

Présentation des projets du Cursus Master Ingénierie Aéronautique, Transports et Énergétique (CMI-ATE) UFR SITEC

Version K1 le 2.9.2024
MK_projets_CMI_ATE



Véhicule très basse consommation, le PR01

En collaboration avec Xavier Durocher et l'association ADVEVA, ce véhicule a été sensiblement amélioré en 2019, avec des résultats notables lors des compétitions EDUCECO et Shell Eco Marathon.

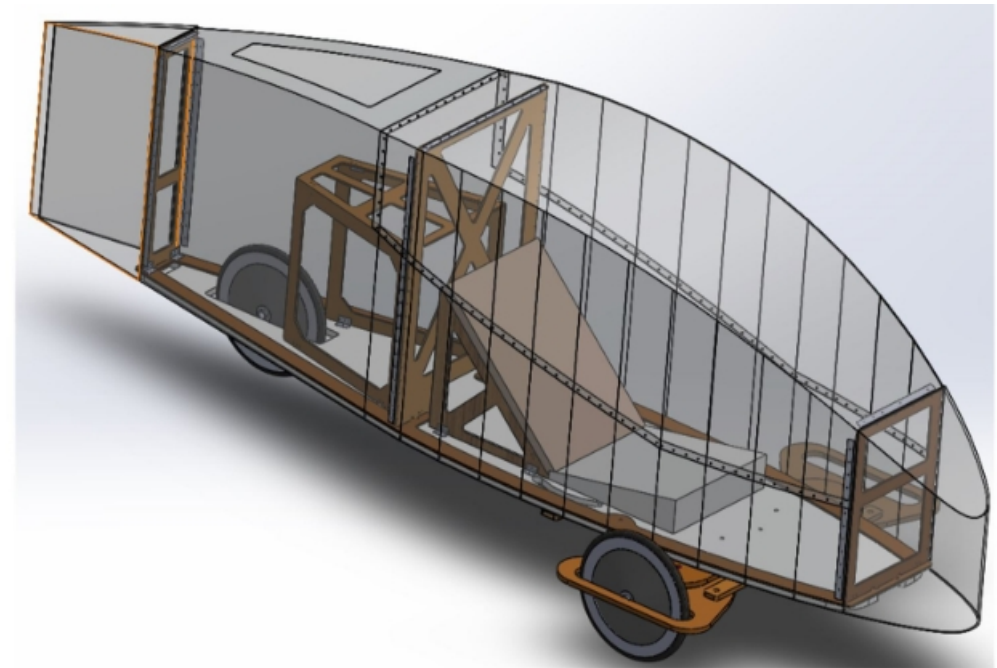
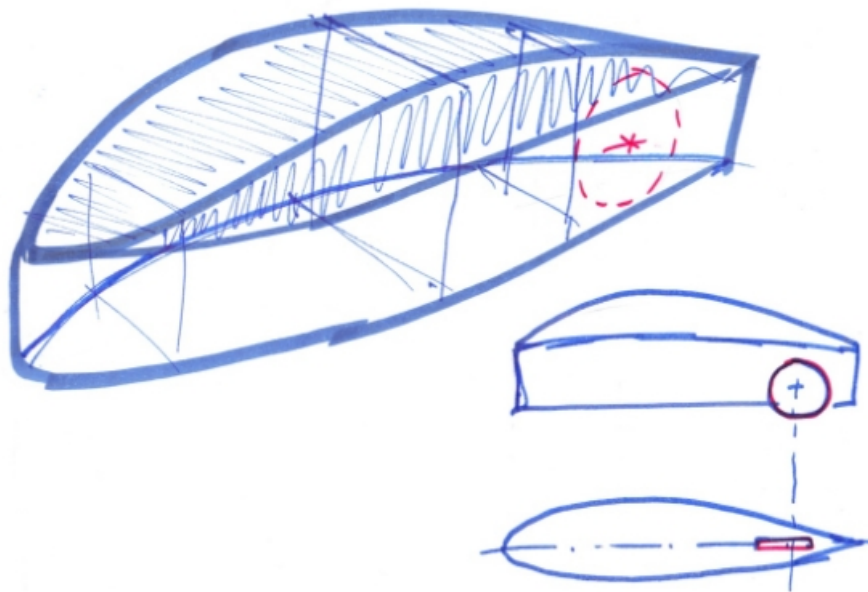
2019 > 2023



Conception de l'EcoCar2020

2020 > 2025

Ce projet prend la relève du PR01 toujours en collaboration avec l'association ADVEVA. L'objectif est de concevoir un véhicule particulièrement économique à produire dans un contexte industriel à des fins de formation. L'accent est mis sur l'ergonomie, la facilité de contrôle et de maintenance, la reproductibilité... Ce véhicule est compatible avec des propulsions électriques (version batteries et version pile à combustible) et thermiques.



2021 > 2026

Conception de dérivés de l'EcoCar, véhicules routiers ultra-économiques

Il s'agit d'imaginer des dérivés particulièrement économiques à l'achat et à l'usage. Ces véhicules électriques ou hybrides sont conçus pour rouler à une vitesse moyenne de 70 km/h, la vitesse maximale étant de 90 km/h.

Les concepts développés, par leur légèreté et leur aérodynamisme, apportent une diminution considérable du besoin en énergie, donc de la masse des batteries. Par rapport aux standards des véhicules électriques actuels, la masse des batteries est divisée par cinq à autonomie identique aux compactes électriques les plus courantes (380 km) et par dix comparé aux lourds véhicules premium. Un modèle de dimensionnement a été développé pour déterminer ces économies de manière rapide et fiable (cf. tableau page suivante). Avec sa dimension industrielle et accessible à tous, notre concept illustre la facilité d'accès à des véhicules ultra économiques autant à l'achat qu'à l'usage.

Dérivés biplaces 90 km/h max (réglementation trike P > 15 kW) :

Type véhicule	Dfr = distance franchissable véhicule			Mt = masse totale max véhicule			
	v	Mu = masse utile		v	Mb 100 km = masse batteries		
	v	v	Mb = masse batteries	v	v		
	v	v	v	v	v		
	Dfr	Mu	Mb	Delta Mb	Mt	Mb 100 km	Delta Mb au cent
	km	kg	kg	%	kg	kg	%
Véhicule Electrique Type (VET) offre 2020, 384 km	384	425	325	/	1925	84,7	/
CMI-ATE monoplace 120 km	120	100	11	-97	282	9,1	-89
CMI-ATE monoplace 384 km	384	100	40	-88	356	10,5	-88
CMI-ATE biplace 384 km	384	200	74	-77	693	19,2	-77
CMI-ATE biplace 600 km	600	200	133	-77	841	22,1	-77
CMI-ATE biplace 80 km + groupe électrogène	80	240	15	-96	645	18,3	-78

Les caractéristiques ci-dessus sont établies à une vitesse constante de 70 km/h. Toutefois, les autonomies sont peu impactées par un cycle d'usage de type NEDC ou WLTC dans la mesure où les véhicules électriques récupèrent l'essentiel de l'énergie cinétique lors des ralentissements et l'essentiel de l'énergie potentielle lors des descentes.

MK le 5/5/2020 B8 le 8/6/2021

Version purement électrique : les masses de batteries et les consommations sont divisées par cinq par rapport à une compacte électrique type et par dix par rapport à un SUV lourd.

Version électrique assistée : masse de batteries divisée par vingt par rapport à une compacte type mais la propulsion devient thermique au-delà de 80 km (conso de l'ordre de 1,2 l / 100 km).

Conception d'avions sans pilote

Il s'agit d'imaginer une gamme d'avions sans pilotes respectant, à des fins de formation, les points clés de la réglementation aéronautique CS23 niveau 1. Ceci toujours dans un esprit de réduction des coûts par la simplification des systèmes.

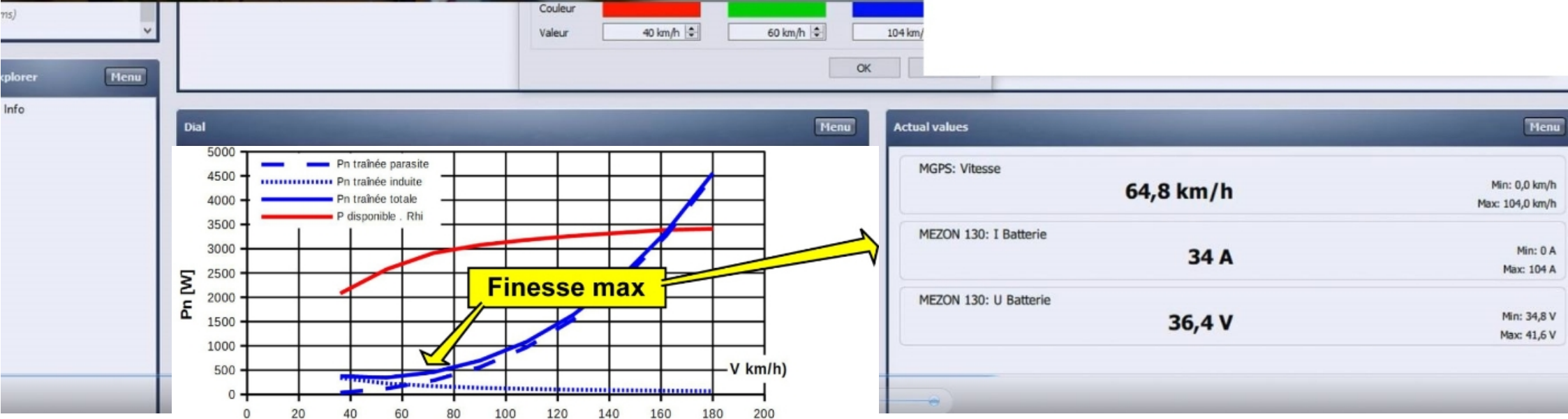
Le premier avion a été conçu à distance et lors de stages de mars à septembre 2020. Ces avions donnent aujourd'hui entière satisfaction. De nombreux nouveaux supports de cours sont issus de ces projets dans les domaines suivants : définition des caractéristiques d'un aéronef, conception de la cellule, propulsion, gestion de l'énergie, essais au sol, essais en vol, diagnostics aérodynamiques et recherche de solutions correctives...



Exemple d'exploitation de données récupérées par télémétrie :



Recherche de la puissance à la vitesse de finesse max

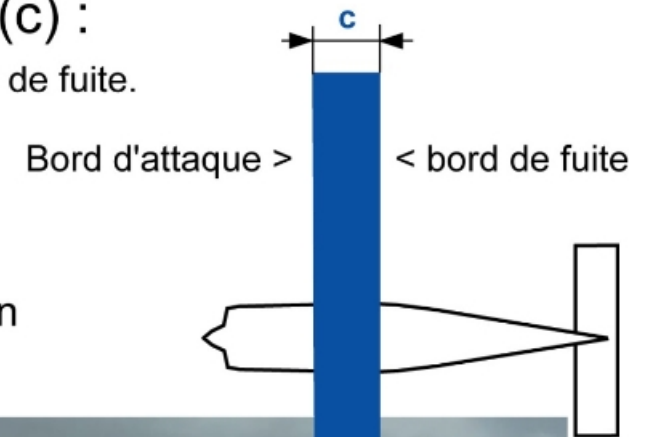


Exemple de diagnostics en vol réalisés par les étudiants :

Analyse de la progression du décrochage selon la corde (c) :

Corde (c) = largeur de l'aile vu de dessus = distance entre le bord d'attaque et le bord de fuite.

Nous constatons une progression du décrochage du bord de fuite vers le bord d'attaque, et non pas l'inverse. Un décrochage de bord de fuite est progressif et prévenant. Ceci est un facteur de sécurité quant au comportement de l'avion en début de décrochage : le contrôle en roulis est préservé (cf. cours sur la portance).



Le type de décrochage, décrochage de bord de fuite ou de bord d'attaque, dépend du profil (cf. cours sur la portance).

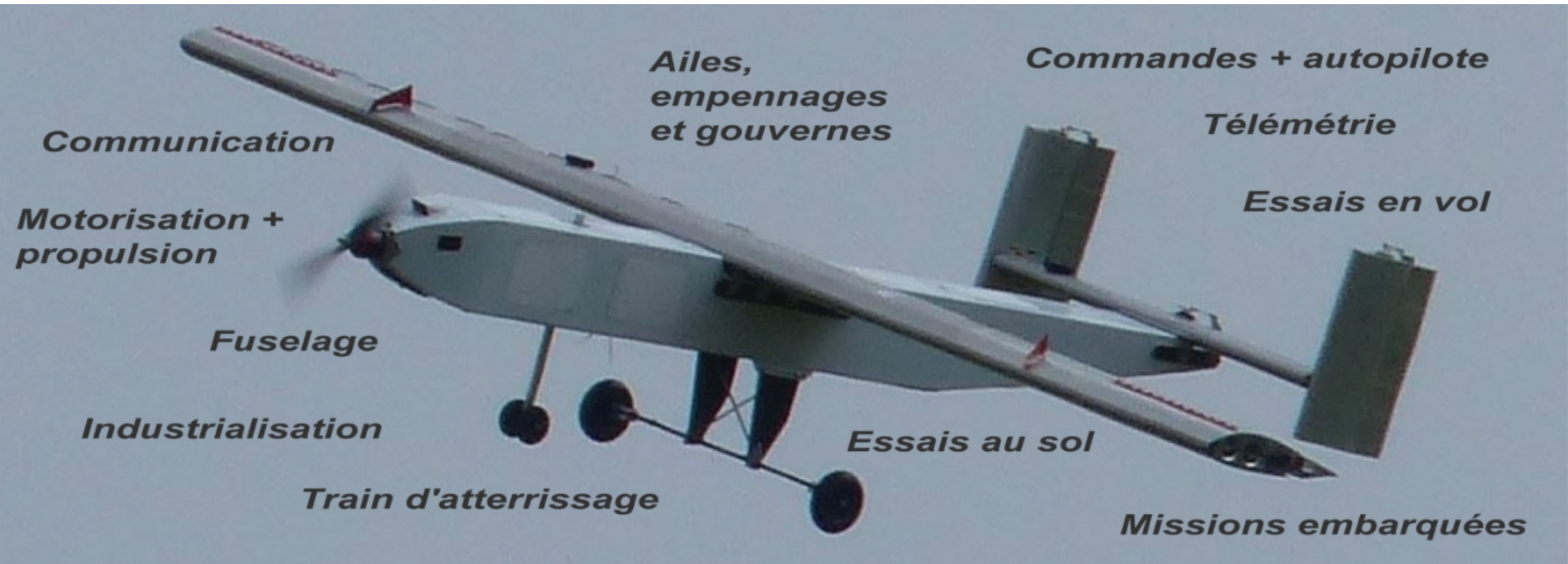
Avion 1 conçu entre mars et septembre 2020

2020



Avion 3 conçu entre mars et août 2021

2021





Avions 4, 5 et 6

2022 > 2026

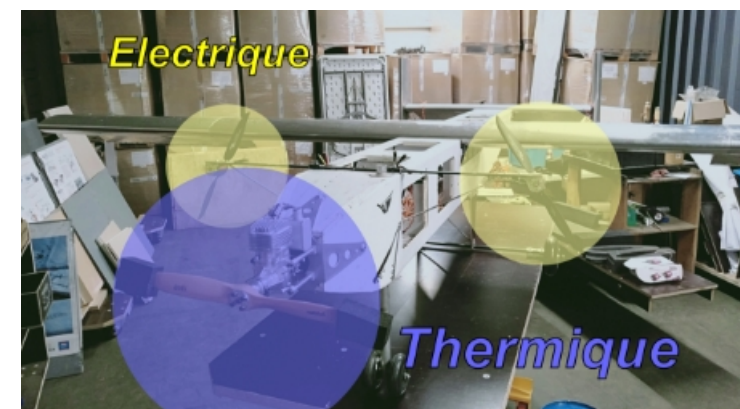
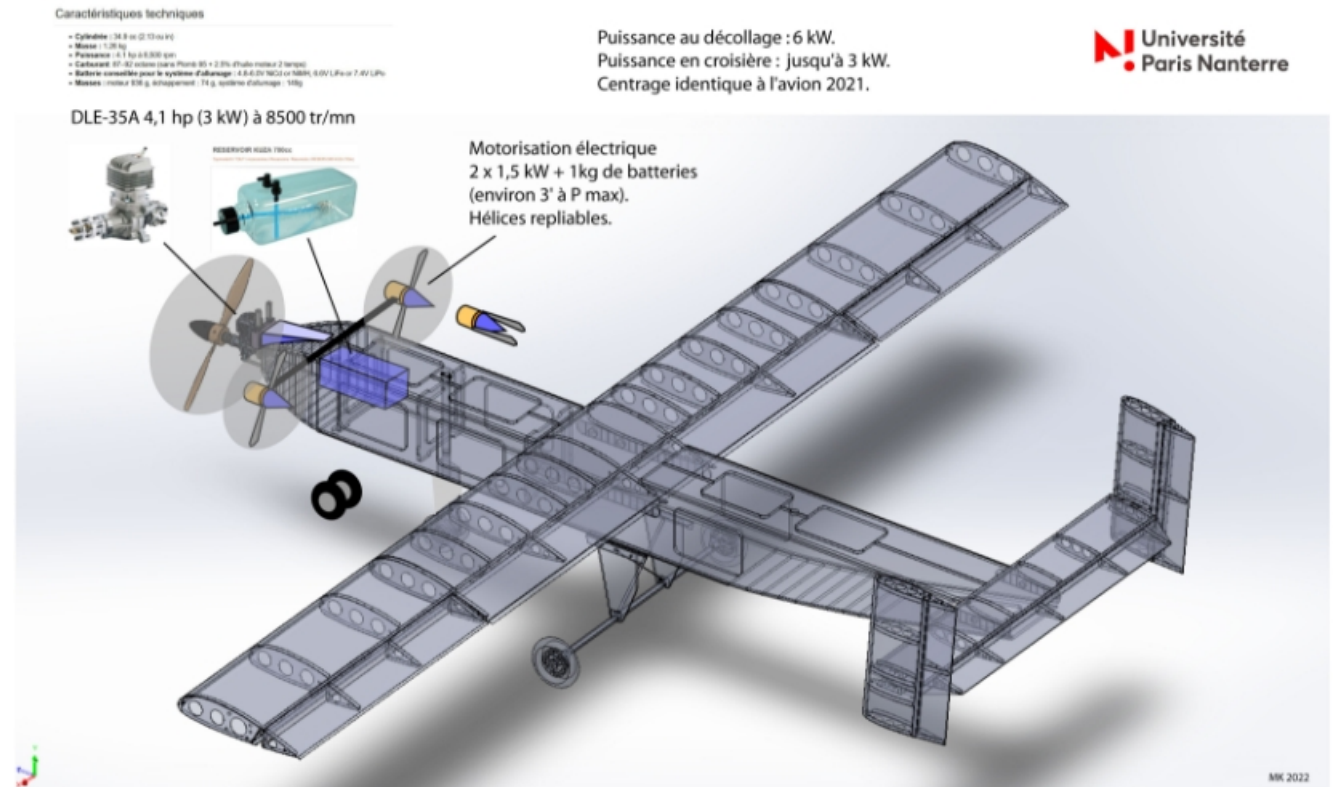
Ces projets mobilisent des compétences pluridisciplinaires. Quels que soient les aéronefs, il reste à poursuivre les sujets suivants : missions embarquées, autopilote, insertion dans l'espace aérien, communication...

Pour les avions développés et à des fins de formation, nous exploitons l'effet de gamme afin de réduire les temps et moyens de développement de manière drastique. Ainsi l'avion 3 et ses dérivés pourront quasiment doubler leurs masses au décollage au prix de modifications mineures. En complément et dans le cadre des projets, les étudiants concevront tout aussi facilement un avion nettement plus grand utilisant les mêmes technologies ultra simples comparées aux standards actuels. Les technologies imaginées permettent ainsi d'assembler l'avion 3 et ses dérivés en une quinzaine de jours par deux étudiants.

L'avion 3 a évolué en différentes versions dont un avion hybride à moteurs non liés, l'avion 4. L'hybridation à moteurs non liés est une solution originale et performante qui permet d'envisager des vols de longues durées de manière particulièrement économique en énergie.

Les essais en vol de l'avion 4 sont achevés (photos page suivante).

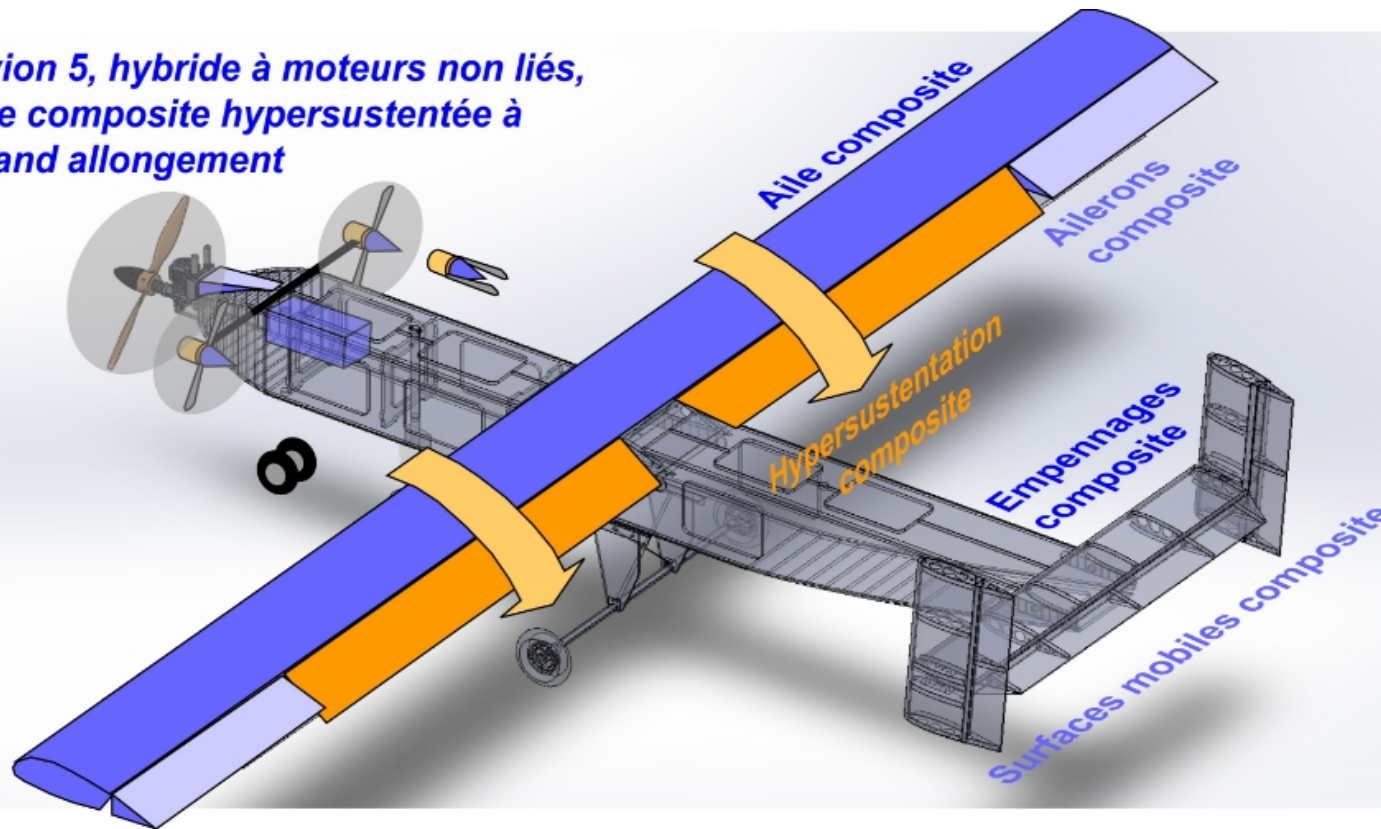
Par ailleurs, cette solution fait l'objet de l'étude d'un concept d'avion de transport 19 places (voir pages suivantes).

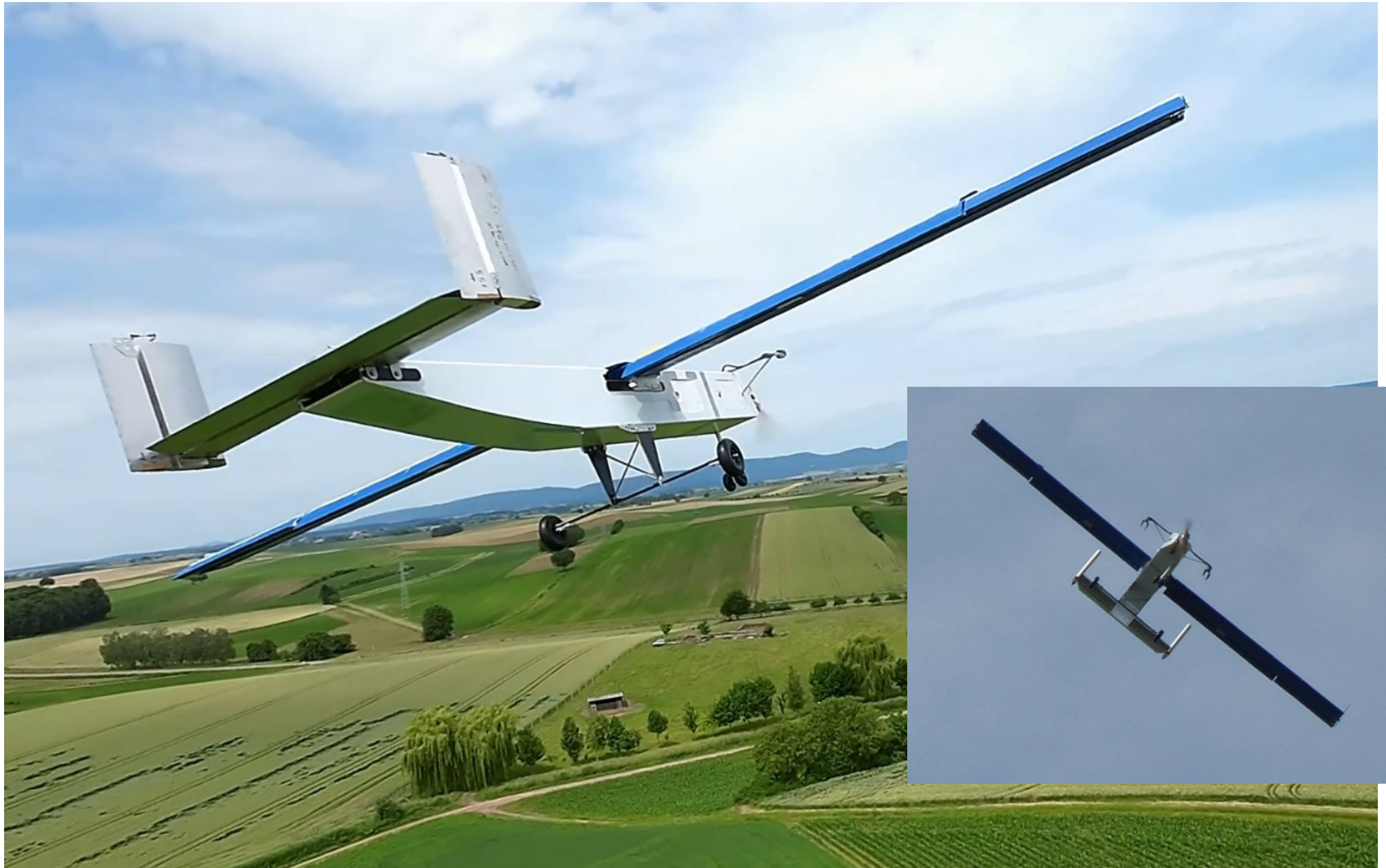




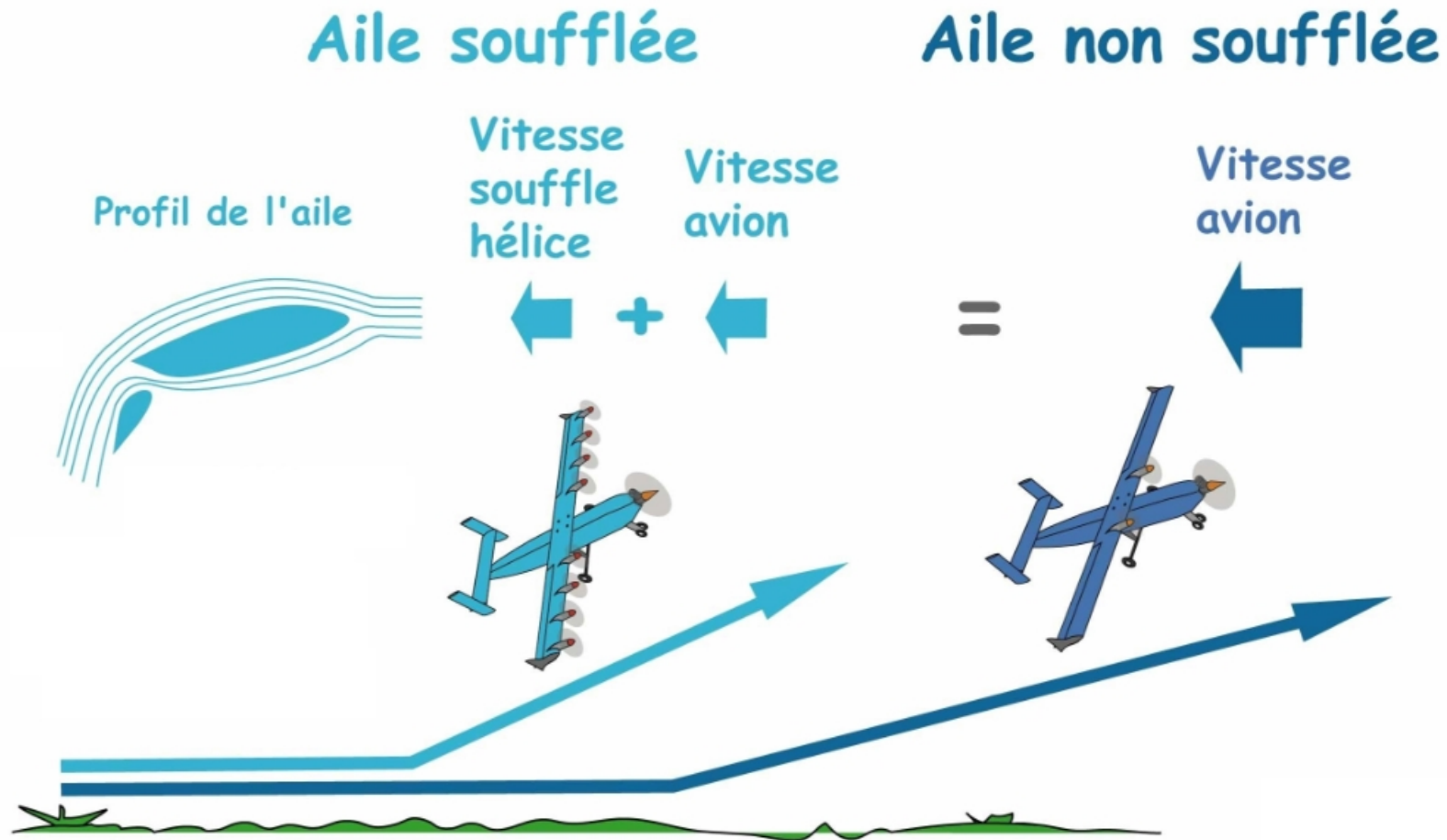
L'avion 4 hybride a évolué vers l'avion 5 à aile composite hypersustentée à grand allongement. Cette solution permet de réduire la vitesse minimale de sustentation (V_{so}) tout en réduisant la traînée induite par la portance en croisière avec pour effet une augmentation conséquente de l'autonomie.

*Avion 5, hybride à moteurs non liés,
aile composite hypersustentée à
grand allongement*

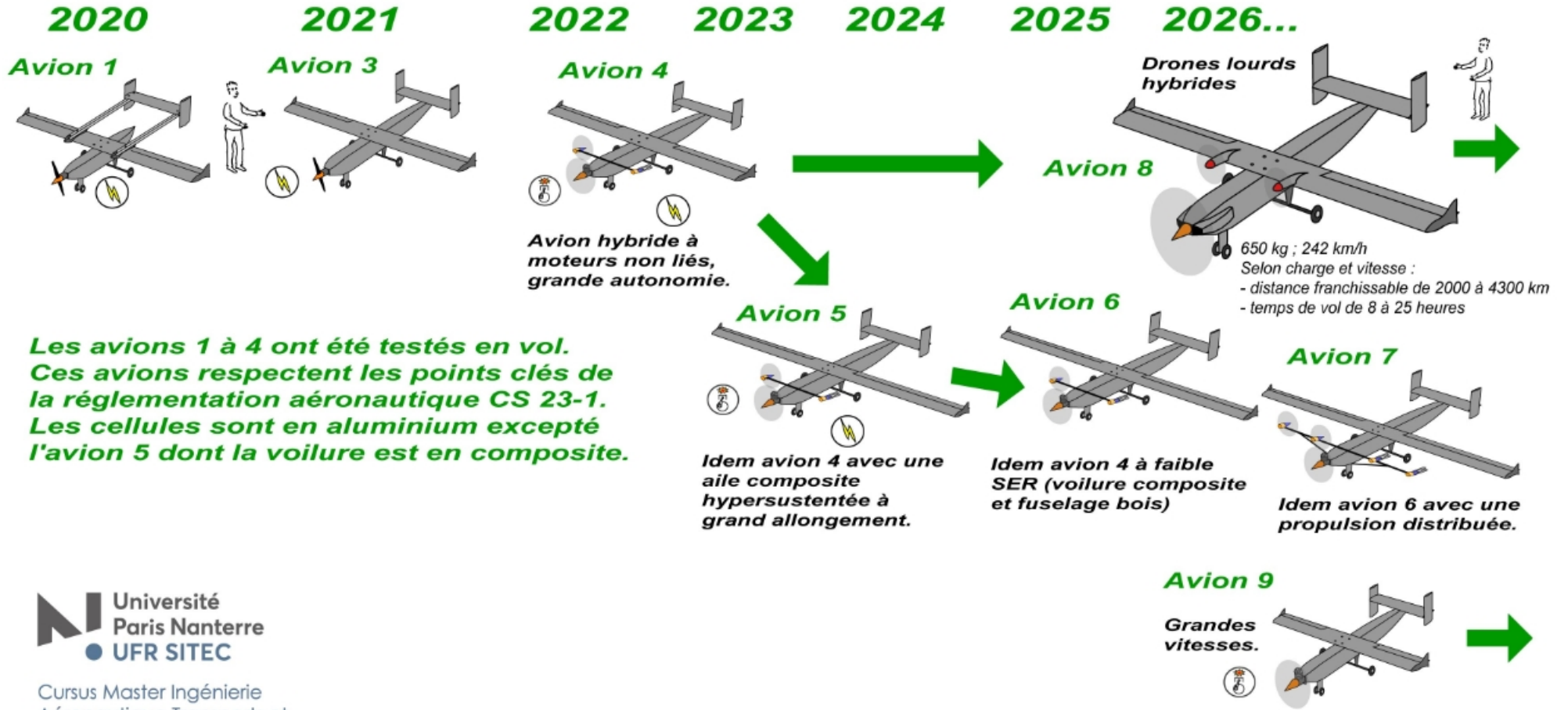




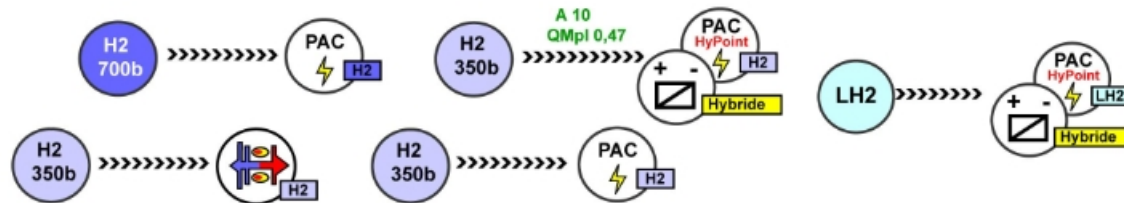
Une autre version consistera à développer une « propulsion distribuée » ce qui permet de « souffler l'aile » afin de réduire les distances de décollage et d'atterrissage.

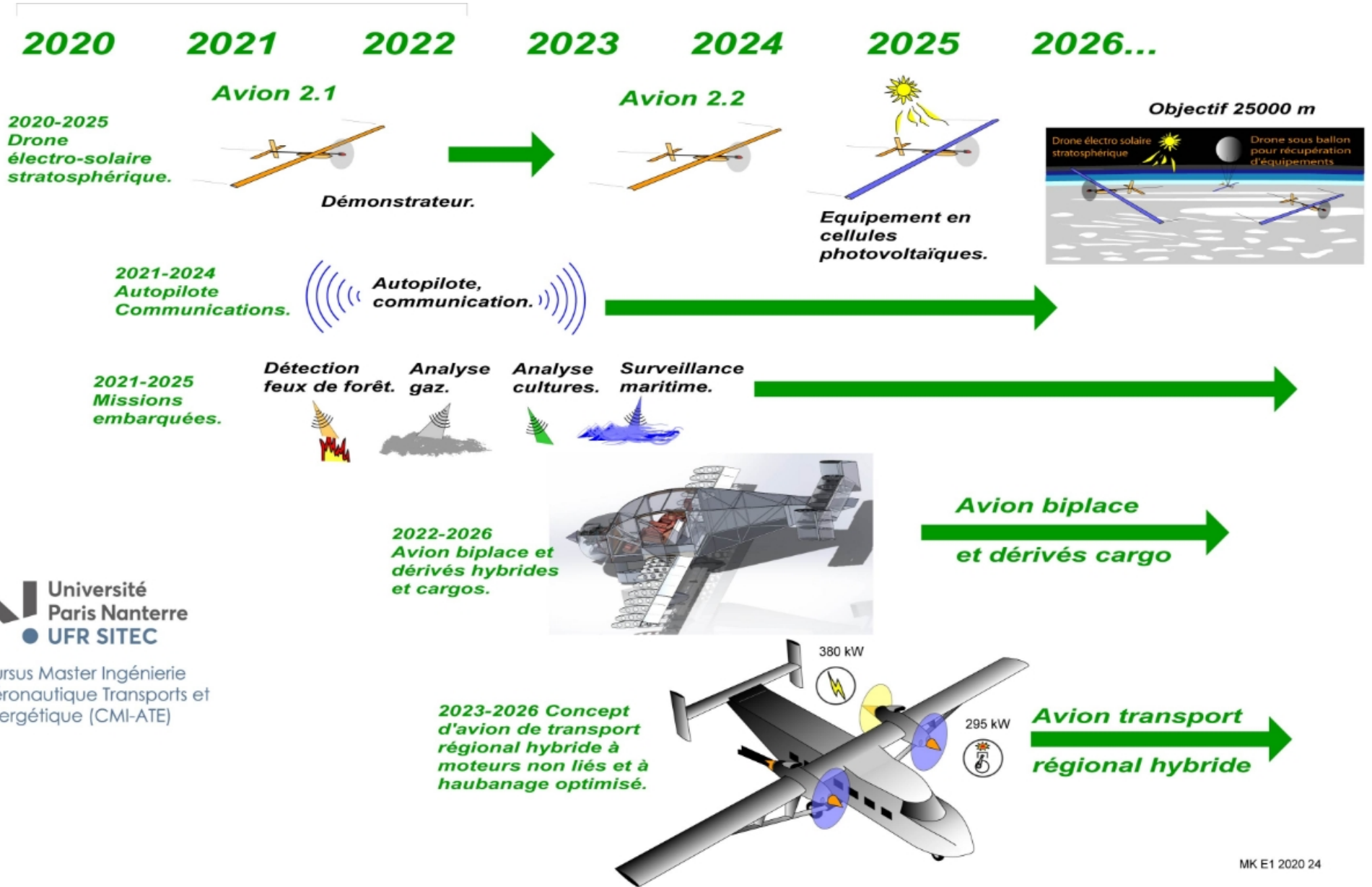


Les pages suivantes présentent un synoptique de quelques projets.



2021-2025 Avions H2.

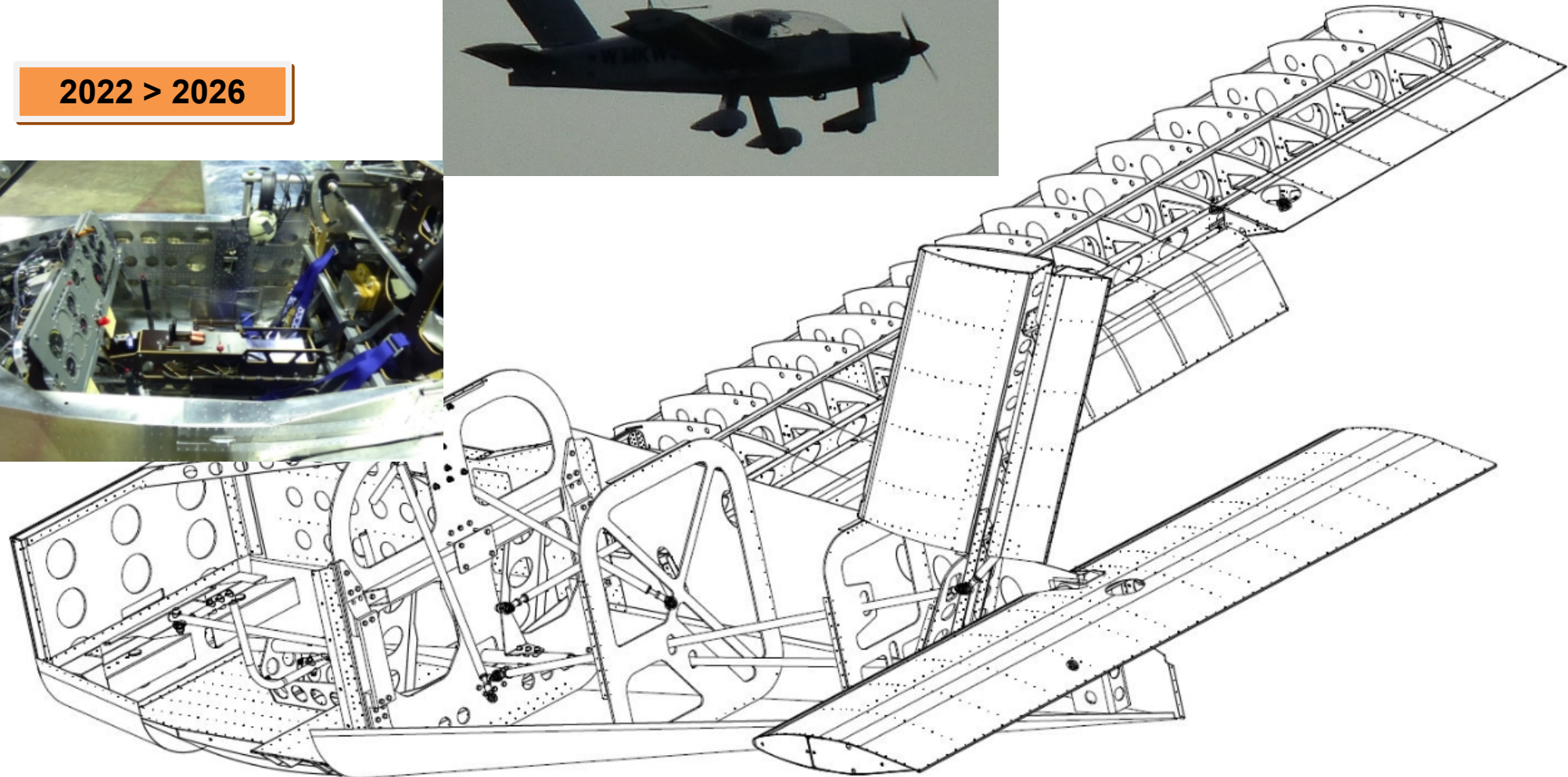
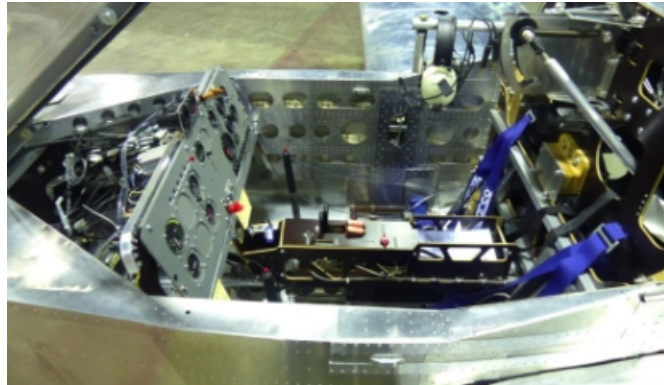




Conception d'avions pilotés

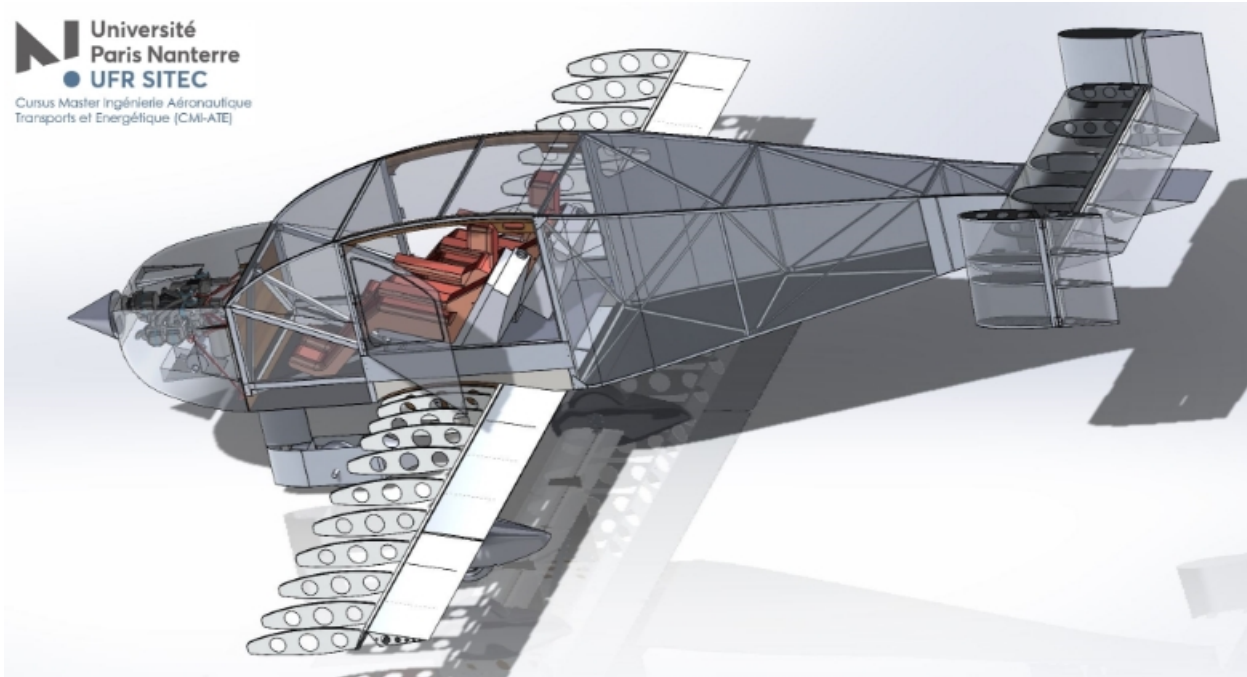
La maîtrise, par les étudiants, de la conception d'avions sans pilotes ouvre la porte à la conception d'avions pilotés conçus sous réglementations CNRA, CNSK, CS23-1 et ULM.

2022 > 2026



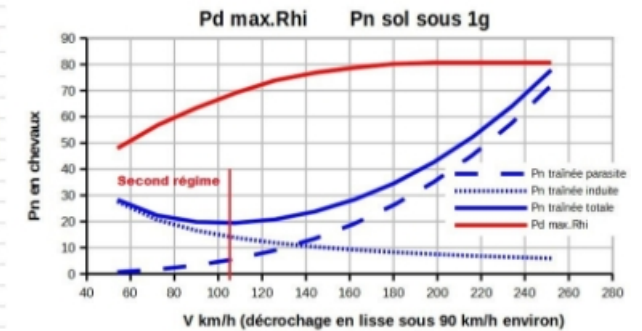
Avion biplace performant particulièrement économique autant à la production qu'à l'usage

2022 > 2026

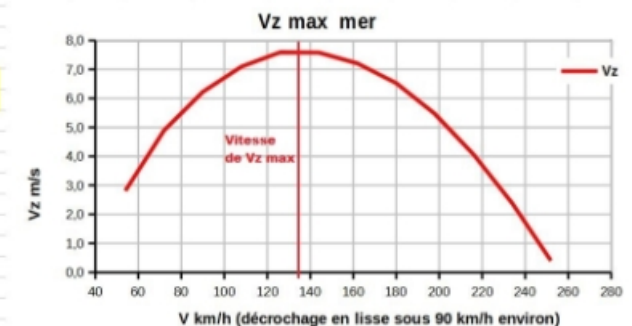


0,0070
100

Performances au
niveau de la mer



Performances au
niveau de la mer



Dérivés en préparation :

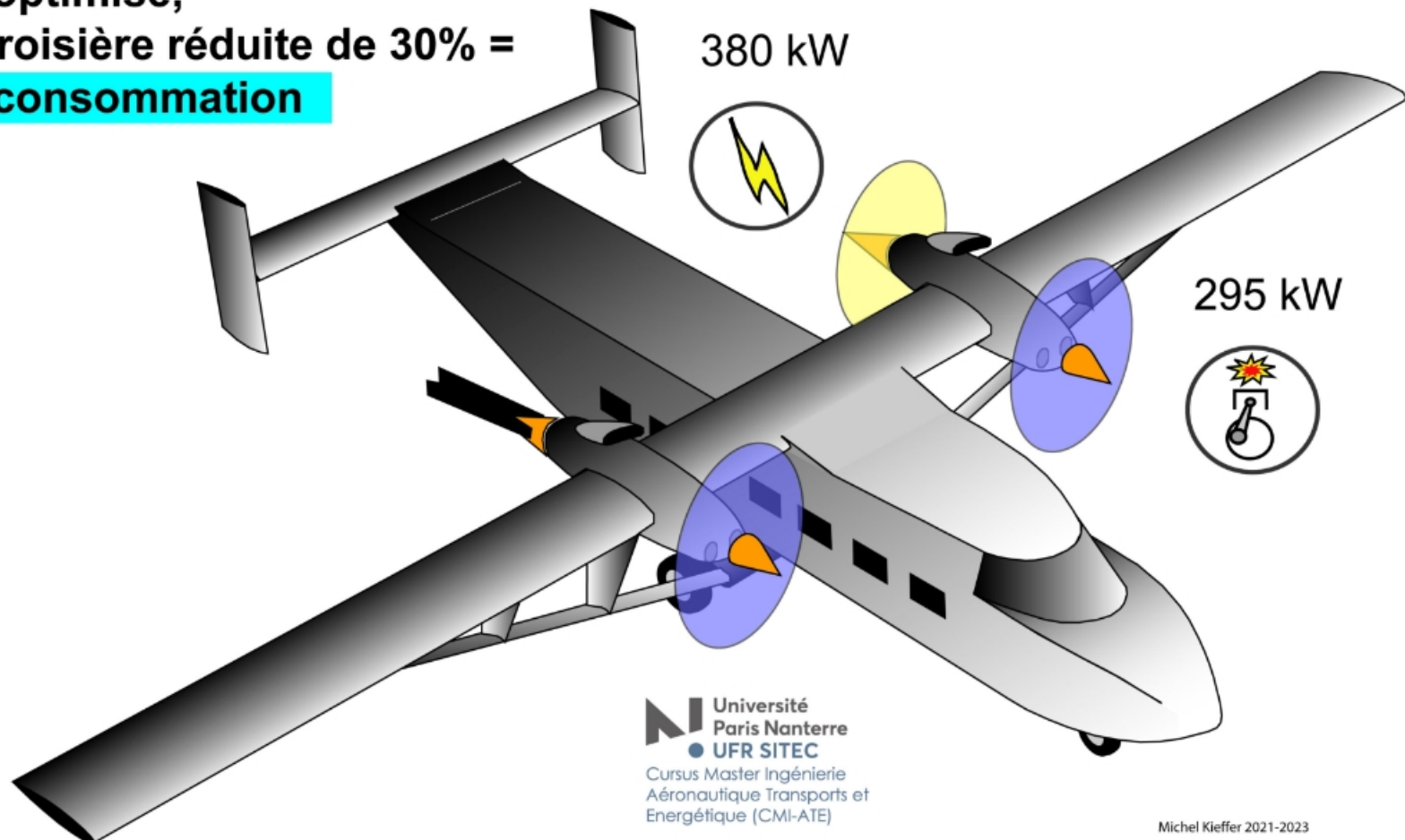
- 1- voilure composite issue de l'avion 5 ;
- 2- propulsion hybride à moteurs non liés issue de l'avion 4 (cf. pages précédentes) ;
- 3- avions cargo légers ;

...

Concept d'avion de transport 19 places hybride particulièrement économique

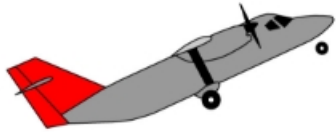
2023 > 2025

Avion de transport hybride à moteurs non liés,
haubanage optimisé,
vitesse de croisière réduite de 30% =
-60% sur la consommation

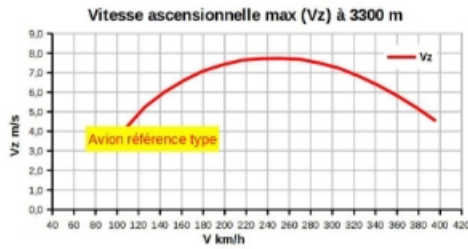


3300 m

Avion référence 19 places type



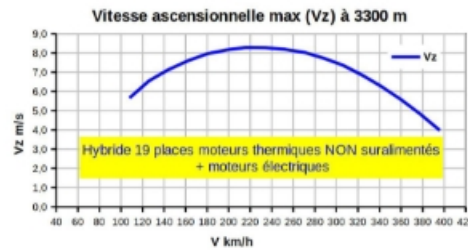
Vz max 3300 m = 7,6 m/s



Hybride 19 places moteurs thermiques NON suralimentés + moteurs électriques



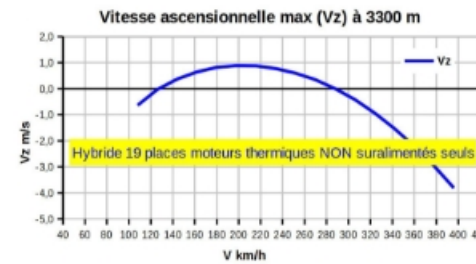
Vz max 3300 m = 8,3 m/s limité à 3'



Hybride 19 places moteurs thermiques NON suralimentés* seuls



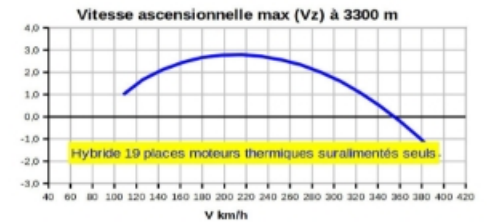
Vz max 3300 m = 1 m/s



Hybride 19 places moteurs thermiques suralimentés* seuls

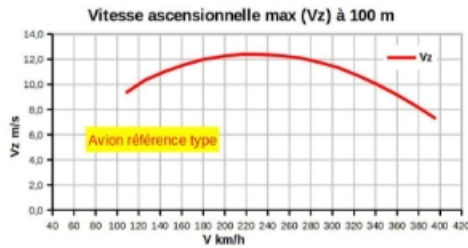


Vz max 3300 m = 2,8 m/s

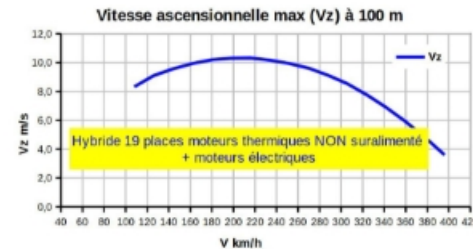


100 m

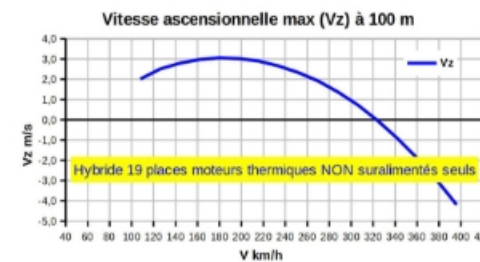
Vz max = 12,4 m/s



Vz max = 10,3 m/s



Vz max = 3,1 m/s



* voir scénarios de pannes moteurs

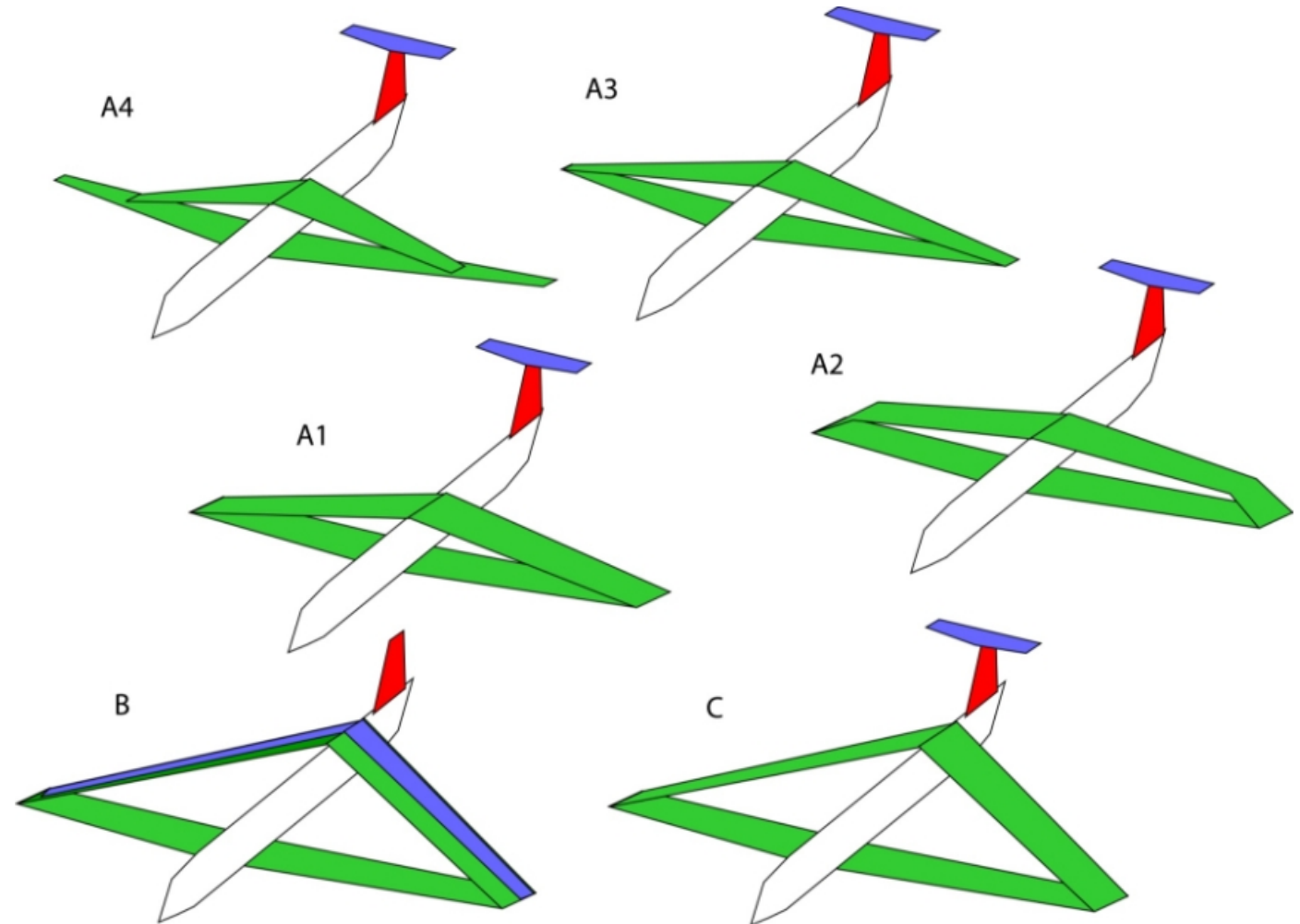
Idem



Étude des ailes rhomboïdales et de la formule biplan

2020 > 2026

Analyse de différentes configurations d'ailes rhomboïdales et de la formule biplan (impact sur la traînée parasite, sur la traînée induite par la portance, sur la qualité massique...):

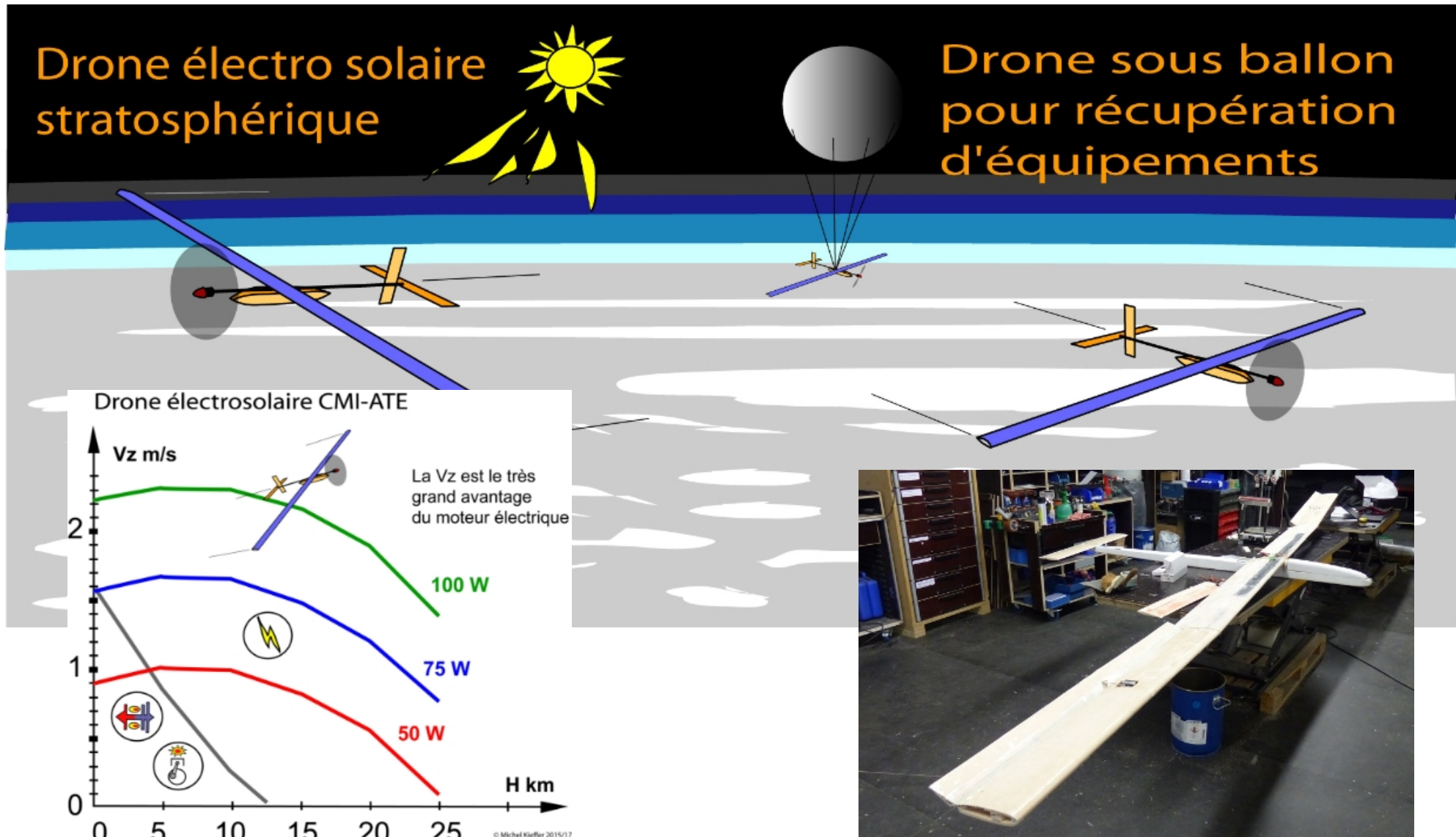


Conception d'avions électro solaires stratosphériques

2018 > 2026

Moins de 3 kg pour 4,6 mètres d'envergure.

Ce projet est réalisé en collaboration avec Xavier Durocher.



Domaine Marine & Offshore

Hélices de propulsion marines.

Méthodes de modélisations dans le domaine des bateaux.

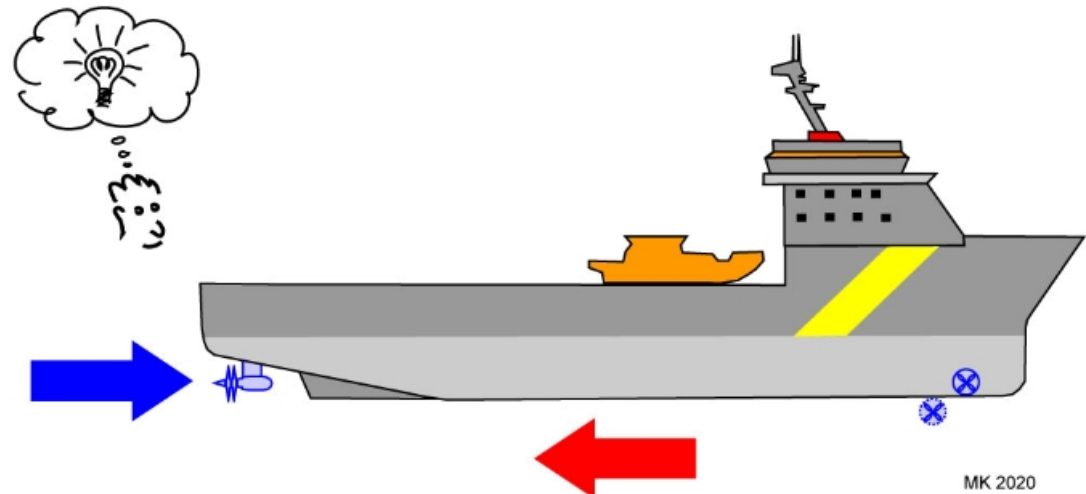
Assistance éolienne à la propulsion des cargos.

Étude de foils pour hydravions.

Extrapolations marines des avions sans pilotes présentés pages suivantes...



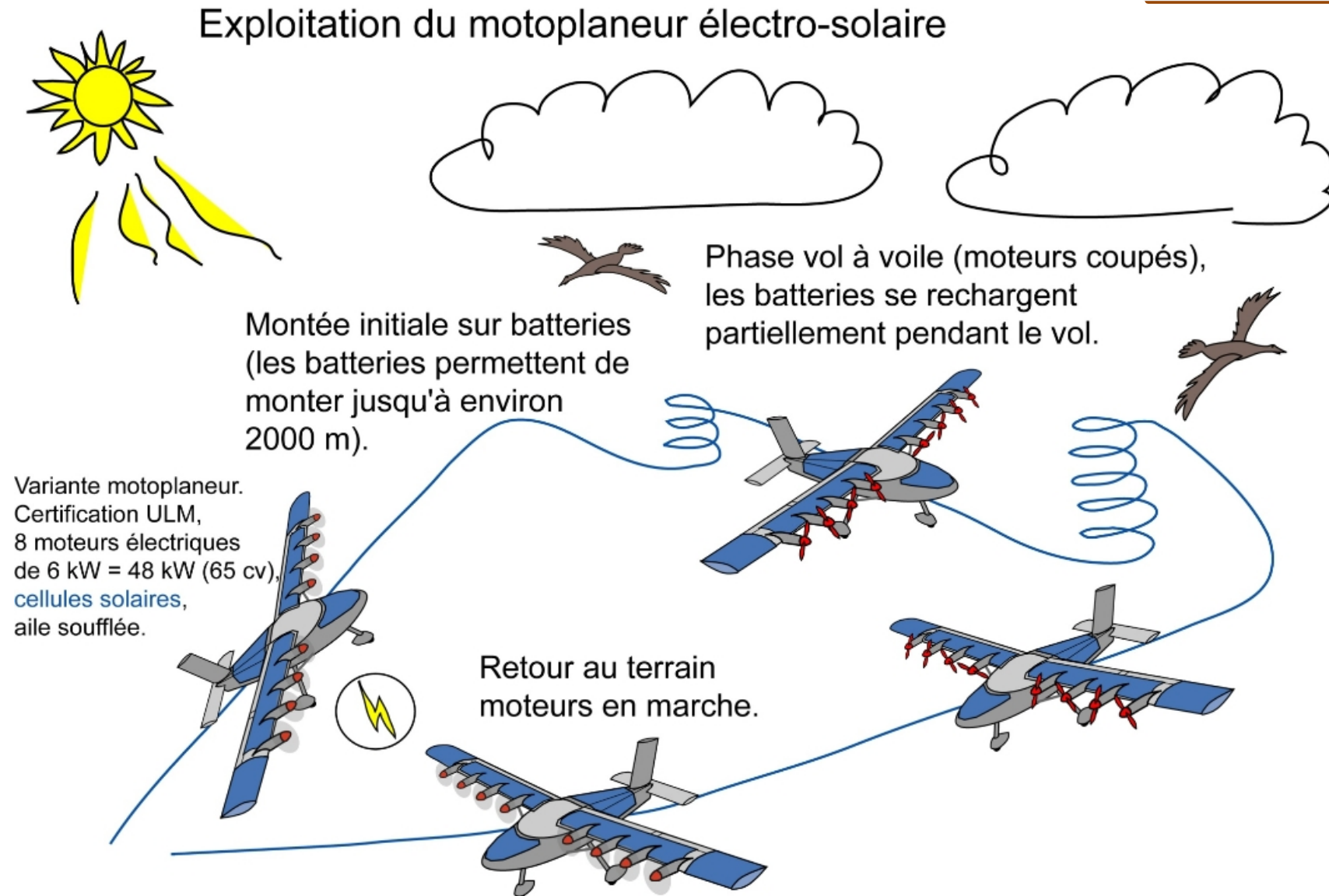
La méthode développée permet de déterminer la **trainée totale d'un bateau** compensée par la **force générée par l'hélice de propulsion** :



2020 > 2026

Étude du concept de motoplaneur électro-solaire

2020 > 2026



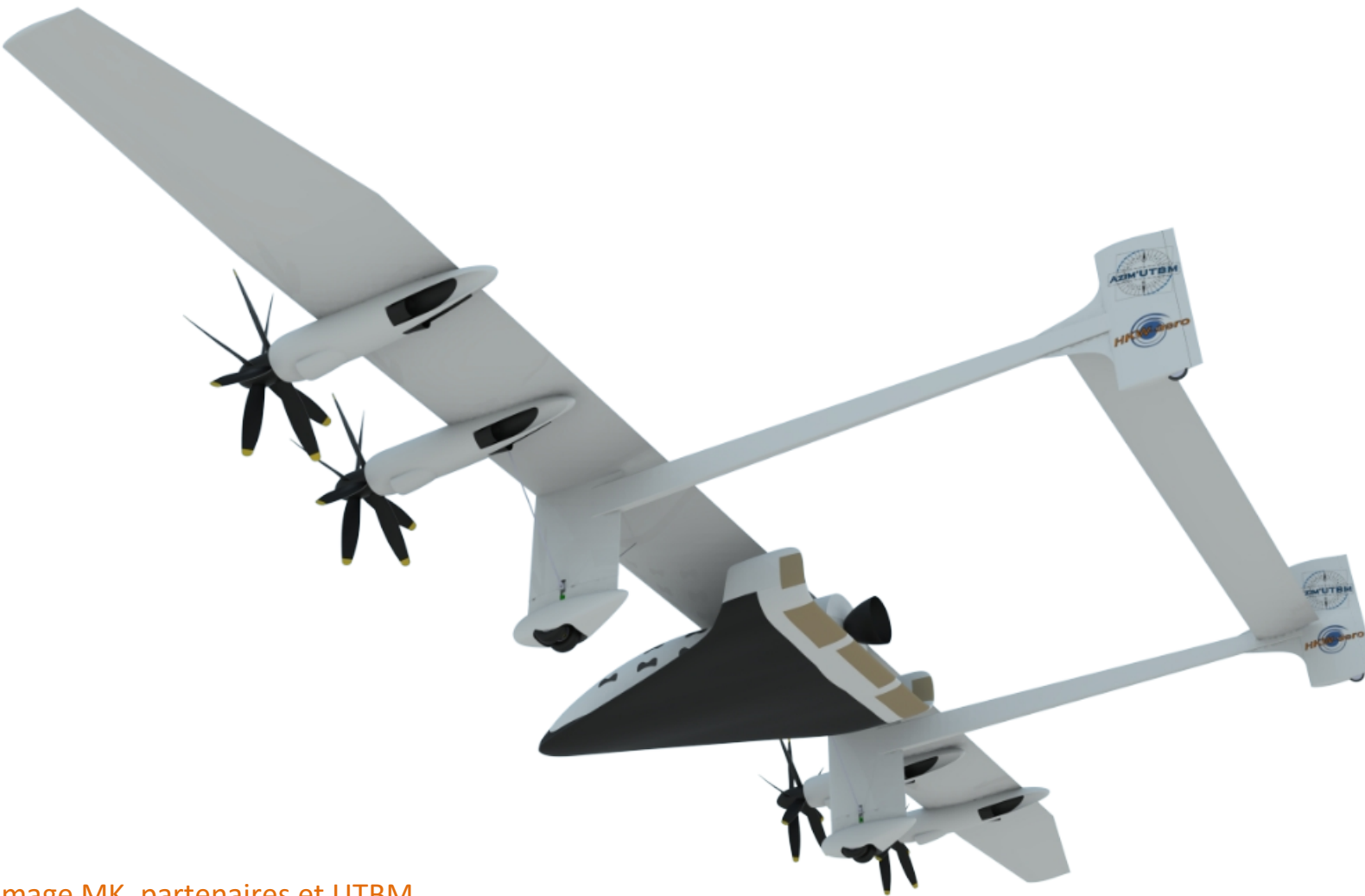
Les cellules solaires assurent jusqu'à 20% de la puissance nécessaire au vol en palier à 1000 m

Rétro conception d'avions anciens

Retro conception et analyse critique de projets aéronautiques actuels

2020 > 2026

Étude de porteurs pour le vol suborbital (Défi Aérospatial Étudiant)



2018...

Image MK, partenaires et UTBM

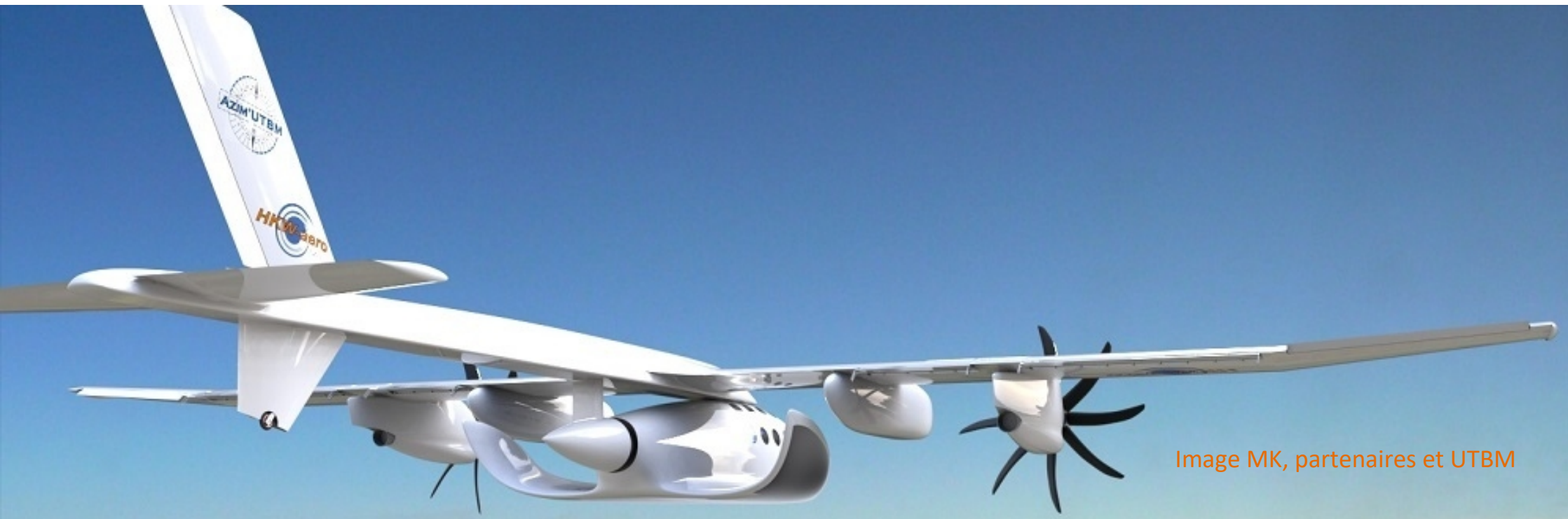
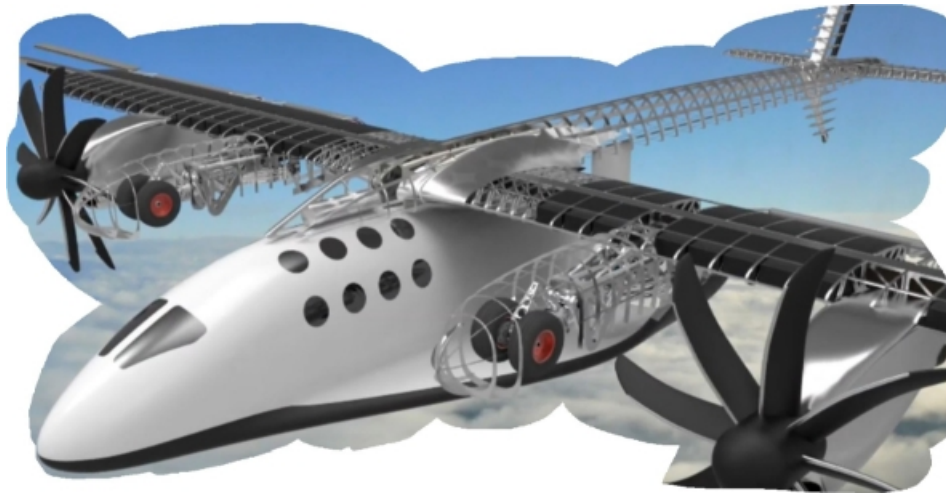
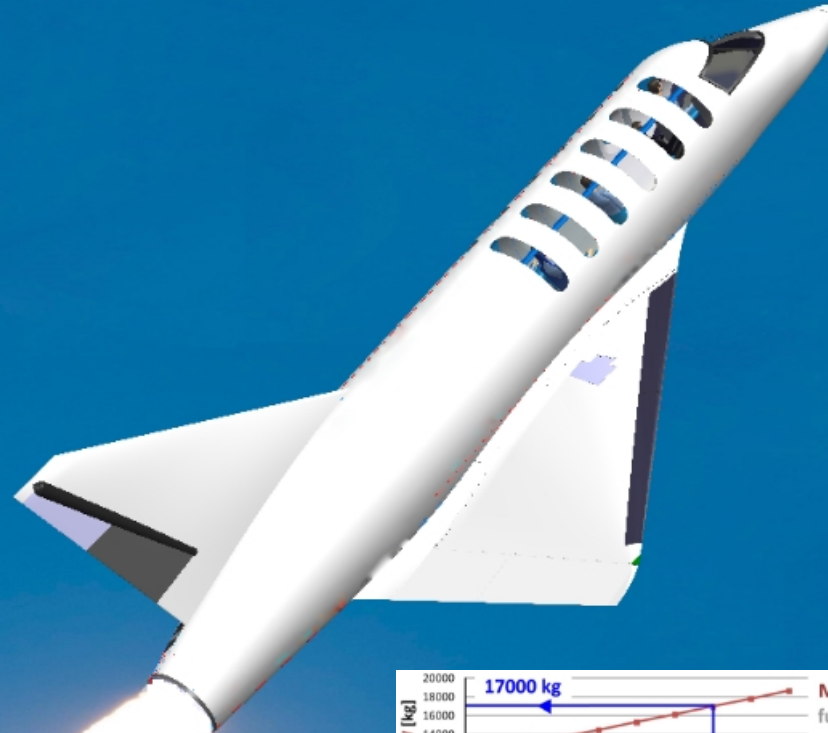
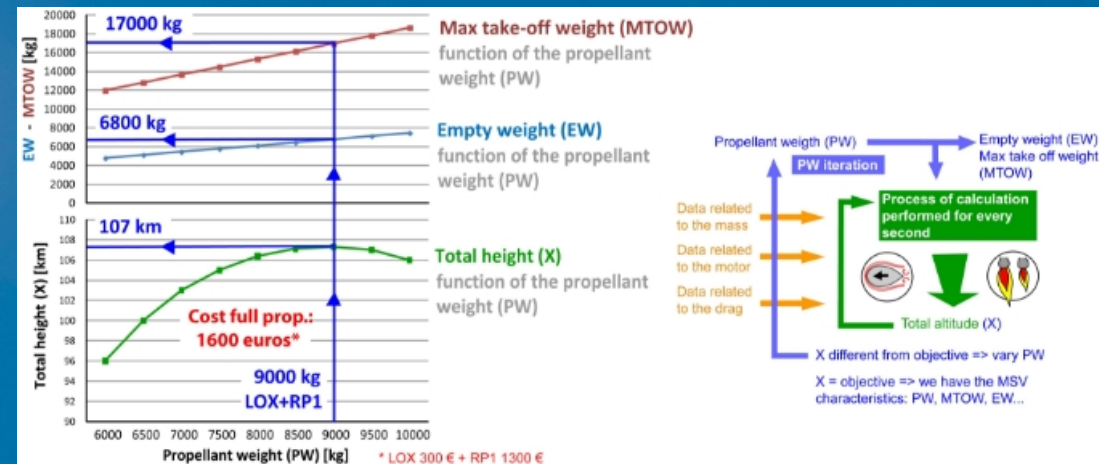


Image MK, partenaires et UTBM

Vol suborbital, étude d'aéronefs autonomes



Images MK, partenaires et UTBM



Recherche d'autres solutions pour le vol vertical et son contrôle sur les trois axes (solutions simplifiées)

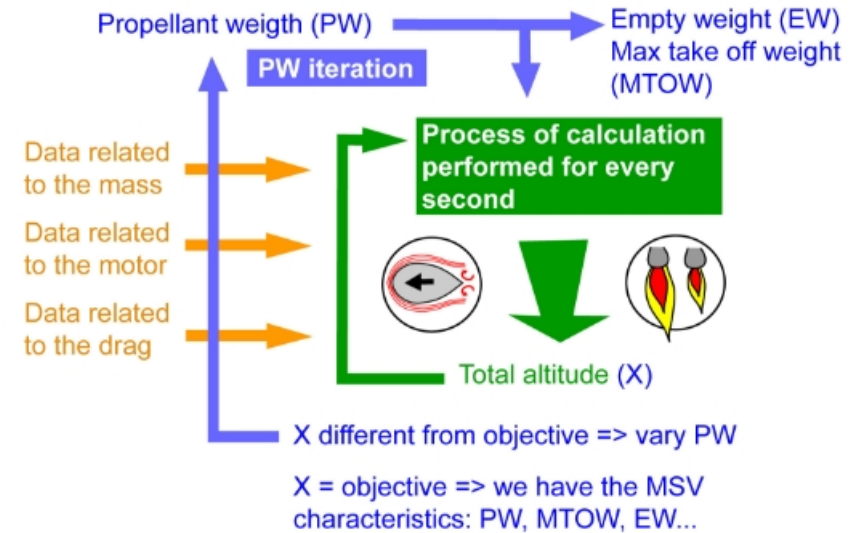
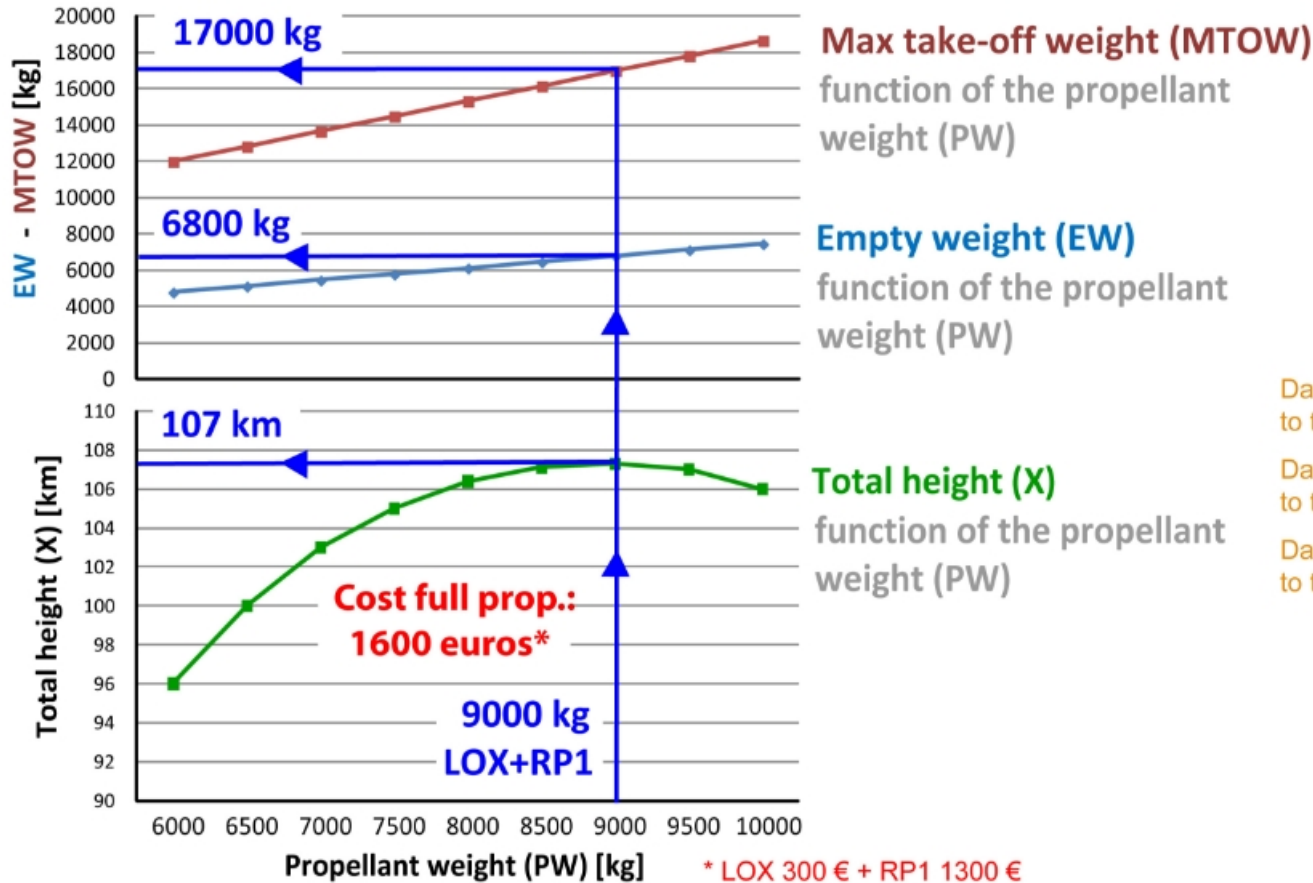
2020 > 2026

Réflexion sur la réduction des coûts par la simplification des systèmes (cellules avions, hypersustentation...)

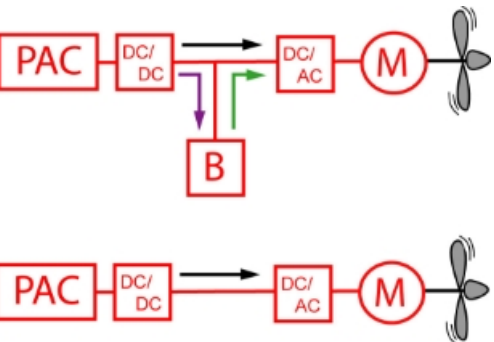
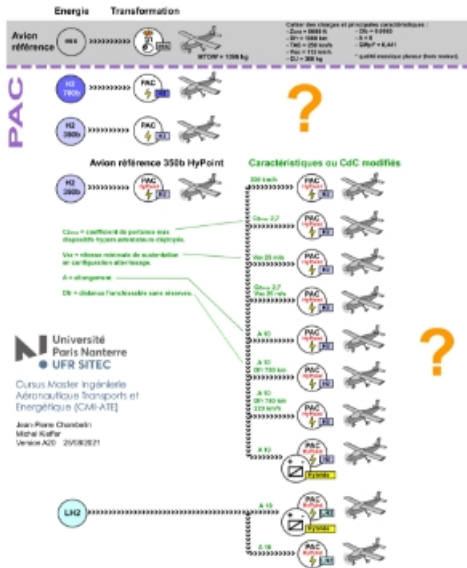
2020 > 2021

Définition de modélisations pour le vol suborbital

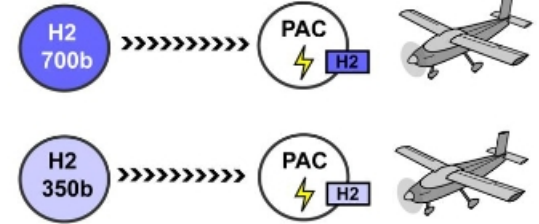
2018...



Étude conjointe Fédération Française Aéronautique / CMI-ATE sur les avions alimentés en hydrogène

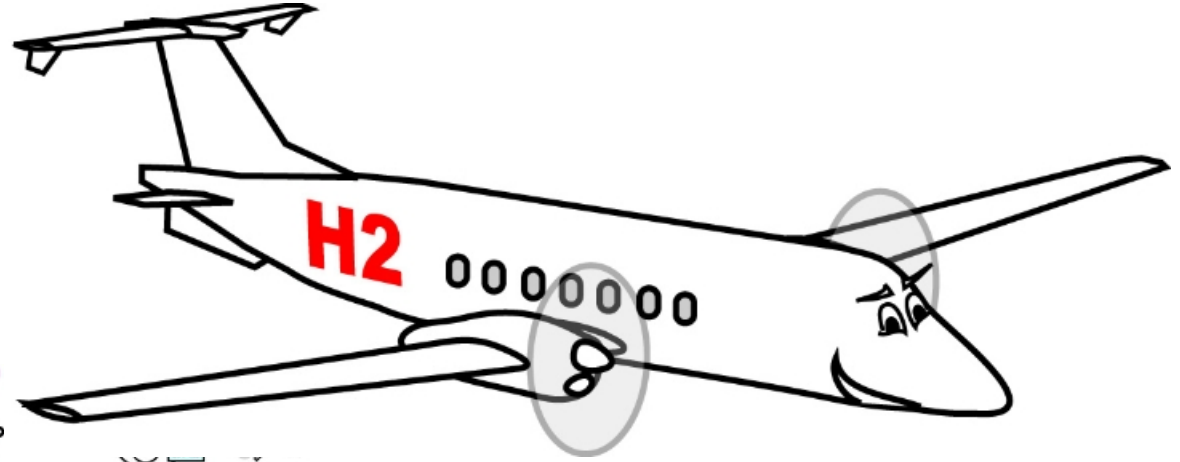


PAC

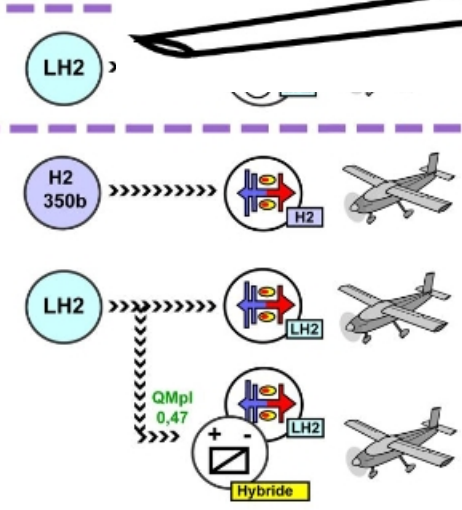


?

Nota : toutes les versions étudiées ne sont pas représentées



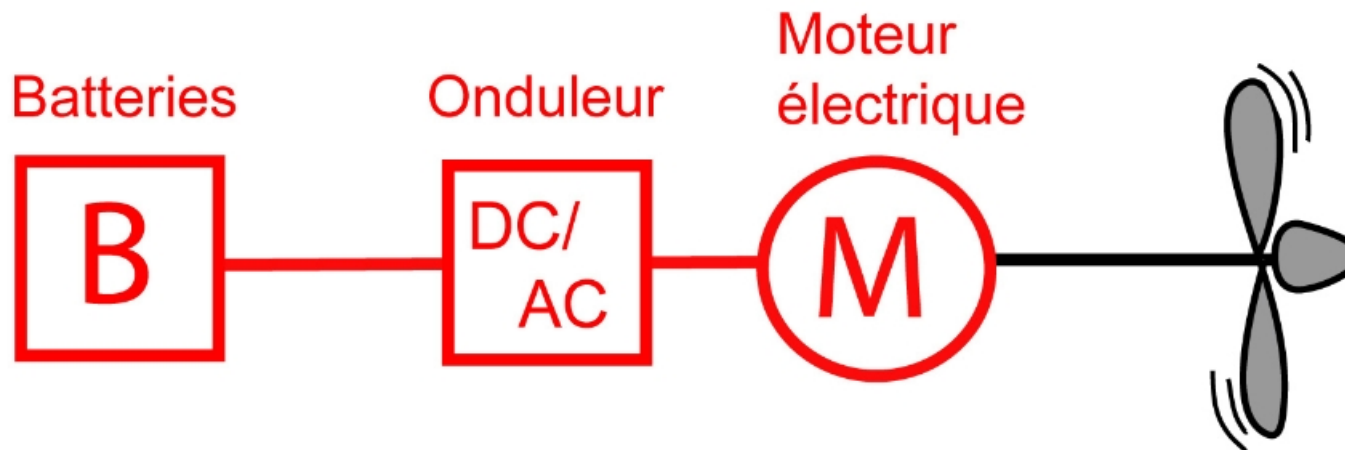
Turbine 4T



?

Analyse de la propulsion électrique des avions

2018 > 2020

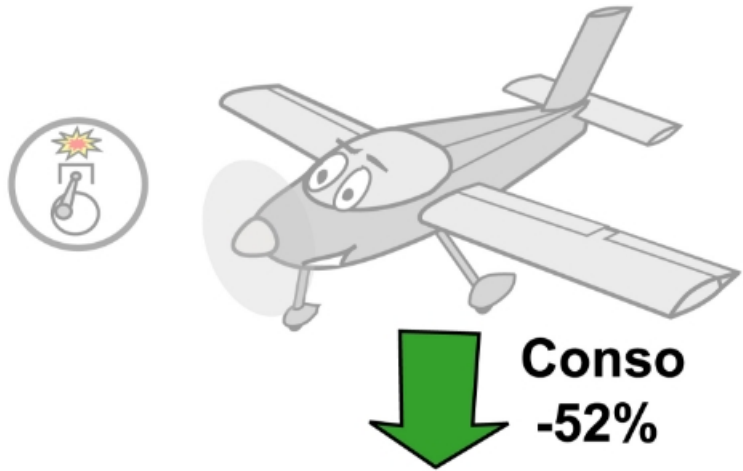


Pour les avions purement électriques alimentés par batteries, les batteries conditionnent l'autonomie du vol donc sont à intégrer non pas dans la Msp mais dans la Csp. C'est à dire que les avions électriques consomment de la masse de batteries.

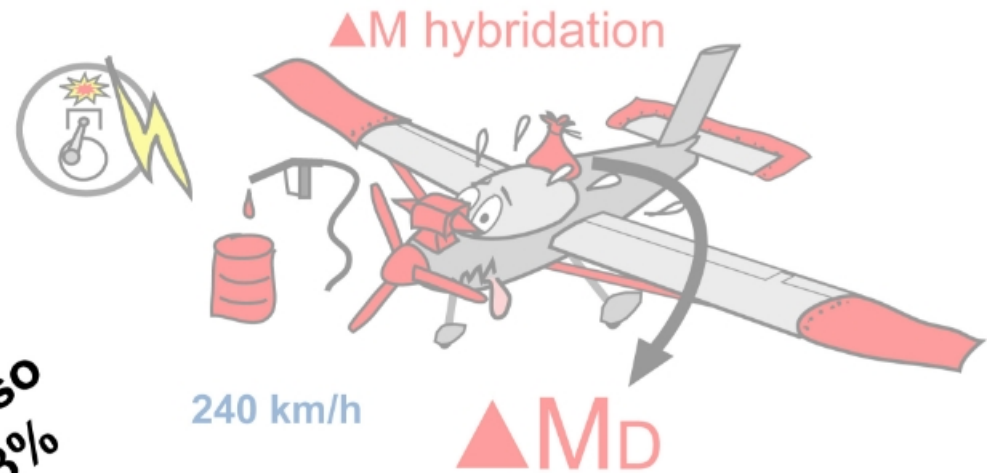
Avions hybrides optimisés

2018 > 2026

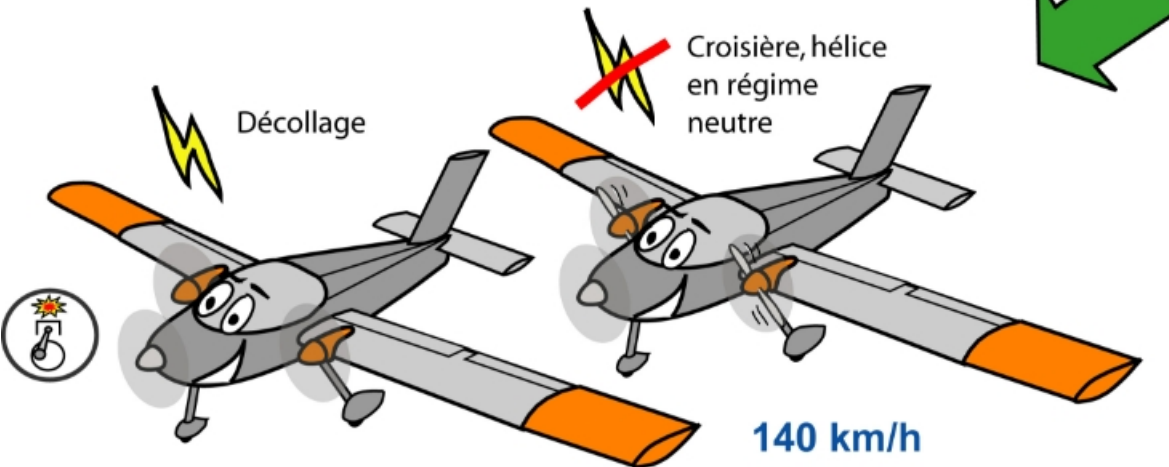
1- Avion thermique



2- Hybride classique

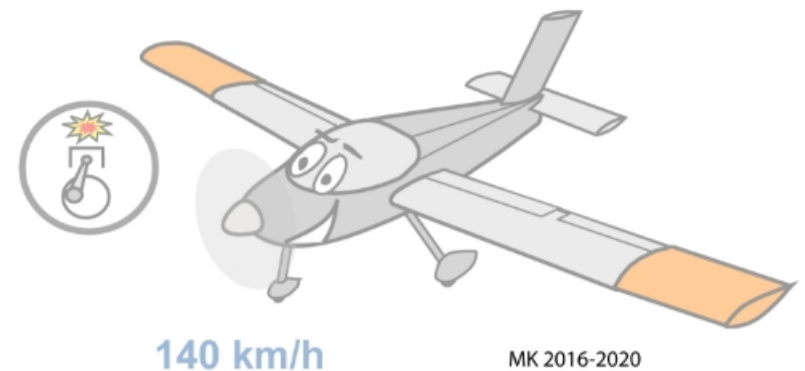


3- Hybride à moteurs non liés



Conso -63%

4- Idem sol 3 mais 100% thermique



Méthode de détermination du rendement de propulsion d'avions légers et d'avions de transport (turbofans)

2020

Vol en montée, solution 1

Déterminer $P_n = 1/2 \cdot \rho \cdot V_0^3 [SMT \cdot C_{fe} + S \cdot C_z^2 / (\pi \cdot A \cdot e)] + mg \cdot Vz$ En déduire $F_n = P_n / V_0$ et la puissance disponible sur arbre (Pd). Vérifier que Pd est compatible avec les performances du moteur en vol en montée.

P_n = puissance nécessaire au vol
 F_n = force de traction nécessaire au vol
 P_d = puissance disponible sur arbre moteur
 F_d = force disponible sur arbre moteur
 R_p = rendement de propulsion
 R_a = rendement aérodynamique de l'hélice
 R_h = rendement d'hélice = $R_p \cdot R_a$
 R_i = rendement d'installation de l'hélice
 SM = surface mouillée soufflée par l'hélice
 C_{fe} = coef. équivalent plaque plane des éltés soufflés
 A_p = aire de propulsion (surface balayée par l'hélice)
 R_{hi} = rendement hélice installée
 V_0 = vitesse en amont de l'hélice ou vitesse avion

$P_n = P_d \cdot R_{hi} \Leftrightarrow P_d = P_n / R_{hi} = F_n \cdot V_0 / R_{hi}$

 F_n

$$(6c) R_p = \frac{2}{\sqrt{\frac{F_n / A_p}{1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2} + 1} + 1}$$

$$R_a = 0,85 \text{ à } 0,90$$

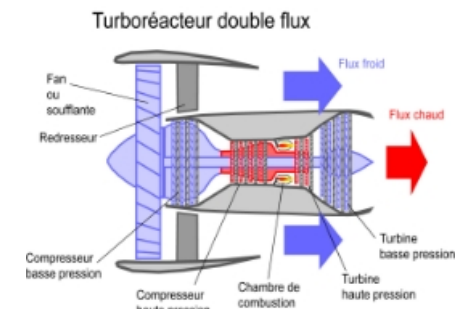
$$(3b) R_i = 1 - \frac{\sum (SM \cdot C_{fe})_{\text{soufflé}}}{A_p}$$

$$(5a) A_p = \pi \cdot (D_h/2)^2$$

$$(4b) R_{hi} = R_p \cdot R_a \cdot R_i$$

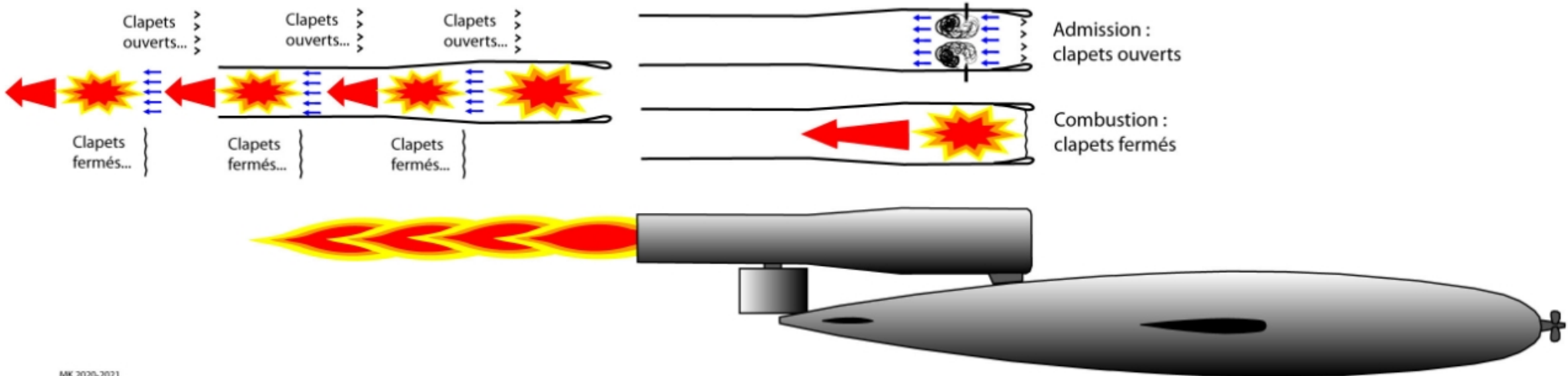
$$R_h = R_p \cdot R_a$$

$$P_d = F_n \cdot V_0 / R_{hi}$$



Étude des pulsoréacteurs, processus de reconstitution des données manquantes

2020 > 2021



MK 2020-2021

RHO cr	IGC	MSP	LSP	mm	IGV	MC		Me	Md	Sa	Se	SMI	Pxo	Pxi	Po	Pxi	autres	0,91	1,00	1,00	0,91	0,91	ZbZb	-10zV
[kg/m3]	/	[kg/kW]	[kg/kW.h]	[kg]	[h]	[kg]	/	[kg]	[kg]	[m²]	[m²]	[m²]	[kW]	[kW]	200	271	< P initiales							
0,905	0,74	0,150	2,750	41	0,3	172		1019	1883	5,2	1,0	35,9	335	51	469	635	deltas	0,81	1,00	1,00	0,81	0,81	2344	286
0,905	0,74	0,150	2,750	95	0,3	404	conso	1251	2137	6,6	1,3	39,2	366	65	524	709	-74	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2386	-42
0,905	0,74	0,150	2,750	106	0,3	452	au cent	1299	2230	6,9	1,3	39,9	373	68	535	724	-15	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	-1
0,905	0,74	0,150	2,750	109	0,3	461		1308	2249	7,0	1,3	40,0	374	68	538	727	-3	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
0,905	0,74	0,150	2,750	109	0,3	463		1310	2253	7,0	1,3	40,1	374	69	538	728	-1	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
0,905	0,74	0,150	2,750	109	0,3	464		1311	2254	7,0	1,3	40,1	374	69	538	728	0	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
0,905	0,74	0,150	2,750	109	0,3	464		1311	2254	7,0	1,3	40,1	374	69	538	728	0	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
0,905	0,74	0,150	2,750	109	0,3	464		1311	2254	7,0	1,3	40,1	374	69	538	728	0	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
0,905	0,74	0,150	2,750	109	0,3	464		1311	2254	7,0	1,3	40,1	374	69	538	728	0	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
0,905	0,74	0,150	2,750	109,23	0,3	463,94	220,92	1311	2264,2	7,01	1,33	40,08	374	69	538	728	0	0,82	1,00	1,00	0,82	0,82	2380	0
valeurs avion réf		0,288	0,298			462,0		0,0	2247	7,00	1,33	40,0						Nous vérifions que l'écart		v	v	vérifier convergence		
delta valeurs calculées / avion réf																		Pd / Pd = 0 % :		v	v	2380 contrôle		
Dimensionnement Vfi																		0,00 %		v	v			
Mv = Md - Me =																		Ce qui est le cas, nous pouvons donc arrêter l'itération sur Pd		v	v			
valeur avion référence																		Rh = 0,823		v	v			
0,6%																		Rh = 0,8230 = Rp*		v	v			
répartition Pxo / Pxi =																		* Ra = 1 (hypothèse) et Ri = 1 (pulsoréacteur isolé) => Rh = Rp						
valeur avion référence																		Fn contrôle = Pn/Vo = Pd.Rp/Vo						
vérification :																		84 % 16 %						
0,6% -3,2%																								
Csp = 2,75 kg.kW.h = rendement pulsoréacteur = 3,0 % environ																								
Les cellules encadrées en rouge repèrent les transferts de données entre tableurs droit et gauche																								

Méthode de dimensionnement avions (définition de ses caractéristiques)

2017 > 2021

Avant le cours 4 :

- 1- Constituez vos groupes de travail (4 à 8 étudiants).
- 2- Déterminez votre cahier des charges (en vert ci-dessous).

Les autres données seront déterminées collectivement lors du cours 4.
Les pré-dimensionnements seront réalisés par les groupes lors du cours 5.

Données pré-dimensionnement avion :

Qualité massique planeur QMpl [l]
Hauteur de vol H [km]

Distance franchissable Dfr [km]

ULM ou avion de loisir : de 400 à 1000 km
Avion de transport régional : 1000 à 2000 km
Avion court moyen courrier : 4000 à 6000 km
Avion long courrier : jusqu'à 15000 km
Drone : de 10 à 10000 km...

Vitesse de croisière Vcr [m/s]

ULM ou avion de loisir : de 100 à 250 km/h
Avion de transport régional : 400 à 500 km/h
Avion court moyen courrier : 750 à 850 km/h
Avion long courrier : 750 à 850 km/h
Drone : de 10 à 850 km/h...

Masse utile ou payload Mu [kg]

ULM ou avion de loisir : 82 kg par passager
Avion de transport : 95 kg par passager bagages compris
Drone : de 5 à "10000 kg"...

Coef. équivalent plaque p. Cfe [l]
Vitesse minimale Vmini [m/s]
Cz max volets sortis Czmax volets sortis [l]
SMnp = surface mouillée non portante (fuselage, moteurs...) SMnp [m²]
Surface recouvrement aile fuselage Sraf [m²]

Nb moteurs si Msp et Csp ne sont pas des constantes* nbm [l]
Allongement A [l]
Coef. d'Osswald e [l]
Rend. propulsion Rhi [l]
Masse spécifique (cst) Msp [kg/kW]
Conso. spécifique (cst) Csp [kg/(kW.h)]

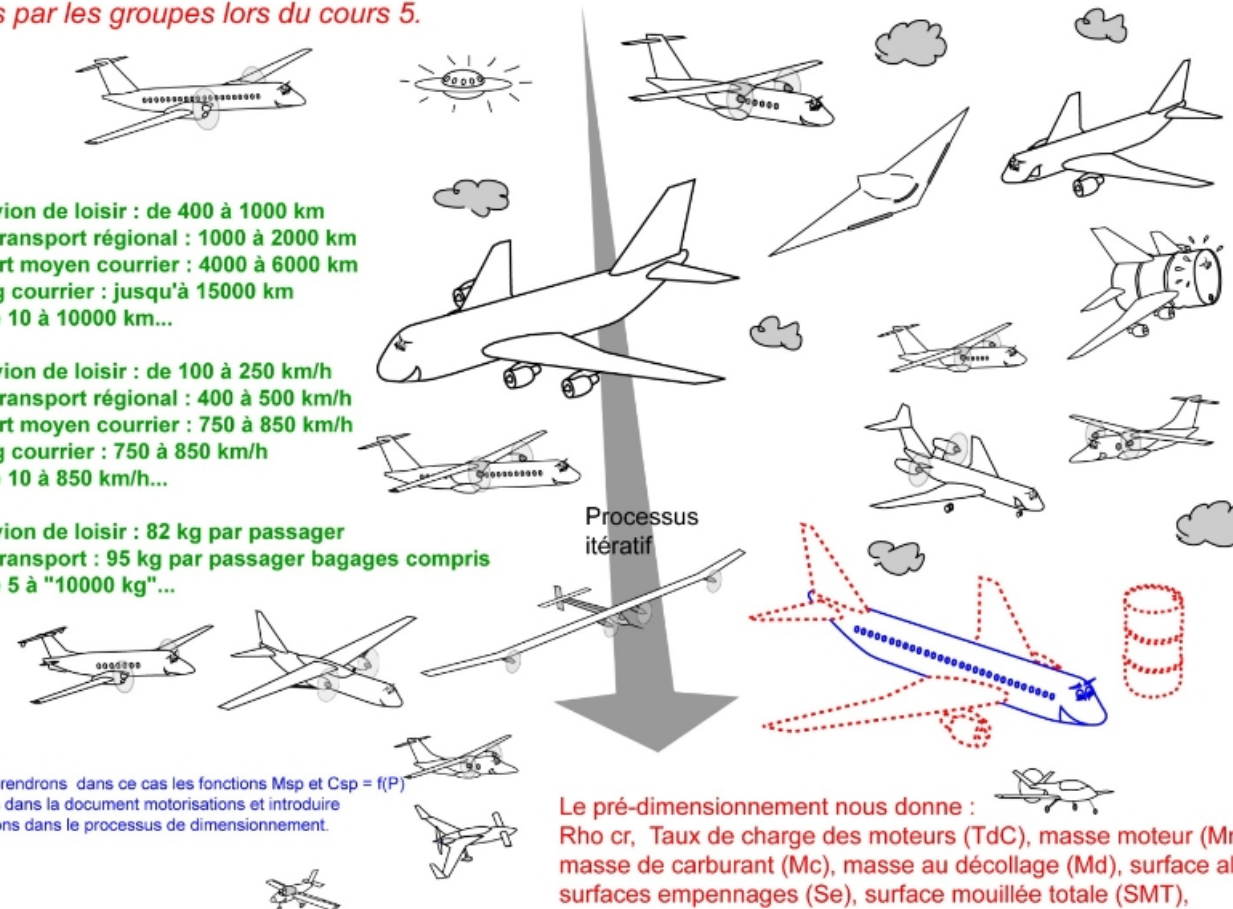
* Nous prendrons dans ce cas les fonctions Msp et Csp = f(P) proposées dans la document motorisations et introduire ces fonctions dans le processus de dimensionnement.

Pré-dimensionnement :

(les variables sont représentées en rouge ci-dessous)

Données d'entrée (cf. liste ci-contre à gauche) :

QM, H, Dfr, Vcr, Mu, Cfe, Vmin, Cz, SMnp, Sraf, A, e, Rhi, Msp, Csp



Le pré-dimensionnement nous donne :

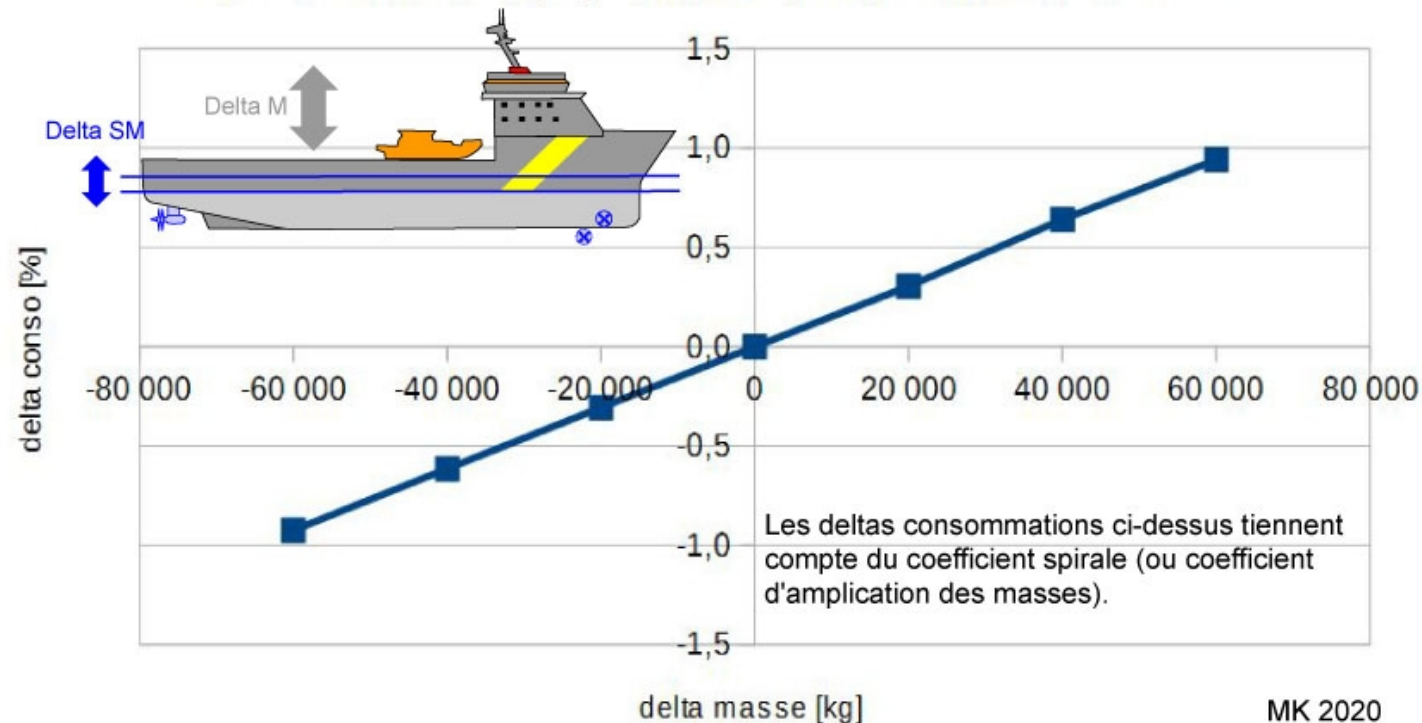
Rho cr, Taux de charge des moteurs (TdC), masse moteur (Mm), masse de carburant (Mc), masse au décollage (Md), surface alaire (Sa), surfaces empennages (Se), surface mouillée totale (SMT), puissance installée (Pinst) etc.

Définition d'une méthode de dimensionnement des bateaux (définition de leurs caractéristiques)

2020 > 2021

Nous obtenons :

Delta consommation [%] en fonction de la variation de masse

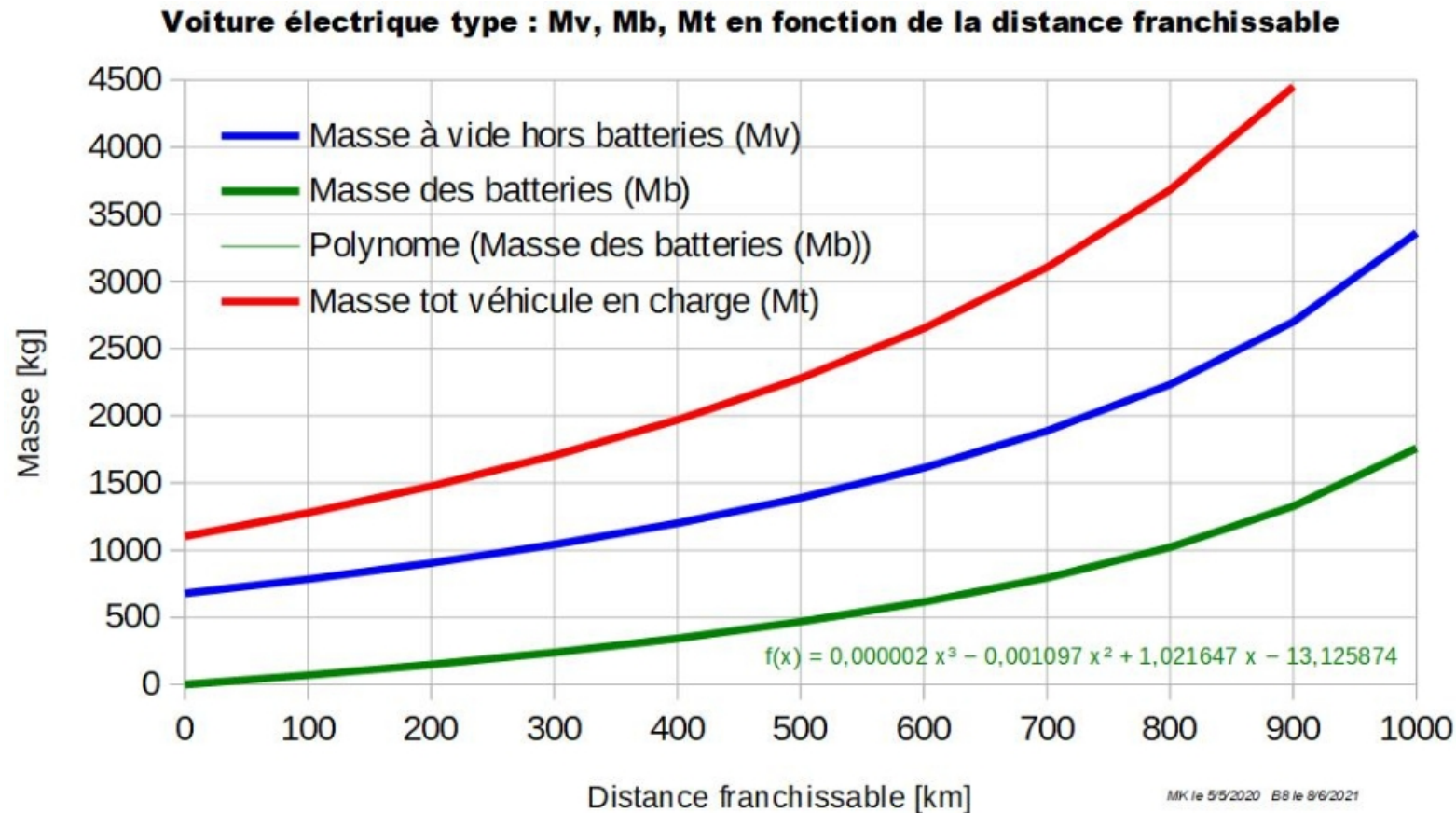


Définition d'une méthode de dimensionnement des voitures (définition de leurs caractéristiques)

2020 > 2021

Détermination des fonctions : consommation voiture électrique / km = f(autonomie) et masse voiture = f(autonomie)

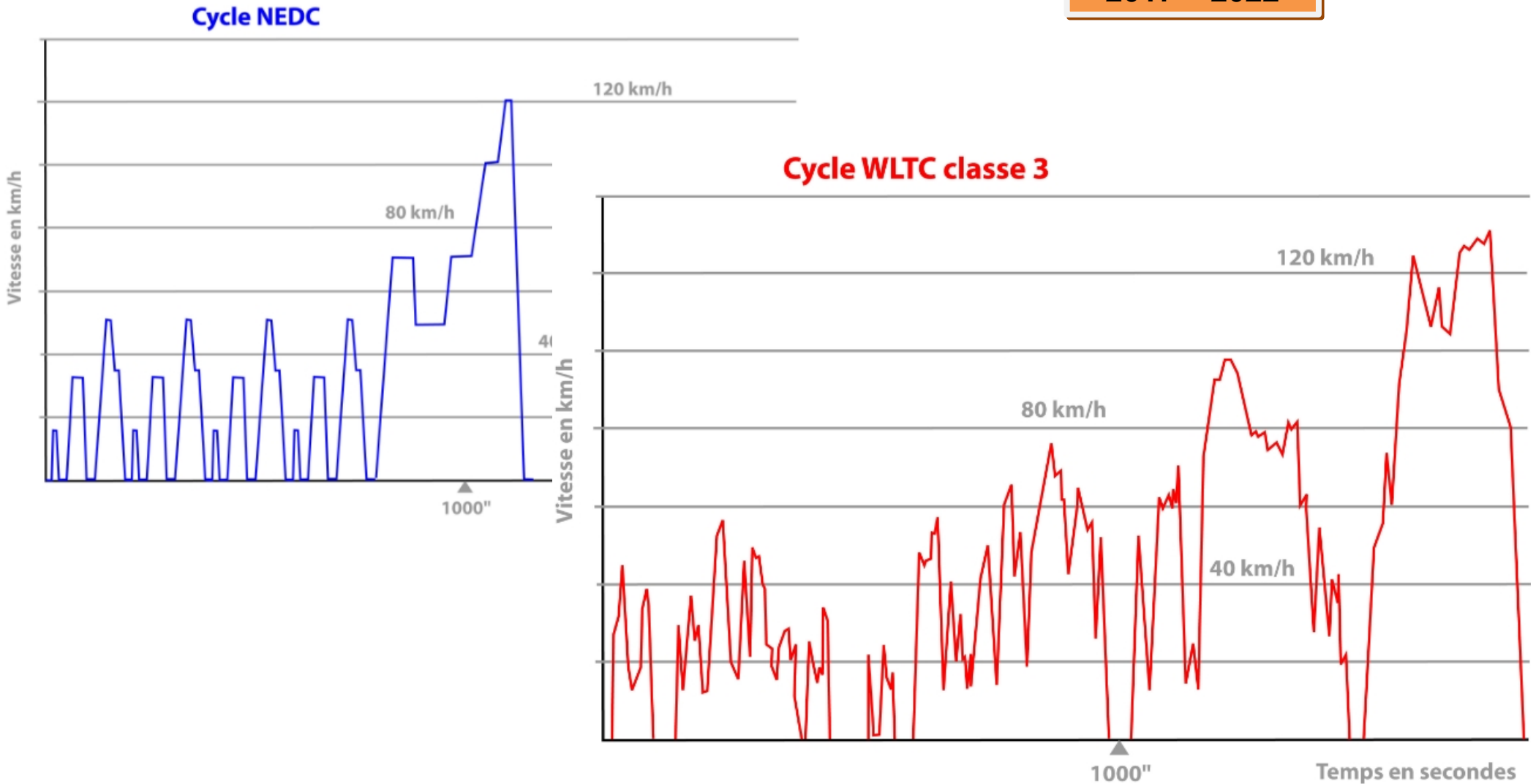
2020 > 2021



Les fonctions ci-dessus sont établies à une vitesse constante de 70 km/h. Toutefois, les autonomies sont peu impactées par un cycle d'usage de type NEDC ou WLTC dans la mesure où les véhicules électriques récupèrent l'essentiel de l'énergie cinétique lors des ralentissements et l'essentiel de l'énergie potentielle lors des descentes.

Détermination de l'énergie utile au cent km pour une voiture sur les cycles d'usage NEDC et WLTC

2017 > 2022



Détermination du potentiel de récupération de l'énergie cinétique des voitures en prenant en compte le coût énergétique du transport du système de récupération

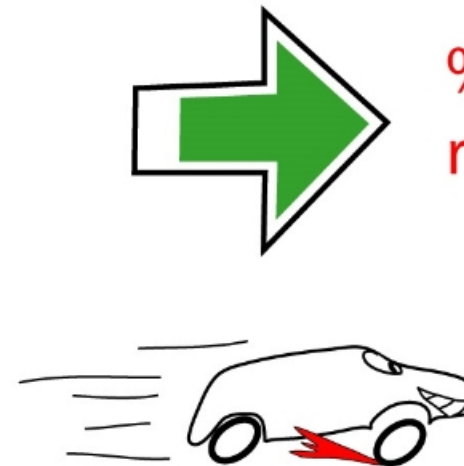
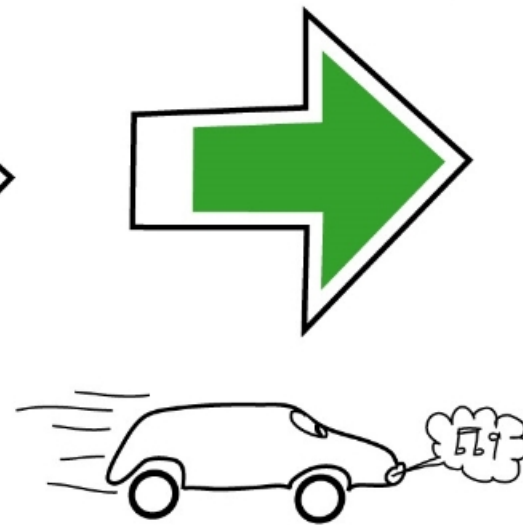
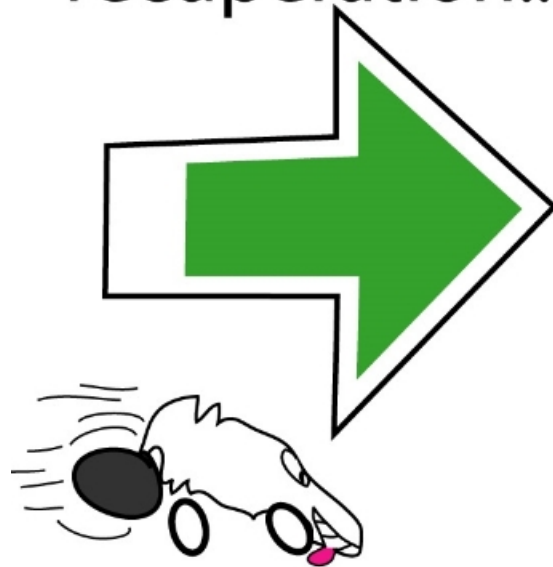
E_u = énergie utile au déplacement.

2017

Rendements de
récupération...

de stockage...

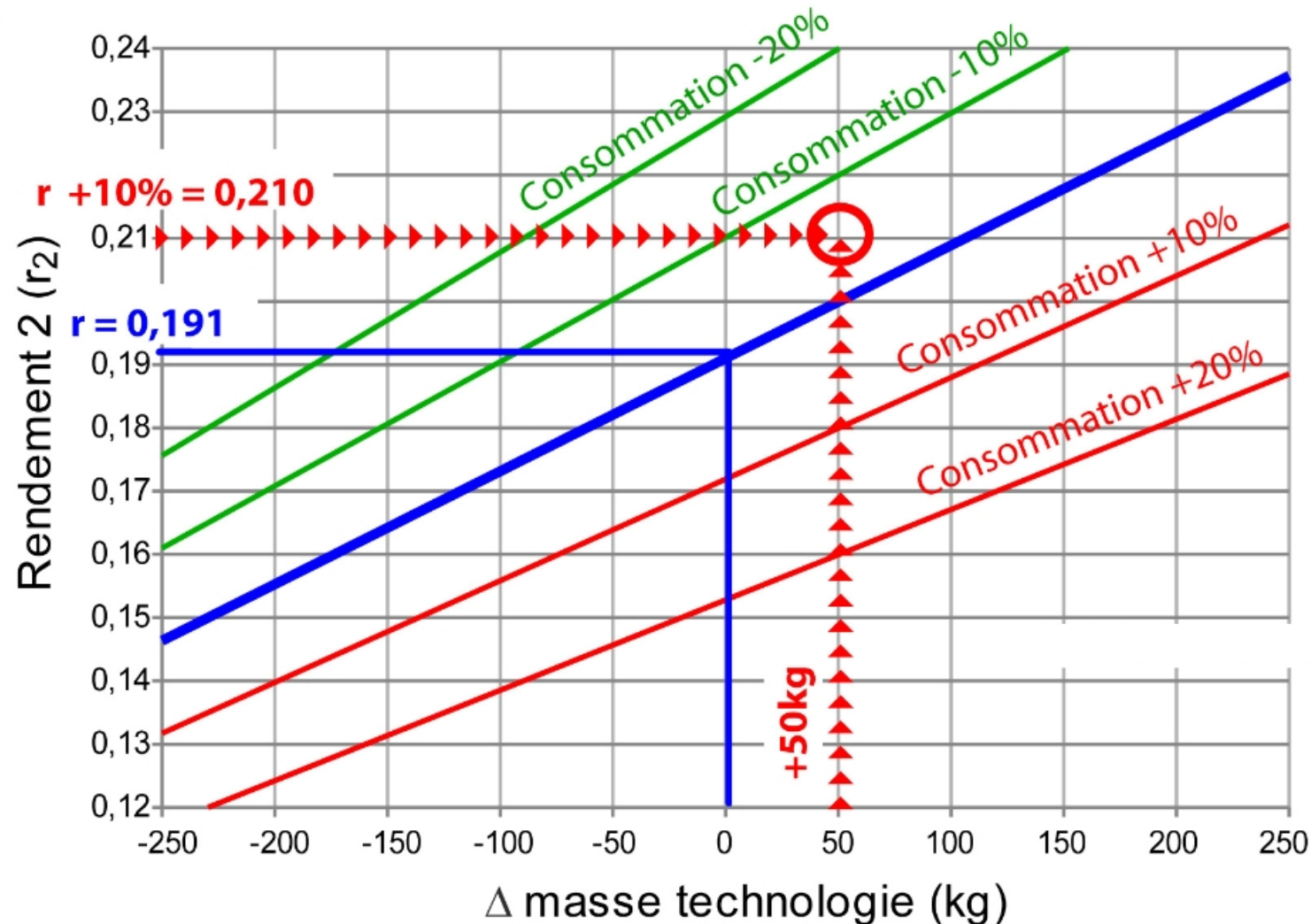
de restitution



% d' E_u
récupérée ?

Détermination de la variation de la consommation d'une voiture en fonction de la variation du rendement et de la masse du véhicule

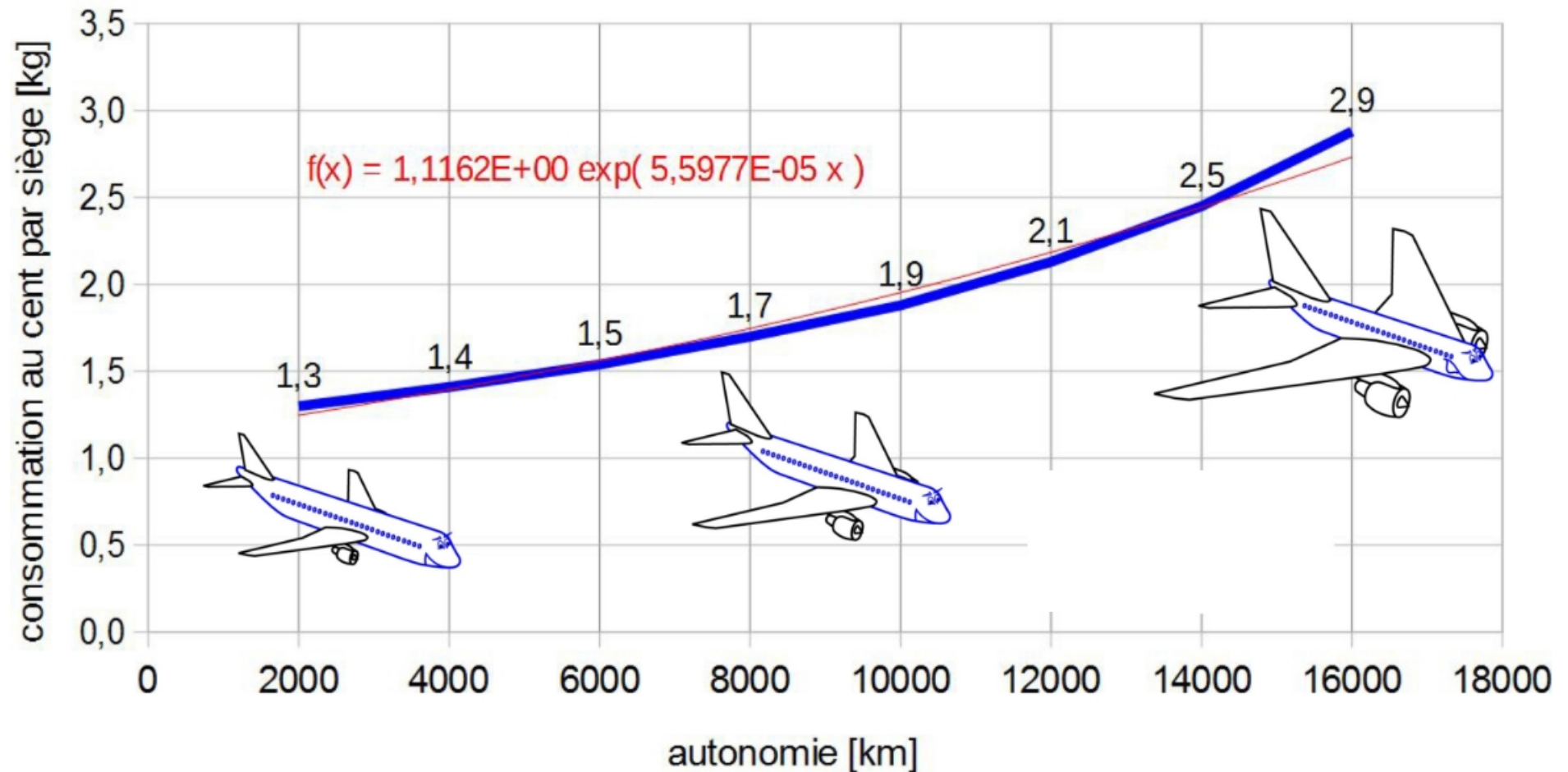
2017



Détermination de la fonction...

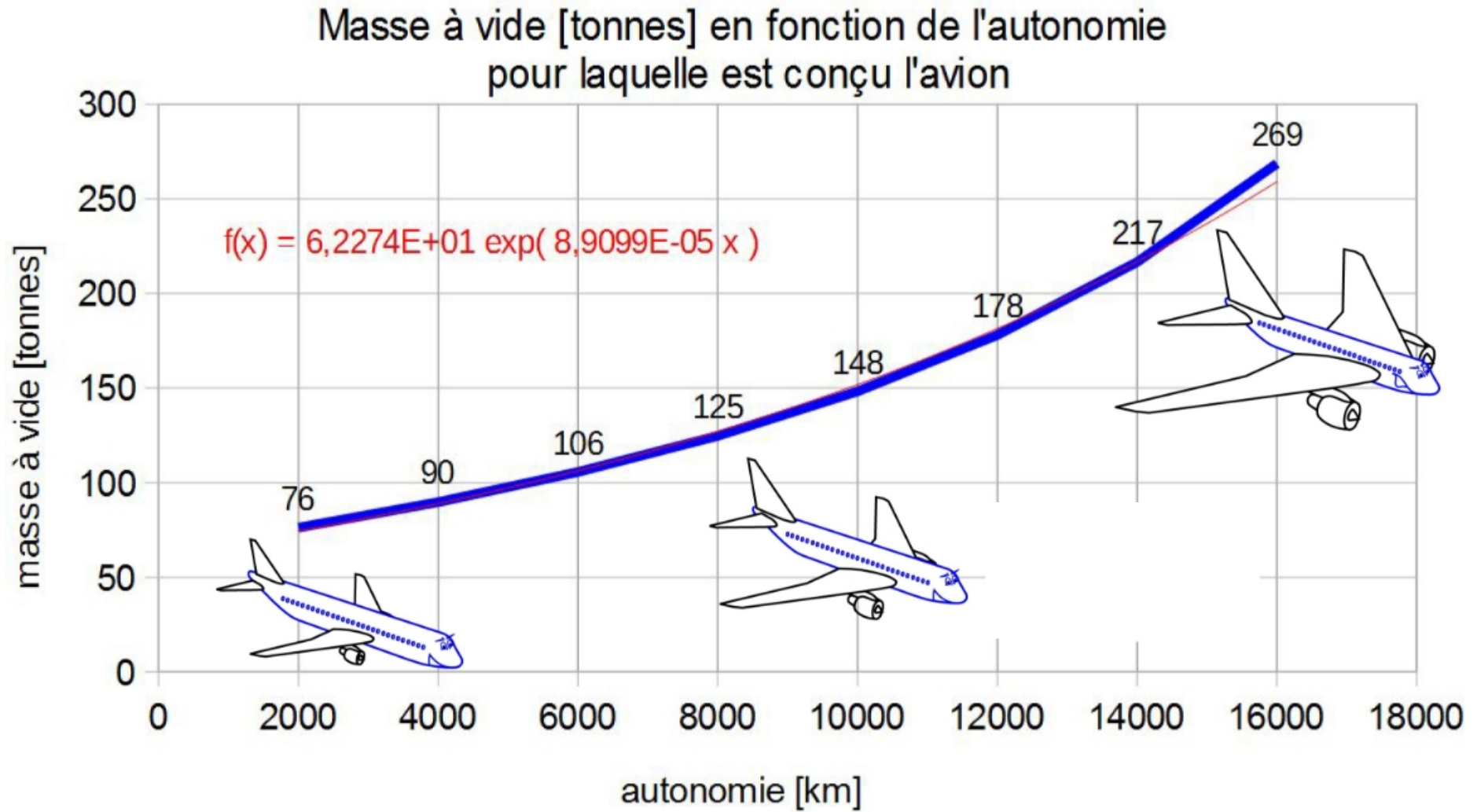
2019

Consommation au cent [kg] par siège en fonction de l'autonomie
pour laquelle est conçu l'avion

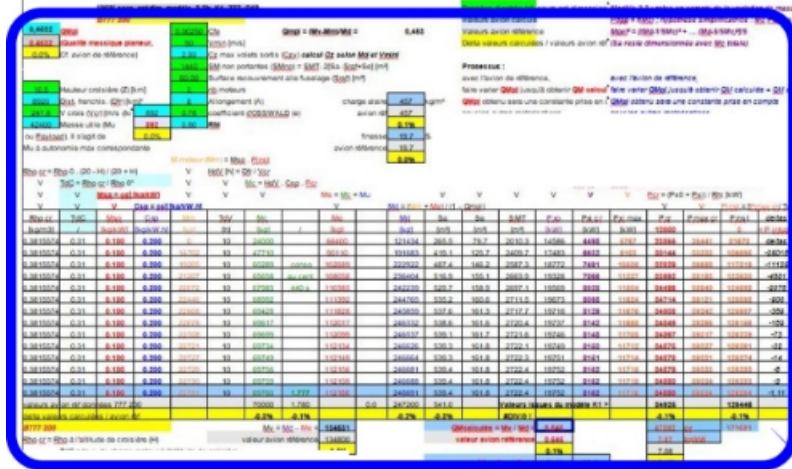


Détermination de nouvelles fonctions...

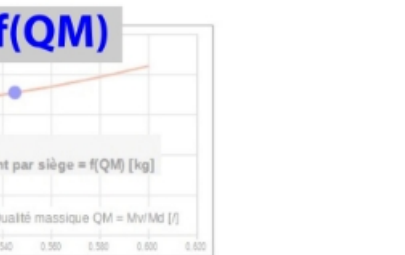
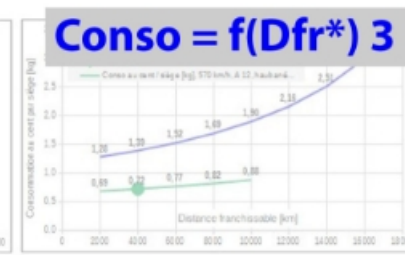
2024



Le modèle de dimensionnement ouvre la porte à différentes fonctions...



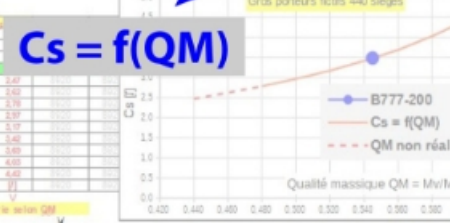
Alt	Vir	Cp max	A	Rsp	Conso	Conso au cent	Conso / siège	Mv (t)	Md (t)
8777.200	3000	0.30	2	5.20	62000	1.777		10480	24881
8777.200 km	2000	0.25	2	5.20	11950	1.500	20.6	75	150
8000 km	2000	0.25	2	5.20	80261	1.504	31.4	70	150
10000 km	2000	0.25	2	5.20	94441	1.500	35.1	70	150
15000 km	2000	0.25	2	5.20	113000	1.507	47.3	10000 km	
20000 km	2000	0.25	2	5.20	134500	1.510	61.7	200	450
25000 km	2000	0.25	2	5.20	159000	1.513	78.2	300	600
30000 km	2000	0.25	2	5.20	186500	1.516	96.8	400	800
35000 km	2000	0.25	2	5.20	217000	1.519	117.5	500	1000
40000 km	2000	0.25	2	5.20	250500	1.522	140.2	600	1200
45000 km	2000	0.25	2	5.20	287000	1.525	164.9	700	1400
50000 km	2000	0.25	2	5.20	326500	1.528	191.6	800	1600
55000 km	2000	0.25	2	5.20	369000	1.531	219.3	900	1800
60000 km	2000	0.25	2	5.20	414500	1.534	248.0	1000	2000
65000 km	2000	0.25	2	5.20	463000	1.537	277.7	1100	2200
70000 km	2000	0.25	2	5.20	514500	1.540	308.4	1200	2400
75000 km	2000	0.25	2	5.20	569000	1.543	340.1	1300	2600
80000 km	2000	0.25	2	5.20	626500	1.546	372.8	1400	2800
85000 km	2000	0.25	2	5.20	687000	1.549	406.5	1500	3000
90000 km	2000	0.25	2	5.20	750500	1.552	441.2	1600	3200
95000 km	2000	0.25	2	5.20	817000	1.555	476.9	1700	3400
100000 km	2000	0.25	2	5.20	886500	1.558	513.6	1800	3600



Dfr = distance franchissable [km]
Conso = consommation au cent par siège [kg]
Mv = masse à vide [t]
Md = masse au décollage [t]
Cs = coefficient spirale [/]
QM = qualité massique Mv/Md [/
Delta m = variation de masse initiale [kg]

Conso = f(Dfr*) 1

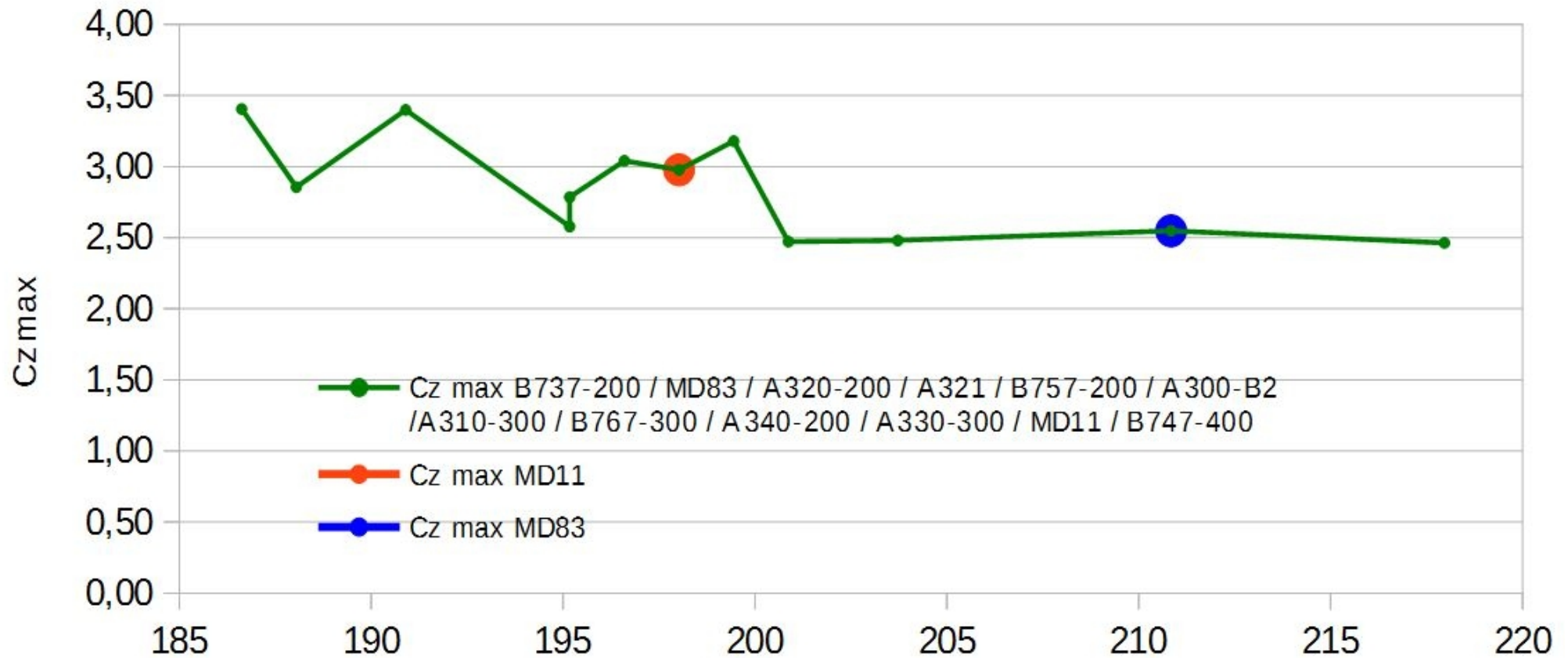
Cs = f(Delta m)



* Distance franchissable (maxi range) en fonction de laquelle est conçu l'avion.

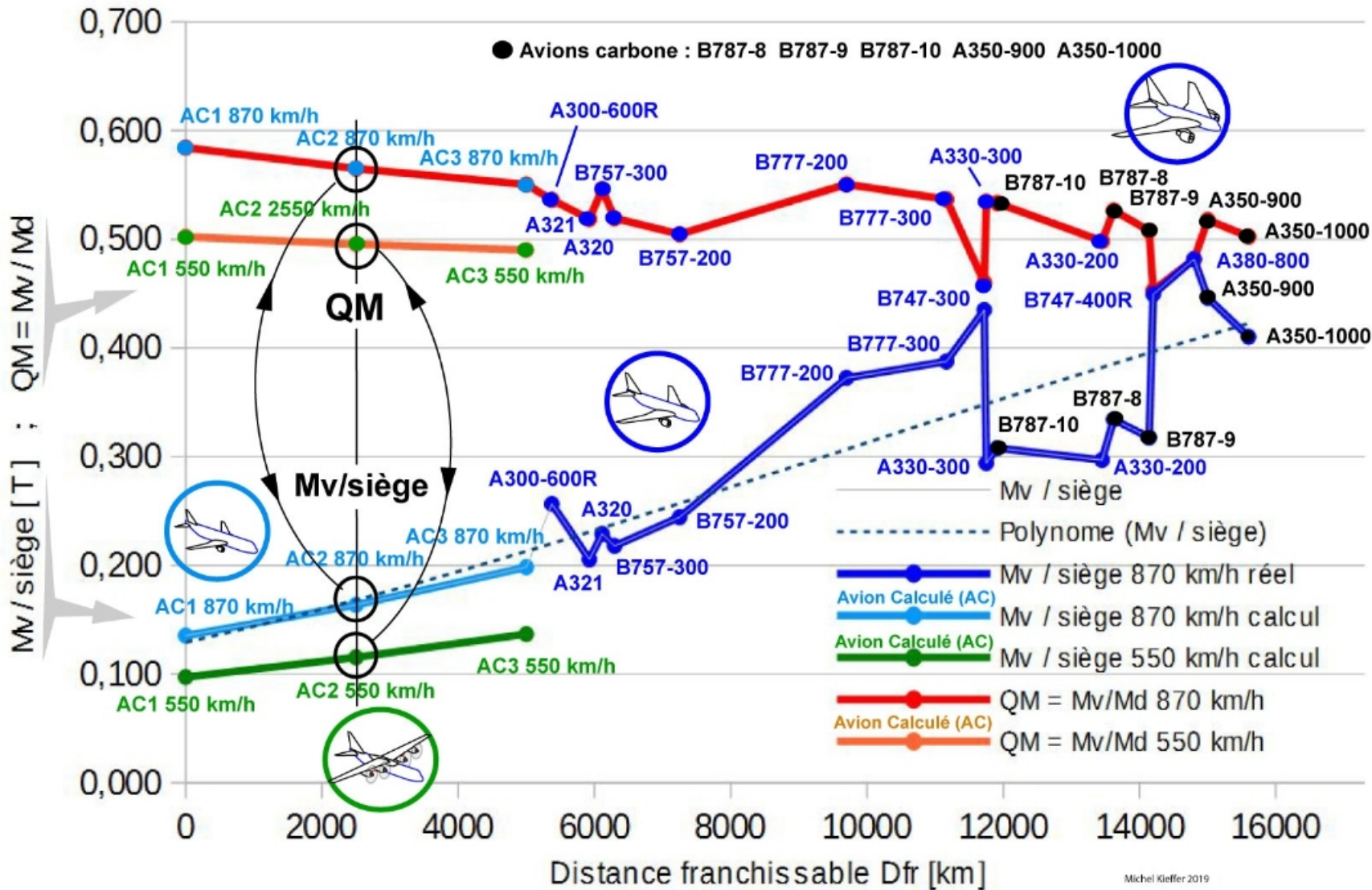
Analyse du rapport simplicité / efficacité de dispositifs hypersustentateurs

2019 > 2020

 $Cz \text{ max avions de transport} = f(V_{so})$


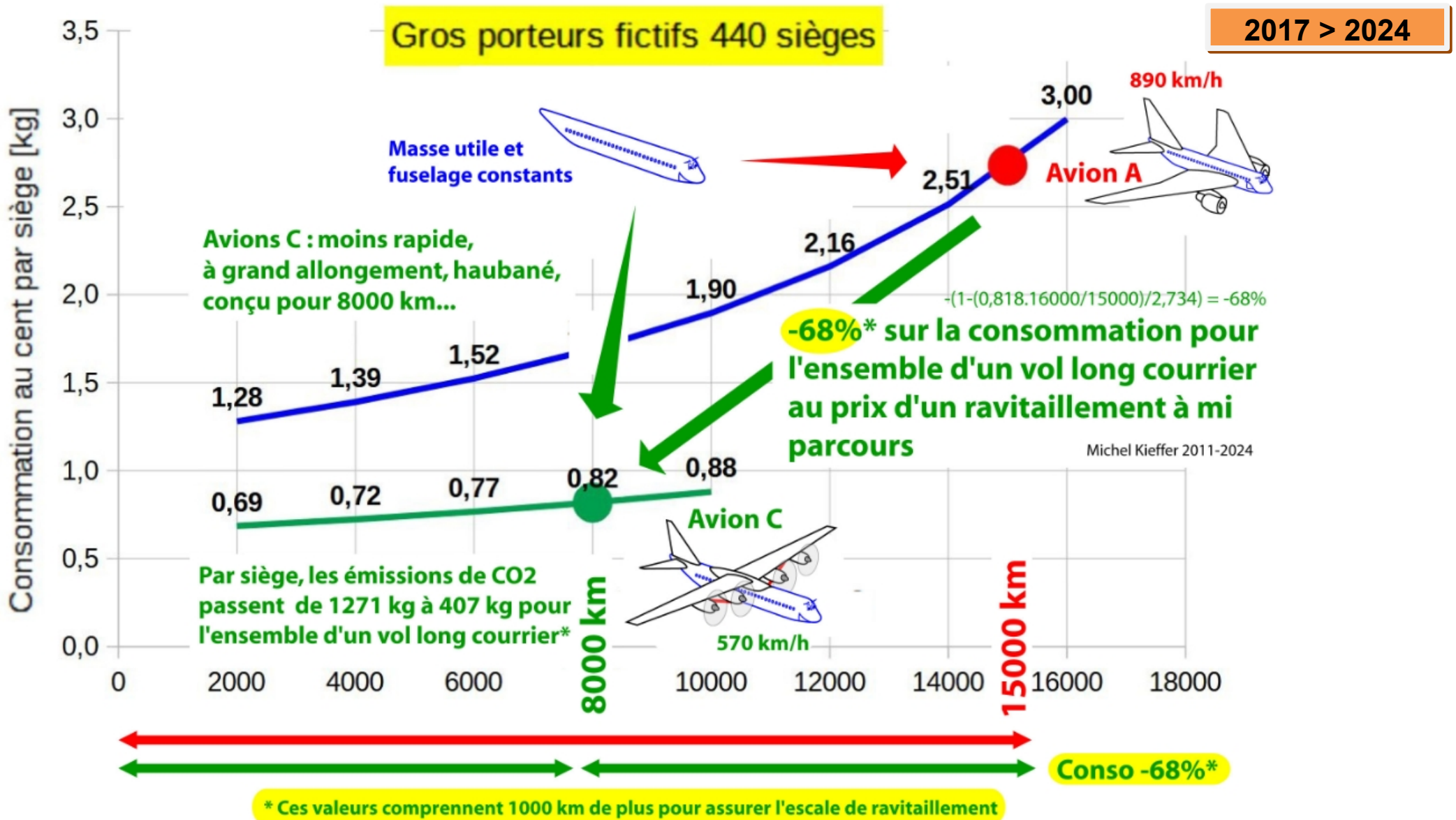
V_{so} [km/h] = vitesse de décrochage en configuration atterrissage
 (Stall speed or minimum flight speed in landing configuration)

Détermination et analyse de critères de qualité des avions de transport

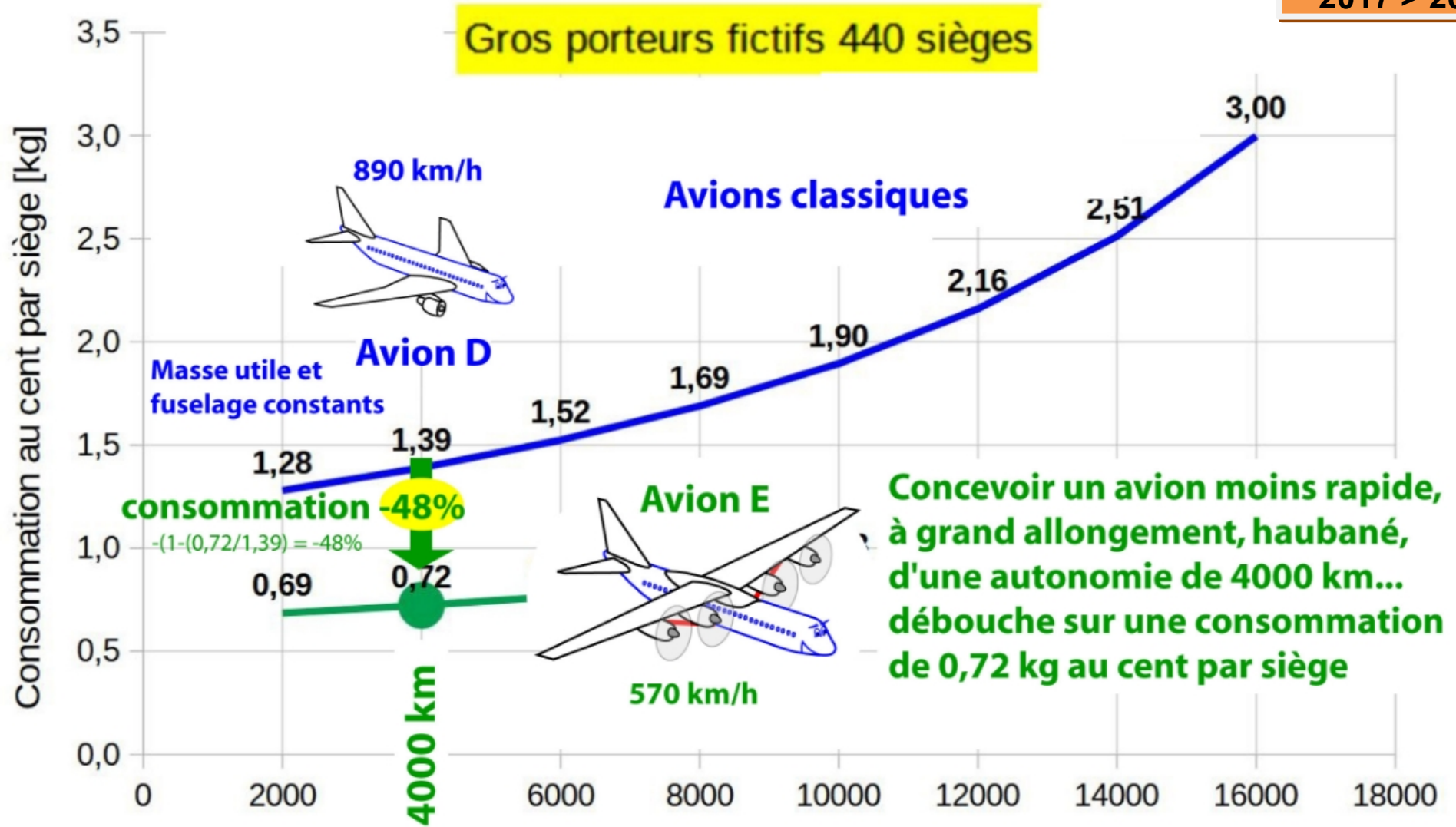


Mv (OEW) = masse à vide ; Md (MTOW) = masse max au décollage ; QM = qualité massique = Mv / Md

Recherche de nouveaux concepts pour les avions du futur

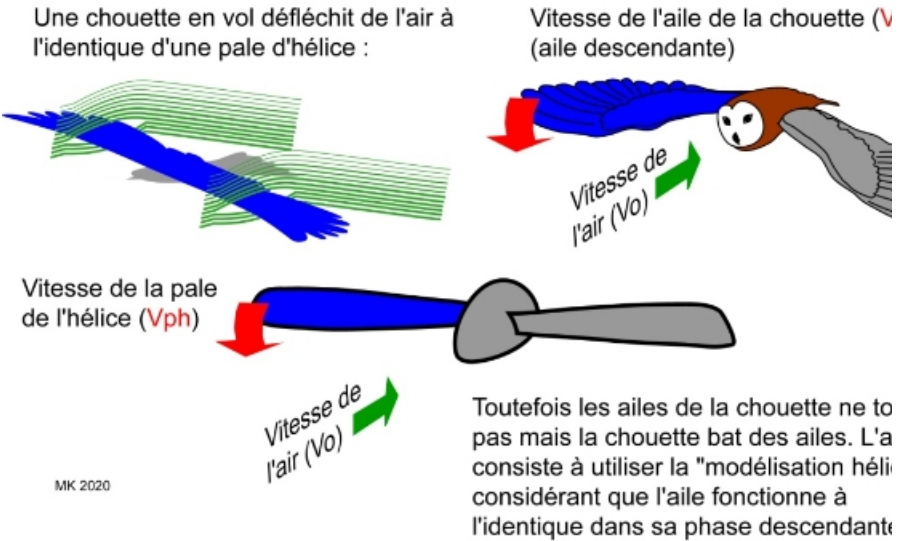
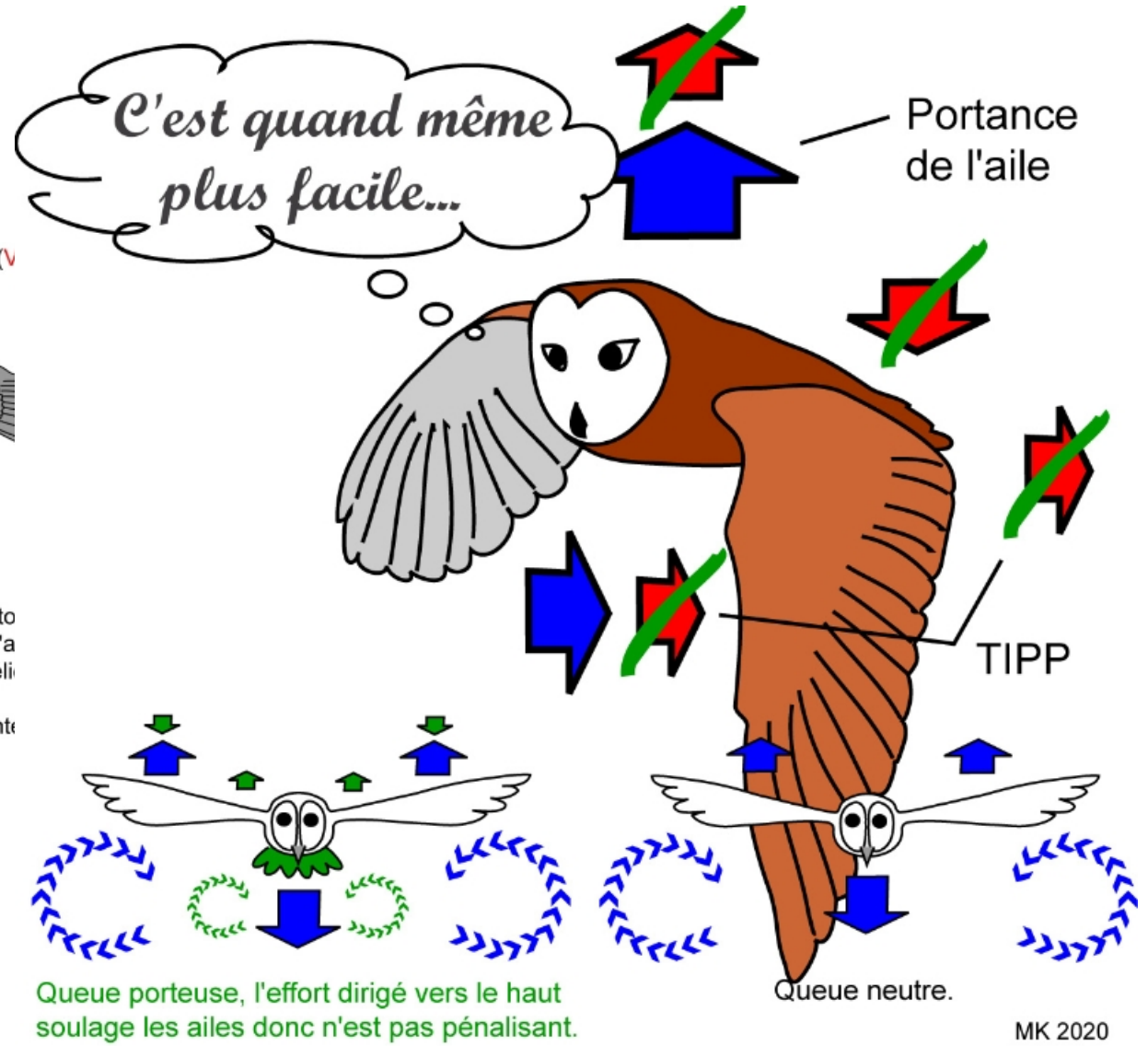


2017 > 2024



Bio mimétisme

2020 > 2024



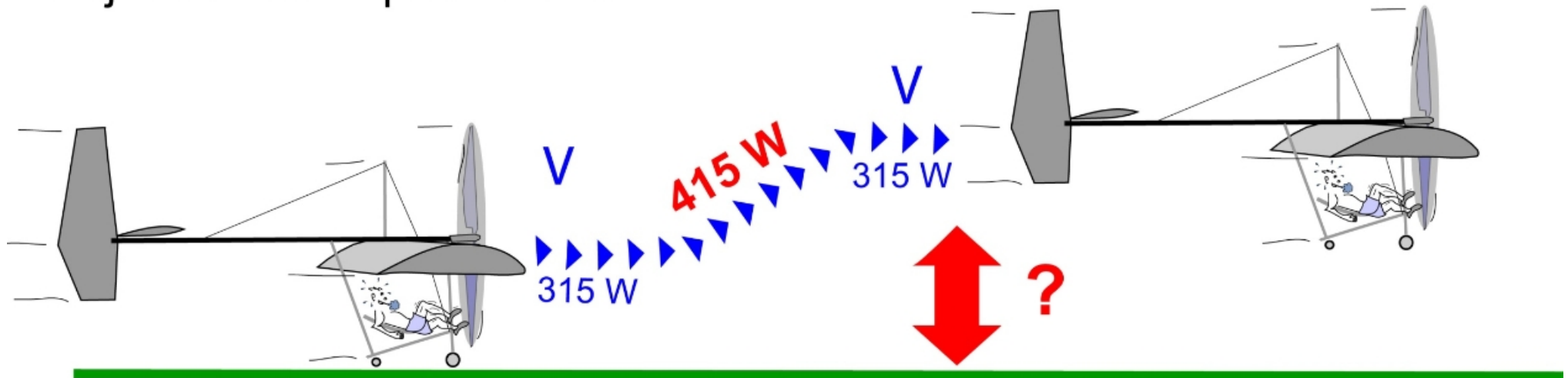
Quetzalcoatlus



Analyse du vol à propulsion humaine

2020

Rajouter 100 W pour monter



Définition d'un tableau de bord modulaire pour des avions légers

2022 > 2025

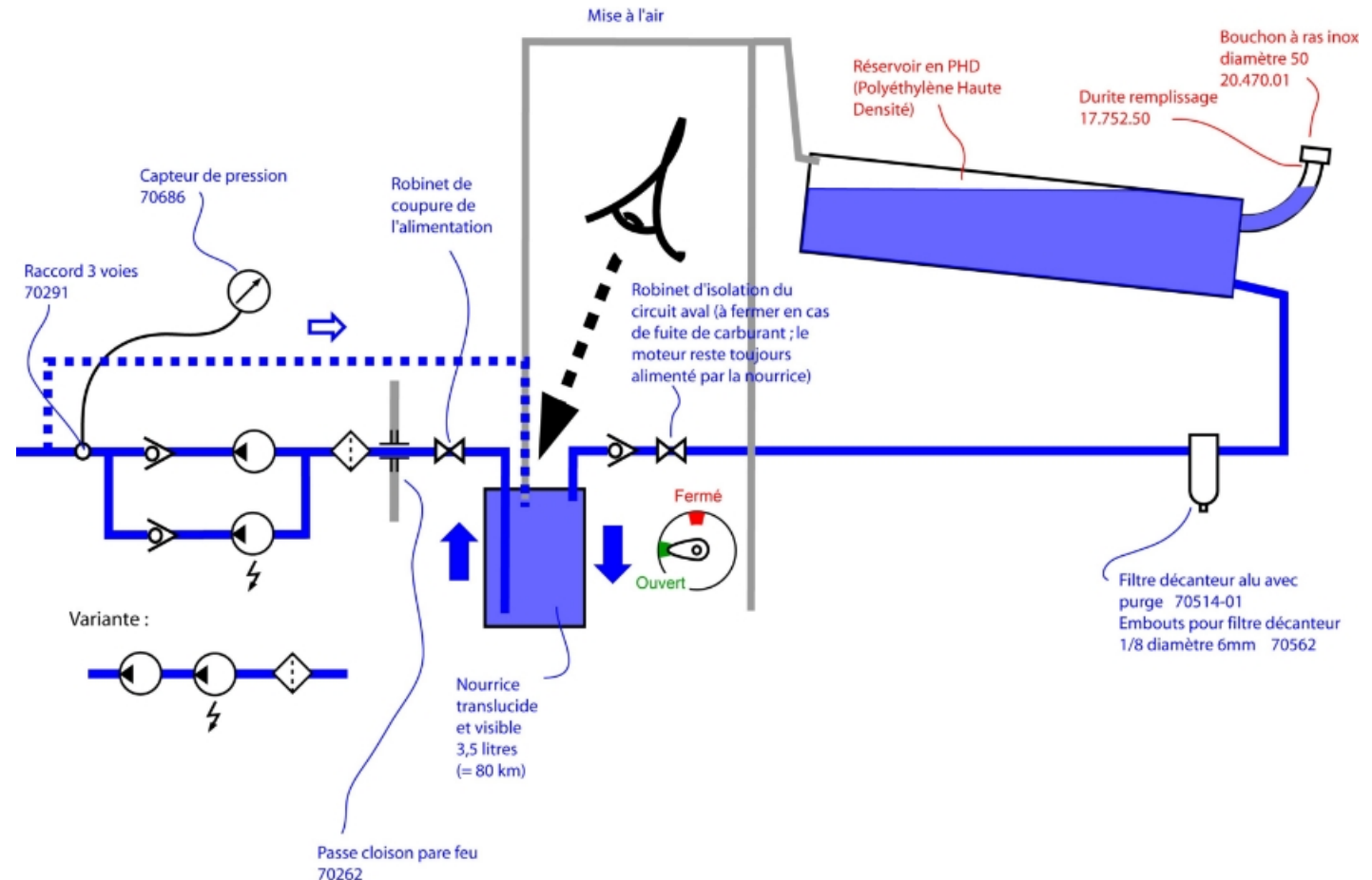
Réalisation d'un modèle évolutif et modulaire de tableau de bord d'avions légers. Il s'agit de concevoir une solution économique et particulièrement facile à contrôler et à maintenir.



Définition d'une alimentation en carburant pour avions légers

2022 > 2025

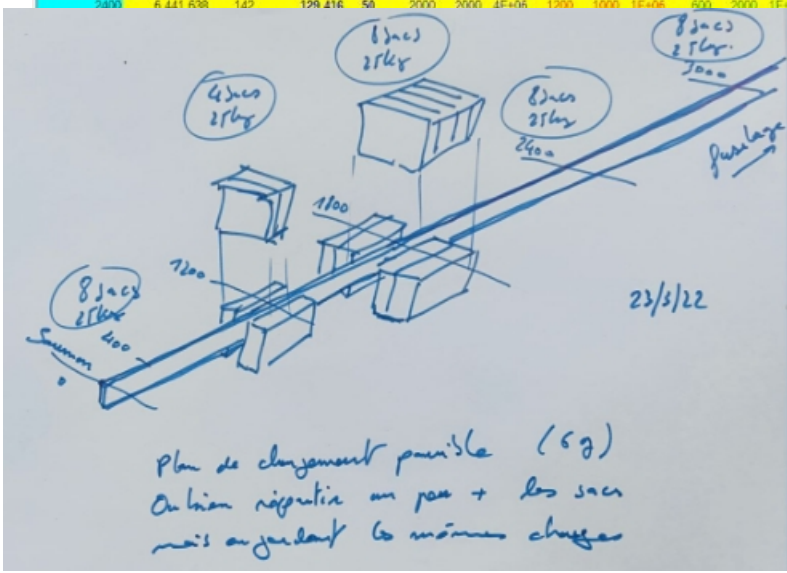
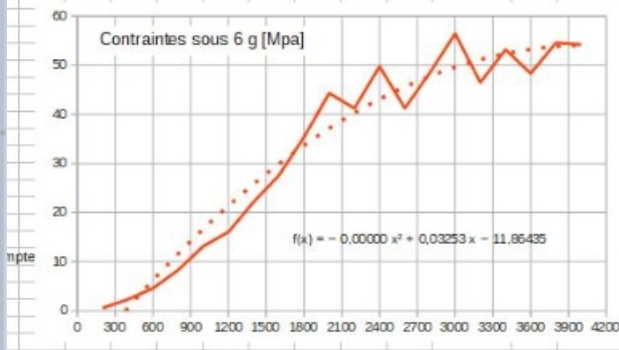
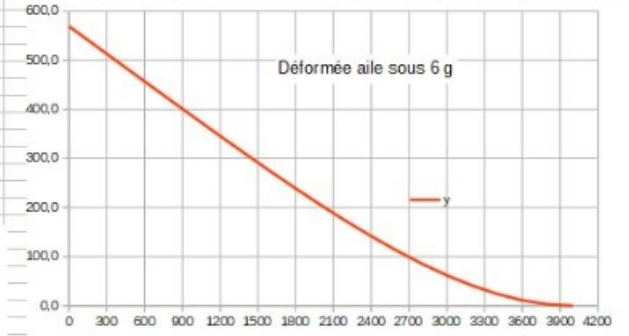
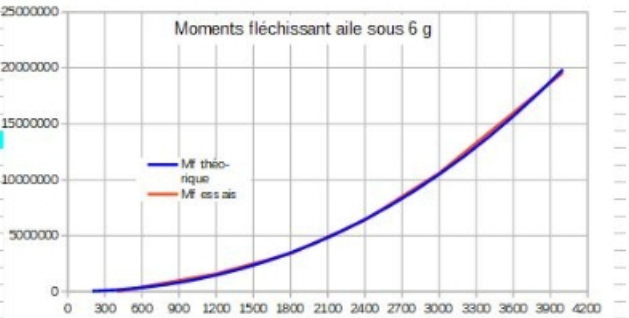
Développement d'un système d'alimentation en carburant avec une redondance d'ordre deux (pompe électrique + pompe mécanique). Ce sujet traite la gestion de la consommation de carburant, de sa quantité restante, de la filtration du carburant, de la gestion de la pression d'alimentation, du risque d'étincelles lié à l'électricité statique...



Calcul d'une aile d'avion léger sous réglementation CNRA, définition du processus d'essais et participation à la réalisation du dossier de certification

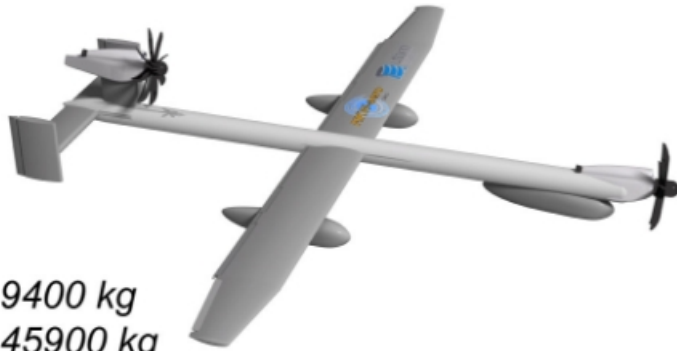
2022 > 2023

Mf et y_A3												Efforts appliqués pour les essais (N)											
Md =	500	kg, masse au décollage	200 kg localisés à 400 mm du saumon = 8 sacs de 25 kg									200 kg localisés à 1800 mm du saumon = 8 sacs de 25 kg											
Ma =	120.0	kg, masse aile	100 kg localisés à 1200 mm du saumon (1 pas 200 kg) = 4 sacs de 25 kg									200 kg localisés à 2400 mm du saumon = 8 sacs de 25 kg											
g =	9.81	m/s²	200 kg localisés à 3000 mm du saumon = 8 sacs de 25 kg									200 kg localisés à 3000 mm du saumon = 8 sacs de 25 kg											
n =	6.0	facteur de charge limite																					
Q1 =	3728	N, Q1 = (Mg-Ma) g n/6																					
l =	4000	mm, longueur demie envergure																					
E =	10000	N/mm² ou MPa (module d'Young)																					
i =	13 274940	mm² (moment quadratique, hypothèse : constante)																					
			b = 75 mm ; ép 2,5 mm ; h = 132 mm ; ép 16 mm																				
X (0 mm au saumon)	Mf théorique [mm.N]	y [mm]	l/v	sigma [MPa]	1	x	F	Mf	x	F	Mf	x	F	Mf	x	F	Mf	x	F	Mf	Mf essais total	delta	
0	569.1	532		66 902	1																		
200	37 899	532		66 902	1																		
400	134 082	494		66 902	2																		
600	352 277	457		76 767	5	200	2000	400000														400000	11.9
800	636 211	420		76 767	8	400	2000	800000														800000	20.5
1000	1 009 613	383		76 767	13	600	2000	1E+06														1200000	15.9
1200	1 476 209	346		91 930	16	800	2000	2E+06	0	2000	0											1600000	7.7
1400	2 039 728	309		91 930	22	1000	2000	2E+06	200	1000	200000											2200000	7.3
1600	2 703 898	274		98 114	28	1200	2000	2E+06	400	1000	400000											2800000	3.4
1800	3 472 446	239		98 114	35	1400	2000	3E+06	600	1000	600000	0	2000	0								3400000	-2.1
2000	4 349 100	205		98 114	44	1600	2000	3E+06	800	1000	800000	200	2000	400000								4400000	1.2
2200	5 337 588	172		129 416	41	1800	2000	4E+06	1000	1000	1E+06	400	2000	800000								5400000	1.2
2400	6 441 638	142		129 416	50	2000	2000	4E+06	1200	1000	1E+06	600	2000	1E+06	0	2000	0					6400000	-0.7
2600						200	2000	400000														7800000	1.7
2800						400	2000	800000														9200000	2.1
3000						600	2000	1E+06	0	2000	0											10600000	1.1
3200						800	2000	2E+06	200	2000	400000											12400000	2.5
3400						1000	2000	2E+06	400	2000	800000											14200000	2.6
3600						1200	2000	2E+06	800	2000	1E+06	0	0	0								16000000	1.9
3800						1400	2000	3E+06	800	2000	2E+06	200	0	0								17800000	0.5
4000						1600	2000	3E+06	1000	2000	2E+06	400	0	0								19600000	-1.4



Définition d'un concept d'avion de transport multi-missions

2022 > 2023

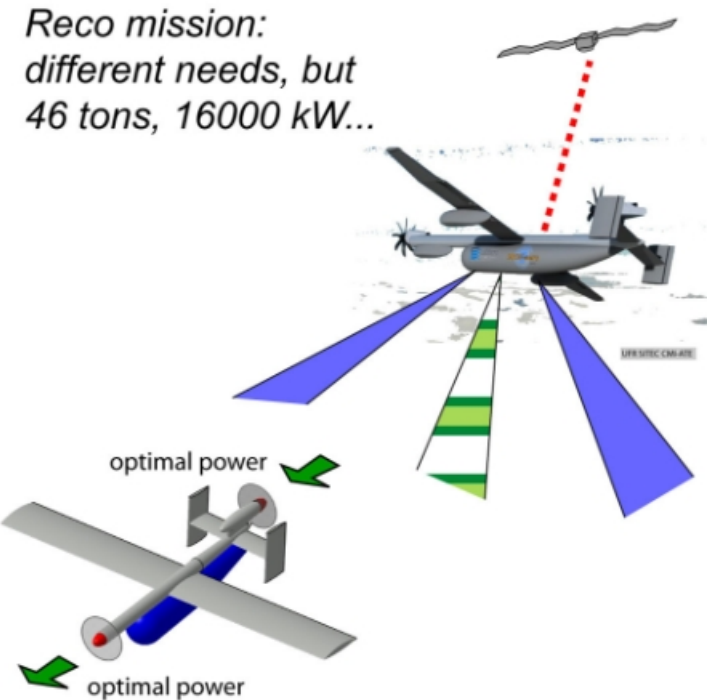
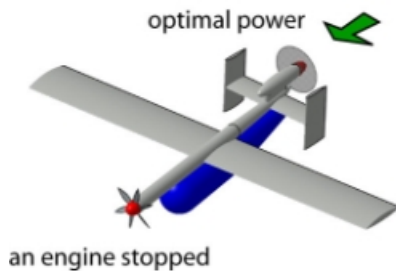
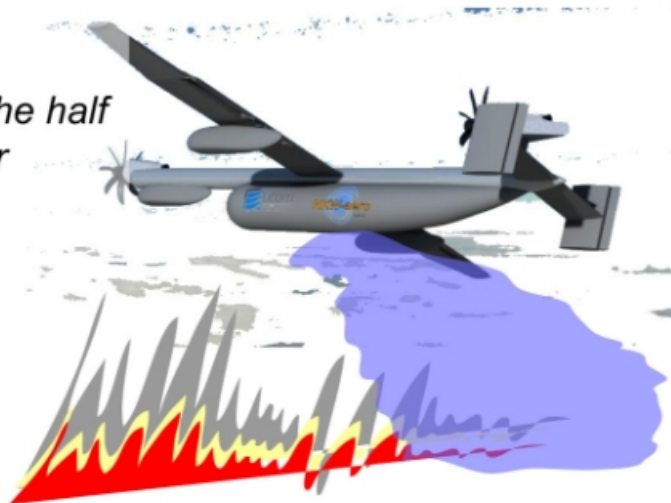


Single carrier:

- empty mass: 19400 kg
- take off mass: 45900 kg
- installed power: 2x8200 kW, 2 TP400
- wing area: 118 m²



Water mission:
different needs,
but 46 tons, 8000 kW (the half
of the nominal power for
cruise) =>
an engine stopped:



Autres sujets spécialisés par matières, extraits :

Électronique et énergétique :

- 1- Détermination de la SER de l'avion 6 (voilure composite et fuselage bois) ;
- 2- Autopilote à destination de l'ensemble des avions de VdA en essais ou en développement y compris une version (non certifiée) pour l'avion biplace ;
- 3- Alimentation photovoltaïque du drone électro solaire (avion 2.2) ;
- 4- Fonctionnement de composants électroniques et systèmes à très basses températures (-70°C) : définition d'isolations adaptées, choix de matériaux et de technologies adaptés...
- 5- Capteur d'incidence à destination de tous les avions ;
- 6- Communication à distance drone / sol ;
- 7- Transpondeur ;
- 8- Missions embarquées ;
- 9- Avions de transport H2 (cf. étude réalisé sur les avions légers H2) ;
- 10- Propulsion électrique pour les avions hybrides de transport régional ;

11- Détermination des modes propres d'un avion par pots vibrants ;

...

Mécanique, études CFD :

12- Détermination du C_z max de l'aile composite hypersustentée ;

13- Détermination du C_{xo} des avions réalisés ;

14- Étude sur l'impact des winglets et saumons d'ailes ;

15- Étude sur les interactions aile / fuselage ;

16- Étude sur la traînée de refroidissement ;

17- Détermination de l'impact des rétreints de fuselages sur le C_{xo} ;

18- Détermination d'entrées d'air simples et générant le minimum de traînée parasite ;

19- Évaluation de l'impact des discontinuités de forme sur le C_{xo} ;

20- Analyse des turbulateurs (prévention des décollements de couche limite) :
implantation, forme, surface, incidence... optimales ;

21- Analyse des générateurs de tourbillons (protection des ailerons lors des décrochages à l'identique des cloisons de décrochage) : implantation, forme, surface, incidence... optimales ;

22- Analyse de la configuration aile soufflée ;

23- Détermination de la traînée parasite d'une hélice en moulinet (donc sans puissance sur arbre) ;

...

Mécanique, études MEF :

24- Aile composite, choix des technologies, dimensionnements et essais ;

25- Impact des déformations d'une aile sur le débattement des surfaces mobiles ;

26- Analyse du niveau de corrélation entre calculs analytiques, numériques et mesures lors des essais ;

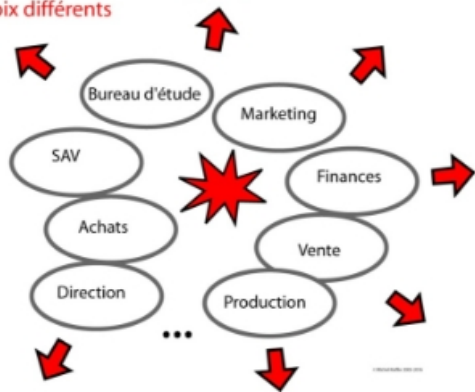
...

5- Conclusion

Ces réalisations nécessitent de délivrer de nombreux enseignements au fil des besoins des projets. Ce mode d'enseignement complète les enseignements académiques de manière particulièrement motivante pour les étudiants. Les compétences développées concernent les domaines de la mécanique, de l'énergétique et de l'électronique complétés par le management de projet tel que présenté page suivante.

Management de projet, méthodes de créativité, définition des besoins, recherche et choix de solutions, planification optimale... dans un esprit de réduction des coûts par la simplification des systèmes :

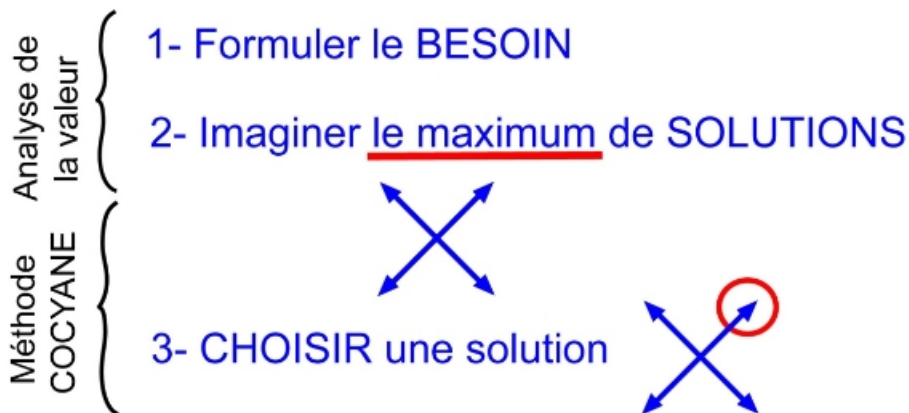
Spécialités différentes = perceptions différentes = choix différents



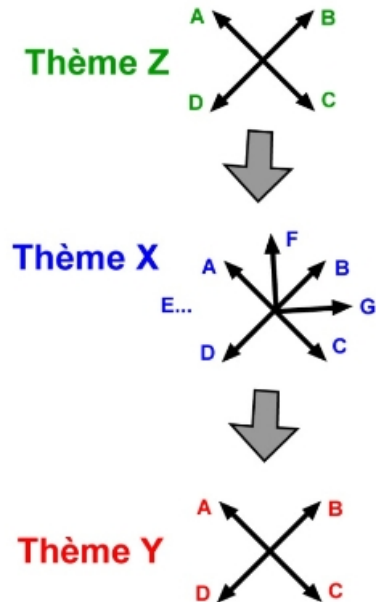
L'objectif de l'analyse multicritères est de donner une vision globale à tous. Ceci est le préalable pour arriver à une décision partagée.



Processus global quel que soit le sujet :



Ordonner les carrefours stratégiques entre eux



- 1- Besoins
- 2- Solutions
- 3- Choisir