

PASCAL DUFOUR

**ANALYSE CINÉMATIQUE, DYNAMIQUE ET
ÉQUILIBRAGE STATIQUE D'UN MÉCANISME
PARALLÈLE SPHÉRIQUE À 3 DEGRÉS DE LIBERTÉ
POUR UNE INSTALLATION DE SIMULATION DE VOL**

Mémoire
présenté
à la Faculté des études supérieures
de l'Université Laval
pour l'obtention
du grade de maître ès sciences (M.Sc.)

Département de génie mécanique
FACULTÉ DES SCIENCES ET DE GÉNIE
UNIVERSITÉ LAVAL
QUÉBEC

FÉVRIER 2003

Résumé

Les objectifs principaux poursuivis lors de la réalisation de la maîtrise sont : l'analyse cinématique et dynamique d'un mécanisme sphérique à trois degrés de liberté, l'équilibrage statique de ce mécanisme ainsi que la conception d'une installation de simulation de vol utilisant ce mécanisme comme plate-forme de mouvements. Ces objectifs visent un but commun qui est de concevoir un simulateur de vol performant au plus bas coût possible.

Les résultats obtenus lors des différentes analyses ont clairement démontré que le type de mécanisme choisi offre des performances comparables aux simulateurs actuels, tout en diminuant de façon notable le coût. L'utilisation de l'équilibrage statique a permis d'obtenir des diminutions intéressantes des couples aux moteurs. La conception informatique du simulateur a permis de choisir différentes composantes telles que les moteurs et l'écran, ainsi que d'optimiser la forme et la taille des différentes membrures.

Pascal Dufour

Clément Gosselin

Avant-propos

Au printemps 2001, mon baccalauréat se terminait et mon avenir de travailleur s'ouvrait devant moi. Cependant, contrairement à plusieurs de mes collègues, je n'étais pas prêt à me lancer sur le marché du travail. J'ai donc décidé de poursuivre mes études et de me spécialiser davantage. Comme de nombreuses possibilités de maîtrise étaient disponibles, il m'a fallu choisir. J'ai donc rencontré quelques professeurs. C'est à ce moment que j'ai fait la connaissance de Monsieur Clément M. Gosselin. À cette époque, il m'était inconnu mais de nombreuses personnes m'avaient vanté ses mérites de professeur. Comme je n'avais pas suivi de cours avec lui, je partais avec une longueur de retard mais je décidai quand même de le rencontrer. Ce fut une excellente décision car j'ai ainsi eu la chance de passer deux ans, ou presque, dans un laboratoire de recherche à la fine pointe du progrès et avec une équipe formidable.

Je voudrais donc remercier Clément de m'avoir permis de faire une maîtrise sous sa direction. Les nombreuses rencontres avec lui m'ont permis de profiter de ses multiples connaissances dans le domaine de la robotique, de son intelligence, de son sens logique ainsi que de sa facilité à nous guider vers les bonnes solutions tout en nous laissant assez de liberté pour qu'on les trouve par nous-mêmes. Je voudrais également remercier l'équipe du laboratoire avec qui il fut très agréable de discuter autant durant le travail que durant les repas. Merci à Boris qui a su mettre à la disposition de tous un réseau informatique fiable ainsi que tous les logiciels dont j'avais besoin. Merci également pour tes nombreux conseils au sujet de LaTeX. Merci à Simon avec qui j'ai discuté de nombreux détails par rapport au design du simulateur et à Thierry et Dimitre, dont les conseils furent fort utiles surtout au début de ma maîtrise. Merci également à

Just avec qui j'ai pu discuter d'équilibrage statique et qui s'est offert pour réviser une partie de mon mémoire. Merci à Ilian et Lionel pour leurs compétences techniques et linguistiques ainsi qu'à Émilie, qui en plus d'avoir été ma première lectrice (elles seront sûrement nombreuses), m'a permis d'obtenir des résultats plus près de la réalité grâce à ses trajectoires réelles. Merci à Gabriel, Dany, Martin, Mathieu, Nicolas, Augustin et Josie-Anne avec qui j'ai discuté de nombreuses heures de mon projet mais surtout de la vie en général. Merci à tous les autres membres du Laboratoire qui n'ont pas été cités mais qui m'ont permis, à travers plusieurs discussions, d'élargir mes connaissances techniques mais également culturelles.

Je voudrais remercier mes parents, ma soeur et mon frère pour leur support plus personnel que technique au cours de mes études universitaires. Je remercie également mes parents de m'avoir permis d'étudier à temps plein au cours des dix-neuf dernières années de ma vie sans jamais me soucier de remplir le frigo ou de payer le loyer. Je remercie aussi tous mes ami(e)s qui ont suivi les avancements de mon projet même s'ils ne comprenaient pas toujours mes explications. Finalement, merci à Marianne pour avoir passé de nombreuses heures à corriger les quelque.....quelques fautes d'orthographe de mon mémoire.

Table des matières

Résumé	i
Avant-propos	ii
Table des matières	iv
Liste des tableaux	vii
Liste des figures	viii
Introduction	1
1 Introduction à l'architecture des simulateurs de vol	5
1.1 Mécanismes à moins de six degrés de liberté	5
1.2 Caractéristiques des mécanismes à moins de six degrés de liberté	7
1.3 Présentation des travaux réalisés antérieurement au laboratoire	8
2 Théorie générale et cahier des charges	13
2.1 Théorie générale	14
2.1.1 Axes de rotations	14
2.1.2 Centre de rotation	15
2.1.3 Centre de masse	15
2.2 Cahier des charges	15
2.3 Architectures étudiées et abandonnées	19
3 Mécanisme à trois degrés de liberté	22
3.1 Description générale	22

3.1.1	Architecture générale	23
3.1.2	Actionnement	24
3.1.3	Visuel	26
3.1.4	Équilibrage	27
3.2	Analyse cinématique	27
3.2.1	Problème géométrique inverse	28
3.2.1.1	Matrice de rotation	28
3.2.1.2	Développement du problème géométrique inverse	30
3.2.2	Développement des jacobiens	34
3.2.3	Dextérité	36
3.2.4	Analyse des graphiques	38
4	Équilibrage statique	41
4.1	Théorie générale	42
4.2	Choix de l'équilibrage	47
4.2.1	Équilibrage à l'aide d'un ressort	49
4.2.2	Équilibrage à l'aide de deux ressorts	50
4.2.3	Équilibrage à l'aide de n ressorts	50
4.2.4	Choix de l'équilibrage pour le simulateur	51
4.3	Choix du ressort et de la technique de réduction	51
5	Analyse dynamique	55
5.1	Théorie générale	55
5.1.1	Trajectoires utilisées	56
5.2	Analyses	57
5.2.1	Analyse de la manoeuvre de décollage	57
5.2.2	Analyse de la rotation en X	61
5.3	Notes récapitulatives	62
6	Design réel	63
6.1	Problèmes généraux	63
6.1.1	Les moteurs	64
6.1.2	Le visuel	66
6.1.3	Articulations	67
	Conclusion	69
	Bibliographie	73

A	Procédures numériques	75
A.1	Yaw	79
A.2	Roll	80
A.3	Pitch	81
A.4	Jacobien	83
A.4.1	Matrice B	83
A.4.2	Matrice A	84
B	Résultats bruts de l'analyse dynamique	91
C	Données techniques	101
C.1	Écran sphérique	101
C.2	Moteurs	105

Liste des tableaux

2.1	Distribution de la masse.	17
-----	-----------------------------------	----

Liste des figures

1	Plate-forme de Gough	2
1.1	Principe de la verticale apparente	9
1.2	Architectures cinématiques à l'étude. (reproduit de [13])	10
1.3	Manoeuvres d'évaluation. (reproduit de [13])	12
2.1	Axes de rotations	14
2.2	Installation de simulation de vol de la NASA	16
2.3	Architectures parallèles initialement étudiées.	20
3.1	Architecture finale du simulateur.	23
3.2	Membrure actionnant le lacet (vue de haut).	24
3.3	Les deux rotations successives qui définissent le <i>Tilt & Torsion</i> : (a) tilt, (b) torsion .(reproduit de [1])	29
3.4	Membrure actionnant le lacet.	30
3.5	Dextérité et espace atteignable pour un angle de torsion de -60°	39
3.6	Dextérité pour un angle de torsion de 0°	40
4.1	Lampe d'Anglepoise, modèle 1227 [9].	42
4.2	Calcul de la constante de rappel du ressort	43
4.3	Calcul de la somme des moments au point O	44
4.4	Mécanisme parallèle statiquement équilibré à 3 ddl [10]	46
4.5	Pendule équilibré à l'aide de contrepoids	47
4.6	Mécanisme statiquement équilibré avec un ressort	49
4.7	Mécanisme statiquement équilibré avec deux ressorts.	50

4.8	Calcul de la longueur du ressort	52
4.9	Système de réduction du déplacement du ressort (câbles non montrés sur la version CAD).	54
5.1	Graphique des couples aux moteurs sans équilibrage statique pour la manoeuvre de décollage	58
5.2	Couples aux moteurs avec équilibrage statique pour la manoeuvre de décollage.	59
5.3	Accélérations angulaires pour la manoeuvre de décollage.	60
5.4	Graphique des couples pour une rotation en X sans équilibrage	61
6.1	Servo-actuateur et contrôleur	65
6.2	Écran de la compagnie ELUMENS	66
6.3	Rotation maximale en lacet.	67
B.1	Crash	92
B.2	Décollage	93
B.3	Dépassement	94
B.4	Double poussée	95
B.5	Rotation en X	96
B.6	Rotation en Y	97
B.7	Rotation en Z	98
B.8	Turbulences	99
B.9	Virage	100
C.1	Plan technique de l'écran.	102
C.2	Données techniques du projecteur.	103
C.3	Données techniques de la lentille.	104
C.4	Forme générale des moteurs.	105
C.5	Taille des moteurs.	105
C.6	Données techniques des moteurs.	106

Introduction

Historique de la simulation de vol

La simulation de vol est un domaine de recherche relativement récent. En effet, les premiers avions sont apparus il y a seulement une centaine d'années et il est fort probable que la simulation ne soit pas plus âgée. En fait, la simulation de vol est contemporaine au vol lui-même car il y a de fortes chances que les frères Wright aient d'abord pratiqué au sol les manoeuvres qu'ils voulaient réaliser dans les airs. Par la suite, l'arrivée de la Seconde Guerre Mondiale a entraîné un besoin sans précédent de pilotes. Comme les avions qui étaient construits durant cette période étaient destinés en priorité au front, il était essentiel de former ces pilotes sur des simulateurs. À cette époque, les simulateurs étaient en fait fixes et servaient principalement à familiariser le pilote avec les commandes. Il fallu attendre jusqu'au milieu des années 40 avant d'avoir un mécanisme suffisamment performant pour être utilisé dans un vrai simulateur. La première personne à concevoir un tel type de mécanisme fut un ingénieur anglais nommé Gough [7]. Il inventa une plate-forme parallèle dans le but de tester des pneus. En 1965, Stewart [14] proposa une architecture semblable quoique non identique comme plate-forme de génération de mouvements pour un simulateur de vol. Toutefois, dans les simulateurs modernes, c'est l'architecture de Gough qui est utilisée. C'est la raison pour laquelle on appelle aujourd'hui ce type de plate-forme une *plate-forme de Gough-Stewart*. À l'époque c'était une grande amélioration car c'était la première fois qu'un simulateur permettait de déplacer une grande masse selon les six degrés de liberté.

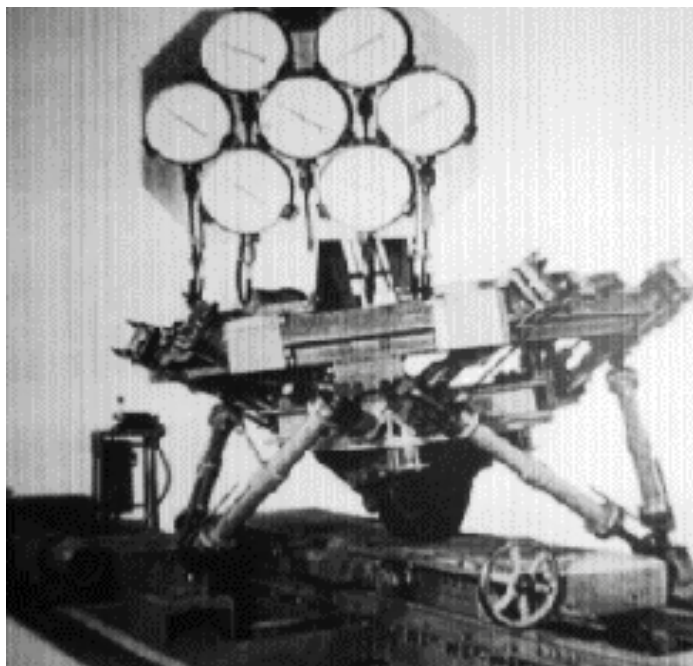


FIG. 1 – Plate-forme de Gough

La preuve de la grande ingéniosité de ces deux hommes est qu'encore aujourd'hui, la grande majorité des simulateurs utilisent une plate-forme de Gough-Stewart comme plate-forme de génération de mouvements.

Avec la fin de la guerre, plusieurs croyaient que la simulation de vol allait être reléguée aux oubliettes. Pourtant, ce fut tout le contraire qui se produisit. En effet, l'incroyable croissance de l'aviation civile a fait en sorte que les gouvernements ont décidé de réglementer le domaine. Il était maintenant interdit de mettre aux commandes d'un avion un pilote non certifié. Il devenait donc avantageux (et surtout moins coûteux) pour les compagnies aériennes de former leurs pilotes sur des simulateurs de vol plutôt que des avions réels. De plus, l'avancement de la micro-informatique a permis une augmentation substantielle du réalisme du visuel ainsi qu'une meilleure gestion du contrôle des plates-formes de mouvements. De grandes améliorations au niveau de la qualité des vérins hydrauliques et des valves de régulation assura en même temps un asservissement sans heurt des systèmes [16]. Ainsi, au début des années 80, les simulateurs de vol étaient rendus si réalistes que la *Federal Aviation Administration* (FAA), l'organisme qui réglemente l'aviation civile aux États-Unis, introduisit un classement des types de simulateur selon leurs performances. Dans ce classement, le *Level D* est très intéressant pour les compagnies aériennes car il permet pratiquement d'éliminer l'entraînement en

vol. Ainsi, un pilote qui suit une formation sur un simulateur répondant à cette norme peut obtenir son brevet de pilote sans jamais avoir piloté ce type d'avion précédemment. On appelle communément cette norme le *Zero Flight Time Training* [3]. Cette norme a donc incité les compagnies de simulation de vol à améliorer leurs simulateurs encore davantage.

Problématique

Le problème avec les simulateurs de vol actuels n'est pas qu'ils ne sont pas suffisamment réalistes mais plutôt le contraire. En effet, la course à la perfection de la simulation a entraîné une augmentation incroyable du coût d'un simulateur. Cela a donc pour conséquence directe que les petites compagnies d'aviation, qui sont pourtant en pleine expansion partout dans le monde, n'ont pas les moyens de s'acheter un simulateur de vol. Elles doivent donc louer du temps d'utilisation aux grandes compagnies, ce qui n'est ni avantageux au niveau monétaire ni au niveau de la flexibilité des horaires d'utilisation. La taille d'un simulateur de vol traditionnel est également une caractéristique désavantageuse pour les petites compagnies d'aviation. En effet, non seulement le simulateur lui-même est énorme mais l'espace nécessaire à son fonctionnement l'est également. De plus, les simulateurs de vol actuels ont une grande limitation qui est intrinsèque au fait qu'ils utilisent une plate-forme de Gough-Stewart. En effet, ce type de plate-forme permet des débattements maximums en rotation d'environ $\pm 25^\circ$ selon chacun des axes de rotation. Pour les avions commerciaux de grande taille cela ne pose pas de problème, mais pour les avions plus agiles comme les avions militaires ou des petits avions commerciaux, c'est plus critique. C'est donc de ces constatations qu'origine la problématique de mon projet.

L'idée du projet est donc de concevoir un simulateur à bas coût qui offrirait des performances suffisamment réalistes pour être utilisé dans les premières étapes de la formation des pilotes. Pour y parvenir, différents compromis seront réalisés tant au niveau de la plate-forme de mouvement que du visuel. Par contre, ces compromis seront réalisés dans le but de maximiser le réalisme de la simulation. En fait, comme les systèmes de génération d'images sont aujourd'hui ultra performants, certaines simplifications seront apportées au système de mouvements sans que le résultat de la simulation n'en soit altéré de façon significative.

Les objectifs principaux de ce projet seront donc les suivants : **1) l'étude de**

différentes architectures possibles comme plate-forme de mouvement, 2) l'optimisation des débattements en rotation ($\pm 60^\circ$) ainsi que la conception d'un modèle CAD d'un simulateur de vol à trois degrés de liberté à bas coût et 3) l'analyse dynamique de ce simulateur.

Structure du mémoire

Le présent document porte sur des travaux de recherche qui s'étalent de l'été 2001 à l'été 2002. Sa structure se divise en trois parties distinctes telles qu'elles ont été présentées plus haut. Le mémoire sera divisé en six chapitres.

Il est important de noter que l'ensemble des travaux a été effectué au Laboratoire de Robotique de l'Université Laval sous la direction du professeur Clément Gosselin. La rédaction du présent mémoire a également été réalisée au même endroit.

La première partie du mémoire portera sur les mécanismes ayant moins de six degrés de liberté. De façon spécifique, le chapitre 1 présente ce type de mécanisme et résume en partie les travaux réalisés préalablement au laboratoire [13] dans ce domaine. Le chapitre 2 porte sur différentes conventions utilisées dans ce mémoire ainsi que sur le cahier des charges à suivre pour le projet. La seconde partie du mémoire explique l'élaboration des équations nécessaires pour les calculs de l'espace atteignable et les débattements. Cette partie est entièrement réalisée dans le chapitre 3. Pour la troisième partie, un chapitre entier est utilisé pour présenter un des avantages majeurs de notre simulateur : l'équilibrage statique. Par la suite, une analyse dynamique en fonction de cet équilibrage est réalisée au chapitre 5. Finalement, différents points spécifiques au design final sont présentés au chapitre 6.

Chapitre 1

Introduction à l'architecture des simulateurs de vol

Ce chapitre a pour but de présenter les fondements d'une alternative viable à la plateforme de Gough-Stewart comme mécanisme d'actionnement d'une installation de simulation de vol.

1.1 Mécanismes à moins de six degrés de liberté

Comme il a été discuté dans l'introduction, il est facile de noter que les simulateurs de vol à six degrés de liberté, plus particulièrement et presque exclusivement ceux

qui utilisent une plate-forme de Gough-Stewart comme mécanisme d'actionnement, occupent près de 100% du marché des simulateurs de vol. Plusieurs raisons expliquent ce fait. La principale est que ces systèmes sont capables de générer l'ensemble complet de tous les mouvements possibles dans l'espace, tout en ayant une architecture relativement compacte par rapport à la taille de la partie mobile. Ils sont donc tout indiqués pour les installations de simulation de vol. Cependant, leur facilité à reproduire des mouvements selon six degrés de liberté implique également des défauts majeurs, dont de faibles débattements et des accélérations angulaires de courte durée. En effet, les mécanismes utilisant une plate-forme de Gough-Stewart ont généralement des débattements de l'ordre de 20 à 25 degrés selon chaque axe. Lorsque utilisés pour la simulation de gros appareils tels que des Boeing 747, ces débattements sont suffisants car ces appareils sont relativement peu agiles. De plus, leur grande masse et leur inertie les empêchent d'avoir de fortes accélérations angulaires. Par contre, lorsque l'on désire simuler les manoeuvres d'avions de plus petite taille et plus agiles (on pense ici à des avions de chasse ou des petits avions commerciaux) les débattements et les accélérations générés par une plate-forme de Gough-Stewart sont largement insuffisants. Il faut donc se tourner vers d'autres types de mécanismes d'actionnement.

Dans le but d'avoir des débattements et des accélérations supérieurs à ceux obtenus à l'aide d'une plate-forme de Gough-Stewart, l'étude de différentes architectures fut réalisée. L'analyse des plates-formes à six degrés de liberté offertes sur le marché amena à la conclusion qu'aucune architecture existante ne répondait à l'ensemble des critères désirés. Devant cet état de fait, la nécessité d'utiliser une plate-forme à six degrés de liberté fut donc remise en cause. En effet, dans le cas des simulateurs de vol, certains degrés de liberté sont peu ou pas exploités. La translation latérale dans le plan en est un exemple car il est bien connu qu'un avion n'ayant pas de moteurs latéraux est incapable d'effectuer une telle translation. Il paraît donc naturel d'éliminer les translations latérales sans trop affecter la qualité de la simulation. C'est effectivement le cas puisqu'il a été démontré [13] que grâce à l'utilisation de "Washout Filter" ¹adéquats, il est possible de réaliser toutes les manoeuvres désirées à l'aide d'un simulateur de moins de six degrés de liberté et ce, avec un réalisme pratiquement égal à une plate-forme de Gough-Stewart traditionnelle. La comparaison entre un simulateur à six degrés de

¹L'expression *washout Filter*, d'usage dans le domaine de la simulation, fait référence à un filtre de *lessivage*, qui enlèvera tout le superflu pour ne conserver que l'essentiel. Aucune expression équivalente ne semble faire consensus dans les milieux francophones de la simulation et ce sera donc l'expression anglaise qui sera utilisée dans ce mémoire.

liberté et deux autres ayant moins de six degrés de liberté sera étudiée plus en détails un peu plus loin dans ce chapitre.

La recherche d'un nouveau type de plate-forme de mouvement a donc été orientée vers des mécanismes ayant moins de six degrés de liberté.

1.2 Caractéristiques des mécanismes à moins de six degrés de liberté

Les mécanismes à moins de six degrés de liberté offrent de nombreux avantages par rapport à ceux à six degrés de liberté. Le principal est qu'ils simplifient l'ensemble de la structure selon plusieurs aspects. Le premier de ces aspects est qu'ils nécessitent moins d'actionneurs. En effet, comme il y a moins de degrés de liberté et qu'il faut en général un actionneur par degré de liberté, le nombre d'actionneurs diminue de façon proportionnelle au nombre de degrés de liberté éliminés. Cela entraîne une diminution majeure des coûts et une simplification du contrôleur. On entend ici par actionneur tout système électrique, pneumatique ou hydraulique servant à déplacer une partie du mécanisme.

Ces mécanismes utilisent également un nombre de pattes inférieur à six. Cela permet donc de diminuer considérablement la taille du mécanisme d'actionnement. Étant donné que l'on désire minimiser la taille du simulateur, cela est très avantageux. En diminuant le nombre de pattes actionnées, on diminue également les interférences entre les pattes ainsi que celles entre les pattes et le cockpit. Cela signifie donc une augmentation de l'espace de travail et de plus grands débattements.

Le nombre réduit de pattes amène cependant des contraintes majeures au mécanisme. La première est que, comme le mécanisme compte moins de pattes reliant la base à la plate-forme, chacune d'elle supporte une plus grande partie du poids. Cela implique que les pattes doivent être constituées de membrures plus résistantes. La façon la plus simple d'augmenter la résistance étant d'augmenter la taille des membrures, il s'en suit un accroissement de la masse des pattes et donc de la masse totale en mouvement. Il est donc nécessaire d'augmenter la taille des actionneurs. Dans notre cas, ce détail

est moins critique car l'utilisation des mécanismes parallèles entraîne habituellement que la masse du système d'actionnement est largement inférieure à celle du cockpit. Néanmoins, l'augmentation de la taille des membrures entraîne également une augmentation du risque d'interférences et diminue par le fait même la taille de l'espace atteignable. Un équilibre doit être atteint pour maximiser l'espace atteignable tout en conservant de bonnes caractéristiques structurales.

Le fait que les mécanismes à moins de six degrés de liberté soient incapables de générer l'ensemble des mouvements dans l'espace pourrait sembler limitatif du point de vue du réalisme de la simulation mais comme cela fut mentionné plus haut, ce n'est pas réellement le cas dans les simulateurs de vol. Ce sujet sera abordé plus en détails dans la section qui suit.

1.3 Présentation des travaux réalisés antérieurement au laboratoire

Avant d'entreprendre des recherches plus poussées sur les mécanismes à moins de six degrés de liberté, il était nécessaire de s'assurer de façon formelle que ces derniers étaient capables de réaliser des simulations avec un réalisme similaire aux simulateurs actuels. Ce problème avait déjà été étudié par un ancien membre du laboratoire, Nicolas Pouliot [13]. Le but de ses travaux était d'effectuer l'analyse, l'optimisation et la conception de mécanismes de simulation de mouvement à trois degrés de liberté. Les résultats auxquels il parvint lui permirent de choisir un nouveau type d'architecture qui pourrait être utilisé pour une installation de simulation de vol à bas coût.

Le choix de l'architecture a été réalisé grâce à une analyse comparative détaillée de différentes architectures. Cette analyse a permis de vérifier les sensations perçues par le pilote grâce au *washout Filter*. Avant d'aller plus loin, il convient de faire une brève description du fonctionnement d'un *washout Filter* car celui-ci est essentiel pour la simulation. Le principal atout du *washout Filter* est de permettre de simuler de grandes accélérations linéaires tout en ayant un simulateur dont les débattements sont limités. Prenons par exemple un avion qui accélère à $2m/s^2$ et qui maintient cette accélération durant cinq secondes. La distance parcourue par l'avion serait alors de

vingt-cinq mètres si elle part du repos! Évidemment, aucun simulateur traditionnel ne peut simuler de si grands déplacements. On utilise donc le principe de la verticale apparente. La figure 1.1 permet de mieux comprendre le fonctionnement de la verticale apparente.

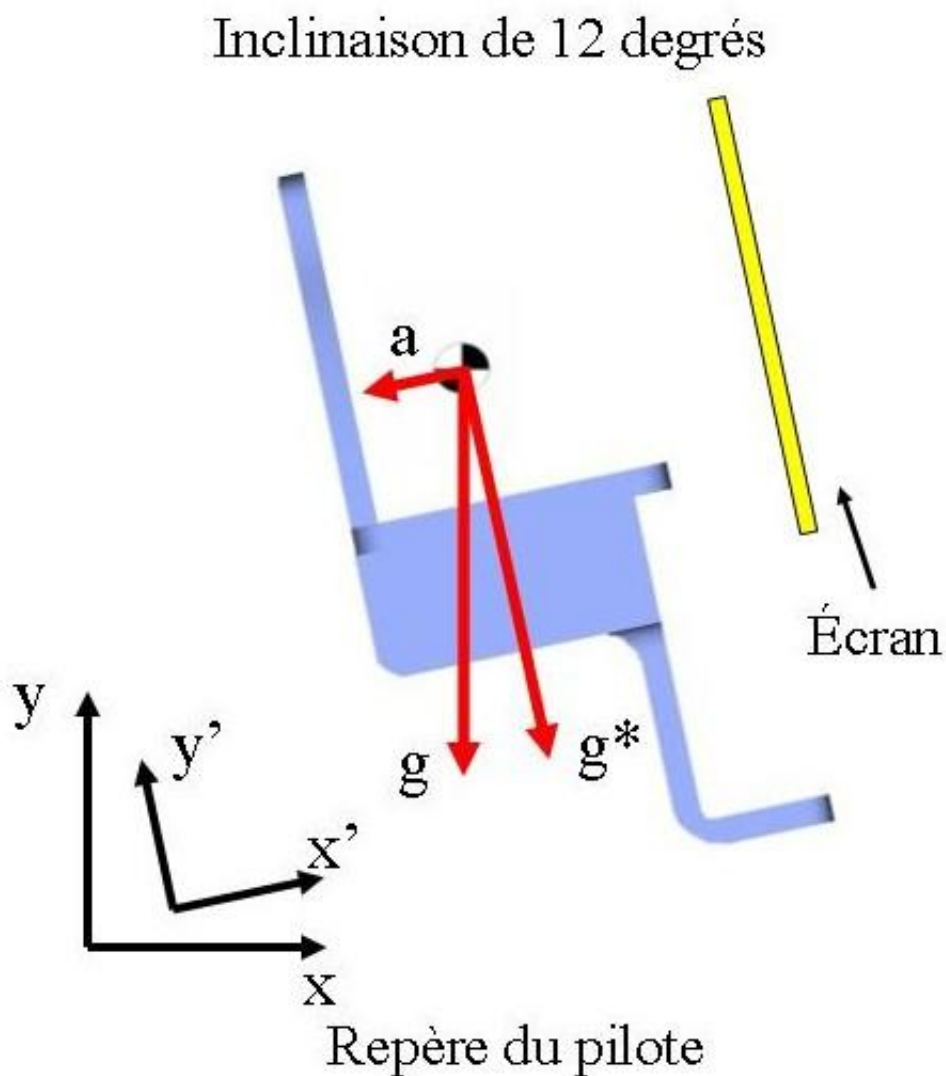


FIG. 1.1 – Principe de la verticale apparente

Ce principe repose sur le fait que l'on peut utiliser la force de gravité pour simuler une accélération. Pour y parvenir, on incline le siège du pilote tout en laissant l'affichage parfaitement parallèle au sol. Si le mouvement d'inclinaison du siège est réalisé à une vitesse inférieure au seuil de perception humaine, le pilote ne saura pas qu'il est incliné. Pourtant, il percevra une accélération de $9.81 \cdot \sin(12^\circ) \simeq 2m/s^2$ dirigée vers

l'avant. Néanmoins, l'accélération perçue selon Z sera encore de $9.6m/s^2$ ce qui est une petite variation par rapport à $9.81m/s^2$. De cette façon, il est possible de soutenir des accélérations linéaires aussi longtemps qu'on le désire. L'algorithme du *washout Filter* reçoit donc comme entrée les forces spécifiques et les vitesses récoltées en temps réel et produit, à la sortie, le vecteur des déplacements optimaux ainsi que les angles d'Euler que le simulateur doit adopter. On entend par forces spécifiques les forces ressenties par le pilote dans le repère du pilote. De plus, le *washout Filter* tente constamment de retourner la plate-forme mobile du simulateur à la position centrale de son espace atteignable. Il modifie donc le mouvement du simulateur non pas pour qu'il soit identique à celui de l'avion mais plutôt pour qu'il simule exactement les mêmes sensations que si l'on était à bord d'un avion. En ce qui a trait à la forme exacte de l'algorithme, plusieurs variations existent [11]. Cependant, c'est la forme dite classique qui a été utilisée pour les comparaisons, puisque c'est elle que l'on retrouve le plus souvent en industrie.

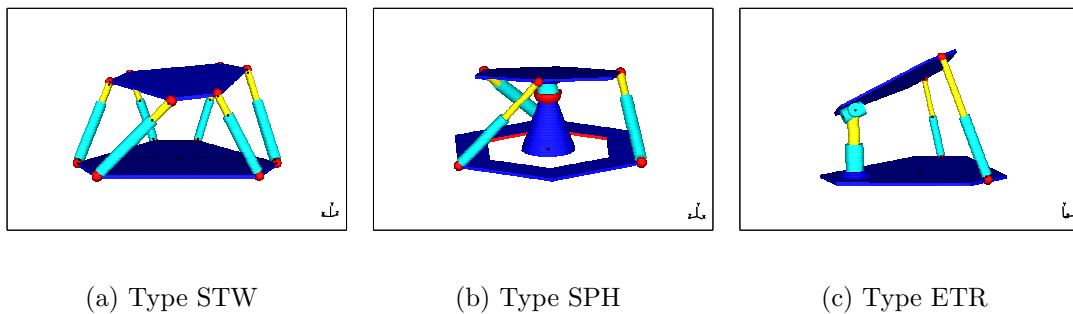


FIG. 1.2 – Architectures cinématiques à l'étude. (reproduit de [13])

Pour l'analyse à proprement parler, trois types de plate-forme furent utilisés : deux mécanismes à trois degrés de liberté et une plate-forme de Gough-Stewart traditionnelle. La figure 1.2 illustre de façon schématique les trois plates-formes et suit une courte description de chacune.

- **Plate-forme de Gough-Stewart (STW)**

La première plate-forme étudiée est celle dite de Gough-Stewart et est schématisée à la figure 1.2(a). Elle possède six degrés de liberté, ce qui lui permet de se déplacer linéairement selon trois axes orthogonaux et de réaliser trois rotations indépendantes autour de ces mêmes axes. Les pattes qui actionnent le mécanisme sont composées de vérins avec des articulations sphériques à chaque extrémité.

- **Plate-forme de type sphérique (SPH)**

Ce type de plate-forme ne possède que trois degrés de liberté. Ce sont les trois rotations indépendantes. Les pattes sont du même type que pour la plate-forme de Gough-Stewart, mais elles sont au nombre de trois. On rajoute une articulation sphérique passive qui relie la base à l'effecteur. La figure 1.2(b) illustre de façon schématique ce type de plate-forme.

- **Plate-forme de type mixte (ETR)**

La troisième architecture possède également trois degrés de liberté, mais ceux-ci sont : une translation en Z, une rotation en X et une rotation en Y. On remarque, sur la figure 1.2(c), que les deux pattes latérales sont du même type que celles décrites précédemment, mais que la troisième est composée d'un vérin fixé à la base et d'une articulation sphérique à l'effecteur.

Pour s'assurer de bien analyser les différentes architectures, l'utilisation de 4 manoeuvres différentes fut nécessaire. Chacune de ces manoeuvres permettait de vérifier le comportement des simulateurs face à des situations réelles. Ces 4 manoeuvres sont :

- **Manoeuvre de décollage (MD)**

L'appareil accélère sur la piste, décolle et subit à $t=17s$ une panne de moteur.

- **Manoeuvre des doubles virages (MV)**

L'appareil s'incline dans une direction et ensuite dans l'autre direction pour revenir parallèle au sol.

- **Manoeuvre de la double poussée (MP)**

L'appareil vole en condition de croisière avec 55% de la puissance des moteurs. Subitement, le pilote augmente la puissance à 100% durant 17s et ensuite les moteurs sont ramenés au neutre.

- **Manoeuvre des turbulences (MT)**

L'appareil traverse une zone de turbulences de moyenne intensité pendant 25 s.

À l'aide de ces quatre manoeuvres et des trois types de simulateur, il fut donc possible d'avoir une étude complète de l'impact de l'élimination de certains degrés de liberté sur le réalisme de la simulation. Plusieurs graphiques ont été produits et analysés. Une analyse plus exhaustive de ces graphiques est proposée par Pouliot [13] mais la principale conclusion est que les accélérations et les forces perçues par le pilote

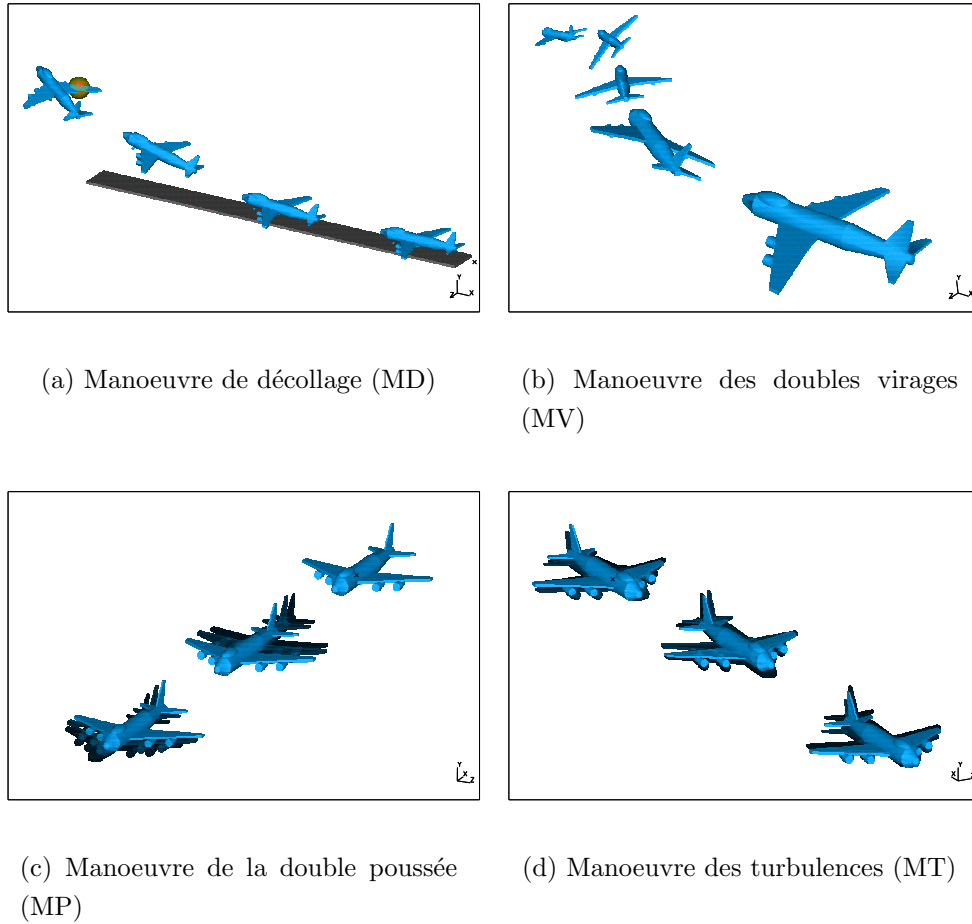


FIG. 1.3 – Manoeuvres d'évaluation. (reproduit de [13])

sont quasi-identiques, que ce soit avec une plate-forme de Gough-Stewart ou l'un des deux mécanismes à trois degrés de liberté. De plus, les courbes sont similaires à celles produites à l'aide d'un avion réel. De plus, les différents graphiques permettent de croire que le modèle vestibulaire du pilote réduira encore davantage les écarts par rapport aux trajectoires réelles. Parmi les mécanismes étudiés, certains ont mieux réagi que d'autres.

La conclusion des travaux de Pouliot [13] est que le mécanisme sphérique à trois degrés de liberté offre l'alternative la plus viable aux simulateurs à six degrés de liberté, puisqu'il réagit adéquatement à toutes les manoeuvres auxquelles il a été soumis. C'est donc à partir de cette constatation que nous construirons un nouveau type d'installation de simulation de mouvement.

Chapitre 2

Théorie générale et cahier des charges

Le chapitre 1 a permis de présenter certaines caractéristiques des mécanismes ayant moins de six degrés de liberté. Dans le présent chapitre, une courte présentation de la théorie générale entourant les simulateurs de vol sera présentée. Ensuite, un cahier des charges du simulateur sera établi. Finalement, une analyse des différentes architectures précédemment étudiées sera réalisée.

2.1 Théorie générale

Avant de poursuivre plus en détails, il convient de donner certaines définitions pour s'assurer d'un minimum de connaissances théoriques et surtout pour qu'il n'y ait pas d'ambiguïté sur l'utilisation de certains termes. Une liste de ces termes et leur définition va suivre pour faciliter leur compréhension.

2.1.1 Axes de rotations

Dans un avion, les principaux mouvements sont des rotations. Chacune de ces rotations porte un nom et est définie selon un repère mobile attaché à l'avion. Le nom de chacune de ces rotations est *standardisé* tel que l'on peut le remarquer sur la figure 2.1. Ces rotations s'effectuent par rapport à chacun des axes d'un repère orthogonal. Elles sont donc perpendiculaires l'une par rapport à l'autre. Dans le cas des simulateurs de vol, la même notation est utilisée. Considérant que le pilote est assis de façon similaire dans le simulateur et dans l'avion, il est possible de garder la même notation dans les deux cas. On remarque que le sens positif des rotations est défini par la règle de la main droite.

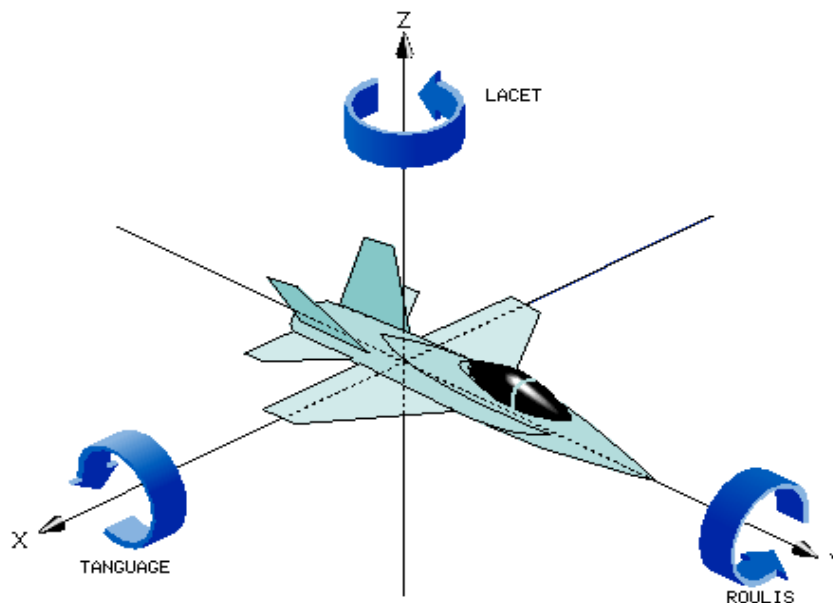


FIG. 2.1 – Axes de rotations

2.1.2 Centre de rotation

Le centre de rotation est l'endroit ponctuel sur le corps à partir duquel toutes les rotations sont effectuées. Cet endroit correspond à l'intersection des trois axes de rotation. Le centre de rotation peut être réel ou virtuel. On entend par réel qu'une articulation, habituellement sphérique, est située directement au centre de rotation. Un centre de rotation virtuel signifie que le centre de rotation n'a pas de composantes physiques réelles, mais est situé de manière virtuelle dans l'espace. Il peut même être situé à l'extérieur du corps.

2.1.3 Centre de masse

Le centre de masse est l'endroit sur un corps quelconque où l'on pourrait placer toute la masse du corps de façon ponctuelle sans en changer les propriétés statiques. Cependant, dans ce mémoire, lorsqu'il sera fait mention du centre de masse, il sera sous-entendu le centre de masse de la partie mobile seulement. De plus, la masse des membrures ne sera pas prise en compte étant donné qu'elle est négligeable par rapport à la masse du cockpit lui-même. Les masses considérées en mouvement seront seulement celles du siège, du pilote et du système visuel. Idéalement, on essaie de positionner le centre de masse près du centre de rotation pour ainsi minimiser les efforts nécessaires pour bouger le simulateur. En effet, lorsque le centre de masse est éloigné du centre de rotation, le bras de levier créé par la distance entre les deux augmente considérablement les forces aux actionneurs en raison de la gravité.

2.2 Cahier des charges

Avant de s'avancer plus loin dans le projet, il était primordial de présenter de façon claire et exhaustive les différentes caractéristiques recherchées du simulateur. Un cahier des charges a donc été réalisé. Ce cahier donne de façon détaillée les caractéristiques de chacune des sections du simulateur. Il est présenté ici sous la forme d'une liste de différents points à respecter.

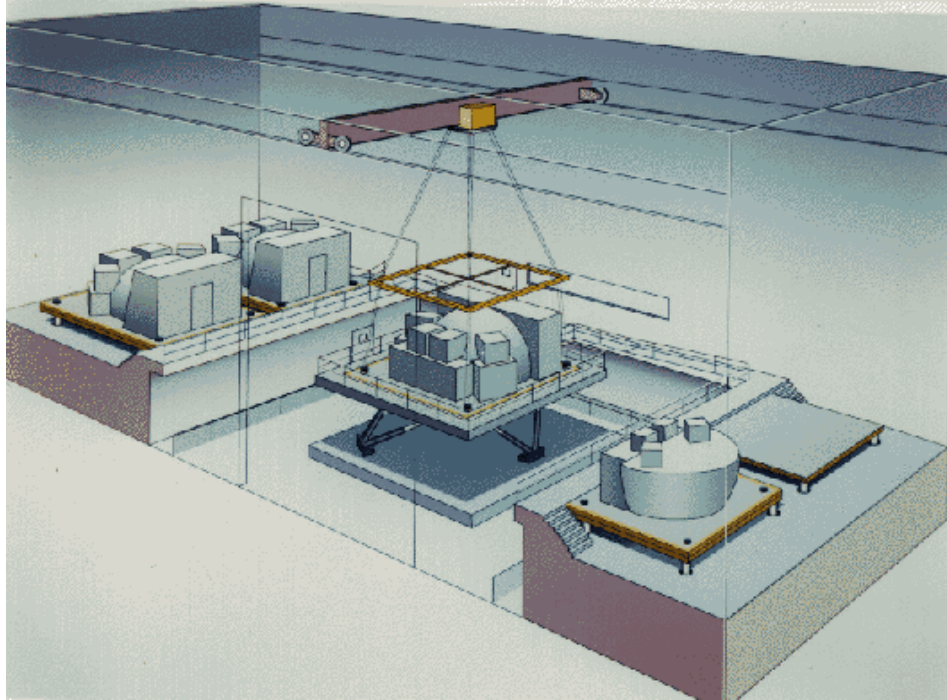


FIG. 2.2 – Installation de simulation de vol de la NASA

- **Nombre de degrés de liberté**

Le simulateur aura trois degrés de liberté. Ces degrés de liberté seront les trois rotations suivant les axes de rotation présentés plus haut. Un quatrième degré de liberté, la translation verticale, servira à simuler les turbulences et sera simulée grâce à un haut-parleur de graves (*sub-woofer*) qui sera installé sous le siège du pilote. En émettant des sons graves, il fera vibrer le pilote comme si l'avion traversait une zone de turbulence. L'avantage de ce système est qu'il permet de découpler les mouvements à hautes fréquences (turbulences) des mouvements à plus basses fréquences (rotations) sans complexifier le mécanisme sous le siège.

- **Taille**

Un des principaux atouts que devra posséder le nouveau simulateur est qu'il devra être compact. Si possible, il devrait être aisé de le déplacer sans avoir recours à de la machinerie lourde. La taille hors tout du mécanisme au repos ne devra pas excéder $3\text{ m} \times 3\text{ m} \times 3.5\text{ m}$. Un espace de $5\text{ m} \times 5\text{ m} \times 3.5\text{ m}$ sera cependant recommandé lorsque le simulateur sera en mouvement. Comparé aux simulateurs traditionnels (figure 2.2) dont la taille est cinq à six fois plus élevée et qui nécessitent d'énormes salles pour fonctionner, le nouveau simulateur pourra

être utilisé dans des bâtiments beaucoup plus petits. Il sera donc plus accessible aux compagnies dont les locaux sont plus restreints. Évidemment, la masse ne devra pas non plus être trop élevée. La masse totale du simulateur (pilote inclus) devra être aux alentours de 400 kg. Un aperçu de la division de la masse est présenté dans le tableau 2.1.

TAB. 2.1 – Distribution de la masse.

Item	Masse (kg)
Structure fixe	150
Pilote	80
Siège mobile	60
Visuel	45
Moteurs, réducteur et senseurs	40
Informatique	25
Total	400

- **Débattements et accélérations angulaires**

Le principal avantage du simulateur sera d'avoir des débattements de l'ordre de $\pm 60^\circ$ selon chacun des axes de rotation. Ces débattements permettront de simuler une gamme plus étendue de mouvement par rapport à ce que les simulateurs traditionnels peuvent offrir (max. $\pm 25^\circ$ pour les plates-formes de type Gough-Stewart, max. $\pm 45^\circ$ pour d'autres types de plates-formes). Ils permettront également de maintenir des accélérations angulaires plus longtemps et ainsi d'accroître le réalisme de la simulation. L'accélération angulaire maximale que le simulateur devra être capable de produire sera d'au moins $400^\circ/s^2$. Ainsi, il produira des accélérations angulaires dans le même ordre de grandeur que celles produites par les simulateurs actuels.

- **Source d'énergie**

Différentes possibilités de sources d'énergie sont disponibles pour actionner le simulateur. Traditionnellement, les simulateurs de vol sont actionnés de façon hydraulique. Cela leur permet de générer d'énormes forces dans les vérins tout en ayant un système d'actionnement sous le simulateur relativement petit. Cependant, les systèmes hydrauliques nécessitent des pompes et des réservoirs qui eux prennent énormément d'espace. De plus, les pompes sont très bruyantes, ce qui

oblige les utilisateurs à isoler le système hydraulique dans une pièce à part. Cela augmente donc l'espace nécessaire ainsi que le coût d'installation d'un simulateur de vol. L'espace et le coût étant des contraintes importantes dans le projet, l'hydraulique a donc été rejetée comme source d'énergie. La source d'énergie qui semblait la plus adéquate s'est avérée être l'électricité. En effet, l'électricité est peu coûteuse, disponible partout et peu encombrante. Un moteur électrique est également peu bruyant ce qui est un atout important puisque dans le cas présent les moteurs seront situés près du pilote et ce dernier ne sera pas parfaitement isolé de l'environnement extérieur. Il sera donc essentiel que les moteurs ne produisent pas trop de bruit pour ainsi éviter qu'ils altèrent le réalisme de la simulation.

- **Prix**

Tel que mentionné précédemment, l'idée de base du projet est de concevoir un simulateur à bas coût dans le but d'accommoder les petites compagnies d'aviation puisqu'il n'existe aucun simulateur actuel spécialisé dans ce domaine. Le coût total du projet ne doit donc pas excéder 100 000\$ CA. Ce prix est beaucoup plus faible que celui des simulateurs actuels (vingt millions de dollars CA) tout en étant suffisamment élevé pour permettre un réalisme de simulation adéquat. La majeure partie de ce montant sera allouée à l'achat du visuel ainsi que des moteurs.

- **Audiovisuel**

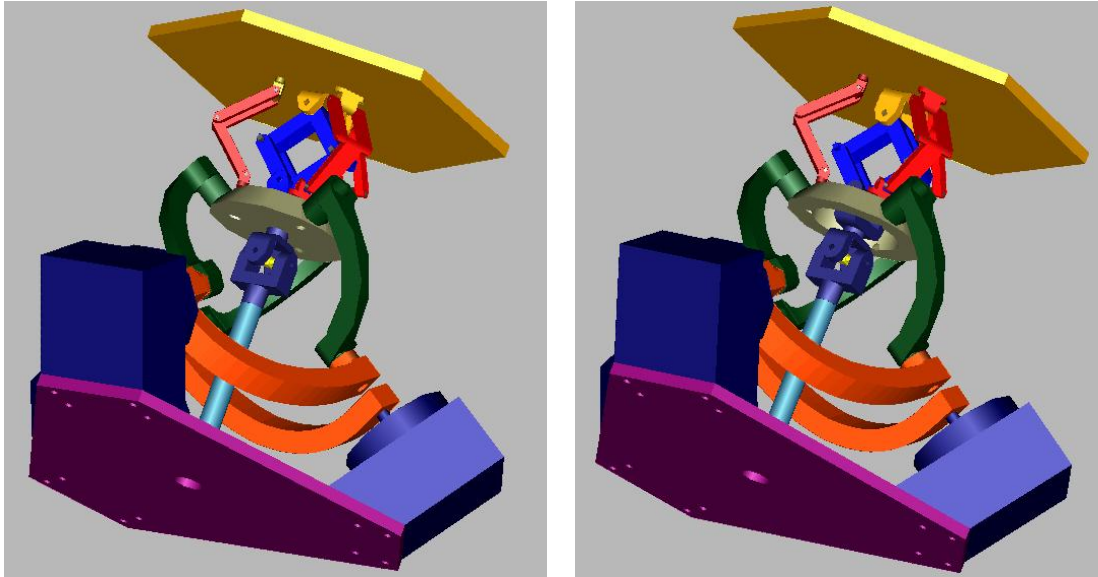
Le visuel est l'une des parties les plus importantes dans la simulation. En effet, même si le réalisme des mouvements n'est pas parfait, il a été prouvé que si le visuel est adéquat, le corps ne ressentira pas les imperfections de mouvement. C'est exactement ce qui se produit avec l'utilisation de la verticale apparente, où le visuel simule une accélération linéaire alors que c'est simplement le siège qui s'incline pour simuler l'accélération. De plus, plus le visuel sera réaliste, plus les réactions du pilote seront près de la réalité parce que ce dernier se croira immergé totalement dans la simulation. Pour parvenir à cette fin, l'utilisation d'un écran sphérique sera nécessaire. Ce type d'écran permettra de visualiser la simulation sur 180°. Le son sera également un atout majeur à la simulation. Il sera primordial qu'il y ait le moins possible de bruits parasites provenant de l'extérieur. Différentes sources audio devront être étudiées mais à priori, l'utilisation d'un casque d'écoute semble la plus solution la plus prometteuse

Cette liste donne une bonne idée de ce sur quoi sera basée la recherche d'un nouveau type d'installation de simulation de vol. Avant de présenter la version finale du modèle choisi, il convient maintenant de discuter de certaines architectures qui ont été explorées au début du projet et qui ont été rejetées par la suite pour différentes raisons. Nous examinerons plus précisément deux variantes à quatre degrés de liberté de l'oeil agile [5] ainsi qu'une version sérielle du manipulateur.

2.3 Architectures étudiées et abandonnées

Au début de ma maîtrise, à l'été 2001, différentes architectures ont été étudiées. À cette époque, nous croyions qu'une architecture à quatre degrés de liberté serait idéale comme mécanisme d'actionnement pour un simulateur de vol. Comme le mécanisme de l'oeil agile était très bien connu au laboratoire et que ses caractéristiques d'accélération et de débattement correspondaient à celles désirées pour le simulateur, il semblait être un excellent point de départ. C'est donc à partir de l'oeil agile à trois degrés de liberté que le premier modèle du simulateur a été conçu. La première modification apportée fut l'ajout d'un quatrième degré de liberté grâce à une seconde plate-forme posée sur la première et reliée à celle-ci par un mécanisme en forme de parallélogramme. L'avantage était de pouvoir complètement découpler les mouvements rapides à hautes fréquences (turbulences) des mouvements de l'avion à basses fréquences. Cela amenait par contre un désavantage majeur en éloignant le centre de masse du cockpit du centre de rotation. Cela augmentait donc les efforts dans les membrures ainsi que les forces nécessaires aux moteurs. Pour diminuer un peu ces efforts, une patte passive fut ajoutée au mécanisme. Elle servait principalement à reprendre la masse du cockpit lorsque ce dernier était au repos ou lors de déplacements très lents. Cette patte était constituée de deux sections reliées entre elles par une articulation sphérique située exactement au centre de rotation du mécanisme. Cette articulation n'ajoutait donc pas de contrainte au mécanisme. Deux façons différentes d'utiliser la patte passive furent étudiées.

La première, figure 2.3(a), consistait à relier la patte passive au sol ainsi qu'à la première plate-forme du simulateur, c'est-à-dire celle de l'oeil agile, alors que la seconde, figure 2.3(b), reliait la patte du sol jusqu'à la seconde plate-forme sans toucher à la première. Une étude fut réalisée pour trouver laquelle des deux architectures permettait la plus grande diminution des efforts dans les membrures. L'utilisation de plusieurs



(a) Plate-forme sans trou

(b) Plate-forme avec trou

FIG. 2.3 – Architectures parallèles initialement étudiées.

logiciels fut mise à contribution dans cette étude. L'idée était de faire une analyse par éléments finis des membrures et de vérifier laquelle des deux architectures créait le moins de flexion dans les membrures. Cependant, aucun résultat probant n'a été trouvé de cette façon dû à certaines difficultés de transfert de fichier entre les différents logiciels plus précisément entre les logiciels ADAMS et ANSYS. Évidemment, d'autres études auraient pu résoudre ce problème mais à ce moment, différents problèmes architecturaux étaient apparus, le principal étant que l'espace disponible pour la patte passive était presque nul compte tenu des grands débattements des membrures. De plus, les efforts générés étaient tellement grands que les membrures auraient dû être très robustes. La taille totale ainsi que le coût du mécanisme auraient donc été énormes. Compte tenu de ces différents facteurs, ce type d'architecture a été éliminé et remplacé par des architectures plus simples et moins coûteuses.

La première de ces architectures analysée fut celle d'un manipulateur sériel. Ce type d'architecture comporte de nombreux avantages. Le premier est qu'il permet théoriquement des débattements illimités. En effet, le mécanisme lui-même n'a aucune contrainte de débattement car les moteurs sont positionnés en série. Les seuls limitations sont celles des câbles électriques et informatiques. De plus, la taille de ce mécanisme est très petite. Le coût d'un tel mécanisme est également faible car la struc-

ture n'est constituée que de quatre composantes. Cependant, le désavantage des architectures sérielles est que chaque membrure doit supporter l'ensemble de la masse. Ainsi, la première membrure supporte à elle seule les deux membrures suivantes ainsi que tout le cockpit. Elle doit donc être très résistante. De plus, pour améliorer le débattement, la seconde membrure est pratiquement en porte-à-faux. La rigidité en est donc fortement diminuée. On note également que les moteurs ainsi que les réducteurs sont en mouvement. Il faut donc supporter leur masse ainsi que l'inertie qu'ils génèrent. Pour toutes ces raisons, les mécanismes sériels ont été éliminés car leur conception n'aurait pas permis d'atteindre les objectifs de rigidité et de dimension voulus.

Après ces différentes itérations, de nombreuses questions avaient été résolues et l'esquisse d'une solution intéressante était apparue. Les travaux se sont donc poursuivis à partir de cette esquisse jusqu'à ce qu'un mécanisme correspondant à l'ensemble des caractéristiques voulues soit conçu. Nous examinerons plus en détail dans le chapitre qui suit les différentes caractéristiques du modèle final d'installation de simulation de vol auquel nous sommes parvenus.

Chapitre 3

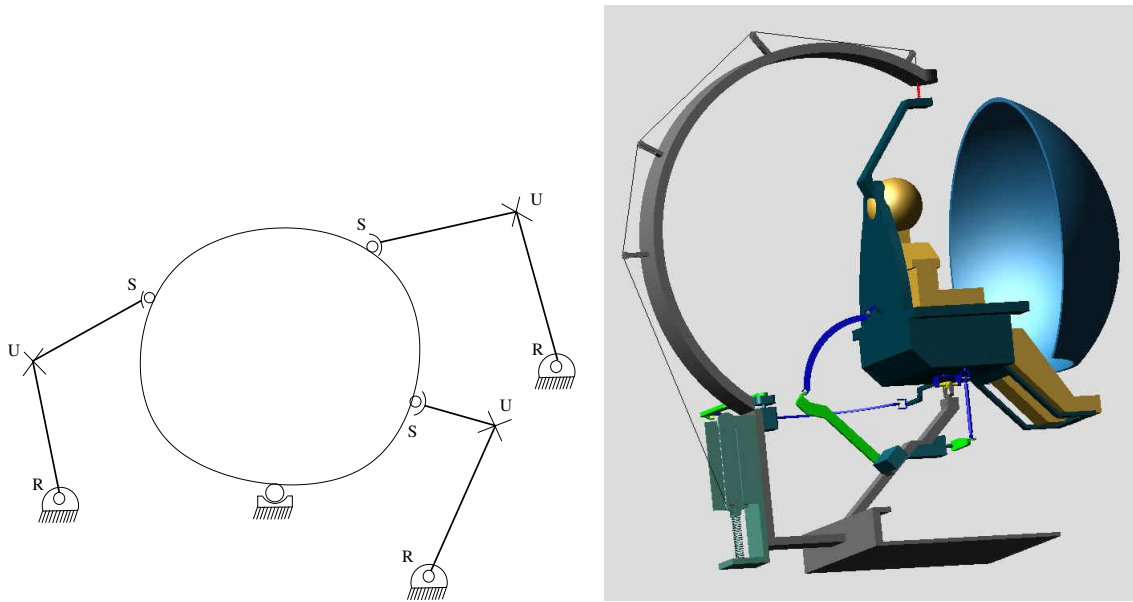
Mécanisme à trois degrés de liberté

Dans ce chapitre, une description complète du simulateur sera présentée. Une analyse cinématique avec les équations du problème géométrique inverse ainsi que les accélérations et les vitesses sera également effectuée. Par la suite, une brève analyse des graphiques obtenus sera accomplie.

3.1 Description générale

Tel que mentionné précédemment, les diverses itérations de solution ont permis de converger vers une solution finale qui satisfait tous les critères de conception énumérés dans le cahier des charges. La figure 3.1 (b) permet de visualiser de façon schématique

ce à quoi le simulateur ressemblera. Une description détaillée du type d'architecture choisi suit immédiatement.



(a) Schéma générique du simulateur

(b) Modèle CAO du simulateur à trois degrés de liberté

FIG. 3.1 – Architecture finale du simulateur.

3.1.1 Architecture générale

De façon générale, on peut considérer le simulateur comme étant très petit par rapport aux simulateurs traditionnels. En effet, le simulateur ne mesure que 2.5 m de longueur par 2.5 m de largeur par 2.7 m de hauteur. De plus, la masse totale, sans le pilote, est de 300 kg. Le simulateur respecte donc le cahier des charges tant sur le plan du volume que sur celui de la masse.

Tel qu'il est possible de le remarquer sur la figure 3.1, la forme du mécanisme choisi est celle d'une plate-forme à trois degrés de liberté. Ces trois degrés de liberté sont les trois rotations. Ce type de plate-forme est communément appelé plate-forme sphérique. Le mécanisme d'actionnement est parallèle et de type 3 RUS où R, U et S représentent respectivement des articulations rotoïdes, de Cardan et sphériques. L'articulation actionnée est l'articulation rotoïde. Il y a donc trois pattes actionnées qui relient le siège

du simulateur au sol. On remarque également qu'une quatrième patte équivalente à une liaison sphérique relie également le siège au sol. Cette patte est appelée la patte passive et permet de diminuer grandement les efforts dans les pattes actionnées tout en servant de support pour positionner les différents moteurs. Cette patte passive entraîne une augmentation du nombre de contraintes du mécanisme. Une articulation sphérique passive est positionnée à son extrémité ce qui permet d'éliminer les trois translations tout en conservant les trois rotations. Globalement, le mécanisme possède donc trois degrés de liberté en rotation, grâce aux contraintes induites par la patte passive.

3.1.2 Actionnement

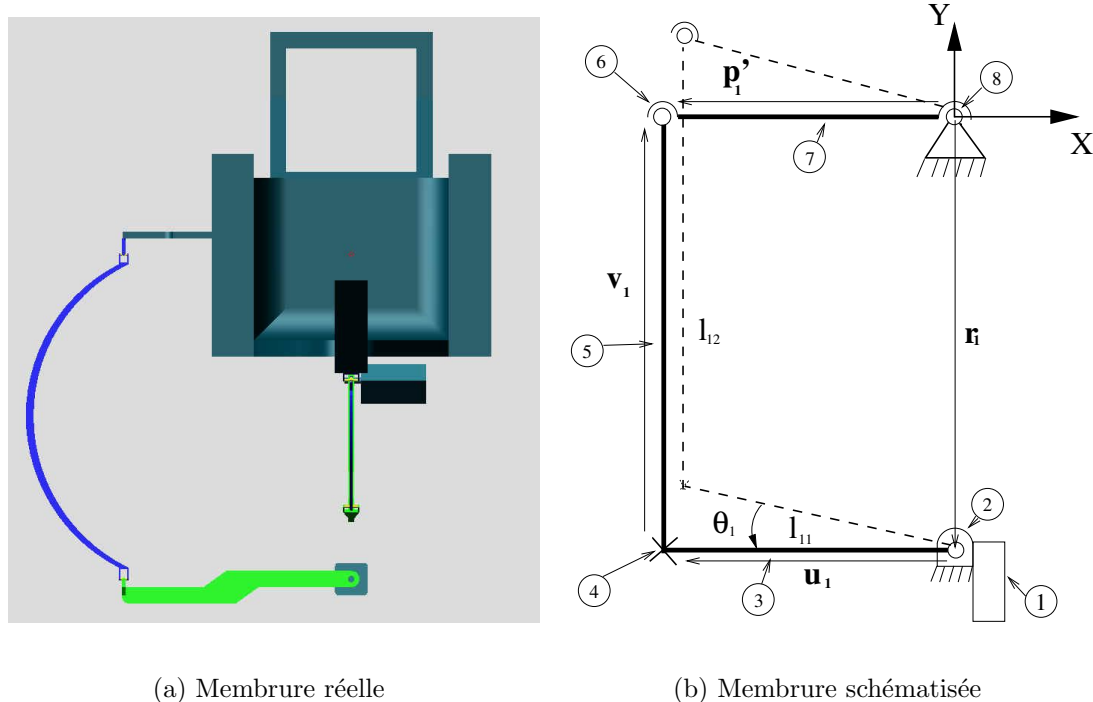


FIG. 3.2 – Membrane actionnant le lacet (vue de haut).

Le mécanisme d'actionnement est de type parallèle. En position initiale, chaque patte est située dans un plan perpendiculaire aux deux autres. Les trois pattes sont de formes identiques. Les seules différences résident dans la longueur des tiges proximales et distales ainsi que dans leur géométrie. Les deux figures présentées plus haut illustrent la même membrane actionnant le lacet, mais celle de droite étant schématisée, c'est elle qui sera utilisée pour expliquer son fonctionnement. À l'aide de la figure 3.2(b), il est

possible de remarquer que chacune des pattes est constituée de huit composantes. La première composante est le moteur électrique (1). Le moteur permet l'actionnement de la patte. Comme la masse mobile est relativement élevée, les couples nécessaires aux mouvements seront probablement relativement élevés. De plus, les vitesses de rotations seront relativement faibles. L'utilisation d'un réducteur réducteur harmonique est donc très avantageuse(2). Ce type de réducteur permet de grands rapports de réduction (100 :1) tout en acceptant de forts couples. De plus, ces réducteurs sont très silencieux. Probablement qu'un assemblage moteur-réducteur préfabriqué sera utilisé pour ainsi s'assurer de leur compatibilité. Le réducteur est ensuite relié à la tige proximale (3) grâce à une liaison rotoïde. Suit ensuite une articulation de cardan non traditionnelle (4), car elle doit permettre des débattements de l'ordre de $\pm 90^\circ$ alors que les articulations de cardan traditionnelles permettent des débattements de seulement $\pm 35^\circ$. L'articulation de cardan est ensuite reliée à la tige distale (5), qui elle est reliée à une articulation sphérique (6). Encore une fois, cette articulation sphérique est de forme non traditionnelle car elle doit permettre elle aussi des débattements de l'ordre de $\pm 90^\circ$. Chaque patte est donc du type RUS, c'est-à-dire rotoïde-cardan-sphérique. Si on additionne les degrés de liberté de chacune des articulations, on obtient six degrés de liberté pour chaque patte. Les pattes actionnées ne contraignent donc nullement la plate-forme. L'articulation sphérique est ensuite reliée au siège du pilote (7) et ce dernier est finalement relié à la base grâce à une articulation sphérique passive (8). C'est cette articulation sphérique qui permet d'éliminer les trois degrés de liberté en translation. Sans articulation sphérique passive, la plate-forme aurait donc six degrés de liberté dont seulement trois seraient contrôlés puisqu'il y a seulement trois moteurs.

La figure 3.2(b) permet de voir que la forme de la patte est un parallélogramme lorsque le simulateur effectue seulement une rotation pure associée avec la patte. De façon plus précise, le patte reste en forme de parallélogramme si et seulement si elle reste dans le plan, c'est-à-dire si elle effectue une rotation pure en lacet dans la figure précédente. En fait, ce parallélogramme est même un rectangle lorsque le simulateur est en position de référence. Il en est ainsi pour les trois pattes. Le rectangle permet d'éliminer les rapports de réduction entre les mouvements du siège et ceux des membrures proximales. On s'assure donc ainsi que les pattes ne s'approchent pas d'une configuration singulière tel que lorsqu'elles sont complètement repliées ou lorsqu'elles sont en extension complète. En effet, comme le siège aura des débattements maximaux de $\pm 60^\circ$, la membrure proximale aura elle aussi des débattements de $\pm 60^\circ$ et elle ne s'approchera pas des configurations singulières situées aux alentours de $\pm 90^\circ$.

3.1.3 Visuel

Une section importante du simulateur consiste en l’affichage du visuel. En effet, l’importance accordée au visuel est cruciale puisque que ce dernier influencera grandement les perceptions du pilote. Initialement, deux options s’offraient à nous pour l’affichage. La première était un écran de télévision au plasma alors que la seconde consistait en un projecteur et un écran. Des deux solutions, l’écran plat semblait la plus réalisable car la distance minimale à laquelle le projecteur devait être situé par rapport à l’écran était trop grande par rapport à l’espace disponible à l’intérieur du “cockpit”. Cependant, après quelques recherches, une troisième alternative est apparue. Cette solution consiste à utiliser un projecteur et un écran comme mentionné précédemment. La différence majeure est au niveau de l’écran car ce dernier, plutôt qu’être plat et rectangulaire, est de forme sphérique. Ce type d’affichage est produit par la compagnie ELUMENS qui se spécialise dans la projection sphérique sur des dômes. De nombreux avantages découlent de la forme sphérique. Le premier est que, l’écran étant sphérique, l’utilisateur se trouve pratiquement au centre de la sphère, ce qui lui permet d’être presque entièrement immergé dans la simulation puisque l’image se prolonge de chaque côté du pilote. On réussit de cette façon à imiter les simulateurs traditionnels, qui eux utilisent plusieurs projecteurs pour arriver à des résultats semblables. Le second point intéressant est que la lentille de projection utilisée est de forme sphérique également. Cela permet d’approcher le projecteur très près de l’écran. En fait, le projecteur se trouve au centre de courbure de l’écran. Comme l’écran a un diamètre d’environ 1.5 m, le projecteur se trouve à environ 0.75 m de l’écran. On diminue ainsi l’espace nécessaire pour la projection. De plus, le projecteur est situé au dessus des genoux du pilote, c’est-à-dire près du centre de masse. Ainsi, sa masse influence peu les efforts aux moteurs car l’inertie qu’il génère est faible. Finalement, le poids de l’écran est faible, c’est-à-dire près de 20 kg. C’est sensiblement le même poids que celui d’un écran de télévision au plasma ou que d’un écran plat traditionnel. C’est donc cette solution qui a été retenue pour l’affichage du visuel.

En ce qui a trait au logiciel de simulation, différentes possibilités s’offraient également à nous. La plus facile, à première vue, était certainement Flight Simulator de Microsoft. Néanmoins, il était impossible de pouvoir retirer des données de vol directement du logiciel. En fait, aucun logiciel n’est disponible pour effectuer cette tâche. Cependant, un autre logiciel, moins connu mais tout aussi efficace, s’est avéré beaucoup plus facile d’utilisation. Il s’agit du logiciel X-Plane de Laminar Research. Ce logiciel offre la

possibilité de faire du transfert de données entre X-Plane lui-même et tout autre programme nécessaire au contrôle du simulateur et ce directement dans le logiciel. Pour y parvenir, X-Plane utilise un protocole UDP. On choisit ensuite les informations que l'on veut transférer ainsi que l'endroit où l'on veut les transférer. De plus, ce réseau est bidirectionnel. Cela signifie que l'on peut également fournir à X-Plane de nouvelles coordonnées de vol et ce dernier en tiendra compte. X-Plane est même le seul logiciel de simulation offert au grand public qui est certifié par la FAA (Federal Aviation Administration) pour la lecture d'instrument, le certificat de pilote commercial et le certificat de pilote d'avion de ligne lorsqu'il est jumelé à un simulateur de vol de type Motus de la compagnie Fidelity Flight Simulation. Cette certification provient du fait que le modèle dynamique utilisé dans X-Plane est très près de la réalité comparativement à celui utilisé par les autres logiciels de simulation. Finalement, le coût du logiciel est vraiment minime puisqu'il se situe aux environs de 80\$ US. Pour toutes ces raisons, le logiciel X-Plane a été choisi pour créer l'affichage dans le simulateur de vol.

3.1.4 Équilibrage

Un des avantages de notre simulateur est qu'il est statiquement équilibré. En effet, on peut remarquer sur la figure 3.1b la tige circulaire qui englobe le simulateur. Cette tige sert à supporter un câble sur lequel est attaché un ressort. Ce ressort s'allonge en fonction des mouvements du cockpit. Le principal avantage de l'équilibre statique est qu'il permet de diminuer grandement les efforts aux moteurs. Cela s'explique par le fait que le ressort annule complètement l'effort causé par la masse du cockpit lorsque les mouvements de celui-ci sont lents. Les moteurs n'ont alors qu'à accélérer le cockpit et non à le soutenir. Une description plus détaillée du fonctionnement de l'équilibrage statique sera présentée dans le chapitre 4.

3.2 Analyse cinématique

Maintenant qu'il a été démontré que l'architecture physique correspondait aux exigences du cahier des charges, il est essentiel de vérifier que le modèle cinématique répond lui aussi à ce cahier. Le modèle cinématique sera particulièrement utile pour le contrôle

du simulateur. Pour le moment, il permet surtout de vérifier la dextérité du simulateur en tout point de l'espace et ainsi de définir son espace atteignable. En effet, même si les membrures physiques permettent un espace atteignable défini, il est possible que, dans certaines configurations, le simulateur ne soit pas contrôlable même s'il a atteint la position voulue. Le meilleur exemple se produit lorsque deux tiges reliées par une articulation rotoïde sont complètement repliées l'une sur l'autre. Il est physiquement possible d'atteindre cette position, mais la dextérité en ce point sera très mauvaise donc la membrure sera presque incontrôlable. L'analyse du modèle cinématique qui est donné à la section suivante s'avère donc essentielle pour la suite du projet. Une description du modèle cinématique suit à l'instant. Évidemment, le calcul numérique de ces équations nécessite des outils informatiques et mathématiques. Les procédures numériques complètes utilisées dans MAPLE et MATLAB sont présentées à l'annexe A.

3.2.1 Problème géométrique inverse

L'analyse cinématique du simulateur débute par l'élaboration du problème géométrique inverse. Le problème géométrique inverse, communément appelé le **PGI**, peut être formulé de la façon suivante : Étant donnée une géométrie du simulateur et une orientation du "cockpit", c'est-à-dire les variables cartésiennes, trouver la position angulaires des membrures, c'est-à-dire les variables articulaires. De manière informelle, le **PGI** permet de connaître la position angulaire des moteurs pour une orientation voulue du cockpit et une certaine géométrie du simulateur. Le **PGI** est donc très utile pour le contrôle du simulateur. De plus, il peut être utilisé pour le contrôle en position aussi bien que pour celui en vitesse ou en accélération.

3.2.1.1 Matrice de rotation

La façon la plus simple d'exprimer une rotation dans l'espace est d'utiliser une matrice de rotation. Cette matrice permet de définir quelles sont les rotations nécessaires pour passer d'une configuration initiale dans l'espace à une configuration finale. En effet, si on choisit \mathbf{p} comme étant un vecteur dans un repère inertiel, $Oxyz$ (repère de la base), et \mathbf{p}' comme étant le même vecteur exprimé dans un repère mobile, $Ox'y'z'$ (repère du corps), alors $\mathbf{p} = \mathbf{Q}\mathbf{p}'$ où \mathbf{Q} représente la matrice de rotation. La matrice de rotation

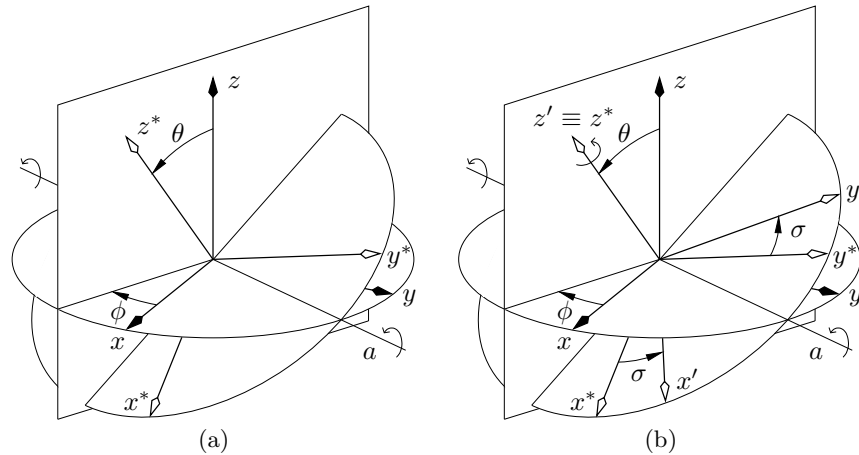


FIG. 3.3 – Les deux rotations successives qui définissent le *Tilt & Torsion* : (a) tilt, (b) torsion .(reproduit de [1])

est une matrice orthogonale de dimension 3×3 . De nombreuses conventions existent quant aux types de matrices de rotation utilisées. La plus utilisée en robotique est la convention d'angle d'Euler avec la séquence ZYZ. Cela signifie que la matrice \mathbf{Q} est définie comme suit : $\mathbf{Q} = \mathbf{R}_z(\phi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_z(\psi)$. Avec cette convention, le corps rigide subit une rotation autour de l'axe des Z du repère inertiel, ensuite une rotation autour du nouvel axe des Y et finalement une rotation autour de l'axe des Z nouvellement créé. Dans le monde des mécanismes parallèles tel que les machines outils, les rotations principales s'effectuent la majorité du temps autour de l'axe Z. De plus, comme la plupart des machines outils sont symétriques par rapport à l'axe des Z, le positionnement de l'axe des X et de l'axe des Y se fait de façon arbitraire. C'est pour cette raison qu'une variante de la convention ZYZ fut introduite [1]. Cette variante s'appelle le *Tilt & Torsion*. Il est possible de remarquer à l'aide de la figure 3.3 qu'il y a deux étapes principales dans cette convention. La première étape montrée à la figure 3.3(a) consiste à amener l'axe des z dans son orientation finale, c'est-à-dire z^* . Cette étape s'appelle le *Tilt*. Pour y parvenir, il suffit de faire une rotation θ autour de l'axe a . Il est à noter que cet axe ne fait pas partie des axes associés au corps rigide, mais est plutôt un axe horizontal utile seulement pour effectuer cette rotation. La seconde étape consiste à effectuer une rotation ϕ autour du nouvel axe z^* , tel qu'il est possible de le voir à la figure 3.3(b). Cette étape s'appelle la *Torsion*. Cette convention permet de faciliter grandement la visualisation de l'espace atteignable du mécanisme. En effet, il suffit de fixer la *torsion* et de faire varier le *tilt*. On obtient ainsi des couches pour chaque valeur de *torsion*. En utilisant cette convention, il est essentiel de modifier la matrice

de rotation. La nouvelle forme de cette matrice sera :

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_a(\theta)\mathbf{R}_z(\sigma) = \mathbf{R}_z(\phi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_z(-\phi)\mathbf{R}_z(\sigma) = \mathbf{R}_z(\phi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_z(\sigma - \phi). \quad (3.1)$$

La matrice de rotation s'écrit donc :

$$\mathbf{Q}(\phi, \theta, \sigma) = \begin{bmatrix} c_\phi c_\theta c_{\sigma-\phi} - s_\phi s_{\sigma-\phi} & -c_\phi c_\theta s_{\sigma-\phi} - s_\phi c_{\sigma-\phi} & c_\phi s_\theta \\ s_\phi c_\theta c_{\sigma-\phi} + c_\phi s_{\sigma-\phi} & -s_\phi c_\theta s_{\sigma-\phi} + c_\phi c_{\sigma-\phi} & s_\phi s_\theta \\ -s_\theta c_{\sigma-\phi} & s_\theta c_{\sigma-\phi} & c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

où c_x et s_x désignent respectivement le cosinus et le sinus de l'angle x .

C'est cette convention qui sera utilisée pour ce mémoire.

3.2.1.2 Développement du problème géométrique inverse

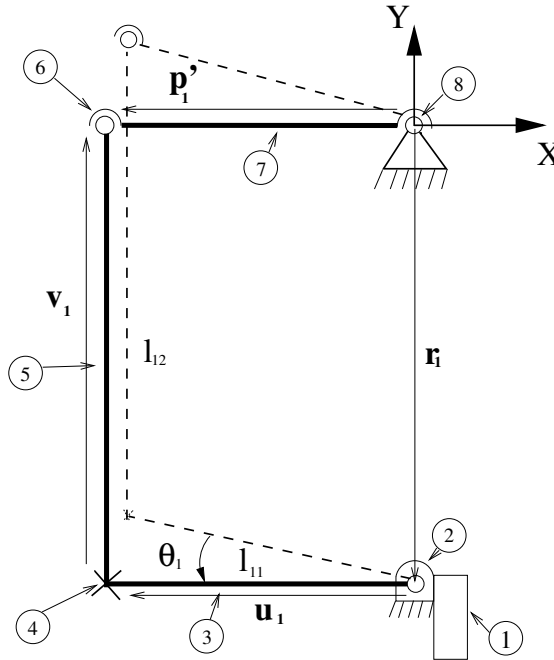


FIG. 3.4 – Membrure actionnant le lacet.

Maintenant que le choix de la matrice de rotation est terminé, il est possible de débuter l'élaboration du PGI. Pour faciliter la compréhension, la figure 3.4 sera utilisée. Cette figure montre de façon schématique la membrure qui permet d'actionner le lacet (YAW). Différents vecteurs sont visibles sur cette figure. Voici leur définition :

- Le vecteur \mathbf{p}'_1 définit la position du point d'attache de la membrure distale sur le siège du pilote par rapport au centre de rotation du simulateur dans le repère associé au siège, c'est-à-dire le repère mobile.
- Le vecteur \mathbf{r}_1 définit la position du moteur par rapport au centre de rotation du simulateur dans le repère fixe.
- Le vecteur \mathbf{u}_1 relie le pivot à l'extrémité de la membrure proximale du simulateur dans le repère fixe.
- Le vecteur \mathbf{v}_1 relie le centre du cardan à l'articulation sphérique de la membrure distale du simulateur dans le repère fixe.
- Le scalaire l_{11} exprime la longueur de la membrure proximale de la patte 1.
- Le scalaire l_{12} exprime la longueur de la membrure distale de la patte 1.
- L'angle θ est défini de façon positive par la règle de la main droite.

Le vecteur \mathbf{u}_1 s'écrit comme suit :

$$\mathbf{u}_1 = \begin{bmatrix} -l_{11} \cos \theta_1 \\ -l_{11} \sin \theta_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

En fermant la boucle formée par les membrures, on obtient

$$\mathbf{p}_1 = \mathbf{r}_1 + \mathbf{u}_1 + \mathbf{v}_1 \quad (3.4)$$

Le vecteur \mathbf{p}_1 provient de l'équation

$$\mathbf{p}_1 = \mathbf{Q}\mathbf{p}'_1 \quad (3.5)$$

Le seul vecteur dont on est incapable d'exprimer simplement les coordonnées en fonction de θ_1 dans l'équation 3.4 étant \mathbf{v}_1 , on l'isole

$$\mathbf{v}_1 = \mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1 \quad (3.6)$$

Ensuite,

$$\mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_1 = l_{12}^2 = (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1)^T (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1) \quad (3.7)$$

$$\mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_1 = l_{12}^2 = ((\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1) - \mathbf{u}_1)^T ((\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1) - \mathbf{u}_1) \quad (3.8)$$

ainsi

$$l_{12}^2 = (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1) - 2(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{u}_1 + \mathbf{u}_1^T \mathbf{u}_1 \quad (3.9)$$

de plus, on remarque que

$$\mathbf{u}_1^T \mathbf{u}_1 = l_{11}^2 \quad (3.10)$$

finalement, l'équation 3.9 peut se réécrire

$$2(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{u}_1 + l_{12}^2 - l_{11}^2 - (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1) = 0 \quad (3.11)$$

On remarque alors que l'équation 3.11 est de la forme

$$A \cos \theta_1 + B \sin \theta_1 + C = 0 \quad (3.12)$$

avec

$$A = 2(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{e}_{11} l_{11} \quad (3.13)$$

$$B = 2(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{e}_{12} l_{11} \quad (3.14)$$

$$C = (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1) - l_{12}^2 + l_{11}^2 \quad (3.15)$$

où

$$\mathbf{e}_{11} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{et} \quad \mathbf{e}_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

On utilise les vecteurs \mathbf{e}_{11} et \mathbf{e}_{12} car ils permettent de reporter une partie de l'équation selon les axes du plan dans lequel la membrure se trouve.

Par la suite, comme il existe deux solutions à l'équation 3.12, la notation θ_{1i} sera utilisée.

En posant,

$$\cos \theta_{11} = \frac{1 - T_{11}^2}{1 + T_{11}^2}, \quad \sin \theta_{11} = \frac{2T_{11}}{1 + T_{11}^2} \quad (3.17)$$

où

$$T_{11} = \tan\left(\frac{\theta_{11}}{2}\right) \quad (3.18)$$

On trouve finalement,

$$(C - A)T_{11}^2 + 2BT_{11} + (C + A) = 0 \quad (3.19)$$

Avec l'équation (3.19) qui est du deuxième ordre, il est possible de trouver les valeurs de T_{11} qui satisfont à cette équation. Avec les valeurs de T_{11} , on sait donc à quelle position la membrure proximale doit être placée pour générer les angles voulus à la plate-forme.

Évidemment, les équations précédentes sont celles attribuées à la patte actionnant le lacet. Cependant, comme les deux autres pattes sont indépendantes de celle-ci, les mêmes équations s'appliquent. La seule différence est au niveau des vecteurs \mathbf{e} , \mathbf{p} et \mathbf{r} qui doivent être associés aux bonnes directions et aux bons emplacements selon la patte étudiée.

3.2.2 Développement des jacobiens

Maintenant que le **PGI** a été calculé, il est possible de trouver les équations de vitesse. D'abord, il est nécessaire de dériver l'équation 3.9 par rapport au temps. On obtient alors

$$2(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \dot{\mathbf{p}}_1 - 2\mathbf{u}_1^T \dot{\mathbf{p}}_1 - 2(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \dot{\mathbf{u}}_1 = 0 \quad (3.20)$$

De plus, si on dérive l'équation 3.3, on obtient

$$\dot{\mathbf{u}}_i = \dot{\theta}_i \begin{bmatrix} l_{11} \sin \theta_i \\ -l_{11} \cos \theta_i \\ 0 \end{bmatrix} = \dot{\theta}_i \mathbf{E} \mathbf{u}_i \quad i = 1, 2 \quad (3.21)$$

l'indice i provient du fait qu'il y a deux solutions à l'équation 3.19. où

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Il est maintenant possible de réécrire l'équation 3.20 sous la forme

$$(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1)^T \dot{\mathbf{p}}_1 = \dot{\theta}_1 (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{E} \mathbf{u}_1 \quad (3.23)$$

de plus

$$\dot{\mathbf{p}}_1 = \dot{\mathbf{Q}} \mathbf{p}_1 \quad (3.24)$$

avec

$$\dot{\mathbf{Q}} = \mathbf{\Omega}\mathbf{Q} \quad (3.25)$$

et

$$\mathbf{\Omega} = I \times \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

où $\boldsymbol{\omega}$ est le vecteur de vitesse angulaire de la plate-forme

On peut maintenant récrire l'équation 3.20 de la façon suivante

$$(\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1)^T \mathbf{\Omega} \mathbf{Q} \mathbf{p}'_1 = \dot{\theta}_1 (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{E} \mathbf{u}_1 \quad (3.27)$$

Cette équation est équivalente à

$$(\mathbf{Q} \mathbf{p}'_1 \times (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1))^T \boldsymbol{\omega} = (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{E} \mathbf{u}_1 \dot{\theta}_1 \quad (3.28)$$

Ce qui donne

$$(\mathbf{p}_1 \times (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1 - \mathbf{u}_1))^T \boldsymbol{\omega} = (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{E} \mathbf{u}_1 \dot{\theta}_1 \quad (3.29)$$

Étant donné que le produit vectoriel d'un vecteur par lui-même est nul, on obtient l'équation finale

$$((\mathbf{r}_1 + \mathbf{u}_1) \times \mathbf{p}_1)^T \boldsymbol{\omega} = (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{E} \mathbf{u}_1 \dot{\theta}_1 \quad (3.30)$$

Il est possible de séparer l'équation 3.30 en deux parties. La partie de gauche forme la première ligne de la matrice \mathbf{A} alors que la partie de droite forme la première ligne de la matrice \mathbf{B} tel que

$$\mathbf{A}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{B}\dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (3.31)$$

où $\dot{\boldsymbol{\theta}}$ est le vecteur des vitesses angulaires, i.e.,

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = [\dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2, \dot{\theta}_3]^T \quad (3.32)$$

En faisant la même démarche pour les membrures actionnant le roulis et le tangage, il est possible de compléter les deux jacobiens et d'obtenir

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} ((\mathbf{r}_1 + \mathbf{u}_1) \times \mathbf{p}_1)^T \\ ((\mathbf{r}_2 + \mathbf{u}_2) \times \mathbf{p}_2)^T \\ ((\mathbf{r}_3 + \mathbf{u}_3) \times \mathbf{p}_3)^T \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

et

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} (\mathbf{p}_1 - \mathbf{r}_1)^T \mathbf{E}\mathbf{u}_1 & 0 & 0 \\ 0 & (\mathbf{p}_2 - \mathbf{r}_2)^T \mathbf{E}\mathbf{u}_2 & 0 \\ 0 & 0 & (\mathbf{p}_3 - \mathbf{r}_3)^T \mathbf{E}\mathbf{u}_3 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

3.2.3 Dextérité

Il est possible de vérifier le conditionnement des matrices \mathbf{A} et \mathbf{B} et déterminer si le mécanisme est dans une orientation singulière. Gosselin et Angeles [4] ont suggéré une classification des singularités rencontrées dans les chaînes cinématiques fermées. De cette classification découle trois possibilités de singularité. Ces trois possibilités sont :

- **Singularité de type 1**

La matrice \mathbf{B} est singulière. Cette singularité se produit à la frontière de l'espace de travail.

- **Singularité de type 2**

La matrice \mathbf{A} est singulière. Cette singularité correspond à une perte locale de la rigidité du mécanisme.

- **Singularité de type 3**

Ce type de singularité se produit lorsqu'une dégénérescence des équations de position apparaît.

On peut noter que \mathbf{J} est le jacobien résultante du mécanisme et on la retrouve dans l'équation

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (3.35)$$

Voici maintenant la procédure pour vérifier le conditionnement d'une matrice. La matrice \mathbf{A} sera utilisée à titre d'exemple. La première chose à faire est de calculer la norme de la matrice \mathbf{A} . Il est à noter que la majorité des logiciels mathématiques ont une fonction prédéfinie pour le calcul de la norme. Néanmoins, il est essentiel de savoir de quelle façon le logiciel calcule la norme, car différentes méthodes existent. Dans le cas présent, il faut utiliser la norme de Frobenius pour obtenir les bons résultats. La norme de Frobenius se calcule comme suit

$$\|\mathbf{A}\| = (\text{trace}(\mathbf{A}\mathbf{W}\mathbf{A}^T))^{1/2} \quad (3.36)$$

où \mathbf{W} est égal à

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} 1/3 & 0 & 0 \\ 0 & 1/3 & 0 \\ 0 & 0 & 1/3 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

Ensuite, il faut inverser la matrice \mathbf{A} et calculer la norme de la matrice \mathbf{A}^{-1} . Par la suite, on effectue l'opération suivante

$$\kappa(\mathbf{A}) = \|\mathbf{A}\| \cdot \|\mathbf{A}^{-1}\| \quad (3.38)$$

où $\kappa(\mathbf{A})$ désigne le conditionnement de \mathbf{A} .

Finalement, on obtient,

$$\zeta(\mathbf{A}) = \frac{1}{\kappa(\mathbf{A})} \quad (3.39)$$

où $\zeta(\mathbf{A})$ désigne la dextérité de \mathbf{A} avec

$$0 < \zeta(\mathbf{A}) \leq 1 \quad (3.40)$$

Voici donc la méthode utilisée pour le calcul de la dextérité de chacune des matrices. En théorie, on considère que la matrice est singulière lorsque sa dextérité est nulle. En pratique, il faut conserver une marge de manoeuvre. En effet, un mécanisme est souvent incontrôlable même si la dextérité de ses jacobiens n'est pas nulle. On considère qu'une matrice est singulière lorsque sa dextérité est inférieure à 0,01. Ce critère sera utilisé pour le calcul de l'espace atteignable du mécanisme. Ainsi, l'espace atteignable sera défini comme le volume dans l'espace compris entre les limites du débattement ($\pm 60^\circ$) où la dextérité est supérieure à 0,01.

3.2.4 Analyse des graphiques

Plusieurs graphiques ont été produits pour vérifier la dextérité et l'espace atteignable. En fait, ce sont les frontières de cet espace qui ont été dessinées. L'analyse de quelques uns de ces graphiques sera effectuée ici, alors que les autres seront présentés directement en annexe sans description.

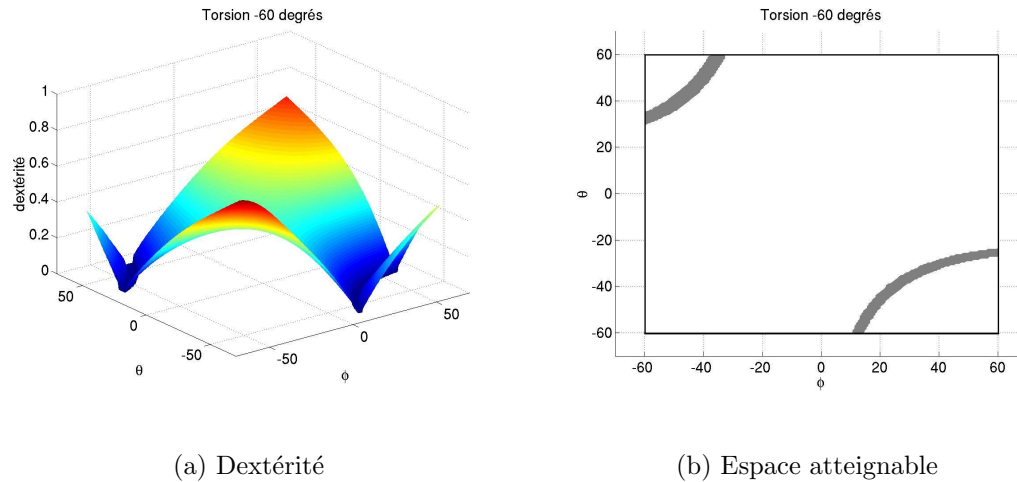


FIG. 3.5 – Dextérité et espace atteignable pour un angle de torsion de -60° .

À l'aide de la figure 3.5, il est possible de remarquer que deux types de graphique ont été produits. Le premier graphique, figure 3.5(a), représente la dextérité du simulateur alors que le second, figure 3.5(b), représente son espace atteignable. En fait, les zones sombres sont celles où la dextérité est inférieure à la valeur seuil. De plus, même s'il y a des zones claires au-delà des zones sombres, il est impossible d'y avoir accès car le simulateur ne pourra traverser les zones sombres sans devenir incontrôlable. Pour les utiliser, il faudrait positionner le simulateur manuellement à l'intérieur de ces zones. Ce serait complètement inutile car ces zones ne sont pas dans la plage d'utilisation normale du simulateur. Comme leur nom l'indique, ces deux graphiques ont été produits avec un angle de torsion de -60° . Cela explique en grande partie pourquoi la dextérité est relativement faible en général et que l'espace atteignable est limité à chaque extrémité du graphique. En effet, il est normal que la dextérité soit faible avec la somme de trois rotations de 60° , car le simulateur est vraiment "tordu" lorsque de grandes rotations sont combinées. De plus, il sera très rare, voire impossible, qu'une simulation nécessite ce genre de rotations combinées. L'espace atteignable est néanmoins relativement grand lorsque l'un des angles θ ou ϕ reste près de sa position de référence, c'est-à-dire 0. Il est donc possible de travailler avec le simulateur lorsque l'angle de torsion est de -60° , mais il faut s'assurer que les deux autres angles ne s'éloignent pas trop de leur position de référence.

La figure 3.6 est quant à elle beaucoup plus intéressante car elle montre les caractéristiques cinématiques du simulateur lorsqu'il est près de sa position de référence. On remarque rapidement que la dextérité du simulateur en ce point est excellente

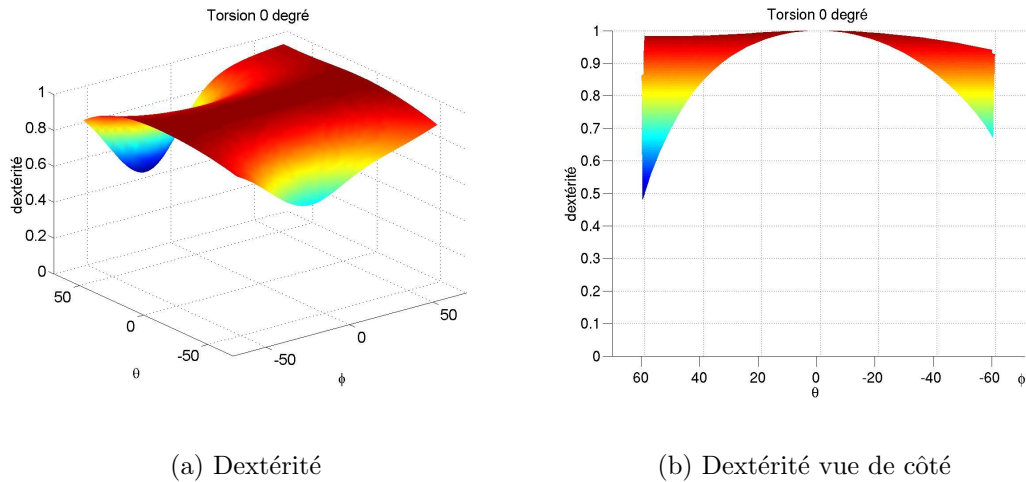


FIG. 3.6 – Dextérité pour un angle de torsion de 0° .

puisqu'elle avoisine 1 presque partout. En fait, le seul endroit où la dextérité diminue quelque peu est encore une fois lorsque qu'il y a combinaison de deux grands angles en l'occurrence θ et ϕ . Néanmoins, la dextérité ne baisse pas sous la limite des 0,01, ce qui signifie que le simulateur peut atteindre tous les points de l'espace lorsqu'il ne subit pas de torsion. C'est également le cas lorsque les angles de torsion sont faibles, c'est-à-dire ($\pm 20^\circ$). C'est un point positif pour le simulateur car la plage d'utilisation de ce dernier se trouve exactement à cet endroit.

À l'aide du graphique 3.6(b), on peut observer que l'angle ϕ n'est pas un angle réel mais qu'il sert simplement à positionner un axe de construction par rapport auquel la première rotation sera effectuée. En effet, en observant le graphique, on remarque que la dextérité est égale à 1 lorsque θ est égal à 0, peu importe la valeur de ϕ . C'est parfaitement logique car même si la valeur de ϕ varie, le simulateur ne bouge pas. Il est donc normal que sa dextérité reste inchangée.

Finalement, on peut conclure que notre simulateur répond en tout point au cahier des charges et qu'il possède toutes les caractéristiques cinématiques pour en faire une bonne base pour une installation de simulation de vol. Une analyse dynamique sera réalisée au chapitre 5 dans le but de savoir quels seront les moteurs nécessaires pour actionner le simulateur ainsi que les efforts qui seront perçus par les membrures.

Chapitre 4

Équilibrage statique

On définit un mécanisme statiquement équilibré comme étant un mécanisme dont les moteurs ne fournissent aucun effort en position statique et ce peu importe la position de l'effecteur. Deux alternatives principales sont disponibles pour l'équilibrage statique du simulateur : l'équilibrage à l'aide de l'énergie gravitationnelle et l'équilibrage à l'aide de l'énergie potentielle élastique, c'est-à-dire à l'aide de ressorts. Dans le chapitre qui suit, la théorie entourant l'équilibrage statique et le design du simulateur de vol statiquement équilibré seront présentés.



FIG. 4.1 – Lampe d’Anglepoise, modèle 1227 [9].

4.1 Théorie générale

L’équilibrage statique n’est pas un domaine de recherche nouveau. En effet, l’exemple le plus connu d’équilibrage statique remonte au début des années 30. Il s’agit de la fameuse lampe de bureau d’Anglepoise (4.1) que l’on peut positionner de différentes façons sans qu’elle ne s’écroule [2]. C’est d’ailleurs à son concepteur, George Carwardine, que l’on doit les premières équations de l’équilibrage statique exact avec ressorts. Pour y parvenir, Carwardine a équilibré le mécanisme le plus simple qui soit : le pendule. Un exemple est représenté à la figure 4.2.

La figure 4.2 permet de visualiser les différentes composantes du pendule. Sur la prochaine figure, les forces exercées par la masse et le ressort ont été affichées.

A partir de la figure 4.3, il est possible de faire la sommation des moments par rapport au point O. Pour être en équilibre statique, la somme des moments doit être égale à zéro.

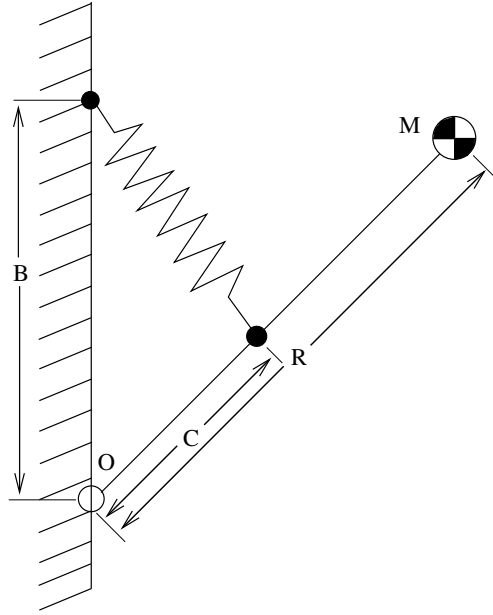


FIG. 4.2 – Calcul de la constante de rappel du ressort

$$\sum \mathbf{M}_O = 0 \quad (4.1)$$

Cela revient à dire

$$M_g = mgR \sin \theta \quad (4.2)$$

où M_g est le moment créé par la gravité

et

$$M_k = kLA \quad (4.3)$$

où M_k est le moment créé par le ressort, k est la raideur du ressort et L la longueur du ressort

Ensuite, on sait que

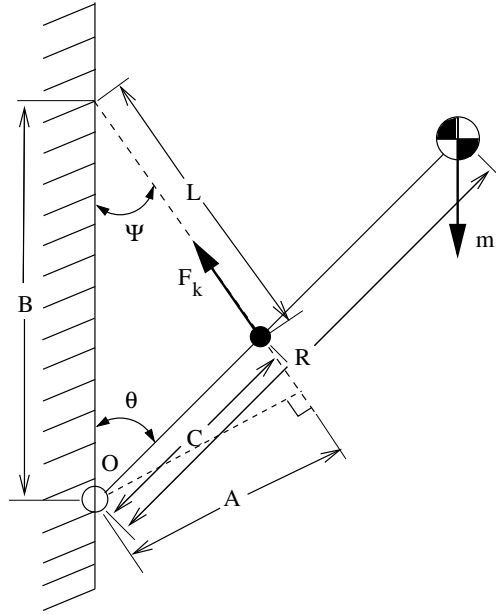


FIG. 4.3 – Calcul de la somme des moments au point O

$$A = B \sin \Psi \quad (4.4)$$

De plus, grâce à la loi des sinus,

$$\frac{\sin \Psi}{C} = \frac{\sin \theta}{L} \quad (4.5)$$

On trouve donc que

$$A = B \frac{C}{L} \sin \theta \quad (4.6)$$

Cela nous permet de trouver le moment créé par le ressort,

$$M_k = kLB \frac{C}{L} \sin \theta = kBC \sin \theta \quad (4.7)$$

A partir de cette dernière équation, il est possible d'éliminer le $\sin \theta$ de chaque coté de l'équation des moments et d'obtenir

$$mgR = kBC \quad (4.8)$$

L'équation (4.8) peut-être considérée comme l'équation générale d'équilibrage d'un pendule vertical avec le point d'attache du ressort sur la droite qui relie la masse à l'axe de rotation. En d'autres mots, avec C parallèle à R. Elle peut donc être utilisée pour trouver la constante du rappel du ressort aussi bien que les positions d'attache.

Il est important de noter que cette équation n'est valide qu'avec un ressort ayant une longueur initiale nulle, c'est-à-dire un ressort qui répond exactement à l'équation

$$F = kL \quad (4.9)$$

Dans le cas d'un ressort standard, c'est-à-dire qui suit la loi

$$F = k(L - L_0) \quad (4.10)$$

la variable L_0 ne s'annule pas dans l'équation 4.7, ce qui donne une forme moins intéressante :

$$M_k = k(L - L_0)B \frac{C}{L} \sin \theta \quad (4.11)$$

L'avantage des ressorts avec une longueur initiale nulle est donc de simplifier les équations et de les rendre indépendantes de la longueur du ressort. Un détail intéressant dans le montage précédent (4.3) est que, lorsque la tige sera en position verticale, le ressort exercera quand même une force, mais comme cette force passera par l'axe de rotation il n'y aura pas de moment créé et c'est exactement ce que l'on désire.

Depuis l'introduction de l'équilibrage statique avec des ressorts spéciaux en 1935, plusieurs mécanismes sériels furent équilibrés. Il a cependant fallu attendre jusqu'au début des années 90 pour voir des chercheurs s'intéresser à l'équilibrage statique sur des mécanismes parallèles [6]. Tel que présenté plus tôt, un mécanisme statiquement



FIG. 4.4 – Mécanisme parallèle statiquement équilibré à 3 ddl [10]

équilibré est un mécanisme qui ne nécessite aucun couple ou force aux moteurs en position statique et ce peu importe la position ou l'orientation de l'effecteur. De façon plus générale, on définit un mécanisme comme statiquement équilibré lorsque l'énergie potentielle de tout le mécanisme est constante. À partir de cette définition, il existe deux catégories de systèmes qui permettent d'équilibrer un mécanisme. La première de ces catégories consiste en des mécanismes utilisant seulement des masses comme réservoir d'énergie potentielle. Dans ce cas, il est nécessaire de garder le centre de masse total du mécanisme fixe dans la direction de la gravité. Elle est communément appelée *Équilibre en force*. Pour la mettre en oeuvre, deux méthodes peuvent être utilisées. L'une d'elles est très intuitive et nécessite de fixer mécaniquement le centre de masse dans la direction de la gravité. Cette méthode est utilisée régulièrement dans les machines outils puisqu'elle permet d'éliminer des vibrations parasites et autres phénomènes indésirables sans ajouter de composantes supplémentaires. La seconde méthode qui permet de garder le centre de masse fixe dans la direction de la gravité est l'utilisation des contrepoids. Cette méthode donne les mêmes résultats mais nécessite habituellement l'ajout de nombreuses tiges. De plus, elle augmente sensiblement la masse du mécanisme. Ce type d'équilibrage n'est donc pas conseillé pour des applications spatiales ou lorsque l'espace disponible est réduit.

La seconde catégorie est utilisée lorsqu'on désire que le poids des membrures ne produise aucun couple ou force aux actionneurs. Cette catégorie est appelée mécanismes à *Compensation gravitationnelle*. Plusieurs mécanismes sériels à compensation gravitationnelle ont été conçus en utilisant des ressorts et quelquefois des cames et des

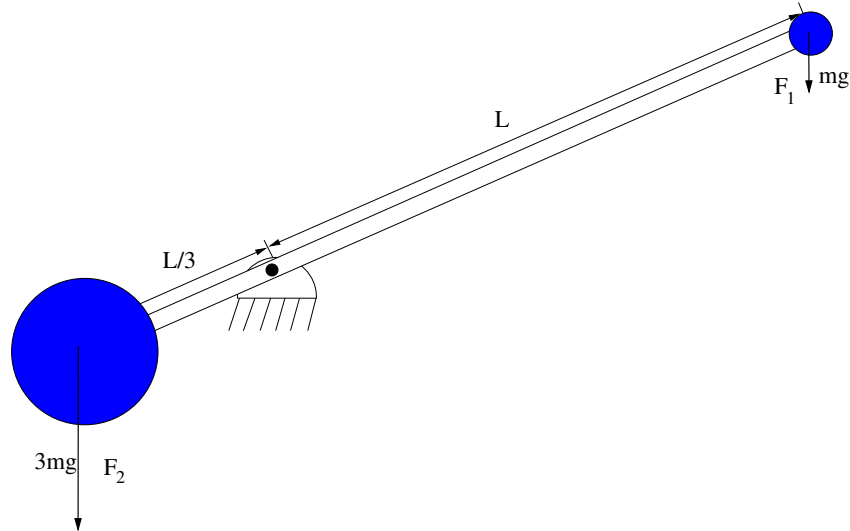


FIG. 4.5 – Pendule équilibré à l'aide de contrepoids

poulies([12], [8]). Aux début des années 90, une approche générale pour l'équilibrage statique de mécanismes plans utilisant des ressorts fut énoncée [15]. Par la suite, les conditions d'équilibrage statique de nombreux mécanismes parallèles spatiaux furent dérivées à partir de cette approche. À l'aide de ces conditions, il est possible d'équilibrer statiquement un mécanisme avec soit un, deux ou une infinité de ressorts. La figure 4.4 représente un exemple de mécanisme parallèle plan équilibré statiquement qui a été construit au laboratoire de robotique de l'Université Laval [10].

4.2 Choix de l'équilibrage

Deux catégories d'équilibrage statique s'offraient donc à nous pour équilibrer le simulateur. À première vue elles sont équivalentes, mais dans notre cas certains critères limitent le choix. En effet, compte tenu que le simulateur doit être le plus petit possible, le choix des contrepoids n'est pas réalisable. La démonstration qui suit en fera la preuve.

La figure 4.5 schématise un pendule simple. En fait, elle peut représenter le simulateur sous une forme très simplifiée. À droite, la force F_1 représente le poids de la partie mobile du simulateur. Elle peut donc être approximée par

$$F_1 = 200 * 9,81 = 1962 \text{ N} \quad (4.12)$$

Comme le bras de levier est environ de 0,36 m, le moment créé au pivot est

$$M_1 = 1962 * 0,36 = 706,32 \text{ N.m} \quad (4.13)$$

Comme on veut un équilibre, le moment créé par la force F_2 doit être égal à celui créé par F_1 . Compte tenu du fait que le centre de masse doit être près du centre de rotation et que les débattements sont grands, l'espace disponible sous le simulateur est très limité. Le bras de levier utilisable est donc de 0,12 m au maximum. Ainsi, la force doit quant à elle être trois fois plus élevée pour créer le même moment. Comme la gravité est la même de chaque côté, la masse du contrepoids devrait être trois fois plus élevée que la masse du cockpit. Le contrepoids doit donc avoir une masse de 600 kg!!!! Il est très facile de comprendre qu'il est impossible, au niveau de l'espace disponible, de placer un contrepoids de 600 kg sous le siège. De plus, même si l'espace était disponible, la masse aussi bien que l'inertie du simulateur augmenteraient inutilement.

La démonstration illustre clairement que dans le cas du simulateur de vol, le contrepoids est inutilisable car la masse du cockpit est élevée et que l'espace sous le simulateur est restreint. Il est donc nécessaire d'équilibrer le simulateur à l'aide de ressorts. Différentes options sont possibles quant à la position et au nombre de ressorts. Comme il fut mentionné précédemment, les conditions géométriques nécessaires pour l'équilibrage à l'aide de ressorts ont été définies dans les années 90 [6]. Différentes conditions sont applicables selon le nombre de ressorts utilisés. Plus le nombre de ressorts est grand, moins les conditions géométriques sont limitatives. Par contre, il devient de plus en plus complexe de positionner ces ressorts autour du mécanisme lorsqu'ils sont nombreux, surtout lorsque le mécanisme possède de grands débattements comme dans le cas du simulateur.

Une brève description de ces conditions géométriques sera maintenant présentée. Il est à noter que le mécanisme qui sera équilibré est un modèle schématique du simulateur. Ainsi, les conditions qui seront présentées seront directement applicables au simulateur. Cependant, seulement le siège sera représenté sur les figures pour ainsi faciliter leur compréhension.

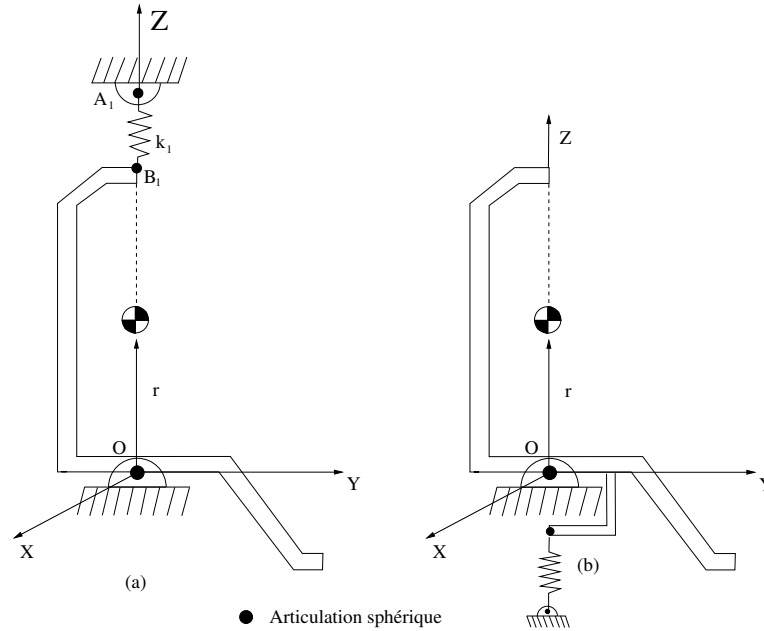


FIG. 4.6 – Mécanisme statiquement équilibré avec un ressort

4.2.1 Équilibrage à l'aide d'un ressort

La façon la plus simple au niveau du nombre de composantes pour équilibrer un mécanisme est d'utiliser un seul ressort. Deux arrangements sont alors possibles [6] tel qu'il est présenté à la figure 4.6. Cependant, compte tenu de la géométrie du simulateur, la version avec le ressort sous le siège, figure 4.6(b), n'est pas réalisable dû à l'espace restreint disponible sous le siège. C'est donc la version avec le ressort au-dessus du siège qui sera réalisée. En trois dimensions, il existe une seule condition géométrique à respecter lorsqu'un seul ressort est utilisé. Pour respecter cette condition, le point d'attache du ressort sur la base (A_1) doit être sur une droite verticale passant par le centre de rotation (O) et le point d'attache du ressort sur le corps mobile (B_1) doit être sur une droite passant à la fois par le centre de rotation et le centre de masse. Dans le cas du simulateur, comme le centre de masse se trouve au-dessus du centre de rotation, le ressort est positionné verticalement au-dessus du centre de rotation.

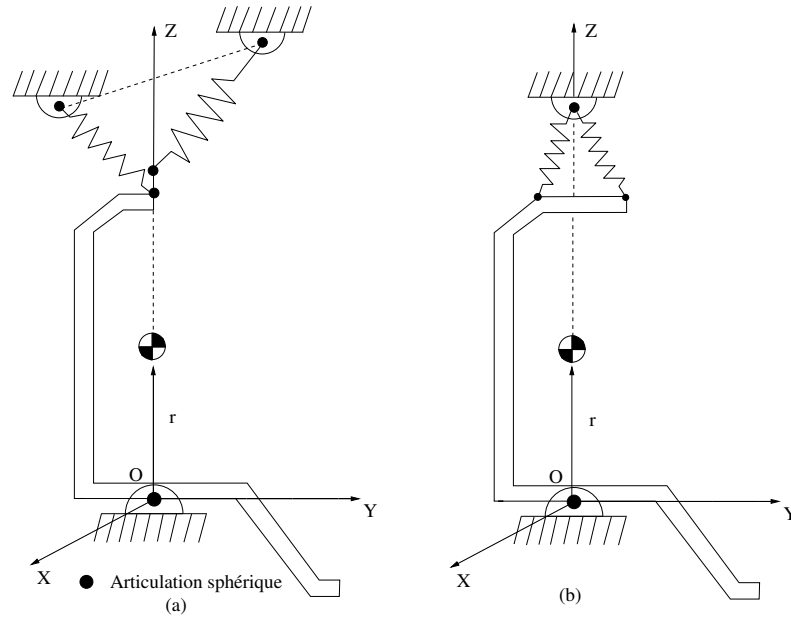


FIG. 4.7 – Mécanisme statiquement équilibré avec deux ressorts.

4.2.2 Équilibrage à l'aide de deux ressorts

Si l'équilibrage est fait à l'aide de deux ressorts, les conditions géométriques sont moins restrictives. Il existe deux solutions possibles (figure 4.7) et chacune des solutions comporte deux conditions. Pour la première solution, la droite qui relie les points d'attache des ressorts sur la base doit croiser la droite verticale passant par le centre de rotation et les points d'attache des ressorts sur le corps mobile doivent être situés sur la droite passant par le centre de rotation et le centre de masse (figure 4.7(a)). Pour la deuxième solution, les points d'attache des ressorts sur la base fixe doivent être sur la verticale passant par le centre de rotation et les points d'attache sur la partie mobile doivent être reliés par une droite croisant la droite passant par le centre de rotation et le centre de masse (figure 4.7(b)).

4.2.3 Équilibrage à l'aide de n ressorts

Il existe une infinité de conditions géométriques pour équilibrer un mécanisme avec n ressorts car le système devient sous déterminé. En fait, les relations entre les différents points d'attache sont dictées par des relations linéaires entre ces différents points. Ce-

pendant, ce type d'équilibrage ne sera pas utilisé pour le simulateur étant donné la difficulté de positionner de nombreux ressorts autour du simulateur.

4.2.4 Choix de l'équilibrage pour le simulateur

Maintenant que différentes alternatives d'équilibrage ont été énoncées, il est possible de choisir celle qui correspond le mieux aux exigences du simulateur. Comme trois solutions produisent le même résultat, c'est-à-dire l'équilibrage du mécanisme, le choix se fera en fonction de la facilité à réaliser l'installation des ressorts. En effet, les débattements du mécanisme étant très grands, différentes options sont éliminées. En fait, le problème provient de l'interférence des ressorts avec l'écran du simulateur lorsque ce dernier s'incline au maximum selon deux des trois angles. La solution qui minimise ce problème est celle avec un seul ressort. En effet, lorsqu'un seul ressort est utilisé, il est situé exactement au dessus du centre de rotation. L'espace entre le ressort et l'écran est donc maximal peu importe le sens dans lequel la rotation est effectuée. La solution avec un seul ressort est donc celle la plus facile à réaliser pour notre simulateur de vol.

4.3 Choix du ressort et de la technique de réduction

Maintenant qu'il est défini que l'équilibrage se fera à l'aide d'un seul ressort, il est nécessaire de vérifier quelles sont les caractéristiques de ce ressort et aussi, de quelle façon il sera fixé à la structure. Un des problèmes majeurs à contourner est le fait que la différence de longueur du ressort entre sa position au repos et sa longueur finale est énorme. En effet, comme le simulateur doit être le plus petit possible, il n'est pas possible d'élever davantage le point d'attache fixe. La longueur du ressort au repos a été fixée à 0,15 m. Cette longueur a été choisie puisqu'elle permet de simplifier les calculs et qu'elle correspond à la grandeur réelle utilisée dans les simulations. De plus, comme le simulateur s'oriente à l'intérieur d'un cône de 60° autour de Z, la position où le ressort est le plus long se produit lorsque le siège est incliné de 60° .

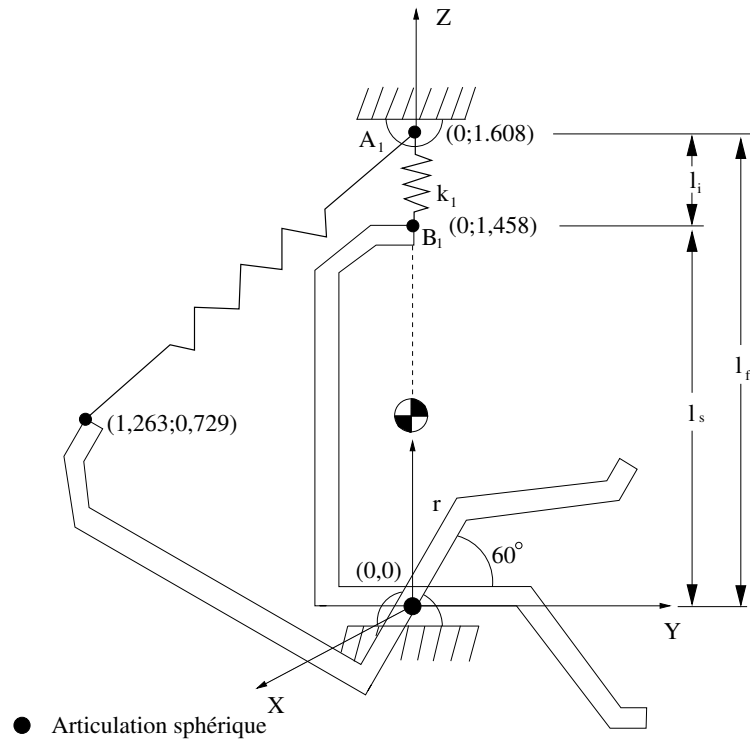


FIG. 4.8 – Calcul de la longueur du ressort

Il est maintenant possible de calculer la longueur maximale du ressort à l'aide de la figure 4.8. Cette figure permet de voir les points d'attache du ressort en position de référence ainsi qu'avec une inclinaison de -60° en tangage. L'origine du repère fixe est situé à l'articulation sphérique passive sous le siège. En position de référence, la longueur du ressort est donc de :

$$A_{1z} - B_{1z} = L_i \quad m \quad (4.14)$$

où A_1 est le point d'attache du ressort sur la structure fixe, B_1 le point d'attache du ressort sur le siège et L_i la longueur au repos du ressort. Comme A_1 et B_1 sont sur la même verticale, on utilise seulement les composantes en Z .

En remplaçant par les valeurs réelles, on obtient

$$1,608 - 1,458 = 0,15 \quad m \quad (4.15)$$

En position de rotation, la longueur du ressort est donnée par

$$\sqrt{(l_s \sin \theta)^2 + (l_f - l_s \cos \theta)^2} = L_f \quad m \quad (4.16)$$

où l_s est la longueur du siège, l_f est la longueur entre le point d'attache fixe et l'articulation sphérique passive et L_f la longueur finale du ressort.

En remplaçant par les valeurs réelles, on obtient

$$((1,458 \sin 60^\circ)^2 + (1,608 - 1,458 \cos 60^\circ)^2)^{0.5} = 1,54 \quad m \quad (4.17)$$

et l'allongement du ressort est

$$1,54 - 0,15 = 1,39 \quad m \quad (4.18)$$

À partir des deux calculs ci-haut, on constate que le ressort devrait s'allonger de 1,39 m. Malheureusement, aucun ressort commercial standard ne peut s'allonger d'autant tout en étant aussi petit initialement. Pour parvenir à contourner ce problème, un système de câble et de poulies a été installé à l'arrière du simulateur pour ainsi découpler l'allongement du ressort. Comme il est possible de le remarquer sur la figure 3.1 du chapitre précédent, le câble est attaché sur le siège grâce à une articulation sphérique. Par la suite, le câble se dirige vers l'arrière sur des poulies jusqu'à ce qu'il atteigne le système de réduction. Ce système est composé de quatre poulies (figure 4.9) et d'un ressort.

Grâce à ce système, le déplacement du ressort a été réduit d'un facteur 4. Ainsi, le ressort a besoin de s'allonger de seulement 0,35 m, ce qui est beaucoup plus réaliste par rapport à la taille initiale du ressort.

En ce qui a trait aux forces que le ressort doit pouvoir transmettre, la valeur de la constante de rappel peut se calculer grâce à l'équation 4.8. En effet, en remplaçant les valeurs du simulateur dans l'équation, on obtient

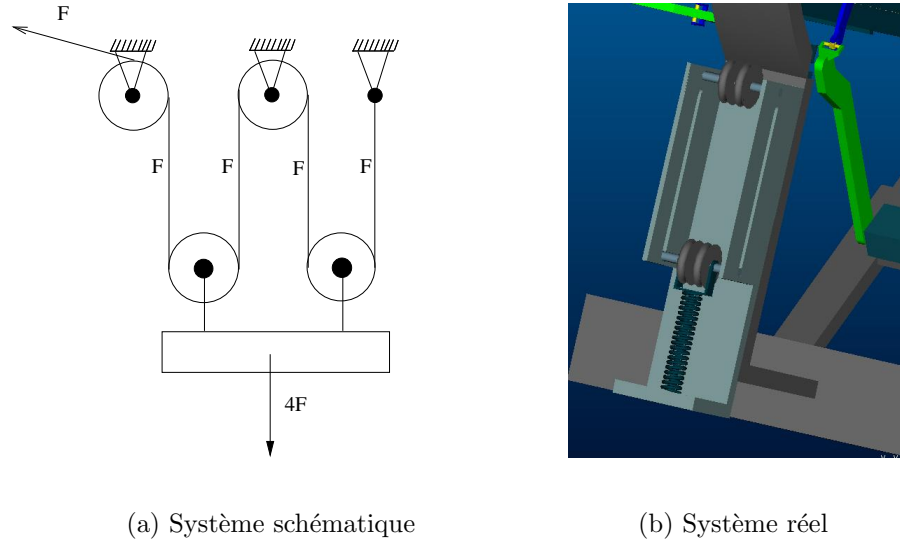


FIG. 4.9 – Système de réduction du déplacement du ressort (câbles non montrés sur la version CAD).

$$k = \frac{200 * 9,81 * 0,4}{1,608 * 1,458} = 335 \text{ [N/m]} \quad (4.19)$$

Le ressort doit avoir une raideur de 335 N/m pour équilibrer le simulateur. Il est important de noter que ce calcul a été effectué en ne considérant aucun système de réduction. Si le système de réduction présenté plus haut est utilisé, la raideur devient quatre fois supérieure donc 1340 N/m.

Un détail important à ne pas négliger est que tous les calculs précédents ont été effectués avec l'hypothèse suivante : la longueur au repos du ressort est nulle. En théorie ça ne pose pas de problème, mais dans la réalité il est très difficile d'avoir un ressort avec une longueur nulle. Pour contourner ce problème, on utilise un câble. Lorsque le simulateur de vol sera en position de référence, la longueur du ressort ne serait pas nulle si l'on positionnait le ressort au-dessus du simulateur. Il aurait donc fallu utiliser un ressort avec de la pré-tension. En reportant le ressort à l'arrière, on évite ce problème.

Grâce à ce système de ressorts, on peut maintenant considérer que le système est statiquement équilibré. Dans le chapitre qui suit, l'analyse dynamique du simulateur sera réalisée et il sera facile de vérifier l'influence de l'équilibrage statique sur les couples aux moteurs.

Chapitre 5

Analyse dynamique

Maintenant que le simulateur de vol est équilibré statiquement, une analyse dynamique peut être réalisée pour ainsi savoir quel sont les efforts (couples) que les moteurs devront produire pour générer les déplacements et accélérations voulus. Dans ce chapitre, une analyse dynamique sans équilibrage sera également réalisée pour ainsi analyser l'importance de l'équilibrage statique dans la diminution des efforts aux actionneurs.

5.1 Théorie générale

Dans les chapitres précédents, particulièrement le chapitre 3, il a été démontré que du point de vue de la cinématique, le simulateur de vol était réalisable. En fait, il fut

démontré que non seulement il était réalisable mais qu'il offrait des caractéristiques très intéressantes telles qu'un grand espace de travail ainsi qu'une dextérité relativement élevée dans cet espace. Les calculs menant à ces conclusions ont cependant dû être réalisés de façon théorique. De plus, pour les calculs cinématiques, la masse de la partie mobile n'est jamais prise en compte. Une seconde analyse doit donc être effectuée pour s'assurer que les résultats obtenus lors de l'analyse cinématique soient réalisables en pratique. Cette analyse s'appelle *l'analyse dynamique*. Dans cette analyse, les couples aux moteurs sont calculés pour savoir quel type de moteur utiliser.

5.1.1 Trajectoires utilisées

Deux techniques peuvent être utilisées pour faire l'analyse dynamique. La première consiste à calculer, à la main, les forces créées par la gravité dans les tiges et ainsi trouver les efforts aux moteurs alors que la seconde consiste à utiliser un ordinateur pour calculer de façon précise les efforts aux moteurs. Dans le cas présent, c'est la deuxième méthode qui fut choisie. Le logiciel qui fut utilisé pour arriver à nos fins est le ADAMS. Ce logiciel est spécialisé dans la simulation de mécanismes et il permet de calculer les efforts à n'importe quelle articulation du mécanisme. Il a donc été possible de mesurer les couples nécessaires aux moteurs. Pour y parvenir, il faut cependant imposer au simulateur des mouvements intéressants pour s'assurer que les résultats obtenus soient bien ceux reliés à la réalité et non des simulations inutiles où les résultats obtenus ne servent à rien en pratique.

Les premières analyses effectuées imposèrent les mêmes mouvements que ceux utilisés au chapitre 1, c'est-à-dire : manoeuvre de décollage, manoeuvre du double virage, manoeuvre de la double poussée et turbulence. Ces manoeuvres permettent de représenter de façon très réaliste les couples aux moteurs. Par contre, elles ont été produites à partir d'un Boeing 747. Les vitesses et accélérations obtenues sont donc relativement faibles. L'accélération angulaire la plus élevée est aux environs de $75^\circ/s^2$, alors que le simulateur doit pouvoir générer des accélérations de l'ordre de $400^\circ/s^2$ tel qu'il est écrit dans le cahier des charges. D'autres trajectoires furent donc ajoutées pour simuler des accélérations plus élevées. Ces trajectoires sont en fait des rotations pures selon chacun des axes de rotation. Ainsi, même si ces rotations ne seront probablement jamais réalisées dans le simulateur réel, elles permettent d'obtenir des couples réalistes

au niveau des moteurs. En tout, neuf trajectoires furent utilisées pour tenter de couvrir le plus large éventail d'efforts.

5.2 Analyses

Pour chacune des trajectoires mentionnées plus haut, deux analyses furent réalisées. La première consistait à calculer les couples aux moteurs sans équilibrage statique alors que la seconde utilisait l'équilibrage statique. Comme de nombreux graphiques furent obtenus, seulement quelques-uns seront analysés ici alors qu'il sera possible de consulter les autres à l'annexe B.

La trajectoire la plus intéressante à analyser est la manoeuvre de décollage. Cette manoeuvre consiste en un décollage normal suivi d'une panne de moteur à la dix-septième seconde et finalement d'une correction du pilote pour ramener l'appareil selon la trajectoire initiale. Cette manoeuvre est intéressante selon plusieurs critères. Premièrement, les couples nécessaires aux actionneurs sans l'équilibrage statique sont élevés. Ensuite, l'impact de l'équilibrage est important. Finalement, les accélérations générées sont les plus élevées parmi les manoeuvres réelles. Une analyse plus approfondie de cette manoeuvre suit immédiatement.

5.2.1 Analyse de la manoeuvre de décollage

Le premier graphique analysé, figure 5.1, représente les couples aux moteurs lorsque le simulateur n'est pas statiquement équilibré. Plusieurs points intéressants peuvent être extraits de ce graphique. Premièrement, il est essentiel de comprendre que la manoeuvre de décollage normale utilise grandement le principe de la verticale apparente présenté au chapitre 1. Le seul couple nécessaire est donc celui en X, c'est-à-dire celui qui actionne le tangage. C'est la raison pour laquelle les couples en Y et Z sont nuls jusqu'au bris du moteur.

Le couple en X est relativement élevé pour cette manoeuvre car lorsque le siège est incliné vers l'arrière, la masse du cockpit crée un fort couple que le moteur en X

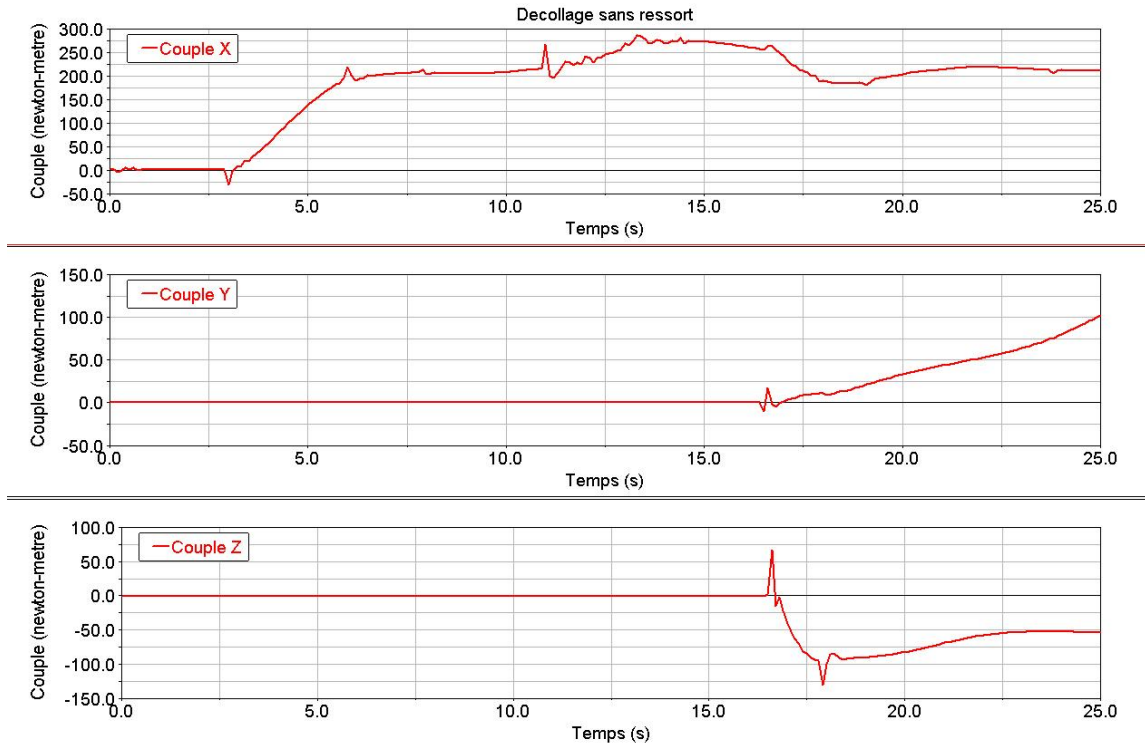


FIG. 5.1 – Graphique des couples aux moteurs sans équilibrage statique pour la manoeuvre de décollage

doit compenser. C'est également ce qui explique pourquoi le couple est relativement constant aux alentours de $200 \text{ N} \cdot \text{m}$ après la période d'accélération initiale. Ce type de manoeuvre devrait très bien réagir à l'équilibrage statique, puisque la majeure partie des efforts consiste à supporter la masse de la plate-forme et non à lui imposer une accélération. Les mêmes commentaires peuvent s'appliquer au couple en Z pour la période suivant la dix-septième seconde. En effet, le couple en Z varie beaucoup entre la dix-septième et dix-neuvième secondes mais se stabilise rapidement par la suite. En ce qui a trait au couple en Y, il ne se stabilise pas mais augmente toujours de façon constante car la rotation qu'il doit produire est toujours dans la même direction.

Observons maintenant la même manoeuvre, cette fois-ci assistée de l'équilibrage statique, présentée à la figure 5.2. Tel que précisé précédemment, les couples ont diminué de manière substantielle avec l'équilibrage du simulateur. Pour le couple en X, la valeur maximale est maintenant de $50 \text{ N} \cdot \text{m}$ alors qu'elle se situait aux alentours de $250 \text{ N} \cdot \text{m}$ sans équilibrage. On parle ici d'un facteur de diminution de 5, ce qui est très appréciable. Néanmoins, certains pointes restent encore élevés, principalement lorsque le moteur

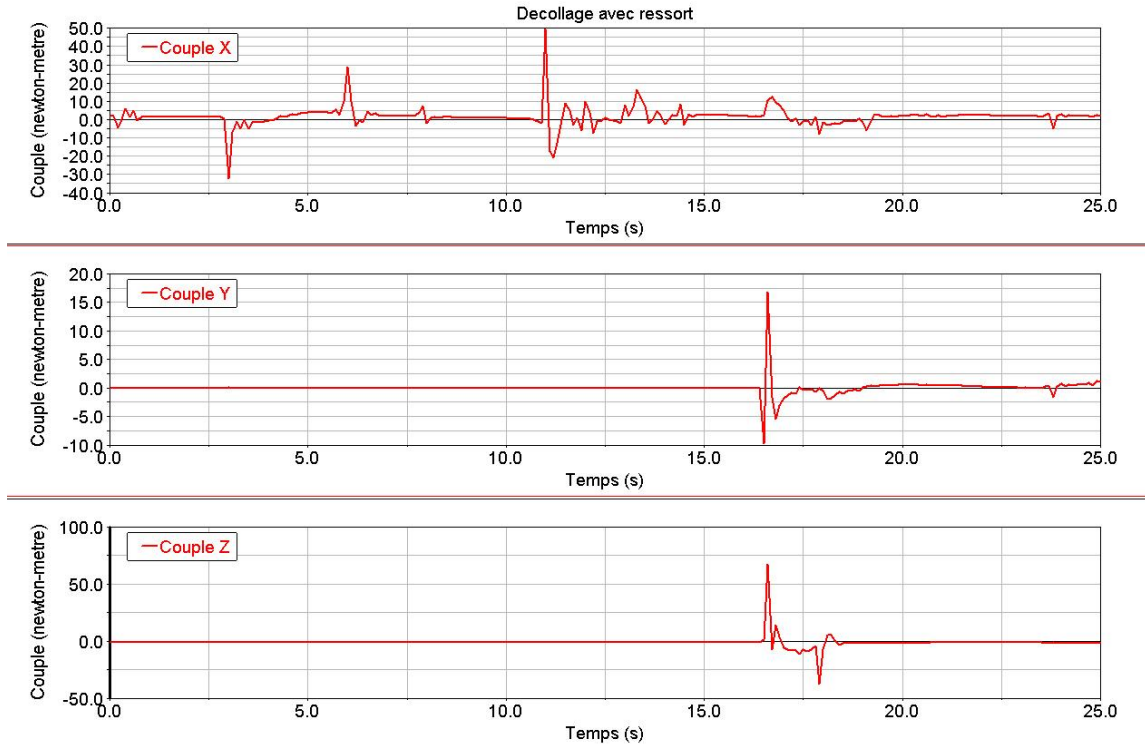


FIG. 5.2 – Couples aux moteurs avec équilibrage statique pour la manoeuvre de décollage.

brise. Cela s'explique grandement grâce à une troisième figure, la figure 5.3. Sur cette figure, on remarque que les accélérations angulaires sont faibles dans les trois directions. En fait, elles sont faibles en moyenne mais elles sont ponctuellement élevées lorsque le moteur brise. C'est ce qui explique pourquoi les couple en Y et Z de la figure 5.2 sont élevés à $t=17s$. En effet, les moteurs doivent fournir deux types d'effort. Le premier sert à combattre la gravité lorsque le simulateur n'est pas en position de référence. On peut appeler ce type d'efforts un effort gravitationnel. Le deuxième type d'effort sert à accélérer le cockpit et est appelé effort inertiel. Lorsque les mouvements sont lents, les accélérations générées sont faibles. Les moteurs n'ont qu'à supporter le cockpit. Pour ce type de mouvement, l'équilibrage statique est très utile. C'est d'ailleurs ce qui se produit lors des dix-sept premières secondes de la simulation. Par contre, lorsque le simulateur subit une grande accélération, à $t=17s$ par exemple, c'est plutôt la partie inertielle qui est importante. Pour ce type de mouvement, l'équilibrage statique est inefficace. Ce détail met en relief la faiblesse de l'équilibrage statique. En effet, comme son nom l'indique, l'équilibrage statique est utile en statique ou lorsque les mouvements sont tellement lents qu'ils peuvent être considérés statiques. Par contre, lorsque les

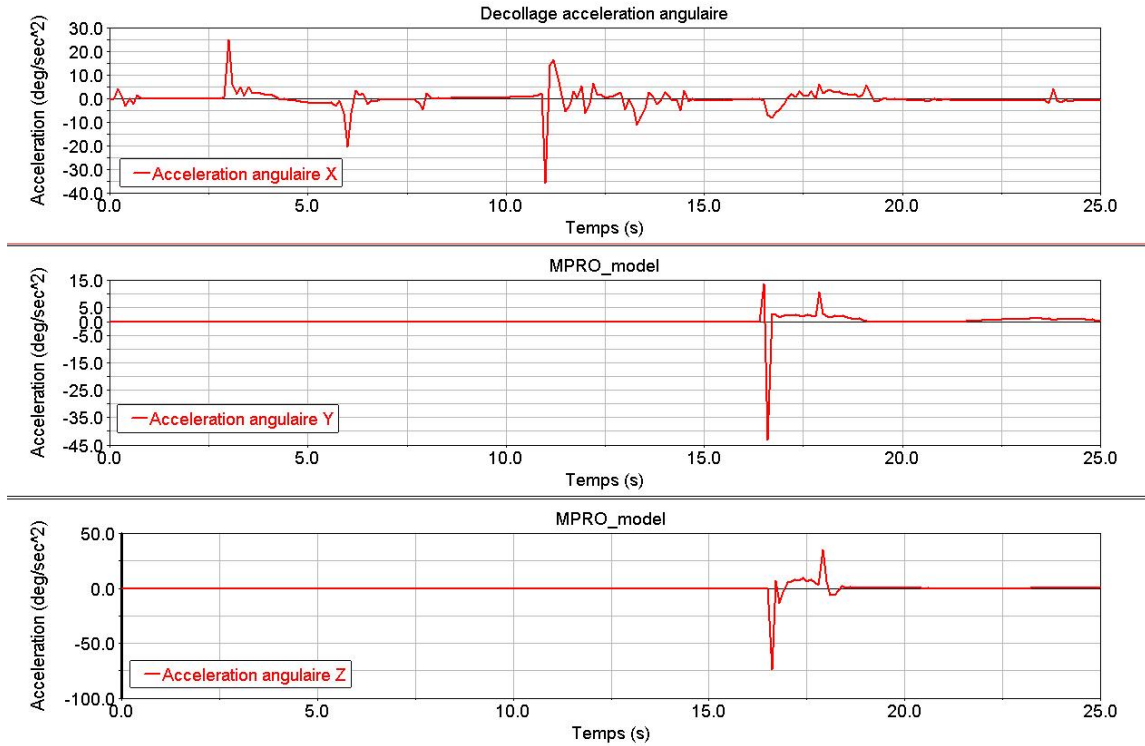


FIG. 5.3 – Accélérations angulaires pour la manoeuvre de décollage.

accélérations sont grandes, c'est l'inertie qui devient plus importante que la masse et l'utilité de l'équilibrage statique diminue.

De cette façon, l'équilibrage statique pourrait sembler inutile puisque que les moteurs doivent être quand même suffisamment puissants pour produire les accélérations ponctuelles. Par exemple, même si le couple en X pour le modèle équilibré est presque toujours à $\pm 20 N \cdot m$, les moteurs doivent quand même être capables de produire $50 N \cdot m$ de façon ponctuelle.

La conclusion que l'on peut tirer est que l'équilibrage statique permet de diminuer de façon notable l'ensemble des forces mais les moteurs doivent quand même être capables de fournir des couples ponctuels plus élevés.

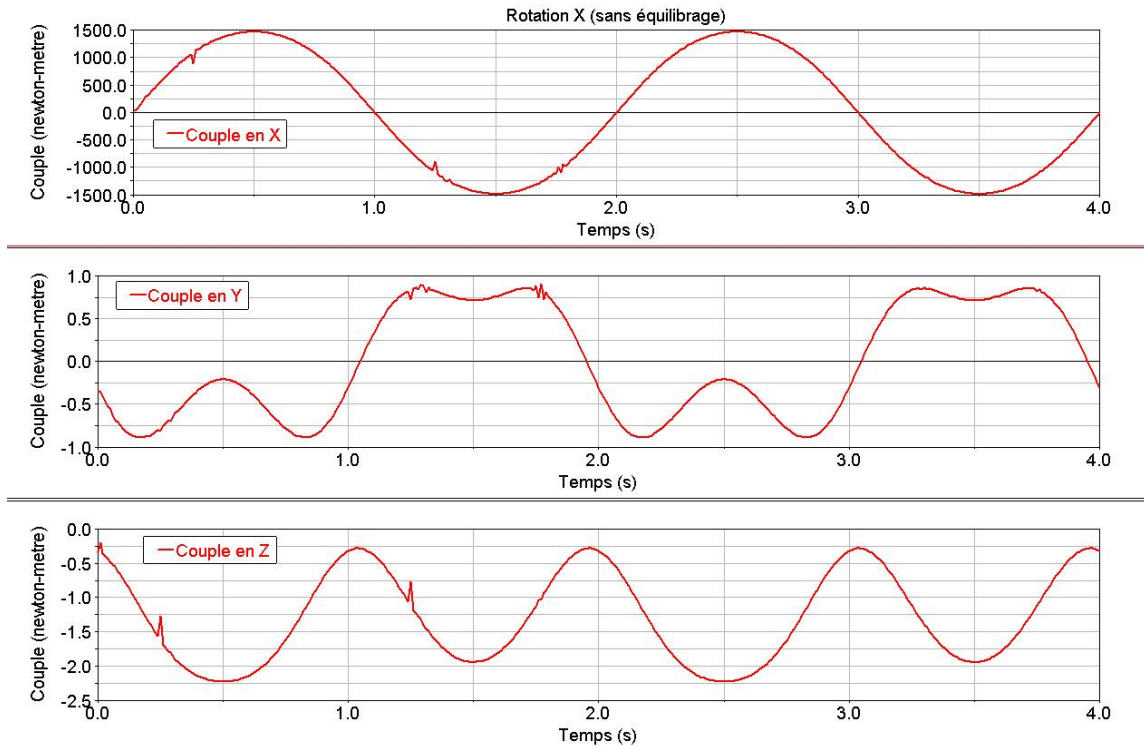


FIG. 5.4 – Graphique des couples pour une rotation en X sans équilibrage

5.2.2 Analyse de la rotation en X

La manoeuvre de décollage permet de bien voir l'impact de l'équilibrage statique sur les couples aux moteurs, mais les efforts qu'elle demande sont relativement faibles par rapport aux limites d'utilisation du simulateur de vol. Pour vérifier quels sont les couples nécessaires dans des conditions plus critiques, une autre simulation a été produite. Il s'agit d'effectuer une rotation en X suivant une forme sinusoïdale d'amplitude 60° et d'une période de 2 secondes. Évidemment, ce type de mouvement ne se produit jamais dans la réalité, mais il permet d'évaluer les efforts maximaux aux moteurs sans chercher une trajectoire réelle qui demanderait les mêmes efforts durant une fraction de seconde.

La figure 5.4 permet de visualiser les couples nécessaires pour créer la rotation. Tel que l'on pourrait l'imaginer, les couples en Y et en Z sont presque nuls puisqu'il n'y a aucun mouvement dans cette direction et que la rotation en X est complètement découplée. Ils ne sont donc pas intéressants à analyser. Par contre, les couples en X sont intéressants. Premièrement, ils suivent une courbe sinusoïdale ce qui est tout à fait normal puisque le mouvement est sinusoïdal. Aussi, ils sont très élevés (de l'ordre

de $1500 N \cdot m$ pour la version qui n'est pas statiquement équilibrée). Lorsqu'on ajoute l'équilibrage statique, le couple diminue autour de $500 N \cdot m$. C'est encore très élevé, mais plus près de ce que les moteurs commerciaux peuvent offrir. L'équilibrage statique permet donc une diminution de près du tiers des couples nécessaires. L'énorme différence entre les couples nécessaires pour la manoeuvre de décollage et la rotation en X s'explique par le fait que les accélérations de chacune des manoeuvres sont vraiment différentes. En effet, l'accélération maximale de la manoeuvre de décollage est d'environ $75^\circ/s^2$ et ce, de façon ponctuelle. Pour la rotation en X, les accélérations sont huit fois plus élevées, c'est-à-dire $600^\circ/s^2$ et elles suivent la forme sinusoïdale du mouvement. Elles sont donc appliquées pendant de plus grandes périodes de temps. Une accélération de $600^\circ/s^2$, est supérieure à la valeur $400^\circ/s^2$ inscrite au cahier des charges, mais cela permet néanmoins d'avoir une idée des couples pour des accélérations très élevées.

À l'aide des deux analyses précédentes, il est possible de déterminer les caractéristiques que devront posséder les moteurs pour pouvoir générer les mouvements voulus à la plate-forme. En effet, les moteurs devront fournir un couple maximal ponctuel d'au moins $1000 N \cdot m$ tout en fournissant $200 N \cdot m$ en couple continu. Évidemment, ils devront être capables de suivre les vitesses de l'effecteur. Le choix des moteurs sera exploré plus en détail dans le chapitre suivant.

5.3 Notes récapitulatives

Ce chapitre a permis de faire l'analyse dynamique de deux manoeuvres complètement distinctes. La première, la manoeuvre de décollage, est une manoeuvre réelle qui, quoique identique à celle produite dans la réalité, ne permet pas d'exploiter les limites du simulateur de vol. La seconde, quant à elle, est complètement théorique et entraîne des couples extrêmement élevés aux actionneurs. Les conclusions qui peuvent être tirées de ces analyses sont les suivantes. Premièrement, l'équilibrage statique permet une diminution très importante des efforts aux actionneurs, surtout lors de manoeuvres réelles qui ne nécessitent pas de grandes accélérations. Sa présence est donc essentielle au fonctionnement du simulateur. Deuxièmement, les couples aux actionneurs peuvent être très élevés même si le simulateur est statiquement équilibré. Ces couples sont cependant appliqués de façon ponctuelle. Finalement, lorsque les accélérations sont élevées, l'équilibrage statique perd de son efficacité proportionnellement aux couples demandés.

Chapitre 6

Design réel

Ce chapitre a pour but de présenter un aperçu de certains problèmes qui sont apparus lors du design du simulateur de vol ainsi que différentes solutions qui ont été apportées.

6.1 Problèmes généraux

À l'aide des cinq chapitres précédents, il a été possible de dresser un portrait relativement large de ce à quoi pourrait ressembler notre nouveau simulateur de vol. Par contre, ce portrait est toujours demeuré théorique. Cela s'explique en partie parce que la grande majorité du temps alloué à la recherche a été utilisé pour des calculs

théoriques. Néanmoins, certains points ont été analysés et résolus du point de vue pratique. Les deux principaux sont le visuel et les moteurs. D'autres n'ont pas été résolus, mais devront l'être pour la réalisation du simulateur. Le principal est le débattement des articulations sphériques et des articulations de cardan. Chacun de ces points sera présenté dans les sections qui suivent.

6.1.1 Les moteurs

Les moteurs constituent une partie importante du simulateur. En effet, les moteurs choisis devront avoir des caractéristiques qui leur permettront de faire bouger adéquatement la plate-forme pour s'assurer d'un réalisme de simulation intéressant. Les chapitres précédents, principalement le chapitre 5, ont permis de trouver certains critères auxquels les moteurs devraient répondre. Premièrement, les différents graphiques produits au chapitre 5 ont permis de trouver quels sont les couples que les moteurs doivent fournir. Tel que prévu, l'équilibrage statique permet une diminution notable des couples en position statique, mais est peu utile lors d'accélération soudaines. Les moteurs doivent donc être capables de fournir de grands couples ponctuellement. Pour faire une analyse adéquate des caractéristiques que les moteurs doivent posséder, on doit diviser les courbes obtenues dans l'annexe B en deux catégories distinctes. La première et la plus importante porte sur les manoeuvres réelles et la seconde, plus utile du côté théorique, les rotations pures. En effet, les trois rotations pures ont été simulées dans le but premier de soumettre le simulateur à des contraintes supérieures à ce que les manoeuvres réelles permettraient et ce principalement au niveau des accélérations.

Si on examine les graphiques des manoeuvres réelles, on se rend compte que le couple est majoritairement sous les $100 N \cdot m$. Il faut donc choisir des moteurs qui permettent des couples continus supérieurs à $100 N \cdot m$. De plus, dans certaines situations, et principalement lors des rotations pures, les couples nécessaires grimpent jusqu'à $600 N \cdot m$. Les moteurs choisis devront donc être capables de fournir des couples instantanés supérieurs à $600 N \cdot m$. Évidemment, ces valeurs de couples sont relativement élevées. Heureusement, le design du simulateur fait en sorte que les vitesses de rotation des moteurs sont faibles. En fait, les valeurs de vitesses angulaires les plus élevées sont d'environ 30 RPM pour les rotations pures. La combinaison des couples élevés et des vitesses angulaires faibles permet d'utiliser un système de réduction. Dans notre cas, le



FIG. 6.1 – Servo-actuateur et contrôleur

mécanisme de réduction qui devrait être utilisé est un *RV reducer* de la compagnie Teijin Seiki Advanced Technologies, Inc.. Ce type de réducteur permet de grands rapports de réduction tout en conservant une bonne rigidité ainsi qu'une taille très compacte (Annexe C). Dans notre cas, nous allons utiliser un moteur pré-monté avec ce type de réducteur directement de la compagnie (figure 6.1). Ainsi, nous nous assurons que tout le système sera performant et que les caractéristiques fournies par la compagnie seront atteintes. Le type d'assemblage moteur-réducteur que nous utiliserons sera un servo-actuateur AR60. Ce servo-actuateur permet des couples continus de $470 \text{ N}\cdot\text{m}$ ainsi que des couples maximaux instantanés de $1568 \text{ N}\cdot\text{m}$. Pour y parvenir, le facteur de réduction utilisé est de 100. La vitesse angulaire maximale est de 30 RPM et la masse de l'ensemble est de 37,5 kg. Ce servo-actuateur offre toutes les caractéristiques désirées tout en conservant un prix relativement bas aux environs de US \$3000. L'amplificateur et le contrôleur sont inclus dans le prix. Le coût total de tout ce qui est relié à la motorisation serait donc d'environ US \$10000 si l'on inclut tout le câblage. Les caractéristiques des servo-actuateurs choisis sont plus élevées que ce qui est nécessaire, mais compte tenu que la différence de prix était faible, il était préférable de choisir des moteurs plus performants, ce qui ajoute un facteur de sécurité à nos calculs.

6.1.2 Le visuel

Le système visuel a déjà été décrit dans les chapitres précédents. C'est pour cette raison que seulement les caractéristiques principales de l'écran seront présentées ici. L'écran utilisé est sphérique. Il est fabriqué par la compagnie ELUMENS (Annexe C). En fait, l'angle de vision est de 180° horizontalement et de 135° verticalement. Le projecteur utilisé est un projecteur standard, mais c'est la lentille qui est modifiée pour permettre de projeter une image de façon sphérique. L'avantage de ce système est qu'il permet de rapprocher de façon notable le projecteur de l'écran, ce qui permet une installation compacte telle que désiré. Le système utilisé sera une VisionStation 1024. Le 1024 fait référence à la résolution du projecteur. Dans le cas présent, la résolution sera de 1024 X 768 pixels. Avec cette résolution, on peut obtenir un réalisme de simulation suffisant tout en conservant le prix du système visuel le plus bas possible. Le rayon de l'écran sera de 0,84 m. La masse de l'ensemble sera de 42 kg. Le prix de ce système visuel est de US \$23800.

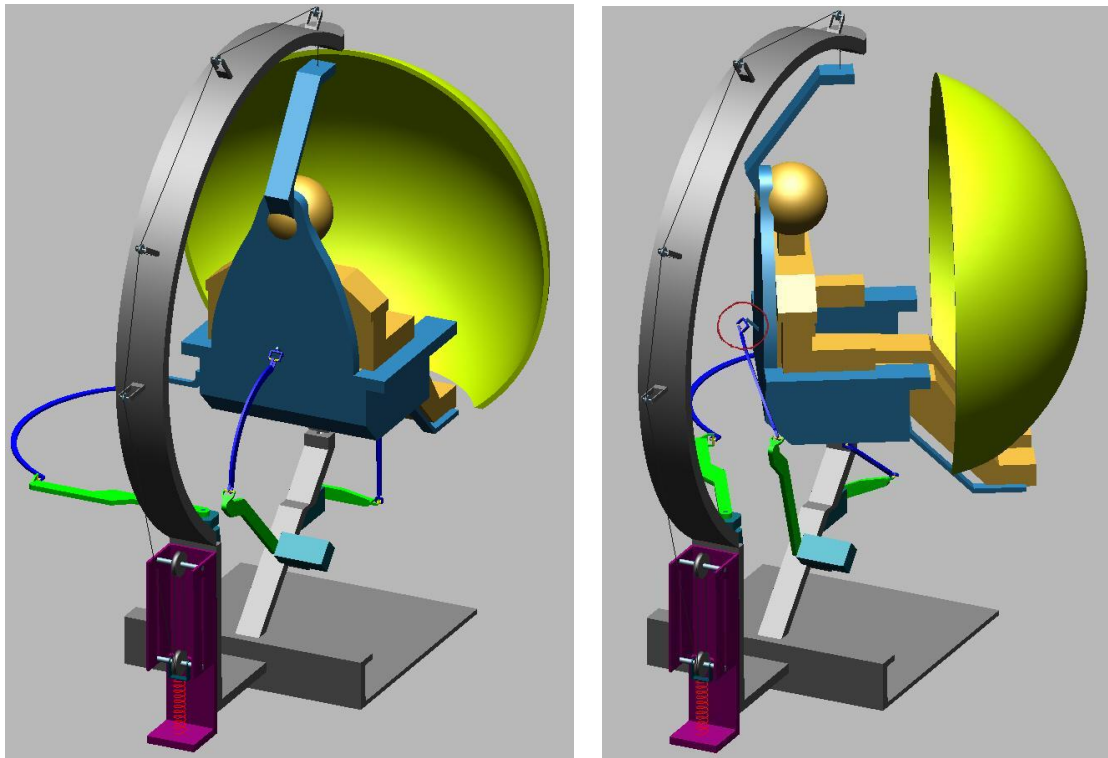


FIG. 6.2 – Écran de la compagnie ELUMENS

Dans sa forme originale, le système repose sur des pattes. Pour le simulateur, l'écran

sera fixé directement sur le siège du cockpit. Ainsi, l'écart pourra suivre les mouvements du cockpit. En plus, cela va diminuer la masse de l'ensemble, ce qui est avantageux.

6.1.3 Articulations



(a) Position de référence

(b) Rotation de 60°

FIG. 6.3 – Rotation maximale en lacet.

Un autre détail important qu'il sera essentiel d'analyser est le débattement des articulations sur les pattes actionnées. Contrairement aux deux points précédents, aucun design n'a été réalisé pour ces articulations. Les articulations les plus critiques sont les articulations sphériques et les articulations de cardan. Le problème est que le débattement normal de ce type d'articulations est d'environ $\pm 35^\circ$ dans le meilleur des cas. Pour le simulateur, les débattements nécessaires seront aux alentours de $\pm 100^\circ$. Les articulations traditionnelles offrent donc des débattements largement insuffisants. L'une des situations les plus critiques se produit lorsque le simulateur effectue une rotation pure en lacet de 60° . À ce moment là, la membrure distale de la patte arrière actionnant le tangage qui est perpendiculaire à l'arrière du siège en position initiale a

maintenant dépassé la position parallèle avec le dossier du siège. La rotation de l'articulation sphérique reliant cette patte et le siège est donc d'au moins 90° . La figure 6.3 permet de bien visualiser cet angle.

Comme il est présentement impossible de trouver des articulations qui permettent de si grands débattements, la solution la plus réalisable est d'utiliser des articulations rotoïdes pour les simuler. Du point de vue cinématique, le résultat est excellent car ce type de remplacement permet des rotations théoriques infinies. En réalité, ce n'est pas le cas. En fait, il y a certains problèmes d'interférence avec les pattes lorsqu'on effectue de grandes rotations. Néanmoins, ce type d'articulations permet très bien des débattements de l'ordre de 100° . Le problème de ces articulations est qu'elles sont positionnées en série et donc en porte-à-faux. Elles sont donc incapables de transmettre de grands couples sans avoir de déformations notables. C'est ce qui fait qu'il est impossible d'utiliser ces articulations de remplacement directement. Une recherche plus approfondie doit donc être effectuée pour trouver des articulations offrant des débattements très grands mais qui sont également assez rigides pour supporter les couples élevés auxquels elles seront soumises.

Les trois sections précédentes donnent un aperçu général du travail à accomplir au niveau du design final du simulateur de vol. Il est à noter que certains détails tels que l'attache du câble sur le siège ainsi que la méthode de réduction ne sont que des versions préliminaires qui, quoiqu'étant efficaces, laissent place à certaines améliorations.

Conclusion

Ce mémoire a présenté les travaux qui ont été réalisés durant la maîtrise. La conclusion a pour but de résumer les résultats atteints au cours de cette maîtrise. Quelques perspectives seront également proposées quant à des améliorations qui pourraient être apportées au concept final.

Tel que mentionné dans l'introduction, chaque objectif est discuté dans un chapitre en particulier. L'objectif recherché dans le chapitre 1 est de faire un résumé des travaux effectués antérieurement au laboratoire et qui sont résumés à la référence [13]. Ces travaux ont prouvé qu'il est possible de concevoir un simulateur de vol ayant moins de six degrés de liberté et qui offrirait des performances comparables aux simulateurs de vol actuels. Pour parvenir à ce résultat, différentes architectures ont été comparées et ce, avec différentes manoeuvres. Certaines de ces architectures offrent de meilleures performances que d'autres. La plate-forme qui offre les performances les plus intéressantes est celle de type sphérique. C'est à partir de ces résultats que l'élaboration de notre simulateur a débuté.

Le chapitre 2 a permis d'atteindre deux buts précis. Dans un premier temps, le cahier des charges du simulateur a été énoncé. Dans ce cahier, les différentes caractéristiques que le simulateur devra posséder sont décrites. Les caractéristiques principales sont : une installation compacte, de grands débattements ($\pm 60^\circ$) ainsi qu'un coût relativement bas. Par la suite, une brève description de certains termes a été effectuée. Dans la

seconde moitié du chapitre, plusieurs architectures ont été présentées. Ces architectures étaient en fait les premières évolutions du simulateur. Ces architectures, sous leur forme originale, ont été rejetées pour différentes raisons. Les deux premières, qui utilisaient le principe de l'oeil agile, étaient beaucoup trop complexes et surtout trop volumineuse pour être utilisables dans notre cas. La troisième, l'architecture sérielle, n'offrait pas les caractéristiques de rigidité nécessaires. Ces architectures ont néanmoins permis de trouver certaines solutions partielles qui ont été utilisées dans la version finale du simulateur.

Dans le chapitre 3, le simulateur est présenté sous sa forme la plus complète. On y retrouve toutes ses caractéristiques physiques. L'architecture qui a été choisie répond en tous point au cahier des charges. Premièrement, le simulateur est compact, $2.5\text{ m} \times 2.5\text{ m} \times 2.7\text{ m}$. Ensuite, les débattements possibles selon chacune des rotations sont de $\pm 60^\circ$. Finalement, le coût total est d'environ 100 000\$ CA. C'est un prix très peu élevé par rapport à celui des simulateurs conventionnels. On retrouve également dans ce chapitre la méthode de fonctionnement du simulateur. Tel que présenté plus tôt, le simulateur utilisera une plate-forme de mouvement parallèle. Chacune des pattes est du même type et elle est constituée d'une articulation rotoïde suivie d'une articulation de cardan et finalement, d'une articulation sphérique. Chaque patte a donc six degrés de liberté. Une articulation sphérique passive limite la plate-forme à trois degrés de liberté en rotation. Les pattes sont de forme rectangulaire en position de référence et restent sous forme d'un parallélogramme lorsqu'une rotation pure est effectuée selon cette patte. Si une rotation n'est pas effectuée selon la patte qui lui est associée, la patte sort donc du plan et n'a plus la forme d'un parallélogramme. La seconde partie du chapitre, qui est aussi la plus imposante, décrit de façon explicite l'analyse cinématique du simulateur. On y retrouve la théorie derrière la cinématique du simulateur ainsi que comment cette théorie fut utilisée pour vérifier l'espace atteignable du simulateur ainsi que sa dextérité dans cet espace. Ses résultats sont également présentés sous forme graphique. Ces résultats démontrent que la dextérité du simulateur près de sa position initiale est excellente, c'est-à-dire près de 1. Par contre, on remarque que la dextérité diminue rapidement lorsque de grandes rotations sont combinées. Cependant, comme il est écrit dans le mémoire, ces combinaisons de grandes rotations sont peu probables dans la réalité. Du point de vue de la cinématique, le simulateur est donc très performant. Il restait à vérifier si l'analyse dynamique donnera d'aussi bons résultats. Les résultats de cette analyse ont été résumés au chapitre 5.

Dans le chapitre 4, on retrouve tous les détails servant à l'équilibrage statique du simulateur. Dans la première partie du chapitre, la théorie entourant l'équilibrage statique en général est énoncée. On y trouve des exemples de mécanismes déjà statiquement équilibrés. On y apprend également quelles sont les différentes techniques pour équilibrer un mécanisme. L'équilibrage statique à l'aide de ressorts est l'avenue qui a été utilisée pour équilibrer le simulateur. La deuxième moitié du chapitre montre comment l'équilibrage statique a été implanté sur le simulateur. Étant donné les grands débattements du simulateur, une méthode de réduction de l'allongement du ressort y est également présentée.

Après l'analyse cinématique décrite au chapitre 3, il était essentiel d'effectuer une seconde analyse pour s'assurer que les efforts demandés aux moteurs seraient réalisables. Pour y parvenir, une analyse dynamique a été réalisée à l'aide du logiciel ADAMS. Différentes trajectoires, certaines étant réelles alors que d'autres étaient purement théoriques, ont été utilisées pour tester les couples aux moteurs. L'utilité de l'équilibrage statique a également été vérifiée. Les résultats obtenus sous forme graphique montrent que les couples aux actionneurs sont élevés mais néanmoins réalisables. Les couples maximaux atteignent environ $1000 N \cdot m$ alors que les couples continus sont beaucoup plus bas aux environs de $200 N \cdot m$. L'avantage de l'équilibrage statique y est démontré principalement lors de mouvements à basse vitesse.

Le dernier chapitre du mémoire présente différents détails qui ont été étudiés lors du design réel du simulateur. On y retrouve le choix des moteurs ainsi que de l'écran. Ce chapitre soulève également un autre détail important sur lequel il sera nécessaire de travailler avant de concevoir le simulateur. Ce détail consiste aux débattements des articulations. Comme il est écrit au chapitre 6, aucune articulation présentement disponible sur le marché ne permet des débattements suffisamment grands pour être utilisée. La solution la plus envisageable est d'utiliser des articulations rotoïdes en série. La rigidité de ce type de montage étant relativement faible, elle devra être améliorée pour être utilisable dans le simulateur.

Le présent mémoire permet de visualiser dans son ensemble la version finale du simulateur. Quoiqu'elles répondent en tout point au cahier des charges, il n'en reste pas moins que certaines sections laissent place à différentes améliorations, la principale étant l'équilibrage statique. Sous sa forme actuelle, l'équilibrage fonctionne bien mais il nécessite une structure circulaire qui grossit passablement la taille du simulateur. Une

alternative intéressante consiste à équilibrer le simulateur par le dessous. Cependant, compte tenu de l'espace disponible, aucun mécanisme efficace n'a pu y être installé.

Il reste également du travail à réaliser tant au niveau de l'optimisation finale des membrures que pour le contrôle du simulateur ainsi que l'affichage graphique. Néanmoins, la partie de la recherche qui nous intéressait est complétée dans son ensemble puisque les objectifs initiaux ont été atteints.

Bibliographie

- [1] Bonev, I., Zlatanov, D. et Gosselin, C.M., 2002, “Advantages of Modified Euler Angles in the Design and Control of PKMs”, *Parallel Kinematic Machines International Conference (PKS 2002)*, Chemnitz, Germany, pp. 171-188.
- [2] Carwardine, G., 1935, “Improvements in equipoising mechanism.”, UK Patent 433,617, *Specifications of Inventions*, Vol.3337, Patent office, Sales Branch, London.
- [3] De Medeuil, C., 1988, “Évolution des simulateurs d’avions civils”, *Onde Electrique*, Vol.68, No.6, pp.35-41.
- [4] Gosselin, C.M. et Angeles, J., 1990, “Singularity analysis of closed-loop kinematic chains”, *IEEE Transactions on robotics and Automation*, Vol.6, No. 3, pp. 281-290.
- [5] Gosselin, C. et Hamel, J.-F., 1994, “The agile Eye : a high-performance three-degree-of-freedom camera-orienting device”, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, San Diego, pp. 781-786.
- [6] Gosselin, C.M., 1999, “Static Balancing of Spherical 3-DoF Parallel Mechanisms and Manipulators.” *The International Journal of Robotics Research*, Vol.18, No.8, pp. 819-829
- [7] Gough, V.E. et Whitehall, S.G., 1962, “Universal tire test machine”, *Proceeding 9th Int. Technical Congress F.I.S.I.T.A.*, vol. 117, pp.117-135.
- [8] Hervé, J.M., 1986, “Device for counterbalancing the forces due to gravity in a robot arm.” United States patent 4,620,829.

- [9] Herder, J.L., 2001, “Energy-free Systems : Theory, conception and design of statically balanced spring mechanisms”, PhD-thesis, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands.
- [10] Laliberté, T., Gosselin, C.M. et Jean, M., 1999, “Static balancing of 3-DOF planar parallel mechanisms”, *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, Vol. 4, No. 4, pp. 363-377
- [11] Nahon, M. A., Reid et Kirdeikis, L.D., 1992, “Adaptive Simulator Motion Software with Supervisory Control”, *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 15, No. 2, pp. 376-383.
- [12] Nathan, R.H., 1985, “A constant-force generation mechanism.”, *ASME Journal of Mechanisms, Transmissions and Automation in Design* 107(4), pp. 508-512
- [13] Pouliot, N., 1997, “Analyse, optimisation et conception de mécanismes de simulation de mouvement à trois degrés de liberté”, Mémoire de maîtrise, Département de génie mécanique, Faculté des sciences et de génie, Université Laval, Québec, Canada.
- [14] Stewart, D., 1965, “A platform with six degrees of freedom”, *Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers*, Vol. 180, No.15, pp. 371-378.
- [15] Streit, D.A., et Shin, E., 1990, “Equilibration for planar linkages.” *Proceedings of the ASME Mechanisms Conference*, Vol. DE-25, New York, pp. 21-28.
- [16] Zyda, M. J., McGhee, R. B., Ross, R. S., Smith, D. B. et Streyle, D.G., 1988, “Flight simulators for under \$100,000”, *IEEE Computer Graphics & Applications*, Vol. 8, No.1, pp.19-27.

Annexe A

Procédures numériques

Telle que présentée au chapitre 3, la procédure théorique pour trouver la dextérité et par le fait même, l'espace atteignable du simulateur est relativement complexe et surtout longue. Ainsi, dans le but de simplifier les calculs et aussi pour accélérer la démarche, deux procédures informatisées ont été produites. La première a été réalisée à l'aide du logiciel MAPLE. Elle permet de trouver directement la dextérité du simulateur en entrant seulement l'orientation de ce dernier. La seconde procédure a été réalisée dans le logiciel MATLAB. Elle sert plutôt à calculer l'espace atteignable du simulateur.

Si on examine plus en détail la procédure sous MAPLE, on s'aperçoit qu'elle reproduit fidèlement les calculs démontrés dans le chapitre 3. L'idée étant simplement d'accélérer les calculs. De plus, la procédure a été faite de façon à ce que l'on puisse modifier les longueurs du simulateur. On peut donc optimiser manuellement la dextérité en ajustant les longueurs des différentes membrures. En fait, les seules variables dans

cette procédure sont les positions des moteurs, les points d'attache des pattes sur le siège et l'orientation pour laquelle on désire connaître la dextérité.

Pour la deuxième procédure, la même démarche a été suivie sauf que cette fois les calculs sont effectués dans une boucle. De cette façon, il est possible de calculer la dextérité pour chacune des orientations du simulateur et ensuite faire un graphique de l'espace atteignable. Encore une fois dans cette procédure, les variables sont au début du programme et sont à l'extérieur des boucles ce qui simplifie leur manipulation.

Voici les deux procédures, en commençant par celle produite à l'aide de MAPLE.

MAPLE

```
> restart;  
> with(linalg):
```

Warning, the protected names norm and trace have been redefined and unprotected

```
> W:=1/3*Matrix(3,3,shape=identity);
```

$$W := \begin{bmatrix} \frac{1}{3} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{3} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{3} \end{bmatrix}$$

```
> phi:=evalf(0*Pi/180);
```

```
> theta:=evalf(0*Pi/180);
```

```
> sigma:=evalf(0*Pi/180);
```

$$\phi := 0.$$

$$\theta := 0.$$

$$\sigma := 0.$$

Pprime indique la position du point d'attache sur la chaise p/r au centre de rotation
R indique la position du moteur p/r au centre de rotation

```
> Pprime_1:=matrix(3,1,[-0.7,0,0]);
```

```
> R_1:=matrix(3,1,[0,-0.8,0]);
```

$$Pprime_1 := \begin{bmatrix} -0.7 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$R_{.1} := \begin{bmatrix} 0 \\ -.8 \\ 0 \end{bmatrix}$$

> Pprime_2:=matrix(3,1,[0.25,0,0]);

> R_2:=matrix(3,1,[0,0,-0.31]);

$$Pprime_{.2} := \begin{bmatrix} .25 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$R_{.2} := \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -.31 \end{bmatrix}$$

> Pprime_3:=matrix(3,1,[0,-0.2828,0.2828]);

> R_3:=matrix(3,1,[0,-0.389,-0.389]);

$$Pprime_{.3} := \begin{bmatrix} 0 \\ -.2828 \\ .2828 \end{bmatrix}$$

$$R_{.3} := \begin{bmatrix} 0 \\ -.389 \\ -.389 \end{bmatrix}$$

La matrice Q est de la forme ZYZ


```

> Q :=
> matrix([[cos(phi)*cos(theta)*cos(sigma-phi)-sin(phi)*sin(sigma-phi),
> -cos(phi)*cos(theta)*sin(sigma-phi)-sin(phi)*cos(sigma-phi),
> cos(phi)*sin(theta)],
> [sin(phi)*cos(theta)*cos(sigma-phi)+cos(phi)*sin(sigma-phi),
> -sin(phi)*cos(theta)*sin(sigma-phi)+cos(phi)*cos(sigma-phi),
> sin(phi)*sin(theta)], [-sin(theta)*cos(sigma-phi),
> sin(theta)*sin(sigma-phi), cos(theta)]]);

```

$$Q := \begin{bmatrix} 1. & -0. & 0. \\ 0. & 1. & 0. \\ -0. & 0. & 1. \end{bmatrix}$$

A.1 Yaw

```

> l1_1:=sqrt(Pprime_1[1,1]^2+Pprime_1[2,1]^2+Pprime_1[3,1]^2);
      l1_1 := .70000000000
> l2_1:=sqrt(R_1[1,1]^2+R_1[2,1]^2+R_1[3,1]^2);
      l2_1 := .80000000000
> e1_1:=matrix(3,1,[1,0,0]);
> e2_1:=matrix(3,1,[0,1,0]);

```

$$e1_1 := \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

```

                                
$$e2\_1 := \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

> P_1:=evalf(evalm(Q&*Pprime_1));
                                
$$P\_1 := \begin{bmatrix} -.7 \\ 0. \\ 0. \end{bmatrix}$$

> A_1:=evalm(2*transpose(P_1-R_1)&*e1_1*l1_1):
> A_1:=A_1[1,1];
                                
$$A\_1 := -.9800000000$$

> B_1:=evalm(2*transpose(P_1-R_1)&*e2_1*l1_1):
> B_1:=B_1[1,1];
                                
$$B\_1 := 1.1200000000$$

> C_1:=evalm(-l2_1^2+l1_1^2+transpose(P_1-R_1)*(P_1-R_1)):
> C_1:=C_1[1,1];
                                
$$C\_1 := .9800000000$$

> Theta1_1:=evalf(2*arctan(((B_1)+((A_1^2+B_1^2-C_1^2)^0.5))/(C_1-A_1
> ))));
                                
$$Theta1\_1 := 0.$$


```

A.2 Roll

```

> l1_2:=sqrt(Pprime_2[1,1]^2+Pprime_2[2,1]^2+Pprime_2[3,1]^2);
> l2_2:=sqrt(R_2[1,1]^2+R_2[2,1]^2+R_2[3,1]^2);
                                
$$l1\_2 := .2500000000$$

                                
$$l2\_2 := .3100000000$$

> e1_2:=matrix(3,1,[-1,0,0]);
> e2_2:=matrix(3,1,[0,0,1]);

```

$$e1_2 := \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$e2_2 := \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

> P_2:=evalf(evalm(Q&*Pprime_2));

$$P_2 := \begin{bmatrix} .25 \\ 0. \\ 0. \end{bmatrix}$$

> A_2:=evalm(2*transpose(P_2-R_2)&*e1_2*11_2):

> A_2:=A_2[1,1];

$$A_2 := -.1250000000$$

> B_2:=evalm(2*transpose(P_2-R_2)&*e2_2*11_2):

> B_2:=B_2[1,1];

$$B_2 := .1550000000$$

> C_2:=evalm(-12_2^2+11_2^2+transpose(P_2-R_2)*(P_2-R_2)):

> C_2:=C_2[1,1];

$$C_2 := .1250000000$$

> Theta1_2:=evalf(2*arctan(((-(B_2)+((A_2^2+B_2^2-C_2^2)^0.5)))/(C_2-A_2

>))));

$$Theta1_2 := 0.$$

A.3 Pitch

> l1_3:=sqrt(Pprime_3[1,1]^2+Pprime_3[2,1]^2+Pprime_3[3,1]^2);

> l2_3:=sqrt(R_3[1,1]^2+R_3[2,1]^2+R_3[3,1]^2);

$$l1_3 := .3999395954$$

$$l2_3 := .5501290758$$

```
> e1_3:=matrix(3,1,[0,1,0]);
```

```
> e2_3:=matrix(3,1,[0,0,1]);
```

$$e1_3 := \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$e2_3 := \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

```
> P_3:=evalf(evalm(Q&*Pprime_3));
```

$$P_3 := \begin{bmatrix} 0. \\ -.2828 \\ .2828 \end{bmatrix}$$

```
> A_3:=evalm(2*transpose(P_3-R_3)&*e1_3*11_3):
```

```
> A_3:=A_3[1,1];
```

$$A_3 := .08494717006$$

```
> B_3:=evalm(2*transpose(P_3-R_3)&*e2_3*11_3):
```

```
> B_3:=B_3[1,1];
```

$$B_3 := .5373588404$$

```
> C_3:=evalm(-12_3^2+11_3^2+transpose(P_3-R_3)*(P_3-R_3)):
```

```
> C_3:=C_3[1,1];
```

$$C_3 := .3199033600$$

```
> Theta1_3:=evalf(2*arctan(((-(B_3)+((A_3^2+B_3^2-C_3^2)^0.5)))/(C_3-A_3
```

```
> ))) + Pi);
```

$$Theta1_3 := 2.356194491$$

```
> theta1_1:=evalf(Theta1_1*180/Pi);
```

```
> theta1_2:=evalf(Theta1_2*180/Pi);
```

```
> theta1_3:=evalf((Theta1_3-3*Pi/4)*180/Pi);
```

$$theta1_1 := 0.$$

$theta1_2 := 0.$
 $theta1_3 := .5729577950 \cdot 10^{-7}$

A.4 Jacobien

A.4.1 Matrice B

> E_1:=matrix(3,3,[[0,-1,0],[1,0,0],[0,0,1]]);

$$E_1 := \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

> u_1:=matrix(3,1,[-l1_1*cos(Theta1_1),-l1_1*sin(Theta1_1),0]);

$$u_1 := \begin{bmatrix} -.7000000000 \\ 0. \\ 0 \end{bmatrix}$$

> Mat_B_1:=evalm(transpose(P_1-R_1)&*E_1&*u_1):

> Mat_B_1:=evalf(Mat_B_1[1,1]);

$$Mat_B_1 := -.5600000000$$

> E_2:=matrix(3,3,[[0,0,1],[0,1,0],[-1,0,0]]);

$$E_2 := \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

> u_2:=matrix(3,1,[l1_2*cos(Theta1_2),0,-l1_2*sin(Theta1_2)]);

$$u_2 := \begin{bmatrix} .2500000000 \\ 0 \\ -0. \end{bmatrix}$$

> Mat_B_2:=evalm(transpose(P_2-R_2)&*E_2&*u_2):

> Mat_B_2:=evalf(Mat_B_2[1,1]);

$$Mat_B_2 := -.07750000000$$

> E_3:=matrix(3,3,[[1,0,0],[0,0,-1],[0,1,0]]);

```


$$E_3 := \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

> u_3:=matrix(3,1,[0,evalf(l1_3*cos(Theta1_3)),evalf(l1_3*sin(Theta1_3)
> )]);

$$u_3 := \begin{bmatrix} 0 \\ -.2828000002 \\ .2827999997 \end{bmatrix}$$

> Mat_B_3:=evalm(transpose(P_3-R_3)&*E_3&*u_3):
> Mat_B_3:=evalf(Mat_B_3[1,1]);

$$Mat\_B\_3 := -.2200184001$$

> Mat_B:=matrix(3,3,[[Mat_B_1,0,0],[0,Mat_B_2,0],[0,0,Mat_B_3]]);

$$Mat\_B := \begin{bmatrix} -.5600000000 & 0 & 0 \\ 0 & -.0775000000 & 0 \\ 0 & 0 & -.2200184001 \end{bmatrix}$$

> Norm_B:=sqrt(trace(Mat_B&*W&*transpose(Mat_B)));
> Norm_Binv:=sqrt(trace(inverse(Mat_B)&*W&*transpose(inverse(Mat_B))));
> COND_B_NOTE:=Norm_B*Norm_Binv;

$$Norm\_B := .3502448412$$


$$Norm\_Binv := 7.965335590$$


$$COND\_B\_NOTE := 2.789817699$$


```

A.4.2 Matrice A

```

> P_1:=vector([P_1[1,1],P_1[2,1],P_1[3,1]]);

$$P_1 := [-.7, 0., 0.]$$

> u_1:=vector([-l1_1*cos(Theta1_1),-l1_1*sin(Theta1_1),0]);

$$u_1 := [-.7000000000, -0., 0]$$

> r_1:=vector([R_1[1,1],R_1[2,1],R_1[3,1]]);

$$r_1 := [0, -.8, 0]$$

> Mat_A_1:=crossprod(P_1,-u_1-r_1);

```

```

           $Mat\_A\_1 := [0., 0., -.56]$ 
> P_2:=vector([P_2[1,1],P_2[2,1],P_2[3,1]]);
           $P\_2 := [.25, 0., 0.]$ 
> u_2:=vector([l1_2*cos(Theta1_2),0,-l1_2*sin(Theta1_2)]);
           $u\_2 := [.2500000000, 0, -0.]$ 
> r_2:=vector([R_2[1,1],R_2[2,1],R_2[3,1]]);
           $r\_2 := [0, 0, -.31]$ 
> Mat_A_2:=crossprod(P_2,-u_2-r_2);
           $Mat\_A\_2 := [0., -.0775, 0.]$ 
> P_3:=vector([P_3[1,1],P_3[2,1],P_3[3,1]]);
           $P\_3 := [0., -.2828, .2828]$ 
> u_3:=evalf(vector([0,l1_3*cos(Theta1_3),l1_3*sin(Theta1_3)]));
           $u\_3 := [0., -.2828000002, .2827999997]$ 
> r_3:=vector([R_3[1,1],R_3[2,1],R_3[3,1]]);
           $r\_3 := [0, -.389, -.389]$ 
> Mat_A_3:=crossprod(P_3,-u_3-r_3);
           $Mat\_A\_3 := [-.2200184002, -0., 0.]$ 
> Mat_A:=matrix(3,3,[[Mat_A_1[1],Mat_A_1[2],Mat_A_1[3]], [Mat_A_2[1],Mat
_A_2[2],Mat_A_2[3]], [Mat_A_3[1],Mat_A_3[2],Mat_A_3[3]]]);
           $Mat\_A := \begin{bmatrix} 0. & 0. & -.56 \\ 0. & -.0775 & 0. \\ -.2200184002 & -0. & 0. \end{bmatrix}$ 
> Norm_A:=sqrt(trace(Mat_A&*W&*transpose(Mat_A)));
> Norm_Ainv:=sqrt(trace(inverse(Mat_A)&*W&*transpose(inverse(Mat_A))));
> COND_A_NOTE:=Norm_A*Norm_Ainv;
           $Norm\_A := .3502448412$ 
           $Norm\_Ainv := 7.965335585$ 
           $COND\_A\_NOTE := 2.789817697$ 
> Dexterite_A:=1/COND_A_NOTE;
> Dexterite_B:=1/COND_B_NOTE;
```

Dexterite_A := .3584463605

Dexterite_B := .3584463603

> *J*:=evalm(inverse(Mat_A)&*Mat_B);

$$J := \begin{bmatrix} -0. & 0. & .9999999996 \\ 0. & .9999999995 & 0. \\ 1.000000000 & 0. & 0. \end{bmatrix}$$

> Norm_J:=sqrt(trace(J&*W&*transpose(J)));

Norm_J := .9999999997

> Norm_Jinv:=sqrt(trace(inverse(J)&*W&*transpose(inverse(J))));

Norm_Jinv := 1.000000000

> COND_J_NOTE:=Norm_J*Norm_Jinv;

COND_J_NOTE := .9999999997

MATLAB

```
1 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2 % Dextérité
3 % J'utilise la notation TILT & TORSION
4 % On fait varier phi, theta et sigma(torsion) et on affiche la dextérité locale
5 % J'ai fait une moyenne pour chaque valeur de torsion
6 % Faire attention lorsque l'on utilise la fonction COND car il y en a différents types. Il faut utiliser FROBENIUS
7 % dans notre cas
8 % Si on est assis dans le simulateur, l'axe des X est à notre droite, l'axe des Y en avant et l'axe des Z en haut
9 % Le graphique est fait à l'aide de surfaces.
10 % On affiche également les zones où la dextérité est inférieure à 0.01.
11 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
12 clear all ;
13 close all ;
14 clc ;
15
16 % Incrementation
17 pas=0.05;
18 vectt=-1:pas:1;
19 longueur=length(vectt);
20 pas_graph=2 % Ce vecteur nous donne le nombre de graphique que l'on désire+1
21 vectt_graph=-1:2/pas_graph:1
22 longueur_graph=length(vectt_graph)
23
24 % Données du mécanisme
25 % Pprime est la position du point d'attache sur le siège p/r au centre de rotation
26 % R est la position du moteur p/r au centre de rotation
27 Pprime.1=[-0.7,0,0]';
28 R.1=[0,-.83,0]';
29 Pprime.2=[0.25,0,0]';
30 R.2=[0,0,-0.61]';
31 Pprime.3=[0,-0.359468,0.263314]';
32 R.3=[0,-0.275,-0.385]';
33 cpt=0;
```

```

34
35 % Parametres constant que l'on peut sortir de la boucle
36
37 l1_1=sqrt(Pprime_1(1)^2+Pprime_1(2)^2+Pprime_1(3)^2);
38 l2_1=sqrt(R_1(1)^2+R_1(2)^2+R_1(3)^2);
39 e1_1=[1,0,0]';
40 e2_1=[0,1,0]';
41 l1_2=sqrt(Pprime_2(1)^2+Pprime_2(2)^2+Pprime_2(3)^2);
42 l2_2=sqrt(R_2(1)^2+R_2(2)^2+R_2(3)^2);
43 e1_2=[-1,0,0]';
44 e2_2=[0,0,1]';
45 l1_3=sqrt(Pprime_3(1)^2+Pprime_3(2)^2+Pprime_3(3)^2);
46 l2_3=sqrt(R_3(1)^2+R_3(2)^2+R_3(3)^2);
47 e1_3=[0,1,0]';
48 e2_3=[0,0,1]';
49 E_1=[0,-1,0;1,0,0;0,0,1];
50 E_2=[0,0,1;0,1,0;-1,0,0];
51 E_3=[1,0,0;0,0,-1;0,1,0];
52
53 for k=1:longueur_graph
54     r=vectt_graph(k)
55     sigma=60/180*pi*r;
56     PHI_sing=zeros(1,2/pas+1);
57     THETA_sing=zeros(1,2/pas+1);
58     DextJ_sing=zeros(2/pas+1,2/pas+1);
59     for i=1:longueur
60         s=vectt(i);
61         theta=60/180*pi*s;
62         for j=1:longueur;
63             t=vectt(j);
64             phi=60*pi/180*t;
65             Q=[cos(phi)*cos(theta)*cos(sigma-phi)-sin(phi)*sin(sigma-phi),-cos(phi)
66                 *cos(theta)*sin(sigma-phi)-sin(phi)*cos(sigma-phi), cos(phi)*sin(theta);sin(phi)*
67                 cos(theta)*cos(sigma-phi)+cos(phi)*sin(sigma-phi), -sin(phi)*cos(theta)*sin(sigma-phi)
68                 +cos(phi)*cos(sigma-phi), sin(phi)*sin(theta);-sin(theta)*cos(sigma-phi), sin(theta)
69                 *sin(sigma-phi), cos(theta)];
70             %%%%%%%%%%
71             %YAW
72             P_1=Q*Pprime_1;
73             A_1=2*(P_1-R_1)'*e1_1*l1_1;
74             B_1=2*(P_1-R_1)'*e2_1*l1_1;
75             C_1=-l2_1^2+l1_1^2+(P_1-R_1)'*(P_1-R_1);
76             Theta1_1=2*atan(((B_1)+((A_1^2+B_1^2-C_1^2)^0.5))/(C_1-A_1));
77             %%%%%%%%%%
78             %ROLL
79             P_2=Q*Pprime_2;
80             A_2=2*(P_2-R_2)'*e1_2*l1_2;
81             B_2=2*(P_2-R_2)'*e2_2*l1_2;
82             C_2=-l2_2^2+l1_2^2+(P_2-R_2)'*(P_2-R_2);
83             Theta1_2=2*atan(((B_2)+((A_2^2+B_2^2-C_2^2)^0.5))/(C_2-A_2));
84             %%%%%%%%%%
85             %PITCH
86             P_3=Q*Pprime_3;
87             A_3=2*(P_3-R_3)'*e1_3*l1_3;
88             B_3=2*(P_3-R_3)'*e2_3*l1_3;

```

```

89      C.3=-12.3^2+11.3^2+(P.3-R.3)*(P.3-R.3);
90      theta1.3=2*atan(((B.3)+((A.3^2+B.3^2-C.3^2)^0.5))/(C.3-A.3))+pi/4;
91      Theta1.3=theta1.3-pi/4;
92
93      %%%%%%%%%%%
94      %Matrice B
95      u.1=[-11.1*cos(Theta1.1),-11.1*sin(Theta1.1),0]';
96      Mat_B.1=(P.1-R.1)*E.1*u.1;
97      u.2=[11.2*cos(Theta1.2),0,-11.2*sin(Theta1.2)]';
98      Mat_B.2=(P.2-R.2)*E.2*u.2;
99      u.3=[0,-11.3*cos(Theta1.3),-11.3*sin(Theta1.3)]';
100     Mat_B.3=(P.3-R.3)*E.3*u.3;
101     Mat_B=[Mat_B.1,0,0;0,Mat_B.2,0;0,0,Mat_B.3];
102     CondB=cond(Mat_B,'fro');
103     %%%%%%%%%%%
104     %Matrice A
105     Mat_A.1=(cross(P.1,-u.1-R.1))';
106     Mat_A.2=(cross(P.2,-u.2-R.2))';
107     Mat_A.3=(cross(P.3,-u.3-R.3))';
108     Mat_A=[Mat_A.1;Mat_A.2;Mat_A.3];
109     CondA=cond(Mat_A,'fro');
110     %%%%%%%%%%%
111     %Matrice J
112     Mat_A_inv=inv(Mat_A);
113     J=Mat_A_inv*Mat_B;
114     CondJ=cond(J,'fro');
115     if CondA>100;
116         CondJ=100000;
117     elseif CondB>100;
118         CondJ=100000;
119     else
120         CondJ=CondJ;
121     end
122     DextJ=1/CondJ;
123     CONDJ(i,j)=CondJ;
124     DEXTJ(i,j)=DextJ;
125     PHI(j)=phi*180/pi;
126     cpt=cpt+1
127     PHL_sing(j)=phi*180/pi;
128     if DextJ<=0.01;
129         DextJ_sing(i,j)=1;
130     end
131     end
132     THETA(i)=theta*180/pi;
133     THETA_sing(i)=theta*180/pi;
134     end
135     SIGMA=sigma*180/pi;
136     % Affichage de la dexterite en fonction de theta et sigma pour un phi donne
137     figure
138     surf(THETA,PHI,DEXTJ)
139     shading interp
140     xlabel('\phi')
141     ylabel('\theta')
142     zlabel('dexterite')
143     axis([-70 70 -70 70 0 1])

```

```

144     title(['Torsion', num2str(SIGMA), '°degre'])
145     % Affichage des zones ou la dexterite est inferieure a 0.01
146     figure
147     %contour(PHI_sing,THETA_sing,DextJ_sing,[6]);
148     surf(PHI_sing,THETA_sing,DextJ_sing)
149     xlabel('PHI')
150     ylabel('THETA')
151     title(['Torsion', num2str(SIGMA), '°degre'])
152     axis([-70 70 -70 70 ])
153     DEXT_moy=sum(DEXTJ);
154     DEXT_MOY(k)=sum(DEXT_moy)/longueur^2;
155     end
156     % Affichage d'une valeur moyenne arbitraire de la dexterite
157     figure
158     DEXT_OPT=sum(DEXT_MOY)/longueur_graph;
159     plot(vectt_graph,DEXT_MOY)
160     title(num2str(DEXT_OPT))

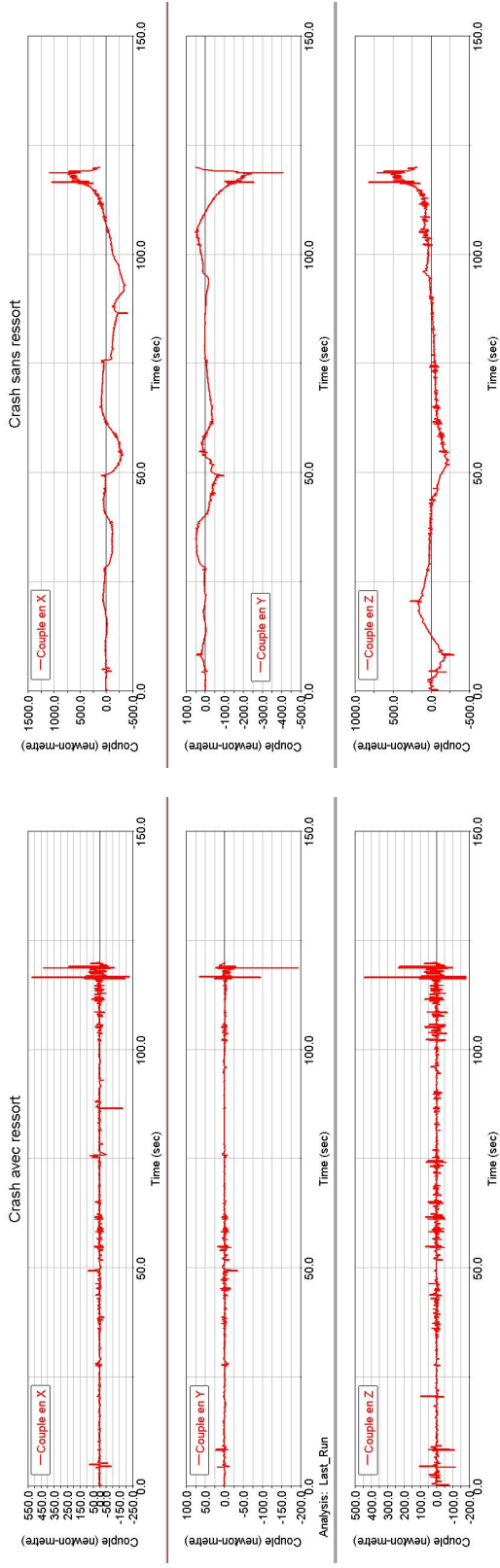
```

Annexe B

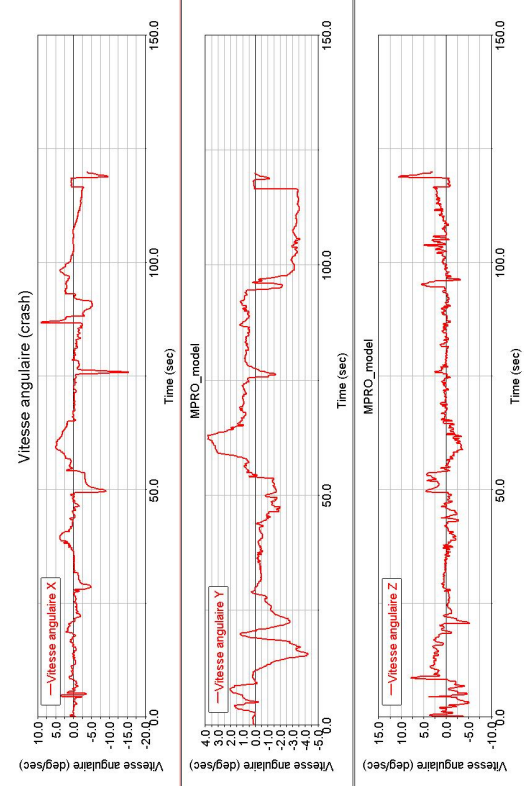
Résultats bruts de l'analyse dynamique

On retrouve dans cette annexe les différents graphiques obtenus lors des simulations dans ADAMS. Pour chaque simulation, on trace le graphique des couples aux moteurs autour X, Y et Z. De plus, quatre aspects différents de chaque simulation sont analysés. Premièrement, on produit le graphique pour la simulation avec équilibrage. Ensuite, on refait la même simulation mais sans l'équilibrage statique. On mesure ensuite les vitesses angulaires et puis finalement les accélérations angulaires. Comme neuf simulations ont été testées, il y aura trente-six graphiques dont quatre ont déjà été présentés dans le chapitre 5.

Les quatre graphiques d'une même simulation se retrouvent sur la même page dans le but de simplifier leur analyse.

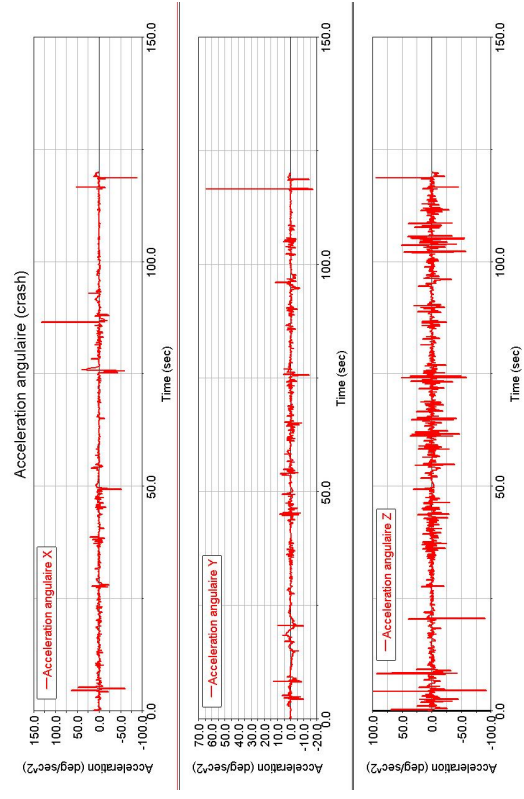


(a) Crash avec équilibrage

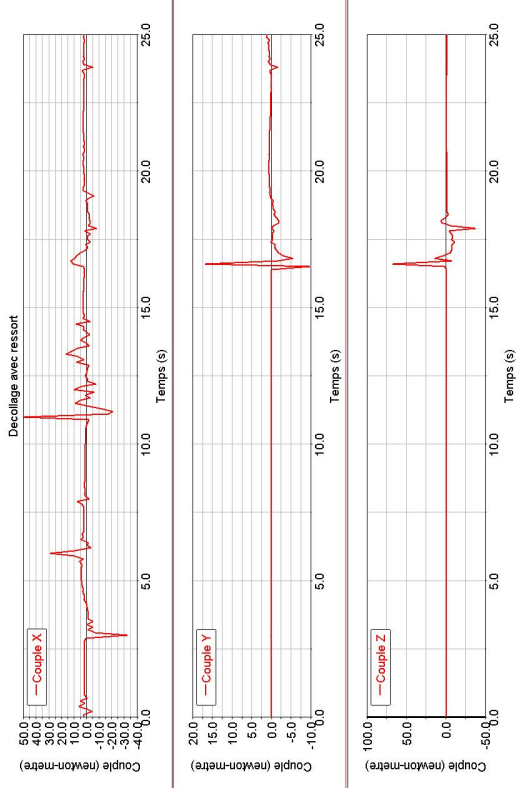


(c) Vitesses angulaires

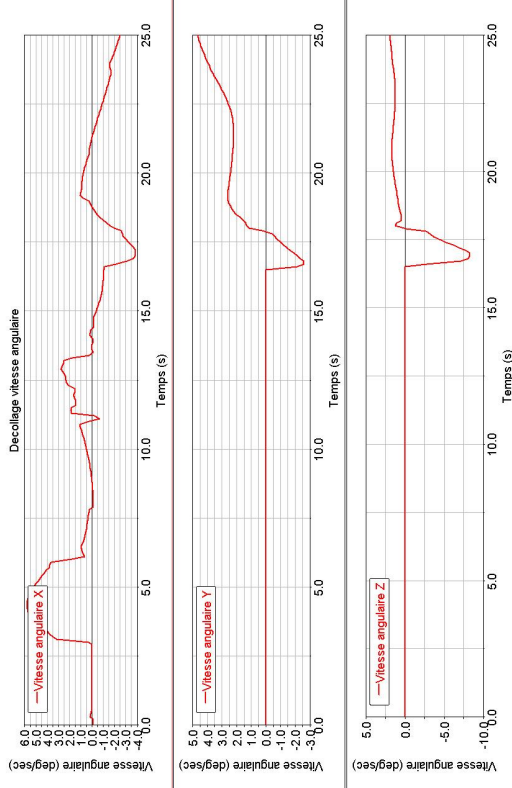
(b) Crash sans équilibrage



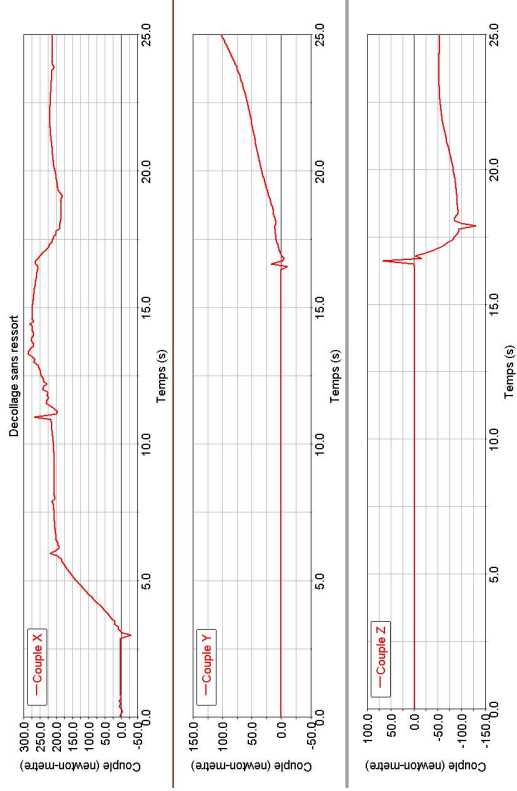
(d) Accélérations angulaires



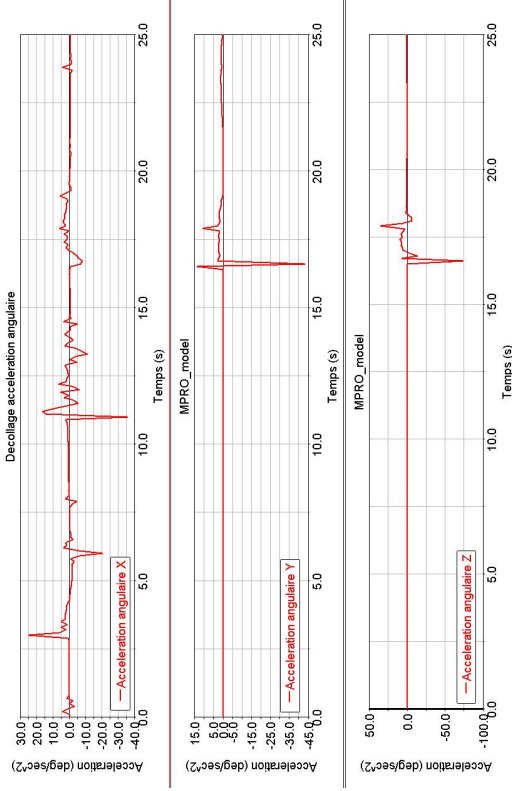
(a) Décollage avec équilibrage



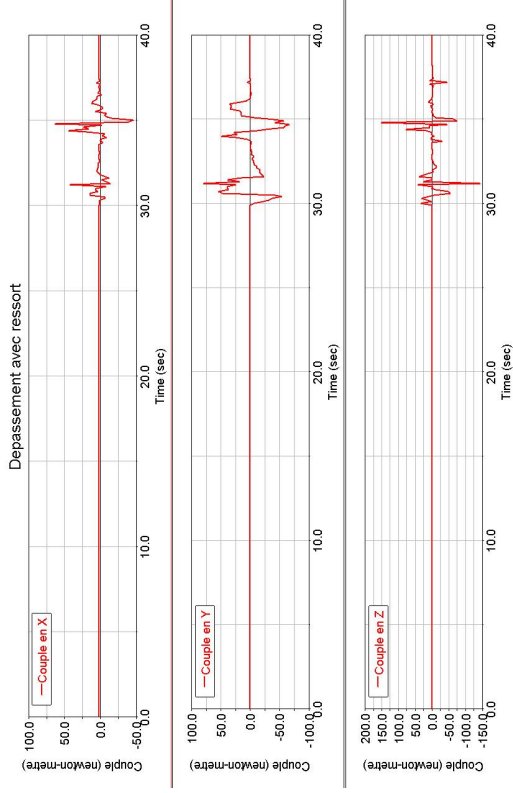
(c) Vitesses angulaires



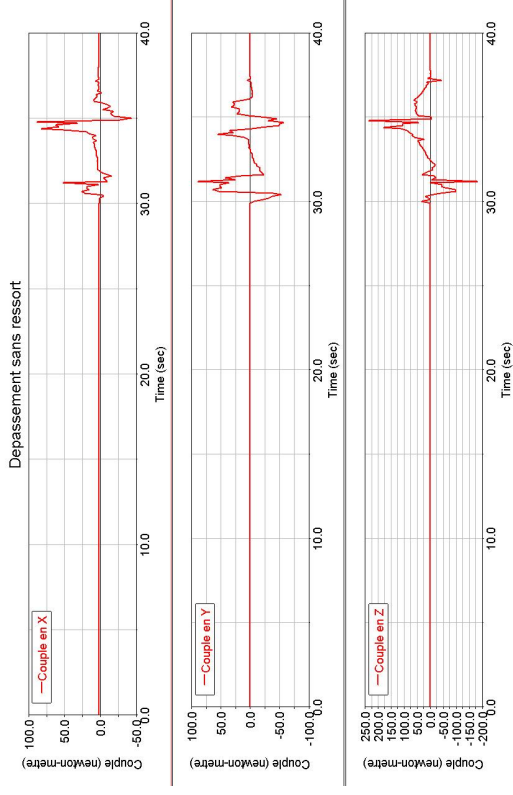
(b) Décollage sans équilibrage



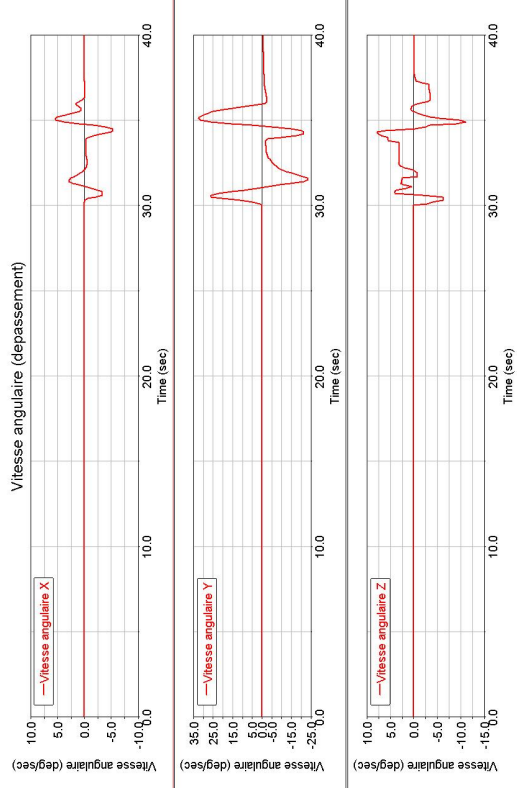
(d) Accélérations angulaires



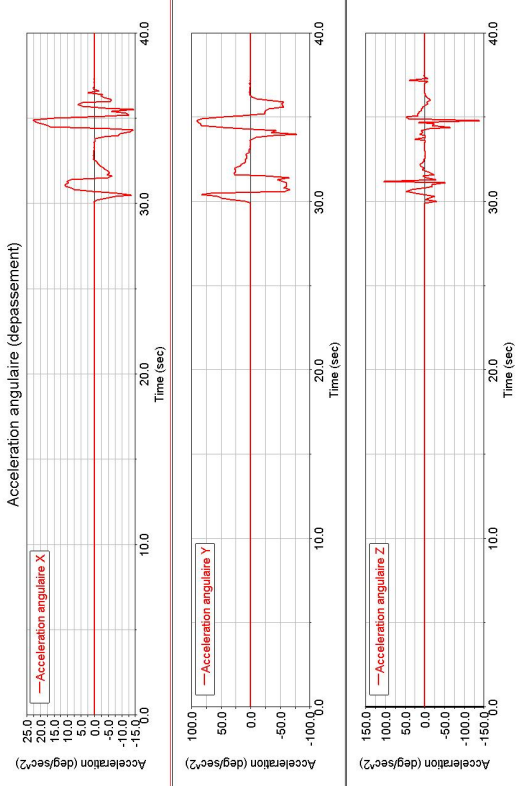
(a) Dépassement avec équilibrage



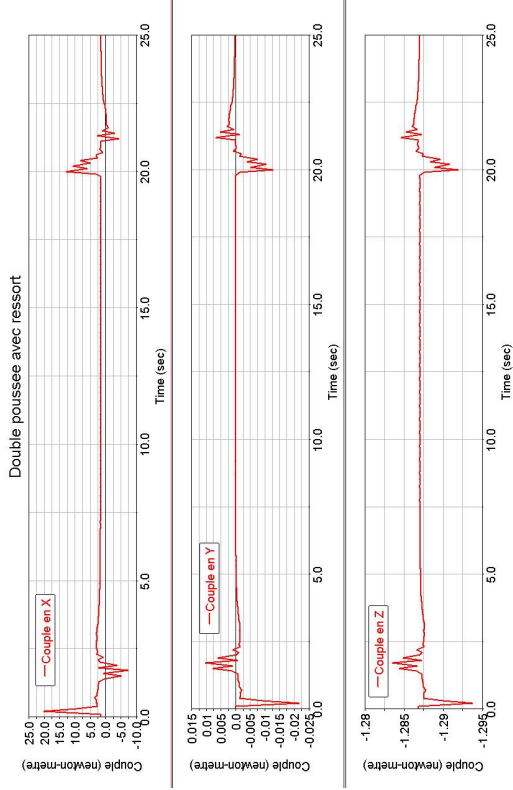
(b) Dépassement sans équilibrage



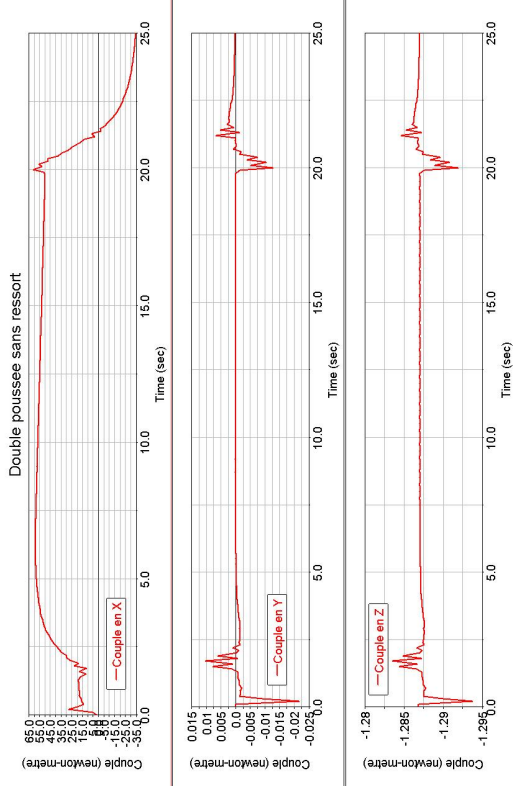
(c) Vitesses angulaires



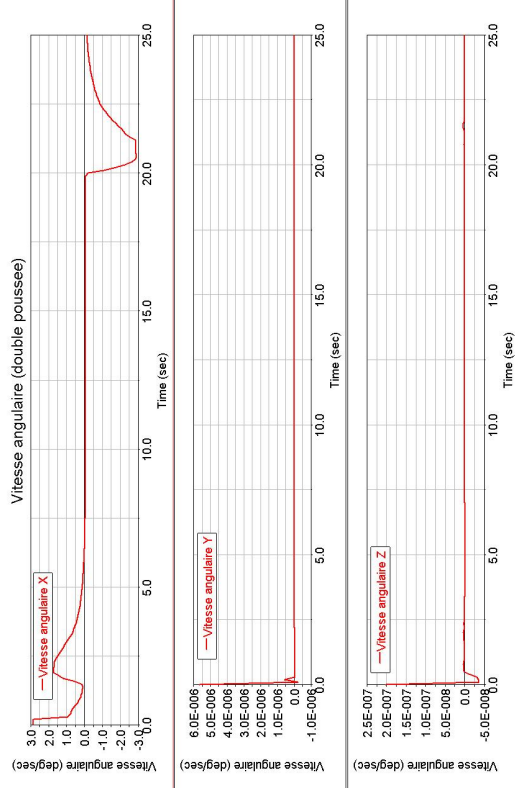
(d) Accélérations angulaires



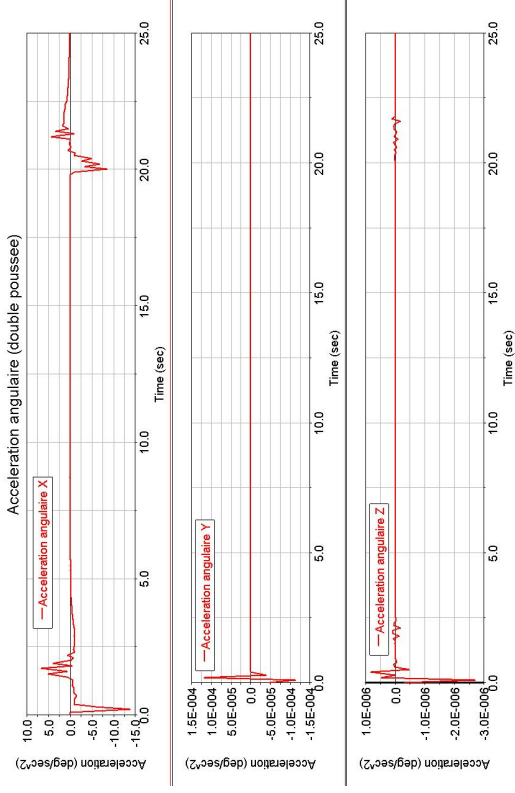
(a) Double poussée avec équilibrage



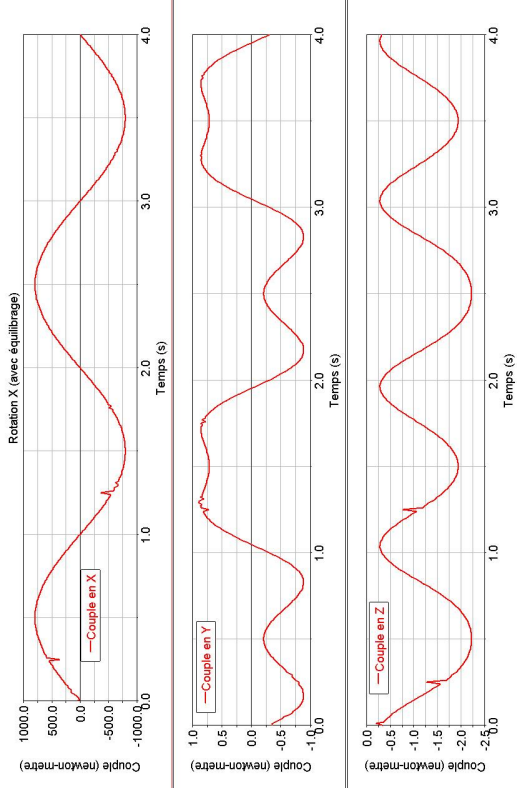
(b) Double poussée sans équilibrage



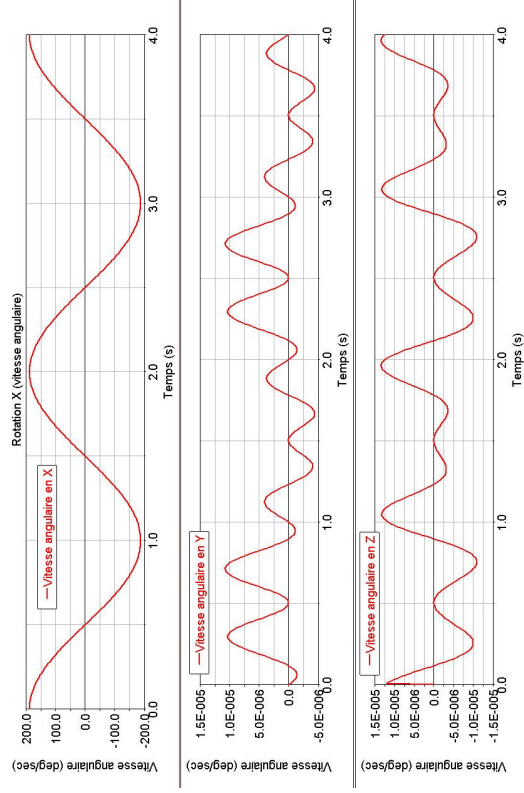
(c) Vitesses angulaires



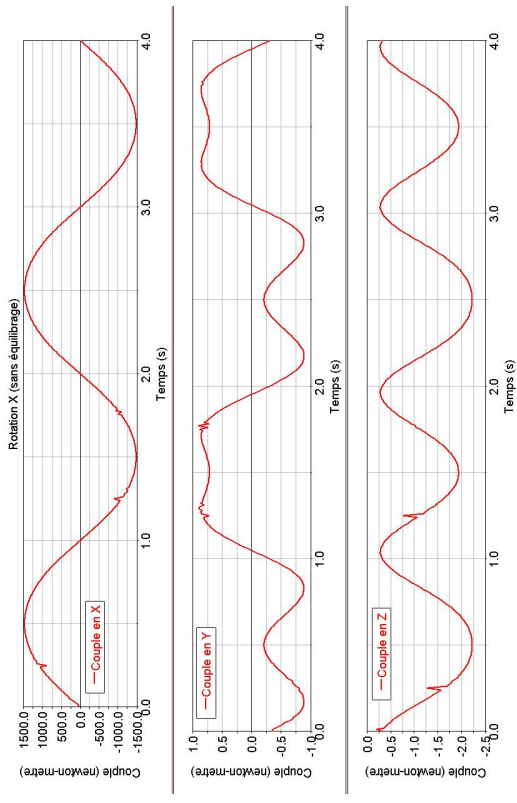
(d) Accélérations angulaires



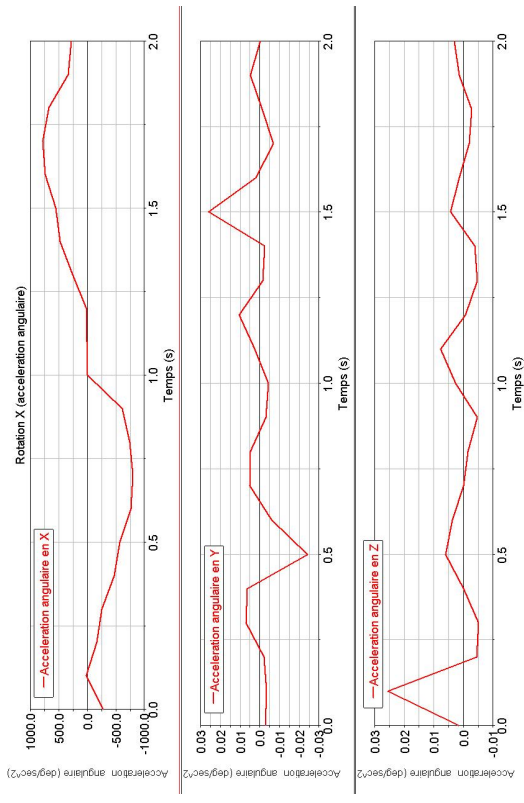
(a) Rotation en X avec équilibrage



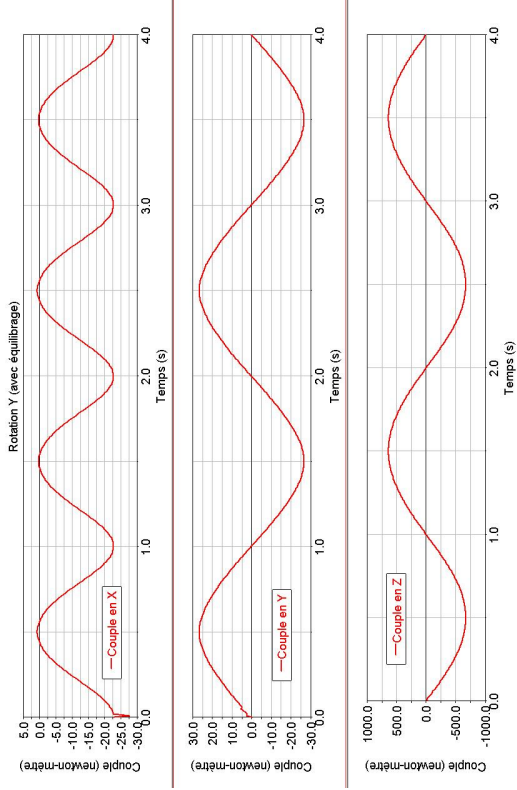
(c) Vitesses angulaires



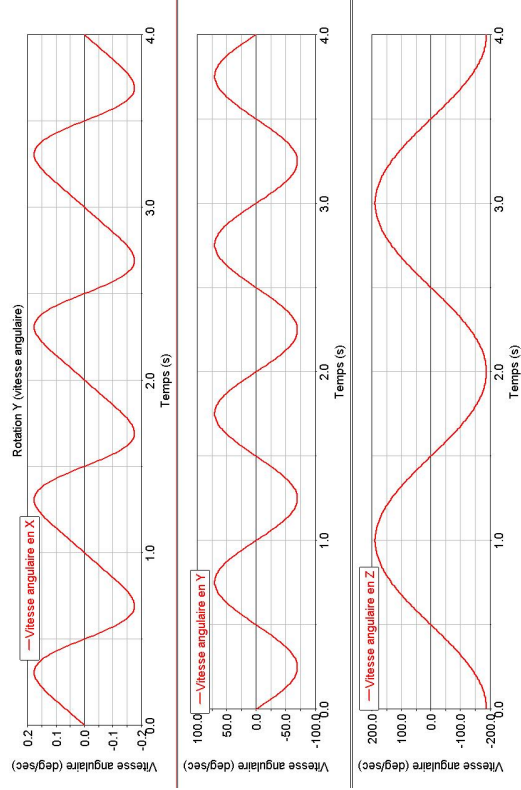
(b) Rotation en X sans équilibrage



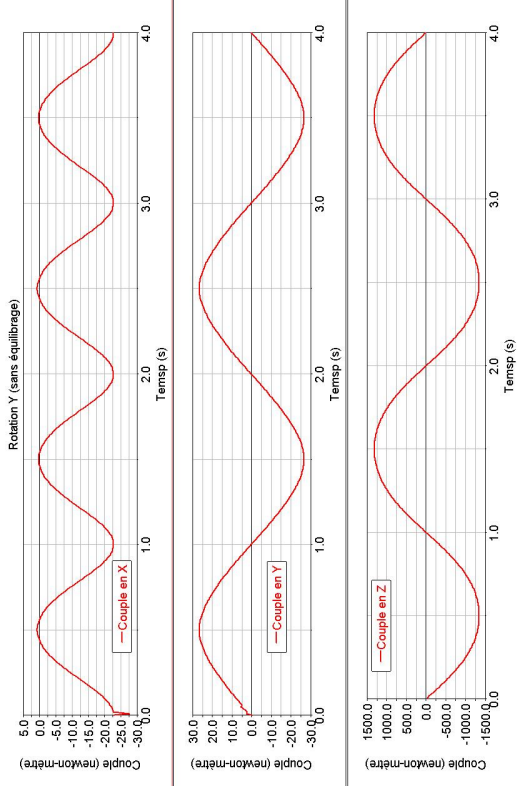
(d) Accélérations angulaires



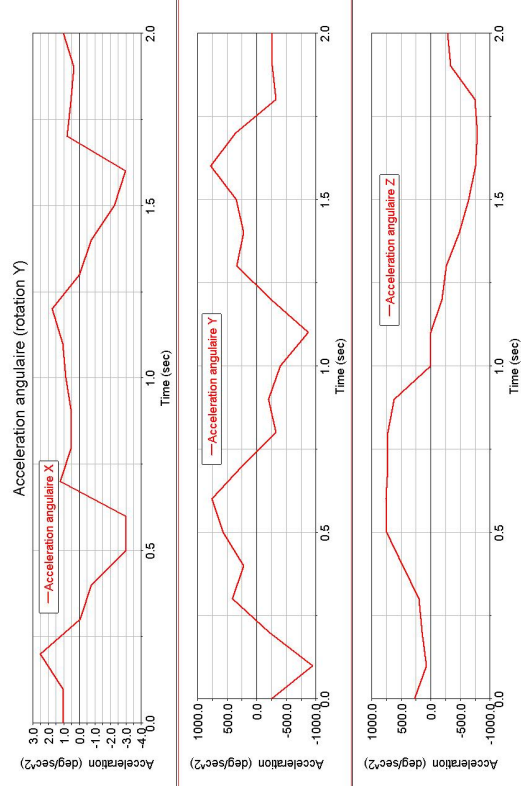
(a) Rotation en Y avec équilibrage



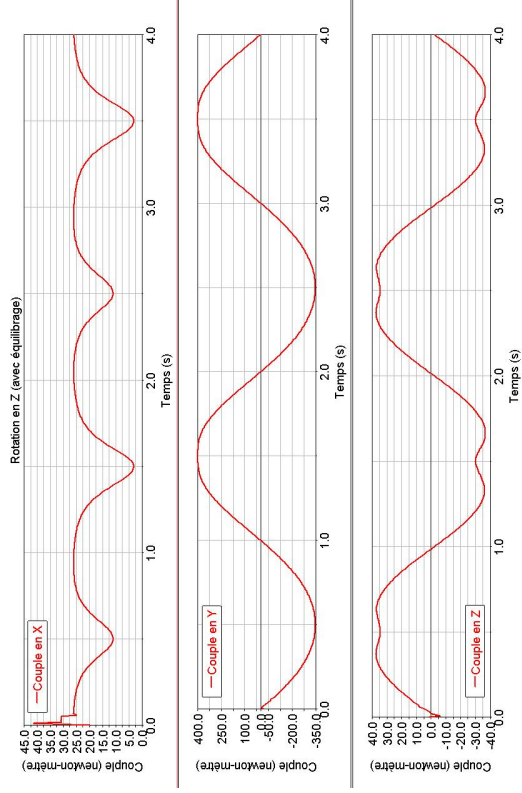
(c) Vitesses angulaires



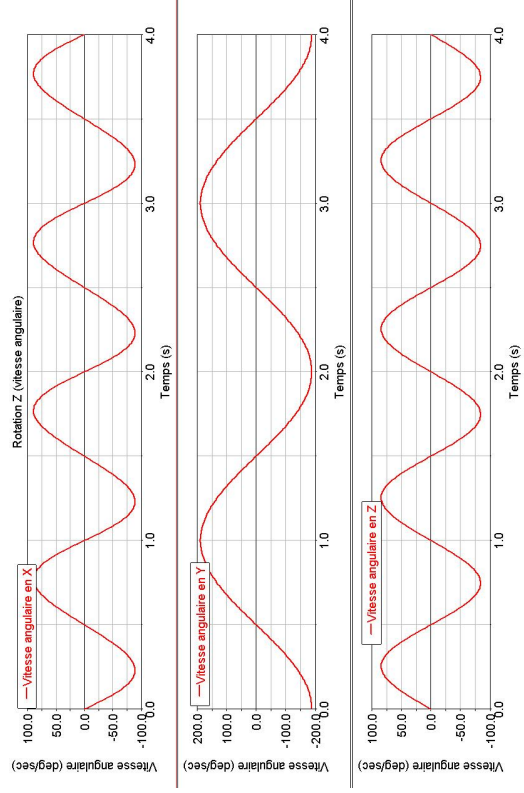
(b) Rotation en Y sans équilibrage



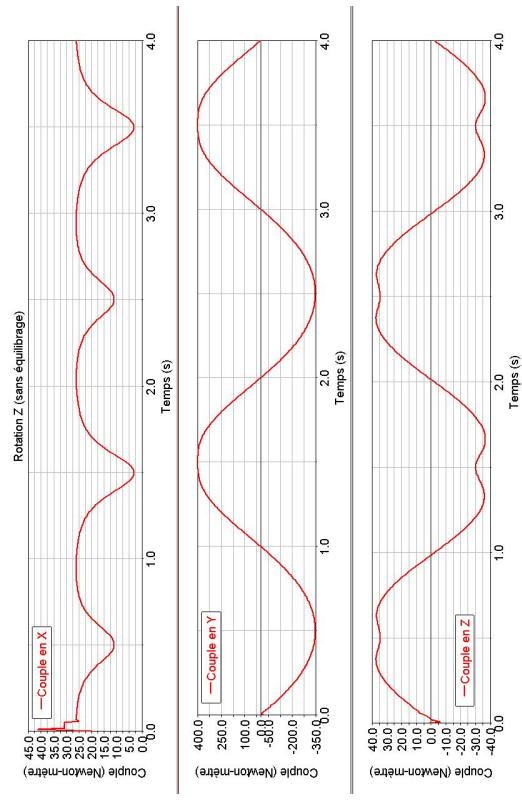
(d) Accélérations angulaires



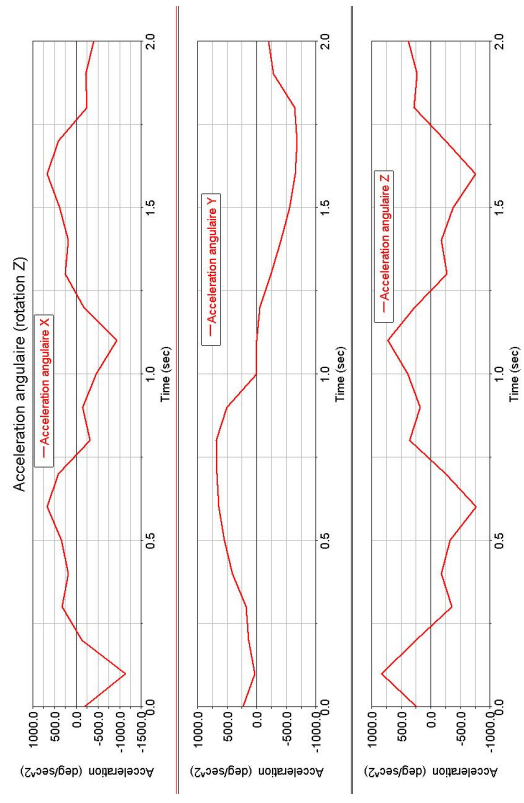
(a) Rotation en Z avec équilibrage



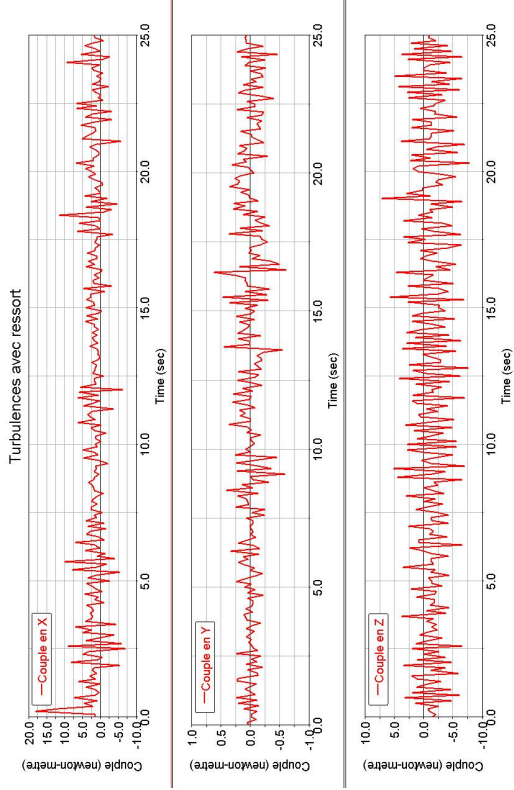
(c) Vitesses angulaires



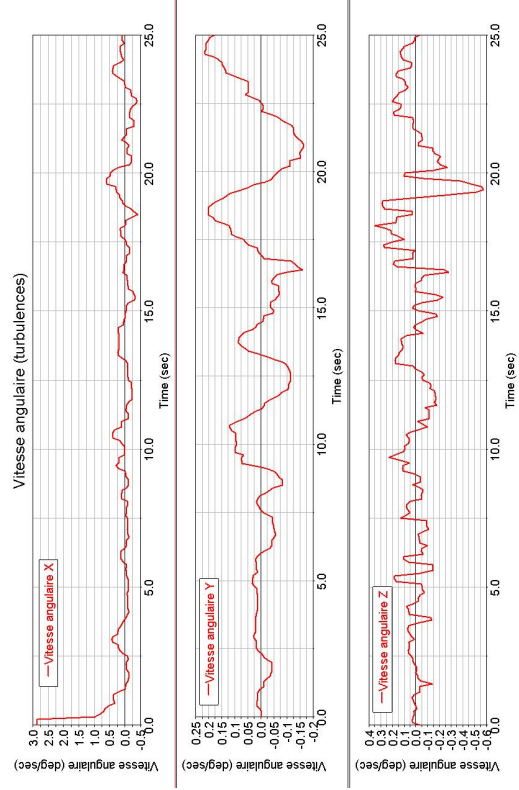
(b) Rotation en Z sans équilibrage



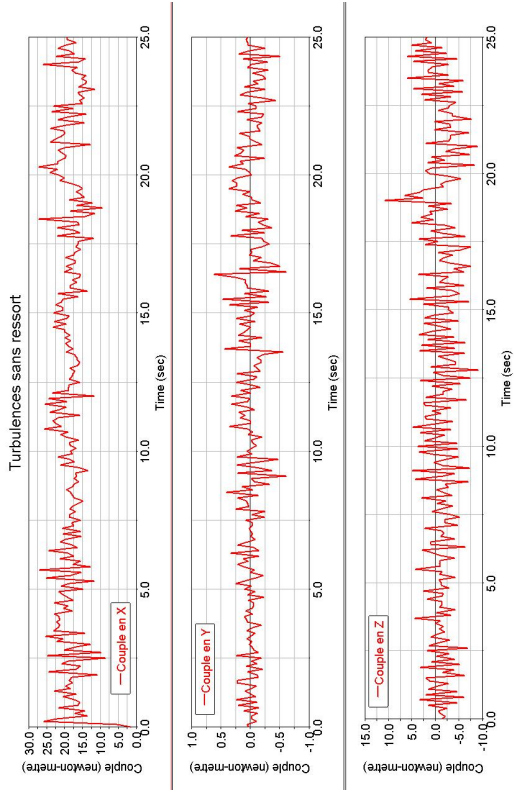
(d) Accélérations angulaires



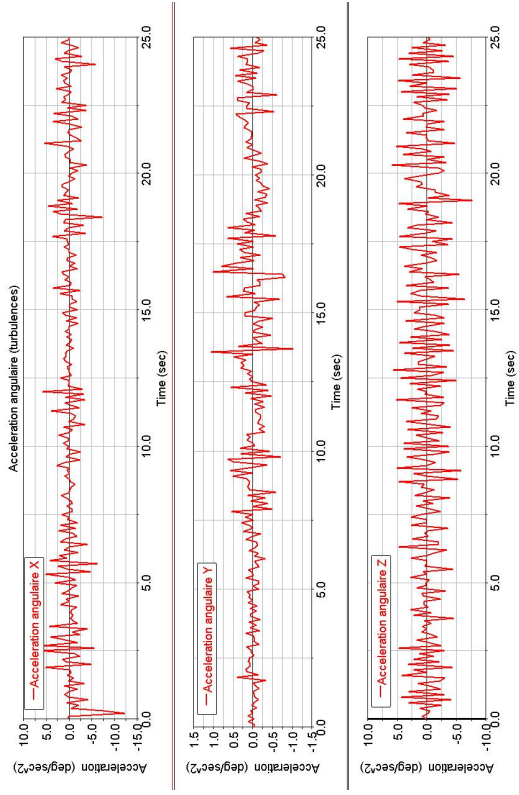
(a) Turbulences avec équilibrage



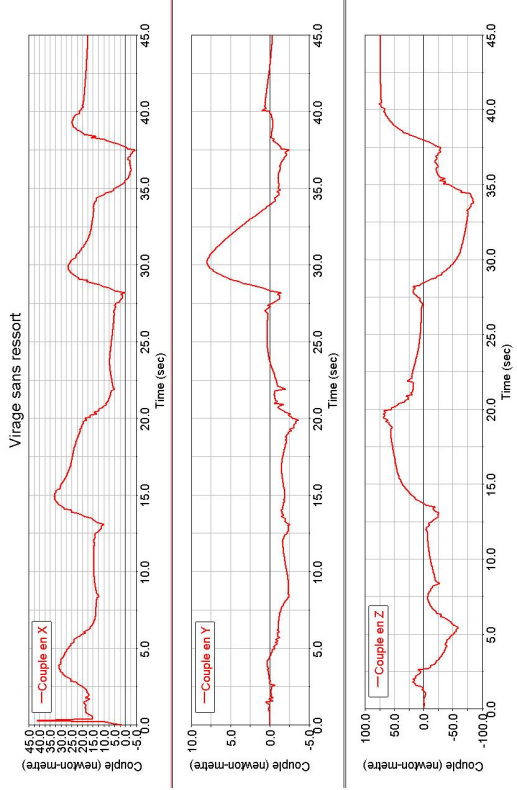
(c) Vitesses angulaires



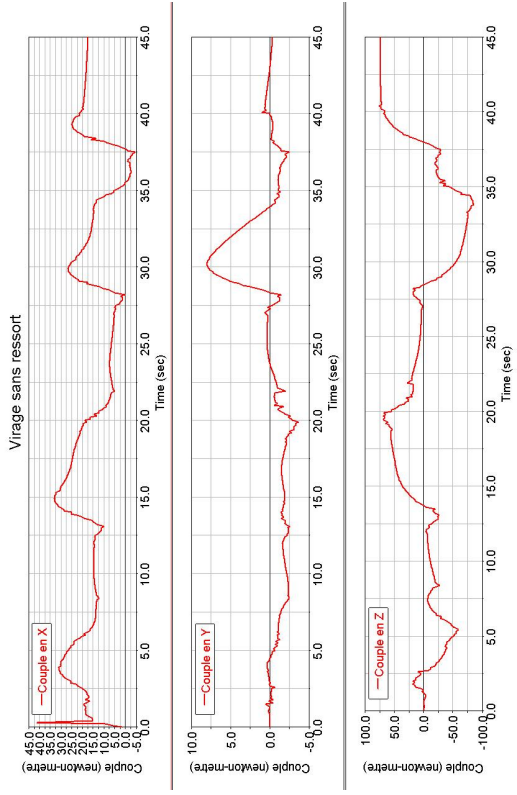
(b) Turbulences sans équilibrage



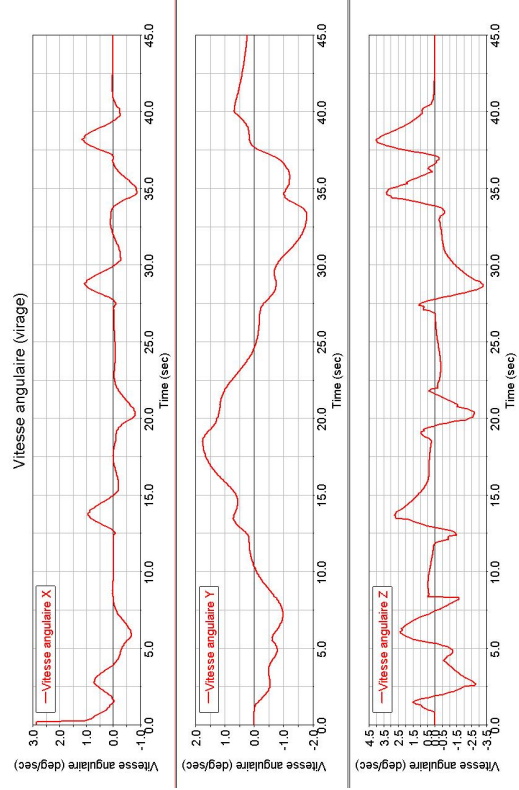
(d) Accélérations angulaires



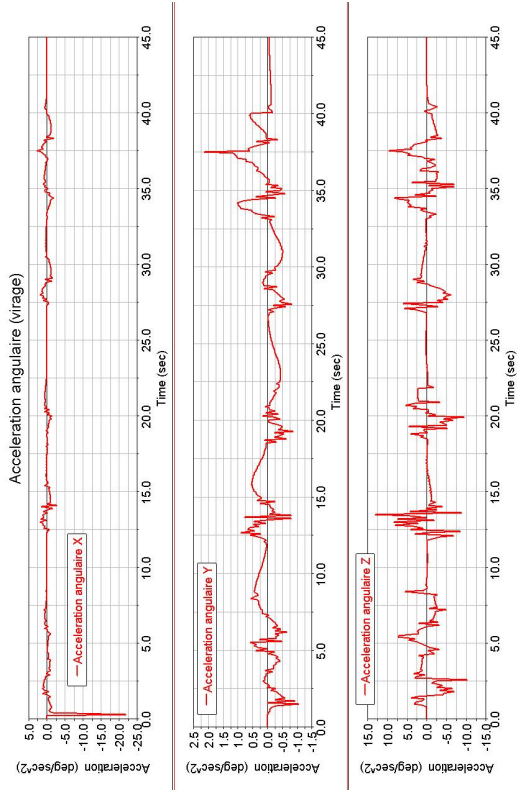
(a) Virage avec équilibrage



(b) Virage sans équilibrage



(c) Vitesses angulaires



(d) Accélérations angulaires

Annexe C

Données techniques

C.1 Écran sphérique

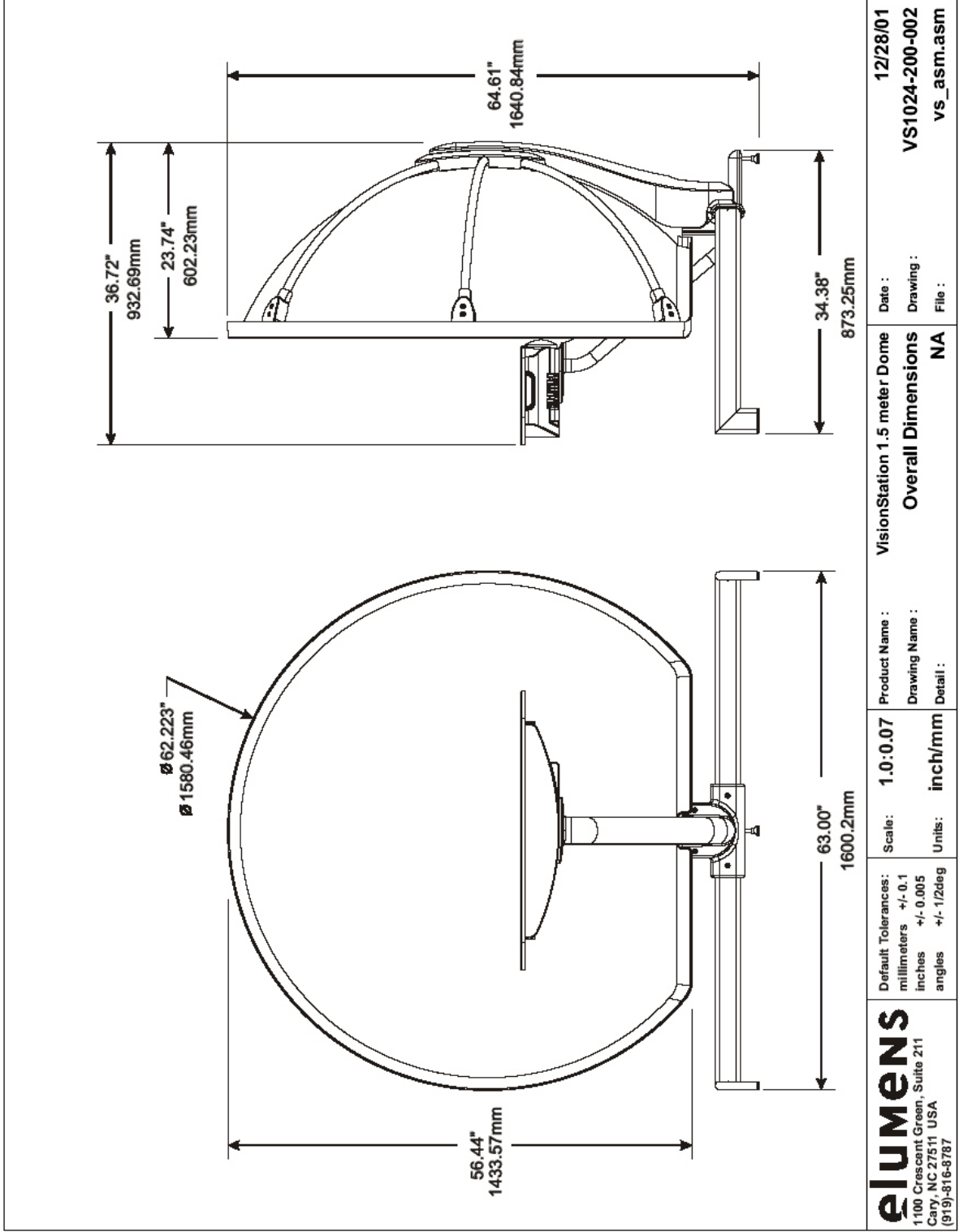


FIG. C.1 – Plan technique de l'écran.

VisionStation 1024 – Projector Specifications: Epson 703c

Display Technology	LCD Poly-Silicon TFT; active-matrix
Display Resolution	XGA 1024x768
Input Resolutions	UXGA, SXGA, XGA, SVGA, VGA
Color Reproduction	16.7 million colors (24 bit)
Contrast Ratio	320:1
Brightness	1000 ANSI Lumens
Vertical Frequency	50-85 Hz
Power	AC 100 to 240V 50/60Hz; 230W
Lamp	150W (estimated 1000 hrs)
Inputs	HDMI, S-Video, Video, Audio (R/L)
Remote Control	Keystone, Source selection, Image settings



FIG. C.2 – Données techniques du projecteur.

VisionStation 1024 - Lens Specifications: X1

Resolution: projector/screen	XGA(1024x768 pixels) / 10.5 arcmin/pixel
Compatible Projectors	Epson 703c
Projection Angle	180° (h) x 135° (v)
Pixel Distribution	F-θ to within 0.2%. Pixel size and density are constant across entire screen.
Light Distribution	Center-to-edge intensity roll-off is <1.2:1
Number of Elements / Throughput	12 / 92%
Focal Length	6.0 mm
Focal Ratio	F/3.0

FIG. C.3 – Données techniques de la lentille.

C.2 Moteurs

AR**B

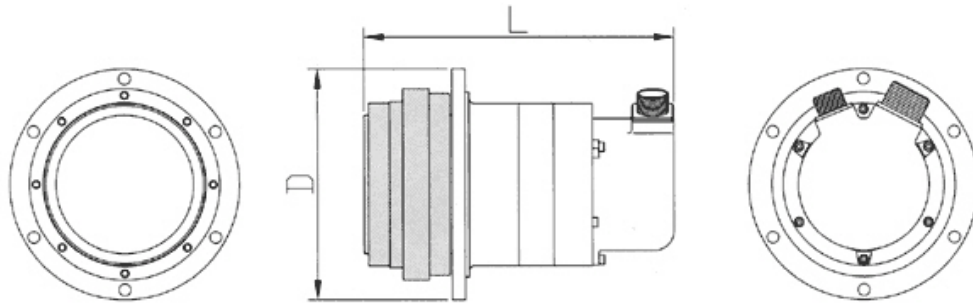
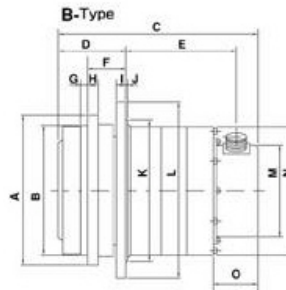


FIG. C.4 – Forme générale des moteurs.

B-Type



MODEL	A ∅inch (mm)	B ∅inch (mm)	C inch (mm)	D inch (mm)	E inch (mm)	F inch (mm)	G inch (mm)	H inch (mm)	I inch (mm)	J inch (mm)	K ∅inch (mm)	L ∅inch (mm)	M ∅inch (mm)	N ∅inch (mm)	O inch (mm)
15B	5.71 (145)	4.88 (124)	9.39 (238.5)	3.01 (76.5)	5.75 (146)	1.87 (47.5)	0.39 (10)	0.79 (20)	0.39 (10)	0.12 (3)	5.51 (140)	6.89 (175)	3.94 (100)	4.84 (123)	2.56 (65)
30B	7.48 (190)	6.30 (160)	10.55 (268)	3.60 (91.5)	5.65 (143.5)	2.50 (63.5)	0.39 (10)	0.94 (24)	0.51 (13)	0.12 (3)	7.09 (180)	9.06 (230)	4.33 (110)	6.26 (159)	2.56 (65)
60B	8.74 (222)	7.48 (190)	11.48 (291.5)	3.84 (97.5)	6.34 (161)	2.17 (55)	0.39 (10)	0.59 (15)	0.55 (14)	0.12 (3)	8.27 (210)	10.24 (260)	5.31 (135)	7.44 (189)	2.60 (66)
135B	11.02 (280)	9.45 (240)	13.44 (341.5)	4.86 (123.5)	7.36 (187)	2.36 (60)	0.59 (15)	0.87 (22)	0.71 (18)	0.16 (4)	10.63 (270)	12.80 (325)	6.65 (169)	9.41 (239)	2.60 (66)

FIG. C.5 – Taille des moteurs.

AR Series

Performance



Performance Specification

High torque type specification

Servo Actuator Frame Number	AR15					AR30					AR60					AR135					
	High torque type																				
Motor Output(kw)	0.4					0.8					1.5					2.5					
Reduction gear frame no.	RV15AII					RV40E					RV80E					RV160E					
Reduction gear ratio	56	80	104	120	140	56	80	104	120	152	65	80	100	120	152	80	100	128	144	170	
Rated output torque (Nm)	66	94	122	141	167	132	188	245	282	363	304	376	470	564	715	753	941	1204	1352	1599	
Maximum torque (Nm)	263	274	274	274	274	461	659	856	988	1029	1019	1254	1568	1882	1960	2258	2822	3613	3920	3920	
Maximum output rotation speed (rpm)	54	38	29	25	21	54	38	29	25	20	46	38	30	25	20	31	25	20	17	15	
Back lash (arc min)	1																				
Allowable thrust load (N)	1960					5194					7840					14700					
Allowable Moment (Nm)	608					1666					1735					3920					
Brake torque (Nm)	86	115	143	162	186	212	282	353	400	494	451	539	657	774	962	1051	1286	1615	1803	2019	
Speed/position detector	Absolute type: 2048 × 4 pulse/rev. Incremental type: 2000 × 4 pulse/rev.																				
Weight (kg)	12.5					27					37.5					73.5					
Servo amplifier frame no.	ARN15					ARN30					ARN60					ARN135					
Power supply	3 phase AC200 ~230v +10% -15% 50/60Hz																				
Dimensions L/D (mm)	AR**A	235 / 175					263 / 230					285 / 260					336 / 325				
	AR**B	239 / 175					268 / 230					292 / 260					342 / 325				
	AR**C	240 / 145					270 / 190					291 / 222					344 / 280				

FIG. C.6 – Données techniques des moteurs.