



Rapport final de la Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'hélicoptère Bell 206B HB-XKK

survenu le 18 janvier 1983

à Zermatt/VS

ZUSAMMENFASSUNG

Der Helikopterpilot hat drei Personen zu einem Alpenflug eingeladen.

Nach einer Landung und einem Verpflegungsaufenthalt in Zermatt starten sie dort wieder. Während des Starts geht der Helikopter in einen kurzen stationären Flug über, sinkt dann wieder, indem er sich um seine Hochachse dreht und zerschellt am Fuss der Plattform des Heliports Zermatt.

Die Insassen werden beim Aufschlag erheblich verletzt und der Helikopter zerstört.

Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Pilot bei den gegebenen Geländebedingungen und den ungünstigen Windbedingungen eine der Leistung des Helikopters nicht angepasste Starttechnik angewandt hat.

L'enquête et les rapports d'enquête n'ont pas pour objectif d'apprécier juridiquement les circonstances de l'accident (article 2 alinéa 2 ordonnance du 20 août 1980 concernant les enquêtes sur les accidents d'aviation).

0. SYNOPSIS

0.1 Sommaire

Le pilote de l'hélicoptère a invité 3 personnes pour faire un vol dans les Alpes.

Après s'être posés et restaurés à Zermatt, ils décollent de cette localité. Pendant cette phase du vol, l'hélicoptère effectue un bref vol stationnaire puis s'enfonce en tournant autour de son axe vertical et s'écrase au pied de la plateforme de l'héliport de Zermatt.

Les occupants ont été grièvement blessés lors de l'impact et l'hélicoptère a été détruit.

Cause

L'accident est dû à une technique de décollage non adaptée aux performances de l'hélicoptère, compte tenu de la configuration des lieux et des conditions de vent défavorables.

0.2 Enquête

L'enquête préalable, menée par M. Jean Overney a été close le 3 août 1984 par la remise du rapport du 2 juillet 1984 au président de la commission.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.0 Préliminaires

Le pilote de l'hélicoptère a invité 3 personnes pour effectuer un vol dans les Alpes. Le matin du 18 janvier 1983, il s'est rendu à l'aéroport de Berne-Belp pour aller chercher l'hélicoptère "Jet-Ranger" HB-XKK qui y était stationné. Il survole cette machine jusqu'aux Diablerets où il se pose au lieu dit "Le Rosex".

Après avoir bu un café en compagnie de ses invités, il décolle vers 1020 h *). Il vole en direction du Mont-Blanc, du Cervin et du massif des Margueritas et se pose à 1145 h à Zermatt pour y manger.

*) Toutes les heures indiquées dans le présent rapport le sont en heure locale (GMT+1)

1.1 Déroulement du vol

Après s'être restaurés, le pilote et ses passagers sont retournés vers leur machine qui était stationnée sur l'héliport d'Air-Zermatt, le nez de l'appareil orienté en direction de Zermatt.

Le pilote demande du kérosène et le personnel de la compagnie Air-Zermatt lui ajoute 82 litres de combustible, ce qui porte la quantité se trouvant dans le réservoir de l'hélicoptère à 227 litres.

Le pilote, après avoir aidé ses passagers à monter à bord et à s'attacher, met en route la turbine de la machine. Par la suite, il a exécuté, selon ses déclarations, les contrôles avant le décollage et notamment vérifié que le dégivrage de la turbine était arrêté. Avant de décoller, il jette un coup d'oeil sur la manche à air. Celle-ci indique un vent soufflant en direction de Zermatt à une vitesse telle qu'elle s'incline d'environ 60° par rapport à la verticale. Donc, une composante vent arrière.

A 1402 h le pilote fait décoller sa machine et effectue un vol stationnaire à 1-2 m au-dessus du sol. Au cours de cette phase, il contrôle les instruments indiquant les paramètres turbine et tout semble normal. Ensuite, il quitte la plateforme par un virage à gauche, ce qui amène l'hélicoptère au milieu de la vallée, hors de l'effet de sol. Par ce virage, le pilote avait l'intention de se placer vent debout mais au lieu d'arrêter sa rotation face au vent, l'hélicoptère continue de tourner à gauche avant de s'immobiliser brièvement contre le vent. Les témoins ont alors l'impression que le pilote domine à nouveau la situation, mais la machine part en rotation à droite, autour de son axe vertical, en s'enfonçant. Lorsque le pilote se rend compte que l'accident devient inévitable, il tente de diriger sa machine vers l'endroit le plus propice à un atterrissage en catastrophe, notamment en essayant d'éviter des maisons. L'hélicoptère termine sa chute en s'écrasant sur la route principale de Zermatt. Le passager en place avant, ainsi que le pilote, sont grièvement blessés, tandis que les deux passagers assis à l'arrière sont un peu moins atteints. L'hélicoptère est détruit.

Coordonnées du lieu de l'accident: 46°01'49"N 07°45'20"E, altitude: 1620 m/m (5315 ft).

1.2 Tués et blessés

	<u>Equipage</u>	<u>Passagers</u>	<u>Tiers</u>
Blessures mortelles	-	-	-
graves	1	3	-
légères/aucune	-	-	-

1.3 Dommmages à l'aéronef

L'hélicoptère a été détruit.

1.4 Autres dommages

En s'écrasant les pales du rotor de l'hélicoptère ont endommagé une grue et le toit d'une maison.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Pilote

Citoyen suisse, année de naissance 1939.

Licence de pilote professionnel (hélicoptère), établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 25.9.1981, valable jusqu'au 22 avril 1983.

Extensions: radiotéléphonie UIT du 25.9.1981
vol de nuit du 25.9.1981
atterrissages en montagne du 25.9.1981

Types d'hélicoptères autorisés: Bell 47 et 206, Alouette II et Lama 315

Expérience de vol

Au total 424 heures, dont 191 heures sur le type en cause; dans les 90 derniers jours 6 h 50, dont 6 h 50 sur le type en cause.

Début de la formation aéronautique le 18.4.1977.

Dernier examen médical le 18.10.1982.

Résultat: apte sans restrictions.

1.5.2 Passagers

Sans expérience aéronautique et licences.

1.6 Hélicoptère HB-XKK

Type: Bell 206 B avec turbine
Allison 250-C20 de 390 CH
(385 HP/287 kW).

Constructeur: Bell Helicopter Company Texas

Caractéristiques: Monomoteur à 5 places. Couleur: rouge

Année de construction/
Numéro de série: 1970/566

Certificat d'admission
à la circulation: établi par l'OFAC le 12.5.1981, valable
jusqu'au 31.3.1984.

Propriétaire et
exploitant: Mountain Flyers 80 Ltd, 3123 Belp

Certificat de navigabilité: établi par l'OFAC le 24.6.1982.
Champ d'utilisation: exploitation commerciale VFR de jour et exploitation privée VFR de jour et de nuit

Heures de service au moment de l'accident: Cellule 3511:29 heures
Turbine 1449 heures
Heures de service: Heures de service depuis le dernier contrôle 12 heures.

Le dernier examen de l'OFAC a eu lieu le 3.12.1981. Le dernier contrôle des 100-heures a été effectué le 14.1.1983 au total de 1100 heures de service.

Masse et centre de gravité:

La masse maximale autorisée au décollage était de 3200 lbs; la masse au moment de l'accident était proche de 3000 lbs.

A l'altitude de 5315 ft par une température ambiante de 6°C et une pression atmosphérique de 1020 mbar, la masse maximale au décollage par vent irrégulier en force et direction, donné par le Manuel de vol du 20 décembre 1972 est de:

- Hors effet de sol 3050 lbs
- En effet de sol 3200 lbs.

Contenu des réservoirs: 60 US gal.

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Selon le rapport de l'institut suisse de météorologie, centre Zurich

Allgemeine Wetterlage:

Hochdrucklage

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wolken/Wetter: wolkenlos
Sicht: unbegrenzt
Wind: variabel, um 5 kt. Einzelne Böen bis 15 kt
Temp./Tpkt.: 06°/-07°C
Luftdruck: 1020 mbar
Sonnenstand: Azimut 202° Höhe 20°

1.7.2 Témoignages

La description des évolutions de l'hélicoptère après le décol-

lage, rapportée sous la rubrique déroulement du vol, émane d'un autre pilote d'hélicoptère qui se trouvait à l'intérieur du bâtiment situé sur la plateforme d'atterrissage. Le témoignage du pilote de l'HB-XKK correspond dans les grandes lignes avec celui du témoin visuel, mais manque de précision étant donné qu'il a dû être désorienté par les mouvements de rotation effectués par son hélicoptère.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreur de bord

Non prescrit, ni installé.

1.12 Renseignements sur l'épave et l'impact

1.12.1 L'hélicoptère a percuté le sol dans une attitude quasi horizontale. Avant que les patins ne touchent le sol, le rotor a frappé le mur et l'avant toit d'une maison, ce qui a eu pour conséquence de séparer la tête de rotor et les pales de l'hélicoptère.

En touchant le sol la poutrelle arrière de l'hélicoptère a touché une barrière ce qui a eu pour effet de la séparer du fuselage. Les patins de l'hélicoptère se sont écartés sous la violence du choc et le fuselage a touché le sol.

1.12.2 Observations à l'épave:

Poignée de réglage de débit

de kérosène:

En butée, plein débit.

Réglage pas général (Pitch):

Plein pas. Butée supérieure.

Dégivrage de la turbine:

Sur "Off"

1.13 Renseignements médicaux

Les quatre occupants ont été grièvement blessés.

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

L'impact de l'hélicoptère avec une attitude longitudinale proche de l'horizontale a fait subir aux pilotes et passagers une décélération plus ou moins dans l'axe de la colonne vertébrale, ce qui explique le tassement des vertèbres.

Bien que le site n'offrait pas de bonnes conditions pour un atterrissage de fortune, le pilote a néanmoins choisi l'endroit le plus propice, ce qui a permis d'éviter une catastrophe.

1.16 Essais et recherches particuliers

L'épave de l'hélicoptère a été soumise à un examen approfondi. Cet examen avait pour but de répondre aux questions relatives à l'état mécanique de l'hélicoptère au moment de l'accident ainsi que d'essayer de déterminer la position de certaines commandes de l'appareil avant l'accident.

1) Position de la poignée de commande de débit de kérosène

Etant donné que la tringlerie de transmission de la commande de débit de kérosène passe, entre autre, sous le fond de l'habitacle de l'hélicoptère il n'a pas été possible de déterminer avec précision si la commande de débit était en butée plein ouvert ou non. Effectivement, comme indiqué précédemment la machine s'est écrasée dans une attitude quasiment horizontale provoquant la déformation du fond du cockpit.

2) L'inspection de la turbine

L'inspection n'a pas mis en évidence une défaillance de celle-ci. Les aubes étaient en bon état bien qu'au moment de l'impact, et d'après la position du levier du pas général (Pitch), la turbine ait dû subir une surchauffe de courte durée.

3) Les commandes de vol ont été examinées et trouvées en ordre.

4) L'arbre de transmission du rotor anti-couple était rompu et la cassure a été analysée. La rupture par torsion a été provoquée par l'impact.

2. ANALYSE

Au moment de l'accident, l'hélicoptère était assez lourdement chargé ce qui laissait au pilote une relativement faible réserve de puissance hors effet de sol. La raison pour laquelle il a effectué un virage de 360° à gauche, immédiatement après le décollage, n'est pas claire et cette manoeuvre apparaît comme involontaire, probablement due à une rafale de vent. Le vol stationnaire que le pilote a tenté en suite était probablement un moyen de stabilisation et de reprise de contrôle de la machine. Cette manoeuvre a certainement provoqué un brus-

que appel de puissance. Par la suite, plusieurs phénomènes ont pu amener la perte de contrôle complète de la machine:

1. La puissance instantanée demandée à la turbine était telle que le couple qui en résultait ne pouvait plus être compensé par le rotor anti-couple. D'une part, ce rotor anti-couple ne peut que compenser un couple maximum donné, et d'autre part il a déjà perdu de son rendement à cette altitude. Les limites de performances indiquées par le constructeur ne sont pas uniquement définies par la puissance de la turbine, mais aussi par les caractéristiques de certains composants de l'hélicoptère, comme le rotor anti-couple.
2. Si lors d'un vol stationnaire hors d'effet de sol précédé d'un brusque appel de puissance, le pilote requiert plus de puissance que la turbine ne peut en fournir, et que le générateur de gaz de celle-ci fournisse 105% de sa puissance nominale, le régime du rotor principal va décroître rapidement. Au cas où le pilote ne diminue pas immédiatement sa demande de puissance, le régime du rotor principal s'abaissant, celui du rotor anti-couple va naturellement et proportionnellement suivre cette tendance. L'effet de ces réductions est rapide et la machine va s'enfoncer en tournant autour de son axe vertical.
3. L'atterrissage et le start de l'héliport de Zermatt ne sont pas chose facile lorsque les conditions météorologiques sont défavorables. Comme signalé plus en avant, le jour de l'accident la visibilité était bonne, par contre le vent soufflait en rafales et sa direction était variable, ce qui vu la configuration des lieux a probablement engendré des remous relativement forts.
4. La concentration du pilote était sensiblement mise à contribution par la proximité de différents obstacles; un hélicoptère stationné sur sa droite, les bâtiments, les barrières, la station supérieure de l'ascenseur.

Informations ultérieures

Le 29 juin 1983 Bell Helicoptères TEXTRON (Le constructeur) a édité de nouveaux graphiques de performances, ceci en fonction de l'altitude densité, de la direction et de l'intensité du vent. Celles-ci étant plus restrictives on peut dès lors admettre que celles qui figuraient dans le manuel de vol en vigueur le jour de l'accident, étaient trop optimistes dans certaines conditions.

Le 31 octobre 1983, le constructeur a édité une "OPERATIONS SAFETY NOTICE" (OSN 206-83-10) relative à l'apparition, sous certaines conditions, d'un mouvement de lacet à droite inattendu et qui n'est pas en relation avec une défectuosité mécanique. La documentation remise pouvant prêter à confusion, particulièrement en ce qui concerne le diagramme de l'azimut des vents relatifs, l'OFAC a dans un télex adressé à la Federal Aviation Administration (FAA), Etats-Unis, en date du 29 mai

1984, demandé des explications complémentaires. Le 6 juillet 1984 la FAA répondait par lettre et précisait entre autres que le diagramme de l'azimut des vents relatifs publié avec l'OSN ne remplaçait pas celui figurant dans le manuel de vol et qu'il ne doit pas être superposé à ce dernier, les conditions d'établissement de ces deux diagrammes n'étant pas les mêmes. Le 6 juillet 1984 le constructeur publiait une lettre d'information (206-84-41.206L-84-27) dans laquelle il revient sur l'OSN 206-83-10 et précise les conditions particulières qui peuvent engendrer un mouvement de lacet à droite inattendu. Cette lettre figure en annexe.

A la lumière de cette dernière information on peut essayer de mieux saisir quels sont les éléments qui ont conduit à l'accident. Mais pour cela il faudrait être en possession d'informations précises, particulièrement en ce qui concerne l'indication du torquemètre et les tours du rotor. Malheureusement sur cette ultime phase du vol, le pilote et ceci consécutivement au choc subi dans l'accident, ne se souvient que d'une chose, celle d'avoir eu le pied gauche à fond. Cela étant, la situation la plus plausible que l'on peut envisager est celle du VORTEX du rotor principal. Une telle situation provoque en effet une forte perte de portance, donc une chute de l'hélicoptère. Voulant retenir la machine, le pilote a probablement fait appel à une importante demande de puissance qui ne pouvait plus être contrée par le rotor de queue d'où la rotation à droite.

Vu sous un angle plus global il semble évident que la situation décrite ci-dessus résulte de la combinaison défavorable de plusieurs paramètres négatifs (faible réserve de puissance, rafales de vent variable, turbulences, configuration des lieux, obstacles).

C'est un fait cependant que si dans le cas faisant l'objet du rapport, le pilote avait utilisé une technique de décollage plus conventionnelle et mieux appropriée, en passant par exemple du vol stationnaire en effet de sol au vol en translation, sans hésitation et dans un mouvement plus élancé, il n'aurait sans doute pas rencontré ces problèmes.

3. CONCLUSIONS

3.1 Faits établis

- Le pilote était titulaire d'une licence valable et était habilité à effectuer le vol prévu.
- Aucun élément n'indique qu'il ait été affecté dans son état de santé lors du vol faisant l'objet de ce rapport.
- L'hélicoptère était admis à la circulation VFR. L'enquête n'a révélé aucune défectuosité ayant pu jouer un rôle dans le déroulement de l'accident.

La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limi-

tes prescrites.

- L'hélicoptère transportait 4 personnes pesant au total env. 360 kg.
- Le réservoir de l'hélicoptère contenait 60 US gal de kérosène.
- Après le décollage le pilote a perdu le contrôle de l'hélicoptère qui s'est mis à tourner sur son axe vertical et s'est écrasé.
- Le constructeur a édité le 31 octobre 1983 une "OPERATION SAFETY NOTICE". La lettre explicative datée du 6 juillet 1984 est présentée en annexe.

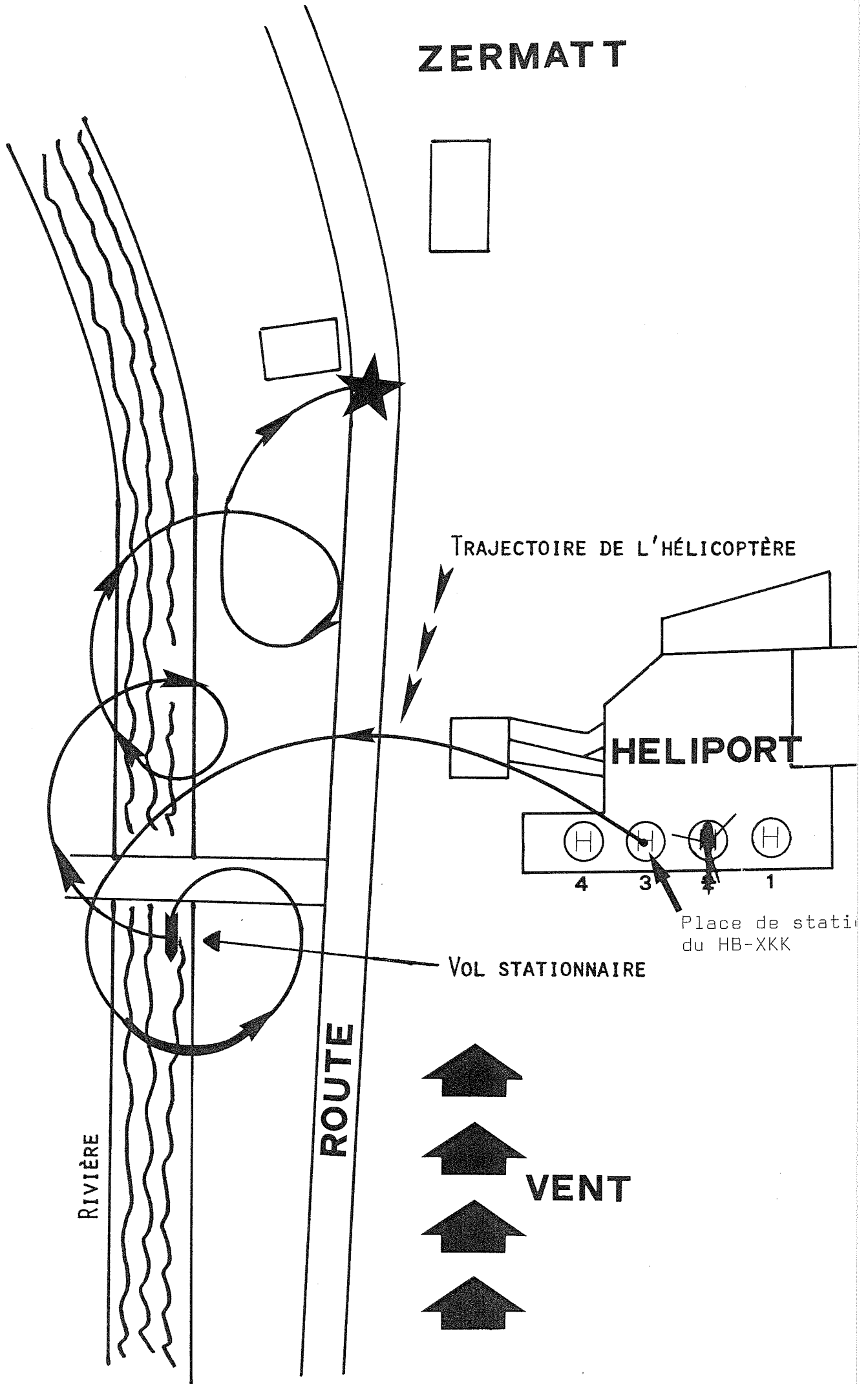
3.2 Cause

L'accident est dû à une technique de décollage non adaptée aux performances de l'hélicoptère, compte tenu de la configuration des lieux et des conditions de vent défavorables.

Berne, le 28 septembre 1984

sig. Ch. Ott, dr. en droit
sig. J.-P. Weibel
sig. Ch. Lanfranchi
sig. M. Marazza
sig. H. Angst

ZERMATT



TRAJECTOIRE DE L'HÉLICOPTÈRE

HELIPORT

4 3 2 1

Place de stationnement
du HB-XKK

VOL STATIONNAIRE

ROUTE

RIVIÈRE

VENT

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.

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.

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

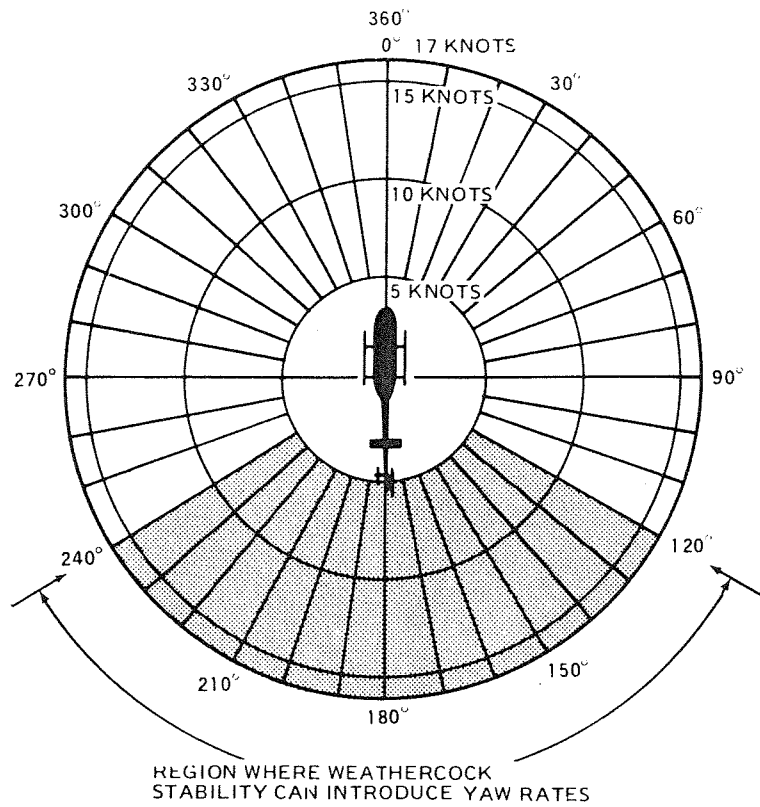
COLLECTIVE PITCH REDUCTION WILL AID IN ARRESTING THE YAW RATE BUT MAY CAUSE AN EXCESSIVE RATE OF DESCENT. THE SUBSEQUENT LARGE, RAPID INCREASE IN COLLECTIVE TO PREVENT GROUND OR OBSTACLE CONTACT, MAY FURTHER INCREASE THE YAW RATE AND DECREASE ROTOR RPM.

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.



206175-7

FIGURE 1. WEATHERCOCK STABILITY

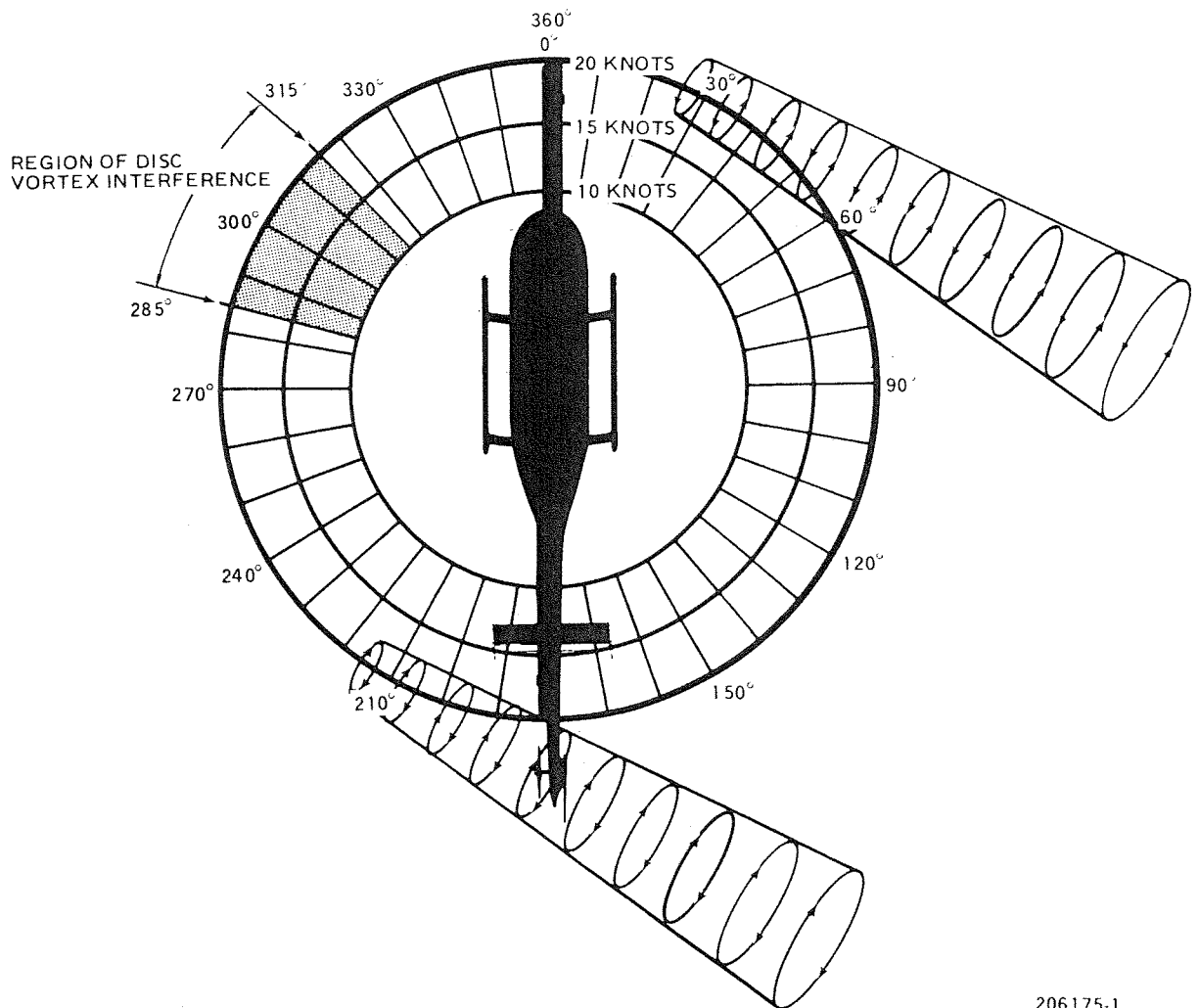
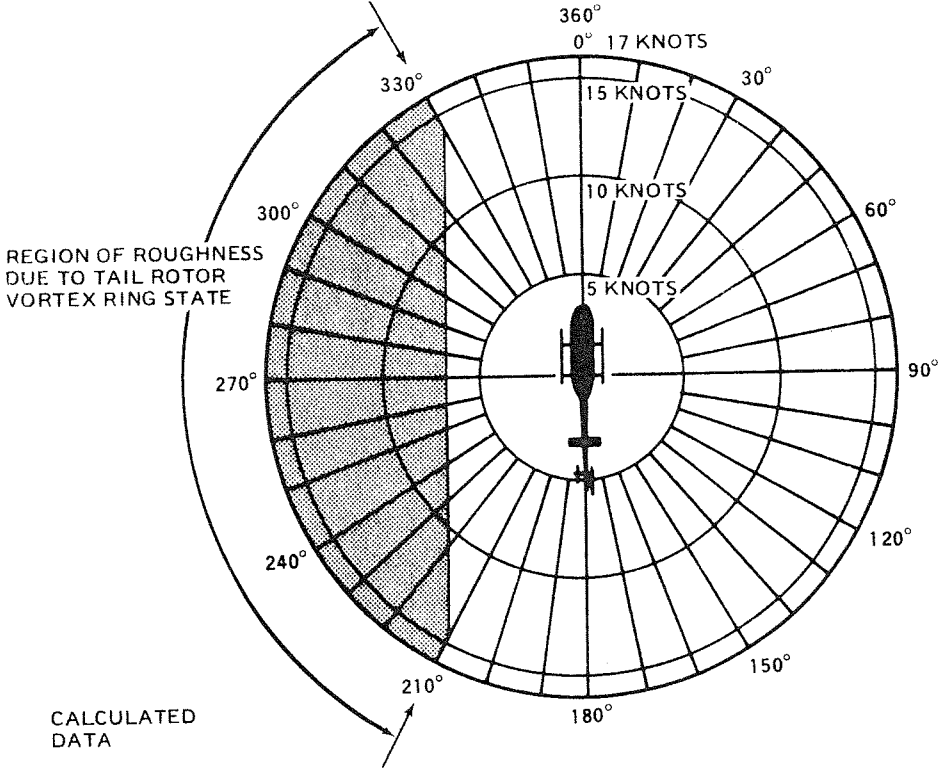


FIGURE 2. MAIN ROTOR DISC VORTEX INTERFERENCE

206175-1



206175-8

FIGURE 3. TAIL ROTOR VORTEX RING STATE