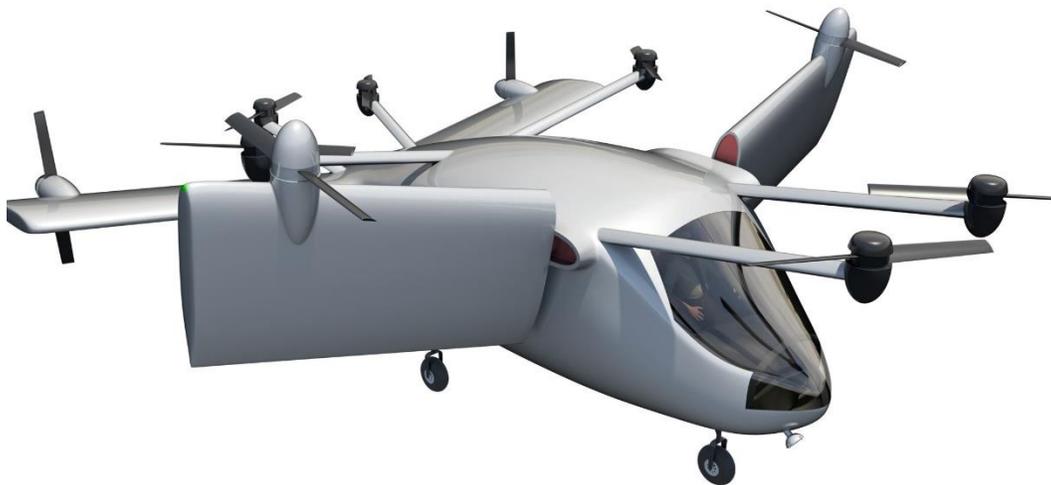


## Projet Ingénieur N°44 :

# ELECTRICITE DE PUISSANCE DU MINI-BEE



Axelle MONROSE

Mathieu TOUPANE

Yann SERVEAU

Baptiste ROSSI

Pierre AZEMA

Alexis LECUNA

Binôme encadrant :

- Romain ROSSI

- Loic ROUSSEAU

Commanditaire :

- Xavier DUTERTRE

## Remerciements

Nous tenons tout d'abord à adresser nos sincères remerciements à M. DUTERTRE Xavier, le commanditaire, qui nous a permis, en proposant ce projet, de mettre en pratique différentes compétences et connaissances que nous avons acquises lors de notre formation à l'ESIGELEC, et de découvrir le management de projet à un niveau professionnel.

Notre gratitude s'adresse aussi à M. ROSSI Romain et ROUSSEAU Loïc, notre binôme encadrant pour leur orientation, leurs conseils et l'intérêt qu'ils ont portés au projet.

Nous tenons également à exprimer nos vifs remerciements à M. AZZOUZ Yacine, enseignant-chercheur à l'IRSEEM pour sa disponibilité, qu'il trouve ici l'expression de notre profonde reconnaissance.

Sans oublier l'ESIGELEC, pour avoir mis à notre disposition les moyens humains et matériaux pour mener à bien ce projet.

Enfin, nous tenons à remercier tous ceux qui nous ont aidés de près ou de loin dans l'élaboration de ce travail.

## Introduction

A travers ce rapport, nous avons l'honneur de vous présenter le projet Mini Bee et le rôle de notre équipe. Ce sera l'occasion de vous expliciter les différentes actions menées par l'équipe sur ce projet collaboratif.

En effet, positionnés sur l'étude de la chaîne de conversion électrique, nous avons eu l'opportunité de répondre à l'appel d'offre de Xavier Dutertre.

La plupart de nos réflexions sont basées sur des hypothèses, nos calculs constituent une base pour l'évolution du projet.

Finalement, nous proposerons à Technoplane une solution alternative imaginée par notre groupe avec un plan constituant les différentes étapes qui permettront d'aboutir au résultat souhaitable.

**SOMMAIRE**

I.	Présentation du projet .....	6
a.	Mini-Bee .....	6
b.	Problématique .....	7
c.	Objectifs .....	7
II.	Gestion du projet.....	8
a.	Compétences .....	9
b.	Planning de taches.....	9
c.	Analyse des risques.....	12
d.	Collaboration inter-écoles.....	13
III.	Cahier des charges .....	14
a.	Prototype.....	14
b.	Appareil final .....	15
IV.	Etat de l'art.....	17
a.	Appareil VTOL .....	17
b.	Génératrice .....	21
c.	Variateur de Vitesse.....	21
d.	Moteurs électriques.....	22
e.	Batteries .....	24

V. Dimensionnement technique.....	25
a. Vérification du moteur thermique.....	25
b. Bilan de puissance et consommation .....	27
c. Choix du générateur électrique .....	35
d. Détermination des câbles .....	36
e. Conception du variateur de vitesse .....	37
f. Moteurs électriques.....	46
g. Intégration du matériel.....	46
h. Chiffrage et poids de la chaîne de propulsion.....	48
VI. Conseils.....	49
a. Logique de dimensionnement.....	49
b. Effet de la quantité d'hélices.....	49
c. Comparaison du moteur thermique et batteries .....	50
VII. Bilan et perspectives .....	52
Bibliographies.....	53
Annexe n°1 : Détails de calculs des bilan de puissance	
Annexe n°2 : Détail du choix des câbles	
Annexe n°3 : Documentation ROTAX	
Annexe n°4 : Documentation EMRAX	

## I. Présentation du projet

La société TECHNOLPLANE, créée en 2013 par Xavier DUTERTRE, est une start-up qui repose essentiellement sur la collaboration universitaire pour le développement d'un véhicule volant, que l'on appelle 'Mini-Bee'.

### a. Mini-Bee

En janvier 2015, le projet Mini-Bee a été lancé afin d'étudier le transport aérien individuel. En 2016, ce projet a évolué pour des fins de transports médicaux. L'objectif est de concevoir une ambulance aérienne à propulsion hybride. Le Mini-Bee est un VTOL (Vertical Take-off and Landing), qui a donc une phase de décollage, une phase de croisière et enfin une phase d'atterrissage. C'est en fait un mix entre un drone, avion, hélicoptère et voiture.

Afin de concurrencer les hélicoptères traditionnels, le Mini-Bee devra être plus rapide et moins coûteux au prix horaire de vol puis adapté aux transports de deux personnes avec un brancard à l'arrière.

L'architecture globale devra utiliser des composants spécifiques et optimaux afin de limiter le poids de l'appareil final pour diminuer la consommation notamment lors des phases de décollage et d'atterrissage.

Il a déjà fait l'objet de plusieurs études et changements de design jusqu'au model final (voir figure n°1).

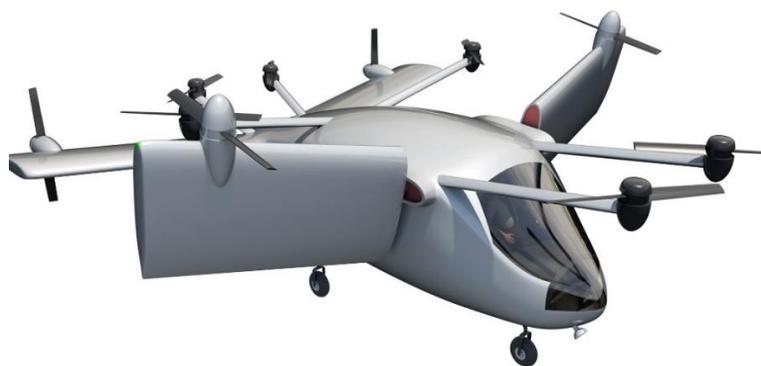


Figure n°1 : Le Mini-Bee original

Actuellement, Technoplane se concentre sur cette version destinée à une ambulance aérienne. D'autres versions sont également en projet d'étude : un taxi à quatre passagers, un modèle sport, une version deux passagers tout confort.

### **b. Problématique**

La concurrence du marché aéronautique étant très présente, surtout du côté de la Chine et des États-Unis, il est désormais question de se différencier des autres constructeurs en trouvant des solutions innovantes tant au niveau de la technologie utilisée, du poids de l'appareil, puis du prix du matériel.

L'intitulé de ce projet, proposé par le commanditaire Xavier DUTERTRE, consiste à définir une architecture hybride sans batterie, autrement dit, une utilisation exclusive de tensions et courants alternatifs.

Ce type d'architecture n'existant pas ailleurs ou pas encore, l'enjeu est donc de taille.

### **c. Objectifs**

Pour répondre à cette demande, nous allons devoir étudier et concevoir l'architecture de puissance de l'appareil, ce qui va nous emmener au dimensionnement ainsi qu'à la faisabilité du matériel choisi.

L'étude portera sur deux systèmes :

- Le prototype du Mini-Bee (6 rotors)
- Le Mini-Bee final (10 rotors)

Les objectifs sont les suivants :

- Définir et réaliser l'électricité de puissance et l'électronique de contrôle

- Proposer une architecture de contrôle simple et d'un coût réaliste qui sera intégrée au démonstrateur en 400V

Il s'agit bien d'une architecture série (voir figure n°2) composée d'un moteur thermique qui fournit toute l'énergie nécessaire au système de propulsion, d'un générateur électrique, d'un variateur de vitesse composé d'une technologie particulière dans notre cas, de moteurs synchrones triphasés puis d'hélices se chargeant d'envoyer la poussée suffisante pour faire décoller et avancer le Mini-Bee.

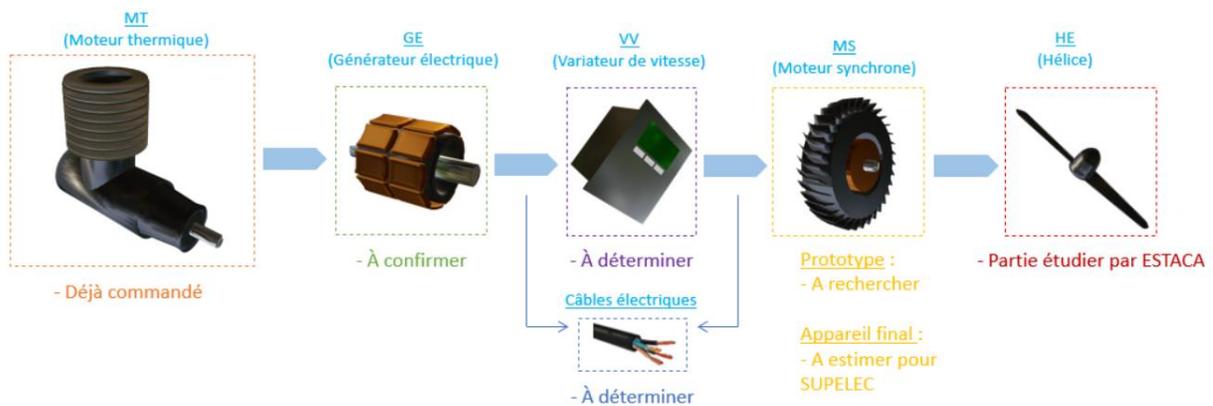


Figure n°2 : Résumé des objectifs

Notre équipe est constituée de 6 étudiants en dernière année de cycle d'ingénieur à l'ESIGELEC. Nous sommes issus de 3 dominantes d'études différentes.

Trois d'entre nous sont en GET (Génie électrique et Transport), deux étudiants en MCTGE (mécatronique et génie électrique) et le dernier en ARI (Automatique et Robotique Industrielle).

Cette diversité nous permet d'avoir les compétences nécessaires afin de mener à bien ce projet et de répartir les tâches en fonction des atouts de chacun.

Par ailleurs, nous sommes en collaboration avec d'autres groupes d'étudiants des écoles d'ingénieur ESTACA et SUPELEC qui s'occupent aussi chacun, d'une partie de cette étude.

### a. Compétences

Ci-dessous (voir figure n°3), nous avons ciblés des compétences nécessaires au projet en fonction des membres du groupe et de leur domaine d'étude.

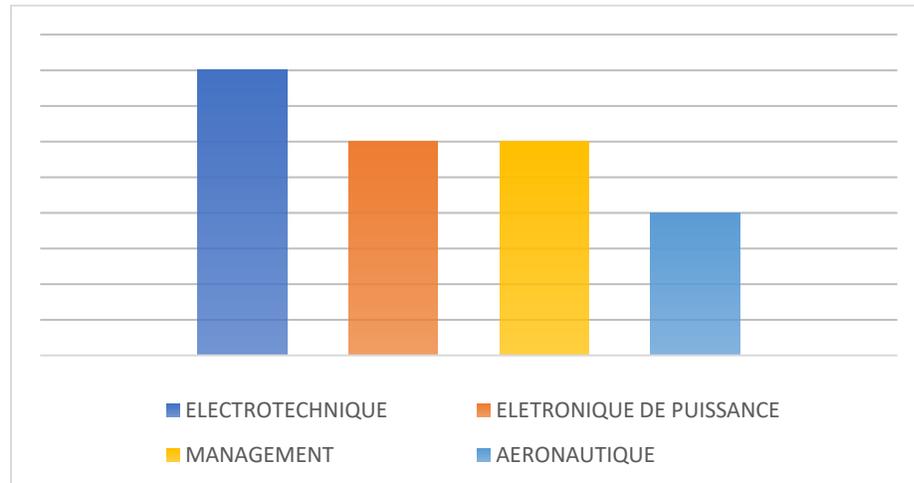


Figure n°3 : Diagramme de compétences de l'équipe

Les atouts nécessaires à ce projet sont évidemment techniques mais il faut aussi avoir une dominante pour la gestion de projet de manière à pouvoir répartir le travail en fonction des spécialités de chacun des membres.

### b. Planning de tâches

Nous avons établi le planning prévisionnel suivant afin de répartir les tâches nécessaires pour finaliser notre projet dans le temps imparti (voir figure n°4). Pour une organisation hebdomadaire efficace, nous utilisons régulièrement l'application Trello.

Cette application permet de découper les tâches en lots, et donner à chaque lot, un responsable et une date limite. A l'intérieur de ce lot nous pouvons faire un système de tâches à cocher pour constater son avancement en temps réel.





- Initialement, les hélices mesurent 3,20 mètres de diamètre mais les 4 hélices de vol horizontal sont remplacées par d'autres de 1,40 mètres.

#### Semaine 50 :

- Les ailes sont dimensionnées à 2,50 mètres chacune.
- Nouvelles caractéristiques : ailes hautes avec un dièdre.

Pour répondre aux nouvelles spécifications, nous avons mis en place des stratégies pour envisager les futurs calculs de puissances nécessaires pour la phase transitoire et le vol de croisière du Mini-Bee qui prendront en compte les données modélisées par les écoles qui contribuent aussi au projet (les caractéristiques des hélices et des moteurs électriques notamment).

Nous avons alors réalisé le diagramme des phases de vol (*cf. Bilan de puissance et consommation*) qui nous donne les premiers résultats théoriques ainsi qu'un modèle 3D du Mini-Bee qui permet d'équilibrer les charges et de répartir la puissance distribuée vers les moteurs (*cf. chapitre intégration du matériel*).

#### Semaine 5 :

A cet état du projet, nous avons décidé de partir sur une architecture avec un variateur de vitesse de la compagnie ABB, pour chaque ligne. De plus, nous utiliserons des moteurs électriques synchrones de la société ROTEX Electric.

### **c. Analyse des risques**

Tout projet présente des risques auxquels nous devons nous attendre et donc prévoir des solutions pour ne pas être pris au dépourvu. Nous avons listé 9 risques auxquels nous serons sûrement confrontés ainsi que les solutions palliatives nous permettant de les contourner. C'est une liste exhaustive qui s'élargira tout au long du projet (voir figure n°6).

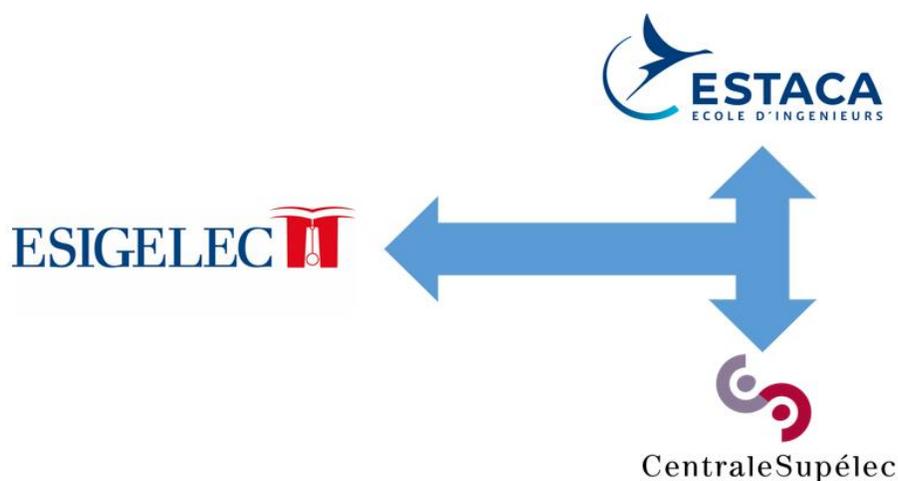
Analyse fonctionnelle				
Risques	😊	😐	😞	Solutions palliatives
Connaissance du moteur asynchrone			X	Faire des hypothèses sur les caractéristiques
Gestion des tâches et du temps			X	Dissocier chaque tâches, élaborer un
Perte des données	X			Travailler sur le serveur du projet
Collaboration avec les autres écoles			X	Communiquer régulièrement, partager tous
Configuration hybride asynchrone				Etudier le fonctionnement
Choix du EMRAX	X			Bien comparer les fiches techniques des
Calcul des sections de câbles	X			Bien prendre en compte les différents
Validation du projet	X			Bien comprendre ce que le commanditaire

[Figure n°6 : Tableau de notre analyse des risques](#)

#### d. Collaboration inter-écoles

Ce projet est découpé en plusieurs écoles. L'ESIGELEC travaille sur la partie électrique, l'ESTACA sur les hélices et la structure puis enfin CENTRALE SUPELEC est chargé de créer les moteurs électriques pour le Mini-Bee final ([voir figure n°7](#)).

Chaque école, n'ayant pas la même période prévue pour la réalisation du projet, nous avons dû se coordonner et échanger sur nos avancées, nous avons donc créer un groupe commun sur messenger/facebook.



[Figure n°7 : Plan de collaboration](#)

### III. Cahier des charges

Le cahier des charges a été plusieurs fois changé durant le projet, en effet, le nombre d'hélices ainsi que les ailes pivotantes n'étant pas définitivement fixées, nous partons sur des hypothèses.

#### a. Prototype

Le but est de réaliser un montage et de lui implanter une propulsion hybride afin qu'il puisse décoller en soulevant une charge qui pèsera approximativement 450kg.

##### Exigences :

- ✓ Utilisation du moteur thermique ROTAX 915is
- ✓ Alimenter 6 hélices
- ✓ Trouver des moteurs électriques\*
- ✓ Définir la variation de vitesse
- ✓ Confirmer le choix du générateur électrique
- ✓ Poids maximum de 450kg
- ✓ Courant alternatif uniquement
- ✓ Simuler la phase de décollage

\*SUPELEC ne fournira pas les moteurs électriques pour le prototype car leur projet est décalé par rapport au notre.

### b. Appareil final

La version définitive du Mini-Bee doit être plus importante en terme de poids et du nombre d'hélices. La propulsion hybride doit pouvoir ainsi fournir plus de puissance.

#### Exigences :

- ✓ Utilisation de deux moteurs ROTAX 915is
- ✓ Alimenter 10 hélices
- ✓ Mettre à disposition des données techniques pour SUPELEC
- ✓ Poids maximum de 1000kg
- ✓ Courant alternatif uniquement
- ✓ Vitesse de croisière = 250 km/h
- ✓ Autonomie = 850 km

#### Mouvements de rotation :

- ✓ **Tangage** : abaisser à vitesses égales, de deux hélices opposées.
- ✓ **Roulis** : augmenter la vitesse d'une hélice puis abaisser celle de l'hélice opposée.
- ✓ **Lacet** : augmenter la vitesse d'une hélice puis abaisser celle de l'hélice opposée.

Durant son vol, cet appareil utilisera plusieurs phases qui seront les suivantes :

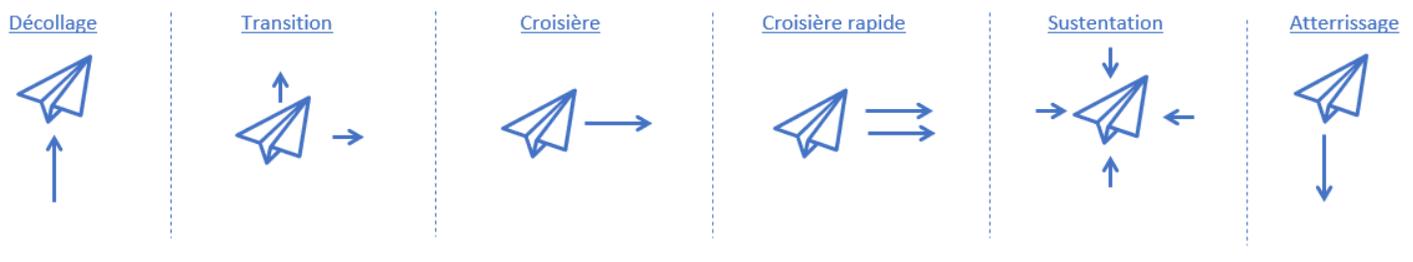


Figure n°8 : Phases de vol



Figure n°9 : Vue de face

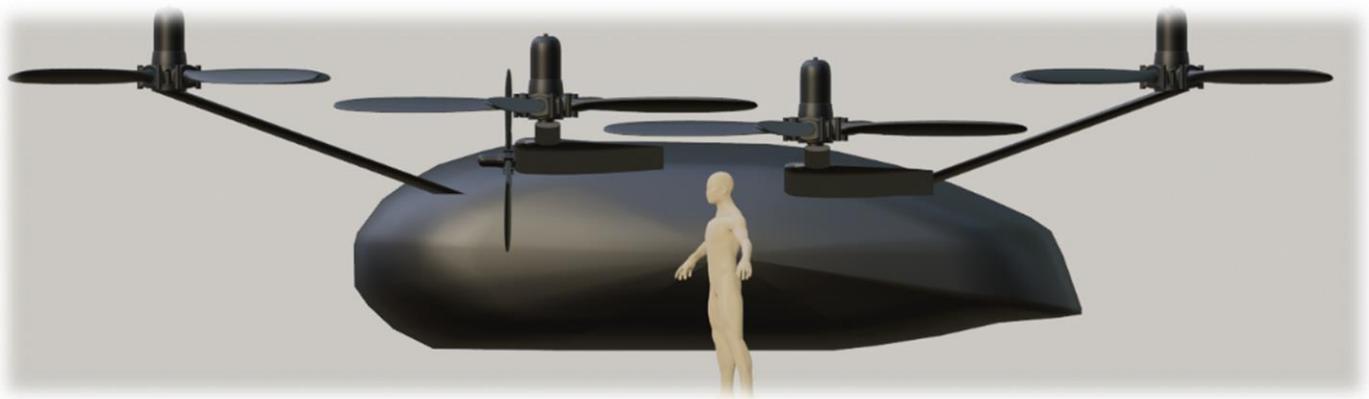


Figure n°10 : Vue de coté

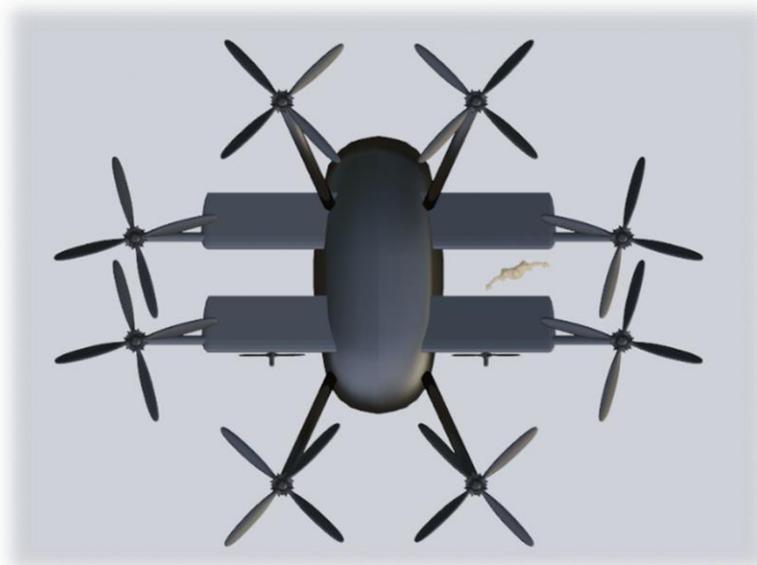


Figure n°11 : Vue de dessus

#### IV. Etat de l'art

Avant de dimensionner la chaîne de traction électrique, il faut d'ores et déjà se lancer dans une partie recherche des technologies déjà existantes afin de voir si ces dernières puissent répondre à nos besoins et nous permettre de réaliser le projet.

Nous avons donc réalisé un état de l'art pour chaque composant de notre circuit de puissance.

##### a. Appareil VTOL

Voici ici un état de l'art de différents aéronefs semblables au Mini-Bee. Cet état de l'art a pour but de comparer les caractéristiques attendues du mini-bee par rapport à des appareils existants.

##### *Hugues OH-6*

Le OH-6 est un hélicoptère de reconnaissance léger fabriqué à partir de 1963. Il s'est notamment illustré pendant la guerre du Vietnam. Bien que cet hélicoptère soit de conception ancienne, il reste intéressant de le comparer au mini-bee par rapport à ses performances et à sa motorisation.



[Figure n°12 : Image du Hugues OH-6](#)

Voici quelques-unes de ces caractéristiques :

*Tableau 1*

<b>Masse à vide</b>	896 Kg
<b>Charge utile</b>	1610 Kg
<b>Vitesse de croisière</b>	250 Km/h
<b>Distance franchissable</b>	430 Km
<b>Puissance du moteur</b>	317 ch
<b>Nombres d'hélices</b>	2

La puissance du moteur est de 317 chevaux soit 1/3 de plus que sur le Mini-Bee.

Cependant, le OH-6 est de conception ancienne, d'où l'importance du poids à vide (pour sa taille). Cela est dû aux matériaux utilisés, sur les appareils plus modernes, des matériaux composites sont utilisés pour réduire le poids à vide d'un appareil.

*Ehang EH184*

Le EH184 est un drone-taxi capable d'emmener un ou deux passagers. Les vols tests ont eu lieu en novembre 2018. Ce drone-taxi est ce qui se rapproche le plus du Mini-Bee (les autres drones-taxis étant encore au stade de prototype).



Figure n°13 : Image du Ehang EH184

Tableau 2

<b>Masse à vide</b>	200 Kg
<b>Charge utile</b>	? Kg (deux passagers)
<b>Vitesse de croisière</b>	60 Km/h
<b>Distance franchissable</b>	25 Km
<b>Puissance totale des moteurs électriques</b>	142 chx
<b>Nombres d'hélices</b>	8

Ce drone-taxi est quatre fois moins puissant que le Mini-Bee cependant son poids est seulement de 200kg. Le prix de vente est estimé entre 200k€ et 300k€ mais les législations n'étant pas encore définies, ce drone n'est pas encore commercialisé.

*Lilium jet*

La société Lilium a été fondée en 2015 par quatre ingénieurs allemands. Le premier vol d'essai a eu lieu en avril 2017. Lilium est actuellement en train de développer une version pouvant emporter jusqu'à 5 passagers afin de permettre un service de taxi volant.



[Figure n°14 : Image du Lilium jet](#)

Tableau 3

<b>Masse à vide</b>	440 Kg
<b>Charge utile</b>	200 Kg
<b>Vitesse de croisière</b>	300 Km/h
<b>Distance franchissable</b>	300 Km
<b>Puissance totale des moteurs électriques</b>	320 kW
<b>Nombres d'hélices</b>	36

Cet aéronef, de puissance similaire au Mini-Bee, est bien différent techniquement. Il est composé de deux paires d'ailes surmontées de nacelles. Pour le vol vertical, ce sont les nacelles abritant les hélices qui s'abaissent afin de rediriger le flux d'air vers le bas.

L'avantage de cette configuration est d'obtenir des surfaces portantes qui ont un rendement bien supérieur à des hélices traditionnelles d'hélicoptère pour le vol à haute vitesse.

### b. Génératrice

Même si la consigne provenant du commanditaire nous a portée sur une gamme bien spécifique de génératrices, nous avons donc effectué des recherches sur d'autres modèles. (voir figure n°15) Ce qui nous a amené à constater que ce qui est proposé est adapté au monde de l'industrie mais pas de l'aéronautique, notamment au niveau de la masse de chaque alternateur. En effet, le monde de l'aéronautique est un secteur assez fermé.

Génératrices							
Marque	Modèle	Commentaire	Masse (kg)	Vitesse de rotation (tr/min)	Puissance (kW)	Tension (V)	Prix
Mecc Alte	GENERATOR TYPE TE 34-1L/4	4 pôles / pour zone dangereuse	396	2250	130	415/480	N/A
Leroy sommaire	-	Devis pour plus d'informations	467	3000	100	-	N/A
WEG B3	W2.WF P4-F9046B 3T	-	-	1500	90	400/690	6 033,98 €TTC

Modèle	Puissance	Rendement	Vitesse de rotation	Poids	Prix
 Siemens SP260D	261 kW	95%	2500 rpm	50 kg	8000€
 Siemens SP260D-A	261 kW	95%	2500 rpm	44 kg	8000€
 Siemens SP200D	204 kW	95%	1300 rpm	49 kg	7000€

Figure n°15 : Tableaux des génératrices trouvées

### c. Variateur de Vitesse

Les moteurs du Mini-Bee sont de type asynchrone triphasé. La vitesse de ce type de moteur est contrôlée par la fréquence de la tension d'entrée et à tension constante.

Pour réaliser ce type de variateur il existe actuellement 3 types de contrôleurs : le plus ancien étant le cyclo-convertisseur qui permet de réaliser une variation d'un faible pourcentage de la fréquence d'entrée. La technologie de commande actuelle est basée sur un onduleur qui permet

de générer toutes les fréquences possibles en sortie mais qui nécessite de passer par une alimentation continue. Il faut donc le placer en aval d'un redresseur cet ensemble étant appelé convertisseur back-to-back. La dernière technologie étant destiné à des application de forte puissance est le convertisseur matriciel qui offre l'avantage de réalisé une conversion directe alternatif/alternatif ce qui permet de commander le facteur de puissance mais par construction empêche un couplage simple des réseaux en amont du convertisseur.

#### **d. Moteurs électriques**

Après avoir mené une recherche des moteurs existants qui correspondraient à notre demande, nous avons dressé une liste dans un tableau (voir figure n°16).

	Puissance	Rendement	Vitesse de rotation	Poids	Prix(€)
 SP70D	70 kW		2800 rpm	26 kg	4500*
Siemens SP90G	65 kW			13 kg	4500*
 Siemens SP55D	55 kW		3000 rpm	26 kg	4200*
 ENGINEUS 45 (Safran)	45 kW (max 70 kW)	94%	2500 rpm	18 kg	4000*
 Rotex RET30	12 kW		2500 rpm	4.1 kg	1800
 Rotex RET30	20 kW		2700 rpm	5.2 kg	2000
 ROTEX REB 90	80 kW		3000 rpm	20 kg	5000*
 ROTEX REX 90	60 kW		2980 rpm	17 kg	4500*
 Sineton A30K016	30 kW		1800 rpm	15.8 kg	3200

Figure n°16 : Tableau des moteurs électriques trouvés

### e. Batteries

L'intérêt d'utiliser un moteur thermique réside dans le fait que l'essence a un rapport Energie/kg bien supérieur à celui des batteries actuelles.

Cependant, plusieurs entreprises travaillent sur des nouvelles batteries qui pourraient créer une rupture technologique en faveur des moteurs électriques. Nous avons par exemple INNOLITH.

Batterie de INNOLITH :

- Excellente densité massique énergétique (1kWh/Kg)
- Stade d'expérimentation
- Mise sur le marché 2022-2024

Batterie plomb :

- Mauvaise densité massique énergétique 20 à 40 Wh/kg
- Mauvaise densité volumique d'énergie 40 à 100 Wh/l
- Solution déjà en place et connue

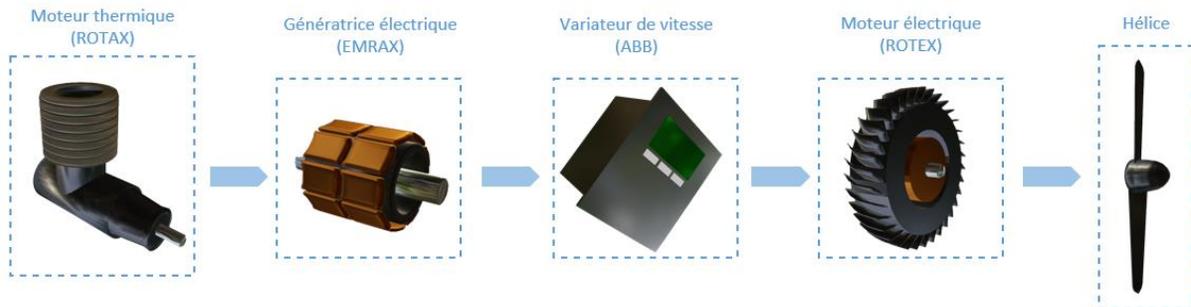
Batterie Li-ion :

- Bonne densité massique d'énergie 100 à 265 Wh/kg
- Bonne densité volumique d'énergie 250 à 620 Wh/L
- Solution déjà en place et connue

- Concernant la partie instrumentation de bord, l'aéronef devra tout de même comporter une batterie 12 ou 24V afin d'alimenter les différentes servitudes électriques comme les écrans, systèmes de secours, starter.

## V. Dimensionnement technique

Nous partons sur une architecture que nous avons définie à partir de l'état de l'art et de nos connaissances (voir [figure n°17](#)).



[Figure n°17 : Architecture hybride du Mini-Bee](#)

Le dimensionnement technique ainsi que le choix des appareils concerneront l'architecture ci-dessus.

### a. Vérification du moteur thermique

Avant d'entrée dans la phase de choix et d'étude, il faut d'abord s'intéresser aux caractéristiques du moteur thermique ([voir figure n°18](#)). Ce moteur de la société ROTAX a déjà été validé par le commanditaire et peut délivrer une puissance d'environ 104kW en sortie.

Nous devons donc nous adapter à la vitesse ainsi qu'à la puissance que va délivrer ce moteur thermique, pour notre architecture électrique.

Caractéristiques :

Poids : 84.6 kg

Performances max. au décollage : 104 kW at 5800rpm

Performances max. en continue : 99kW at 5500rpm



## ENGINE DATA

WEIGHT	kg	lb
Engine with gearbox, turbocharger, intercooler, cooling air baffle, wiring harness, sensors, flange with overboost valve, air hoses, clamps, magneto valve block with hoses, ECU, fusebox with regulators, oil tank, exhaust system Without fuel pumps assembly, radiator and oil cooler	84.6	186.4

VERSION 915 iS*, 915 iSc**	kW	hp	1/min
Max. take-off performance	104	141	5,800
Max. continuous performance	99	135	5,500

BORE		STROKE		DISPLACEMENT		FUEL
84.0 mm	3.31 in	61.0 mm	2.4 in	1,352 cm <sup>3</sup>	82.5 cu. in.	min. MON 85 / RON 95, min. AKI 91

© 2018 BHP-Rotax GmbH &amp; Co KG. All rights reserved.

Puissance (kW)	rpm	Throttle	Fuel Flow (kg/h)
<b>104</b>	5800	100%	33,92
<b>99</b>	5500	100	32,2
<b>89,47</b>	5000	100	28,12
<b>76,7</b>	4500	100	23,4
<b>62,3</b>	4000	100	18,6
<b>47,71</b>	3500	100	14,2
<b>33,7</b>	3000	100	10,07

Figure n°18 : Caractéristiques techniques du ROTAX

Le tableau ci-dessus nous montre certaines valeurs de la puissance qui va être délivrée en sortie du moteur thermique. Grâce à celles-ci, nous pouvons créer des hypothèses de puissances utilisées suivant les différentes phases de vol. S'agissant d'estimations, les résultats peuvent différer de la réalité.

Nous obtenons donc les résultats suivants :

- ✓ Décollage : **104 kW, 5800 tr/min**
- ✓ Transition : **104 kW, 5800 tr/min**
- ✓ Croisière : **47,7 kW, 3500 tr/min**
- ✓ Croisière rapide : **76,7 kW, 4500 tr/min**
- ✓ Sustentation : **89,5 kW, 5000 tr/min**
- ✓ Atterrissage : **76,7 kW, 4500 tr/min**

### b. Bilan de puissance et consommation

Afin de pouvoir entamer l'étude technique, il est nécessaire de faire une approximation de la consommation globale du système avec la puissance qui sera disponible au niveau des moteurs synchrones. N'ayant pour le moment, aucune information sur le variateur de vitesse (en cours de développement) ainsi que sur le moteur électrique (qui doit faire l'objet d'une étude avec une autre école), nous avons, là aussi, estimé les rendements des systèmes (voir figure n°19 à 25).

Les lignes vertes représentent leur utilisation en fonction de la phase de vol. Pour chaque état de l'appareil, une méthode de calcul a été effectuée suivant les résultats obtenus auparavant par le moteur thermique. Pour le détail des calculs, se référer à l'annexe n°1.

Pour faciliter la lecture des schémas blocs, nous avons utilisé les annotations suivantes :

- **MT** : Moteur thermique (Rotax 915 is)
- **GE** : Génératrice électrique
- **RED** : Redresseur
- **OND** : Onduleur
- **MS** : Moteur synchrone triphasé
- **HE** : Hélice

Prototype :

Le but du prototype est de démontrer que le mini-bee puisse voler mais aussi, nous permet de connaître la charge max. que peut soulever 6 hélices.

C'est pourquoi nous alimenterons les 6 hélices afin d'avoir la puissance maximale.

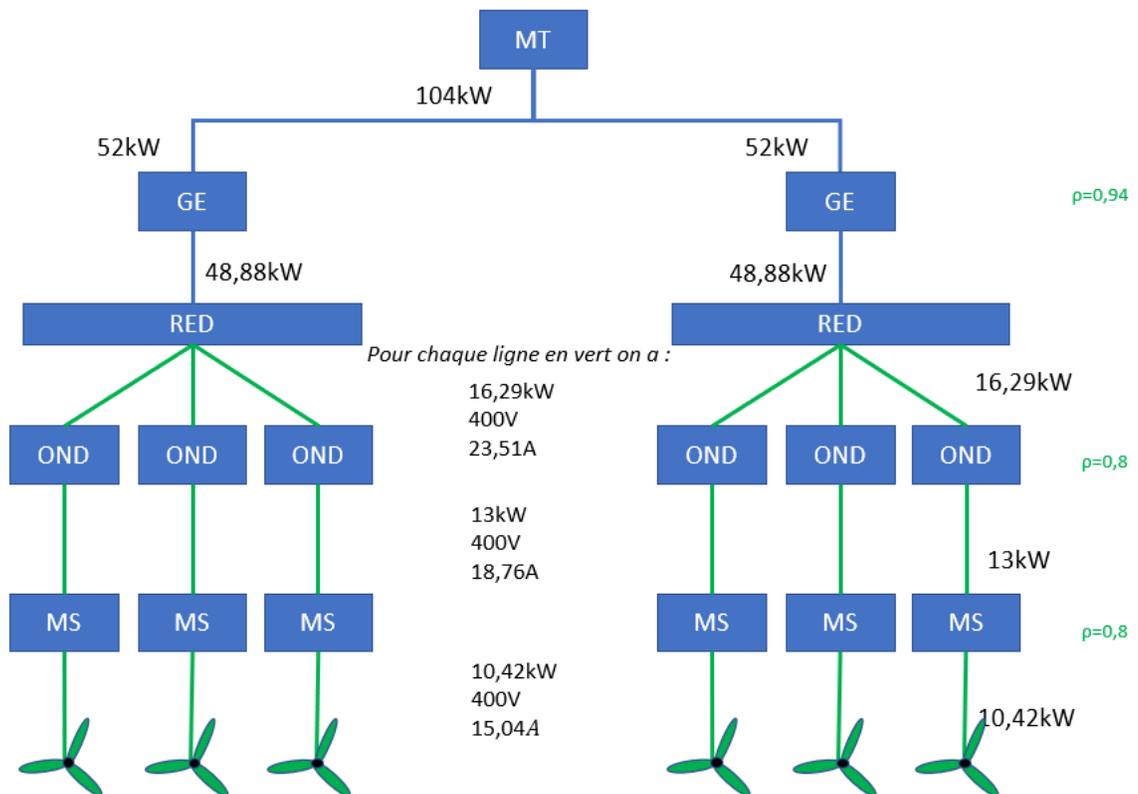


Figure n°19 : Bilan de puissance du prototype

Appareil final :

- ✓ *Phase de décollage* : Dans la phase de décollage, seules les hélices de sustentation sont utilisées, soit 8 hélices.

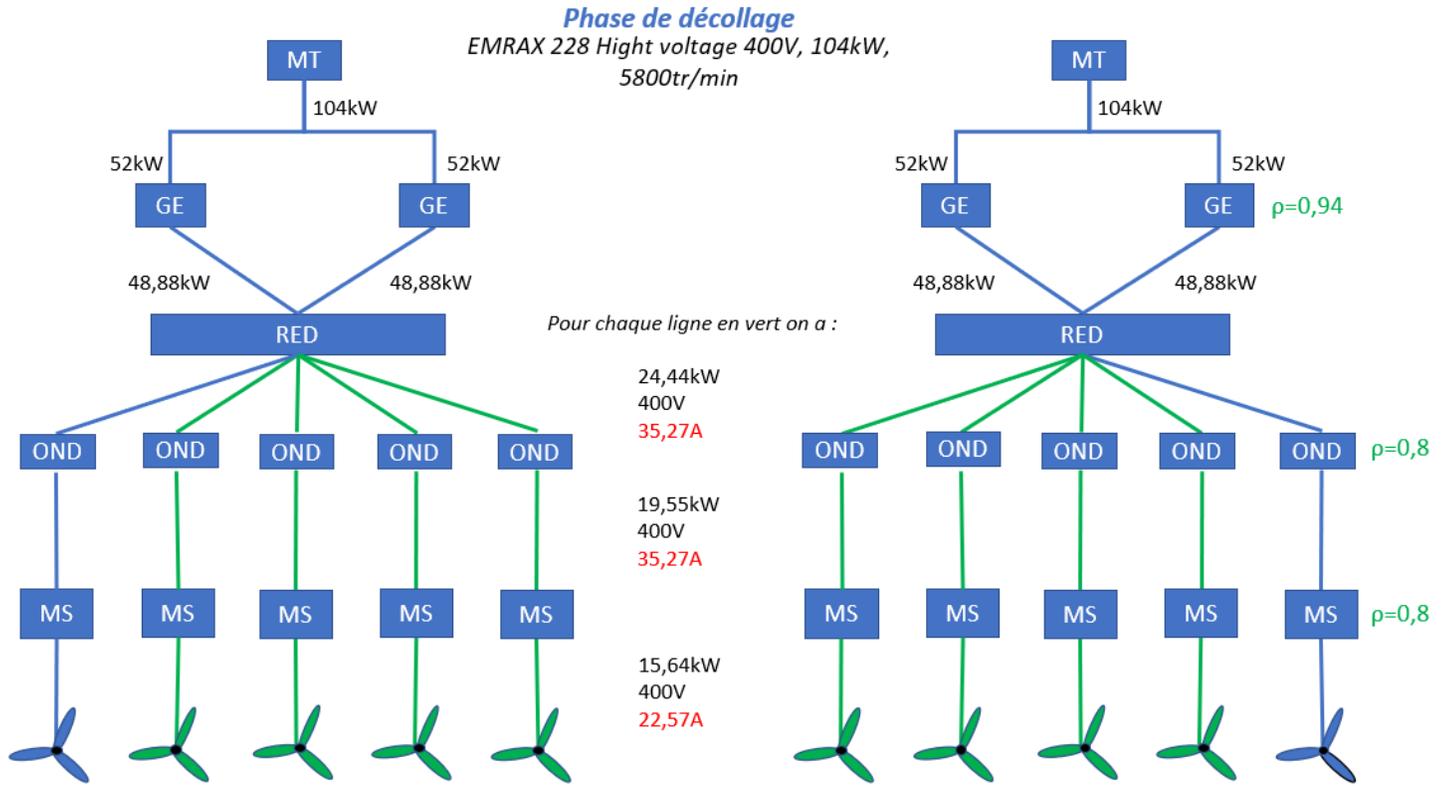


Figure n°20 : Bilan de puissance en phase de décollage

- ✓ *Phase de transition* : Dans la phase de transition, les 8 hélices de sustentation et les 2 hélices de traction sont alimentées. Cela permet de mettre en mouvement l'appareil.

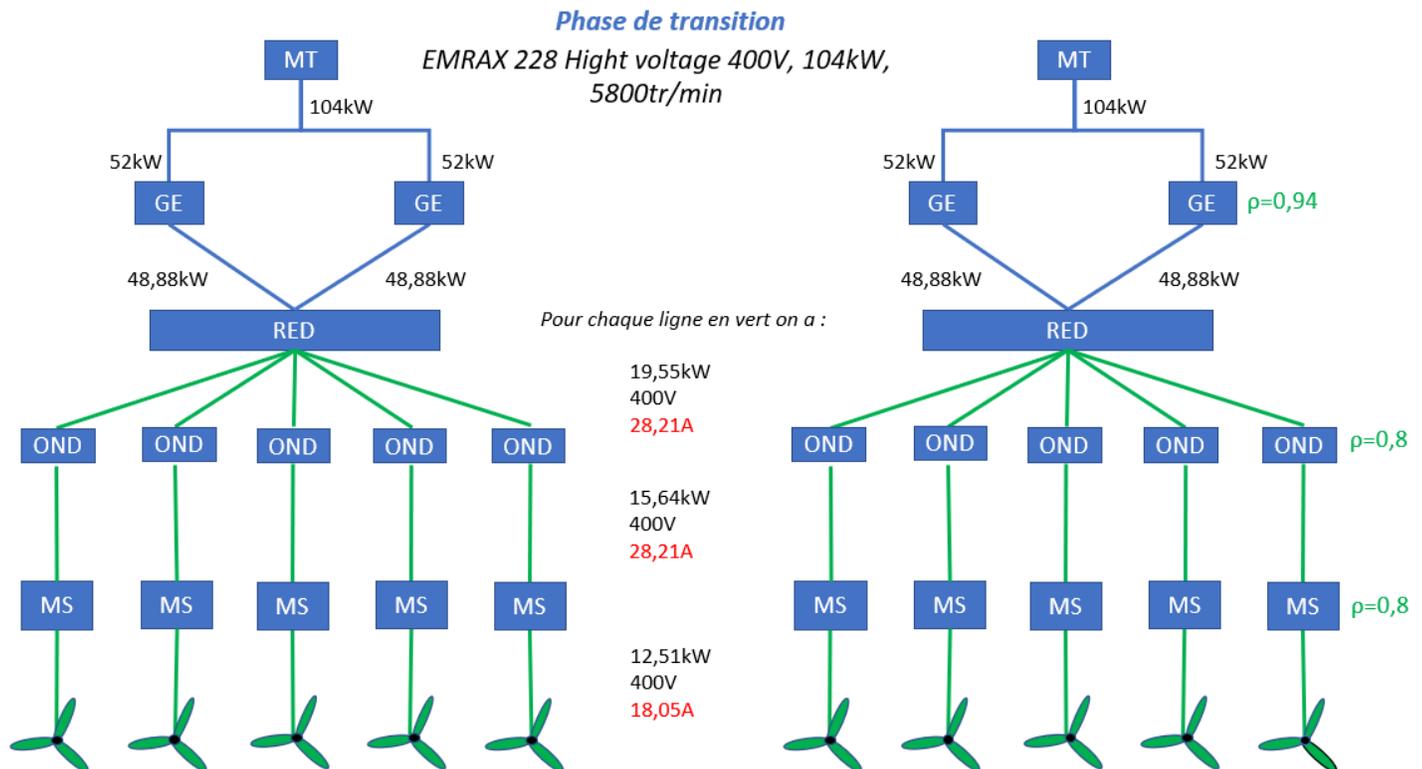


Figure n°21 : Bilan de puissance en phase de transition

- ✓ *Phase de croisière* : Dans la phase de croisière, seulement les deux hélices de traction sont utilisées. La portance est assurée par les ailes ainsi que les hélices en autorotation.

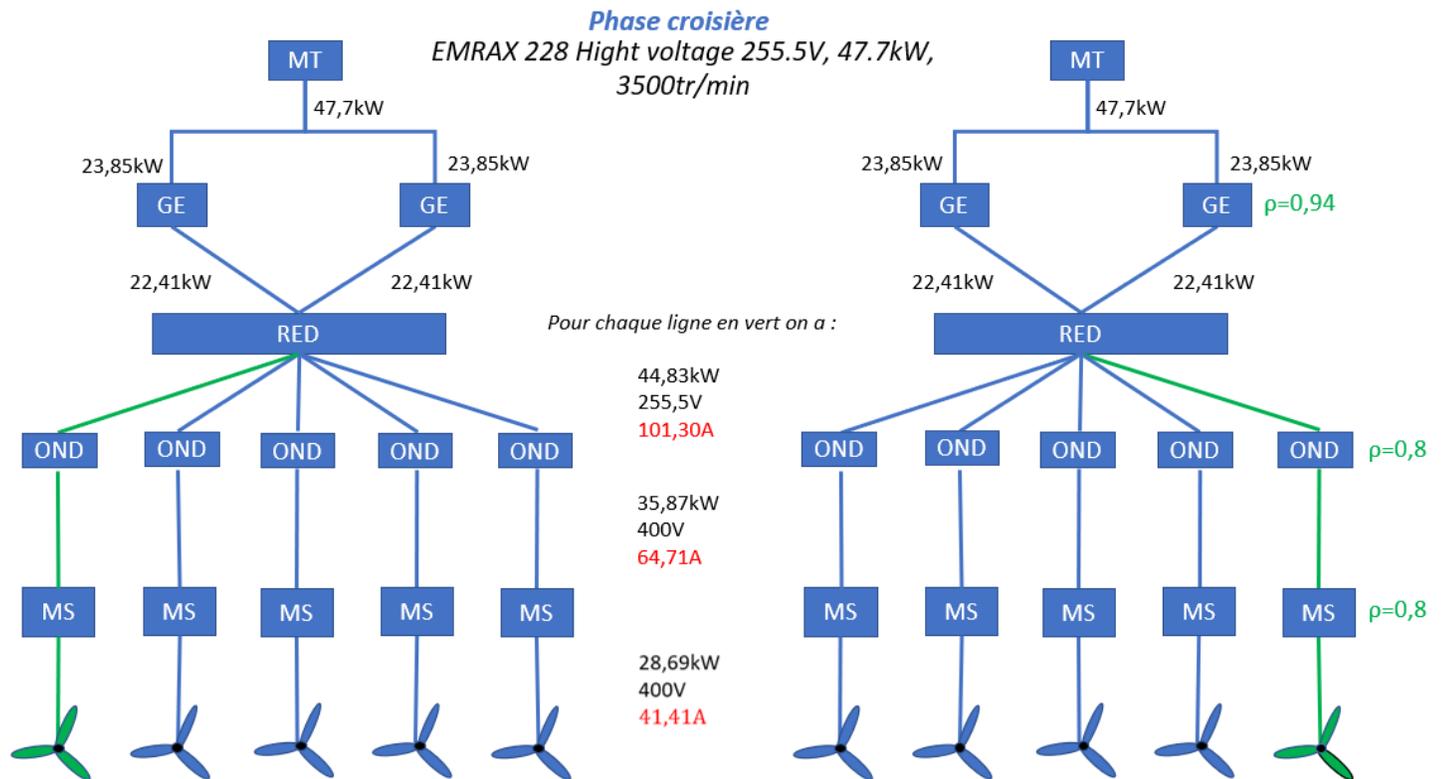


Figure n°22 : Bilan de puissance en phase de croisière

- ✓ *Phase de croisière rapide* : Dans la phase de croisière rapide, seulement deux hélices sont alimentées à leurs puissances nominales.

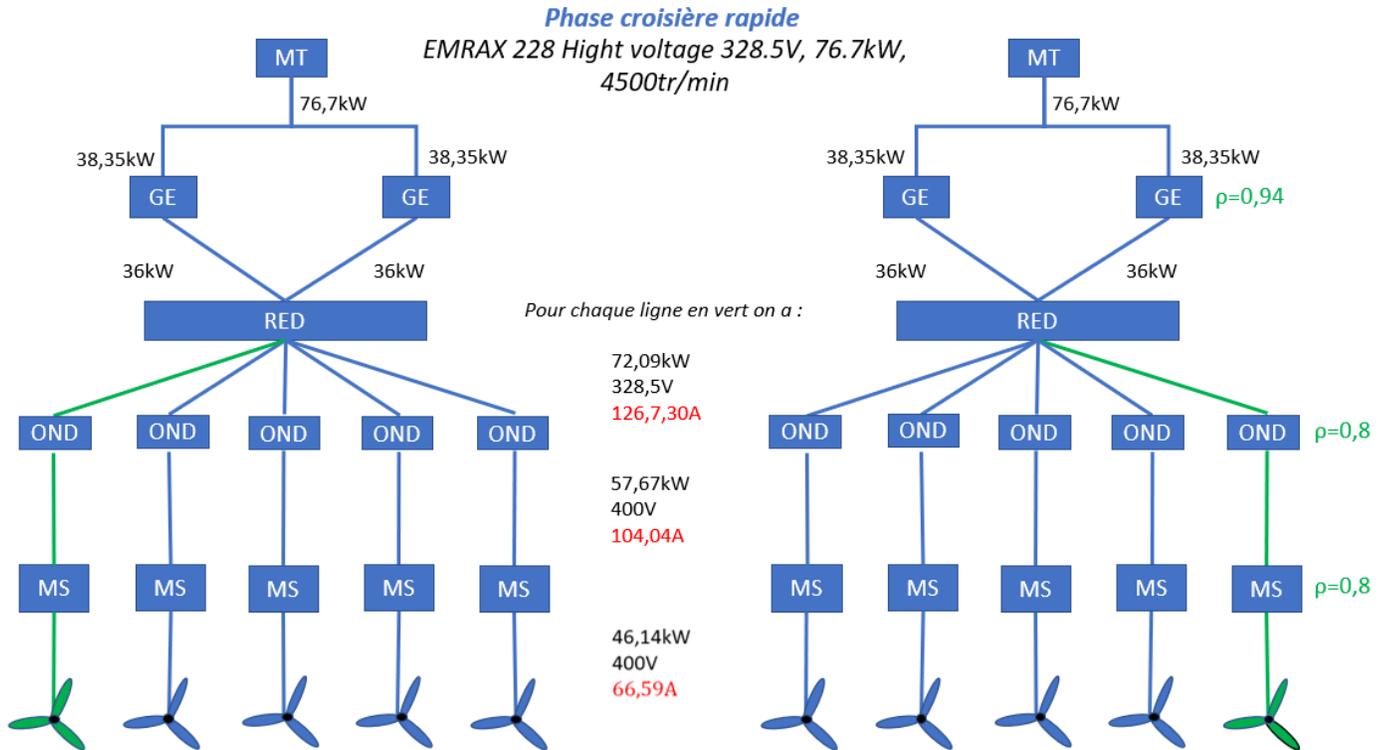


Figure n°23 : Bilan de puissance en phase de croisière rapide

- ✓ *Phase de sustentation* : Dans la phase de sustentation, les 8 hélices de sustentation sont utilisées et les deux hélices de traction sont alimentées afin de pouvoir déplacer le Mini-Bee.

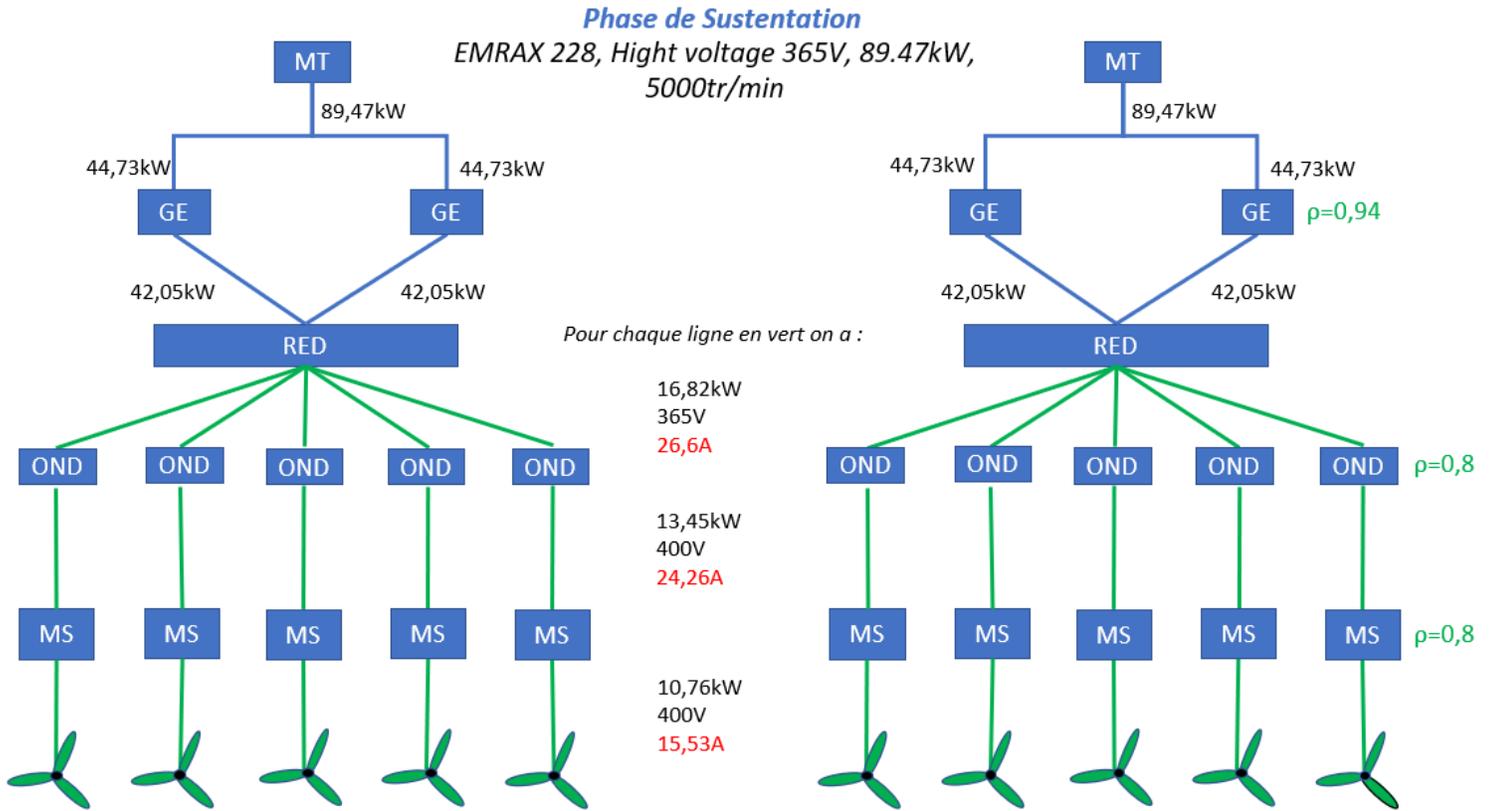


Figure n°24 : Bilan de puissance en phase de transition

- ✓ *Phase d'atterrissage* : Dans la phase d'atterrissage, seule les hélices de sustentation sont utilisées, soit 8 hélices.

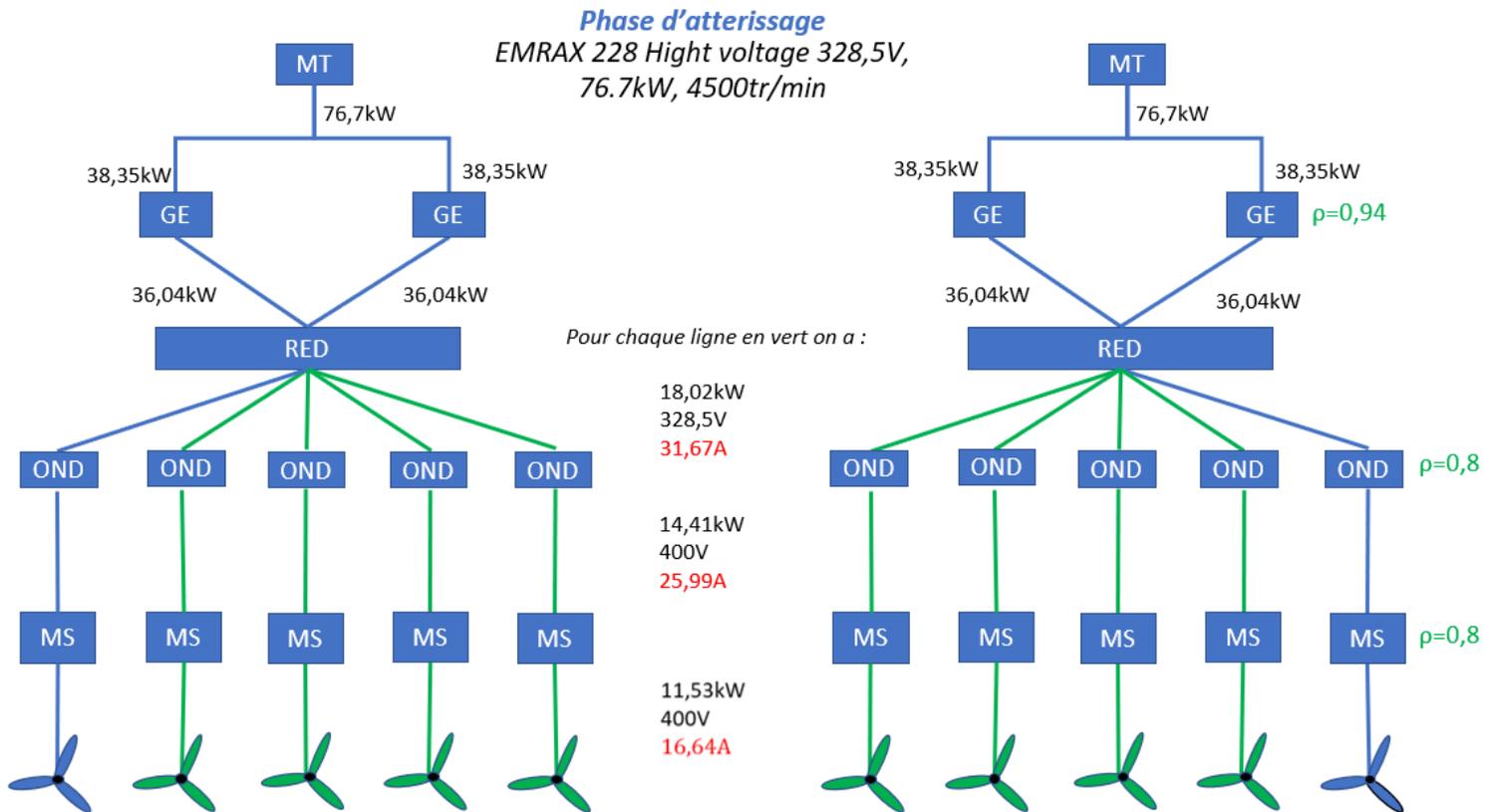


Figure n°25 : Bilan de puissance en phase d'atterrissage

### c. Choix du générateur électrique

Après examen du cahier des charges et en fonction des caractéristiques en sortie du moteur thermique vu précédemment, on peut constater que la gamme de produits que propose le constructeur EMRAX conseillé par notre commanditaire, correspond à nos attentes. Dans toutes les gammes proposées, le EMRAX 228 répond à ce que l'on recherche car il correspond au régime de vitesse du ROTAX 915is (voir documentation EMRAX 228 dans annexe n°4). Nous en avons conclu que l'EMRAX 228 était le plus intéressant niveau puissance, tension et vitesse.

Il existe aussi la gamme de EMRAX 188 qui possède des caractéristiques intéressantes, mais qui ne correspondent pas à nos attentes car la tension de sortie qu'elle délivre est trop faible, même en high voltage.

#### Exigences :

- Vitesse de rotation max. : 5800 tr/min
- Vitesse de rotation : 5500 tr/min
- Puissance de sortie : 104 kW
- Sortie : 400 Vac

#### Caractéristiques du EMRAX 228 :

- Vitesse max. : 6500 tr/min
- Vitesse : 5800 tr/min
- **55kW** à 5 000 tr/min
- Tension entre deux phases : 0,0730 (tr/min /1Vdc)
- $0,0730 * 5800 = \mathbf{423.4 \text{ Vac}}$

Après avoir choisi le EMRAX 228, on peut en déduire les données électriques de sortie de la génératrice suivant les phases de vols :

- ✓ Décollage = 423Vac, 52kW, 71A, 96,8Hz
- ✓ Transition = 423Vac, 52kW, 71A, 96,8Hz
- ✓ Croisière normale = 255Vac, 22,4kW, 50,7A, 58,33Hz
- ✓ Croisière rapide = 328Vac, 36kW, 63,4A, 75Hz
- ✓ Sustentation = 365Vac, 42kW, 66,4A, 83,3Hz
- ✓ Atterrissage = 328Vac, 36kW, 63,4A, 75Hz

#### d. Détermination des câbles

La section des câbles varie en fonction du courant demandé ou de la chute de tension, après quelques calculs, on en arrive aux résultats suivants : (voir détails calculs en annexe n°2)

Prototype :

PROTOTYPE	
Nombre d'hélices	6
Puissance génératrices (kW)	48,88
Puissance VV (kW)	13
Puissance MAS (kW)	10,42
Intensité (A)	15,04
Section (mm <sup>2</sup> )	1.5
Quantité	18
Poids (kg)	11.88
Prix (€)	4500'

[Figure n°26 : Tableau de section Prototype](#)

Appareil final :

MINIBEE FINAL									
	Nombre d'hélices utilisées	Puissance génératrices (kW)	Puissance VV (kW)	Puissance MAS	Intensité (A)	Section (mm <sup>2</sup> )	Quantité	Poids (kg)	Prix (€)
<i>Phase de décollage</i>	8	48,88	19,55	15,64	22,57				
<i>Phase de transition</i>	10	48,88	15,64	12,51	18,05				
<i>Phase croisière</i>	2	22,41	35,87	28,69	64,83				
<i>Phase croisière rapide</i>	2	36	57,67	46,14	81,09				
<i>Phase de sustentation</i>	2	42,05	67,28	53,82	85,13	16	30	99	7500'
<i>Phase d'atterrissage</i>	8	36,04	14,41	11,53	20,26				

[Figure n°27 : Tableau de section Mini-Bee final](#)

### e. Conception du variateur de vitesse

En tenant compte des spécifications techniques fournies par le commanditaire, nous avons étudié 4 solutions de contrôle moteur. Nous avons étudié le cyclo-convertisseur, le gradateur, le convertisseur matriciel et le convertisseur back to back. Les contraintes du commanditaire étant la commande de moteur triphasé asynchrone alimenté par une source triphasée à tension et fréquence variables ; la fréquence et la tension étant liées par un coefficient fixe. La génératrice fonctionnant dans la plage (200V / 13 698Hz) - (400V / 27 397Hz).

#### 1/ Cyclo-Convertisseur <sup>(1)</sup> (1) Conclusion issue de la thèses « des cycloconvertisseur » de Monsieur KEDJAR Bachir

Dans l'optique de répondre à la demande de conversion directe alternatif/alternatif nous avons dans un premier temps étudié le cyclo-convertisseur. Ce dernier est basé sur un réseau de thyristor monté en opposition. Le cyclo-convertisseur permet exclusivement d'agir sur la fréquence du signal envoyé au moteur. Il permet d'envoyer au moteur un signal d'une fréquence comprise entre 0 et 35% de la fréquence de la source, pour un convertisseur d'un indice de pulsation 6. C'est-à-dire basée sur 36 thyristors pour un fonctionnement en triphasé.

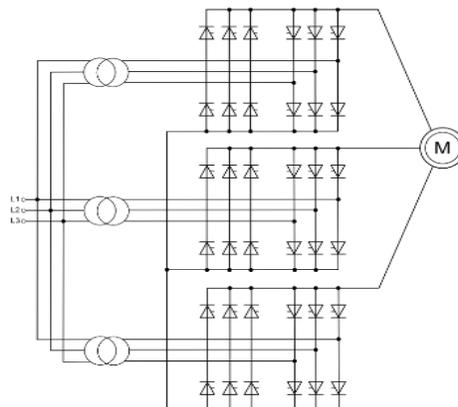
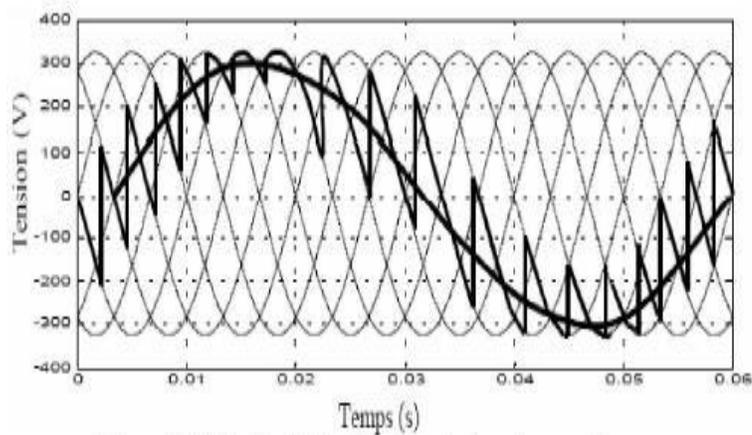


Figure n°28 : Structure Cyclo-Convertisseur

Le principe de fonctionnement du cyclo-convertisseur étant basé sur le couplage de plusieurs redresseurs ici triphasés. Il présente beaucoup d'harmoniques notamment dues au découpage du signal d'entrée.

Ces harmoniques sont sur toutes les plages de fréquence, compte tenu des courants et des longueurs de câble. Le cyclo convertisseur doit être placé proche du moteur dans l'optique de diminuer au minimum les perturbations électromagnétiques générées par le mini-bee.



[Figure n°29 : Forme d'onde du Cyclo-Convertisseur](#)

Le cyclo-convertisseur peut donc moduler la fréquence ; cependant le commanditaire veut également faire varier la tension entre les phases du générateur. Ce que ne permet pas le cyclo-convertisseur. Le nombre important de thyristors (cf figure1) et la fréquence élevée de commutation imposent également un dissipateur thermique d'un poids non négligeable.

Le Cyclo-convertisseur ne permet pas par sa nature de convertisseur direct, d'ajouter un stockage d'énergie qui permettrait de faire face aux variations rapides de consommation dues au caractère instable du multicoptère.

Après étude, nous ne pouvons donc pas retenir ce convertisseur pour le pilotage des moteurs. Ce dernier ne satisfaisant pas pleinement aux exigences imposées par le commanditaire.

## 2/ Gradateur :

Dans l'optique de permettre au système de faire varier à la fois la tension et la fréquence nous avons étudié le cas du gradateur qui permet de moduler la tension de sortie.

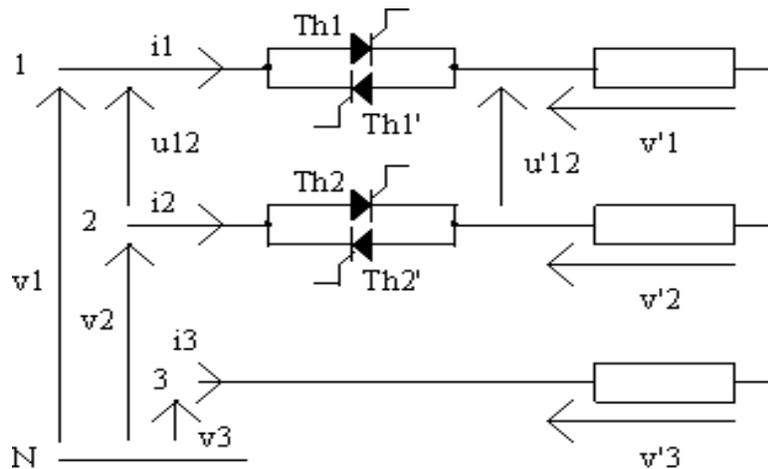


Figure n°30 :Structure Gradateur

Le système du gradateur étant composé de thyristors (cf figure 3) il est capable de faire varier la tension entre phases aux bornes de la charge (cf figure 4). Il peut en diminuant le temps de conduction créer une tension du point de vue de la charge comprise entre 0V et U la tension de la génératrice. Il est cependant incapable de créer une tension plus élevée en sortie que sa tension d'entrée. La fréquence du courant est quant à elle égale à la fréquence de la source.

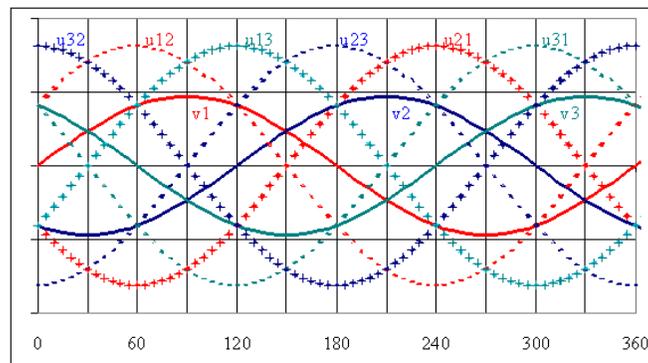


Figure n°31 :Forme d'onde Gradateur

Dans le but de limiter la fréquence de commutation des thyristors, afin de les préserver le plus possible il est plus indiqué de les placer en aval du cyclo-convertisseur. L'ensemble cyclo-convertisseur gradateur est donc capable de créer une tension et une fréquence variable et pilotées en fonction de la sortie de la génératrice. Cet ensemble est donc capable de piloter à partir de l'alimentation fournie par les génératrices, des moteurs triphasés ayant pour caractéristique une tension d'entrée de 200V entre phases et une fréquence de fonctionnement comprise entre 0 et 9.588 Khz.

Cependant cette méthode comporte plusieurs inconvénients majeurs en effet le commanditaire nous impose des moteurs alimentés avec une tension de 400V entre phases. Ce qui ne peut pas être piloté par cette association de convertisseurs.

Il y a également trois autres inconvénients à cette association. Le nombre important de composants actifs (40 thyristors) qui sont nécessaires par moteur ; ce qui engendre un risque de panne non négligeable. L'ensemble de ces composants générant une dissipation thermique non négligeable, il est impératif de rajouter un système de dissipation thermique ce qui apporte une masse supplémentaire à l'appareil. Pour finir, par leur nature de convertisseurs directs alternatif/alternatif, il est impossible d'ajouter une réserve d'énergie pour absorber les variations rapides de charge. Ceci impose de constamment générer un surplus d'énergie qui sera dissipé dans les génératrices ; ce qui impacte non seulement leurs rendements, mais également leurs durées de vie ; ainsi que l'énergie maximale exploitable due à la surgénération nécessaire pour encaisser les demandes instantanées d'énergie.

3/ Convertisseur matriciel <sup>(2)</sup> Conclusion issue du mémoire « Application de la modulation vectorielle au convertisseur matriciel 3\5 phases » de Monsieur HAMITOUCHE Samir

Nous avons donc décidé d'étudier un convertisseur direct capable de réaliser une variation de tension ainsi qu'une variation de la fréquence. Nous avons donc étudié le convertisseur matriciel. Ce dernier couplé à une commande vectorielle permet à l'aide de seulement 18 transistors IGBT d'obtenir une fréquence et une tension variables. Il permet également d'ajuster le facteur de puissance pour le garder unitaire. Le convertisseur matriciel permet à partir des tensions de la génératrice de piloter un moteur triphasé avec une tension d'entrée entre phases de 400V et d'une fréquence d'entrée théorique allant de 0 Hz à l'infini.

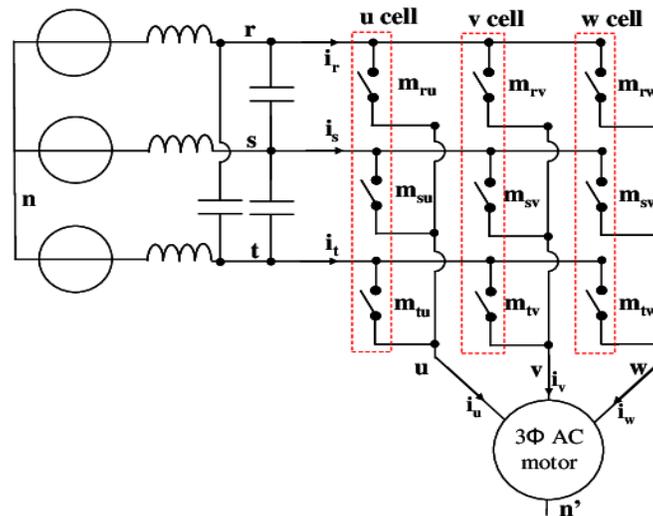


Figure n°32 :Structure Convertisseur matricielle

Ce convertisseur satisfait donc pleinement aux caractéristiques du cahier des charges. Il ne permet cependant pas de stocker l'énergie à l'image des convertisseurs précédents car il s'agit également d'un convertisseur direct alternatif/alternatif.

Pour permettre la commande des moteurs via ce convertisseur il faut utiliser une commande vectorielle. Cette dernière nécessite en entrée les valeurs de tension et de position angulaire de chacune des phases. Ainsi qu'un traitement numérique de ces données afin d'établir la commande de chaque IGBT.

Compte tenu des fréquences d'entrée du système ainsi que des exigences de la commande du convertisseur matriciel. Les tensions et les positions des phases ne doivent pas s'être déplacées de plus de 1% entre la prise de mesure et l'application de la commande. La valeur maximale de la fréquence d'entrée étant de 27.397Khz pour 400V. La chaine de traitement comprenant, Conversion analogique numérique, calcul de la consigne à envoyer et application de la commande doit s'effectuer en  $8.5 \times 10^{-8}$ s. D'après la formule suivante  $T(1\%) = \frac{1\%}{4 * F}$

Les convertisseurs analogiques numériques n'étant pas capable d'effectuer la conversion dans un temps suffisamment faible, nous avons voulu lier la position des phases à la position angulaire de l'arbre de la génératrice. La génératrice étant équipée d'un capteur angulaire nous pourrions théoriquement utiliser ce capteur pour déterminer la position des phases sans réaliser de conversion ce qui rendrait la commande possible. Cependant ce correcteur n'est pas capable d'effectuer d'élévation de tension et les moteurs électriques dont les caractéristiques sont imposées par le commanditaire ne peuvent pas fonctionner avec une tension inférieure à 400V entre phases. Et par construction le couplage des phases des différentes génératrices ne peut se faire que si les tensions des génératrices sont en phases et qu'elles sont parfaitement synchronisées. Ce qui impose de plus un montage très précis de ces dernières.

Ce convertisseur serait donc applicable si les génératrices fonctionnaient en régime constant de manière à fournir une tension de 400V sur toute la durée du vol. Mais le commanditaire souhaitant diminuer la vitesse de rotation des moteurs au cours du vol ce qui abaisse la tension à 200V entre phases. Ce qui ne permet pas d'utiliser ce convertisseur.

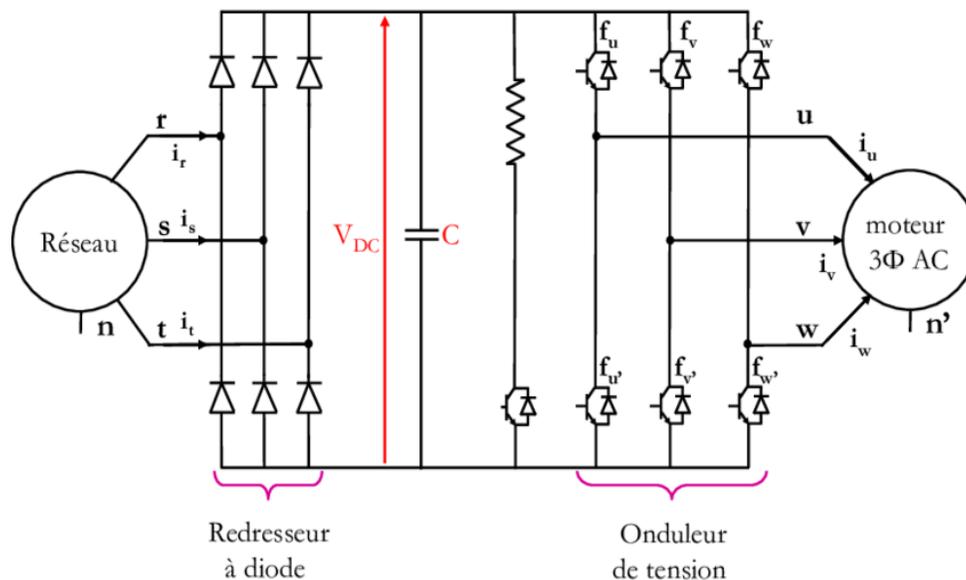
#### 4/ Conclusion sur les convertisseur direct (AC/AC) :

Les convertisseurs directs alternatif / alternatif sont applicables au projet à la condition d'opter pour une génération à fréquence et tension constantes. Pour 400V - 27 397Hz pour cette utilisation, le convertisseur matriciel est le plus indiqué en raison de son nombre de transistors plus faible ainsi que par le fait que son facteur de puissance soit pilotable.

Cependant la tension en entrée du convertisseur du mini-bee étant variable nous allons devoir étudier la solution des convertisseurs de type back to back.

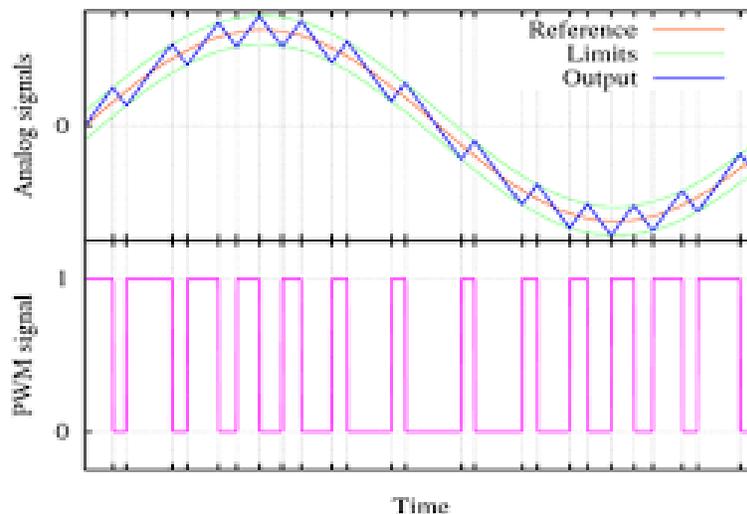
#### 5/ Convertisseur back to back :

Le convertisseur back to back se compose de trois étages, le premier prend place directement après la génératrice et permet de créer une tension continue à partir de la tension alternative d'entrée. Pour ce faire, il est équipé d'un redresseur à diodes ou d'un redresseur à thyristors. Cet étage de redressement est secondé par un banc de capacité qui sert de filtre passe-bas afin de fournir une tension la plus lisse possible à l'étage suivant.



[Figure n°33 : Structure du convertisseur back to back](#)

L'étage suivant se compose d'un convertisseur DC/DC de type buck-boost qui permet à partir de la tension continue d'entrée de fournir une tension continue de 230V DC régulée même si la tension d'entrée est plus faible. Cet étage est lui aussi secondé par son banc de capacité qui permet ici aussi de filtrer le signal mais également de stocker de l'énergie. Ce qui nous permet de réagir aux changements rapides de consommation sans impacter la génératrice, qui peut par conséquent produire l'énergie équivalant à la consommation moyenne. Il n'y a donc plus de pertes dans cette dernière.



[Figure n°34 : Forme d'onde commande M.L.I.](#)

Le troisième étage de ce convertisseur est un onduleur composé de 6 transistors IGBT qui permettent de générer à partir de la tension continue d'entrée un signal alternatif triphasé. Cet étage est quant à lui épaulé par un filtre passe bas afin de répondre aux critères CEM.

En appliquant une consigne de type MLI à cet onduleur la forme d'onde obtenue dans les câbles est un quasi-sinus ce qui permet de réduire les harmoniques de basse fréquence et rend leur filtrage plus facile afin de réduire au maximum les perturbations électromagnétiques produites par le Mini-Bee.

De plus, par la présence d'un rail continu dans l'alimentation, le couplage des génératrices peut se faire indépendamment de leurs positions angulaires. Un couplage judicieux des 3 génératrices pouvant néanmoins contribuer à minimiser les oscillations en sortie du redresseur. Un décalage d'un angle de  $\pi/3$  entre les arbres de chaque génératrice étant optimum. Le gain apporté restant tout de même marginal le couplage n'a ici pas obligation d'être précis ce qui simplifie le montage final.

#### 5/ Conclusion sur le choix du convertisseur :

Sur l'ensemble des convertisseurs étudiés nous pouvons rejeter le couple cyclo-convertisseur gradateur. En effet, il est trop complexe à réaliser en raison du nombre important de thyristors à mettre en œuvre. Et il ne permet pas de répondre pleinement au besoin.

Pour le choix final nous pouvons conseiller deux types de convertisseurs. Un par hypothèse de travail en fonction de ce qui veut être privilégié par le commanditaire.

Dans l'hypothèse où le commanditaire privilégie la puissance maximale disponible ainsi que le rendement à la stratégie de conversion alternatif / alternatif, nous conseillons d'utiliser des convertisseurs back to back en raison de leur capacité de stockage et à leur résilience éprouvée, ainsi que leur capacité de fonctionner avec une large gamme de fréquences et de tensions d'entrée.

Dans l'hypothèse où le commanditaire privilégie la conversion alternatif / alternatif à la puissance maximale disponible et au rendement, nous conseillons d'utiliser un convertisseur matriciel ce qui impose en revanche des complications à la mise en œuvre ainsi que l'obligation d'utiliser une fréquence de rotation constante pour les génératrices. Afin de garantir une alimentation 400V entre phases.

### f. Moteurs électriques

Comme dit précédemment, la gamme de moteurs électriques synchrones triphasés sera de la marque ROTEX Electric. Ses caractéristiques sont les suivants :

#### Pour le prototype :

- Gamme : RET30
- Puissance : 12 kW
- Prix : 1800 €
- Poids : 4,1 kg

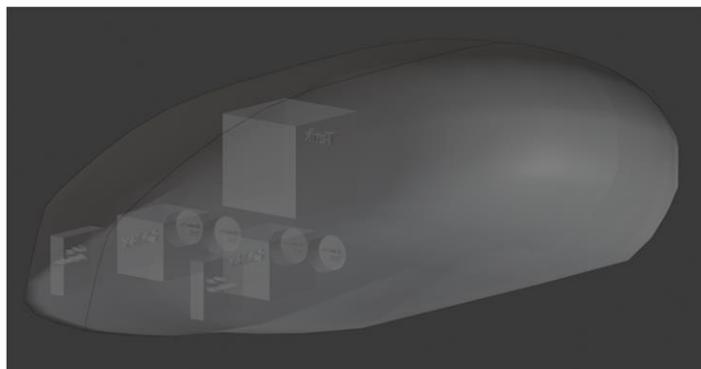
#### Pour l'appareil final :

- |                     |                     |
|---------------------|---------------------|
| - Gamme : RET90     | - Gamme : REX30     |
| - Puissance : 60 kW | - Puissance : 20 kW |
| - Prix : 4500 €     | - Prix : 2000 €     |
| - Poids : 17 kg     | - Poids : 5,2 kg    |

Ces moteurs seront utilisés pour le dimensionnement de notre architecture. Cependant SUPELEC est en charge de concevoir des machines spécifiques pour le futur Mini-Bee.

### g. Intégration du matériel

Ensuite, dans le but de contrôler l'espace qu'occupe chaque élément dans le fuselage, nous avons dessiné ces derniers en sachant que 2,50 mètres de longueur (soit la moitié de la longueur totale) est réservé à l'habitacle ainsi qu'à la cellule médicale. Le but de cette manipulation est d'envisager d'équilibrer la masse répartie dans le Mini-Bee de la version finale, mais aussi de déterminer la puissance requise sur chaque moteur électrique.



[Figure n°35 : Disposition du matériel](#)

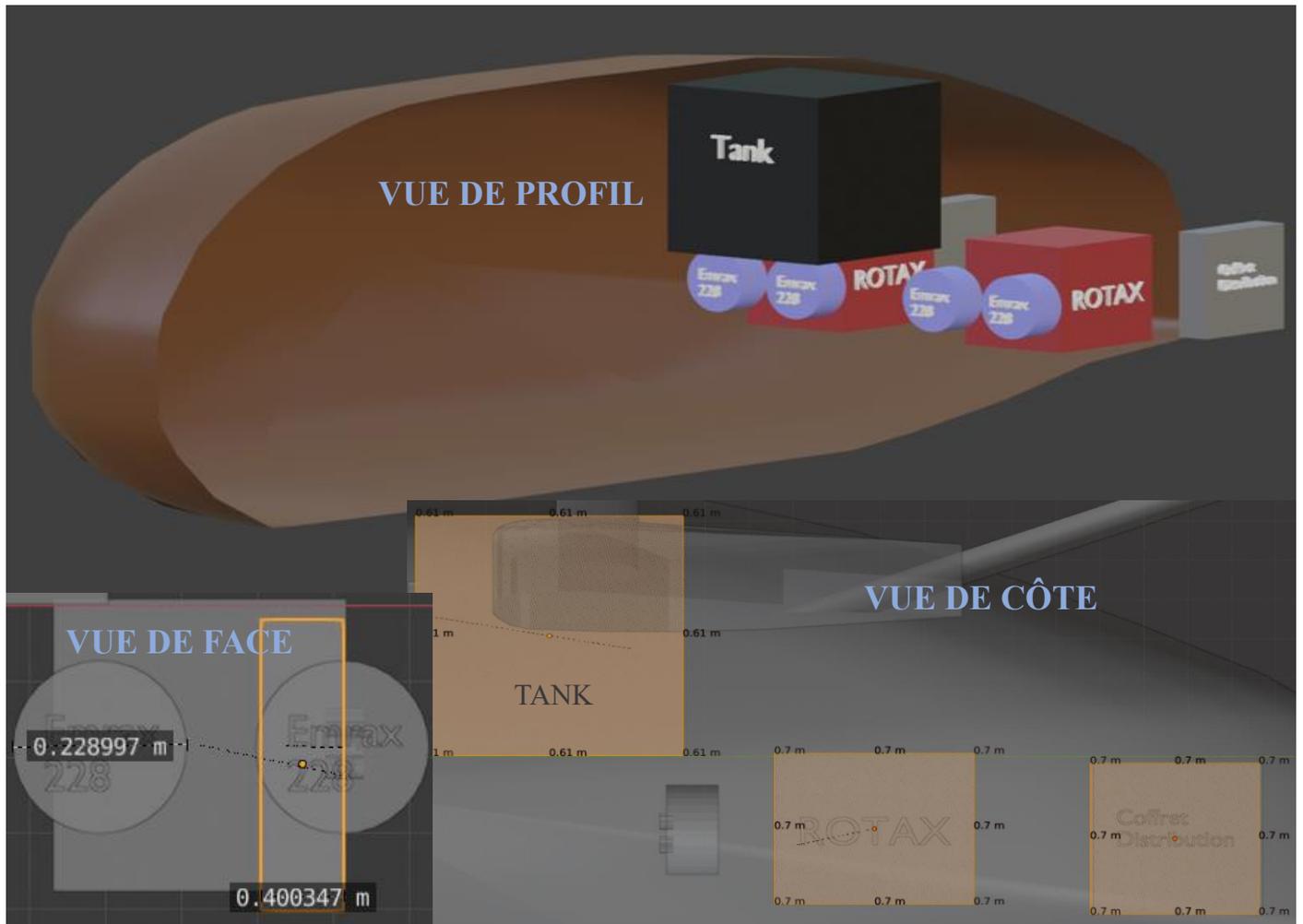


Figure n°36 : Disposition du matériel

## h. Chiffrage et poids de la chaîne de propulsion

Une fois le dimensionnement effectué, nous avons réalisé une synthèse concernant le coût ainsi que le poids total de l'architecture électrique dans le cas du prototype puis de l'appareil final du Mini-Bee (voir figures n°37 et 38).

Nombre d'hélices	Puissance max (kW)	Prix unitaire VV	Coût	Poids (kg)	Moteur (Rotex Electric)	Puissance kW	Prix unitaire	Quantité	Coût	Poids (kg)	Coût câblage	Poids câblage
6	10,42	2000	12000	5,00	RET30	12	1800,00 €	6,00	10800,00 €	4,10	4500,00 €	11,88
Prix unitaire EMRAX 228				Quantité	Coût	Poids	Coût total		Poids total (kg)			
2490,00 €				2,00	4980,00 €	12,40	32280,00 €		91,28			

Figure n°37 : Tableaux prototype

Nombre d'hélices	Puissance max (kW)	Prix unitaire VV	Coût	Poids unitaire (kg)	Moteur (Rotex Electric)	Puissance kW	Prix unitaire	Quantité	Coût	Poids (kg)	Coût câblage	Poids câblage
10	46,14	2000	20000	5,00	REX90	60	4500,00 €	2,00	9000,00 €	17,00	7500,00 €	99,00
					REX30	20	2000,00 €	8,00	16000,00 €	5,20		
Prix unitaire EMRAX 228				Nombre EMRAX	Coût	Poids	Coût total		Poids total (kg)			
2490,00 €				4,00	9960,00 €	12,40	62460,00 €		274,20			

Figure n°38 : Tableaux appareil final

Nous pouvons donc constater que l'architecture électrique représente à elle seule environ 30% du poids total du Mini-Bee (environ 1000 kg) avec un coût total non-négligeable.

## VI. Conseils

### a. Logique de dimensionnement

La difficulté du projet étant le fait que nous n'étions pas fixé sur le nombre d'hélices ni même combien de kilos pouvait porter chaque hélice. En effet si 4 ou 6 hélices suffisent, alors les autres hélices risquent de créer inutilement de la complexité/trainée aérodynamique.

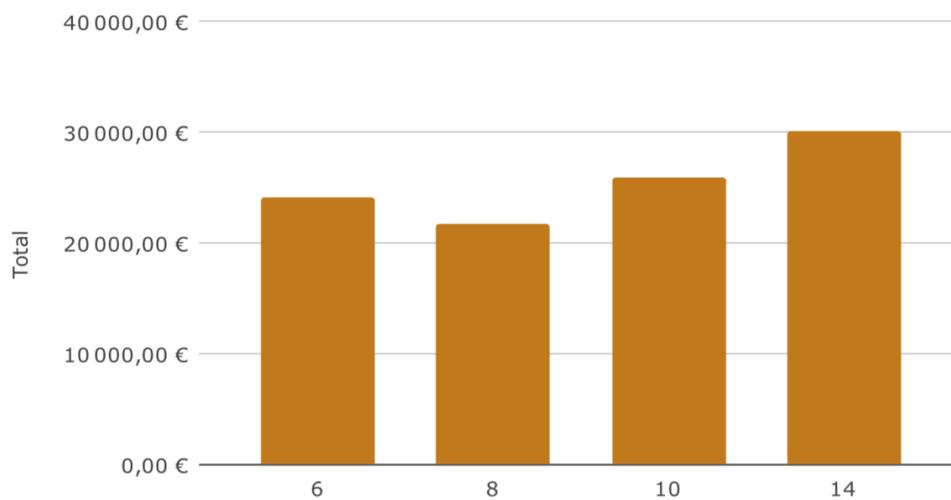
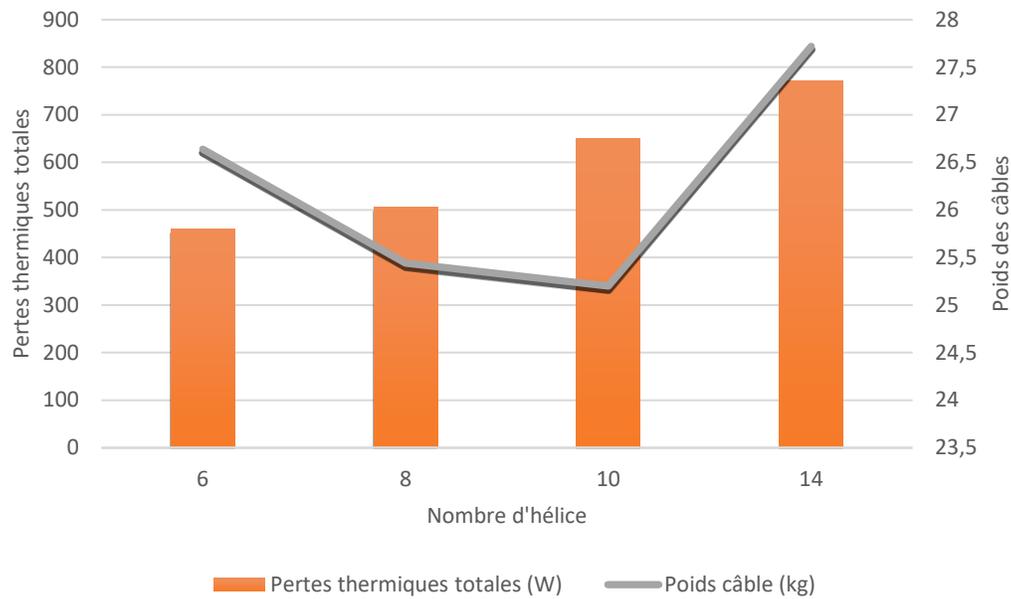
Si nous avions dû dimensionner le projet, nous serions partis de l'énergie nécessaire pour sustenter 1000 kg, et nous aurions ensuite remonté la chaîne de puissance jusqu'aux moteurs thermiques. Cette méthode nous aurait permis d'avoir une vision plus claire de la puissance nécessaire et donc d'optimiser au mieux la partie puissance.



Figure n°39 : Diagramme de logique

### b. Effet de la quantité d'hélices

La quantité d'hélices joue un rôle important dans le poids et le prix de l'appareil, nous avons donc réalisé des calculs de comparaison, non pas pour contredire le commanditaire, mais uniquement pour constater les faits (voir figure n°40).



[Figure n°40 : Courbes des effets sur la quantité d'hélices](#)

### c. Comparaison du moteur thermique et batteries

Aujourd'hui, le rendement énergétique d'une batterie est toujours moins élevé que celui de l'essence. Cependant de nouvelles technologies de batterie sont en cours d'étude et nous avons donc comparé la solution « uniquement batterie » et la solution moteur thermique.

L'inconvénient du moteur thermique provient du fait qu'en plus de ce dernier, il faut compter la masse de l'essence, de la génératrice et du système de refroidissement.

Ci-dessous, un tableau comparatif des différentes méthodes de stockage de l'énergie. Dans l'optique de comparer les solutions de stockage possibles en prenant l'ensemble des équipements en compte.

	Moteur thermique ROTAX	Batterie (Li-Ion)	Batterie INNOLITH (recherche)	Batterie Li-S (recherche)
poids moteur	81			
Poids carburant	234	385	385	385
poids génératrice	50			
poids cooling+oil*	20			
Total	385	385	385	385
Densité énergétique (Wh/kg)	13111	200	1000	1200
Energie disponible (Wh)	3068002	77000	385000	462000
rendement rotax	0,35			
rendement conversion*	0,6	0,7	0,7	0,7
rendement total	0,21	0,7	0,7	0,7
Energie en sortie (Wh)	644281	53900	269500	323400
Densité total Wh/kg	1673	140	700	840

Figure n°41 : Tableau de comparaison des batteries

On observe que l'essence a une meilleure capacité énergétique, cependant le poids du système de conversion ainsi que son faible rendement impacte fortement sur sa capacité réelle. Les batteries actuellement commercialisées ont un rapport final 10 fois plus faible. Cependant on remarque que les batteries en développement réduisent fortement cet écart, pour le ramener à un rapport de deux. On peut donc approuver le choix du véhicule hybride dans un cadre actuel. Il conviendra cependant d'observer l'évolution des densités énergétiques des accumulateurs, afin de permettre une évolution du Mini-Bee vers le tout électrique. Lorsque la densité des accumulateurs dépassera la densité énergétique de l'essence.

## VII. Bilan et perspectives

Le choix du moteur thermique ayant déjà été validé par le commanditaire, la première étape du projet consistait à étudier ses caractéristiques, et ensuite, comparer les différents moteurs électriques EMRAX (188,208 et 228) pour choisir celui qui conviendrait au projet (semaines 43 à 46). Pour ce faire, nous avons réalisé un bilan de puissance sur la chaîne électromécanique et le résultat nous a mené à porter notre choix sur l'EMRAX 228.

Nous avons déjà eu quelques idées concernant le variateur de vitesse, à savoir le gradateur ou le cyclo convertisseur. Cependant nous nous sommes arrêté sur un convertisseur back to back.

Les réunions régulières avec le commanditaire Xavier Dutertre nous ont permis de consolider notre aisance dans le projet en lui posant des questions ciblées.

Ce dernier prend régulièrement des nouvelles concernant notre avancement et reste tout le temps à notre disposition.

### Problèmes rencontrés :

- Informations changeantes
- Poids de l'appareil supérieur à celui prévu

## **Bibliographies**

- [www.collaborativebee.com](http://www.collaborativebee.com)
- [www.flyrotax.com](http://www.flyrotax.com)
- [www.emrax.com](http://www.emrax.com)

Sources :

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Ehang\\_UAV](https://fr.wikipedia.org/wiki/Ehang_UAV)

<https://www.pcworld.com/article/3019704/the-chang-184-is-a-single-passenger-drone-that-transport-people-yes-people-at-11-000-feet.html>

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Hughes\\_OH-6\\_Cayuse](https://fr.wikipedia.org/wiki/Hughes_OH-6_Cayuse)

<https://lilium.com/>

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Lilium\\_Jet](https://fr.wikipedia.org/wiki/Lilium_Jet)

**Annexe n°1 :**

**Détails de calculs des bilans de puissance**

Nous avons fixé le nombre d'hélices comme suit :

- 6 pour le prototype
- 10 pour le Mini-Bee final

Afin de faire les bilans de puissance, nous avons choisi les rendements suivants pour les différents composants :

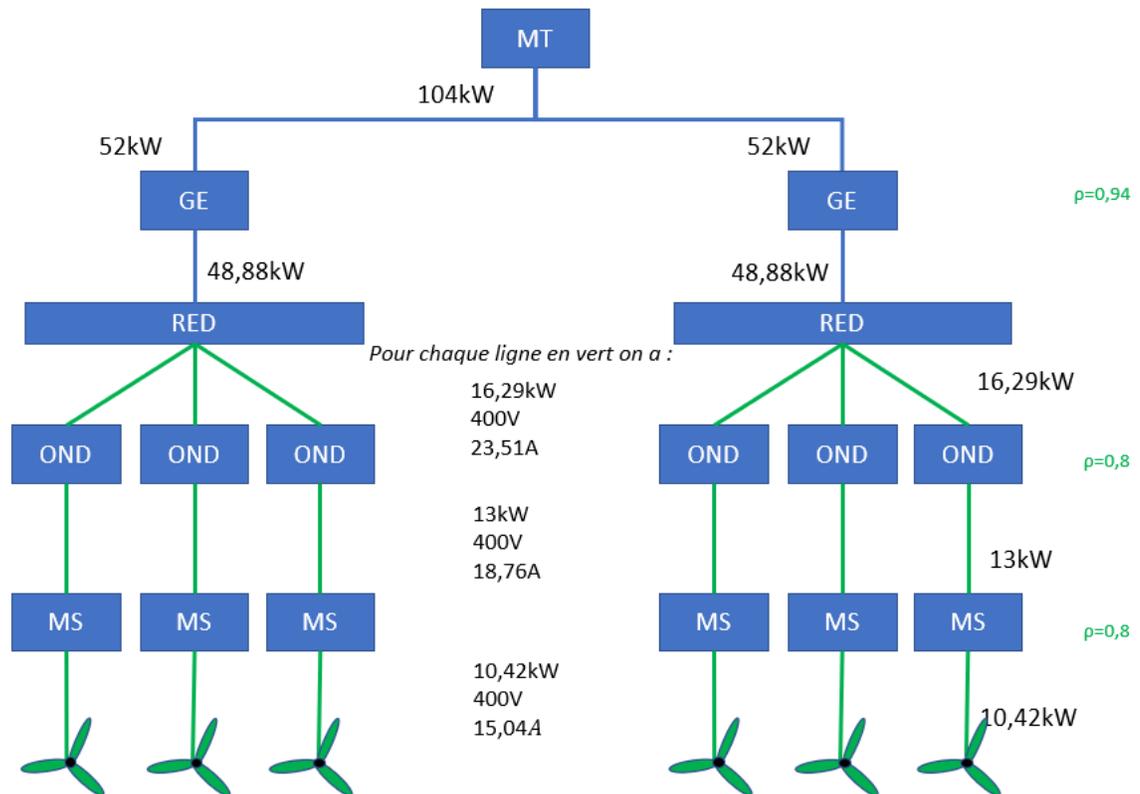
- EMRAX : 0,94
- Variateur de vitesse : 0,8
- Moteur asynchrone : 0,8

### *Bilan de puissance du prototype*

Le prototype ne fonctionnera qu'en phase de décollage. Il sera composé d'un ROTAX (moteur thermique), de 2 EMRAX (génératrice) et de 6 variateurs de vitesses, 6 moteurs asynchrones et 6hélices.

Tout d'abord, le EMRAX choisis est le 228. Il possède les caractéristiques suivantes en décollage :

- High voltage 400V
- 104kW
- 5800tr/min



Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **104kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{104}{2} = 52\text{kW}$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice qui est de 0,94 d'après la documentation technique du EMRAX, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_{RED} = P_{GE} * \rho = 52 * 0,94 = 48,88\text{kW} = P_{red}$

- 3) La puissance en sortie de la génératrice arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 3 onduleurs :

- $P_{ond} = \frac{P_{red}}{3} = \frac{48,88}{3} = 16,29\text{kW}$

La tension fournie est toujours de **U=400V**, quant au courant dans le câble il est établi par

la formule suivante :

- $I = \frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}} = \frac{16290}{400\sqrt{3}} = \mathbf{23,51A}$

4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par le rendement  $\rho=0,8$  que nous avons estimée plutôt bas pour nos calculs afin de laisser une grande marge dans nos résultats :

- $P_{MAS} = P_{ond} * \rho = 16,29 * 0,8 = \mathbf{13kW}$

La tension fournie est toujours de  $U=400V$ , quant au courant dans le câble il est

établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{mas}}{U * \cos(\phi) \sqrt{3}} = \frac{13000}{400\sqrt{3} * 0,8} = \mathbf{18,76A}$

5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{Helice} = P_{MAS} * \rho = 13 * 0,8 = \mathbf{10,42kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

La tension fournie est toujours de  $U=400V$ , quant au courant dans le câble il est

établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{mas}}{U\sqrt{3}} = \frac{10420}{400\sqrt{3}} = \mathbf{15,04A}$

### ***Bilan de puissance pour le MINI-BEE final***

Le mini-bee final est composé de 2 ROTAX, 4 EMRAX 228, 10 variateurs de vitesse, 10 moteurs asynchrones et 10 hélices.

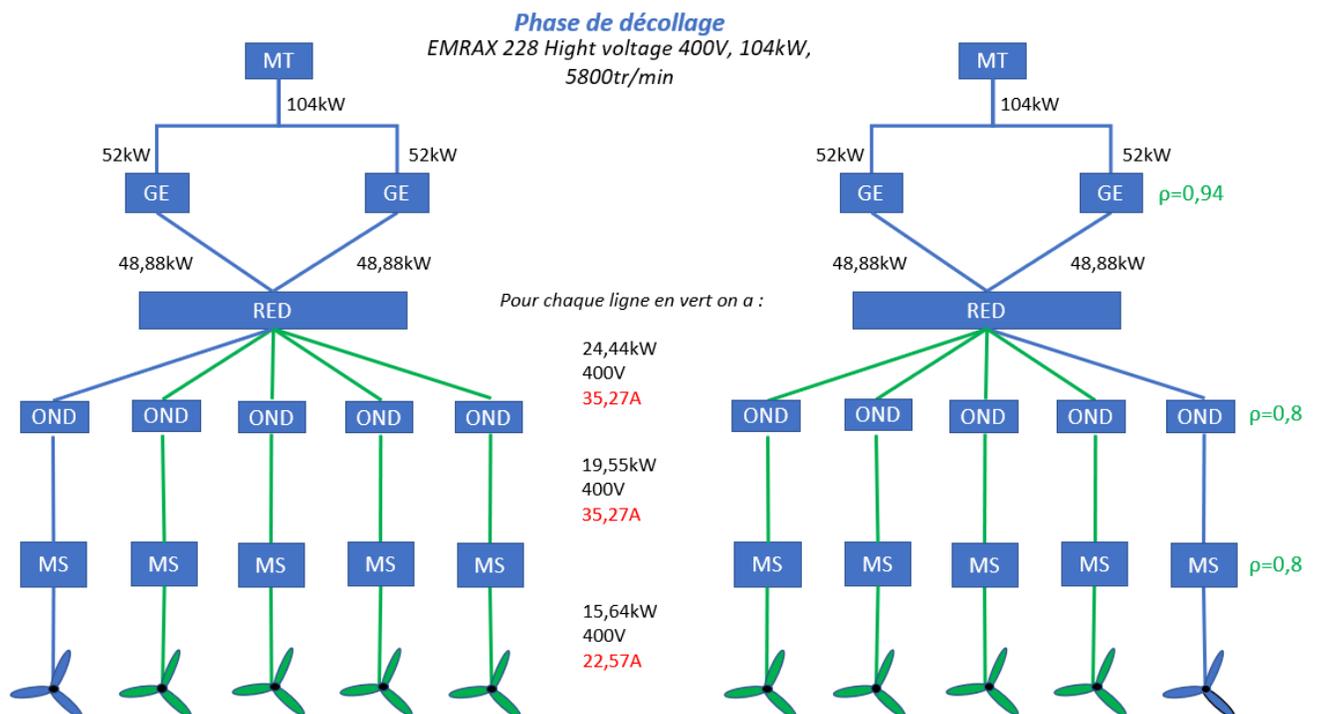
Ce mini-bee final aura différentes phases de fonctionnement :

- Phase de décollage
- Phase de transition (entre décollage et croisière)
- Phase de croisière
- Phase de croisière rapide
- Phase de sustentation
- Phase d'atterrissage

#### Phase de décollage

En phase de décollage la génératrice fonctionnera à sa puissance maximale soit :

- High voltage 400V
- 104kW
- 5800tr/min



Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **104kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{104}{2} = \mathbf{52kW}$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_u = P_{GE} * \rho = 52 * 0,94 = \mathbf{48,88kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

- 3) La puissance en sortie des 2 génératrices s'additionne et arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 4 onduleurs :

- $P_{RED} = P_u * 2 = \mathbf{97,76kW}$

- $P_{ond} = \frac{P_{red}}{4} = \frac{97,76}{4} = \mathbf{24,44kW}$

La tension fournie est toujours de **U=400V**, quant au courant dans le câble il est établi par

la formule suivante :

- $I = \frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}} = \frac{24440}{400\sqrt{3}} = \mathbf{35,27A}$

- 4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par son rendement :

- $P_{MAS} = P_{ond} * \rho = 24,44 * 0,8 = \mathbf{19,55kW}$

La tension fournie est toujours de **U=400V**, quant au courant dans le câble il est

établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{mas}}{U * \cos(\phi) \sqrt{3}} = \frac{19550}{400\sqrt{3} * 0,8} = \mathbf{35,27A}$

5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{\text{Helice}} = P_{\text{MAS}} \cdot \rho = 19,55 \cdot 0,8 = \mathbf{15,64 \text{ kW}}$  ( $P_u =$  puissance utile)

La tension fournie est toujours de  $U = 400 \text{ V}$ , quant au courant dans le câble il est

établi par la formule suivante :

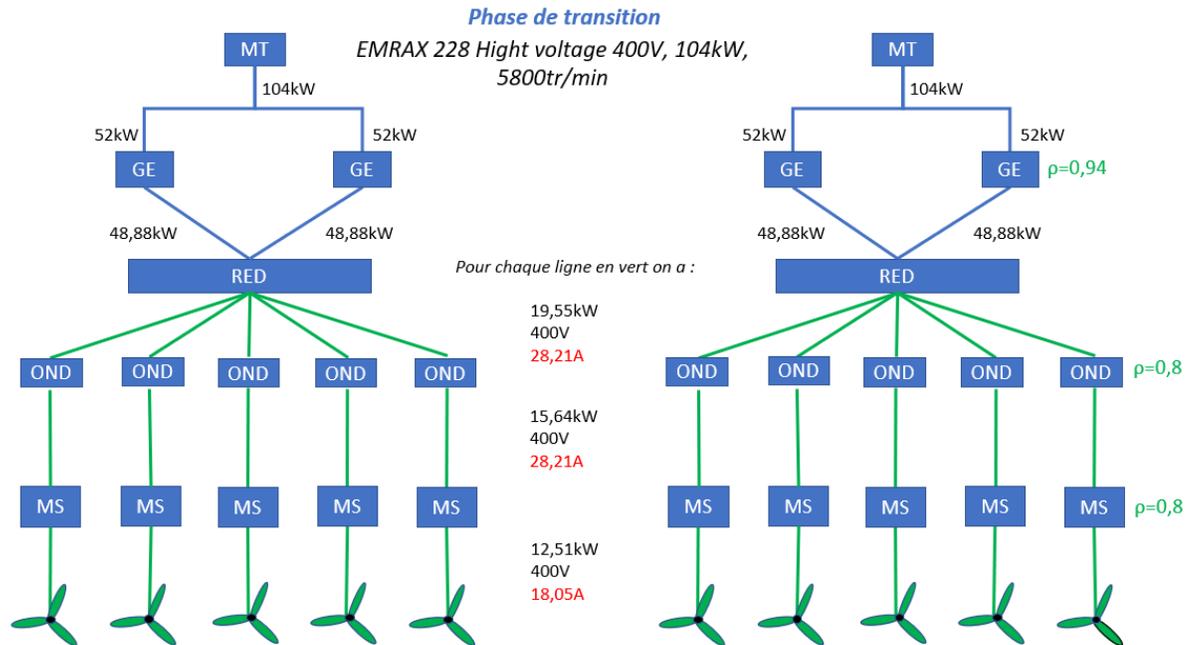
- $I = \frac{P_{\text{mas}}}{U\sqrt{3}} = \frac{15640}{400\sqrt{3}} = \mathbf{22,57 \text{ A}}$

### Phase de transition (entre décollage et croisière)

En phase de transition le mini-bee sollicitera toutes ses hélices, donc la génératrice

fonctionnera à sa puissance maximale soit :

- High voltage 400V
- 104Kw
- 5800 tr/min



Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **104kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{104}{2} = \mathbf{52kW}$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_u = P_{GE} * \rho = 52 * 0,94 = \mathbf{48,88kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

- 3) La puissance en sortie de la génératrice arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 4 onduleurs :

- $P_{RED} = P_u * 2 = \mathbf{97,76kW}$

- $P_{ond} = \frac{P_{red}}{5} = \frac{97,76}{5} = \mathbf{19,55kW}$

La tension fournie est toujours de **U=400V**, quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}} = \frac{19550}{400\sqrt{3}} = \mathbf{28,21A}$

- 4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par son rendement :

- $P_{MAS} = P_{ond} * \rho = 19,55 * 0,8 = \mathbf{15,64kW}$

La tension fournie est toujours de **U=400V**, quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{mas}}{U * \cos(\phi) \sqrt{3}} = \frac{15640}{400\sqrt{3} * 0,8} = \mathbf{28,21A}$

- 5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{Helice} = P_{MAS} * \rho = 15,64 * 0,8 = \mathbf{12,51kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

La tension fournie est toujours de **U=400V**, quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

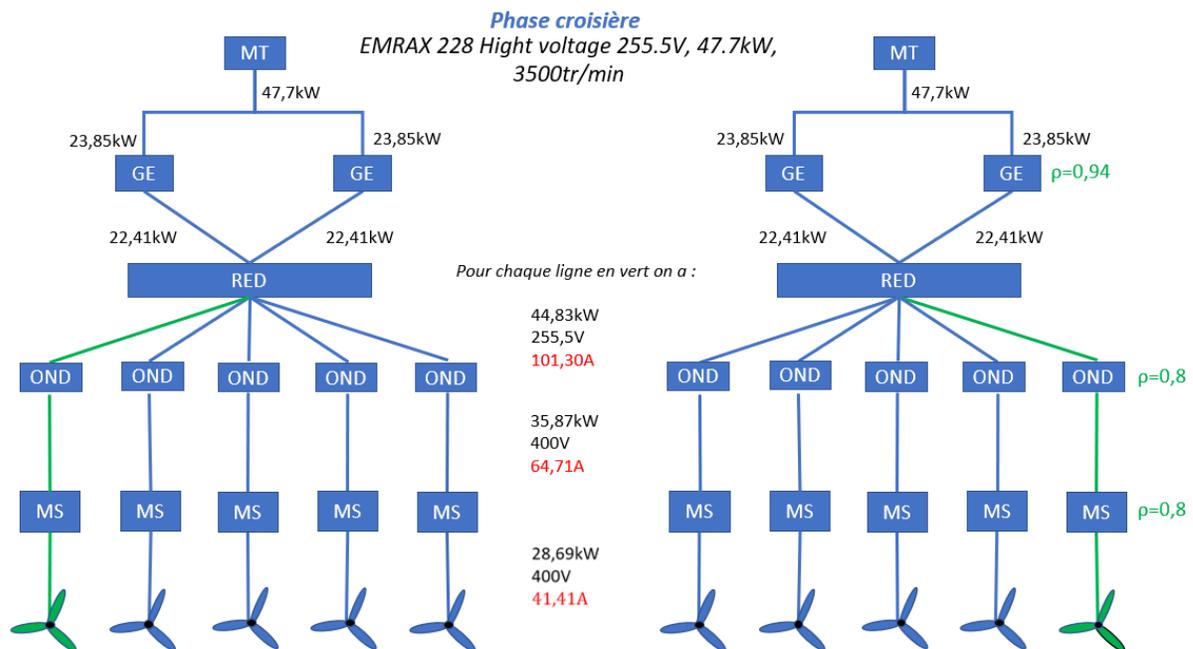
- $I = \frac{P_{mas}}{U\sqrt{3}} = \frac{12510}{400\sqrt{3}} = \mathbf{18,05A}$

### Phase de croisière

En phase de croisière le mini-bee sollicitera que 2 de ses hélices, la génératrice

fonctionnera à 60% de sa puissance maximale soit :

- High voltage 255,5V
- 47,7kW
- 3500tr/min



Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **47,7kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{47,7}{2} = \mathbf{23,85kW}$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_u = P_{GE} * \rho = 23,85 * 0,94 = \mathbf{22,41kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

- 3) La puissance en sortie de la génératrice arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 4 onduleurs :

- $P_{RED}=P_u*2=44,83\text{kW}$
- $P_{ond}=P_{RED}=44,83\text{kW}$

La tension fournie est de  $U=255,55\text{V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}}=\frac{44830}{255,5\sqrt{3}}=101,30\text{A}$

- 4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par son rendement :

- $P_{MAS}=P_{ond}*\rho=44,83*0,8=35,87\text{kW}$

La tension fournie à la suite de l'onduleur est de  $U=400\text{V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{mas}}{U*\cos(\phi)\sqrt{3}}=\frac{35870}{400\sqrt{3}*0,8}=64,71\text{A}$

- 5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{Helice}=P_{MAS}*\rho=35,87*0,8=28,69\text{kW}$  ( $P_u$ = puissance utile)

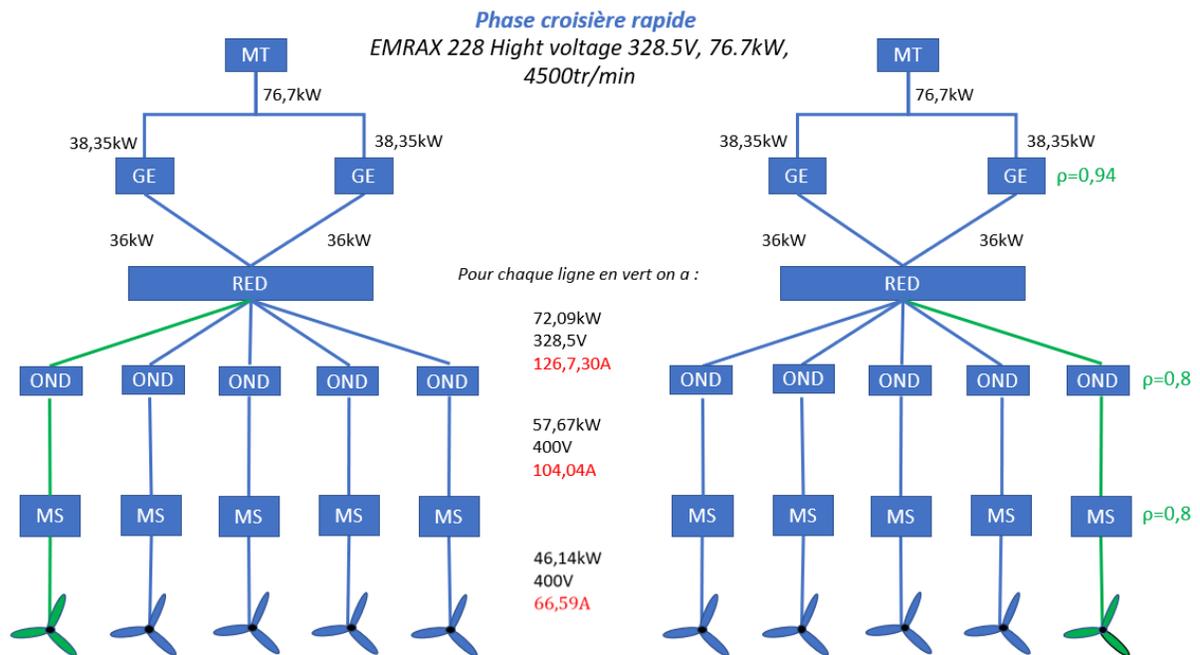
La tension fournie est toujours de  $U=400\text{V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{mas}}{U\sqrt{3}}=\frac{28690}{400\sqrt{3}}=41,41\text{A}$

### Phase de croisière rapide

En phase de croisière rapide le mini-bee sollicitera que 2 de ses hélices, la génératrice fonctionnera à 80% de sa puissance maximale soit :

- High voltage 328,5V
- 76,7kW
- 4500tr/min



Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **76,7kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{76,7}{2} = \mathbf{38,35kW}$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_u = P_a * \rho = 38,35 * 0,94 = \mathbf{36kW}$  ( $P_u =$  puissance utile,  $P_a =$  puissance absorbée)

- 3) La puissance en sortie de la génératrice arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 4 onduleurs :

- $P_{RED}=P_u * 2=72,09kW$

- $P_{ond}=P_{RED}=72,09kW$

La tension fournie est de  $U=328,5V$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}} = \frac{72090}{328,5\sqrt{3}} =126,7A$

- 4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par son rendement :

- $P_{MAS}=P_{ond}*\rho= 72,09*0,8=57,67kW$

La tension fournie à la suite de l'onduleur est de  $U=400V$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{mas}}{U*\cos(phi)\sqrt{3}} = \frac{57670}{400\sqrt{3}*0,8} =104,04A$

- 5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{Helice}=P_{MAS}*\rho= 57,67*0,8=46,14kW$  ( $P_u$ = puissance utile)

La tension fournie est toujours de  $U=400V$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

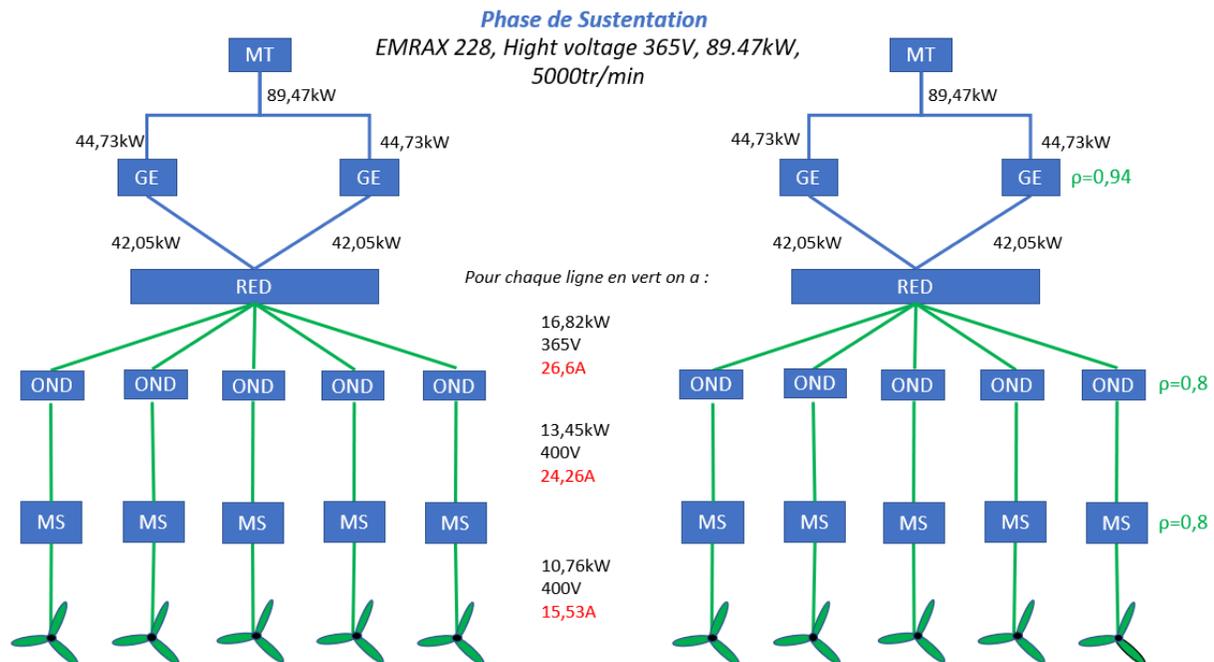
- $I=\frac{P_{mas}}{U\sqrt{3}} = \frac{46140}{400\sqrt{3}} =66,59A$

Phase de sustentation

En phase de sustentation le mini-bee sollicitera toutes ses hélices, la génératrice

fonctionnera à 86% de sa puissance maximale soit :

- High voltage 365V
- 89,47kW
- 5000tr/min

Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **89,47kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{89,47}{2} = 44,73kW$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_u = P_{GE} * \rho = 44,73 * 0,94 = \mathbf{42,05kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

3) La puissance en sortie de la génératrice arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 4 onduleurs :

- $P_{RED} = P_u * 2 = \mathbf{84,1kW}$
- $P_{ond} = \frac{P_{red}}{5} = \frac{84,1}{5} = \mathbf{16,82kW}$

La tension fournie est de  $U = \mathbf{365V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}} = \frac{16820}{365\sqrt{3}} = \mathbf{26,6A}$

4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par son rendement :

- $P_{MAS} = P_{ond} * \rho = 16,82 * 0,8 = \mathbf{13,45kW}$

La tension fournie à la suite de l'onduleur est de  $U = \mathbf{400V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{mas}}{U * \cos(\phi) \sqrt{3}} = \frac{13450}{400\sqrt{3} * 0,8} = \mathbf{24,26A}$

5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{Helice} = P_{MAS} * \rho = 13,45 * 0,8 = \mathbf{10,76kW}$  ( $P_u =$  puissance utile)

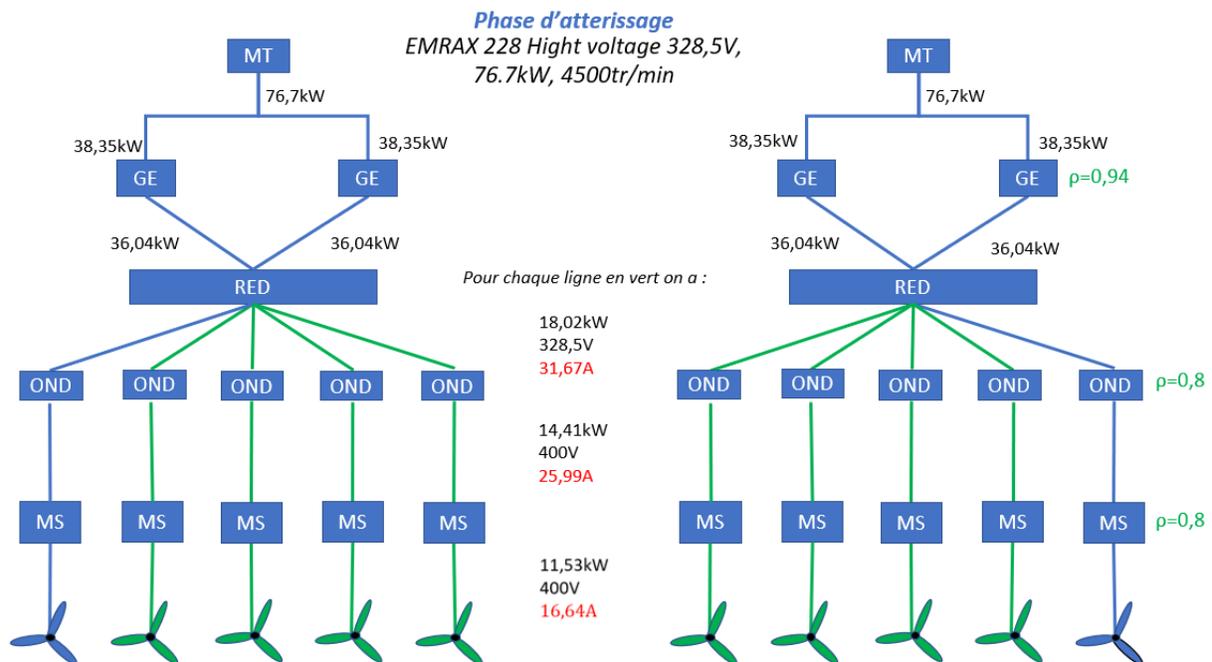
La tension fournie est toujours de  $U = \mathbf{400V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I = \frac{P_{mas}}{U\sqrt{3}} = \frac{10760}{400\sqrt{3}} = \mathbf{15,53A}$

### Phase d'atterrissage

En phase d'atterrissage le mini-bee sollicitera 8 de ses hélices, la génératrice fonctionnera à 80% de sa puissance maximale soit :

- High voltage 328,5V
- 76,7kW
- 4500tr/min



Méthode de calcul :

- 1) En partant du moteur thermique nous avons **76,7kW** qui vont se distribuer dans deux génératrices soit :

- $P_{GE} = \frac{P_{mt}}{2} = \frac{76,77}{2} = \mathbf{38,35kW}$

- 2) Ensuite, nous multiplions cette puissance par le rendement de la génératrice, nous avons donc une **puissance en sortie de la génératrice** de :

- $P_u = P_a * \rho = 38,35 * 0,94 = \mathbf{36,04kW}$  ( $P_u =$  puissance utile,  $P_a =$  puissance absorbée)

3) La puissance en sortie de la génératrice arrive au redresseur qui distribuera cette puissance à 4 onduleurs :

- $P_{RED}=P_u*2=72,8\text{kW}$
- $P_{ond}=\frac{Pred}{4}=\frac{72,8}{4}=18,02\text{kW}$

La tension fournie est de  $U=328,5\text{V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{ond}}{U\sqrt{3}}=\frac{18020}{328,5\sqrt{3}}=31,67\text{A}$

4) Afin d'obtenir la puissance en sortie de l'onduleur, nous multiplions la puissance de l'onduleur par son rendement :

- $P_{MAS}=P_{ond}*\rho=18,02*0,8=14,41\text{kW}$

La tension fournie à la suite de l'onduleur est de  $U=400\text{V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{mas}}{U*\cos(\phi)\sqrt{3}}=\frac{14410}{400\sqrt{3}*0,8}=25,99\text{A}$

5) Pour finir, nous calculons la puissance en sortie du moteur asynchrone qui correspond à la puissance maximale disponible pour les hélices :

- $P_{Helice}=P_{MAS}*\rho=14,41*0,8=11,53\text{kW}$  ( $P_u$ = puissance utile)

La tension fournie est toujours de  $U=400\text{V}$ , quant au courant dans le câble il est établi par la formule suivante :

- $I=\frac{P_{mas}}{U\sqrt{3}}=\frac{10760}{400\sqrt{3}}=16,64\text{A}$

**Annexe n°2 :**

**Détails du choix des câbles**

**SOLUTION NEXANS****U-1000 R2V 3x25 longueur à la coupe**

Conditionnement : Longueur à la coupe (m)

Code article Nexans : 10013000

Code tarif : 01383470

EAN 13 : 5413404239733

**INFORMATIONS COMPLÉMENTAIRES**Chute de tension (sur  $U_0$ ) : 0,486 V

Chute de tension (%) : 0,211

Intensité admissible : 93 A

**DÉTAILS DES CALCULS****Facteurs de correction**

Facteur de correction lié au mode de pose : 0.95

Facteur de regroupement : 1.0

Facteur de correction lié au nombre de couches : 1.0

Facteur de correction lié à la température : 1.15

Facteur de symétrie : 1.0

Facteur lié à la nature du conducteur : 0.023

**RAPPEL DES DONNÉES D'ENTRÉE****Informations générales**

Intensité (A) : 81

Tension : 400 AC

Type de circuit : Triphasé

Facteur de puissance ( $\cos \phi$ ) : 0.8

Chute de tension (%) : 3

Longueur (m) : 5

**Câble**

Type de câble : U-1000 R2V

Type de conducteur : Multiconducteurs

Nombre de câbles par phase : 1

Avec conducteur neutre : non

Avec conducteur vert/jaune (PE) : non

**Environnement**

Mode de pose : Dans des vides de construction

Environnement : Air

Température ambiante (°C) : 10

Groupement : non

**SOLUTION NEXANS**

**3 x U-1000 R2V 1x25 longueur à la coupe**

Conditionnement : Longueur à la coupe (m)

Code article Nexans : 10012908

Code tarif : 01360070

EAN 13 : 5413404229697

**INFORMATIONS COMPLÉMENTAIRES**Chute de tension (sur  $U_0$ ) : 0,488 V

Chute de tension (%) : 0,212

Intensité admissible : 93 A

**DÉTAILS DES CALCULS****Facteurs de correction**

Facteur de correction lié au mode de pose : 0.95

Facteur de regroupement : 1.0

Facteur de correction lié au nombre de couches : 1.0

Facteur de correction lié à la température : 1.15

Facteur de symétrie : 1.0

Facteur lié à la nature du conducteur : 0.023

**RAPPEL DES DONNÉES D'ENTRÉE****Informations générales**

Intensité (A) : 81

Tension : 400 AC

Type de circuit : Triphasé

Facteur de puissance ( $\cos \phi$ ) : 0.8

Chute de tension (%) : 3

Longueur (m) : 5

**Câble**

Type de câble : U-1000 R2V

Type de conducteur : Monoconducteurs jointifs en nappe

Nombre de câbles par phase : 1

Avec conducteur neutre : non

Avec conducteur vert/jaune (PE) : non

**Environnement**

Mode de pose : Dans des vides de construction

Environnement : Air

Température ambiante (°C) : 10

Groupement : non

**SOLUTION NEXANS**

**3 x U-1000 R2V 1x25 longueur à la coupe**

Conditionnement : Longueur à la coupe (m)

Code article Nexans : 10012908

Code tarif : 01360070

EAN 13 : 5413404229697

**INFORMATIONS COMPLÉMENTAIRES**Chute de tension (sur  $U_0$ ) : 0,486 V

Chute de tension (%) : 0,211

Intensité admissible : 93 A

**DÉTAILS DES CALCULS****Facteurs de correction**

Facteur de correction lié au mode de pose : 0.95

Facteur de regroupement : 1.0

Facteur de correction lié au nombre de couches : 1.0

Facteur de correction lié à la température : 1.15

Facteur de symétrie : 1.0

Facteur lié à la nature du conducteur : 0.023

**RAPPEL DES DONNÉES D'ENTRÉE****Informations générales**

Intensité (A) : 81

Tension : 400 AC

Type de circuit : Triphasé

Facteur de puissance ( $\cos \phi$ ) : 0.8

Chute de tension (%) : 3

Longueur (m) : 5

**Câble**

Type de câble : U-1000 R2V

Type de conducteur :  
Monoconducteurs en tréfilé

Nombre de câbles par phase : 1

Avec conducteur neutre : non

Avec conducteur vert/jaune (PE) : non

**Environnement**

Mode de pose : Dans des vides de construction

Environnement : Air

Température ambiante (°C) : 10

Groupement : non



Toute information ou résultat fourni par Nexans EASYCALC™ est à des fins d'information uniquement et ne peut en aucun cas être considéré comme un avis ou recommandation technique, environnemental ou juridique. En utilisant Nexans EASYCALC™, vous reconnaissez que les calculs sont effectués sur la base de seules informations fournies par vous. Nexans décline expressément toute responsabilité pour les frais, dépenses, pertes, préjudices ou dommages (directs ou indirects) résultant de l'utilisation de l'information ou du résultat généré par Nexans EASYCALC™.

Cette information est fournie " en tant que telle, sans garantie d'aucune sorte, implicite ou explicite, y compris, mais non limitée à, les garanties intrinsèques de mise en vente, de conformité à un usage spécifique, ou de non respect des droits de propriété intellectuelle ; de plus aucune garantie n'est délivrée sur la complétude ou la mise à jour des informations disponibles sur le site. "

En conséquence, vous renoncez à toute réclamation et vous engagez à exonérer Nexans de toutes frais, dépenses, pertes, préjudices ou dommages (directs ou indirects) subis par vous-même ou résultant de toute réclamation de tiers, liés directement ou indirectement de l'utilisation de Nexans EASYCALC™. Méthode de calcul basée sur la norme NFC 15-100. Le calcul du facteur de démarrage est le résultat de la chute de tension de 3 fois l'intensité pour un cos phi de 0,3.

**Annexe n°3 :**

**Documentation ROTAX**

## ENGINE TYPE 915 | 141 hp (iS / iSc)

**ROTAX**  
 AIRCRAFT ENGINES


picture:  
Rotax 915 iS with options

### TECHNICAL DESCRIPTION

- 4-cylinder
- 4-stroke liquid/air-cooled engine with horizontally opposed cylinders
- Dry sump forced lubrication with separate oil tank, automatic adjustment by hydraulic valve tappet
- Redundant electronic fuel injection and ignition
- Engine management system (EMS)
- Electric starter (12 or 24 volt)
- Propeller speed reduction gearbox
- Air intake system with intercooler
- Turbocharger with stainless steel exhaust
- TBO (Time between overhauls) 1,200 hours
- Service ceiling of 23,000 feet

- ▶ **BEST POWER TO WEIGHT RATIO!**
- ▶ **FULL TAKE OFF POWER UP TO 15,000 FEET!**
- ▶ **EXTENSION OF 912/914 ENGINE FAMILY - PROVEN RELIABILITY!**  
WITH MORE THAN 50 MILLION FLIGHT HOURS

### ENGINE DATA

WEIGHT	kg	lb
Engine with gearbox, turbocharger, intercooler, cooling air baffle, wiring harness, sensors, flange with overboost valve, air hoses, clamps, magneto valve block with hoses, ECU, fusebox with regulators, oil tank, exhaust system Without fuel pumps assembly, radiator and oil cooler	84.6	186.4

VERSION 915 iS*, 915 iSc**	kW	hp	1/min
Max. take-off performance	104	141	5,800
Max. continuous performance	99	135	5,500

BORE		STROKE		DISPLACEMENT		FUEL
84.0 mm	3.31 in	61.0 mm	2.4 in	1,352 cm <sup>3</sup>	82.5 cu. in.	min. MON 85 / RON 95, min. AKI 91

\* ASTM compliant \*\* EASA CS-E certified  
 Engine performance may vary depending on, among other things, general conditions, ambient temperature and altitude.

[WWW.FLYROTAX.COM](http://WWW.FLYROTAX.COM)

VERS. 2018/01

© 2018 BRP-Rotax GmbH &amp; Co KG. All rights reserved.

**Annexe n°4 :**

**Documentation EMRAX**



User's Manual for Advanced Axial Flux Synchronous Motors and Generators

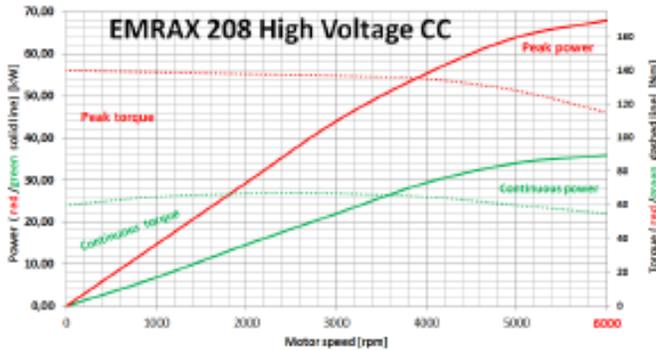
EMRAX 208 Technical Data Table (dynamometer test data)

Type Technical data	EMRAX 208 High Voltage			EMRAX 208 Medium Voltage			EMRAX 208 Low Voltage		
	AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Air cooled = AC Liquid cooled = LC Combined cooled = Air + Liquid cooled = CC									
Ingress protection	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21
Cooling medium specification (Air Flow = AF; Inlet Water/glycol Flow = WF; Ambient Air = AA) If inlet WF temperature and/or AA temperature are lower, then continuous power is higher.	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C
Weight [kg]	9,1	9,4	9,3	9,1	9,4	9,3	9,1	9,4	9,3
Diameter $\phi$ / width [mm]	208 / 83								
Maximal battery voltage [Vdc] and full load/no load RPM	470 Vdc (3170/7030 RPM)			320 Vdc (3760/7040 RPM)			125 Vdc (6250/7250 RPM)		
Peak motor power at max RPM (few min at cold start / few seconds at hot start) [kW]	75								
Continuous motor power (at 3000-5000 RPM) depends on the motor RPM [kW]	20 - 32	20 - 32	25 - 40	20 - 32	20 - 32	25 - 40	20 - 32	20 - 32	25 - 40
Maximal rotation speed [RPM]	6000 (7000 peak for a few seconds) (with maximal battery voltage or magnetic field weakening)								
Maximal motor current (for 2 min if cooled as described in Manual) [Arms]	200			320			800		
Continuous motor current [Arms]	100			160			400		
Maximal peak motor torque [Nm]	140								
Continuous motor torque [Nm]	80								
Torque / motor current [Nm/1Aph rms]	0,80			0,50			0,19		
Maximal temperature of the copper windings in the stator and max. temperature of the magnets [°C]	120								
Motor efficiency [%]	92-97%								
Internal phase resistance at 25 °C [m $\Omega$ ]	14,0			6,0			1,0		
Input phase wire cross-section [mm <sup>2</sup> ]	10,2			15,2			38		
Wire connection	star								
Induction Ld/Lq [ $\mu$ H] of 1 phase	125/130			52/56			7,2/7,5		
Controller / motor signal	sine wave								
AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]	0,0487			0,0319			0,0117		
Specific idle speed (no load RPM) [RPM/1Vdc]	15			22			58		
Specific load speed (depends on the controller settings) [RPM/1Vdc]	11 - 15			17 - 22			50 - 58		
Magnetic field weakening (for higher RPM at the same power and lower torque) [%]	up to 100								
Magnetic flux – axial [Vs]	0,0393			0,0257			0,0093		
Temperature sensor on the stator windings	kty 81/210								
Number of pole pairs	10								
Rotor Inertia LC motor [kg*m <sup>2</sup> ]	0.023								
Bearings (front:back) - FAG	6206:6206 (for radial forces) or 6206:7206 (for axial-radial forces; for pull mode; focusing on very high axial load, e.g. for air propeller) or 6206:3206 (for axial-radial forces; for pull-push mode, $\alpha=25^\circ$ ); other bearings are possible (exceptionally)								

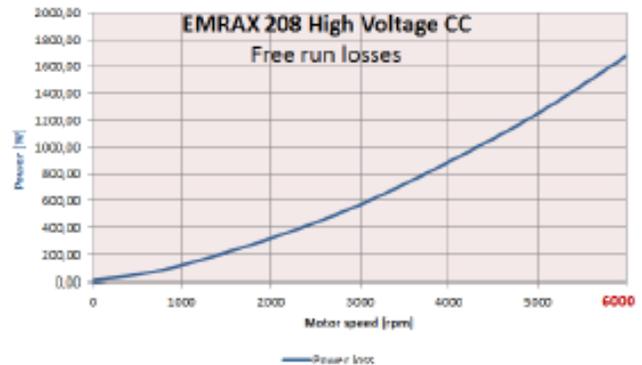
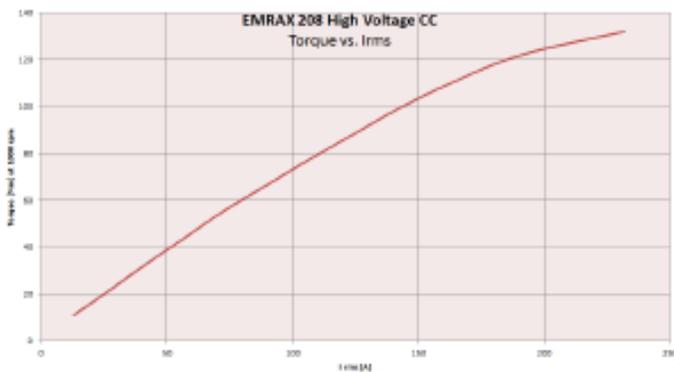
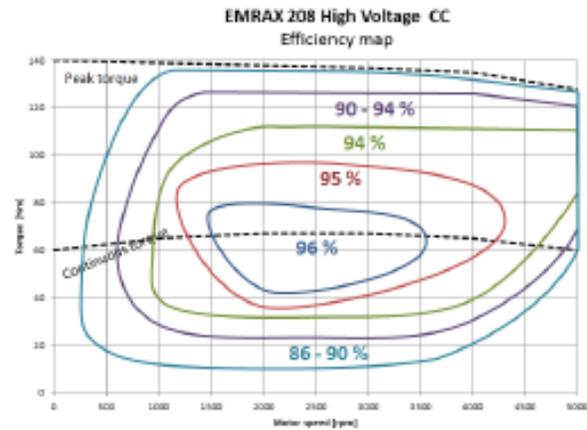


User's Manual for Advanced Axial Flux Synchronous Motors and Generators

Graphs valid for EMRAX High Voltage Combined Cooled (CC) motor type:



Note 1: for determining peak or continuous power (kW) you should choose motor speed and then read power from chosen power curve (in the left graph side)  
 Note 2: for determining peak or continuous torque (Nm) you should choose motor speed and then read torque from chosen torque curve (in the right graph side)



Graphs of the EMRAX 208 Medium and Low voltage motor type:

Graphs of EMRAX 208 Low Voltage and EMRAX 208 Medium Voltage are similar to graphs of EMRAX 208 High Voltage. The only differences are the DC voltage and motor current. These two parameters can be read from the Technical data table for the EMRAX 208 Low and Medium Voltage motor.

**Low Voltage** motor needs 4 x higher motor current and 4 x lower DC voltage for the same power/torque and RPM, compared to EMRAX 208 High Voltage motor.

**Medium Voltage** motor needs 1.52 x higher motor current and 1/3 lower DC voltage for the same power/torque and RPM, compared to EMRAX 208 High Voltage motor.