

## Etude préliminaire d'avionnage du moteur Subaru 2.0D

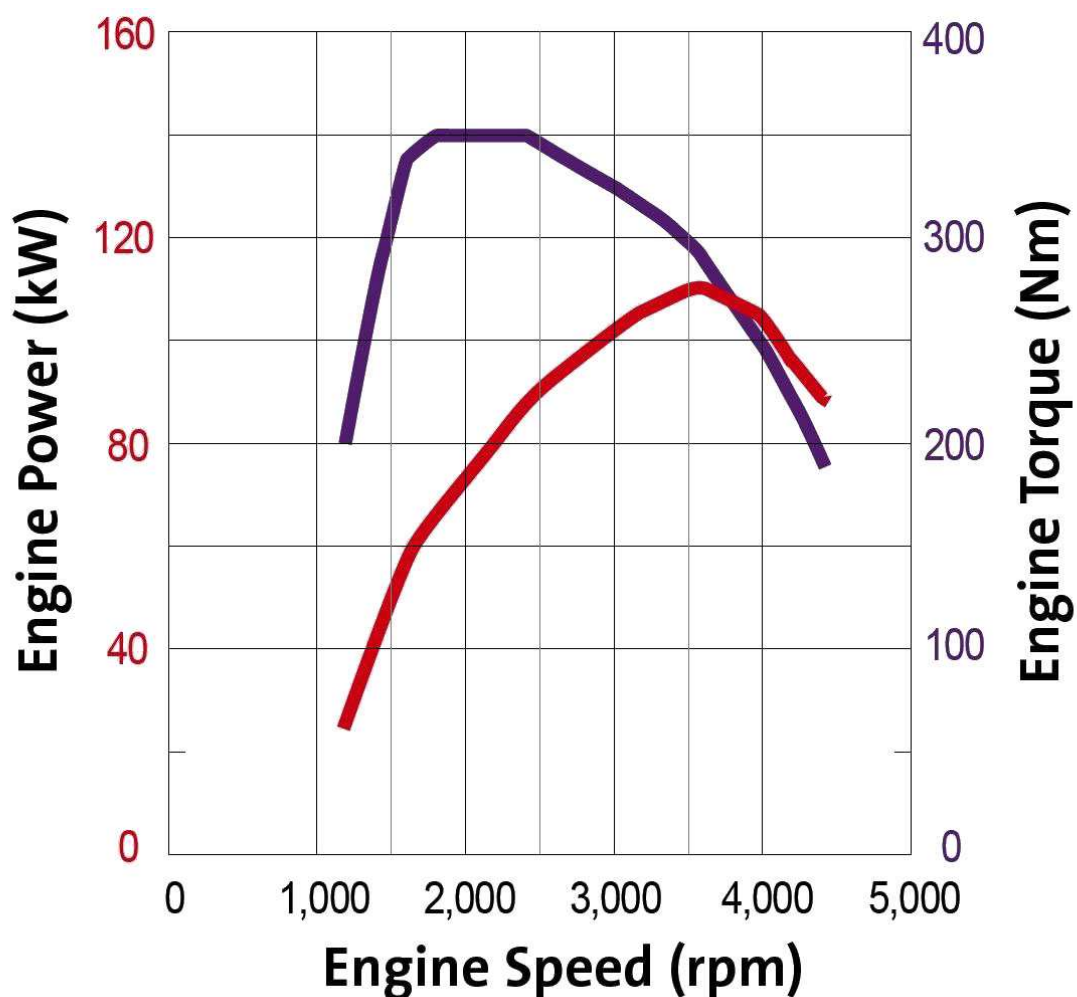
Ce que nous connaissons de ce moteur est relativement limité, mais c'est déjà suffisant pour avancer.

Ce moteur pèse 136 kg à sec, sans embrayage. A cette masse, il faut rajouter :

- L'huile : 3 à 4 kg
- Le système de refroidissement : 10 à 15 kg
- L'échappement et silencieux : 3 à 5 kg
- L'arbre, le palier/butée et plateau porte hélice : 3 à 5 kg

Soit un total compris entre 155 et 165 kg, pour une puissance de 110 kW (environ 150 HP).

L'information la plus précieuse, c'est la courbe de couple et de puissance en fonction de la vitesse de rotation.



A partir de cette courbe, on va pouvoir étudier et comparer trois solutions différentes, et les comparer entre elles :

- 1/ le montage de l'hélice en prise directe sur le vilebrequin
- 2/ le montage d'un réducteur entre le moteur et l'hélice
- 3/ le montage d'un convertisseur de couple hydraulique avec un embrayage de solidarisation entre le moteur et l'hélice.

## Montage de l'hélice en prise directe

Le montage de l'hélice en prise directe sur le vilebrequin est évidemment la solution la plus simple, et la plus légère.

Comme l'hélice tourne toujours à la même vitesse que le moteur, contrairement aux deux autres cas, on se trouve dans un cas relativement plus simple que les suivants. Mais il nous faut tout de même déterminer à quel régime nous voulons faire tourner le moteur.

### **Cas « Pleins Gaz »**

Intéressons nous d'abord au cas du décollage et de la montée où le moteur est « pleins gaz » et donc quelque part sur la courbe de couple et de puissance maximale du moteur.

Le but n'est pas de tirer la plus grande puissance possible du moteur, mais d'obtenir, pour toute la plage de vitesse de déplacement de l'avion, la plus forte traction de la part de l'hélice ou, ce qui revient au même, la plus grande puissance utile possible.

Pour fonctionner correctement sans faire trop de bruit, la vitesse en bout de pale de l'hélice doit être de l'ordre de 70% de la vitesse du son. C'est la valeur que j'ai prise pour tout le reste de l'étude. Cela implique que le diamètre de l'hélice est inversement proportionnel à sa vitesse de rotation, et en l'occurrence inversement proportionnel à la vitesse de rotation du moteur.

Or la traction de l'hélice n'est jamais que la force de réaction de l'accélération de la masse d'air qui la traverse par unité de temps. Pour une vitesse de vol et une altitude données, cette masse d'air est donc proportionnelle à la surface du disque balayé par l'hélice, ou encore au carré de diamètre de l'hélice.

Or comme ce diamètre est inversement proportionnel à la vitesse de rotation du moteur, cela revient à dire que la masse d'air accélérée par unité de temps est inversement proportionnelle au carré de la vitesse maximale de rotation du moteur.

Or si accélérer un kg d'air par seconde de un mètre par seconde produit exactement la même traction (1 Newton) que d'accélérer un demi kg d'air par seconde de deux mètres par seconde, cela ne demande pas la même dépense de puissance. En effet, doubler l'écart de vitesse entre entrée et sortie d'une même masse nécessite un quadruplement de la puissance, alors que la réduction de moitié de la masse accélérée ne représente qu'une réduction également de moitié de la puissance. La traction de 1 Newton obtenue par l'accélération de 2 mètres par seconde de 500 grammes d'air par seconde coûte deux fois plus de puissance que si elle est obtenue par l'accélération de 1 mètre par seconde d'un kilogramme d'air par seconde.

Donc, dans l'absolu, une grande hélice qui accélère très peu une large veine d'air a un meilleur rendement qu'une petite qui doit accélérer beaucoup la petite veine d'air qui la traverse.

#### Dans la réalité, ce n'est pas tout à fait aussi simple :

D'une part, la masse d'air traversée par le disque de l'hélice par unité de temps augmente avec la vitesse. A grande vitesse de vol, une petite hélice sera traversée par suffisamment d'air pour qu'elle ait à l'accélérer relativement peu, et que son rendement ne soit pas trop calamiteux.

D'autre part, une grande hélice a tendance à peser lourd et à avoir une grande surface mouillée et les frottements visqueux font chuter le rendement.

En conclusion, le diamètre doit être adapté à la composante de vitesse de l'air selon l'axe de traction : Grand quand cette vitesse est faible (cas du rotor principal d'un hélicoptère) et petit quand la vitesse est importante (cas de la tuyère d'un avion supersonique).

Dans notre cas d'un avion léger et d'un moteur d'origine automobile qui n'a pas été conçu pour un usage aéronautique, le choix du diamètre de l'hélice fixée en prise directe sur le vilebrequin est le compromis entre les deux cas extrêmes suivants :

- Un moteur qui tourne à son régime de plus grande puissance (3600 t/min dans notre cas), mais une hélice de diamètre limité qui gaspille une part importante de la puissance disponible (110 kW)
- Une hélice de grand diamètre, qui transforme efficacement en traction la puissance fournie par le moteur, mais qui limite également la vitesse de rotation et donc la puissance que peut développer le moteur.

L'optimum est entre les deux... mais où ?

C'est l'objet du calcul suivant.

La courbe de puissance montre qu'un régime moteur de 2300 t/min ne permet plus au moteur que de produire une puissance de 84,3 kW soit 113 HP. Cette valeur est suffisamment basse pour qu'on puisse considérer que, même si une hélice de grand diamètre est plus efficace qu'une petite, la meilleure solution soit à un régime de rotation plus élevé.

La courbe de puissance montre également que la puissance maximale de 110 kW est atteinte à 3600 t/min. Faire tourner le moteur plus vite impliquerait à la fois une réduction de la puissance disponible et une hélice encore plus petite qui serait moins efficace.

L'étude se limite donc à la plage de vitesse de rotation de 2300 à 3600 t/min, par pas de 50 t/min.

Pour chaque vitesse de rotation, on calcule le diamètre de l'hélice pour que la vitesse en bout de pale soit de Mach 0,7. Avec ce diamètre hélice, on calcule la surface du disque balayé par l'hélice. A cette vitesse de rotation correspond également une puissance maximale que peut délivrer le moteur.

A partir de chaque couple de donnée (Surface du disque balayé par l'hélice ; puissance disponible) on peut calculer, pour chaque vitesse propre de l'avion, la puissance de traction générée par l'hélice.

Mach 0,7 t/min	Dia hélice (m)	Surf hélice (m²)	Puissance (kW)	Meilleure puissance utile possible (kW) en fonction de la vitesse propre (km/h)													Moyenne (kW)
				20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	
2300,00	1,98	3,07	84,30	17,276	31,494	42,821	51,548	58,068	62,824	66,240	68,679	70,425	71,683	72,602	73,281	73,791	58,518
2350,00	1,93	2,94	86,13	17,309	31,622	43,096	52,003	58,715	63,654	67,231	69,805	71,658	73,001	73,986	74,716	75,265	59,389
2400,00	1,89	2,82	87,96	17,340	31,745	43,361	52,443	59,343	64,462	68,201	70,910	72,873	74,303	75,356	76,139	76,730	60,247
2450,00	1,86	2,70	89,25	17,296	31,722	43,413	52,610	59,646	64,905	68,772	71,593	73,648	75,153	76,264	77,093	77,720	60,756
2500,00	1,82	2,60	90,51	17,251	31,693	43,453	52,760	59,926	65,321	69,315	72,246	74,394	75,973	77,143	78,020	78,684	61,245
2550,00	1,78	2,50	91,75	17,205	31,659	43,484	52,893	60,185	65,711	69,829	72,871	75,110	76,765	77,996	78,920	79,622	61,712
2600,00	1,75	2,40	92,96	17,157	31,620	43,504	53,011	60,423	66,076	70,316	73,466	75,798	77,528	78,820	79,793	80,534	62,158
2650,00	1,72	2,31	94,15	17,108	31,577	43,516	53,114	60,641	66,417	70,777	74,034	76,457	78,264	79,617	80,640	81,420	62,583
2700,00	1,68	2,23	95,32	17,057	31,530	43,518	53,203	60,840	66,735	71,211	74,574	77,089	78,971	80,387	81,460	82,281	62,989
2750,00	1,65	2,15	96,47	17,006	31,478	43,512	53,279	61,021	67,031	71,620	75,087	77,693	79,652	81,130	82,254	83,116	63,375
2800,00	1,62	2,07	97,60	16,953	31,422	43,497	53,341	61,184	67,305	72,005	75,575	78,270	80,305	81,846	83,021	83,925	63,742
2850,00	1,59	2,00	98,70	16,900	31,363	43,475	53,391	61,329	67,558	72,366	76,036	78,821	80,932	82,536	83,763	84,709	64,091
2900,00	1,57	1,93	99,78	16,845	31,300	43,446	53,429	61,458	67,790	72,703	76,472	79,345	81,532	83,200	84,479	85,467	64,421
2950,00	1,54	1,86	100,84	16,790	31,233	43,409	53,456	61,572	68,003	73,018	76,884	79,845	82,106	83,838	85,170	86,201	64,733
3000,00	1,52	1,80	101,88	16,733	31,164	43,366	53,471	61,670	68,197	73,311	77,272	80,318	82,655	84,450	85,835	86,909	65,027
3050,00	1,49	1,74	102,89	16,676	31,091	43,316	53,477	61,754	68,373	73,583	77,637	80,768	83,179	85,037	86,475	87,593	65,304
3100,00	1,47	1,69	103,88	16,617	31,015	43,260	53,472	61,823	68,531	73,834	77,979	81,193	83,678	85,599	87,090	88,252	65,565
3150,00	1,44	1,64	104,63	16,534	30,889	43,130	53,370	61,774	68,550	73,930	78,152	81,439	83,989	85,966	87,505	88,707	65,887
3200,00	1,42	1,58	105,34	16,450	30,760	42,993	53,257	61,711	68,552	74,005	78,301	81,659	84,272	86,305	87,891	89,133	66,192
3250,00	1,40	1,54	106,03	16,364	30,628	42,851	53,135	61,633	68,536	74,059	78,427	81,853	84,529	86,617	88,249	89,531	66,487
3300,00	1,38	1,49	106,68	16,278	30,494	42,702	53,004	61,543	68,503	74,093	78,530	82,022	84,759	86,901	88,580	89,901	66,767
3350,00	1,36	1,45	107,31	16,191	30,356	42,548	52,863	61,439	68,454	74,107	78,610	82,167	84,963	87,158	88,883	90,244	67,034
3400,00	1,34	1,40	107,91	16,103	30,216	42,389	52,714	61,324	68,388	74,102	78,668	82,288	85,142	87,389	89,159	90,558	67,294
3450,00	1,32	1,36	108,47	16,014	30,073	42,224	52,556	61,196	68,307	74,077	78,705	82,385	85,296	87,594	89,408	90,846	67,544
3500,00	1,30	1,32	109,01	15,925	29,927	42,054	52,389	61,056	68,211	74,035	78,721	82,459	85,425	87,773	89,631	91,107	67,785
3550,00	1,28	1,29	109,52	15,834	29,779	41,879	52,215	60,905	68,100	73,975	78,717	82,511	85,530	87,926	89,828	91,341	68,012
3600,00	1,26	1,25	110,00	15,743	29,629	41,699	52,033	60,743	67,975	73,897	78,692	82,541	85,612	88,055	89,999	91,548	68,231

Remarque : Dans ce calcul, on a fait l'hypothèse que l'hélice est optimisée chaque fois pour le point que l'on calcule. Dans la réalité, une hélice à pas fixe optimisée pour une vitesse donnée serait moins efficace pour les autres vitesses. Dans la mesure où le vrillage de la

pale est optimal pour un pas donné, même une hélice à pas variables serait un peu moins efficace pour les autres vitesses que celle pour la quelle elle est optimisée. Malgré cette erreur systématique, on a fait le choix de cette manière de calculer la puissance disponible pour ne privilégier aucune vitesse par rapport à une autre et pour pouvoir comparer les différents régimes de rotation entre eux.

Pour chaque vitesse propre, la plus grande puissance de traction a été surlignée en vert. On voit que pour les très faibles vitesses, les plus grandes puissances de tractions sont obtenues avec une hélice de grand diamètre dont le rendement est bon, malgré une puissance réduite côté moteur. A l'inverse, pour les vitesses propres élevées, le rendement des petites hélices est suffisant pour tirer profit de la puissance que développe le moteur à son régime de meilleure puissance (3600 t/min). On voit donc que le choix du diamètre de l'hélice, comme celui du pas d'une hélice à pas fixe, est un compromis entre les performances aux faibles vitesses (longueur du roulage, montée) et celles aux grandes vitesses (croisière).

Ce calcul montre clairement le maximum de puissance de traction, à ne pas confondre avec le meilleur rendement énergétique : Une petite hélice permet au moteur de tourner plus vite et donc de produire plus de puissance, mais en même temps, le rendement propulsif diminue puisque la surface du disque et donc la masse d'air accélérée par unité de temps diminue. L'optimum de rendement énergétique est plus difficile à calculer dans la mesure où il faut tenir compte de la masse du moteur et de la traînée induite par ce poids. Avoir un moteur lourd sous employé pour conserver un bon rendement hélice serait un non-sens car son poids grèverait le bilan énergétique. Cependant, on peut considérer que les périodes où on demande la pleine puissance au moteur (décollage, montée initiale) sont de courte durée comparées à la durée de la croisière. Le critère principal est donc bien la puissance de traction qui permet les performances de distance de roulage au décollage et de pente de montée, et non le rendement énergétique.

## ***Cas de la croisière***

Pour un avion léger, la puissance continue du moteur en croisière est normalement de 75% de la puissance au décollage. Il existe un régime de « croisière économique » où une réduction de la puissance aux environs de 65 % de la puissance de décollage permet de consommer moins de carburant sur la distance, et donc d'augmenter la distance franchissable.

Un moteur d'automobile est, en moyenne, beaucoup moins sollicité qu'un moteur d'avion. Dans la circulation, le fait de « mettre le pied au plancher » fait tourner le moteur assez près de son maximum de couple, mais il faut simultanément que le régime de rotation soit élevé pour que la puissance soit proche du maximum. Seules les longues côtes nécessitent de maintenir le « pied au plancher », dans tous les autres cas, cela ne dure pas plus de quelques secondes. D'autre part une fois lancé, le véhicule n'a besoin que de très peu de puissance pour maintenir sa vitesse. Le pied du conducteur se fait plus léger et le rapport de boîte relativement long qui fait tourner le moteur lentement, limite la puissance disponible.

L'avionnage d'un moteur d'automobile consiste donc aussi à choisir la puissance continue (de croisière) et le point correspondant de fonctionnement du moteur.

Les contraintes sur le moteur sont essentiellement mécaniques et thermiques.

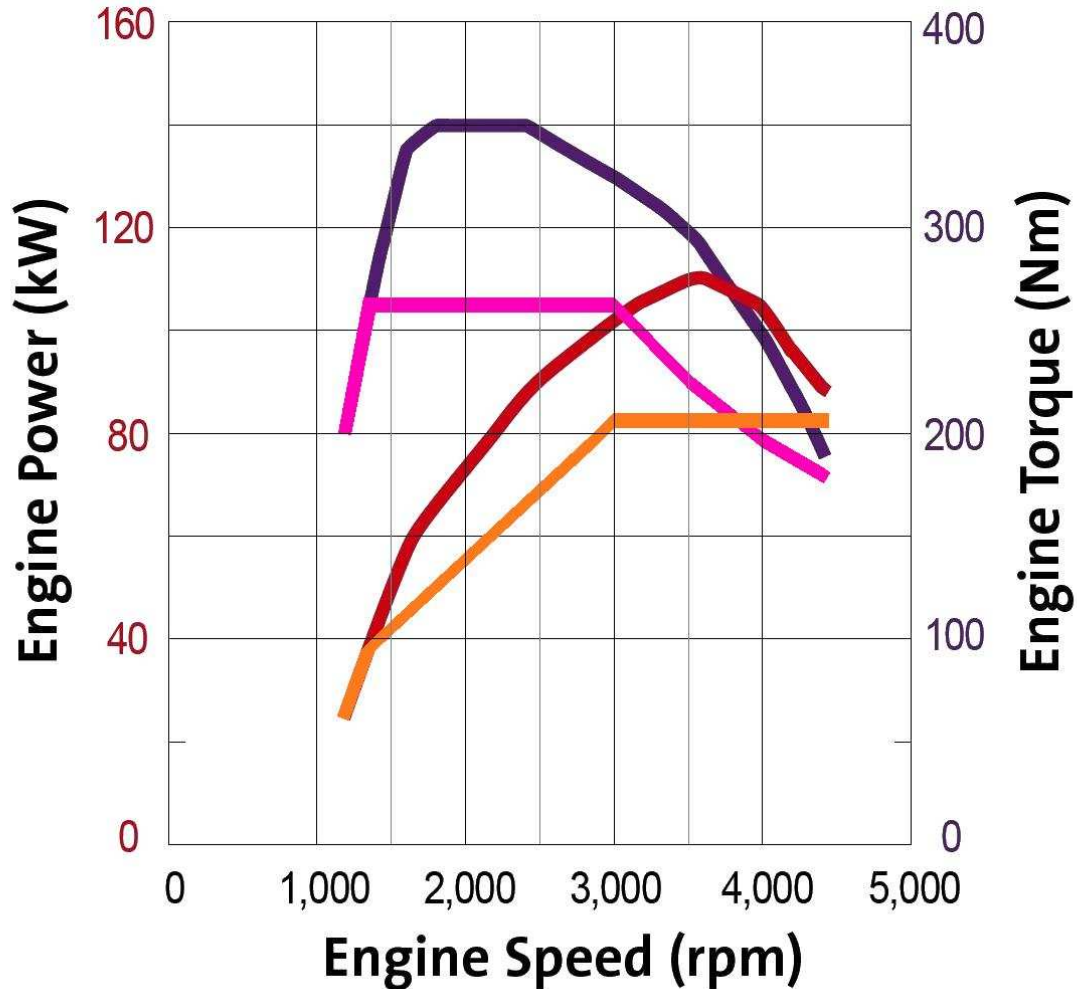
- Pour prendre en compte les contraintes mécaniques, le plus simple est de limiter le couple à une fraction du couple maximum que peut supporter le moteur. On limite donc le vieillissement par fatigue des pièces mécaniques.
- En ce qui concerne les contraintes thermiques, on doit prendre en compte le point de fonctionnement du moteur (beaucoup plus exigeant que ceux du fonctionnement

roulier) pour dimensionner le système de refroidissement. Mais il est également nécessaire de limiter la puissance du moteur.

Pour la suite, on va donc limiter la plage de fonctionnement continu par les deux critères :

- Couple limité à 75% du couple maximal, soit  $350 \times 0,75 = 262,5 \text{ Nm}$
- Puissance limitée à 75% de la puissance maximale, soit  $110 \times 0,75 = 82,5 \text{ kW}$

Cela se traduit par la courbe de couple et de puissance suivante :



Avec ces nouvelles données, on calcule de nouveau pour chaque vitesse de rotation, le diamètre hélice, la surface balayée par celle-ci et la puissance de traction pour la plage de vitesse comprise entre 20 km/h (qui correspond au tout début du roulage, pour peu qu'il y ait un peu de vent) à 260 km/h.

Ce qui apparaît immédiatement, c'est que la meilleure puissance utile continue est obtenue pour un régime de rotation de 3000 t/min, quelle que soit la vitesse propre de l'avion. Cela est dû au fait qu'en dessous de ce régime, la limitation de couple est trop contraignante pour qu'une plus grande hélice puisse avoir une puissance utile aussi importante. Au-dessus de ce régime, la limitation de puissance constante disqualifie toutes les hélices plus petites dont le rendement est nécessairement moins bon.

La solution qui s'impose pour tirer le maximum de puissance d'un moteur Subaru BoxerD 2.0L en prise directe est donc une hélice de 1,52 m et un régime de rotation de 3000 t/min. Dans cette configuration, on voit sur le tableau des résultats « Pleins gaz » que cette solution (ligne jaune) est un bon compromis entre les performances à basse et à grande vitesse.

Mach 0,7	Dia hélice t/min	Dia hélice (m)	Surf hélice (m²)	Puissance (kW)	Meilleure puissance utile continue (kW) en fonction de la vitesse propre (km/h)													Moyenne (kW)
					20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	
2300,00	1,98	3,07	63,22	14,132	25,499	34,285	40,810	45,491	48,766	51,031	52,596	53,686	54,455	55,007	55,410	55,710	55,910	45,14
2350,00	1,93	2,94	64,60	14,162	25,615	34,530	41,210	46,047	49,464	51,848	53,507	54,669	55,493	56,087	56,521	56,845	57,045	45,85
2400,00	1,89	2,82	65,97	14,191	25,726	34,767	41,596	46,587	50,146	52,649	54,403	55,640	56,521	57,158	57,625	57,974	58,174	46,54
2450,00	1,86	2,70	67,35	14,218	25,832	34,994	41,969	47,111	50,811	53,434	55,286	56,599	57,538	58,220	58,722	59,097	59,297	47,22
2500,00	1,82	2,60	68,72	14,245	25,935	35,214	42,330	47,621	51,459	54,203	56,154	57,545	58,545	59,273	59,811	60,213	60,413	47,89
2550,00	1,78	2,50	70,10	14,270	26,034	35,425	42,680	48,116	52,093	54,957	57,008	58,479	59,541	60,317	60,892	61,324	61,524	48,55
2600,00	1,75	2,40	71,47	14,294	26,129	35,629	43,018	48,597	52,710	55,696	57,848	59,400	60,526	61,352	61,966	62,427	62,627	49,20
2650,00	1,72	2,31	72,85	14,318	26,221	35,827	43,345	49,064	53,313	56,420	58,674	60,308	61,500	62,378	63,031	63,524	63,724	49,84
2700,00	1,68	2,23	74,22	14,340	26,309	36,017	43,663	49,519	53,902	57,129	59,485	61,204	62,463	63,393	64,088	64,614	64,814	50,47
2750,00	1,65	2,15	75,59	14,362	26,394	36,201	43,970	49,961	54,476	57,823	60,283	62,087	63,415	64,400	65,137	65,697	65,897	51,09
2800,00	1,62	2,07	76,97	14,383	26,476	36,379	44,268	50,390	55,036	58,503	61,067	62,958	64,355	65,396	66,178	66,772	66,972	51,70
2850,00	1,59	2,00	78,34	14,403	26,556	36,551	44,557	50,808	55,582	59,169	61,838	63,816	65,285	66,383	67,210	67,841	68,041	52,31
2900,00	1,57	1,93	79,72	14,423	26,633	36,718	44,837	51,214	56,116	59,822	62,594	64,661	66,203	67,359	68,234	68,902	69,102	52,90
2950,00	1,54	1,86	81,09	14,442	26,707	36,879	45,109	51,610	56,637	60,460	63,338	65,494	67,109	68,326	69,248	69,955	70,155	53,49
3000,00	1,52	1,80	82,47	14,460	26,779	37,035	45,373	51,995	57,145	61,086	64,068	66,314	68,004	69,282	70,254	71,000	71,200	54,06
3050,00	1,49	1,74	82,50	14,317	26,539	36,741	45,059	51,689	56,866	60,842	63,862	66,144	67,867	69,172	70,167	70,933	71,133	53,86
3100,00	1,47	1,69	82,50	14,174	26,297	36,441	44,737	51,371	56,570	60,578	63,634	65,950	67,703	69,035	70,053	70,837	71,037	53,64
3150,00	1,44	1,64	82,50	14,035	26,061	36,147	44,420	51,057	56,277	60,316	63,406	65,755	67,539	68,898	69,938	70,740	71,000	53,43
3200,00	1,42	1,58	82,50	13,899	25,830	35,860	44,109	50,748	55,987	60,055	63,179	65,561	67,375	68,760	69,822	70,643	71,000	53,22
3250,00	1,40	1,54	82,50	13,766	25,604	35,578	43,803	50,443	55,700	59,797	62,952	65,367	67,210	68,621	69,705	70,545	71,000	53,01
3300,00	1,38	1,49	82,50	13,636	25,383	35,301	43,501	50,141	55,416	59,540	62,727	65,173	67,046	68,482	69,588	70,446	71,000	52,80
3350,00	1,36	1,45	82,50	13,510	25,167	35,030	43,205	49,844	55,135	59,285	62,502	64,979	66,880	68,342	69,470	70,347	71,000	52,59
3400,00	1,34	1,40	82,50	13,386	24,955	34,764	42,914	49,551	54,857	59,031	62,278	64,785	66,715	68,202	69,352	70,246	71,000	52,39
3450,00	1,32	1,36	82,50	13,265	24,748	34,503	42,628	49,262	54,581	58,780	62,055	64,592	66,549	68,061	69,232	70,145	71,000	52,18
3500,00	1,30	1,32	82,50	13,147	24,545	34,247	42,346	48,977	54,309	58,530	61,833	64,399	66,383	67,920	69,113	70,044	71,000	51,98
3550,00	1,28	1,29	82,50	13,031	24,346	33,995	42,068	48,695	54,039	58,282	61,613	64,206	66,218	67,778	68,992	69,942	71,000	51,79
3600,00	1,26	1,25	82,50	12,918	24,152	33,749	41,795	48,417	53,772	58,036	61,393	64,013	66,052	67,636	68,872	69,839	71,000	51,59

Malgré sa petite hélice de 1,52 m on voit que la puissance de traction « pleins » gaz à 20 km/h n'est que de 3% inférieure à ce qu'elle serait avec une hélice de diamètre standard de 1,82 m tournant à 2500 t/min.

Pour un avion très léger qui traîne peu, tel qu'un CP 80 ou un CP90, compte tenu de la puissance disponible à 3000 t/min « pleins gaz », 101,9 kW (soit 136,6 HP), une « petite » hélice à pas fixe de 1,52 m tire suffisamment à basse vitesse pour que l'accélération soit franche et que la distance de roulage reste acceptable, et en croisière rapide et en altitude, la puissance maximale continue du diesel turbo promet des performances comparables à celles obtenues avec un O-320 (CP80-SC).

Pour un avion de tourisme multiplace, tel que le Super-Diamant, l'adaptation hélice à la croisière risque de mener à des performances insuffisantes aux basses vitesses. Les deux solutions possibles sont donc :

- d'adapter une hélice à pas fixe aux basses vitesses, quitte à sacrifier la vitesse de croisière. A noter que comme un moteur diesel conserve un bon rendement à charge réduite, la consommation de carburant sera considérablement réduite.
- De monter une hélice à pas variable qui permet, pour toutes les vitesses, de tirer le maximum de performances du moteur en prise directe.

Monter une hélice de plus grand diamètre se traduirait par une réduction de vitesse de rotation, et donc de puissance. Par exemple, avec une hélice de diamètre standard de 1,82 m tournant à 2500 t/min, la puissance maximale ne serait plus que de 90,5 kW, soit 121,3 HP, et la puissance continue ne serait plus que de 68,7 kW, soit 92,1 HP. Dans cette configuration, le Subaru serait comparable aux moteurs aéronautiques de la gamme des 120 HP tels qu'un O-235 ou un IO-233, mais pour un poids supplémentaire d'environ 50 kg, même si dans le cas du moteur en prise directe, le volant moteur peut être allégé. Comme le renvoi du radiateur à l'arrière du fuselage permet de rétablir le centrage, cette configuration est donc adéquate pour les biplaces et bi-triplaces Emeraude, Super-Emeraude, Diamant et Béryl CP70...

## Montage d'un réducteur entre moteur et hélice

Même si c'est peu gênant en croisière, la limitation du régime moteur à 3000 t/min se traduit par une limitation de puissance maximale à 101,9 kW (136,6 HP) au lieu des 110 kW (147,5 HP) annoncés par le constructeur.

Pour tirer un meilleur parti du moteur, il faut le faire tourner au régime qui lui permet de produire sa pleine puissance. D'autre part, il faut adapter l'hélice en fonction de la puissance et de la traînée de la cellule. Ces deux optimisations indépendantes impliquent que l'hélice ne tourne pas aussi vite que le moteur, au moins quand celui-ci est « pleins gaz ».

Une des solutions consiste à intercaler un réducteur mécanique entre le moteur et l'hélice. Le rapport de ce réducteur est adapté à la vitesse de rotation optimale de l'hélice. Pour un avion lent, tel qu'un remorqueur de planeurs, l'optimisation mène à une hélice de grand diamètre tournant lentement, et donc un réducteur adapté. Pour un avion de tourisme, par contre, l'optimum est proche de l'hélice standard de 1,82 m tournant à 2500 t/min. Pour la suite, on a donc considéré un réducteur de rapport 5/7 qui fait tourner l'hélice à 2500 t/min quand le moteur tourne à 3500 t/min. Le rendement de ce réducteur est estimé à 98,5% (c'est à dire que 1,5% de la puissance du moteur est transformée en chaleur par frottement).

En reprenant le calcul, on arrive aux tableaux suivants :

Mach 0,7 t/min	Dia hélice (m)	Surf hélice (m²)	Puissance (kW)	Meilleure puissance utile possible (kW) en fonction de la vitesse propre (km/h)													Moyenne (kW)
				20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	
3000	2,121	3,534	100,349	20,361	37,160	50,585	60,969	68,761	74,470	78,588	81,540	83,659	85,191	86,311	87,141	87,764	69,423
3050	2,086	3,419	101,348	20,297	37,096	50,576	61,054	68,961	74,788	79,015	82,060	84,254	85,847	87,015	87,882	88,534	69,798
3100	2,053	3,310	102,324	20,231	37,027	50,557	61,125	69,143	75,085	79,418	82,555	84,826	86,479	87,694	88,599	89,280	70,155
3150	2,020	3,205	103,057	20,135	36,896	50,448	61,078	69,184	75,222	79,647	82,865	85,203	86,911	88,170	89,109	89,818	70,361
3200	1,989	3,106	103,762	20,037	36,761	50,330	61,018	69,206	75,336	79,850	83,148	85,553	87,316	88,618	89,591	90,327	70,545
3250	1,958	3,011	104,437	19,937	36,622	50,202	60,943	69,210	75,428	80,029	83,404	85,875	87,692	89,038	90,045	90,808	70,710
3300	1,928	2,921	105,084	19,836	36,478	50,067	60,856	69,196	75,498	80,183	83,635	86,171	88,041	89,430	90,472	91,262	70,856
3350	1,900	2,834	105,701	19,734	36,330	49,923	60,755	69,164	75,547	80,314	83,839	86,439	88,362	89,794	90,871	91,689	70,982
3400	1,872	2,751	106,289	19,631	36,178	49,771	60,642	69,116	75,576	80,421	84,019	86,682	88,657	90,132	91,242	92,088	71,089
3450	1,845	2,672	106,848	19,527	36,022	49,612	60,518	69,052	75,585	80,506	84,174	86,898	88,925	90,442	91,587	92,460	71,177
3500	1,818	2,596	107,378	19,421	35,863	49,445	60,381	68,971	75,575	80,568	84,304	87,089	89,167	90,726	91,904	92,805	71,248
3550	1,793	2,524	107,878	19,315	35,700	49,271	60,233	68,876	75,545	80,608	84,411	87,254	89,382	90,983	92,195	93,123	71,300
3600	1,768	2,454	108,350	19,207	35,533	49,090	60,075	68,765	75,497	80,627	84,494	87,395	89,572	91,214	92,460	93,414	71,334

Mach 0,7 t/min	Dia hélice (m)	Surf hélice (m²)	Puissance (kW)	Meilleure puissance utile continue (kW) en fonction de la vitesse propre (km/h)													Moyenne (kW)
				20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	
3000	2,121	3,534	81,230	17,571	31,832	42,987	51,393	57,520	61,878	64,935	67,073	68,578	69,648	70,421	70,988	71,410	57,403
3050	2,086	3,419	81,263	17,401	31,563	42,680	51,093	57,255	61,658	64,761	66,940	68,477	69,574	70,367	70,950	71,385	57,239
3100	2,053	3,310	81,263	17,231	31,291	42,365	50,780	56,972	61,417	64,563	66,780	68,350	69,472	70,286	70,884	71,331	57,056
3150	2,020	3,205	81,263	17,065	31,024	42,055	50,471	56,691	61,177	64,365	66,621	68,222	69,370	70,203	70,817	71,277	56,874
3200	1,989	3,106	81,263	16,903	30,763	41,751	50,167	56,413	60,938	64,168	66,461	68,094	69,267	70,120	70,750	71,222	56,694
3250	1,958	3,011	81,263	16,745	30,508	41,453	49,867	56,138	60,701	63,970	66,300	67,964	69,163	70,036	70,682	71,166	56,515
3300	1,928	2,921	81,263	16,591	30,258	41,159	49,570	55,865	60,464	63,773	66,139	67,834	69,058	69,952	70,613	71,110	56,338
3350	1,900	2,834	81,263	16,440	30,013	40,871	49,278	55,595	60,229	63,576	65,978	67,704	68,953	69,867	70,544	71,053	56,162
3400	1,872	2,751	81,263	16,292	29,773	40,587	48,989	55,327	59,995	63,380	65,817	67,573	68,847	69,781	70,474	70,995	55,987
3450	1,845	2,672	81,263	16,148	29,538	40,309	48,705	55,062	59,763	63,184	65,655	67,442	68,740	69,694	70,403	70,937	55,814
3500	1,818	2,596	81,263	16,007	29,308	40,035	48,424	54,799	59,531	62,988	65,494	67,310	68,633	69,607	70,332	70,879	55,642
3550	1,793	2,524	81,263	15,869	29,082	39,765	48,147	54,539	59,301	62,793	65,332	67,177	68,525	69,519	70,260	70,820	55,472
3600	1,768	2,454	81,263	15,734	28,860	39,500	47,873	54,281	59,073	62,598	65,170	67,045	68,417	69,431	70,188	70,760	55,302

*Remarque : les vitesses de rotation indiquées ici sont celles du moteur et non celle de l'hélice. Cette dernière tourne seulement dans le rapport 5/7 de cette valeur. Ceci explique les différences de diamètre indiquées pour la même vitesse de rotation du moteur que dans le cas de la prise directe..*

Compte tenu du diamètre prohibitif de l'hélice pour des régimes de rotation du moteur inférieurs à 3000 t/min, on a limité l'étude à la plage 3000 – 3600 t/min.

Il apparaît clairement qu'une hélice de diamètre standard de 1,82 m tournant à 2500 t/min est un bon compromis tant pour la croisière que pour le décollage et la montée.

Dans cette configuration, le Subaru est aussi puissant que les moteurs aéronautiques de 145-150 HP, le Continental O-300 (108 kW à 2700 t/min) ou au Lycoming O-320 140/150 HP (104 kW à 2450 t/min ou 112 kW à 2700 t/min), mais pour un poids supplémentaire d'environ 50 kg.

En effet, en comptant environ 10 à 15 kg pour le réducteur et l'impossibilité de réduire la masse du volant comme dans le cas de l'hélice en prise directe, on se retrouve avec un moteur qui pèse dans les 165 à sec, à comparer avec les 111 kg du Lycoming ou les 121 kg du continental. Comme dans le cas du moteur en prise directe, le renvoi du radiateur à l'arrière du fuselage permet de rétablir le centrage, cette configuration est donc adéquate pour un bi-triplaces tel que le Super-Diamant... ou un quadriplace classique léger en bois et toile tel que le DR400-140 « Major » (C'est sur une idée similaire que l'« écoflyer » a été développé, mais la certification et la production industrielle font exploser le prix.)

En comparant les puissances de traction de cette configuration comparée à celle de l'hélice de 1,52 m entraînée directement par un moteur tournant à 3000 t/min, on voit que :

- A très basse vitesse, la puissance de traction pleins gaz est nettement supérieure (+16% à 20 km/h ; +15% à 40 km/h ; +14 à 60 km/h)
- En croisière, la puissance de traction à la puissance continue n'est pas très différente (+3% à 140 km/h ; +1,5% à 180 km/h, aucun gain à 250 km/h).

Ces différences apparaissent pour des hélices parfaitement optimisées à chacune des vitesses de vol. Il n'est pas évident que pour une cellule donnée, un moteur avec un réducteur et une hélice à pas fixe soit plus performante qu'un moteur avec hélice à pas variable en prise directe.

### ***Réducteur permanent ou débrayable ?***

Un réducteur débrayable permet de tirer la pleine puissance du moteur lorsque c'est nécessaire, mais aussi de permettre l'entraînement direct de l'arbre mené par l'arbre menant, comme une boîte de vitesses à 2 rapports. L'intérêt de ce dispositif est de permettre au moteur de tourner moins vite en croisière qu'au décollage et en montée.

Avec un réducteur permanent, le moteur tourne en permanence à une vitesse proche de celle de la puissance maximum. Dans le cas du moteur Subaru avec le réducteur choisi pour l'exemple, le moteur tournerait à 3500 t/min. la réduction de puissance en croisière se traduirait seulement par une réduction du couple, celui-ci passant de 297 Nm à 223 Nm, soit 64% du couple maximum du moteur.

Pour ce moteur, 3500 t/min correspond à une vitesse moyenne des pistons de l'ordre de 10 m/s, ce qui est relativement faible et la réduction du couple a certainement un effet plus important pour la fiabilité que de réduire la vitesse de rotation.

Pour un moteur d'automobile tournant plus vite (un moteur à essence par exemple) il pourrait être judicieux au contraire de réduire le rapport du réducteur en croisière afin de limiter la vitesse moyenne des pistons, quitte à maintenir un couple et une pression moyenne effective relativement élevée. Ce serait par ailleurs une bonne manière de garder un bon rendement énergétique avec un moteur à essence, le rendement étant directement lié à la pression moyenne effective.

Mais pour un moteur diesel dont le rendement varie peu avec la pression moyenne effective et dont la vitesse de rotation est modérée alors que la pression moyenne effective est élevée, le rapport de réduction constant s'impose naturellement.

## Montage d'un convertisseur de couple avec embrayage

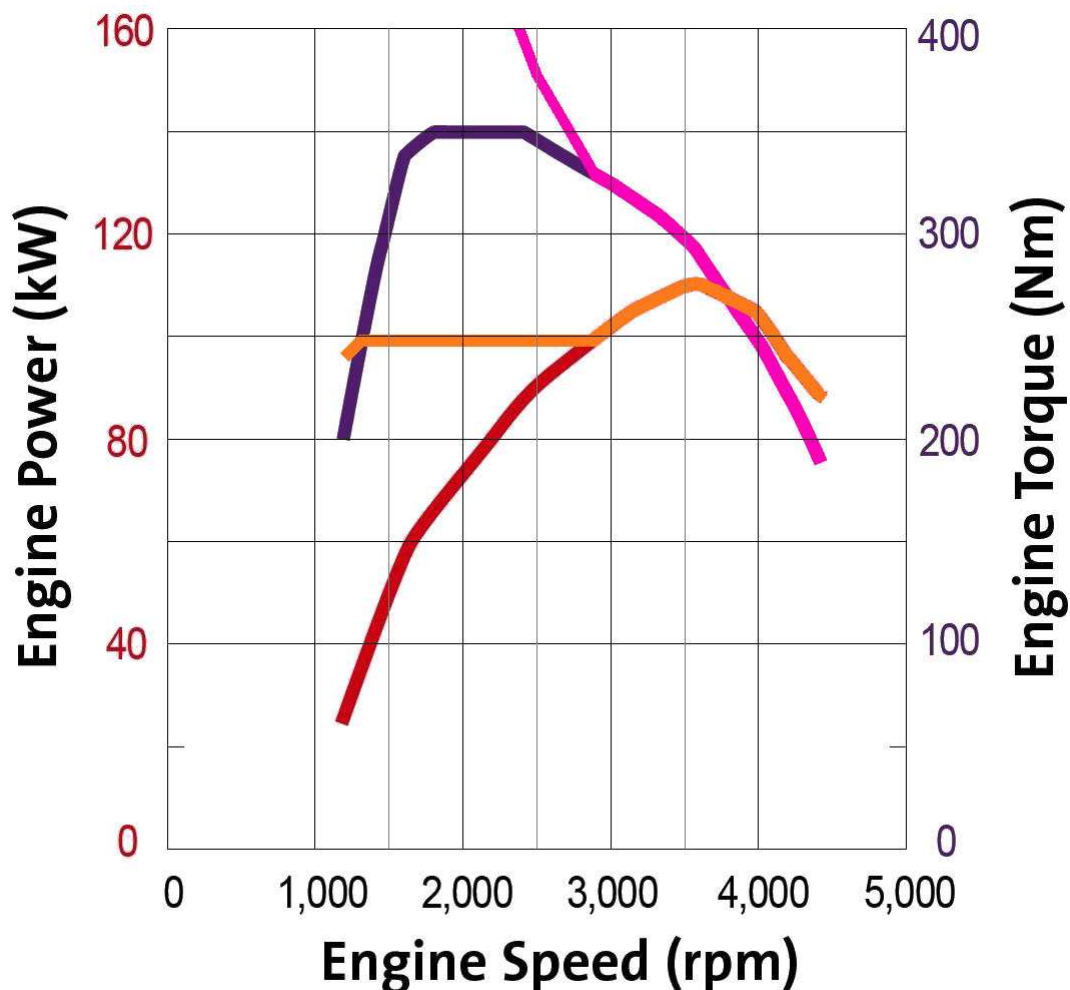
Si un rapport de réduction entre le moteur et l'hélice permet de meilleures performances à basses vitesses, en croisière l'interposition d'un réducteur, et la puissance qui y est dissipée, ne semble pas indispensable.

La solution envisagée consiste donc à assurer un rapport de réduction à l'aide d'un convertisseur de couple pour la phase de décollage et de montée initiale et de solidariser l'arbre de l'hélice et celui du moteur avec un embrayage pour la croisière.

Le convertisseur de couple hydraulique est un appareil qui transmet une puissance d'un arbre menant à un arbre mené qui tourne moins vite. Pour transmettre le couple nominal, le glissement est d'environ 10%. Un glissement de 100% se traduit par un couple sur l'arbre mené de l'ordre de 2,3 fois celui sur l'arbre menant.

Afin de modéliser simplement le convertisseur de couple dans son fonctionnement lors des phases de décollage et de montée initiale, on fait tourner le moteur à ses conditions de puissance maximale : 3600 t/min ; 110 kW. Le glissement étant de 10%, la vitesse de rotation maximale de l'arbre hélice est de  $3600 \times (1 - 10\%)$ , soit 3240 t/min. On limite donc l'étude à la plage de vitesse de rotation hélice inférieure ou égale à 3200 t/min. dans cette plage on fait l'hypothèse (optimiste) que quelle que soit la vitesse de rotation de l'hélice, la puissance disponible est égale à la puissance du moteur minorée du glissement de 10%, soit  $110 \times (1 - 10\%) = 99$  kW.

La courbe puissance/couple côté hélice est la suivante :



## Cas « Pleins Gaz »

On limite donc l'étude à la plage de vitesse de rotation hélice inférieure ou égale à 3200 t/min. dans cette plage on fait l'hypothèse (optimiste) que quelle que soit la vitesse de rotation de l'hélice, la puissance disponible est égale à la puissance du moteur minorée du glissement de 10%, soit  $110 \times (1 - 10\%) = 99 \text{ kW}$ , ou encore 132,7 HP.

Le calcul montre qu'entre 2900 t/min et 3200 t/min, le moteur en prise directe développe plus de puissance que les 99 kW en sortie du convertisseur. Il est donc logique de solidariser le convertisseur (voire de le supprimer) pour les régimes hélice supérieurs à 2900 t/min. (plage bleu-clair)

Sur cette base, on calcule, pour chaque vitesse propre de l'avion, la puissance de traction générée par l'hélice.

Mach 0,7 v/min	Dia hélice (m)	Surf hélice (m²)	Puissance (kW)	Meilleure puissance utile possible (kW) en fonction de la vitesse propre (km/h)														Moyenne (kW)
				20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260		
2300,00	1,976	3,068	99,00	19,320	35,407	48,418	58,629	66,418	72,223	76,479	79,576	81,827	83,472	84,685	85,589	86,272	67,563	
2350,00	1,934	2,938	99,00	19,067	34,993	47,922	58,116	65,934	71,793	76,113	79,271	81,577	83,268	84,518	85,452	86,159	67,245	
2400,00	1,894	2,817	99,00	18,824	34,590	47,438	57,614	65,458	71,368	75,748	78,966	81,326	83,062	84,349	85,314	86,045	66,931	
2450,00	1,855	2,703	99,00	18,587	34,199	46,967	57,122	64,989	70,947	75,385	78,662	81,074	82,855	84,179	85,174	85,929	66,621	
2500,00	1,818	2,596	99,00	18,358	33,819	46,507	56,640	64,526	70,530	75,024	78,357	80,821	82,646	84,007	85,032	85,812	66,314	
2550,00	1,783	2,496	99,00	18,137	33,450	46,057	56,167	64,071	70,117	74,665	78,053	80,567	82,436	83,834	84,889	85,693	66,010	
2600,00	1,748	2,400	99,00	17,921	33,091	45,619	55,704	63,623	69,708	74,308	77,749	80,313	82,225	83,660	84,745	85,573	65,711	
2650,00	1,715	2,311	99,00	17,713	32,741	45,191	55,249	63,181	69,304	73,953	77,445	80,058	82,013	83,484	84,599	85,452	65,414	
2700,00	1,684	2,226	99,00	17,510	32,401	44,772	54,803	62,746	68,903	73,600	77,143	79,803	81,801	83,307	84,452	85,329	65,121	
2750,00	1,653	2,146	99,00	17,313	32,069	44,363	54,366	62,317	68,507	73,249	76,841	79,548	81,587	83,129	84,303	85,205	64,831	
2800,00	1,623	2,070	99,00	17,121	31,746	43,964	53,937	61,895	68,116	72,901	76,540	79,292	81,373	82,950	84,154	85,080	64,544	
2850,00	1,595	1,998	99,00	16,935	31,431	43,573	53,516	61,479	67,728	72,555	76,240	79,037	81,157	82,770	84,003	84,953	64,260	
2900,00	1,567	1,930	99,78	16,845	31,300	43,446	53,429	61,458	67,790	72,703	76,472	79,345	81,532	83,200	84,479	85,467	64,421	
2950,00	1,541	1,865	100,84	16,790	31,233	43,409	53,456	61,572	68,003	73,018	76,884	79,845	82,106	83,838	85,170	86,201	64,733	
3000,00	1,515	1,803	101,88	16,733	31,164	43,366	53,471	61,670	68,197	73,311	77,272	80,318	82,655	84,450	85,835	86,909	65,027	
3050,00	1,490	1,744	102,89	16,676	31,091	43,316	53,477	61,754	68,373	73,583	77,637	80,768	83,179	85,037	86,475	87,593	65,304	
3100,00	1,466	1,689	103,88	16,617	31,015	43,260	53,472	61,823	68,531	73,834	77,979	81,193	83,678	85,599	87,090	88,252	65,565	
3150,00	1,443	1,635	104,63	16,534	30,889	43,130	53,370	61,774	68,550	73,930	78,152	81,439	83,989	85,966	87,505	88,707	65,687	
3200,00	1,420	1,585	105,34	16,450	30,760	42,993	53,257	61,711	68,552	74,005	78,301	81,659	84,272	86,305	87,891	89,133	65,792	

Remarque : les vitesses de rotation indiquées ici sont celles de l'hélice et non celle du moteur comme dans le cas du réducteur traité précédemment.

La puissance disponible sur l'arbre étant supposée constante, il est logique que la meilleure puissance utile soit atteinte pour le meilleur rendement propulsif, c'est à dire pour le plus grand diamètre. En pratique sur un avion léger existant, il est difficile de dépasser le diamètre hélice standard de 1,82 m qui est la solution de référence (surlignée en jaune).

## Cas de la croisière

En croisière, le convertisseur est solidarisé par un embrayage. On se retrouve donc dans le mode de fonctionnement en prise directe décrit précédemment (Voir pages 4 à 6) et les puissances utiles sont identiques.

## Intérêt du convertisseur de couple

Le tableau de la page 5 montre que la meilleure puissance utile en croisière avec une hélice en prise directe est obtenue pour une hélice de 1,52 m tournant à 3000 t/min.

Ce choix implique que le moteur tourne également à 3000 t/min lors des phases « pleins gaz ». Or à ce régime, le convertisseur de couple doit également être solidarisé quand le moteur est « pleins gaz ». Le convertisseur de couple hydraulique n'ayant aucune utilité pour des hélices tournant à ou plus, on peut faire l'économie de masse et d'argent de cet organe et on se retrouve dans le cas « prise directe » étudié précédemment.

Afin de quantifier l'intérêt du convertisseur de couple pour les hélices tournant à moins de 2900 t/min, on calcule la différence puissance utile en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice et de la vitesse propre de l'avion, entre la solution « convertisseur » et la solution « prise directe », en valeur absolue et relative :

Mach 0,7	Dia hélice t/min	Surf hélice (m²)	Puissance (kW)	Ecart de puissance utile (kW) Convertisseur - Prise directe													Moyenne (kW)
				20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	
2300,00	1,976	3,068	25,701	2,044	3,913	5,597	7,081	8,350	9,399	10,240	10,897	11,403	11,789	12,083	12,308	12,481	9,045
2350,00	1,934	2,938	23,868	1,759	3,370	4,826	6,113	7,219	8,139	8,882	9,466	9,919	10,266	10,532	10,736	10,894	7,855
2400,00	1,894	2,817	22,035	1,483	2,845	4,077	5,171	6,115	6,906	7,548	8,056	8,453	8,758	8,993	9,175	9,315	6,684
2450,00	1,855	2,703	20,753	1,291	2,477	3,554	4,512	5,343	6,042	6,613	7,069	7,425	7,702	7,915	8,081	8,209	5,864
2500,00	1,818	2,596	19,492	1,107	2,126	3,053	3,880	4,600	5,209	5,709	6,111	6,427	6,673	6,864	7,012	7,128	5,069
2550,00	1,783	2,496	18,254	0,932	1,791	2,573	3,274	3,886	4,406	4,836	5,182	5,457	5,671	5,839	5,969	6,071	4,299
2600,00	1,748	2,400	17,039	0,765	1,470	2,114	2,692	3,199	3,632	3,991	4,283	4,515	4,697	4,840	4,951	5,039	3,553
2650,00	1,715	2,311	15,846	0,605	1,164	1,675	2,135	2,539	2,886	3,176	3,412	3,601	3,750	3,867	3,959	4,031	2,831
2700,00	1,684	2,226	14,675	0,452	0,871	1,254	1,600	1,905	2,168	2,388	2,569	2,714	2,829	2,920	2,992	3,048	2,132
2750,00	1,653	2,146	13,527	0,307	0,591	0,852	1,088	1,296	1,477	1,628	1,754	1,855	1,935	1,999	2,050	2,089	1,455
2800,00	1,623	2,070	12,401	0,168	0,323	0,467	0,596	0,711	0,811	0,896	0,965	1,022	1,068	1,104	1,132	1,155	0,801
2850,00	1,595	1,998	11,298	0,035	0,068	0,098	0,125	0,150	0,171	0,189	0,204	0,216	0,226	0,234	0,240	0,245	0,169
2900,00	1,567	1,930	10,22	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
2950,00	1,541	1,865	0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
3000,00	1,515	1,803	0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
3050,00	1,490	1,744	0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
3100,00	1,466	1,689	0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
3150,00	1,443	1,635	0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
3200,00	1,420	1,585	0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000

Mach 0,7	Dia hélice t/min	Surf hélice (m²)	Puissance (%)	Ecart de puissance utile (%) Convertisseur - Prise directe													Rrelat (%)
				20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	
2300,00	1,976	3,068	23,36%	11,83%	12,43%	13,07%	13,74%	14,38%	14,96%	15,46%	15,87%	16,19%	16,45%	16,64%	16,79%	16,91%	35,19%
2350,00	1,934	2,938	21,70%	10,16%	10,66%	11,20%	11,75%	12,29%	12,79%	13,21%	13,56%	13,84%	14,06%	14,24%	14,37%	14,47%	32,91%
2400,00	1,894	2,817	20,03%	8,56%	8,96%	9,40%	9,86%	10,31%	10,71%	11,07%	11,36%	11,60%	11,79%	11,93%	12,05%	12,14%	30,33%
2450,00	1,855	2,703	18,87%	7,46%	7,81%	8,19%	8,58%	8,96%	9,31%	9,62%	9,87%	10,08%	10,25%	10,38%	10,48%	10,56%	28,26%
2500,00	1,818	2,596	17,72%	6,42%	6,71%	7,03%	7,35%	7,68%	7,97%	8,24%	8,46%	8,64%	8,78%	8,90%	8,99%	9,06%	26,01%
2550,00	1,783	2,496	16,59%	5,42%	5,66%	5,92%	6,19%	6,46%	6,70%	6,92%	7,11%	7,26%	7,39%	7,49%	7,56%	7,62%	23,55%
2600,00	1,748	2,400	15,49%	4,46%	4,65%	4,86%	5,08%	5,29%	5,50%	5,68%	5,83%	5,96%	6,06%	6,14%	6,21%	6,26%	20,85%
2650,00	1,715	2,311	14,41%	3,54%	3,69%	3,85%	4,02%	4,19%	4,35%	4,49%	4,61%	4,71%	4,79%	4,86%	4,91%	4,95%	17,86%
2700,00	1,684	2,226	13,34%	2,65%	2,76%	2,88%	3,01%	3,13%	3,25%	3,35%	3,44%	3,52%	3,58%	3,63%	3,67%	3,70%	14,53%
2750,00	1,653	2,146	12,30%	1,80%	1,88%	1,96%	2,04%	2,12%	2,20%	2,27%	2,34%	2,39%	2,43%	2,46%	2,49%	2,51%	10,76%
2800,00	1,623	2,070	11,27%	0,99%	1,03%	1,07%	1,12%	1,16%	1,21%	1,24%	1,28%	1,31%	1,33%	1,35%	1,36%	1,38%	6,46%
2850,00	1,595	1,998	10,27%	0,21%	0,22%	0,23%	0,23%	0,24%	0,25%	0,26%	0,27%	0,27%	0,28%	0,28%	0,29%	0,29%	1,50%
2900,00	1,567	1,930	9,29%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
2950,00	1,541	1,865	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
3000,00	1,515	1,803	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
3050,00	1,490	1,744	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
3100,00	1,466	1,689	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
3150,00	1,443	1,635	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
3200,00	1,420	1,585	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%

Le tableau du haut montre la puissance utile supplémentaire que permet le convertisseur de couple par rapport à l'hélice en prise directe, le moteur étant « pleins gaz ».

On note que pour toute la plage en bleu où le convertisseur est solidarisé ou très proche du glissement nominal, le gain de propulsion est nul. Ensuite on note un gain croissant pour les hélices de taille croissante tournant de plus en plus lentement.

Pour une hélice de 1,65 m tournant à 2750 t/min, le gain est très faible : environ 1,5 kW à la vitesse de montée d'un avion de tourisme, soit 2,25% de plus que l'hélice en prise directe. Ces 2,25% sont du même ordre que la part du convertisseur de couple dans la masse maximale au décollage d'un avion de tourisme. Et pour obtenir ce résultat, le moteur tourne « pleins gaz » à 3600 t/min pour développer 110 kW, soit plus de 13,5 kW de plus que dans le cas de l'hélice en prise directe... La consommation de carburant est en rapport.

En croisière, l'hélice de 1,65 m tournant à 2750 t/min peut recevoir jusqu'à 75,59 kW du moteur limité en couple, soit 101,3 HP, ce qui représente un peu plus de 75% des 132,7 HP « Pleins gaz »

Pour une hélice de 1,82 m tournant à 2500 t/min, le gain est un peu plus net : environ 5,5 kW à la vitesse de montée d'un avion de tourisme, soit 8% de plus que l'hélice en prise directe. Mais pour obtenir ce résultat, le moteur tourne toujours « pleins gaz » à 3600 t/min pour développer 110 kW, soit près de 19,5 kW de plus que dans le cas de l'hélice en prise directe... Et là encore, la consommation de carburant est en rapport.

En croisière, l'hélice de 1,82 m tournant à 2500 t/min ne peut plus recevoir que 68,72 kW du moteur limité en couple, soit 92,1 HP, ce qui représente moins de 70% des 132,7 HP « Pleins gaz »

Une hélice encore plus grande tirerait un peu mieux partie du convertisseur au décollage. Mais en croisière, une hélice de 2 mètres ne peut plus recevoir que 62,7 KW, soit 84 HP, ce qui représente moins de 65% des 132,7 HP « Pleins gaz »

La puissance maximale qui sert au décollage et à la montée joue sur la longueur de piste nécessaire pour accélérer jusqu'à la vitesse de décollage ainsi que sur la composante verticale de la vitesse en montée, alors que la puissance continue joue directement sur la vitesse horizontale en croisière.

Fixer le rapport entre la puissance maximale et la puissance continue d'un moteur définit automatiquement certaines caractéristiques des avions qu'il propulse :

Les moteurs aéronautiques classiques à essence ont une puissance continue égale à 75% (ou 65%) de la puissance maximale, car à une charge inférieure leur rendement baisse notablement. Une puissance élevée en croisière implique que la plus grande partie de cette puissance ne sert pas à créer la portance, mais juste à vaincre la traînée de l'avion. L'optimisation pousse à réduire la surface mouillée de l'avion, en commençant par la surface alaire. L'aile travaillant à grande vitesse et donc à faible incidence génère peu de traînée induite et l'allongement est réduit (environ 8)

Avec un moteur dont la puissance continue serait seulement de 20 à 30% de la puissance maximale, comme un moteur d'origine automobile avec plusieurs rapports de réduction entre moteur et hélice, l'avion serait totalement différent. Une faible puissance en croisière implique que la plus grande partie de cette puissance sert à créer la portance. L'optimisation pousse à augmenter la finesse de l'avion, avec une surface alaire et surtout un allongement élevés (20 à 30). On obtiendrait alors une espèce d'avion-planeur de voyage, relativement lent, mais avec une très faible consommation de carburant.

Adapter une grande hélice en prise directe en croisière, à un moteur qui ne peut fournir qu'une part réduite de sa puissance maximale conviendrait donc à un avion spécialement adapté à ce grand écart entre la puissance maximale et la puissance de croisière : un avion de voyage économique. Pour le décollage et la montée, il faudrait « rétrograder » à l'aide d'un réducteur débrayable, pour transmettre la pleine puissance du moteur à l'hélice dont la vitesse de rotation est limitée par son diamètre.

### ***Réducteur ou convertisseur débrayable ?***

Le convertisseur débrayable en croisière est au moins aussi lourd que le réducteur mécanique. Est-il plus performant ?

L'avantage du convertisseur de couple est de s'adapter automatiquement à une grande plage de vitesses de l'arbre mené, autrement dit, d'être un réducteur dont le rapport s'adapte à des besoins variables. C'est ce qui en fait tout l'intérêt pour des boîtes automatiques de véhicules et engins terrestres. Cet avantage se paye sous la forme d'un rendement inférieur ou égal à 90%, à comparer aux 98,5% d'un réducteur mécanique de rapport fixe.

Pour un véhicule qui se meut dans un fluide (avion, mais aussi bateau) la propulsion est assurée par réaction (accélération d'un flux de fluide) et non par application d'une force à un solide. Ce mode de propulsion se traduit inévitablement par un glissement (écart de vitesse entre le flux accéléré et le flux ambiant, écart entre le pas géométrique de l'hélice son pas pratique, etc.) Ce glissement a pour effet que le rendement de l'hélice est inférieur ou égal à 90%, à comparer aux 98 à 99,9% d'une roue roulant sur un support solide.

Cette similitude de comportement du convertisseur et de l'hélice est due au milieu fluide qui est en jeu dans les deux phénomènes. Mais la similitude ne se limite pas au rendement : L'hélice, même à pas fixe, et à plus forte raison si elle est à pas variable, assure l'adaptation d'une vitesse de rotation constante à la large plage de vitesse du véhicule.

Autant il est bénéfique d'assembler un convertisseur à une transmission mécanique d'un véhicule dont le rapport géométrique est fixe, autant il est peu judicieux de cumuler les inconvénients d'un convertisseur hydraulique avec une hélice qui remplit une fonction similaire d'adaptation de vitesse. Mieux vaut, si nécessaire intercaler un réducteur mécanique de rapport fixe mais de bon rendement entre le moteur et l'hélice.