrichtung | 4 = Richtung der Eindruckspur Kufe |
| 5 = Schwandergrat | 6 = Primäre Unfallstelle
(Schwandergratvorkante) |
| 7 = Bestandteile von Heck | 8 = Heckteil |
| 9 = Wrackendlage (Plateau des Gruppenfirngletschers) | |





MCDONNELL DOUGLAS

McDonnell Douglas Helicopter Company

10 February 1992

Swiss Federal Department of Transport
ATTN: Guido Hirni
Aircraft Accident Investigation Bureau
Bundeshaus Nord
CH - 3003 Berne / Switzerland

SUBJECT: Helicopter Accident (HB-XYN) Fuch's Helikopter, 18
Jan 92.

Attached is an updated weight and balance computation for the subject helicopter. Included with this computation are the estimates of gross weight limits for hover performance at the pressure altitude and temperature at the time of the accident.

The hover out of ground effect (HOGE) gross weight limit estimate provided with the weight and balance calculation is a calculated estimate for the 4 bladed tail rotor configuration. This estimated performance was derived using charts based on flight test data for 2 bladed tail rotor configuration HOGE and hover in ground effect (HIGE) performance and for 4 bladed tail rotor configuration HIGE performance as follows:

Entering all performance charts at the pressure altitude and outside air temp at the time of the accident:

- (1) The difference between maximum gross weight performance capability HIGE vs. HOGE for the 2 bladed tail rotor configuration was calculated.
- (2) The delta gross weight obtained in step (1) was then subtracted from the HIGE maximum gross weight performance capability for the 4 bladed tail rotor configuration to obtain the estimated HOGE gross weight capability for the 4 bladed rail rotor configuration.

This procedure is used only to provide a rough estimate of the 4 bladed tail rotor configuration performance capability to support the accident investigation process. This procedure should not be used by operational pilots to estimate actual HOGE performance capability for mission planning.

There is no 4 bladed tail rotor configuration HOGE chart in the Pilot Flight Manual (PFM) because there is no flight test data upon which to base the chart. Since the FAA certification did not require any HOGE testing, it was not conducted. Test data was collected for a 3.5 foot skid height and 6 foot skid height in ground effect. The 6 foot skid height was considered acceptable for short sling load operations. No long line sling operations test data was developed.

In researching the grommet found at the first impact site, I find that MDHC does not buy parts from the HEYCO company that was identified on the grommet. It is possible that this grommet was part of some after market kit or STC.

The remaining portions of the factual report of my investigation, including the various systems examinations and impact damage analysis is nearly complete. It will be forwarded in a few days.

If you have further questions regarding this accident please contact me at your convenience.


Jack A. Mitteer
Product Accident Investigator
(602) 891-5296

MCDONNELL DOUGLAS HELICOPTER COMPANY

HUGHES 500 (MODEL 369) HELICOPTER

SUBJECT: WEIGHT AND BALANCE REPORT (at Time of Accident)

DATE: 10 FEB 92

ACCIDENT CASE #: 920118/369E/0460

REGISTRATION #: HB XYN SERIAL #:0460E MODEL #: 369E

DATE	DESCRIPTION OF ARTICLE OR MOD.	WT.	ARM	MOMENT
5/24/91	A/C BASIC WT	1539.8	111.3	171379.7
1/18/92	PILOT	156.0	73.5	11466.0
1/18/92	FUEL	280.0	97.5	27300.0
1/18/92	PASSENGER, FRONT	145.0	73.5	10657.5
1/18/92	PASSENGER, CF	165.0	95.5	15757.5
1/18/92	PASSENGER, MR	142.0	95.5	13561.0
1/18/92	PASSENGER, LR	162.0	95.5	15471.0
1/18/92	FUEL CANS 2 EA 20 LITER	80.0	122.0	9760.0
1/18/92	ELT	1.5	44.6	66.9
1/18/92	SNOW PADS	13.5	124.0	1674.0
1/18/92	COMMO HEAD SETS FRONT 3 EA	3.0	78.0	234.0
1/18/92	COMMO HEAD SETS REAR 2 EA	2.0	108.0	216.0
1/18/92	2 CAMERA + EQUIPMENT FRONT	4.0	73.5	294.0
1/18/92	2 CAMERA + EQUIPMENT BACK	4.0	95.5	382.0

TOTALS 2697.8 103.1 278219.6
 CG LIMITS AT 2697.8 LBS. 99 TO 103.8

GROSS WEIGHT LIMITS:

PRESS ALTITUDE 9380.0
 TEMPERATURE C -6 C
 IGE CHART 5.2 IGE LIMIT 2870.0 [Anti-ice on] 2586.0
 OGE ESTIMATE OGE LIMIT 2600.0 [Anti-ice on] 2316.0

GROSS WEIGHT WAS 172.2 POUNDS UNDER IGE LIMIT. ✓
 GROSS WEIGHT WAS 97.8 POUNDS OVER OGE LIMIT. ✓

+++++
 Eng Anti-ice ON reduce by 284.0 POUNDS.

GROSS WEIGHT WAS 111.8 POUNDS OVER IGE LIMIT. ✓
 GROSS WEIGHT WAS 381.8 POUNDS OVER OGE LIMIT. ✓

Hughes Helicopters, Inc.
 Hughes 500E (Model 369E)

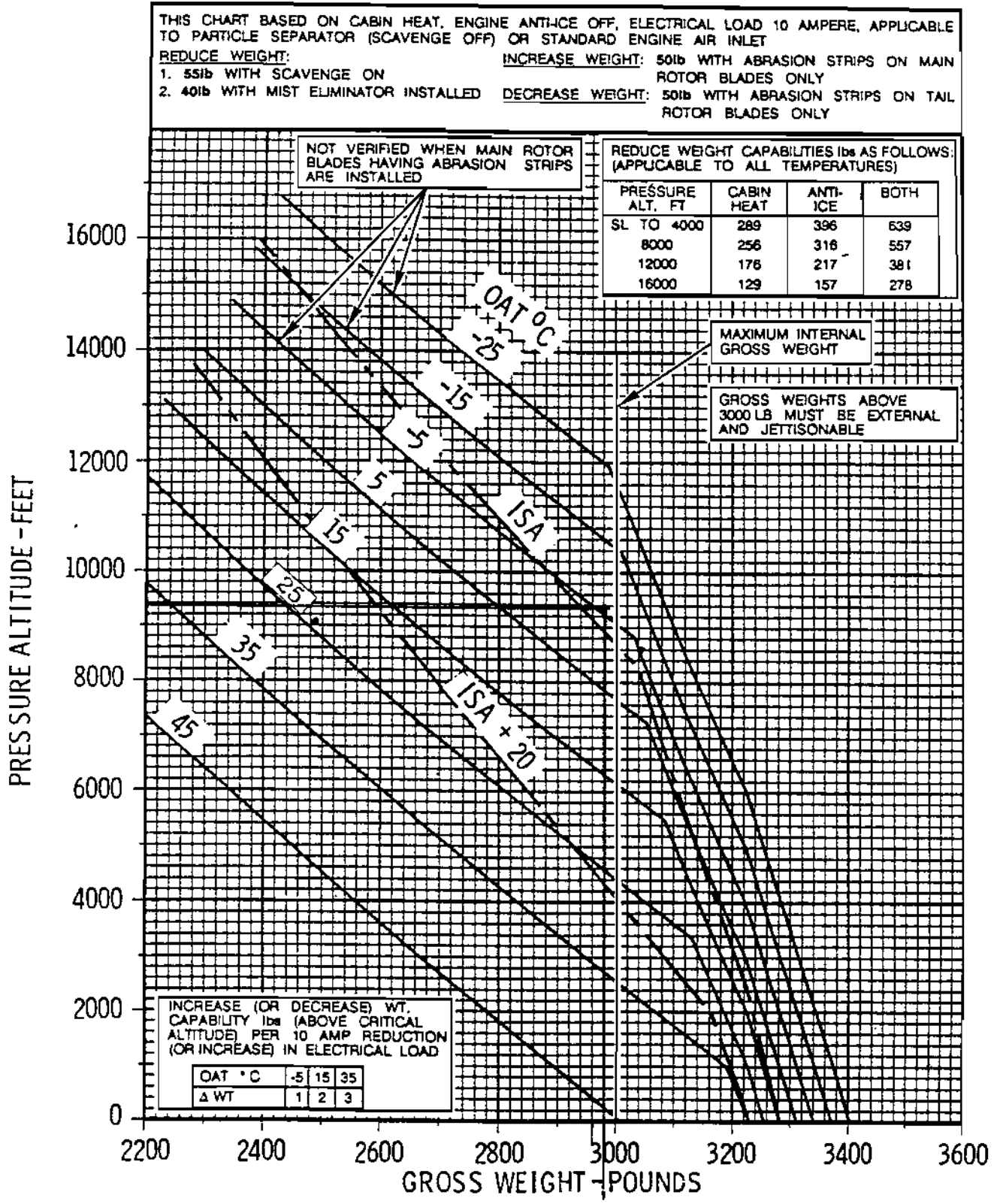


Figure 8-2. Hover Ceiling Out of Ground Effect
 Takeoff Power 103 Percent N₂
 (STANDARD 2 BLADE T/R)

24 April 1990

8-3/(8-4 blank)

ALLISON 2501C20R/2

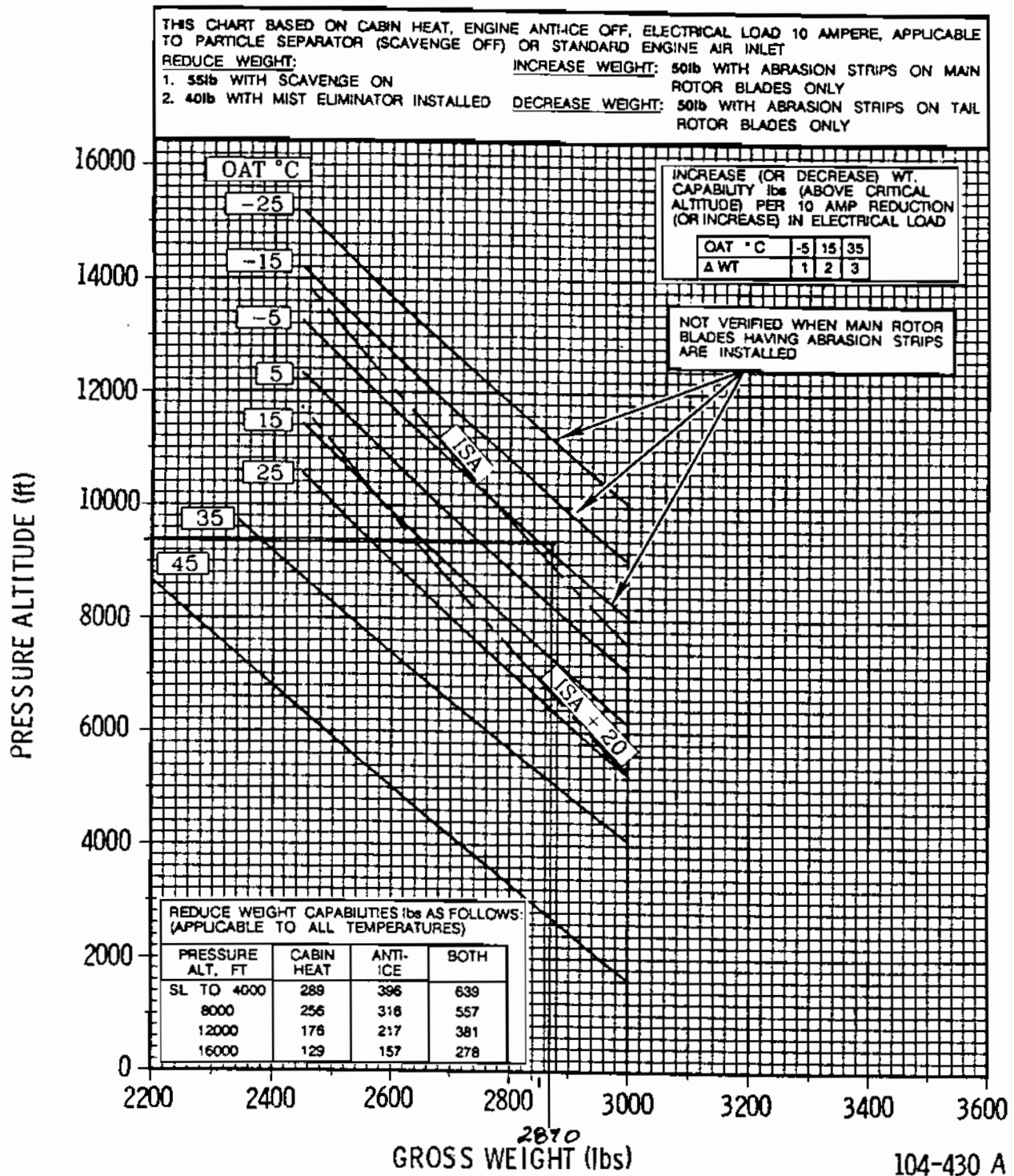


Figure 4. Hover Ceiling Versus Gross Weight, In Ground Effect, 3.5-Foot Skid Clearance, (Standard or Extended Landing Gear), Takeoff Power 103% N₂, (Four-Bladed Tail Rotor)

NOTE: Skid clearance 4.5-Foot for standard landing gear.

Hughes Helicopters, Inc.
Hughes 500E (Model 369E)

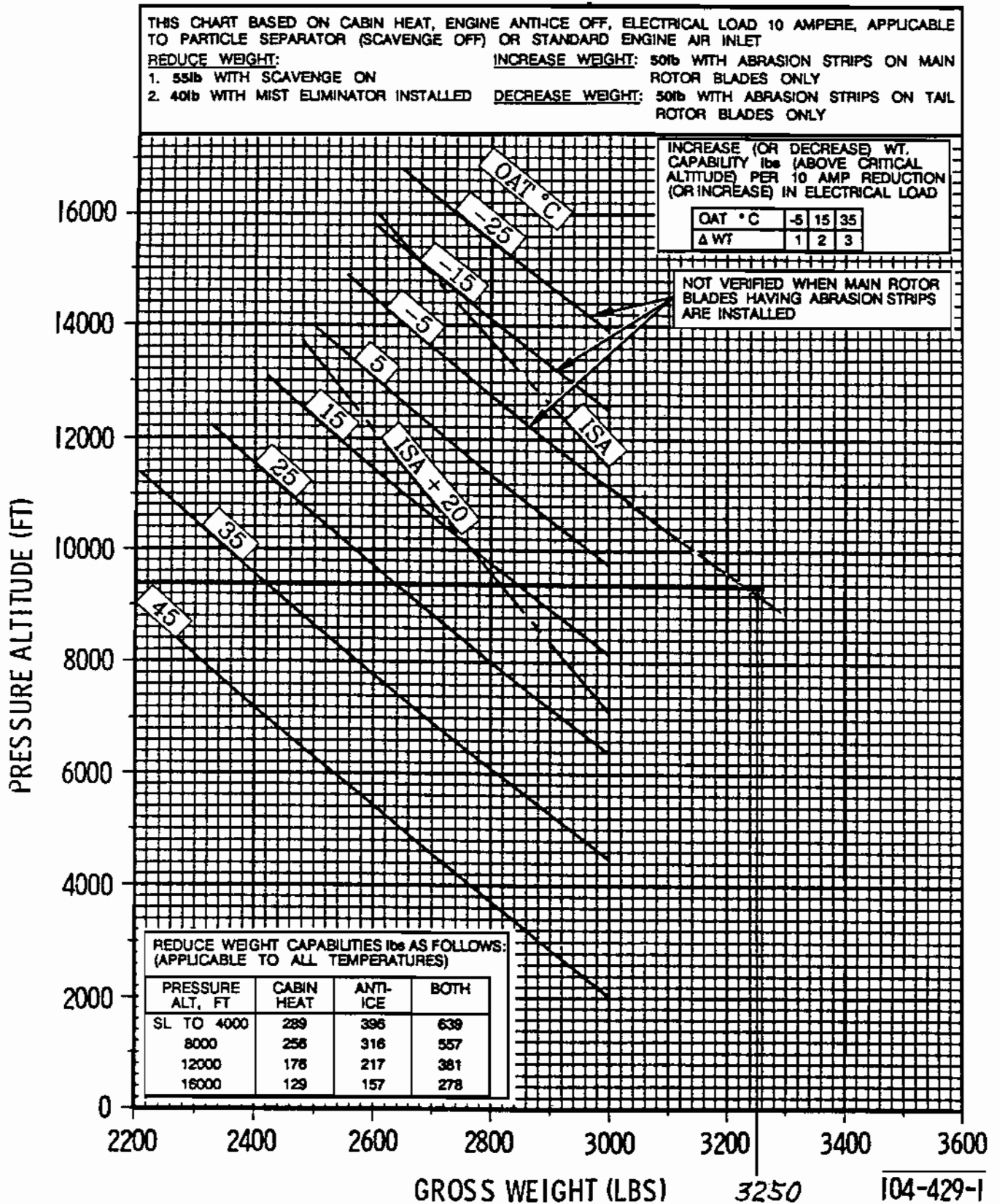


Figure 5-2A. Hover Ceiling VS Gross Weight, IGE, 3.5 Foot Skid Clearance (Standard Landing Gear), Takeoff Power - 103 percent N₂ (STANDARD 2 BLADE T/R)

FAA Approved 5 April 1989

ALLISON 2501C20R/2