

AERODYNAMIQUE ET MECANIQUE DU VOL

La remise de gaz sur approche interrompue



SOMMAIRE

1	RAPPELS	3
1.1	NECESSITE D'UNE APPROCHE INTERROMPUE	3
1.2	EXECUTION DE LA MANŒUVRE.....	3
2	FACTEUR DE CHARGE PENDANT LA RESSOURCE	4
2.1	APPROCHE THEORIQUE	4
2.2	APPROCHE NUMERIQUE	5
3	DECELERATION PENDANT LA RESSOURCE	7
3.1	APPROCHE THEORIQUE	7
3.2	APPLICATION NUMERIQUE	9

1 RAPPELS

1.1 Nécessité d'une approche interrompue

L'interruption volontaire de l'approche finale avant atterrissage est parfois nécessaire suite aux situations suivantes :

- Piste occupée par un autre appareil,
- Présence inattendue d'obstacle, tel un animal par exemple,
- Paramètres de vol non stabilisés en courte finale (vitesse, plan, axe) pouvant induire un risque pendant la phase d'atterrissage.

1.2 Exécution de la manœuvre

La séquence des actions à effectuer, bien connue des pilotes, est la suivante :

1. Affichage de l'assiette de montée par action « à cabrer » sur le manche. Il est recommandé de ne pas afficher directement l'assiette normale de montée, mais une assiette intermédiaire, dite « Assiette d'approche interrompue », de valeur approximative « moitié de l'assiette de montée » ;
2. Application de la puissance de montée. Ce sera en général « pleine puissance », en contrant les effets moteurs associés ;
3. Suppression du réchauffage carburateur, si celui-ci avait été mis initialement en œuvre ;
4. Rentrée des trainées (volets, train) suivant les recommandations du manuel de vol et correction de l'assiette pour obtenir la vitesse de montée préconisée ;
5. Information à la radio de cette manœuvre.

L'action préalable sur l'assiette, avant l'augmentation de puissance (procédure portant parfois à discussion...) est justifiée par l'objectif primaire de l'approche interrompue, à savoir « stopper immédiatement la descente » ... principe qui ne pourrait pas être respecté si l'on procédait d'abord à une augmentation de la puissance sur la trajectoire descendante.

Le changement de trajectoire induit par la ressource entraîne une **augmentation du facteur de charge**, et par conséquent de la vitesse de décrochage.

Par ailleurs, le délai entre la rotation et l'augmentation de puissance fait que l'avion subit une **décélération**.

Il est évalué ci-après l'ordre de grandeur de ces deux phénomènes.

2 FACTEUR DE CHARGE PENDANT LA RESSOURCE

2.1 Approche théorique

La figure 1 schématise la trajectoire de l'avion au cours de la manœuvre.

L'approche finale est initialement effectuée sur un plan de descente dont l'angle est γ_d , la vitesse sur trajectoire est désignée V .

En **A**, le pilote, après décision d'effectuer une approche interrompue, applique une variation d'assiette à cabrer par action sur le manche (= ressource).

Cette action est stoppée au point **B**, point à partir duquel la trajectoire revient rectiligne, de pente γ_m .

On suppose ici que l'action progressive et régulière de l'action sur le manche conduit à la réalisation d'une trajectoire en arc de cercle entre **A** et **B**, de rayon R qui relie les deux parties rectilignes.

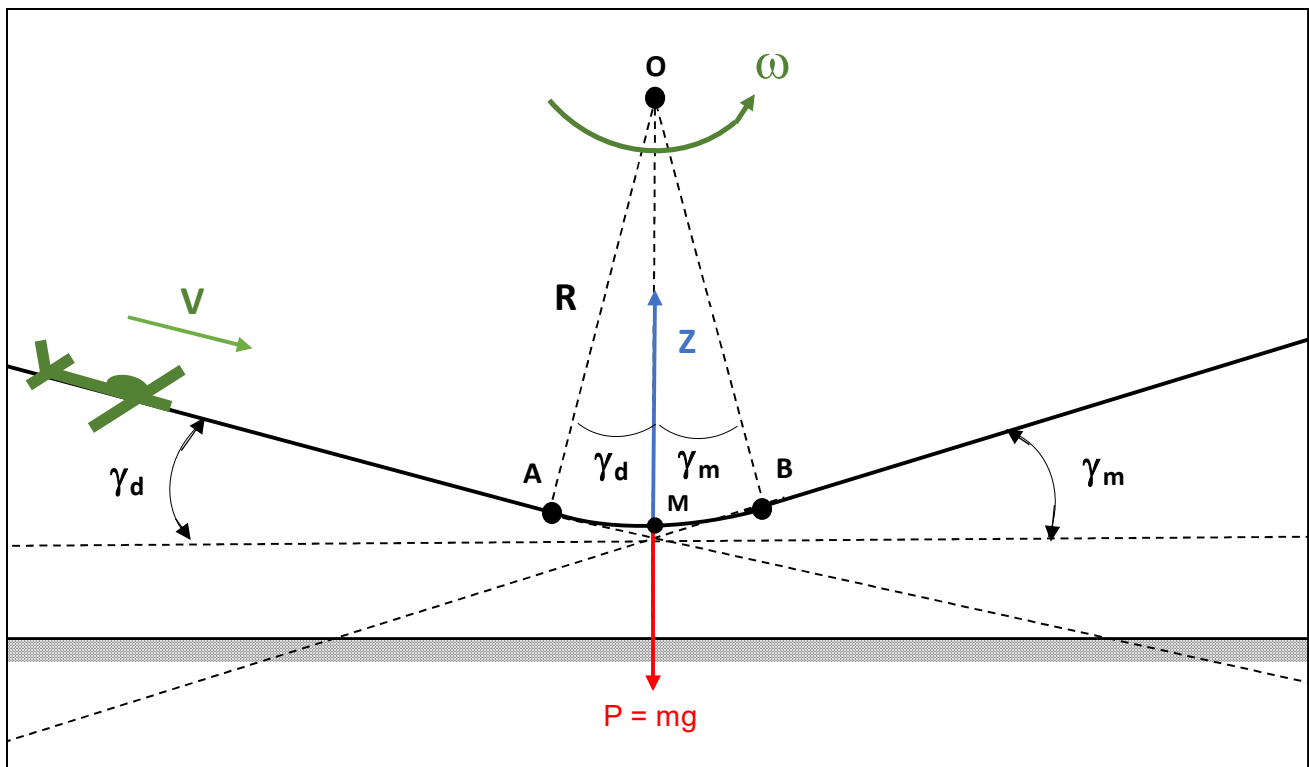


Figure 1

2.1.1 Accélérations appliquées à l'avion pendant la ressource entre A et B

Celles-ci sont :

- L'accélération de la pesanteur : g
- L'accélération induite par la variation de la direction du vecteur vitesse V
Elle a pour valeur $\Omega = V^2 / R$
(R = rayon de la trajectoire = $OA = OM = OB$)

Dans un mouvement circulaire uniforme, la vitesse V sur trajectoire est liée à la vitesse angulaire ω par la relation $V = \omega \cdot R$, d'où on peut exprimer $R = V / \omega$

L'accélération totale A_t subit par l'avion est donc égale à $g + V^2 / R$, ou en remplaçant R par sa valeur V / ω :

$$A_t = g + V \cdot \omega$$

L'avion est donc soumis à une force totale que doit compenser la portance Z pendant la ressource :

$$Z = A_t \cdot m = m \cdot (g + V \cdot \omega) = m \cdot g + m \cdot V \cdot \omega$$

Le facteur de charge ($= Z / P$, sachant que $P = mg$) pendant la ressource est donc :

$$F_c = 1 + V \cdot \omega / g$$

2.1.2 Evaluation de la vitesse angulaire ω

La vitesse angulaire est la variation de l'angle de la trajectoire en fonction du temps, soit dans la figure 1, le temps T mis par l'avion à parcourir la trajectoire sous l'angle AOB . Dans cette figure :

- L'angle AOM est égal à γ_d (propriété des angles à côtés perpendiculaires)
- De même, l'angle MOB est égal à γ_m .

L'angle AOB vaut donc $\gamma = \gamma_d + \gamma_m$ et par conséquent $\omega = (\gamma_d + \gamma_m) / T$

Le facteur de charge peut alors s'écrire :

$$F_c = 1 + V \cdot (\gamma_d + \gamma_m) / g \cdot T$$

Note : on constate que le facteur de charge pendant la ressource ne dépend pas de la masse de l'appareil.

2.2 Approche numérique

On considère un appareil léger, sur un plan d'approche finale $\gamma_d = 3^\circ$ (5,2 %).

Rappels :

- $1 \text{ kt} = 0,514 \text{ m/s}$
- $1^\circ = 0,0174 \text{ rad}$
- $g = 9,81 \text{ m/s}^2$

Les tableaux ci-dessous présentent les valeurs de F_c , avec l'influence des 3 paramètres (T , γ_m , V) ainsi que le coefficient d'augmentation de la vitesse de décrochage pendant la ressource $(F_c)^{1/2}$.

Cette vitesse de décrochage pendant la ressource est : $V_s(R) = V_s(F_c=1) \cdot (F_c)^{1/2}$.

Est également indiqué, juste pour information, le rayon de courbure de la trajectoire (**R**).

- *Influence de la durée **T** de la ressource (action plus ou moins rapide sur le manche)*

(La durée d'une ressource lors d'une remise de gaz est de l'ordre de 1 à 2 s).

La vitesse d'approche finale est **V** = 70 kts, la pente obtenue à l'issue de la ressource est $\gamma_m = 4^\circ$.

T (s)	ω (rad/s)	R (m)	Fc	(Fc)^{1/2}
1	0.122	295	1.45	1.20
2	0.061	591	1.22	1.11
3	0.041	887	1.15	1.07

- *Influence de la pente obtenue γ_m à l'issue de la ressource*

La vitesse d'approche finale est **V** = 70 kts, la durée de la ressource est **T** = 2 s.

γ_m (°)	ω (rad/s)	R (m)	Fc	(Fc)^{1/2}
2	0.044	828	1.16	1.08
4	0.061	591	1.22	1.11
6	0.078	460	1.29	1.13

- *Influence de la vitesse **V** de l'avion*

La durée de la ressource est **T** = 2 s, la pente après ressource est $\gamma_m = 4^\circ$.

V (kts)	ω (rad/s)	R (m)	Fc	(Fc)^{1/2}
70	0.061	591	1.22	1.11
90	0.061	760	1.29	1.13
110	0.061	928	1.35	1.16

On constate que le paramètre qui influence le plus le facteur de charge, et donc l'augmentation de la vitesse de décrochage **Vs** est la vitesse angulaire, et plus précisément la durée de la ressource, c'est-à-dire l'intensité avec laquelle le pilote applique la variation d'assiette à cabrer.

Dans tous les cas, et pour les conditions appliquées ici, l'augmentation de la **Vs** maximum est de 20 %, obtenue pour une sollicitation « sévère » du manche pour effectuer la ressource (**T** = 1 s).

Le coefficient de majoration de la vitesse d'approche finale par rapport à la vitesse de décrochage de l'avion doit donc être supérieur à ces valeurs, afin de pouvoir effectuer une éventuelle remise de gaz en sécurité.

➔ Le standard « **V = 1,3 Vs** », connu de tous les pilotes, permet donc de respecter ceci.

3 DECELERATION PENDANT LA RESSOURCE

3.1 Approche théorique

Comme indiqué au chapitre 1, la procédure de remise de gaz se fait en modifiant la trajectoire par une action à cabrer **puis** en appliquant la puissance de montée.

Il va sans dire qu'entre le moment de la première action (assiette à cabrer) et la deuxième (augmentation de la puissance), la modification de la trajectoire va induire une baisse de la vitesse de l'avion.

Il peut donc être intéressant d'évaluer l'ordre de grandeur de cette variation de vitesse, plus précisément la « décélération ».

La figure 2 présente l'état des forces agissant sur la trajectoire de l'avion, en approche finale à vitesse stabilisée et immédiatement après la rotation, mais avant l'augmentation de puissance.

On ne fait pas apparaître ici pour simplifier la partie de trajectoire en arc de cercle (ressource).

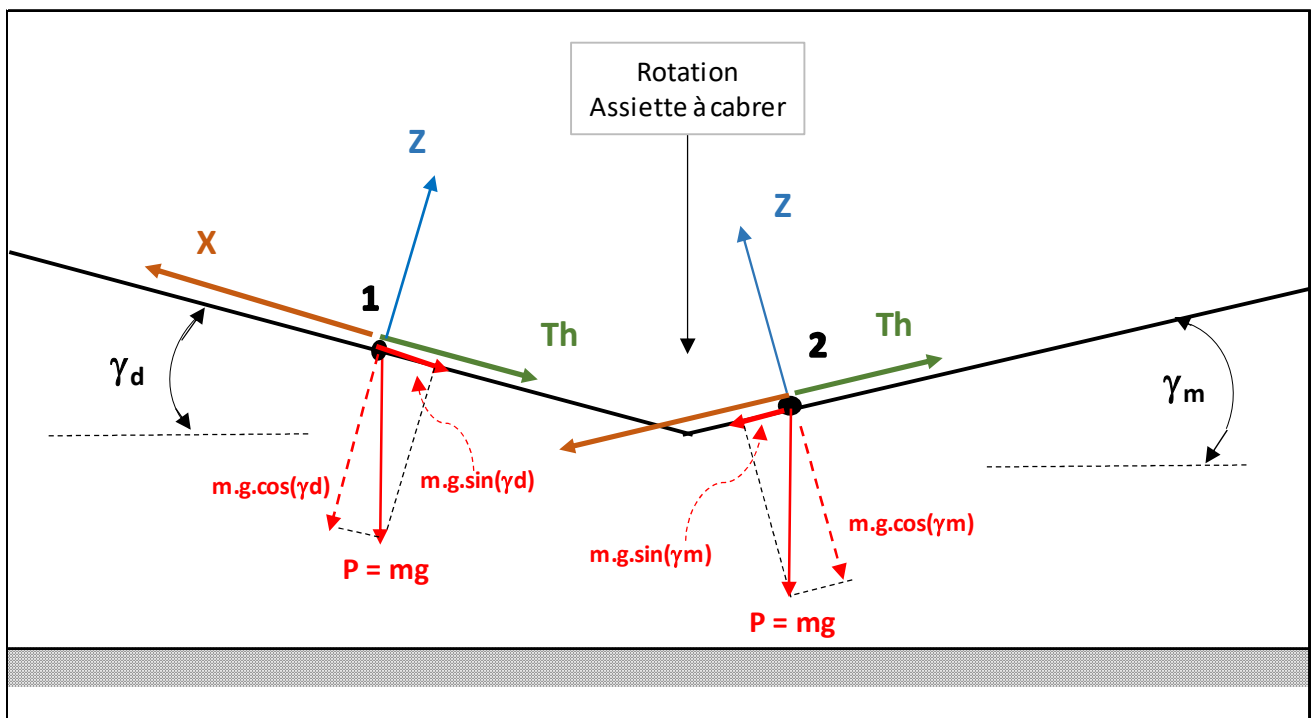


Figure 2

- Approche finale

En 1, l'avion est en vitesse stabilisée V , sur un plan de valeur γ_d .

La force de traction T est assurée, d'une part par la traction de l'hélice Th , d'autre part par la composante sur la trajectoire du poids de l'appareil, à savoir $m.g.\sin(\gamma_d)$.

Il s'ensuit une force de trainée X , égale à cette traction totale puisque la vitesse est constante (et donc l'accélération Γ nulle) :

$$X = T = Th + m.g.\sin(\gamma_d).$$

X et T étant de sens opposés, elles s'annulent de façon **vectorielle**.

Par ailleurs, dans le plan vertical, Z (**portance**) = $m.g.\cos(\gamma_d)$, forces qui s'annulent vectoriellement.

Cette relation entre somme des forces et accélération peut être exprimée par le *principe fondamental de la dynamique* :

$$m.\vec{\Gamma} = \Sigma \overrightarrow{\text{Forces}} \quad \text{donc ici } \vec{\Gamma} = 0 \text{ puisque } \Sigma \overrightarrow{\text{Forces}} = 0$$

Si on ne modifie pas l'état de ces forces, l'avion conservera sa trajectoire et sa vitesse, ce qui est habituellement connu comme « *conservation de la quantité de mouvement* ». (La quantité de mouvement est $\vec{p} = m.\vec{V}$. C'est également une grandeur vectorielle).

➔ C'est le *principe d'inertie*.

- Après la rotation

Immédiatement après le changement d'assiette, l'avion se trouve en position **2**. Le nouvel état des forces est le suivant :

- d'une part, la traction totale T s'est vue diminuée de la valeur $m.g.\sin(\gamma_d)$
- et d'autre part, une trainée additionnelle est apparue, à savoir la composante du poids sur la trajectoire montante $m.g.\sin(\gamma_m)$.

La traction hélice est, elle, restée constante, ainsi que la portance.

On se trouve donc en présence d'un déséquilibre des forces qui conduit à ce que la somme de celles-ci n'est plus nulle mais instantanément égale à :

$$\Sigma \text{ Forces} = - m.g.\sin(\gamma_d) - m.g.\sin(\gamma_m)$$

(Le signe – signifie que ces forces sont de sens opposées à la direction du vecteur vitesse).

On a donc : $m.\Gamma = - m.g.\sin(\gamma_d) - m.g.\sin(\gamma_m)$,
ou

$$\boxed{\Gamma = - g.[\sin(\gamma_d) + \sin(\gamma_m)]}$$

L'accélération subie est négative, c'est donc une décélération.

Il est intéressant de noter que cette décélération initiale et donc la diminution instantanée de vitesse en fonction du temps n'est fonction que des pentes respectives de l'approche finale et de la montée après ressource.

Elle est indépendante de la masse de l'avion et de sa vitesse initiale.

Cependant, cette valeur de décélération n'est valable que dans les tous premiers instants.

Effectivement, au fur et à mesure que l'avion voit sa vitesse décroître, la traînée initiale va augmenter. Celle-ci est essentiellement constituée de la composante « traînée induite » en raison de la forte incidence présente dans cette phase de vol à vitesse faible, et qui s'accroît quand celle-ci diminue.

La décélération va alors augmenter, proportionnellement à la masse de l'avion (la traînée induite est, elle, proportionnelle au carré de la masse).

→ ***La remise de gaz après variation d'assiette doit donc être effectuée d'autant plus rapidement que la masse de l'avion est élevée.***

3.2 Application numérique

3.2.1 Décélération initiale

Soit un DR 400 en approche stabilisée sur un plan de 3° (5,2%), vitesse 120 km/h ($=1,3V_{s0}$). La ressource est effectuée jusqu'à obtenir une pente de montée de 4° .

$$\sin(3^\circ) = 0,052 \quad \sin(4^\circ) = 0,070$$

On trouve $\Gamma = -1,2 \text{ m/s}^2$, ce qui signifie que la vitesse va décroître initialement de 1,2 m/s, soit environ **4 km/h**, toutes les secondes.

3.2.2 Diminution de vitesse en fonction du temps

La chute de vitesse $V = f(t)$ est présentée ci-dessous, pour 2 masses différentes d'un DR 400 avec les conditions suivantes :

Vitesse approche finale : 130 km/h $\gamma_d = 3^\circ$ $\gamma_m = 2^\circ$ $Z_p = 0$ $T = 15^\circ\text{C}$

