



Institut Polytechnique des  
Sciences Avancées

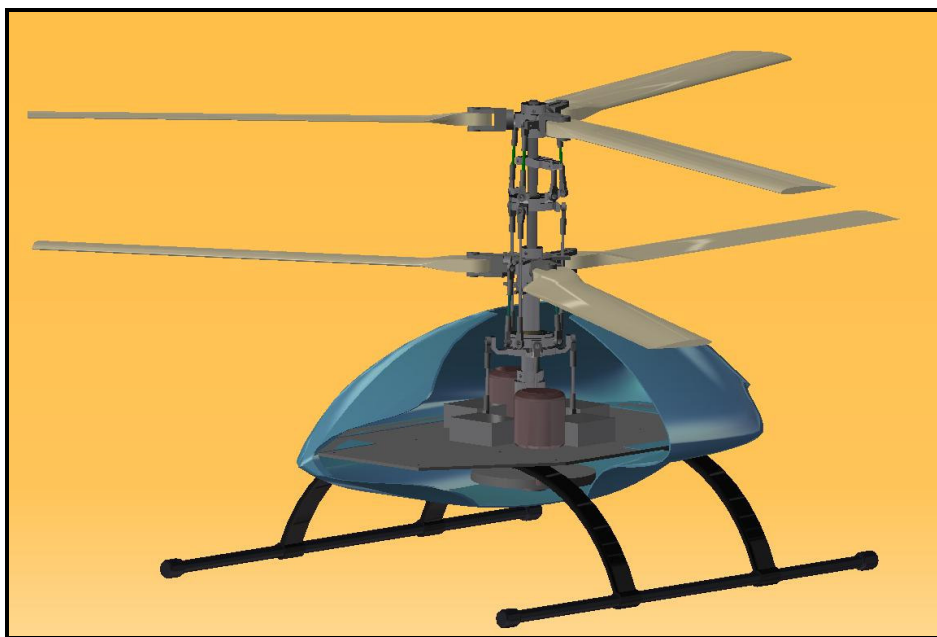


Office National d'Etudes  
et De Recherche Aérospatiales



Délégation Générale  
pour l'Armement

# Projet Industriel et de Recherche - ING 2 -



## Conception et réalisation d'un hélicoptère à rotors coaxiaux contrarotatifs pour le concours micro drones ONERA/DGA

Rapport rédigé par les élèves de la promotion 2008 de l'IPSA

**M. FAYS-LONG Paul - M. BLUMENFELD Guillaume**

Sous la conduite de :

**M. RAMOND Gérard**

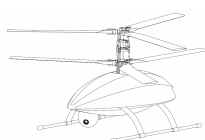


**INSTITUT POLYTECHNIQUE DES SCIENCES AVANCEES**

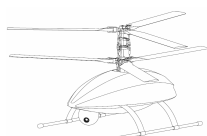
24, rue Pasteur – 94270 LE KREMLIN-BICETRE \* Tél. : 01.44.08.01.00 \* Fax : 01.44.08.01.13  
Etablissement Privé d'Enseignement Supérieur – SIRET N°433 695 632 00011 – APE 803Z

# SOMMAIRE GENERAL

|  |           |
|--|-----------|
| <b>1. AVERTISSEMENT</b>  | <b>3</b>  |
| <b>2. REMERCIEMENTS</b>  | <b>4</b>  |
| <b>3. RESUME</b>   | <b>5</b>  |
| <b>4. ABSTRACT</b>   | <b>6</b>  |
| <b>5. INTRODUCTION</b>   | <b>7</b>  |
| <b>6. GLOSSAIRE</b>  | <b>8</b>  |
| <b>7. SYNTHESE/CONCLUSION</b>  | <b>9</b>  |
| <b>8. CONCEPTION ET REALISATION D'UN HELICOPTERE A ROTORS COAXIAUX CONTRAROTATIFS POUR LE CONCOURS MICRO DRONES ONERA/DGA.</b> | <b>10</b> |
| <b>8.1. historique du projet, raison d'être du concours</b>  | <b>11</b> |
| <b>8.2. cahier des charges et définition du « vecteur »</b>  | <b>11</b> |
| 8.2.1. spécifications fonctionnelles du vecteur  | 11        |
| 8.2.2. définition du modele  | 11        |
| <b>8.3. prototypes précédents et évolution du concept</b>  | <b>12</b> |
| <b>8.4. droupie V2.0, premier concept, copie du Kamov KA50</b>   | <b>12</b> |
| 8.4.1. Mise à l'échelle  | 14        |
| 8.4.2. Premier devis de masse et définition de la charge utile   | 14        |
| 8.4.3. conception aérodynamique et calculs des performances  | 14        |
| 8.4.3.1. Hypothèses de travail   | 15        |
| 8.4.3.2. Calculs de portance et détermination de la vitesse de rotation en vol stationnaire                                    | 15        |
| 8.4.3.3. Détermination de la traînée d'une pale  | 16        |
| 8.4.3.4. Détermination de la puissance de traînée (puissance passive) en vol stationnaire                                      | 17        |
| 8.4.3.5. Détermination de la puissance induite nécessaire au vol stationnaire  | 17        |
| 8.4.3.6. Puissance totale nécessaire au vol stationnaire, dimensionnement des moteurs  | 18        |
| 8.4.4. choix de motorisation   | 19        |
| 8.4.5. première modélisation sous catia  | 19        |
| 8.4.5.1. Utilisation d'éléments disponibles dans le commerce   | 20        |
| 8.4.5.2. Conception et modélisation des pièces non standard  | 21        |
| <b>8.5. conception des pales, modélisation et choix techniques</b>   | <b>26</b> |
| 8.5.1.1. Devis de masse grâce à CATIA  | 27        |
| <b>8.6. simplification du prototype</b>  | <b>27</b> |
| 8.6.1. Modification de la cinématique de commande  | 28        |
| 8.6.2. modification de la modélisation sous catia  | 28        |
| <b>8.7. mise en plan et usinage des pièces</b>   | <b>29</b> |
| <b>8.8. réalisation de droupie</b>   | <b>29</b> |



|  |           |
|--|-----------|
| <b>9. BIBLIOGRAPHIE</b>                                  | <b>30</b> |
| <b>ANNEXES</b>   | <b>31</b> |
| ANNEXE 1 : Détail du concours ONERA/DGA                  | 32        |
| ANNEXE 2 : Prototypes précédents et évolution du concept | 38        |
| ANNEXE 3 : Premier devis de masse                        | 41        |
| ANNEXE 4 : Détail des calculs                            | 42        |
| ANNEXE 5 : Choix des moteurs                             | 54        |
| ANNEXE 6 : Devis de masse depuis CATIA                   | 57        |
| ANNEXE 7 : Entreprises d'usinage                         | 58        |
| ANNEXE 8 : Nomenclature DROUPIE                          | 59        |
| ANNEXE 9 : Plans des pièces                              | 61        |
| ANNEXE 10 : Captures d'écran du drone sous CATIA         | 78        |

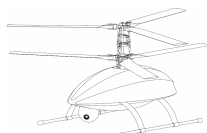


## 1. AVERTISSEMENT

Ce sujet de projet a été accepté par M. Ramond pour qu'un groupe de trois élèves, Guillaume Blumenfeld, Paul Fays-Long et Vincent Capezzer, réalisent un ouvrage commun.

Néanmoins, Vincent Capezzer a toujours refusé de travailler en groupe (préférant que les autres lui donnent un travail qu'il puisse faire chez lui), a systématiquement fourni le peu de travail qu'il a fait très en retard, n'est jamais venu demander d'aide sur les points difficiles, a fournis un travail faux et inexploitable, ne s'est jamais inquiété de l'avancement du projet et a montré un désintérêt total pour ce projet.

Nous avons pour cela décidé, en accord avec M. Ramond, de refaire son travail et de ne pas faire figurer son nom en tête de ce rapport.



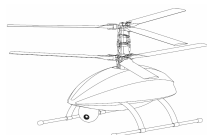


## 2. REMERCIEMENTS

Nous tenons d'abord à remercier M. Ramond, notre tuteur de projet, d'avoir accepté ce sujet de stage que nous lui avons soumis et de nous avoir soutenu lors des difficultés rencontrées.

Nous remercions également M. Nadalon, professeur de Mécanique, pour ses précieux conseils lors des mises en plans des pièces de notre drone.

Nous voudrions enfin remercier Lukasz Koper, ING3\_CSA de la promotion 2007, pour nous avoir aidé sur des questions portant sur les cours de vol vertical de M. Philippe dispensés en dernière année.



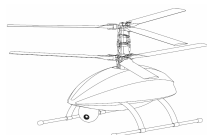
### 3. RESUME

Devant l'utilisation de plus en plus fréquente des drones, la DGA et l'ONERA ont organisé un concours interuniversitaire dans le but de construire un micro drone de reconnaissance en milieu urbain. Nous avons travaillé sur ce projet en tant que participant à ce concours dont les épreuves se dérouleront en mai 2008.

Un projet de cette envergure a demandé beaucoup d'investissement et de discipline durant tout son développement. Il a également demandé un important travail de recherche pour mener à bien les objectifs que nous nous étions fixés. Nous avons d'abord déterminé l'architecture générale du drone, puis choisi un profil de pale et la longueur de celles-ci. Puis, grâce à un devis de masse, nous avons été capables de faire des calculs afin de déterminer la vitesse de rotation des rotors et la motorisation à adopter. Parallèlement, nous avons modélisé les pièces sous CATIA non seulement pour visualiser le drone en CAO mais aussi pour dresser des plans et les envoyer à une entreprise afin de les faire usiner. Nous avons malheureusement manqué de temps. Néanmoins, ce projet nous tenant à cœur, nous comptons non seulement continuer ce projet pendant cet été, mais nous voulons également poursuivre le développement du drone dans notre projet de fin d'étude. Nous devons alors nous pencher d'avantage sur l'avionique du drone, la partie mécanique ayant été conçue cette année.

Enfin, ce drone est bien plus qu'un projet de fin d'année. Il représente le travail de plusieurs équipes d'étudiants qui se sont relayées depuis 2003 pour développer le drone de notre école, premier projet du département de recherche créé en 2002. Nous comptons faire aboutir ce projet avant la date butoir de mai 2008, prochaine session du concours micro drones, où ce drone représentera notre école et montrera à tous le savoir faire des ipsaliens.

**Mots clés :** drone, ONERA, DGA, concours, hélicoptère, coaxial, contrarotatif, modèle réduit, PIR, Kamov, CAO, dimensionnement, MICAV<sup>®</sup>, Polyvionics



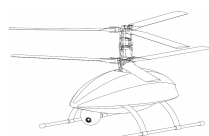
## 4. ABSTRACT

As UAVs are being used more and more frequently, the DGA and the ONERA decided to organize a competition between universities in order to build a micro UAV, designed for recognition in urban areas. We worked on this project and participated as contestants, where the examinations will take place in May 2008.

Such a huge project required a lot of work and discipline during all its development. It also required a lot of research work in order to reach the goals we set. We first had to determine the guidelines of the UAV and so we chose a rotor blade profile and its length. Then, thanks to a load/weight estimate, we were able to calculate the rotation velocity of the rotor and a correct motorization. At the same time, we made a model with CATIA to visualize the UAV in CAD, but also to make drafts of our UAV parts and send them to a company to have them made. Unfortunately, we ran out of time. As this project is close to our hearts, we intend to continue this project this summer and we also want to follow through the development of the UAV in our end of school project. We will have to focus on the UAV avionics, as the mechanical part has already been designed this year.

Finally, this UAV is far more than just an end of year project. It represents the work of several teams of students that followed one after the other since 2003, to develop our school's first project of the research department which was created in 2002. We are willing to conclude this project before the May 2008 dead line of the next micro UAV competition, where this UAV will represent our school and will show to everyone the expertise of IPSA students.

**Keywords :** UAV, ONERA, DGA, contest, helicopter, coaxial, contrarotative, scale model, PIR, Kamov, CAD, dimensioning, MICA<sup>V</sup><sup>®</sup>, Polyvionics



## 5. INTRODUCTION

Les drones, ou UAV (Unmanned Air Vehicle) sont des aéronefs « sans pilote » contrôlés depuis le sol. Depuis quelques années, on constate une utilisation de plus en plus fréquente des drones sur les champs de batailles. Offrant des possibilités diverses selon leur type (les drones de moyenne altitude, longue endurance, les drones tactiques ...), les drones ont pour avantage de ne pas exposer un être humain à une situation dangereuse et d'offrir une discrétion bien supérieure à tout autre moyen d'observation pour la qualité d'information fournie.

Dans une optique de recherche et de développement d'un drone d'observation urbaine, la DGA (Délégation Générale pour l'Armement) a demandé à l'ONERA (Office National d'Etude et de Recherche Aérospatial) d'organiser un concours interuniversitaire de recherche dans le but de concevoir un drone devant équiper le fantassin du futur, lui permettant de se renseigner sur son environnement immédiat. Ce concours a été démarré en 2003, et les épreuves se sont déroulées en 2005 et ont été reconduites en 2008.

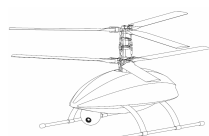
Travaillant sur ce projet depuis quelques années, nous avons décidé de faire de ce projet notre sujet de PIR (Projet Industriel de Recherche) ING2. Bien que l'IPSA ait déjà concouru en présentant un drone, nous avons décidé de reprendre le développement du drone depuis le début, car aucun des prototypes qui ont volé ne correspondaient à nos attentes.

Le point faible des précédents projets ayant toujours été la partie mécanique, nous avons décidé de recommencer le développement d'un véhicule aérien servant de base au futur drone avec tout ce que cela impliquait : modélisation assistée par ordinateur, calculs et dimensionnement, évaluation des coûts et fabrication ...

Le temps dont nous disposions pour ce projet n'étant pas suffisant pour construire le drone à proprement parler, nous nous sommes donc concentré sur l'étude théorique et la modélisation assistée par ordinateur.

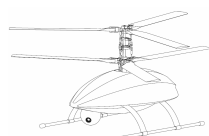
Ce rapport présente donc la modélisation du drone, les solutions technologiques retenues et les calculs effectués.

Nous définirons tout d'abord le cahier des charges et les spécifications que nous avons fixées pour notre prototype, puis nous aborderons les solutions techniques retenues pour la conception et la définition de l'architecture de notre modèle. Nous aborderons ensuite les calculs permettant de dimensionner le drone et sa motorisation. Nous continuerons en décrivant les différents constituants du prototype et leur modélisation sous CATIA. Enfin, nous nous pencherons sur la dernière version du drone sur lequel nous avons travaillé, version avec laquelle nous concourrons en mai 2008.



## 6. GLOSSAIRE

|                            |  |
|----------------------------|--|
| <b>42CrMo4 :</b>           | alliage d'acier contenant du chrome et du molybdène  |
| <b>Moteur brushless :</b>  | moteur électrique à commutation électronique   |
| <b>CAD :</b>               | Computer Assisted Design   |
| <b>CAO :</b>               | Conception Assistée par Ordinateur   |
| <b>CATIA :</b>             | Conception Assistée Tridimensionnel Interactive Appliquée. Logiciel de Conception Assistée par Ordinateur développée par Dassault Systèmes |
| <b>Cx :</b>                | Coefficient de traînée   |
| <b>Cz :</b>                | Coefficient de portance  |
| <b>DGA :</b>               | Délégation Générale pour l'Armement  |
| <b>Drafting :</b>          | dessin technique, ou dessin industriel   |
| <b>Drone :</b>             | aéronef inhabité piloté à distance   |
| <b>DROUPIE :</b>           | <b>Drone de Reconnaissance et d'Observation Urbaine de Proximité IPSA EPITA</b>  |
| <b>EN AW-2017 :</b>        | alliage d'aluminium (Al Cu4 Mg )   |
| <b>GPS :</b>               | Global Positioning System  |
| <b>MICAV<sup>®</sup> :</b> | MICRo AVionique développée par M. Stéphane Querry  |
| <b>ONERA :</b>             | Office National d'Etudes et de Recherche Aérospatiales   |
| <b>Angle de pas :</b>      | angle géométrique réglable défini entre la pale et le plan d'entraînement du rotor   |
| <b>PIR :</b>               | Projet Industriel et de Recherche  |
| <b>Plateau cyclique :</b>  | ensemble de pièces reliant les biellettes aux pieds de pales et permettant de commander de façon cyclique l'incidence des pales            |
| <b>UAV :</b>               | Unmanned Aerial Vehicle  |
| <b>Waypoint :</b>          | point géographique définis pour une navigation   |



## 7. SYNTHÈSE/CONCLUSION

Bien que le projet soit loin d'être terminé et que nous n'ayons pas réussi à achever la construction de notre hélicoptère, l'objectif principal que nous nous étions fixé, à savoir la conception d'un drone d'observation en milieu urbain, a été atteint.

Après avoir dimensionné les pales en choisissant leur profil, leur corde et leur longueur, nous avons dressé un devis de masse qui nous a permis d'effectuer les premiers calculs : vitesse de rotation des pales nécessaire au vol stationnaire, portance et traînée des pales, puissance requise en vol stationnaire. Nous avons pu dimensionner et choisir des moteurs. Nous avons ensuite modélisé fidèlement le mécanisme de l'hélicoptère de combat Kamov KA-50. Puis nous avons retravaillé cette modélisation et apporté des modifications sur ce mécanisme qui pouvait, selon nous, se simplifier. Nous avons ainsi été capables de réaliser un devis de masse plus précis qui a confirmé le premier. Les plans de ces pièces ont été faits et sont prêts à être envoyés à une entreprise d'usinage.

Bien que la modélisation et les choix techniques des mécanismes du drone soient effectivement terminés, le projet lui-même n'est pas encore achevé. Il apparaît, au regard du travail effectué et de ce qui reste encore à faire, que ce projet était trop ambitieux pour un groupe de seulement trois élèves. Sachant que nous avons au final réalisé ce travail en binôme, nous pouvons nous estimer satisfaits de l'avancement du projet.

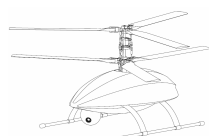
Il nous reste une masse de travail conséquente pour terminer notre drone à temps pour notre participation au concours ONERA/DGA en mai 2008. Pour cette raison, nous continuerons à travailler sur ce projet cet été et comptons poursuivre le développement de DROUPIE (qui devrait perdre son « E ») en tant que projet de fin d'étude.

Outre l'usinage des pièces et le montage du drone, nous devons nous occuper de l'intégration de l'avionique. Celle-ci comprend la charge utile, les batteries, les servomoteurs et le pilote automatique. Le travail qui nous prendra le plus de temps sera la conception de ce pilote automatique.

La dernière phase de ce projet sera la campagne d'essais en vol et de réglage du pilote automatique. Nous prévoyons un certain nombre de problèmes durant cette phase, le temps sera donc une denrée précieuse pour toute la suite de ce projet.

Sur le plan professionnel, ce projet nous a permis de comprendre la mécanique de l'hélicoptère et son vol, d'apprendre à modéliser et mettre en plan des pièces sous CATIA, et de parvenir à dimensionner une motorisation sur ce genre d'appareil.

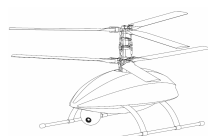
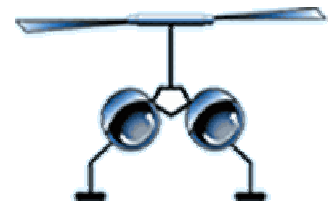
Enfin, ce projet nous a également beaucoup apporté sur le plan personnel. Nous avons appris à travailler en groupe sans compter les heures, organiser notre travail, gérer les aléas, nous documenter et effectuer des recherches qui nous ont aidées tout au long du projet.



**8. CONCEPTION ET REALISATION D'UN HELICOPTERE A ROTORS COAXIAUX CONTRAROTATIFS POUR LE CONCOURS MICRO DRONES ONERA/DGA.**



**CONCOURS  
UNIVERSITAIRE  
INTERNATIONAL  
DRONES  
MINIATURES**



## 8.1. HISTORIQUE DU PROJET, RAISON D'ETRE DU CONCOURS

Le concours micro drones ayant été lancé en 2003, un certain nombre de groupes d'élèves ont fait chaque année un rapport présentant les raisons d'être du concours. De plus, l'historique de ce projet n'étant pas indispensable à la compréhension de notre travail, vous trouverez cette partie en annexe 1.

## 8.2. CAHIER DES CHARGES ET DEFINITION DU « VECTEUR »

### 8.2.1. SPECIFICATIONS FONCTIONNELLES DU VECTEUR

Afin de répondre au mieux au cahier des charges de la DGA, il est indispensable de définir les capacités de notre prototype. On tirera de ces spécifications fonctionnelles une architecture et les principales caractéristiques voulues pour notre modèle.

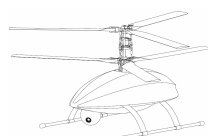
On définit les exigences suivantes en réponse au cahier des charges :

- Le drone doit pouvoir évoluer en milieu urbain
- Le drone doit pouvoir voler en stationnaire afin de fournir la qualité d'image requise.
- L'autonomie du drone doit être suffisante pour effectuer la mission
- Le drone doit avoir une réactivité suffisante pour rester dans son domaine de vol avec des vents tourbillonnaires et des rafales.
- Le drone doit pouvoir évoluer à une vitesse d'au moins 40 km/h
- Le vecteur doit pouvoir embarquer une charge utile suffisante
- Le vecteur doit répondre aux contraintes dimensionnelles du concours (70cm de plus grande dimension)

### 8.2.2. DEFINITION DU MODELE

Les spécifications ci-dessus nous permettent de définir dans les grandes lignes les caractéristiques de notre drone.

- Le drone doit être de type hélicoptère pour répondre à l'exigence de vol stationnaire et à l'exigence de vol en milieu urbain
- L'hélicoptère doit avoir une maniabilité suffisante, il sera donc à pas variable (contrairement à un des précédents prototypes, le piaf, qui s'est révélé incapable de translations rapides)
- Le diamètre du ou des rotors sera strictement inférieur à 70cm
- L'hélicoptère aura une masse maximale de 3.5 kg (au dessus, il ne pourra pas voler en mesurant moins de 70 cm)
- La moitié de la masse du drone sera réservée aux batteries
- Pour des raisons d'encombrement et de capacité à soulever 3.5kg avec seulement 70cm de diamètre, le vecteur sera un hélicoptère birotor à rotors coaxiaux contrarotatifs
- En raison de la configuration birotor, les rotors seront multipales afin d'éviter la





configuration bipale avec barre de Bell, extrêmement complexe et source de problèmes mécaniques (le piaf a été un excellent exemple des problèmes engendrés par la configuration bipale)

- Le nombre de pale sera minimal pour des raisons de rendement. On fixe donc le nombre de pales à 3 par rotor.

### 8.3. PROTOTYPES PRECEDENTS ET EVOLUTION DU CONCEPT

Le projet drone de l'IPSA étant à l'étude depuis un certain nombre d'années, et les différentes équipes ayant été productives, la description des précédents prototypes et de l'évolution du concept est assez volumineuse. Ce paragraphe, distinct de notre étude, figure en annexe 2.

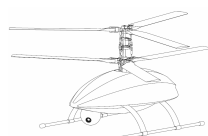
### 8.4. DROUPIE V2.0, PREMIER CONCEPT, COPIE DU KAMOV KA50

Une fois le concept défini, nous avons dû nous pencher sur la principale difficulté des hélicoptères contrarotatifs : le contrôle de l'axe de lacet. En effet, les hélicoptères birotor contrarotatifs n'ayant pas de rotor d'anticouple doivent générer un couple de lacet par un autre moyen pour pouvoir s'orienter en cap. Le seul moyen efficace pour y parvenir est de générer une différence de couple sur les deux rotors. On peut générer cette différence de couple de deux moyens différents : soit en employant un groupe moteur par rotor et en contrôlant chaque moteur séparément, soit en contrôlant le pas collectif de chaque rotor de façon indépendante. C'est cette dernière méthode qui est employée sur les hélicoptères Kamov.

Le Kamov KA-50 est un hélicoptère militaire russe birotor contrarotatif qui est connu pour ses qualités de vol et sa maniabilité.

Cet hélicoptère a un système de contrôle de lacet assez particulier. En effet, il n'a qu'un seul moteur pour entraîner ses deux rotors et doit par conséquent générer une différence de couple sur les rotors par gestion différentielle du pas collectif. Il utilise pour cela un mixeur mécanique qui permet de contrôler le pas d'un des rotors sans modifier l'autre. Ceci lui permet d'augmenter la portance (donc la traînée et le couple) d'un rotor pendant qu'il diminue le pas de l'autre rotor pour équilibrer la portance. Cette action induit une différence de couple entre les rotors et donc un couple de lacet.

Voici deux photos qui montrent le KA-50 et son système de pas collectif différentiel :



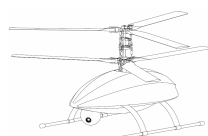
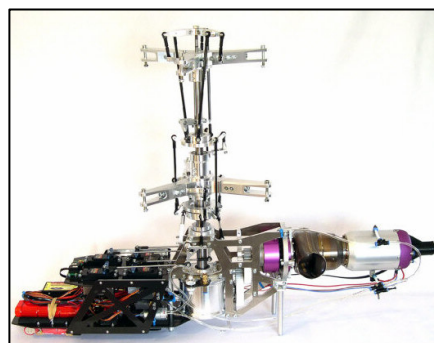
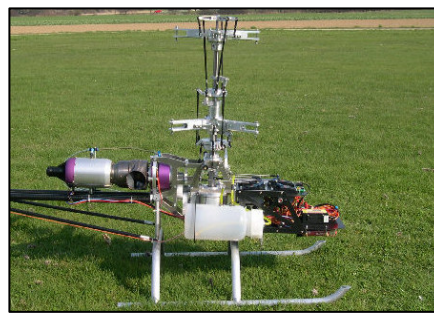
Lors de la conception de la première version de DROUPIE, nous avons opté pour la solution de deux motorisations séparées pour contrôler le lacet, car cette solution fonctionne déjà sur plusieurs modèles du commerce. Cependant, ce type de gestion de l'anticouple présente l'inconvénient d'avoir une constante de temps mécanique très importante, car il faut faire varier la vitesse de rotation des rotors. En comparaison, un hélicoptère à rotor d'anticouple commandé en pas a une constante de temps autour de l'axe de lacet vingt fois inférieure. Ayant des impératifs de maniabilité et de réactivité, nous avons donc opté en premier lieu pour la gestion différentielle de pas collectif pour notre deuxième version de DROUPIE. Nous avons cependant gardé la double motorisation, juste au cas où la gestion différentielle du pas s'avérerait trop complexe ou simplement insuffisamment efficace. Nous avons donc sur notre première conception deux systèmes de gestion d'anticouple, et bien que l'ensemble soit un peu plus lourd, il offrait la possibilité de compenser tout effet indésirable de l'un ou l'autre des dispositifs, et même de combiner les deux actions afin d'obtenir une réactivité maximale.

Cette conception fut relativement difficile au début, car nous ne possédions pour copier le KA-50 que de quelques photos, aucun plan et aucune cote n'étant disponible. Nous avons donc dû analyser toutes les images que nous avons pu trouver afin d'en déduire les proportions des leviers, renvois et commandes.

Vers la fin de notre recherche, nous avons finalement trouvé une entreprise allemande, Cad u. Modelltechnik Jung, qui a réalisé une copie modèle réduit des Kamov KA-50 et KA-52. Le site Internet de cette entreprise s'est avéré être une mine d'information, avec des photos de leur mécanique, une vidéo montrant cette mécanique en rotation lente, et un tas de petites informations qui nous ont permis de déduire avec plus de précision la cinématique de commande. Leur modèle nous a également redonné beaucoup d'espoir, en nous démontrant, vidéo à l'appui, que ce genre de modèle réduit était viable et volait plutôt bien.

Ce prototype est assez proche de notre objectif dans ses proportions, mais il est bien plus gros que ne le sera DROUPIE. Il mesure plus de deux mètres de diamètre, pèse 14 kg, et est motorisé par un turbopropulseur de modélisme qui dépasse largement les 3500W.

Ci-dessous, trois photos de ce prototype, dont celle qui nous a le plus aidé pour déduire la mécanique de DROUPIE.



### **8.4.1. MISE A L'ECHELLE**

Notre premier travail fut d'adapter le modèle du Kamov à notre échelle et de chercher quelles pièces du commerce modéliste nous pourrions réutiliser.

Notre hélicoptère ayant un diamètre de 70 cm, nous avons tout d'abord cherché à utiliser des pièces faites pour les modèles de taille comparable. Mais nous nous sommes vite aperçu que ces modèles étant nettement plus légers que notre drone et tournant également moins vite, les pièces étaient sous dimensionnées pour notre application. Les hélicoptères de classe supérieure sont les hélicoptères de classe 30, c'est-à-dire des machines de 1.2m et pesant jusqu'à 5kg. Leurs pièces sont cette fois bien trop massives et trop grosses.

Une conception rapide du modèle sur papier nous a permis de choisir de façon approximative les équipements tels que servomoteurs, moteurs et batteries que nous allions utiliser, et nous avons pu déduire de ce premier jet un devis de masse.

### **8.4.2. PREMIER DEVIS DE MASSE ET DEFINITION DE LA CHARGE UTILE**

Le premier devis de masse a été établi grâce à des comparaisons avec des éléments connus du commerce et nous donne une masse totale de 2.8kg et une autonomie de 19 min (cf. annexe 3).

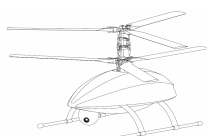
Nous avons défini la charge utile dans ce devis en projetant d'utiliser l'excellente avionique MICAV<sup>®</sup> conçue par Stéphane Querry, qui permettra un contrôle total du drone avec plusieurs modes de pilotages, allant du télécommandé à l'autonome complet avec navigation par waypoints. La charge utile proprement dite sera une caméra et son émetteur. Nous projetons d'utiliser les équipements de RangeVideo, qui sont donnés pour une portée supérieure au kilomètre et une masse très faible pour une telle portée et une bonne qualité d'image.

### **8.4.3. CONCEPTION AERODYNAMIQUE ET CALCULS DES PERFORMANCES**

Une des parties les plus difficiles dans la conception d'un modèle réduit est la motorisation. En effet, aucune base de donnée n'est disponible pour les modèles réduits, et une erreur dans le choix de la motorisation peut avoir deux types de conséquences :

- si le modèle est sous motorisé, l'hélicoptère ne décollera pas ou fera chauffer le moteur, n'aura pas assez de puissance disponible pour se sortir de situations critiques et s'écrasera
- s'il est sur motorisé, l'hélicoptère consommera trop, aura une autonomie plus faible, sera trop lourd, et risquera d'entrer en survitesse, et donc de s'écraser.

Nous avons donc tenté de calculer la puissance consommée par notre drone en vol stationnaire ainsi que la vitesse de rotation requise pour effectuer ce vol. pour cela, nous avons tout d'abord utilisé la méthode enseignée en ing3 à l'IPSA. Cette méthode s'applique aux hélicoptères grandeur réelle, qui ont des pales à fort allongement et ont des dimensions qui permettent d'obtenir un très bon rendement, ces calculs sont donc inapplicables en l'état à notre modèle réduit, qui est déjà considéré comme un « petit » modèle parmi les modèles réduits d'hélicoptères.



Les premiers calculs réalisés grâce à la méthode «classique» de calcul des performances d'un hélicoptère sont détaillés en annexe 4.

Voici un résumé des calculs effectués avec notre propre méthode, l'intégralité de ces calculs et de la démarche est en annexe 4.

Nous devons, une fois les caractéristiques des pales déterminées, calculer la puissance et la vitesse de rotation des rotors nécessaires au vol de la machine. Ce dimensionnement permettra par la suite de connaître précisément les caractéristiques idéales des moteurs du drone. Ces caractéristiques nous permettront de choisir une solution de propulsion optimale parmi les motorisations existant dans le commerce.

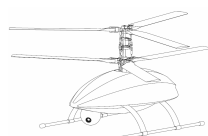
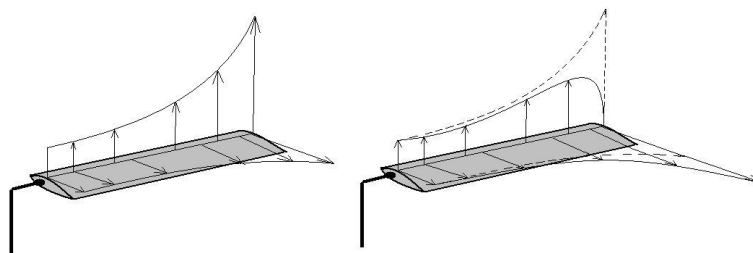
Pour effectuer ce dimensionnement, il faudra :

- déterminer la vitesse de rotation nécessaire au vol stationnaire
- calculer la traînée des pales à cette vitesse
- en déduire le couple nécessaire sur l'arbre du rotor pour atteindre la vitesse de rotation précédemment déterminée
- en déduire la puissance absorbée par la traînée des pales en vol stationnaire (dite puissance passive)
- utiliser la théorie de Froude pour déterminer la puissance induite.
- additionner ces deux puissances et en déduire les caractéristiques idéales moyennes et extrêmes de la motorisation.

#### 8.4.3.1. Hypothèses de travail

- a. la répartition de portance n'est pas idéale
- b. la répartition de traînée n'est pas idéale
- c. le nombre de Reynolds est constant tout au long de la pale
- d. le  $C_z$  est constant tout au long de la pale
- e. les deux rotors n'interagissent pas, la portance est la même sur les deux rotors, la puissance absorbée aussi. On calculera donc la puissance et la portance d'une pale et on multipliera ces valeurs par le nombre de pales total.

#### 8.4.3.2. Calculs de portance et détermination de la vitesse de rotation en vol stationnaire



L'élément de portance sur une section de pale de corde L et de largeur dr est donné par  $dF_z = 1/2 \cdot \rho \cdot L \cdot \omega^2 \cdot r^2 \cdot C_z \cdot dr$  où  $\omega$  est la vitesse de rotation en rad/s  
 En intégrant cette relation entre  $r_1$  le rayon du moyeu et R le rayon du rotor, on obtient :

$$F_z = \int dF_z = 1/2 \rho L \omega^2 C_z \int_{r_1}^R r^2 dr$$

Soit  $F_z = \frac{1}{6} \rho L \omega^2 C_z (R^3 - r_1^3)$

Cependant, cette équation est idéale et ne tient pas compte du fait que la portance diminue à partir d'environ  $2/3 \cdot R$  jusqu'à s'annuler en bout de pale. Il convient donc d'apporter une correction à la répartition de portance. En émettant l'hypothèse que la perte de portance totale due à cette atténuation est d'environ 50%, on obtient l'équation de portance suivante :

$$F_z = 1/2 \cdot \rho \cdot L \cdot \omega^2 \cdot C_z \int_{r_1}^R r^2 \times \left[ \cos \left( \frac{\pi \times r}{2 \times R} \right) \right]^{0.65} dr$$

Cette équation nous permet, en fixant la portance que l'on veut obtenir et le  $C_z$  de vol, de déterminer la vitesse de rotation nécessaire au vol stationnaire.

On fixe

$C_z = 0.65$  ( $C_z$  de finesse maxi du profil choisi pour les pales)

$r_1 = 8\text{cm}$

$R = 34\text{cm}$

$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

$L = 45\text{mm}$

L'hélicoptère étant prévu pour une masse maxi de 3.5 kg, et l'équation de portance étant pour une pale, on fixe  $F_z$  à 5.7N

On obtient, pour ces valeurs, un vol stationnaire à  $\omega = 227.5 \text{ rad/s}$  soit environ 2200 t/min.

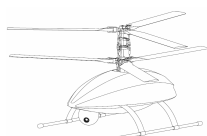
### 8.4.3.3. Détermination de la traînée d'une pale

Tout comme la répartition de portance n'est pas idéale, la répartition des forces de traînée n'est pas idéale non plus et la formule donnant la traînée locale doit être corrigée.

Le tourbillon marginal augmente en effet cette traînée aux abords de l'extrémité de la pale. On adoptera une correction exponentielle de cette répartition de traînée.

L'équation de la traînée corrigée est donc

$$dF_x(r) = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^2 \times C_x \times e^{3.5 \cdot r} \times r^2 \times dr$$



#### 8.4.3.4. Détermination de la puissance de traînée (puissance passive) en vol stationnaire

La théorie du vol vertical nous apprend que la puissance nécessaire à la sustentation d'un hélicoptère peut se décomposer en deux puissances :

- la puissance passive, qui est due à la traînée des pales, et qui est la puissance absorbée pour maintenir la vitesse de rotation du rotor,
- la puissance induite, qui est la puissance à communiquer à l'air qui passe par le disque rotor pour assurer la sustentation de l'appareil.

On peut, grâce au paragraphe précédent, déterminer la traînée locale en chaque point de la pale suivant le rayon  $r$ . on peut donc aussi connaître le couple local en multipliant la traînée locale par le rayon. On a donc l'élément de couple  $dC$  suivant:

$$dC(r) = dF_x(r) \times r = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^2 \times C_x \times e^{3,5r} \times r^3 \times dr$$

En multipliant le couple local par la vitesse de rotation, on obtient la puissance locale

$$dP_p(r) = dC(r) \times \omega = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^3 \times C_x \times e^{3,5r} \times r^3 \times dr$$

Pour obtenir la puissance passive totale, il nous suffit d'intégrer l'expression ci-dessus entre  $r_1$  et  $R$  et de multiplier par le nombre de pales, ce calcul étant pour une seule pale. On a donc

$$P_p = b \times \omega \times \int_{r_1}^R dC(r).dr = b \times \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^3 \times C_x \times \int_{r_1}^R (e^{3,5r} \times r^3) dr$$

Où  $b$  est le nombre de pales ( $b=6$ )

Pour le vol stationnaire de notre hélicoptère, les données sont :

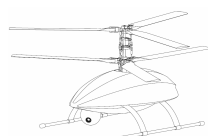
- $\omega = 227.5 \text{ rad/s}$  soit environ 2200t/min
- $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- $L = 0.045 \text{ m}$
- $r_1 = 0.08 \text{ m}$
- $R = 0.34 \text{ m}$
- $C_x = 0.014$  (donnée extraite de la polaire du MH45 à  $Re = 200\,000$ )

On obtient une puissance passive totale pour les deux rotors de

$$P_p = 240 \text{ W}$$

#### 8.4.3.5. Détermination de la puissance induite nécessaire au vol stationnaire

La théorie de Froude, basée sur la théorie de la quantité de mouvement, permet une description simplifiée du fonctionnement d'un rotor d'hélicoptère et une estimation de la



puissance nécessaire à la sustentation d'un hélicoptère dans le cas d'un fluide parfait (et donc en l'absence de traînée). Cette puissance est appelée puissance induite et vient compléter la puissance passive (ou de traînée) calculée au paragraphe précédent.

En tenant compte de diverses correction, et en suivant la méthode expliquée en annexe 4, on obtient finalement

$$P_{i0} = 1.15 \times \frac{F_z^{3/2}}{\sqrt{2\rho \times \pi \times (BR)^2}}$$

La théorie de Froude nous enseigne également qu'en cas de double rotor coaxiaux, la surface considérée pour le calcul de cette puissance n'est celle des deux rotors que si la distance entre eux est d'au moins un rayon. Sur notre modèle, la distance entre les deux rotors est d'à peine un tiers de rayon. On ne comptera donc comme surface totale que celle d'un seul rotor, corrigée par un coefficient  $B=0.9$ .

La poussée  $F_z$  de vol stationnaire est identique à celle définie au paragraphe précédent, soit

$$F_z = 5.7 \times 6 = 34.2N$$

On a donc une puissance induite  $P_{i0} = 1.15 \times \frac{(34.2)^{3/2}}{\sqrt{2 \times 1.225 \times \pi \times (0.9 \times 0.34)^2}} = 271W$

#### 8.4.3.6. Puissance totale nécessaire au vol stationnaire, dimensionnement des moteurs

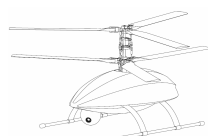
La puissance nécessaire au vol stationnaire est donc la somme des deux puissances calculées précédemment, on a donc besoin de 511W pour maintenir notre drone en l'air.

En considérant que le drone devrait peser 2.8kg au lieu des 3.5kg utilisés pour ce calcul, on peut en déduire que la puissance en vol « normal », c'est-à-dire en stationnaire ou translation à vitesse raisonnable et altitude constante, n'excèdera pas les 500W.

Nous avons néanmoins besoin d'un surplus de puissance pour certaines manœuvres comme le décollage, les virages en translation rapide, les ressources et les situations extrêmes comme des grosses rafales verticales ou tourbillonnaires. On peut estimer sans grands risques de se tromper que l'accélération maximale que nous auront à imposer à notre hélicoptère sera de 2g maximum. Sachant que l'on évolue à vitesse de rotation constante, on peut considérer que la puissance maximale nécessaire à un vol sûr sera de deux fois la puissance nominale.

Ayant défini le rapport de réduction entre le rotor et le moteur entre 7:1 et 10:1 et la tension des batteries à 11.1V, on peut déduire le dimensionnement des moteurs.

- puissance nominale : 250W
- puissance maximale : 500W
- vitesse de rotation : 15 400 à 22 000 t/min. le Kv de ce moteur devra donc être d'environ 1400 à 2000 t/min/V



#### 8.4.4. CHOIX DE MOTORISATION

Notre principal but étant une grande autonomie, et la masse étant notre pire ennemi, nous avons besoin de la meilleure motorisation possible. Les moteurs seront donc deux moteurs brushless, plus particulièrement des moteurs à cage tournante. Ces moteurs ont en effet un couple très élevé et un rendement maximal pouvant approcher les 90%.

Nous avons établi une liste des marques commercialisant de tels moteurs dans le commerce modéliste. Pour chacune de ces marques, nous avons sélectionné un ou plusieurs moteurs dont les caractéristiques sont compatibles avec les calculs menés précédemment et dont la consommation n'est pas trop importante. La liste de ces moteurs et le tableau comparatif ayant permis le choix d'un moteur figure en annexe 5.

Au final, nous retenons deux moteurs au lieu d'un seul, car il est impossible de les départager. Les moteurs retenus pour essais sur DROUPIE sont donc les suivants :

- Mega 600/10/8

Alim 11.1- 14.7 V  
m = 85 g  
Kv = 1695 t/min/V  
I<sub>max</sub> = 35A  
I<sub>nominal</sub> = 24 A



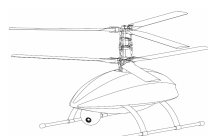
- Rimfire 35-30-1450

Alim 11.1 V  
m = 71 g  
Kv = 1450 t/min/V  
I<sub>max</sub> = 40A  
I<sub>nominal</sub> = 35 A



#### 8.4.5. PREMIERE MODELISATION SOUS CATIA

Notre première modélisation était une copie conforme du KA-52 réalisé par Cad-Modeltechnik et avait donc un système de gestion différentielle du pas collectif des deux rotors. Bien que cette modélisation soit parfaitement isostatique et tout à fait viable en théorie, les pièces du mélangeur mécanique disposé au dessus des rotors étaient très petites, donc fragile, et la cinématique était très compliquée. Nous avons également découvert en faisant les mises en plan que ces pièces allaient coûter très cher, et pouvaient être sources de jeux et de fragilités importantes. Ces pièces influençaient aussi sur les plateaux cycliques, les compliquant notablement et augmentant donc leur coût. De plus, la tige de commande de ce mélangeur passait par l'axe interne et débouchait sous les engrenages des rotors. Nous aurions donc dû placer un bâti supplémentaire pour commander cette tige, ainsi qu'un servomoteur. Outre le fait que cela aurait pris beaucoup de place, notre hélicoptère aurait pris plus de 100g.



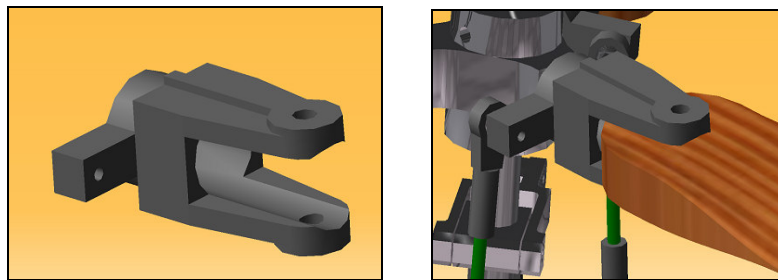


Enfin, une série d'essais en vol d'un hélicoptère modèle réduit contrarotatif dont la gestion de lacet est faite par différence de vitesse de rotation des moteurs nous a convaincu que cette méthode était suffisante pour notre application. Nous avons donc décidé de modifier notre première conception et de baser le contrôle de l'axe de lacet sur la gestion différentielle de la vitesse des rotors.

Nous avons réalisé cette modélisation en nous basant sur un plan papier réalisé en quelques heures, et nous avons en premier lieu cherché à réutiliser un maximum de pièces du commerce pour des raisons évidentes de simplicité et de coûts de fabrication.

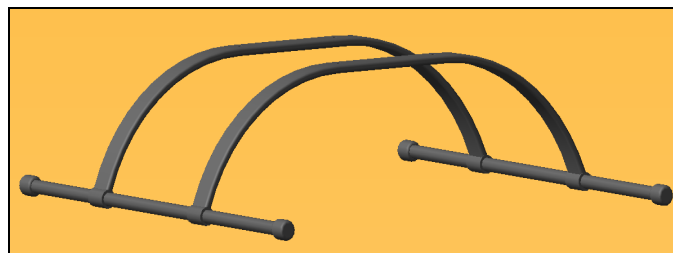
#### 8.4.5.1. Utilisation d'éléments disponibles dans le commerce

Les premiers éléments que nous avons cherché à trouver dans le commerce sont les plus sensibles, et surtout ceux dont la défaillance est la plus dangereuse. Nous avons donc cherché des têtes rotor tripales dans le commerce. Les seules que nous ayons trouvées étant beaucoup trop massives, nous avons décidé d'utiliser les pieds de pales de la Marmite, qui ont fait leurs preuves en supportant des pales très lourdes (36g) à plus de 4500 t/min. nous avons donc reproduit ces pieds de pales sous CATIA pour les intégrer à notre modèle.

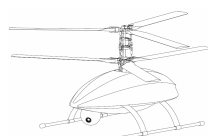


Nous avons cherché à utiliser des plateaux cycliques standard, notamment pour le plateau inférieur, mais le fait que nous ayons des rotors tripales ne nous permettait de réutiliser qu'une partie d'un seul plateau du commerce. Nous avons donc décidé de refaire l'ensemble des pièces, afin d'être sûrs que toutes les commandes se montent comme nous le souhaitons. Les seules pièces standard que nous utiliserons pour les plateaux cycliques seront les rotules centrales et les boules de commande.

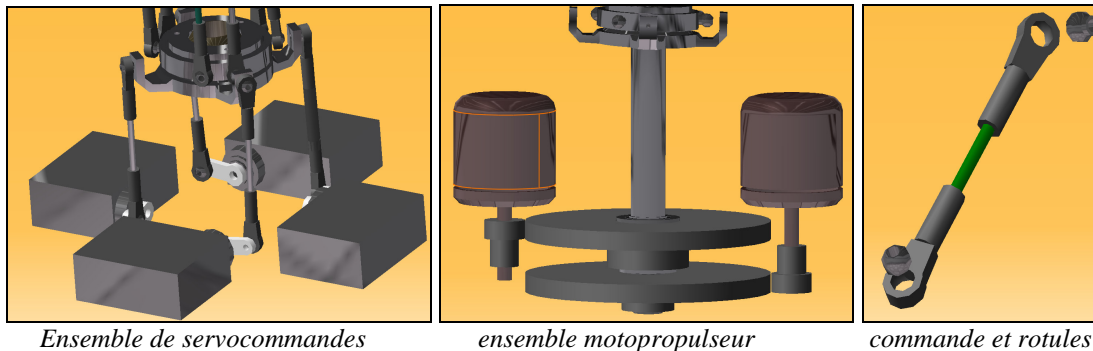
Le train d'atterrissage du piaf étant très solide, plutôt légers et assez large pour permettre des atterrissages peu académiques en toute sécurité, nous avons décidé d'utiliser le train de remplacement que nous avons acheté lors de la construction du piaf pour notre prototype. Nous avons donc modélisé cet ensemble de pièces à partir du modèle réel.



*Train d'atterrissage du piaf*



D'une manière générale, nous utiliserons des chapes et des rotules standard de modélisme, ainsi que des engrenages, roues libres, roulements à billes, servomoteurs, moteurs et vis du commerce.



Toutes les autres pièces composant notre prototype sont des pièces non standard que nous avons conçues et que nous devrons soit usiner nous-mêmes grâce à la fraiseuse numérique de l'IPSA, soit faire usiner par une entreprise.

#### 8.4.5.2. Conception et modélisation des pièces non standard

Les pièces non standard que nous avons dû modéliser et que nous devons faire usiner ou usiner nous-mêmes sont présentées ci-après.

##### Les têtes rotor :

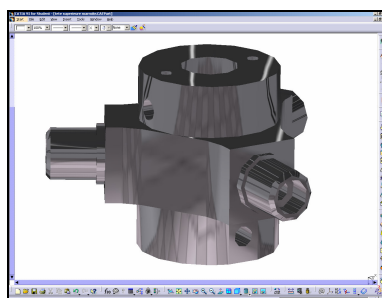
Les têtes rotor sont les pièces permettant de relier les axes aux trois pales des rotors. Ce sont les pièces principales de la mécanique de l'hélicoptère. En théorie, elles devraient être amorties pour permettre un mouvement de battement, mais cette articulation n'est pas nécessaire sur un hélicoptère contrarotatif. Ces pièces sont usinées en aluminium.

La tête supérieure est la partie la plus haute du drone. Elle accueille :

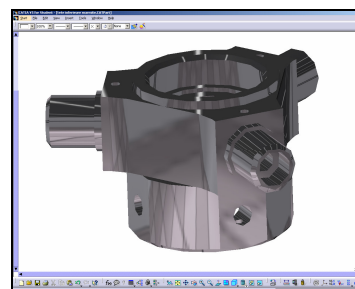
- les pieds de pale, par une liaison encastrement réalisée par des vis
- l'axe interne, en liaison encastrement par deux goupilles et des vis de serrage

La tête inférieure accueille :

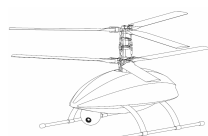
- les pieds de pale, par une liaison encastrement réalisée par des vis
- l'axe externe, en liaison encastrement par deux goupilles et des vis de serrage
- le roulement supérieur de l'axe interne permettant la liaison pivot entre l'axe interne et l'axe externe.



*Tête supérieure*

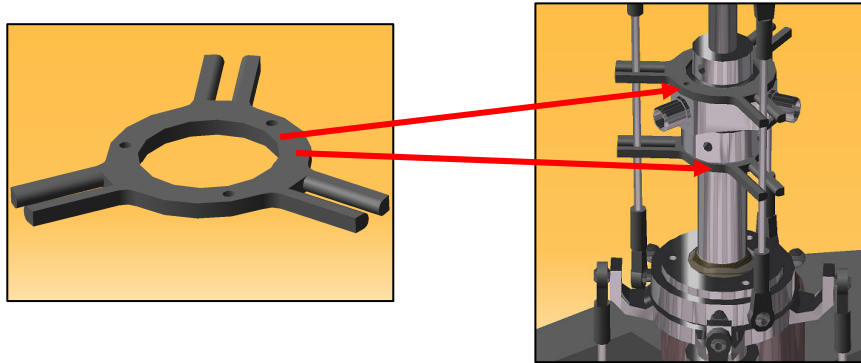


*Tête inférieure*

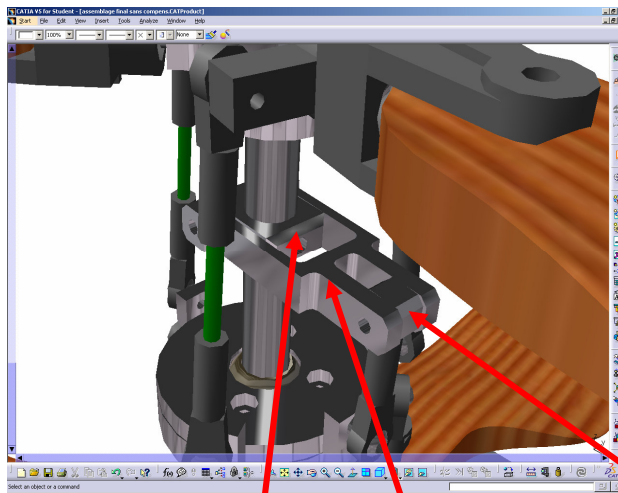


## Synchronisation basse

Tout comme il faut que la bague supérieure du plateau cyclique supérieur soit en phase avec la tête supérieure, la bague supérieure du plateau inférieur doit être synchronisée avec la tête inférieure et avec la bague inférieure du plateau cyclique supérieur. Nous avons donc conçu deux petites pièces qui seront usinées dans la même plaque que les bâtis et dont le rôle est de maintenir les commandes en phase avec le rotor.



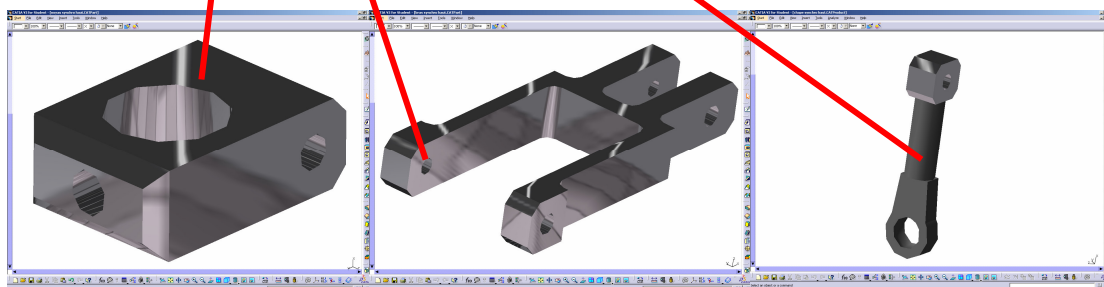
## Synchronisation du plateau cyclique supérieur :



La synchronisation sert, comme son nom l'indique, à synchroniser la tête supérieure et la partie supérieure du plateau cyclique supérieur.

Cette synchronisation est composée de plusieurs éléments :

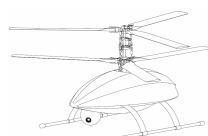
- Un noyau en liaison encastrement (vis de pression) avec l'axe interne
- Un bras en liaison pivot avec le noyau de synchronisation
- Une chape en liaison pivot avec le bras et avec la bague supérieure du plateau cyclique supérieur.



*Noyau*

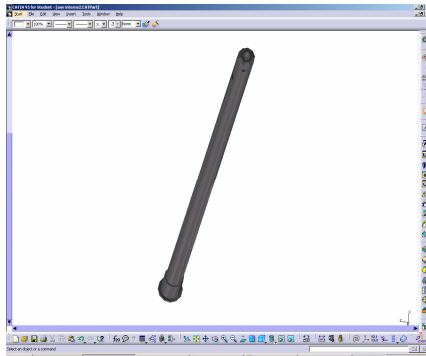
*bras*

*chape*

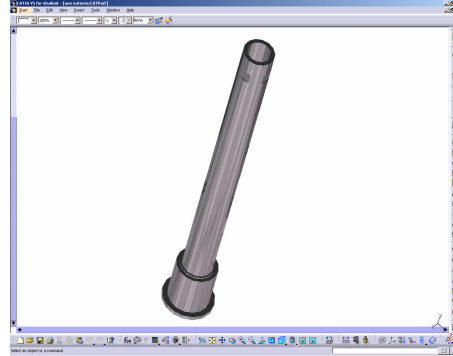


## Les axes

Le système de rotors coaxiaux contrarotatifs est le suivant : un arbre (axe externe) permet la mise en rotation du rotor inférieur. Dans le même temps, un axe interne passe à l'intérieur de l'axe externe pour permettre la mise en rotation du rotor supérieur.



*Axe interne*

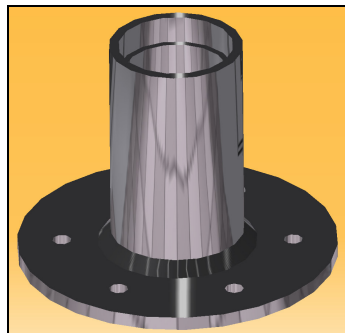


*Axe externe*

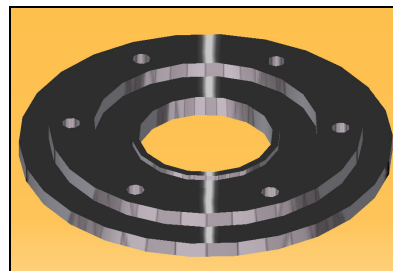
Ces axes sont en liaison encastrement avec les roues dentées et sont en liaison pivot entre eux.

Les supports d'axes :

Cet ensemble de pièce permet de fixer l'axe externe en liaison pivot avec le bâti du drone. La partie inférieure emprisonne le roulement inférieur et la plaque du bâti, la partie supérieure accueille quant à elle le roulement supérieur, qui est maintenu en place par une bague d'arrêt placée sur l'axe externe.



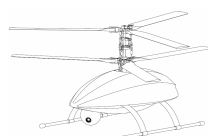
*Partie supérieure*



*partie inférieure*

## Bâti

Le bâti est le châssis de l'hélicoptère. C'est sur cette plaque que viennent se fixer tous les éléments, ainsi que l'avionique et les batteries. Ce composant est une simple plaque de fibres de carbone de 2mm d'épaisseur, que nous fraiserons par nos propres moyens. Le châssis sera composé de deux plaques, reliées par des entretoises. Le but est de rigidifier le bâti et d'offrir une plateforme à l'avionique. Sur la plupart des images de ce rapport, cette deuxième plaque n'apparaît pas pour permettre de voir un maximum de composants. Elle a la même forme que la première.



## Plateaux cycliques

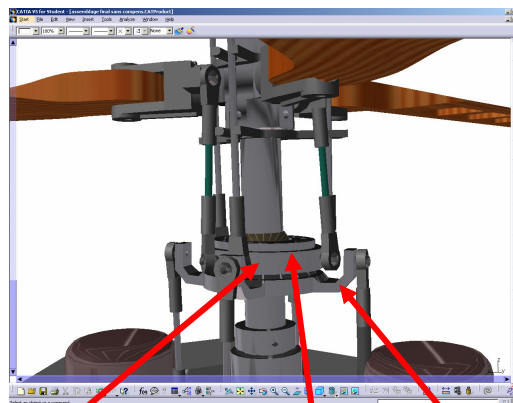
Un plateau cyclique est un ensemble de pièces reliant les biellettes aux pieds de pales et permettant de commander de façon cyclique l'incidence des pales.

Il existe deux plateaux cycliques. Le plateau cyclique supérieur et le plateau cyclique inférieur. Il sert à régler le pas des pales par l'intermédiaire des biellettes.

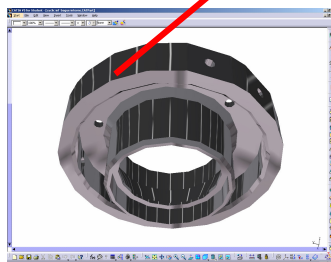
### Plateau cyclique inférieur

Le plateau cyclique inférieur est composé de plusieurs parties :

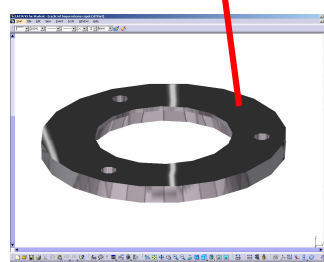
- Une bague inférieure en liaison rotule avec l'axe externe et avec les biellettes de commande des servomoteurs
- Une bague inférieure en liaison pivot avec la bague supérieure et en liaison rotule avec les biellettes les reliant au plateau cyclique inférieur
- Un capot servant à enfermer la rotule permettant la liaison entre l'axe externe et la bague supérieure.



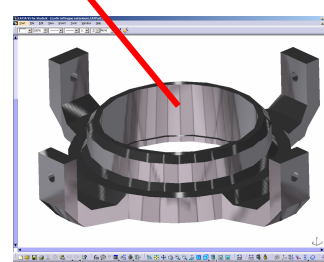
*Plateau cyclique inférieur*



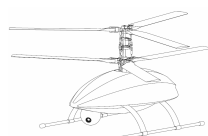
*Bague supérieure*



*capot*



*bague inférieure*



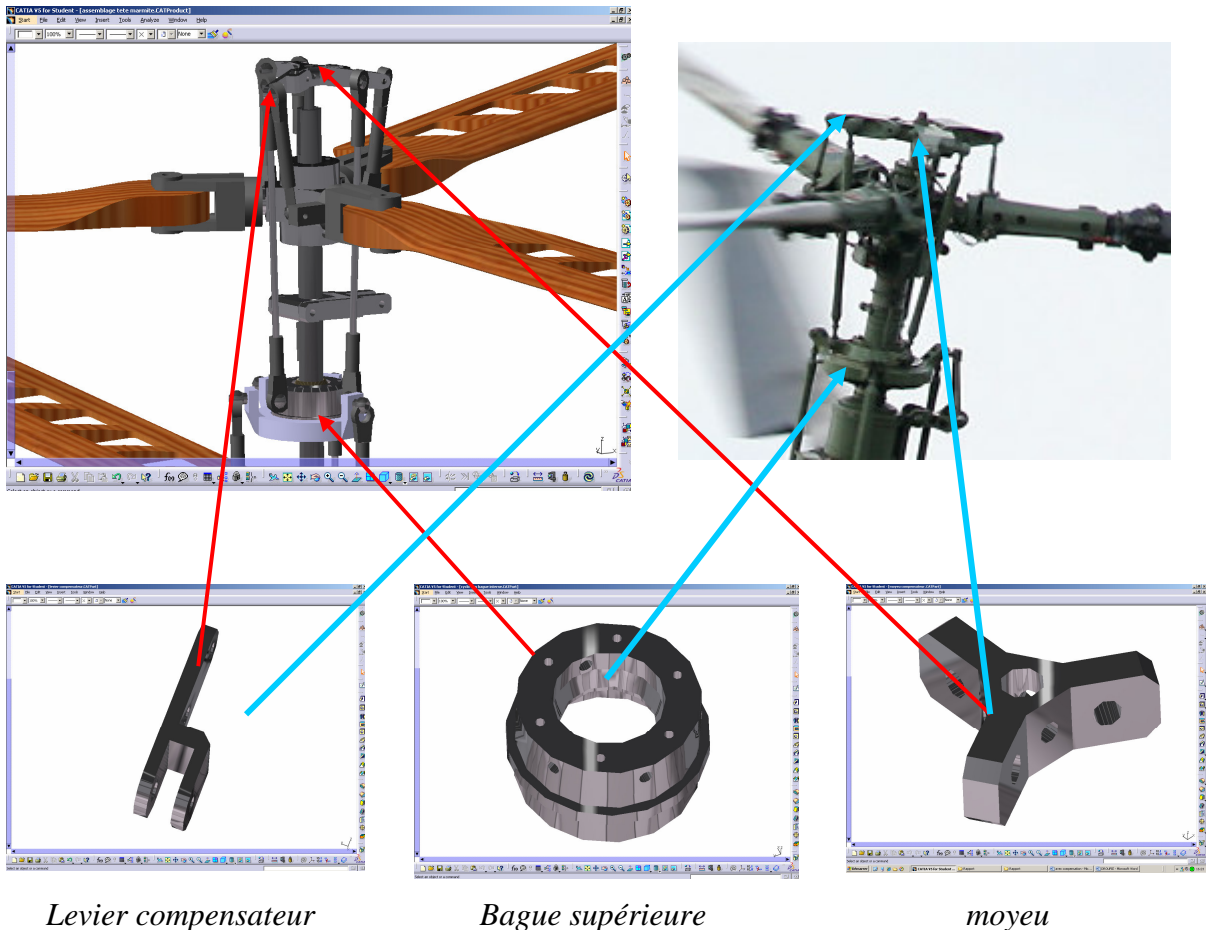
## Compensateur de pas, commande d'anticouple et plateau cyclique supérieur

Le compensateur de pas est un petit dispositif mécanique est un mélangeur mécanique permettant de retransmettre à la fois les ordres du plateau cyclique supérieur et ceux de la tige de commande de lacet. C'est une copie conforme du dispositif de compensation de pas présent sur les hélicoptères Kamov.

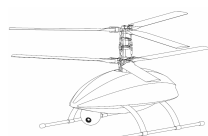
Ce dispositif ayant été abandonné par la suite, nous ne décrivons pas son fonctionnement.

Le système de pas collectif différentiel de la première version de notre drone est composé de différentes pièces :

- Un moyeu compensateur auquel sont rattachées des biellettes par l'intermédiaire d'un levier
- Un plateau cyclique supérieur
- Un axe interne creux dans lequel passe une tige
- Une tige contrôlée pas un servomoteur



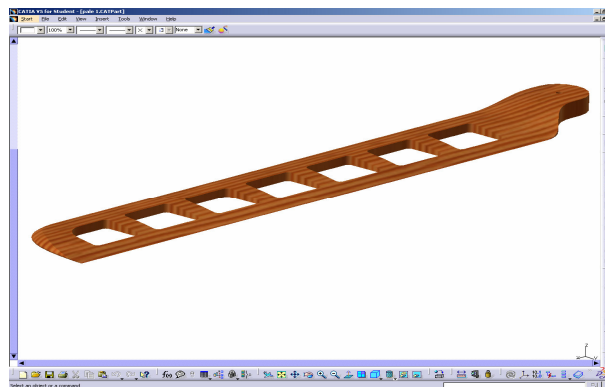
Bien que ce système de pas collectif différentiel soit utilisé sur l'hélicoptère d'attaque Kamov Ka50, nous avons décidé de ne pas utiliser cette solution. En effet, cette solution fait intervenir plus de composants, ce qui augmenterait le prix, la masse de notre drone, sa consommation, et serait source de jeux éventuels qui pourraient nuire à la maniabilité.



## 8.5. CONCEPTION DES PALES, MODELISATION ET CHOIX TECHNIQUES

Les pales sont les éléments qui donnent à notre hélicoptère sa capacité à se soulever, mais aussi son comportement en vol. En effet, la forme, la masse, le profil et le vrillage des pales influent sur l'inertie du rotor, la vivacité de l'hélicoptère, sa stabilité, sa sensibilité au vent, et encore bien d'autres paramètres qui font des pales les éléments les plus importants de tout notre projet.

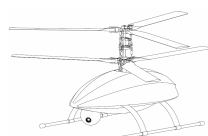
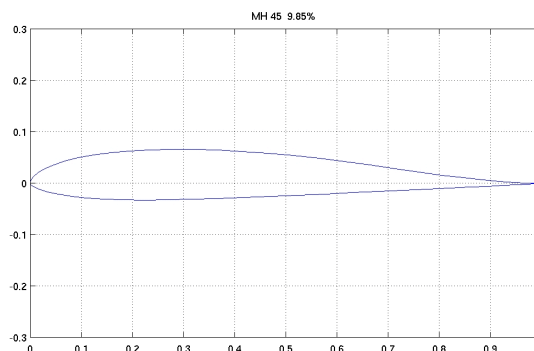
Comme pour les autres pièces, nous avons d'abord cherché à utiliser des pièces du commerce, mais toutes ont des profils symétriques qui portent peu et sont peu stables, ou ont un profil adapté mais ne sont disponibles que pour des hélicoptères de grande taille et pour un seul sens de rotation seulement. Comme nous avons besoin de pales portant beaucoup, ayant un profil auto stable afin de stabiliser notre hélicoptère (qui est intrinsèquement vif et instable comme tous les hélicoptères contrarotatifs coaxiaux), nous avons dû concevoir ces pales nous-mêmes.



*Pale*

Le profil des pales a été un élément de recherche très important. En effet, certains profils sont plus stables ou portent plus que d'autres. Le profil retenu pour notre drone est le MH45 de Martin Hepperle dont les caractéristiques sont les suivantes :

- épaisseur 9.85%
- bon  $Cz_{max}$  en comparaison à d'autres profils
- Moment  $C_{m0} = +0.0145$ . (*faible et positif*)
- Bien adapté aux faibles nombres de Reynolds (100 000)





Les dimensions des pales ont été déterminées empiriquement de façon à obtenir une surface la plus élevée possible sans pour autant descendre trop en allongement, et en restant dans les contraintes dimensionnelles du concours. Leur corde a été fixée à 45 mm et leur envergure à 300mm. L'épaisseur de l'emplanture de la pale est fonction de l'espace disponible dans le pied de pale, et le trou d'articulation de traînée a été placé provisoirement à 25% de la corde car nous n'avons pas eu le temps de calculer avec exactitude son emplacement optimal en fonction du retard aérodynamique que prend la pale. Ce calcul était sensé être effectué par le troisième membre du groupe. Cette incertitude est handicapante et fera donc l'objet d'une étude un peu plus approfondie avant l'usinage des pales, mais le fait d'avoir un profil auto stable comme le MH-45 devrait nous éviter les problèmes d'oscillations aéroélastiques, toujours à craindre en cas de mauvais placement de l'articulation de traînée ou du centre de gravité de la pale.

Le choix du matériau dans lequel la pale sera faite est également primordial et nous avons plusieurs choix possibles : soit nous tentons une fabrication de pales creuses en carbone, soit nous faisons les pales dans du bois dur. La première solution ayant déjà été tentée l'année dernière avec un taux de succès proche de zéro, nous avons opté pour le fraisage dans du bois. Nous avons donc déterminé que le matériau utilisé serait du contreplaqué de bouleau multi plis, qui est un matériau à la fois léger, très solide, et facile à usiner à la fraiseuse numérique. Les trous fraisés dans la pale ont pour fonction d'alléger celle-ci et de déplacer le centre de gravité vers le bord d'attaque. Ce dernier sera plombé afin de donner à la pale de l'inertie au cas où le drone aurait à effectuer une autorotation. La pale sera ensuite entoilée avec du film plastique thermo rétractable.

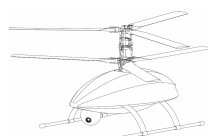
Nous comptons usiner les pales grâce à la fraiseuse numérique de l'IPSA, dont le master du moule des pales carbone du pif était tiré.

#### **8.5.1.1. Devis de masse grâce à CATIA**

Une fois les pièces modélisées sous CATIA et un matériau appliqué à chacune d'elle, ce logiciel nous fournit la masse de chaque pièce et la masse de l'ensemble. Nous avons donc pu établir un devis de masse précis et vérifier ainsi nos premières estimations, notamment en ce qui concerne la masse et donc la capacité des batteries de propulsions que nous pouvons embarquer. Nous obtenons une masse prévue de 2.82 kg, ce qui est conforme à notre premier devis. Le devis établi grâce à CATIA est disponible en annexe 6.

### **8.6. SIMPLIFICATION DU PROTOTYPE**

Nous nous sommes vite aperçus que notre mécanique était trop complexe et pouvait être simplifiée. Ceci permet de diminuer la masse, d'économiser un servomoteur, un bâti supplémentaire, de réduire le nombre de pièces mécaniques, d'éviter des jeux, et de baisser le coût de production. Un test avec un hélicoptère du commerce nous a de plus démontré que la solution de la gestion de l'axe de lacet avec la variation différentielle des régimes moteurs était amplement suffisante pour notre application.





### 8.6.1. MODIFICATION DE LA CINEMATIQUE DE COMMANDE

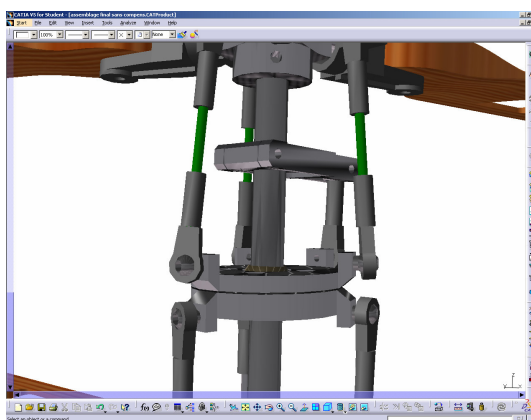
Nous avons simplement coupé le haut de notre drone afin de supprimer le compensateur de pas et ainsi arriver à la configuration finale. Cette opération nous a cependant contraint à modifier certaines pièces.

### 8.6.2. MODIFICATION DE LA MODELISATION SOUS CATIA

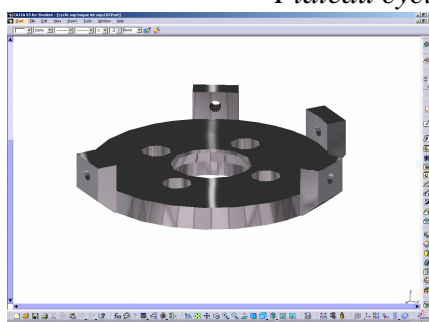
#### Plateau cyclique supérieur :

Le plateau cyclique supérieur a donc été entièrement revu, les bras de leviers ayant été modifiés par la suppression du compensateur. Comme l'ancien plateau, le nouveau est composé de plusieurs parties :

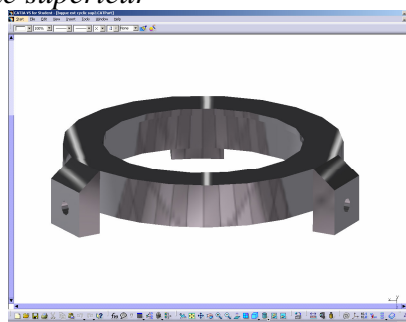
- Une bague supérieure en liaison rotule avec l'axe interne et en liaison rotule avec les biellettes assurant la commande du pas des pales du rotor supérieur
- Une bague inférieure en liaison pivot (roulement à billes) avec la bague supérieure et en liaison rotule avec les biellettes les reliant au plateau cyclique inférieur



*Plateau cyclique supérieur*

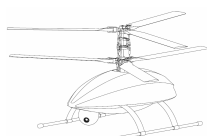


*Bague supérieure*



*Bague inférieure*

Nous avons également recoupé l'axe interne et modifié la synchronisation, dont les dimensions sont dépendantes de celles de la bague supérieure du plateau cyclique.



## 8.7. MISE EN PLAN ET USINAGE DES PIÈCES

Bien que la plupart des entreprises d'usinage travaillent directement avec les modèles CAO des pièces à usiner, elles ont besoin de connaître les tolérances exactes voulues pour chaque partie de la pièce afin de paramétrer correctement la machine-outil. Il est donc indispensable lorsqu'on veut faire usiner une pièce, de fournir la modélisation de cette pièce et un plan coté de celle-ci.

La mise en plan a été un travail laborieux, nous avons dû apprendre à nous servir du module « drafting » de CATIA. Nous avons donc appris à utiliser cet atelier et avons mis en plan toutes les pièces que nous souhaitons usiner. Bien que l'enseignement que nous avons reçu sur la cotation n'a fait que survoler le sujet, certains ouvrages et des tutoriaux disponibles sur Internet nous ont permis d'approfondir ce que nous avons vu en cours afin de réaliser les plans de nos pièces selon des normes bien précises. De plus, M. Nadalon, notre professeur de technologie des systèmes mécaniques, nous a été d'une aide très précieuse, en corrigeant les premiers plans et en nous montrant quelques astuces afin d'utiliser au mieux le module « drafting ».

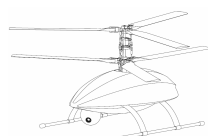
Nous avons en tout 17 pièces que nous souhaitons faire usiner. Pour chacune de ces pièces, un plan a été dessiné sous CATIA. Toutes ces mises en plan ainsi qu'un éclaté et une nomenclature du drone sont disponibles en annexes 8 et 9.

Nous devons envoyer ces mises en plan pour devis à un certain nombre d'entreprises puis les faire usiner une fois l'entreprise la moins chère et la plus rapide sélectionnée, mais le temps nous a manqué. Vous trouverez donc la liste des entreprises en annexe 7.

## 8.8. REALISATION DE DROUPIE

Notre sujet de projet industriel prévoyait initialement la conception et la réalisation de l'hélicoptère que nous venons de décrire. Malheureusement, le temps nous a manqué pour entreprendre cette construction. Nous poursuivrons donc ce projet pendant l'été avec l'usinage des pièces, et dès le début de l'année prochaine avec le montage et les essais de DROUPIE. Ce projet n'en est qu'à ses débuts et ne sera pas achevé tant que le prototype n'aura pas volé ou ne sera pas détruit.

La réalisation de cet hélicoptère devrait s'avérer relativement facile si nos plans sont bien faits, car ce concept est le fruit de plus d'un an de réflexion. Les essais en vol promettent quant à eux d'être nettement plus délicats, mais tout aussi intéressants et riches d'enseignements. Ces derniers constituent une motivation inaltérable et nous sommes déterminés à mener ce projet à son terme.



## 9. BIBLIOGRAPHIE

### Ouvrages utilisés :

*Guide des sciences et technologies industrielles* de Jean-Louis Fanchon éditions Nathan

*L'hélicoptère, théorie et pratique* de P.Lefort et J.Hamann éditions Chiron

*Cours de vol vertical* de M. J.J. Philippe, professeur à l'IPSA

### Sites Internet :

Cad modelltechnik : [http://www.cad-modelltechnik-jung.de/projekte/kamov\\_ka-52.htm](http://www.cad-modelltechnik-jung.de/projekte/kamov_ka-52.htm)

Cette entreprise a réalisé une copie du célèbre hélicoptère de combat Kamov KA-52. Ce site a été notre principale source d'inspiration pour notre prototype.

Site de Martin Hepperle : <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/index.htm>

Développement de profils pour modèles réduits

Base de donnée de profils : [http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html)

Association Aérodes : <http://aerodes.free.fr/>

Conception d'un hélicoptère modèle réduit pour le record du monde d'endurance.

Tutorial de mise en plan sous CATIA : [http://catiatutorial.free.fr/mise\\_plan.html](http://catiatutorial.free.fr/mise_plan.html)

Caméras et émetteurs miniatures : [www.rangevideo.com](http://www.rangevideo.com)

Avionique MICAV® : [www.polyvionics.com](http://www.polyvionics.com)

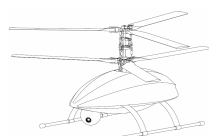
Moteurs Rimfire : [www.electrifly.com](http://www.electrifly.com)

Moteurs Mega : [www.megamotorusa.com](http://www.megamotorusa.com)

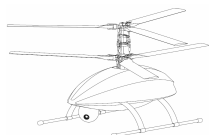
Moteurs AXI : [www.modelmotors.cz](http://www.modelmotors.cz)

Moteurs Plettenberg : [www.plettenberg-motoren.com](http://www.plettenberg-motoren.com)

Moteurs Flyware : [www.flyware.de](http://www.flyware.de)



# ANNEXES



## ANNEXE 1 : Détail du concours ONERA/DGA

### Présentation des épreuves, but du concours

L'ONERA (Office Nationale d'Etudes et de Recherche Aérospatiales) a organisé depuis le début de l'année universitaire 2002/2003 et pour une durée de 3 ans un Concours international universitaire de drones miniatures, subventionné par la DGA (Délégation Générale pour l'Armement). Les résultats de ce premier concours n'ayant pas entièrement satisfait les organisateurs, la décision a été prise d'offrir une nouvelle opportunité aux équipes engagées. Une session aura donc lieu en mai 2008.

Ce concours a pour objet de démontrer la faisabilité technique et l'intérêt opérationnel des drones miniatures utilisés comme aide au fantassin dans sa progression en milieu hostile, notamment dans le combat de rue. L'aide attendue est non agressive, le drone joue ici le rôle de " jumelles volantes " ou d'œil déporté.

Pour ce concours, nous devons développer et présenter un système complet, comprenant un système d'observation volant (le drone), équipé au minimum d'une micro caméra vidéo et d'une station de réception au sol.

La notation se fera en prenant en compte les critères suivants :

- ✓ l'indépendance fonctionnelle du système,
- ✓ la simplicité de mise en œuvre et de pilotage par un opérateur non spécialisé,
- ✓ la capacité de vol stationnaire et d'évolution en milieu urbain,
- ✓ la capacité à transmettre des données hors de la ligne de vue de l'opérateur,
- ✓ la miniaturisation du véhicule,
- ✓ l'innovation technologique,
- ✓ l'autonomie, etc.

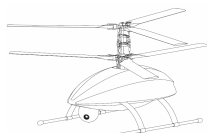
La réalisation du drone se base sur l'étude de :

- ✓ l'aérodynamique et la mécanique du vol,
- ✓ les micro technologies,
- ✓ l'informatique et l'automatique,
- ✓ l'intelligence artificielle,
- ✓ l'énergétique (motorisation, source d'énergie électrique),
- ✓ la transmission des données par voies hertziennes, etc.

### Le scénario

Le scénario repose sur un contexte destiné à représenter la progression d'une unité d'infanterie ou spécialisée en zone urbaine sinistrée. Cette unité doit faire face à des tireurs embusqués et à un risque de présence ennemie, de barricades et de gravats empêchant un déplacement en véhicule. Le drone déployé par cette petite unité à pied doit permettre, face à plusieurs solutions, de déterminer le meilleur axe de progression possible et donc de détecter et localiser les barrages à la progression et les zones éventuellement exposées à des tirs directs.

Typiquement, grâce à quatre axes de progression envisageable entre un point de départ et un point d'arrivée facilement identifiable, l'unité devra pouvoir utiliser son drone afin de



déterminer rapidement et en sécurité lesquels de ces itinéraires sont barrés et lesquels comportent des immeubles occupés par des snipers.

Plusieurs vols de drones peuvent être nécessaires. La carte initiale fournie sera incomplète ou faussée par des effondrements.

Après la phase de reconnaissance par le drone, l'unité doit parvenir à traverser la zone le plus rapidement possible sans entrer dans le champ d'action des menaces réparties sur les différents itinéraires. Les fantassins doivent être capables de se déplacer au milieu d'obstacles et en courant avec leur matériel.

## **La nature des objectifs**

La nature des objectifs, immobiles et hors de vue directe (car masqués par des bâtiments) de l'unité mettant en œuvre le système, pourra être :

- ✓ un véhicule tout terrain ou un blindé léger,
- ✓ une barricade,
- ✓ des soldats en faction autour des bâtiments,
- ✓ un check point ou barrage routier (comportant des soldats postés, des éléments interdisant le passage de véhicules : barbelés, barrières, éventuellement un véhicule d'appui...),
- ✓ un tireur embusqué (sniper). Dans le cadre de ce concours, le sniper sera simplement posté à l'intérieur d'un bâtiment, derrière une fenêtre ou faiblement camouflé. Il demeurera détectable depuis l'extérieur par un moyen vidéo opérant dans le visible. Cependant, sa détection nécessitera un vol du drone à hauteur sol des fenêtres à observer et une inspection détaillée des façades d'immeubles présentant un risque.

Il sera demandé au drone de fournir une image vidéo stabilisée, pendant au moins 5 secondes, de chaque objectif. Aucun « critère de stabilité » n'est précisément spécifié, mais la stabilisation devra permettre à un observateur non spécialisé de reconnaître le type d'objectif détecté.

La distance séparant l'aire de départ de l'objectif le plus éloigné n'excèdera pas 800 mètres, et la surface à reconnaître sera égale au maximum à 1 km<sup>2</sup>. De plus, la distance séparant l'aire de départ de la façade d'immeuble susceptible d'abriter un tireur embusqué la plus éloignée n'excèdera pas 400 mètres.

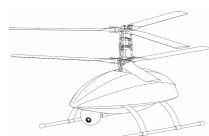
## **L'épreuve de démonstration de sécurité**

Il s'agit de démontrer qu'une panne (moteur, transmission radio, alimentation électrique...) d'un élément du drone n'aura pas de conséquence catastrophique sur la sécurité des personnes assistant aux épreuves.

## **L'épreuve opérationnelle**

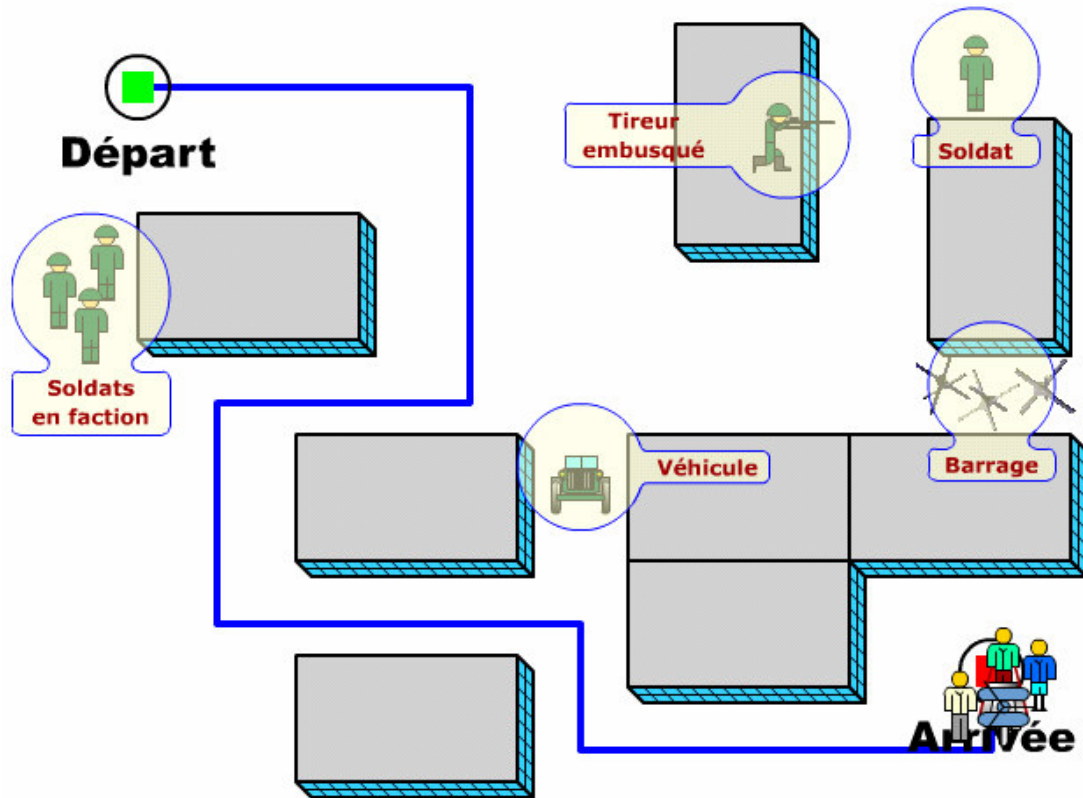
### Première partie de l'épreuve chronométrée : mise en œuvre et vol de reconnaissance

Le chronomètre est mis en route sur l'aire de départ délimitée par un cercle de 3m de rayon. Débute alors la phase de mise en œuvre du système, son vol de reconnaissance et sa récupération. Les objectifs sont à localiser sur la carte avec une précision ne permettant pas d'ambiguïté. A la fin de l'épreuve, nous remettrons une copie des vidéos et prises de vue des objectifs.



## Deuxième partie de l'épreuve chronométrée : déplacement jusqu'à l'objectif final

Immédiatement après la fin de la première partie débute la phase de rangement du matériel et de déplacement de l'équipe (en fait le chronomètre continue de tourner). Nous devons rejoindre au plus vite l'objectif final, en évitant les zones identifiées infranchissables ou dangereuses.

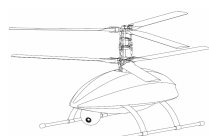


### **L'environnement**

Les valeurs limites admissibles lors de l'épreuve sont fixées à :

- vent et rafales  $\leq 20$  kts (soit 37 km/h ou encore 10.3 m/s),
- visibilité  $\geq 5$  km,
- hauteur des nuages  $\geq 300$  ft,
- pas de pluie.

Les conditions environnementales seront vérifiées auprès de la station météorologique aéronautique la plus proche du lieu de l'épreuve et dans le cas de non respect de ces valeurs limites, l'épreuve sera reportée.



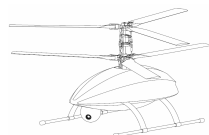
## BAREME DE NOTATION DU CONCOURS

Si certains critères de notation peuvent être facilement mesurés (une durée, une dimension), il apparaît cependant que la plupart d'entre eux ne sont pas définissables par une simple formule. Dans les tableaux ci-dessous, l'absence de formule permettant un calcul de la note signifie que cette **note est laissée à l'appréciation du jury**.

Par ailleurs, toutes les notes, à l'exception de celle liée aux dimensions du segment aérien, seront **ajustées de manière à couvrir la plage complète réservée à ce critère** (y compris les notes de l'épreuve chronométrée), après examen de l'ensemble des concurrents. Pour chaque catégorie, le concurrent jugé le plus performant aura la note maximale, alors que le concurrent présentant la plus grosse lacune dans la catégorie jugée aura une note nulle.

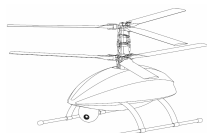
L'ensemble des épreuves est jugé sur **100 points**, dont la moitié est réservée à l'épreuve opérationnelle.

Pour récompenser leurs efforts, les équipes qui auront mis particulièrement l'accent sur la coopération avec des équipes universitaires étrangères pourront bénéficier de points de bonus ou d'une mention spéciale sur décision du jury.





| Note  | Éléments pris en compte  | Formule ou méthode de notation par le jury  | Barème (note maxi) | Remarques   |
|---|--|---|--------------------|---|
| <b>Épreuve statique : total = 50 points</b> |  |   |                    |   |
| Taille vecteur aérien                       | Miniaturisation du véhicule  | <p>L = plus grande dimension du système volant prêt au vol, en cm (hors antenne filaire)</p> <p><math>L_{\text{spécif}} = 20 \text{ cm} ; L_{\text{max}} = 70 \text{ cm}</math></p> <p><math>\text{Note} = 10 * [(L_{\text{max}} - L) / (L_{\text{max}} - L_{\text{spécif}})]^2</math></p> <p><i>arrondi à l'entier supérieur</i></p> | <b>10</b>          | 0 : note éliminatoire ( $L \geq L_{\text{max}}$ )                     |
| Conception vecteur aérien                   | Utilisation des micro-technologies<br>Autonomie énergétique (endurance)<br>Vulnérabilité aux contraintes environnementales (vent...)<br>Discretion acoustique et visuelle<br>Originalité du concept<br>Capacité de réutilisation après transport<br>Qualité des documents fournis  | Jugement sur dossier technique et présentation du système au jury   | <b>10</b>          |   |
| Autonomie de navigation                     | Stabilisation du vol<br>Capacité de décollage et atterrissage automatiques<br>Capacité de vol autonome en espace libre<br>Capacité de vol en dessous du sommet des immeubles en télépilotage hors ligne de vue<br>Capacité de navigation autonome en dessous du sommet des immeubles (évitement d'obstacles automatique)<br>Qualité des documents fournis                                  | Jugement sur dossier technique, mais la note sera attribuée après l'épreuve opérationnelle pendant laquelle on jugera à nouveau ces critères en situation réelle  | <b>15</b>          | Élimination éventuelle lors de l'épreuve de démonstration de sécurité |
| Capacité opérationnelle                     | Qualité et compacité de la station sol<br>Transmission d'images en temps réel<br>Capacité de stockage d'images et transmission en temps différé<br>Capacité de traitement des images et qualité de l'information obtenue<br>Capacité d'orientation du capteur pour viser un objectif<br>Capacité à restituer la topologie d'un site (blocs d'habitations)<br>Qualité des documents fournis | Jugement sur dossier technique, mais la note sera attribuée après l'épreuve opérationnelle pendant laquelle on jugera à nouveau ces critères en situation réelle  | <b>15</b>          |   |

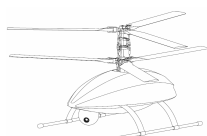


| Note  | Éléments pris en compte  | Formule ou méthode de notation par le jury   | Barème (note maxi) | Remarques  |
|---|--|--|--------------------|--|
| <b>Épreuve opérationnelle : total = 50 points</b> |  |  |                    |  |
| Réalisation des objectifs de la mission           | Qualité de l'image fournie<br>Capacité à identifier un objectif (tireur embusqué, véhicule, barrage...)<br>Capacité de localiser précisément un objectif | Analyse en fin d'épreuve des cartes et vidéos remises au jury (voir annexe I)<br><br><ul style="list-style-type: none"> <li>• 1 point par cible simple</li> <li>• 2 points par tireur embusqué</li> <li>• 1 point de bonus par cible dont on dispose d'une image stabilisée</li> <li>• Total normalisé à 30<sup>1</sup></li> </ul> | <b>30</b>          |  |
| Durée 1 <sup>ère</sup> partie                     | Facilité / rapidité de montage et de mise en œuvre   | temps mesuré = arrivée des concurrents sur l'aire de départ → fin du vol<br><br>Durée pondérée selon le nombre d'objectifs identifiés <sup>2</sup><br><br><b>Pénalité</b> si le drone n'est pas récupéré : <b>5</b> points   | <b>15</b>          | <i>Épreuve chronométrée</i><br><br><i>1<sup>ère</sup> partie</i> |
| Durée 2 <sup>ème</sup> partie                     | Facilité de rangement du système<br>Capacité d'emport par un fantassin / miniaturisation du système complet  | temps mesuré = fin du vol → arrivée à l'objectif final<br><br><b>Pénalité</b> si mauvais chemin : <b>1</b> point   | <b>5</b>           | <i>2<sup>ème</sup> partie</i>                                    |

<sup>1</sup> Le total des points obtenus sera divisé par la note maximale possible et multiplié par 30 (arrondi au point supérieur). Il faut noter que l'importance relative des cibles simples, tireurs embusqués et des images stabilisées dépend ainsi du nombre total d'objectifs.

<sup>2</sup> La première durée chronométrée sera pondérée par la note obtenue pour la localisation des objectifs : il faudra en effet présenter le meilleur ratio "nombre d'objectifs trouvés / temps passé au déploiement du système".

Les notes attribuées pour l'épreuve chronométrée seront ensuite ajustées de manière à couvrir la plage complète réservée à ce critère.



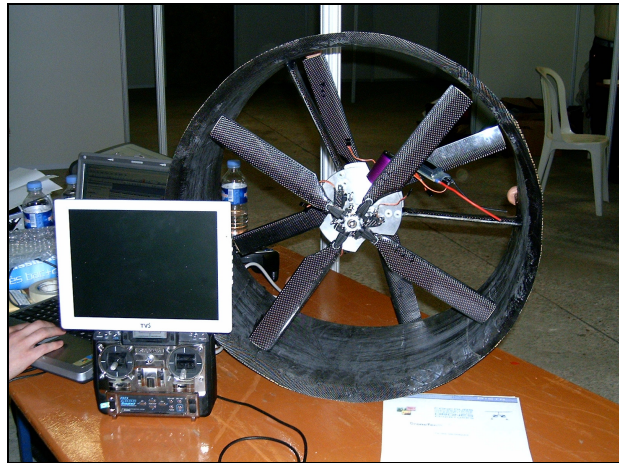
## ANNEXE 2 : Prototypes précédents et évolution du concept

### La marmite

Le premier prototype conçu en 2003-2004 et présenté en statique en septembre 2005 a été dessiné et construit par l'équipe de l'IPSA, en collaboration avec l'école Supméca. Ce prototype était déjà de type hélicoptère contrarotatif, mais avec un rotor sous le bâti moteur, et un rotor au dessus.

Ce modèle était à rotors quadripales carénés, ce qui lui a valu le surnom de « marmite » lors de la présentation à la session de septembre 2005 du concours de micro drones.

Ce prototype pesait 3.6kg, mesurait 55 cm de diamètre pour 40 cm de haut et la vitesse de rotation des rotors était de près de 4500 t/min. il était capable de se sustenter, mais tous les essais se sont révélés désastreux et ont abouti à la destruction de la machine. Ce prototype n'a jamais volé. Les seules pièces réutilisées seront les pieds de pales et une partie des plateaux cycliques.

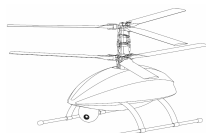


### le piaf

Le premier prototype n'ayant pas répondu à nos attentes, nous avons décidé de partir sur une base connue et avons acheté un modèle réduit répondant aux contraintes dimensionnelles du concours : l'airscoot.



Comme on peut le voir sur cette photo, le modèle original est commandé sur son axe de lacet par deux déflecteurs de flux placés dans le souffle des rotors. Ce dispositif est on ne peut plus inefficace et devient inactif en vol d'avancement. De plus, seul le rotor inférieur est commandé selon les axes de tangage et de roulis. Cette configuration s'est révélée désastreuse, le modèle était tout juste bon à faire du stationnaire en vol d'intérieur.



Nous avons donc dû modifier ce modèle réduit comme suit.



Le rotor du haut a été remplacé par un rotor identique au rotor inférieur, et un système de biellettes a été mis en place pour permettre la transmission des commandes aux deux rotors. Cette modification a permis de rendre l'engin nettement plus maniable, sans permettre pour autant un vol d'avancement rapide ni un vol en extérieur. L'absence de pas collectif commandé empêchant les manœuvres rapides et rendant l'hélicoptère sensible au vent.

Les déflecteurs ont été remplacés par un rotor d'anticouple, qui a permis la réalisation de virages plus propres et un vrai pilotage de l'axe de lacet, mais cette modification a fait sortir le prototype des contraintes dimensionnelles du concours.

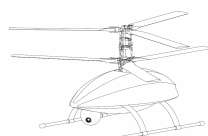
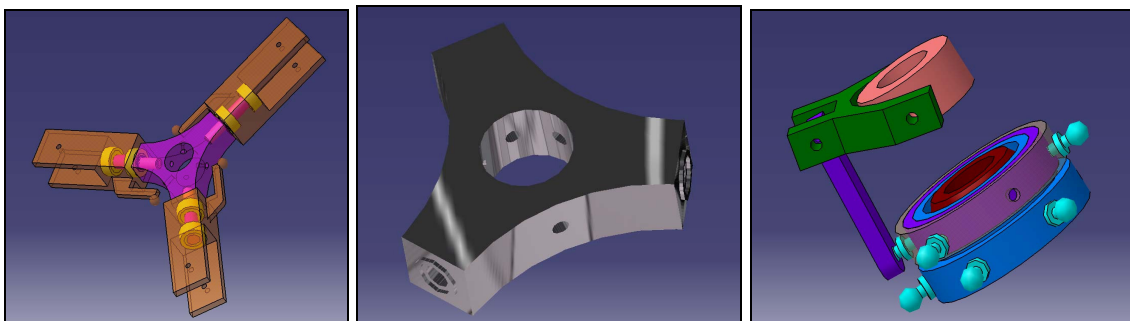
Ce prototype a réalisé quelques bons vols et a permis d'expérimenter quelques solutions techniques, mais la configuration bipale, l'excessive souplesse des têtes de rotor en battement ainsi que la présence des barres de Bell ont occasionné un crash de l'appareil. Celui-ci ne correspondant pas à nos attentes, il fut décidé de ne pas le réparer.

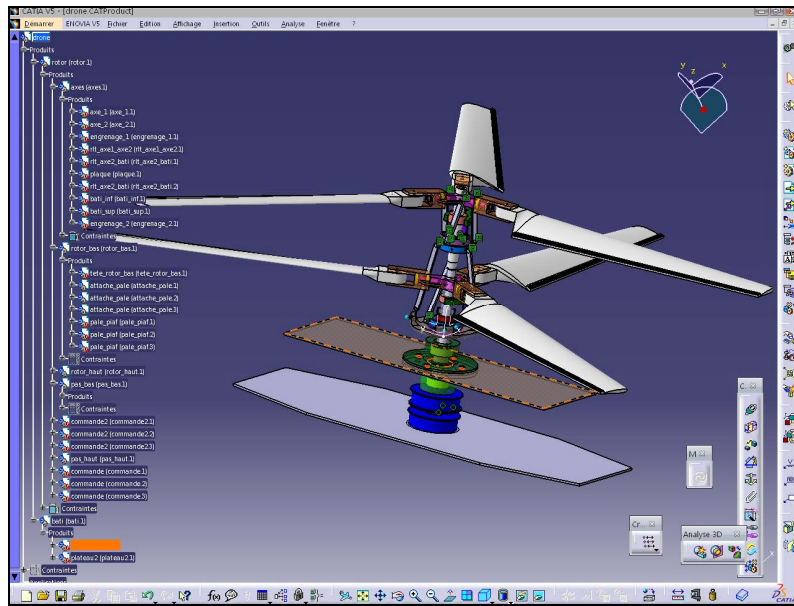
Une première version de DROUPIE, le **D**rone de **R**econnaissance et d'**O**bservation Urbaine et de **P**roximité **I**psa **E**pita, a été conçue et modélisée en parallèle.

### DROUPIE première version

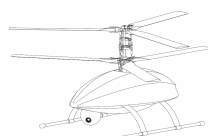
Cette première version a été conçue en s'inspirant des célèbres hélicoptères russe Kamov. L'architecture est semblable à celle du piav, mais les rotors sont cette fois des rotors tripales, sans barre de Bell. Cette version de DROUPIE ne sera jamais réalisée, plusieurs erreurs de conceptions ayant été faites, et la conception des pièces ayant évolué avant la fin du projet.

Ci-dessous, quelques illustrations de cette première version



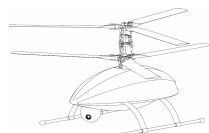


Cette première modélisation a été riche en enseignement, et nous a notamment appris à modéliser les pales et à mettre en plan les pièces à usiner.



### ANNEXE 3 : Premier devis de masse

| composant                   | quantité             | masse unit | masse (g)     | conso unit       | conso (A) |
|-----------------------------|----------------------|------------|---------------|------------------|-----------|
| <b>avionique</b>            |                      |            |               |                  |           |
| moteur                      | 2                    | 120        | 240           | 20               | 40        |
| variateur                   | 2                    | 40         | 80            | 0.1              | 0.2       |
| servomoteurs                | 4                    | 30         | 120           | 0.5              | 2         |
| émission vidéo              | 1                    | 90         | 90            | 1                | 1         |
| camera                      | 1                    | 30         | 30            | 0.2              | 0.2       |
| MICAV®                      | 1                    | 50         | 50            | 0.5              | 0.5       |
| GPS                         | 1                    | 40         | 40            | 0.5              | 0.5       |
| <b>total avionique</b>      |                      |            |               |                  |           |
|                             |                      |            | <b>650</b>    | <b>44.4 A</b>    |           |
| <b>batteries</b>            |                      |            |               |                  |           |
|                             | 3                    | 380        | <b>1140</b>   |                  |           |
| <b>structure</b>            |                      |            |               |                  |           |
| bloc transmission+bâti      | 1                    | 250        | 250           |                  |           |
| train d'atterrissage        | 1                    | 100        | 100           |                  |           |
| <b>total structure</b>      |                      |            |               |                  |           |
|                             |                      |            | <b>350</b>    |                  |           |
| <b>mécanique</b>            |                      |            |               |                  |           |
| têtes rotors                | 2                    | 70         | 140           |                  |           |
| plateaux cycliques          | 2                    | 55         | 110           |                  |           |
| pales                       | 6                    | 25         | 150           |                  |           |
| commandes                   | 16                   | 2.5        | 40            |                  |           |
| visserie+ roulements+divers | 1                    | 70         | 70            |                  |           |
| câbles                      | 1                    | 100        | 100           |                  |           |
| compensateur anticouple     | 1                    | 50         | 50            |                  |           |
| <b>total méca</b>           |                      |            |               |                  |           |
|                             |                      |            | <b>660</b>    |                  |           |
| <b>total</b>                |                      |            |               |                  |           |
|                             |                      |            | <b>2800 g</b> | <b>44.4 A</b>    |           |
| <b>autonomie</b>            |                      |            |               |                  |           |
|                             | capacité 14.4Ah dont |            |               | autonomie 19 min |           |
|                             | 0.5Ah sécu           |            |               |                  |           |



## ANNEXE 4 : Détail des calculs

### Calculs de puissance nécessaire au vol stationnaire d'après la théorie du vol vertical.

Ce document présente les calculs réalisés grâce à la théorie classique de dimensionnement des hélicoptères. Ces calculs ont été rendus possibles par un élève d'ing3\_CSA, Lukasz Koper, qui nous a aidé à comprendre les cours de vol vertical de M. Philippe, et nous a aidé à adapter un des BE de vol vertical à notre cas.

Nous avons fixé la vitesse de rotation, pour ces calculs, à 2600t/min de façon arbitraire et nous avons dû extrapoler l'équation de la polaire du profil à partir des simulations données par le programme X-foil nous avons obtenu l'équation suivante :

$$C_x = 0.008 + 0,014 \cdot C_z^2$$

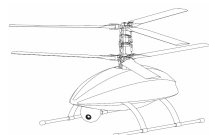
Nous avons ensuite défini l'angle de pas géométrique afin de s'approcher du  $C_z$  de finesse maxi, puis nous avons séparé la pale en plusieurs tronçons et suivi la procédure du BE de M. Philippe. Lukasz a tapé sous matlab le programme permettant la résolution du BE, dont voici le code source.

```
clear all; clc; close all;

%Les unités sont déclarées dans le S.I.

%Soit rho la masse volumique de l'air au niveau du sol dans les conditions
%standards
rho=1.225;
%Soit le rayon du disque rotor
R=0.340;
%Soit la longueur de la pale
L=0.260;
%Soit la corde de la pale
c=0.045;
%Soit n le nombre de pales par rotor
n=3;
%Soit la masse de l'engin
m=2.8;
%On considère que le pas TETA géométrique est constant sue toute la longueur de
%pale
teta=7*pi/180;
%On définit une première vitesse de rotation à 2600 tr/min
w=2400*pi/30; %rad/s

%Soit la plénitude du disque rotor définie comme étant
%pl=(nb de pales*corde)/(PI*R)
pl=0.1264;
%Par lecture sur la polaire du profil MH 45, on détermine un gradient de
%portance suivant l'incidence défini comme étant a.
a=6.39; %par radian
```



%%%%%%%%%%%% Début de la boucle de calcul  
 %%%%%%%%%%

for x=30:95 %% Compteur exprimé en %, il permet de balayer la pale entre 30% et 95% de sa longueur

r(x)=x/100;

%% Calcul des angles induits

phi(x)=a\*pl/(16\*x/100)\*(1-(1+(32\*x/100\*teta/(a\*pl)))^0.5);

PHI\_deg(x)=phi(x)\*180/pi;

%% Calcul des vitesses induites

Vi(x)=x/100\*phi(x)\*w\*R;

%% Calcul des éléments de portance

dFN(x)=4\*pi\*rho\*R\*x/100\*Vi(x)^2;

%% Calcul des éléments de traînée induite

dFTi(x)=1/n\*dFN(x)\*phi(x);

%% Calcul des éléments de puissance induite

dPi(x)=-n\*w\*R\*x/100\*dFTi(x);

%% Calcul de l'incidence induite

alpha(x)=teta+phi(x);

%% Calcul du coefficient de portance

Cz(x)=a\*alpha(x);

%% Calcul du coefficient de traînée

Cxp(x)=0.008+0.014\*Cz(x)^2;

%% Calcul des éléments de traînée de profil

dFTp(x)=0.5\*rho\*c\*(w^2)\*(R^2)\*(x/100)^4\*Cxp(x);

%% Calcul des éléments de puissance de traînée de profil

dPp(x)=n\*w\*R\*x/100\*dFTp(x);

end

hold on;

figure(1); set(gcf,'color','white');

subplot(2,2,1);

plot(r(:),dFN);

legend('Evolution de portance dFN',0); xlabel('Longueur de pale en %');

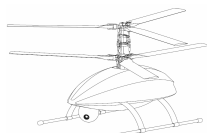
subplot(2,2,2);

plot(r(:),-dFTi);

legend('Evolution de la traînée dFTi',0); xlabel('Longueur de pale en %');

subplot(2,2,3)

plot(r(:),dPp);





```

legend('Evolution de la puissance de trainée de profil',0); xlabel('Longueur de pale en %
');
subplot(2,2,4)
plot(r(:),dPi);
legend('Evolution de la puissance induite',0); xlabel('Longueur de pale en % ');

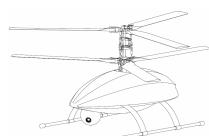
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Evaluation de la portance
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%
%Régression polynomiale pour obtenir l'équation de la courbe d'évolution de
%portance
p=polyfit(r,dFN,2);
Puissance_ind=polyfit(r,dPi,3);
Puissance_profil=polyfit(r,dPp,3);

%Calcul des primitives
p_integ=polyint(p,0);
Puissance_ind_integ=polyint(Puissance_ind,0);
Puissance_profil_integ=polyint(Puissance_profil,0);

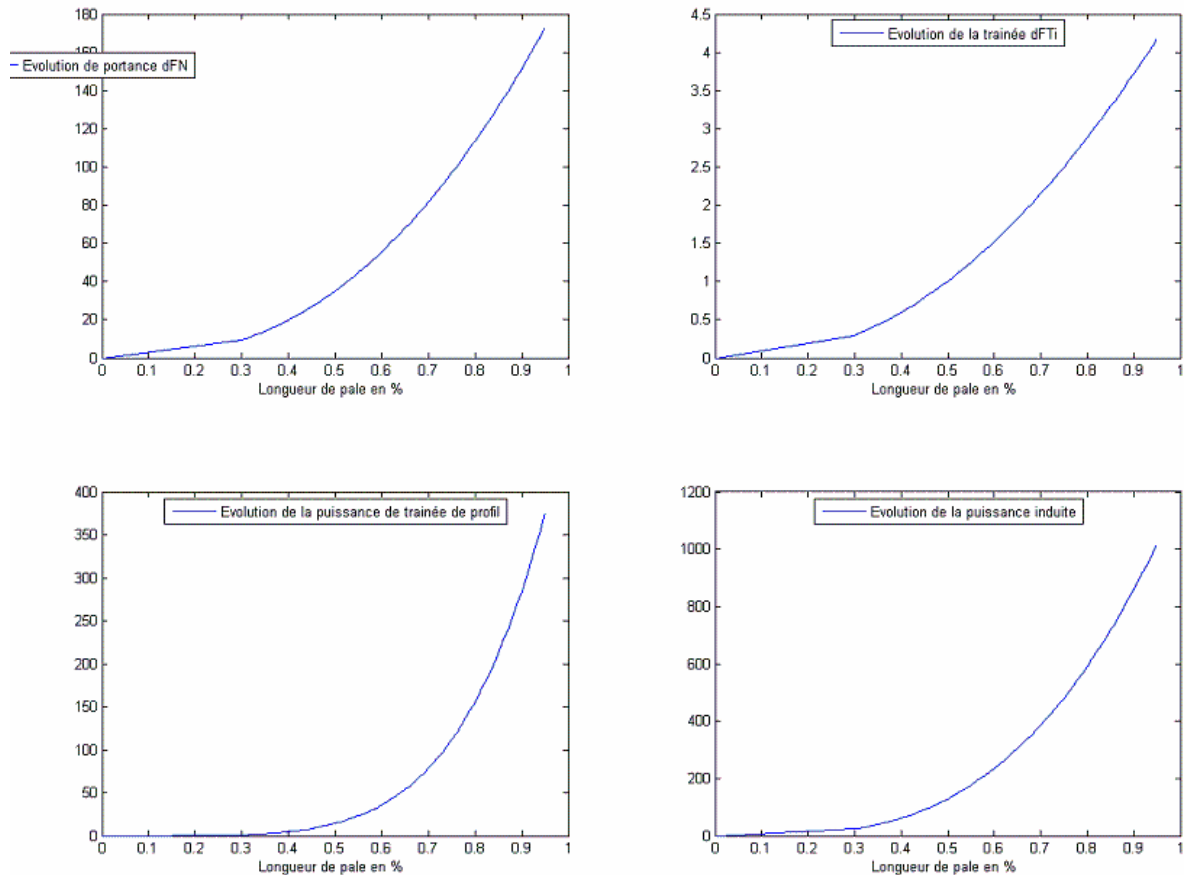
%Evaluation des primitives
F_p=polyval(p_integ,r(95));
F_Puissance_ind=polyval(Puissance_ind_integ,r(95));
F_Puissance_profil=polyval(Puissance_profil_integ,r(95));

%% Afin de revenir aux dimensions de la pale, on multiplie ces résultats par
%% la longueur R de pale
Fn=F_p*R;
Pui_ind=F_Puissance_ind*R;
Pui_profil=F_Puissance_profil*R;
%Estimation de la masse soulevée
Masse=Fn/9.81;
P_tot=Pui_ind+Pui_profil;
disp('*****');
disp(sprintf('Dans cette configuration, la masse soulevée par un rotor est de %d kg
\n',Masse));
disp('*****');
disp(sprintf('La puissance induite est de %d Watt \n',Pui_ind));
disp(sprintf('La puissance de trainée de profil est de %d Watt \n',Pui_profil));
disp('*****');
disp(sprintf('La puissance totale nécessaire est de %d Watt \n',P_tot));

```



Ce programme nous donne les courbes de répartition de portance, de trainée, de puissance passive et de puissance induite le long de la pale.



Ce programme nous donne par intégration les résultats de puissance et de portance suivants :

```

Command Window
*****
Dans cette configuration, la masse soulevée par un rotor est de 1.607112e+000 kg

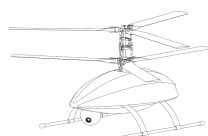
*****
La puissance induite est de 7.824224e+001 Watt

La puissance de trainée de profil est de 2.113763e+001 Watt

*****
La puissance totale nécessaire est de 9.937987e+001 Watt

>>
    
```

Ces calculs montrent que pour une masse soulevée de 3.2kg (2x1.6kg), la puissance nécessaire n'est que de 100W par rotors, soit 200W pour effectuer un vol stationnaire avec notre hélicoptère. Par expérience, nous savons qu'un hélicoptère de 70 cm et de 750g (modèle T-rex 450 SE de Paul Fays-long) consomme environ 180W pour tenir un stationnaire. Il est donc aberrant de penser pouvoir soulever plus de quatre fois cette masse avec à peine 20W de plus.



Nous en arrivons donc à la conclusion que ces calculs ne sont plus valables à notre échelle et avec des pales ayant un allongement et une corde si faible. Nous utiliserons donc notre propre méthode, décrite dans le corps du rapport et détaillée dans son intégralité ci-après.

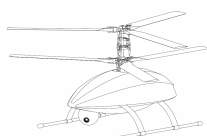
Nous devons, une fois les caractéristiques des pales déterminées, calculer la puissance et la vitesse de rotation des rotors nécessaires au vol de la machine. Ce dimensionnement permettra par la suite de connaître précisément les caractéristiques idéales des moteurs du drone. Ces caractéristiques nous permettront de choisir une solution de propulsion optimale parmi les motorisations existant dans le commerce.

Pour effectuer ce dimensionnement, il faudra :

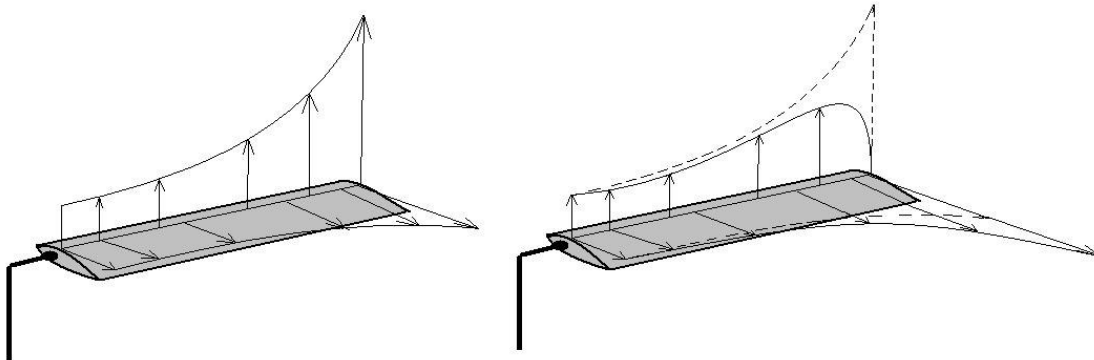
- déterminer la vitesse de rotation nécessaire au vol stationnaire
- calculer la traînée des pales à cette vitesse
- en déduire le couple nécessaire sur l'arbre du rotor pour atteindre la vitesse de rotation précédemment déterminée
- en déduire la puissance absorbée par la traînée des pales en vol stationnaire (dite puissance passive)
- utiliser la théorie de Froude pour déterminer la puissance induite.
- additionner ces deux puissances et en déduire les caractéristiques idéales moyennes et extrêmes de la motorisation.

#### **Hypothèses de travail :**

- la répartition de portance n'est pas idéale
- la répartition de traînée n'est pas idéale
- le nombre de Reynolds est constant tout au long de la pale
- le  $C_z$  est constant tout au long de la pale
- les deux rotors n'interagissent pas, la portance est la même sur les deux rotors, la puissance absorbée aussi. On calculera donc la puissance et la portance d'une pale et on multipliera ces valeurs par le nombre total de pales.



## Calculs de portance et détermination de la vitesse de rotation nécessaire au vol stationnaire



Répartition théorique et réelle de la portance et de la traînée

L'élément de portance sur une section de pale de corde  $L$  et de largeur  $dr$  est donné par  $dF_z = 1/2 \cdot \rho \cdot L \cdot \omega^2 \cdot r^2 \cdot C_z \cdot dr$  où  $\omega$  est la vitesse de rotation en rad/s.

En intégrant cette relation entre  $r_1$  le rayon du moyeu et  $R$  le rayon du rotor, on obtient :

$$F_z = \int_{r_1}^R dF_z = 1/2 \rho L \omega^2 C_z \int_{r_1}^R r^2 dr$$

Soit  $F_z = \frac{1}{6} \rho L \omega^2 C_z (R^3 - r_1^3)$

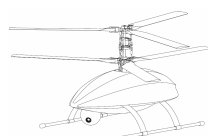
Cependant, cette équation est idéale et ne tient pas compte du fait que la portance diminue à partir d'environ  $\frac{2}{3} R$  jusqu'à s'annuler en bout de pale. La répartition de portance globalement admise pour une aile (selon l'envergure) est elliptique, nous avons donc cherché à nous rapprocher de ce type de répartition avec notre pale. Le meilleur moyen d'y parvenir a

été de multiplier l'expression de la portance locale par un  $\left[ \cos \left( \frac{\pi \times r}{2 \times R} \right) \right]^X$ , qui permet

d'annuler la portance pour  $r = R$ , le coefficient  $X$  déterminant la perte totale de portance<sup>1</sup>.

Cette perte de portance est due à la zone de discontinuité que constitue le bord de la pale. Etant donné qu'il ne peut y avoir une portance (donc une différence de pression) élevée à un endroit de l'espace et aucune portance au point de l'espace immédiatement adjacent, il se forme un tourbillon marginal qui annule la portance du bord externe de la pale et perturbe l'écoulement sur une partie non négligeable de la pale. La proportion de la pale affectée par ce tourbillon dépend de l'allongement de la pale et de l'échelle de l'hélicoptère considéré. Dans notre cas, presque toute la pale est affectée.

<sup>1</sup> Il va de soi que l'atténuation de portance a été déterminée de façon empirique (et par comparaison et mesures sur des modèles volant dont les caractéristiques sont connues) et qu'elle n'a qu'une valeur indicative. Les essais et mesures en vol seront les seuls moyens de valider ou d'infirmer les hypothèses émises pour ces calculs. De plus, à chaque angle de pas (i.e.  $C_z$ ) correspond une valeur du coefficient  $X$ . nous considérerons un seul angle de pas pour tous ces calculs.



Il convient donc d'apporter une correction à la répartition de portance.  
 En émettant l'hypothèse que la perte de portance totale due à cette atténuation est d'environ 50% (valeur choisie en concertation avec plusieurs modélistes concepteurs d'hélicoptères et vérifiée par expérimentation sur deux modèles réduits dont les caractéristiques sont connues), on obtient l'équation de portance « locale » suivante :

$$dF_z = 1/2 \cdot \rho \cdot L \cdot \omega^2 \cdot r^2 \cdot C_z \cdot \left[ \cos \left( \frac{\pi \times r}{2 \times R} \right) \right]^{0.65}$$

En intégrant cette formule, on obtient la portance corrigée :

$$F_z = 1/2 \cdot \rho \cdot L \cdot \omega^2 \cdot C_z \int_{r_1}^R r^2 \times \left[ \cos \left( \frac{\pi \times r}{2 \times R} \right) \right]^{0.65} dr$$

Cette équation nous permet, en fixant la portance que l'on veut obtenir et le  $C_z$  de vol, de déterminer la vitesse de rotation nécessaire au vol stationnaire.

On fixe :

$C_z = 0.65$  ( $C_z$  de finesse maxi du profil choisi pour les pales)

$r_1 = 8\text{cm}$

$R = 34\text{cm}$

$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

$L = 45\text{mm}$

L'hélicoptère étant prévu pour une masse maxi de 3.5 kg, et l'équation de portance étant pour une pale, on fixe  $F_z$  à 5.7N.

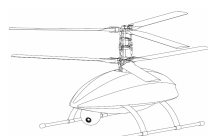
On obtient, pour ces valeurs, un vol stationnaire à  $\omega = 227.5 \text{ rad/s}$  soit environ 2200 t/min.

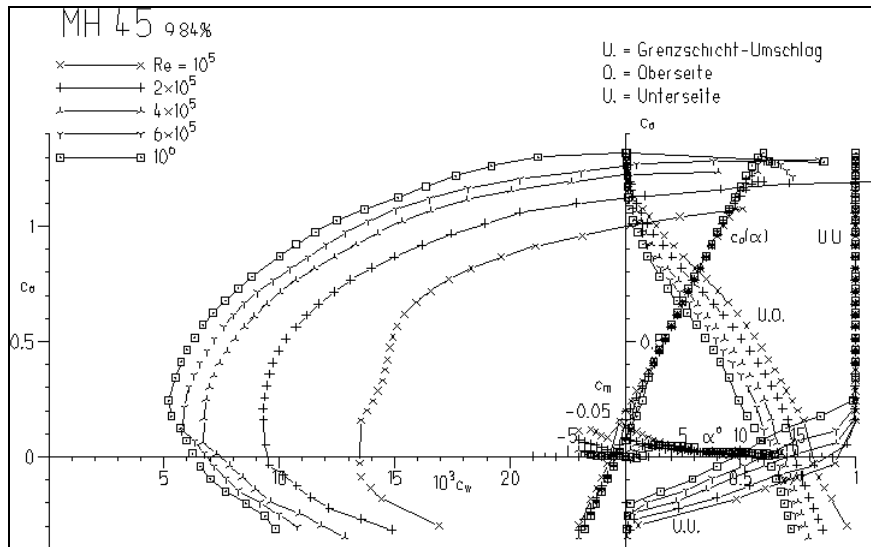
Lors de la conception des pales, nous avons choisit le profil MH45 pour ses qualités :

- finesse maxi élevée
- coefficient de moment à portance nulle faible et positif (le profil est auto stable)
- portance maximale élevée
- décrochage « doux »



*Profil MH 45*





Polaire du profil MH45 calculée sous X-foil

On fait l'hypothèse que le nombre de Reynolds est égal à 200 000 tout au long de la pale. Cette hypothèse se justifie par le fait qu'on ne peut pas intégrer une polaire à Reynolds variable dans nos calculs. Le Re moyen étant d'environ 300 000 sur la portion la plus porteuse de notre pale, l'utilisation de la polaire à Re=200 000 nous donnera un résultat pessimiste, toujours préférable quand on motorise un engin volant.

On extrapole de cette polaire l'équation suivante :

$$C_x = 0.008 + 0,014 \cdot C_z^2$$

En fixant le point de vol à la finesse maxi, on fixe le Cz à 0.65.

Ce cas semble idéal, mais un autre calcul réalisé grâce aux BE de vol vertical des ing3 CSA nous a montré qu'on évoluait à un Cz proche de celui choisi.

### Détermination de la traînée d'une pale

Tout comme la répartition de portance n'est pas idéale, la répartition des forces de traînée n'est pas idéale non plus et la formule donnant la traînée locale

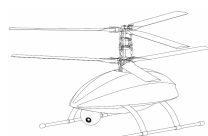
$$dF_x(r) = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^2 \times C_x \times r^2 \times dr \text{ doit être corrigée.}$$

Le tourbillon marginal augmente en effet cette traînée aux abords de l'extrémité de la pale. On adoptera une correction exponentielle de cette répartition de traînée.

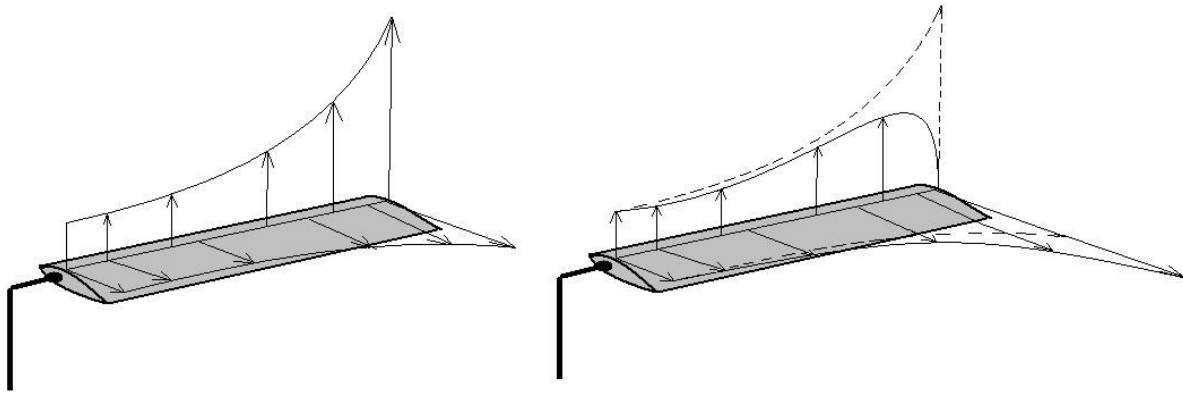
L'équation devient donc :

$$dF_x(r) = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^2 \times C_x \times e^{3,5 \cdot r} \times r^2 \times dr$$

Le coefficient de 3.5 dans l'exponentielle a été choisi afin de multiplier la traînée au bout de pale par 3, ce qui est une valeur généralement admise par les concepteurs d'hélicoptères modèles réduits. Bien que l'incertitude soit élevée concernant cette hypothèse (on ne sait pas



avec certitude si la correction de traînée doit être exponentielle ni si elle doit être aussi importante, moins ou plus), des mesures de puissance sur des hélicoptères de même diamètre et dont les vitesses de rotations sont comparables nous ont permis de valider la formule de traînée corrigée et celle de la portance. La correction de ces formules permet en fait de considérer le  $C_z$  et le  $C_x$  comme constants.



*Répartition théorique et réelle de la portance et de la traînée*

On peut obtenir la traînée d'une pale par intégration de cette formule entre  $r_1$  et  $R$ . Pour nous,  $r_1=0.08m$  et  $R=0.34m$ , à cause de la contrainte de 70 cm d'encombrement maximum imposée par l'ONERA. Cependant, connaître la traînée ne nous intéresse pas, seul le couple, et donc la puissance absorbée est utile à déterminer.

### **Détermination de la puissance de traînée (puissance passive) en vol stationnaire**

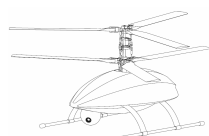
La théorie du vol vertical nous apprend que la puissance nécessaire à la sustentation d'un hélicoptère peut se décomposer en deux puissances :

- la puissance passive, qui est due à la traînée des pales, et qui est la puissance absorbée pour maintenir la vitesse de rotation du rotor,
- la puissance induite, qui est la puissance à communiquer à l'air qui passe par le disque rotor pour assurer la sustentation de l'appareil.

On peut, grâce au paragraphe précédent, déterminer la traînée locale en chaque point de la pale suivant le rayon  $r$ . on peut donc aussi connaître le couple local en multipliant la traînée locale par le rayon. On a donc :

$$dF_x(r) = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^2 \times C_x \times e^{3,5,r} \times r^2 \times dr$$

$$dC(r) = dF_x(r) \times r = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^2 \times C_x \times e^{3,5,r} \times r^3 \times dr$$



En multipliant le couple local par la vitesse de rotation, on obtient la puissance locale :

$$dP_p(r) = dC(r) \times \omega = \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^3 \times C_x \times e^{3,5r} \times r^3 \times dr$$

Pour obtenir la puissance passive totale, il nous suffit d'intégrer l'expression ci-dessus entre  $r_1$  et  $R$  et de multiplier par le nombre de pales, ce calcul étant pour une seule pale. On a donc :

$$P_p = b \times \omega \times \int_{r_1}^R dC(r).dr = b \times \frac{1}{2} \times \rho \times L \times \omega^3 \times C_x \times \int_{r_1}^R (e^{3,5r} \times r^3) dr$$

Où  $b$  est le nombre de pales ( $b=6$ )

Pour le vol stationnaire de notre hélicoptère, les données sont :

- $\omega = 227.5 \text{ rad/s}$  soit environ 2200t/min
- $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- $L = 0.045 \text{ m}$
- $r_1 = 0.08 \text{ m}$
- $R = 0.34 \text{ m}$
- $C_x = 0.014$  (donnée extraite de la polaire du MH45 à  $Re = 200\,000$ )

On obtient une puissance passive totale pour les deux rotors de :

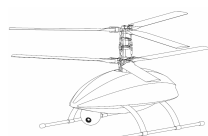
$$P_p = 240 \text{ W}$$

### Détermination de la puissance induite nécessaire au vol stationnaire

La théorie de Froude, basée sur la théorie de la quantité de mouvement, permet une description simplifiée du fonctionnement d'un rotor d'hélicoptère et une estimation de la puissance nécessaire à la sustentation d'un hélicoptère dans le cas d'un fluide parfait (et donc en l'absence de traînée). Cette puissance est appelée puissance induite et vient compléter la puissance passive (ou de traînée) calculée au paragraphe précédent.

En effet, la puissance de traînée ne prenait en compte que la traînée des pales sans considérer la puissance nécessaire à la sustentation. Elle permettait donc de calculer la puissance nécessaire à maintenir une vitesse de rotation. La puissance induite que nous allons maintenant calculer ne tient compte que de la puissance à dépenser pour sustenter un hélicoptère en faisant l'hypothèse que le rotor n'a pas de traînée. La somme de ces deux puissances nous donnera donc la puissance totale à dépenser pour maintenir notre hélicoptère en vol stationnaire.

Dans la théorie de Froude, on considère le disque formé par les pales en rotations comme une zone de discontinuité des pressions, ce qui conduit à l'accélération de la masse d'air et donc à l'apparition d'une vitesse (appelée vitesse de Froude) au niveau du disque rotor. Cette vitesse est purement théorique et est en fait la demi somme de la vitesse à l'infini amont et à de la vitesse l'infini aval du rotor. Dans notre cas de vol stationnaire, la vitesse à





l'infini amont est nulle.

Le but n'étant pas ici de redémontrer ni d'exposer la théorie de Froude, seuls les calculs utiles seront exposés.

La portance obtenue par l'apparition de la vitesse de Froude vaut  $F_z = 2\rho \cdot S \cdot \overrightarrow{V_{f0}}^2$  où S est la surface du disque rotor.

La vitesse de Froude a donc pour expression  $V_{f0} = \sqrt{\frac{F_z}{2\rho S}}$

Pour réaliser l'accélération de la masse d'air, il faut lui fournir une puissance appelée puissance induite et valant :

$$P_{i0} = F_z \times V_{f0}$$

$$\text{On a donc : } P_{i0} = F_z \times \sqrt{\frac{F_z}{2\rho S}} = \frac{F_z^{3/2}}{\sqrt{2\rho S}}$$

Compte tenu du fait qu'aux extrémités des pales apparaissent des tourbillons, dont un des effets est une perte de portance, la théorie de Froude doit être corrigée en remplaçant la vitesse de Froude par une vitesse induite  $V_{i0} = \frac{K}{B} \times V_{f0}$ .

K est le coefficient d'irrégularité de la vitesse induite et vaut en pratique 1.07, et B est le coefficient d'irrégularité de portance.

En remplaçant R le rayon du rotor par le produit  $B \times R$  dans le calcul de la surface S balayée par les pales, on tient compte du fait que la partie externe du rotor ne porte pas. Une valeur pratique du coefficient B est 0.97 pour la plupart des hélicoptères grandeur réelle. Notre hélicoptère étant petit et ses pales ayant un allongement très faible, nous prendrons une valeur de 0.9 pour B.

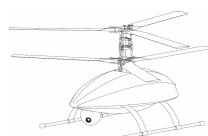
En tenant compte de ces corrections, on obtient finalement

$$P_{i0} = 1.15 \times \frac{F_z^{3/2}}{\sqrt{2\rho \times \pi \times (BR)^2}}$$

La théorie de Froude nous enseigne également qu'en cas de double rotor coaxiaux, la surface considérée pour le calcul de cette puissance n'est celle des deux rotors que si la distance entre eux est d'au moins un rayon. Sur notre modèle, la distance entre les deux rotors est d'à peine un tiers de rayon. On ne comptera donc comme surface totale que celle d'un seul rotor, corrigée par un coefficient B= 0.9.

La poussée  $F_z$  de vol stationnaire est identique à celle définie au paragraphe précédent, soit :

$$F_z = 5.7 \times 6 = 34.2N$$



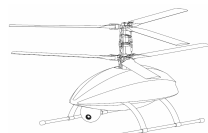
On a donc une puissance induite

$$P_{i0} = 1.15 \times \frac{(34.2)^{3/2}}{\sqrt{2 \times 1.225 \times \pi \times (0.9 \times 0.34)^2}} = 271W$$

### **Puissance totale nécessaire au vol stationnaire**

La puissance nécessaire au vol stationnaire est donc la somme des deux puissances calculées précédemment, on a donc besoin de 511W pour maintenir notre drone en l'air. En considérant que le drone devrait peser 2.8kg au lieu des 3.5kg utilisés pour ce calcul, on peut en déduire que la puissance en vol « normal », c'est-à-dire en stationnaire ou translation à vitesse raisonnable et altitude constante, n'excèdera pas les 500W.

Ces calculs, malgré les approximations et les hypothèses faites, nous donnent des résultats bien plus compatibles avec l'expérience des modélistes. Nous nous baserons donc sur ces derniers pour dimensionner les moteurs.



## ANNEXE 5 : Choix des moteurs

Choix des moteurs :

Pour le choix des moteurs, nous avons établi le cahier des charges suivant :

- les moteurs doivent être des moteurs brushless à cage tournante (outrunners) ou inrunner s'ils ont un Kv aux alentours de 1400 à 2300. le Kv des moteurs doit être inférieur à 2300.
- les moteurs doivent pouvoir se fixer par leur face avant (face où sort l'axe du moteur) c'est indispensable pour fixer le moteur correctement car il ne peut pas être fixé par l'arrière
- la puissance (consommée) au point de fonctionnement nominal (qui est en général le point de rendement maxi) doit être la puissance nécessaire à un rotor à vitesse nominale plus ou moins 20%.

Les marques proposant des moteurs brushless à cage tournante dans la gamme de puissance dont nous avons besoin sont les suivantes :

- axi motors
- E-flite
- Himax
- Hacker-motor
- Plettenberg (moteurs orbit)
- Flyware
- Mega
- Cyclon-motor
- Rimfire
- Razor-motors
- Emax

Parmi ces marques, voici les moteurs retenus en première approche:

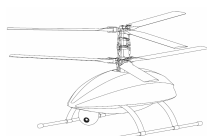
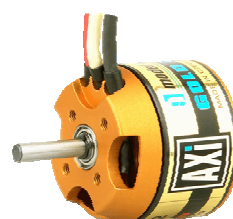
- AXI 2217/9D GOLD LINE

Alim 11.1V  
m = 69,5 g  
Kv = 1880 t/min/V  
 $I_{\max} = 34A$   
 $I_{\text{nominal}} = 17 - 27 A$



- AXI 2814/10 GOLD LINE

Alim 11.1V  
m = 106 g  
Kv = 1640 t/min/V  
 $I_{\max} = 45A$   
 $I_{\text{nominal}} = 20 - 30 A$



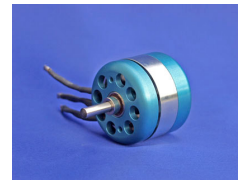
- Plettenberg Orbit 10-16

Alim 11.1- 14.7 V  
 m = 135 g  
 Kv = 1410 t/min/V  
 I<sub>max</sub> = 35A  
 I<sub>nominal</sub> = 18 - 25 A



- Flyware LRK350-15

Alim 11.1 – 14.7 V  
 m = 155 g  
 Kv = 1610 t/min/V  
 I<sub>max</sub> = 60A  
 I<sub>nominal</sub> = 40 A



- Mega 600/10/8

Alim 11.1- 14.7 V  
 m = 85 g  
 Kv = 1695 t/min/V  
 I<sub>max</sub> = 35A  
 I<sub>nominal</sub> = 24 A



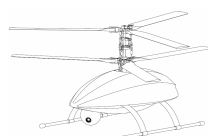
- Rimfire 28-30-1450

Alim 11.1 V  
 m = 54 g  
 Kv = 1450 t/min/V  
 I<sub>max</sub> = 28A  
 I<sub>nominal</sub> = 23 A



- Rimfire 35-30-1450

Alim 11.1 V  
 m = 71 g  
 Kv = 1450 t/min/V  
 I<sub>max</sub> = 40A  
 I<sub>nominal</sub> = 35 A



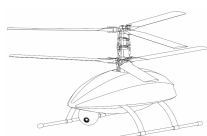
|                            | Masse (g) | Conso nominale<br>– maxi (A) | Puissance<br>nominale<br>rapport<br>250W<br>par<br>aux | Puissance maxi<br>par rapport aux<br>500W |
|----------------------------|-----------|------------------------------|--|---|
| AXI 2217/9D                | 69.5      | 23-34                        | -10%   | -35%                                      |
| AXI 2814/10                | 106       | 25-45                        | =  | -10%                                      |
| Plettenberg<br>Orbit 10-16 | 135       | 25-35                        | +15%   | -20%                                      |
| Flyware<br>LRK350-15       | 155       | 40-60                        | +20%   | =   |
| Mega 600/10/8              | 85        | 24-35                        | +10%   | -5%                                       |
| Rimfire 28-30-<br>1450     | 54        | 23-28                        | -5%  | -15%                                      |
| Rimfire 35-30-<br>1450     | 71        | 35-40                        | +20%   | -5%                                       |

En comparant les caractéristiques de ces moteurs grâce au tableau ci-dessus, on arrive vite à la conclusion que le Flyware est trop lourd et consomme trop, de même que le plettenberg. Le AXI-2217/9D est trop faible en puissance maxi, de même que le Rimfire 28/30/1450.

Le moteur AXI-28/14/10 est éliminé à cause de sa mauvaise réputation dans le domaine acoustique (cette marque de moteurs est réputée auprès de tous les modélistes pour produire un bruit très désagréable et assez puissant), la discrétion étant un des critères de notation de l'épreuve de vol.

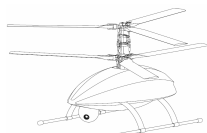
Il reste donc les trois moteurs de la fin du tableau. Les moteurs Rimfire ont une bonne réputation, nous éliminerons le plus faible, le 28-30-1450, tout en le gardant de côté au cas où notre drone pourrait se satisfaire d'une puissance maxi de 360W par moteur et 240W par moteur en nominal. En effet, sa masse de seulement 54g et son encombrement très faible en font un excellent moteur, et il serait très intéressant de pouvoir l'utiliser.

Nous avons au final deux moteurs, un Rimfire et un Mega. Les moteurs Mega étant considéré comme la Rolls-Royce des moteurs électriques depuis environ 10 ans (c'est-à-dire depuis qu'il existe des moteurs et des batteries assez performants pour permettre le vol de modèles réduit en motorisation électrique), nous ne pouvons l'éliminer. Nous testerons donc les deux moteurs (Rimfire 35-30-1450 et Mega 600/10/8) lors de la réalisation de DROUPIE.



## ANNEXE 6 : Devis de masse depuis CATIA

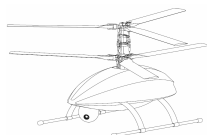
| pièce                      | matériau                       | masse unité (kg) | nb | masse totale (kg) |
|----------------------------|--------------------------------|------------------|----|-------------------|
| tête supérieure            | EN AW-2017                     | 0,014            | 1  | 0,014             |
| ped de pale                | plastique                      | 0,003            | 6  | 0,018             |
| pale                       | contreplaqué de bouleau        | 0,022            | 6  | 0,132             |
| rotule                     | acier                          | 2,89E-04         | 27 | 0,0078111         |
| bielles hautes             | acier avec chapes en plastique | 1,23E-03         | 3  | 0,0036996         |
| noyau synchro haut         | EN AW-2017                     | 0,001            | 1  | 0,001             |
| bras synchro haut          | EN AW-2017                     | 0,002            | 1  | 0,002             |
| chape synchro haut         | EN AW-2017, bout plastique     | 0,000624         | 1  | 0,000624          |
| bague sup du cyclique sup  | EN AW-2017                     | 0,007            | 1  | 0,007             |
| rotule cyclique supérieure | laiton                         | 0,004            | 1  | 0,004             |
| bague inf du cyclique sup  | EN AW-2017                     | 0,005            | 1  | 0,005             |
| roulement                  | acier                          | 0,005            | 3  | 0,015             |
| bague d'arrêt              | EN AW-2017                     | 0,002            | 1  | 0,002             |
| synchronisation sup        | plastique                      | 0,001            | 1  | 0,001             |
| tête inférieure            | EN AW-2017                     | 0,012            | 1  | 0,012             |
| synchronisation basse      | plastic                        | 0,001            | 1  | 0,001             |
| bielles basses             | acier avec chapes en plastique | 0,0012579        | 3  | 0,0037737         |
| bielles longues            | acier avec chapes en plastique | 0,002443         | 3  | 0,007329          |
| bague sup du cyclique inf  | EN AW-2017                     | 0,006            | 1  | 0,006             |
| rotule cyclique inférieur  | acier                          | 0,01             | 1  | 0,01              |
| bague inf du cyclique inf  | EN AW-2017                     | 0,011            | 1  | 0,011             |
| bielles de commande        | acier avec chapes en plastique | 0,0013566        | 4  | 0,0054264         |
| moteur                     | -                              | 0,1              | 2  | 0,2               |
| variateurs                 | -                              | 0,04             | 2  | 0,08              |
| servomoteurs               | -                              | 0,032            | 4  | 0,128             |
| pignon moteur              | plastique hostfoam             | 0,002            | 2  | 0,004             |
| bague d'arrêt              | EN AW-2017                     | 0,002            | 1  | 0,002             |
| roulement                  | acier                          | 0,004            | 2  | 0,008             |
| support axe partie sup     | EN AW-2017                     | 0,022            | 1  | 0,022             |
| bâti                       | carbone                        | 1,09E-04         | 2  | 0,0002172         |
| support axe partie inf     | EN AW-2017                     | 0,01             | 1  | 0,01              |
| roue libre                 | acier                          | 0,023            | 1  | 0,023             |
| roue dentée                | plastique hostfoam             | 0,04             | 2  | 0,08              |
| axe externe                | EN AW-2017                     | 0,021            | 1  | 0,021             |
| train atterrissage         | nylon carbone injecté          | 0,118            | 1  | 0,118             |
| roue libre                 | acier                          | 0,006            | 1  | 0,006             |
| axe interne                | 42 CrMo4                       | 0,1              | 1  | 0,1               |
| batteries                  | -                              | 0,4              | 3  | 1,2               |
| MICAV <sup>®</sup>         | -                              | 0,04             | 1  | 0,04              |
| camera                     | -                              | 0,083            | 1  | 0,083             |
| batterie camera            | -                              | 0,1              | 1  | 0,1               |
| divers                     | vis, autres roulements, câbles | 0,328            | 1  | 0,328             |
| <b>TOTAL</b>               |                                |                  |    | <b>2,822881</b>   |



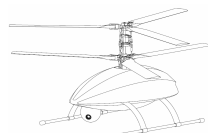
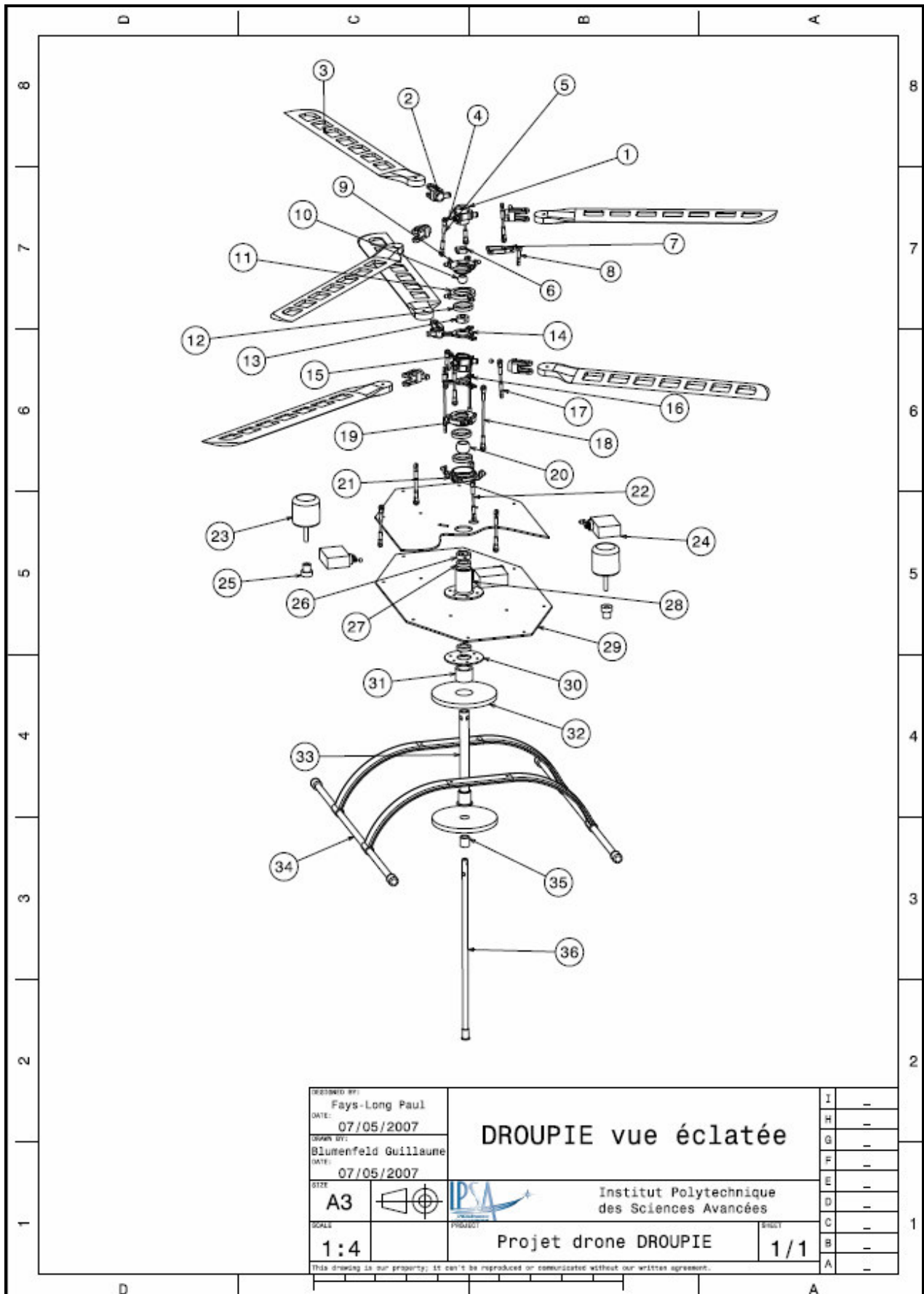
## ANNEXE 7 : Entreprises d'usinage

Une rapide recherche sur Internet nous a permis de sélectionner six entreprises ayant le matériel nécessaire pour réaliser nos pièces. En voici la liste :

- **Mallard SA**                    <http://www.mallard-sa.fr/>
- **ARCOM décolletage**        [http://www.arcom-decolletage.com/accueil\\_fr.php](http://www.arcom-decolletage.com/accueil_fr.php)
- **Chapuis mécanique**        <http://www.ets-chapuis.fr/index.htm>
- **FTRM**                            <http://www.tournage-fraisage-rectification.com/>
- **PACCO décolletage**        <http://www.paccot.com/>
- **RFPM**                            <http://www.rfpm.fr/usinage.php>

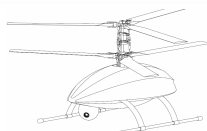


## ANNEXE 8 : Nomenclature DROUPIE

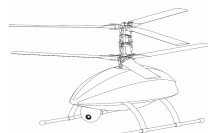
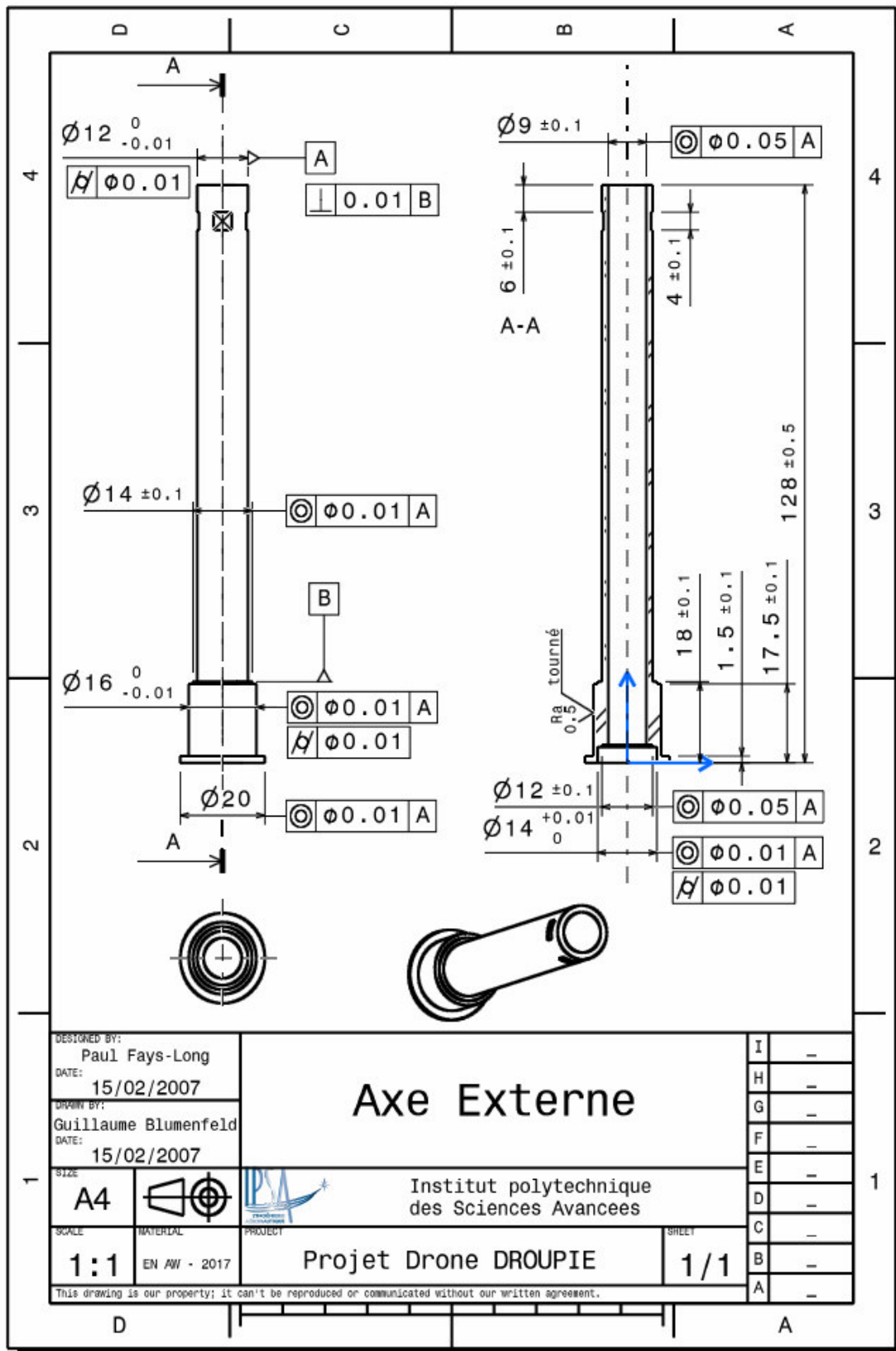


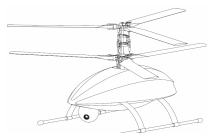
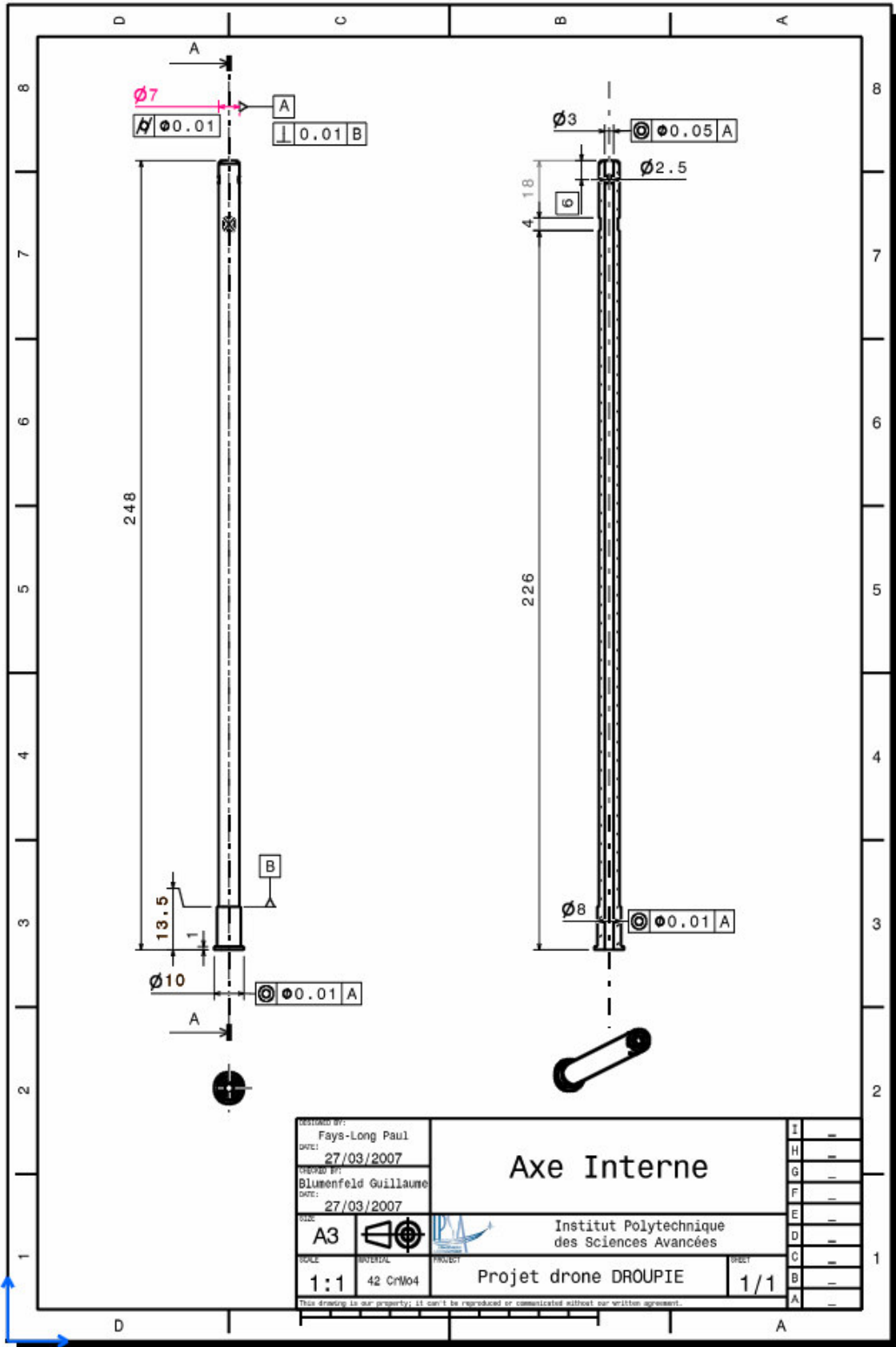


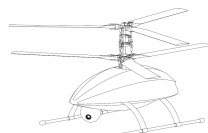
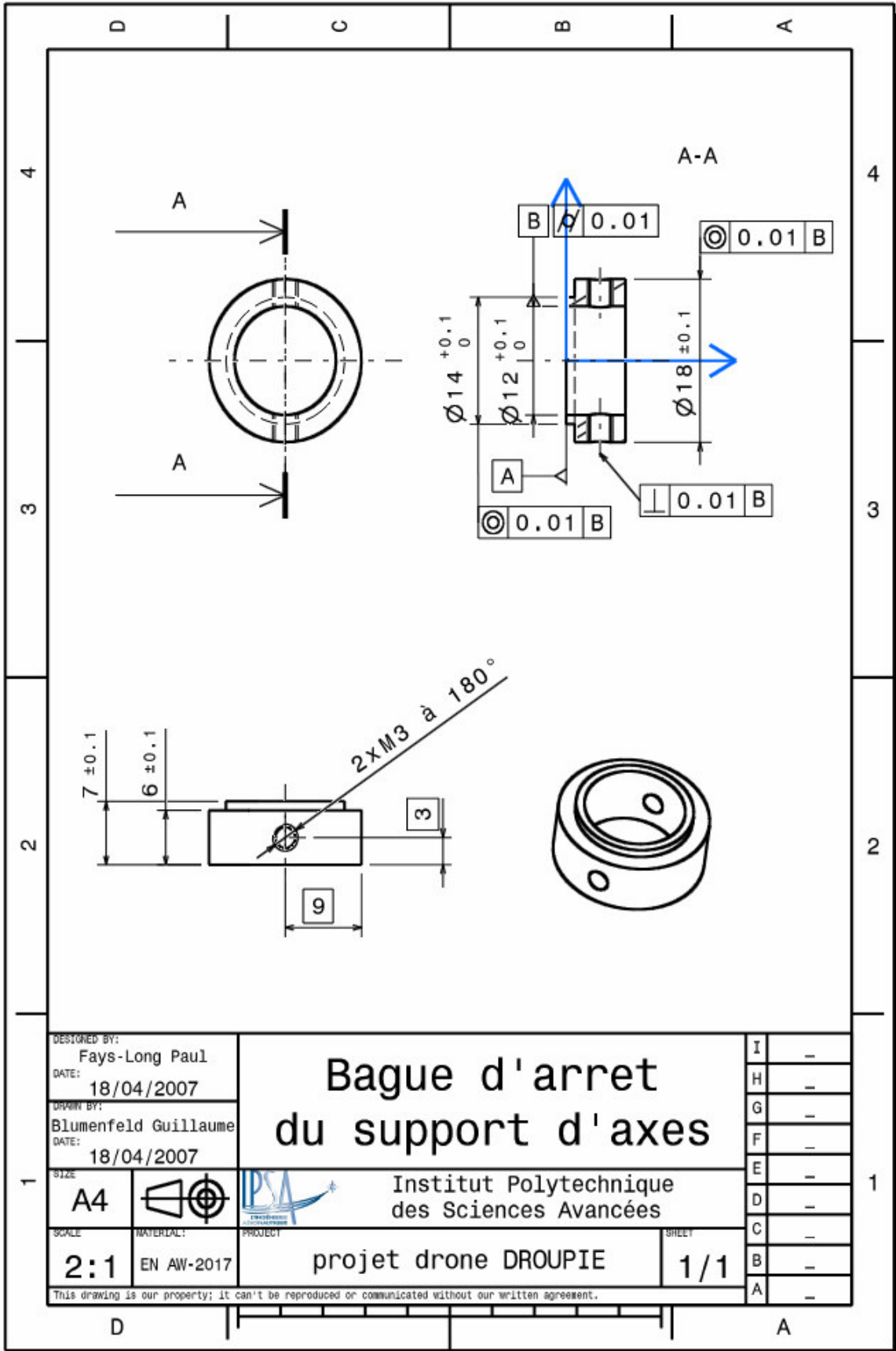
|    |   | D   | C   | B                              | A                          |   |   |   |
|----|---|---|---|--------------------------------|----------------------------|---|---|---|
| 4  | 1   | 1   | tête supérieure                                 | EN AW-2017                     |                            |   | 4 |   |
|    | 2   | 6   | pied de pale                                    | plastique                      |                            |   |   |   |
|    | 3   | 6   | pale  | contreplaqué de bouleau        | profil MH45                |   |   |   |
|    | 4   | 27  | rotule  | acier                          | diametre 4mm trou 2mm      |   |   |   |
|    | 5   | 3   | bielettes hautes                                | acier avec chapes en plastique |                            |   |   |   |
|    | 6   | 1   | noyau synchro haut                              | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 7   | 1   | bras synchro haut                               | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 8   | 1   | chape synchro haut                              | aluminium, bout plastique      |                            |   |   |   |
|    | 9   | 1   | bague sup du cyclique sup                       | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 10  | 1   | rotule cyclique supérieure                      | laiton                         | diametre 12mm trou 8mm     |   |   |   |
|    | 11  | 1   | bague inf du cyclique sup                       | aluminium                      |                            |   |   |   |
| 3  | 12  | 3   | roulement                                       | acier                          | roulement à billes 20-25-4 |   | 3 |   |
|    | 13  | 1   | bague d'arrêt                                   | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 14  | 1   | synchronisation sup                             | plastique                      |                            |   |   |   |
|    | 15  | 1   | tête inférieure                                 | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 16  | 1   | synchronisation basse                           | plastic                        |                            |   |   |   |
|    | 17  | 3   | bielettes basses                                | acier avec chapes en plastique |                            |   |   |   |
|    | 18  | 3   | bielettes longues                               | acier avec chapes en plastique |                            |   |   |   |
|    | 19  | 1   | bague sup du cyclique inf                       | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 20  | 1   | rotule cyclique inférieur                       | acier                          | diametre 16mm trou 12mm    |   |   |   |
|    | 21  | 1   | bague inf du cyclique inf                       | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 22  | 4   | bielettes de commande                           | acier avec chapes en plastique |                            |   |   |   |
| 2  | 23  | 2   | moteur  | -                              | brushless cage tournante   |   | 2 |   |
|    | 24  | 4   | cervo-moteurs                                   | -                              |                            |   |   |   |
|    | 25  | 2   | pignons-moteur                                  | plastique hostfoam             | places en tete-beche       |   |   |   |
|    | 26  | 1   | bague d'arrêt                                   | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 27  | 2   | roulement                                       | acier                          | roulement à billes 5-9-4   |   |   |   |
|    | 28  | 1   | support axe partie sup                          | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 29  | 2   | batit   | carbone                        |                            |   |   |   |
|    | 30  | 1   | support axe partie inf                          | aluminium                      |                            |   |   |   |
|    | 31  | 1   | roue libre                                      | acier                          | 12x16x16                   |   |   |   |
|    | 32  | 2   | roue dentée                                     | plastique hostfoam             |                            |   |   |   |
|    | 33  | 1   | axe externe                                     | aluminium                      |                            |   |   |   |
| 34 | 1   | train d'atterissage   | nylon carbone injecté                           |                                |                            |   |   |   |
| 35 | 1   | roue libre  | acier   | 8x12x12                        |                            |   |   |   |
| 36 | 1   | axe interne   | acier   | creu                           |                            |   |   |   |
|    | REP   | Nb  | Designation                                     | Materiau                       | Observations               |   |   |   |
| 1  | DESIGNED BY:<br>Blumenfeld Guillaume  |   | <h1>Nomenclature</h1>                           |                                |                            | I | - | 1 |
|    | DATE:<br>08/05/2007   |   |   |                                |                            | H | - |   |
|    | CHECKED BY:<br>Fays-Long Paul   |   |   |                                |                            | G | - |   |
|    | DATE:<br>08/05/2007   |   |   |                                |                            | F | - |   |
|    | SIZE<br>A4  |  | Institut Polytechnique<br>des Sciences Avancées |                                |                            | E | - |   |
|    | SCALE<br>1:1  |  | PROJECT<br>Projet drone DROUPIE                 |                                |                            | D | - |   |
|    |   |   | SHEET<br>1/1                                    |                                |                            | C | - |   |
|    |   |   |   |                                |                            | B | - |   |
|    |   |   |   |                                |                            | A | - |   |
|    | This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement. |   |   |                                |                            |   |   |   |

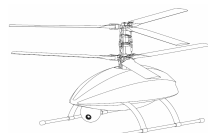
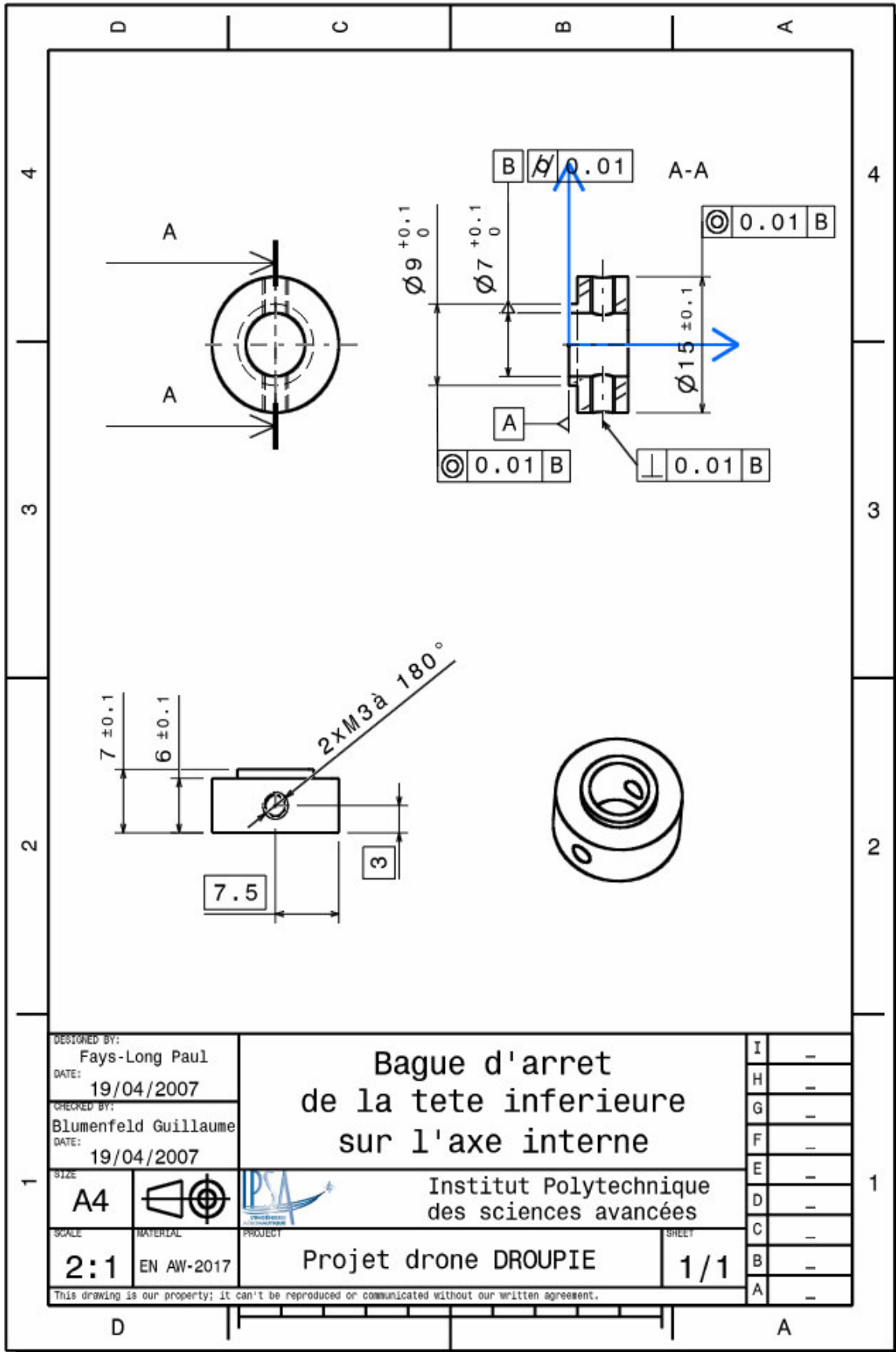


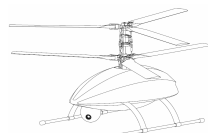
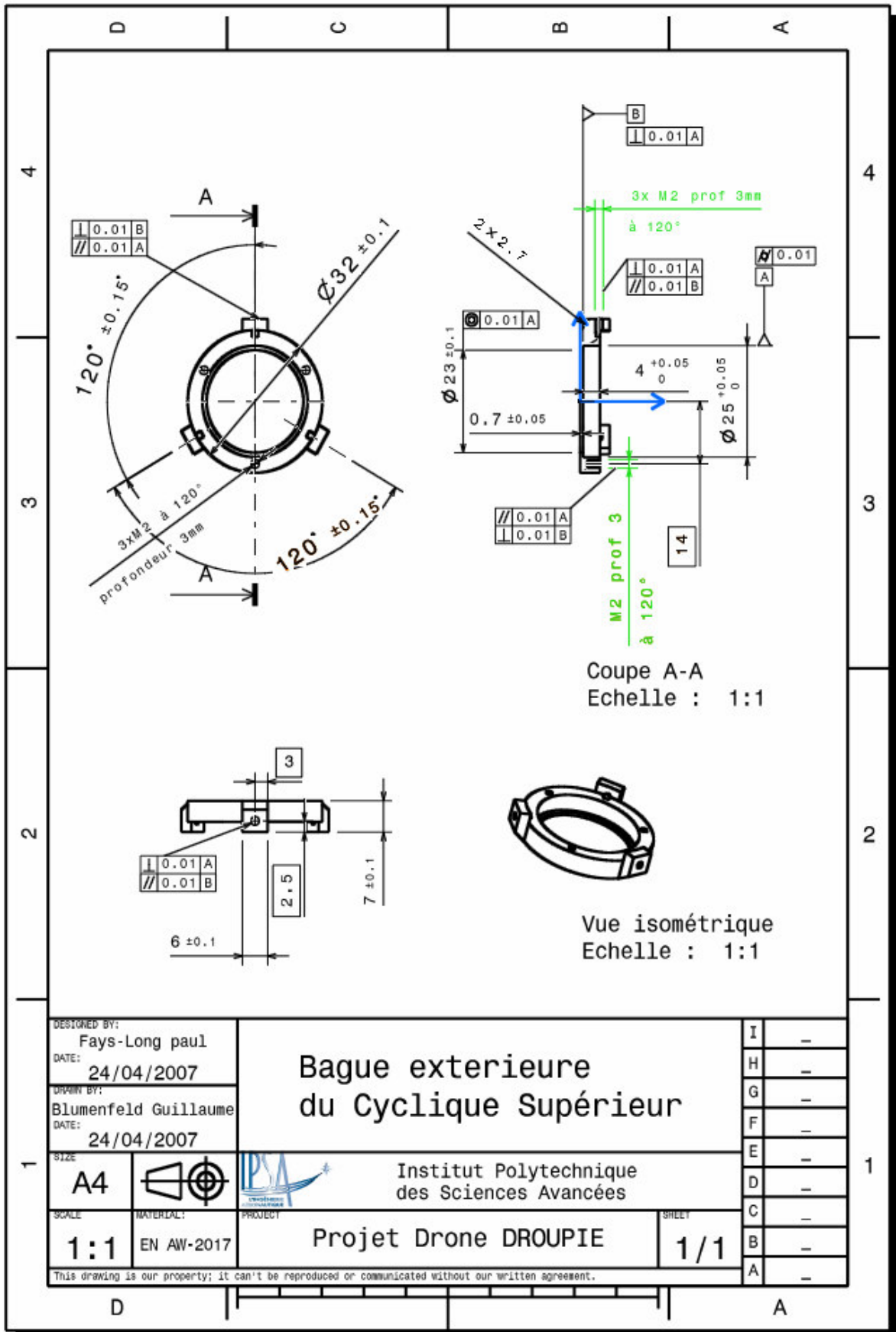
## ANNEXE 9 : Plans des pièces



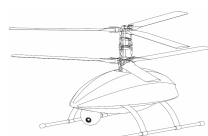
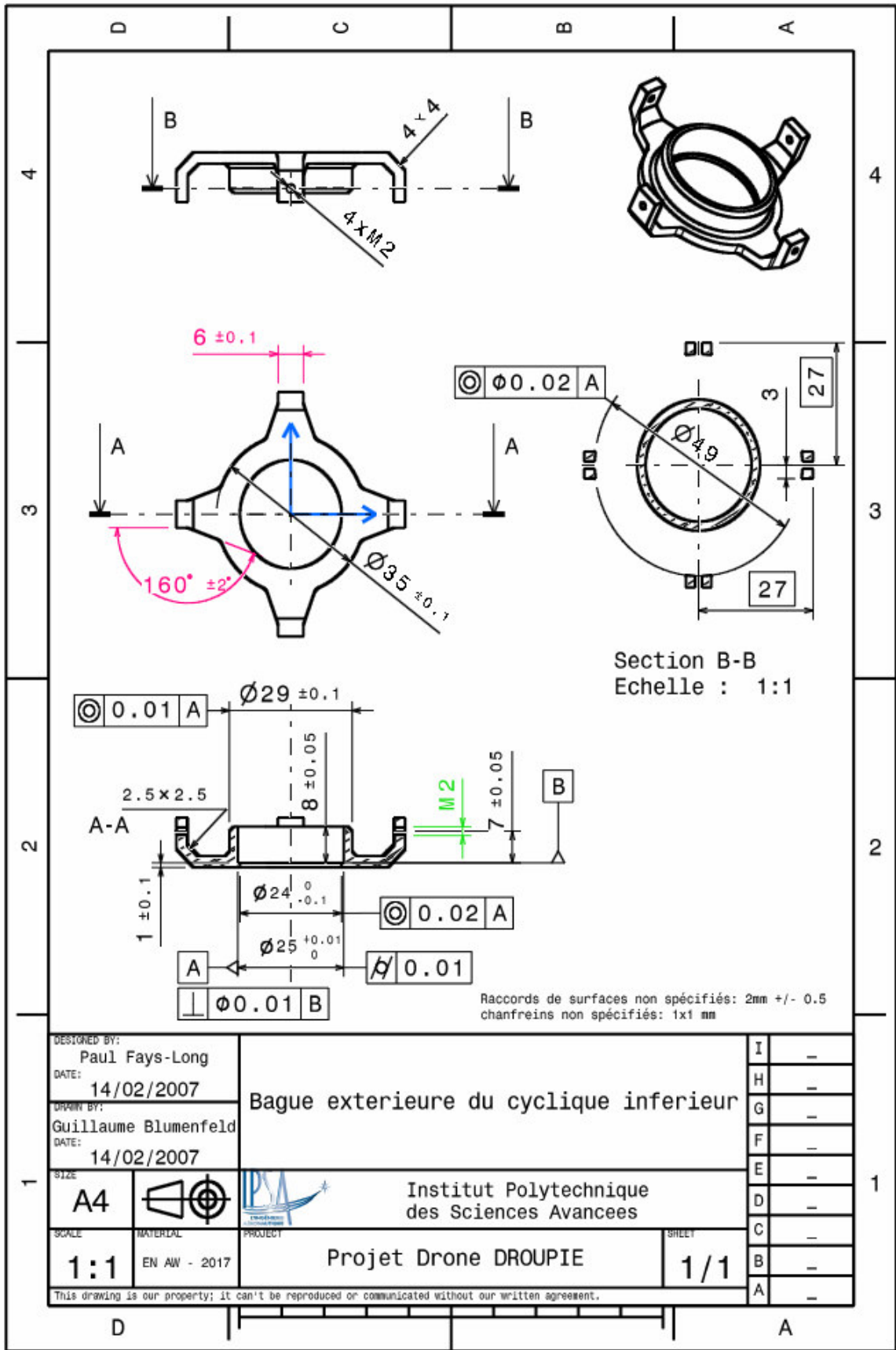


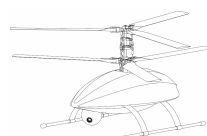
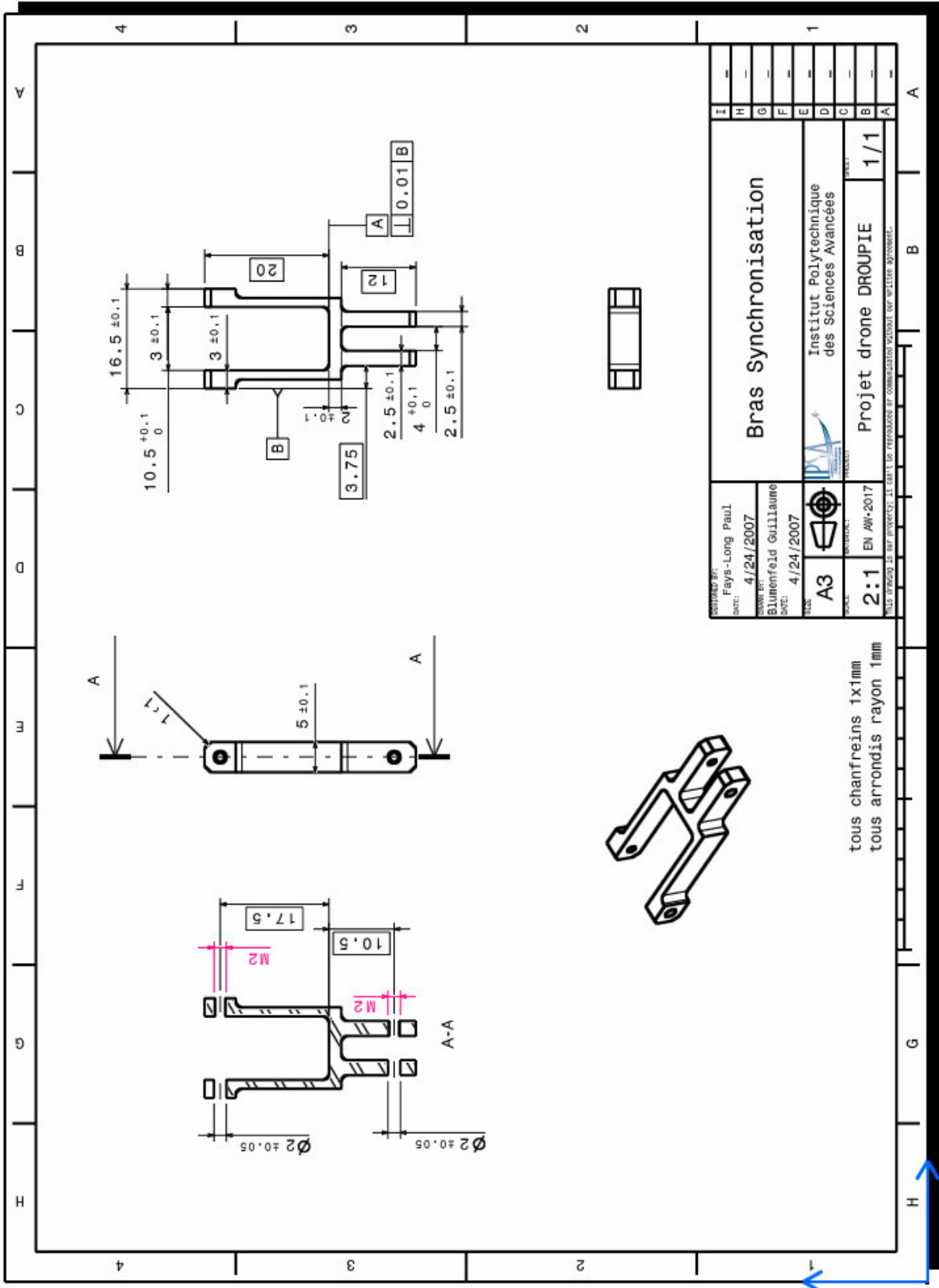




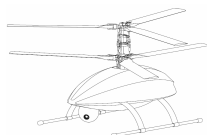
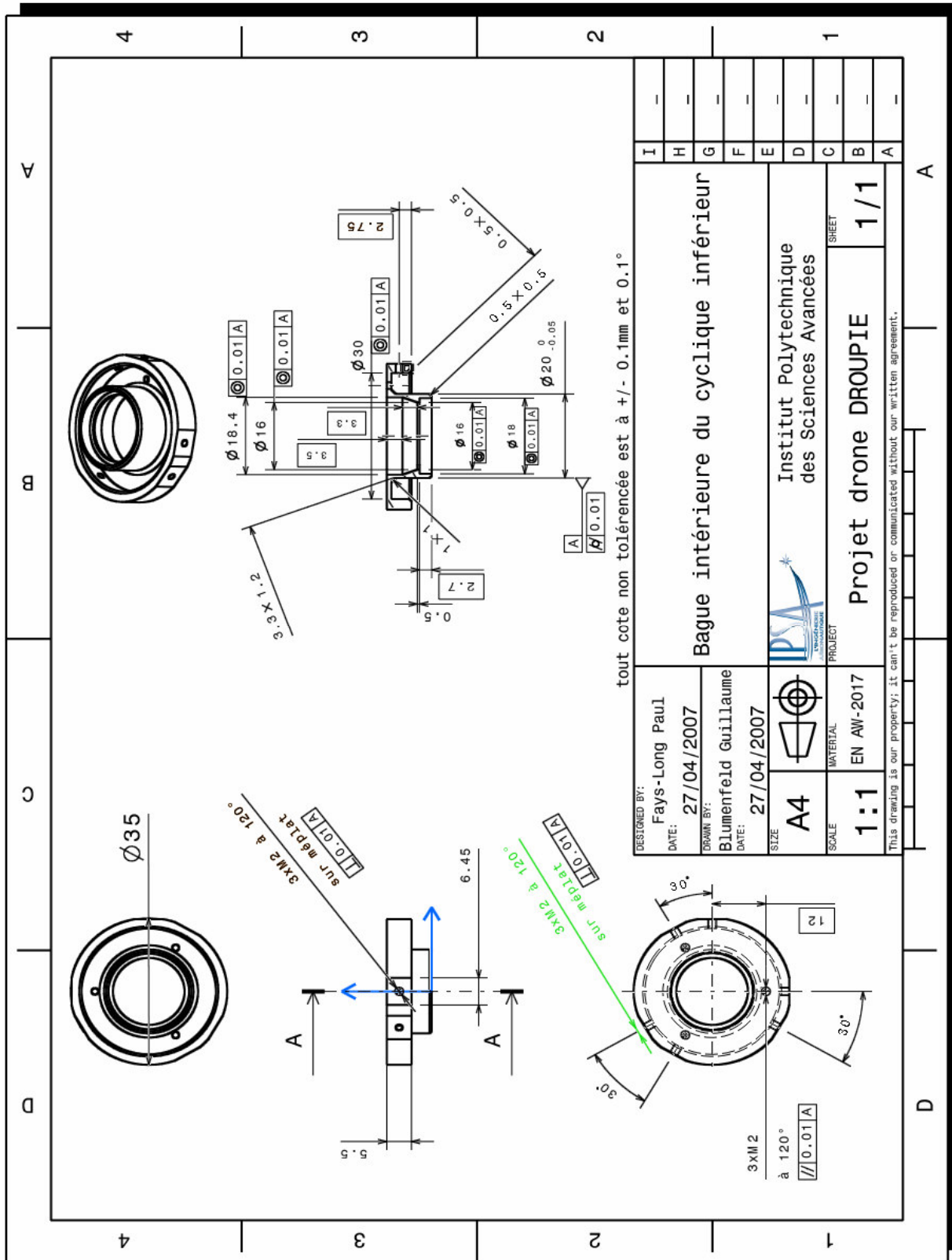


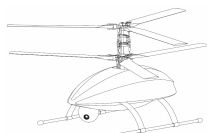
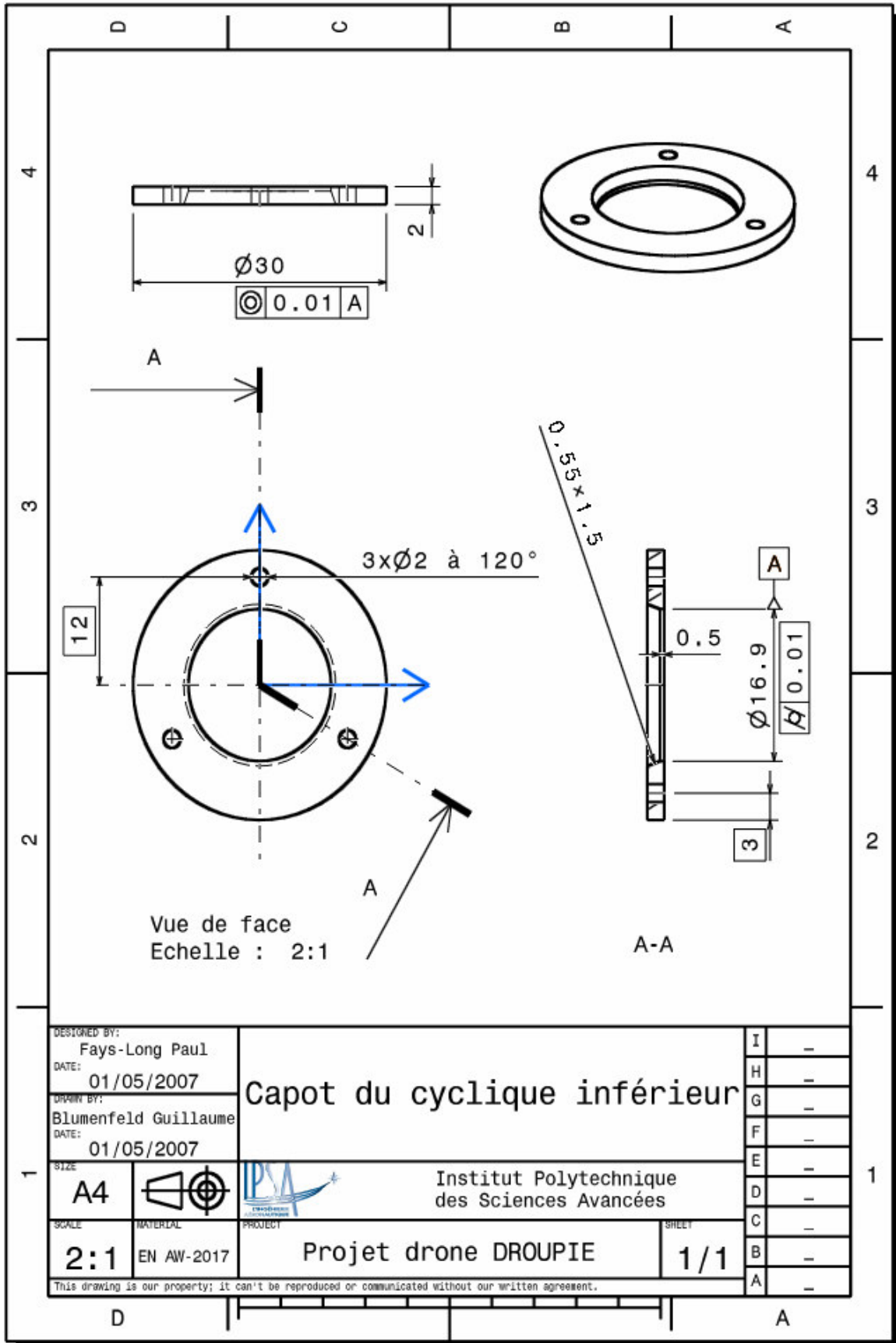


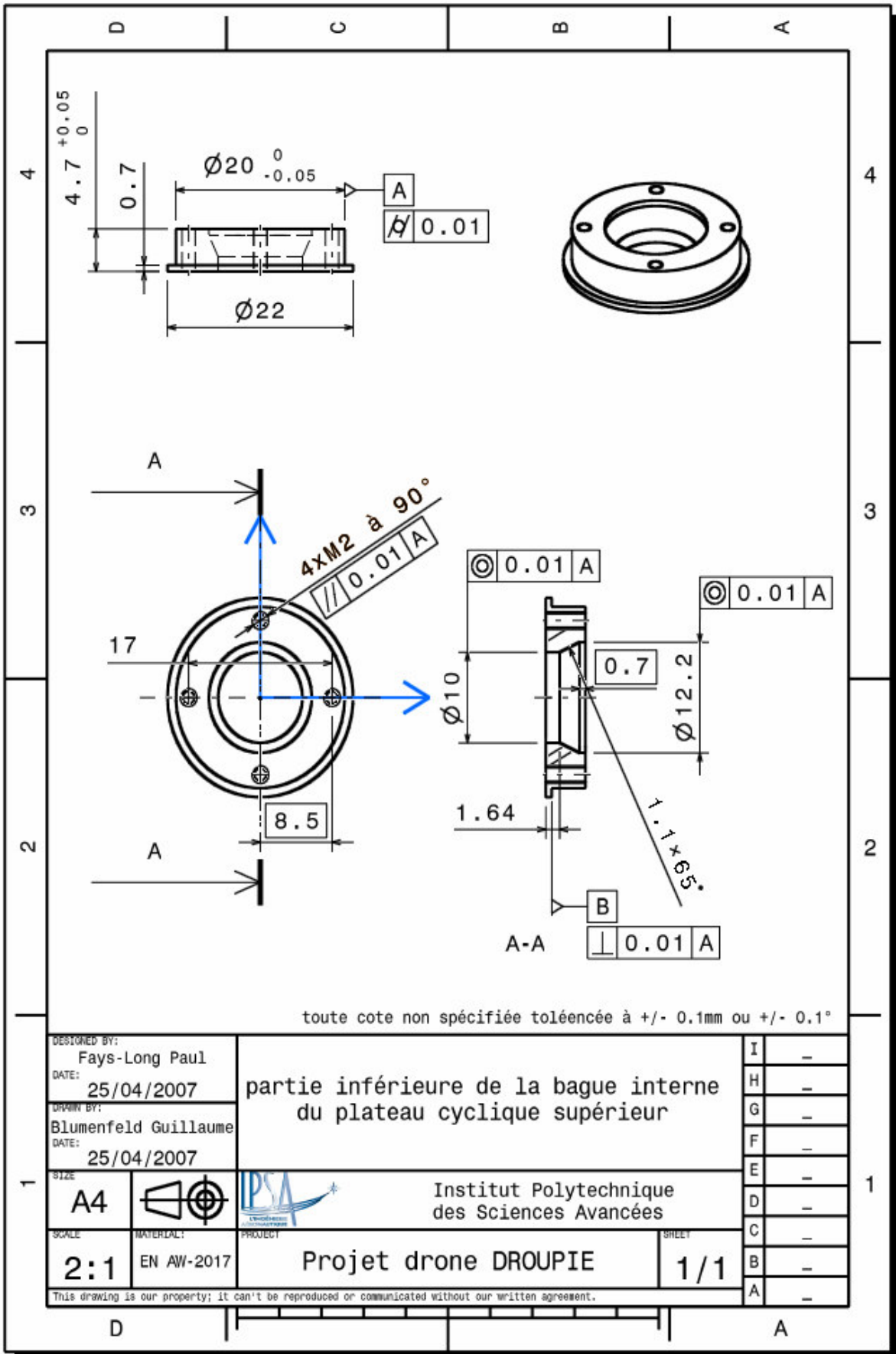




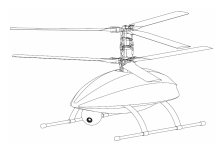


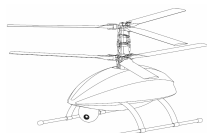
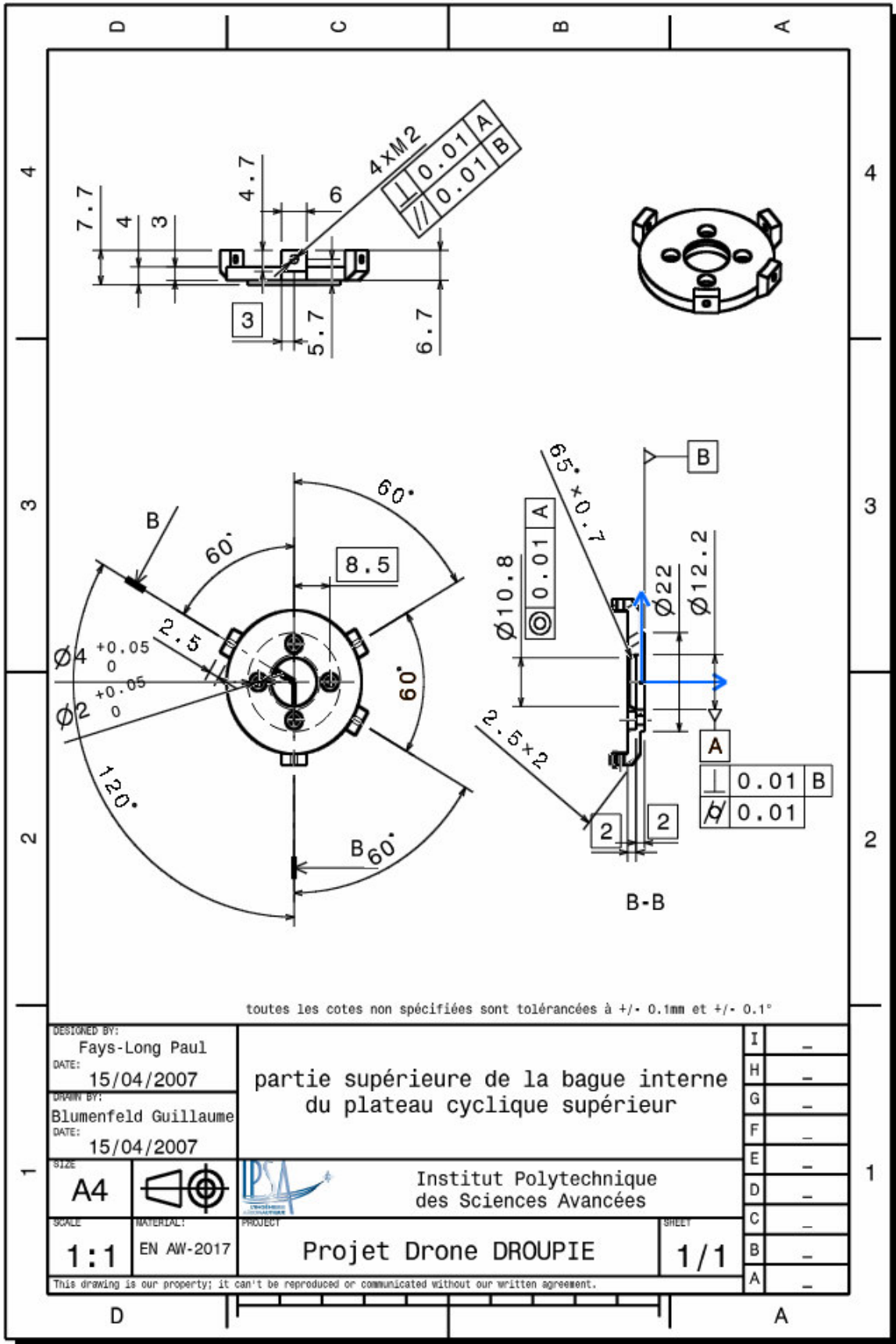


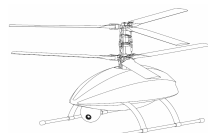
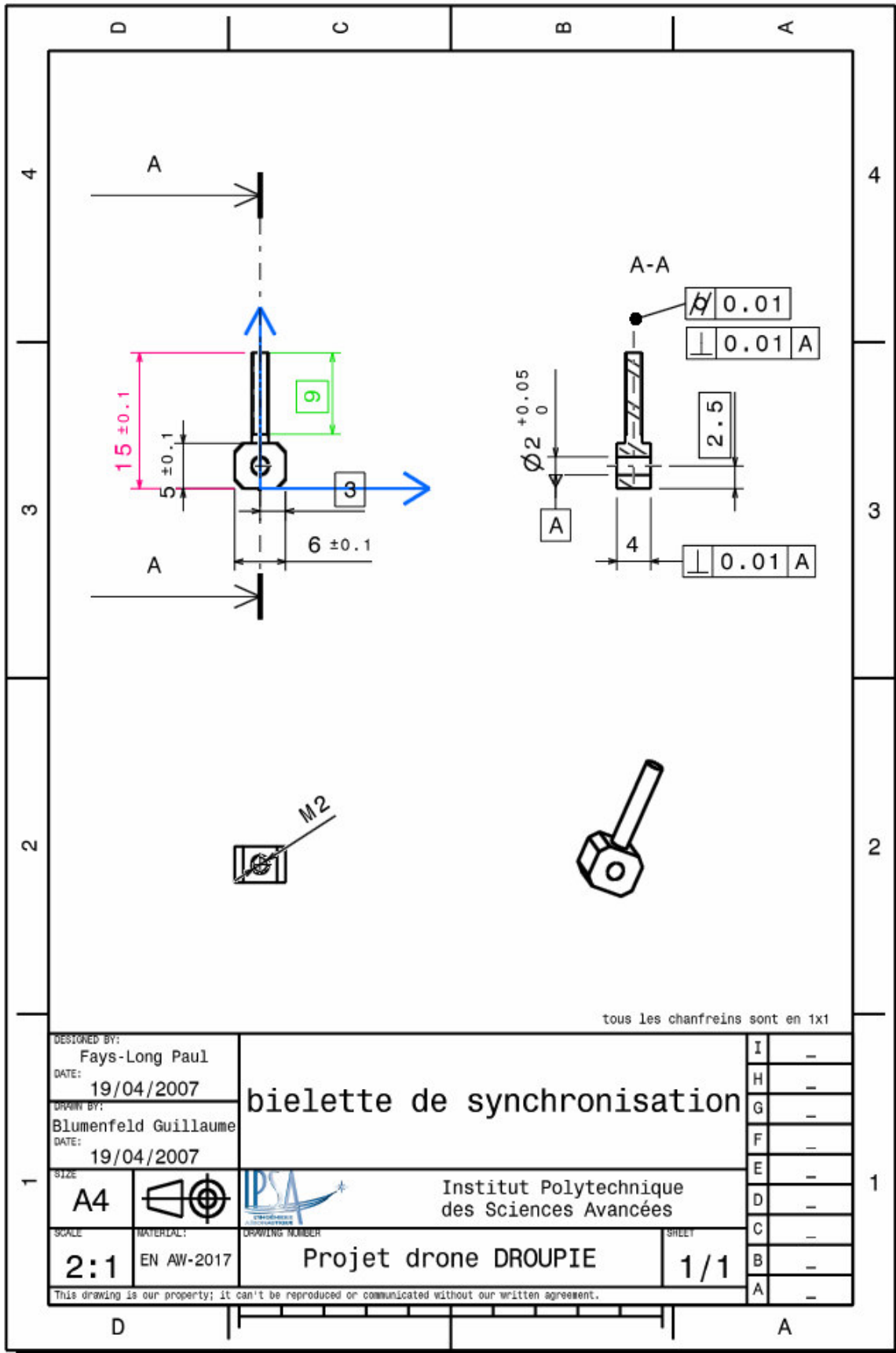


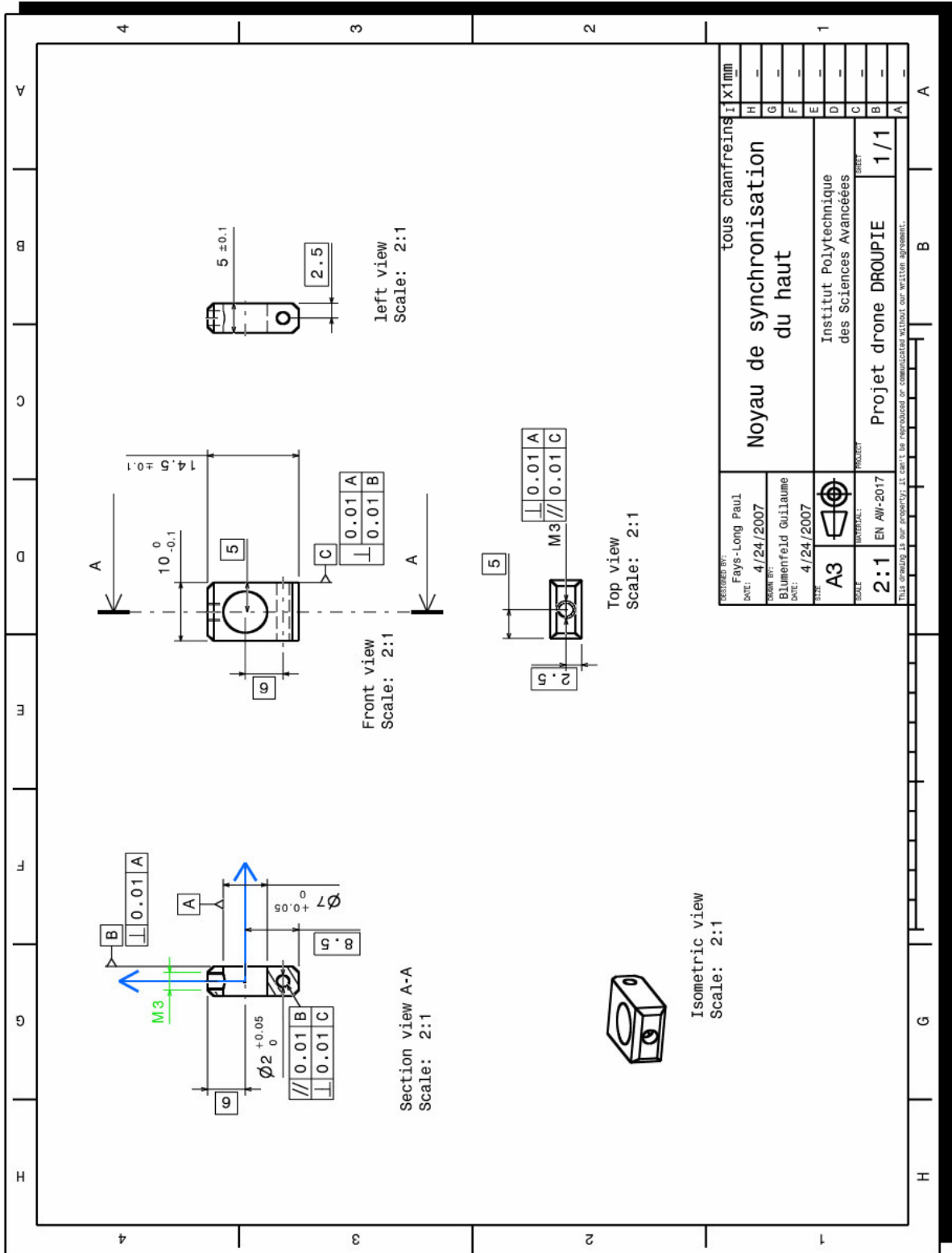


|                                   |   |   |   |
|-----------------------------------|---|---|---|
| DESIGNED BY:<br>Fays-Long Paul    | partie inférieure de la bague interne<br>du plateau cyclique supérieur              | I | - |
| DATE:<br>25/04/2007               |   | H | - |
| DRAWN BY:<br>Blumenfeld Guillaume | Institut Polytechnique<br>des Sciences Avancées                                     | G | - |
| DATE:<br>25/04/2007               |   | F | - |
| SIZE:<br>A4                       |  | E | - |
| SCALE:<br>2:1                     |   | D | - |
| MATERIAL:<br>EN AW-2017           | Projet drone DROUPIE  | C | - |
| PROJECT:                          |   | B | - |
| SHEET:<br>1/1                     |   | A | - |

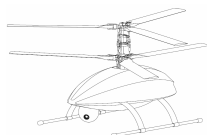


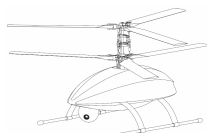
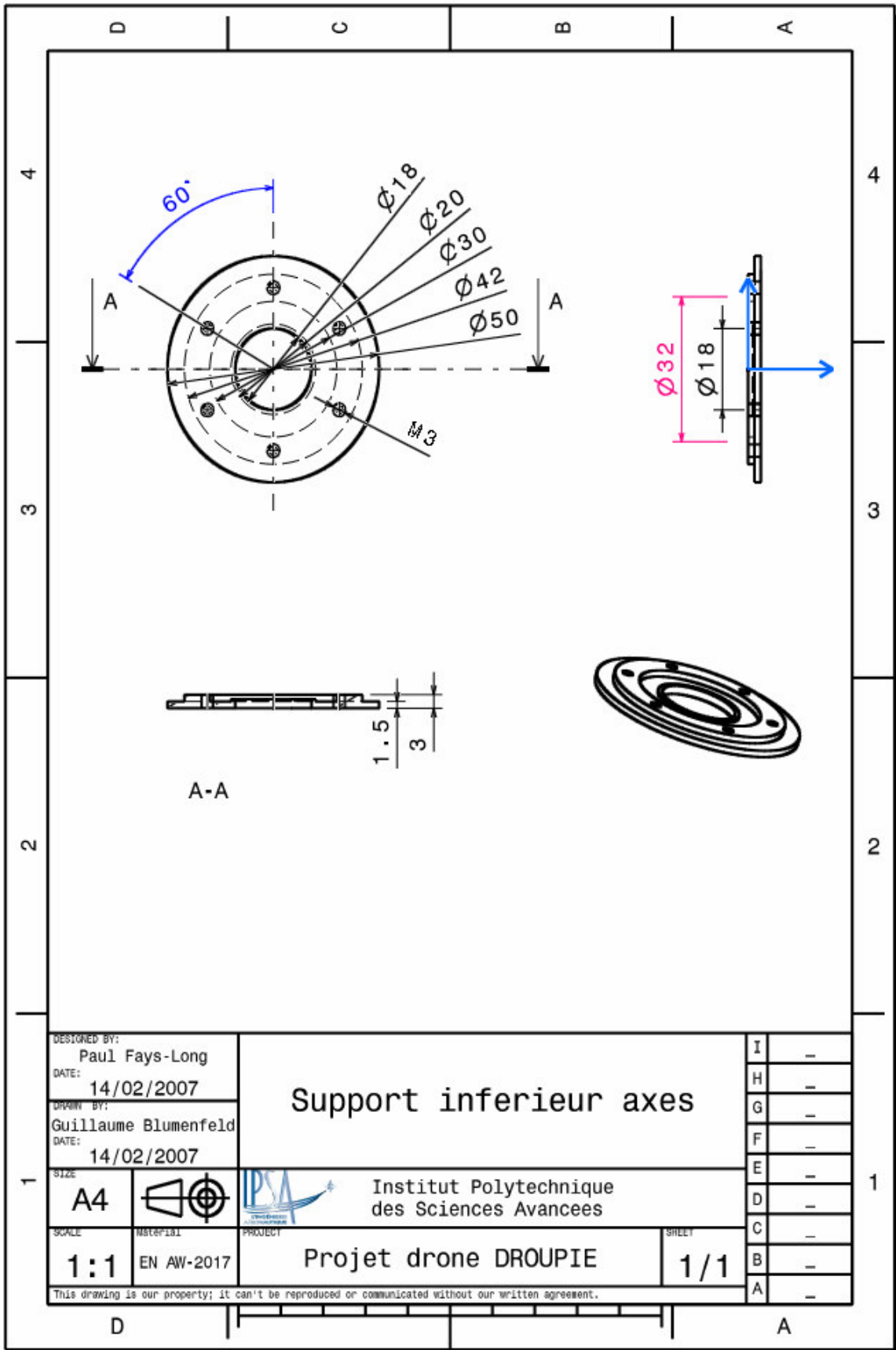




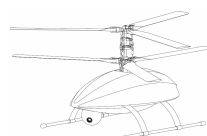
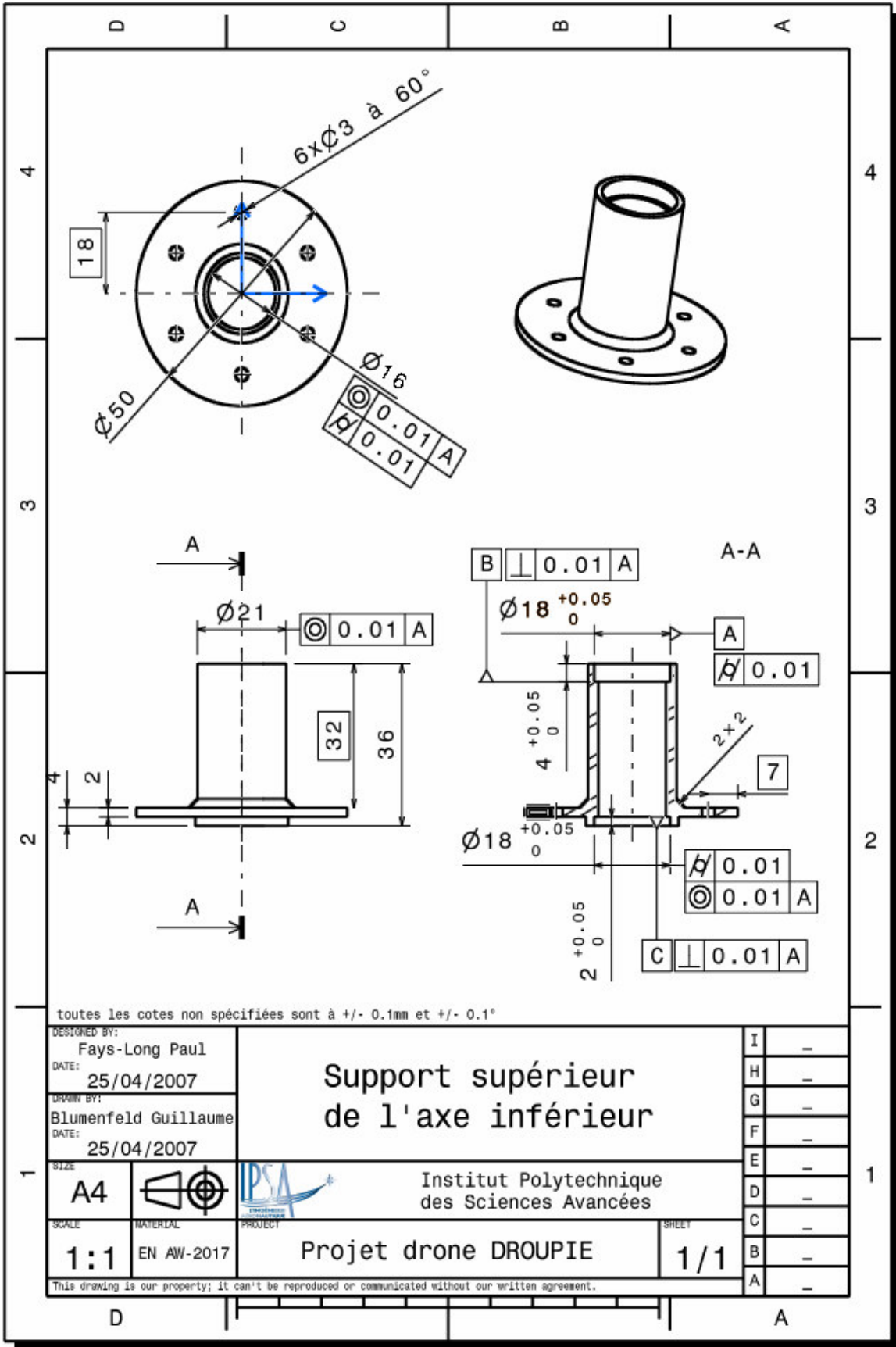


|   |                       |   |
|---|-----------------------|---|
| DESIGNED BY:<br>Fays-Long Paul                            | tous chanfreins 1x1mm |   |
| DATE:<br>4/24/2007  | H                     | - |
| DRAWN BY:<br>Blumentfeld Guillaume                        | G                     | - |
| DATE:<br>4/24/2007  | F                     | - |
| SHEET:<br>A3  | E                     | - |
| SCALE:<br>2:1   | D                     | - |
| TITRE:<br>Noyau de synchronisation du haut                | C                     | - |
| INSTITUT:<br>Institut Polytechnique des Sciences Avancées | B                     | - |
| PROJET:<br>Projet drone DROUPE                            | A                     | - |
| EN:<br>EN AW-2017   | 1/1                   |   |

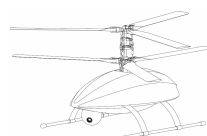
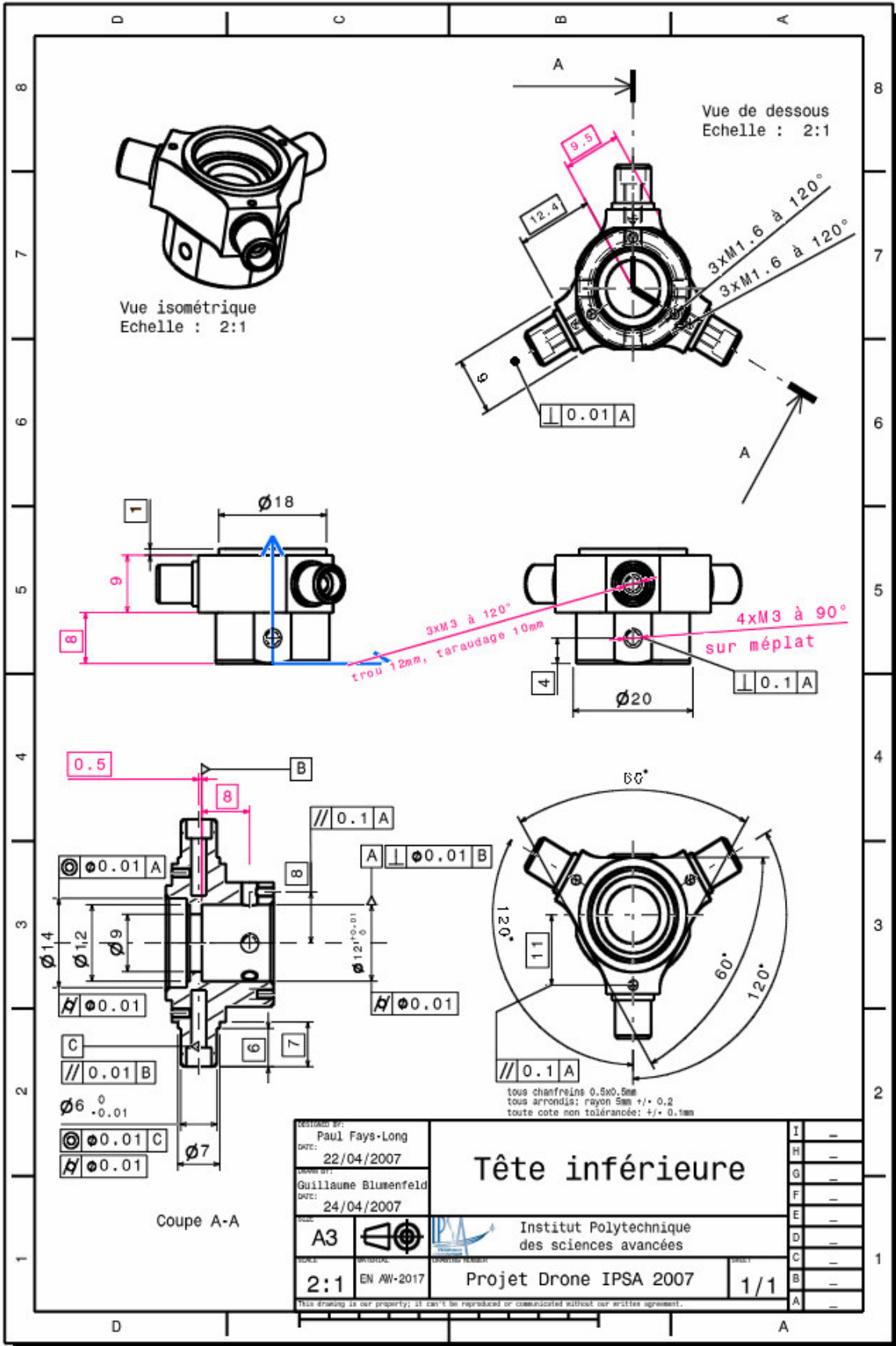


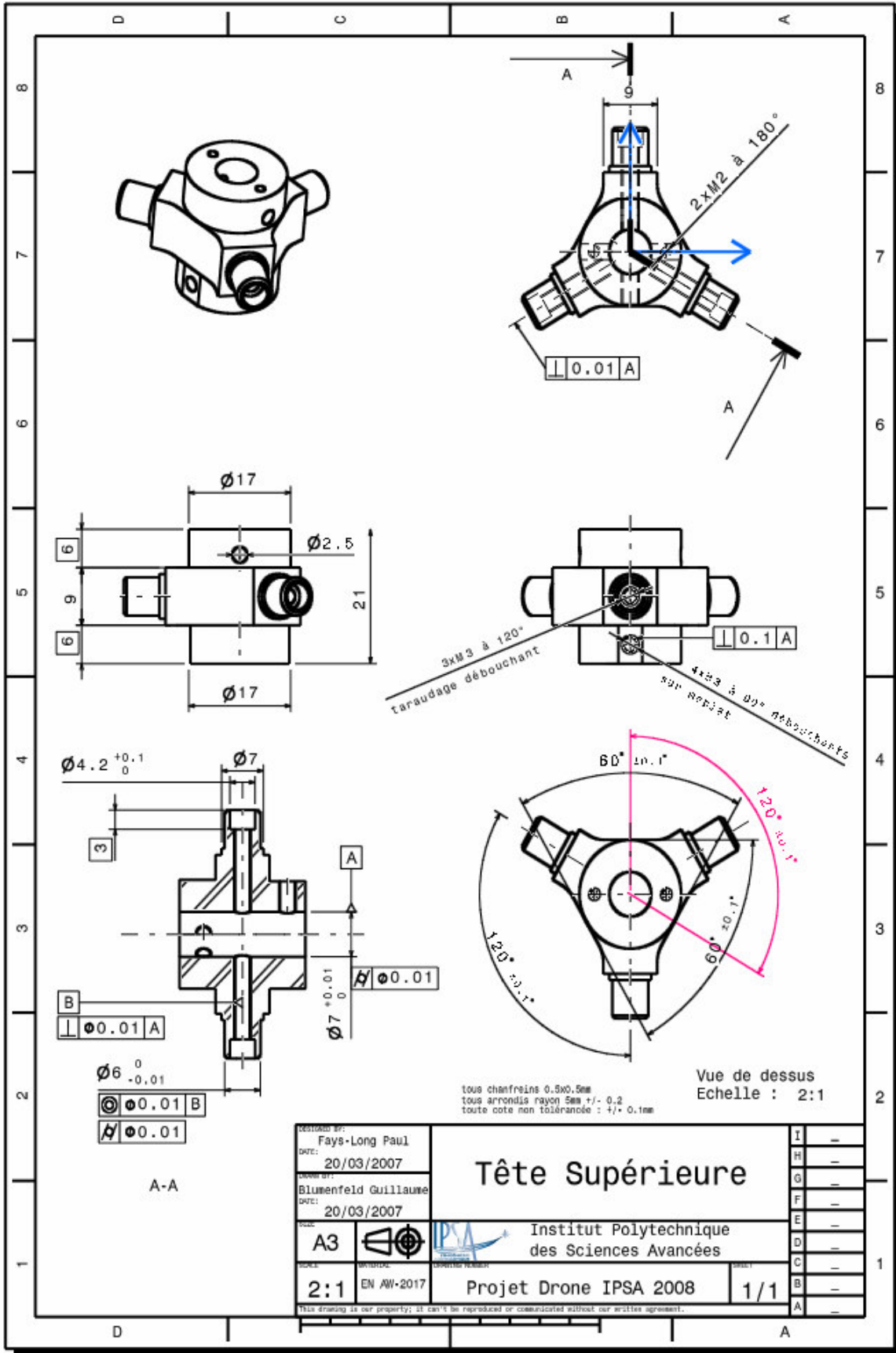




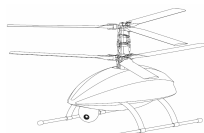




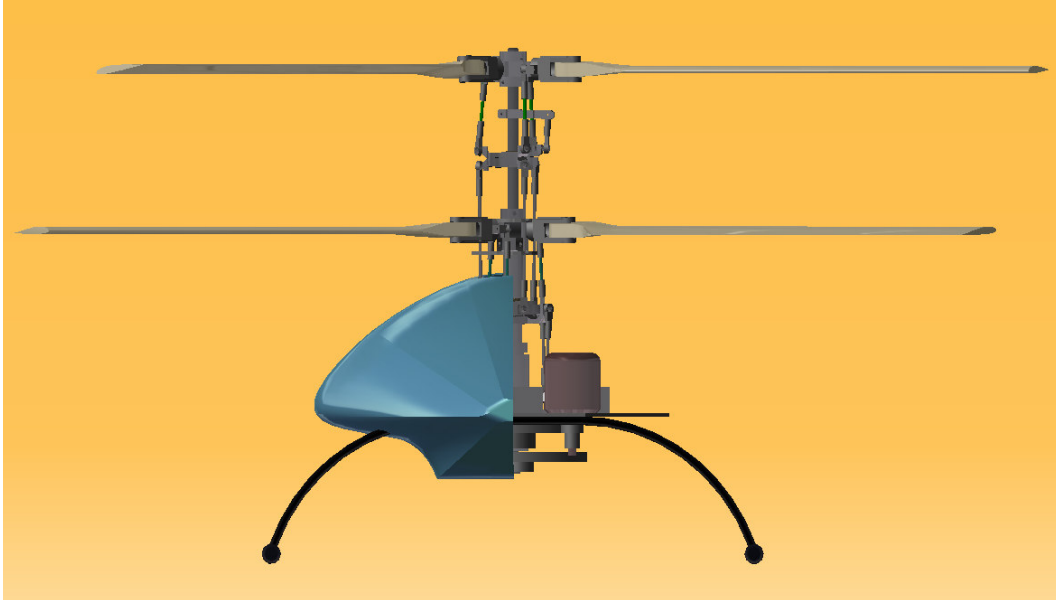




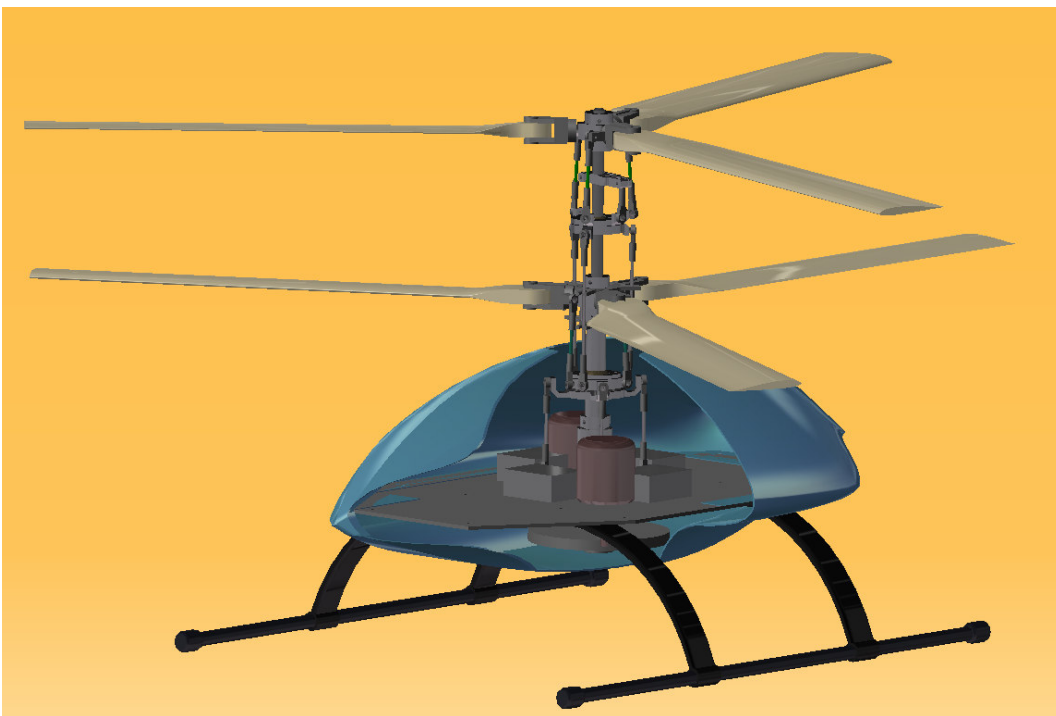
|   |            |   |   |   |
|---|------------|---|---|---|
| DESIGNED BY:<br>Fays-Long Paul  |            | <h2 style="text-align: center;">Tête Supérieure</h2>                      | I | - |
| DATE:<br>20/03/2007   |            |   | H | - |
| DRAWN BY:<br>Blumenfeld Guillaume   |            | Institut Polytechnique<br>des Sciences Avancées                           | G | - |
| DATE:<br>20/03/2007   |            |   | F | - |
| A3  |            | Institut Polytechnique<br>des Sciences Avancées<br>Projet Drone IPSA 2008 | E | - |
| 2:1   | EN AW-2017 |   | D | - |
| 1/1   |            |   | C | - |
| This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement. |            |   | B | - |
|   |            |   | A | - |



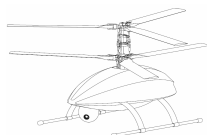
## ANNEXE 10 : Captures d'écran du drone sous CATIA

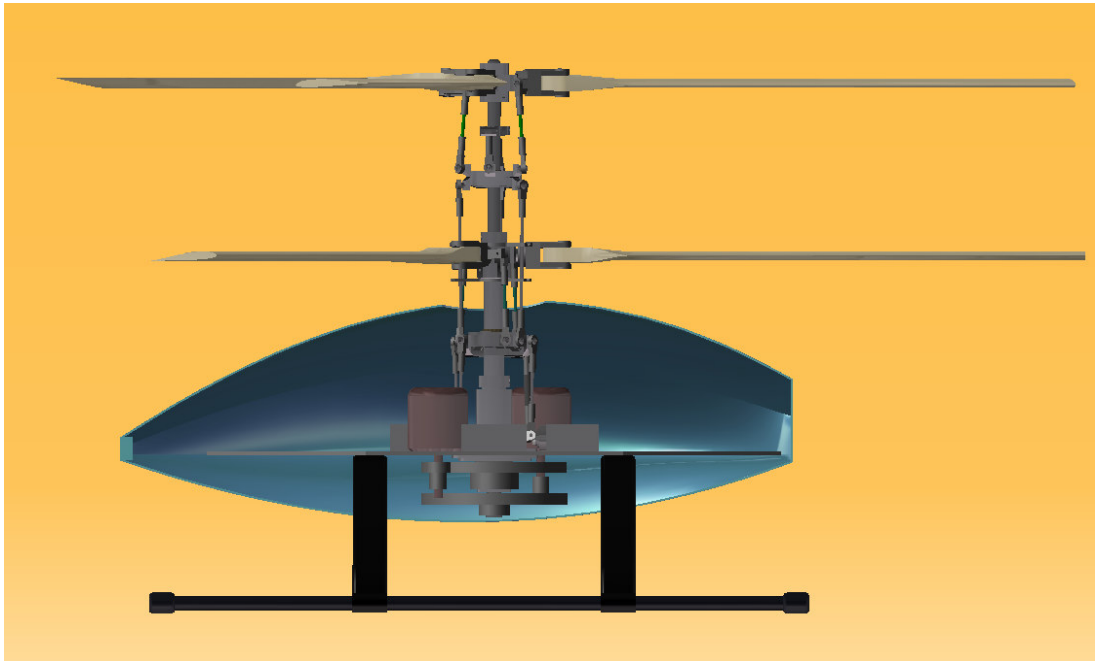


*Vue de face*

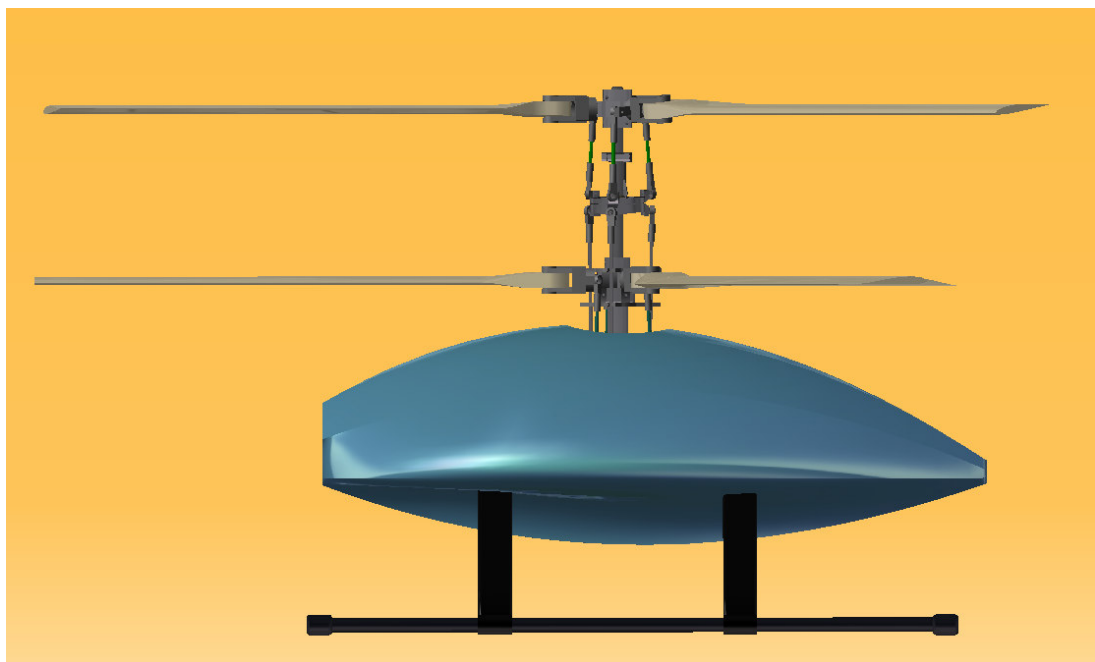


*Vue de 3/4 avant, avec coupe partielle de la bulle*

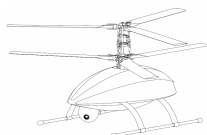


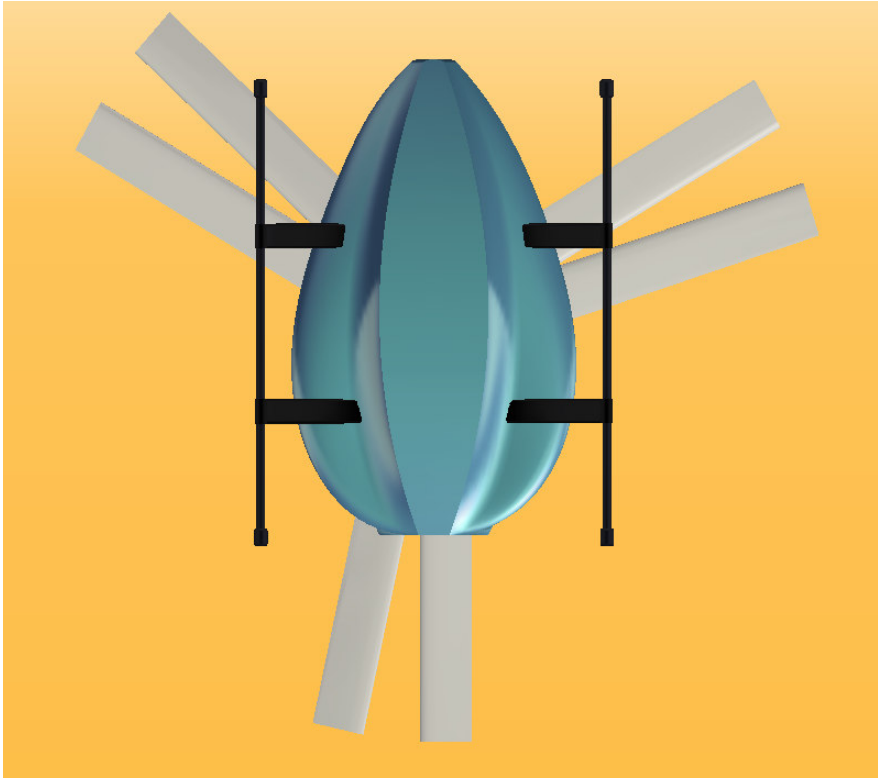


*Vue de gauche, bulle coupée*

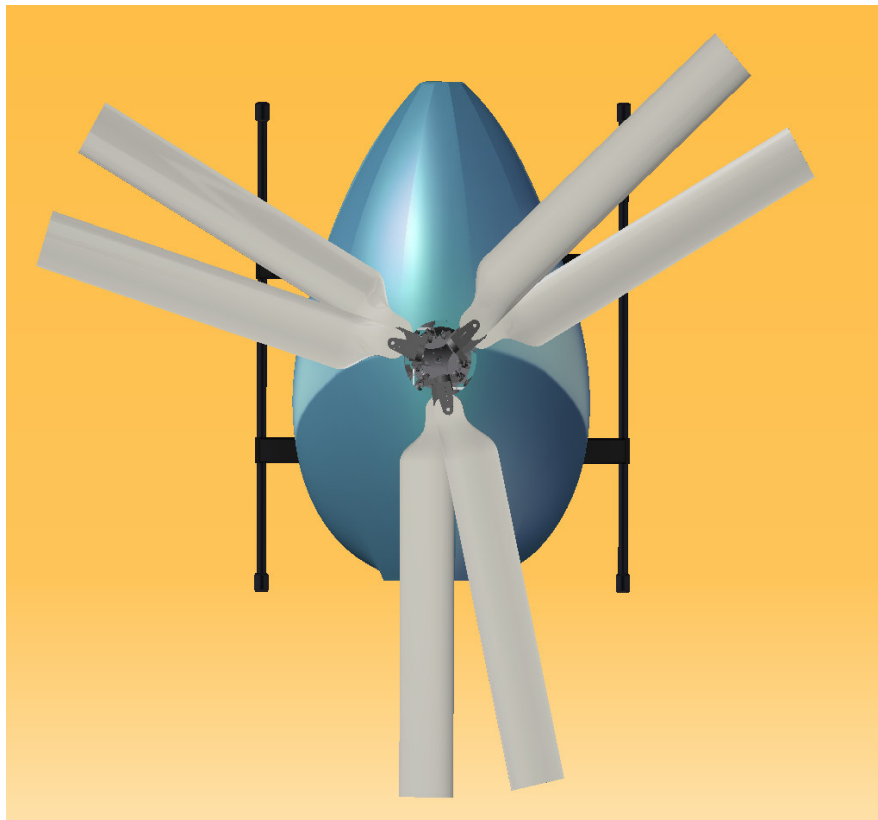


*Vue de droite*





*Vue de dessous*



*Vue de dessus*

