

# Rapport

Accident survenu le **11 janvier 2003**  
à **Gréolières-les-Neiges (06)**  
à l'hélicoptère **Robinson R 44**  
immatriculé **F-GYDH**



MINISTÈRE DE L'ÉCOLOGIE, DE L'ÉNERGIE, DU DÉVELOPPEMENT DURABLE ET DE L'AMÉNAGEMENT DU TERRITOIRE

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

# **Avertissement**

*Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.*

*Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et au Code de l'Aviation civile (Livre VII), l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.*

*En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.*

# ***Table des matières***

<b>AVERTISSEMENT</b>	<b>2</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>4</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>	<b>4</b>
1.1 Déroulement du vol	4
1.2 Tués et blessés	4
1.3 Renseignements sur le pilote	5
1.4 Renseignements sur l'hélicoptère Robinson R 44	5
1.4.1 Caractéristiques techniques du moteur de l'hélicoptère	5
1.4.2 Masse et centrage	5
1.4.3 Régulation du régime moteur	5
1.4.4 Contrôle des tours moteur et des tours rotor	6
1.4.5 La pression d'admission	6
1.4.6 Le dispositif d'alarme de bas régime rotor (Low RPM)	7
1.4.7 Réchauffage du carburateur	7
1.5 Conditions météorologiques	7
1.6 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	8
1.7 Renseignements supplémentaires	8
1.7.1 Examens en laboratoire	8
1.7.2 Témoignages	8
1.7.3 Examen d'un enregistrement vidéo réalisé par le passager arrière	9
1.7.4 Analyse spectrale de la bande son de l'enregistrement	10
<b>2 - ANALYSE</b>	<b>12</b>
2.1 Demande excessive de puissance	12
2.2 Séquence finale	12
2.3 Givrage du carburateur	12
2.4 Absence d'alarmes de bas régime du rotor	13
<b>3 - CONCLUSION</b>	<b>13</b>
<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>14</b>

# Synopsis

## Date de l'accident

Samedi 11 janvier 2003 à 12 h 55<sup>①</sup>

## Lieu de l'accident

Gréolières-les-Neiges (06)  
à 1 530 m (5 100 pieds) d'altitude

## Nature du vol

Local

## Aéronef

Hélicoptère Robinson R 44  
Clipper

## Exploitant

Privé

## Personnes à bord

Pilote + 2

<sup>①</sup> Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'événement.

## 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

### 1.1 Déroulement du vol

L'hélicoptère décolle de l'aérodrome de Cannes-Mandelieu avec trois personnes à bord pour un vol d'agrément dans l'arrière-pays niçois. Plusieurs témoins voient l'hélicoptère longer d'ouest en est une ligne de crête enneigée, puis survoler les pistes de ski de la station de Gréolières-les-Neiges. Quelques instants plus tard, ils entendent des bruits de claquement et voient l'hélicoptère tomber, puis s'écraser.

### 1.2 Tués et blessés

	Blessures		
	Mortelles	Graves	Légères/Aucune
Membres d'équipage	1	-	-
Passagers	2	-	-
Autres personnes	-	-	-

## **1.3 Renseignements sur le pilote**

Homme, 55 ans

- TT de 1978
- 1 188 heures de vol avion
- PPH de 1995
- 118 heures de vol hélicoptère dont 27 sur type et 1 dans les trois mois précédents

## **1.4 Renseignements sur l'hélicoptère Robinson R 44**

### **1.4.1 Caractéristiques techniques du moteur de l'hélicoptère**

Un moteur de six cylindres à pistons Lycoming O-540 F1 B5 avec carburateur équipe cet hélicoptère. Il peut développer une puissance maximale de deux cent vingt-cinq chevaux.

Les abaques de puissance moteur contenues dans le manuel de vol (voir annexe 1), indiquent que :

- au niveau de la mer, la pression maximale d'admission autorisée pendant cinq minutes est de 25,7 pouces de mercure à 20 °C ;
- à une altitude de 4 300 pieds, correspondant à l'altitude où l'hélicoptère a réalisé le vol en stationnaire, la pression maximale d'admission autorisée est de 22,8 pouces de mercure à 0 °C ;
- à l'altitude de 5 300 pieds correspondant à l'altitude de vol de la dernière minute de vol, la pression d'admission ne doit pas dépasser 22,2 pouces de mercure à - 10 °C. Pour des températures supérieures, la pression d'admission est limitée par la position « plein gaz » du volet du carburateur.

### **1.4.2 Masse et centrage**

Au moment du décollage, la masse du F-GYDH était de 1 015 kg. La limite de masse définie par le constructeur est de 1 089 kg. Le centrage longitudinal et le centrage latéral étaient respectivement à 2,37 et - 0,01, les limites définies par le constructeur étant de 2,33 et 2,59 et - 0,055 et 0,06.

En conséquence, l'hélicoptère se trouvait à l'intérieur des limites de masse et de centrage.

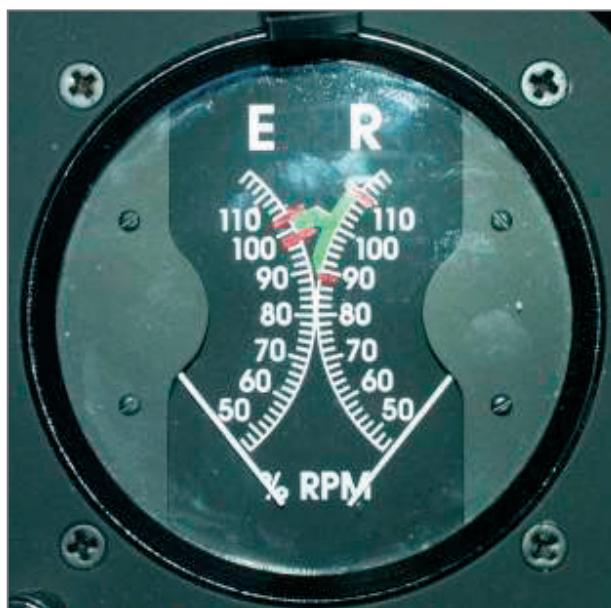
### **1.4.3 Régulation du régime moteur**

Le système de régulation des tours moteur (Governor) détecte les variations de régime du moteur sur une des deux magnétos et applique une correction sur la commande de pression d'admission lorsque le régime est différent de sa valeur nominale. Son engagement est commandé par le pilote à l'aide d'un interrupteur situé à l'extrémité de la commande de pas collectif de la place droite. Le manuel de vol recommande la mise en route du régulateur de régime moteur avant le décollage. Lors de la séquence de démarrage, lorsque le régime moteur atteint la valeur de 80 %, le pilote positionne l'interrupteur

du Governor sur « marche/on » : le voyant de couleur ambre « gov off » situé sur la planche de bord s'éteint. Le régulateur prend alors le relais et stabilise le régime moteur à environ 101 %.

#### 1.4.4 Contrôle des tours moteur et des tours rotor

Un tachymètre double (photographie ci-dessous) positionné en haut et à droite de la planche de bord du Robinson R 44 fournit les informations relatives aux régimes du moteur et du rotor. En vol, les aiguilles E (tours moteur) et R (tours rotor) doivent se situer pendant le vol dans leur plage verte respective. Les graduations sont indiquées en pourcentage de tours par minute. L'arc vert du tachymètre moteur s'étend de 99 à 102 %, tandis que celui du tachymètre rotor principal s'étend de 90 à 108 %.



Le manuel de vol comporte l'avertissement suivant :

*« A forte puissance au-dessus de 4 000 pieds, le papillon des gaz est fréquemment complètement ouvert et le régime doit alors être contrôlé à l'aide de la commande de pas collectif ».*

#### 1.4.5 La pression d'admission

Lorsque le pilote agit sur la commande de pas collectif, le système de régulation des tours moteurs détecte la variation de régime moteur et agit sur la commande de pression d'admission. Une demande d'augmentation de pas collectif entraîne une augmentation de la pression d'admission.

Un manomètre de pression d'admission est installé sur la planche de bord, juste en-dessous du tachymètre double. Les pressions sont indiquées en pouces de mercure.

Le manuel de vol indique, sous la forme d'un tableau, les limites de pression d'admission en fonction de l'altitude pression et de la température extérieure (voir en annexe 1). Le R 44 est équipé d'un thermomètre de température extérieure et d'un thermomètre d'entrée d'air d'admission.

Au cours des dernières minutes du vol, l'hélicoptère évoluait à une altitude comprise entre 4 300 et 5 300 pieds et la température extérieure était comprise entre - 2 °C et + 2 °C. Dans ces conditions, la limite de pression d'admission est de 22,5 pouces de mercure environ.

#### **1.4.6 Le dispositif d'alarme de bas régime rotor (Low RPM)**

Lorsque le régime du rotor est inférieur à 97 %, le klaxon retentit dans la cabine de pilotage et le voyant ambre « Low RPM » situé juste au-dessus du tachymètre double s'allume pour alerter le pilote. Le manuel de vol indique qu'en cas d'alarme de bas régime rotor, le pilote doit agir sur la commande de pas collectif pour diminuer la demande de puissance. L'hélicoptère se met alors en descente et le régime du moteur augmente progressivement jusqu'à retrouver la plage normale de fonctionnement. A ce moment, le voyant « Low RPM » s'éteint.

Le déclenchement de l'alarme sonore et l'allumage du voyant « Low RPM » sont inhibés lorsque la commande de pas collectif est complètement baissée, pour éviter une alarme non justifiée pendant la phase d'accélération du rotor au sol au démarrage.

Après le lancement du rotor au démarrage, un léger soulèvement de la commande de profondeur, à un régime moteur inférieur à 80 %, permet de tester le bon fonctionnement de ce dispositif d'alarme avant le décollage.

#### **1.4.7 Réchauffage du carburateur**

La commande de réchauffage du carburateur permet de contrôler la température de l'alimentation en air du carburateur, en fonction de l'indication du thermomètre d'air d'admission :

- lorsqu'elle n'est pas actionnée, l'air provient directement de l'extérieur par une ouverture située sur la partie droite de l'hélicoptère ;
- lorsqu'elle est actionnée (manette tirée vers le haut), l'air est préalablement réchauffé par le dispositif d'échappement.

Lorsque le régulateur de régime moteur est actif, la mise en œuvre du réchauffage du carburateur entraîne une augmentation de la pression d'admission.

### **1.5 Conditions météorologiques**

- Source Météo-France, estimées sur le site : vent 060° / 10 kt, visibilité 10 km, FEW036, SCT090, SCT200, température 0 °C, QNH 1012 hPa
- Relevées à la station automatique de Caussols (1 350 m) : vent 060°/12 kt, T + 2 °C, Td – 7 °C et une humidité de 53 %

## **1.6 Renseignements sur l'épave et sur l'impact**

L'accident s'est produit sur le versant nord de la montagne du Cheiron. La zone d'impact, recouverte de neige, est située dans l'emprise de la station de sports d'hiver de Gréolières-les-Neiges. Elle présente une déclivité relativement faible.

L'hélicoptère a heurté un rocher saillant, puis s'est rompu en deux parties : l'habitacle, le rotor principal et le moteur près du rocher, la poutre de queue et le rotor anti-couple dix mètres plus loin, suivant une direction ouest-est. La faible dispersion de l'épave montre que l'hélicoptère avait une trajectoire pratiquement verticale au moment de l'impact avec le sol.

Les deux pales sont solidaires du moyeu rotor, les patins du train sont rompus, le dispositif de flottabilité de secours est gonflé. Dans l'habitacle, la manette de réchauffage carburateur est retrouvée en position tirée à mi-course. Le disjoncteur « Tachy Rotor », sous le siège du passager avant, est retrouvé en position non engagée, celui du klaxon « Horn » est en position engagée.

Une forte odeur de carburant est perceptible autour de l'épave.

## **1.7 Renseignements supplémentaires**

### **1.7.1 Examens en laboratoire**

Les examens métallurgiques réalisés sur l'épave indiquent que tous les endommagements sont la conséquence de l'impact violent avec le sol.

L'examen en laboratoire de la chaîne de transmission et du rotor principal montre que le moteur délivrait une faible puissance au moment de l'impact avec le sol.

Des essais ont montré que le dispositif électrique de régulation des tours moteur (Governor) et le boîtier électronique d'alarme « bas régime rotor » (Low RPM) fonctionnaient correctement.

L'examen du filament du voyant « Low RPM » montre que ce voyant était probablement éteint lors de l'impact.

L'alarme sonore de bas régime rotor fonctionnait normalement.

Le disjoncteur « Tachy Rotor » a été retrouvé en position non engagée sur l'épave. L'enregistrement vidéo (voir paragraphe 4.2) montre cependant que le tachymètre double fonctionnait normalement. Il est donc probable que le disjoncteur se soit désengagé à l'impact.

Le capteur lié à la commande de pas collectif, permettant l'inhibition au sol (commande de pas abaissée) du voyant « Low RPM » et de l'alarme sonore, a été détruit. Il n'a pas été possible de déterminer s'il fonctionnait correctement.

### **1.7.2 Témoignages**

Plusieurs personnes ont vu que l'hélicoptère venait du nord-ouest et qu'il se dirigeait vers l'est en suivant une trajectoire parallèle à la ligne de crête du Cheiron.

Ils rapportent que leur attention a été attirée par un bruit de claquement et que l'hélicoptère tombait verticalement avec une assiette à piquer.

L'un des témoins précise que l'hélicoptère semblait émettre un bruit chaotique et anarchique sans pouvoir indiquer s'il s'agissait d'un bruit de moteur ou de pales. Il a remarqué que sa trajectoire s'est légèrement infléchie vers la gauche et que l'hélicoptère s'est incliné vers l'avant avant de percuter le relief de face.

Le gérant de la société qui exploite l'hélicoptère accidenté, s'est déplacé en R 44 sur les lieux dès qu'il a eu connaissance de l'accident, en début d'après-midi. Il rapporte avoir dû actionner la manette de réchauffage carburateur dès le décollage de Cannes, car la température d'entrée d'air carburateur était dans la plage de givrage possible. Il précise qu'il n'y avait pas de vent sur le site.

### 1.7.3 Examen d'un enregistrement vidéo réalisé par le passager arrière

Le passager assis en place arrière gauche a enregistré le vol avec un caméscope numérique. Le support numérique de la caméra, examiné en laboratoire, contenait une partie du vol en cinq séquences successives:

- une partie de la procédure de mise en route de l'hélicoptère sur l'aire de stationnement de l'aérodrome de Cannes-Mandelieu, ainsi que le déplacement en translation vers la piste et le décollage ;
- le survol d'une usine dans la périphérie nord de la ville de Cannes, une trajectoire en montée continue, parfois à basse hauteur au-dessus du relief, sensiblement orientée vers le nord ;
- une approche sur une ligne de crête enneigée où l'hélicoptère marque un vol stationnaire pendant quelques secondes ;
- le décollage de cette même ligne de crête ;
- le survol des pistes de ski de la station de Gréolières-les-Neiges et les derniers instants du vol, pendant lesquels sont enregistrées de très importantes vibrations ;

Les prises de vues du paysage survolé permettent de reconstituer une partie de l'itinéraire suivi par l'hélicoptère. L'intérieur de l'habitacle, les actions du pilote et une partie des instruments de la planche de bord sont également visibles par moments.

L'examen de cet enregistrement permet d'établir les points suivants :

- il est impossible de voir si le pilote a vérifié le fonctionnement du voyant « Low RPM » et celui de l'alarme sonore à la mise en route ;
- la pression d'admission au décollage de Cannes est de 24 pouces de mercure ;
- le pilote évolue très souvent à très basse hauteur, à une hauteur estimée entre 150 et 200 pieds ;

- la pression d'admission observée sur le tableau de bord se situe souvent dans des valeurs hautes voisines de 24/25 pouces de mercure pendant la quasi-totalité du vol ;
- lors de la descente vers l'endroit où a lieu le vol en stationnaire, la pression d'admission est de 12/14 pouces de mercure ;
- le vol en stationnaire dans l'effet de sol, quelques minutes avant l'accident, est réalisé à l'altitude de 4 300 pieds. Lors de cette manœuvre, la neige poudreuse est soulevée par le souffle du rotor principal ;
- lors de la montée qui suit, le bruit du moteur est différent, la pression d'admission lue sur le cadran est de 23 pouces de mercure. Puis, l'hélicoptère survole quelques instants la route départementale RD 802 qu'il laisse sur sa gauche pour rejoindre la ligne de crête du Cheiron ;
- la dernière altitude lue sur l'altimètre est 5 300 pieds. La vitesse indiquée est alors de 80 kt. La dernière partie de l'enregistrement montre les remontées mécaniques de la station de ski de Gréolières, la crête du Cheiron et le Mont de Jérusalem ;
- quatorze secondes avant la fin de l'enregistrement, un changement de bruit du moteur est nettement perceptible. Puis, un bruit de claquement continu est entendu, de plus en plus fort, accompagné de fortes secousses verticales allant en s'amplifiant. Le pilote semble regarder les instruments puis il se penche à gauche vers la console, sans qu'il soit possible de voir ce qu'il fait ou regarde. Aucun mouvement du pilote qui pourrait correspondre à une action franche pour diminuer le pas collectif n'est observée. Le champ de vision ne permet pas de voir directement la position de la commande de pas collectif ;
- aucune alarme visuelle ou sonore (Low RPM ou Governor off) n'est perçue ou entendue pendant les derniers moments du vol ;
- dans les derniers instants du vol, on aperçoit brièvement l'indicateur double (Tachy Rotor) : les deux aiguilles sont pratiquement horizontales et positionnées en dehors des plages vertes respectives (voir page 7, photographie du tachymètre double). Cette position correspond à un régime moteur et rotor d'environ 80 %.

#### 1.7.4 Analyse spectrale de la bande son de l'enregistrement

Une analyse spectrale de la bande son du support numérique de la caméra a été réalisée. Les résultats (voir annexe 2) montrent que :

- le régime du moteur et celui du rotor principal sont stabilisés à des valeurs normales d'utilisation jusqu'à la séquence du vol en stationnaire au-dessus de la neige : le moteur tourne à 101,8 %, conformément au régime électroniquement réglé du moteur (voir paragraphe 3.1.2) ;
- lors de la période de vol stationnaire dans l'effet de sol au-dessus de la neige, le régime moteur baisse légèrement vers 97,5 % ;

- après le décollage qui suit le vol stationnaire, le régime moteur n'est plus qu'à 95 % ;
- lorsque l'enregistrement du caméscope reprend, après une interruption de six minutes, l'hélicoptère évolue alors à une altitude d'environ 5 300 pieds et se dirige en légère montée vers la cime du Cheiron et le sommet de Jérusalem. Le régime du moteur est alors à 92,5 %. Cette dernière séquence dure deux minutes et trente secondes. Au cours des trente dernières secondes d'enregistrement, le régime du moteur chute jusqu'à la valeur de 60 %.

## 2 - ANALYSE

### 2.1 Demande excessive de puissance

Au décollage de l'aérodrome de Cannes-Mandelieu, la pression d'admission est en dessous de la limite autorisée au décollage (24 pouces de mercure pour 25,7 autorisés). En revanche, lors de la montée vers le sommet du Cheiron, on aperçoit des pressions d'admission voisines de 24/25 pouces de mercure alors que la pression maximale autorisée dans ces conditions est de 22,5 pouces de mercure environ. Le pilote utilisait l'hélicoptère dans des conditions qui entraînaient un dépassement de la limite de puissance définie par le constructeur. Il n'a pas été possible de déterminer si le pilote avait conscience de ce dépassement. A 6 000 pieds, il n'est physiquement plus possible de dépasser une pression d'admission de 22,1 pouces de mercure car le volet du carburateur a alors atteint sa pleine ouverture. En montant vers 5 300 pieds, après un vol stationnaire à 4 300 pieds, le pilote exige du moteur une puissance qui s'approche de la puissance maximale que peut fournir celui-ci.

### 2.2 Séquence finale

Durant les deux minutes et demie que dure la dernière séquence enregistrée, alors que l'hélicoptère passe l'altitude de 5 300 pieds en légère montée, le régime du moteur n'est plus que de 92,5 % : le régulateur ne parvient plus à maintenir les tours moteur, le volet du carburateur a atteint la pleine ouverture. A ce moment, le moteur n'a plus de puissance disponible et toute demande de puissance supplémentaire entraîne une diminution rapide du régime du rotor.

Le pilote tire progressivement sur la commande de pas collectif pour maintenir la trajectoire désirée, et continue ainsi à solliciter le moteur. Le moteur ne tourne plus qu'à 92 % de ses capacités. Le rotor ne tournant plus à son régime normal, des vibrations commencent à se faire sentir à bord. Une action sans doute plus ample sur le pas collectif fait chuter les régimes moteur et rotor vers 60 %. Les deux pales atteignent le décrochage aérodynamique et provoquent des vibrations de plus en plus fortes. L'hélicoptère n'étant plus sustenté chute ; il est devenu incontrôlable.

### 2.3 Givrage du carburateur

Le diagramme de givrage (voir annexe 3) indique que l'hélicoptère évoluait dans une zone de givrage léger à puissance de croisière. Il n'a pas été possible de déterminer si le pilote a actionné la commande de réchauffage du carburateur. Sa position sur l'épave peut être une conséquence de l'impact.

Un givrage du carburateur a pu contribuer à réduire la puissance disponible, ce qui a pu accélérer le phénomène de diminution de régime moteur et rotor décrit ci-dessus.

L'enregistrement vidéo montre une séquence où l'hélicoptère est en vol stationnaire dans l'effet de sol au-dessus d'un sentier enneigé. A cet instant,

le souffle du rotor soulève beaucoup de neige poudreuse. La neige a pu obstruer partiellement l'entrée d'air, contribuant également à limiter la puissance disponible.

## 2.4 Absence d'alarmes de bas régime du rotor

L'analyse spectrale de l'enregistrement son a permis d'établir que dans les derniers instants du vol, le régime moteur se situe bien en dessous de 97 %, valeur à laquelle le voyant et l'alarme sonore bas régime rotor auraient normalement dû se déclencher. Or, aucune alarme visuelle ou sonore n'est perçue dans l'enregistrement vidéo qui correspond à cette séquence du vol.

Les causes possibles de cette anomalie peuvent être :

- un fonctionnement défectueux du boîtier électronique des alarmes. Les essais ont montré que ce boîtier fonctionnait correctement, mais on ne peut totalement exclure qu'une panne soit survenue pendant le vol ;
- un dysfonctionnement du micro interrupteur de pas collectif. Celui-ci a été détruit pendant l'accident et n'a pas pu être examiné.

L'enregistrement vidéo ne permet pas de déterminer si le pilote a testé les alarmes avant le départ de l'aérodrome de Cannes.

## 3 - CONCLUSION

L'accident résulte d'une diminution importante du régime du rotor principal entraînant la perte de contrôle de l'hélicoptère. La cause en est une action excessive du pilote sur la commande de pas collectif à masse et altitude élevées, qui a entraîné une demande de puissance supérieure à la puissance disponible.

L'absence, pour des raisons indéterminées, de déclenchement des alarmes visuelle et sonore de bas régime rotor constitue un facteur contributif.

Un givrage possible du carburateur et l'absorption de neige par l'entrée d'air lors du vol stationnaire précédent l'accident ont pu contribuer à limiter la puissance disponible.

# ***Liste des annexes***

## **annexe 1**

Tableau des pressions d'admission

## **annexe 2**

Evolution des tours moteur pendant les cent dernières secondes du vol

## **annexe 3**

Diagramme de givrage

## Tableau des pressions d'admission

### MANUEL DE VOL HELICOPTERE ROBINSON R44

EDITION N° 2

#### LISTE ET CONTENU DES PLAQUETTES EN ANGLAIS ET EN FRANCAIS

Plaquettes visibles par le pilote en vol

#### LIMIT MANIFOLD PRESSURE - IN HG

PRESS	MAXIMUM CONTINUOUS POWER						
	-20	-10	0	10	20	30	40
SL	22,9	23,2	23,5	23,8	24,1	24,4	24,7
2000	22,5	22,8	23,1	23,4	23,7	24,0	24,2
4000	22,2	22,5	22,8	23,1	23,4	23,7	23,9
6000	21,8	22,1	FULL THROTTLE				

FOR MAX TAKEOFF POWER (5 MIN), ADD 1.6 IN. HG.

#### PRESSION D'ADMISSION LIMITE - POUCE DE HG

ALTITUDE PRESSION FT	PUISSEANCE MAXI CONTINUE						
	-20	-10	0	10	20	30	40
SL	22,9	23,2	23,5	23,8	24,1	24,4	24,7
2000	22,5	22,8	23,1	23,4	23,7	24,0	24,2
4000	22,2	22,5	22,8	23,1	23,4	23,7	23,9
6000	21,8	22,1	PLEIN GAZ				

PUISSEANCE MAXI AU DECOLLAGE :  
AJOUTER 1,6 POUCE DE HG

#### NE JAMAIS EXCEDER SPEED : KIAS

PRESS	2200 LB TOGW & BELOW						
	-20	-10	0	10	20	30	40
SL							
2000	130				127	123	
4000		126	122	118	114		
6000	128	122	117	113	109	103	
8000	122	117	112	107	101	96	91
10000	112	106	101	95	90	85	
12000	101	95	89				
14000	89						

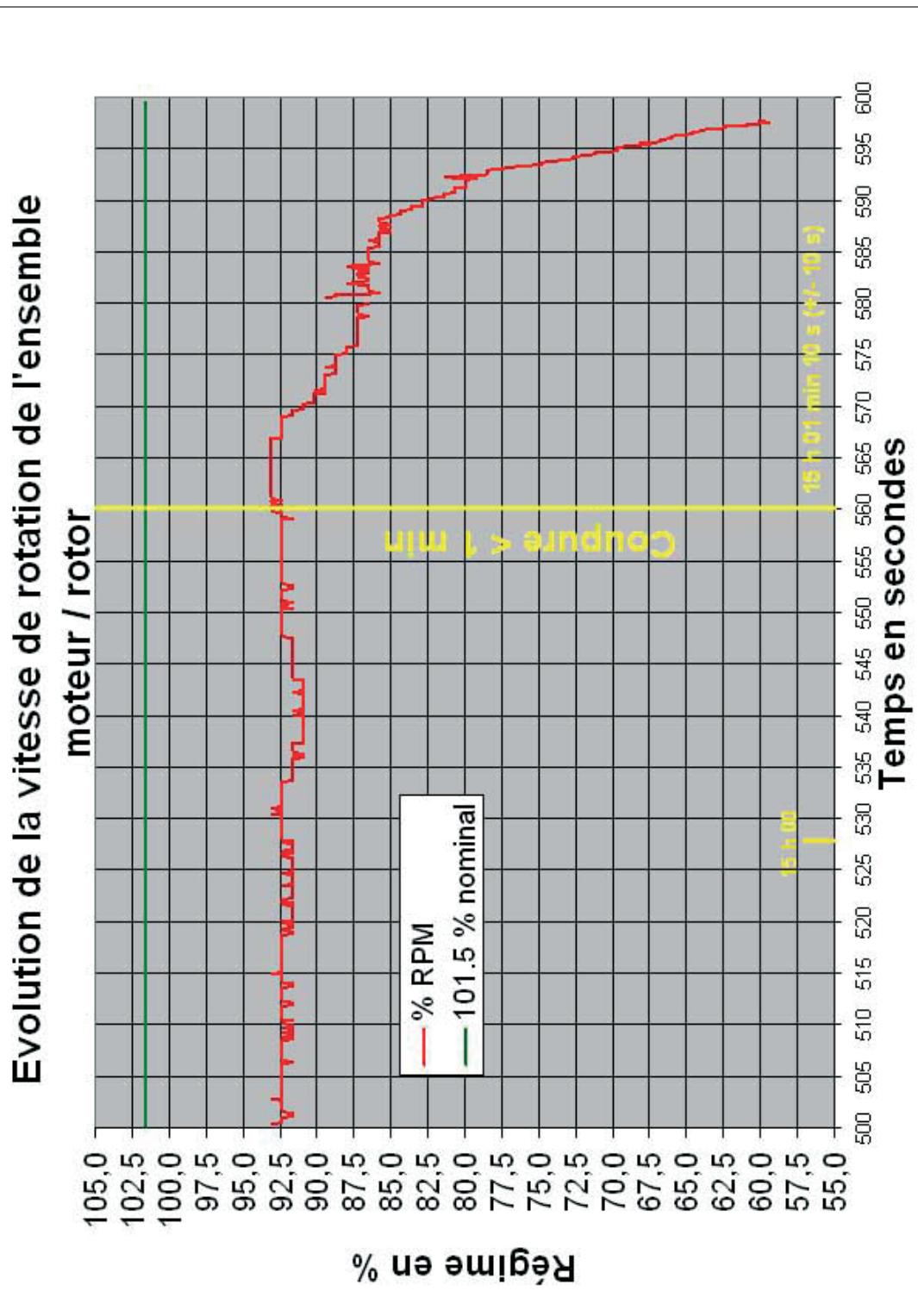
OVER 2200 LB TOGW, SUBTRACT 10 KIAS  
FOR AUTOROTATION, SUBTRACT 30 KIAS

#### VITESSE A NE JAMAIS DEPASSER : KT (M)

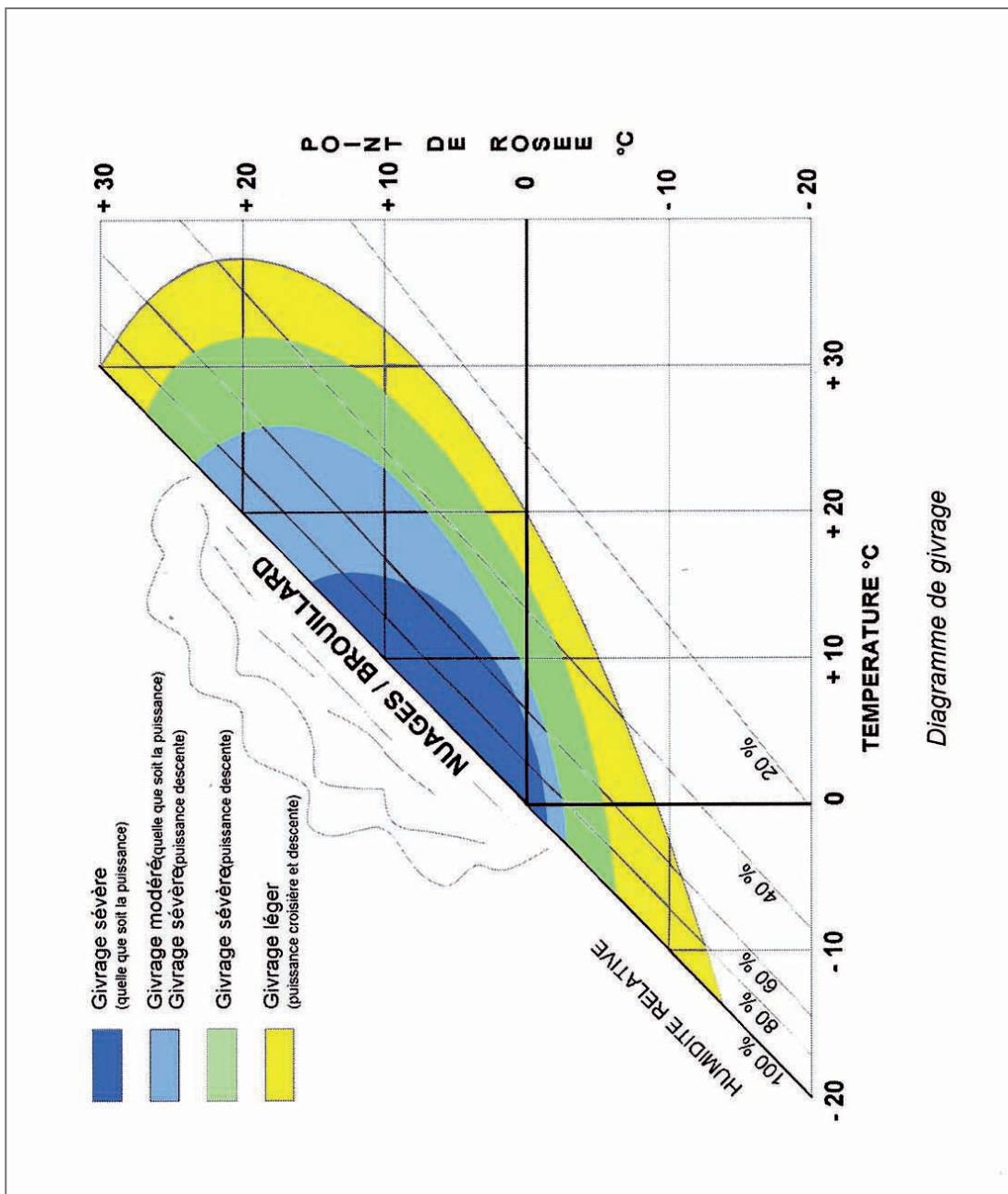
ALTITUDE PRESSION FT	MASSE AU DECOLLAGE INFÉRIEURE OU ÉGALÉ À 998 KG (2200 LB)						
	-20	-10	0	10	20	30	40
SL							
2000	130				127	123	
4000		126	122	118	114		
6000	125	122	117	113	109	103	
8000	122	117	112	107	101	96	91
10000	112	106	101	95	90	85	
12000	101	95	89				
14000	89						

VOL INTERDIT  
AU DESSUS DE 998 KG (2200 LB) : RETIRER 10 KT  
EN AUTOROTATION : ENLEVER 30 KT

#### **Evolution des tours moteur pendant les cent dernières secondes du vol**



## Diagramme de givrage



# BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

Zone Sud - Bâtiment 153  
200 rue de Paris  
Aéroport du Bourget  
93352 Le Bourget Cedex - France  
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03  
[www.bea.aero](http://www.bea.aero)

