



Rapport

DCAS-ECAS-204

Initiation aux techniques d'Essais en vol

Vol n°2 DR400-180

Auteur :

AL NAJJAR Charbel

Co-équipiers :

VOLTOLINI Matteo, BRUNORO Sofia

Encadrant :

Pr. POQUILLON Eric

Pilotes :

M. PERRIN Etienne, M. JUANEDA Stéphane

Mai 2025

Table des matières

1 Vol n°2 3

1.1 Introduction : 3

1.2 Préparation du vol : 4

1.3 Données obtenues : 5

1.3.1 Étude de l'atmosphère 5

1.3.2 Méthode de montée en dents de scie (sawtooth climbs) 5

1.3.3 Méthode d'accélération en palier (level acceleration) 6

1.4 Analyse des résultats 7

1.5 Conclusion 8

1 Vol n°2

1.1 Introduction :

L'objectif de ce second vol d'essai est d'évaluer les performances de montée de l'aéronef à l'aide de deux méthodes expérimentales. L'objectif est d'obtenir des résultats représentatifs du comportement réel de l'avion. Les essais sont habituellement réalisés à une altitude de 5000 pieds, mais en raison de conditions météorologiques défavorables, nous avons été contraints de nous limiter à une altitude d'environ 2800 pieds.

La première méthode employée est celle des montées en dents de scie (Sawtooth climbs). Elle consiste à réaliser une série de montées et de descentes comprises entre -500 pieds et +500 pieds autour d'une altitude de référence, fixée ici à 2800 pieds. Cette variation d'altitude répétée forme un profil en dents de scie (Figure 1), d'où le nom de la méthode. En mesurant précisément le temps nécessaire pour passer d'un niveau à l'autre à différentes vitesses, il est possible de déterminer le taux de montée. Des corrections sont ensuite appliquées pour compenser les effets des conditions atmosphériques, notamment la température. Ce paramètre a été particulièrement perturbant lors de notre essai, en raison de fortes poches de convection. L'ensemble de l'expérience a duré environ 40 minutes.

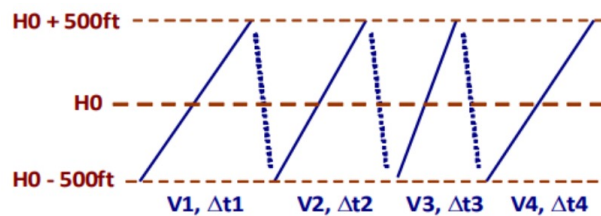


FIGURE 1 – Représentation du profil de vol en dents de scie “Cours Decas-204”

Le taux de montée (Figure 2) sera également pris en compte lors de l'analyse de cette partie.

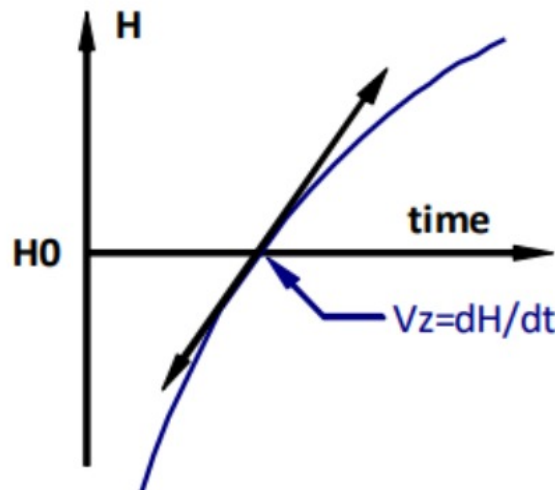


FIGURE 2 – Taux de montée

La seconde méthode utilisée est celle de l'accélération en palier (level acceleration). Bien que plus simple à mettre en œuvre, elle exige une attention accrue de la part de l'équipage, car les variations de vitesse y sont rapides et la durée de la phase de mesure est plus courte. L'essai débute environ 500 pieds en dessous de l'altitude cible (2800 pieds dans notre cas), afin de permettre la stabilisation de la vitesse et du régime moteur à l'altitude souhaitée. L'avion est d'abord ralenti jusqu'à une vitesse proche du décrochage, aux alentours de 120 km/h, puis il est accéléré progressivement jusqu'à environ 230 km/h. Des mesures sont relevées tous les 10 km/h durant cette phase. Une fois la vitesse maximale atteinte, l'avion est mis en montée à pleine puissance.

Le but est alors d'enregistrer la vitesse maximale atteinte et le moment précis où cette vitesse est obtenue, afin d'évaluer les performances dynamiques du DR400-180.

1.2 Préparation du vol :

L'aéronef utilisé pour cet essai est un DR400-180. Avant chaque vol, le calcul de la masse totale de l'avion est une étape essentielle. Il permet de déterminer le centrage de l'appareil, un paramètre crucial à la fois pour la sécurité, les performances en vol et la maniabilité de l'aéronef.

Ce calcul prend en compte plusieurs éléments : le poids du pilote et des passagers (en différenciant les sièges avant et arrière), le poids du carburant, ainsi que celui de tout bagage ou matériel supplémentaire éventuel. La Table de la figure 3 contient toutes les données nécessaires au calcul de la masse de l'avion et du centre de gravité.

Fiche de centrage du DR 400 / 180 F - G U X P (Sans le système INS)

Date du vol : _____

Pilote : _____

% de C.M.A.	Masse à vide		Bras de levier en m	Moment à vide en mkg	Carburant		Sécurité
	en kg				Embarqué		
Avion vide	628		0.3297	207.052	135 litres		30 mm + si vent INCONNU 10% de tsv
Essence principal	79.2		1.1200	88.704	110	110 Max	
Essence aile G	10.8		0.1000	1.080	15	40 Max	
Essence aile D	7.2		0.1000	0.720	10	40 Max	
Pilote	70		0.4100	28.700	Autonomie totale Heures et 1/10 ème		
Passager AV	98		0.4100	40.180			Centrage en % de C.M.A.
Passagers AR	126	154 max	1.1900	149.940	3.38		
Bagages	5	60 Max	1.9000	9.500			
Résultats	1024.2		0.513	525.88	135		30.03
Limites admises	950	1100	0.564	535.8	40	0.72	12 33

FIGURE 3 – Données de masse et centrage du vol.

La Figure 4, issue de cette table, montre clairement que le vol est réalisable. En effet, comme mentionné précédemment, les données enregistrées restent en permanence à l'intérieur des limites opérationnelles — représentées par les lignes rouges (ou, en l'absence de couleur, par les lignes extérieures formant une figure à cinq côtés) — tout au long des différentes phases du vol.

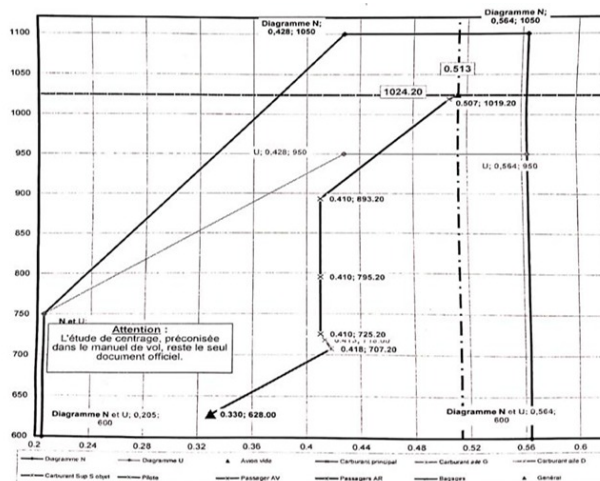


FIGURE 4 – Control du vol

Un autre aspect important à prendre en compte pendant l'essai est la vitesse maximale de l'aéronef. Elle correspond à la vitesse à laquelle l'appareil a besoin de toute sa puissance pour maintenir un vol en palier. Cette vitesse varie selon l'altitude, les conditions météorologiques et les caractéristiques de l'avion.

Étant donné que l'essai inclura des phases de montée et de descente, il est essentiel de s'assurer qu'à aucune de ces altitudes l'avion n'atteigne une vitesse qui exigerait l'usage de sa puissance maximale, ce qui pourrait compromettre le bon déroulement du vol.

Cela dit, lors du deuxième essai, l'avion reste à une altitude constante et accélère avec sa pleine puissance. Cela permettra de déterminer précisément la vitesse maximale qu'il peut atteindre dans ces conditions.

1.3 Données obtenues :

Nous avons décollé à 12h27 le 23/04/2025 ce qui peut nous permettre de calculer la consommation de carburant et donc la masse de notre avion à chaque expérimentation.

1.3.1 Étude de l'atmosphère

Avant de débiter les essais, une étude de la température en altitude (atmosphere survey) a été réalisée. Cette étape est essentielle, car la température a une influence directe sur la précision des mesures. En particulier, la présence d'une inversion thermique (c'est-à-dire une augmentation de la température avec l'altitude) peut fausser les résultats. Il est donc important de s'assurer que les essais soient menés dans une zone atmosphérique stable. **La figure 5** illustre le profil de température relevé durant cette phase préliminaire du vol.

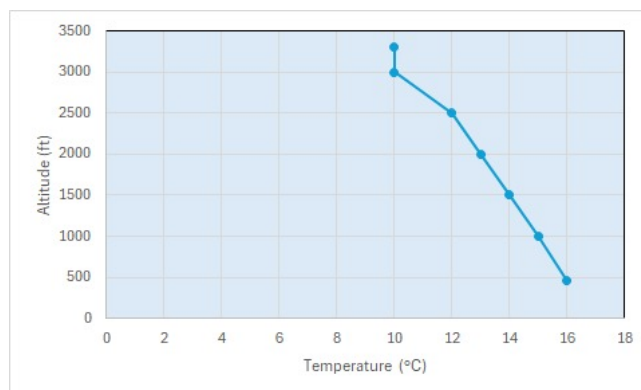


FIGURE 5 – Données de température

Le graphique présente l'évolution de la température en fonction de l'altitude. On y observe une décroissance régulière de la température à mesure que l'on s'élève, ce qui est typique d'une atmosphère stable.

À l'altitude de référence utilisée pour nos essais, soit 2800 ft, la température est estimée à environ 10,5°C. Cette valeur se situe entre deux points bien définis de la courbe (10°C à 3000 ft et 12°C à 2500 ft), ce qui confirme l'absence d'inversion thermique.

Ainsi, l'environnement atmosphérique à cette altitude ne présente pas de perturbation significative, ce qui garantit la fiabilité des mesures effectuées durant les essais en vol.

1.3.2 Méthode de montée en dents de scie (sawtooth climbs)

Tout d'abord, nous avons obtenu les résultats ci-dessous pour le premier expérience (montée en dents de scie) avec $H_0=2800\text{ft}$:

TABLE 1 – Données enregistrées lors des essais en vol

Vi0 (km/h)	Vi (km/h)	Heure	T°C	t H ₀ -500	t H ₀	t H ₀ +500	RPM	Vz (km/h)
120	120	12h35	13°C	0	63,13	119,84	2200–2300	10,82
140	140	12h39	13°C	0	55,21	103,12	2400	11,85
160	160	12h42	13°C	0	43,81	95,59	2400–2500	10,30
200	200	12h45	13°C	0	58,44	131,23	2600	8,20

Les valeurs correspondant à la vitesse indiquée, à la température extérieure, à l'heure de l'essai ainsi qu'au temps nécessaire pour atteindre 500 pieds sont présentées dans le Tableau 1.

À partir de ces données, il est possible de calculer la vitesse de montée (V_z) en déterminant deux vitesses distinctes pour chaque valeur de vitesse indiquée, puis en en faisant la moyenne. Cette méthode permet d'obtenir une estimation fiable de la vitesse ascensionnelle. Les résultats de ces calculs sont également visibles dans le Tableau 1.

Il est important de rappeler que des turbulences ont été rencontrées durant le vol, ce qui a pu influencer les mesures, notamment à cause des effets du vent. Ces perturbations peuvent expliquer certaines variations ou écarts dans les données relevées.

Par ailleurs, les essais ont été conçus pour être réalisés à la masse maximale au décollage — soit 1100 kg pour un DR400 — et à température standard (25°C). Par conséquent, des corrections liées à la température et à la masse doivent être appliquées aux résultats.

En appliquant ces corrections (1. température, 2. masse), à partir des formules contenues dans le fichier Excel associé à l'essai, nous obtenons les valeurs ajustées présentées dans le Tableau 2.

TABLE 2 – Vitesse corrigée de montée en fonction de la vitesse indiquée

Vi (km/h)	120	140	160	180
Vz_corr (km/h)	10,74	11,74	10,18	8,09

Les deux corrections sont :

$$V'_z = V_z \times \frac{273.15 + T_i}{288.15 - 0.0065 \times H_0 \times 0.3054} \quad (1)$$

$$V'_z = V_z \times \frac{m}{m_{take-off}} \quad (2)$$

Pour estimer la masse de l'avion au moment de l'essai, on est parti de la masse au décollage, qui était connue à l'avance. Ensuite, on a simplement retiré la quantité de carburant consommée pendant le vol jusqu'à ce point. Le pilote a indiqué une consommation moyenne de 35 litres par heure, ce qui a servi de base pour le calcul.

À noter que les unités utilisées dans les formules sont les mêmes que celles du fichier Excel fourni : la vitesse est en pieds par minute (ft/min), l'altitude en pieds (ft), la masse en kilogrammes (kg) et la température en degrés Celsius (°C).

1.3.3 Méthode d'accélération en palier (level acceleration)

Tout d'abord, les données recueillies lors de ce vol sont présentées dans le Tableau 3 ci-dessous. Pour améliorer la précision des résultats, le test a été réalisé à deux reprises.

Il est important de souligner que les conditions de vol n'étaient pas idéales pour ce type d'essai, ce qui peut expliquer que certaines mesures ne correspondent pas exactement aux attentes.

L'altitude de vol était de 2800 pieds et la température extérieure mesurée à 12°C.

TABLE 3 – Données obtenues pendant l'essai en vol pour le level acceleration.

Vi₁ (km/h)	t₁ (s)	Δt₁ (s)	Vi₂ (km/h)	t₂ (s)	Δt₂ (s)
120	0,00	—	120	0,00	—
130	3,17	3,17	130	2,59	2,59
140	6,96	3,79	140	7,69	5,10
150	12,54	5,58	150	11,77	4,08
160	13,96	1,42	160	16,62	4,85
170	20,99	7,03	170	24,46	7,84
180	25,65	4,66	180	31,90	7,44
190	31,12	5,47	190	35,83	3,93
200	36,24	5,12	200	45,09	9,26
210	45,60	9,36	210	51,54	6,45
220	54,61	9,01	220	61,74	10,20
230	75,94	21,33	230	75,34	13,60

1^{er} essai

2^e essai

Pour calculer le taux de montée (3) de notre avion à chaque intervalle de 10 km/h, nous utiliserons la formule

suivante :

$$\frac{dH}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (3)$$

Cette formule permet d'estimer assez facilement le taux de montée pour chaque vitesse. Les résultats obtenus sont présentés dans le Tableau 4.

Comme dans la partie précédente, on a appliqué des corrections liées à la température et à la masse. La température était de 12°C pendant les deux essais. Concernant la masse, on n'a pas tenu compte de la légère perte liée à la consommation de carburant pendant l'accélération, car elle est négligeable dans ce contexte.

TABLE 4 – Taux de montée corrigé

V_i (km/h)	V_{z1} (ft/min)	V_{z2} (ft/min)
130	373.8414	434.1102
140	593.7535	771.1971
150	483.8520	1901.4540
160	806.4201	395.6541
170	368.6492	1317.7250
180	1212.9750	1907.3590
190	530.8548	361.9465
200	780.3237	398.6207
210	692.7636	370.8567
220	274.8509	544.6375
230	330.3898	122.5735

1.4 Analyse des résultats

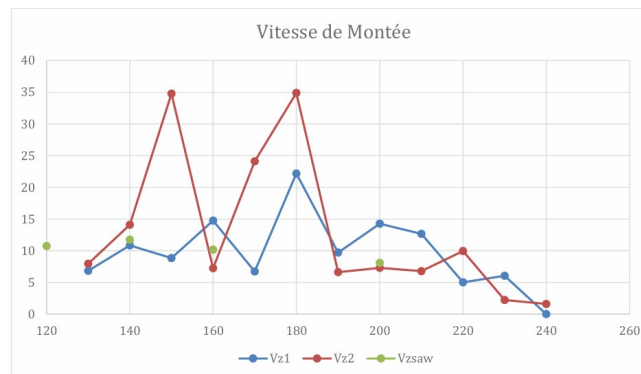


FIGURE 6 – Vitesse de Montée

On remarque que certaines valeurs sont assez incohérentes, ce qui saute aux yeux dans la Figure 6, surtout lors du deuxième essai. Ces écarts sont très probablement dus aux turbulences rencontrées pendant ce vol.

À l'inverse, les résultats du premier essai suivent une tendance plus logique, avec une courbe qui ressemble à une forme hyperbolique, atteignant un maximum autour de $V_i = 180$ km/h.

Si l'on met de côté les valeurs les plus étranges du second essai — notamment celles à 150, 170 et 180 km/h — on retrouve une évolution assez proche de celle observée lors du premier test.

Cela dit, avec seulement deux essais, dont un dans de mauvaises conditions, il est difficile de tirer des conclusions solides sur la répétabilité des résultats.

On peut néanmoins souligner que la courbe issue du premier essai se rapproche plutôt bien de ce qu'on attendait d'un point de vue théorique, même si certaines valeurs s'en écartent légèrement.

1.5 Conclusion

Ce second vol d'essai a permis d'explorer de manière concrète deux méthodes expérimentales — la montée en dents de scie et l'accélération en palier — afin d'évaluer les performances de montée du DR400-180.

Malgré des conditions météorologiques peu favorables, notamment la présence de turbulences, l'expérimentation a fourni des résultats globalement exploitables. La méthode de montée en dents de scie a permis de calculer des vitesses ascensionnelles cohérentes une fois corrigées pour la température et la masse. La plupart des taux de montée corrigés se sont situés entre 300 et 600 ft/min, avec quelques écarts plus importants probablement liés aux perturbations atmosphériques.

La méthode d'accélération en palier, bien que plus sensible aux conditions extérieures, a révélé une tendance hyperbolique du taux de montée en fonction de la vitesse indiquée, notamment lors du premier essai. En revanche, les données du deuxième essai, plus instables, ont limité la possibilité d'établir des conclusions robustes sur la répétabilité des mesures.

En somme, ce vol a permis de confirmer certaines hypothèses théoriques et de mieux comprendre les limites pratiques des essais en vol, tout en mettant en évidence l'importance des conditions environnementales sur la qualité des résultats. Une répétition des essais dans un contexte plus stable serait nécessaire pour affiner les mesures et consolider l'analyse.