

Conception des aéronefs - Drones et concepts d'avions industrialisés très économiques (partie 2/2)

Michel KIEFFER¹

Édité le
29/09/2025

école
normale
supérieure
paris-saclay

¹ A partir de fin 2025 : fondateur de la société C-TECAT dédiée à la transition énergétique dans le domaine aéronautique et autres moyens de transport (société en cours de création : formations, conseils, conception d'aéronefs).

Précédemment : enseignant chercheur associé, chargé de la construction et du développement de la spécialisation aéronautique, transports et énergétique du Coursus Master Ingénierie Aéronautique, Transport et Énergétique, Université Paris Nanterre, UFR CITEC, CMI ATE, 92001 Nanterre Cedex, France.

Cofondateur et président de la société HKW-aero, conception et production d'avions légers.

Cette ressource fait partie du N° 117 de La Revue 3EI du 4^{ème} trimestre 2025.

Cet article présente les travaux réalisés notamment par les étudiants du Coursus Master Ingénierie Aéronautique, Transports et Énergétique, Université Paris Nanterre en partenariat avec différents industriels. Dans la première partie [9] le processus de conception, de dimensionnement, de réalisation et les essais au sol et en vol ont été décrits. Ce second article présente l'ensemble des aéronefs conçus et réalisés dans ce cadre. Il permettra de décrire concrètement les résultats de cette approche pédagogique motivante et formatrice pour les étudiants.

1 - Introduction

Cette présentation développe la conception des aéronefs et leurs réalisations pratiques. Lors de ces projets, la question de l'industrialisation est importante. Les étudiants doivent concevoir des systèmes à l'image de tous projets industriels produits en nombre. Il s'agit donc de prendre en compte la reproductibilité dès la conception initiale, démarche qui va bien au-delà d'un unique prototype. Les étudiants doivent imaginer des solutions très simples pour répondre à des problèmes complexes, exercice difficile et clé majeure de la compétitivité.

Du point de vue pédagogique, ces projets permettent d'identifier les domaines que ne maîtrisent pas les étudiants. Ces lacunes sont comblées au fil de l'eau avec des cours dédiés à des thèmes précis. Le retour des étudiants indique que cette approche est plébiscitée et jugée très motivante.

Les avions présentés dans cet article sont pilotés à distance pour d'évidentes questions de responsabilité lors de la mise en vol d'aéronefs pilotés. Toutefois, à des fins de formations, ces avions sont conçus à l'identique d'avions pilotés et respectent les points clés de la réglementation aéronautique CS23, il ne s'agit pas de simples modèles réduits.

Ces développements font l'objet de milliers de documents : recherche de solutions, notes de calculs, définition des moyens et des processus d'essais, analyses d'essais au sol et en vol, reconceptions, références produits, etc.

HKW-aero_prédim_modèle_1b_K9_avion_D8									
	Avion 3	Avion 4	Avion 5.1	Avion 5.2	Avion 5.3	Avion 6	Avion 7		
Années premiers vols :	2022	2023	2024	2024	2024	En préparation	Projet en cours		
Avion 3	avion référence	électrique					v	v	v
	v	avion hybride 1 (H1)					Drone lourd, avion 7		v
	v	v	avion hybride 1 (H1) A12				v	Drone lourd à Dfr max	
	v	v	v	avion hybride 1 (H1) A12 hypersustenté			v	v	Drone lourd Dfr max et Mu 50kg
	v	v	v	v	avion hybride 1 (H1) A12 hypersustenté Mu 3 kg			v	
	v	v	v	v	11hp aile composite A5,8			v	
Temps de vol [h]	0,60	3,5	7,1	7,1	15,0	1,3	8,5	14,8	26,3
Distance franchissable (maxi range)	40	220	400	400	850	241	1892	2352	4175
Vitesse croisière [km/h]	67	62	57	57	57	192	222	159	159
Masse au décollage (MTOW) [kg]	29,85	30,2	30,0	30,0	30,0	30,0	649	650	650
Masse utile (Payload) [kg]	6,0	8,6	8,6	8,6	5,6	6,0	150	150	50
Envergure [m]	3,9	3,9	4,8	4,8	4,8	2,32	7,7	7,7	7,7
Temps de déploiement [h]	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
Décollage, technologie	électrique	électrique	hybride	hybride	hybride	thermique	thermique	thermique	thermique
Distance roulage au décollage [m]	60	60	60	40	40	40	140	140	140
Atterrissage, dimension piste [m]	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	300 x 30	300 x 30	300 x 30
Dfr surcharge 5 kg [km]	89	852	1168	1167	1609	500			
		Comprend 2,6 kg d'hybridation batteries 3' comprises							

Figure 2 : Caractéristiques de l'avion 3

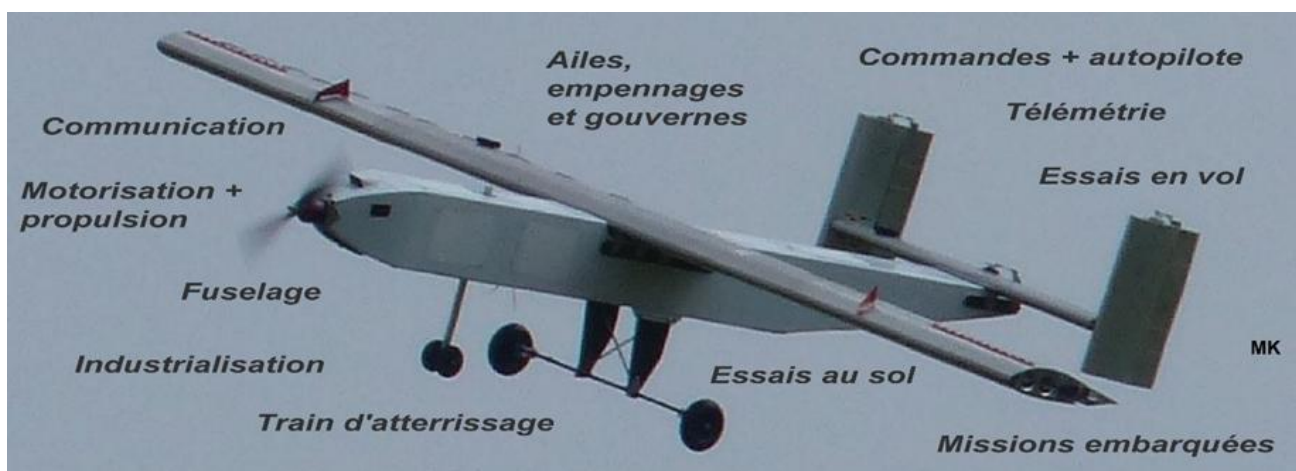


Figure 3 : Fonctionnalités de l'avion 3



Figure 4 : L'avion 3 exposé temporairement au Musée de l'Air et de l'Espace du Bourget

3 - Avions 4 et 5 hybrides à moteurs non liés

Les premiers vols de l'avion 4 ont été réalisés en juin 2022. Ce concept hybride permet une réduction conséquente des consommations d'énergie tout en ouvrant la porte à des autonomies

inaccessibles à des avions purement électriques. Ceci sans être pénalisé par l'hybridation série qui dégrade le rendement global¹. Le moteur thermique est dimensionné pour assurer la croisière à la vitesse de finesse maximale (vitesse de plus grande autonomie) et un « boost » électrique permet de décoller et de réaliser la montée initiale. Ainsi la solution hybride à moteurs non liés permet d'obtenir un rapport "Masse au décollage / Puissance installée" conséquent tout en pouvant voler en croisière à la vitesse de finesse maximale ($V_{f_{max}}$) donc à puissance réduite avec un moteur thermique fonctionnant sur son meilleur point de rendement.

HKW-aero_prédim_modèle_1b_K9_avion_D8											
	Avion 3	Avion 4	Avion 5.1	Avion 5.2	Avion 5.3	Avion 6	Avion 7				
Années premiers vols :	2022	2023	2024	2024	2024	En préparation	Projet en cours				
Avions 4 et 5	avion référence	avion électrique	avion hybride 1 (H1)	avion hybride 1 (H1) A12	avion hybride 1 (H1) A12	hypersustenté	Drone lourd, avion 7	Drone lourd à Dfr max	Drone lourd Dfr max et Mu 50kg		
		v	v	v	v	v	v	v	v		
		v	v	v	v	v	v	v	v		
		v	v	v	v	v	v	v	v		
		v	v	v	v	v	v	v	v		
		v	v	v	v	v	v	v	v		
Temps de vol [h]	0,60	3,5	7,1	7,1	15,0	1,3	8,5	14,8	26,3	Temps de vol [h]	
Distance franchissable (maxi range)	40	220	400	400	850	241	1892	2352	4175	Distance franchissable (maxi range) [km]	
Vitesse croisière [km/h]	67	62	57	57	57	192	222	159	159	Vitesse croisière [km/h]	
Masse au décollage (MTOW) [kg]	29,85	30,2	30,0	30,0	30,0	30,0	649	650	650	Masse au décollage (MTOW) [kg]	
Masse utile (Payload) [kg]	6,0	8,6	8,6	8,6	5,6	6,0	150	150	50	Masse utile (Payload) [kg]	
Envergure [m]	3,9	3,9	4,8	4,8	4,8	2,32	7,7	7,7	7,7	Envergure [m]	
Temps de déploiement [h]	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	Temps de déploiement [h]	
Décollage, technologie	électrique	électrique	hybride	hybride	hybride	thermique	thermique	thermique	thermique	Décollage, technologie	
Distance roulage au décollage [m]	60	60	60	40	40	40	140	140	140	Distance roulage au décollage [m]	
Atterrissage, dimension piste [m]	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	300 x 30	300 x 30	300 x 30	Atterrissage, dimension piste [m]	
Dfr surcharge 5 kg [km]	89	852	1168	1167	1609	500					
		Comprend 2,6 kg d'hybridation batteries 3' comprises									MK

Figure 5 : Caractéristiques des avions 4 et 5

La durée maximale du boost électrique est de trois minutes afin de limiter l'impact négatif de la masse des batteries sur la qualité massique de l'avion. Bien entendu, l'avion est conçu pour avoir une $V_{f_{max}}$ réduite ce qui nécessite un allongement suffisant et une charge alaire optimale. Le principe "hybride à moteurs non liés" est applicable aux avions légers et aux avions de transport régional développés plus loin.

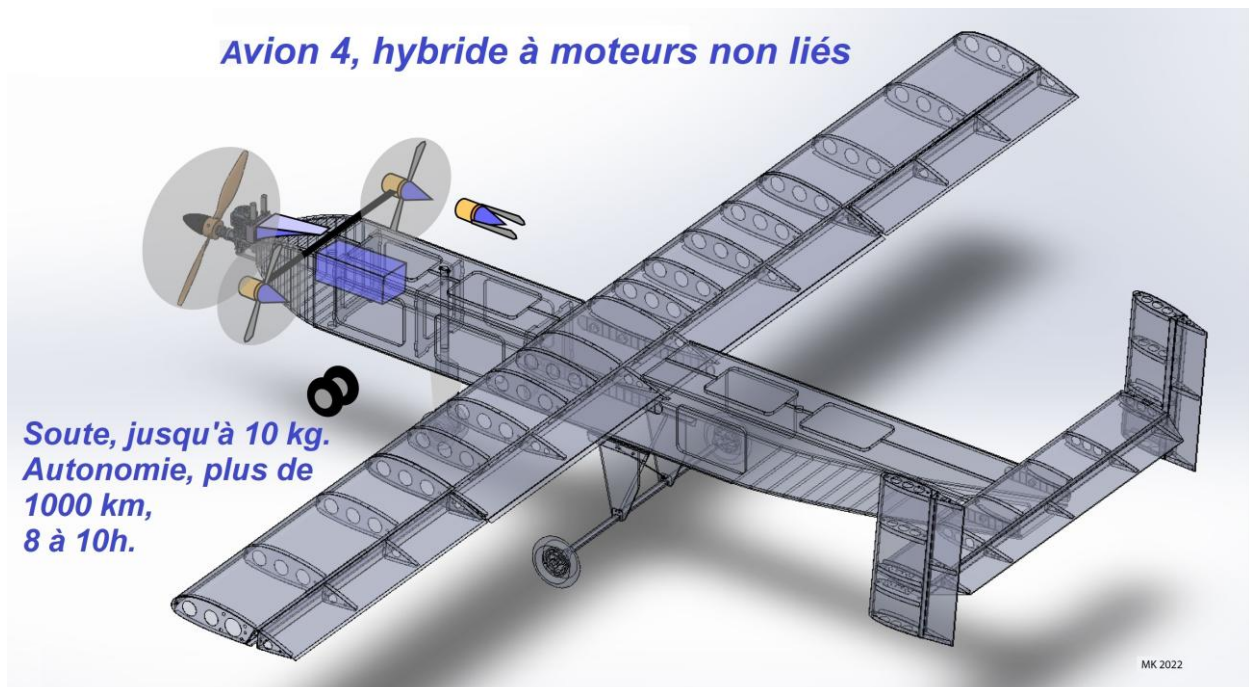


Figure 6 : Avion 4 : hybride à moteurs non liés

¹ Le rendement global correspond au produit des rendements des sous-ensembles de la chaîne de propulsion.

² $V_{f_{max}}$: il s'agit de la vitesse permettant de réaliser la plus grande distance avec une quantité d'énergie donnée.

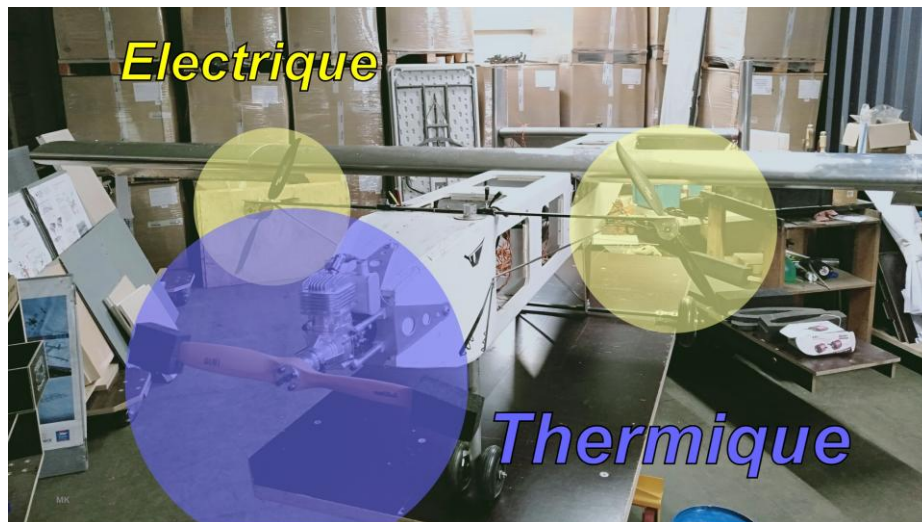


Figure 7 : Avion 4, hybride à moteurs non liés : disposition des motorisations

Avion 4, hybride à moteurs non liés

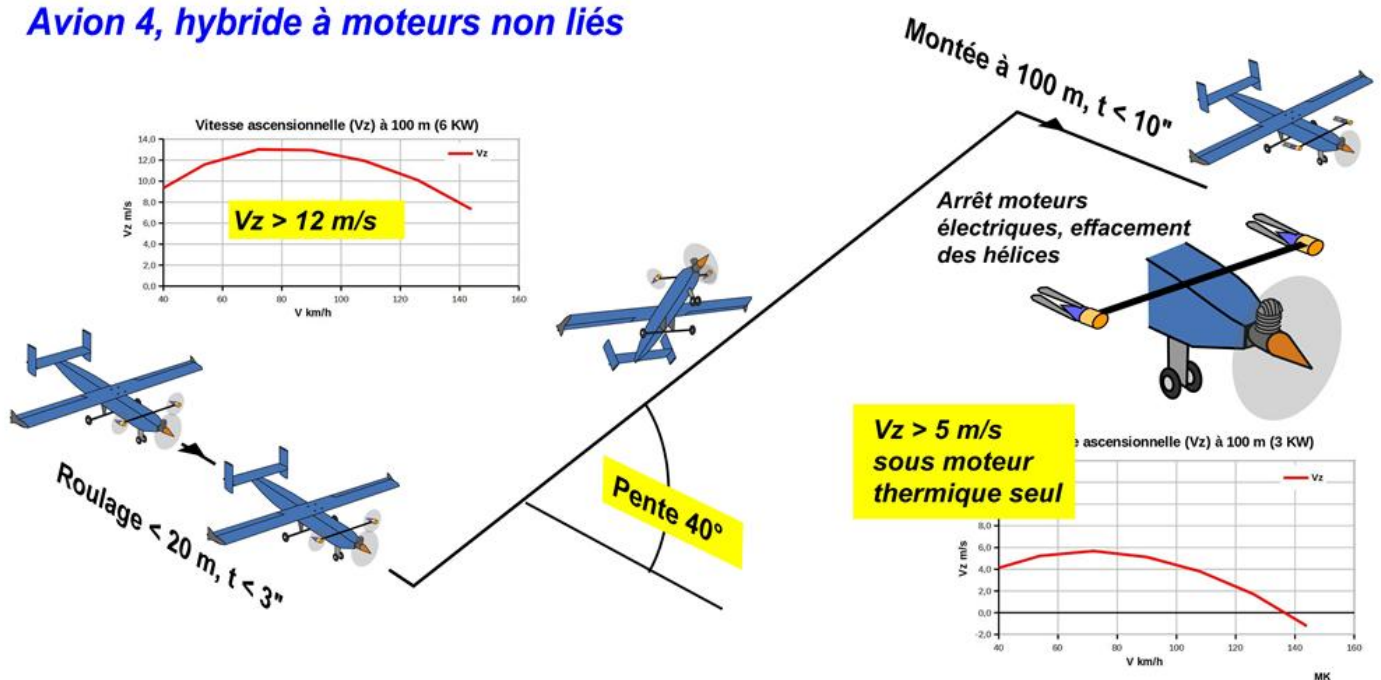


Figure 8 : Avion 4, hybride à moteurs non liés : performances et principe de fonctionnement
 V_z : correspond à la vitesse verticale de l'avion.

L'avion 5 est une évolution significative de l'avion 4 : l'aile et les empennages en aluminium sont remplacés par une voilure en composite qui ouvre la porte à des avions à faible surface équivalente radar (SER). A cette fin, un nouveau fuselage entièrement réalisé en bois est en préparation. L'allongement de l'aile est passé de 8 (avions 3 et 4) à 12 pour l'avion 5. Cette augmentation de l'allongement diminue significativement la traînée induite par la portance et la vitesse de vitesse max avec pour effet une augmentation du temps de vol (voir figure 5). Attention toutefois à l'impact négatif d'une augmentation de l'allongement sur la masse de l'aile, l'optimal a été recherché. Cette aile est aussi hypersustentée afin de réduire les vitesses minimales de vol donc les distances de décollage.

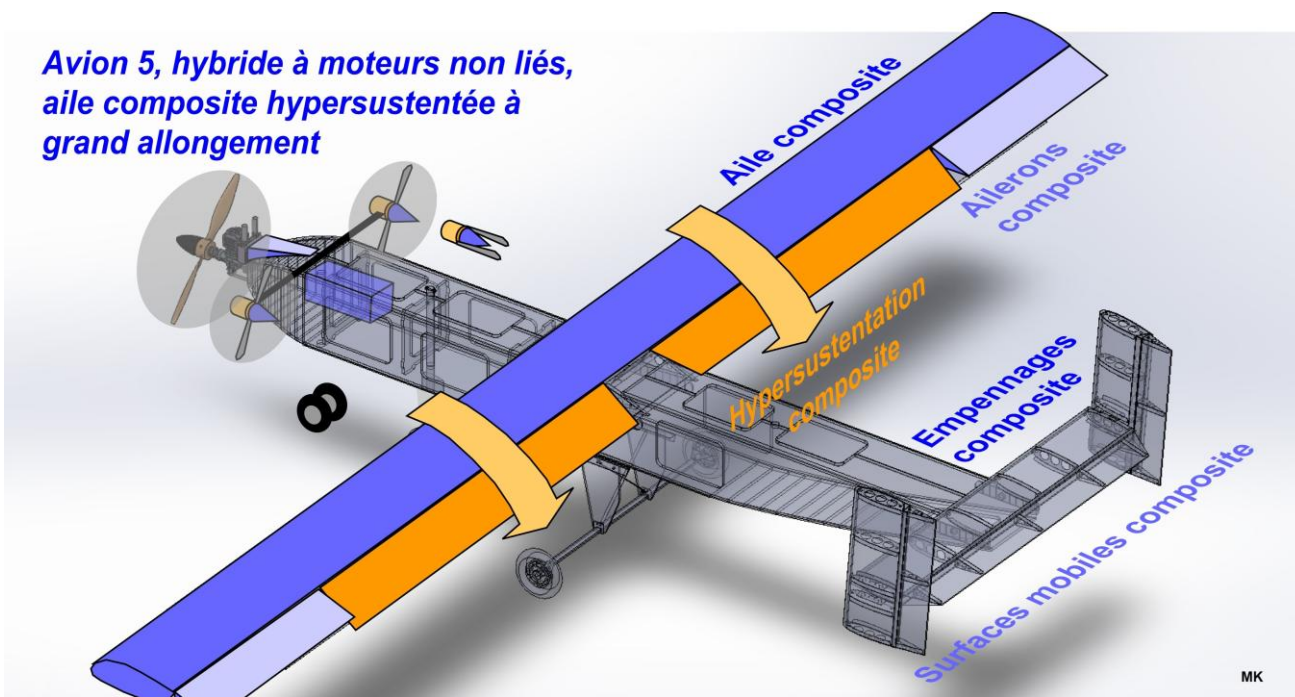
Compte-tenu de ces évolutions, l'avion 5 a fait l'objet de la quasi-totalité des essais au sol réalisés pour l'avion précédent.



Avion 5

MK

Figure 9 : Avion 5, dérivé à aile composite hypersustentée à grand allongement (envergure 5 m), temps de vol de 15 à 30 heures selon la charge embarquée



MK

Figure 10 : Avion 5, détails des matériaux utilisés



MK

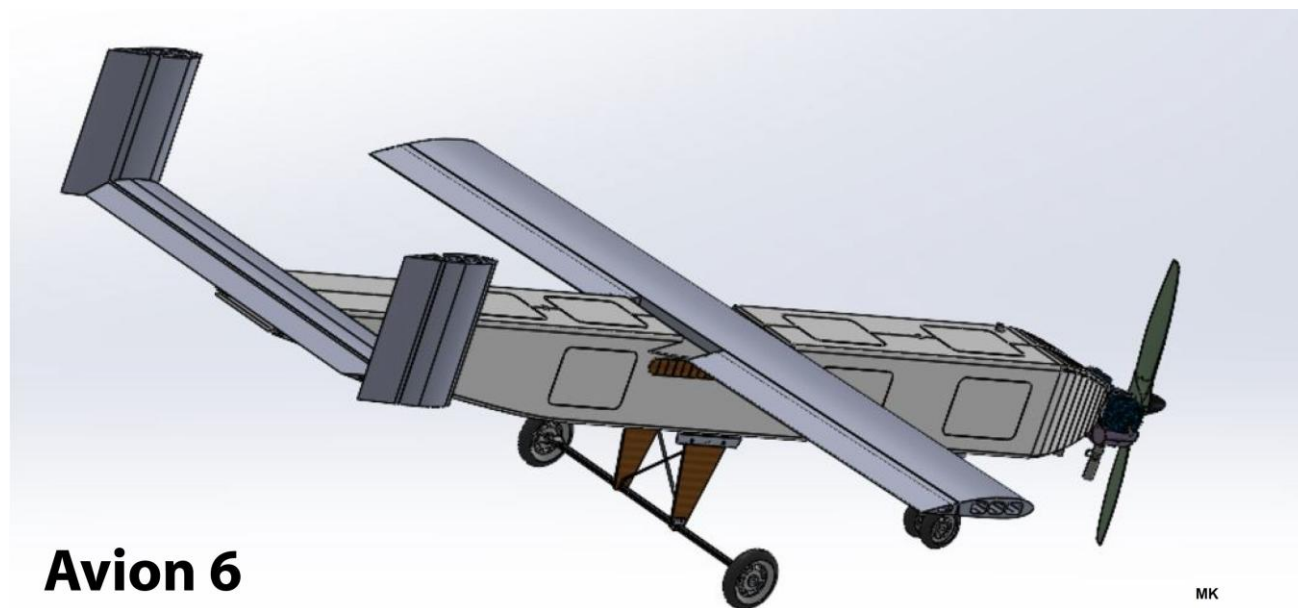
Figure 11 : L'avion 5 est aussi un démonstrateur pour l'avion de transport régional hybride à moteurs non liés

4 - Avion 6, drone rapide

L'avion 6 répond à un cahier des charges totalement différent. Il s'agit ici de privilégier la vitesse au détriment de la distance franchissable. La puissance installée est plus élevée et totalement thermique ce qui est optimal pour ce cahier des charges. L'aile est différente mais le fuselage et les empennages restent identiques aux avions précédents. La vitesse de croisière est de l'ordre de 200 km/h.

HKW-aero_predim_model_1b_K9_avion_D8										
	Avion 3	Avion 4	Avion 5.1	Avion 5.2	Avion 5.3	Avion 6	Avion 7			
Années premiers vols :	2022	2023	2024	2024	2024	En préparation	Projet en cours			
	avion référence	électrique					v	v	v	
	v	avion hybride 1 (H1)						Drone lourd, avion 7	v	
		v	avion hybri					v	Drone lourd à Dfr max	
		v	v					v	Drone lourd Dfr max et Mu 50kg	
		v	v					v		
		v	v					ypersustenté Mu 3 kg	v	
		v	v					11hp aile composite A5,8	v	
		v	v					v	v	
Temps de vol [h]	0,60	3,5	7,1	7,1	15,0	1,3	8,5	14,8	26,3	Temps de vol [h]
Distance franchissable (maxi range)	40	220	400	400	850	241	1892	2352	4175	Distance franchissable (maxi range) [km]
Vitesse croisière [km/h]	67	62	57	57	57	192	222	159	159	Vitesse croisière [km/h]
Masse au décollage (MTOW) [kg]	29,85	30,2	30,0	30,0	30,0	30,0	649	650	650	Masse au décollage (MTOW) [kg]
Masse utile (Payload) [kg]	6,0	8,6	8,6	8,6	5,6	6,0	150	150	50	Masse utile (Payload) [kg]
Envergure [m]	3,9	3,9	4,8	4,8	4,8	2,32	7,7	7,7	7,7	Envergure [m]
Temps de déploiement [h]	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	Temps de déploiement [h]
Décollage, technologie	électrique	électrique	hybride	hybride	hybride	thermique	thermique	thermique	thermique	Décollage, technologie
Distance roulage au décollage [m]	60	60	60	40	40	40	140	140	140	Distance roulage au décollage [m]
Atterrissage, dimension piste [m]	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	300 x 30	300 x 30	300 x 30	Atterrissage, dimension piste [m]
Dfr surcharge 5 kg [km]	89	852	1168	1167	1609	500				
		Comprend 2,6 kg d'hybridation batteries 3' comprises								MK

Figure 12 : Caractéristiques de l'avion 6



Avion 6

MK

Figure 13 : Avion 6

5 - Avion 7, drone lourd à grande autonomie

L'avion 7 reprend le cahier des charges d'une machine référence connue en reprenant les technologies particulièrement économiques des avions précédents. Il s'agit d'un drone lourd à grande distance franchissable. La charge utile est de 150 kg. Selon la mission, la vitesse de croisière varie entre 159 et 222 km/h. A noter les distances franchissables comprises entre 1900 et 4200 km selon la charge embarquée et la vitesse de vol.

HKW-aero_prédim_modèle_1b_K9_avion_D8	Avion 3	Avion 4	Avion 5.1	Avion 5.2	Avion 5.3	Avion 6	Avion 7	Avion 7	
Années premiers vols :	2022	2023	2024	2024	2024	En préparation	Projet en cours	Avion 7	
avion référence électrique	v	avion hybride 1 (H1)	v	avion hybride 1 (H1) A12	v	avion hybride 1 (H1) A12 hypersustenté	Drone lourd, avion 7		
	v	v	v	v	v	11hp aile composite A5,8	Drone lourd à Dfr max		
	v	v	v	v	v		Drone lourd	Dfr max et Mu 50kg	
	v	v	v	v	v		Mu 3 kg		
	v	v	v	v	v				
Temps de vol [h]	0,60	3,5	7,1	7,1	15,0	1,3	8,5	14,8	26,3
Distance franchissable (maxi range) [km]	40	220	400	400	850	241	1892	2352	4175
Vitesse croisière [km/h]	67	62	57	57	57	192	222	159	159
Masse au décollage (MTOW) [kg]	29,85	30,2	30,0	30,0	30,0	30,0	649	650	650
Masse utile (Payload) [kg]	6,0	8,6	8,6	8,6	5,6	6,0	150	150	50
Envergure [m]	3,9	3,9	4,8	4,8	4,8	2,32	7,7	7,7	7,7
Temps de déploiement [h]	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
Décollage, technologie	électrique	électrique	hybride	hybride	hybride	thermique	thermique	thermique	thermique
Distance roulage au décollage [m]	60	60	60	40	40	40	140	140	140
Atterrissage, dimension piste [m]	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	140 x 30	300 x 30	300 x 30	300 x 30
Dfr surcharge 5 kg [km]	89	852	1168	1167	1609	500			
		Comprend 2,6 kg d'hybridation batteries 3' comprises							

Figure 14 : Caractéristiques de l'avion 7

Avion 7, drone 650 kg

Temps de vol,
distances franchissables et
vitesses de croisière :
8,5 heures, 1900 km à 222 km/h
15 heures, 2300 km à 159 km/h
26 heures, 4200 km à 159 km/h et payload réduite

Avion compact et très économique par conception

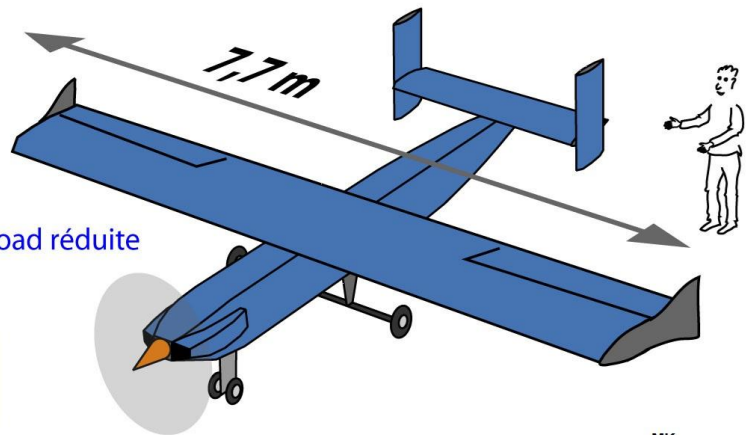


Figure 15 : Avion 7

6 - Drone planeur cargo

Nous avons imaginé différents concepts de planeurs cargo largables à partir de l'avion de transport A400M.

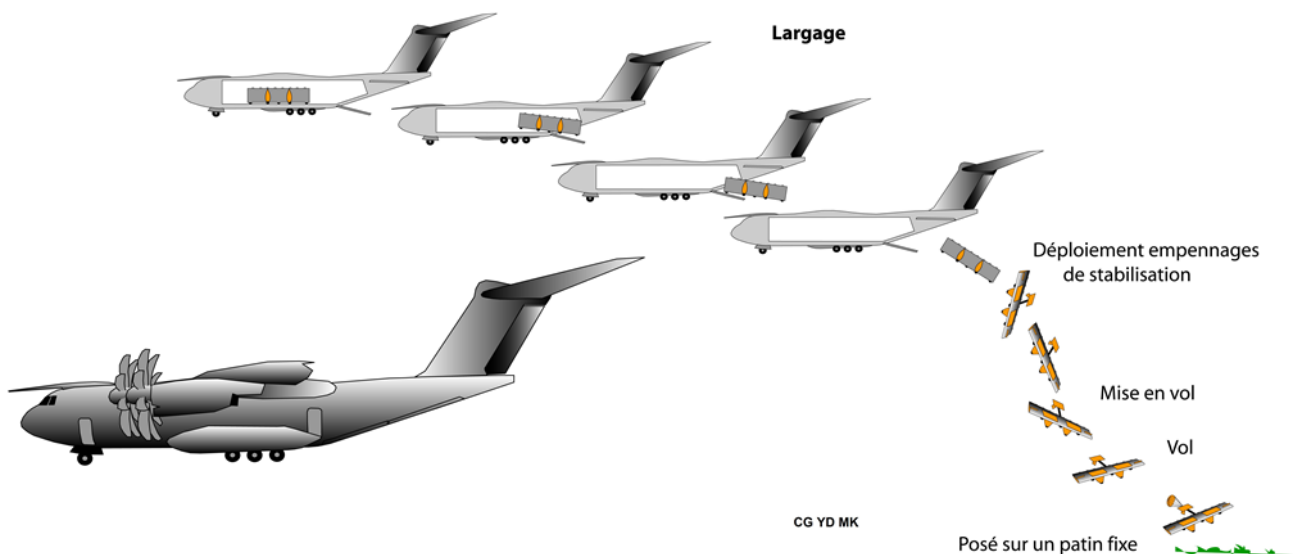


Figure 16 : largage du drone planeur cargo

Une difficulté est la compatibilité entre la soute et la grande aile imposée par la finesse requise (finesse $[\] = \text{distance de vol plané} / \text{hauteur de largage}$).

Une autre difficulté concerne la prise de contrôle du planeur après le largage, ceci nécessitant un dispositif de stabilisation juste après le largage pour permettre à l'autopilote de prendre le contrôle. Il y a bien entendu d'autres sujets à résoudre.

Différents concepts ont été imaginés. Le concept F (figure 16) est particulièrement intéressant pour sa simplicité, ses dimensions réduites et ses performances.

Concept F

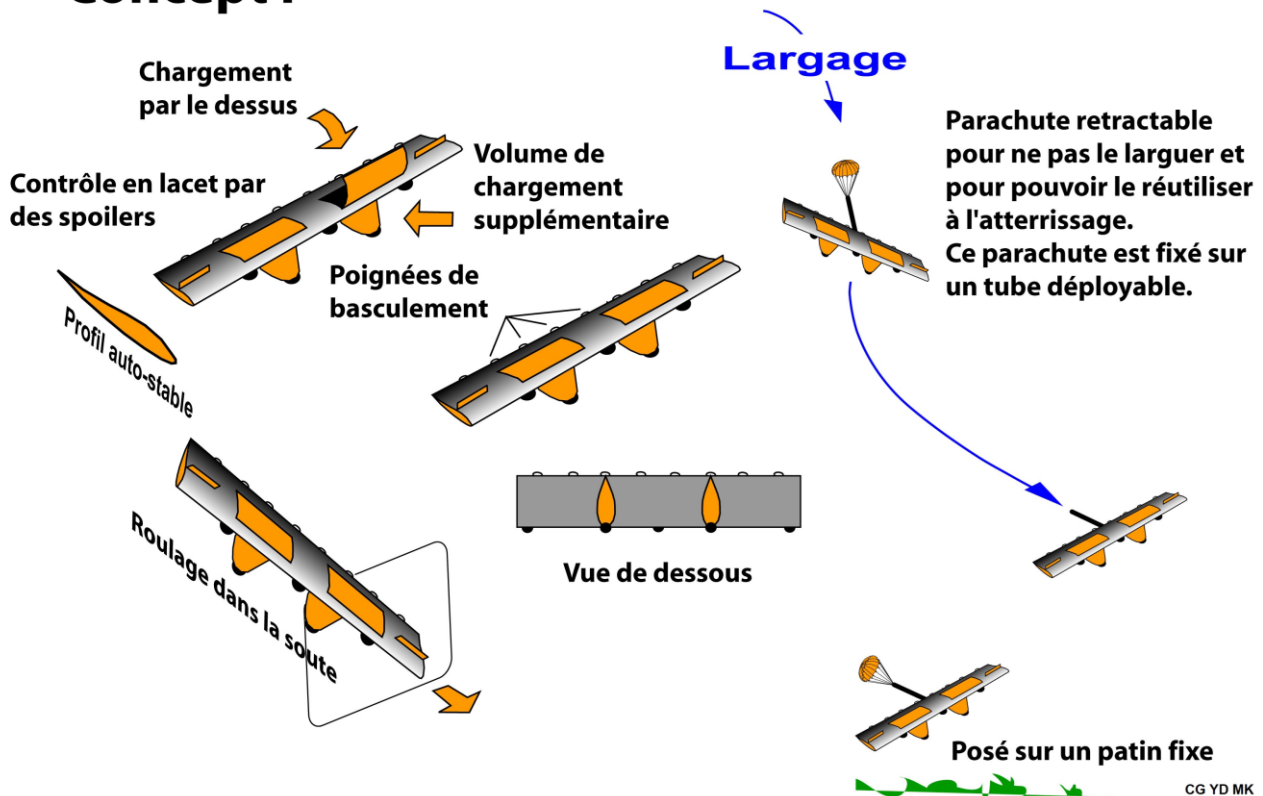


Figure 17 : Concept du drone planeur cargo

Le concept de drone cargo a toutefois pour inconvénient de mobiliser un A400M pour délivrer un peu plus d'une tonne avec deux planeurs, les planeurs étant potentiellement perdus en fin de mission. Ceci débouche sur un coût très élevé par kilo délivré.

Dans ce contexte, nous avons imaginé de transformer nos avions cargo en avions sans pilotes. Contrairement à un planeur mobilisant un gros avion de transport (A400M), un drone cargo motorisé peut être conçu pour délivrer la même masse utile de manière autonome. De plus, un tel drone cargo a la capacité de revenir de manière autonome à son point de départ. Il est donc réemployable contrairement à un planeur cargo potentiellement perdu après sa mission. Ces deux aspects permettent d'obtenir un coût du kilogramme délivré bien inférieur à la solution planeur cargo.

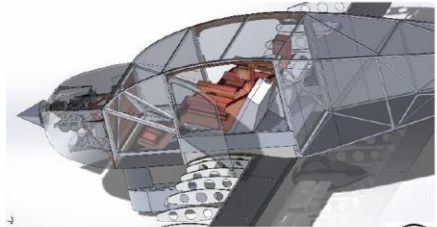
7 - Avion biplace et dérivés cargo 600, 800 et 2000 kg (pilotés ou autonomes)

L'avion biplace et ses dérivés cargo se caractérisent par une extrême simplicité de réalisation. Ceci a nécessité une démarche de « réduction des coûts par une simplicité des systèmes » particulièrement poussée.

La section des volets et ailerons est rigoureusement identique



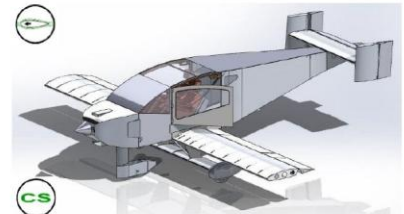
Allongement réduit (6,5) afin de pouvoir réaliser une aile légère



Une structure tubulaire a été choisie pour sa légèreté.

L'aile d'un tenant afin de ne pas avoir d'interruption de sa structure dans la partie la plus sollicitée.

Le design « carré » n'a pas d'impact significatif sur la trainée.



De plus l'accès à bord par des portes permet l'évacuation de l'avion.

- = qualité massique favorable
- = qualité coût favorable
- = qualité aérodynamique favorable
- = qualité réglementation et/ou qualité sécurité favorable

MK

Figure 18 : L'avion biplace industrialisé en cours de conception se caractérise par les points suivants : performances élevées, coût très réduit, sécurité élevée, ergonomie travaillée...

Caractéristiques	Avion biplace	Avion-cargo 600kg	Avion-cargo 800kg
Masse à vide (Mv)	316 kg	347 kg	431 kg
Masse au décollage (MTOW)	525 kg	600kg	800 kg
Masse utile (Mu)	172 kg	206 kg	319 kg
Qualité massique (Qm)	0.603	0.579	0.539
Distance franchissable	600 km	620 km	620 km
Cz max	1.8	1.8	1.8
Vso	83.2	83.2	83.2
Allongement (A)	6.5	5.7	7.5

Figure 19 : Extrait des caractéristiques de l'avion biplace et des dérivés cargo 600 et 800 kg

Gammes drones cargo

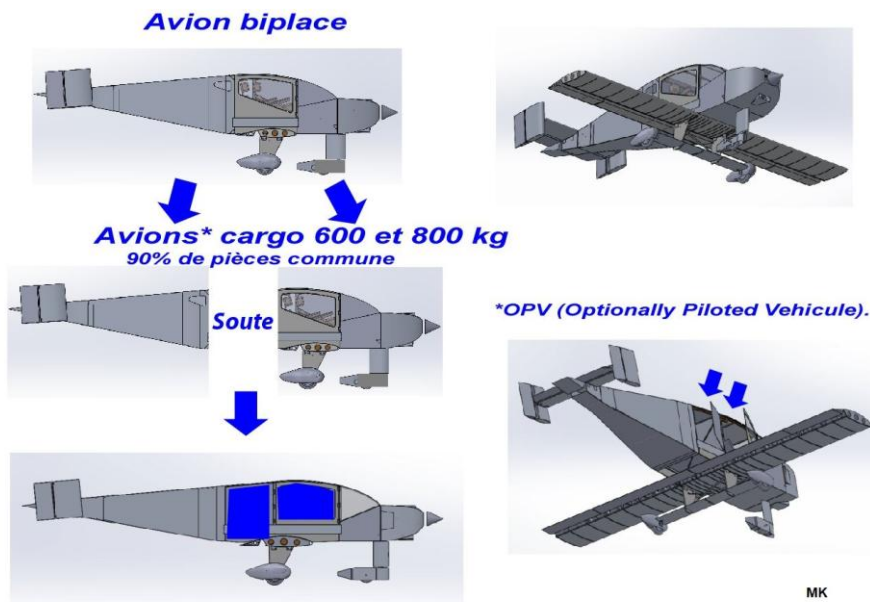


Figure 20 : Similarités avion biplace et avions cargo, l'effet de gamme est à nouveau recherché

8 - Avion de transport régional hybride à moteurs non liés

Cet avion est issu des démonstrateurs présentés précédemment (avions 4 et 5). Ce concept hybride permet une réduction conséquente des consommations d'énergie tout en ouvrant la porte à des autonomies inaccessibles à des avions purement électriques. Ceci sans être pénalisé par l'hybridation série qui dégrade le rendement global du fait des sous-ensembles de la chaîne de propulsion. Les moteurs thermiques sont dimensionnés pour assurer la croisière à la vitesse de finesse max (vitesse de plus grande autonomie), un « boost » électrique permet de décoller et de réaliser la montée initiale. Ainsi, la solution hybride à moteurs non liés permet d'avoir un rapport "Masse au décollage / Puissance installée" conséquent tout en pouvant voler en croisière à la vitesse de finesse maximale donc à vitesse et à puissance réduite avec un moteur thermique fonctionnant sur son meilleur point de rendement. La durée maximale du boost électrique est de trois minutes afin de limiter l'impact négatif de la masse des batteries sur la qualité massique de l'avion. L'avion est conçu pour avoir une $V_{f_{max}}$ réduite ce qui nécessite un allongement important et une charge alaire optimale. La voilure optimisée à grand allongement a fait l'objet d'une étude poussée du haubanage avec pour effet une diminution de la masse au décollage de l'avion d'environ 10%. Cette diminution de masse contribue à la diminution du besoin en énergie de l'avion.

Nous avons repris le cahier des charges d'un avion référence pour concevoir l'avion hybride en partant d'une page blanche. L'avion de référence est à gauche (empennage en rouge), l'avion développé est à droite (empennage en bleu).

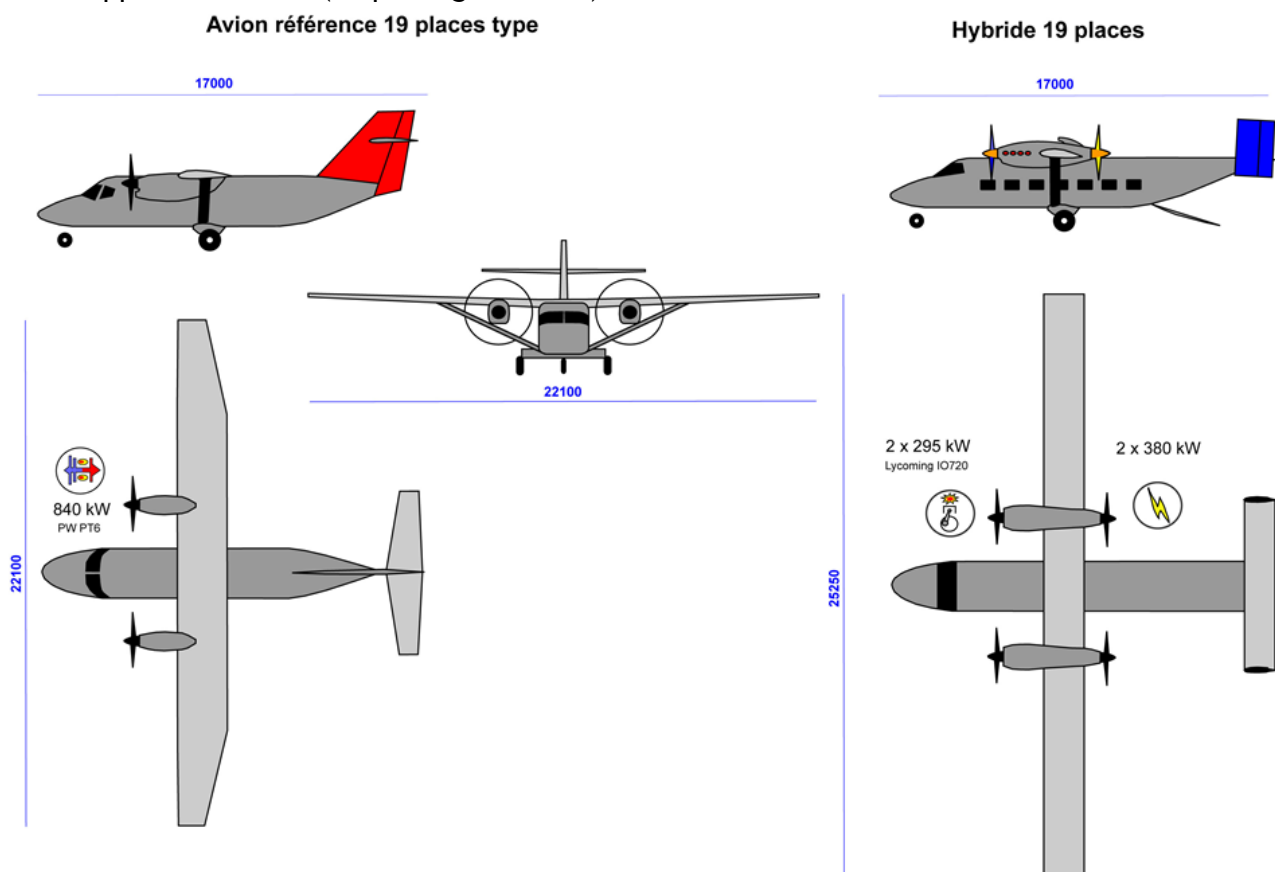


Figure 21 : Comparaison entre l'avion de référence et l'avion hybride de 19 places

A noter les formes totalement développables de la cellule de l'avion, ceci contribue de manière significative à la réduction de son coût de production. Ces formes simples n'ont pas d'impact sur la traînée parasite mais l'avion ne peut pas être pressurisé. En effet, un fuselage de section carrée ne supporterait pas la pression liée à une pressurisation sauf à devoir renforcer considérablement le fuselage avec pour effet une augmentation conséquente de la masse de l'aéronef. La pressurisation d'un fuselage est obligatoire à partir d'une altitude de vol de dix mille pieds, soit

La Revue 3EI n°117 4^{ème} trimestre 2025

3000 m. Une alternative est de distribuer de l'oxygène aux occupants de l'avion, solution toutefois peu compatible avec des vols commerciaux. La solution est de recourir à un fuselage cylindrique, forme qui peut être pressurisée sans dégrader la masse de l'avion. Cette étude sera à réaliser tout en conservant la même voilure et la même motorisation. Il sera aussi nécessaire de prendre en compte la perte de puissance en altitude des moteurs et donc un surdimensionnement de ceux-ci.

Au prix d'une diminution 33 % de la vitesse de croisière, notre concept d'avion hybride à moteurs non liés autorise une diminution de la consommation de 64 % par rapport à l'avion référence.

Avion de transport hybride à moteurs non liés, haubannage optimisé, vitesse de croisière réduite de 33% = -64% sur la consommation

1- Motorisations thermiques et électriques non liées pour ne pas dégrader le rendement global par le produit des rendements des sous-ensembles de la chaîne de propulsion

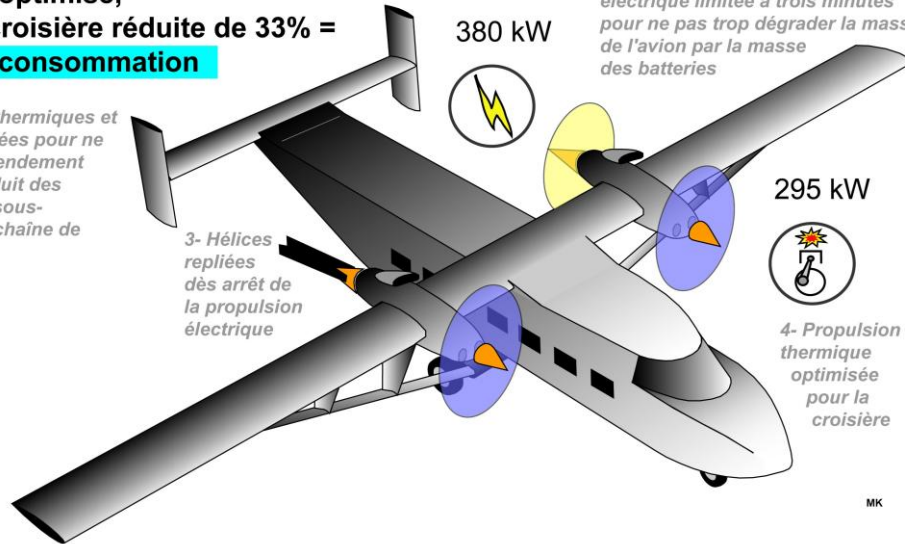


Figure 22 : L'avion de transport régional

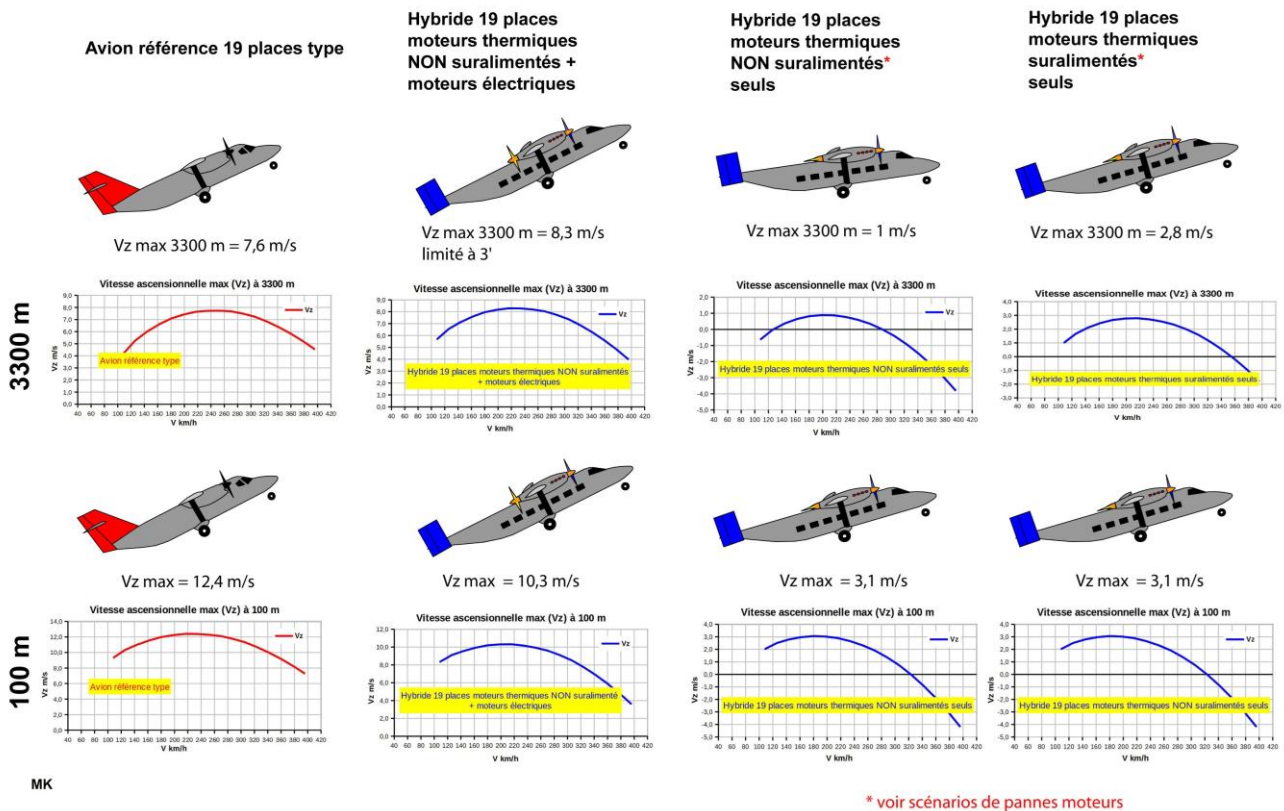
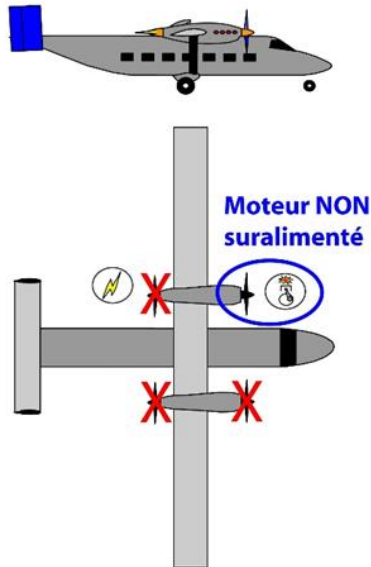


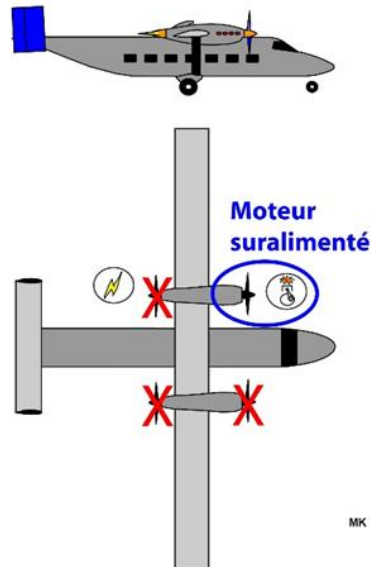
Figure 23 : Performances en montée

Quelques scénarios de pannes moteurs :

Vz max = 0 m/s à 500 m

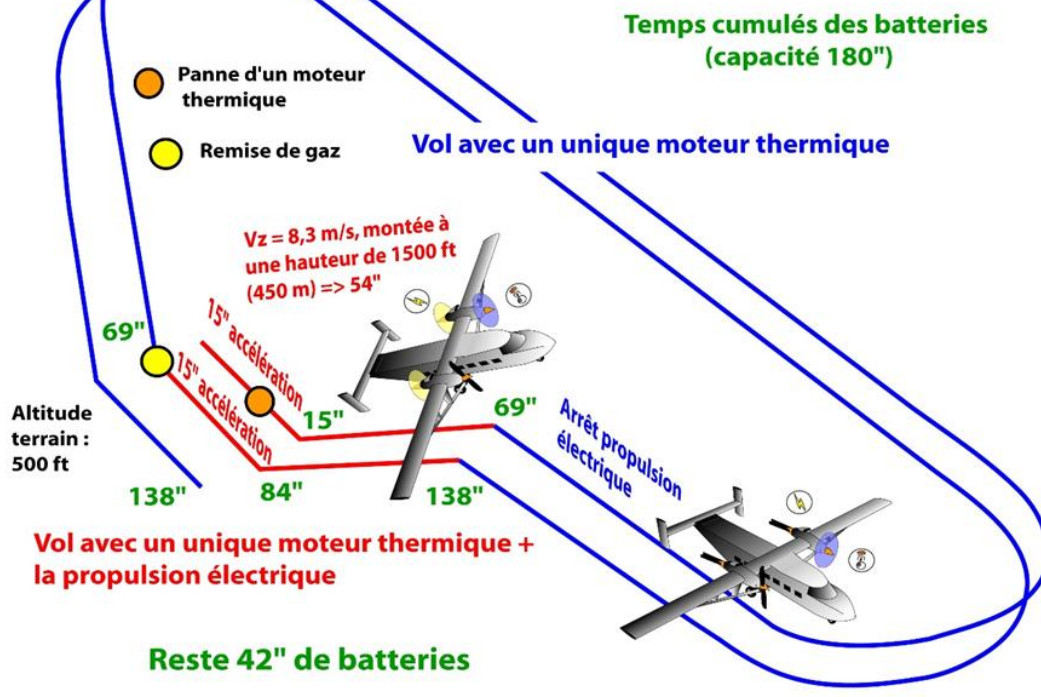


Vz max = 0 m/s à 3000 m



MK

Scénario de panne moteur au décollage suivi d'une remise de gaz avant l'atterrissage



MK

Figure 24 : Scénarios de pannes moteurs

9 - Drone électro-solaire stratosphérique

Notre objectif est de concevoir un drone stratosphérique, ayant une capacité de vol à plus de 25.000 m d'altitude, adapté à deux missions différentes :

- 1- Décollage et montée de manière autonome ;
- 2- Récupération d'équipements sous ballons sondes afin de ramener ces équipements au point de départ avant l'éclatement du ballon. La distance à parcourir peut atteindre 400 km.

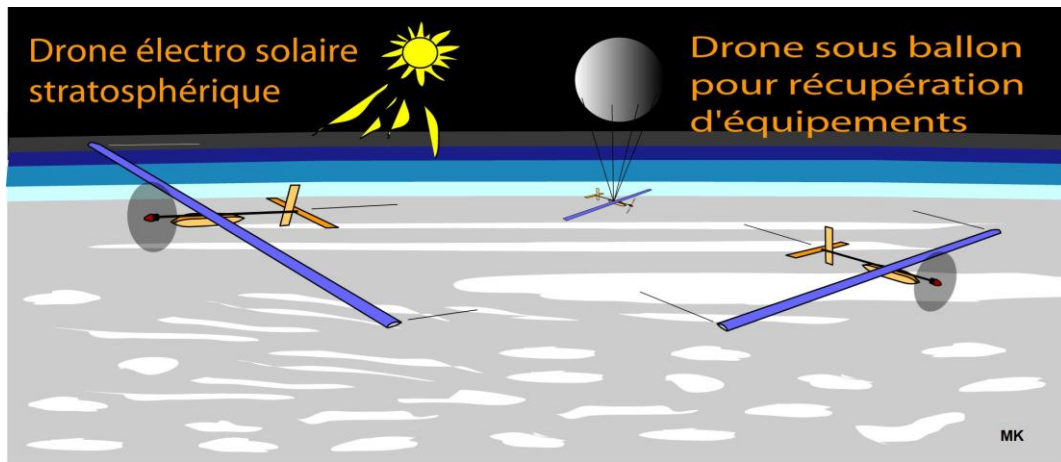


Figure 25 : Drone électro-solaire

Nos études ont débouché sur un avion aux caractéristiques suivantes : 2,8 kg, 4,6 m d'envergure, 21 d'allongement, moins de 100W... dont l'alimentation en énergie est 100% solaire.



Figure 26 : Drone électro-solaire présenté par les étudiants

Nous avons constaté qu'une solution propulsée par moteur thermique ou par pile à combustible ne convient pas du fait d'une part, du manque d'oxygène à très haute altitude et d'autre part, de l'excès de masse.

De même, alimenter le drone par des batteries ne permet pas d'atteindre 25.000 m quelle que soit la technologie des batteries.

Nous avons un précurseur, l'Helios développé par la NASA, mais dont les dimensions sont largement supérieures à celle de notre drone : envergure 75 m, masse 1000 kg... L'Helios a approché les 30.000 m d'altitude

Nous nous sommes concentrés sur les verrous technologiques suivants : réduction des masses, modélisations des missions, vol dans une atmosphère tenue (la masse volumique de l'air représente à 30.000 m 1,5% de celle au niveau de la mer), cellules photovoltaïques souples très légères, autopilote, dilatation thermique à moins 70°C, protection des composants électroniques du froid, calcul et essais au sol de l'aile, définition d'une technologie de construction de l'aile, définition des équipements embarqués (transpondeur, GPS...).

Le démonstrateur a donné entière satisfaction lors d'essais réalisés à basse altitude. L'objectif était d'évaluer le comportement de l'avion en atmosphère turbulente (faible charge alaire donc grande sensibilité aux turbulences, impact des déformations de l'aile sur le comportement de l'avion...).

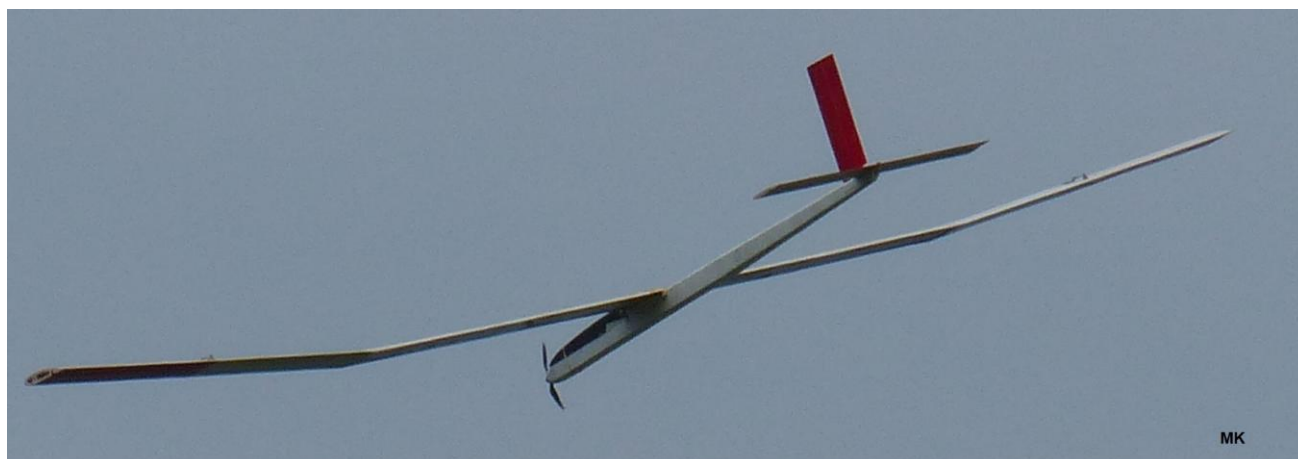


Figure 27 : Démonstrateur du drone électro-solaire

On peut noter que ce drone aurait la capacité théorique de voler dans l'atmosphère ténue de Mars :

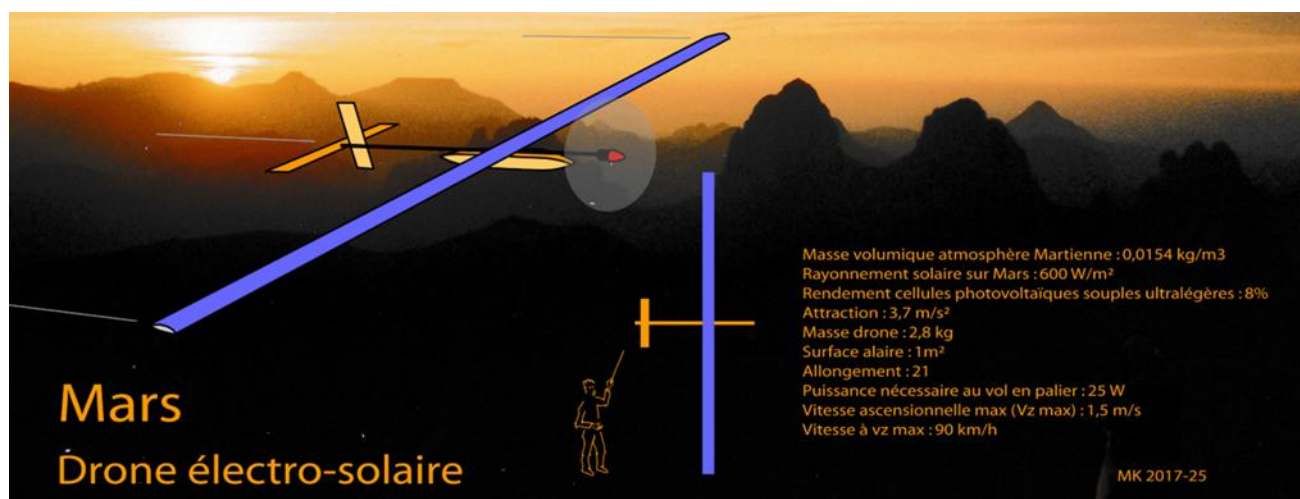


Figure 28 : Drone électro-solaire sur Mars ?

Il nous reste à poursuivre l'étude de l'autopilote et à installer les cellules photovoltaïques.

10 - Conclusion

De tels développements sont une excellente occasion de transmettre les savoirs et de familiariser les étudiants avec la démarche de projet et particulièrement la nécessité de devoir se remettre en cause régulièrement en mettant en œuvre une démarche itérative d'aller-retours entre théorie et application. Un autre intérêt est de détecter les manques dans les enseignements académiques. Ces projets s'accompagnent ainsi de quantité de cours délivrés au fil des besoins.

Enfin, une autre force de cette pédagogie concerne le travail en réseau avec d'autres groupes d'étudiants et des partenaires externes (industriels, experts, autres écoles...).

En conclusion, cette approche pédagogique est particulièrement motivante et formatrice pour les étudiants.

Références :

[1]: https://www.hkw-aero.fr/MK_3AF_presentation_avions_CMI_short.mp4

[2]: Réflexions sur les avions du futur et sur la transition énergétique :
https://www.hkw-aero.fr/MK_3AF_conference_parties_1_et_2_2024.mp4

[3]: Autres exemples de projets réalisés ou en gestation :
https://www.hkw-aero.fr/MK_projets_CMI-ATE.pdf

[4]: Modélisation et reconstitution des données manquantes d'aéronefs quels qu'ils soient, l'étude de cas concerne le B777-200 :
https://www.hkw-aero.fr/MK_reconstitution_caracteristiques_aeronefs_2.mp4

[5]: Diagnostics en vol, voir plus particulièrement la recherche de la puissance à la vitesse de finesse max et l'analyse du comportement au décrochage de l'avion :
https://www.hkw-aero.fr/MK_diagnostics_en_vol_avion_1.mp4

[6]: Les inévitables difficultés, bien formatrices à des fins pédagogiques, inhérentes au développement d'aéronefs : https://www.hkw-aero.fr/MK_aleas_des_essais_en_vol.mp4

Biomimétisme :

[7]: Le vol des oiseaux, cette vidéo développe des méthodes de dimensionnement inspirées des méthodes propres aux avions :
https://www.hkw-aero.fr/MK_biomimetisme_chouette.mp4

[8]: Reconstitution du Quetzalcoatus, le lien est établi entre les premiers animaux volants et la genèse des premiers vols humains : https://www.hkw-aero.fr/MK_biomimetisme_pterosaure.mp4

[9]: Conception des aéronefs - Drones et concepts d'avions industrialisés très économiques (partie 1/2), M. Kieffer, Septembre 2025,
https://sti.eduscol.education.fr/si-ens-paris-saclay/ressources_pedagogiques/conception-des-aeronefs-industrialises-economiques-partie1

Ressource publiée sur Culture Sciences de l'Ingénieur : <https://sti.eduscol.education.fr/si-ens-paris-saclay>