



**MINISTÈRE
CHARGÉ
DES TRANSPORTS**

*Liberté
Égalité
Fraternité*



CALCUL DE PERFORMANCE LA LIMITATION UTILE EN HELICOPTERE

Guide de bonnes pratiques


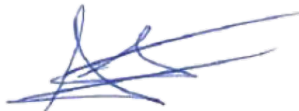
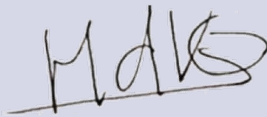
Direction de la sécurité de l'Aviation civile
Direction technique Navigabilité et opérations
Édition n°1
Version n° 1
Publiée le 25/08/2023

Gestion documentaire

Historique des révisions

Edition et version	Date	Modifications
Ed1v0	01/10/2019	Création
Ed1v1	25/08/2023	Mise à jour de la charte graphique Modifications mineures

Approbation du document

Nom	Responsabilité	Date	Visa
Sandra TURQUEY Inspectrice de surveillance	Rédacteur	25/08/2023	
Maxime ALIROT Adjoint au chef du pôle NO/OH	Vérificateur	25/08/2023	
Quitterie HENRY-DE-VILLENEUVE Chef de pôle NO/OH	Approbateur	25/08/2023	

Pour tout commentaire ou suggestion à propos de ce guide, veuillez contacter la direction de la sécurité de l'aviation civile à l'adresse suivante : dsca-no-oh-bf@aviation-civile.gouv.fr

Propriété intellectuelle

Ce document est mis à disposition sous « Licence Ouverte » dans sa version 2.0 (etalab-2.0).



LICENCE OUVERTE
OPEN LICENCE

Sommaire

Gestion documentaire.....	2
Historique des révisions.....	2
Approbation du document.....	2
Sommaire.....	3
1. Exigences réglementaires	4
2. Définition de la limitation utile.....	6
3. Calcul la limitation utile (L/U)	7
4. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère bimoteur dans le cadre d'une exploitation en transport aérien commercial selon les exigences de la classe de performances 1	8
5. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère bimoteur dans le cadre d'une exploitation en transport aérien commercial selon les exigences de la classe de performances 2	9
6. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère monomoteur dans le cadre d'une exploitation en transport aérien commercial selon les exigences de la classe de performances 3	10
7. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère bimoteur ou monomoteur dans le cadre d'une exploitation NCC, NCO ou SPO	11
8. Méthode de calcul de la limitation concernant le décollage et la trajectoire d'envol.....	12
1. Limitation aire ponctuelle (1) - masse maximale	13
2. Limitation aire dégagée (2) - masse maximale.....	14
3. Limitation RTODAH (3) - distance utilisable pour le décollage interrompu	15
4. Limitation TODAH (4) - distance utilisable au décollage	17
5. Limitation obstacle (51) (52) (12) - masse maximale permettant le franchissement des obstacles dans la trouée d'envol ou d'approche interrompue	17
ANNEXE : CAS DE LA TRAJECTOIRE COURBE	22

Préambule

L'objectif de ce guide est de proposer, en fonction du règlement opérationnel applicable, une bonne pratique de calcul de la limitation utile. Ce guide n'a pas pour objectif d'être un explicatif réglementaire approfondi.

1. Exigences réglementaires

Selon le type d'exploitation envisagé (activité commerciale ou non, transport public ou activité spécialisée, ATO/DTO) et l'aéronef (complexe ou non complexe), les exigences réglementaires sont issues du **Règlement (UE) n° 965/2012 modifié**, dit « *AIROPS* », déterminant les exigences techniques et les procédures administratives applicables aux opérations aériennes :

- Opérations commerciales de transport : CAT.OP.MPA.135/175 et section CAT.POL.H
- Opérations spécialisées : SPO.OP.140 ; SPO.OP.180 ; SPO.POL.100/120/146
- Opérations non commerciales (hors opérations non commerciales spécialisées) avec machines complexes, ATO/DTO avec machines complexes : NCC.OP.145 ; NCC.POL.100/115
- Opérations non commerciales (dont opérations non commerciales spécialisées) avec machines non complexes, ATO/DTO avec machines non complexes : NCO.OP.135 ; NCO.POL.100/110 ; NCO.SPEC.175 (pour opérations non commerciales spécialisées avec machines non complexes)

À titre d'illustration, faire du transport public de passagers en hélicoptère ne pourra se faire qu'en accord avec les exigences de la Part-**CAT** (**C**ommercial **A**ir **T**ransport) du Règlement (UE) n° 965/2012 modifié et à l'intérieur de celles-ci, en particulier celles spécifiques aux classes de performances 1, 2 ou 3.

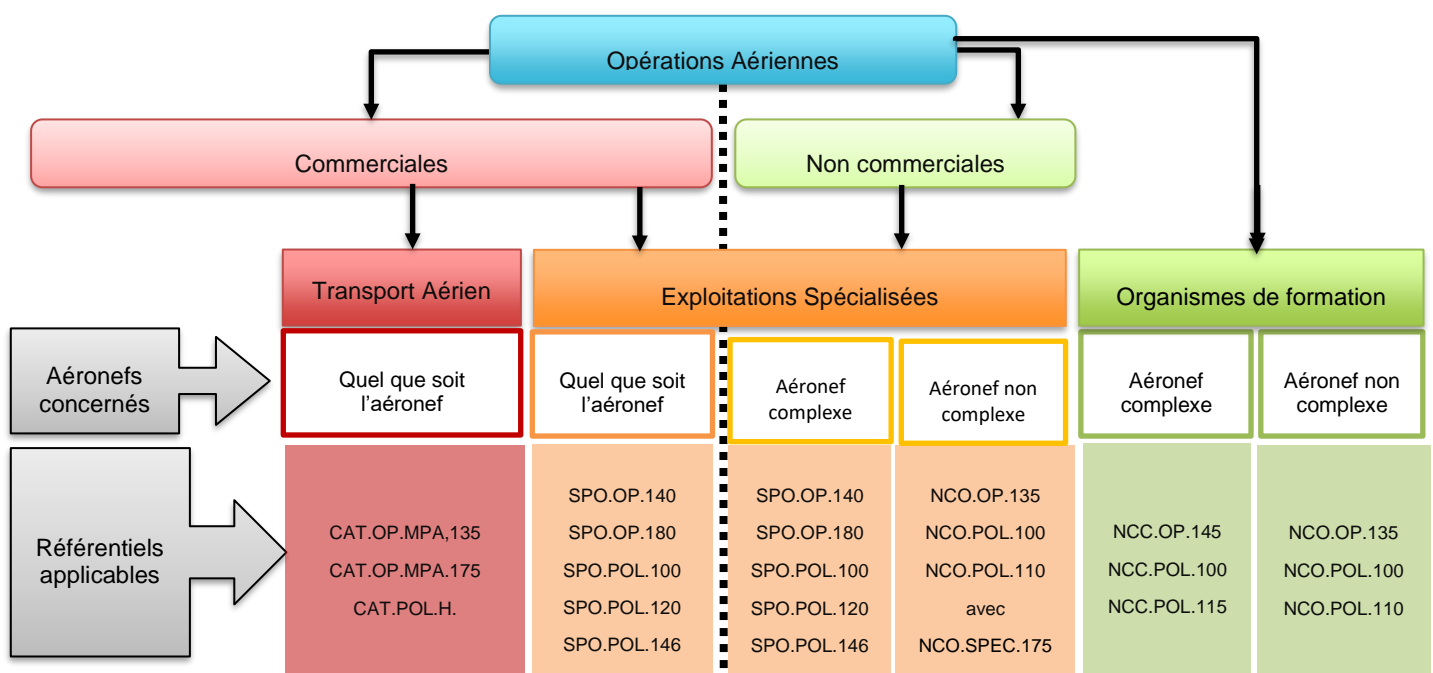
Un vol non commercial hors opération spécialisée devra répondre aux exigences de la Part-**NCC** (Non Commercial Complex) si l'hélicoptère est complexe. Si l'hélicoptère est non complexe, les exigences de la Part-**NCO** (Non Commercial Other than complex) s'appliqueront, y compris pour les opérations non commerciales spécialisées.

Un vol en opération spécialisé réalisé à titre commercial devra répondre aux exigences de la Part-**SPO** indépendamment de la complexité de l'hélicoptère (sauf cas listés au paragraphe SPO.GEN.105 pour lesquels la Part-**NCO** est applicable).

Dans le cas du transport public, en Classe de Performance 1 (CP1), la trajectoire de décollage devra être conforme à celle décrite dans le supplément CAT A du manuel de vol de l'hélicoptère en respectant les limitations de masse et de dimensionnement de l'aire de décollage associées.

En dehors de la CP1, l'exploitant peut établir ses propres profils de décollage pour augmenter sa charge marchande, en respectant toutefois les exigences réglementaires de performances et les procédures et limites du manuel de vol approuvées de l'aéronef.

Le schéma suivant récapitule les exigences réglementaires applicables.



Dans tous les cas s'appliquent aussi :

- Les règles de survol des personnes et des biens mentionnées dans le **Règlement n°923/2012 SERA (Règles de l'air)**,
- **L'Arrêté du 10 octobre 1957** relatif au survol des agglomérations et des rassemblements de personnes ou d'animaux
- **L'Arrêté du 17 novembre 1958** portant réglementation de la circulation aérienne des hélicoptères

NB : Dérogation possible à ces règles (autorisation « vol rasant » hors agglomération ; dérogation aux hauteurs de survol en agglomération) pour certains types d'opérations (cf. Guide DSAC : **Guide pour les autorisations de survols basses hauteurs**).

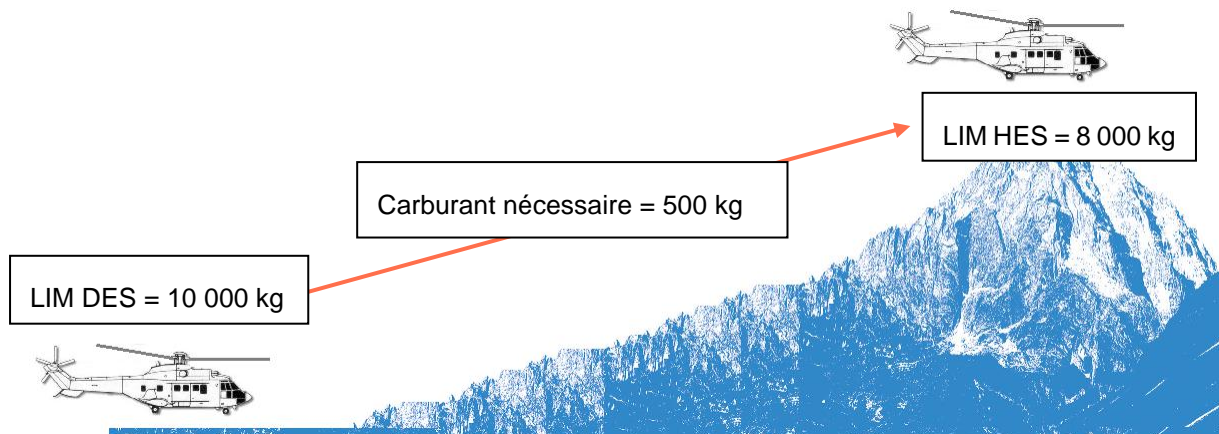
2. Définition de la limitation utile

Lors de la préparation du vol, l'exploitant à la charge de définir toutes les limitations qui s'imposent et qui dépendent :

- de la structure de l'hélicoptère ;
- des performances de l'hélicoptère ;
- des infrastructures disponibles ;
- de la météorologie ;
- des obstacles ;
- de l'altitude, de la pression atmosphérique et de la température.

Ces limitations, au décollage, en croisière ou à l'atterrissage, se traduisent toujours sous la forme d'une masse à ne pas dépasser. Le pilote ne décollera que s'il a déterminé la masse la plus limitative. Pour des considérations pratiques, la masse la plus limitative trouvée est « ramenée au décollage ».

La plus petite de ces masses, *ramenée au décollage*, est appelée la limitation utile : **LU**



La limitation au décollage n'est pas 10 000 kg.

« La plus petite » des limitations se trouve à destination, soit 8 000 kg.

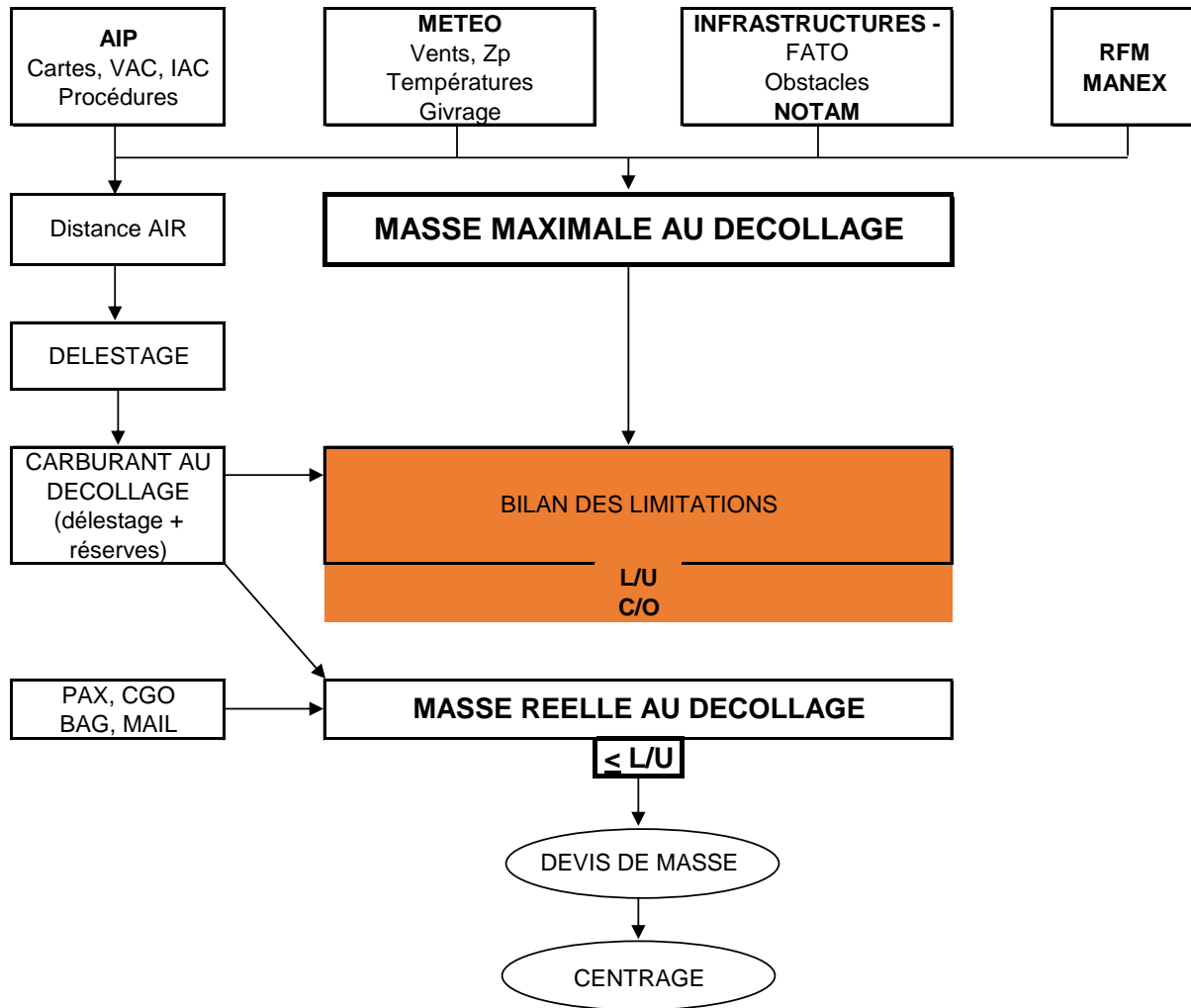
La croisière n'est pas limitative (FL de rétablissement)

« *Ramenée au décollage* » en y ajoutant le carburant nécessaire pour atteindre la destination, la limitation utile est de :

$$\text{LU} = 8\,000 + 500 = 8\,500 \text{ kg}$$

La procédure obligatoire de gestion et suivi du carburant en vol établie par l'exploitant devra permettre au pilote de confirmer en temps réel le respect des limitations applicables au vol.

3. Calcul la limitation utile (L/U)



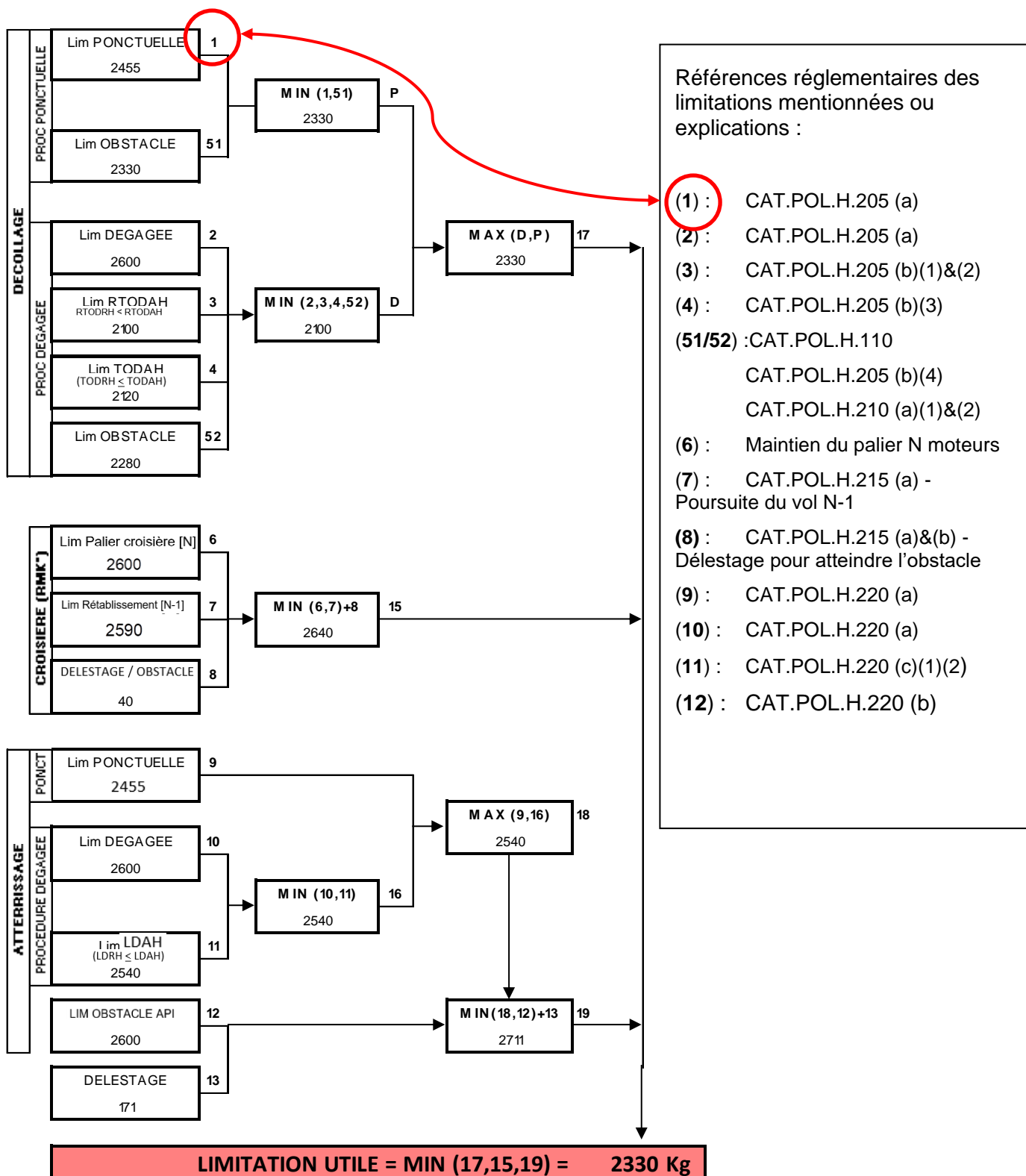
L'objectif étant majoritairement de transporter la charge offerte **C/O maximale**, celle-ci sera égale à :

$$\text{C/O max} = \text{L/U} - (\text{Mb} + \text{Q}_{\text{sta}})$$

Mb = Masse de Base (ou masse à vide en ordre d'exploitation, soit la masse totale de l'aéronef, à l'exclusion de tout carburant utilisable et de toute charge marchande, prêt pour un type spécifique d'exploitation)

Q_{sta} = Quantité de carburant à la première mise en vol stationnaire.

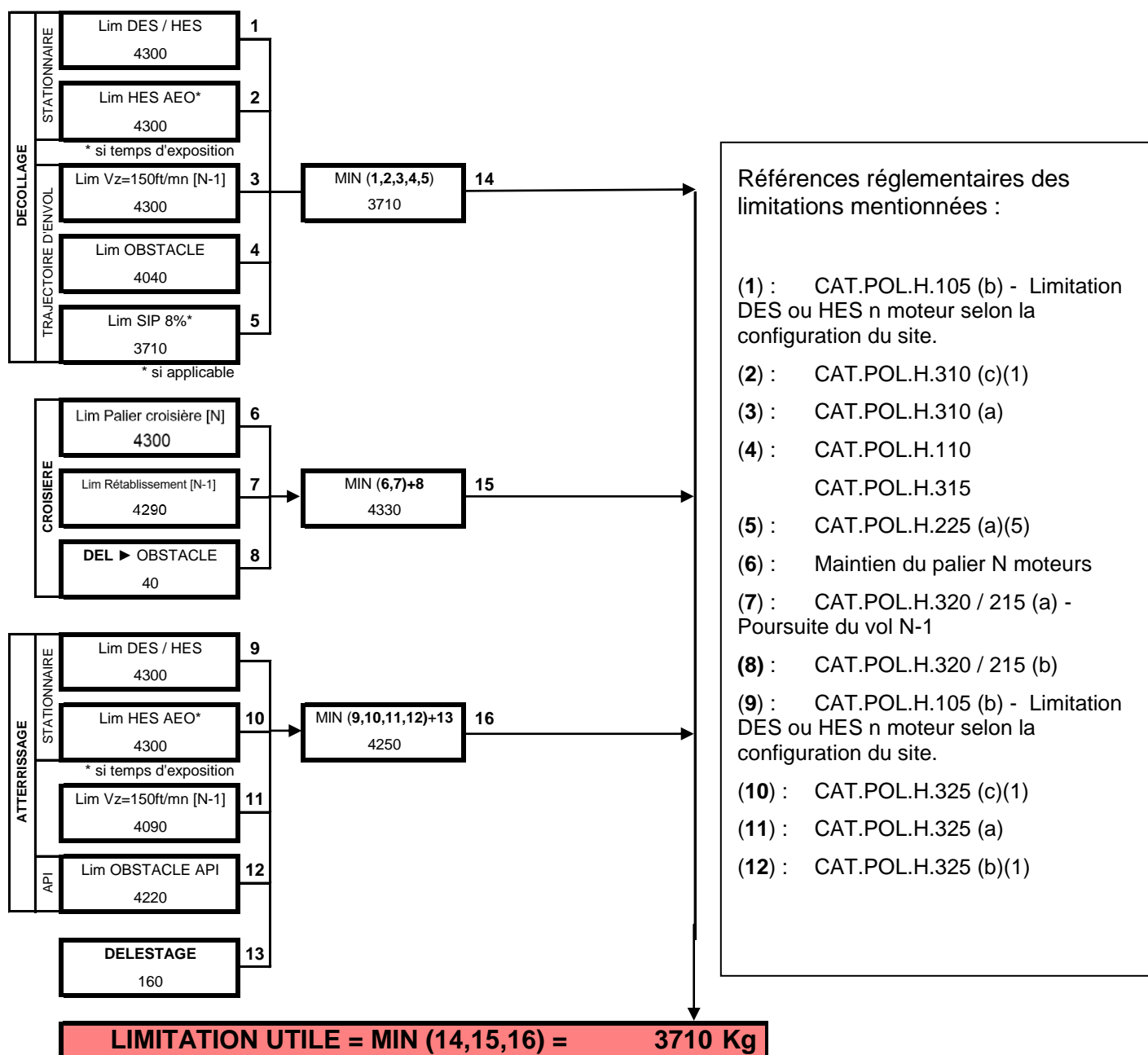
4. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère bimoteur dans le cadre d'une exploitation en transport aérien commercial selon les exigences de la classe de performances 1 (CP1)



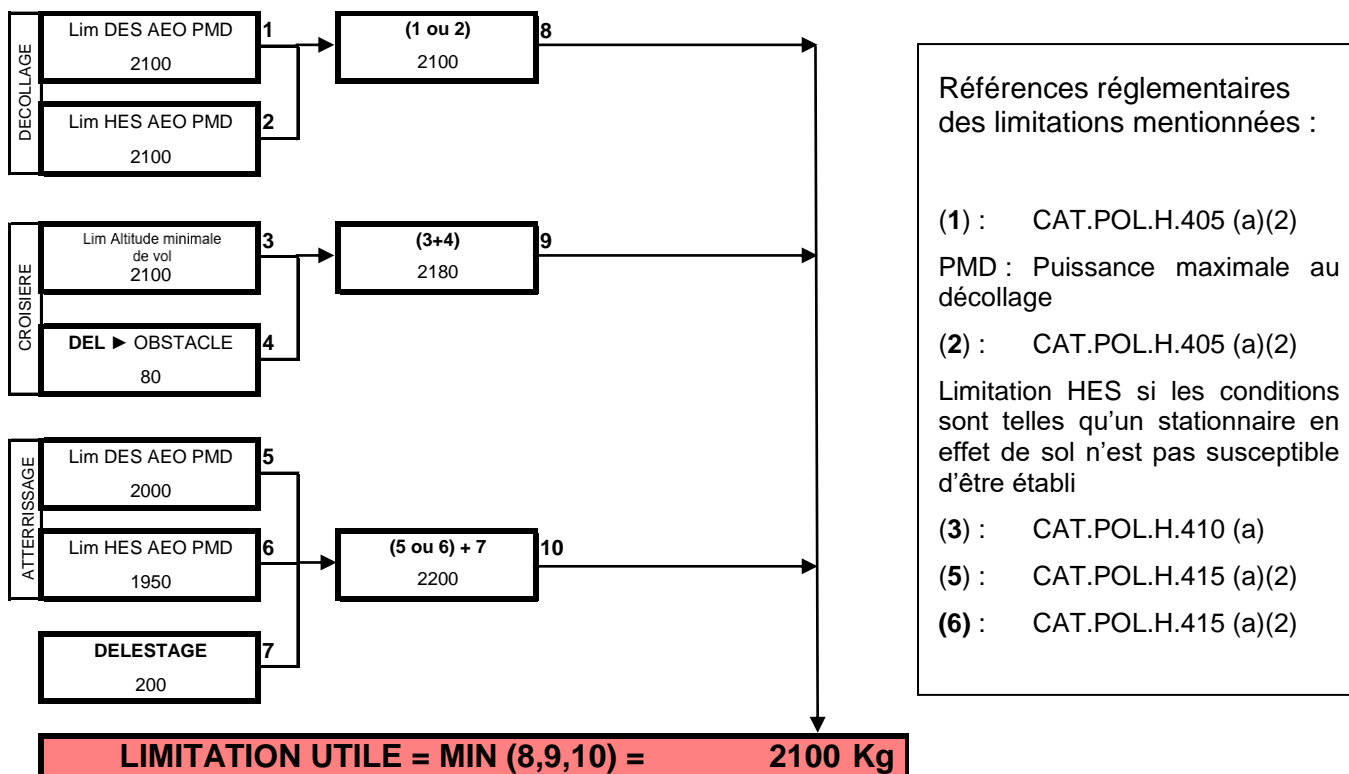
L'ensemble des limitations s'articule comme ci-dessus afin de fixer la valeur de la limitation utile L/U. MIN (x,y) signifie valeur minimale des cases x et y / MAX (x,y) signifie valeur maximale des cases x et y

RMK* : ce bloc croisière est à répéter autant qu'il y a d'obstacles significatifs en croisière

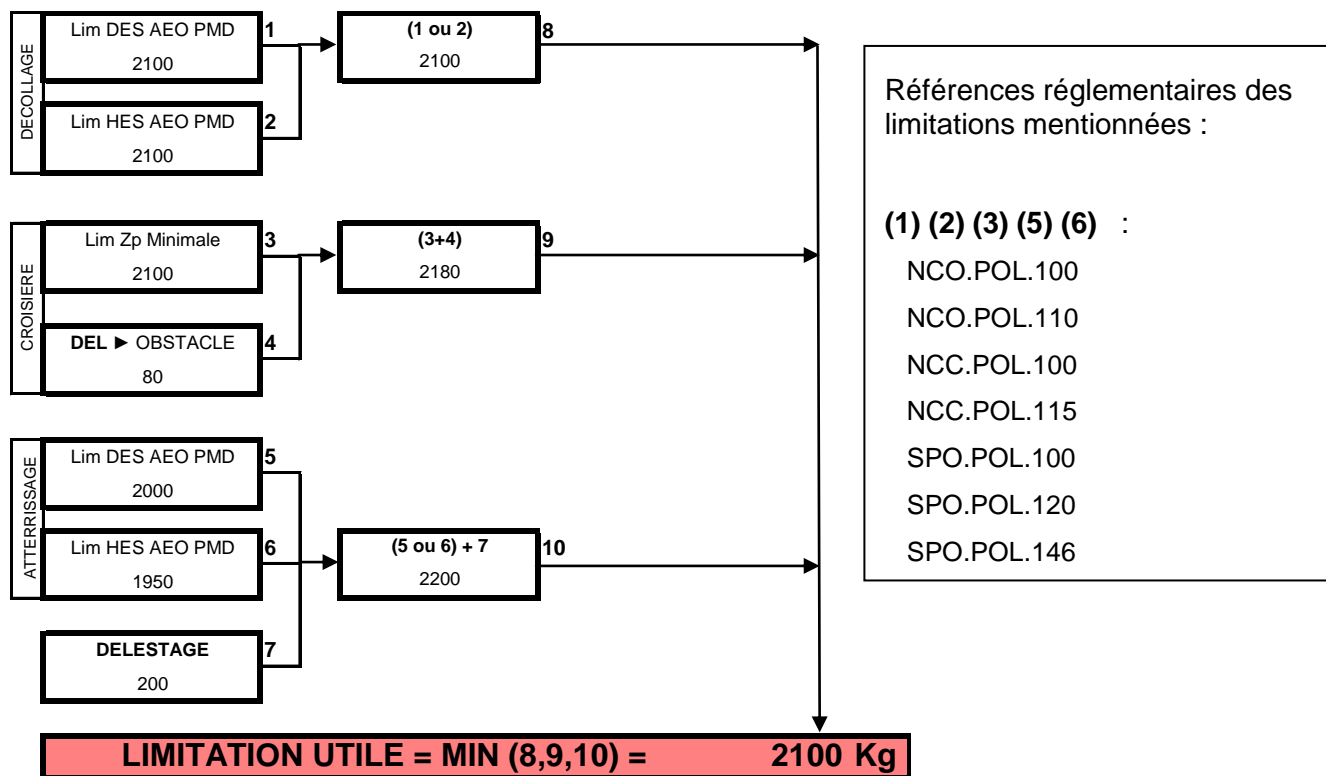
5. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère bimoteur dans le cadre d'une exploitation en transport aérien commercial selon les exigences de la classe de performances 2 (CP2)



6. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère monomoteur dans le cadre d'une exploitation en transport aérien commercial selon les exigences de la classe de performances 3 (CP3)

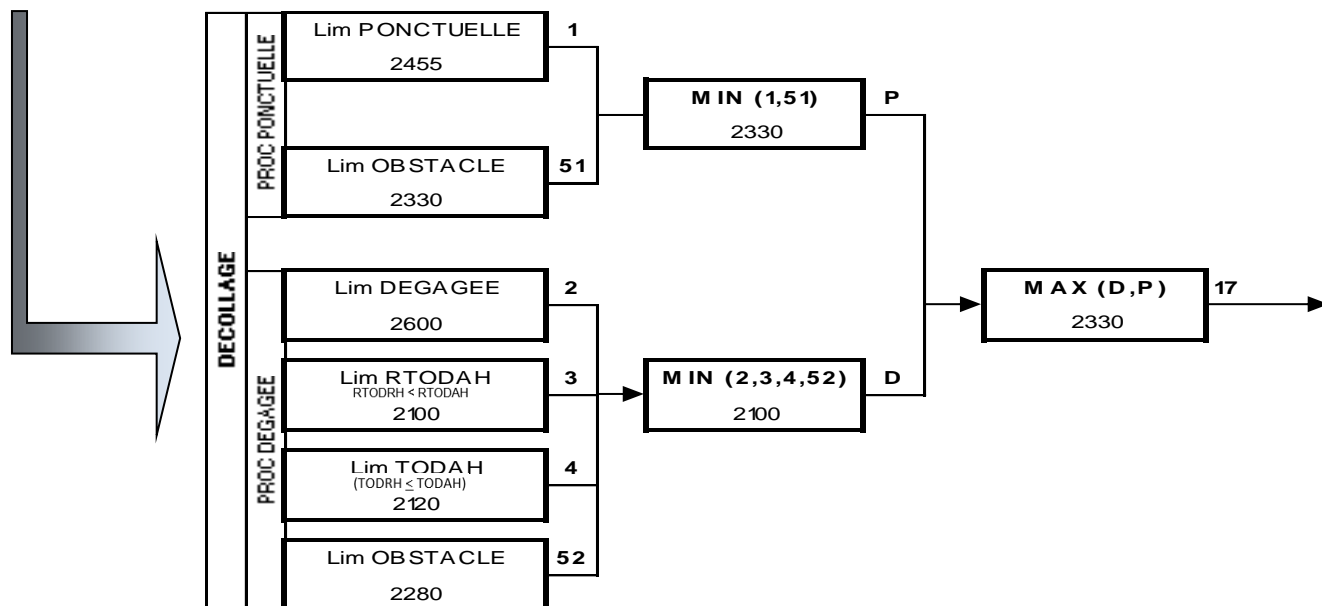


7. Limitations pour la préparation d'un vol en hélicoptère bimoteur ou monomoteur dans le cadre d'une exploitation NCC, NCO ou SPO



8. Exemple de méthode de calcul de la limitation concernant le décollage et la trajectoire d'envol en CP1

(Extrait décollage du schéma de synthèse CP1 ci-dessus)



Afin de pouvoir répondre aux exigences réglementaires liées à une exploitation en classe de performances 1, l'hélicoptère doit être certifié en catégorie A, ou en catégorie B mais disposant d'un supplément catégorie A au manuel de vol.

Tous les éléments de calcul de la trajectoire sont disponibles dans les suppléments catégorie A des machines.

L'exemple ci-dessous présente une méthode de traitement des courbes de performances permettant la détermination de la masse maximale autorisée pour le décollage, une des composantes de calcul de la limitation utile L/U, outre la croisière et l'atterrissage.

Données de préparation : hélicoptère de type AS355N

Site d'exploitation au décollage :

FATO = RTODAH = 130 m

TODAH = 150 m

Zp = 2000 ft

T° = 20°C

Vw = 0 kt / VFR jour / trouée rectiligne

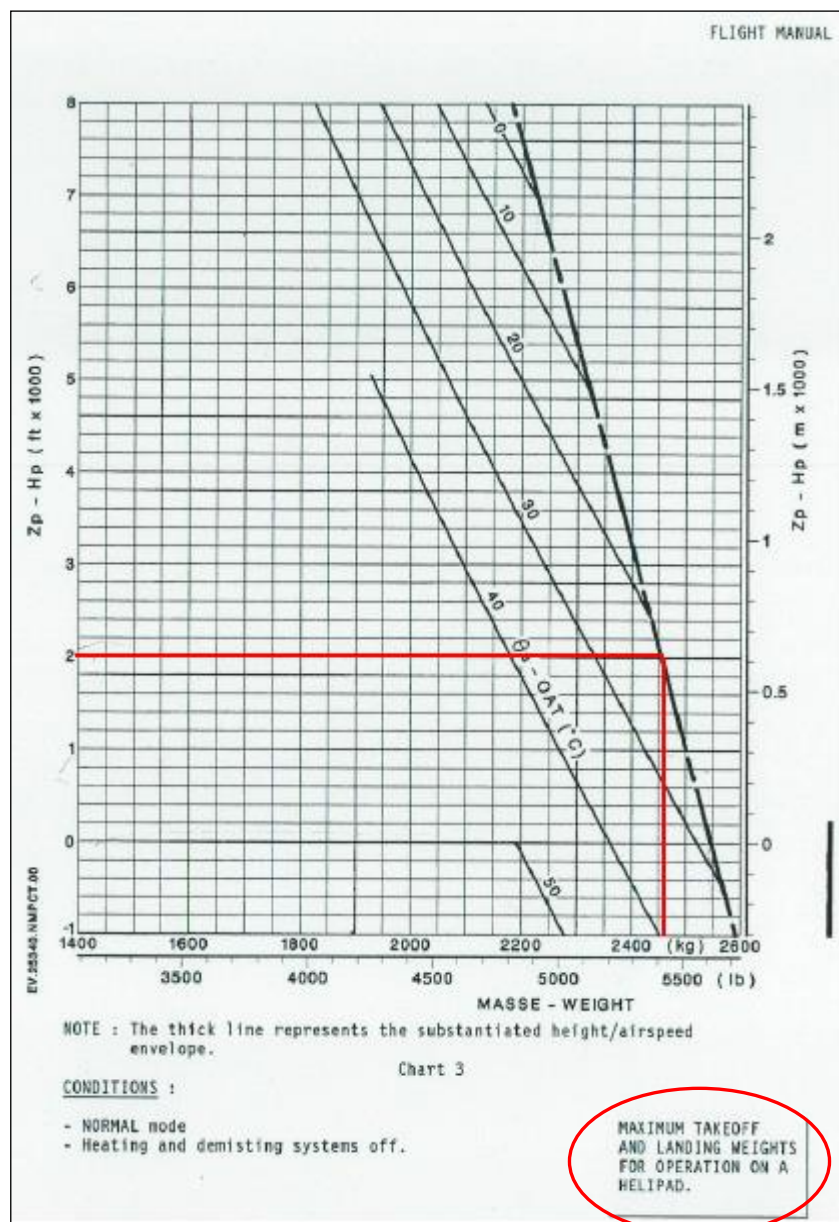
Obstacle situé à 230 m du point initial de décollage

Hauteur de l'obstacle = 35 m

1. Limitation aire ponctuelle (1) - masse maximale

La limitation de masse sur une aire de poser ponctuelle garantit le poser en sécurité en n-1 sur cette aire à la suite de l'interruption du décollage avant le PDD ou après le PDA, sous réserve du respect des trajectoires et des paramètres de vol imposés dans l'AFM.

Cette limitation est figurée dans tous les manuels de vol à travers le supplément de certification en CAT A de l'hélicoptère.

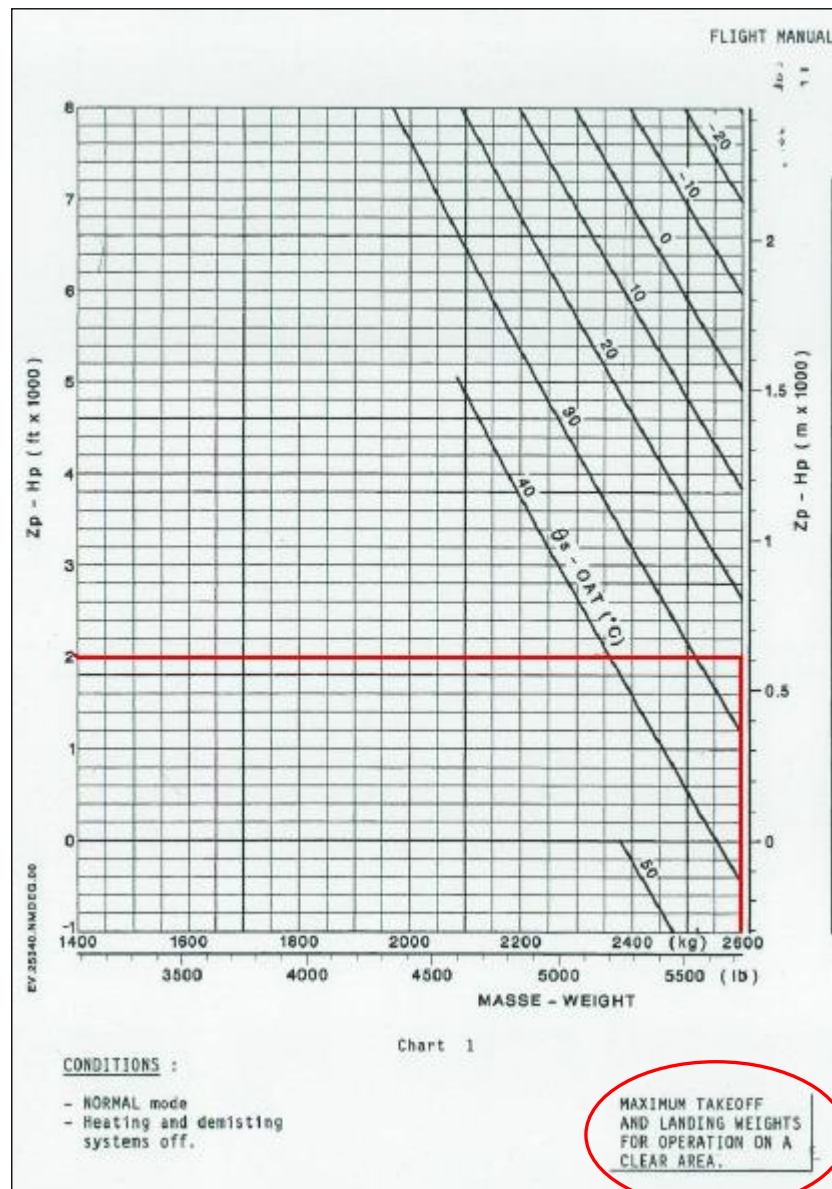


Dans les conditions fixées de température et de pression, la masse maximale autorisée sur une **aire ponctuelle** de décollage sur un profil de vol **CAT A** est de **2455 kg**.

2. Limitation aire dégagée (2) - masse maximale

La limitation de masse sur une aire de poser dégagée garantit le poser en sécurité en n-1 sur cette aire suite à l'interruption du décollage avant le PDD ou après le PDA, sous réserve du respect des trajectoires et des paramètres de vol imposés.

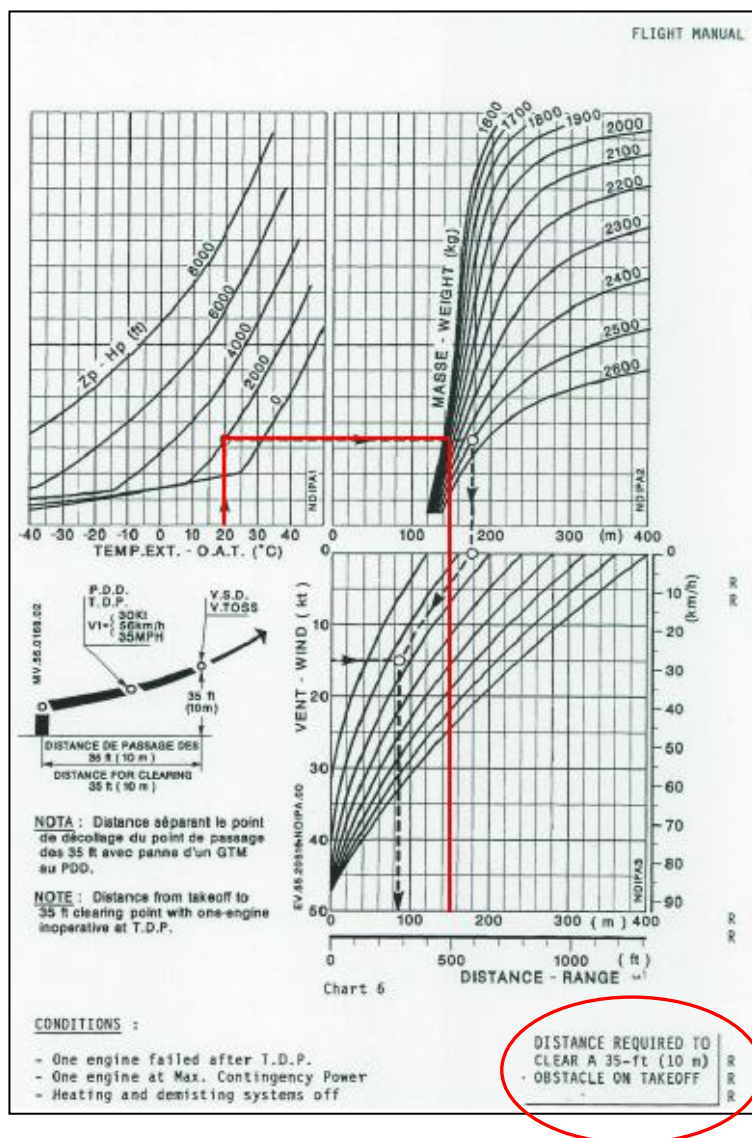
Cette limitation est figurée dans tous les manuels de vol à travers le supplément de certification en CAT A de l'hélicoptère.



Dans les conditions fixées de température et de pression, la masse maximale autorisée sur une **aire de décollage dégagée** sur un profil de vol **CAT A** est de **2600 kg**.

3. Limitation TODAH (4) - distance utilisable au décollage

Dans le cas d'une procédure terrain dégagé, la TODRH (Distance nécessaire au décollage, soit passage des 35ft) doit être inférieure à la TODAH (Distance utilisable au décollage)¹.



La distance utilisable pour le décollage TODAH est de 150 m (FATO + prolongement dégagée). Avec cette distance disponible, la masse maximale décollable en procédure dégagée serait de **2120 kg**.

TODAH = 150 m → 2120 kg

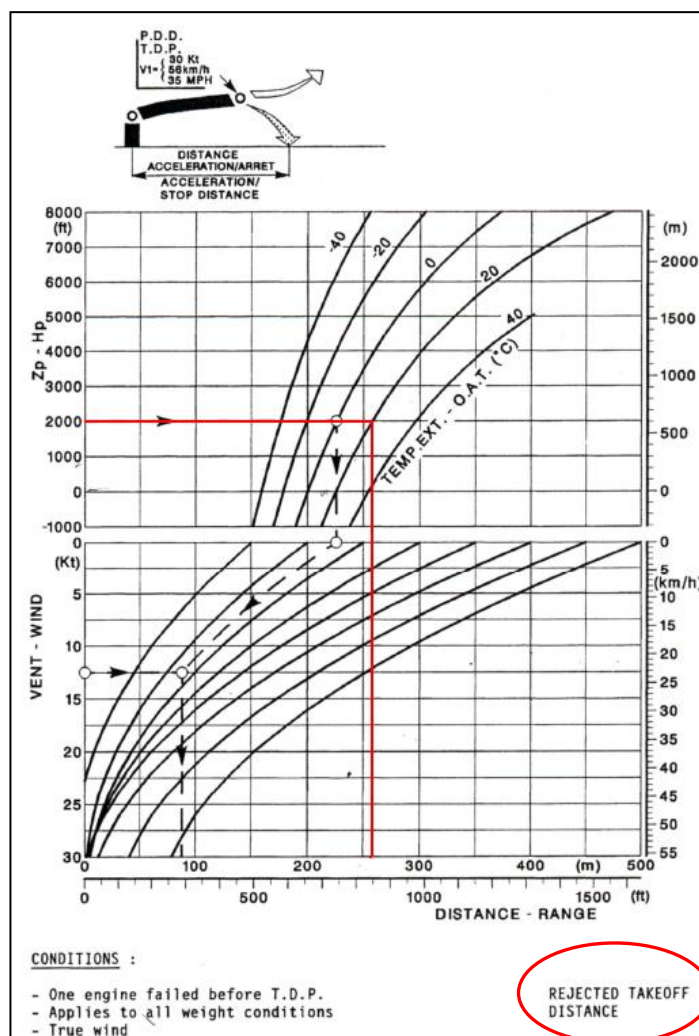
¹ La TODRH peut être supérieure à la TODAH si l'hélicoptère qui subit une panne du moteur critique identifiée au TDP peut franchir tous les obstacles jusqu'à la fin de la TODRH avec une marge verticale d'au moins 10,7 m (35 ft), lorsqu'il poursuit le décollage (CAT.POL.H.205 b)4).

4. Limitation RTODAH (3) - distance utilisable pour le décollage interrompu

Le calcul de la RTODRH (Distance nécessaire pour le décollage interrompu) est déterminant dans le choix du type de procédure de décollage.

Comme indiqué sur le schéma en page 13, un décollage sur terrain dégagé impose les conditions suivantes : $RTODRH \leq RTODAH$ et $TODRH \leq TODAH$.

Une RTODRH supérieure à la RTODAH conduira donc à choisir d'effectuer un décollage de type ponctuel, ou terrain court si une telle procédure figure au manuel de vol.



D'après le manuel de vol de l'AS355N, la distance accélération arrêt RTODRH est indépendante de la masse et est de 260 m. La distance utilisable pour le décollage interrompu RTODAH, égale à la FATO dans l'exemple étudié, n'est que de 130 m.

RTODRH > RTODAH => incompatibilité avec le choix d'une procédure terrain dégagé

Ainsi, le choix du décollage de type ponctuel s'impose, aucune procédure terrain court n'étant décrite dans le manuel de vol de l'AS355N.

5. Limitation obstacle (51) (52) - masse maximale permettant le franchissement des obstacles dans la trouée d'envol ou d'approche interrompue

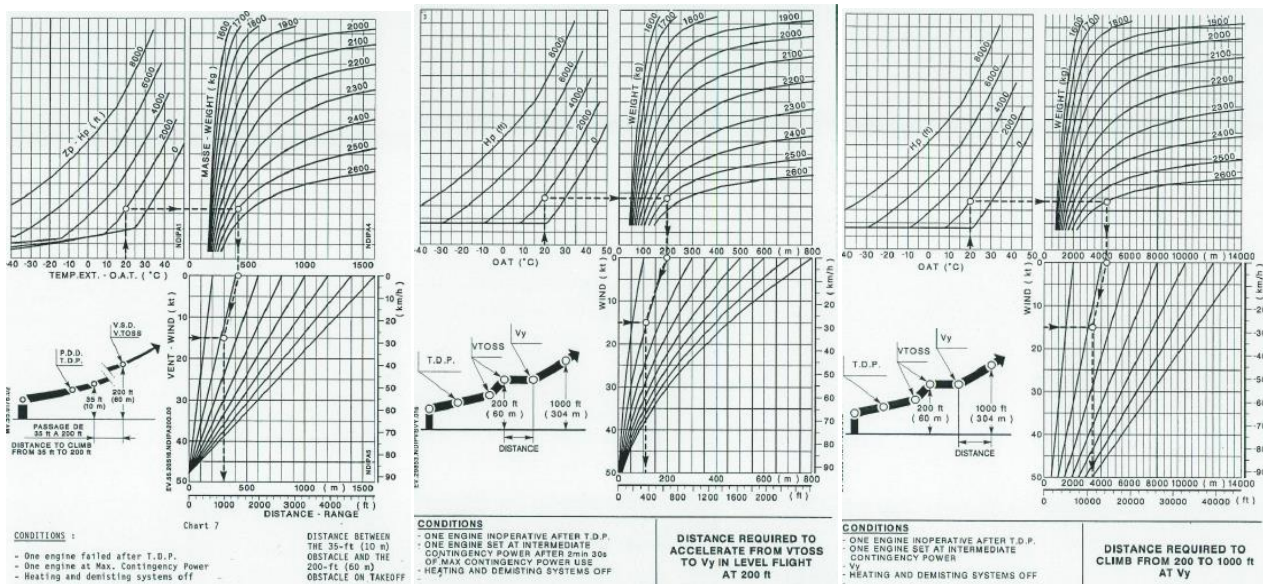
L'objectif est de s'assurer que la masse de l'hélicoptère lui permettra de franchir tous les obstacles sur la trajectoire d'envol avec la marge de franchissement adéquate selon que la trouée soit rectiligne ou courbe, ou que le vol soit effectué en VFR ou en IFR².

Dans le cas d'hélistructures, qu'elles soient autorisées ou non par arrêté préfectoral, ou d'hélistations dotées d'un arrêté d'autorisation de mise en service, cette assurance de marge de franchissement des obstacles doit également être acquise.

L'exemple suivant présente le cas d'une trajectoire rectiligne. L'impact d'une trajectoire courbe sur le calcul des performances est présenté en annexe.

En fonction de la localisation de l'obstacle dans la trouée d'envol, trois courbes peuvent être nécessaires au calcul de cette limitation :

- 5.1 : Distance nécessaire à VSD pour la montée de 35 ft à 200 ft
- 5.2 : Distance nécessaire pour l'accélération de VSD à Vy
- 5.3 : Distance nécessaire à Vy pour la montée de 200 ft à 1000 ft



5.1

5.2

5.3

La première démarche consiste à placer sur le plan vertical les obstacles déterminants sur la trajectoire [N-1] de l'hélicoptère, puis de calculer la MFO. Cette trajectoire est celle calculée à la masse maximale alors déterminée à ce stade de la préparation du vol, à savoir :

- Pour un décollage ponctuel : Lim PONCTUELLE (1) ;
- Pour un décollage dégagé : MIN (Lim DEGAGEE (2) ; Lim RTODAH (3) ; Lim TODAH (4))

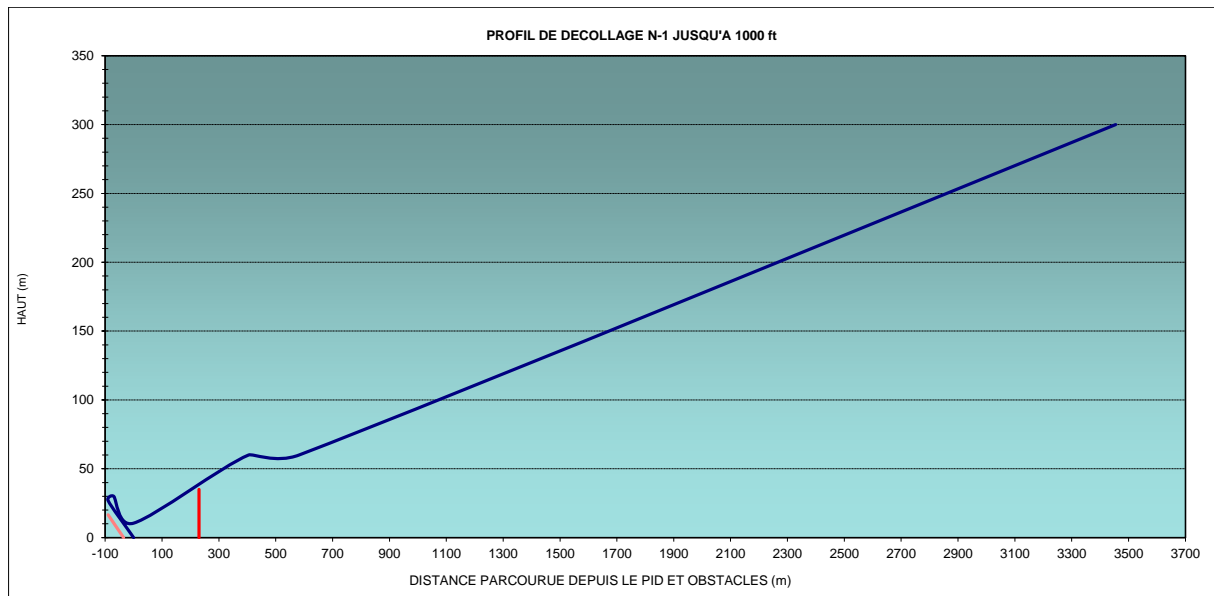
Dans l'exemple d'illustration :

- Le décollage est de type ponctuel car RTODRH > RTODAH et TODRH > TODAH. La procédure de type terrain dégagé ne peut donc être retenue ;

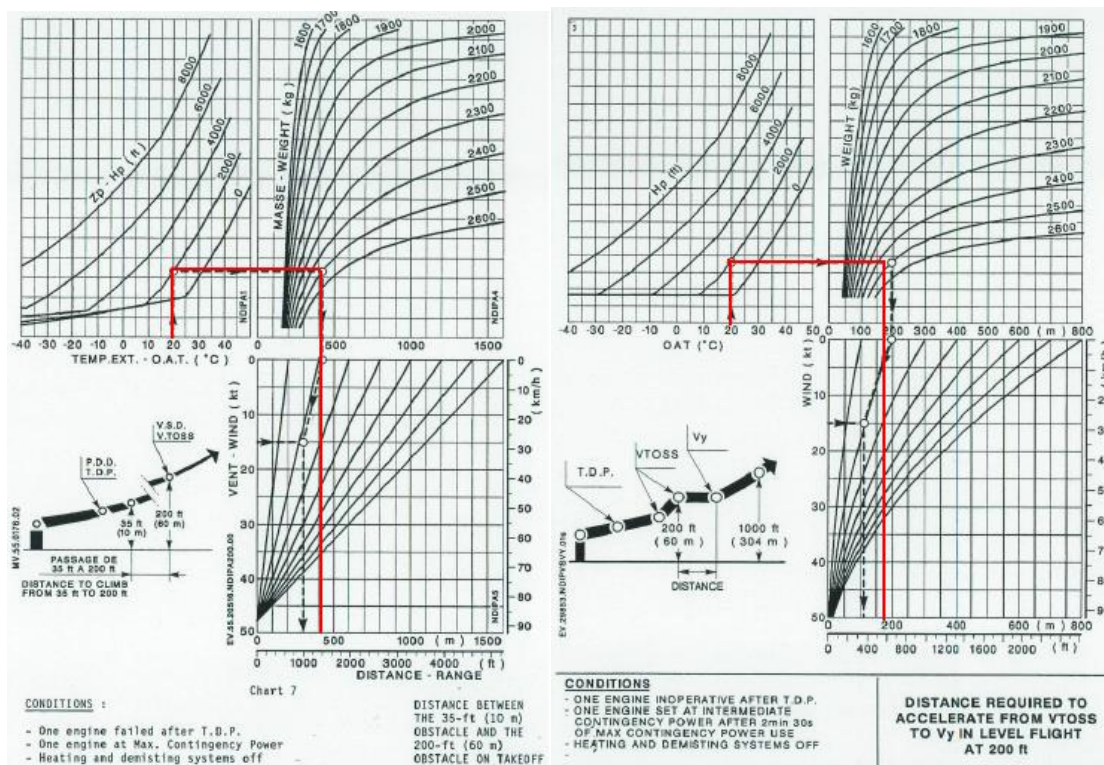
À ce stade de la préparation, la limitation est donc : Lim PONCTUELLE (1) = 2455 kg

A la masse de 2455 kg, la trajectoire construite à l'aide des courbes 5.1, 5.2 et 5.3 est figurée ci-dessous :

² Attention, même sur un SID dont les pentes de protection sont par construction variables, la garantie de la marge de franchissement des obstacles [N-1] doit être établie.

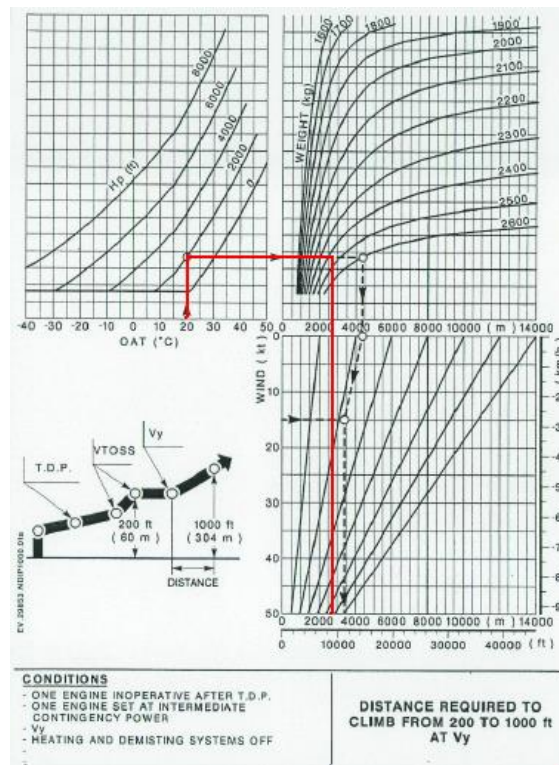


- Dans cet exemple, on prend comme origine Vsd / 35ft la verticale de la FATO ;
- La trajectoire d'envol s'étend sur 3455 m ;
- Le 1^{er} segment de montée à VSD est de 405 m soit une pente de 12,4% ;
- Le segment d'accélération vers Vy est de 180 m ;
- Le 2^{ème} segment de montée vers 1000 ft à Vy est de 2870 m avec une pente de 8,5%.



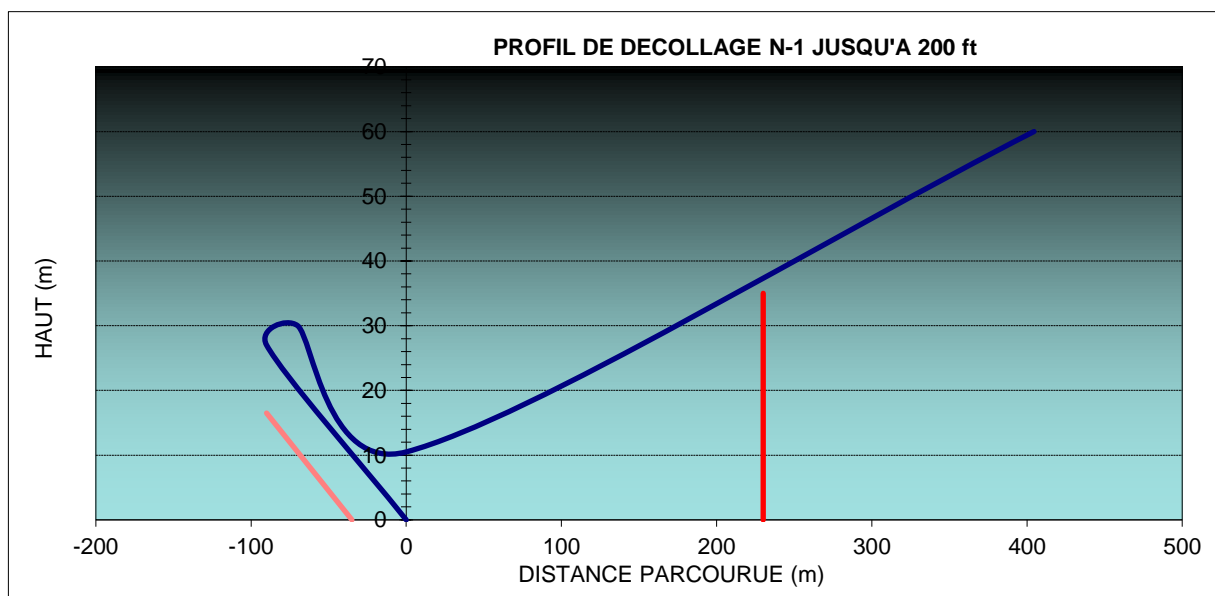
5.1 (405 m)

5.2 (180 m)



5.3 (2870 m)

Ainsi, l'obstacle significatif se place donc sous le 1^{er} segment de montée [N-1] à la VSD.



La MFO sur l'obstacle de 35 m de hauteur situé à 230 m n'est que de 4 m. En effet, à 230 m du point de décollage, l'hélicoptère aura atteint la hauteur de :

$$10,5 + (12,4 \times 230) / 100 = 39,0 \text{ m.}$$

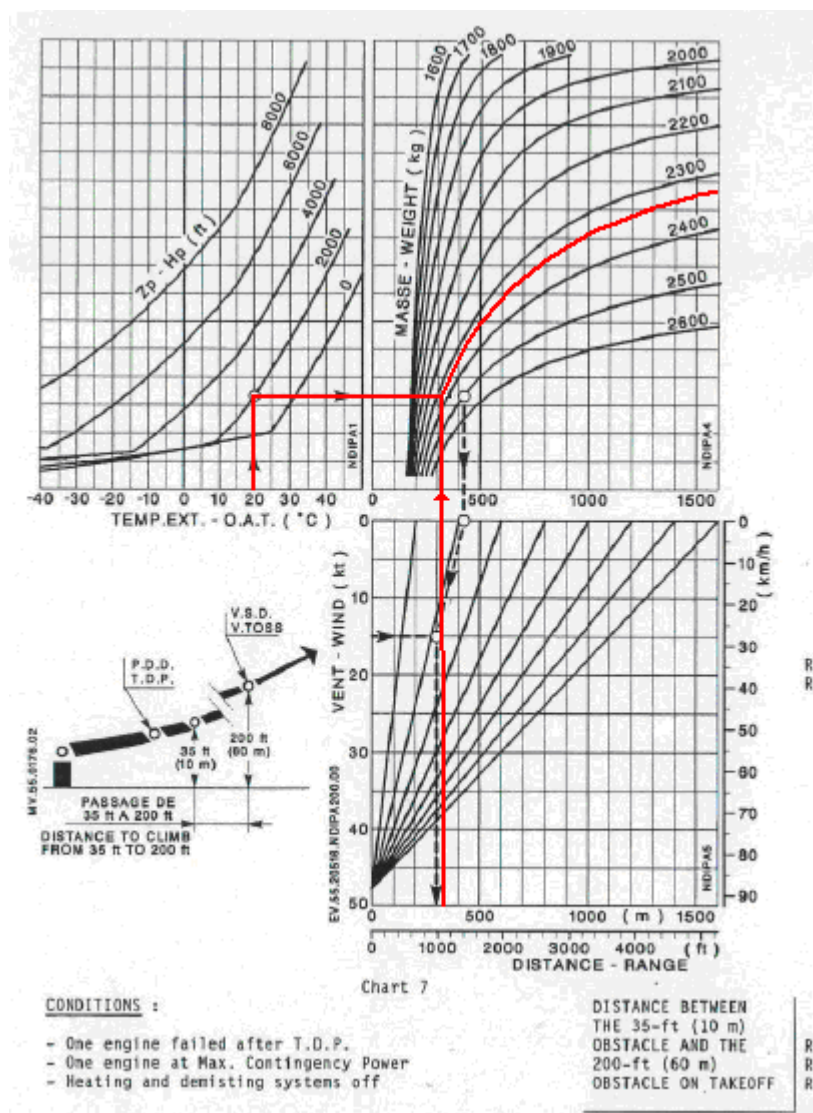
Pour atteindre une MFO de 10,5 m (35 ft), une pente de montée minimale de 15,2% est requise à partir du début du 1^{er} segment :

Gain de hauteur nécessaire depuis H= 35 ft = 10,5 jusqu'à l'obstacle = hauteur obstacle + MFO min – H = 35 m + 10,5 m – 10,5 m = 35 m. D'où une pente de montée minimale de : $(35 \times 100) / 230 = 15,2\%$.

Avec cette pente de 15,2%, la distance à parcourir pour la montée de 10,5 m (35 ft) à 60 m (200 ft), soit 49,5 m est de :

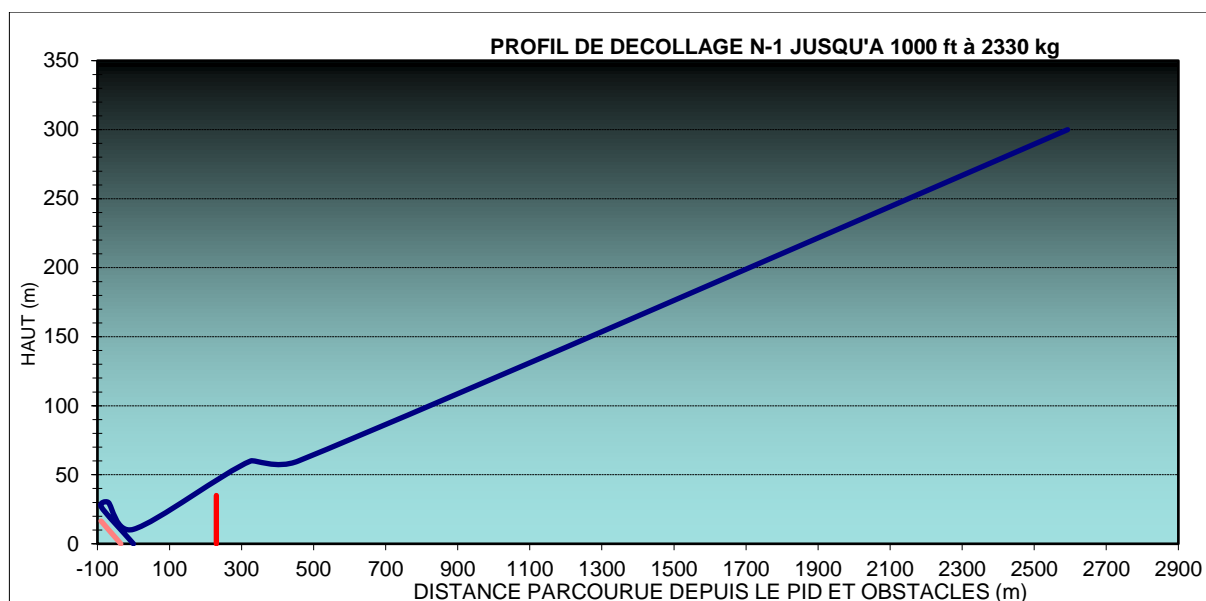
$$(100 \times 49,5) / 15,2 = 325 \text{ m (longueur du 1^{er} segment de montée [N-1] à VSD).}$$

Grâce à cette valeur d'entrée dans le graphique 5.1, il devient possible de déterminer la masse maximale permettant le franchissement de l'obstacle, soit **2330 kg**, valeur de la limitation obstacle.



5.1 LIMITATION OBSTACLE = 2330 kg

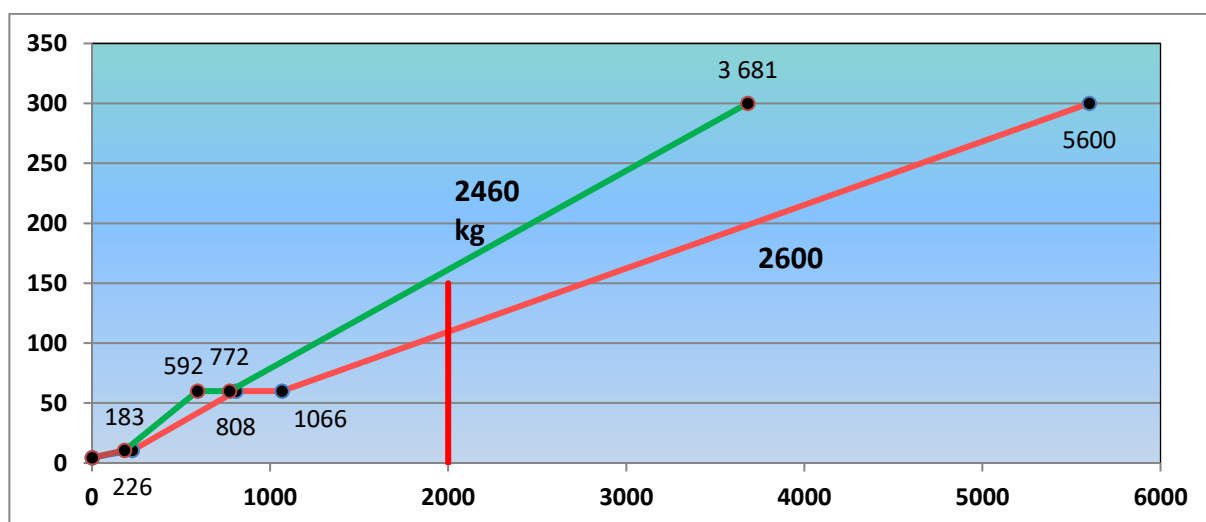
En entrant dans les graphiques 5.2 et 5.3 avec cette nouvelle valeur de masse de **2330 kg**, le profil vertical définitif de la trajectoire de décollage peut être finalisé. Il ne sera à reprendre que si une limitation en croisière ou à l'atterrissage amenait encore à réduire un peu plus la masse de décollage.



- La trajectoire d'envol s'étend maintenant sur 2595 m ;
- Le 1^{er} segment de montée à VSD est de 325 m, avec une pente de 15,2% ;
- Le segment d'accélération vers Vy est de 135 m ;
- Le 2^{ème} segment de montée vers 1000 ft à Vy est de 2135 m avec une pente de 11,4%.

La même procédure est à suivre si l'obstacle se situe sous le second segment. La construction du profil vertical de vol est indispensable pour garantir la MFO.

L'exemple ci-dessous illustre deux trajectoires d'envol faisant suite à un décollage d'une aire dégagée avec présence d'un obstacle sous le second segment. La construction des trajectoires dans le plan vertical en diminuant progressivement la masse de l'hélicoptère permet la visualisation et le calcul de la MFO à partir du point de montée à Vy.



9. ANNEXE : CAS DE LA TRAJECTOIRE COURBE

Certaines trouées d'envol imposent que soit effectuée une trajectoire courbe afin d'éviter des obstacles qui seraient significativement pénalisants en termes de performances, ou d'interdire le survol de zones sensibles en matière d'environnement.

Il est primordial de savoir si le manuel de vol autorise une mise en virage lors de l'exécution d'une trajectoire de décollage OEI, et si oui, dans quelles conditions de vitesse et d'inclinaison. Généralement, ces informations sont disponibles dans le supplément CAT A de l'hélicoptère. Dans l'exemple ci-dessous, le virage dans le premier segment (note en dessous du tableau), c'est-à-dire à VSD, est limité à 10° d'inclinaison.

A.5.3.2. Influence of significant turns during OEI climb

The performance data Fig. A2 to Fig. A7 apply to climbs without any significant bank angle. The following table shows the reduction in height gain over a horizontal distance of 100 ft in the takeoff climbout flight path (valid for all combinations of gross mass/altitude/OAT):

	Δ Height Gain / OEI (ft /100 ft)	
	Bank angle 15°	Bank angle 30°
Segment II Vy	- 1.5	- 8

NOTE In segment I a turn limited to 10° bank angle is authorized without change in height gain.

Extrait du manuel de vol BK117-C2

Pour autant, même si permis par le manuel de vol, en cas de panne moteur après le point de décision au décollage, et en tenant compte des difficultés de pilotage et en particulier de stabilisation d'assiette à basse vitesse, il est recommandé de ne pas entreprendre de virage avant d'avoir atteint Vy.

Il est également impératif d'utiliser tous les modes automatiques de pilotage disponibles dans les plages de vitesses considérées.

En admettant que l'hélicoptère de masse m effectue un virage de rayon de courbure R , d'angle d'inclinaison θ et est animé d'un mouvement circulaire uniforme à la vitesse V , les forces mises en jeu sont :

- Le poids de l'hélicoptère P :

$$P = m g \quad \text{avec } g = 9,81 \text{ m/s}^2 \text{ (accélération de la pesanteur)}$$

- La force centrifuge F_c donnée par la relation :

$$F_c = m V^2 / R \quad \text{avec } V \text{ en m}^2/\text{s et } R \text{ en mètres}$$

- La portance

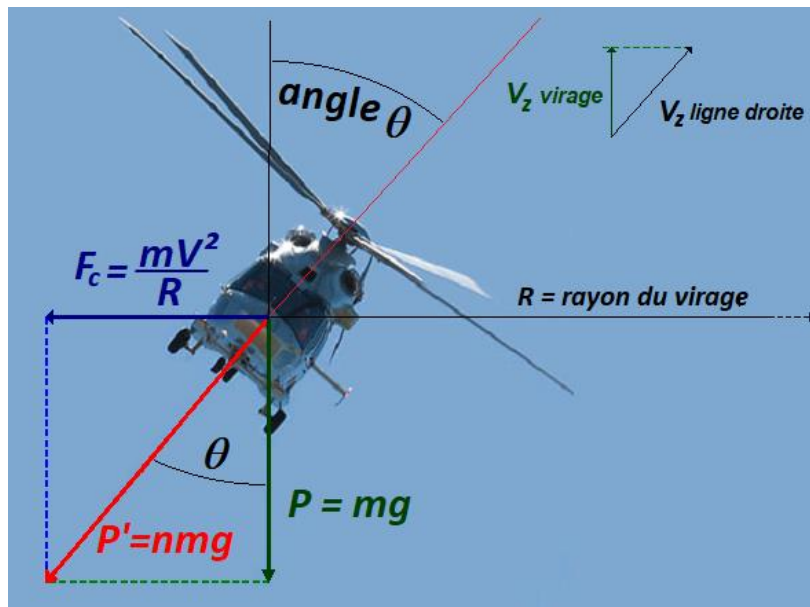
Pour éviter le déport de l'appareil vers l'extérieur du virage, le pilote le penche vers l'intérieur pour créer une composante de poids équilibrant la force centrifuge (comme illustré figure page suivante). On doit donc avoir :

$$P \sin(\theta) = F_c \cos(\theta) \text{ c'est-à-dire } m g \sin(\theta) = m V^2 \cos(\theta) / R$$

$$\text{Soit : } R = V^2 / (g \tan(\theta))$$

Pour une vitesse exprimée en kt (appelons là V'), on a :

$$R = V^2 / (g \tan(\theta)) = (1852 V' / 3600)^2 / (g \tan(\theta))$$



Ainsi, le tableau ci-dessous précise les valeurs en mètres des rayons de virage en fonction de la vitesse sol et de l'inclinaison.

	5°	10°	15°	20°	25°	30°
40 kt	493	245	161	119	93	75
45 kt	624	310	204	150	117	95
50 kt	771	382	252	185	145	117
55 kt	933	463	305	224	175	141
60 kt	1110	551	362	267	208	168
65 kt	1303	646	425	313	244	197

En cas d'absolue nécessité, si le manuel de vol ne l'interdit pas et si aucune indication de variation de performances en virage n'est mentionnée dans le manuel de vol, alors la méthode de calcul du poids apparent en virage peut être utilisée.

Le virage conduit à une augmentation du facteur de charge et donc du poids apparent de l'hélicoptère. Si θ est la valeur de l'inclinaison et m sa masse comme vu ci-dessus :

Facteur de charge : $n = 1 / \cos(\theta)$

Poids apparent : $P' = n P = n m g$

A titre d'exemple, un hélicoptère d'une masse de 2400 kg en virage à 15° d'inclinaison, aura donc un poids apparent égal à : $P' = 2400 \cdot 9,81 / \cos(15^\circ) = 24375$ N, soit une masse apparente de 2485 kg.

C'est cette masse apparente de 2485 kg qui devra être prise en compte dans l'utilisation des courbes de calcul de V_z (taux de montée).

Par ailleurs, le basculement de la portance, mène à une diminution de la composante de V_z . Cette diminution a pour valeur : $\Delta = V_z \cdot (1 - \cos(\theta))$

Il conviendra de retrancher Δ au taux de montée déjà corrigé compte tenu du poids apparent de l'appareil.

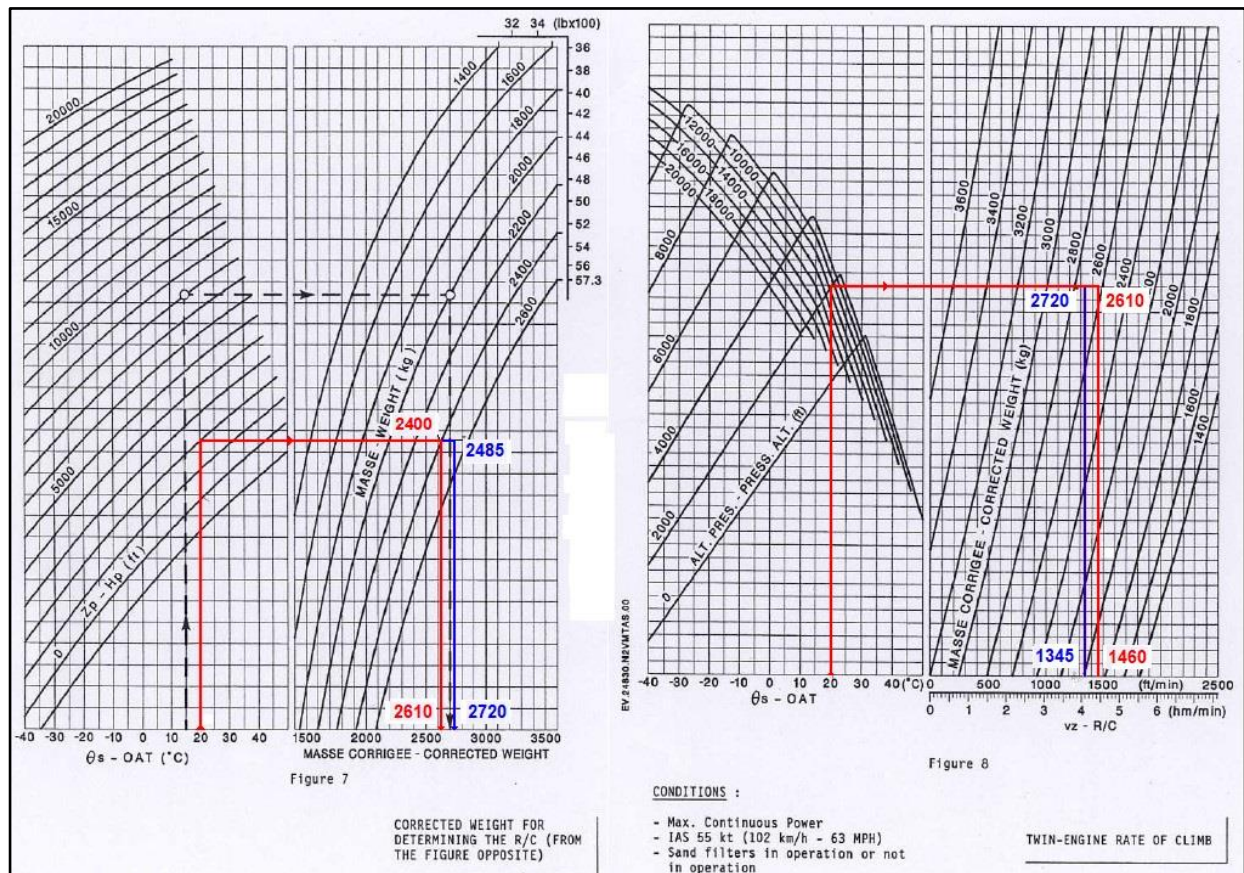
Ce qui revient à dire qu'on prend pour taux de montée $V_z \text{ virage} = V_z \text{ ligne droite} \cdot \cos(\theta)$ (comme illustré sur la figure en haut de page).

Ces dispositions sont évidemment applicables AEO ou OEI.

Exemple numérique :

Hélicoptère AS355N, AEO à la masse de 2400 kg et en virage à 15° d'inclinaison.

Conditions de pression et températures : $Z_p = 2000$ ft et $T^\circ = 20^\circ\text{C}$



En ligne droite (c'est-à-dire à inclinaison nulle, soit $\theta = 0^\circ$) :

La masse de 2400 kg amène à une masse corrigée égale à 2610 kg (lecture directe sur le graphe de gauche ci-dessus, pour un exemple à 20°C et 2000 ft d'altitude - trait rouge).

La vitesse verticale est ainsi égale à 1460 ft/mn (lecture directe sur le graphe de droite - trait rouge).

En virage à 15° d'inclinaison :

La masse apparente égale à 2485 kg (calculée page précédente) amène à une masse apparente corrigée de 2720 kg (lecture directe sur le graphe de gauche - trait bleu)

La vitesse verticale est donc égale à 1345 ft/mn (lecture directe sur le graphe de droite - trait bleu).

Comme mentionné précédemment, ce dernier taux de montée doit encore être minoré par la perte d'efficacité du rotor liée au basculement latéral de la portance.

In fine, la vitesse verticale en virage est donc égale à $1345 \cdot \cos(\theta) = 1299$ ft/mn.