



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Bell 206L-1 HB-XMV

Helitransport Rüdisühli

vom 31. Juli 1984

in Furt (2 km W Wangs)/SG

RESUME

Le mercredi 31 juillet 1984, l'hélicoptère Bell 206L-1 HB-XMV décolle de Furt SG pour un vol vers la cabane du Pizol. Outre ses quatre occupants, dont deux pilotes, il transporte une charge extérieure (réfrigérateur), qui est ensuite déposée à côté de cette cabane. Lors du retour à Furt, l'hélicoptère commence, peu avant l'atterrissage, de tourner autour de son axe vertical et tombe dans une forêt.

L'un des pilotes est tué lors de l'impact, les autres occupants sont blessés grièvement. L'hélicoptère est détruit.

Cause

L'accident est dû à

- une fausse tactique de vol lors d'un atterrissage en montage.

Eléments ayant joué un rôle

- Rafales inopinées de vent arrière
- Réaction sensible de l'hélicoptère à la composante de vent arrière
- Manque d'expérience du pilote qui était probablement aux commandes.

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 Dienstag, 31. Juli 1984 startete der Helikopter Bell 206L-1 HB-XMV um 1652 Uhr *) in Furt SG zu einem Flug zur Pizolhütte. An Bord befanden sich vier Personen und als Aussenlast wurde ein Kühlschrank transportiert, der neben der Pizolhütte abgesetzt wurde. Beim Rückflug nach Furt begann der Helikopter kurz vor dem Aufsetzen in Furt um seine Hochachse zu drehen und stürzte in einen Wald ab.

Pilot Y wurde beim Aufprall tödlich, die andern Insassen wurden schwer verletzt. Der Helikopter wurde zerstört.

Ursache

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- falsche Flugtaktik bei der Landung im Gebirge.

Zum Unfall haben beigetragen:

- unerwartete Rückenwindböen
- Empfindlichkeit des Helikopters bei Rückenwindkomponenten
- fehlende Flugerfahrung des wahrscheinlich fliegenden Piloten.

0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von Jean Overney geleitet und mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 5. September 1985 an den Kommissionspräsidenten am 19. September 1985 abgeschlossen.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

Am Dienstag, 31. Juli 1984 erhielt Pilot Y den Auftrag, tödlich verletzte Kühe in der Region oberhalb Mels zu bergen sowie eine Aussenlast von der Station Furt zur Pizolhütte zu fliegen.

Während der Flugvorbereitung in Kloten traf er Pilot X in Begleitung einer Bekannten. Pilot X hatte einen Trainingsflug mit einem Helikopter ausführen wollen, hatte dann aber die Einladung des Helikopterhalters angenommen, Pilot Y auf dem Arbeitsflug zu begleiten.

*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (GMT+2)

Gemäss Aussagen von Pilot X sass er während des Fluges von Kloten nach Furt auf dem Pilotensitz rechts, Pilot Y links. Nach der Landung teilte der Pilot Y Herrn X mit, dass er den Weiterflug aus Gewichtsgründen nur mit seinem Flughelfer fortsetzen wolle und er solange in Furt warten solle.

Nachdem die Bergung der Kühe abgeschlossen war, flog die Besatzung nach Furt zurück. In der Folge wurde als Aussenlast ein Kühlschrank zur Pizolhütte transportiert. Laut Zeugenaussagen sass für diesen Flug Pilot Y auf dem Pilotensitz vorne rechts, der Flughelfer vorne links, Pilot X und seine Begleiterin nahmen auf den hinteren Sitzen Platz. Für den Rückflug nach Furt nahmen, laut Zeugenaussagen, Pilot X vorne rechts, Pilot Y vorne links, der Flughelfer und die Passagierin hinten Platz.

Der erste Anflug auf Furt erfolgte gemäss Zeugenaussagen zu hoch und zu schnell. Der zweite Anflug erfolgte wesentlich tiefer und schien zunächst auch zu gelingen. Kurz vor der Landeplattform, noch ausserhalb des Bodeneffekts, ging der Helikopter in Schwebeflug über, begann um seine Hochachse zu drehen und stürzte auf einen steilen Abhang ab.

Koordinaten des Landeplatzes Furt: 750 824/207 593

Koordinaten Endlage HB-XXV: 751 000/207 528, d.h. ca 200 m E des anvisierten Landeplatzes

Höhe der Unfallstelle: 1522 m/M

Landeskarte der Schweiz 1:25'000 Blatt Nr. 1155, Blatt Sargans.

1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	1	-	-
Erheblich verletzt	1	2*	-
Leicht oder nicht verletzt	-	-	-

* Ein Fluggast ist wenige Wochen später an den Folgen des Unfalles gestorben.

1.3 Schaden am Helikopter

Der Helikopter wurde zerstört.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand unbedeutender Drittschaden.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot X auf dem Pilotensitz, vorne rechts

Schweizerbürger, Jahrgang 1943.

Führerausweis für Privatpiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 17. Juli 1984, gültig bis 11. Januar 1986.

Erweiterungen: Radiotelefonie UIT vom 17. Juli 1984
Keine Erweiterung für Landungen im Gebirge.

Bewilligte Hub-
schraubermuster: Bell 206-Typen

Flugerfahrung

Insgesamt 103 Stunden, wovon 6 Stunden auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 63 Stunden, davon 6 Stunden auf dem Unfallmuster.

Beginn der fliegerischen Ausbildung am 4. Januar 1984.

Letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung am 11. Januar 1984. Befund: tauglich ohne Einschränkungen.

1.5.2 Pilot Y auf dem linken Vordersitz (Fluglehrersitz)

+ Schweizerbürger, Jahrgang 1957.

Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das BAZL am 14. April 1982, gültig bis 26. März 1985.

Erweiterungen: Radiotelefonie UIT vom 14. April 1982
Landungen im Gebirge vom 14. April 1982

Bewilligte Hub-
schraubermuster: Bell 47-Soloy, Bell 206

Flugerfahrung

Insgesamt 254 Stunden, wovon 67 Stunden auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 54 Stunden, davon 36 Stunden auf dem Unfallmuster.

1.5.3 Passagiere

Hinten links

+ Schweizerbürgerin, Jahrgang 1952.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

Hinten rechts

Schweizerbürger, Jahrgang 1956.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Helikopter HB-XMV

Muster: Bell 206L-1
Hersteller: Bell Helicopter Inc.
Charakteristik: Einmotoriger, 5-plätziger Helikopter
Baujahr/Werknummer: 1981/45671

Turbine: Hersteller: Detroit Diesel Allison
 Muster: 250-C28B
 Leistung: 373 kW (507 PS)
 Verkehrsbewilligung: ausgestellt durch das BAZL und gültig
 bis 31. März 1988.
 Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt durch das BAZL am
 17. August 1981.
 Zulassungsbereich: im gewerbsmässigen Einsatz, VFR bei
 Tag, im privaten Einsatz VFR bei Tag
 und Nacht
 Eigentümer: Alair AG, 8002 Zürich
 Halter: Helitransport Beat Rüdisühli, 8057 Zü-
 rich
 Betriebsstunden im
 Unfallzeitpunkt: Zelle: 617 Stunden
 Turbine: 617 Stunden
 Die letzte BAZL-Zustandsprüfung erfolg-
 te am 8. August 1983. Die letzte 600-
 Stunden-Kontrolle wurde am 7. Juli
 1984 bei 596 Betriebsstunden durchge-
 führt.
 Gewicht und Schwerpunkt: Das maximale Abfluggewicht beträgt
 4050 lbs. das Gewicht im Unfallzeit-
 punkt betrug ca 3195 lbs.
 Gewicht und Schwerpunkt befanden sich
 im Unfallzeitpunkt innerhalb der zuläs-
 sigen Grenzen.

Flugzeitreserve

Der Helikopter wurde am 30. Juli 1984 vollgetankt.

Totaler Tankinhalt	
vor dem Flug:	290 l
Durchschnittlicher Verbrauch pro	
Stunde:	ca 130 l
Total Flugzeit Unfallflug:	ca 60 Minuten
Verbrauch in 60 Minuten:	ca 130 l
Benzinreserve im Unfallzeitpunkt:	ca 160 l
Flugzeitreserve im	
Unfallzeitpunkt:	ca 1 Stunde.

Bezeichnung des Pilotensitzes

Laut Luftfahrzeug-Flughandbuch (AMF) des Helikopters HB-XMV,
 Section 1 "Operation limitations":

'Flight crew: the minimum flight crew consists of one pilot
 in the right seat.'

Empfindlichkeit des Helikopters bei Rückenwind

Am 31. Oktober 1983 hat der Helikopterhersteller eine "Operations
 Safety Notice" herausgegeben, in der er die Kunden auf die
 Empfindlichkeit des Helikopters bei Rückenwind hinweist. Die
 technischen Erklärungen dazu sind in einem 'Information-Letter'
 der Herstellerfirma vom 6. Juli 1984 ersichtlich (Beilage).

Klinkenschalter und Aussenspiegel

Der Helikopter HB-XMV war nur auf dem rechten Steuerknüppel (Stick) mit einem elektrischen Klinkenschalter für die Aussenlast ausgerüstet. Ueberdies war auch nur auf der rechten Seite ein Aussenspiegel für die Beobachtung der Aussenlast angebracht.

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich

Allgemeine Wetterlage

Flache Druckverteilung mit leichtem Föhn am Alpennordhang.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wolken/Wetter:	1/8 Ac Basis um 3000 m/M
Sicht:	mehr als 20 km
Wind:	aus Süd, 5-10 kt, Böen bis 25 kt
Temp./Taupunkt:	21 ^o C/08 ^o C
Sonnenstand:	Azimut 275 ^o , Höhe 21 ^o

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 am Wrack und an der Unfallstelle

Der Helikopter stürzte aus ca 50 m/G flach, um seine Hochachse drehend, auf einen ca 45^o-60^o abfallenden Hang ab. Die Trümmer rutschten dann 150-200 m weiter.

Der Pilot auf dem linken Vordersitz war nach dem Unfall noch angeschnallt im Wrack und wurde durch die Rettungshelfer tot geborgen.

Der Heckrotor wurde bei der ersten Aufprallstelle gefunden. Die Turbine lag ca 200 m vom Hauptwrack entfernt.

Beim linken Vordersitz war der Blattverstellhebel (Pitch) nicht eingebaut, das Pitch-Befestigungsstück an der Zelle war unbeschädigt. Ein entsprechender Blattverstellhebel wurde am Unfalltag an der ersten Aufprallstelle gesichtet, aber erst nach der Schneeschmelze unbeschädigt geborgen.

Heckrotorsteuerung, Antriebswelle, Rotorkopf, die ganze Steuerung des Hauptrotors und die Turbine wurden einer Untersuchung unterzogen. Es ergaben sich keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Der hohe Zerstörungsgrad der Instrumente und der Zelle liess keine eingehenden Untersuchungen mehr zu.

1.13 Medizinische Feststellungen

Der Pilot auf dem vorderen linken Sitz wurde beim Aufprall tödlich verletzt. Der Pilot auf dem vorderen rechten Sitz und die zwei anderen Insassen wurden sehr schwer verletzt. Die Passagierin auf dem linken hinteren Sitz erlag wenige Wochen nach dem Unfall ihren Verletzungen.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Ueberlebenschancen

Beim Aufprall und dem anschliessenden Abrutschen wurde der Helikopter so stark beschädigt, dass ausser dem Piloten auf dem linken vorderen Sitz alle Insassen herausgeschleudert wurden, obwohl alle vorhandenen Bauch- und Schultergurten getragen wurden.

1.16 Besondere Untersuchungen

Anlässlich der Rekonstruktion einer Zeugenaussage an der Unfallstelle ergab sich, dass der vom Zeugen festgestellte zweite Anflug immer noch zu hoch erfolgte.

2. BEURTEILUNG

2.1 Linker Blattverstellhebel

Im Wrack fehlte der linke Blattverstellhebel (Pitch). Da das Befestigungsstück für diesen Pitch keinerlei Schäden aufwies und auch der später aufgefundene Pitch unbeschädigt war, liegt die Vermutung nahe, dass der linke Blattverstellhebel während des Unfallfluges nicht eingebaut war. Es sind zwar Vor- und Unfälle bekannt, wonach der Pitch während des Fliegens vom linken Sitz aus aus der Halterung rutschte. Im vorliegenden Fall ergaben sich jedoch keine diesbezüglichen Anhaltspunkte. Es bestehen dagegen mehrere Hinweise, die für das Steuern des Helikopters vom rechten Sitz (Pilotensitz) aus sprechen (siehe Punkte 2.3 und 2.4).

2.2 Steuerung des Helikopters

Ohne linken Blattverstellhebel konnte Pilot Y auf dem linken Vordersitz den Helikopter nicht fliegen und hatte auch in der entscheidenden Phase keine Möglichkeit, in die Steuerung des Helikopters einzugreifen.

2.3 Rollenverteilung

Wie die Zeugenaussagen und die einzigen intakten Sitzgurten am Wrack beweisen, sass Pilot Y während des Unfallfluges auf dem linken Vordersitz. Er hatte einige Erfahrung mit Landungen im Gebirge und kannte den Landeplatz gut. Er war jedoch nicht als Fluglehrer, d.h. für Landungen vom linken Sitz aus, ausgebildet. Es fehlen plausible Erklärungen, warum Pilot Y den Helikopter für die erwartete anspruchsvolle Aufgabe vom linken Vordersitz hätte fliegen wollen. Ohne eingebauten linken Blattverstellhebel war Pilot Y nicht in der Lage, die Landung vom linken Sitz aus durchzuführen. Es ist daher zu vermuten, dass Pilot X während des Unfalles gesteuert hat. Diese Vermutung wird auch durch die Tatsache gestützt, dass für das Ausklinken der Last auf dem Hinflug ein elektrischer Klinkenschalter nur am rechten Stick vorhanden war und ein Spiegel zur Beobachtung der Aussenlast auch nur auf der rechten Seite montiert war. Warum Pilot Y den Platzwechsel vom rechten auf den linken Sitz und damit auch den Rollentausch unter den Piloten zugelassen hat, konnte nicht abgeklärt werden.

2.4 Anflug

Der erste Anflugsversuch geriet zu hoch. Der zweite zum Absturz führende Anflugsversuch erfolgte offensichtlich wieder leicht zu hoch und zu langsam. Der Schwebeflug wurde vor der Landestelle und ausserhalb des Bodeneffektes durchgeführt (**Beilage**).

Es kann bei einem zu hohen Anflug leicht vorkommen, dass der ganze Anflug vor dem Schwebeflug mit sehr wenig Leistung geflogen wird. Somit hat der anschliessende Leistungsaufbau relativ rasch zu erfolgen. Dabei können die Drehmomentgrenzen überschritten werden, was der Heckrotor dann nicht mehr ausgleichen kann und zur ungewollten Drehbewegung des Helikopters führt.

Da Pilot Y die vorgesehene Landestelle gut kannte und schon öfters angefliegen hatte, spricht das beobachtete Anflugmanöver eher dafür, dass es vom diesbezüglich unerfahrenen Piloten X durchgeführt wurde.

2.5 Charakteristik des Helikoptermusters

Am Unfalltag war es böig, bei Südwind mit Windgeschwindigkeitsspitzen bis 25 kt. Der Landeanflug erfolgte aus südöstlicher Richtung. Dieser Helikoptertyp ist bei Langsam- oder Schwebeflug mit einer Rückenwindkomponente bekanntlich empfindlich.

Am 31. Oktober 1983 hat der Helikopterhersteller eine "Operations Safety Notice" herausgegeben, in der er die Kunden auf die Empfindlichkeit des Helikopters bei Rückenwind hinweist (**Beilage**). Es geht daraus hervor, dass bei gewissen Fluglagen, im vorliegenden Fall das Fliegen in der Nähe einer Felswand und mit Rückenwind, eine Drehbewegung nach rechts um die eigene Hochachse zur Folge haben kann. Die Aenderung des Flughandbuches mit entsprechenden Hinweisen hätte den Piloten vor diesem Umstand warnen müssen.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Die vorgesehene Landestelle liegt auf 1500 m/M im gebirgigen Gelände.
- Pilot X besass einen gültigen Führerausweis, war aber nicht im Besitze einer Erweiterung für Landungen im Gebirge. Er war daher nicht berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Pilot Y besass einen gültigen Führerausweis mit Erweiterung für Landungen im Gebirge. Er war jedoch nicht Fluglehrer und daher nicht berechtigt, Flüge auf diesem Muster vom linken Sitz aus zu steuern.
- Pilot Y sass beim Unfallflug vorne links, Pilot X vorne rechts auf dem Pilotensitz.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen. Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten begünstigen oder verursachen können.
- Gewicht und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Laut Luftfahrzeug-Flughandbuch (AFM) des Helikopters HB-XMV Section 1 "Operation limitations" ist dieses Muster mit einem Pilot vom rechten Sitz aus zu fliegen.
- Der Helikopter war nur auf dem rechten Stick mit einem elektrischen Klinkenschalter ausgerüstet. Ein Aussenspiegel für die Beobachtung der Aussenlast war nur auf der rechten Seite angebracht.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- falsche Flugtaktik bei der Landung im Gebirge.

Zum Unfall haben beigetragen:

- unerwartete Rückenwindböen
- Empfindlichkeit des Helikopters bei Rückenwindkomponenten
- fehlende Flugerfahrung des wahrscheinlich fliegenden Piloten.

Bern, 14. Februar 1986

sig. Dr. Ch. Ott
sig. J.-P. Weibel
sig. M. Marazza
sig. H. Angst
sig. J.-B. Schmid



U.S. Department
of Transportation
**Federal Aviation
Administration**
July 6, 1984

Southwest Region
Arkansas, Louisiana,
New Mexico, Oklahoma,
Texas

P.O. Box 1689
4400 Blue Mound Road
Fort Worth, Texas 76101

Mr. K. Gerber
Federal Office of Civil Aviation
Bundeshaus Inselgasse
Bern 3003
Switzerland

Gentlemen:

Bell Model 206 Critical Wind Azimuth Information
Your Telex to FAA Brussels Office Dated May 29, 1984

In the referenced telex, clarification of the relationship between the wind azimuth data published in Bell Operations Safety Notice (OSN) 206-83-10 and FAA-approved "critical relative wind azimuth" information published in Model 206 Flight Manuals was requested.

We agree that a comparison of the information contained in the OSN 206-83-10 and the FAA-approved Rotorcraft Flight Manual (RFM) is confusing and contradictory.

The following explanation was prepared in response to your request.

As stated in a note in the OSN, the information does not replace critical relative wind azimuth chart in the performance section of the flight manual which refers to tail rotor control margin. (See Enclosure 1 for discussion on FAA In-Ground-Effect (IGE) controllability testing.)

The "unanticipated right yaw" phenomenon addressed by Bell in OSN 206-83-10 is a transient dynamic instability resulting from adverse conditions which may occur during maneuvers such as military nap-of-the-earth (NOE) flight. According to Bell, unanticipated right yaw may occur at any density altitude/gross weight combination with little or no relationship to remaining tail rotor pedal margin. The yaw rate may be a result of an adverse combination of factors such as a tail wind and high density altitude combined with a rapid application of collective power. These factors combine in a dynamic manner to produce a yaw rate which requires an abnormal amount of tail rotor pedal input to arrest. Thus the "unanticipated right yaw" phenomenon is not the result of a control margin deficiency. The tail rotor control margin established during Federal Aviation Administration (FAA) testing for a specified minimum wind velocity is accurate and adequate to provide for the counteraction of gusts of reasonable magnitude. However, Bell has determined that through the combining of several adverse factors, a yaw rate can be generated during a dynamic maneuver which requires more than the standard pedal margin to arrest. The FAA has not participated in the Bell investigation of this problem nor have the procedures published in OSN 206-83-10 been FAA approved.

In conclusion, the FAA has not identified "unanticipated right yaw" to be a factor in civil Model 206 accidents. The phenomenon has primarily been manifested in U.S. military helicopters conducting NOE and "pop-up" maneuvers during military operational flying.

We hope this explanation will clarify the confusion on this subject. Please contact this office if additional information is required.

Sincerely,



John J. Shapley
Manager, Helicopter Policy and
Procedures Staff

Enclosure

Discussion of FAA In-Ground-Effect (IGE)
Controllability Testing

FAA in-ground-effect (IGE) controllability testing is conducted on all FAA certified helicopters to satisfy the requirements of FAR §§ 27.143(c) and 29.143(c) (identical requirements are included in CARs 6 and 7). During these tests, a wind velocity is established for which adequate pedal margin remains to counteract any wind gust that can be reasonably expected in service for the critical combination of gross weight, density altitude, and relative wind azimuth. This wind velocity must not be less than 17 knots but may be more than 17 knots for helicopters having adequate tail rotor control. Thus the wind speeds and associated critical relative wind azimuths published in the Model 206 RFM represent a steady-state condition for which the FAA has established that adequate tail rotor control remains to counteract a wind gust. For example, the Bell 206B will have adequate remaining tail rotor margin to counter gusts in winds of 17 knots or less from any relative wind azimuth provided that the applicable combination of pressure altitude, ambient temperature, and gross weight fall within the portion of the IGE hover performance chart identified as "Area A." If the prevailing wind is greater than 17 knots for this example, the relative azimuth of the wind must be outside the designated "critical wind azimuth area" to be assured of having adequate tail rotor margin for gust counteraction. Similarly, if the combination of gross weight pressure altitude, and ambient temperature define a point within the "Area B" portion of the IGE hover performance chart, the prevailing wind must be outside the critical wind azimuth area even if the wind velocity is 17 knots or less to be assured of adequate tail rotor control margin for gust correction.

Bell Helicopter **TEXTRON**

Bell Helicopter Textron Inc.
A Subsidiary of Textron Inc.

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

6 July 1984

INFORMATION LETTER 206-84-41 206L-84-27

TO: ALL MODEL 206A/B, 206B-JRIII, TH-57, 206L, 206L-1,
AND 206L-3 OWNERS/OPERATORS

SUBJECT: LOW SPEED FLIGHT CHARACTERISTICS WHICH CAN RESULT
IN UNANTICIPATED RIGHT YAW

This Information Letter supplements Operations Safety Notices OSN 206-83-10 and OSN 206L-83-7, dated October 31, 1983: "Supplemental Operating & Emergency Procedures".

NOTE

The following discussion does not replace the Critical Relative Wind Azimuth Chart or Performance Data in the Flight Manual.

Recent testing of the OH-58 series helicopter operated by the U.S. Army has revealed the occurrence of an unanticipated right yaw under certain low speed mission conditions. The Army has referred to the right yaw characteristic as loss of tail rotor effectiveness (LTE). The following is a discussion of low speed flight characteristics which can result in an unanticipated right yaw if appropriate attention is not paid to controlling the aircraft. These characteristics are present only at airspeeds less than 30 knots and apply to all single rotor helicopters.

Definition of Unanticipated Right Yaw

Unanticipated right yaw is the occurrence of an uncommanded right yaw rate which does not subside of its own accord and which, if not corrected can result in the loss of aircraft control. The term "loss of tail rotor effectiveness" is misleading. The tail rotor of the OH-58 and 206 series helicopters has exhibited the capability to produce thrust during all approved flight regimes.

Low Speed Flight Characteristics

Four aircraft characteristics during low speed flight have been identified through extensive flight and wind tunnel tests as contributing factors in unanticipated right yaw.

For this occurrence, certain relative wind velocities and azimuths (direction of relative wind) must be present. The aircraft characteristics and relative wind azimuth regions are:

1. Weathercock stability (120 to 240 degrees)
2. Tail rotor vortex ring state (210 to 330 degrees)
3. Main rotor disc vortex interference (285 to 315 degrees)
4. Loss of translational lift (all azimuths)

The aircraft can be operated safely in the above relative wind regions if proper attention is given to controlling the aircraft. However, if the pilot is inattentive for some reason and a right yaw rate is initiated in one of the above relative wind regions, the yaw rate may increase unless suitable corrective action is taken.

Weathercock Stability (120 to 240 degrees)

Winds within this region will attempt to weathervane the nose of the aircraft into the relative wind. This characteristic comes from the fuselage and vertical fin. The helicopter will make an uncommanded turn either to the right or left depending upon the exact wind direction unless a resisting pedal input is made. If a yaw rate has been established in either direction, it will be accelerated in the same direction when the relative winds enter the 120 to 240 degree shaded area of Figure 1 unless corrective pedal action is made. The importance of timely corrective action by the pilot to prevent high yaw rates from occurring cannot be overstressed.

Tail Rotor Vortex Ring State (210 to 330 degrees)

Winds within this region, as shown in Figure 3, will result in the development of the vortex ring state of the tail rotor. The vortex ring state causes tail rotor thrust variations which result in yaw rates. Since these tail rotor thrust variations do not have a specific period, the pilot must make corrective pedal inputs as the changes in yaw acceleration are recognized. The resulting high pedal workload in tail rotor vortex ring state is well known and helicopters are operated routinely in this region. This characteristic presents no significant problem unless corrective action is not timely. If a right yaw rate is allowed to build, the helicopter can rotate into the wind azimuth region where weathercock stability will then accelerate the right turn rate. Pilot workload during vortex ring state will be high; therefore, the pilot must concentrate fully on flying the aircraft and not allow a right yaw rate to build.

Recovery Technique

If a sudden unanticipated right yaw occurs, the following recovery technique should be performed:

1. Pedal - Full left;
simultaneously, cyclic - forward to increase speed.
2. As recovery is effected, adjust controls for normal forward flight.

CAUTION

COLLECTIVE PITCH REDUCTION WILL AID IN ARRESTING THE YAW RATE BUT MAY CAUSE AN EXCESSIVE RATE OF DESCENT. THE SUBSEQUENT LARGE, RAPID INCREASE IN COLLECTIVE TO PREVENT GROUND OR OBSTACLE CONTACT, MAY FURTHER INCREASE THE YAW RATE AND DECREASE ROTOR RPM.

THE DECISION TO REDUCE COLLECTIVE MUST BE BASED ON THE PILOT'S ASSESSMENT OF THE ALTITUDE AVAILABLE FOR RECOVERY.

3. If spin cannot be stopped and ground contact is imminent, an autorotation may be the best course of action. Maintain full left pedal until the spin stops, then adjust to maintain heading.

Summary:

The various wind directions can cause significantly differing rates of turn for a given pedal position. The most important principle for the pilot to remember is that THE TAIL ROTOR IS NOT STALLED. Thus, the corrective pedal position to be applied is always in the normal direction of OPPOSITE PEDAL to the turn direction.

Main Rotor Disc Vortex (285 to 315 degrees)

Winds within this region, as shown in Figure 2, can cause the main rotor vortex to be directed onto the tail rotor. The effect of this main rotor disc vortex is to change the tail rotor angle of attack. Initially as the tail rotor comes into the area of the main rotor disc vortex during a right turn, the angle of attack of the tail rotor is increased. This increase in angle of attack requires the pilot to add right pedal (reduce thrust) to maintain the same rate of turn. As the main rotor vortex passes the tail rotor, the tail rotor angle of attack is reduced. The reduction in angle of attack causes a reduction in thrust and a right yaw acceleration begins. This acceleration can be surprising, since the pilot was previously adding right pedal to maintain the right turn rate. Analysis of flight test data during this time verifies that the tail rotor does not stall. The helicopter will exhibit a tendency to make a sudden, uncommanded right yaw which, if uncorrected, will develop into a high right turn rate. When operating in this region, the pilot must anticipate the need for sudden left pedal inputs.

Loss of Translational Lift

The loss of translational lift results in increase power demand and additional anti-torque requirements. If the loss of translational lift occurs when the aircraft is experiencing a right turn rate, the right turn will be accelerated as power is increased, unless corrective action is taken by the pilot. When operating at or near maximum power, this increased power demand could result in rotor rpm decay.

This characteristic is most significant when operating at or near maximum power and is associated with unanticipated right yaw for two reasons. First, if the pilot's attention is diverted as a result of an increasing right yaw rate, he may not recognize that he is losing relative wind and hence losing translational lift. Second, if the pilot does not maintain airspeed while making a right downwind turn, the aircraft can experience an increasing right yaw rate as the power demand increases and the aircraft develops a sink rate. Insufficient pilot attention to wind direction and velocity can lead to an unexpected loss of translational lift. The pilot must continually consider aircraft heading, ground track, and apparent groundspeed, all of which contribute to wind drift and airspeed sensations. Allowing the helicopter to drift over the ground with the wind results in a loss of relative wind speed and a corresponding decrease in the translational lift produced by the wind. Any reduction in translational lift will result in an increase in power demand and anti-torque requirements.

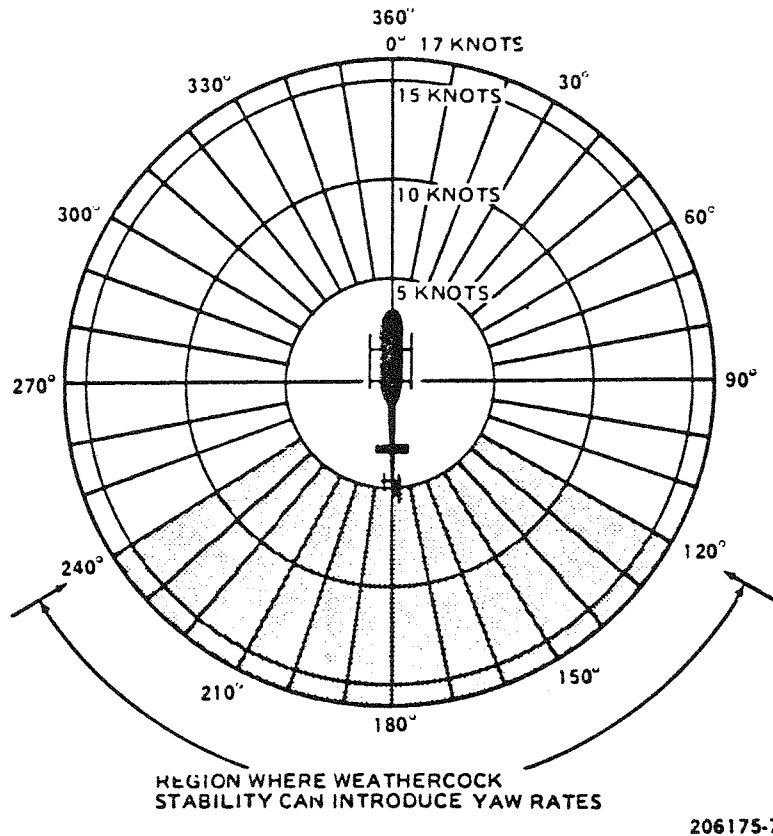


FIGURE 1. WEATHERCOCK STABILITY

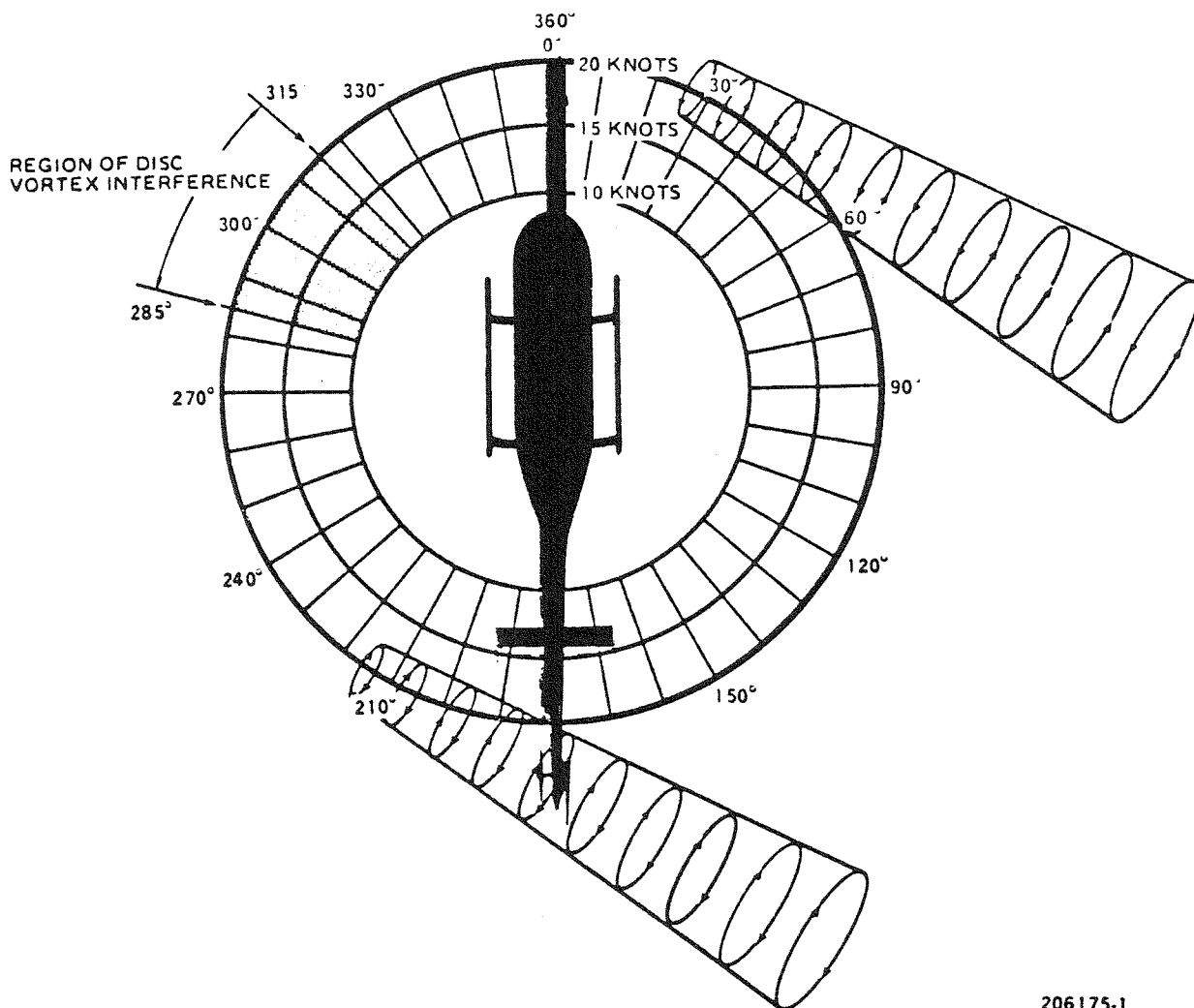
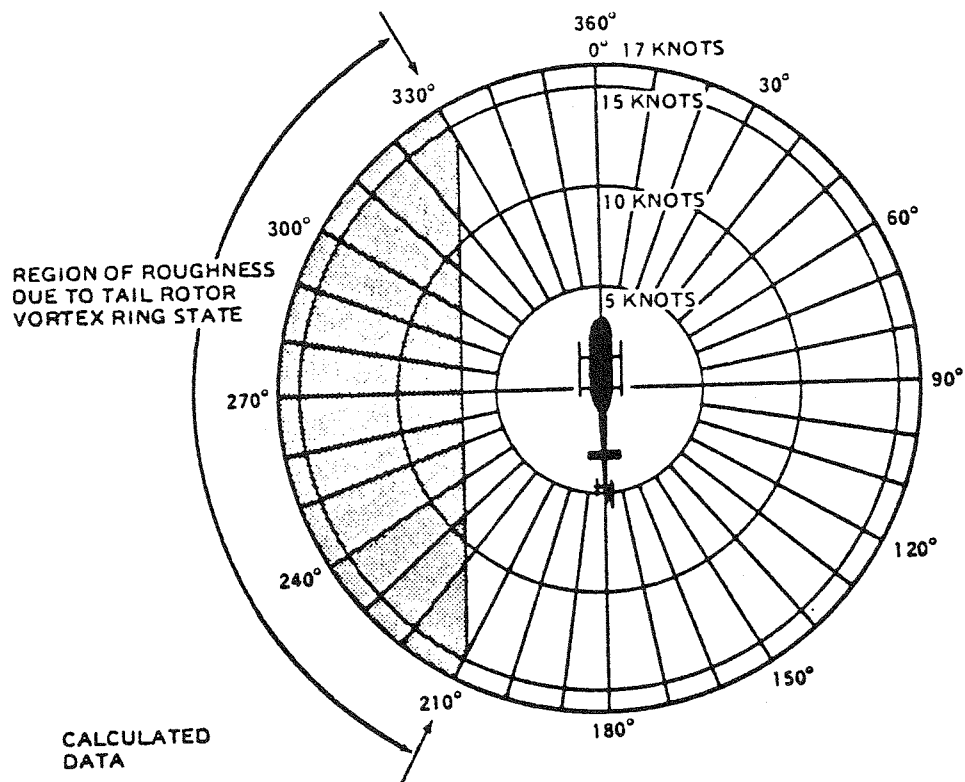


FIGURE 2. MAIN ROTOR DISC VORTEX INTERFERENCE

206175-1



206175-8

FIGURE 3. TAIL ROTOR VORTEX RING STATE

Bell Helicopter **TEXTRON**

Bell Helicopter Textron Inc.
A Subsidiary of Textron Inc.

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

OPERATIONS SAFETY NOTICE

OCTOBER 31, 1983

OSN 206-83-10

TO: 206A, 206B JR II, 206B JR III, TH-57 SERIES HELICOPTER OPERATORS
SUBJECT: SUPPLEMENTAL OPERATING & EMERGENCY PROCEDURES

RECENT FLIGHT TESTING HAS REVEALED THAT THERE IS A REMOTE POSSIBILITY THAT AN UNANTICIPATED RIGHT YAW MAY OCCUR UNDER CERTAIN CONDITIONS NOT RELATED TO A MECHANICAL MALFUNCTION. THESE CONDITIONS MAY INCLUDE HIGH POWER DEMAND SITUATIONS WHILE HOVERING, AND/OR WHEN RELATIVE WIND AFFECTS AIRSPEED VERSUS GROUND SPEED. THE PURPOSE OF THIS OSN IS:

1. TO EMPHASIZE THE IMPORTANCE OF STAYING AWARE OF POWER AND WIND CONDITIONS.
2. TO PROVIDE A WIND AZIMUTH CHART.
3. TO RECOMMEND A TECHNIQUE FOR RECOVERY FROM AN UNANTICIPATED RIGHT YAW.

OPERATORS SHOULD:

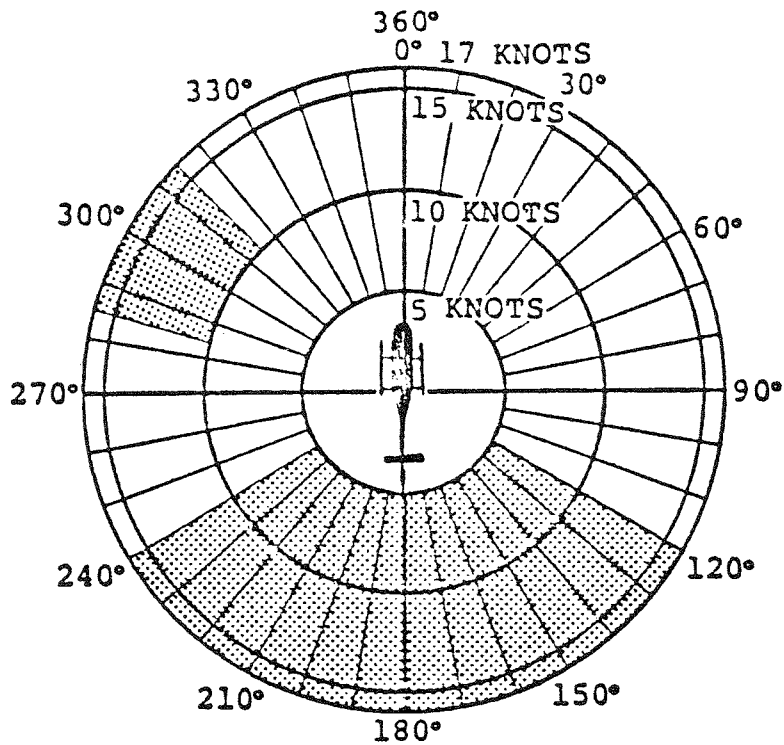
- VERIFY THAT THE TAIL ROTOR IS RIGGED IN ACCORDANCE WITH THE MAINTENANCE MANUAL.
- MAINTAIN MAIN ROTOR RPM WITHIN THE GREEN ARC. NOTE: IF MAIN ROTOR RPM IS ALLOWED TO DECREASE THE ANTI-TORQUE THRUST REQUIRED TO BALANCE THIS CHANGE INCREASES.
- WHEN MANEUVERING BETWEEN HOVER AND 30 MPH:
 - BE AWARE THAT A TAIL WIND WILL REDUCE RELATIVE WIND SPEED IF A DOWN WIND TRANSLATION OCCURS. IF LOSS OF TRANSLATIONAL LIFT OCCURS IT CAN RESULT IN A HIGH POWER DEMAND AND AN ADDITIONAL ANTI-TORQUE REQUIREMENT.
 - BE ALERT DURING HOVER (ESPECIALLY OGE) AND HIGH POWER DEMAND SITUATIONS SUCH AS LOW SPEED DOWNWIND TURNS.
 - BE ALERT DURING HOVER IN WINDS OF ABOUT 8-12 KNOTS (ESPECIALLY OGE) SINCE THERE ARE NO STRONG INDICATIONS TO THE PILOT, TO THE POSSIBILITY OF A REDUCTION OF TRANSLATIONAL LIFT. THIS REDUCTION RESULTS IN AN UNEXPECTED HIGH POWER DEMAND AND INCREASED ANTI-TORQUE REQUIREMENTS.

- BE AWARE THAT IF A CONSIDERABLE AMOUNT OF LEFT PEDAL IS BEING MAINTAINED, THAT A SUFFICIENT AMOUNT OF LEFT PEDAL MAY NOT BE AVAILABLE TO COUNTERACT AN UNANTICIPATED RIGHT YAW.
- BE ALERT TO CHANGING AIRCRAFT FLIGHT AND WIND CONDITIONS SUCH AS EXPERIENCED WHEN FLYING ALONG RIDGE LINES AND AROUND BUILDINGS.
- OBSERVE THE RELATIVE WIND CONDITIONS SET OUT IN THE ATTACHED CHART.
- IF A SUDDEN UNANTICIPATED RIGHT YAW OCCURS THE RECOMMENDED RECOVERY TECHNIQUE IS:
 1. APPLY FULL LEFT PEDAL.
 2. APPLY FORWARD CYCLIC, AND RECOVER.
 3. IF ALTITUDE PERMITS, REDUCE POWER.

NOTE

THE TAIL ROTOR IS CONTINUING TO PROVIDE THRUST. THE TIME TO ARREST THE YAW RATE DEPENDS ON THE MAGNITUDE OF THE YAW RATE TO BE OVERCOME.

RELATIVE WIND CHART



NOTE

An unanticipated right yaw may occur when operating in the shaded areas of the chart.

NOTE

This chart refers to unanticipated right yaw and does not replace the critical relative wind azimuth chart in the performance section of the flight manual which refers to tail rotor control margin.

HB-XMV

31. Juli 1984

FURT/PIZOL SG

Abklärung der Zeugenaussage Z im Gelände
am Tag der Zeugeneinvernahme vom 1.8.1984

