



HAL
open science

Méthodologie de conception des lois de retour de force par simulation de boucle de commande hélicoptère

Gemma Prieto Aguilar

► **To cite this version:**

Gemma Prieto Aguilar. Méthodologie de conception des lois de retour de force par simulation de boucle de commande hélicoptère. Automatique / Robotique. Sorbonne Université, 2021. Français. NNT: . tel-03761471v1

HAL Id: tel-03761471

<https://hal.science/tel-03761471v1>

Submitted on 26 Aug 2022 (v1), last revised 23 Feb 2023 (v2)

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

**THÈSE DE DOCTORAT
DE L'UNIVERSITÉ SORBONNE**

Spécialité : Simulation et Pilotage

École doctorale n°391: Sciences Mécaniques, Acoustique, Électronique & Robotique

réalisée par

Safran Electronics & Defense

au Laboratoire ONERA Salon de Provence

sous la direction de

Pascal COPPEE, Laurent BINET et Thomas RAKOTOMAMONJY

présentée par

Gemma PRIETO AGUILAR

pour obtenir le grade de :

DOCTEUR DE L'UNIVERSITÉ SORBONNE

Sujet de la thèse :

**Méthodologie de conception des lois de retour de force par
simulation de boucle de commande hélicoptère**

soutenue le 15 décembre 2021

devant le jury composé de :

M ^{me} Betty LEMAIRE-SEMAIL	Rapporteuse
M. Vincent CREUZE	Rapporteur
M. Sinan HALIYO	Examineur
M. Kouider-Nacer M'SIRDI	Examineur
M. Laurent BINET	Encadrant
M. Thomas RAKOTOMAMONJY	Encadrant
M. Pascal COPPEE	Encadrant
M. Philippe BIDAUD	Directeur de thèse

Remerciements

Les travaux présentés dans ce mémoire n'auraient jamais pu aboutir sans l'aide de mes encadrants, Laurent Binet et Thomas Rakotomamonjy. Ils ont su, à chaque difficulté, me guider vers différentes solutions pour choisir le bon cheminement de cette thèse.

Je tiens aussi à remercier énormément l'équipe DTIS-RFDS (Traitement de l'information et systèmes - Rotorcraft, Dynamique du vol et Systèmes), en particulier, Fabrice Cuzieux, Raphael Perret, et Simon Verley. Sans leur soutien et leur aide au simulateur, les résultats de cette thèse n'auraient pu être atteints.

Enfin, j'adresse également mes remerciements à tous les pilotes avion et hélicoptère des Aéroclubs Rossi-Levallois et Louis Rouland, d'Airbus Helicopters, de la DGA, de la Marine nationale française, de Guimbal, de la Patrouille de France et de l'École de l'air de Salon-de-Provence. Mes remerciements s'adressent en général à toutes les personnes s'étant portées volontaires pour réaliser les expériences durant mes travaux.

Table des matières

Introduction	xiii
Contexte et Problématique de l'étude	xvii
État de l'art	xxv
I Modélisation d'une boucle de simulation et d'évaluation de Retours Haptiques	1
I.1 Conception et assemblage des différents modules d'une boucle de pilotage classique	2
I.2 Modèle Pilote capable d'intégrer les RH	12
I.2.1 Mise en place d'une expérience sur simulateur afin d'évaluer la sensibilité des pilotes aux efforts	12
I.2.2 Définition d'un critère de détection à partir de l'analyse des résultats de l'expérience	24
I.3 Mise en place et analyse d'une fonction haptique d'aide au pilotage	34
I.3.1 Modèle de calcul du roulis d'un virage à taux standard	34
I.3.2 Retours d'effort pour le guidage d'un virage IFR à taux standard	34
I.3.3 Aide haptique pour un virage IFR à taux standard avec différents lois de pilotage .	35
I.4 Mise en place et analyse d'une fonction haptique de protection de l'environnement de vol .	39
I.4.1 Formation d'anneaux tourbillonnaires sur le rotor	39
I.4.2 Modèles de calcul/estimation du VRS	40
I.4.3 Retour d'effort pour limiter le VRS	41
I.4.4 Limitation du VRS avec différentes lois de pilotage et différents paramètres limités .	43
II Paramétrisation d'une fonction de protection par la mise en place d'une méthode et des critères d'optimisation	53
II.1 Identification et énonciation du problème d'optimisation haptique	55
II.1.1 Sélection des critères techniques et haptiques d'optimisation	55
II.1.2 Mise en place des méthodes d'optimisation algorithmique	57
II.1.3 Développement d'une méthode d'optimisation graphique	59
II.2 Identification des efforts maximaux sur ASSU collectif	61
II.2.1 Protocole expérimental	61
II.2.2 Population expérimentale	63
II.2.3 Analyse des données	63
II.2.4 Discussions et Conclusions	76
II.3 Identification des vitesses maximales ressenties sur ASSU collectif	78
II.3.1 Protocole expérimental	78
II.3.2 Population expérimentale	80

II.3.3	Analyse des données	80
II.4	Optimisation des paramètres haptiques via la boucle hors-ligne	94
II.4.1	Critère J1	95
II.4.2	Critère J2	98
II.4.3	Critère J3	100
III	Validation de la fonction de protection par expérience sur simulateur	101
III.1	Intégration et vérification de la fonction VRS sur le banc de simulation	102
III.2	Évaluation de la fonction d'évitement VRS via l'expérimentation sur simulateur	112
III.2.1	Protocole expérimental	112
III.2.2	Population expérimentale	115
III.2.3	Analyse des opinions des pilotes	115
III.2.4	Analyse des données	116
III.2.5	Discussion et Conclusions	118
III.3	Analyse, comparaison et validation de la fonction haptique	123
	Analyse des résultats	127
	Discussion	129
	Conclusions et perspectives	131
A	Récapitulatif des retours tactiles des manches actifs	133
B	Résumé du rapport sur l'accidentologie aérienne issu de l'European Helicopter Safety Team (EHEST)(1)	141
C	Fonctions de protection l'HC et de l'environnement de vol	145
	Bibliographie	151

Table des figures

1	A gauche, une cabine d'un airbus A350 XWB équipé des mini manches passifs ; à droite, un Boeing 787-800 doté des manches en forme de "U", ou "yokes".	xiv
2	Synthèse des différentes caractéristiques statiques des ASSU.	xix
3	Système second ordre : masse, ressort, amortisseur.	xx
4	Loi de Coulomb définissant les efforts de frottement statique et dynamique.	xxi
5	Commandes de vol hélicoptère : montrant le cyclique, palonnier et pédales du pilote et copilote.	xxv
6	Ensemble d'intégrations produites par le pilote pour la variation de vitesse de son appareil à partir de l'application d'un moment sur l'axe de tangage de l'HC.	xxvi
7	Base de la commande cyclique avec une molette permettant régler la friction sur un R44.	xxix
8	Beep trim (ou chapeau chinois) sur la commande de cyclique d'un R44.	xxx
9	Collectif du Robinson R-22 (flèche verte : molette de réglage de friction du collectif, flèche bleu : levier du collectif, flèche orange : commande de gaz) et du Enstrom F28A (flèche orange : levier du collectif, flèche bleu foncé : commande de gaz, flèche bleu clair : molette de réglage de friction de la commande de gaz, flèche vert : Bouton du starter (démarreur), flèche rouge : molette de réglage de friction du collectif (seulement au démarrage et à l'arrêt, et non en vol)	xxxix
10	Pourcentage des accidents pour chaque phase de vol, données fournies par le BEA sur son répertoire "perte de contrôle en vol".	xxxix
11	Pourcentage des accidents en fonction des causes identifiées des données fournies par le BEA sur son répertoire "perte de contrôle en vol".	xxxix
12	Taxonomie des interfaces haptiques proposée par (2)	xxxvi
I.1	Un Hughes OH-6 de l'armée américaine.	2
I.2	Modélisation (sur Simulink) de la réponse du manche en mode nominal.	3
I.3	Exemple de commande du ASSU collectif en mode classique.	4
I.4	La modélisation du manche collectif comprend un modèle pour la réponse en nominal et un modèle en friction.	5
I.5	Exemple de commande du ASSU collectif en mode friction.	8
I.6	Boucle de simulation hors ligne simplifiée avec retour tactile de l'angle d'inclinaison de l'appareil.	9
I.7	Simulation simplifiée de limitation de l'angle d'inclinaison de l'appareil avec un pilote sans "vrai" détection des RH.	9
I.8	Modèle pilote pour chacun des axes de pilotage : longitudinal, latéral, collectif et palonnier	10
I.9	Boucle de simulation complète pour la conception des retours haptiques (3).	11

I.10	Exemple de question portant sur la combinaison des paramètres dynamiques du manche (fréquence et amortissement).	14
I.11	Moyenne des détections en fonction de l'amortissement et de la fréquence du ASSU.	16
I.12	Moyenne des détections en fonction de l'amortissement et du gradient de la loi nominale (QF) du ASSU.	16
I.13	Moyenne des détections en fonction de l'amortissement de l'ASSU et de l'amplitude du SS.	17
I.14	Moyenne des détections en fonction de l'amortissement de l'ASSU et de la vitesse de commande du pilote.	17
I.15	Moyenne des détections en fonction de l'Amplitude du SS et du gradient de la loi nominale (QF).	18
I.16	Moyenne des détections en fonction du gradient de la loi nominale (QF) et de la vitesse du pilote sur l'ASSU.	18
I.17	Moyenne des détections en fonction du QF de l'ASSU et de la vitesse du pilote.	19
I.18	Moyenne des détections en fonction du gradient de la loi nominale (QF) de l'ASSU et de la position du SS.	19
I.19	Représentation graphique des différents odds ratios du modèle de régression linéaire.	21
I.20	Consigne, Force et débattement du manche pour l'exemple d'application d'une fonction de limitation de l'angle de roulis.	26
I.21	Profil de la loi d'effort du ASSU et valeur du gradient par le pilote pour l'exemple d'application d'une fonction de limitation de l'angle de roulis.	27
I.22	Modélisation de la sensibilité tactile du pilote	28
I.23	Modélisation sur Simulink de la chaîne latérale de pilotage avec le module contenant les logiques de détection.	29
I.24	Consigne sur la Vz, Force et Débattement sur le collectif pour un exemple d'application d'une fonction de limitation de la vitesse de descente.	31
I.25	Profil de la loi d'effort du ASSU et calcul de la saturation dynamique en force associée au modèle pilote.	32
I.26	Intégration de la modélisation de la détection des SS sur le collectif.	33
I.27	Virage IFR à taux standard	34
I.28	Retour haptique créé pour le virage IFR consistant en deux SS : un de chaque côté de la position de trim en fonction de la valeur du $\phi_{command}$	35
I.29	Comparaison des performances du virage IFR pour le modèle d'activité pilote et l'AFCS.	36
I.30	Virage à taux standard réalisé par le modèle d'activité pilote suivant des SSs de 10 N et 20 N en commande directe.	37
I.31	Commande latérale du pilote pour la tâche de virage à taux standard, en commande directe, et avec l'aide de SS de gradients 10N/°et 20N/°.	37
I.32	Virage à taux standard réalisé par le modèle d'activité pilote, en loi de commande RCAH, suivant des SSs de 10N/°et 20 N/°	38
I.33	Commande latérale du pilote pour la tâche de virage à taux standard, en loi RCAH, et avec l'aide de SS de 10N/°et 20 N/°.	39
I.34	Les 3 états de fonctionnement d'un rotor : le mode de fonctionnement normal, l'état de formation d'anneaux tourbillonnaires, et finalement, l'état de Windmill Brake.	40
I.35	Vitesse induite (théorique et expérimentale) du rotor en fonction de la vitesse verticale, avec les différents états du flux d'air associés.	42
I.36	Théorie de la quantité du mouvement avec un modèle prolongé de cette théorie, les données expérimentales associées avec le modèle corrigé équivalent du modèle prolongé théorique.	42
I.37	Représentation de la zone de vortex (contour en noir où $\epsilon \leq 0.25$) et le contour (en bordeaux) de la limitation de Vz.	43

I.38	Différentes combinaisons possibles de limitation de VRS avec deux types d'effort sur le collectif (friction et loi nominale) et deux types de loi de pilotage (Directe ou Vz).	44
I.39	Simulation de descente sur pente $\gamma = 15^\circ$, avec des commandes directes et friction sur le collectif.	46
I.40	Simulation de descente sur pente $\gamma = 17^\circ$, avec commande en Vz et friction sur le collectif.	48
I.41	Simulation de descente sur pente $\gamma = 25^\circ$, avec commande en Vz et effort nominal sur le collectif.	50
II.1	Comportements souhaitables sur la dynamique du paramètre à limiter et la dynamique du SS.	57
II.2	Association des paramètres à optimiser aux paramètres de vol impactés, et les critères envisagés pour obtenir les comportements souhaités.	58
II.3	Principe de la méthode graphique d'optimisation grâce à deux critères.	60
II.4	Interface de l'expérience, montré sur le cockpit, indiquant les consignes et positions sur le Collectif et le longitudinale.	61
II.5	Consignes mobiles du collectif et du longitudinal.	62
II.6	Médiane de la moyenne de l'erreur de maintien de la consigne fixe en fonction de l'effort appliqué sur le manche	64
II.7	Hypothèses de l'Anova sur les résidus du modèles montrant leur non normalité et l'égalité des variances entre les différents groupes.	66
II.8	Médiane de la moyenne de l'erreur du suivi de consigne mobile en fonction de l'effort appliqué sur le manche	68
II.9	Boxplots de la médiane de la moyenne d'erreur en fonction des séries d'effort et du sexe	69
II.10	Boxplot de la moyenne d'erreur en fonction de la catégorie d'âge	71
II.11	Ressenti des sujets pilotes sur le maintien des efforts des différentes séries lors du maintien de la consigne pour la tâche N1.	73
II.12	Douleurs rapportées par les différents participants lors de la réalisation des différentes séries d'effort sur le collectif et la tâche N1.	74
II.13	Charge mentale infligée par les différents efforts ressentis sur le collectif pour la tâche N1	75
II.14	Dynamique des SS (en noir), consigne de la commande collectif (triangle jaune), et exemple de commande du pilote (en bleu).	79
II.15	Questionnaire de l'exercice 1 sur la vitesse ressentie d'une série donnée, à une amplitude de 20 N et pendant la phase d'impact et d'éloignement.	80
II.16	Boxplots des évaluations des pilotes lors de l'impact du SS, en fonction de la vitesse et du type de fonction	83
II.17	Avis des pilotes sur une possible perte de contrôle sur les commandes en fonction de la vitesse du SS lors de l'impact.	84
II.18	Boxplots des évaluations des pilotes lors de l'éloignement du SS, en fonction de la vitesse et du type de la fonction.	86
II.19	Avis des pilotes sur une possible perte de contrôle sur les commandes en fonction de la vitesse du SS lors de l'éloignement.	87
II.20	Intervalle données par le pilote sur les vitesses minimales et maximales acceptables en fonction du type de fonction (protection ou aide au pilotage).	88
II.21	Boxplots des médianes des débattements générés sur la commande du collectif du pilote lors du passage du SS, en fonction de sa vitesse, et lors de la phase d'impact.	92
II.22	Boxplots des médianes des débattements générés sur la commande du collectif du pilote lors du passage du SS, en fonction de sa vitesse, et lors de la phase d'impact.	93
II.23	Comparaison de l'effet de différentes valeurs de Kd pour le critère J1.	95
II.24		96
II.25		97

II.26 États de la simulation hors ligne pour le test de la fonction d'évitement de VRS et pour un $K_d=-38$.	99
II.27 Différentes positions des SSs en fonction du temps et pour différentes valeurs de K_d .	99
III.1 Modélisation de la friction pour le manche ASSU Safran ED sans et avec un SS.	103
III.2	105
III.3	106
III.4	107
III.5	108
III.6 Résultats des simulations faites sur PycsHel avec les gains n°1 avec la fonction d'évitement VRS.	109
III.7 Résultats des simulations faites sur PycsHel avec les gains n°2 avec la fonction d'évitement VRS.	110
III.8 Résultats des simulations faites sur PycsHel avec les gains n°3 avec la fonction d'évitement VRS.	111
III.9 Approche final sur la piste QFU 33° de Salon-Eyguières sur le simulateur PycsHel.	113
III.10 Visuel affiché sur le Cockpit du simulateur hélicoptère de l'ONERA pour l'évaluation de la fonction d'évitement VRS.	114
III.11 Données du simulateur (Position de commande et SoftStop, Epsilon, Pente suivie et consigne, et vitesse d'avancement et verticale) pour le pilote 4 et Gain n°1.	120
III.12 Données du simulateur (Position de commande et SoftStop, Epsilon, Pente suivie et consigne, et vitesse d'avancement et verticale) pour le pilote 2 et Gain n°1.	121
III.13 Données du simulateur (Position de commande et SoftStop, Epsilon, Pente suivie et consigne, et vitesse d'avancement et verticale) pour le pilote 3 et Gain n°1 avec vibration.	122

Liste des tableaux

1	Bloc électronique interne et électronique de contrôle du ASSU.	xviii
2	Synthèse des paramètres limités et retours d'efforts utilisés dans les programmes de recherche les plus aboutis.	xxiii
3	Paramètres de contrôle sur chaque axe avec la loi ACAH et RCAH et réponse HC en fonction de la loi et de la commande appliquée.	xxvii
4	Paramètres de commande sur chaque axe avec la loi TRC et réponse HC en fonction de la loi et de la commande appliquée.	xxviii
5	Lois de Commandes en fonction de la vitesse d'avancement pour l'hélicoptère de recherche RASCAL à CDVE et l'US Army.	xxviii
6	Etat de l'art sur le réglage des paramètres manches	xxxvii
7	Synthèse des fonctions haptiques pour la protection de l'hélicoptère proposées par le pilote de la DGA.	xxxviii
8	Synthèse des fonctions haptiques pour la protection de l'environnement de vol proposées par le pilote de la DGA.	xxxix
I.1	Paramètres dynamiques pour chaque série	13
I.2	Valeurs des paramètres ASSU et SoftStop testés.	13
II.1	Tableau sommaire des différents critères utilisables pour l'optimisation du RH.	56
II.2	Caractérisation du problème d'optimisation des paramètres du ASSU.	59
II.3	Récapitulatif des séries et des types de consigne pour chacun des deux exercices de l'expérience.	63
II.4	Liste détaillée des sujets participant à l'expérience.	64
II.5	Résultats du post-hoc Wilcoxon rank-sum test pour le sexe des sujets et en fonction de la série d'effort avec une méthode de correction "Bonferroni".	70
II.6	Principaux résultats et commentaires des séries d'effort	77
II.7	Récapitulatif des séries et des types de consignes pour chacun des deux exercices de l'expérience.	78
II.8	Liste détaillée des sujets participant à l'expérience.	80
II.9	Acceptabilité des pilotes pour chaque type de fonction, la phase et la vitesse du SS.	82
II.10	Critères utilisés pour l'optimisation des paramètres de la dynamique du SS	94
II.11	Bornes utilisées pour l'optimisation des gains PID de la commande du SS.	95
II.12	Résultats obtenus de la boucle d'optimisation : pour chaque Kd sont donnés les paramètres Kd et Kp minimisant le critère J2.	98
II.13	Valeurs des vitesses maximales lors de l'impact du SS contre la commande collective du Pilote, et pour les valeurs optimales sélectionnées avec J2.	100

III.1	Valeurs de la pente suivie lors de l'approche de $Epsilon = 0.24$ pour chaque trio de gains.	104
III.2	Modes testés pour chacun des gains testés avec les gains de la fonction haptique.	113
III.3	Liste détaillée des sujets participant à l'expérience.	115
III.4	Préférence des sujets pilotes HC concernant les différents Gains proposés (en vert, choix préférentiel; en jaune, choix secondaire).	116
III.5	Condition de vol (epsilon et pente atteintes) amenant à la situation la plus grave en VRS, ainsi que le nombre de fois que le sujet est entré en VRS, pour chaque gain testé.	117
III.6	Condition de vol (epsilon et pente atteintes) amenant à la situation la plus grave en VRS, ainsi que le nombre de fois que le sujet est entré en VRS, pour chaque gain testé avec vibration.	117
III.7	Condition de vol (epsilon et pente atteintes) amenant à la situation la plus grave en VRS, ainsi que le nombre de fois que le sujet est entré en VRS, pour le gain 1 avec KdXC.	118
C.1	Description et travaux de la limitation HC : Survitesse du rotor principal.	145
C.2	Description et travaux de la limitation HC : Sur-couple de la boîte de transmission principale.	146
C.3	Description et travaux de la limitation HC : Décrochage du rotor principal.	146
C.4	Description et travaux de la limitation HC : Moment de flexion du mât/moyeu du rotor	147
C.5	Description et travaux de la limitation HC : G-Load	147
C.6	Description et travaux des fonctions de protection l'enveloppe de vol : Anneaux tourbillonnaires.	148
C.7	Description et travaux des fonctions de protection l'enveloppe de vol : Sous-vitesse du rotor principal.	148
C.8	Description et travaux des fonctions de protection l'enveloppe de vol : Vitesse de descente.	149
C.9	Description et travaux des fonctions de protection de l'enveloppe de vol : Vitesse latérale.	149

Nomenclature

- ACAH Attitude Command Attitude Hold. Loi de pilotage avancée avec laquelle on commande directement les attitudes de la machine avec le manche cyclique
- ASSU Active Side Stick Units
- ATT Mode PA (Pilote Automatique) de maintien des attitudes hélicoptère, utilisé notamment en mode de pilotage "hands off" (le pilote n'est plus dans la boucle de commande)
- CDVE Commandes de vol électriques
- DLR Centre de Recherche Allemand
- FAA Federal Aviation Administration
- FCS Flight Control System. Le Flight Control Computer (FCC), qui est un composant du système de contrôle automatique (FCS), reçoit des informations des gouvernes et des moteurs et les traite afin d'envoyer les informations affichées sur le FMC et le EICAS
- HC Helicopter
- HQR Handling Qualities Rating scale. Il s'agit d'une échelle de critères utilisées par les pilotes d'essais et ingénieurs pour l'évaluation des qualités de vol d'un appareil
- IFR Instrumental Flight Rules
- MTE Mission Task Element. Une MTE est la division des missions d'une giravion ou d'un avion en phases élémentaires de mission, conduisant à un ensemble de manœuvres individuelles précisément définies et incluant des exigences de performances temporelles et spatiales prescrites. Ces MTE sont les tâches que les pilotes d'essais doivent effectuer pour évaluer les qualités de vol d'un appareil.
- QF Gradient la loi nominale d'un axe du manche (N/°)
- RCAH Rate Command, Attitude Hold. Loi de pilotage avancée avec laquelle on commande les taux de roulis et d'assiette. L'attitude courante de l'appareil est maintenue au retour à la position neutre du manche
- RH Retour haptique, ou tactile
- SAS Stability Augmentation System. Un SAS est un asservissement sur les vitesses angulaires de la machine, permettant d'augmenter la stabilité sur les axes de tangage, roulis et lacet
- SS SoftStop. Gradient d'effort rajouté à une loi nominale, afin d'indiquer la position limite d'un paramètre sur une commande
- TRC Translational Rate Command. Loi de pilotage avancée avec laquelle on commande une vitesse de translation (longitudinale et latérale) avec le manche cyclique et un taux de lacet avec le palonnier
- VRS Vortex Ring State, régime d'anneaux tourbillonnaires en français. État très dangereux pouvant se produire lors d'un vol en hélicoptère dans lequel le flux d'air expulsé sous le rotor principal est à nouveau absorbé au-dessus du rotor, conduisant à une perte de portance

Introduction

L'évolution des commandes de vol

Durant les débuts de l'aviation, les commandes d'aéronefs se sont basées sur l'utilisation des **liaisons mécaniques** pour le contrôle des gouvernes, au travers de câbles, leviers et tringles. En tirant et poussant le manche, et en appuyant sur les palonniers, le pilote agissait sur cet ensemble mécanique qui, en retour, lui transmettait l'ensemble des forces agissant sur les gouvernes, lui procurant une source très importante d'informations alertant des phénomènes comme le décrochage. Cependant, à cette époque, les aéronefs étaient plutôt légers et leurs domaines de vol limités à de faibles vitesses.

Le développement de l'aviation civile et militaire, et l'apparition d'aéronefs de plus en plus grands, de plus en plus rapides et agiles, ont amené à des efforts plus importants sur les commandes d'où la nécessité de systèmes d'assistance. C'est ici que les **commandes hydromécaniques** font leur apparition : du côté des commandes pilotes il y a toujours un système de câbles, poulies et engrenages, mais désormais connectés à un système hydraulique actionnant les gouvernes au travers de réservoirs, pompes, tuyaux, vannes et actionneurs. Le pilote pouvait plus facilement contrôler son aéronef à haute vitesse, mais il ne ressentait plus les efforts aérodynamiques sur les gouvernes. Les constructeurs ont donc été obligés de développer des systèmes de restitution d'effort simulant des efforts plus importants pour les grandes vitesses, de sorte à empêcher le pilote de manœuvrer au-delà des limitations de sécurité de l'enveloppe de vol.

Malgré cela, ce système représentait un coût de maintenance trop important pour la grande aviation qui devait faire parcourir des câbles tout le long du fuselage. L'étape suivante a été le remplacement des actionneurs à pistons des commandes hydromécaniques, par des servomoteurs de la technologie « **Fly-by-wire** » ou CDVE (commandes de vol électriques). L'aviation moderne utilise dans sa majorité cette nouvelle technologie qui remplace tout ce système de câbles, tringles et actionneurs par des câbles électriques, rendant les aéronefs moins lourds, plus efficaces et moins chers du point de vue de la maintenance.

L'évolution des commandes pilote

Cette évolution des commandes de vol fut suivie aussi d'une évolution des manches pilotes. Deux tendances, dirigées par les 2 grands constructeurs, se sont différenciées : celle des « **Yokes** » (manche colonne) suivie par Boeing, et celle du « **Side Stick** » (manche latéral) suivie par Airbus. A part cette différenciation de l'architecture, ils ont aussi suivi des politiques différentes des lois de commande de l'avion : alors que l'avionneur américain a privilégié la protection du domaine de vol avec la restitution d'efforts et la coordination des manches pilote-copilote, le groupe européen s'est penché sur la protection du domaine de vol en intégrant des limitations par des calculateurs, optant pour une amélioration de l'ergonomie avec des commandes moins encombrantes, mais en délaissant le ressenti des pilotes et leur coordination.

Une évolution logique des manches garderait l'ergonomie des manches latéraux tout en restituant des efforts qui offrent une source importante d'information et la coordination qu'offrent les « Yokes ». C'est



Fig. 1: A gauche, une cabine d'un airbus A350 XWB équipé des mini manches passifs ; à droite, un Boeing 787-900 doté des manches en forme de "U", ou "yokes".

cette nouvelle ligne qu'ont suivi les « **Active Side Stick Units** » ASSU, manches actifs latéraux) :

- Une **meilleure ergonomie** qui offre une vue dégagée vers des affichages de vols de plus en plus grands et un accès plus facile vers ces écrans tactiles.
- Une capacité à restituer des **efforts statiques**, perdus en partie avec le passage aux commandes électriques, et modifiables : il ne s'agit plus d'une simple loi d'effort angulaire, maintenant il est possible de la faire évoluer avec des paramètres comme la vitesse. De plus, ce qui rend très intéressant ces manches actifs, c'est la capacité de générer dynamiquement des « **retours tactiles** » (ou haptiques, ou même « retours d'effort ») qui permettent une meilleure protection de l'enveloppe de vol de l'aéronef, en fonction de paramètres critiques de vol comme la vitesse de décrochage, des angles limites de facteurs de charge...

A part ces caractéristiques, il est important de mentionner les nouveaux avantages que les ASSU apportent lors de l'utilisation des retours d'efforts (4; 5; 6) :

- Une **diminution de la charge de travail** des pilotes, avec la transmission des paramètres limites des aéronefs sous forme de retours haptiques au pilote.
- Une **amélioration de la sécurité de l'enveloppe de vol**, en fonction du domaine de vol, avec l'indication au pilote des limites de celui-ci.
- De potentielles **meilleures performances de l'aéronef** du fait que le pilote peut appliquer des consignes sans hésitation : le retour d'effort atténuera sa commande à l'approche du paramètre limite.
- Un **couplage des manches** qui vient corriger le manque de vision lors du pilotage entre le pilote et copilote, et qui a été, dans beaucoup de cas, source d'accidents avec des manches latéraux.

L'arrivée de ces retours d'efforts évolués pourrait aider à résoudre l'éternel débat autour d'un système automatisé qui n'incorpore pas le pilote dans la boucle de commande. Dans le même temps, un nombre important d'articles dans la littérature a prouvé leur efficacité face à des situations de stress, ou avec une grande charge de travail, dans lesquelles les systèmes d'alarmes visuels et/ou sonores n'ont pas abouti à la transmission de l'information au pilote dans les mêmes délais ou avec la même efficacité (4). En plus, des études réalisées par la « Federal Aviation Administration » (FAA) ont conclu que les pilotes sont accablés d'alarmes sonores et visuelles dans les cabines (7), ce qui peut nuire à l'efficacité de celles-ci.

Coopération SAFRAN E&D - ONERA

Depuis quelques années, quelques équipementiers ont mis sur le marché leurs différentes versions des mini manches à retour d'effort. Parmi eux, **SAFRAN Electronics & Défense** travaille actuellement à la

maturation de leur projet de mini manche, qui apporte déjà des éléments différenciateurs par rapport à leurs concurrents.

SAFRAN souhaite mettre en avant les performances de son mini manche avec la démonstration des capacités de cette nouvelle technologie de retours haptiques. Ainsi, le département Traitement de l'Information et Systèmes (DTIS) de l'**ONERA** de Salon de Provence et Safran E&D ont entamé une coopération afin d'évaluer l'intérêt et les différentes possibilités qu'offrent les mini manches actifs pour l'amélioration de la sécurité et les qualités de vol des aéronefs à voilure tournante et fixe. Même si le sujet a déjà été abordé dans d'autres études et thèses, il reste d'une grande complexité et couvre des domaines diversifiés comme le pilotage, l'avionique, les facteurs humains ou la certification.

A cette date, il n'existe aucune méthodologie de mise en place et réglage de ces retours d'efforts, autre que l'expérimentation sur simulateur avec des pilotes.

Au travers de cette thèse, nous chercherons à apporter des méthodes et des critères qui permettraient le choix du type de retour et des paramètres de celui-ci dans le cadre des pilotages de voilures tournantes plus spécifiquement, mais également transposables aux voilures fixes. Elles seront ensuite validées au travers d'essais en simulateur avec des pilotes.

Contexte et Problématique de l'étude

Les différents Active Side Sticks sur le marché

La substitution progressive des commandes de vol traditionnelles par des commandes électriques dans l'aviation a laissé la place aux industriels pour concevoir des manches à retour d'effort qui permettraient d'exploiter ce système pour offrir une nouvelle forme de pilotage.

Parmi ces industriels, **BAE Systems** équipe déjà des appareils militaires : le F-35 Strike Fighter, le Sikorsky CH-53K (en mai 2018, le premier CH-53K a été livré aux corps des Marines des Etats-Unis), le Sikorsky UH-60M Upgrade Black Hawk, le KAI T-50 et le cargo militaire d'Embraer KC-390. Ils ont été également choisis pour équiper les premiers avions civils : les jets G500/600 de Gulfstream. L'anglais **UTC Aerospace**, fournisseur des manches latéraux pour Airbus, a conçu aussi sa version de mini manche actif, et qui équipera le Irkut MC-21 (vers 2021).

Liebherr et **Stirling** de leur côté ont équipé le laboratoire de Recherche aérospatiale allemand (DLR) pour son EC-135, modifié pour servir d'avion de test et recherche (FHS : Flying Helicopter Simulator). A cette date-là, Liebherr a stoppé la fabrication de leur mini manche actif. **Wittenstein** a aussi conçu un mini manche actif destiné au domaine de la recherche : l'ONERA en dispose de deux dans son laboratoire de la base militaire de Salon de Provence, et le DLR dispose aussi de plusieurs modèles.

Le prototype de SAFRAN E&D

Les commandes de vol électriques sur hélicoptères ont fait leurs premiers pas dans le domaine militaire. Il est possible de citer le NH-90 de Airbus Helicopters, les Sikorsky S-92 et UH-60M, le CH-53K, le Boeing CH-47F et prochainement dans le civil, le Bell 525 Relentless. Ce type de commande facilite l'utilisation des retours d'efforts pour l'aide au pilotage.

Ainsi en 2010 Airbus Helicopters s'intéresse aux avantages qu'apporte l'utilisation de ces manches sur les voilures tournantes et lance un appel d'offres. **Safran E&D** débute ainsi leur projet de mini manche, qui est aujourd'hui en maturation. Au cours de ces années, Safran E&D s'est chargé de :

- Recompiler les différentes spécifications techniques et opérationnelles souhaitables auprès des différents avionneurs, et réglementaires vis-à-vis des organismes d'aviation civile. Il a pu ainsi rédiger un document de spécification avec les différentes exigences obtenues.
- Travailler sur des architectures mécaniques et électroniques uniques qui le différencient de sa concurrence :
 - o Des moteurs à entraînement direct (sans réducteurs) qui permettent la génération de couples massiques importants à faible vitesse.
 - o Un mécanisme lié au grip pour le découplage des axes.

- Produire deux démonstrateurs du manche, présenter et faire tester ses caractéristiques grâce à un simulateur conçu pour l'occasion.

L'architecture du mini manche actif de Safran E&D est constituée de deux parties.

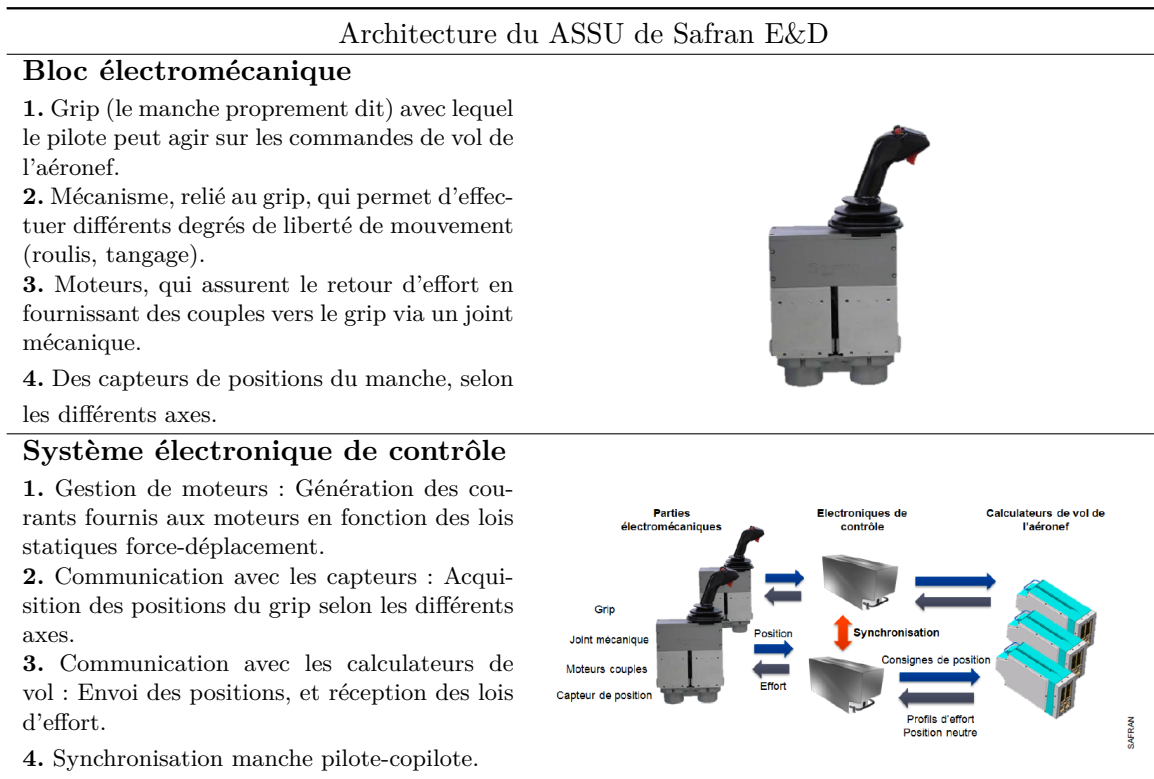


Table 1: Bloc électronique interne et électronique de contrôle du ASSU.

Les différentes possibilités de retours haptique (RH)

Les manches actifs offrent la possibilité de générer des forces au niveau du grip et pouvant être ressenties par le pilote. Ces forces peuvent être réglées de sorte à varier en fonction du temps, de la position angulaire du manche, des variables d'état de l'aéronef, et d'autres paramètres limitant la sécurité de l'enveloppe de vol et les limitations de l'hélicoptère. Cet ensemble de forces définissent les caractéristiques statiques du manche, et qui peut être décomposé par une combinaison de softstops, détentes, gates, friction, vibrations et une loi nominale force-déplacement (1) (Figure 2, et Annexe A) :

$$F_{statique} = F_{nom} + \sum F_{ss} + \sum F_{det} + \sum F_{gate} + F_{\omega} + F_{fric} \quad (1)$$

Une caractéristique statique différente, pour chaque direction de commande du manche, est souvent définie afin d'atteindre un degré maximal d'adaptation à la physiologie humaine (les forces pouvant être appliquées lors de mouvements de supination ou de pronation étant différentes).

Les caractéristiques des mini manches actifs

Comportement du ASSU en latéral

La dynamique fournie par Wittenstein pour les manches latéraux se comporte, théoriquement, comme un système masse-ressort-amortisseur. Elle peut être modélisée par un système de second ordre pour chacun de ses axes (équation (I-1)) :

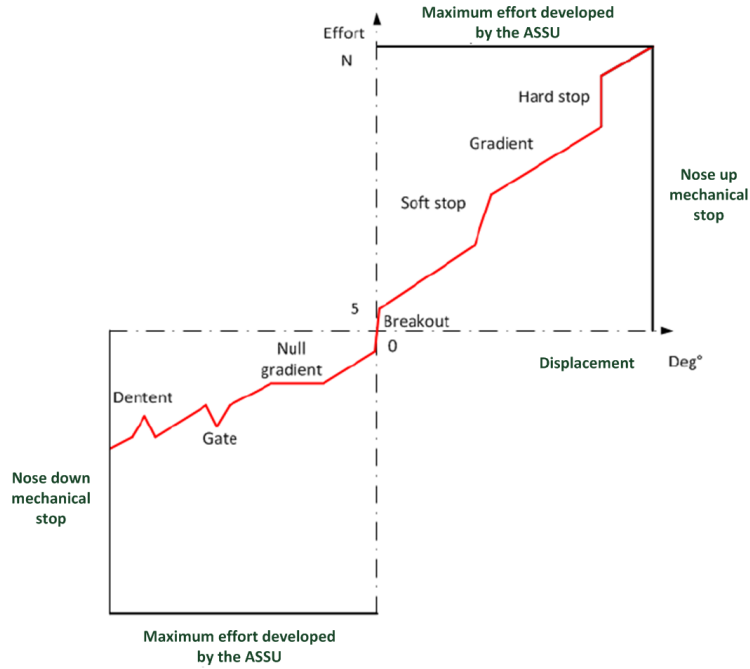


Fig. 2: Synthèse des différentes caractéristiques statiques des ASSU.

$$\begin{aligned}
 F_{pilote} - Kx(t) - D\dot{x}(t) &= m\ddot{x}(t) \\
 F_{pilote} &= ms^2X(s) + KX(s) + DsX(s) \\
 F_{pilote} &= ms^2X(s) + KX(s) + DsX(s) \\
 \frac{X(s)}{F_{pilote}} &= \frac{\frac{1}{m}}{s^2 + 2\frac{D}{m}s + \frac{K}{m}} \\
 X(s) &= \frac{F_{pilote}}{K} \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}
 \end{aligned} \tag{2}$$

Et,

$$\omega_n = \sqrt{\frac{K}{m}} = 2\pi f_0 \tag{3}$$

$$\zeta = \frac{D}{2m} \sqrt{\frac{m}{K}} = \frac{1}{2} \frac{D}{\sqrt{Km}} \tag{4}$$

Avec,

- F_{pilote} la force fournie par le pilote sur le système de second ordre. Dans la réalité, le pilote applique directement cette force sur le grip.
- $x(t)$ est le déplacement du centre de gravité G de la masse m par rapport à sa position d'équilibre l_o ($x(t) = l - l_o$, l étant l'allongement total du système). Lors du déplacement du grip, le pilote génère des rotations $\theta_{grip}(t)$ (angulaires) autour du centre de support du manche. Par simplification, on confondra une quantité de déplacement linéaire $x(t)$ avec une rotation d'angle $\theta_{grip}(t)$.
- K est la raideur du ressort du système, et D le coefficient, ou constante, d'amortissement.

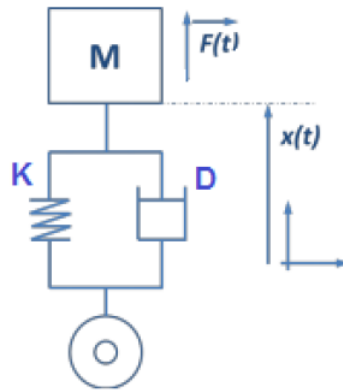


Fig. 3: Système second ordre : masse, ressort, amortisseur.

- ω_n est la pulsation propre du système (rad/s), non amortie (équation (3)). La pulsation propre revient de près à parler sur la fréquence à laquelle oscille un système en évolution libre (fréquence propre f_0).
- ζ est le facteur, ou taux, d'amortissement (sans unité), ou encore coefficient d'amortissement réduit (équation (4)). Ce paramètre caractérise le mouvement d'oscillations et tenant compte des dissipations d'énergie du système.
- On distingue habituellement les paramètres statiques et dynamiques modifiables sur le manche. Les paramètres dynamiques font référence au taux d'amortissement (damping ratio) et à la fréquence de réponse du système (lié à la pulsation propre). Les paramètres statiques font plutôt référence à la loi force/déplacement du manche et sont représentés dans l'équation de la dynamique par le terme « $\frac{F_{pilote}}{K}$ ». Ce terme inclut des caractéristiques comme le « QFeel », la friction, etc.

Comportement du ASSU en collectif

La dynamique fournie par Wittenstein pour le collectif suit une loi de Coulomb avec des frottements statiques, nécessaires pour mettre en mouvement le manche, et des frottements dynamiques, qui s'opposent au mouvement du manche une fois celui-ci en déplacement. Si on ne tient pas compte des possibles retours d'efforts, tel qu'un SS, le PFD pour ce système s'écrit alors (équation (I-2)),

$$\begin{aligned} F_t - F_{pilote} &= m\ddot{x}(t) \\ K_{ts}\dot{x} + K_{td}x - F_{pilote} &= m\ddot{x}(t) \end{aligned} \quad (5)$$

Avec,

- F_t sont les forces de frottements de la loi de Coulomb : F_{ts} les frottements statiques et F_{td} les frottements dynamiques. Tant que F_{ts} est inférieur à une valeur déterminée, le manche ne bouge pas. Une fois dépassée cette valeur, le mouvement du manche est freiné par les frottements dynamiques F_{td} .
- K_{ts} est le gain de friction statique et K_{td} le gain de friction dynamique.

Les différents domaines d'utilisation des retours d'efforts

Le but ultime d'un système à retours d'efforts est la prévention de la violation d'une des limites de sécurité de la machine pilotée. Un système avec des retours d'efforts contraste avec les systèmes plus conservateurs qui favorisent des boucles de commande, tendant à laisser l'opérateur en dehors de celle-ci, et cela potentiellement au détriment de la performance optimale de la machine.

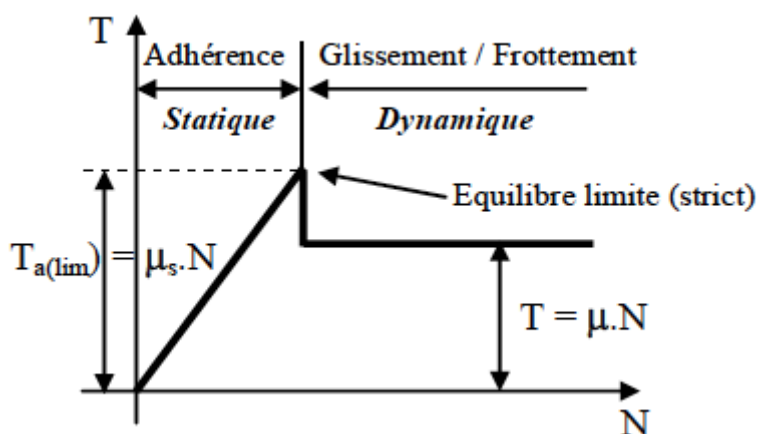


Fig. 4: Loi de Coulomb définissant les efforts de frottement statique et dynamique.

La téléopération en robotique a débuté il y a une soixantaine d'années avec une constante recherche pour l'amélioration des problèmes issus de la liaison maître – esclave. Ces travaux ont intégré les retours d'effort dans des domaines très variés comme la médecine, l'industrie ou les drones.

D'un autre côté, l'apparition des retours d'efforts dans l'aviation vient de l'apparition des commandes de vol électriques, et de la nécessité de restituer au pilote des informations relatives à l'aérodynamique et aux limitations de son appareil.

Robotique, TO et drones

Les systèmes de retours d'efforts ont été peu à peu intégrés dans la téléopération (TO) pour assister l'opérateur dans des situations où il ne dispose pas de toutes ses capacités sensorielles pour effectuer une opération. Un exemple pourrait être le pilotage des UAV (Unmanned aerial vehicles, ou drones en français) dans des espaces confinés où le risque de collision est important.

Les moyens utilisés dans la robotique sont souvent un changement de raideur du manche pour générer des forces répulsives pour des fonctions d'évitement d'obstacles. Ces fonctions peuvent être développées à partir des champs des forces créés par le « mapping », ou cartographie, de l'environnement et traduits dans le champ de mouvement du manche. Ce « mapping » de l'environnement peut être obtenu par un couplage force-flux obtenus par utilisation d'éléments optiques, comme des lasers (8).

On peut trouver, encore pour l'évitement d'obstacles et pour le domaine de l'automobile, des retours d'effort générés par une différence entre les commandes de l'opérateur réelles et celles souhaitables (9).

Dans (10) une nouvelle approche de retours d'efforts, le système appelé Indirect Haptic Aid (IHA, retours d'effort indirects) a été testé avec succès dans certaines applications très spécifiques. Cette approche consiste à décaler le point d'encrage ou neutre du manche afin de créer un déplacement de celui-ci (mais sans envoi de ce mouvement vers la chaîne de commande de l'appareil) vers l'obstacle ou la mauvaise trajectoire. L'exemple proposé est le suivant :

« Si un obstacle se situe sur la droite, le manche bougerait vers la droite mais, si le pilote n'est pas dans la boucle, c'est-à-dire si le pilote ne touche pas le manche, alors le drone continuera à voler tout droit. [...] Avec l'obstacle à droite, le point neutre du manche se déplace vers la droite, le pilote ressent ce mouvement et s'oppose par réaction à celui-ci en le dirigeant vers la gauche. L'idée sous-jacente étant que la réaction du pilote au mouvement primaire du manche sera plus important et de direction opposée, écartant la machine.»

Aide à la commande de vol d'aéronefs

Bien que les nouvelles générations d'aéronefs incorporent les commandes de vol électriques ou optiques (fly-by-light), et peu à peu aussi des mini manches actifs, la réalité est que les retours d'efforts ne sont pas encore exploités comme moyen de protection. Cela peut s'expliquer, en partie, par la préférence des pilotes à corroborer les limites des paramètres de vol avec des protections provenant de différents moyens sensoriels (visuel, sonore et tactile).

a) Les avionneurs

La protection du domaine de vol avait déjà été abordée avec l'intégration dans la famille Airbus A318 /319/320/321 des limitations de facteur de charge, vitesse ou décrochage directement incorporés dans le Flight Control System (FCS) et sous la forme d'une logique complexe des commandes de vol qui inclut différentes lois ou modes activés selon les caractéristiques de vol (mode normal ou dégradé). De même, la gestion automatique de protection des limites est faite dans les Eurofighter Typhon, ou le tiltrotor américain V22 Osprey, dû à la complexité du pilotage de ce type d'appareil.

Le Boeing-Sikorsky RAH-66 Comanche, destiné à l'US Army et plus tard abandonné, était équipé d'alarmes visuelles et sonores pour certaines limitations comme les couples du rotor principal. L'américain Boeing, pour son B777, a été un des premiers à incorporer le retour haptique dans les commandes des pilotes pour la limitation de la vitesse ou le roulis avec des gradients d'efforts plus importants, ainsi que des vibrations pour le décrochage.

Du côté des voilures tournantes, le Bell 525 Relentless sera le premier hélicoptère commercial (hors programme de recherche) à disposer des mini manche actifs et à fournir sur le collectif des retours d'effort aux pilotes pour le couple, la température, l'auto-rotation et la vitesse de la turbine moteur.

b) Les laboratoires de recherche

Dans le domaine de la recherche, des coopérations faites entre différents laboratoires (incluant des sections de recherche militaires) et avionneurs ont été dirigées vers l'incorporation du retour haptique afin de maintenir l'aéronef dans son domaine de vol.

Du côté américain, de nombreuses études ont été faites sur les modules consacrés à la prédiction des limites de l'hélicoptère et aux limites d'enveloppe de vol de la boucle de génération des fonctions haptiques. L'aboutissement de ces résultats a été la génération des retours haptiques sur des manches actifs capables de limiter des paramètres critiques. Les retours haptiques utilisés pour dans ces programmes de recherche, testés sur des modèles d'hélicoptère en simulateur, sont résumés dans le Tableau 2.

Du côté européen, le Centre de recherche aéronautique et spatial allemand (DLR) a beaucoup étudié l'impact des retours d'efforts sur le pilote et les qualités de vol de l'appareil. Ils ont pu tester leur implantations au sein de leur hélicoptère d'essai EC-135 FHS (Flying Helicopter Simulator). L'Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA) a effectué plusieurs coopérations avec le DLR sur des projets comme l'évitement d'obstacles et du régime d'anneaux tourbillonnaires (VRS). Au sein de ses locaux à la Base militaire de Salon de Provence, l'ONERA dispose d'un banc de simulation, appelé PycsHel, pour la conception et prototypage de systèmes hélicoptère et intégrant deux ASSU du fabricant Wittenstein.

Questions de l'étude

Safran E&D cherche à s'approcher de l'avionneur et le convaincre des possibilités qu'offrent son mini manche en termes de nouvelles formes de pilotage ; dans un contexte où,

Programme	Paramètre critique	RH	Coopération / Laboratoire(s)
HACT (AH-64)	Limites HC : Vortex Ring State, Main Rotor Torque, Rotor speed (Over and Droop), Engines temperatures, Main Rotor Stall, Main Rotor Transmission torque Aide à la Navigation : Maintien d'altitude ou pente, Maintien de vitesse de rotor	Softstop sur Collectif et Longitudinal Gate, Détente et friction	U.S Army & Boeing Rotorcrafts
HELMEE (UH-60A)	Limites HC : Engine transmission torque, Main Rotor Blade Stall	Softstop sur Collectif et Longitudinal	Army Aeroflightdynamics Directorate & Sikorsky & Ames Research Center
CERT (XV-15)	Limites HC : Load Factor, Angle of attack limit	Longitudinal Softstop	Georgia Institute of Technology
NRTC/RITA (RAH-66 et AH-64D)	Limites HC : Hub moment, G-Load, Tail Rotor Gearbox Torque, Bank Angle	SoftStops sur longitudinal et latéral	Boeing Rotorcraft & National Rotorcraft Center & Rotorcraft Industry Technology Association
FHS	Limites HC : Rotor Mast Bending Moment, G-Load Aide à la Navigation : Standard rate IFR turn Protection enveloppe de vol : Vortex Ring State Avoidance (en partenariat avec l'ONERA)	SoftStops sur Longitudinal et Latéral Softstop sur Collectif	Centre Allemand aérospatial (DLR)
HOTAS (PycsHel)	Aide à la Navigation : Évitement d'obstacles	Gradients d'efforts/Tics	ONERA & DLR

Table 2: Synthèse des paramètres limités et retours d'efforts utilisés dans les programmes de recherche les plus aboutis.

- Différents équipementiers ont présenté leur version de mini manche,
- Une architecture interne, avec des caractéristiques statiques et dynamiques similaires, a été adoptée par les différents équipementiers sous la base des spécifications techniques établies par des experts et avionneurs,
- Les retours haptiques sont utilisés dans différents domaines :
 - la robotique notamment avec les drones, et surtout l'aviation, que ce soit depuis longtemps avec les commandes mécaniques dans les voilures fixes, ou
 - dans les voilures tournantes, essentiellement au stade de la recherche jusqu'à maintenant.

Safran E&D veut donc être pertinent vis-à-vis de l'utilité que les avionneurs donneront à leur mini manche, et souhaite répondre aux questions :

1. Quels sont les différents domaines dans lesquels un mini manche peut offrir des fonctions d'aide au pilotage et protection de l'enveloppe de vol ?
2. Comment définir, ab initio, ou de manière optimale, les retours haptiques et les intégrer dans la boucle de pilotage ?

Il n'existe à ce jour aucune méthode formelle permettant de définir un retour haptique. Un état de l'art a été réalisé pour comprendre les avancées réalisées dans la recherche à ce sujet, et évaluer les différentes possibilités pour répondre à ces questions.

État de l'art

La littérature autour des mini manches actifs se concentre autour de plusieurs sujets : le développement de modèles permettant le calcul du paramètre à limiter (comme par exemple, les anneaux tourbillonnaires, ou le sur-couple du mât du rotor), la mise en place des RH associés à ces calculs pour avertir les pilotes du franchissement de ces limites, ou encore le réglage des différents paramètres des manches. Ces études se sont basées sur des appareils qui utilisent différentes lois de commandes (directe ou par objectif), et avec différents comportements ou efforts ressentis sur le manche cyclique et collectif.

Afin de rendre compréhensibles les domaines d'études des ASSUs, une synthèse des commandes de vol des hélicoptères, de ses modes et comportements, ainsi que les différentes lois de pilotage sont préalablement présentées.

Commandes de vol hélicoptère

Les différentes commandes qui permettent au pilote la commande de l'hélicoptère sont représentées sur la figure 5. Le manche cyclique, placé entre les genoux des pilotes, permet la variation cyclique de pas du rotor principal, tandis que le manche collectif, placé à gauche du pilote, permet la variation du pas général. Les palonniers, quant à eux, commandent le rotor de queue (anticouple), en modifiant son angle d'attaque. Sans rotor de queue, un hélicoptère pivoterait sur lui-même dans le sens contraire du rotor principal.

Ces commandes de pilotage peuvent être reliées au plateau cyclique par des systèmes différents :

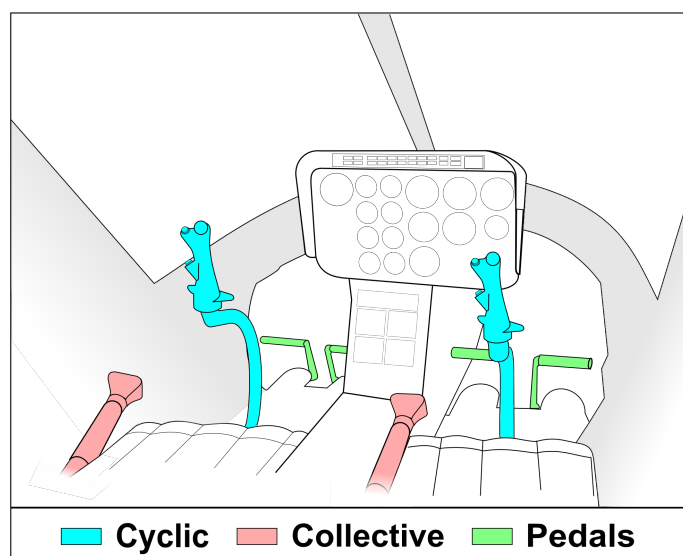


Fig. 5: Commandes de vol hélicoptère : montrant le cyclique, palonnier et pédales du pilote et copilote.

- Dans le cas des appareils à **commandes mécaniques**, dites aussi classiques, les commandes du pilote sont reliées à un système de bielles de commande, et qui à leur tour sont reliées au rotor au travers de biellettes de pas connectées sur les plateaux cycliques. Des actionneurs hydrauliques sont souvent rajoutés afin de diminuer les efforts à fournir par les pilotes.
- Dans le cas des appareils à **commandes de vol électriques** (CDVE), les commandes de pilotage sont premièrement transmises aux calculateurs de vol, et ensuite à des servocommandes hydrauliques agissant sur les bielles de commande. Seuls les appareils à CDVE sont susceptibles d'être équipés avec des **ASSUs**. Il est possible, cependant, de trouver des appareils à CDVE équipées avec des commandes mécaniques, aussi appelées passives.

Types ou lois de commande : directe ou par objectifs

Le pilotage des voilures fixes ou tournantes à commandes mécaniques consiste en la génération d'un couple au centre de gravité G et par rapport à un axe de l'appareil via les liaisons mécaniques, en fonction du déplacement des manches par le pilote.

Sur un appareil "nu", sans asservissement ou loi de pilotage, le pilote avec ses commandes agit au niveau des organes de commande (éléments aérodynamiques pour un avion ou plateaux cycliques pour un hélicoptère). Ces actions, en modifiant les forces et moments au niveau du centre de gravité, entraînent l'appareil en rotation autour de celui-ci. Pour atteindre un objectif de vol (une vitesse d'avancement, un angle de roulis, etc.), le pilote de par sa connaissance de la machine va appliquer des commandes afin de rejoindre cet objectif, puis de manière plus fine continuer à appliquer des commandes afin de maintenir ce paramètre de vol. Néanmoins, il ne connaît pas a priori le débattement de commande exact pour rejoindre et maintenir ce paramètre. De plus, si une perturbation extérieure intervient (rafale de vent), il devra de nouveau opérer les commandes afin de stabiliser son appareil. Le pilote régule donc les commandes hélicoptère et est au coeur de la boucle.

Dans le cas des hélicoptères par exemple, en tirant vers lui le manche cyclique, le pilote produit un moment autour de l'axe longitudinal qui force l'appareil à cabrer et fait donc augmenter l'angle de tangage θ , puis réduire la vitesse d'avancement u .

Il produit (de manière plus ou moins inconsciente) une série d'intégrations de ce couple qui sont le résultat de la connaissance de la dynamique de l'appareil commandé. Il s'agit d'un pilotage en "**loi directe**" (Figure 6).

$$\mathcal{M} \Leftrightarrow \delta \ddot{\theta} \xrightarrow{\int} \delta \dot{\theta} \xrightarrow{\int} \delta \theta \Leftrightarrow \delta u \xrightarrow{\int} \delta u$$

Fig. 6: Ensemble d'intégrations produites par le pilote pour la variation de vitesse de son appareil à partir de l'application d'un moment sur l'axe de tangage de l'HC.

Avec l'arrivée des commandes électriques, il a été possible d'associer un paramètre de vol à un axe de commande permettant ainsi de détacher la connaissance de la dynamique de l'appareil du pilotage. Nous parlons, dans ce cas, des "**lois de pilotage avancées**". Dans les tableaux 3 et 4 une synthèse de ces lois est présentée.

Enfin, il est aussi possible de trouver d'autres variantes de ces lois, ou sous le même principe, comme par exemple :

- **Acceleration Command, Velocity Hold (ACVH)**, commande d'accélération maintien de vitesse, utilisée comme dans l'exemple ci-dessous pour le longitudinal.

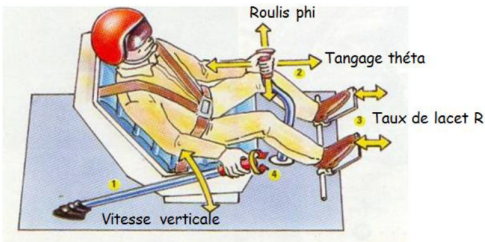
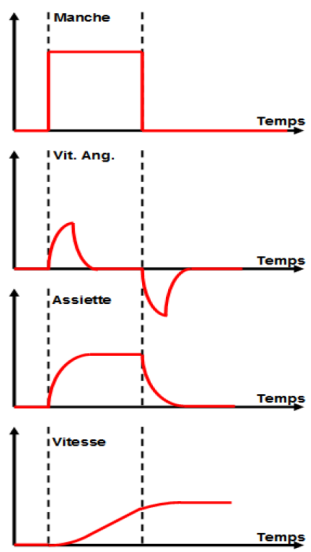
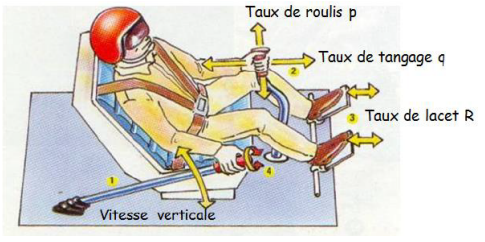
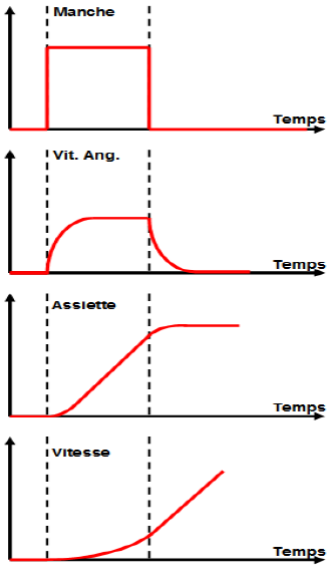
Type de loi	Réponses HC
<p>Loi "ACAH"</p> <p>La loi "Attitude Command, Attitude Hold" est telle que pour les différents axes de commande on contrôle,</p> <ul style="list-style-type: none"> • Cyclique latéral → ϕ angle de roulis • Cyclique longitudinal → θ assiette • Palonnier → r taux de lacet • Collectif → vitesse verticale <p>Ainsi par exemple, une position du cyclique latéral correspond à un angle de roulis ϕ.</p> <p>Elle est souvent utilisée aux basses vitesses dans le pilotage d'hélicoptères.</p> 	<p>Loi ACAH</p> 
<p>Loi "RCAH"</p> <p>La loi "Rate Command, Attitude Hold" est telle que pour les différents axes de commande on contrôle,</p> <ul style="list-style-type: none"> • Cyclique latéral → $\dot{\phi}$ p taux de roulis • Cyclique longitudinal → $\dot{\theta}$ q taux de tangage • Palonnier → r taux de lacet • Collectif → vitesse verticale <p>Par exemple, une position du cyclique latéral correspond à un taux de roulis. Le retour à la position neutre du manche fait maintenir l'assiette atteinte (puisque $q=0$).</p> <p>C'est une loi pouvant ressembler à un comportement avion</p> 	<p>Loi RCAH</p> 

Table 3: Paramètres de contrôle sur chaque axe avec la loi ACAH et RCAH et réponse HC en fonction de la loi et de la commande appliquée.

- **Translational Rate Command, Position Hold (TRC/PH)**, commande en vitesse longitudinale maintien de vitesse.
- **Heading Hold (HH)**, ou maintien de cap, sur le lacet et en fonction de la vitesse, maintient de cap.

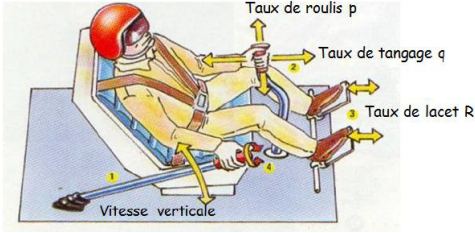
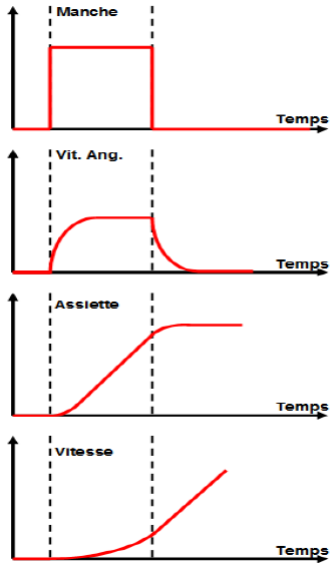
Type de loi	Réponses HC
<p>Loi "TRC" La loi "Translational Rate Command" est telle que pour les différents axes de commande on contrôle,</p> <ul style="list-style-type: none"> • Cyclique latéral → ϕ v vitesse latérale • Cyclique longitudinal → θ u vitesse longi. • Palonnier → r taux de lacet • Collectif → vitesse verticale <p>Ici, une position du cyclique latéral correspond à une vitesse latérale. Elle est souvent utilisée aux basses vitesses dans le pilotage d'hélicoptères.</p> 	<p>Loi RCAH</p> 

Table 4: Paramètres de commande sur chaque axe avec la loi TRC et réponse HC en fonction de la loi et de la commande appliquée.

- **Turn Coordination (TC)**, virage coordonné, à nouveau sur le lacet, assure un vol symétrique en annulant l'accélération latérale.

Un exemple de l'implantation de ces lois est donné ici pour l'hélicoptère de recherche RASCAL de l'US Army (voir Table 5) .

- En stationnaire et aux faibles vitesses, les axes longitudinaux et latéraux sont implantés avec une loi de stabilisation et maintien d'attitudes (ACAH), alors que pour l'axe de lacet une loi RCDH (rate command, direction hold) est utilisée pour la commande de taux de lacet et maintien de direction.
- Au-delà de 40 noeuds, il y a une transition en loi de commande d'attitude et maintien de vitesse (ACVH) en longitudinal; commande en taux de roulis (RCAH); et commande en taux de lacet et maintien de direction (RCDH) avec virage coordonné (TC).

	Airspeed < 40 kts	40 kts	45 kts	> 50 kts
Longitudinal	ACAH + trim follow-up	ACVH		
Lateral	ACAH + trim follow-up	← RCAH until airspeed < 40 KTS and wings level		
Directional	RCDH	→ RCDH + Turn Coordination		
Collective	← RCDH + Turn Coord until airspeed < 40 KTS			
	Direct Drive			

Table 5: Lois de Commandes en fonction de la vitesse d'avancement pour l'hélicoptère de recherche RASCAL à CDVE et l'US Army.

Efforts sur les commandes de vol

Les différents efforts ressentis sur les commandes par les pilotes d'hélicoptère sont très limités en comparaison de ceux ressentis sur les appareils à voilure fixe.

Efforts sur la commande du cyclique

Généralement, les hélicoptères à commandes hydrauliques présentent une raideur artificielle sur le cyclique, qui donne au pilote la sensation de vouloir revenir à une position neutre (aussi appelé trim). En plus de cette raideur, la commande cyclique est équipée d'une friction qui oblige le pilote à fournir un effort pour déplacer le manche. Cette friction peut être réglable (comme le H125 ou le R44) grâce à une molette située proche de la commande cyclique (Figure 7). Néanmoins, dans les appareils les plus récents elle tend à être fixe ; le pilote ne peut donc pas ajuster la force sur son manche.



Fig. 7: Base de la commande cyclique avec une molette permettant régler la friction sur un R44.

Pour utiliser le trim, le pilote maintient le cyclique à la position pour laquelle l'hélicoptère a une trajectoire de vol stabilisé, et ensuite enlève l'effort ressenti en ajustant la position de trim (ou compensateur en français) de deux manières possibles (Figure 8) :

- Beep trim, aussi appelé chapeau chinois par sa forme pyramidale, est une commande à 4 axes sur le cyclique. Il permet un ajustement continu de la position neutre de ce ressort artificiel. À une position du manche donnée, le pilote réduit progressivement l'effort sur le manche, et cela jusqu'à ce qu'il arrête d'appuyer sur le beep trim une fois l'effort nul. Il est utilisé plutôt pendant les phases de navigation.
- Trim release, est un bouton poussoir qui enlève tout ressenti d'effort placé aussi sur le cyclique. Quand le trim release est enclenché, le manche peut être placé à la position souhaitée par le pilote facilement (si la friction est basse). Ensuite, quand le pilote le relâche, l'effort de la raideur artificiel s'active à nouveau avec un effort nul à cette nouvelle position. Il est utilisé lors des phases en stationnaire ou en translation.

Des fonctions d'auto trim et trim reset sont apparues, notamment sur les appareils à CDVE, qui permettent de modifier automatiquement la position d'ancrage du neutre à mesure que le pilote varie ses commandes.



Fig. 8: Beep trim (ou chapeau chinois) sur la commande de cyclique d'un R44.

Le RAH-66, le NH-90, le EC-665 Tigre ou encore le Bell UH-1 Iroquois (Huey) en sont quelques modèles équipés.

Efforts sur la commande du collectif

Tout comme le cyclique, la commande du collectif est équipée d'une friction qui peut être réglable dans certains appareils. Néanmoins, il ne dispose d'aucun type de ressort qui tend à faire ramener le manche à sa position neutre. Cela permet de maintenir le collectif à sa position courante, sans que le pilote n'ait à maintenir l'effort.

La Figure 9 montre les commandes du collectif du Robinson R-22 et du Enstrom F28A, avec des molettes de réglage de friction. Ces molettes ont un principe d'utilisation différent pour chaque appareil : celle du R-22 permet au pilote de régler l'effort pendant toutes les phases de vol, alors que celle de la F28A n'est utilisée que pour fixer le collectif en position basse que pour le démarrage et l'arrêt.

Accidentologie des hélicoptères

L'absence d'enregistreurs de vol dans les hélicoptères limite l'étude et l'analyse des facteurs à l'origine d'accidents. Généralement, les données se basent sur le témoignage des survivants ou sur les restes des appareils sinistrés. Pour ces raisons, les rapports issus de ces accidents ne sont souvent pas très détaillés, ce qui rend difficile la catégorisation et l'étude statistique de ceux-ci.

Un des rapports les plus poussés à ce sujet a été le (1). L'ESSI a lancé comme un partenariat entre différents acteurs de l'aviation, comme l'EASA, les autorités nationales de chaque état européen, ainsi que les aviateurs, opérateurs, et des organisations de recherche, dans le but d'améliorer la sécurité aérienne. Ses résultats montrent la claire implication du facteur humain dans l'enquête réalisée sur les accidents répertoriés des années 2000-2005 dans l'aviation à voilure tournante. Un résumé de ces travaux et résultats est donné en Annexe B.

Safran s'est intéressé aux causes les plus fréquentes entraînant la perte de contrôle aux commandes en hélicoptère. Dans ce but, le Bureau d'Enquête et d'Analyse (BEA) nous a fourni un répertoire d'accidents d'hélicoptères de type « perte de contrôle en vol » depuis 2010, et dans lesquels ils ont été l'auteur principal

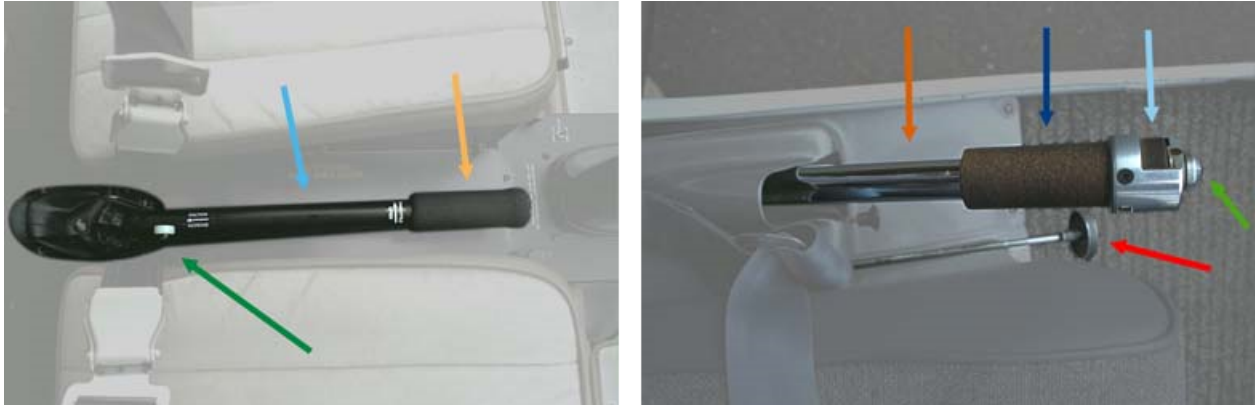


Fig. 9: Collectif du Robinson R-22 (flèche verte : molette de réglage de friction du collectif, flèche bleu : levier du collectif, flèche orange : commande de gaz) et du Enstrom F28A (flèche orange : levier du collectif, flèche bleu foncé : commande de gaz, flèche bleu clair : molette de réglage de friction de la commande de gaz, flèche vert : Bouton du starter (démarreur), flèche rouge : molette de réglage de friction du collectif (seulement au démarrage et à l'arrêt, et non en vol))

de l'enquête, ou y ont participé au titre de l'Etat constructeur. Au sein d'une liste d'un total de 170 accidents, 136 accidents ont été clôturés et détaillés avec une fiche d'enquête.

L'analyse de ces accidents a eu comme but de trouver les potentielles fonctions haptiques susceptibles d'aider les pilotes, contrairement à l'analyse précédente, menée par l'ESSI, dont le but était de lister toutes les causes à l'origine de ces accidents. Ainsi, pour chaque accident j'ai essayé d'extraire la cause principale; même si on sait qu'il s'agit toujours d'un ensemble de facteurs. Dans certains accidents, plusieurs causes ont été enregistrées quand il a été compliqué de déterminer la principale. Quand l'action des pilotes sur les commandes a été à l'origine de ces « pertes de contrôle en vol », j'ai détaillé dans la cause l'axe impliqué et/ou le phénomène de vol impliqué. Ci-après figurent les principales constatations extraites de cette analyse.

Phases de vol

Si l'on regarde la répartition des accidents entraînant la perte de contrôle (Figure 10 selon la phase de vol (toute type de blessure humaine confondue), nous constatons que l'approche et l'atterrissage sont les phases le plus fréquentes avec 36% des cas (soit 52 accidents). Cela se différencie de l'analyse faite par l'ESSI (pour tout type d'accident d'hélicoptère confondu), où la phase de vol la plus fréquente et mortelle était la phase d'en route. Pourtant, pour les accidents entraînant la perte de contrôle, la phase d'en route ne représente que 19% des cas (soit 27 accidents), et la phase de manœuvre est plus importante avec 23% des cas (soit 32 accidents). Dans les phases d'approche, atterrissage, et manœuvre les actions du pilote sur les commandes sont sans doute plus nombreuses. Ce qui porte à croire que cette perte de contrôle en vol a comme origine un facteur humain.

Facteurs mis en cause dans les accidents

L'analyse a permis d'identifier au moins une cause à l'origine de la perte de contrôle sur ce répertoire (Figure 11). Néanmoins, dans 22 cas le rapport de l'accident ne fournissait pas assez des détails. L'identification des causes principales et l'écart des possibles facteurs contribuant à l'accident a été une tâche compliquée. En effet, les causes peuvent être variées et s'accumuler. Une conséquence, comme par exemple une perte de portance, peut avoir plusieurs causes à l'origine.

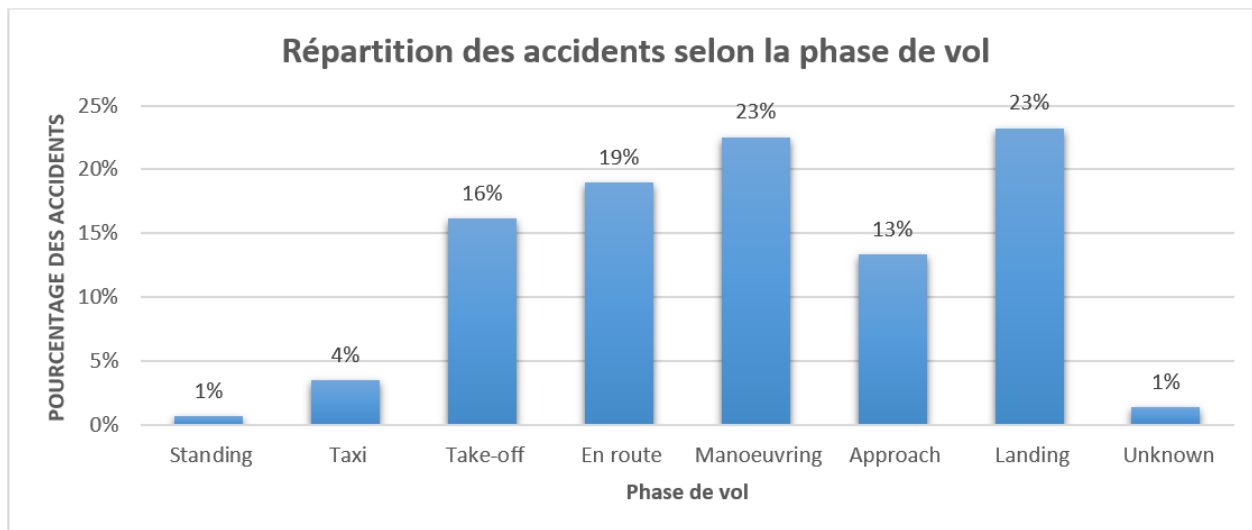


Fig. 10: Pourcentage des accidents pour chaque phase de vol, données fournies par le BEA sur son répertoire "perte de contrôle en vol".

Vents forts, mauvaises procédures et planifications des vols

Les causes les plus fréquentes d'accidents sont les mauvaises conditions météorologiques, identifiées dans 22 accidents, un manque de rigueur dans le suivi des procédures de vol, identifié dans 18 accidents, et encore une mauvaise planification du vol, aussi identifiée dans 18 cas. En ce qui concerne les mauvaises conditions météorologiques, nous retrouvons des cas assez semblables où le pilote décide de poursuivre son vol malgré un vent fort ou de fortes rafales, de se poser avec du vent arrière, ou de simplement de ne pas prendre connaissance des variations météorologiques pendant son vol. Pour les procédures de vol, 8 de ces 18 accidents correspondent à des exercices de panne hydraulique dans lesquels l'instructeur n'a pas suivi correctement les recommandations données par l'avionneur, 3 à un non respect des procédures de vol correctes (prévol), et à des exercices divers en formation (tels que la panne moteur, ou le blocage du palonnier en butée). Enfin, la mauvaise planification de vol concerne dans la majorité des accidents à une surestimation des performances de l'appareil : dépassement des limites de centrage, d'altitudes et de températures). Cette erreur de surestimation est souvent à l'origine des phénomènes aérodynamiques dangereux, comme la perte d'efficacité du rotor de queue, ou à des conditions de vol catastrophiques, tel que le « Settling with Power » (enfouissement avec moteur).

Les erreurs de pilotage

D'après l'analyse des accidents, les palonniers semblent être à la source du plus grand nombre d'accidents entraînant la « perte de contrôle » de l'hélicoptère, avec 12 cas identifiés. On trouve ensuite la gestion de la manette de gaz, avec 7 cas identifiés, et la commande de pas général avec 4 cas. Pour ces cas, il s'agit notamment de commandes insuffisantes ou excessives (sous et sur contrôle), ou des applications erronées ou par inadvertance. Les cas les plus fréquents étaient un manque de correction au palonnier dans des conditions de vent fort, entraînant la perte d'efficacité du rotor arrière, ou encore une mauvaise manipulation du collectif et de la commande de gaz, entraînant le « Settling with Power ».

Les phénomènes et conditions de vol

La condition de vol la plus citée dans les rapports du BEA a été le « Settling with Power ». Cela correspond à une mauvaise gestion de la puissance de la part du pilote, demandant à un instant plus de puissance

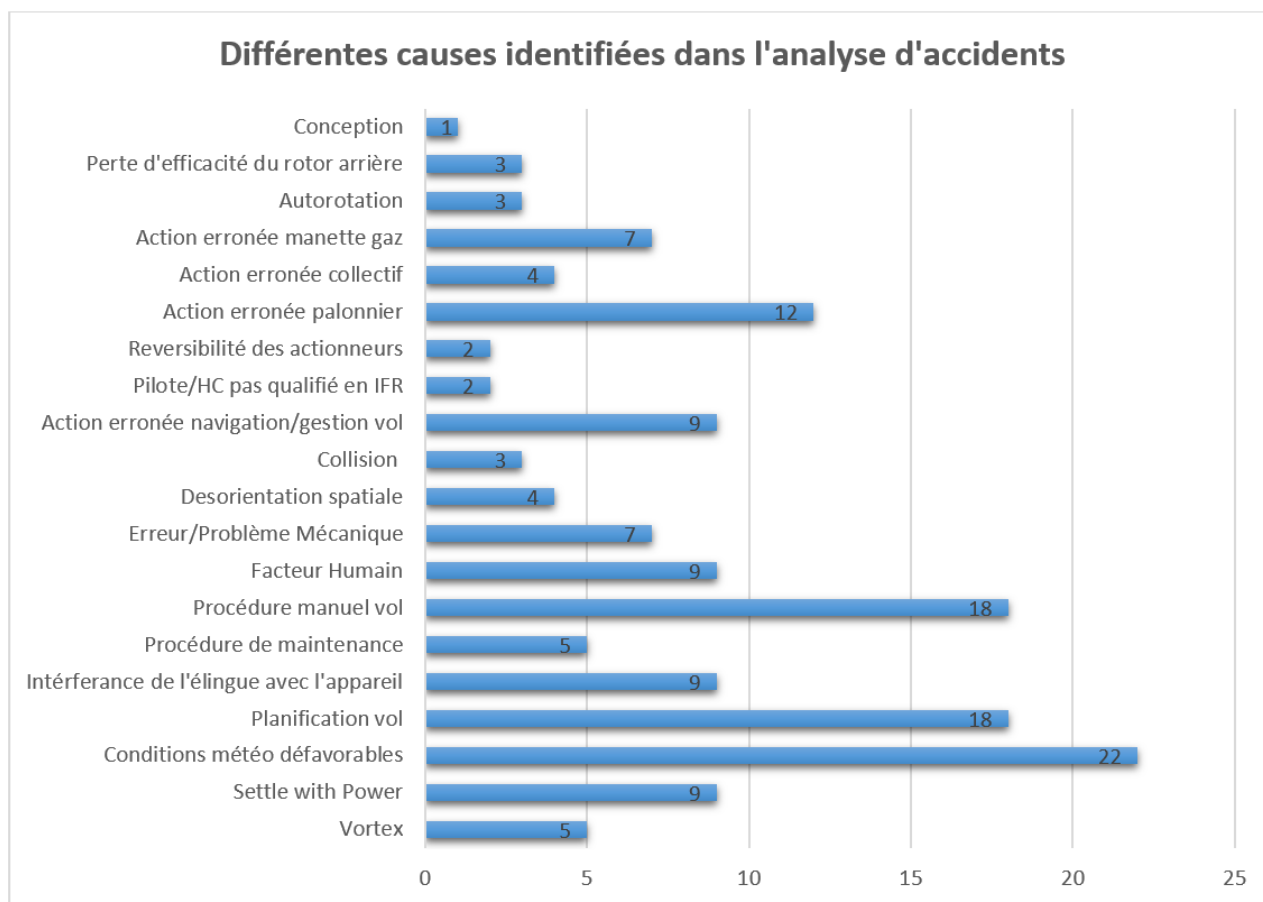


Fig. 11: Pourcentage des accidents en fonction des causes identifiées des données fournies par le BEA sur son répertoire "perte de contrôle en vol".

au moteur que celle qu'il ne peut fournir. Même si ce phénomène n'a été cité que dans 9 accidents, il est très probable que toutes les pertes de contrôle attribuées à une mauvaise planification du vol (soit par un mauvais centrage, soit à de hautes températures ou altitudes de vol) soient dues à cette condition. Le Vortex Ring State, ou les tourbillons de bout de pale, est un phénomène aérodynamique qui a été identifié dans 5 accidents. Du fait de l'inexistence d'enregistreurs de vol sur les hélicoptères, il est souvent compliqué d'attribuer ce phénomène aux crashes. Il s'agit d'un phénomène très dangereux, dans lequel l'hélicoptère perd de la portance, et qui serait assez fréquent dans des atterrissages avec du vent arrière. Il est sans doute plus fréquent dans les accidents de type « perte de contrôle ». La technique d'autorotation pour la perte de puissance du moteur a aussi été identifiée comme étant à l'origine de 3 cas. Deux de ces trois cas étaient des exercices d'autorotation que l'instructeur n'a pas réussi à contrôler. La désorientation spatiale, identifiée dans 4 cas, a mené à la perte de l'appareil dans des conditions météorologiques dégradées. La perte d'efficacité du rotor arrière est un phénomène qui arrive à des faibles vitesses, avec des vents latéraux ou vent arrière, et avec souvent une mauvaise gestion du palonnier de la part du pilote. Il a été identifié dans 3 cas, mais à nouveau, il est probable qu'il soit à l'origine d'un nombre beaucoup plus élevé, car il reste lui aussi compliqué à identifier. Enfin, le phénomène de réversibilité des actionneurs, ou en anglais servo transparency, a été l'origine de la perte de contrôle dans plusieurs cas. Ce phénomène arrive avec une forte action du pilote sur le cyclique ou le collectif, générant des efforts très contraignants sur les commandes.

La gestion du vol par l'humain

Autre que dans le pilotage de la machine, le pilote peut perdre le contrôle de l'hélicoptère lors de sa mission. Dans 9 cas, l'appareil a eu un crash fatal à cause d'une interférence de l'élingue avec le rotor de queue ou les patins. Dans la majorité des cas, cela a été à l'origine d'un mauvais suivi des procédures d'utilisation des élingues et de transport de charges. Dans 9 autres cas, le pilote a fait une erreur fatale dans la gestion de son vol. Par exemple, une désactivation involontaire de l'assistance hydraulique, une mauvaise réactivation de celle-ci après un exercice, la non intervention de l'instructeur dans ce type d'exercice, ou encore l'affranchissement du circuit de l'aérodrome ou de l'altitude minimale de survol. Le facteur humain a été aussi la cause de 9 accidents ; emprise d'alcool, manque d'expérience du pilote, le stress ou une confiance élevée en soi.

L'opérabilité de l'hélicoptère

Dans 5 accidents, il a été identifié comme origine une mauvaise procédure de maintenance de l'appareil. Dans autres 7 accidents, l'origine de la perte de contrôle a été une défaillance mécanique en vol. Un seul accident a comme origine un problème de conception de la machine.

Conclusions de l'étude en référence aux possibles fonctions sur l'ASSU

L'analyse réalisée sur ce répertoire d'accidents de type « perte de contrôle » a permis de conclure par rapport aux possibles fonctions utilisés sur les ASSU que :

- Les fonctions haptiques sur hélicoptère qui auraient pu aider au pilote à prévenir ces accidents se concentrent dans les phases de vol d'approche/atterrissage et de manœuvre.
- Ces fonctions serviraient d'aide pour les causes de type « erreurs de commande des pilotes » ou « phénomènes et les conditions de vol ».
- Les commandes les plus impliqués dans les accidents ont été le palonnier, suivi de la commande de gaz et de la commande de pas. Les deux premières ne sont pas pertinentes vis-à-vis du sujet des ASSU.
- Sur le collectif, il serait donc intéressant de limiter les surcommandes, afin d'éviter des phénomènes tel que la réversibilité des actionneurs, des moments au niveau du mat, ou encore des impacts du rotor principal avec le rotor de queue, et les phénomènes de vol (comme le Vortex, ou l'autorotation). La condition de vol « Settling with Power », même si très fréquente dans les accidents, sera difficilement modélisable dans une fonction haptique de par sa nature. En effet, il ne s'agit pas d'une erreur de pilotage, mais d'une condition de vol qu'aucun retour haptique n'aurait pu prévenir.
- Sur le cyclique latéral, pourrait aussi limiter des surcommandes (comme un excès de roulis, ou des moments pouvant endommager le mat), mais surtout des fonction d'aide au pilotage, comme par exemple des aides pour prévenir la désorientation spatiale.
- Sur le cyclique longitudinal, la surcommande reste intéressant pour éviter des impacts du rotor principal et la poutre de queue, ou encore d'aide à des manœuvres impliquant des arrondis (comme une fonction pour prévenir le tailstrike, ou une fonction d'aide à l'autorotation).
- Des fonctions d'évitement d'obstacles sur les différents axes seraient à envisager, ou même, des fonctions d'aide au pilotage lors du transport avec des élingues (évitement d'obstacles, ou commandes brusques).

Les différents domaines d'études

La technologie du rendu haptique est aujourd'hui utilisée dans un grand nombre de domaines (médical, industriel, automobile, jeux vidéo, télé opération, etc.). L'incorporation d'une interface haptique a permis

aux utilisateurs d'interagir avec les machines via le sens du toucher, et avec l'envoi des forces, mouvements ou vibrations. Les premiers dispositifs incorporant cette technologie sont apparus dans les années 50 (11). Le pionnier, conçu par Goertz, était un bras mécanique robotisé qui incorporait de forces de contact, et qui permettait aux utilisateurs de travailler à distance avec des substances dangereuses. Plus tard, dans les années 80, la technologie haptique a évolué jusqu'à permettre la reproduction du toucher des textures. Dans (12), l'auteur a conçu un joystick, à deux degrés de liberté, simulant des petits ressorts virtuels et permettant de tirer et repousser la main de l'utilisateur en fonction de la texture.

Dans les décennies suivantes, de nombreux exosquelettes sont apparus dotant à l'utilisateur d'un outil de manipulation avec des retours de forces. Ces exosquelettes sont soit attachés au corps de l'utilisateur, soit à base fixe. Il existe un grand nombre d'articles dédiés au domaine des exosquelettes, notamment pour l'assistance médicale. La robotique médicale permet, par exemple, de réaliser des ablations et des prélèvements de manière précise (13), de filtrer les tremblements (14), ou de réaliser une intervention avec un chirurgien à distance (15). Si le système de télé-opération fournit un retour d'effort à l'opérateur, il est appelé bilatéral. Ces systèmes à retour d'effort se basent sur un type d'architecture appelée maître-esclave, et il en existe différents en fonction du type des données échangées entre le maître et l'esclave. Ces architectures sont décrites par la relation suivante ((6)),

$$\begin{bmatrix} F_h \\ X_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} \\ h_{21} & h_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_h \\ F_s \end{bmatrix} \quad (6)$$

Où la force de l'opérateur F_h et X_h sont la force et la position de l'opérateur et F_s et X_s sont la force et la position du manipulateur esclave.

Aujourd'hui, les domaines d'utilisation sont tellement importants que des nombreux auteurs ont proposé différentes taxonomies pour classer ces dispositifs. Un exemple est (2) qui propose une distinction de ces dispositifs par les perceptions visées (thermique, tactile ou kinesthésique) et ensuite, par technologie utilisée (Figure 12).

Les manches actifs sont classés dans les interfaces manipulables à perception kinesthésique. Dans la même catégorie on retrouve les volants à retours d'efforts utilisés dans le secteur de l'automobile, qui avertissent le pilote d'une collision imminente ou d'un changement de voie dangereux (16). La différence principale entre la famille d'exosquelette et les interfaces manipulables est la nature du retour haptique. Pour les dispositifs médicaux, l'atout majeur sera de transmettre avec la meilleur précision possible la texture et les efforts ressentis au chirurgien. Pour les interfaces manipulables, les retours haptiques ne chercheront pas à recréer une telle précision tactile, mais à transmettre des limites virtuelles. La particularité des manches actifs est aussi l'environnement où ils sont utilisés. Dans le cas des hélicoptères, le pilote est soumis à des vibrations très importantes, d'où l'inutilité de chercher à reproduire des retours tactiles ou textures précises. Pour ces raisons, nous avons centré l'état de l'art de cette thèse autour du domaine aéronautique, et plus précisément dans les travaux déjà faits dans le domaine des manches actifs sur hélicoptère.

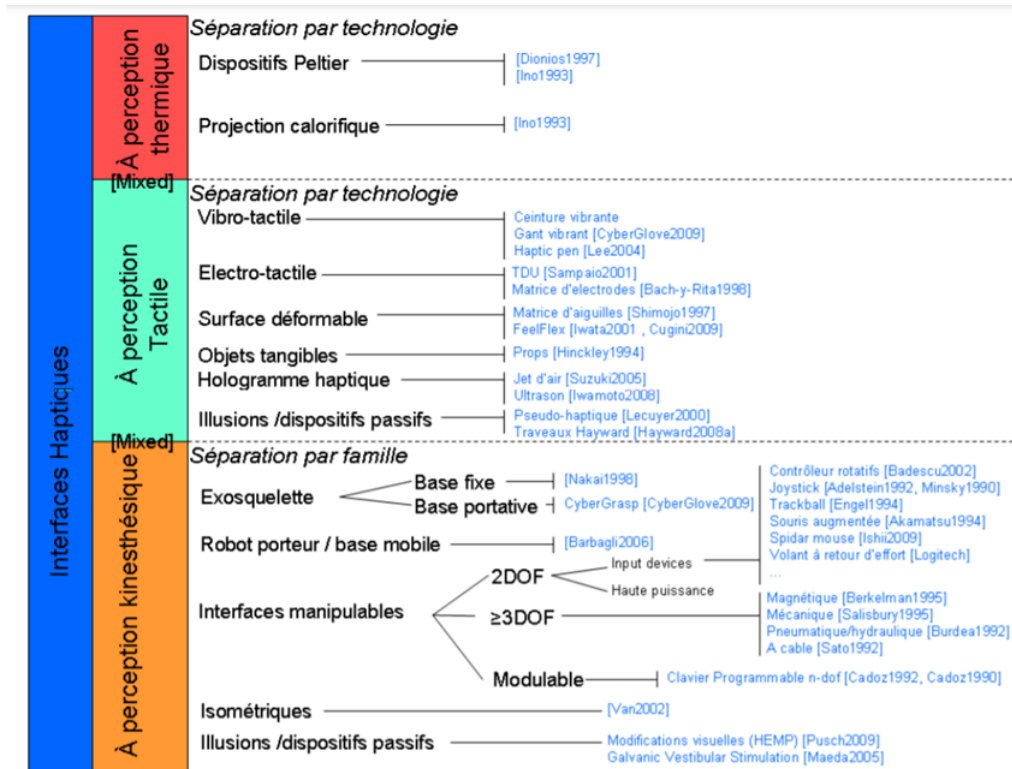


Fig. 12: Taxonomie des interfaces haptiques proposée par (2)

Réglage des paramètres manche

Une partie de la littérature dédiée aux mini manches actifs s'est centré sur l'étude des effets des caractéristiques du manche sur les qualités de vol de l'appareil. Dans le tableau suivant, il est présenté un résumé de conclusions tirées de quelques-uns de ces travaux, où l'on peut observer l'utilisation récurrente des lois de pilotage évoluées (comme par exemple les lois « Attitude Command Attitude Hold » (ACAH) ou « Rate Command Attitude Hold » (RCAH)) pour l'optimisation des paramètres statiques et dynamiques du manche. Les évaluations des qualités de vol ont été réalisées avec l'utilisation de l'échelle de notation Cooper-Harper. Ces évaluations ont été obtenues dans des simulateurs avec des modèles d'hélicoptères spécifiques, sauf pour l'étude réalisée par le DLR qui a utilisé l'hélicoptère d'essai FHS (voir 6).

D'autres études ont abordé différents domaines, comme l'étude (17) qui détaille les caractéristiques des manches actifs, et plus particulièrement les caractéristiques de l'unité de contrôle des manches : les bandes passantes du manche ou celles de couplage. Dans (18), Boeing propose une série d'exigences pour la conception des manches actifs, comme la précision de position et de force, ou le grippage des moteurs, ainsi que pour le software de boucle interne (mode de défaillance, bande passantes, etc.), et des exigences de performance pour les retours haptiques.

Entite / Laboratoire	Programme	Paramètre (P)/ Loi pilotage (LP)	Conclusion de l'étude	Ref
US Army	RASCAL - JUH-60A inflight simulator	P : Fréquence, Amortissement, Inerti LP : AC et RC	MTE : Hover (AC) et Slalom (AC, RC)	(19)
DLR	Active Control Technology/FHS	P : AC et RC	Tendance d'amélioration des qualités de vol pour une augmentation de la fréquence du manche. Pas d'influence en principe pour l'augmentation de l'amortissement.	(20)
DLR	Active Control Technology/FHS	P : Fréquence, Amortissement LP : AC et RC	ETPS : Roll Handling Task Tendance d'amélioration des HQR avec des taux d'amortissements plus importants RC : amélioration avec l'augmentation des fréquences AC : très petite tendance d'amélioration avec la diminution de la fréquence MTE : Hover AC : Tendance d'amélioration des HQR avec l'augmentation de la fréquence et l'amortissement. MTE : Slalom Tendance d'amélioration des HQR avec l'augmentation de la fréquence RC : presque pas d'influence avec l'augmentation de l'amortissement. AC : amélioration avec l'augmentation de l'amortissement.	(21)
Sikorsky Aircraft Corporation	Simulator with a cargo class helicopter (based on CH-53K)	P : Débattement, Gradient Loi Nominale, Amortissement LP : AC et RC	Débattement : Un plus grand débattement implique : - Une plus grande sensibilité - Plus de déconfort au niveau du poignet et du bras (spécialement en mode AC dans des tâches MTE comme Depart/Abort - Diminution de la bande passante ressentie par le pilote - Gamme conseillée : 2.03-3.56 cm (0.8-1.4 in) Gradient loi nominale : Un plus grand gradient implique : - Une plus grande sensibilité, et moins de sur-contrôles aux commandes - Une plus grande fatigue pour des tâches comme Depart/Abort en AC, où des commandes plus longues sont nécessaires - Gamme conseillée : RC tangage 0.61 - 1.11 N.s/°, RC roulis 0.20 - 0.37 N.s/° ; AC tangage 0.61 - 1.11 N/°, AC roulis 0.19 - 0.34 N/° Breakout : Un grand breakout, diminue le sur-contrôle, mais son passage devient plus nerveux. Gamme conseillée : 2.22-6,67 N	(21)

Table 6: Etat de l'art sur le réglage des paramètres manches

Mise au point des RH

La littérature fait état d'un grand nombre d'articles proposant des fonctions de protection des limitations de l'hélicoptère et de son enveloppe de vol. Des fonctions de guidage ont été aussi proposées pour faciliter la tâche de pilotage. On observe une récurrence de mise au point de ces fonctions pour le **Collectif**, et de retours de type **Softstop**.

La mise au point de ces fonctions est souvent issue de coopérations entre avionneurs et laboratoires de recherche militaires ou universitaires, qui ont mis en place des programmes pour intégrer et tester ces fonctions sur des hélicoptères d'essai. En particulier, le programme HACT (22) reste un des plus évolués en termes d'intégration d'une architecture qui comprend une reconnaissance du régime de vol de l'appareil (avec l'utilisation d'algorithmes de prédiction basé sur les réseaux de neurones) et l'adaptation en conséquence des lois de pilotage au niveau du collectif, et la génération des retours haptiques au manche pour la protection de l'enveloppe de vol.

Boeing, qui a été à la tête du développement de cette architecture complète avec l'armée américaine, détaille divers tests réalisés sur différents appareils et simulateurs de ces fonctions de protection et de guidage incorporés au programme HACT, comme la protection de survitesse du rotor ou des couples de transmission (23) (24). De son côté, Sikorsky a présenté des études, en partenariat avec l'université de Pennsylvanie, de développement de protections de limites critiques sur la commande du collectif et des tests menés sur simulateur avec un modèle de son UH-60 Black Hawk (5).

Une étude menée par l'U.S Army avec le fabricant EUROCOPTER (25) propose une liste assez exhaustive des différentes limitations auxquelles les hélicoptères peuvent être soumis. Au cours de cette thèse, nous avons repris et analysé cette liste, avec l'aide d'un ingénieur d'essais hélicoptère de la « Direction Générale de l'armement » (DGA) d'essais en vol à Istres, afin de valoriser les différentes fonctions potentiellement utilisables sur les appareils actuels (voir tableaux 7 et 8).

Paramètre limite HC	Axe	HC	Source et détails
Survitesse du rotor principal (Main Rotor Overspeed)	Collectif	SS	Tableau Annexe C.1 (23)
Surcouple de la boîte de transmission principale (Main Gearbox overtorque)	Collectif	SS	Tableau Annexe C.2 (23) (22)
Décrochage du rotor principal (Main rotor Stall)	Collectif	SS	Tableau Annexe C.3 (22)
Moment du mât/moyeu du rotor (Rotor Mast Bending, or Hub, Moment)	Longitudinal Latéral	SS	Tableau Annexe C.4 (6) (26)(27)(28)
Facteur de charge (Static Load Limit)	Longitudinal	SS	Tableau Annexe C.5 (6)(23)(26)

Table 7: Synthèse des fonctions haptiques pour la protection de l'hélicoptère proposées par le pilote de la DGA.

Dans les paramètres à limiter sur l'hélicoptère, la "Réversibilité des actionneurs" a été signalée par le pilote de la DGA comme potentiellement intéressante. Ce phénomène arrive lorsque le rotor principal induit des charges sur les bielles de commandes très supérieures à celles tolérables par le système hydraulique. Comme résultat, les forces sont renvoyées aux commandes pilotes. La cause de cela est souvent un virage à des grands facteurs de charge, aggravé par des grands poids, grandes vitesses, altitudes et turbulences. Ce phénomène est donc restreint aux commandes de pilotage mécaniques.

D'autres paramètres, comme la température (T4) ou la vitesse de la turbine (gas generator speed) du moteur, ont été classées comme "moins importants", du fait d'une auto-protection déjà présente sur les moteurs (5) (23) (22) .

Phénomène à éviter	Axe	HC	Source et détails
Anneaux tourbillonnaires (Vortex Ring State)	Collectif	SS	Tableau Annexe C.6 (23) (29)
Sous-vitesse du rotor principale (Main Rotor Underspeed)	Collectif	SS	Tableau Annexe C.7 (23)
Vitesse de descente (Descent Speed)	Collectif		Tableau Annexe C.8
Vitesse latérale (Lateral Speed)	Collectif		Tableau Annexe C.9

Table 8: Synthèse des fonctions haptiques pour la protection de l’environnement de vol proposées par le pilote de la DGA.

Lors de cette thèse, plusieurs pilotes d’avion et d’hélicoptères ont participé à différentes expériences dans la paramétrisation du ASSU. Un de ces pilotes d’hélicoptères, ancien pilote à l’armée, et actuellement réserviste à la base militaire d’Istres et travaillant dans la sécurité en vol à Airbus Hélicoptères, a affirmé que les fonctions les plus intéressantes seraient celles de protection de tâches opérationnelles. Il a notamment cité : l’évitement d’anneaux tourbillonnaires, la vitesse de descente, la vitesse de roulis (ou latérale), et/ou le roulis maximale (60°) afin d’éviter les virages engagés, la Vitesse maximale de l’appareil (VNE, ou Velocity Never Exceed), et un TailStrike (ou toucher de queue en français).

Modélisation de la boucle : pilote + Hélicoptère + Manche actif

Afin d’optimiser les retours haptiques ou les caractéristiques du manche, plusieurs études ont été réalisées dans la modélisation de la boucle de pilotage qui incorpore d’un côté une modélisation de la mécanique de vol d’un hélicoptère (linéaire autour d’un point de vol le plus souvent) commandé, d’un autre côté, par une représentation du comportement pilote pour une tâche donnée, et au travers d’un modèle qui caractérise le comportement d’un mini manche actif. Le DLR a réalisés plusieurs travaux différents utilisant cette technique :

- Dans (30) une telle boucle a été mise au point avec l’intégration d’un modèle de retour haptique au niveau du manche pilote, de sorte à générer un asservissement pour une fonction d’évitement tourbillonnaire (VRS). Ils en concluent que la stabilité de cette boucle peut être démontrée avec des théorèmes classiques des systèmes asservis.
- Une autre étude vise cette fois-ci à l’optimisation des caractéristiques du manche pour un modèle d’hélicoptère (31). Pour ce faire, ils établissent une boucle de pilotage avec un modèle pilote dont les paramètres sont établis à partir d’une relation mathématique entre ceux-ci et des qualités de vol souhaitées. L’identification des paramètres manches se ferait ensuite avec la minimisation d’une tâche MTE (mission task element, ou tâche de pilotage élémentaire) ciblée.

Finalement, dans le but de regarder l’influence des paramètres du manche sur les qualités de vol de l’appareil, de telles modélisations de boucles de pilotage intégrant des modèles de lois évoluées (RCAH, ACAH, TRC...) et de l’activité pilote sont utilisées (32) (33). L’objectif final étant bien sûr l’obtention de méthodes qui limiteraient, voire supprimerait, les coûteux et longs essais expérimentaux.

Algorithmes de prédiction des paramètres limites et architectures de boucles de retour d’effort

Comme dernier axe de recherche, différentes études sur les algorithmes de prédiction sont adaptées pour le calcul des paramètres critiques de l’aéronef. En particulier, l’institut de technologie de Georgia et l’université de Pennsylvanie ont publié différents articles sur l’utilisation d’algorithmes, comme les réseaux de neurones, visant à estimer les valeurs futures d’un paramètre de sorte à prévenir le pilote avec une marge de temps suffisante pour qu’il puisse réagir (28) (34) (35) .

Une thèse menée au sein de l'institut de technologie de Georgia porte sur l'étude d'une architecture modulaire pour la conception des retours haptiques qui aborde les différentes étapes nécessaires à l'estimation des paramètres critiques, et leur transmission au pilote sous forme haptique (36) (3). Cette thèse est pratiquement l'unique étude à avoir apporté une méthodologie de design complet couvrant les différents modules participant à la génération des retours au pilote ; en particulier, elle explique les différentes méthodes et types de prédiction qui peuvent être utilisées dans cette boucle.

Ressources, Techniques et Résultats attendus

Le contexte et l'état de l'art des mini manches actifs présentés dans les sections précédentes ont permis de dessiner l'état de l'art actuel et les connaissances sur leur utilité dans la protection de l'enveloppe de vol.

En s'inspirant de ces travaux, et afin de répondre aux questions définies dans la section 2.6, on cherchera au travers de cette thèse à :

1. Mettre en place des outils et des critères qui permettront la spécification, si possible, optimale des retours d'efforts. Ces critères tiendront compte de,
 - a la pertinence du retour en fonction du paramètre à limiter et la mission, ou encore,
 - b son efficacité en termes de,
 - i protection (non dépassement des valeurs des paramètres critiques) et,
 - ii exploitation optimale de l'appareil (validation des MTE spécifiées dans la norme ADS-33 et obtention des meilleures qualités de vol pour les appareils en question).
2. La mise en place d'un environnement de simulation et d'évaluation de retours d'efforts définis à partir de ces critères.

Pour cela, on s'inspirera des moyens et techniques utilisés dans les travaux décrits à l'état de l'art, à savoir :

1. Mise en place des modèles hors ligne pour la génération haptique Ces modèles serviront de moyen de définition et de validation des retours haptiques pour des manoeuvres concrètes et seront développés sous Simulink avant d'être intégrés au simulateur. Ils seront composés de,
 - Un modèle du comportement dynamique du manche, permettant le réglage des caractéristiques statiques du manche afin de générer des retours haptiques en fonction du point du vol.
 - Un modèle de comportement de l'activité pilote, capable de suivre des consignes de trajectoire pour réaliser des tâches de pilotage de type MTE définies dans la norme ADS-33. Il devra être capable également de « ressentir » ces retours et prendre la décision de respecter leur indication, ou pas, en fonction des conditions de vol.
 - Un modèle de la dynamique du vol de l'hélicoptère : à base de modèles linéaires autour d'un point de vol, ou non linéaire avec le code de simulation FLIGHTLAB. Ainsi, différents modules d'aide au pilotage, comme un Pilote Automatique (SAS, ATT, ALT...) ou des lois de pilotage évoluées (RCAH, ACAH...), pourront être ajoutés.
2. Analyses de pertinence. Afin de définir ces critères, il sera nécessaire de tester plusieurs stratégies comme :
 - Des études et analyses concernant la sensibilité du pilote au manche, la pertinence des retours d'effort pour chaque domaine de vol, etc.
 - La classification des types de retours à fournir en fonction par exemple, des types de tâches, des lois de pilotage, de la nature du paramètre à limiter...
 - La prise en compte de l'expertise d'agences comme le Bureau d'enquêtes et d'analyses (BEA) pour extraire des dénominateurs communs dans des accidents récurrents dans l'aviation et pour des paramètres concrets.

3. L'analyse sur simulateur avec des pilotes

L'exportation de ces modèles sur le simulateur PycsHel afin d'obtenir des évaluations de pilotes sur les retours haptiques et pourvoir ainsi valider les critères utilisés pour leur génération. L'analyse des performances obtenues pour la tâche en question et les qualités de vol atteintes pourront être un moyen de validation de ces critères.

Modélisation d’une boucle de simulation et d’évaluation de Retours Haptiques

Objectifs du Chapitre

Le premier de nos objectifs a été la **modélisation** d’une boucle de simulation de pilotage sur MatLab Simulink. Cette boucle devra être capable d’envoyer des **retours haptiques** (RHs) au modèle pilote en fonction des différents paramètres du modèle hélicoptère. Pour cela, il faut modéliser,

- Des modules permettant la calcul du retour haptique, à partir des paramètres de vol hélicoptère, et leur conversion en RHs envoyés au manche.
- Un modèle ASSU qui permette de restituer ces RHs sous la forme d’efforts au pilote.
- Un modèle pilote capable de détecter des RHs et de modifier leur pilotage en fonction.

Sommaire

I.1	Conception et assemblage des différents modules d’une boucle de pilotage classique . .	2
I.2	Modèle Pilote capable d’intégrer les RH	12
I.2.1	Mise en place d’une expérience sur simulateur afin d’évaluer la sensibilité des pilotes aux efforts	12
I.2.2	Définition d’un critère de détection à partir de l’analyse des résultats de l’expérience	24
I.3	Mise en place et analyse d’une fonction haptique d’aide au pilotage	34
I.3.1	Modèle de calcul du roulis d’un virage à taux standard	34
I.3.2	Retours d’effort pour le guidage d’un virage IFR à taux standard	34
I.3.3	Aide haptique pour un virage IFR à taux standard avec différents lois de pilotage	35
I.4	Mise en place et analyse d’une fonction haptique de protection de l’environnement de vol	39
I.4.1	Formation d’anneaux tourbillonnaires sur le rotor	39
I.4.2	Modèles de calcul/estimation du VRS	40
I.4.3	Retour d’effort pour limiter le VRS	41
I.4.4	Limitation du VRS avec différentes lois de pilotage et différents paramètres limités	43

I.1 Conception et assemblage des différents modules d'une boucle de pilotage classique

L'objectif de cette thèse est de développer une méthodologie de conception des fonctions haptiques pour différents cas test et tâches de pilotage. Cette méthodologie de conception est basée sur la simulation hors-ligne de la boucle complète de commande l'hélicoptère, et qui peut être décomposée en différents blocs fonctionnels, comme illustré sur la Figure I.9.

Cette boucle d'évaluation haptique devrait permettre, ab initio, la spécification (optimale) des différents paramètres de l'ASSU à partir de la définition de critères de performance tels que la bonne réalisation d'une tâche de pilotage ou le non-dépassement des limites de paramètres de vol. Ainsi, une boucle de simulation d'hélicoptère complète a été développée, intégrant un module de la dynamique de chaque élément, à savoir la mécanique de vol de l'hélicoptère, le comportement des ASSU et un module d'activité pilote (Figure I.9).

La modélisation de cette boucle de simulation a été faite sur Matlab-Simulink, et comprend 4 axes de commande (Cyclique latéral et longitudinal, Collectif et Palonnier). Parallèlement à cette boucle de simulation très "réaliste", des boucles de simulation plus simplifiées comprenant un seul axe de contrôle ont été générées pour les axes cyclique latéral et collectif. En effet, le temps de calcul pour une telle boucle de simulation est non négligeable.

Code de mécanique de vol hélicoptère

La dynamique de l'hélicoptère est fournie par le code de mécanique de vol non linéaire FlightLab, développé par Advanced Rotorcraft Technology. Le modèle d'hélicoptère utilisé est un modèle OH-6A (37).

Le Hughes OH-6 Cayuse est un hélicoptère conçu dans les années 60, mono moteur à 4 pales, qui a servi à l'armée américaine comme hélicoptère d'observation léger (Figure I.1). Il s'agit d'un hélicoptère biplace, et peut atteindre une vitesse maximale de 152 noeuds. La masse de notre modèle OH-6 est de 1179 kg.



Fig. I.1: Un Hughes OH-6 de l'armée américaine.

Lois de contrôle évoluées et AFCS modes

Plusieurs modes AFCS (Aircraft Flight Control System) peuvent être sélectionnés sur différents axes (ATT, SAS, maintien V_x / V_z). Deux lois de commande augmentées, RCAH et ACAH, ont été adaptées au modèle d'hélicoptère OH-6A utilisé dans cette étude.

Module du mini manche actif (ASSU)

Le modèle ASSU reproduit le comportement des manches classiques (réponse dynamique) et offre en outre la possibilité de générer des gradients de force non linéaires (réponse statique), et qui peuvent être ajustés pour varier avec le temps et les paramètres d'état de l'aéronef.

Cette modélisation permet de générer soit une loi nominale (QF) du manche, soit une friction statique, de les modifier suivants les paramètres de vol, et compris le compensateur du manche (appelé trim en anglais), et d'incorporer des retours d'efforts paramétrables, comme des SoftStops, gates, detentes, breakouts, ou HardStops. Ainsi, par exemple, pour une SoftStop, il est possible de régler l'amplitude, la longueur ou la position.

Chaque axe de pilotage, sauf le palonnier, a son propre modèle de comportement. Pour le collectif, il est possible de choisir entre un comportement en friction ou un comportement classique, comme celui du manche cyclique (Figure I.4).

Comportement du manche cyclique

Le comportement du manche cyclique comprend une réponse statique et une dynamique modélisées séparément. Pour rappeller, l'ASSU peut être assimilé à un système du deuxième ordre (voir section "Les caractéristiques des mini manches actifs", Contexte et problématique de l'étude, page xviii) :

$$F_{pilote} - Kx(t) - D\dot{x}(t) = m\ddot{x}(t) \quad (I-1)$$

La Figure I.2 montre la réponse statique et dynamique du manche en comportement nominal :

- La réponse statique correspond au débattement théorique du manche δ_s , s'il n'était pas soumis à un comportement dynamique, pour un effort exercée par le pilote F_{pilote} . Ce débattement théorique est générée par inversion de la loi nominale (QF) et des possibles SoftStops. La position du trim (compensateur) est associée à la position de force nulle. A la sortie de ce module, on obtient une position de débattement manche théorique δ_s en fonction de la force appliqué sur le manche.
- La position de débattement théorique δ_s est soumise à la réponse dynamique de deuxième ordre du manche sous la forme de représentation d'état.

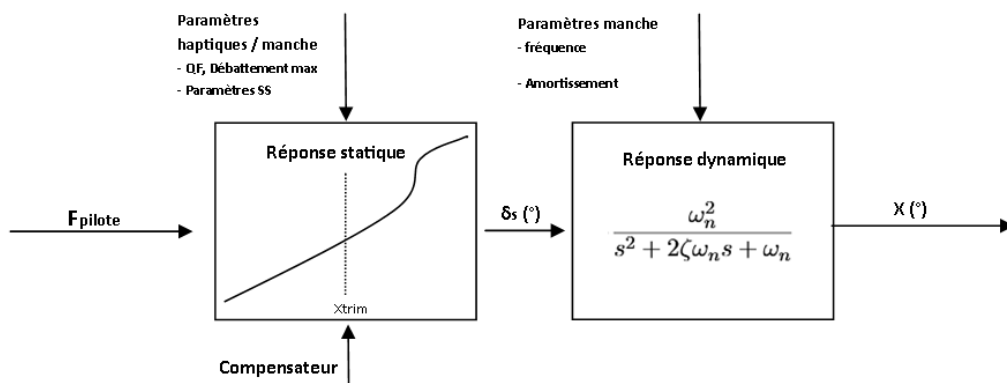
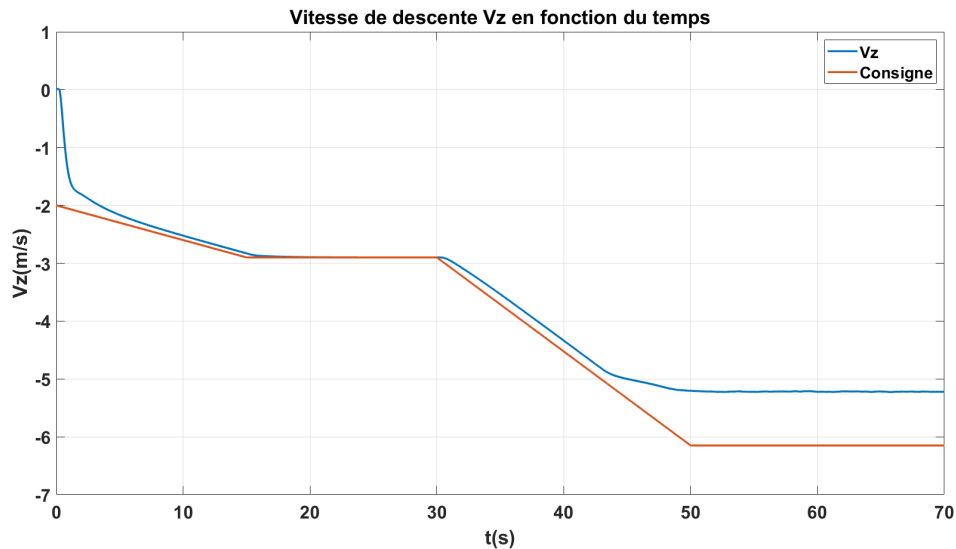


Fig. I.2: Modélisation (sur Simulink) de la réponse du manche en mode nominal.

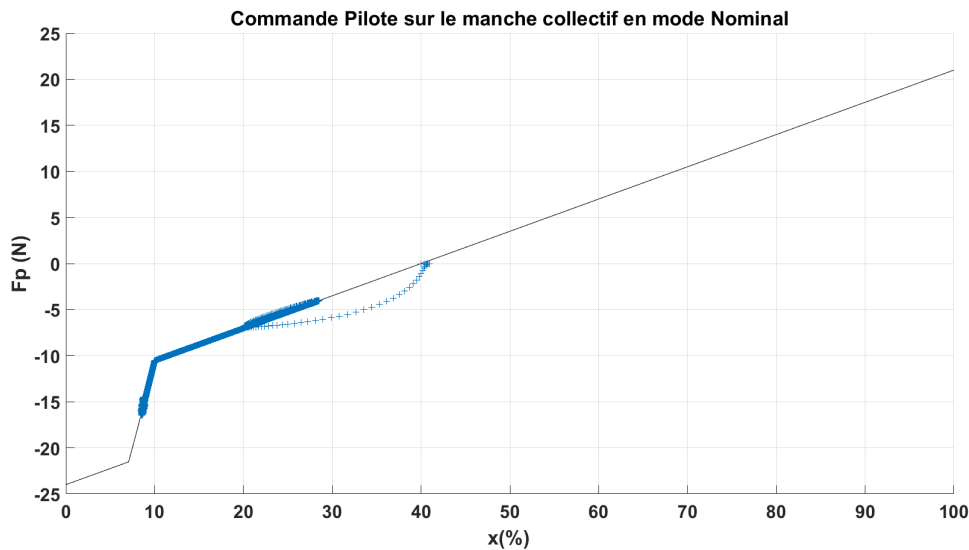
Une exemple du comportement du collectif en mode classique est montré sur la Figure I.3. Le pilote contrôle le manche collectif en vitesse verticale, et comme le montre la Figure I.3a, une consigne en V_z lui est envoyée

(en rouge). Pour suivre cette consigne, le pilote pousse le ASSU vers le bas. La valeur du Q-Feel est de 0.35 N/%, et le coefficient d'amortissement est de 0.75. A $t = 0s$ le modèle pilote pousse le manche rapidement pour atteindre la consigne, ce qui provoque un décollement de la position du manche de la courbe statique (Figure I.3b. Vers $t = 20s$, le pilote atteint sa consigne, et maintient l'effort pour garder le manche dans la même position. Vers $t = 42s$, lors qu'il pousse à nouveau le manche, il rencontre un SS qui l'oblige à exercer plus d'effort.

Comportement du manche collectif, ou pas général



(a) Vitesse de descente Vz en consigne (en rouge) envoyé au modèle pilote, et Vitesse de descente réelle (en bleu)



(b) Force et position de la commande pilote sur le collectif en mode Nominal. La loi nominale, ou Q-Feel, est de 1 N/, ou 0.35 N/%.

Fig. I.3: Exemple de commande du ASSU collectif en mode classique.

Le comportement du manche en friction consiste en la modélisation des forces de Coulomb (statique et dynamique) avec une possibilité de générer des retours d'efforts sous la forme de SoftStops (voir section

pour plus des détails) :

$$K_{ts}\dot{x} + K_{td}x + F_{SS}(x) - F_{pilote} = m\ddot{x}(t) \quad (I-2)$$

Une exemple du comportement du collectif en friction est montré sur la Figure I.5. A nouveau, le pilote contrôle le manche collectif en vitesse verticale, et comme le montre la Figure I.5a, une consigne en V_z lui est envoyée (en rouge). Pour suivre cette consigne, le pilote pousse le ASSU vers le bas. La valeur de friction statique F_o du manche est de 5 N, ce qui implique que le pilote ne réussira pas bouger le manche tant qu'il n'aura pas exercé une force supérieur à cette valeur. A $t = 21s$, pour arrêter le déplacement du manche, il diminue son effort légèrement sous les 5 N. Vers $t = 42s$, il rencontre un SS de 10 N, et doit augmenter sa force pour le dépasser.

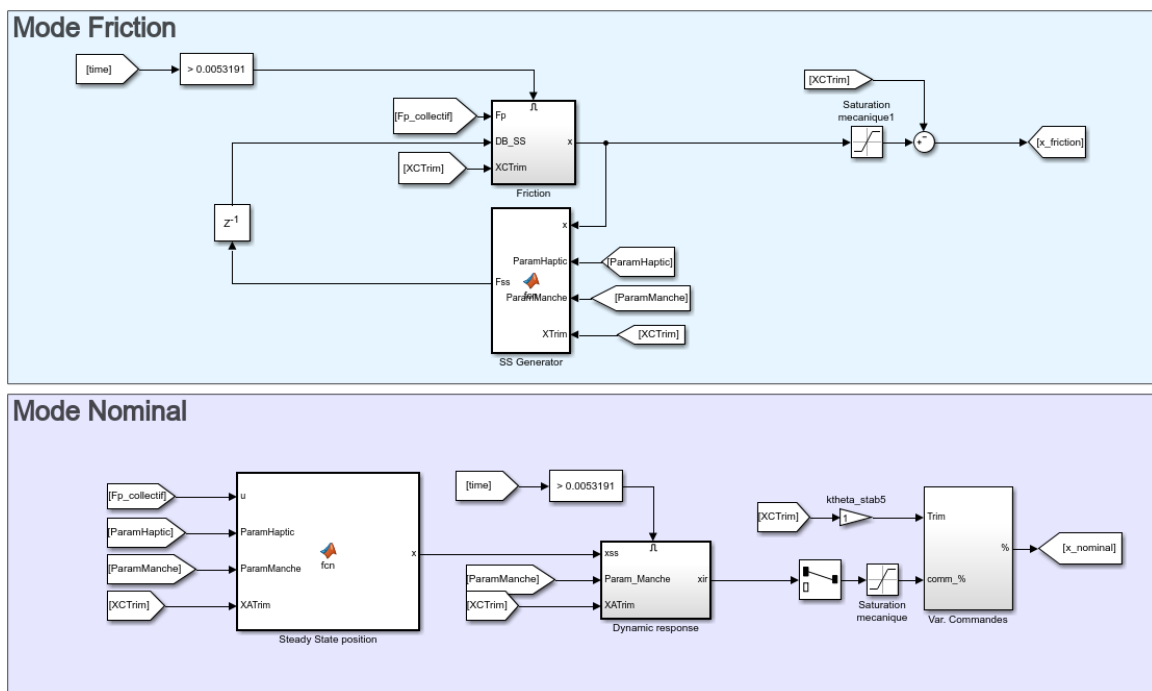


Fig. I.4: La modélisation du manche collectif comprend un modèle pour la réponse en nominal et un modèle en friction.

Module de Guidage

Un module de guidage, qui permet la transmission d'instructions au modèle pilote en termes d'erreurs sur des consignes et les paramètres de vol courants (par exemple, maintenir un angle d'inclinaison ou une vitesse d'avancement). Ce module pourra être amélioré dans les développements futurs, permettant des tâches de pilotage plus complexes.

Modules de génération haptiques

C'est l'ensemble des modules permettant la génération de retours haptiques depuis la mesure du paramètre à calculer, leur conversion en retour haptique, et jusqu'à leur envoi sous forme d'effort sur le manche. Plus concrètement, les différents modules sont :

— **Module de calcul/prédiction du paramètre à limiter**

L'environnement de simulation comprend, dans la boucle de retour aux manches, des modules haptiques permettant le calcul ou l'estimation du paramètre à limiter et sa conversion en commandes de vol « désirées / prescrites » présentées au pilote via l'ASSU. Des nombreuses études ont été réalisées pour la définitions de telles fonctions de protection (voir Section "Mise au point des RH", État de l'art, page xxxviii).

En fonction de la nature du paramètre à limiter, et la loi de commande utilisée, plusieurs méthodes peuvent être utilisées pour calculer, estimer ou prédire celui-ci. Certains paramètres pourront être calculés directement en fonction des variables d'état et de commande de l'appareil. Pour d'autres des modèles mathématiques (de type modèles de connaissance) ou des méthodes de prédiction (MPC, réseaux de neurones...) seront nécessaires.

— **Module de calcul de la marge de commande vis à vis du paramètre à limiter**

Souvent confondu avec le module de calcul, il établit la relation entre le paramètre à limiter et les commandes de vol. Ainsi la mise en oeuvre des algorithmes constituant ce module doit fournir le calcul de la commande optimale permettant le suivi, ou le non-dépassement, du paramètre de vol choisi, selon s'il s'agit d'une fonction de guidage ou de limitation. Il permet donc de placer, en terme de positions manches, les retours haptiques.

Exemple d'application

Un lien direct entre le paramètre de vol et la position de commande n'est pratiquement jamais possible, sauf dans certains cas où, par exemple, le paramètre à limiter coïncide avec le paramètre contrôlé de la loi de pilotage évoluée. Dans ce cas-là, aucun module de calcul ou prédiction est nécessaire. C'est précisément, la limitation de l'angle de roulis en loi de pilotage RCAH qui a été choisie pour donner forme, dans un premier temps, à la boucle de simulation hors ligne. Du fait de la loi de pilotage RCAH, il est possible d'établir une relation mathématique directe (I-3),

$$d\dot{\Phi} = \dot{\Phi}_{max} \delta_{DDL} dt \quad (\text{I-3})$$

Avec $d\dot{\Phi}$ le taux de roulis commandé, $\dot{\Phi}_{max}$ le taux de roulis maximale commandable, et δ_{DDL} la commande latérale du pilote sur le manche cyclique. La loi RCAH implique que pour toute position angulaire du manche, il y a une vitesse angulaire en roulis associée. Il est important de tenir en compte la vitesse du retour du manche au point neutre c pour éviter tout dépassement de l'angle d'inclinaison maximale. L'étude (26) propose l'équation suivante qui relie la commande latérale directement au paramètre à limiter ϕ (équation (I-4)),

$$\delta_{DDL} = \sqrt{\frac{2c\Delta\Phi}{\dot{\Phi}_{max}}} \quad (\text{I-4})$$

Où $\Delta\Phi$ est la différence entre le paramètre maximal Φ_{max} et Φ le courant. La Figure I.6 montre une boucle de simulation très simplifiée avec un module de génération de SSs, limitant l'inclinaison Φ à 30°. Une consigne en Φ est envoyé au Modèle Pilote comme le montre la Figure I.7a. Sur la Figure I.7b un SS corrige la commande du pilote en la ramenant vers le point neutre à chaque fois qu'il risque de dépasser la limite de 30° définie en inclinaison (courbe bleu Figure I.7a). Il s'agit ici d'un pilote automatique puisque le modèle pilote n'est pas basé sur le ressenti du gradient de force. Bien au contraire, le modèle pilote suit parfaitement la position manche calculée et optimale. Afin d'incorporer un vrai retour d'effort à notre modèle et d'apporter une « sensibilité humaine » au modèle pilote, nous avons décidé de mettre en place et de mener une expérience sur simulateur permettant l'évaluation de la sensibilité de pilotes au changement de différents paramètres de la fonction haptique, comme l'amplitude du « SoftStop », l'amortissement ou la fréquence du manche.

— **Module de sélection du retour prioritaire**

Non inclus dans notre boucle, ce module définit le paramètre critique qui est prioritaire pour chaque type de retour et axe de commande, afin d'éviter tout conflit potentiel entre fonctions.

— **Module de gestion de l'interface tactile**

Il fournit la loi de retour d'effort à générer sur le modèle manche pour le paramètre critique en question.

Leur définition reste l'un des objectifs principaux de cette thèse. Parmi tous les retours haptiques potentiels, le SoftStop est certainement le plus approprié pour indiquer une limitation, car le pilote doit conserver la capacité de vaincre la force en cas de besoin (par exemple pour un évitement d'urgence ou une manœuvre de récupération). De nombreux éléments sont à prendre en compte lors de la génération des retours haptiques, comme le type de fonction (limitation ou guidage), l'axe à protéger, le type de loi de pilotage, ou même le type de réponse du paramètre à limiter (Transient Peak, Steady State or Integrated Response) (38).

Modèle de l'activité Pilote

Le modèle pilote doit pouvoir réaliser une tâche de pilotage, tout en agissant sur le modèle de second ordre de l'ASSU et suivre, ou prendre en considération, les retours de force haptiques potentiels, pour contrôler un modèle d'hélicoptère non linéaire avec des lois de contrôle augmentées.

Pour mettre en place ce modèle pilote, nous nous sommes inspirés du "Precision Pilot Model", et qui représente le modèle pilote décrit par McRuer dans (39). Ce modèle représente certains aspects du comportement humain lors du contrôle d'un avion, modélisés comme une fonction de transfert en fonction du paramètre de vol et l'axe à contrôler. A ce modèle il est ajouté une dynamique neuromusculaire du pilote.

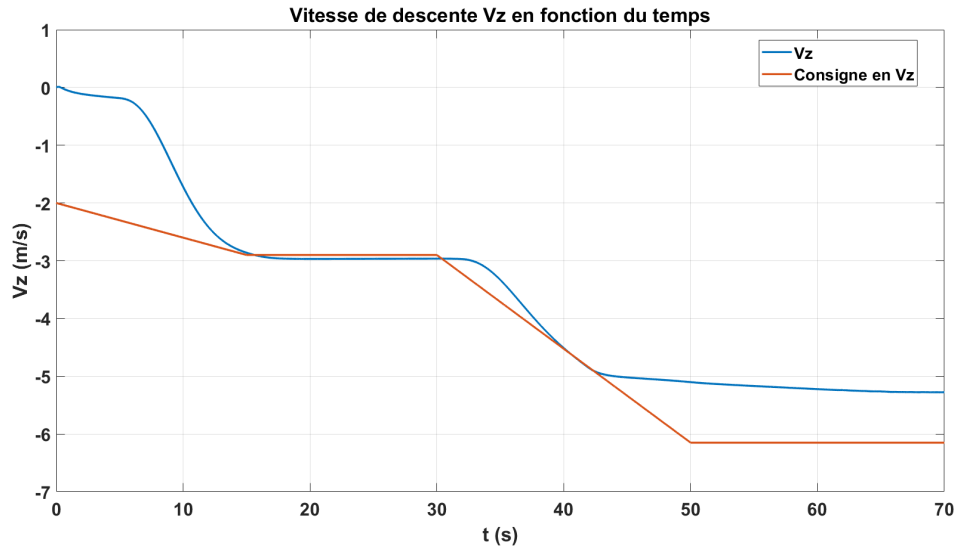
Nous avons décidé de garder cette dynamique neuromusculaire, et de substituer les différents comportements pilote selon le paramètre piloté par un régulateur PID C(p) (équation (I-5)),

$$Y_p = \left(G + \frac{1}{T_i} \frac{1}{s} + T_d s \right) e^{-\tau s} \left(\frac{1}{T_{N1} p + 1} \right) \left[\frac{1}{\frac{p^2}{\omega_N^2} + \frac{2\zeta_N}{\omega_N} p + 1} \right] \quad (\text{I-5})$$

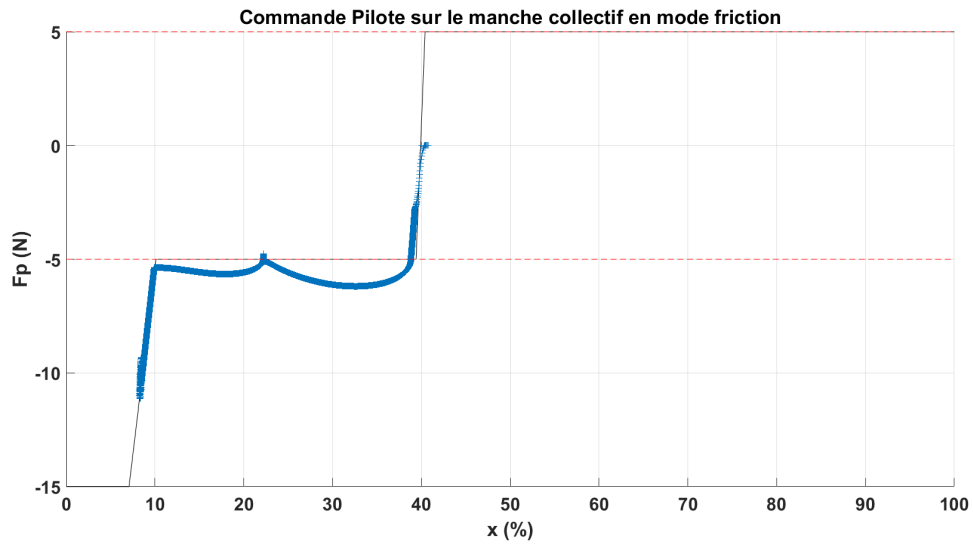
G , T_i , T_d sont les gains des actions proportionnelle, intégrale, et dérivée, respectivement; τ le délai pilote; T_{N1} , ω_N et ζ_N sont, respectivement, la constante de temps, la fréquence non amortie, et le taux d'amortissement du système neuromusculaire.

Les différents gains du PID permettent d'ajuster la performance et la rapidité du pilote, et doivent être changés en fonction de la loi de pilotage (et donc des paramètres de vol) utilisée. Dans le cas où un mode AFCS est activé, la commande du pilote n'est pas prise en compte.

Il s'agit d'un modèle "single input single output" ce qui signifie que cette représentation du comportement pilote est répétée pour chaque axe de pilotage (voir Figure I.8). Dans la réalité, un pilote contrôle un seul paramètre de vol à la fois sur des petits intervalles de temps, commutant rapidement entre eux selon leur priorité et l'erreur observée.



(a) Vitesse de descente V_z en consigne (en rouge) envoyé au modèle pilote, et Vitesse de descente réelle (en bleu)



(b) Force et position de la commande pilote sur le collectif. La friction statique F_0 est de 5N.

Fig. I.5: Exemple de commande du ASSU collectif en mode friction.

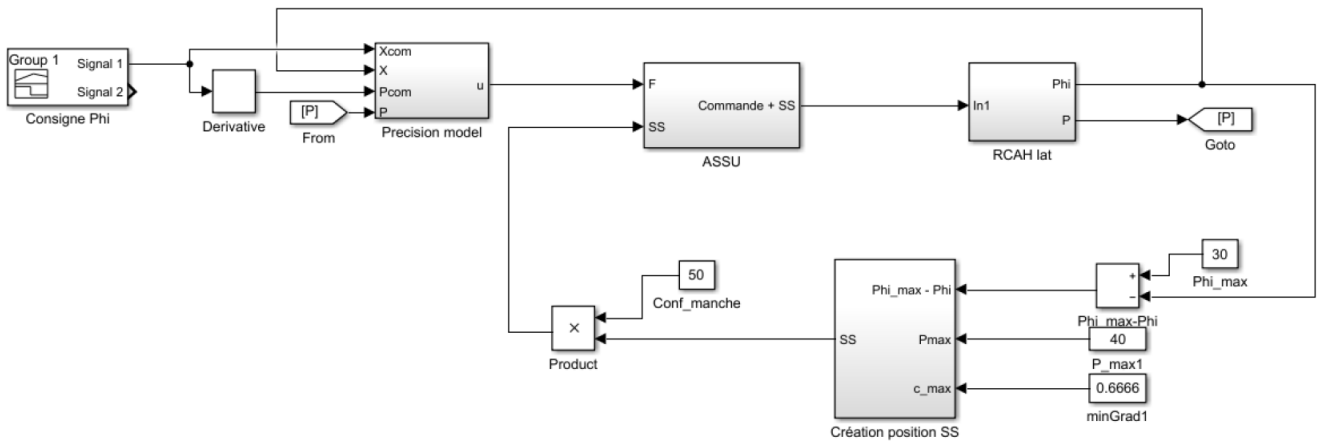
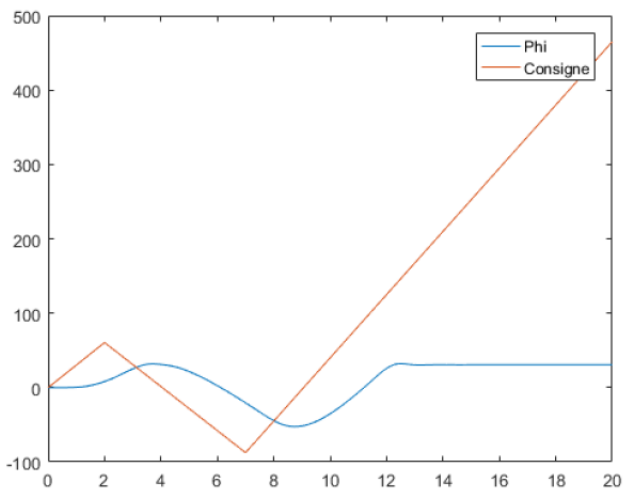
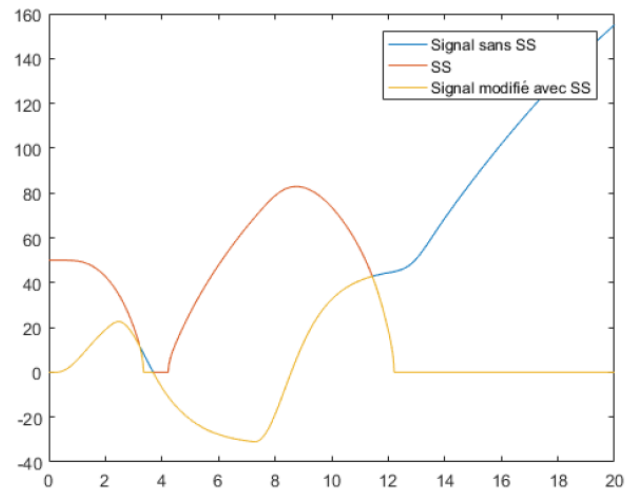


Fig. I.6: Boucle de simulation hors ligne simplifiée avec retour tactile de l'angle d'inclinaison de l'appareil.



(a) Consigne en angle d'inclinaison Φ ($^{\circ}$) envoyé au Modèle d'activité pilote (en rouge) et la réponse du modèle hélicoptère (en bleu)



(b) Position de commande du pilote sans SS (en bleu), Position du SS (en rouge), et Position de commande du Pilote modifié par le SS (jaune).

Fig. I.7: Simulation simplifiée de limitation de l'angle d'inclinaison de l'appareil avec un pilote sans "vrai" détection des RH.

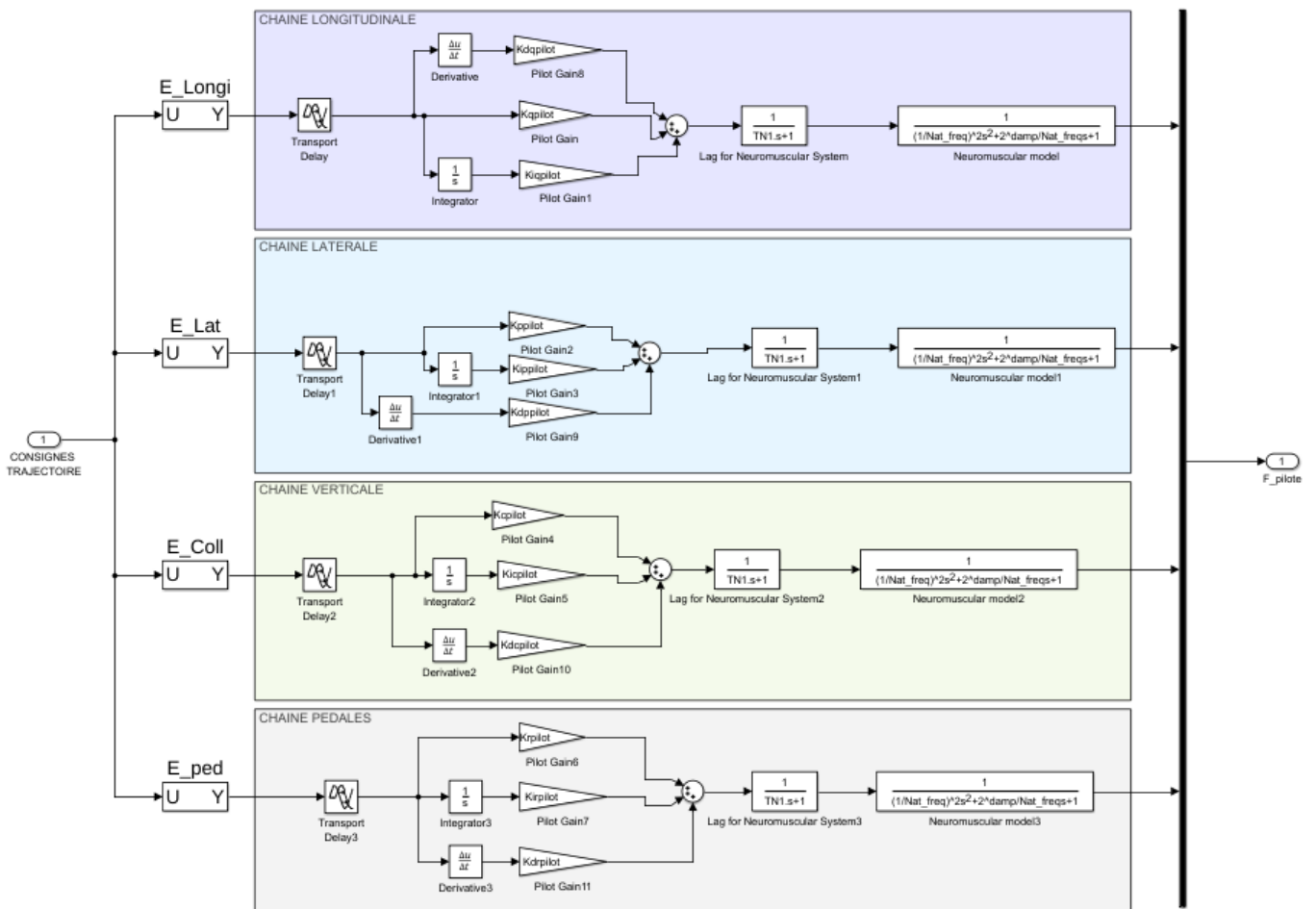


Fig. I.8: Modèle pilote pour chacun des axes de pilotage : longitudinal, latéral, collectif et palonnier

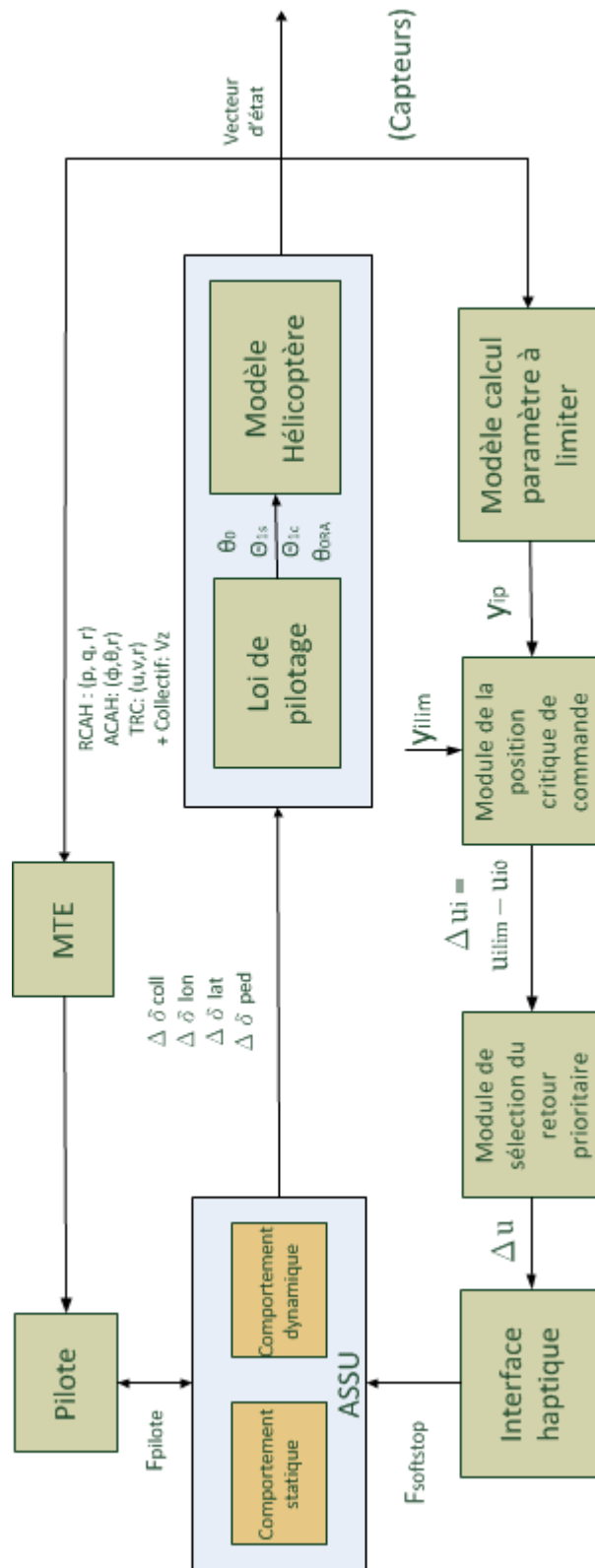


Fig. I.9: Boucle de simulation complète pour la conception des retours haptiques (3).

I.2 Définition d'un modèle d'activité Pilote capable d'intégrer les différents efforts de l'ASSU

Dans la section précédente, il a été présenté la modélisation d'une boucle de pilotage permettant de générer des retours haptiques. Néanmoins, à ce stade le modèle pilote n'est pas capable de prendre en compte ces retours d'efforts pour son pilotage.

Dans cette section, nous cherchons à fournir au modèle d'activité pilote des critères de détection afin qu'il soit en mesure de prendre en compte la présence d'un retour d'effort. Avec ce modèle pilote, on s'attend à ce que la forme du retour d'effort (amplitude, gradient d'effort, position, etc.) modifie le pilotage, et qu'il ait un impact sur la réalisation de la tâche de pilotage et/ou sur la limitation de certains paramètres de vol.

I.2.1 Mise en place d'une expérience sur simulateur afin d'évaluer la sensibilité des pilotes aux efforts

Une expérience permettant d'analyser la détection d'un "SoftStop" par le pilote, selon les différents paramètres réglables sur les ASSUs, a été envisagée. Elle devrait permettre d'évaluer les seuils de force nécessaires à la détection humaine, mais également comment les différents paramètres statiques et dynamiques du manche affecteraient cette détection.

Cette expérience s'est déroulée dans l'environnement de prototypage et simulation PycsHel, composante du LABSIM à l'ONERA de Salon de Provence, qui permet de produire des scénarios de simulation pilotés en temps réel. Les deux ASSUs équipés dans le simulateur, au moment de l'expérience, sont du fabricant allemand Wittenstein et leur arrivée à l'ONERA date de 2011/2012. Il s'agit des manches équipés de moteurs brushless et munis de réducteurs, ce qui leur permet de fournir de couples jusqu'à 24Nm. Ils ont un débattement du grip dans l'intervalle de $[-18^\circ, 18^\circ]$, et arrivent à fournir 116 N en effort continu et 280 N en pics d'effort (40).

La mise en place de cette expérience sur le simulateur FlightLab a été motivée par les questions suivantes :

- Quels sont les paramètres statiques (Q-Feel, Position et Amplitude du SS) et dynamiques (Amortissement et fréquence) qui influencent le plus la détection des retours d'effort ?
- Quelles sont les valeurs de ces paramètres qui optimisent la détection ?
- Quelles sont les paramètres statiques et dynamiques qui minimisent les dépassements des SoftStops ?
- Quels sont les seuils de force (N), en fonctions des paramètres statiques et dynamiques, qui amènent à la détection des retours haptiques ?

Dans cette expérience, un hélicoptère vole à une vitesse sol de 60 noeuds. Le sujet, tout au long de l'expérience, doit assurer deux tâches dé-corrélées :

- Balayer la commande cyclique latérale à droite et à gauche pour la recherche d'une série de SoftStops (Tâche principale).
- Sur l'axe vertical, positionner l'hélicoptère au plus proche du centre de la cible, grâce au collectif (Charge de travail).

L'expérience comporte un total de 6 séries espacées par des temps de repos, durant lesquelles le sujet doit détecter un total de 144 combinaisons de retours d'efforts répétées 3 fois (ce qui fait un total de 432 SoftStops). Dès qu'il détecte le SoftStop, il appuie sur la gâchette du manche cyclique et repart dans le sens opposé à la recherche du suivant. En cas de non détection, il continue jusqu'à la butée mécanique du manche, et appuie sur la gâchette une fois celle-ci atteinte. Les 6 séries qui constituent l'expérience sont

N° Série	Fréquence[Hz]	Amortissement
1	3	0.5 (Hz)
2	5	0.5 (Hz)
3	3	0.75 (Hz)
4	5	0.75 (Hz)
5	3	1.25 (Hz)
6	5	1.25 (Hz)

Table I.1: Paramètres dynamiques pour chaque série

Paramètres	Valeur
Fréquence	[3 ; 5] (Hz)
Amortissement	[0.5 ; 0.75 ; 1.25]
Gradient loi nominale	[0.5 ; 1 ; 1.25] (N/deg)
Vitesse du manche	[slow ; fast]
Amplitude du SS	[3 ; 6 ; 9] (N)
Position du SS	[±3; ±7; ±10; ±14](deg)

Table I.2: Valeurs des paramètres ASSU et SoftStop testés.

des combinaisons de SoftStops caractérisées chacune d'elles par une valeur de fréquence et d'amortissement du manche (Table I.1). De plus, dans chaque série 3 valeurs différentes de gradients de la loi nominale, 3 d'amplitude et 4 positions de SS sont testées successivement (voir Tableau I.2). Chaque série comprend les mêmes valeurs possibles pour ces variables. Nous avons aussi demandé aux sujets d'adapter la vitesse du manche lors de la recherche de SSs. Bien qu'il s'agisse d'un paramètre subjectif à chaque sujet, la consigne a été de trouver un compromis entre déplacer plus rapidement le manche, et arriver à détecter les retours d'efforts. Les différents SS sont générés aléatoirement au début de chaque série et varient en position et amplitude. Le déroulement de l'expérience sera identique lors de chaque série, avec une pause et un questionnaire à compléter par les sujets après chaque série. Tous les sujets ont été soumis à différentes séries d'apprentissages pour lui permettre de prendre en main les commandes, et s'assurer de la bonne compréhension des instructions.

Dans le cadre de cette expérience, il a été choisi de tester deux populations : des sujets non-experts et des pilotes élèves de l'École de l'air. Le but n'étant pas de comparer les résultats obtenus entre ces populations, mais plutôt de permettre la mise en place de l'expérience avec des sujets non pilotes et de son amélioration avec des sujets qui ont une expérience avec des commandes de vol. Un total de 11 sujets non-experts et 9 sujets pilotes ont été testés. De ceux-là, seuls 9 sujets non-pilotes et 6 sujets pilotes ont été retenus, les autres soit, n'ayant pas pu finir toutes les séries (2 des 3 sujets), soit de n'avoir pas compris les instructions de l'expérience (1 sujet).

Chaque sujet a rempli un questionnaire pour chacune des 6 séries. Il lui a été demandé, avant de commencer les séries d'apprentissage de son expérience, de comprendre et se familiariser aux questions. A la fin de chaque série, il est demandé de répondre à une liste de questions (identiques pour chaque série), tel qu'il est montré sur la Figure I.10. Les différentes questions traitent :

- La combinaison de fréquence/amortissement de la série courante (confort, pilotabilité, oscillations...).
- Le gradient de la loi nominale, ou Q-Feel (préférence, impact sur la détection des SS...).
- Les paramètres du SoftStop (impact de la position sur la détection, confusion avec la butée mécanique...).

Q 1.1) Frequency / Damping combination

Mode	1	2	3	4
	Unacceptable	Not Satisfactory	Satisfactory	Excellent
How do you find this combination of frequency and damping on your task?				
Comments :				

Details	Yes	No	No opinion	Comments
Does this combination generates any oscillation at the starting point of the "SoftStop"?				
Does this combination affects (positively/negatively) "SoftStop" detection?				
Do you think this combination affected the detection on extremely-placed SoftStops?				

Fig. I.10: Exemple de question portant sur la combinaison des paramètres dynamiques du manche (fréquence et amortissement).

Statistiques descriptives

Les trois variables à expliquer, ou dépendantes, envisagées pour cet étude sont :

- La Force appliquée [N] par le pilote lors de la détection du SS. Elle consiste en la force appliquée par le pilote lors de la détection du SS, moins la force courante du SS.
- Le dépassement du SS [°] lors de la détection. Elle consiste en la position du manche en degrés indiqué par le pilote lors de la détection moins la position courante du SS.
- La moyenne des détections [entre 0 et 1]. Si le sujet détecte les 3 répétitions de la série, la valeur sera de 1, s'il en détecte 2, alors elle sera 0.667, s'il en détecte 1, 0.334, si aucune n'est détectée, alors 0.

Après plusieurs tentatives d'analyses statistiques, la variable à expliquer choisie a été la moyenne des détections par série de chaque sujet. Ainsi pour chaque combinaison possible des paramètres explicatifs (amortissement, fréquence, gradient de la loi nominale, amplitude et position du SS, et vitesse du manche) une détection moyenne est calculée par sujet.

Compte tenu du nombre de variables explicatives, nous avons sélectionné une ensemble de couples de ces variables dont l'étude de leur interaction serait intéressante. La moyenne de détection des interactions de ces couples sont représentés dans les figures ci-dessous.

Premièrement, la Figure I.11 montre une très légère augmentation de la moyenne de détections pour la fréquence de 5 Hz et les amortissements 0.5 et 0.75, et une légère diminution à cette fréquence pour l'amortissement de 1.25. A priori, ceci laisse penser qu'aucun effet de la fréquence du modèle ASSU sur la détection de SS. Par contre, on pourrait éventuellement imaginer à un effet négatif d'un amortissement important, tel que 1.25, sur la moyenne des détections.

Sur la Figure I.12 nous pouvons observer une claire diminution de la moyenne des détections avec l'augmentation de la valeur du QF. Également, on pourrait observer une interaction Amortissement-QF : un amortissement faible (tel que 0.5) semblerait aider à la détection avec un QF élevé (tel que 1.25) mais le détériorerait pour un QF faible de 0.5. A l'opposé, un amortissement élevé de 1.25 semblerait améliorer

la moyenne des détections pour un QF faible de 0.5, mais le détériorerait pour un QF élevé de 1.25. Un amortissement moyen de 1 semblerait être un bon compromis pour l'ensemble d'amortissements.

Sur la Figure I.13 il est clairement observable qu'une augmentation de l'amplitude augmente la moyenne des détections. Nous pourrions penser aussi à une interaction Amortissement-amplitude. Pour les amplitudes 3 et 6 N, les différents amortissements de l'ASSU ne semblent pas avoir eu d'impact sur la moyenne des détections. Par contre, pour l'amplitude de 9N un amortissement moyen de 0.75 semblerait induire à des meilleurs détections qu'un amortissement petit de 0.5 ou grand 1.25.

La Figure I.14 montre, comme on l'imaginait, un effet négatif de la vitesse sur la détection. Si on regarde l'interaction Amortissement-vitesse, on dirait qu'à vitesse lente l'amortissement n'a aucun impact sur la détection, mais à une vitesse plus rapide des amortissements faible ou forts (tels que 0.5 et 1.25) nuiraient cette détection.

La Figure I.15 est très intéressante car d'un côté on observe à nouveau l'effet direct de l'amplitude sur la moyenne de détection, mais aussi un effet direct et négatif du QF sur cette détection. Nous pourrions imaginer alors qu'augmenter le QF n'est pas une bonne idée si on veut que les pilotes détectent les RH.

La Figure I.16 nous montre à nouveau l'effet négatif du QF sur la détection, mais il semblerait que cet effet est plus important quand la vitesse est lente.

La Figure I.17 montre l'effet négatif de l'augmentation de la vitesse, mais aussi que les SS positionnés plus proches du neutre, c'est-à-dire pour la position la plus petite de 3 °, sont moins bien détectés. A vitesse lente, les positions des SS intermédiaires semblent avoir été détectées mieux que les positions des SS extrêmes (tel que 3 ° et 14 °). A vitesse rapide, il y a eu un effet linéaire de la détection : plus on s'éloignait, mieux on détectait.

La Figure I.18 montre une légère diminution de la moyenne de détection pour un fort QF de 1.25 et pour les positions de 3° et 7°, tandis que pour 10° et 14° on peut voir un clair effet négatif du QF sur la détection.

Analyse statistique

Les observations issues de cette étude exploratoire ne peuvent être confirmées que grâce à une analyse statistique. Dans un premier temps, il avait été envisagé d'effectuer plusieurs ANOVA à deux facteurs à mesures répétées sur cet ensemble des couples étudiés précédemment (Amortissement-QF, Amortissement-Amplitude, Amortissement-Fréquence...). Néanmoins, les données se sont avérées non normales et donc les hypothèses d'utilisation de cette méthode ne sont pas valides. Nous ne pouvons pas utiliser des analyses de type ANOVA.

Compte-tenu des contraintes du design de cette expérience (plusieurs variables indépendantes, à mesures répétées et ne vérifiant pas l'hypothèse de normalité), le choix s'est dirigé vers une régression logistique à effets mixtes. L'effet des mesures répétées des sujets sur cette régression est traité comme un facteur aléatoire. L'effet des différentes variables dépendantes est traité comme un facteur fixe. Le modèle choisi, "Mixed_Model", a été composé des variables (et/ou interactions de variables) qui ont montré un effet significatif lors des résultats exploratoires trouvés ci-dessus. Il a été comparé à un modèle de base, "baseline", qui n'inclut que les effets aléatoires des sujets (voir Listing I.1). Nous observons une claire diminution des paramètres AIC et BIC pour le mixed_model prouvant que l'ajustement du modèle s'est amélioré. Ainsi, il est prouvé que les interactions QF-Amortissement (Damping en anglais), Amortissement-Amplitudes, QF-Positions, et Positions-Vitesse ont un effet significatif sur la moyenne de détection ($\chi^2(27) = 2331.3$, $p=2.2e-16$).

Le Listing I.2 montre les coefficients du modèle Mixed_Model. Nous pouvons observer un effet significatif de l'amplitude, pour le groupe de 6 N $b=1.6$, $z=13.37$, $p<.001$, et 9 N $b=2.5$, $z=20.00$, $p<.001$; un effet

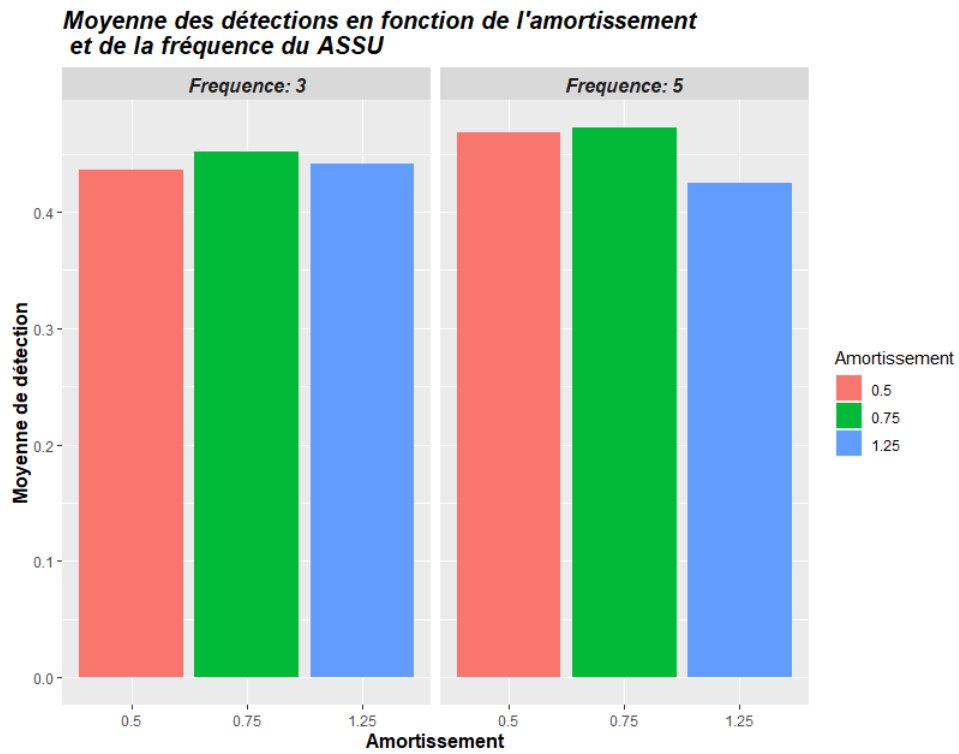


Fig. I.11: Moyenne des détections en fonction de l'amortissement et de la fréquence du ASSU.

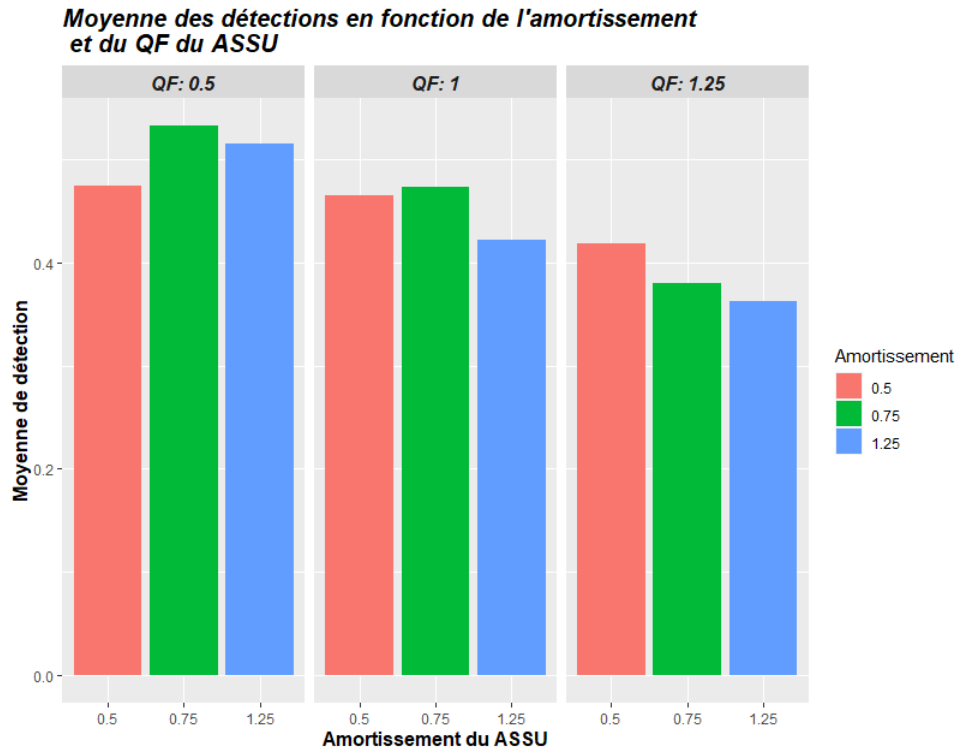


Fig. I.12: Moyenne des détections en fonction de l'amortissement et du gradient de la loi nominale (QF) du ASSU.

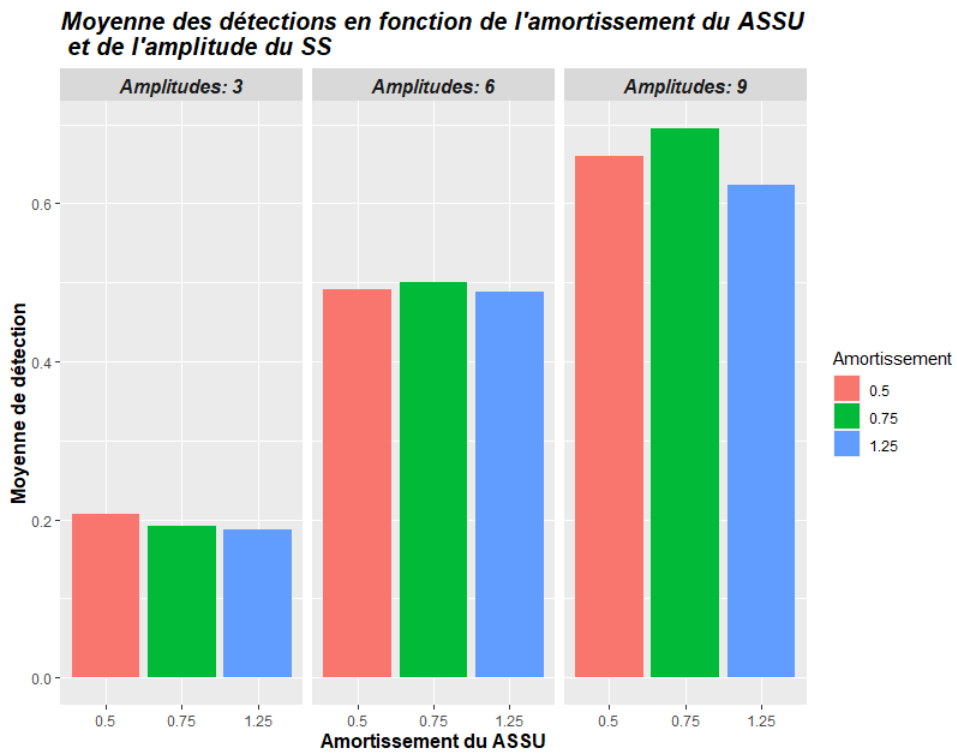


Fig. I.13: Moyenne des détections en fonction de l'amortissement de l'ASSU et de l'amplitude du SS.

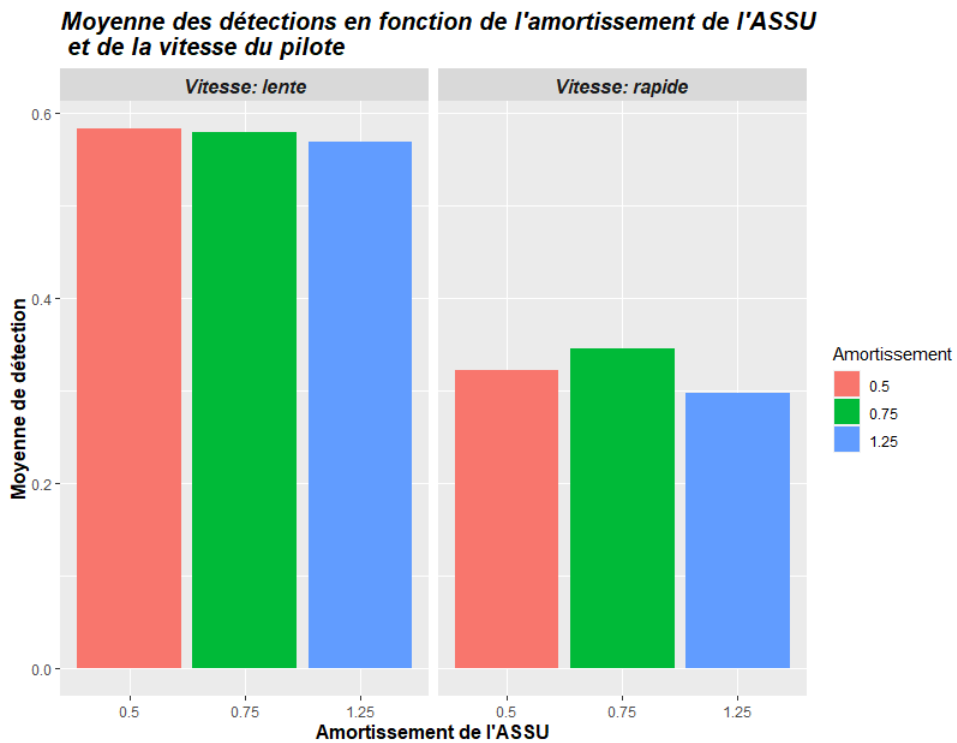


Fig. I.14: Moyenne des détections en fonction de l'amortissement de l'ASSU et de la vitesse de commande du pilote.

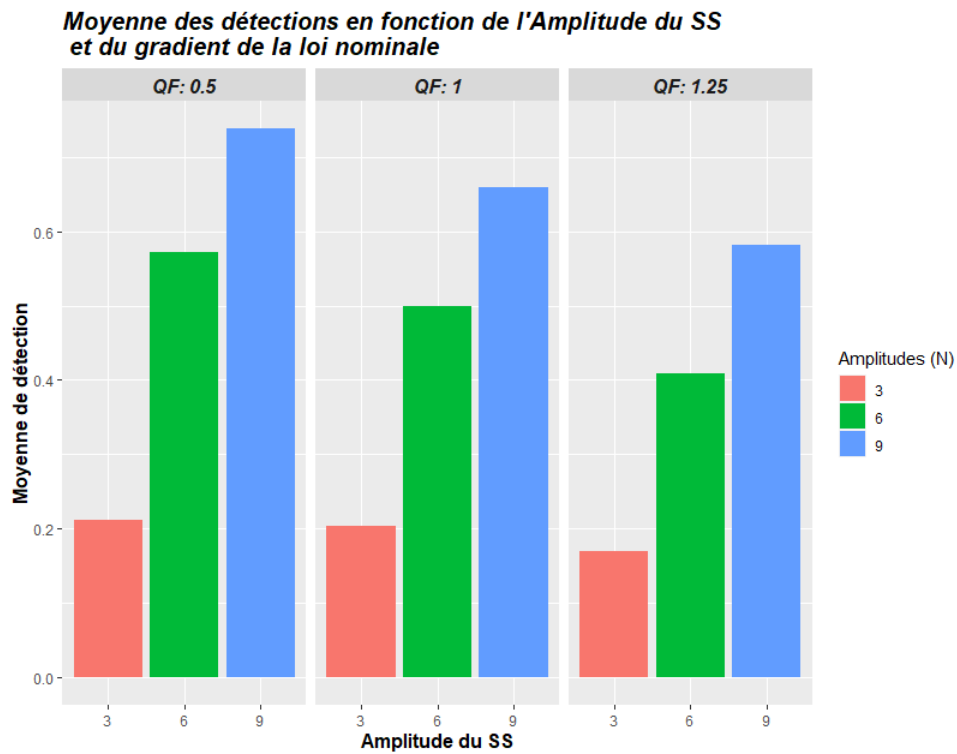


Fig. I.15: Moyenne des détections en fonction de l'Amplitude du SS et du gradient de la loi nominale (QF).

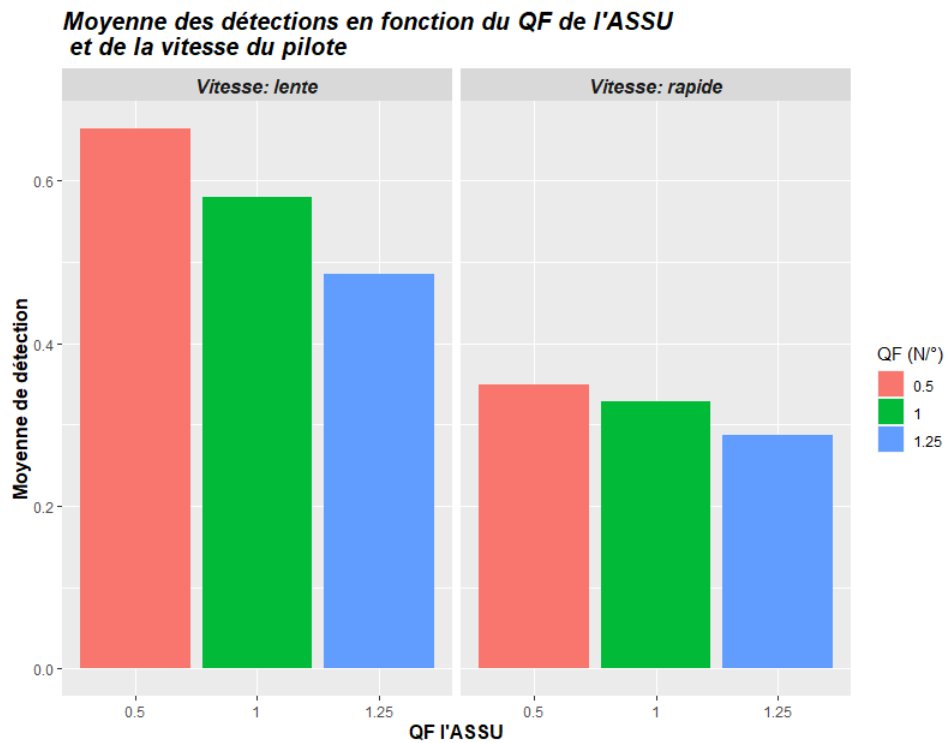


Fig. I.16: Moyenne des détections en fonction du gradient de la loi nominale (QF) et de la vitesse du pilote sur l'ASSU.

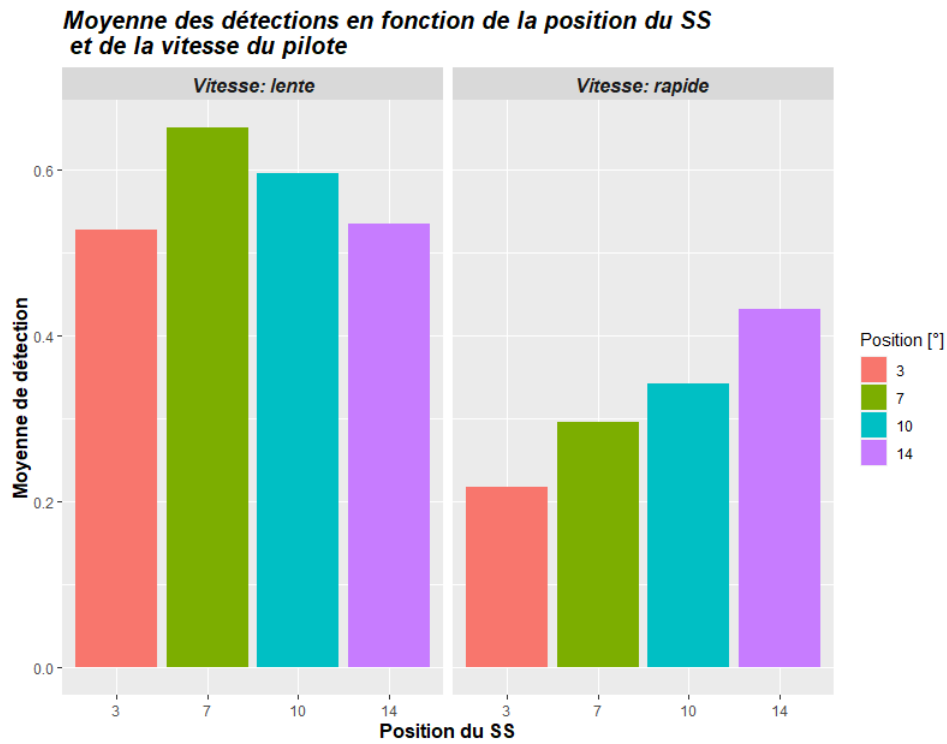


Fig. I.17: Moyenne des détections en fonction du QF de l'ASSU et de la vitesse du pilote.

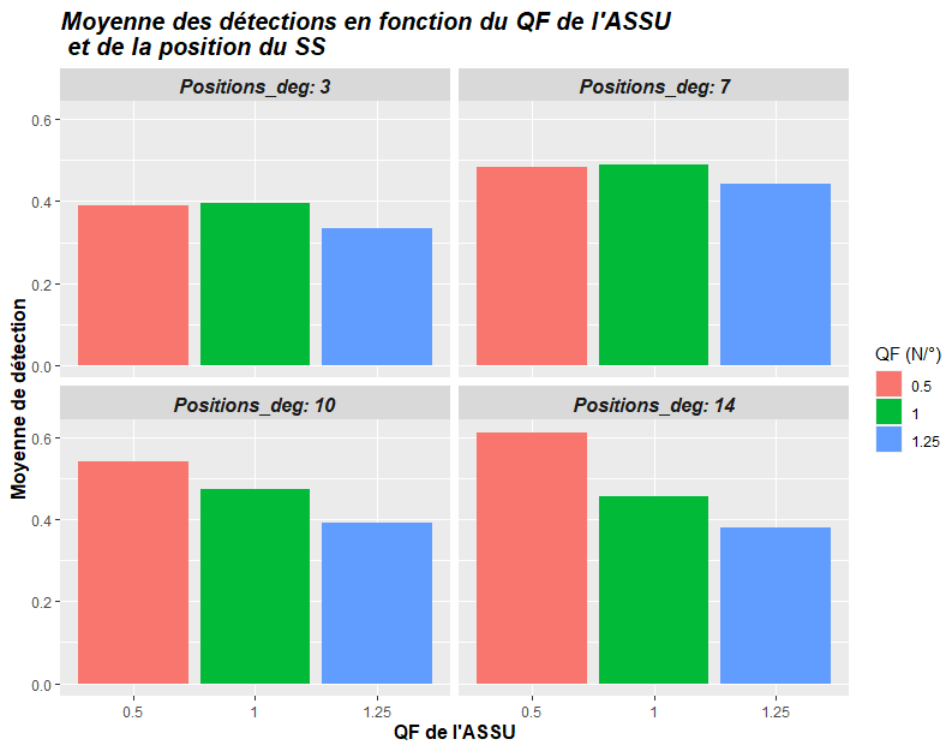


Fig. I.18: Moyenne des détections en fonction du gradient de la loi nominale (QF) de l'ASSU et de la position du SS.

significatif des positions du SS, pour le groupe de 7° , $b=0.65$, $z=4.18$, $p<.001$, 10° , $b=0.69$, $z=4.43$, $p<.001$, et 14° , $b=0.66$, $z=4.24$, $p<.001$; ainsi que de la vitesse rapide $b=-1.8$, $z=15.53$, $p<.001$; un effet significatif de l'interaction Amortissement-QF pour les groupes QF=1.25 et Amortissement=0.75, $b=-0.60$, $z=-3.59$, $p<.001$, QF=1 et Amortissement=1.25, $b=-0.49$, $z=-2.97$, $p<.01$, et QF=1.25 et Amortissement=1.25, $b=-0.57$, $z=-3.42$, $p<.001$; également de l'interaction Amortissement=0.75 et Amplitude=9, $b=0.36$, $z=2.03$, $p<.05$; de l'interaction QF-Position, pour le groupe QF=1 et Position= 10° , $b=-0.41$, $z=-2.12$, $p<.05$, QF=1.25 et Position= 10° , $b=-0.50$, $z=-2.60$, $p<.01$, QF=1 et Position= 14° , $b=-0.88$, $z=-4.65$, $p<.001$, et QF=1.25 et Position= 14° , $b=-0.93$, $z=-4.84$, $p<.001$; de l'interaction Position= 10° et Vitesse rapide, $b=0.39$, $z=2.50$, $p<.05$, et finalement Position= 14° et Vitesse rapide, $b=1.23$, $z=7.86$, $p<.001$.

La Figure I.19 montre les coefficients du modèle, ou plutôt leur valeur exponentielle, également appelés odds ratio, ou rapports des cotes. Un odds ratio de 1 signifie l'absence d'effet. Un odds ratio largement supérieur à 1 signifie que la variable (ou interaction des variables) participe à l'augmentation du phénomène étudié et un odds ratio largement inférieur à 1 signifie que la variable participe à une diminution du phénomène étudié. Sur cette Figure, nous pouvons observer aisément les variables et interactions significatives (coefficients étoilés), et qui agissent négativement sur la moyenne des détections (en rouge) et positivement (en bleu), ainsi que leur intensité (largement supérieur ou inférieur à 1).

Listing I.1: R output : Résultat de la comparaison du modèle de régression mixte avec le modèle baseline

Models :

baseline: Detect_Bin ~ (1 | Sujet)

mixed_model_3: Detect_Bin ~ QF * Damping + Damping * Amplitudes
+ QF * Positions_deg +
Positions_deg * Vitesse + (1 | Sujet)

	npar	AIC	BIC	logLik	deviance	Chisq	Df	Pr(>Chisq)
baseline	2	10305.5	10319	-5150.7	10301.5			
mixed_model	29	8028.2	8230	-3985.1	7970.2	2331.3	27	<2.2e-16 ***

Autres analyses statistiques

Parallèlement, une régression sur la force de dépassement du SS appliqué par le pilote lors de sa détection a été faite, ainsi que sur le dépassement en degrés. Les régressions obtenues n'ont pas conduit à la précision attendue pour pouvoir les incorporer sur le modèle d'activité pilote de notre boucle de pilotage HC. En conséquence, ces régressions ont été exclues et ne seront pas présentées ici.

Analyse des questionnaires

Par soucis de temps, il n'a pas été possible d'analyser l'ensemble des résultats des questionnaires. Par contre, les commentaires faits par le pilotes sur chaque série ont été retenus pour corroborer les résultats obtenus du modèle généralisé logistique à effet mixte.

Résultats, Discussion et Conclusions

D'après les résultats exploratoires et statistiques, nous avons conclu aux faits suivants :

1. Les **pilotes** sembleraient être **sensibles aux variations du gradient de force (QF)**, car les sujets ont montré de meilleures détections quand le QF diminuait, comme montré sur la figure I.15 ou encore I.12. Le modèle généralisé logistique à effet mixte, de son côté, a trouvé

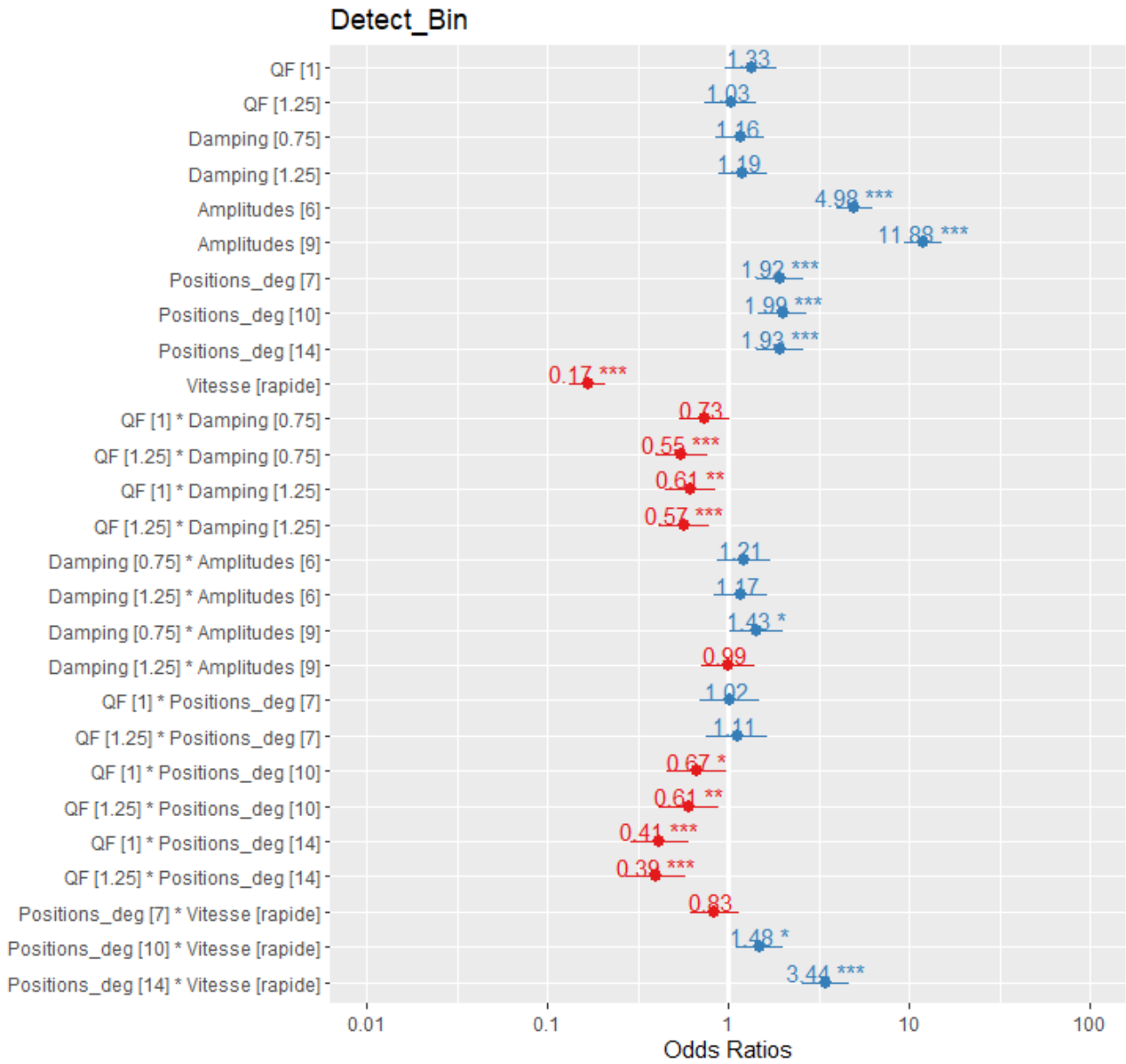


Fig. I.19: Représentation graphique des différents odds ratios du modèle de régression linéaire.

Listing I.2: R output : Résultat du modèle de régression mixte pour la moyenne de détection

```

Generalized linear mixed model fit by maximum likelihood (Laplace Approximation)
Family: binomial ( logit )
Formula: Detect_Bin ~ QF * Damping + Damping * Amplitudes + QF * Positions_deg
+ Positions_deg * Vitesse + (1 | Sujet)

```

```

AIC      BIC      logLik      deviance      df.resid
8028.2   8230.0   -3985.1   7970.2       7734

```

Scaled residuals:

```

      Min      1Q  Median      3Q      Max
-6.1893 -0.6263 -0.2304  0.6464  5.2786

```

Random effects:

```

Groups Name      Variance Std.Dev.
Sujet (Intercept) 0.4315   0.6569
Number of obs: 7763, groups: Sujet, 6

```

Fixed effects:

	Estimate	Std. Error	z value	Pr(> z)	
(Intercept)	-1.30685	0.30723	-4.254	2.10e-05	***
QF1	0.28565	0.16662	1.714	0.086463	.
QF1.25	0.02887	0.16817	0.172	0.863673	
Damping0.75	0.15143	0.15919	0.951	0.341496	
Damping1.25	0.17685	0.15881	1.114	0.265439	
Amplitudes6	1.60625	0.12015	13.369	< 2e-16	***
Amplitudes9	2.47478	0.12395	19.967	< 2e-16	***
Positions_deg7	0.65239	0.15615	4.178	2.94e-05	***
Positions_deg10	0.68786	0.15541	4.426	9.59e-06	***
Positions_deg14	0.65637	0.15496	4.236	2.28e-05	***
Vitesse rapide	-1.79826	0.11579	-15.530	< 2e-16	***
QF1:Damping0.75	-0.30851	0.16496	-1.870	0.061458	.
QF1.25:Damping0.75	-0.59752	0.16661	-3.586	0.000335	***
QF1:Damping1.25	-0.48623	0.16395	-2.966	0.003019	**
QF1.25:Damping1.25	-0.56513	0.16522	-3.421	0.000625	***
Damping0.75:Amplitudes6	0.19114	0.17066	1.120	0.262701	
Damping1.25:Amplitudes6	0.15548	0.17108	0.909	0.363468	
Damping0.75:Amplitudes9	0.35512	0.17510	2.028	0.042553	*
Damping1.25:Amplitudes9	-0.01481	0.17372	-0.085	0.932051	
QF1:Positions_deg7	0.01724	0.19346	0.089	0.929003	
QF1.25:Positions_deg7	0.10537	0.19488	0.541	0.588730	
QF1:Positions_deg10	-0.40491	0.19106	-2.119	0.034069	*
QF1.25:Positions_deg10	-0.49891	0.19320	-2.582	0.009814	**
QF1:Positions_deg14	-0.88426	0.19028	-4.647	3.37e-06	***
QF1.25:Positions_deg14	-0.93235	0.19239	-4.846	1.26e-06	***
Positions_deg7:Vitesse rapide	-0.18208	0.15975	-1.140	0.254387	
Positions_deg10:Vitesse rapide	0.39427	0.15804	2.495	0.012603	*
Positions_deg14:Vitesse rapide	1.23631	0.15727	7.861	3.81e-15	***

- Une effet positif du QF=1 sur l'ensemble des combinaisons possibles d'autres paramètres, mais il ne s'est pas avéré assez significatif ($b=0.29$, $z=1.71$, $p=0.08$). Par contre un QF plus faible de 0.5 n'est pas apparu dans le modèle comme entraînant une meilleure détection contre tout pronostic. En fait, des petites valeurs de QF=0.5 se sont également avérées plus sensibles aux vitesses élevées, entraînant un nombre de dépassements plus élevé (Figure I.16).
- Une interaction significative QF-Amortissement (voir I.19) : des amortissements moyens/élevés (0.75/1.25) en combinaison avec des QF moyens/élevés (1 et 1.12) ont conduit à une moyenne de détection plus faible (voir Figure I.12).
- Une interaction significative QF-Position du SS : des QF moyens/élevés (1/1.25) en combinaison avec des Positions du SS éloignés ($10^\circ / 14^\circ$) ont conduit à une moyenne de détection plus faible (voir Figure I.17).

Il est probable donc que le fait d'augmenter le QF et l'amortissement au même temps génère de la crispation musculaire sur le bras du pilote qui pourrait expliquer cette diminution de la détection. D'un autre côté, diminuer le QF à 0.5 améliore la détection sur l'ensemble des cas, comme le montre la Figure I.15, mais cette valeur de QF serait plus sensible par une grande vitesse du manche par le pilote (Figure I.16). Tout au long des séries les sujets pilotes ont expliqué qu'un QF=0.5 les aidait à mieux détecter. Si on regarde la Figure I.15, c'est ce qu'on constate : la combinaison QF-Amplitude la plus détectée est QF 0.5-Amplitude 9 avec 75% de réussite. Tout laisse penser que **la détection humaine se base sur une détection de variation du gradient de force**. Plus la variation est importante entre le gradient de la loi nominale QF et l'amplitude du SS, plus on détecte. De la même manière, si on augmente le QF à une valeur très élevée, et même si on augmente l'amplitude du SS, la détection diminuera certainement.

2. Les pilotes sont insensibles à la fréquence de l'ASSU.

La moyenne de la détection n'a pas montré des différences entre la fréquence de 3Hz et 5Hz (voir I.12). Par contre, beaucoup de sujets ont remarqué des vibrations sur le grip lors de l'approche d'un SS quand la fréquence était fixée à 5Hz. Il s'agit donc d'un paramètre de la dynamique du manche qui joue sur sa stabilité. Même s'il ne nuit pas à la détection, il doit être pris en compte lors du réglage du manche pour éviter des possibles instabilités lors de l'approche d'un SS.

3. Les pilotes sont sensibles à l'amortissement de l'ASSU dans certains cas. Nous avons vu qu'une combinaison amortissement et QF élevés nuit la détection du pilote. Néanmoins, des valeurs d'amortissement élevées sont aujourd'hui utilisées dans certaines lois de pilotage évoluées sur HC car améliorent la précision et évitent de dépasser le SS à grande vitesse.

D'un autre côté, la combinaison Amortissement 0.75 et Amplitude du SS 9 N a été significativement mieux détectée selon le modèle généralisé mixte, $b=0.36$, $z=2.03$, $p<.05$.

4. Les positions de SoftStop influencent leur détection. Les SS positionnés vers l'extérieur (7° , 10° et 14°) ont été davantage détectés que ceux placés vers l'intérieur (3°).

Cela peut s'expliquer par la dynamique du second ordre du système. Lors de l'application d'efforts rapides, la réponse du système diffère de la valeur de la loi statique. La loi dynamique se détache de la loi statique. Si un SS est placé proche du neutre, et son amplitude est inférieure à l'amplitude du détachement de la loi dynamique, le sujet ne pourra pas le détecter. De plus, un breakout (pour éviter tout déplacement du manche à une force faible ou appliquée involontairement) est généralement utilisé à la position neutre de compensation. Ce breakout demande une force supplémentaire pour bouger le stick, ce qui peut engendrer encore plus de dépassements.

Lors de fortes vitesses, la moyenne de détection augmente avec l'éloignement du SS ; par contre à faible vitesse, les détections des SS éloignés chutent, comme le montre la Figure I.17. Les sujets ont d'ailleurs avoué confondre les SS les plus éloignés avec la butée mécanique sur les questionnaires. Dans les positions les plus éloignées, une force maximale doit être appliquée, ce qui implique une

tension des muscles du bras et une pire sensibilité aux gradients d'efforts. A grande vitesse, c'est l'inertie du manche qui aide le pilote à mieux détecter les SS éloignés, au détriment des SS les plus proches.

5. Les **amplitudes des SoftStop influencent leur détection**. Prévisiblement les amplitudes des SS moyennes et fortes (6 et 9 N) ont permis une meilleure détection.
6. La **vitesse de commande du pilote influence la détection**. Comme espéré, une vitesse rapide de commande du pilote agit négativement sur la détection, $b=-1.8$, $z=-15.53$, $z<.001$. Les positions des SS extrêmes, 10° et 14° , ont permis d'être mieux détectés à une grande vitesse en comparaison aux autres positions.

I.2.2 Définition d'un critère de détection à partir de l'analyse des résultats de l'expérience

Les résultats obtenus de cette expérience ont permis de comprendre les paramètres qui influencent la détection humaine sur un ASSU. L'objectif suivant a été de rendre le modèle pilote "sensible" aux retours d'efforts. Cela devrait être fait par la mesure d'une discordance entre les efforts reçus du manche, et le modèle d'efforts du manche que le pilote a de par son expérience. En d'autres mots, un modèle de détection.

Tout au long de cette thèse, ces critères ou modèles de détection ont varié pour s'adapter à l'évolution de la boucle de pilotage et les différentes fonctions de protection, ou simplement pour corriger de nombreuses défaillances trouvées lors des différentes simulations.

Les modèles présentés ci-dessous correspondent aux versions finales. Sur tout le long de ce manuscrit, le développement des fonctions haptiques a été fait, soit avec ces versions, soit avec des versions intermédiaires.

Modélisation de la détection du gradient d'effort sur le manche cyclique

L'axe latéral a été le premier axe à incorporer un critère de détection des SoftStops dans le modèle pilote. La conclusion issue de l'expérience précédente, selon laquelle les pilotes seraient sensibles aux variations de gradients de force, a été utilisée pour modéliser ce critère de détection tactile.

Le gradient d'effort est défini comme la quantité d'effort à appliquer pour bouger le manche d'un degré. Ce gradient (G) a été modélisé, dans un premier moment, comme la dérivée instantané de la force appliquée par rapport à la position du manche (équation (I-6)) :

$$\frac{\delta F_{pilote}}{\delta x} = \frac{\delta F_{pilote}}{\delta t} \frac{\delta x}{\delta t}^{-1} \quad (\text{I-6})$$

Un tel calcul en temps réel implique beaucoup de non-linéarités du fait des dérivées, et génère un bruit très important autour de la valeur recherchée. Cette modélisation a été finalement abandonnée du fait de sa faible précision, et malgré l'utilisation de différents filtres. Une autre approche pour la modélisation a été d'associer le gradient à l'argument d'un nombre complexe de partie réelle définie comme la dérivée temporelle du débattement du manche, et de partie imaginaire comme la dérivée temporelle de la force appliquée par le pilote (I-7).

$$\begin{aligned} G &= Arg(z_{grad}) \\ &= Arg(x + iy) \\ &= Arg\left(\frac{\delta x}{\delta t} + \frac{\delta F_{pilote}}{\delta t} i\right) \end{aligned} \quad (\text{I-7})$$

avec r et $Arg(z_{grad})$ le module et l'argument du nombre complexe z_{grad} . De manière générale, l'argument d'un nombre complexe non nul peut être calculé de la manière suivante (équation (I-8)),

$$Arg(z_{grad}) = \begin{cases} 2 \arctan\left(\frac{y}{r+x}\right) & \text{si } x > 0 \text{ ou } y \neq 0 \\ \pi & \text{si } x < 0 \text{ et } y = 0 \\ \text{indéfini} & \text{si } x = 0 \text{ et } y = 0 \end{cases} \quad (\text{I-8})$$

Reprenons l'exemple d'application d'une fonction de limitation de l'angle de roulis sur le cyclique latéral. Cette fonction limite l'angle de l'hélicoptère à 30° , alors qu'une consigne est envoyée au pilote pour atteindre une inclinaison à 40° . La loi utilisée cette fois-ci sur l'axe latéral est une ACAH (Attitude-Command Attitude-Hold). La figure I.20 montre, en haut, la consigne et le roulis atteints par l'hélicoptère ; en bas, la force appliquée par le pilote et le débattement de celui-ci (en bleu). En rouge pointillé il est présenté la position du début et de fin du SoftStop. Comme nous pouvons observer, vers $t=4$ secondes la machine atteint les 30° d'inclinaison, et le SoftStop vient à la rencontre du pilote. Le pilote l'accepte et maintien l'appui contre cet effort.

Avant de rencontrer un SoftStop, la loi nominale, ou gradient, du ASSU est constante et égale à $1N/^\circ$ (voir Figure I.21). La valeur de son argument est de $Arg(z_{grad}) = \arctan(1) \approx 0.785$. Lorsque le pilote rencontre un SS de $20 N$ d'amplitude (soit un gradient de $20N/^\circ$), l'argument augmente à $Arg(z_{grad}) = \arctan(20) \approx 1.52$.

Nous constatons sur la Figure I.21 la forte sensibilité de cette modélisation du gradient lorsque le pilote est appuyé contre le SoftStop. Ces variations de direction du gradient s'expliquent par des très faibles modifications du sens de débattement du manche par le pilote quand il est appuyé contre le SS (comme on observe sur le zoom de la Figure I.20b).

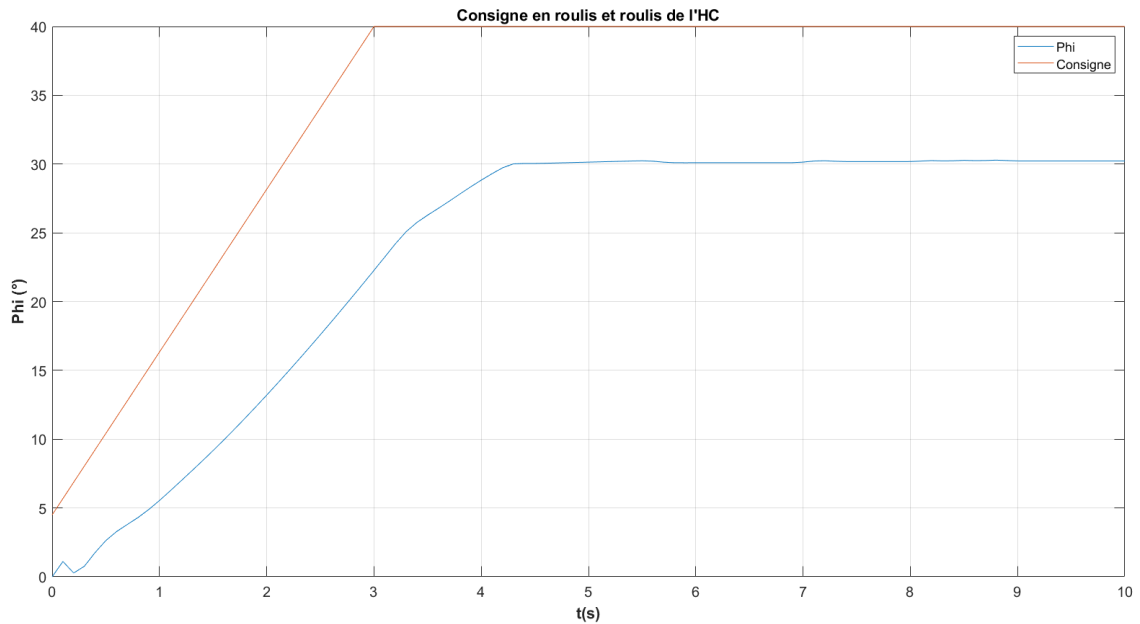
Pour développer un modèle de détection des RH, le calcul de ce gradient est utilisé conjointement avec un seuil de détection du gradient et un temps de réaction qui caractérisent la détection humaine (Figure I.22). La valeur du seuil du gradient, ainsi que le temps de réaction, sont des paramètres assez variables sur l'ensemble de la population. Ils ont été paramétrés arbitrairement comme suit : 200 ms pour le temps de réaction et $20 N/^\circ$ pour le seuil de détection (SD).

Ainsi, quand le gradient calculé dépasse le seuil de détection, les consignes de pilotage sur l'axe s'annulent. Le pilote ne génère pas d'effort supplémentaire sur l'axe en question et reste à la position courante (dans notre cas sur le SS). Si le SS s'éloignait, les consignes de pilotage reprendraient à nouveau et le pilote suivrait sa tâche de pilotage normalement. Par contre, si les consignes de pilotage venaient changer (retour à une inclinaison à 0°) pendant que le pilote est appuyé sur le SS, il ne les prendrait pas en compte et il ne modifierait pas son comportement. C'est la raison pour laquelle il a fallu implémenter des "logiques" avec ce modèle de détection : *"Je reste appuyé sur le SS tant que ma consigne d'inclinaison est de 40° , mais si elle change à 0° , j'abandonne le SS"*.

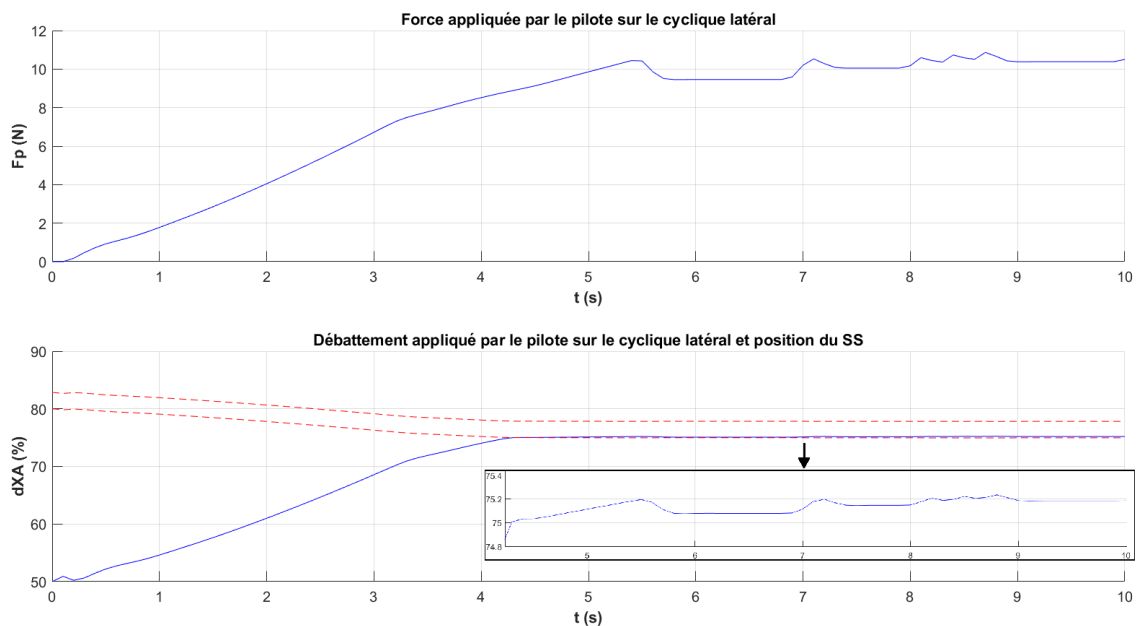
La Figure I.23 montre la modélisation sur Simulink de l'axe de pilotage latéral avec la chaîne latérale et les logiques de détections. Si le résultat de la détection est nul (le pilote détecte un SS), la force issue " $F_{pilotelatéral}$ " est négative.

Pour conclure, les avantages et désavantages d'une telle modélisation de la détection des retours d'efforts sur ASSU sont :

- Une modélisation du gradient qui permet son calcul en temps réel sans bruit, mais qui reste très sensible aux variations de commande du pilote. Ce dernier point nous oblige finalement à utiliser des filtres pour disposer d'une valeur moyenne du gradient ressenti par le pilote.

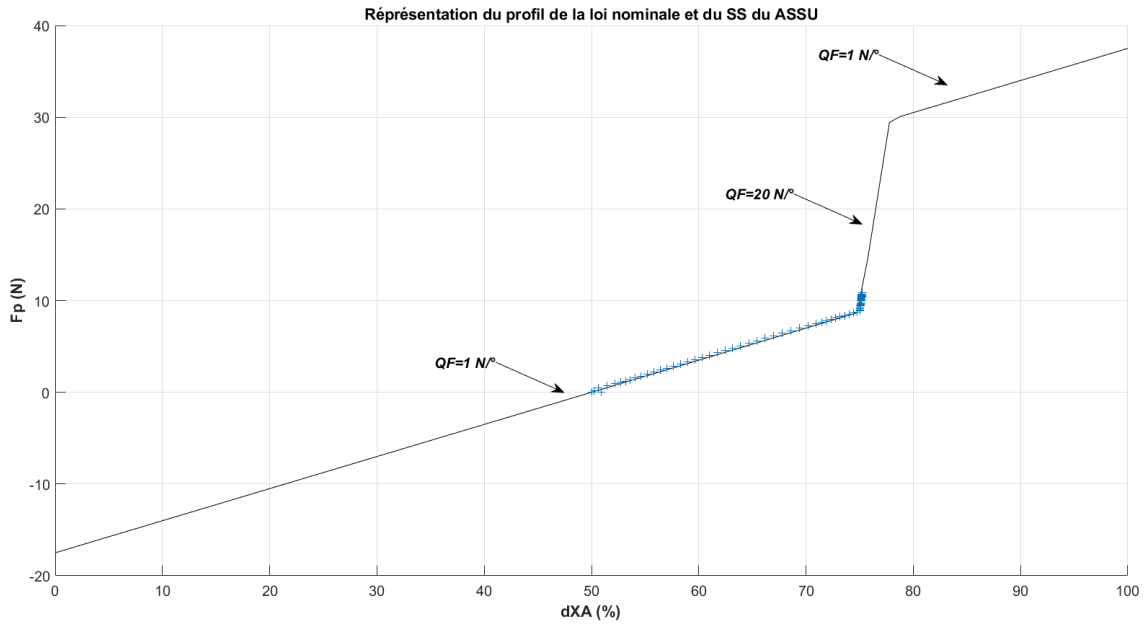


(a) Consigne en angle d'inclinaison Φ (°) envoyé au Modèle d'activité pilote (en rouge) et la réponse du modèle hélicoptère (en bleu)

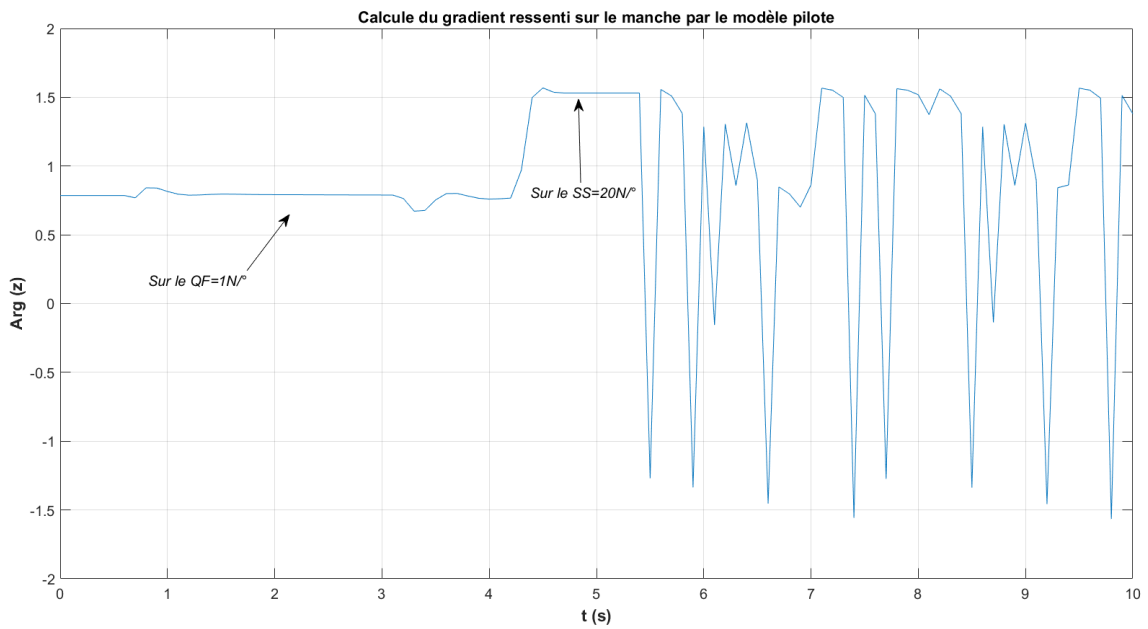


(b) Force et Position de commande du pilote (en bleu) et Position du SS (en rouge). Un zoom, montrant les faibles variations du débattement du manche autour du SS, est montré entre $t \approx 4s$ et $t = 10s$.

Fig. I.20: Consigne, Force et débattement du manche pour l'exemple d'application d'une fonction de limitation de l'angle de roulis.



(a) Profil (statique) de la loi d'effort du ASSU en fonction du débattement du manche à $t=10$ s (en noir), et profil de la loi suivie par avec la commande pilote (statique et dynamique)



(b) Valeur du gradient ressenti sur le manche par le pilote en fonction du temps.

Fig. I.21: Profil de la loi d'effort du ASSU et valeur du gradient par le pilote pour l'exemple d'application d'une fonction de limitation de l'angle de roulis.

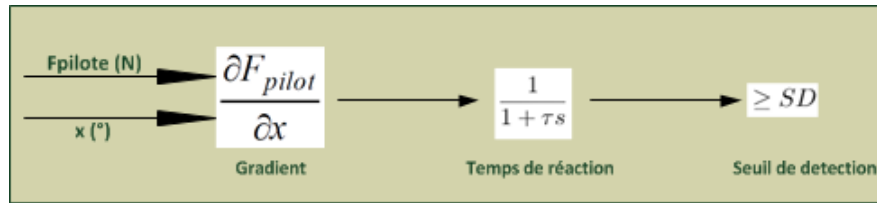


Fig. I.22: Modélisation de la sensibilité tactile du pilote

- Cette modélisation implique l'utilisation d'une loi nominale, ou QFeel. Comme nous le verrons juste après, elle ne peut pas être utilisée avec de la friction.
- Le paramétrage de cette modélisation nécessite une valeur du temps de réaction et un seuil de détection des gradients d'efforts. Ils ne sont pas couplés, à ce stade-là, à d'autres paramètres qui pourraient influencer la détection très fortement, comme par exemple la vitesse de pilotage du grip par le pilote.
- La modélisation implique l'annulation des consignes fournies au pilote dans le but d'arrêter le pilote dans sa tâche et le forcer à rester sur le SS. Si on veut qu'il ne reste pas éternellement appuyé sur le SS, des logiques sont alors nécessaires.

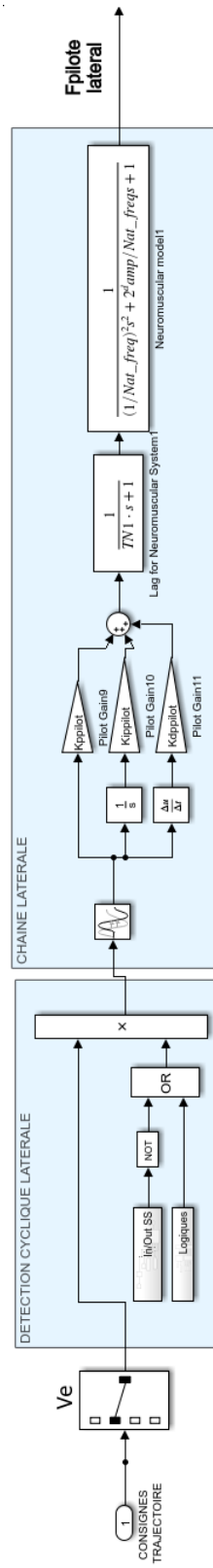


Fig. I.23: Modélisation sur Simulink de la chaîne latérale de pilotage avec le module contenant les logiques de détection.

Modélisation de la détection du gradient d'effort sur le manche collectif

L'utilisation de friction, au lieu d'une loi nominale, empêche l'utilisation de la modélisation de la détection faite pour le cyclique latéral. A chaque fois que le pilote met en mouvement le collectif, ou change simplement de direction, il doit appliquer un seuil d'effort appelé Friction statique (voir Annexe A). Cette action équivaut à une augmentation du gradient d'effort dans le modèle précédent. Le pilote « détecte » un faux SoftStop donc dès la mise en mouvement du manche.

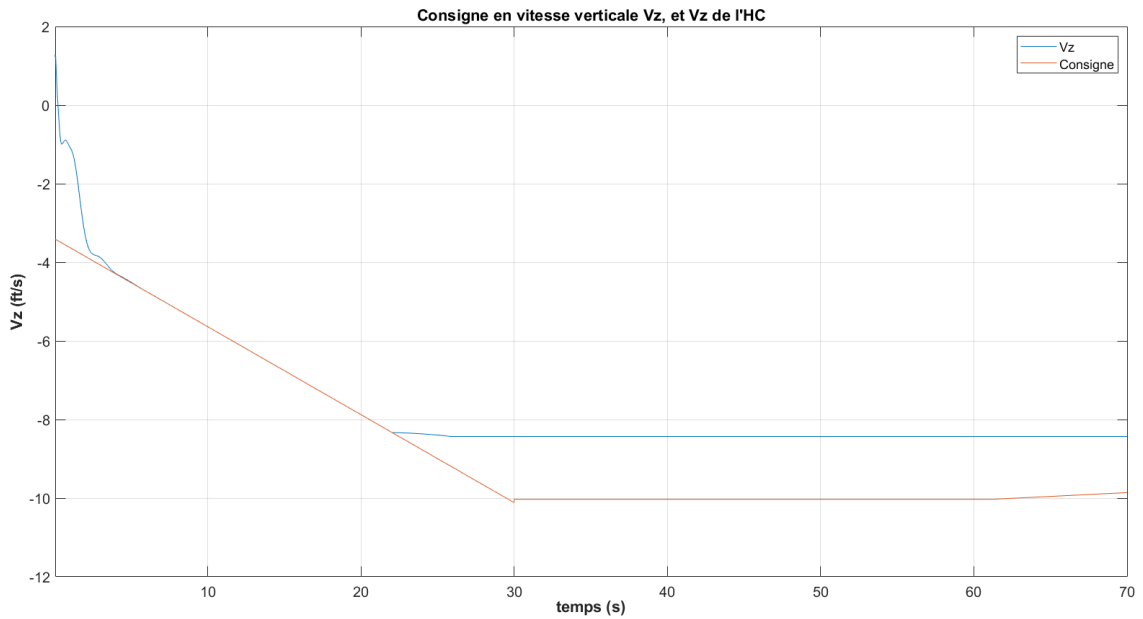
Un nouveau type de modélisation de la détection des SoftStops a été envisagée cette fois-ci en saturant dynamiquement l'effort du pilote, et non par l'annulation de la consigne envoyée au pilote (voir Figure I.26). Toute la difficulté à saturer l'effort du pilote au moment de la rencontre du SoftStop dans le cas de la friction est qu'il n'existe plus une correspondance Position – Force pour le profil de la loi. Avec l'utilisation d'une loi nominale, chaque position du manche implique une force définie, p. ex. avec une loi de $1 \text{ N}/^\circ$ à 7° le pilote ressent 7 N . Avec de la friction, pour chaque position du manche on retrouve une infinité d'efforts possibles. Pour éviter cela, la borne inférieure de la saturation est actualisée en temps réel de sorte à correspondre avec l'effort appliqué par le pilote quand il n'est pas en contact avec le SoftStop. Par contre, quand il dépasse un pourcentage donné du SoftStop (dans notre exemple 10%), la saturation bloque et empêche le pilote d'augmenter son effort.

Pour expliciter cette nouvelle modélisation, un exemple d'application d'une fonction de limitation de la vitesse de descente sur le collectif a été mise en place. Cette fonction limite la vitesse de descente V_z à $500 \text{ ft}/\text{min}$ (soit $8.33 \text{ ft}/\text{s}$), alors qu'une consigne est envoyée au pilote pour atteindre une vitesse de descente de $10 \text{ ft}/\text{s}$. Une loi directe entre la commande et le rotor est utilisée (pas de loi de pilotage évoluée). La figure I.24 montre, en haut, la consigne et la vitesse atteinte par l'hélicoptère ; en bas, la force appliquée par le pilote et le débattement du manche (en bleu). En rouge pointillé il est présenté la position du début et de fin du SoftStop. Comme nous pouvons observer, vers $t=23$ secondes la machine atteint la vitesse de descente de $8.33 \text{ ft}/\text{s}$, et le SoftStop vient à la rencontre du pilote. Le pilote l'accepte et reste appuyé contre cet effort.

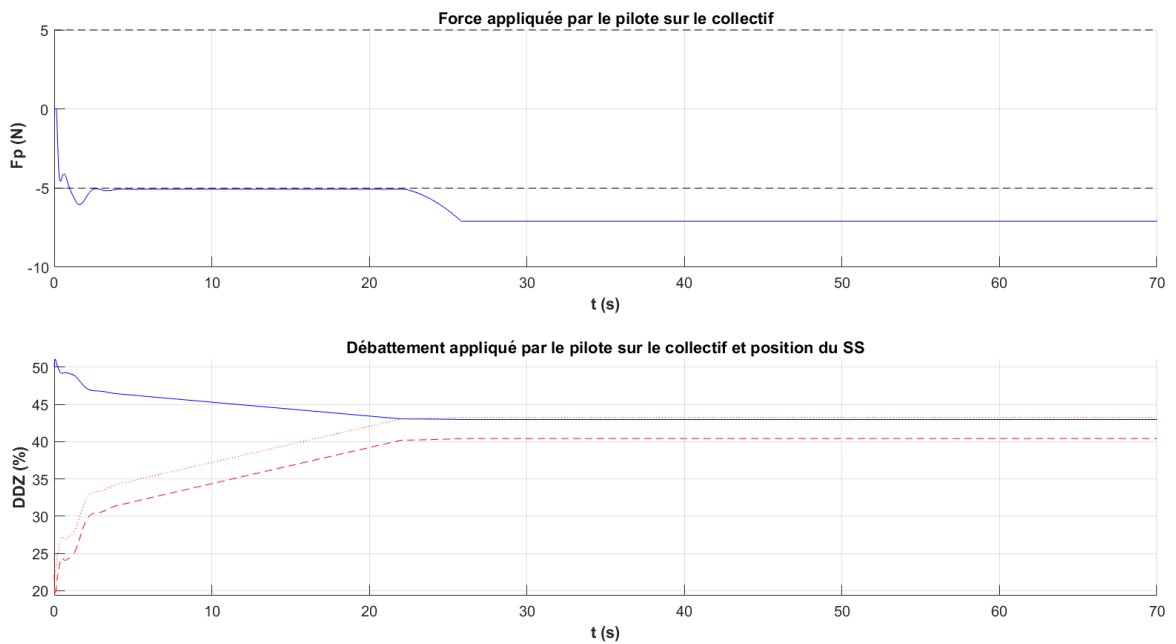
Cette modélisation permet de définir le pourcentage du SoftStop que le pilote dépasse lors de sa rencontre. Dans l'exemple applicatif, il a été défini à 10% . Lorsque le modèle pilote rencontre le SS de 20N d'amplitude et de longueur 2.85% (ou 1°), il le dépasse de alors de 0.285% . Avant de rencontrer le SoftStop, la valeur de la saturation dynamique suit la force appliquée par le pilote à 0.1 N près (voir Figure I.25b). Quand il le dépasse de $d=10\%$, la saturation devient égale à la force du pilote.

Pour conclure, les avantages et désavantages d'une telle modélisation de la détection des RH sont :

- Une modélisation de la détection d'un SS d'effort en temps réel à partir de la saturation en effort du pilote. Elle offre l'avantage de ne pas présenter de bruit et de ne pas avoir besoin d'un filtre, contrairement à la modélisation du gradient d'effort.
- Cette modélisation peut être utilisée avec une friction, mais aussi avec une loi nominale, contrairement à la modélisation du gradient d'effort.
- Le paramétrage de cette modélisation nécessite du dépassement souhaité du SoftStop. D'un côté, ce paramètre est irréaliste car le pilote ne dépassera jamais un SoftStop de manière égale deux fois. D'un autre côté, ceci permet d'analyser les impacts qu'auraient certains dépassements du SS sur le paramètre protégé. C'est sans doute très intéressant pour définir correctement une fonction compte-tenu de la détection humaine avec la prise en compte d'une marge de sécurité.
- Cette modélisation ne nécessite pas de logiques de la modélisation du gradient d'effort. Quand les consignes envoyées au pilote changent, le pilote modifie sa commande même s'il est sur un SS.



(a) Consigne en vitesse verticale V_z envoyé au Modèle d'activité pilote (en rouge) et la réponse du modèle hélicoptère (en bleu)



(b) Force et Position de commande du pilote sur le collectif (en bleu), bornes de la friction statique (en pointillé noir) et Position du SS (en pointillé rouge).

Fig. I.24: Consigne sur la V_z , Force et Débattement sur le collectif pour un exemple d'application d'une fonction de limitation de la vitesse de descente.

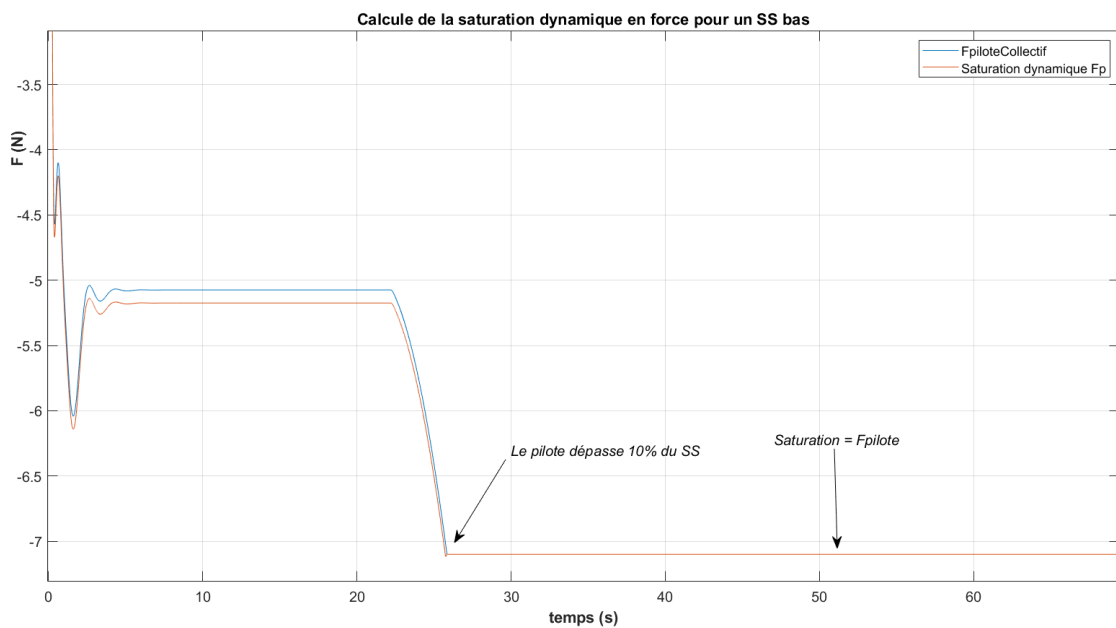
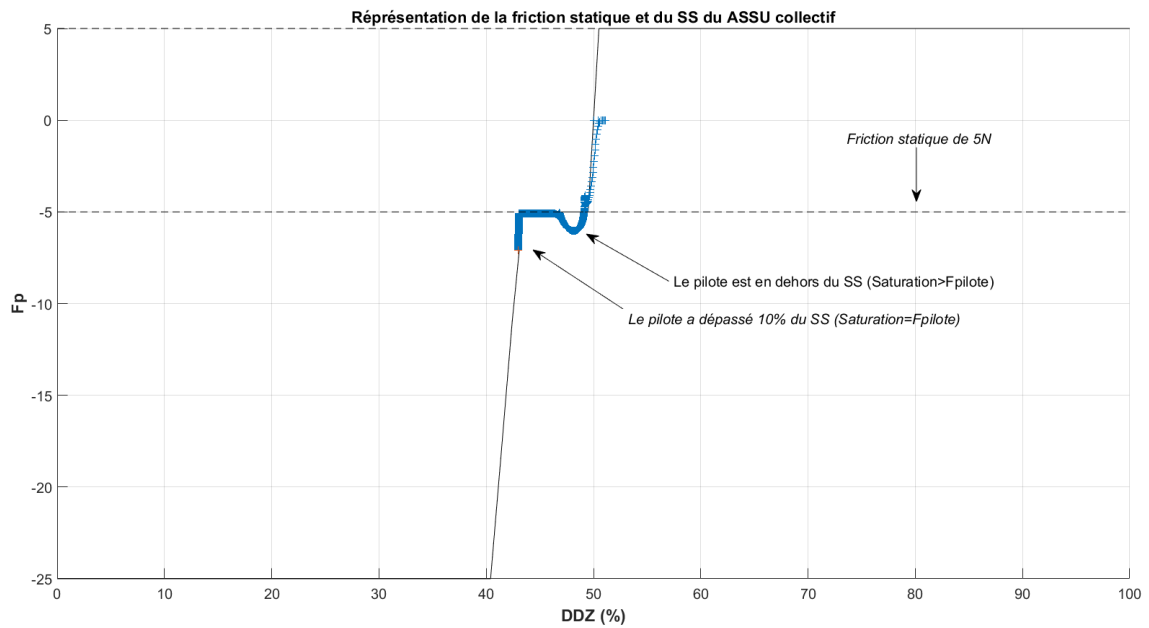


Fig. I.25: Profil de la loi d'effort du ASSU et calcul de la saturation dynamique en force associée au modèle pilote.

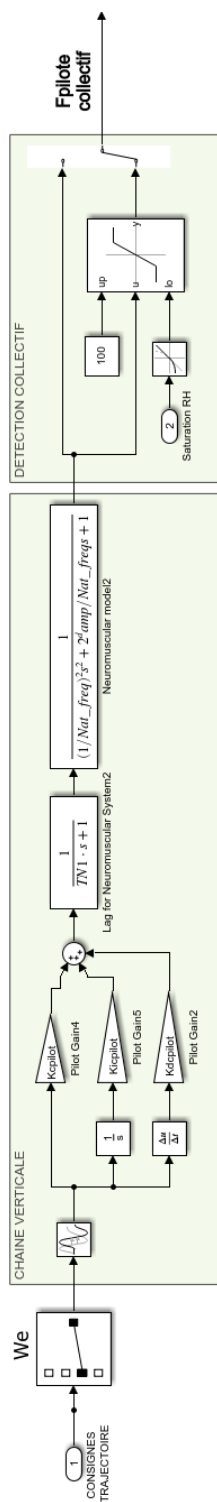


Fig. I.26: Intégration de la modélisation de la détection des SS sur le collectif.

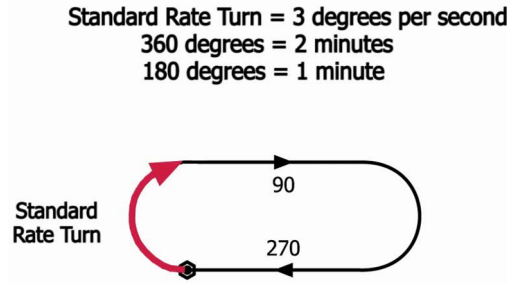


Fig. I.27: Virage IFR à taux standard

I.3 Mise en place et analyse d'une fonction haptique d'aide au pilotage

Afin de valider la méthodologie développée, un premier cas de test opérationnel a été sélectionné, consistant en un virage IFR (Instrumental Flight Rules) à 360° en $120 \pm 4s$ (taux de virage standard de $3^\circ/s$) comme montré sur la Figure I.27.

L'étude (6) a mis en place cette tâche en rajoutant une série des contraintes sur les paramètres de vol :

- En vol horizontal avec au moins 90 nœuds, débuter un virage à $3^\circ/s$. Une boucle complète de 360° est parcourue, durant 120 secondes.
- Pendant la manœuvre, décélération à 60 nœuds et accélération, à nouveau, à 90 nœuds, tout en adaptant l'angle de roulis (voir Équation I-9).
- Maintenir une altitude de ± 50 ft. Rejoindre le point de début avec un intervalle de $\pm 3^\circ$. Temps de la boucle : $2 \text{ min} \pm 3s$. Des commandes abruptes pour atteindre les exigences sont à proscrire, et elles doivent être considérées négativement dans l'évaluation de la performance.

I.3.1 Modèle de calcul du roulis d'un virage à taux standard

Une fonction de guidage sur l'angle de roulis a été implantée dans les modules de génération haptique fournissant au pilote l'angle de roulis de référence $\Phi_{command}$, calculé en fonction du taux de lacet et la vitesse aérodynamique. Si on veut annuler l'angle de dérapage, les équations d'équilibre de vol latéral conduisent à :

$$\Phi_{command} = \arctan\left(\dot{\Psi} \frac{TAS}{g}\right) \quad (\text{I-9})$$

où $\dot{\Psi}$ est le taux de lacet $\dot{\Psi} = 3(\pi/180)$ [rad/s], TAS la vitesse de l'air [m/s] et $g = 9.82m/s^2$.

Suivant ces contraintes, le modèle d'activité pilote reçoit une instruction de décélération à 60 nœuds et adapte en conséquence l'angle d'inclinaison. Pour ce cas d'application, pour éviter des entrées contradictoires sur les commandes, notre modèle pilote ne contrôlera qu'un seul axe (le latéral), les autres axes étant maintenus avec des modes d'aide au pilotage AFCS (maintien de vitesse, SAS...). Plus la tâche sera complexe, plus le pilote aura à gérer différents paramètres de vol, ce qui pourra poser de problèmes s'il essaye d'atteindre au même temps à la consigne donnée pour chacun d'eux.

I.3.2 Retours d'effort pour le guidage d'un virage IFR à taux standard

Deux SS, un de chaque côté de la position du compensateur du manche latéral, guident le modèle pilote vers l'indication exacte du déplacement idéale du manche pour exécuter la manœuvre (Figure I.28). Le

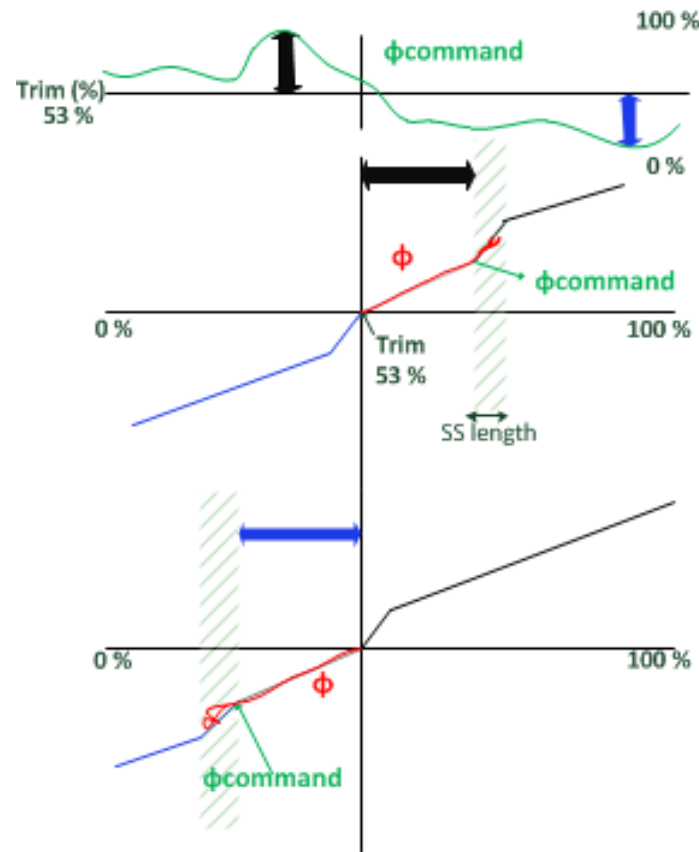


Fig. I.28: Retour haptique créé pour le virage IFR consistant en deux SS : un de chaque côté de la position de trim en fonction de la valeur du $\phi_{command}$

Le pilote doit d'abord trouver la position du SS, puis se "reposer" continuellement contre celui-ci. Dans le cas où le pilote ne l'atteint pas ou le dépasse, les performances de la fonction de guidage diminuent. C'est là toute la difficulté par rapport à un Pilote Automatique : le pilote ne pourra jamais suivre idéalement la position optimale de commande (située au début, au milieu, ou en fin du SS).

Les travaux en cours ayant pour objet la définition du retour haptique approprié, basé sur l'optimisation de critères objectifs (mais aussi subjectifs), il s'agit notamment de rechercher les paramètres, tels que l'amplitude et le gradient de force pour un SS, permettant la meilleure détection et suivi pendant une tâche de pilotage.

Le type de loi de commande, sur l'axe où le retour haptique est placé, devrait également influencer le type et les paramètres du retour. Pour cette raison, cette fonction de guidage sur l'angle de roulis a été testée sur deux types de commande différents : directe (c-à-d sans loi de pilotage) et RCAH.

I.3.3 Aide haptique pour un virage IFR à taux standard avec différents lois de pilotage

Commande Directe sur le cyclique latéral

La figure I.29 montre le virage IFR réalisé par le modèle d'activité du pilote (courbes bleues) qui tente de suivre une consigne en angle de roulis (courbe verte) en commande directe, et en rouge la même tâche réalisée par le système de contrôle de vol automatique (AFCS) basée sur la position idéale du SS. En comparant les deux résultats de la figure I.29, on peut constater que la position latérale «optimale» fournie par le SS (s'il était utilisé en tant que commande AFCS) conduit à des meilleures performances pour

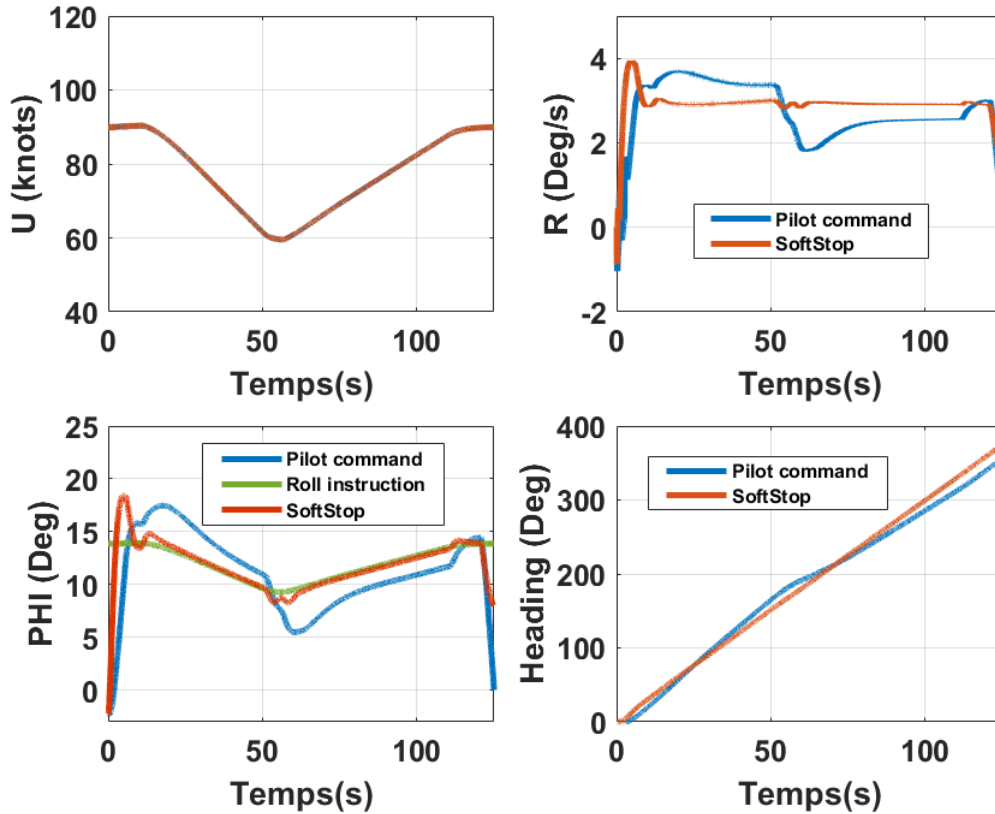


Fig. I.29: Comparaison des performances du virage IFR pour le modèle d'activité pilote et l'AFCS.

accomplir le virage IFR à taux standard dans le temps spécifié. Ainsi, si le pilote pouvait détecter avec précision et ensuite suivre le SS, il serait en mesure d'améliorer ses performances.

Une fois le modèle de sensibilité tactile et les différentes logiques intégrées, il était intéressant de comparer les performances obtenues avec deux SS différents de gradients de $10 \text{ N}/^\circ$ et de $20 \text{ N}/^\circ$. Comme on l'imaginait à l'avance, le pilote a augmenté ses performances avec le suivi des retours haptiques, atteignant les 360° dans l'intervalle correct (Figure I.30). Ainsi il est possible d'observer que même si le gradient a influencé l'angle de roulis commandé, cela n'a pas eu d'effet sur le taux de virage standard.

La figure I.31 représente les positions de début et de fin du SS droit (en noir), du SS gauche (en bleu) et de la commande du pilote latérale (en rouge). La consigne de commande en roulis est envoyée via le SS de telle sorte que, lorsque la commande est au-dessus du trim (ici, environ 53%), c'est le SS de droite qui se déplace pour indiquer la consigne à suivre et le SS de gauche reste à la position de trim, et vice versa (exemple représenté sur la Figure I.28). La première Figure montre la commande du pilote quand il dépasse un SS de gradient de $10 \text{ N}/^\circ$, la seconde quand dépasse un SS de gradient $20 \text{ N}/^\circ$. Nous pouvons observer que même si le SS de $10 \text{ N}/^\circ$ est davantage dépassé (environ 1%), la conséquence de cela n'a pas d'impact considérable sur la consigne en roulis (voir la figure I.30). L'effet mineur de la modification du gradient des SS sur la tâche de vol est certainement dû à l'utilisation de la loi de commande directe dans l'axe latéral, pour laquelle les écarts de commandes sont lissés par la mécanique du vol.

*Commande en Rate Command Attitude Hold (RCAH) sur le cyclique latéral

Cette même tâche a également été testée avec la loi de commande RCAH. Pour cela, $\Phi_{command}$ calculée dans l'équation Eq. (I-9) est utilisé comme valeur maximale de l'angle de roulis dans l'équation suivante Eq. (I-10),

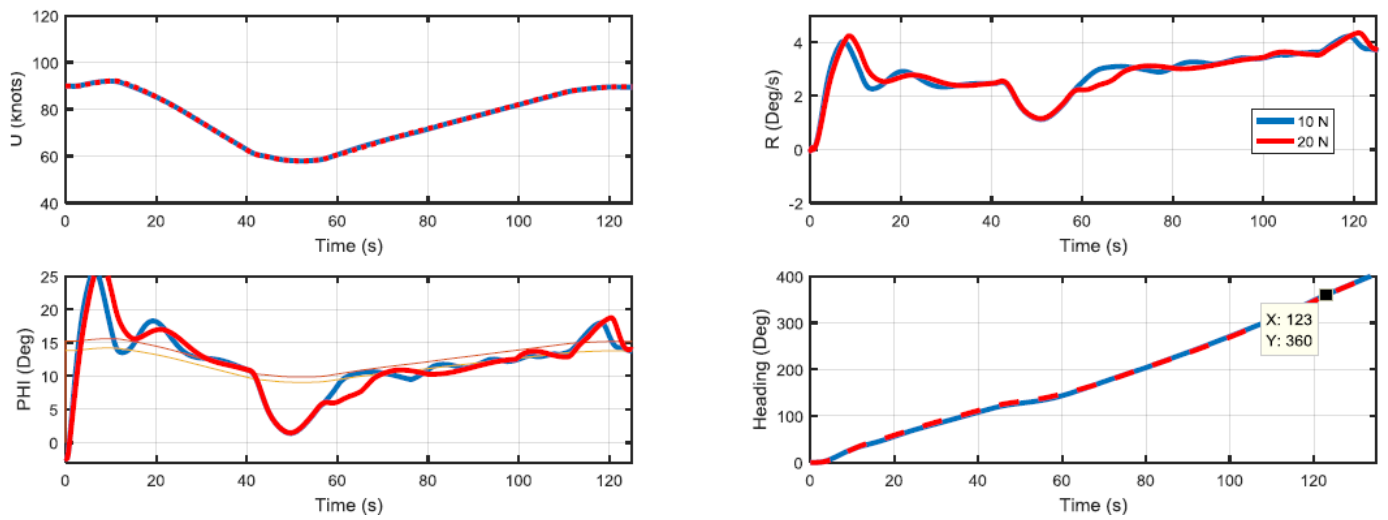


Fig. I.30: Virage à taux standard réalisé par le modèle d'activité pilote suivant des SSs de 10 N et 20 N en commande directe.

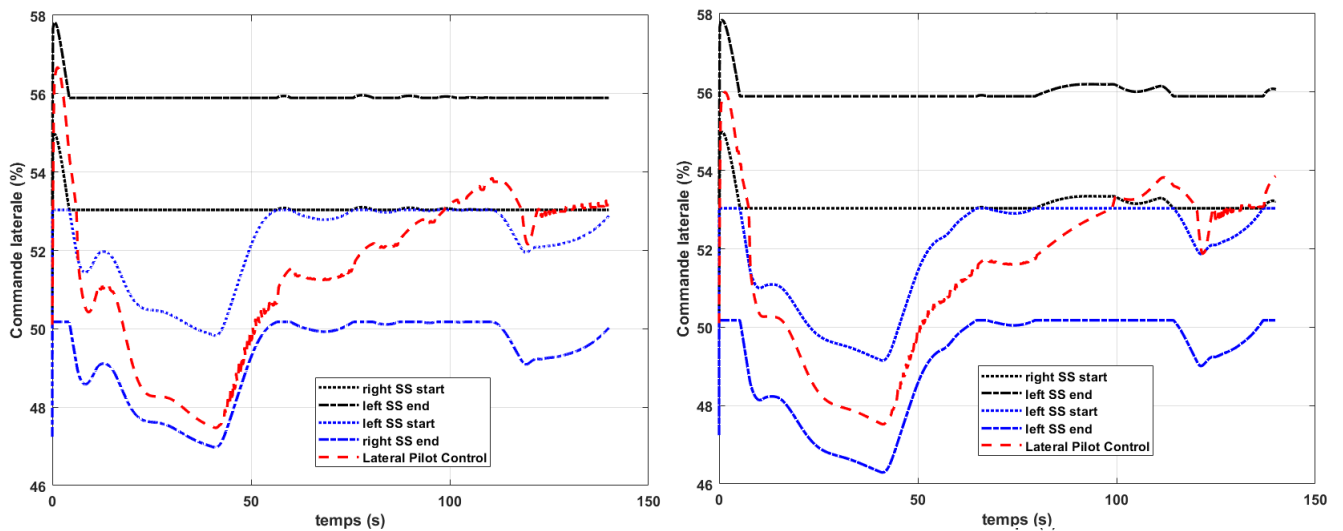


Fig. I.31: Commande latérale du pilote pour la tâche de virage à taux standard, en commande directe, et avec l'aide de SS de gradients 10N/° et 20N/°.

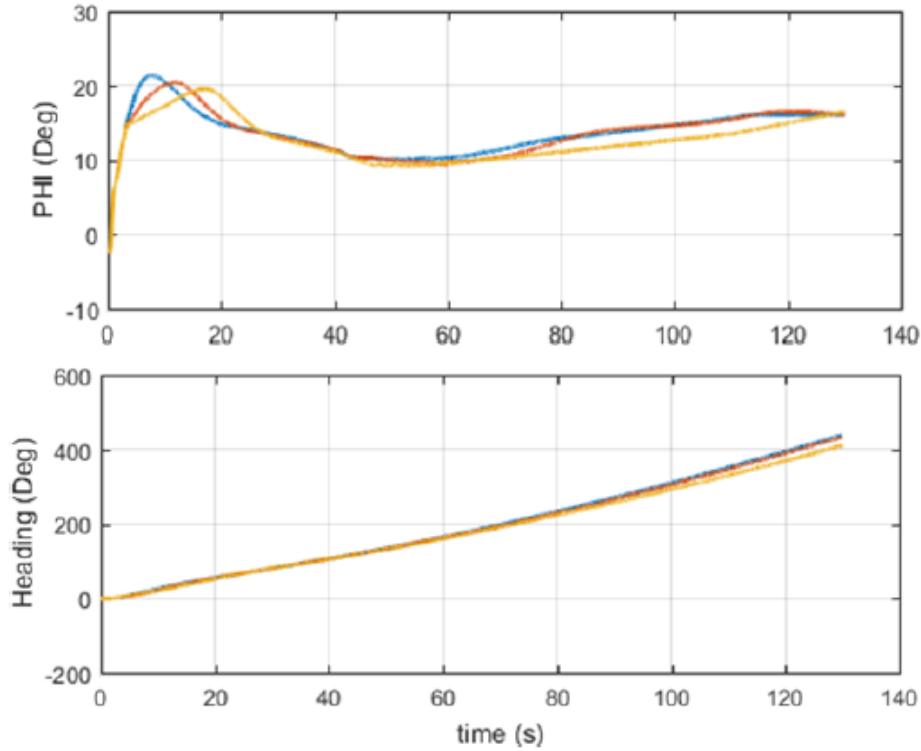


Fig. I.32: Virage à taux standard réalisé par le modèle d'activité pilote, en loi de commande RCAH, suivant des SSs de $10N/^\circ$ et $20 N/^\circ$

$$\delta DDL_0 = \sqrt{\frac{2c\Delta\Phi}{\Phi_{max}}} \quad (I-10)$$

Avec δDDL_0 la commande latérale du pilote sur le manche cyclique, $\Delta\Phi$ est la différence entre le roulis maximal Φ_{max} et Φ le roulis courant, c la vitesse du SS de retour au point neutre.

La Figure I.32 montre l'accomplissement de la tâche de vol du pilote sans aide (en bleu), du pilote avec l'aide d'un SS de gradient $5 N/^\circ$ (en rouge) et d'un SS de $20 N/^\circ$ (en jaune). La Figure I.41 représente les positions des SS et la commande latérale du pilote de la Figure I.32.

En analysant les deux figures, nous pouvons observer que les SS de gradients 5 et $20N/^\circ$ modifient la commande de manière différente :

1. Au début, le SS de droite est éloigné de la commande du pilote, mais vers $t = 4$ secondes, il se déplace vers la position du compensateur pour ramener le pilote. La logique de détection, basée sur les gradients de force, génère une modification de l'angle de roulis commandé, plus grande pour le SS de $20N/^\circ$ que pour celui de $5N/^\circ$.
2. Encore une fois, au milieu de la tâche, le SS de gauche se déplace vers le pilote. Il y a une interaction plus forte entre la commande pilote et le SS de $20N/^\circ$, que pour celui de gradient plus petit, ce qui permet de mieux suivre l'angle de roulis prescrit.

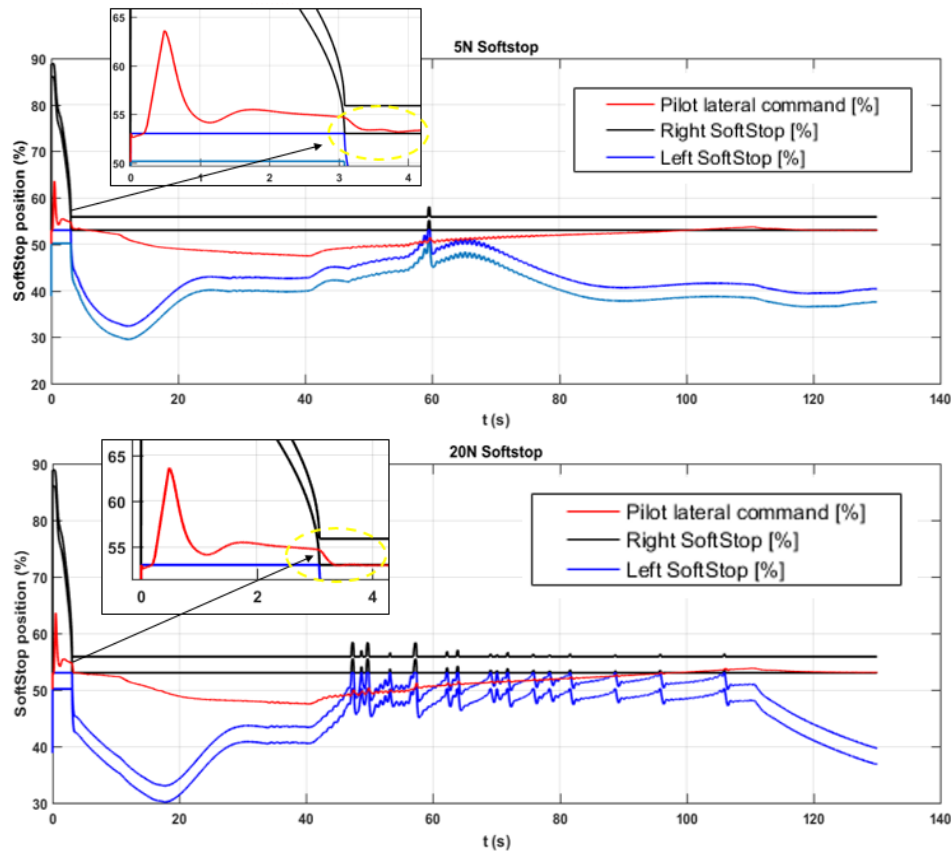


Fig. I.33: Commande latérale du pilote pour la tâche de virage à taux standard, en loi RCAH, et avec l'aide de SS de $10\text{N}/^\circ$ et $20\text{N}/^\circ$.

I.4 Mise en place et analyse d'une fonction haptique de protection de l'environnement de vol

Une fonction de limitation, cette fois-ci sur l'axe collectif, a été modélisée afin d'éviter les anneaux tourbillonnaires sur le rotor de l'hélicoptère. Pour concevoir cette fonction, deux paramètres ont été utilisés ; d'un côté la vitesse verticale de l'hélicoptère V_z , de l'autre le modèle ϵ créé dans le cadre d'une coopération entre l'ONERA et le DLR. De même, deux types de pilotages sur le collectif ont été envisagés ; en commande directe avec de la friction, ou en commande de pilotage évolué V_z avec une loi d'effort en fonction du déplacement.

I.4.1 Formation d'anneaux tourbillonnaires sur le rotor

Le phénomène d'anneaux tourbillonnaires est une condition aérodynamique très dangereuse pouvant arriver lors d'un vol en hélicoptère. Connu en anglais sous le nom de Vortex Ring State (VRS), il est souvent confondu avec un autre phénomène, le Settling with Power, qui lui n'est pas une condition aérodynamique, mais plutôt une condition de vol excédant la puissance disponible du moteur. En vol normal, que ce soit en montée, descente, ou croisière, le vent relatif traverse les pales du rotor principalement du haut vers le bas, tel qu'il est montré sur le premier dessin de la Figure I.34. En cas de VRS, un ensemble d'anneaux tourbillonnaires recouvre le rotor causant une perte importante de la portance (deuxième dessin de la Figure I.34). En descendant à une certaine vitesse, l'hélicoptère évolue dans le même vent relatif, qui est toujours dirigé vers le bas, mais une partie de cet air est expulsé radialement et réabsorbé à l'extérieur

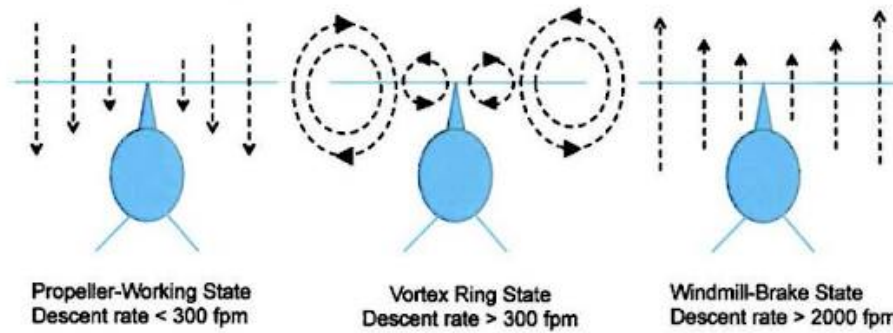


Fig. I.34: Les 3 états de fonctionnement d'un rotor : le mode de fonctionnement normal, l'état de formation d'anneaux tourbillonnaires, et finalement, l'état de Windmill Brake.

du rotor. Cette masse d'air est donc « recirculée ». A mesure que l'hélicoptère descende de plus en plus vite que ce vent relatif, ces anneaux tourbillonnaires deviennent de plus et plus établis et importants. Ceci cause une augmentation critique de l'angle d'attaque des pales, et en conséquence une diminution de la portance faisant l'hélicoptère tomber littéralement comme une pierre.

Pour que l'hélicoptère descende dans son propre vortex, il doit remplir trois conditions à la fois (valeurs typiques pour la plupart des hélicoptères) :

- Vitesse d'avancement inférieure à 30 nœuds
- Vitesse de descente de plus de 300 ft/min
- Puissance appliquée au rotor

Une fois en état de VRS, l'augmentation de la puissance avec le collectif, pour diminuer le taux de descente, ne ferait qu'augmenter la force des tourbillons et de la recirculation, aggravant encore plus le problème. Pour récupérer le contrôle, il faut diminuer la puissance en entrant en autorotation ou augmentant la vitesse d'avancement pour sortir du vortex. Néanmoins, l'autorotation prenant un temps et hauteur considérables, la technique utilisée est d'augmenter la vitesse d'avancement. De ce fait, le VRS reste un phénomène redouté par les pilotes. D'ailleurs, lors de notre entretien avec l'ingénieur d'essais en vol de la DGA, il a été cité comme un des phénomènes à pouvoir éviter avec des retours d'efforts (Table 8).

I.4.2 Modèles de calcul/estimation du VRS

La protection de l'hélicoptère de la formation d'anneaux tourbillonnaires sur son rotor peut se faire soit avec la limitation de la vitesse verticale V_z en fonction de la vitesse d'avance V_h , soit avec la limitation directe du phénomène de VRS. Si la première option s'avère plutôt simple du fait que les vitesses V_z et V_h sont disponibles sur FlightLab, la deuxième option, plus complexe mais plus précise, nécessite d'un modèle qui permette la prédiction du VRS.

a) Limitation du VRS avec le modèle ϵ

La modélisation de ce phénomène a été fait par l'ONERA lors d'une coopération avec le DLR. Ce modèle consiste dans le calcul d'un nombre ϵ qui exprime la proximité de l'hélicoptère à la région VRS (équation (I-11)),

$$\epsilon = \sqrt{\left(\frac{V_h}{kV_{i0}}\right)^2 + \left(\frac{V_z}{V_{i0}} + \frac{V_i}{2V_{i0}}\right)^2} \quad (\text{I-11})$$

V_h est la vitesse horizontale, V_z la vitesse verticale, V_{i0} la vitesse induite moyenne en vol stationnaire et V_i la vitesse induite moyenne du cas de vol et $k=4$ est un coefficient correctif issu des données expérimentales. Les valeurs $\epsilon \leq 0.25$ ont été retenues comme celles en zone de VRS. Enfin, V_{i0} est définie par (équation (I-12)),

$$V_{i0} = \sqrt{ZB} \quad (\text{I-12})$$

$$ZB = \frac{(masse * A_z) - (0.5 * \rho * S_{fuselage} * V_z^2)}{2 * \rho * S_{rotor}}$$

où *masse* est la masse de l'hélicoptère, A_z est l'accélération verticale, ρ est la masse volumique de l'air, $S_{fuselage}$ est la surface sous le fuselage, et S_{rotor} la surface du disque du rotor.

Ce modèle nécessite la vitesse induite du rotor, et même si FlightLab dispose des modèles de calcul de cette vitesse, elle s'avère très erronée à des fortes vitesses de descente. Néanmoins, l'ONERA a développé un modèle corrigé de la théorie de quantité de mouvement ("Momentum theory" en anglais) qui permet de calculer l'évolution de cette vitesse en fonction de la vitesse d'avancement longitudinale et verticale. La théorie des quantités de mouvement établie que (équation (I-13)),

$$l = \left(\frac{V_i}{V_{i0}} \right) \left[\frac{V_h^2}{V_{i0}} + \left(\frac{V_i}{V_{i0}} + \frac{V_z}{V_{i0}} \right)^2 \right] \quad (\text{I-13})$$

On constate sur cette équation que pour $V_z = -V_i$, et une vitesse d'avancement nulle $V_h = 0$, la vitesse induite tend vers l'infini (Figure I.35). Le modèle corrigé de l'ONERA connecte les deux branches divergentes de la théorie des quantités de mouvement et lui applique un coefficient correctif k pour s'ajuster aux données expérimentales mesurées sur la vitesse induite à cette région-là. En fait, ce coefficient correctif prend en compte les pertes visqueuses et celles causées par la non uniformité du transfert de moments, omises dans la théorie. La Figure I.36 montre le modèle issu de la théorie de la quantité du mouvement, le modèle "étendu" (sans le paramètre correctif k), le modèle corrigé (avec le paramètre k), et les données expérimentales.

b) Limitation du VRS avec des vitesses V_z

La limitation de la vitesse verticale $V_{z_{max}}$ en fonction de la vitesse d'avancement V_h , et exemplifié sur la Figure I.37, se fait selon la logique suivante,

- Une vitesse de descente maximale à proximité de la région de VRS $V_{z_{max}} = V_{z_{VRS}} + Marge$ pour une vitesse d'avancement $V_h \in [0; V_{h1_{VRS}}]$.
- Une intervalle de transition avec des vitesses $V_{z_{max}} \in [V_{z_{VRS}} + Marge; V_{z_{loipilotage}}]$ entre $V_h \in [V_{h1_{VRS}}; V_{h2_{VRS}}]$.
- Pas de limitation, autre que celle imposé par la loi de pilotage V_z . $V_{z_{max}} = V_{z_{loipilotage}}$ au-delà de $V_h = V_{h2_{VRS}}$.

Pour nos simulations $V_{z_{max}} = -2.5$ m/s, $V_{h1_{VRS}} = 15$ m/s, $V_{h2_{VRS}} = 20$ m/s et $V_{z_{loipilotage}} = -16$ m/s. Les valeurs pour ces vitesses ont été choisies en fonction du paramètre piloté (Commande Directe ou V_z) et du type de retour d'effort (Friction, ou Loi Nominale). Le critère pour fixer leurs valeurs a été, bien sûr, de ne pas dépasser la valeur $\epsilon \leq 0.25$.

I.4.3 Retour d'effort pour limiter le VRS

Le choix du retour d'effort pour la limitation de ce phénomène a été un SoftStop bas. La coopération ONERA-DLR ((29)) avait porté sur l'utilisation de retours d'effort sur le cyclique et le collectif pour avertir

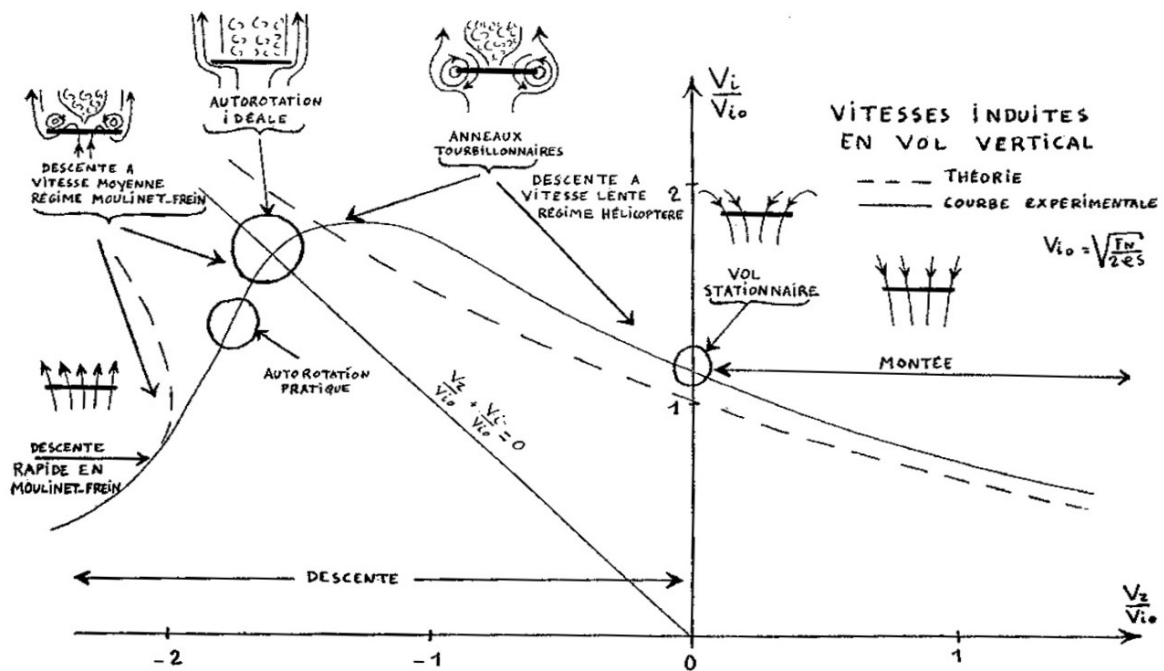


Fig. I.35: Vitesse induite (théorique et expérimentale) du rotor en fonction de la vitesse verticale, avec les différents états du flux d'air associés.

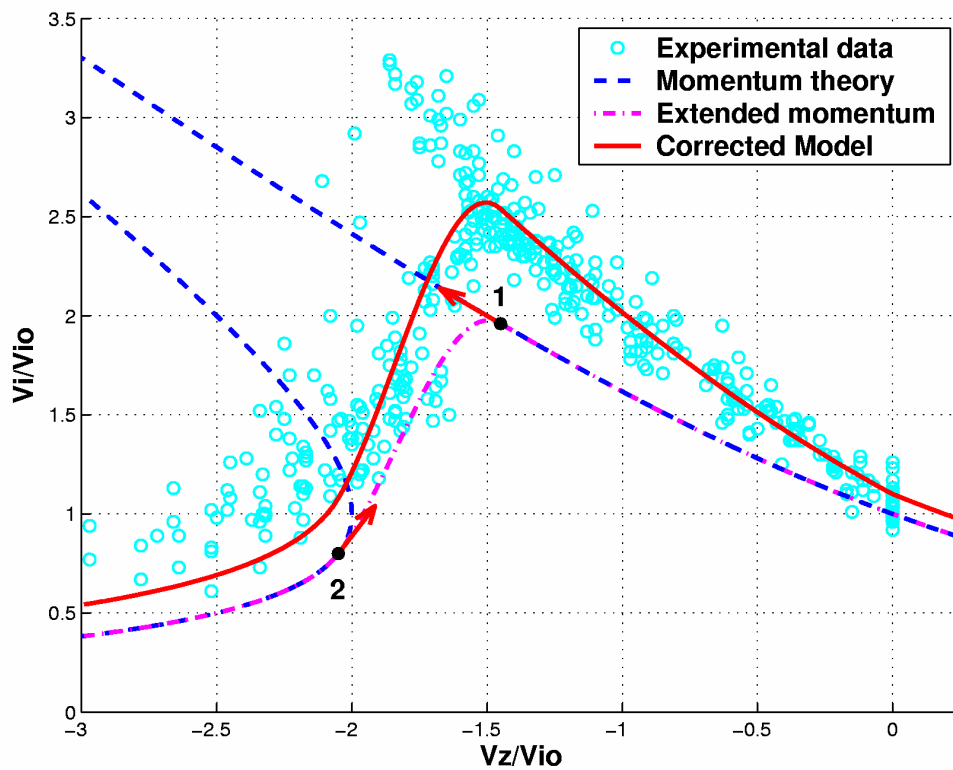


Fig. I.36: Théorie de la quantité du mouvement avec un modèle prolongé de cette théorie, les données expérimentales associées avec le modèle corrigé équivalent du modèle prolongé théorique.

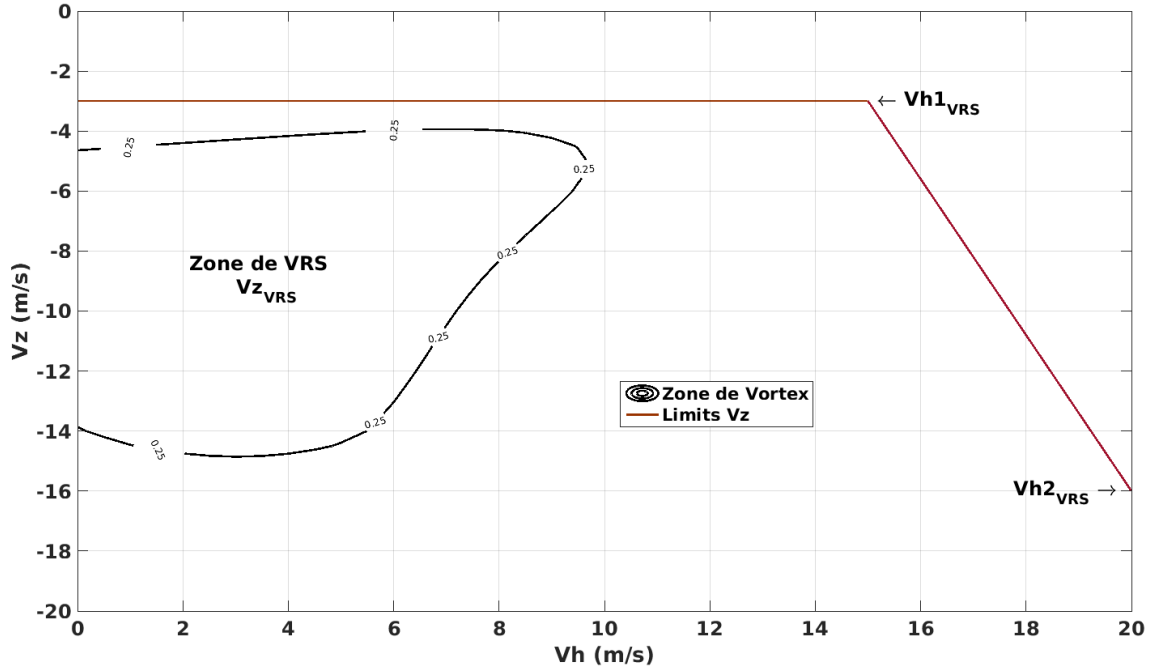


Fig. I.37: Représentation de la zone de vortex (contour en noir où $\epsilon \leq 0.25$) et le contour (en bordeaux) de la limitation de V_z .

de ce phénomène. Après différents essais, ils ont conclu que le SS du collectif restait le plus compréhensible pour les pilotes. La position du SS, en fonction de la limitation des paramètres ϵ et V_z/V_h , se fait grâce à un correcteur PID (équation (I-14)),

$$\delta SS = K_p * E + K_i * \int E dt + K_d * \frac{\partial E}{\partial t} \quad (\text{I-14})$$

avec E l'erreur du paramètre limité (équations (I-15) et (I-16)),

$$E = \epsilon_{max} - \epsilon \quad (\text{I-15})$$

ou,

$$E = V_{z_{max}} - V_z \quad (\text{I-16})$$

I.4.4 Limitation du VRS avec différentes lois de pilotage et différents paramètres limités

Plusieurs combinaisons de comportements en collectif et des paramètres limités pour le SoftStop ont été testés (Figure I.38). Le collectif a été testé en friction classique, mais avec la possibilité de générer des retours d'efforts, et en loi Nominale, avec un effort linéaire en fonction du déplacement du manche. Ces deux comportements ont été associés à une commande directe, ou à une commande de pilotage évoluée « maintien de V_z ». Enfin, à ces combinaisons viendront s'ajouter la possibilité de limiter le VRS avec le modèle de l'ONERA ϵ ou avec la limitation de V_z . Seule la combinaison « Loi d'effort Nominale avec commande directe » a été rejetée à cause de son manque d'intérêt. En effet, celle-ci nécessiterait que le pilote maintienne son effort tout le temps.

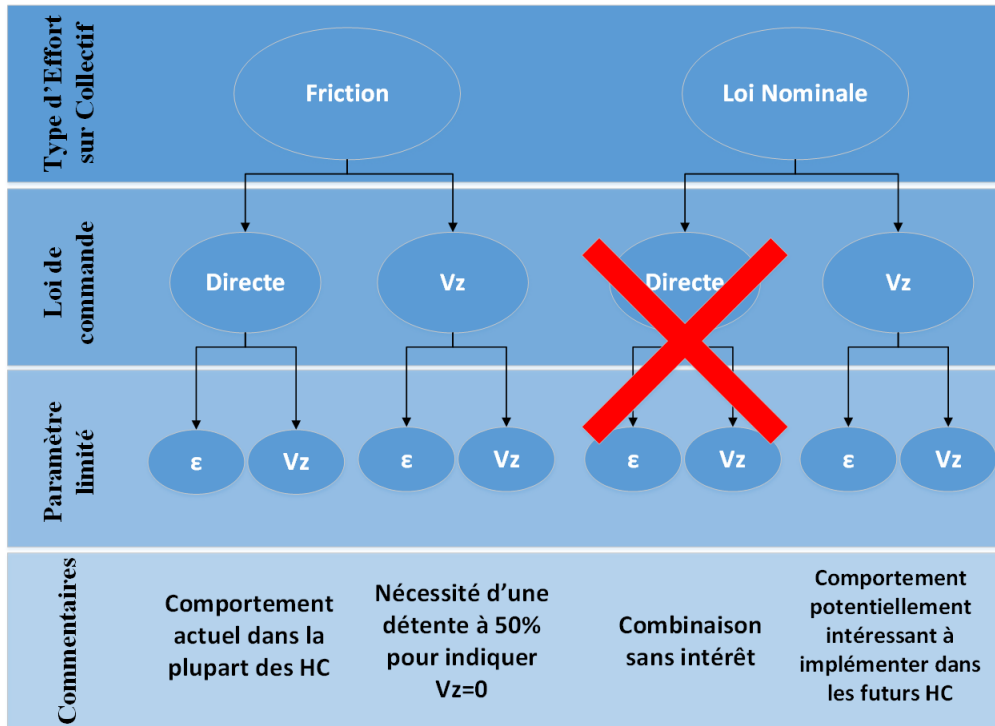


Fig. I.38: Différentes combinaisons possibles de limitation de VRS avec deux types d'effort sur le collectif (friction et loi nominale) et deux types de loi de pilotage (Directe ou Vz).

Les autres axes –longitudinal, latéral, lacet- sont aussi contrôlés par le modèle pilote, en loi Directe quand celle-ci est activée sur le collectif, ou en loi RCAH quand la loi de maintien en Vz est activée. Ces ensembles de cas ont été réalisés avec la boucle de génération haptique et avec le code de mécanique de vol FlightLab.

Le retour haptique utilisé sur le collectif pour prévenir le pilote est un SoftStop de longueur 1 °, ou 2.85%, et d'amplitude 20 N, soit un gradient de 20N/° ou 7N/%.

Le modèle pilote reçoit une consigne de décélération sur l'axe longitudinal, de 22 nœuds à 11 nœuds, en même temps qu'une consigne de descente sur pente γ sur l'axe vertical de la forme suivante (équation (I-17)),

$$Vz = Vx * \tan(\gamma) \quad (\text{I-17})$$

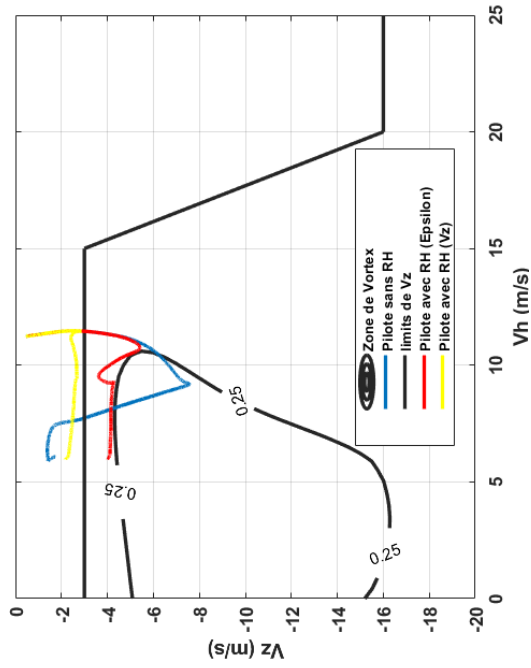
a) Effort de Friction avec commande Directe

Pour cette simulation, le modèle pilote reçoit une consigne de descente sur pente de $\gamma = 15^\circ$. Les différents axes de pilotage –longitudinal, latéral, collectif et lacet– sont contrôlés par le modèle pilote en loi Directe. Les efforts sur le manche cyclique sont de lois nominales avec un gradient de $QF = 1N/^\circ$ (ou $0.35N/\%$), et une friction au collectif, avec une valeur de friction statique de $Fo = 5$ N. Au total, trois simulations sont faites : une sans aucun retour d’effort, et deux avec des retour d’effort générés à partir de deux paramètres (ϵ et Vz). Les gains pilotes sont les mêmes pour ces 3 simulations, afin de pouvoir comparer les résultats.

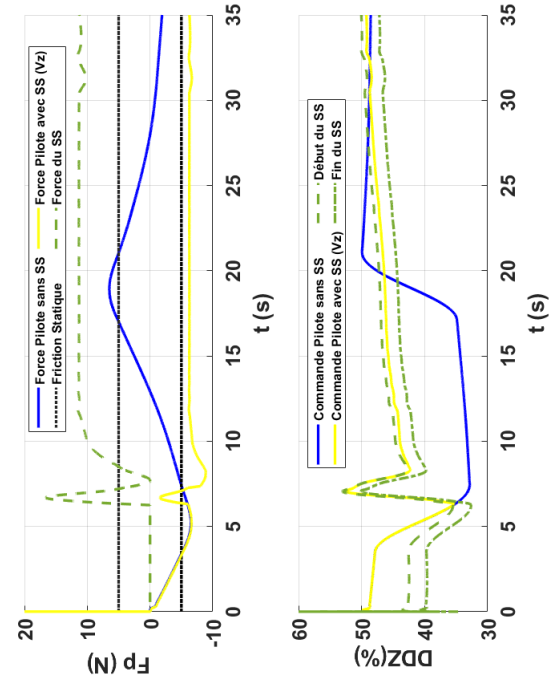
Les consignes de descente sur pente simultanées sur l’axe longitudinal et vertical de la Figure I.39a font que les pilotes dépassent la consigne verticale.

De ce fait, sur la Figure I.39b on peut observer comment le pilote sans SS rentre en zone de vortex. Pour les pilotes avec SS, même si les paramètres de celui-ci n’ont pas été étudiés et optimisés, il est possible de contourner la zone de vortex (pour le SS calculé à partir de ϵ) ou de limiter la vitesse Vz à -2.5m/s (pour le SS calculé à partir de Vz).

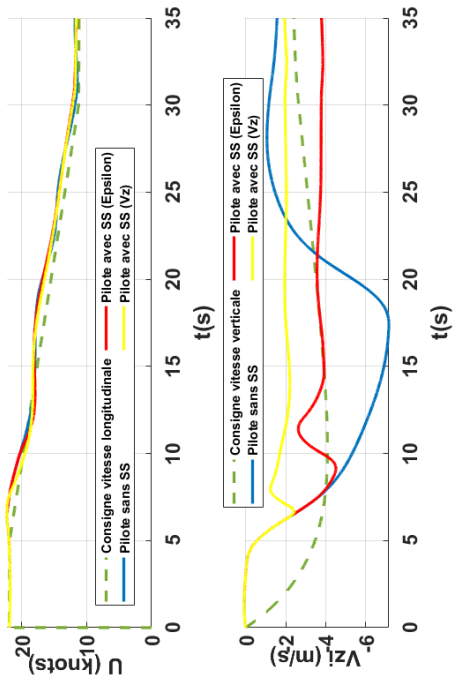
Les Figures I.39c et I.39d montrent la dynamique des deux SS limitant des paramètres différents et les commandes des pilotes. Le pilote sans SS applique une commande d’amplitude correcte sur le collectif, mais d’une durée trop grande, que lui fait rentrer en VRS. Les pilotes avec SS sont repoussés, évitant ainsi la zone de VRS. Le SS calculé à partir de ϵ est plus dynamique mais permette un marge de commande plus grande (environ 3.5% de commande) que le SS calculé à partir de la Vz . Ce dernier offre l’avantage d’être moins dynamique, et donc plus confortable pour que pilote puisse le suivre et s’appuyer dessus.



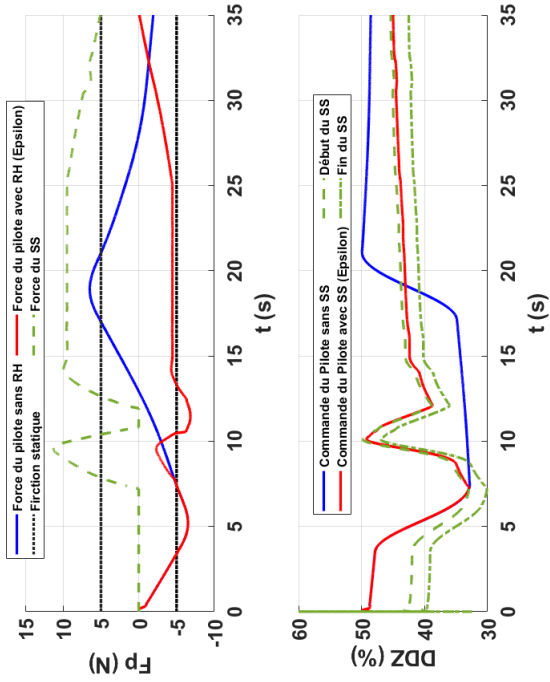
(b) Trajectoire en vitesse V_h et V_z des pilotes sans RH et avec RH (limitation ϵ et V_z) et zone de VRS ($\epsilon < 0.25$)



(d) En haut, forces du pilote sans et avec RH (limitation de V_z) et force du SS appliquées sur le collectif. En bas, positions du collectif et du SS.



(a) Vitesse d'avancement et verticale des pilotes sans et avec retour d'effort (limitation avec le modèle ϵ et le paramètre V_z)



(c) En haut, forces du pilote sans et avec RH (limitation de ϵ) et force du SS appliquées sur le collectif. En bas, positions du collectif et du SS.

Fig. I.39: Simulation de descente sur pente $\gamma = 15^\circ$, avec des commandes directes et friction sur le collectif.

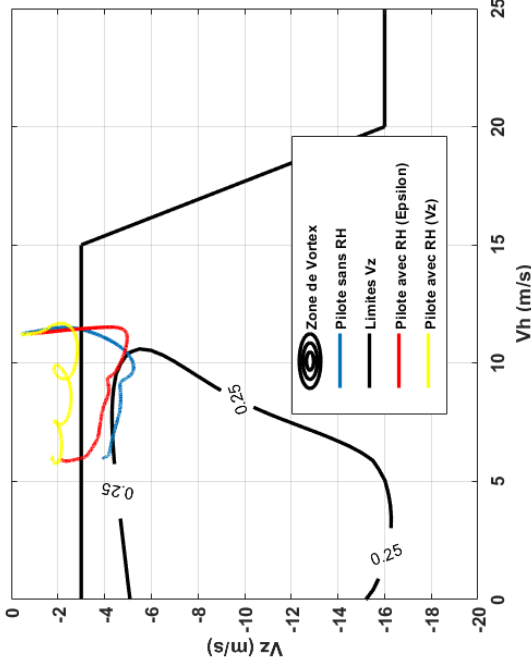
b) Effort de Friction avec commande en Vz

Pour cette simulation, le modèle pilote reçoit une consigne de descente sur pente de $\gamma = 17^\circ$. Les différents axes de pilotage –longitudinale, latéral et lacet- sont contrôlés par le modèle pilote en loi RCAH et le collectif en Vz. L'utilisation de ces commandes de pilotage évoluées améliore la précision du pilote aux commandes, ce qui rend plus compliqué de le faire entrer en vortex. De ce fait, il a été nécessaire d'augmenter la pente de descente. Les efforts sur le manche cyclique sont des lois nominales avec un gradient de $QF = 1N/^\circ$ (ou $0.35N/\%$), et une friction au collectif, avec une valeur de friction statique de $Fo = 5$ N. Au total, trois simulations sont faites : une sans aucun retour d'effort, et deux avec des retour d'effort générés à partir de deux paramètres (ϵ et Vz). Les gains pilotes sont les mêmes pour ces 3 simulations, afin de pouvoir comparer les résultats.

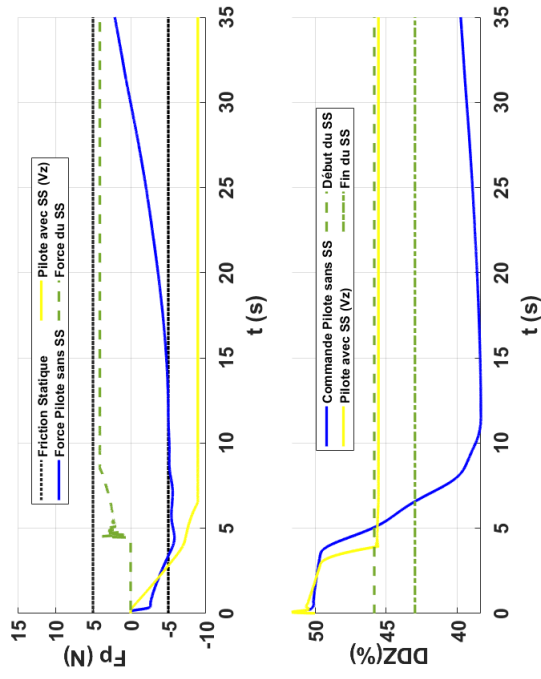
Les consignes de descente sur pente simultanées sur l'axe longitudinal et vertical de la Figure I.40a font que les pilotes dépassent la consigne verticale, sauf pour le pilote avec un SS calculé avec Vz.

Sur la Figure I.40b on peut observer comment le pilote sans SS rentre en zone de vortex, mais cette fois-ci très légèrement. En effet, l'utilisation de la commande en vitesse verticale apporte plus de précision (comparé à la commande directe). Les pilotes avec SS, même si les paramètres de celui-ci n'ont pas été étudiés et optimisés, arrivent à contourner la zone de vortex (pour le SS calculé à partir de ϵ) ou à limiter la vitesse Vz à -2.5m/s (pour le SS calculé à partir de Vz).

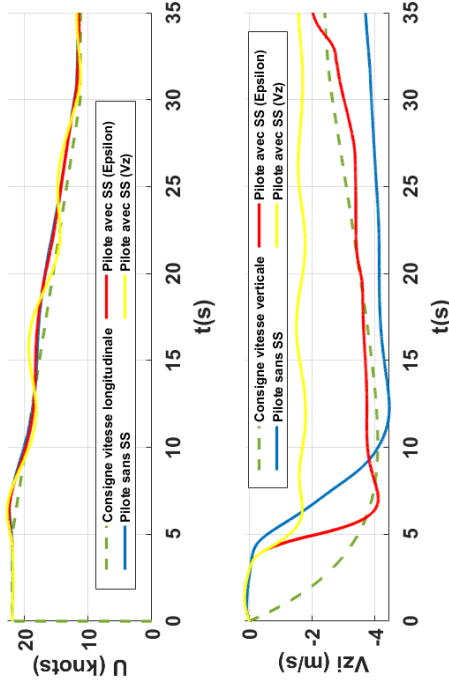
Les Figures I.40c et I.40d montrent la dynamique des deux SS limitant des paramètres différents et les commandes des pilotes. Le pilote sans SS applique une commande d'amplitude correcte sur le collectif, mais d'une durée trop grande, que le fait rentrer en VRS. Les pilotes avec SS sont repoussés, évitant ainsi la zone de VRS. Le SS calculé à partir de ϵ est plus dynamique mais permet un marge de commande plus grande que le SS calculé à partir de la Vz, qui lui est fixe. En effet, une vitesse en Vz correspond à une position concrète sur le manche.



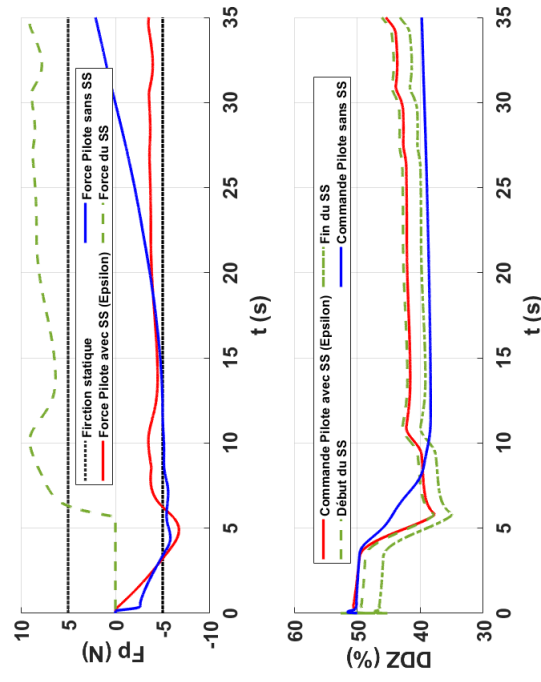
(b) Trajectoire en vitesse V_h et V_z des pilotes sans RH et avec RH (limitation ϵ et V_z) et zone de VRS ($\epsilon < 0.25$)



(d) En haut, forces du pilote sans et avec RH (limitation de V_z) et force du SS appliquées sur le collectif. En bas, positions du collectif et du SS.



(a) Vitesse d'avancement et verticale des pilotes sans et avec retour d'effort (limitation avec le modèle ϵ et le paramètre V_z)



(c) En haut, forces du pilote sans et avec RH (limitation de ϵ) et force du SS appliquées sur le collectif. En bas, positions du collectif et du SS.

Fig. I.40: Simulation de descente sur pente $\gamma = 17^\circ$, avec commande en V_z et friction sur le collectif.

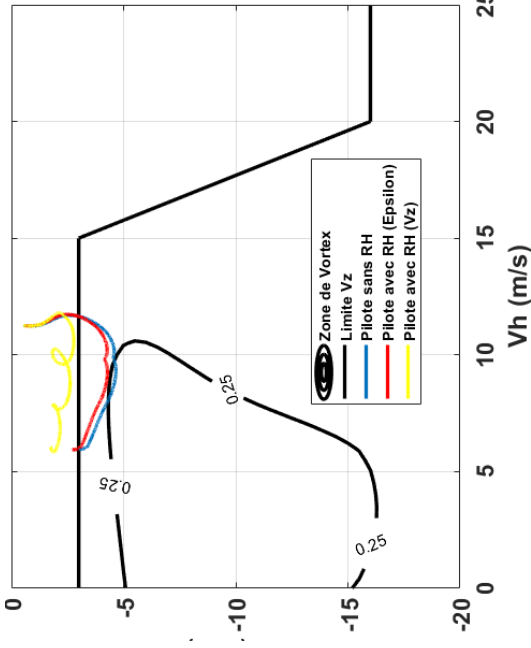
c) Effort Nominal avec maintien de Vz

Pour cette simulation, le modèle pilote reçoit une consigne de descente sur pente de $\gamma = 25^\circ$. Les différents axes de pilotage –longitudinal, latéral et lacet– sont contrôlés par le modèle pilote en loi RCAH et le collectif en Vz. Les efforts sur le manche cyclique et collectif sont des lois nominales avec un gradient de $QF = 1N/^\circ$ (ou $0.35N/\%$). L'utilisation de ces commandes de pilotage évoluées améliore la précision du pilote aux commandes, ce qui rend plus compliqué de le faire entrer en vortex. De ce fait, il a été nécessaire d'augmenter la pente de descente. Au total, trois simulations sont faites : une sans aucun retour d'effort, et deux avec des retours d'effort générés à partir de deux paramètres (ϵ et Vz). Les gains pilotes sont les mêmes pour ces 3 simulations, afin de pouvoir comparer les résultats. De plus, dans ce cas en particulier, le modèle d'activité pilote est saturé à 50% du SoftStop. Cela correspond au point de détection du gradient d'effort. Sur les figures I.41c et I.41d on observe des variations d'effort et de commande autour de ce point, tel qu'un pilote réel ferait.

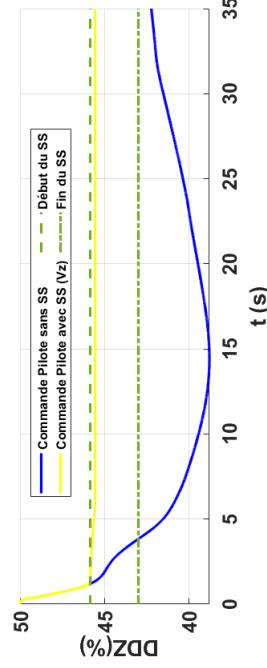
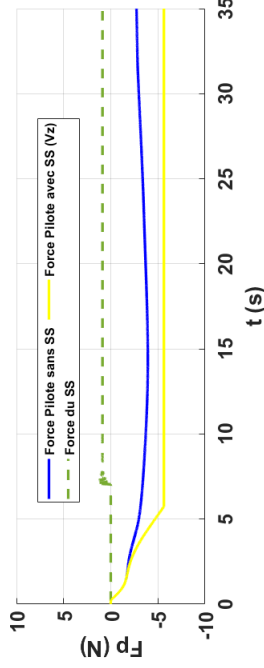
Les consignes de descente sur pente de la Figure I.41a sont mieux suivies, cette fois-ci, par le pilote sans SS. En revanche, on peut constater que le pilote avec un SS calculé à partir de ϵ et Vz n'arrive pas à suivre la consigne à cause du SS qui leur empêche. En particulier, le pilote avec un SS calculé à partir de ϵ se retrouve avec un vitesse verticale pas très constante.

Sur la Figure I.41b on peut observer comment le pilote sans SS rentre en zone de vortex, encore très légèrement du fait de la précision de la commande en Vz. Les pilotes avec SS, même si les paramètres de celui-ci n'ont pas été étudiés et optimisés, arrivent à contourner la zone de vortex (pour le SS calculé à partir de ϵ) ou de limiter la vitesse Vz à -2.5m/s (pour le SS calculé à partir de Vz).

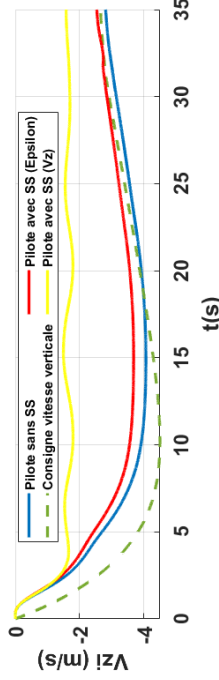
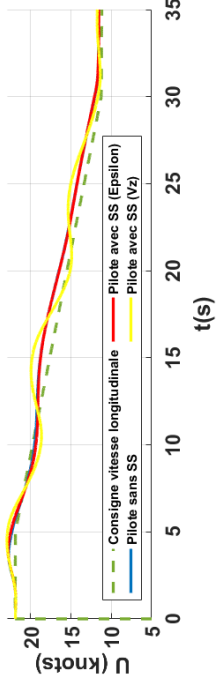
Les Figures I.41c et I.41d montrent la dynamique des deux SS limitant des paramètres différents et les commandes des pilotes. Le pilote sans SS applique une commande qui lui fait rentrer en VRS. Les pilotes avec SS sont repoussés, évitant ainsi la zone de VRS. Le SS calculé à partir de ϵ montre une dynamique très agitée mais permettent un marge de commande plus grande que le SS calculé à partir de la Vz, qui lui est fixe. En effet, une vitesse en Vz correspond à une position concrète sur le manche.



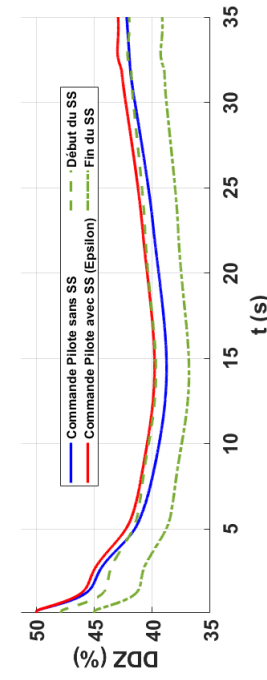
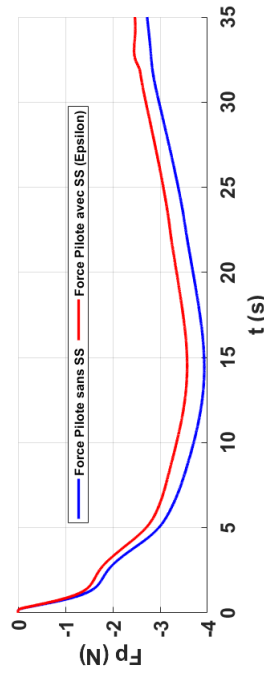
(b) Trajectoire en vitesse V_h et V_z des pilotes sans RH et avec RH (limitation ϵ et V_z) et zone de VRS ($\epsilon < 0.25$)



(d) En haut, forces du pilote sans et avec RH (limitation de V_z) et force du SS appliquées sur le collectif. En bas, positions du collectif et du SS.



(a) Vitesse d'avancement et verticale des pilotes sans et avec retour d'effort (limitation avec le modèle ϵ et le paramètre V_z)



(c) En haut, forces du pilote sans et avec RH (limitation de ϵ) et force du SS appliquées sur le collectif. En bas, positions du collectif et du SS.

Fig. I.41: Simulation de descente sur pente $\gamma = 25^\circ$, avec commande en V_z et effort nominal sur le collectif.

d) Conclusions des différents cas de simulation

Les rapides constatations qu'on peut tirer de cette simulation sont :

1. Les SoftStops calculés à partir du paramètre ϵ ont une dynamique plus agitée que ceux calculés à partir de Vz. En revanche, ils apportent une marge de commande supérieur aux SS calculés à partir de Vz. Pour un vol civil, un SS calculé à partir de Vz semblerait convenir mieux du fait des marges de commandes plus restreintes et une dynamique plus lente, alors que pour un vol militaire où les exigences de vol sont plus grandes, des marges de vol plus importantes seraient plus nécessaires et un SS calculé à partir de ϵ conviendrait peut être mieux.
2. En termes de commande de pilotage, la loi de pilotage évoluée Vz apporte une précision plus importante au pilote. En termes d'efforts, une loi nominale pour la commande Vz semble elle aussi apporter plus de précision en évitant des grands dépassements contrairement à une friction classique.

Synthèse du Chapitre

Les différentes fonctions haptiques utilisées sur ASSU ont jusqu'à maintenant été conçues de manière expérimentale. Afin de changer cela,

- Une boucle de pilotage hélicoptère permettant la génération des retours haptiques et leur transmission à un modèle pilote a été développée.
- Une expérience de détection haptique sur ASSU, ainsi que des modifications sur des modèles d'activité pilote ont été réalisés afin de modéliser de façon réaliste la détection et le comportement d'un pilote humain.
- Une fonction haptique d'aide au pilotage (virage IFR à taux standard) et une fonction de protection de l'environnement de vol (VRS) ont été développées avec la boucle.

Si la boucle FlightLab a permis le développement des fonctions haptiques, elle ne permet en aucun cas la paramétrisation optimale de celles-ci. Pour cela, un ensemble de critères définissant la dynamique souhaitable des différents retours d'effort sont nécessaires.

Chapitre II

Paramétrisation d'une fonction de protection par la mise en place d'une méthode et des critères d'optimisation

Objectifs du Chapitre

L'objectif de ce deuxième chapitre est d'**optimiser** les **paramètres** d'une fonction haptique (évitement de vortex) grâce à la boucle de pilotage et génération haptique présentée au chapitre précédent. Pour réaliser ceci, il faudra

- Lister et sélectionner les paramètres de vol ou hélicoptère qui pourraient agir sur le comportement du SS.
- Définir des critères mathématiques à minimiser sur ces paramètres. Ces critères devraient traduire le comportement souhaité par un SS.
- Mettre en place une méthode d'optimisation qui tient compte des différents critères et paramètres à optimiser.

Sommaire

II.1 Identification et énonciation du problème d'optimisation haptique	55
II.1.1 Sélection des critères techniques et haptiques d'optimisation	55
II.1.2 Mise en place des méthodes d'optimisation algorithmique	57
II.1.3 Développement d'une méthode d'optimisation graphique	59
II.2 Identification des efforts maximaux sur ASSU collectif	61
II.2.1 Protocole expérimental	61
II.2.2 Population expérimentale	63
II.2.3 Analyse des données	63
II.2.4 Discussions et Conclusions	76
II.3 Identification des vitesses maximales ressenties sur ASSU collectif	78
II.3.1 Protocole expérimental	78
II.3.2 Population expérimentale	80
II.3.3 Analyse des données	80
II.4 Optimisation des paramètres haptiques via la boucle hors-ligne	94
II.4.1 Critère J1	95

II.4.2 Critère J2	98
II.4.3 Critère J3	100

II.1 Identification et énonciation du problème d'optimisation haptique

L'évaluation et l'optimisation des différents retours d'efforts est difficilement dissociable des performances intrinsèques du manche actif considéré. Autrement dit, trouver les paramètres optimaux d'une fonction dépendra des capacités du manche utilisé. Dans notre boucle de simulation hors-ligne ces performances manche sont cachés par un modèle simple et continu de deuxième ordre. Dans la pratique ces retours haptiques, envoyés aux pilotes dans le simulateur, seront limités par les capacités des ASSU utilisés.

Dans le cadre de cette thèse, l'objectif principal est la définition de critères de mise au point des fonctions haptiques, différents des exigences de performance des manches qui sont de l'intérêt du fabricant. Néanmoins, les expériences faites sur simulateur pour optimiser des paramètres, tels que l'effort et la vitesse maximaux des SS (voir Sections II.2 et II.3), ont permis de justifier les spécifications actuelles du manche.

Pour la mise en place de ces critères, nous avons pris comme référence la fonction d'évitement de Vortex. Les raisons s'expliquent par le fait que l'ONERA dispose déjà une certaine expérience sur ce type de fonction, et aussi par le fait que nous l'avons déjà mise en place sur la simulation hors ligne.

II.1.1 Sélection des critères techniques et haptiques d'optimisation

Dans un premier temps, nous avons cherché à lister les différents critères, ou plutôt moyens, utilisés dans la littérature pour la mise en place des fonctions haptiques. Il s'agit notamment des **paramètres subjectifs** mesurables au travers de questionnaires qui quantifient la charge de travail (the NASA TLX, ou Cooper-harper Workload Scale (41)), la confiance humaine face à des systèmes automatiques (the SHAPE Automation Trust Index, or SATI (42)), ou encore de l'acceptabilité d'un système par le pilote (the Acceptance Scale (43)), ou les qualités de vol d'un appareil (the Cooper-Harper rating scale (44)).

Ensuite, nous avons défini tous les possibles **critères** qui pourraient être mesurés de manière **objective** lors de l'utilisation d'une fonction haptique. Par exemple, la performance (erreur) d'une telle fonction, son écart maximal par rapport à une valeur de consigne, ou encore l'effort ou le débattement de commande appliqués par le pilote.

Nous avons catégorisé cette liste de critères en fonction de la nature des données :

- **Critères Objectifs** : issus des paramètres facilement mesurables sur les données collectées sur l'hélicoptère et le manche (variables continues).
- **Critères Subjectifs** : issus des paramètres, qui souvent sont estimés ou catégorisés avec des échelles (variables discrètes).

Et aussi en fonction de la source des données,

- **Paramètres de vol** : issus de l'analyse de paramètres en lien avec la tâche de vol.
- **Paramètres humains** : issus de l'analyse des données pilote.

Le Tableau II.1 montre une liste des possibles critères pour chacune des catégories. Néanmoins, cet ensemble d'idées n'est que la dernière étape pour arriver à définir correctement les critères nécessaires. La première des étapes est de définir les comportements attendus et ceux indésirables pour la fonction de protection du phénomène de Vortex. Pour cela, il a suffi de faire une batterie de tests avec la boucle hors ligne et en simulateur, faisant varier tous les paramètres possibles de manière progressive. Ces tests nous ont permis de définir 5 **comportements** souhaitables (voir Figure II.1) :

1. Une impossibilité de dépasser la valeur limite définie. Dans notre cas, l'entrée en VRS est définie pour des valeurs $\epsilon \leq 0.25$.

	Objectifs	Subjectifs
Paramètres de vol	Tâche de pilotage Erreur = Paramètre commandé - Paramètre courant - Performance de la tâche - Écart maximal de la consigne du Paramètre - Intégrale de l'erreur - Temps de réalisation de la tâche	Charge de travail - Bachelder (45)
Paramètres humains	Physiologiques - Force maximale appliquée - \sum Forces appliquées - Fréquence de commande - Amplitude de commande - Dynamique des commandes (vitesse accélération) - Puissance à fournir durant la tâche	Psychologiques Acceptation/Confiance du pilote Conscience de la situation Qualités de vol

Table II.1: Tableau sommaire des différents critères utilisables pour l'optimisation du RH.

2. Une erreur statique la plus petite possible. Cette erreur est définie comme la différence entre le paramètre à limiter et sa valeur limite.
3. Une dynamique de 1er ordre est souhaitée, face à des comportements de type 2ème ordre avec des overshootings (ou dépassements) sur la commande.
4. Une dynamique ni trop rapide ni trop lente, avec des vitesses d'impact et d'éloignement limitées.
5. Une possibilité de dépasser le gradient d'effort (en l'occurrence un SS), sans générer des grands dépassements sur la commande.

Ces différents **comportements** sont obtenus avec une certaine configuration des paramètres du ASSU et de la boucle de génération haptique. Nous avons cherché à associer ces différents comportements aux différents **paramètres du ASSU**. Ainsi, comme il est montré sur la Figure II.2, les coefficients de régulation de la fonction (K_p , K_i , K_d) sont associés à la dynamique du retour d'effort que le pilote ressent sur sa commande (comportement 3 et 4). Ces coefficients de régulation sont aussi associés au dépassement du ou des paramètres à limiter (comportement 1 et 2). Quand il s'agit d'éviter des forts à-coups lors d'un dépassement volontaire du SS par le pilote (comportement 5), il faudra correctement limiter le gradient du SS et sa vitesse d'impact. D'un autre côté, le gradient d'effort devra être suffisamment fort afin que le pilote le détecte et pour qu'il le dépasse le minimum possible. Des possibles **critères** pour ces paramètres à optimiser ont été listés sur la Figure II.2. Si cette démarche peut sembler non nécessaire, ne pas définir à priori ce trio, comportement souhaité - paramètre à optimiser - critère d'optimisation, a été une des raisons pourquoi les méthodes d'optimisation algorithmique n'ont pas abouti.

Certains des critères de la Figure II.2 peuvent être calculés directement sur notre boucle de pilotage hors ligne (on les appellera critères techniques); alors que d'autres devront être calculés avec des pilotes sur le simulateur de vol (des critères haptiques). En effet, notre modèle d'activité pilote n'intègre pas les différentes limitations physiques qu'un humain a, comme des efforts maximaux, ou de la fatigue. Il ne dispose pas non plus des critères d'acceptation, comme celle des pilotes réels quand il sont impactés par un SS à une vitesse trop importante. C'est pour cette raison que nous avons cherché à identifier les efforts optimaux des retours d'efforts sur l'axe du collectif, ainsi que les vitesses de déplacement optimales des SS lors de deux expériences sur simulateur (voir Section II.2 et II.3).

Les paramètres de régulation de la fonction (gains PID) seront optimisés par des critères techniques (comme par exemple l'erreur sur ϵ). Pour optimiser des paramètres, il faut des critères mais aussi une méthode

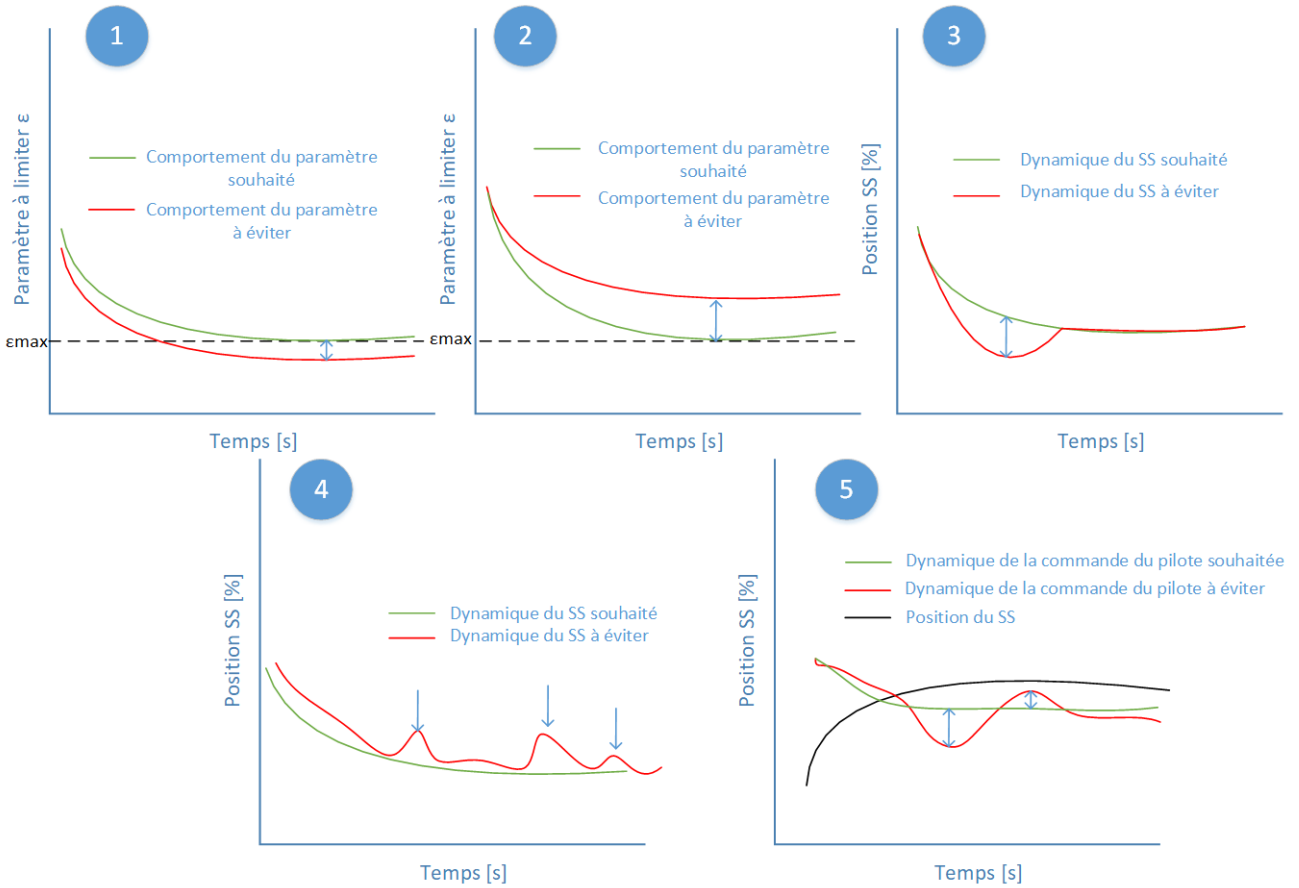


Fig. II.1: Comportements souhaitables sur la dynamique du paramètre à limiter et la dynamique du SS.

d'optimisation. Dans un premier temps, nous avons opté pour des méthodes d'optimisation algorithmiques (Section II.1.2), mais malheureusement celles-ci n'ont pas convergé. De ce fait, une méthode graphique a été développée dans la Section II.1.3. Cette méthode a permis de converger vers une région de valeurs souhaitables ou optimaux.

II.1.2 Mise en place des méthodes d'optimisation algorithmique

Dans un premier temps, l'approche choisie a été d'intégrer les n paramètres ou critères définis ci-dessus dans une fonction coût, pondérés par des coefficients C_n selon l'importance du critère en question. Ainsi, nous pourrions imaginer une telle fonction (équation (II-1)) basée sur l'erreur du paramètre de la tâche principale (TP), ainsi que d'autres erreurs secondaires sur des paramètres de la tâche de pilotage (TS), et des paramètres du pilotage à minimiser (P),

$$J = \int C_1 f_1[e_{TP}] + C_2 f_2[e_{TS}] + C_3 f[P] \tag{II-1}$$

Néanmoins, trouver une pondération juste pour les différents critères vient s'ajouter au, déjà pas simple, problème d'optimisation. Nous avons donc choisi de pondérer les différents critères de la même manière ($C_n = 1$). Nous sommes partis d'un J formé d'un seul critère, et au fur et à mesure on l'a modifié pour un créer une somme de différents critères. Aucun de ces essais n'a eu de résultats concluants.

Face à la résolution d'un problème d'optimisation, il est essentiel de bien identifier correctement à quelle

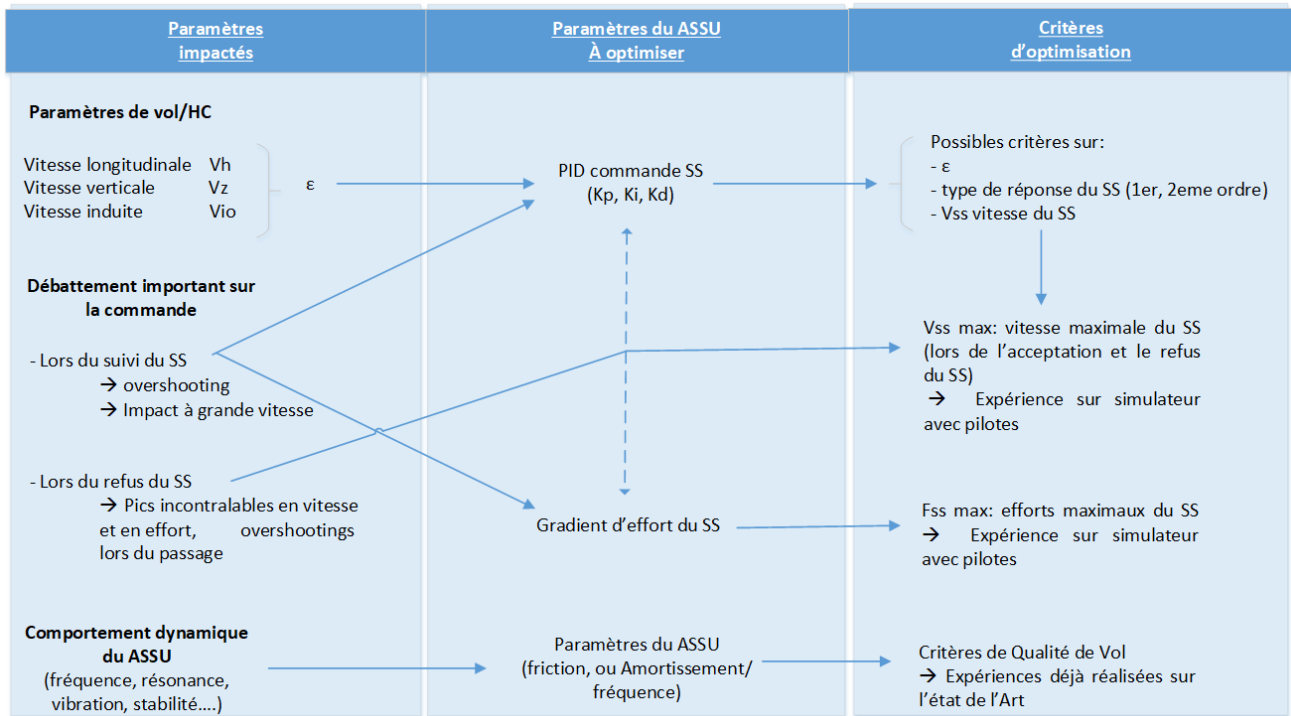


Fig. II.2: Association des paramètres à optimiser aux paramètres de vol impactés, et les critères envisagés pour obtenir les comportements souhaités.

catégorie ce problème appartient. Le tableau II.2 montre la classification faite de notre problème d'optimisation. Après cette classification, il nous a semblé raisonnable d'évaluer les différents critères J_1, J_2, J_n séparément. Pour les problèmes d'optimisation de type multi objectif, la méthode de résolution la plus connue est basée sur l'utilisation de front de Pareto. Un optimum au sens de Pareto est défini comme un point de l'espace des paramètres qui optimise un des critères, mais au-delà duquel on ne peut se déplacer sans dégrader un ou plusieurs autres critères : il s'agit donc de trouver le meilleur compromis. On ne cherche donc pas une solution unique, mais un ensemble de solutions représentées par le front de Pareto, constitué de l'ensemble de ces points. Nous avons créé des groupes de critères deux par deux, avec un ou plusieurs paramètres à optimiser en même temps.

A ce stade des travaux, nous cherchions à optimiser tous les paramètres possibles du ASSU. Nous justifierons plus bas que ceci a été une erreur. Ces paramètres étaient : l'amortissement et la fréquence du manche, ainsi que l'amplitude du SoftStop et le gradient de la loi nominale (QF), et la dynamique du SS.

Seulement, après un nombre très important d'essais, cet algorithme n'a pas permis de trouver des compromis optimaux pour les couples de critères choisis. Les raisons de cet échec n'ont été comprises qu'à la fin des travaux de cette thèse. Elles se résument selon les points suivants :

a) Formulation des critères d'optimisation et de ses bornes

Ce problème d'optimisation est loin de ressembler à un problème mathématique avec des critères et bornes facilement définissables. Au contraire, il s'agit d'un problème applicatif où la mécanique du vol de l'appareil vient se mêler à l'aspect applicatif et humain de l'ASSU. Ainsi, chaque critère et ses bornes ont été redéfinis des dizaines de fois avant de prendre en compte tous ces différents aspects. Ainsi, par exemple pour un critère qui mesure la vitesse d'impact du SS contre la commande du pilote, il faut prévoir qu'il y aura des points de calcul où le pilote ne rentrera pas en contact avec le SS, d'autres où les paramètres testés

Classification du problème	Arguments
Continu	Les variables à optimiser (Fréquence, Amortissement...) peuvent prendre n'importe quelle valeur, ce sont des réels.
Non linéaire	Il s'agit de la nature de la fonction à optimiser. Dans notre cas, c'est un boucle de pilotage hélicoptère comprenant différents modèles, et qui sont loin d'être linéaires.
Multi objectif	Nous avons différents critères avec un compromis à rechercher pour l'optimisation des variables.
Stochastique	Les données ne sont pas connues parfaitement, car elles sont issues d'un modèle de simulation de pilotage, et formé par des modules qui ne sont pas 100% représentatifs de la réalité.
Avec des contraintes	Car nous pouvons, de par l'expérience, définir des bornes des valeurs possibles à nos variables à optimiser

Table II.2: Caractérisation du problème d'optimisation des paramètres du ASSU.

amèneront à la perte de contrôle de l'appareil, ou encore d'autres qui rendront la boucle de pilotage instable.

Lors de l'utilisation d'une méthode algorithmique, il est compliqué de savoir si ces critères ont été correctement définis. En effet, il s'agit d'une sorte de boîte noire qui ne nous montre pas comment ces critères évoluent avec les différents paramètres. Il était peu probable qu'on arrive à définir ces critères et ses bornes aux premiers abords avec une méthode d'optimisation algorithmique.

b) Identification des comportements souhaités, des paramètres à optimiser, et des critères d'optimisation

Une des erreurs commises avec ces algorithmes a été d'essayer d'optimiser des paramètres avec des critères qui n'ont pas forcément un lien direct. Par exemple, nous avons essayé de minimiser le critère de l'erreur sur ϵ pour optimiser les paramètres correspondant à la dynamique du ASSU (amortissement et fréquence, ou friction). Ces essais n'ont pas permis à la méthode basée sur les fronts Pareto de trouver des valeurs ou des régions avec des valeurs minimales. Certainement, lors de la recherche de ces minimaux locaux, l'algorithme n'a pas pu trouver une tendance dans l'évolution du critère sur ϵ avec les paramètres du manche.

c) L'utilisation de la boucle de pilotage HC simplifiée

La mise en place des différents algorithmes testés, parmi lesquels la méthode Pareto, a été faite sur la boucle de simulation hors ligne simplifiée. Cela a été fait dans le but de simplifier sa programmation. Mais les modules qui composent cette boucle simplifiée sont très limités et parfois pas assez représentatifs de leur dynamique réelle. Ceci a sans doute contribué au fait que les algorithmes n'arrivent pas à trouver des régions avec des minima locaux.

II.1.3 Développement d'une méthode d'optimisation graphique

Face aux problématiques définies ci-dessus, nous avons décidé d'utiliser une autre méthode d'optimisation. Les spécifications de la nouvelle méthode à utiliser sont : la possibilité d'utiliser plus de deux critères, et surtout la possibilité de voir les tendances de ces critères pour vérifier leur définition correcte.

La méthode la plus simple remplissant ces spécifications est une représentation graphique des critères en fonction des paramètres. L'espace 3-D limite ce type de représentation à une surface avec un maximum de deux paramètres $J = f(P_1, P_2)$. Cela n'a pas été une limitation pour l'optimisation des paramètres de régulation de la fonction d'évitement VRS (K_p, K_i, K_d) dans la Section II.4. A l'issue de chaque

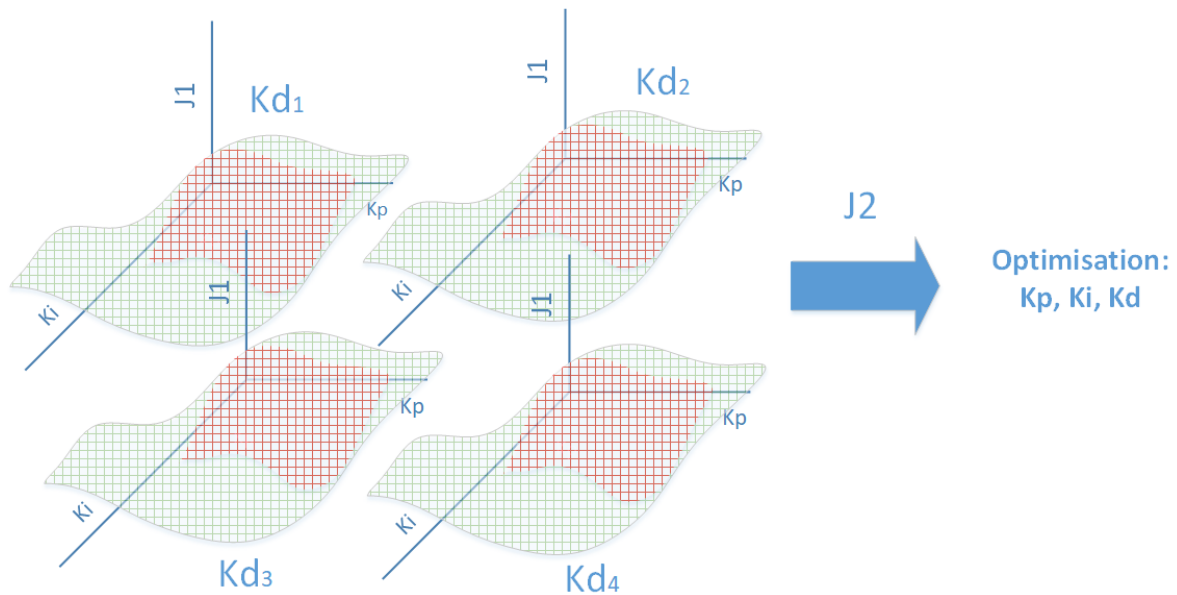


Fig. II.3: Principe de la méthode graphique d'optimisation grâce à deux critères.

représentation, on obtient une région ou un point minimisant le critère. La convergence des résultats des différents critères nous amène finalement à un seul point optimal. Dans la pratique, l'optimisation des gains PID se fait dans l'ordre suivant : K_p , K_i , K_d , et éventuellement K_p à nouveau. Pour notre problème, nous avons utilisé un premier critère J_1 pour séparer l'espace des K_p, K_i possibles pour chaque K_d . La minimisation d'un deuxième critère J_2 vient ensuite optimiser K_d (voir Figure II.3).

Pour chaque paramètre à optimiser (K_p , K_i , K_d) il faut définir un intervalle et un nombre de points n de calcul. Plus l'intervalle est grand, plus n devra l'être aussi si on veut obtenir un pas de calcul petit, et donc un plus grande précision. Cette méthode nécessite, comme une méthode algorithmique d'ailleurs, une idée à l'avance du domaine de recherche. Si ce n'est pas le cas, on peut s'attendre à un temps de calcul vraiment important.

II.2 Évaluation des critères haptiques via l'expérimentation sur simulateur : Identification des efforts maximaux sur ASSU collectif

II.2.1 Protocole expérimental

Une méthode expérimentale, consistant en une tâche de suivi de consigne, a été mise en place sur le simulateur PycsHel équipé des mini manches actifs de la société allemande Wittenstein. Le protocole consiste en deux exercices (notés N°1 et N°2) qui à leur tour sont composés de 6 séries d'efforts sur le collectif, allant de 10N à 60N.

Sur cette expérience, le sujet est assis à la place pilote, avec l'interface de la Figure II.4 affichée sur le cockpit du simulateur PycsHel. Sur cette interface, des jauges pour chaque axe de pilotage sont représentées (collectif, cyclique longitudinal, cyclique latéral, et palonnier). Les consignes à suivre, sur le collectif et le longitudinal, sont indiquées par un triangle, alors que les positions des manches sont indiquées par un trait horizontal.

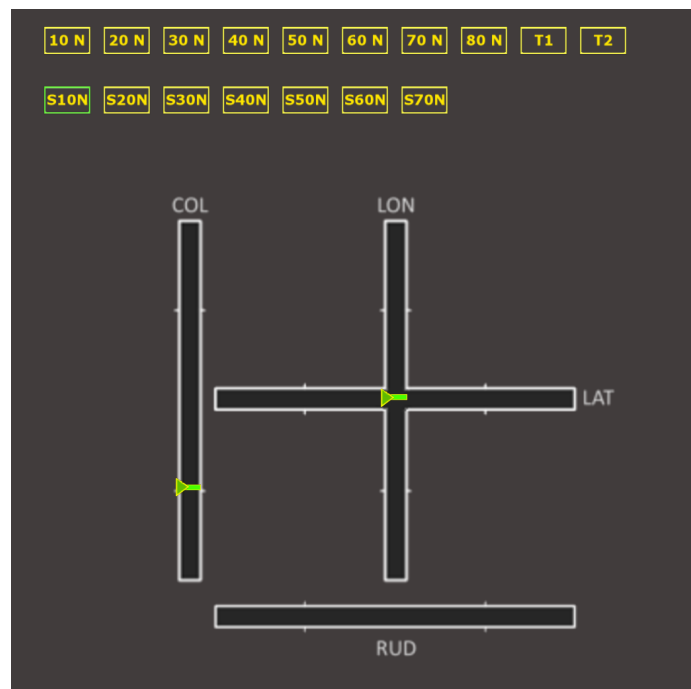
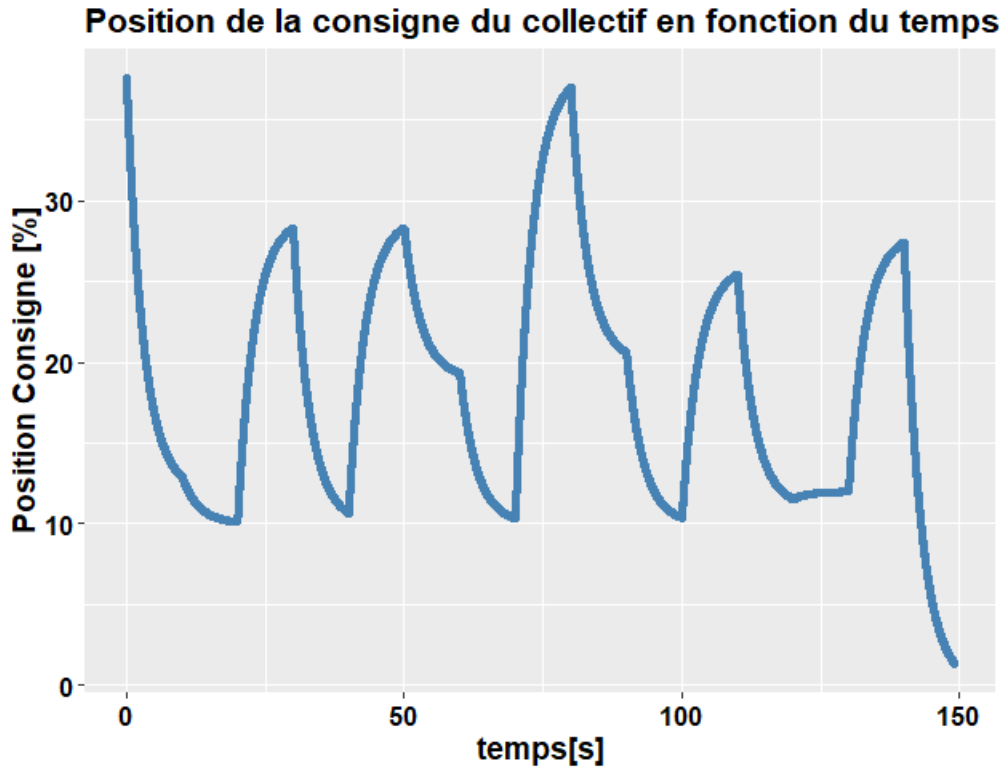


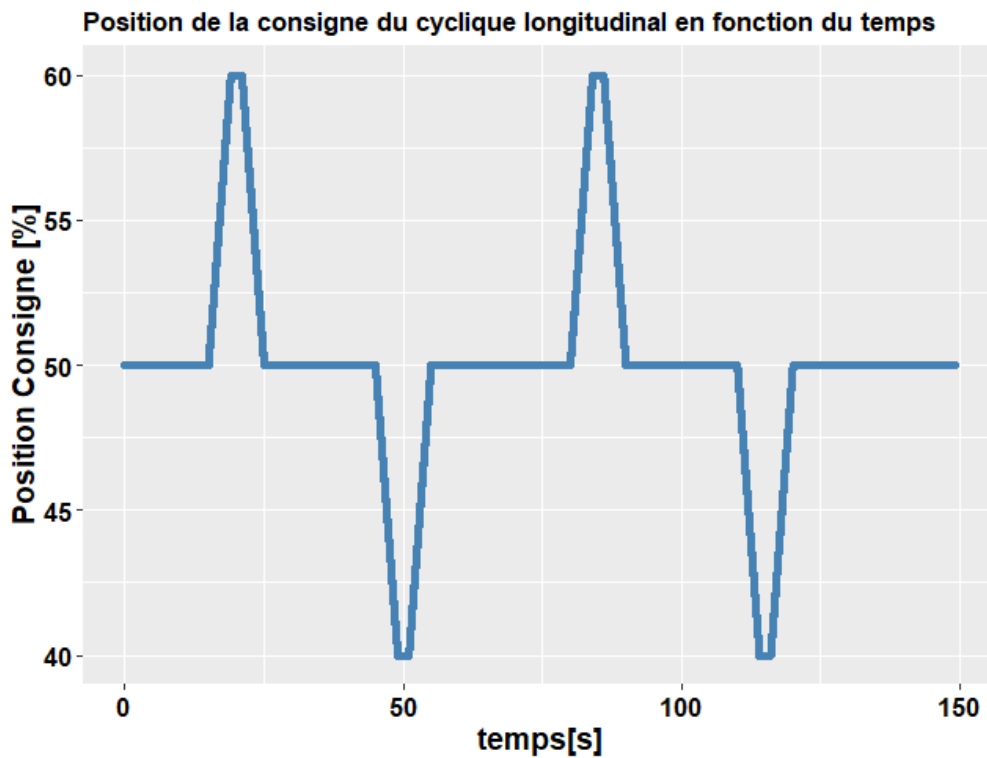
Fig. II.4: Interface de l'expérience, montré sur le cockpit, indiquant les consignes et positions sur le Collectif et le longitudinale.

Sur chacun des exercices, une consigne mobile sur le cyclique longitudinal est à suivre, en plus d'une consigne fixe ou mobile sur le collectif (voir Tableau II.7). Dans l'exercice N°1, la consigne du collectif est fixe à 25%, alors que pour l'exercice N°2, elle est aléatoire entre 10% et 40% (Figure II.5a). La consigne du cyclique longitudinal est mobile entre 40% et 60% (Figure II.5b). Les consignes du collectif, fixe ou mobile, évoluaient dans un SoftStop bas. L'effort de ce SS est constant et différent pour chaque série. Avant le SoftStop, une friction statique de 3N est présente. Sur le longitudinal, une loi nominale de 1N/° a été utilisée.

Chaque sujet a eu au moins deux séries d'apprentissage pour chaque exercice. Chaque série a duré autour de 150 secondes. Entre chaque série le sujet a eu un temps de repos suffisant, et a été interrogé sur l'effort ressenti.



(a) Consigne du collectif en pourcentage du sujet N°3 pour la tâche N°3 et la série 10N. La butée inférieur correspond à 0% et la supérieur à 100%.



(b) Consigne du cyclique longitudinal en pourcentage du sujet pour la tâche N°3 et la série 10N. La butée mécanique inférieure du manche correspond à 0% et la butée supérieure à 100%.

Fig. II.5: Consignes mobiles du collectif et du longitudinal.

Exercice	Séries de Force	Consigne sur Collectif	Consigne longitudinale
N°1	10N 20N 30N 40N 50N 60N	Fixe à 25 %	Mobile entre 40% et 60%
N°2	10N 20N 30N 40N 50N 60N	Mobile aléatoires entre 10% et 40%	Mobile entre 40% et 60%

Table II.3: Récapitulatif des séries et des types de consigne pour chacun des deux exercices de l'expérience.

Pour chaque série, un fichier a été récupéré. Chacun d'eux comprend le pas de temps, les positions des consignes et positions manches, l'effort de la série et les efforts exercés par les pilotes sur les manches.

II.2.2 Population expérimentale

La population visée pour cette expérience est composée de sujets ayant une certaine expérience sur les commandes de vol. Une demande de volontaires a été faite auprès de l'Aéroclub Rossi-Levallois pour recruter des pilotes (avion ou hélicoptère). Au total, 16 pilotes, 8 hommes et 8 femmes de tout âge, ont participé à l'expérience. Le tableau III.3 détaille les caractéristiques de chacun d'eux.

Une des difficultés dans la sélection des pilotes a été de créer une population assez homogène. En cause, les femmes sont moins nombreuses et présentent souvent des profils moins expérimentés (moins d'heures de vol, et souvent spécialisées dans l'aviation légère) en comparaison aux hommes. De même, il est très compliqué de trouver un profil d'expérience similaire chez les jeunes pilotes par rapport aux vétérans.

La passation des séries de chaque exercice a été faite de manière aléatoire. L'ordre des exercices (N°1 et N°2) ont été faits de sorte qu'il y ait le même nombre de sujets commençant par l'exercice N°1 que pour le N°2.

II.2.3 Analyse des données

Tout au long des séries, et à chaque pas de temps, la position des consignes et des manches sont enregistrées. Pour chaque série, la moyenne et l'écart type de la valeur absolue de l'erreur de suivi de consigne sont calculées (collectif et longitudinal). La série durant 150s, ces calculs sont faits sur l'intervalle [15s;135s].

Compte tenu du protocole expérimentale, une analyse de type Anova one-way à mesures répétées avait été envisagé. Avant cela, nous avons réalisé une exploration des données et une vérification des hypothèses de l'Anova.

Une représentation de la moyenne de l'erreur en fonction de l'effort suivi sur le manche est donnée sur la Figure II.6. Sur ce box-plot on observe que la médiane de notre variable dépendante (moyenne de l'erreur) augmente légèrement jusqu'à 30 N. Ensuite, on constate une augmentation plus importante à partir de 40 N jusqu'à 60N, et des valeurs extrêmes pour les séries de 50 et 60 N ainsi qu'une dispersion plus importante des données appartenant au 3ième quartile.

Si on regarde les moyennes d'erreur par série, celles des séries 10N et 20 N sont très semblables (32,1875 et 31.125 respectivement), puis il se produit une augmentation modérée pour les séries 30 N et 40 N (40.8125

N° Sujet	Sexe (H/F)	Âge (ans)	Préférence manuelle	Taille	Poids (kg)	Expérience de vol (AL,AC,AM : Aviation Légère, Commercial, Militaire P :Planeur ; HC : Hélicoptère)
1	H	27	Droite	1m81	68	60h P et 35h AL
2	F	32	Droite	1m72	68	120 h AL
3	H	24	Gauche	1m79	66	35h AL, 10h ULM, 60h P
4	H	65	Droite	1m74	80	14500 h AC et AM, 150h HC (Gazelle, Puma, Alouette...)
5	F	32	Droite	1m67	50	500 h AL et AC (QT ATR)
6	F	57	Droite	1m63	53	250h AL
7	F	71	Droite	1m76	70	2500 h AL, 15h HC (Yuk 300, R44, EC-125)
8	H	38	Droite	1m76	81	400 h AL
9	H	46	Droite	1m79	73	1560h AL
10	H	19	Ambidextre	1m75	65	30h P, 10h AL
11	F	42	Gauche	1m64	53	880h AC et AL
12	H	54	Droite	1m73	71	3000 HC et 1400 h AM
13	F	22	Droite	1m63	56	60h P et 10 h AL
14	F	42	Droite	1m70	56	250h AL
15	F	48	Gauche	1m73	98	26h AL
16	H	44	Droite	1m80	65	5000h AC et 3500h AM

Table II.4: Liste détaillée des sujets participant à l'expérience.

et 47.6875), et finalement un surcroît important pour les séries 50 N et 60 N (64.125 et 75.0625).

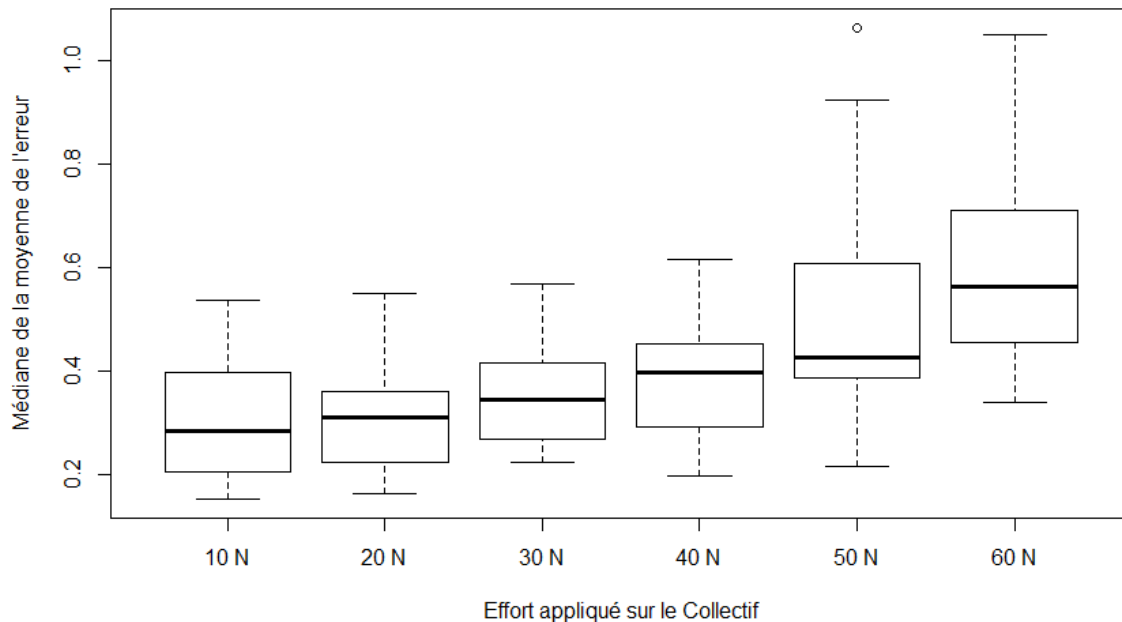


Fig. II.6: Médiane de la moyenne de l'erreur de maintien de la consigne fixe en fonction de l'effort appliqué sur le manche

a) Vérification des hypothèses de l'Anova

Les conditions de validité de l'Anova sont vérifiées sur les résidus de notre modèle. Les résidus ou "erreurs observées" sont définis comme étant les différences entre les valeurs observées des données et les valeurs estimées par un modèle de régression calculé par l'Anova. Ces résidus ont la particularité de représenter la partie non expliquée par l'équation de régression. Les hypothèses sur ces résidus sont les suivantes :

- **Distribution normale des résidus du modèle** : les résidus doivent être distribués selon une loi normale.
- **Homogénéité des variances** : les variances des résidus relatives aux différentes modalités de la variable indépendante doivent être distribués de façon similaire ou homogène.
- **Indépendance des échantillons** : L'indépendance des résidus signifie que les résidus ne doivent pas être corrélés entre eux. Par exemple, il ne doit pas avoir de lien entre un résidu et celui de la donnée suivante, ou précédente. On voit cela, lorsque des données sont répétées sur des sujets identiques. On parle alors d'auto-corrélation des résidus.

Pour nos données, la moyenne d'erreur de suivi de consigne, le test de Levene a confirmé l'hypothèse nulle selon laquelle les variances entre les différents groupes sont égales (voir Figure II.7b, $F(5,90)=2.252$, $p=0.05585$, ns. D'un autre côté, le test de Shapiro-Wilk est fortement significatif (voir Figure II.7a), $W=0.91469$, $p=1.091 * 10^{-05}$, indiquant que les résidus de la moyenne d'erreur ne sont pas normaux. La violation de l'hypothèse de normalité ne nous permet pas d'utiliser les tests paramétriques, tels que l'Anova one-way.

b) Résultats statistiques

Si les tests non paramétriques nous permettent de nous débarrasser de l'hypothèse de normalité, ils sont néanmoins limités à l'étude d'une seule variable indépendante. Étant donnée le nombre limité des tests non paramétriques à comparaisons multiples, le test de Friedman a été choisi pour étudier l'influence de l'effort mobile et fixe sur la précision.

Effort mobile sur le collectif.

L'erreur de précision lors du suivi de consigne n'a pas significativement changé entre les différents séries d'efforts appliqués sur le manche (voir Listing II.2), $\chi^2(5) = 6.36$, $p = 0.237$.

Listing II.1: R output : Résultat du test de Friedman pour la moyenne d'erreur de l'exercice de consigne mobile en fonction des séries

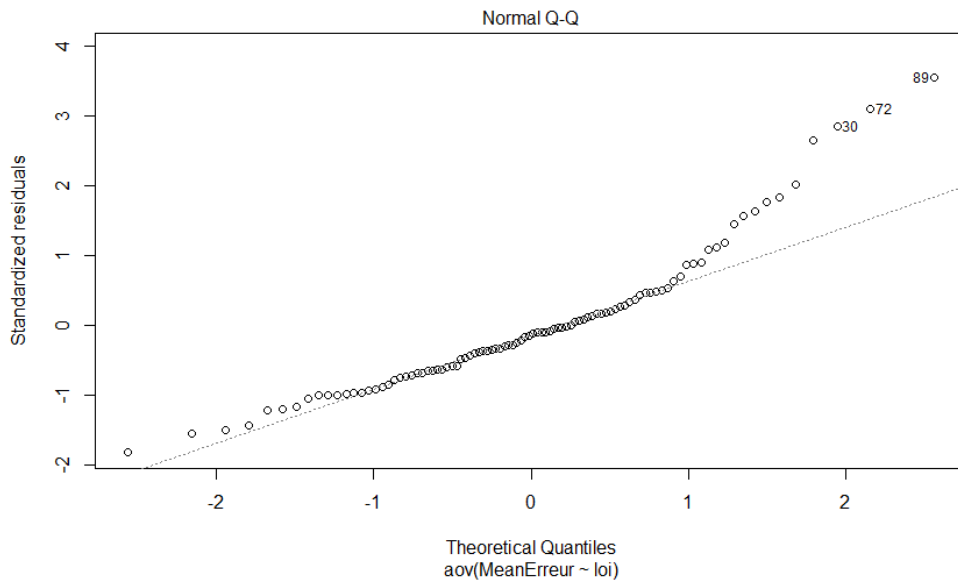
```
Friedman rank sum test

data: MeanErreur and loi and Sujet
Friedman chi-squared = 6.3571, df = 5, p-value = 0.273
```

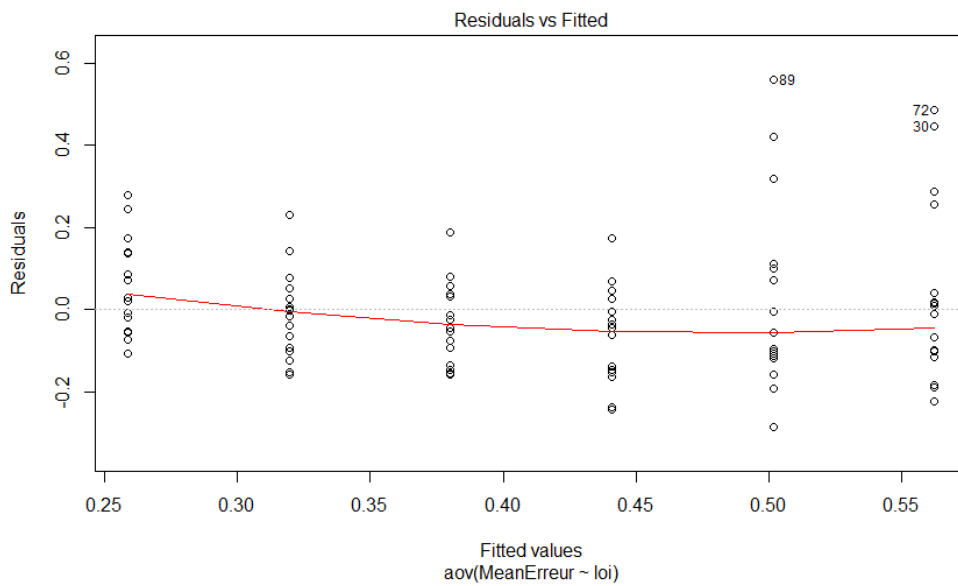
Effort fixe sur le collectif.

L'erreur de précision lors du maintien de la consigne a significativement changé entre les différents séries d'efforts appliqués sur le manche collectif (Listing II.2), $\chi^2(5) = 43.75$, $p = 2.6 * 10^{-8}$.

Néanmoins, ce test nous dit simplement qu'il existe une différence entre les différentes séries testées entre les sujets. Pour savoir entre quelles séries d'effort cette significativité existe, nous pouvons faire un test post-hoc.



(a) Graphe des résidus du modèle non distribués normalement



(b) Graphe des résidus en fonction des valeurs prédites (ajustées) pour le modèle de précision sur le collectif

Fig. II.7: Hypothèses de l'Anova sur les résidus du modèles montrant leur non normalité et l'égalité des variances entre les différents groupes.

Listing II.2: R output : Résultat du test de Friedman pour la moyenne d'erreur de l'exercice de consigne fixe en fonction des séries

```
Friedman rank sum test
data: MeanErreur and loi and Sujet
Friedman chi-squared = 43.75, df = 5, p-value = 2.603e-08
```

Listing II.3: R output : PostHoc des différentes séries d'effort avec la méthode de correction "Bonferroni"

Multiple comparisons between groups after Wilcoxon_test
Adjustment method: "bonferroni"

group1	group2	n1	n2	statistic	p	p.adj	p.adj.signif
11	12	16	16	80	0.562	1	ns
11	13	16	16	51	0.404	1	ns
11	14	16	16	21	0.013	0.196	ns
11	15	16	16	5	0.000305	0.005	**
11	16	16	16	0	0.0000305	0.000458	***
12	13	16	16	34	0.083	1	ns
12	14	16	16	9	0.001	0.015	*
12	15	16	16	0	0.0000305	0.000458	***
12	16	16	16	0	0.0000305	0.000458	***
13	14	16	16	28	0.039	0.579	ns
13	15	16	16	3	0.000153	0.002	**
13	16	16	16	0	0.0000305	0.000458	***
14	15	16	16	18	0.008	0.114	ns
14	16	16	16	3	0.000153	0.002	**
15	16	16	16	21	0.013	0.196	ns

Listing II.4: R output : Taille d'effet des postHoc des différentes séries d'effort

Effet Size between groups after Wilcoxon_test

group1	group2	effsize	n1	n2	conf.low	conf.high	magnitude
11	12	0.155	16	16	0.01	0.61	small
11	13	0.220	16	16	0.01	0.66	small
11	14	0.608	16	16	0.22	0.84	large
11	15	0.814	16	16	0.61	0.88	large
11	16	0.879	16	16	0.88	0.88	large
12	13	0.440	16	16	0.05	0.83	moderate
12	14	0.763	16	16	0.49	0.88	large
12	15	0.879	16	16	0.88	0.88	large
12	16	0.879	16	16	0.88	0.88	large
13	14	0.517	16	16	0.13	0.82	large
13	15	0.840	16	16	0.69	0.88	large
13	16	0.879	16	16	0.88	0.88	large
14	15	0.646	16	16	0.28	0.88	large
14	16	0.840	16	16	0.69	0.88	large
15	16	0.608	16	16	0.22	0.88	large

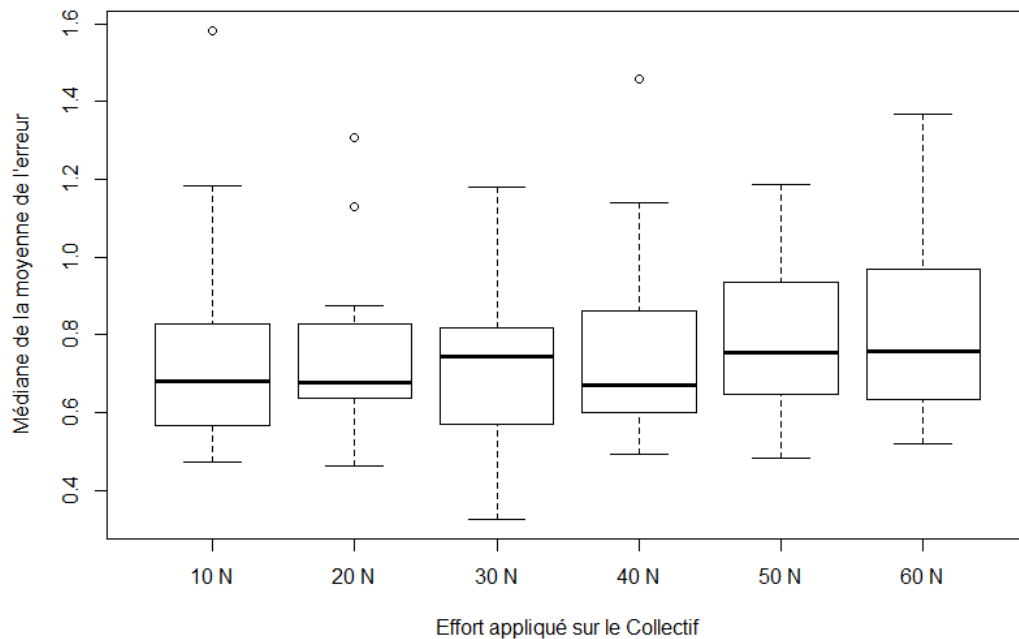


Fig. II.8: Médiane de la moyenne de l'erreur du suivi de consigne mobile en fonction de l'effort appliqué sur le manche

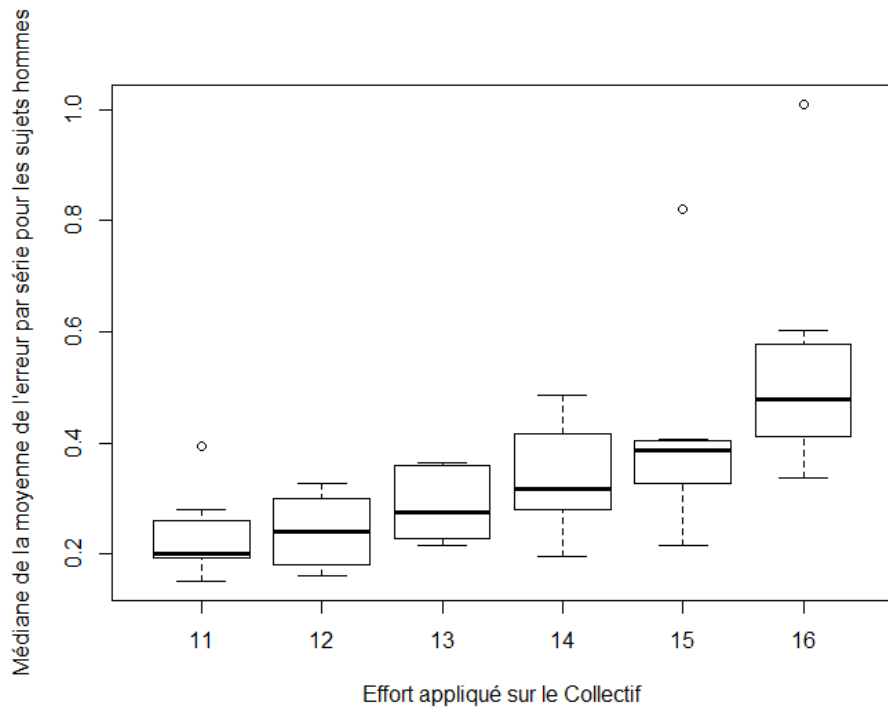
Le Wilcoxon test est une alternative non-paramétrique au t-test pour la comparaison des moyennes de deux groupes. Ce test post-hoc a permis des comparaisons deux par deux des moyennes des séries d'effort (Listing II.3 et II.4). Les résultats obtenus montrent que la précision sur le collectif est significativement différente entre 10 N et 60 N ($p < 0.01$, ***, large effect size $r = 0.879$), 20 N et 60 N ($p < 0.01$, ***, large effect size $r = 0.879$), 30 N et 60 N ($p < 0.01$, ***, large effect size $r = 0.879$), et 40 N et 60 N ($p < 0.01$, **, large effect size $r = 0.840$), ainsi que 10 N et 50 N ($p < 0.01$, **, large effect size $r = 0.814$), 20 N et 50 N ($p < 0.01$, ***, large effect size $r = 0.879$) et 30 N et 50 N ($p < 0.01$, **, large effect size $r = 0.840$), et finalement 20 N et 40 N ($p < 0.05$, *, large effect size $r = 0.763$).

Sexe des participants Parallèlement, il a été réalisé une analyse de l'influence du sexe des participants. La première question était la suivante : "Y a-t-il une différence significative entre la moyenne d'erreur des hommes et des femmes?".

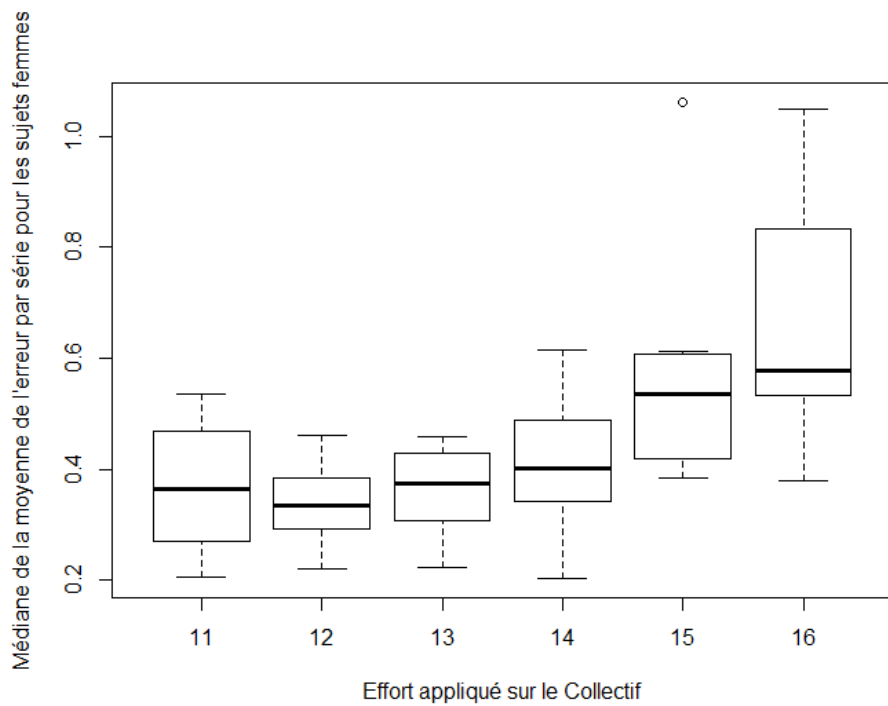
Sur la Figure II.9 nous observons la moyenne de l'erreur en fonction de la loi d'effort pour les hommes (en haut) et pour les femmes (en bas). De manière générale, on observe un déplacement de la moyenne vers le haut de 0.1 pour les femmes, ainsi qu'une dispersion des données plus importantes. L'erreur moyen dans le groupe des femmes était de 0.452, tandis que celui des hommes était de 0.345.

Le test de Wilcoxon, permettant de comparer deux groupes d'échantillons indépendants, a montré que la différence était significative entre ces deux groupes, $p < 0.001$, taille de l'effet $r = 0.333$ (voire Listing II.5).

Ensuite, six tests post-hoc Wilcoxon rank-sum avec une correction "Bonferroni" ont été réalisés. Chacun de ces six tests compare la moyenne d'erreur entre les hommes et les femmes pour une série d'effort (10 N, 20 N...). Les résultats sur le Tableau II.5 montrent que les femmes ont eu une moyenne d'erreur significativement plus haute pour les séries 10 N, 50 N et 60 N.



(a) Médiane de la moyenne d'erreurs par série pour les hommes



(b) Médiane de la moyenne d'erreurs par série pour les femmes

Fig. II.9: Boxplots de la médiane de la moyenne d'erreur en fonction des séries d'effort et du sexe

Listing II.5: R output : Résultat du test de Wilcoxon rank-sum pour la moyenne d'erreur des hommes et des femmes

Wilcoxon rank-sum with adjust method = "bonferroni"						
group1	group2	n1	n2	statistic	p	p. signif
H	F	48	48	707	0.000971	***

Série	Moy. H	Moy. F	p	r	L inf. IC	L sup. IC	Magnitude
10 N	0.240	0.368	0.015(*)	0.604	0.19	0.84	large
20 N	0.279	0.338	0.161	0.368	0.01	0.76	modérée
30 N	0.329	0.362	0.442	0.210	0.01	0.66	petite
40 N	0.336	0.401	0.195	0.341	0.01	0.73	modérée
50 N	0.421	0.571	0.049(*)	0.499	0.05	0.82	modérée
60 N	0.467	0.665	0.038(*)	0.525	0.12	0.83	large

Table II.5: Résultats du post-hoc Wilcoxon rank-sum test pour le sexe des sujets et en fonction de la série d'effort avec une méthode de correction "Bonferroni".

Âge des participants L'âge des participants a eu une influence significative sur la moyenne de l'erreur selon un test de Kruskal Wallis, $H(2)=8.51$, $p=0.014$ (voire Listing II.6).

Listing II.6: R output : test Kruskal en fonction de la catégorie d'âge

Kruskal-Wallis rank sum test	
data:	MeanErreur by Cat_Age
Kruskal-Wallis	chi-squared = 7.1673, df = 2, p-value = 0.02777

Les sujets ont été classés en 3 catégories d'âge différentes : Jeunes (jusqu'à 34 ans), Adultes (jusqu'à 49 ans), et Seniors (à partir de 50 ans). La Figure II.10 montre des boxplots de la moyenne d'erreur en fonction de la catégorie d'âge des sujets. Nous pouvons observer une médiane de la moyenne d'erreur plus basse pour celles des jeunes (médiane de 0.360), suivie de très près par celle des adultes (médiane = 0.380). La catégorie senior se disperse un peu plus par rapport aux deux autres catégories et sa médiane augmente (médiane = 0.50).

Des comparaisons ciblées de la moyenne de l'erreur entre les différents groupes n'ont pas été significatives entre les sujets jeunes et adultes (différence 0.64). En revanche, les sujets adultes ont été significativement différents par rapport aux seniors (différence 19.19), ainsi que les jeunes et seniors (différence 19.83).

Listing II.7: R output : postHoc en fonction des 3 catégories d'âge

Multiple comparison test after Kruskal-Wallis			
p. value: 0.05			
Comparisons			
	obs. dif	critical. dif	difference
Jeunes-Adultes	0.6428571	15.14686	FALSE
Jeunes-Seniors	19.8333333	19.25133	TRUE
Adultes-Seniors	19.1904762	18.78737	TRUE

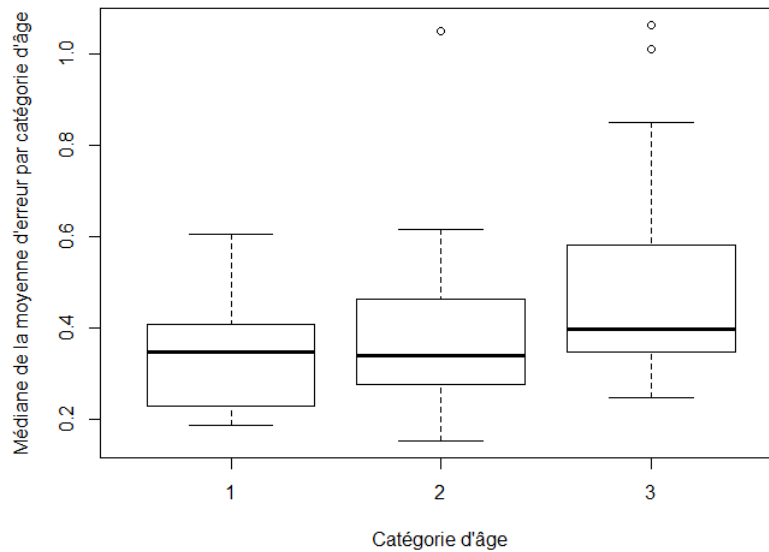


Fig. II.10: Boxplot de la moyenne d'erreur en fonction de la catégorie d'âge

c) Résultats des questionnaires

Chaque sujet a été soumis à une série de questions sur l'effort ressenti à la fin de chaque série d'effort suivie ; ces questions sont les suivantes :

- 1 L'effort ressenti sur l'ASSU collectif était-il supportable pendant la durée de la tâche ? Si oui, était-il confortable ? Auriez-vous pu maintenir cet effort en vol, en cas de force majeure, tout en gérant le reste des commandes de pilotage et paramètres de navigation ?
- 2 Avez-vous ressenti des douleurs ou crispations du fait de l'effort ? Avez-vous eu à changer votre position du corps sur le siège afin de faciliter le maintien de l'effort ?
- 3 L'effort a entraîné une augmentation de la charge mentale ? Si oui, a-t-elle affectée la tâche de suivi de consigne sur le cyclique longitudinal ?

De plus, ils ont été libres d'exprimer leur ressenti en dehors de ces questions, et leur préférence pour l'effort ressenti a été donnée à la fin de l'exercice N1 et N2.

En ce qui concerne la question numéro 1, on a demandé aux participants pilotes de classer l'effort ressenti sur le collectif en trois réponses possibles :

- **Supportable** : l'effort était confortable et permettait de gérer la tâche facilement,
- **Moyennement supportable** : l'effort pouvait être maintenu, mais il n'était pas confortable. Une certaine difficulté est apparue pour accomplir correctement la tâche, et
- **Insupportable** : l'effort ne pouvait pas être maintenu pendant très longtemps et il était très inconfortable. La difficulté pour accomplir la tâche est devenue beaucoup plus importante.

Pour la question numéro 2, les sujets ont été libres de citer toutes les douleurs ressenties pour maintenir l'effort sur le collectif.

En ce qui concerne la question numéro **3**, les sujets avaient le choix entre quatre niveaux de charge mentale :

- **Aucune** : L'effort n'a généré aucune charge mentale pour la réalisation des tâches expérimentales.
- **Faible** : L'effort a entraîné une charge mentale petite, ou généré des quelques imprécisions sur les tâches.
- **Moyenne** : L'effort a entraîné une charge mentale considérable, et quelquefois les tâches de suivi de consigne ont été affectées.
- **Importante** : L'effort a généré une charge mentale conséquente, et les tâches de suivi de consigne ont été assez affectées.
- **Très importante** : L'effort ne permet pas de réaliser les tâches de suivi de consigne.

La Figure II.11 montre l'évolution du ressenti des sujets pilotes en fonction des différents efforts pour l'exercice N°1 (consigne fixe au collectif). Les figures II.11a et II.11b montrent que jusqu'à 20N, une grande majorité des sujets trouvent cet effort supportable et confortable. A partir de 30N, la qualité de confort disparaît pour 58.8% des sujets, et même 5.9% trouve celui-ci intenable. Cet évolution se poursuit avec 40N, où 29.48% trouvent cet effort insupportable, tandis que seulement 11.8% le trouvent supportable et confortable. La barrière de l'insupportable arrive à 50N, où 88.2% des sujets n'apprécient pas cet effort, passant à 100% des sujets à 60 N.

La Figure II.12 représente les douleurs rapportés par les sujets pilotes pour la tâche N1. Sur la Figure II.12a et II.12b nous observons que les douleurs sont minimales, avec seulement 11.8% des sujets se plaignant des douleurs à la main avec 20N. Nous retrouvons cette brèche de confort à partir de 30N, quand seulement 33.3% rapporte n'avoir ressenti aucune douleur ou crispation pendant l'exercice. A 40N ceux-ci descendent à 8%, et à 50 et 60N ils ne sont plus que 3%. Jusqu'à 30N nous constatons que ces douleurs se concentrent sur le bras et la main, mais à partir de 40N les origines de ces douleurs se diversifient. Cela pourrait s'expliquer par une mauvaise posture adoptée par le sujet pour contrer ces efforts.

Sur la Figure II.13 on observe les charges mentales rapportées par les sujets pour réaliser la tâche N1. La Figure II.13b montre que la série de 20N a amené à la charge mentale la plus petite, suivie par la série de 10 N (Figure II.13a). Pour ces séries, 61.9% et 47.6% respectivement des sujets ont admis que l'effort n'a généré aucune charge mentale. Cette valeur chute à 28.6% pour 30N. Aussi à 30 N, un même pourcentage de sujets disent avoir eu une charge moyenne, et 9.5% estiment que la charge mentale est importante. A 40N, cette valeur grimpe jusqu'à un tiers des sujets. Pour 50N, nous avons plus de la moitié des sujets qui considèrent que cet effort est important ou très important. Finalement à 60N, 61.9% des sujets considèrent l'effort sur le collectif trop important.

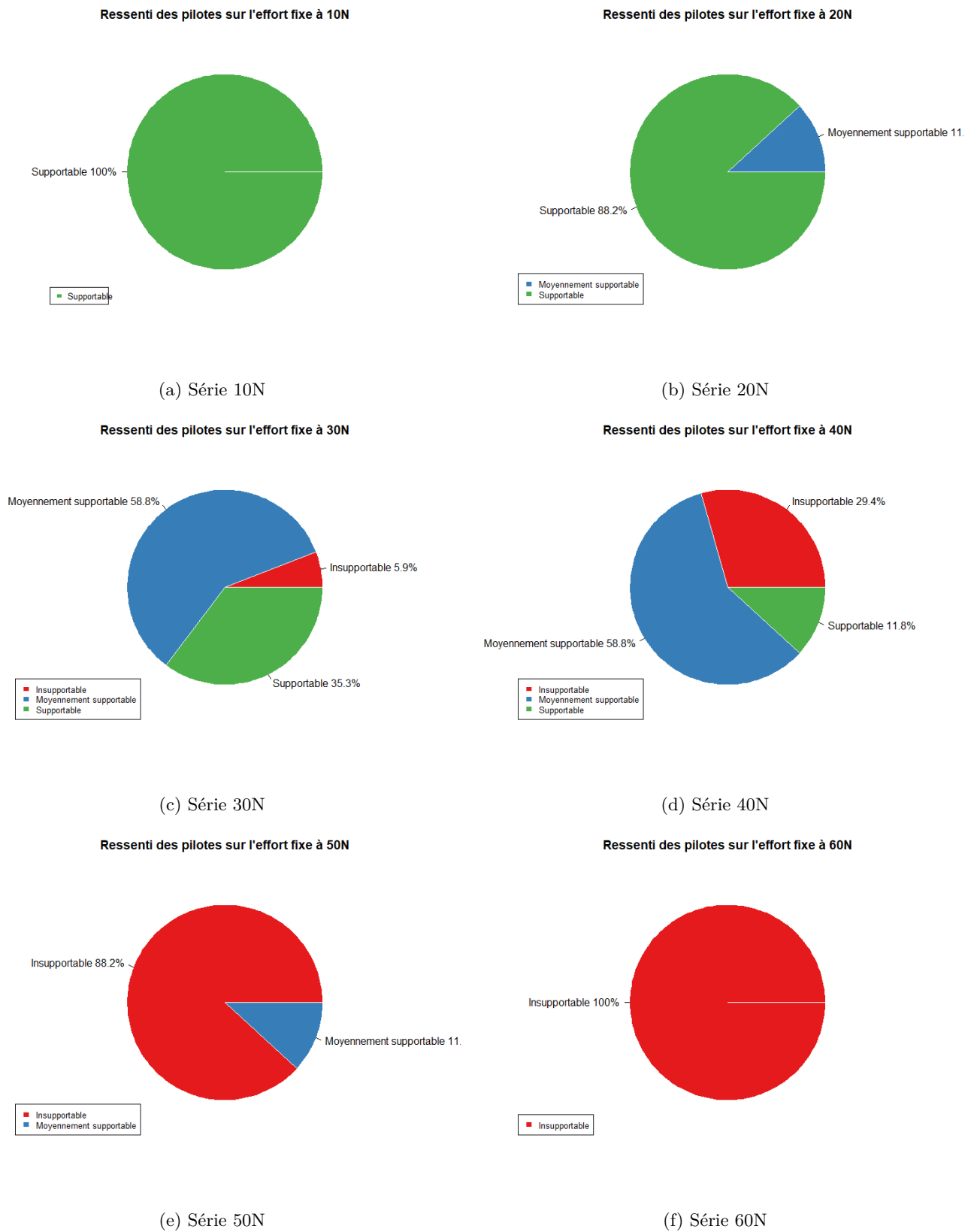
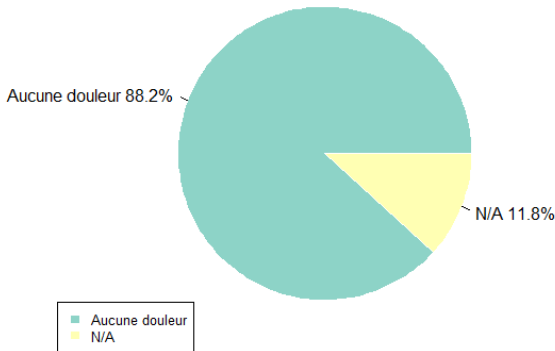


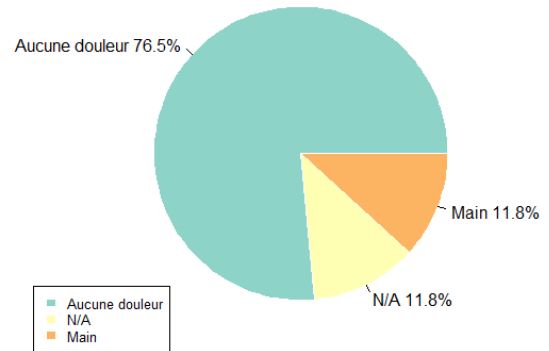
Fig. II.11: Ressenti des sujets pilotes sur le maintien des efforts des différentes séries lors du maintien de la consigne pour la tâche N1.

Douleurs ressenties par les pilotes sur l'effort fixe de 10N



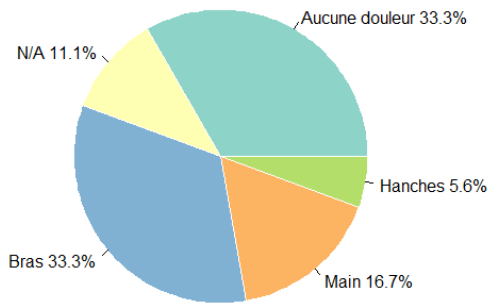
(a) Série 10N

Douleurs ressenties par les pilotes sur l'effort fixe de 20N



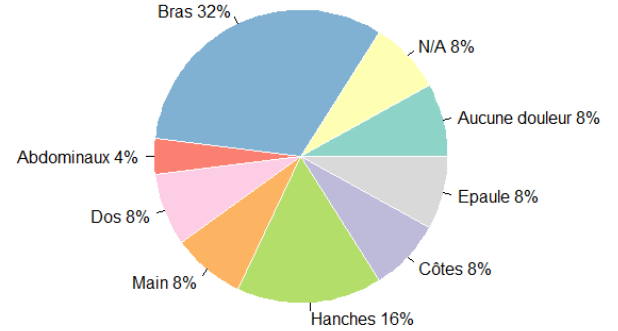
(b) Série 20N

Douleurs ressenties par les pilotes sur l'effort fixe de 30N



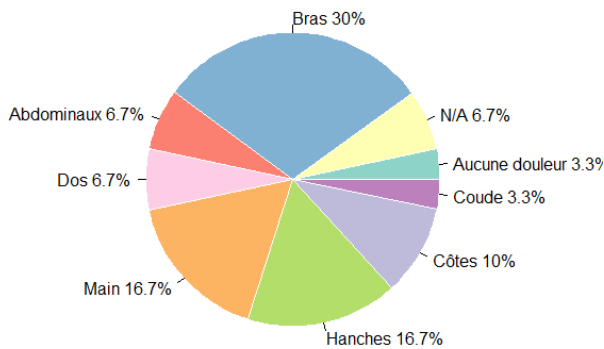
(c) Série 30N

Douleurs ressenties par les pilotes sur l'effort fixe de 40N



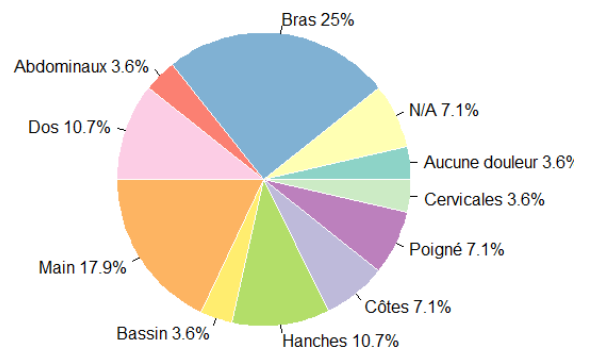
(d) Série 40N

Douleurs ressenties par les pilotes sur l'effort fixe de 50N



(e) Série 50N

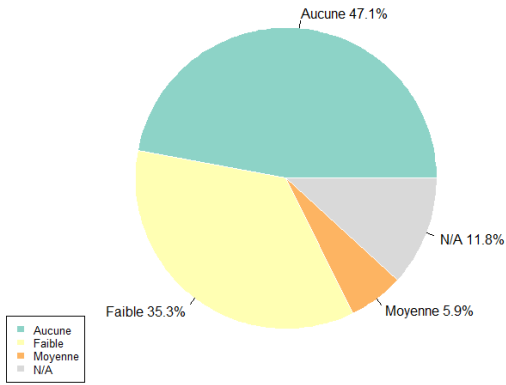
Douleurs ressenties par les pilotes sur l'effort fixe de 60N



(f) Série 60N

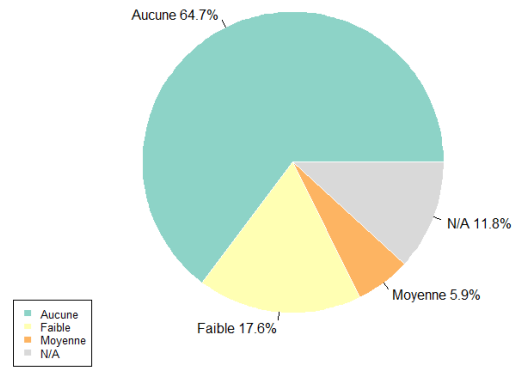
Fig. II.12: Douleurs rapportées par les différents participants lors de la réalisation des différentes séries d'effort sur le collectif et la tâche N1.

Charge mentale des pilotes pour l'effort fixe à 10N



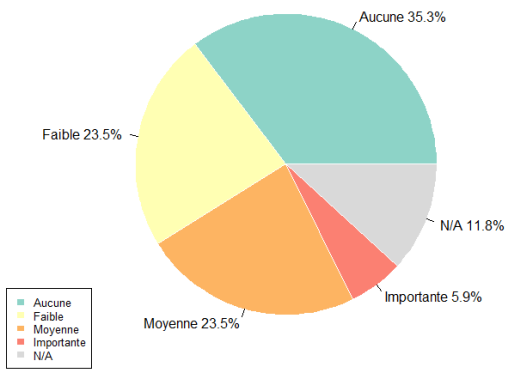
(a) Série 10N

Charge mentale des pilotes pour l'effort fixe à 20N



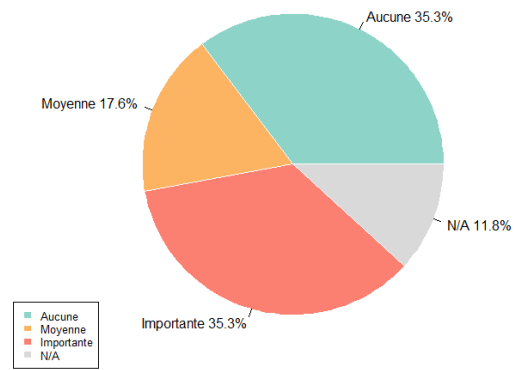
(b) Série 20N

Charge mentale des pilotes pour l'effort fixe à 30N



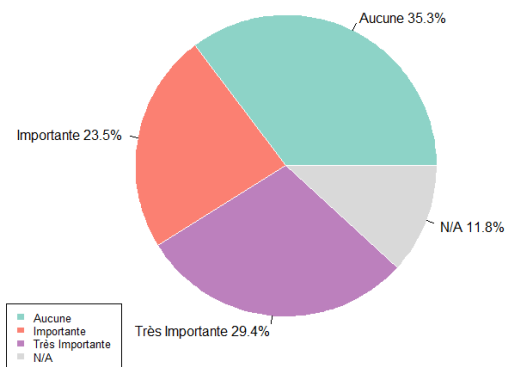
(c) Série 30N

Charge mentale des pilotes pour l'effort fixe à 40N



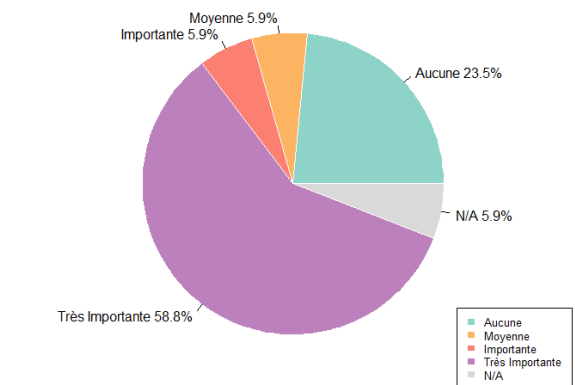
(d) Série 40N

Charge mentale des pilotes pour l'effort fixe à 50N



(e) Série 50N

Charge mentale des pilotes pour l'effort fixe à 60N



(f) Série 60N

Fig. II.13: Charge mentale infligée par les différents efforts ressentis sur le collectif pour la tâche N1

II.2.4 Discussions et Conclusions

Différents tests statistiques ont été réalisés pour observer la variation de la moyenne de l'erreur en fonction de l'effort appliqué sur le manche, le sexe et l'âge de participants. Par manque de temps, d'autres paramètres, comme le nombre d'heures de vol, la préférence manuelle, la taille, le poids, ou la précision sur le longitudinal, n'ont pas pu être testés. De plus, les tests statistiques réalisés ont été tous à une seule variable prédictive. De ce fait, les différentes interactions entre ces variables n'ont pas pu être testées. En fait, la mise en place d'un test non paramétrique à plusieurs variables indépendantes aurait été plus complexe.

Les principaux résultats et conclusions sont exposés ci-dessous :

- Pour l'effort sur le collectif, nous avons obtenu un effet significatif entre les moyennes de l'erreur du suivi de consigne. Les post-hoc ont révélé des différences notables entre les groupes 10N-60N, 20N-60N, 30N-60N, 40N-60N, 10N-50N et 20N-50N. En effet, pour 50N et 60N les moyennes d'erreurs grimpent rapidement, et de plus les participants ont admis une difficulté trop élevée pour accomplir leur tâche de suivi de consigne. D'après ces données, et les questionnaires faits aux sujets sur le maintien de l'effort et les douleurs, 40N représenterait la limite de précision ou pilotabilité ; en revanche 20 N fixerait plutôt la limite du confort. Les sujets affirmaient à 88.2% que 20 N est supportable et confortable, alors qu'à 30 N, ils ne sont plus que 35.3%. De même pour les douleurs, 76.5% affirmaient ne pas ressentir de douleurs à cette valeur, alors qu'à 30N ils ne sont plus que 33.3%. Et c'est encore pareil pour la charge mentale, passant de 64.7% des sujets ne ressentant aucune charge mentale à 20N, à seulement 35.3% pour 30 N.
- Le sexe des participants a montré un effet significatif sur la moyenne d'erreur. Plus particulièrement, les groupes 10N, 50N et 60N ont dévoilé des différences entre les sujets hommes et femmes. Les différences entre homme-femme semblent donc s'accroître à partir de 50 N. On peut conclure que ces valeurs sont à bannir si on veut conserver une performance constante pour les deux sexes. En ce qui concerne 10 N, une explication pourrait se trouver dans la population de participants. En général, la moyenne d'heures des sujets hommes est plus élevée que celles des femmes. Des études supplémentaires sont nécessaires pour estimer si cette significativité est pertinente ou pas.
- En général, les sujets ont montré une préférence pour la série de 20 N pour effectuer la tâche de consigne fixe. Beaucoup de participants ont avoué que la valeur de 10N était moins précise, et de gros écarts pouvaient être faits si l'attention était portée sur la consigne du longitudinal. De plus, elle est facilement dépassable en cas de grands débattements des commandes, et non détectable en cas de crispation par fort stress. Un pilote a commenté : *"Si je dois maintenir un effort, je préférerais que ce soit 10 N, mais il est trop imprécis et on perd la fonction d'avertissement du retour haptique. En revanche 20N, est plus précis et plus détectable. Néanmoins, à des grandes vitesses de débattement, on ne ressent pas le gradient d'entrée dans le SS. Alors qu'à 30 N, même avec un grand débattement, on ressent le point d'accès du SS. Il faudrait quelque chose d'intermédiaire."* Une solution pourrait être, par exemple, de diminuer la longueur du SS à 0.5 (au lieu de 1), pour augmenter le gradient, tout en gardant la même amplitude.
- Ainsi, de manière générale, ils ont su reconnaître pour chaque série si l'effort avait augmenté ou diminué. Il semblerait cohérent de garder, au moins, 20 N d'écart si 2 types différents de SS sont utilisés. Le Tableau II.6 synthétise les principaux résultats constatés et les commentaires reçus pour chaque série, ainsi que les possibles utilités des séries.
- Finalement, l'âge a montré une significativité entre les moyennes de l'erreur des trois groupes : jeunes, adultes, seniors. Une différence significative entre les sujets adultes et seniors est apparue, ce

qui pourrait s'expliquer par une baisse des performances physiques et une dégradation des réactions visuelles avec l'âge.

Effort sur coll.	10 N	20 N	30 N	40 N	50 N	60 N
Type de RH	A éviter	Aide au pilotage		Limitations de vol/machine	A éviter	
Commentaires	- Dépassable facilement - Souvent pas assez précis	- Dépassable à grandes vitesses de commande - Préféré par la majorité des sujets		- A améliorer, par ex. avec une augmentation de la pente du SS, en diminuant sa longueur	- Efforts entraînant de grands imprécisions sur le pilotage - Ils impliquent une augmentation considérable de la moyenne de l'erreur chez les sujets femmes comparé aux sujets hommes	

Table II.6: Principaux résultats et commentaires des séries d'effort

II.3 Évaluation des critères haptiques via l'expérimentation sur simulateur : Identification des vitesses maximales ressenties sur ASSU collectif

II.3.1 Protocole expérimental

Une étude expérimentale, consistant en une tâche de suivi de consigne et/ou suivi d'un SoftStop, a été mise en place à l'ONERA de Salon de Provence. Cette expérience s'est déroulée sur le simulateur PycsHel équipé de mini manches actifs de la société française Safran E&D, pour les manches collectifs du pilote et du copilote, et de la société allemande Wittenstein, pour les manches cycliques. Le protocole expérimental consiste en deux exercices (notés N°1 et N°2), qui à leur tour sont composés de 7 séries.

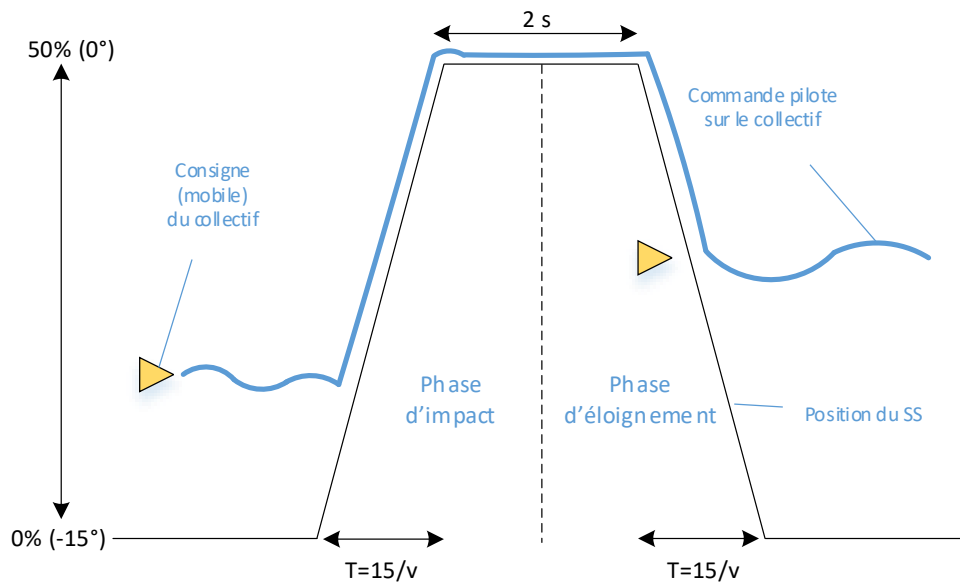
Sur cette expérience, le sujet est assis à la place copilote, avec l'interface de la Figure II.4 affichée sur le cockpit du simulateur PycsHel. Sur cette interface, des jauges pour chaque axe de pilotage sont représentées (collectif, cyclique longitudinal, cyclique latéral, et palonnier). Les consignes à suivre, sur le collectif et le longitudinal, sont indiqués par un triangle, alors que les positions des manches sont indiquées par un trait horizontal. Les efforts ressentis par les sujets sont, sur le collectif, une friction statique de 3N, et sur le longitudinale, une loi nominale de 1N/°.

Sur chacun des exercices, une consigne mobile est à suivre sur le longitudinal et sur le collectif. La consigne du cyclique longitudinal est mobile entre 40% et 60% et celle du collectif évolue entre 10% et 40% (telle que l'expérience sur l'effort, Figure II.5). Un SoftStop de vitesse constante, et définie par le n° de la série en question, vient rencontrer le sujet en 3 occasions et à des moments aléatoires. Il évoluait entre 0% et 50%, tel qu'il est montré sur la Figure II.14a ou II.14b. Dans l'exercice N°1, le pilote doit suivre la consigne sur le collectif jusqu'à que le SoftStop vienne l'impacter. Il doit alors le suivre dans la montée, rester appuyé pendant 2 secondes à 50%, et descendre avec lui jusqu'à atteindre à nouveau la consigne (Figure II.14a). Transposé au vol, il s'agit d'une acceptation par le pilote de l'information fournie du SS. Dans l'exercice N°2, le pilote doit suivre la consigne et même lors de la rencontre avec le SoftStop (Figure II.14b). Transposé au vol, il s'agit d'un refus du pilote face à l'information fournie du SS.

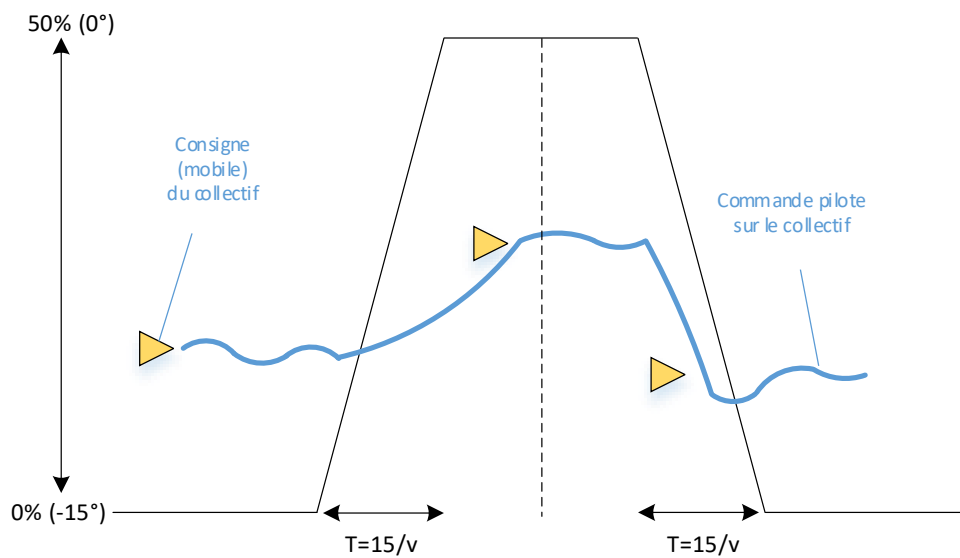
Chaque sujet a eu des séries d'apprentissage pour chaque exercice. Chaque série a duré autour de 120 secondes. Pour l'exercice N°1, entre chaque série, le sujet a été interrogé sur un questionnaire à propos de la vitesse ressentie pendant les phases d'impact et d'éloignement.

Exercice	Séries de vitesses	Amplitudes du SS	Consigne à suivre par le pilote
N°1	1.0°/s 2.5°/s 5.0°/s 7.5°/s 10.0°/s 12.5°/s 15.0°/s	20N ou 40N	Acceptation du SS Suivi lors de l'impact et l'éloignement.
N°2	1.0°/s 2.5°/s 5.0°/s 7.5°/s 10.0°/s 12.5°/s 15.0°/s	20N ou 40N	Refus du SS Suivi de la consigne du collectif.

Table II.7: Récapitulatif des séries et des types de consignes pour chacun des deux exercices de l'expérience.



(a) Déroulement de l'exercice 1 sur le collectif.



(b) Déroulement de l'exercice 2 sur le collectif.

Fig. II.14: Dynamique des SS (en noir), consigne de la commande collectif (triangle jaune), et exemple de commande du pilote (en bleu).

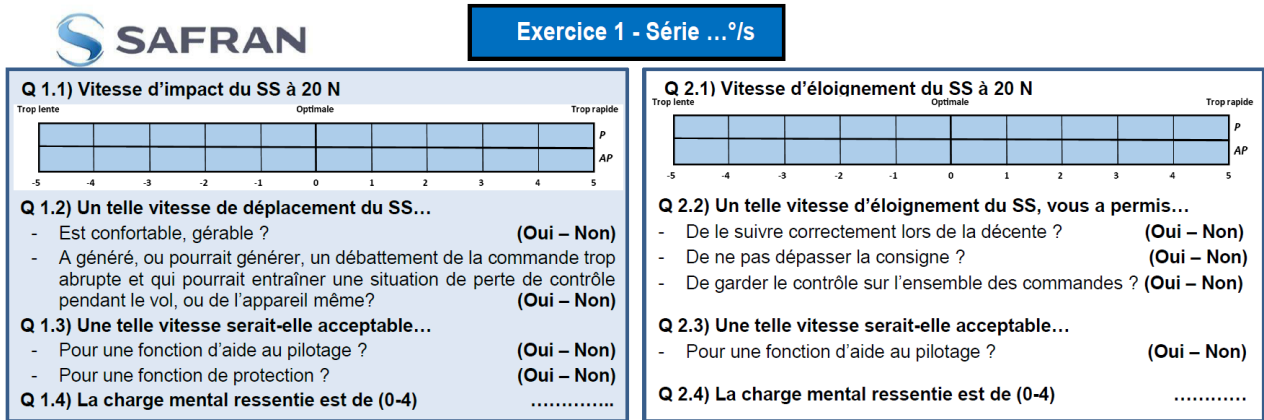


Fig. II.15: Questionnaire de l'exercice 1 sur la vitesse ressentie d'une série donnée, à une amplitude de 20 N et pendant la phase d'impact et d'éloignement.

II.3.2 Population expérimentale

La population de sujets visée pour cette expérience sont des pilotes hélicoptères. Ce choix se justifie par la nécessité du pilote d'extrapoler les sensations des vitesses et des débattements ressentis pendant l'expérience aux commandes d'un appareil réel. Au total 6 pilotes ont réalisé, au moins, un des deux exercices. Le premier exercice a été réalisé par 5 sujets, alors que le deuxième par 4 sujets. Le Tableau III.3 détaille les caractéristiques de chacun d'eux, et leur participation.

N° Sujet	Ex. 1	Ex. 2	Sexe (H/F)	Âge (ans)	Préférence manuelle	Expérience de vol
1	✓	✗	H	60	Droite	5000h HC Instructeur (Alouette 2, Bell 206, AS350 Écureuil, Cabri G2, Robinson R44)
2	✓	✓	H	52	Droite	5000h HC Test Pilot (Cabri G2, AS350, H160, EC175...)
3	✓	✓	H	54	Droite	3000h HC commandant militaire
4	✓	✗	H	??	Droite	3000H Aeronaval Marine militaire, Instructeur et Flight Test engineer (SA365 Dauphin, AS565 Panther, SA340 Gazelle)
5	✓	✓	H	72	Droite	1500 h HC Bell-47, Alouette II, Alouette III, Sikorsky H-34
6	✗	✓	H	52	Droite	8000h HC SA330 Puma, AS332 Super Puma, AgustaWestland AW139, Sikorsky S-76

Table II.8: Liste détaillée des sujets participant à l'expérience.

II.3.3 Analyse des données

a) Analyse subjectif des vitesses d'un SS

Les sujets, ayant réalisé l'exercice 1 correspondant à l'acceptation du SS, ont complété un questionnaire à la fin de chaque série de vitesses. Ce questionnaire se divise en deux parties : la vitesse ressentie pendant la phase d'impact et la vitesse ressentie pendant la phase d'éloignement (voir Figure II.15).

Les questions qui composent chacune de ces phases sont :

- Pouvez-vous placer la vitesse d'impact/d'éloignement ressentie sur un intervalle [-5 ; +5] (où -5 est une vitesse trop lente, 0 est optimale, et 5 trop rapide) dans le cas où ce SS représente une fonction de protection et une fonction d'aide au pilotage ?

- Une telle vitesse de déplacement du SS était-elle confortable, a-t-elle généré un débattement important, vous a-t-elle permis de le suivre correctement et de ne pas dépasser la consigne du collectif?
- Considérez-vous une telle vitesse acceptable pour une fonction d'aide au pilotage et/ou une fonction de protection ?
- Quelle a été la charge mentale ressentie (de 0-4) pour le suivi de cette vitesse et la tâche en question ?

Les notions des fonctions de protection et d'aide au pilote ont été préalablement expliquées aux sujets. Il était important de s'imaginer des vitesses maximales pour chaque type de fonction, car l'interaction du pilote ne sera pas la même pour chacune d'elles. Alors qu'une **fonction de protection** doit être absolument perçue ou détectée, le SS associé ne doit pas forcément être suivi par le pilote lors de son éloignement (à moins qu'on veuille absolument voler aux limites de l'enveloppe de vol de l'appareil). Les fonctions de protection doivent par ailleurs avoir la possibilité d'être ignorées (donc dépassées par le pilote). D'un autre côté, les **fonctions d'aide au pilotage** visent à améliorer les performances de pilotage, mais elles ne sont donc pas essentielles à la sécurité du vol. C'est moins grave si elles ne sont pas ressenties. Par contre, pour ce type de fonction, le SS associé doit être suivi à l'impact et à l'éloignement, pour bien accomplir la tâche de vol. Un exemple de fonction d'aide au pilotage serait le maintien ou suivi d'une vitesse V_z ou d'une pente, et un exemple de fonction de protection serait l'évitement de basses vitesses pour éviter l'entrée en vortex (VRS).

Les sujets ont réalisé des séries avec des SoftStops à 20 N ou 40 N; le but étant de vérifier s'il existe un ressenti différent des vitesses avec l'augmentation de l'amplitude.

a).1 Vitesses d'impact pour les fonctions de protection et d'aide au pilotage

La Figure II.16a montre les médianes des évaluations des sujets pilotes en fonction de la vitesse d'impact. Il leur a été demandé de s'imaginer ces SS comme étant une fonction de protection. L'ensemble des sujets a défini la vitesse 5°/s comme étant optimale, suivie de près par 2.5°/s, mais cette dernière considérée comme légèrement lente. De plus la vitesse de 2.5°/s présente une distribution dissymétrique gauche, signifiant que des sujets la considèrent lente. A partir de 7.5°/s, la médiane des sujets augmente considérablement. La vitesse de 1°/s a une médiane, approximativement, de -3 (trop lente) et une grande dispersion vers la droite.

La Figure II.16b montre ces mêmes médianes, mais dans le cas d'une fonction d'aide au pilotage. Les médianes des vitesses 2.5°/s et 5°/s sont 0, autrement dit optimales. La distribution de 2.5°/s est distribuée de manière homogène, alors que celle de 5°/s est distribuée de manière dissymétrique positive, donc à tendance trop rapide pour les sujets. En général, les différentes vitesses semblent présenter une plus grande dispersion vers le haut, en comparaison avec la Figure II.16a.

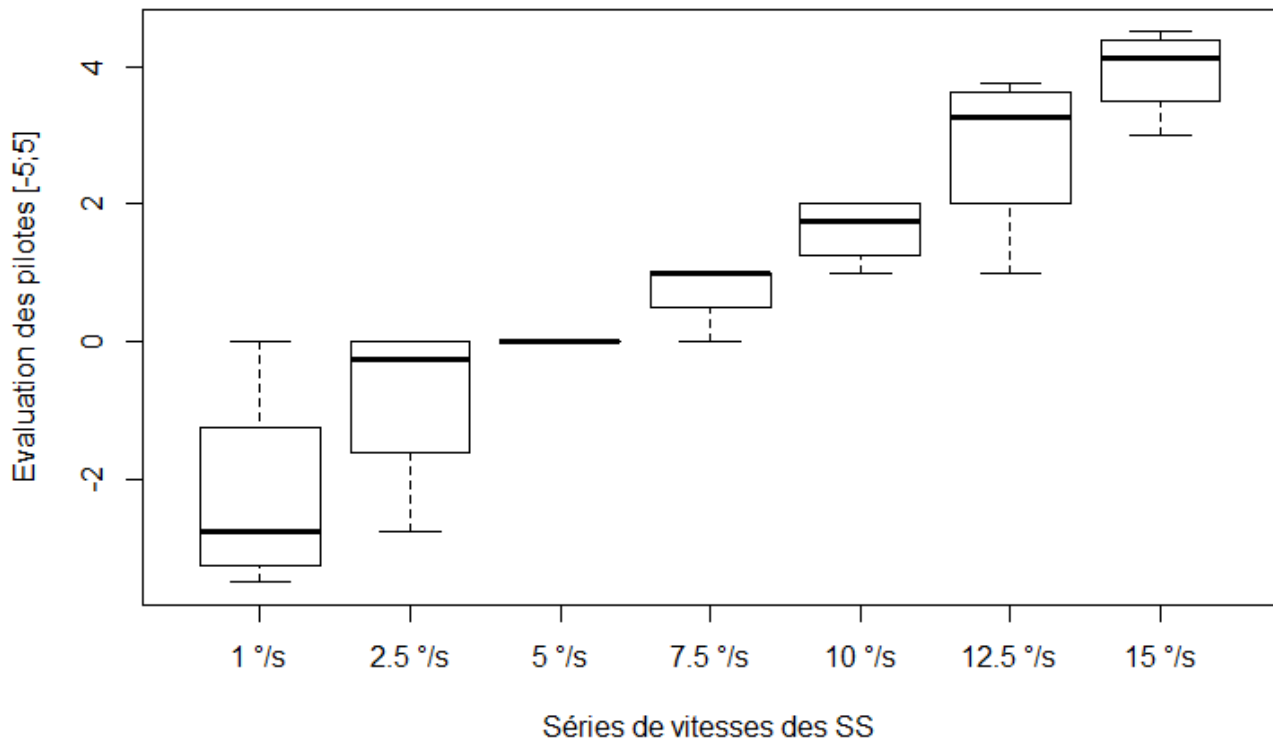
Sur la Figure II.17 on observe les avis des pilotes face aux débâtements produits par l'impact des différentes vitesses des SoftStops. Jusqu'à la vitesse de 7.5°/s, l'ensemble des sujets ont affirmé qu'ils n'ont pas ressenti de débâtements sur les commandes, lors de l'impact du SS, pouvant entraîner une perte de contrôle de l'appareil. A la vitesse de 10°/s et 12.5°/s, 75% des sujets ont affirmé avoir subi des débâtements importants lors des impacts du SS. A 15°/s 100% des sujets disent avoir subi des débâtements trop importants pouvant compromettre la sécurité du vol.

En dehors de leurs préférences, les sujets ont été interrogés sur l'acceptabilité des différentes séries de vitesses. Le Tableau II.9 montre le nombre de sujets ayant accepté chaque série en fonction de la phase du SS (impact ou éloignement) et type de fonction (protection ou aide au pilotage). Lors de l'impact et pour une fonction de protection, les sujets accepteraient une gamme de vitesse beaucoup plus grande, en comparaison à une fonction d'aide au pilotage pendant la même phase. L'ensemble des sujets ont accepté les vitesses 5°/s et 7.5°/s, 3 des 4 sujets accepteraient la vitesse 2.5°/s, et la moitié arriveraient à accepter les vitesses de 10°/s à 15°/s pour la protection. Quand il s'agit d'une fonction d'aide au pilotage, les sujets ne s'imaginent pas accepter une fonction qui va au-delà de 7.5°/s, et 5°/s reste la vitesse la plus acceptée (voir Phase Fonction d'aide au pilotage - Impact sur le Tableau II.9).

Type de fonction Série	Fonction de protection		Fonction d'aide au pilotage	
	Impact	Éloignement	Impact	Éloignement
1 °/s	1	NA	1	1
2.5 °/s	3	NA	2	2
5 °/s	4	NA	3	2
7.5 °/s	4	NA	2	2
10 °/s	2	NA	0	1
12.5 °/s	2	NA	0	0
15 °/s	2	NA	0	0

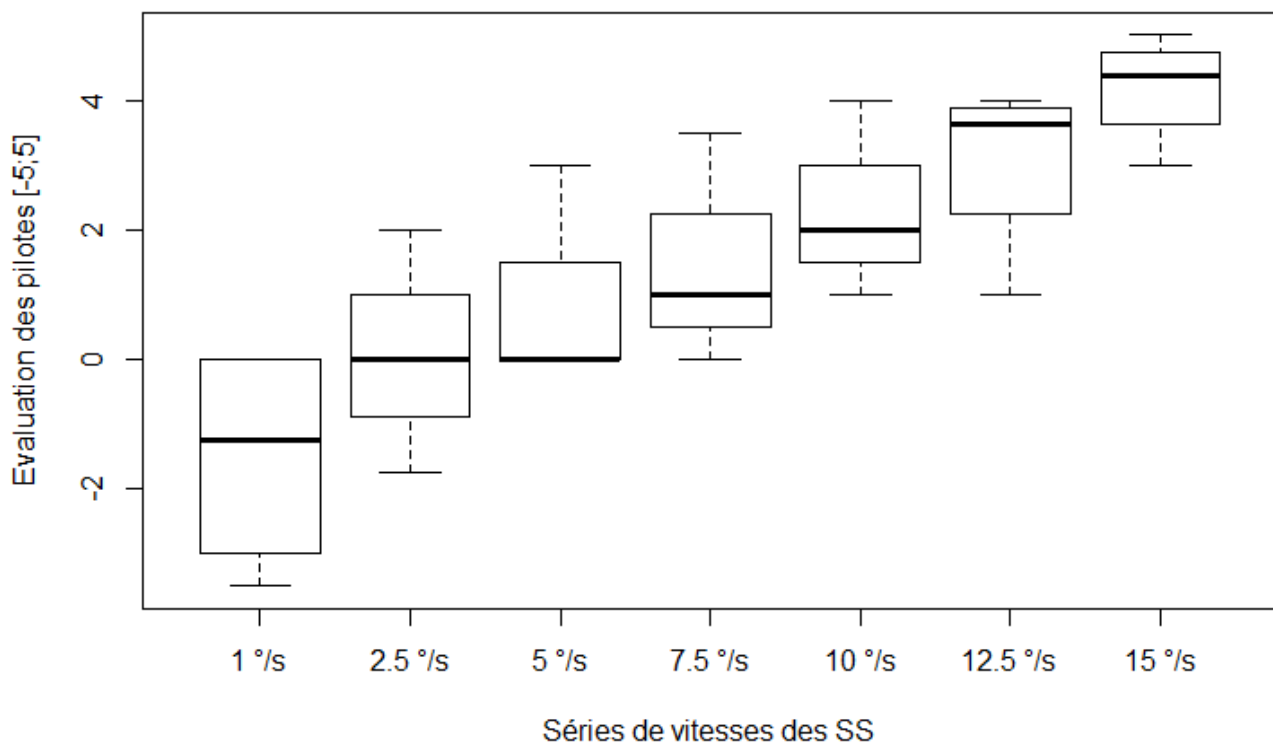
Table II.9: Acceptabilité des pilotes pour chaque type de fonction, la phase et la vitesse du SS.

Réprésentation des évaluations des pilotes sur les vitesses des SS lors de la phase d'impact et pour des fonctions de protection



(a) Boxplot des évaluations des pilotes pour les fonction de protection.

Réprésentation des évaluations des pilotes sur les vitesses des SS lors de la phase d'impact et pour des fonctions d'aide au pilotage



(b) Boxplot des évaluations des pilotes pour les fonctions d'aide au pilotage.

Fig. II.16: Boxplots des évaluations des pilotes lors de l'impact du SS, en fonction de la vitesse et du type de fonction

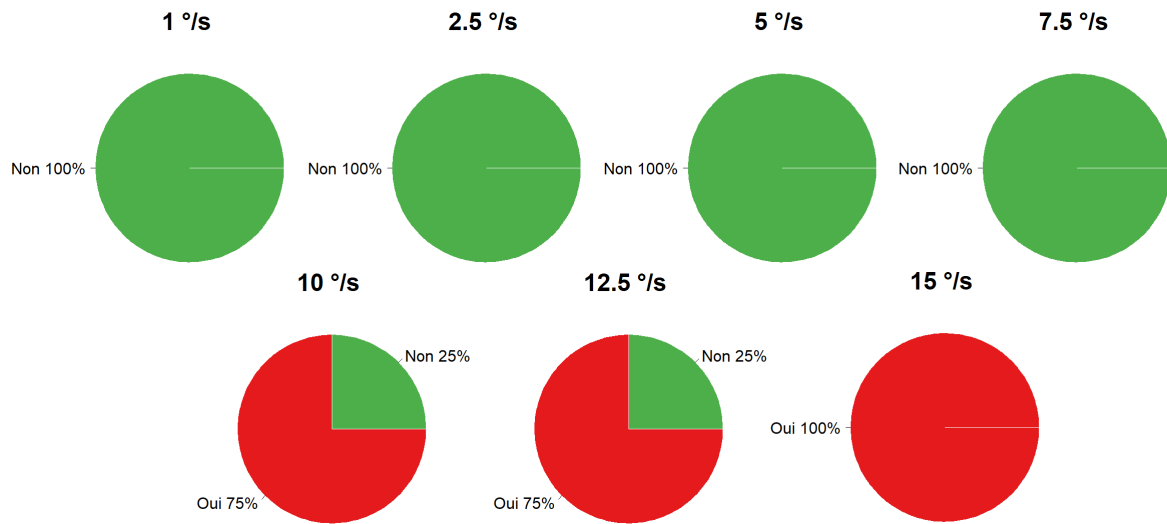


Fig. II.17: Avis des pilotes sur une possible perte de contrôle sur les commandes en fonction de la vitesse du SS lors de l'impact.

a).2 Vitesses d'éloignement pour les fonctions de protection et d'aide au pilotage

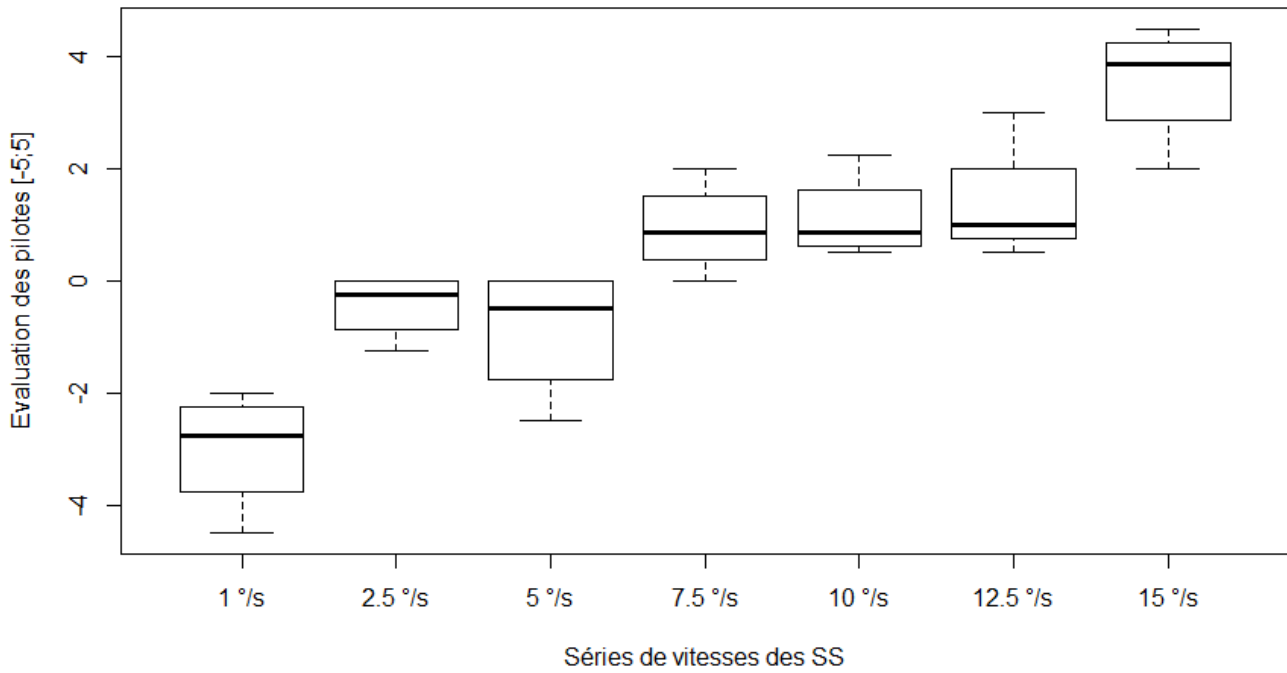
La Figure II.18a montre les médianes des évaluations des sujets pilotes en fonction de la vitesse d'éloignement. Il leur a été demandé de s'imaginer ces SS comme étant une fonction de protection. La vitesse 2.5°/s a sa médiane égale à 0. La vitesse 5°/s a sa médiane légèrement inférieure à 0, mais plus dispersée en comparaison avec la vitesse de 2.5°/s. Les vitesses à partir de 7.5°/s montrent une médiane plus élevée, en particulier la vitesse de 15°/s. La vitesse de 1°/s montre une médiane proche de -3, indiquant que l'ensemble des sujets trouvent celle-ci très lente.

La Figure II.18b montre la représentation des évaluations des pilotes sur les vitesses dans le cas d'une fonction d'aide au pilotage. Nous observons la même tendance pour les fonctions d'aide au pilotage lors de la phase d'impact, avec une dispersion plus importante des évaluations. Les médianes des vitesses 2.5°/s est à nouveau égale à 0, autrement dit optimale. La médiane de de 5°/s est, approximativement, -0.5. La distribution de 2.5°/s est plutôt homogène, alors que celle de 5°/s est clairement dissymétrique positive.

Sur la Figure II.19 sont représentés les ressentis des pilotes sur une possible perte de contrôle lors du suivi des SS. Les séries de vitesses 1°/s, 2.5°/s et 7.5°/s n'ont pas provoqué chez les pilotes un ressenti de perte de contrôle. Pour les séries 5°/s, 12.5°/s et 15°/s un pilote sur quatre a affirmé pouvoir perdre le contrôle lors du suivi du SS. Enfin, la moitié de pilotes disent n'avoir pas gardé le contrôle sur l'ensemble des commandes lors du suivi d'un SS de 10°/s.

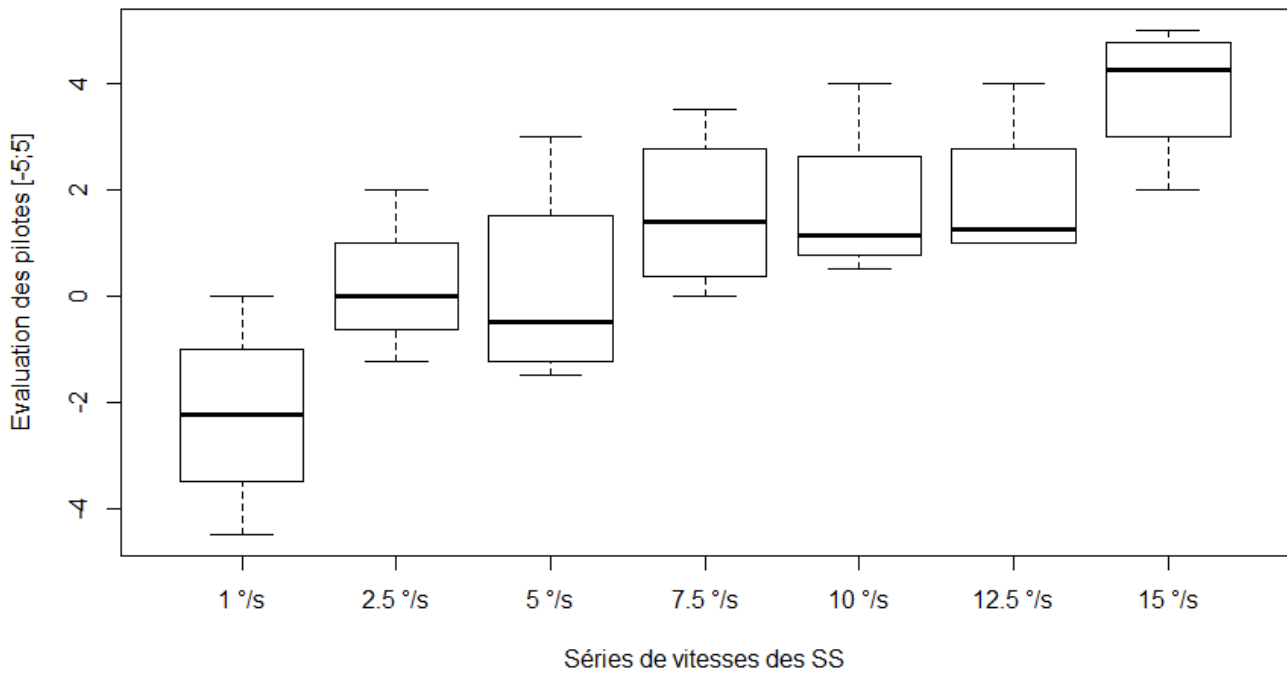
L'acceptabilité des vitesses lors de la phase d'éloignement du SS et pour les fonctions d'aide au pilotage est montrée sur le Tableau II.9. Les sujets n'ont pas été interrogés sur les fonctions de protection car celles-ci représentent un avertissement de l'approche d'une limite de vol. Le sujet ne doit pas voler aux limites de son enveloppe de vol, et donc il n'est pas censé suivre un SS de type protection quand celui-ci s'éloigne. Comme lors de l'impact, l'acceptabilité des sujets sur la vitesse d'éloignement se centre sur les faibles/moyennes vitesses. Les vitesses 12.5°/s et 15°/s n'ont pas été acceptées par personne. Par contre, la gamme de vitesses entre 2.5°/s et 7.5°/s a été la plus acceptée avec 2 sujets sur 4.

Réprésentation des évaluations des pilotes sur les vitesses des SS lors de la phase d'éloignement et pour des fonctions de protection



(a) Boxplot des évaluations des pilotes pour les fonction de protection.

Réprésentation des évaluations des pilotes sur les vitesses des SS lors de la phase d'éloignement et pour des fonctions d'aide au pilotage



(b) Boxplot des évaluations des pilotes pour les fonctions d'aide au pilotage.

Fig. II.18: Boxplots des évaluations des pilotes lors de l'éloignement du SS, en fonction de la vitesse et du type de la fonction.

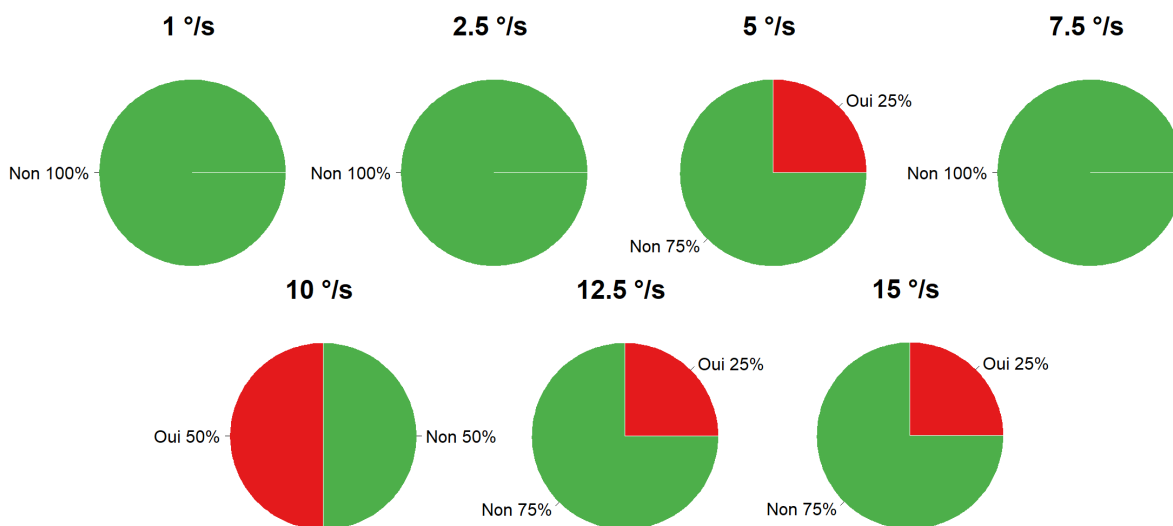


Fig. II.19: Avis des pilotes sur une possible perte de contrôle sur les commandes en fonction de la vitesse du SS lors de l'éloignement.

a).3 Conclusion de l'analyse subjective

Après la passation de toutes les séries, les sujets ont donné leur impression finale sur les différents vitesses ressenties. Pour chaque type de fonction (protection et aide au pilotage), ils ont pu donner un intervalle de vitesses souhaitables. Comme on peut observer sur la Figure II.20, pour les fonctions de protection, la limite inférieure la plus répétée est de 2.5°/s alors que la limite haute serait entre 5 et 7°/s. Pour les fonctions d'aide au pilotage, les avis sont plus diversifiés. Si on retranche les différents avis des pilotes, la vitesse la plus citée est 2.5°/s pour la limite basse.

Les sujets ont réalisé l'ensemble des séries avec des SS d'amplitude soit de 20 N, soit de 40 N. De plus, ils ont réalisé en double certaines de ces séries avec une amplitude autre que celle de base. L'objectif a été de comparer si le ressenti de ces vitesses se voyait affecté par l'amplitude du SS. Tous les sujets ont conclu de la même façon : ils n'ont pas constaté de différence dans le ressenti de la vitesse lors de l'augmentation ou diminution de l'amplitude, et pour une série donnée.

Enfin, il leur a été demandé s'ils imagineraient des vitesses différentes pour des fonctions de protection et d'aide au pilotage. En général, 4 pilotes sur 5 ont affirmé ne pas avoir des soucis sur ce sujet, et que cela pourrait même être bénéfique pour leur différenciation.

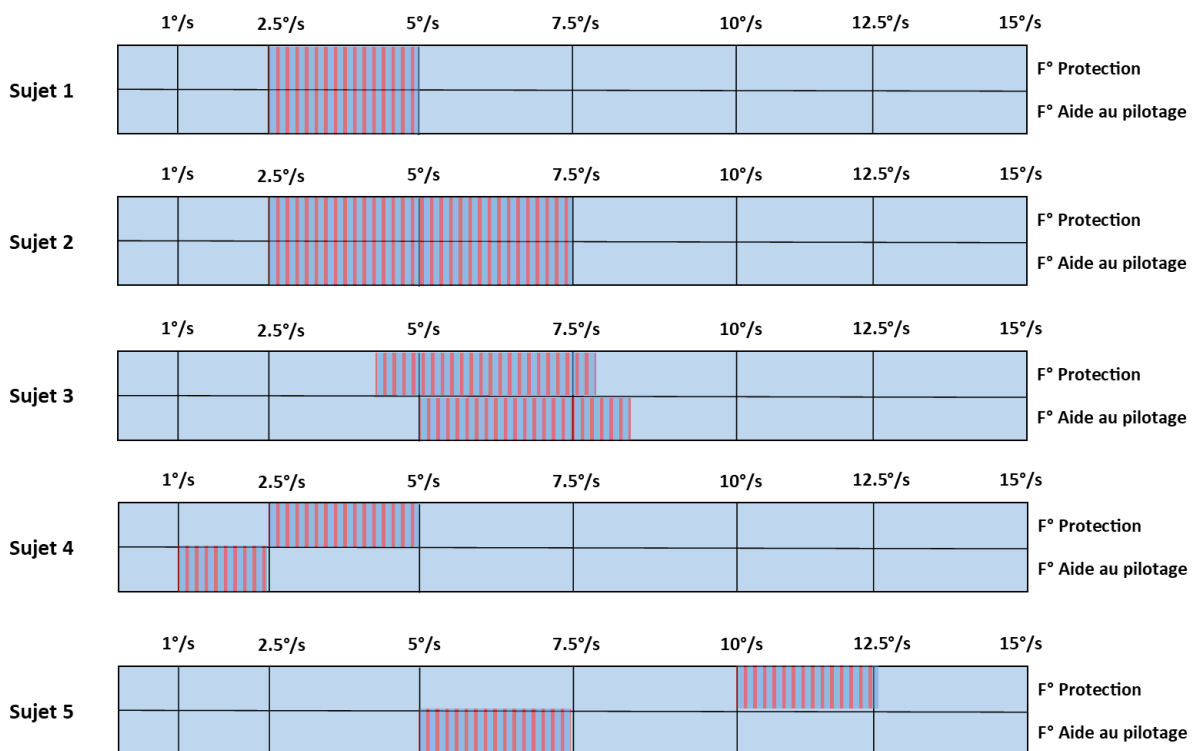


Fig. II.20: Intervalles données par le pilote sur les vitesses minimales et maximales acceptables en fonction du type de fonction (protection ou aide au pilotage).

b) Analyse objective des vitesses d'un SS

Les sujets ayant réalisé l'exercice 2, correspondant au refus du SS, n'ont pas complété de questionnaire mais ont, à chaque série de vitesse, exprimé leur opinion sur le débattement ressenti sur la commande du collectif. Les sujets ont réalisé toutes les séries avec des SoftStops à 20 N et à 40 N ; le but étant de vérifier quel est l'impact de la vitesse en fonction de l'amplitude du SS. Au total, 4 sujets ont réalisé cet exercice ; néanmoins, on sait que le nombre de sujets nécessaires n_A et n_B pour un étude statistique (pour les séries avec des amplitudes 20 N et 40 N respectivement) est défini, lors de l'impact du SS, par :

$$\begin{aligned}
 n_A &= 2 \times \frac{s^2}{\Delta^2} * (z_{\alpha/2} - z_{p_{uis}})^2 \\
 &= 2 \times \frac{2.986556}{2^2} \times (z_{50\%/2} - z_{80\%})^2 \\
 &= 2 \times \frac{2.986556}{2^2} \times (1.96 - (-0.842))^2 \\
 &= 11.72403 \\
 &\approx 12
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 n_B &= 2 \times \frac{s^2}{\Delta^2} * (z_{\alpha/2} - z_{p_{uis}})^2 \\
 &= 2 \times \frac{8.389024}{2.5^2} \times (z_{50\%/2} - z_{80\%})^2 \\
 &= 2 \times \frac{8.389024}{2.5^2} \times (1.96 - (-0.842))^2 \\
 &= 21.07646 \\
 &\approx 21
 \end{aligned}$$

Avec s^2 la variance de l'étude préliminaire (sous les données obtenues), Δ la différence minimale d'intérêt, $z_{p_{uis}}$ la puissance de la significativité, et z_{α} le risque qu'on accepte de prendre pour un faux positif.

Le nombre de sujets nécessaires n_C et n_D pour un étude statistique (pour les séries avec des amplitudes 20 N et 40 N respectivement) est défini, lors de l'éloignement du SS, par :

$$\begin{aligned}
 n_C &= 2 \times \frac{s^2}{\Delta^2} * (z_{\alpha/2} - z_{p_{uis}})^2 \\
 &= 2 \times \frac{0.893358}{1^2} \times (z_{50\%/2} - z_{80\%})^2 \\
 &= 2 \times \frac{0.893358}{1^2} \times (1.96 - (-0.842))^2 \\
 &= 14.02787 \\
 &\approx 14
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
n_D &= 2 \times \frac{s^2}{\Delta^2} * (z_{\alpha/2} - z_{p_{uis}})^2 \\
&= 2 \times \frac{2.81271}{2^2} \times (z_{50\%/2} - z_{80\%})^2 \\
&= 2 \times \frac{2.81271}{2^2} \times (1.96 - (-0.842))^2 \\
&= 11.04158 \\
&\approx 11
\end{aligned}$$

En théorie, il nous faudrait 21 sujets pour faire l'analyse statistique prévue (Anova one-way à mesures répétées). Il est important de prendre en compte que les observations et conclusions suivantes issues des boxplots n'accomplissent pas le nombre minimal de sujets nécessaires pour avoir une puissance correcte des résultats. La raison de cette manque de sujets est, d'une partie la difficulté de trouver des pilotes hélicoptères, et d'une autre le contexte sanitaire liée à la COVID.

b).1 Débattement ressenti lors de l'impact du SS

Les Figures II.21a et II.21b représentent les médianes des moyennes des débattements subis par les pilotes sur la commande du collectif par des SS d'amplitude 20 et 40 N respectivement. Ces débattements sont issus de l'impact des SS, et ils sont représentés en fonction de leur vitesse. En général, on observe une tendance à l'augmentation du débattement avec la vitesse subi par les pilotes à 20 et 40 N. Pour 40N, cette tendance est plus marquée et importante à partir de 5°/s. Alors que pour 20 N, l'augmentation du débattement est très progressive avec comme unique vitesse qui se différencie : 15°/s.

Nous avons testé les hypothèses de distribution, homogénéité de variance et d'indépendance sur nos données en vue de réaliser une analyse statistique Anova. Pour les données des SS à 20 et 40 N, le test de Levene a confirmé l'hypothèse nulle selon laquelle les variances entre les différentes groupes sont égales (Pour 20 N, $F(6,21)=1.1186$, $p=0.3852$ ns; Pour 40 N, $F(6,20)=1.5522$, $p=0.2127$ ns). D'un autre côté, le test de Shapiro-Wilk est fortement significatif pour les SS à 20 N, $W=0.85863$, $p=0.001403$, s, indiquant que les résidus de la moyenne d'erreur ne sont pas normaux. Par contre, ce même test est non significatif pour les SS à 40 N, $W=0.9742$, $p=0.7151$, indiquant que les résidus de la moyenne d'erreur sont normaux. Il ne reste que tout type d'analyse statistique aurait très peu de crédibilité vu le nombre de participants.

b).2 Débattement ressenti lors de l'éloignement du SS

Les Figures II.22a et II.22b représentent les médianes des moyennes des débattements subis par les pilotes sur la commande du collectif par des SS d'amplitude 20 et 40 N respectivement. Ces débattements sont issus de l'éloignement des SS, et ils sont représentés en fonction de leur vitesse. Pour les débattements générés par les SS à 20N (Figure II.22a), on observe une très légère tendance à l'augmentation du débattement subi sur le manche, si on le compare aux débattements subis lors de l'impact du SS à la même amplitude (Figure II.21a).

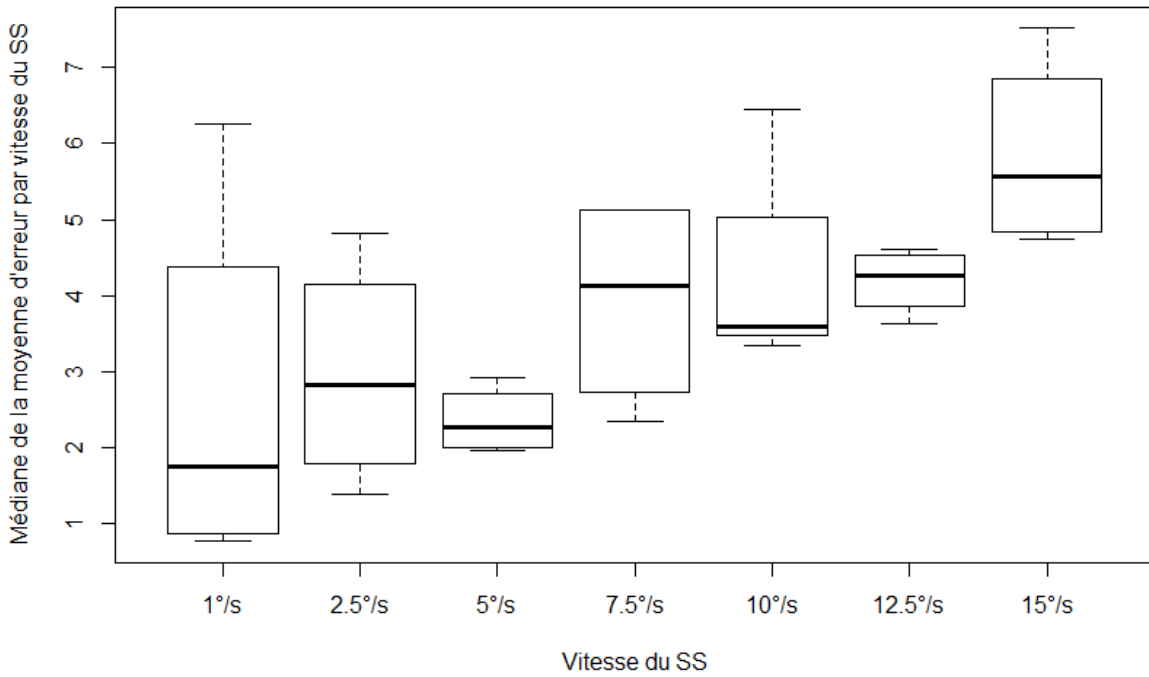
Sur la Figure II.22b, l'augmentation du débattement pour les SS à 40 N est plus irrégulière, mais il y a une claire augmentation à partir de 5°/s. Néanmoins, les débattements lors de l'éloignement semblent être plus petits que lors de l'impact en comparant cette Figure avec la Figure II.21b.

b).3 Conclusion de l'analyse objectif

Cet exercice d'analyse du débattement généré sur la commande du pilote nous a permis d'établir quelques conclusions. Premièrement, les débattements lors de l'éloignement du SS sont moins importants que lors

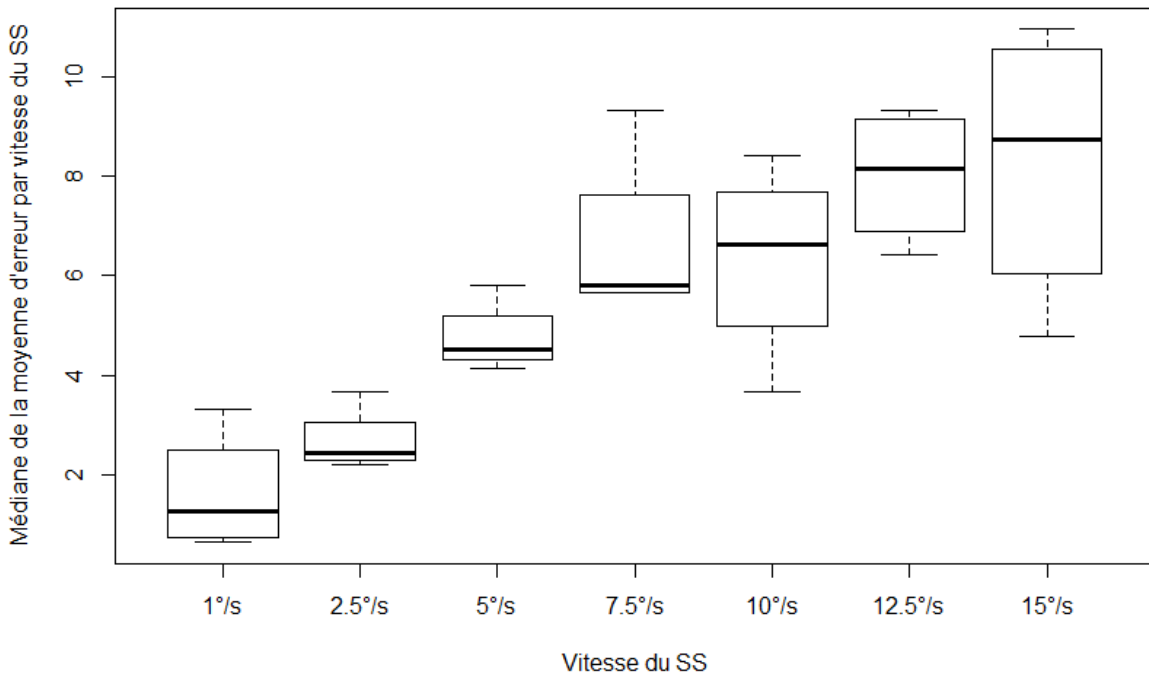
de l'impact du SS. Ceci est clairement observé lors de la comparaison des SS à même amplitude : à 20 N, la valeur du plus grand débattement atteinte lors de l'impact est d'environ 7.5 (sans unité), à l'éloignement est d'environ 4.5 (sans unité) ; alors que, à 40 N, la valeur du plus grand débattement atteinte lors de l'impact est d'environ 10.5 (sans unité), à l'éloignement est d'environ 7 (sans unité). Deuxièmement, il semble clair que pour des SS de 40 N la limite de vitesse du SS devrait être inférieure à $5^\circ/\text{s}$, pour éviter des grands débattements si le pilote s'opposait au SS (valeur de la médiane du débattement 5 (sans unité)). Enfin, pour les SS à 20 N il est un peu plus compliqué de définir une valeur limite de la vitesse du SS si le pilote voulait s'opposer à celui-ci. En effet, ils ont été moins impactés par l'amplitude du SS. Si on se base sur la même valeur de la médiane que pour 40 N, la valeur de la vitesse limite pour 20 N serait près de $10^\circ/\text{s}$.

Réprésentation des débattements subis par les pilotes lors de la phase d'impact des SS à 20 N et en fonction des vitesses



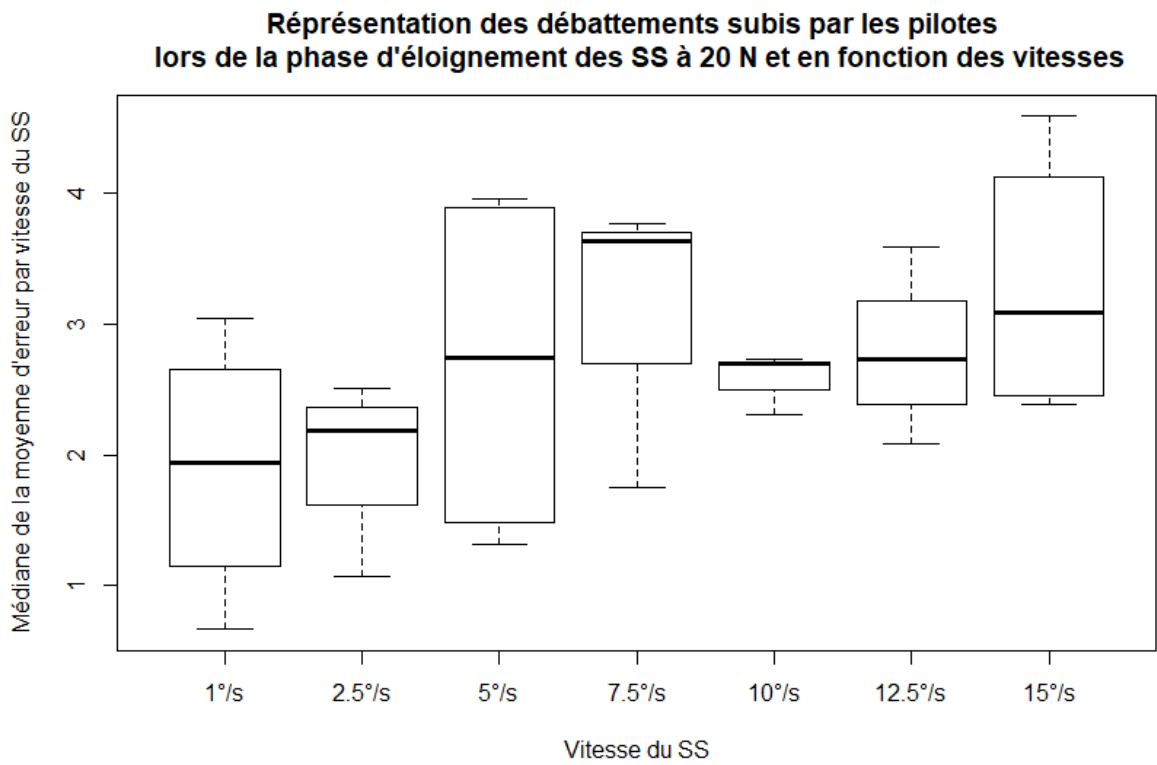
(a) Boxplot des moyennes des débattements générés par les SSs à 20 N et lors de la phase d'impact.

Réprésentation des débattements subis par les pilotes lors de la phase d'impact des SS à 40 N et en fonction des vitesses

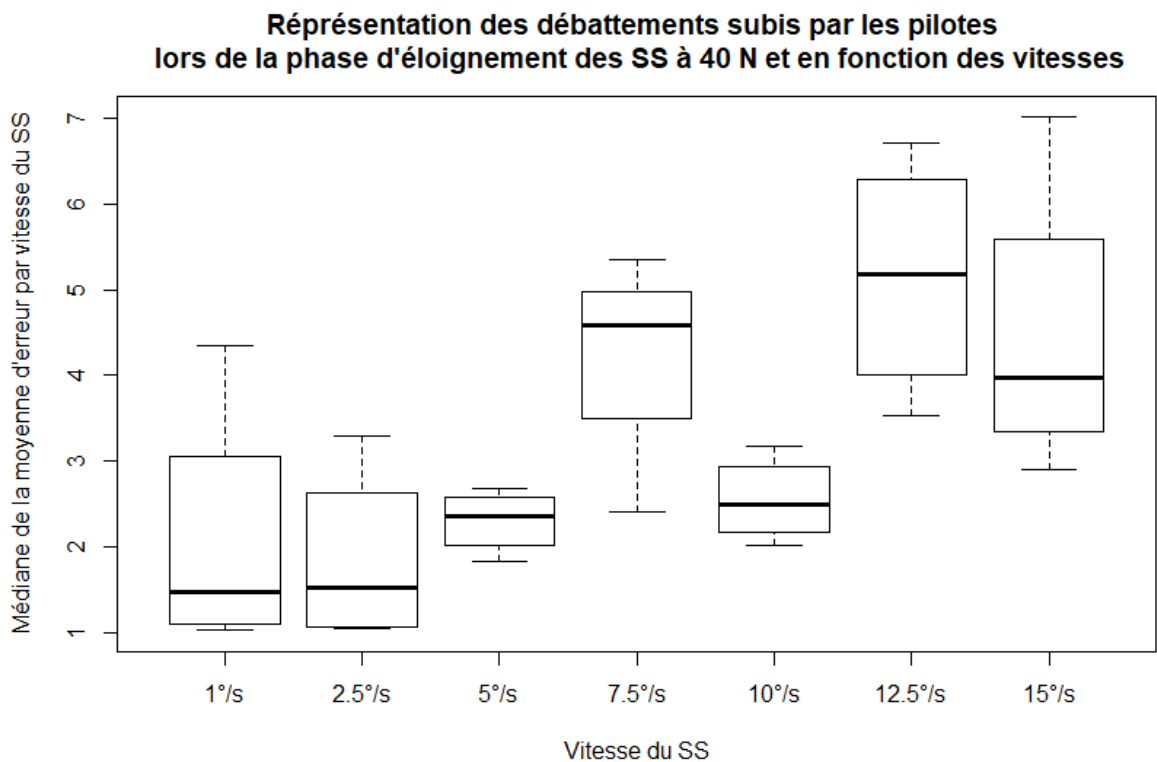


(b) Boxplot des moyennes des débattements générés par les SSs à 40 N et lors de la phase d'impact.

Fig. II.21: Boxplots des médianes des débattements générés sur la commande du collectif du pilote lors du passage du SS, en fonction de sa vitesse, et lors de la phase d'impact.



(a) Boxplot des moyennes des débattements générés par les SSs à 20 N et lors de la phase d'éloignement.



(b) Boxplot des moyennes des débattements générés par les SSs à 20 N et lors de la phase d'éloignement.

Fig. II.22: Boxplots des médianes des débattements générés sur la commande du collectif du pilote lors du passage du SS, en fonction de sa vitesse, et lors de la phase d'impact.

II.4 Optimisation des paramètres haptiques via la boucle hors-ligne

Les paramètres de régulation de la fonction VRS (gains PID) sont optimisés par une série des critères, et grâce à la méthode d'optimisation graphique expliquée dans la Section II.1.3. La position du SS, δSS , de cette fonction a la forme suivante (équation (II-2)),

$$\delta SS = DDZ + Kp \cdot (\epsilon_{lim} - \epsilon) + Ki \cdot \int (\epsilon_{lim} - \epsilon) dt + Kd \cdot \frac{\partial}{\partial t} (\epsilon_{lim} - \epsilon) \quad (\text{II-2})$$

avec ϵ la valeur du modèle qui calcule l'approche du VRS, ϵ_{lim} la valeur limite de epsilon qui entraîne l'entrée en VRS et égale à 0.25, et Kp, Ki, Kd les gains du PID pour contrôler la dynamique du SS.

Pour rappel, le comportement souhaité pour la dynamique d'une telle fonction est celle d'un premier ordre. Les critères souhaités pour ce comportement sont donc (voir Figure II.1) :

- Pas d'overshooting
- Une erreur statique de commande la plus petite possible
- Une vitesse d'impact non supérieure à 5-7°/s
- Une phase stable lors de l'appui du pilote contre le SS

La formulation des critères utilisés est la suivante :

Résultat du critère	Formulation du critère
Intégrale d'erreur quand l'HC dépasse $\epsilon \leq 0.25$. Ce critère délimite un espace des valeurs qui ne peuvent pas être utilisés (on veut que l'HC ne rentre jamais en VRS). Le résultat de J1 est un intervalle de paramètres.	$J1 = \int_{-\text{inf}}^{\epsilon < \epsilon_{lim}} (\epsilon_{lim} - \epsilon(t)) dt$ avec $\epsilon_{lim} = 0.25$
Intégrale d'erreur par rapport à $\epsilon = 0.25$ pendant toute la durée de la simulation. Ce critère est minimisé dans le but de diminuer l'erreur statique de la fonction. Le résultat de J2 est une valeur numérique.	$J2 = \int_0^{T_{sim}} (\epsilon_{lim} - \epsilon(t)) dt$ $T_{sim} = 35s$
La vitesse au point de contact entre le SS et la commande du pilote doit être bornée entre $[2.5^\circ; 7.5^\circ]$ (selon les résultats obtenus dans l'expérience II.3)	$J3 = \max(V_{SS}(t))$ si $\delta SS > DDZ$ avec V_{SS} la vitesse du SS δSS la position du SS et DDZ la commande en collectif

Table II.10: Critères utilisés pour l'optimisation des paramètres de la dynamique du SS

Un programme d'optimisation a été créé dans le but de chercher les paramètres répondant aux critères cités. Il calcule la valeur de ces critères sur n nombre de simulations sur un intervalle de paramètres, définis par l'utilisateur. Les bornes choisies pour les gains du PID sont celles indiquées sur le Tableau II.11.

La recherche des paramètres a été limitée dans un premier temps à Kp=-20. Nous nous sommes aperçus, lors du process d'optimisation, que l'augmentation de Kd implique une augmentation de Kp. Nous avons donc décidé d'augmenter les bornes pour certains valeurs de Kd.

Paramètre K	Nombre de points	Bornes	Pas
Kp	50	$[-1; -20]$ ou $[-21; -40]$ ou $[-31; -50]$	-0.38775510204082
Ki	50	$[0; 2]$	0.0408163265306122
Kd	11	$[0; -100]$	-1

Table II.11: Bornes utilisées pour l'optimisation des gains PID de la commande du SS.

II.4.1 Critère J1

Le critère J1 définit, pour chaque valeur de Kd, l'intervalle des valeurs pour Kp et Ki qui assurent que l'hélicoptère ne rentre jamais en vortex ($\epsilon < 0.25$). Si c'est le cas, pour un couple donné de valeurs Kp et Ki, la valeur de J1 sera nulle. Sinon, J1 sera le résultat de l'intégrale des dépassements réalisés par rapport à $\epsilon_{lim} = 0.25$.

Le critère J1 est représenté sur les Figures II.24 et II.25 en fonction de Kp et Ki, et pour Kd=0 et Kd=-5, sous la forme d'une surface. La ligne rouge tracée sur les différentes surfaces délimite l'espace des Kp et Ki qui n'ont jamais dépassé la limite ϵ_{lim} (J1=0).

En général, on observe que la diminution (ou l'augmentation en valeur absolue) de la valeur Kd diminue l'intervalle Kp/Ki où $\epsilon < 0.25$ (soit $J1 > 0$). La Figure II.23 montre comment les intervalles où $J1 > 0$ rétrécissent quand la valeur de Kd diminue. Aussi, sur les Figures II.24 et II.25, on observe que dans les intervalles où $J1 > 0$ la valeur de J1 s'intensifie lors de la diminution de Kd. Autrement dit, si on dépasse le SS, plus le Kd est petit, plus important sera le dépassement par rapport à $\epsilon_{lim} = 0.25$.

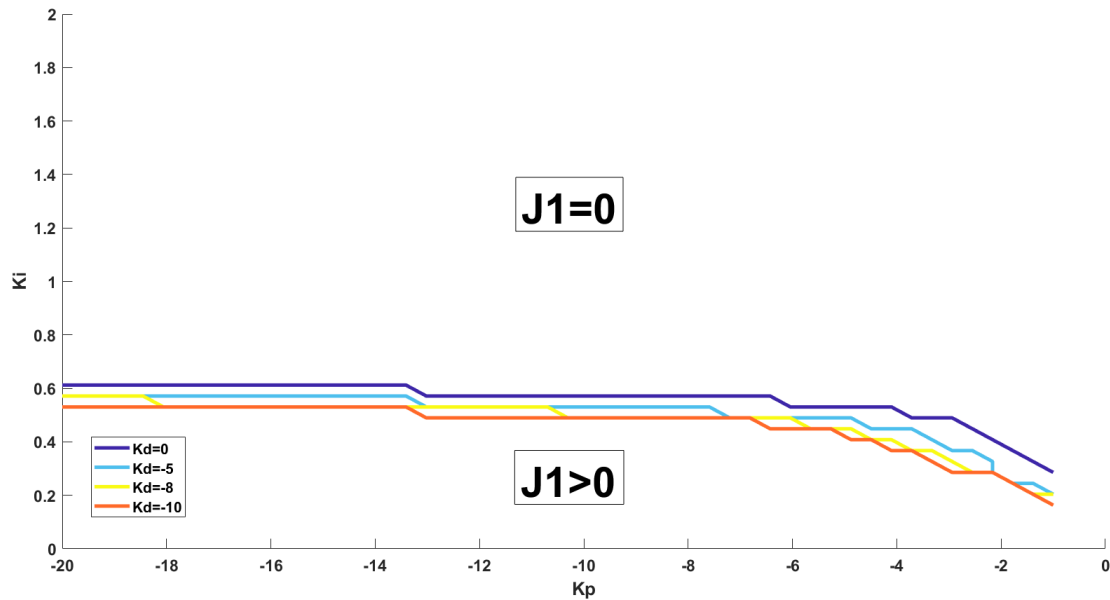
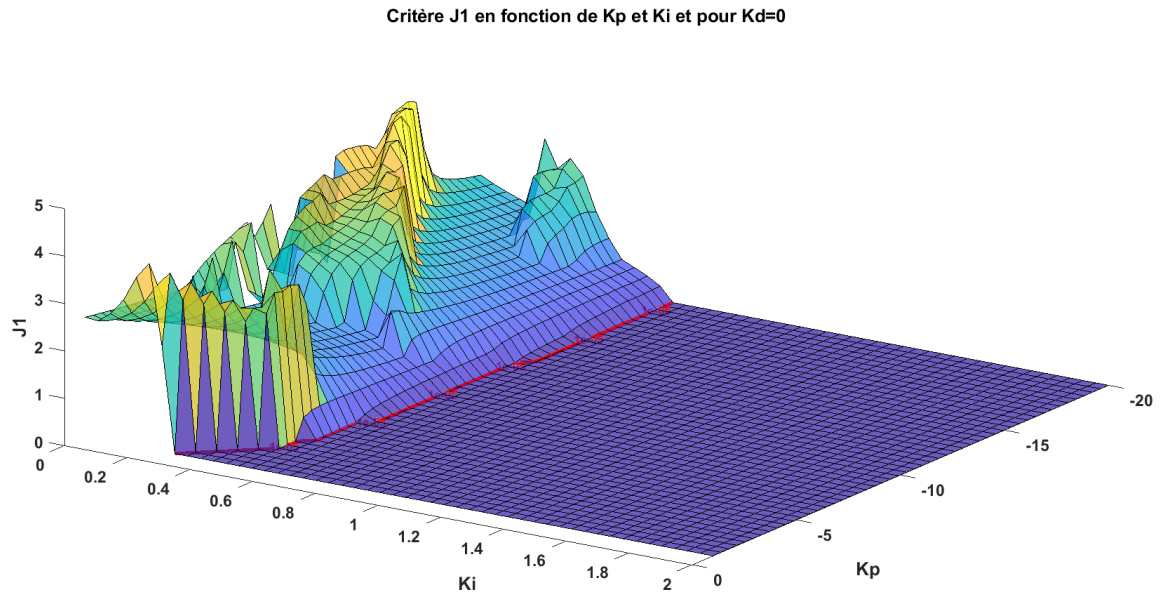
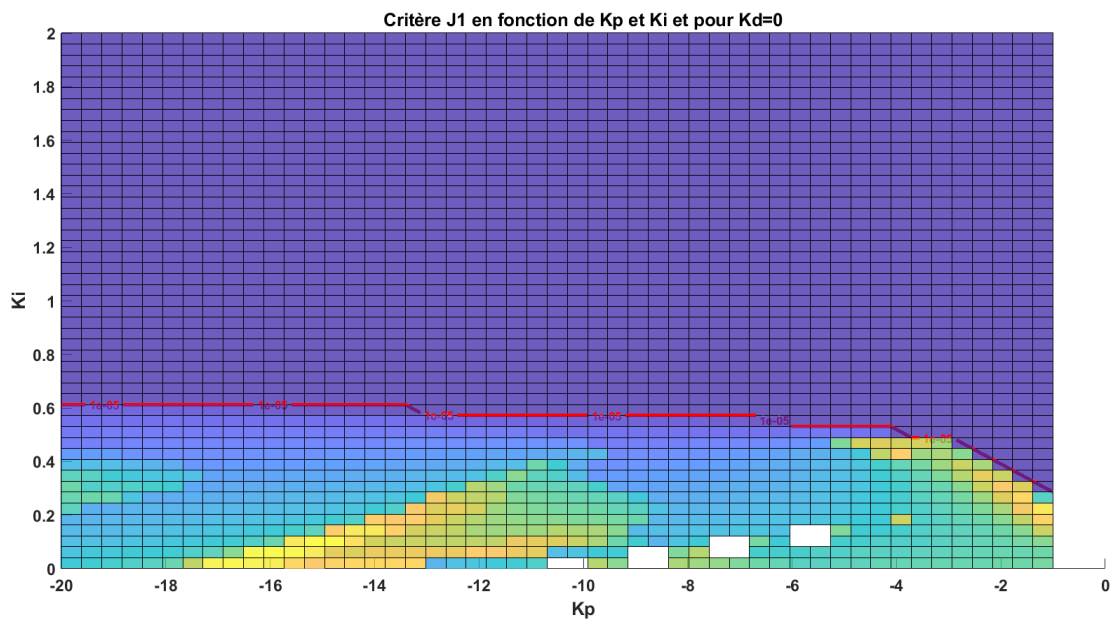


Fig. II.23: Comparaison de l'effet de différentes valeurs de Kd pour le critère J1.

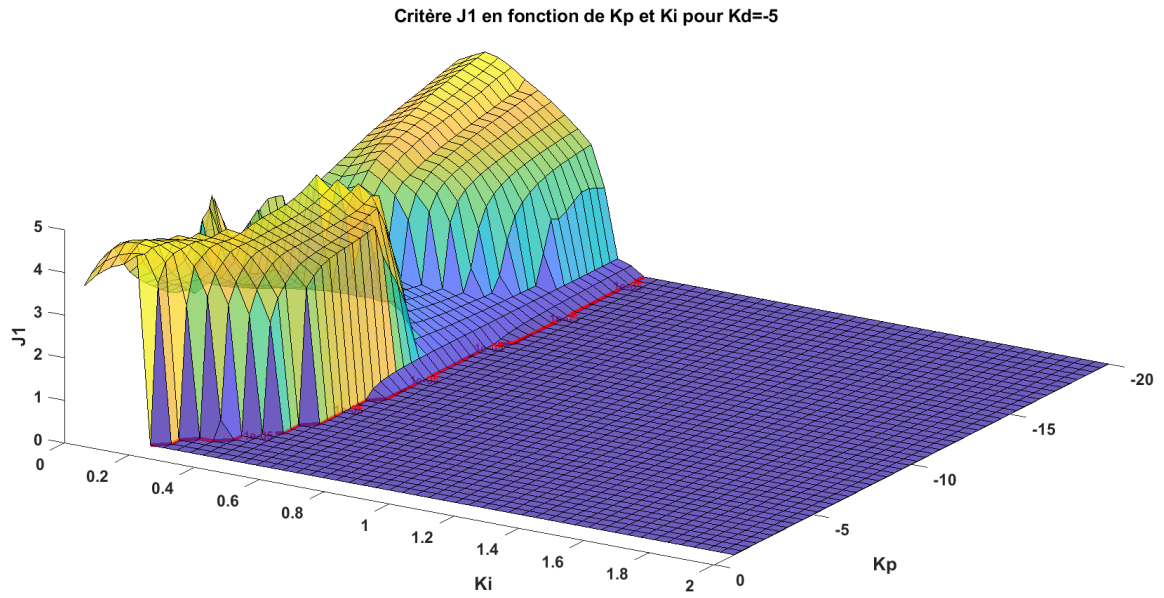


(a) Surface en 3D du critère J1 en fonction de Kp et Ki et pour Kd=0.

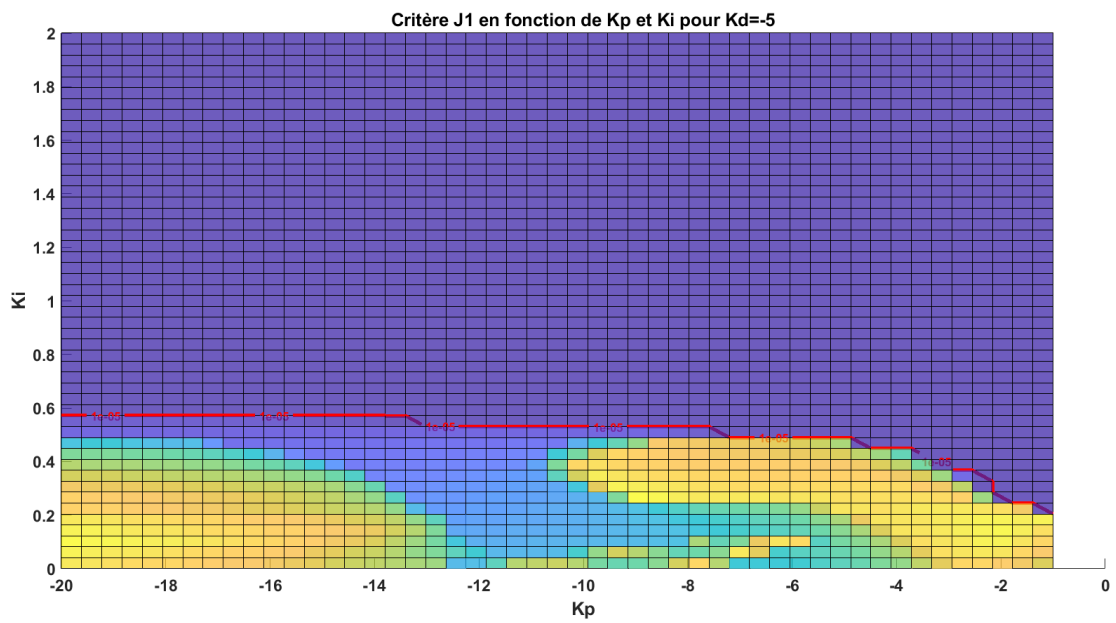


(b) Surface en 2D du critère J1 en fonction de Kp et Ki et pour Kd=0

Fig. II.24



(a) Surface en 3D du critère J1 en fonction de Kp et Ki et pour Kd=-5.



(b) Surface en 2D du critère J1 en fonction de Kp et Ki et pour Kd=-5

Fig. II.25

II.4.2 Critère J2

Le critère J2 sélectionne, pour chaque Kd, le couple Kp/Ki qui minimise l'erreur $|(\epsilon_{lim} - \epsilon)|$. Le critère J2 n'est calculé que sur le domaine J1=0. Ainsi, pour chaque Kd on obtient une unique valeur pour le couple Kp/Ki qui minimisent J2.

Le tableau II.12 montre les résultats obtenus pour J2 et pour des Kd allant de 0 à -100. On peut observer que la diminution (ou augmentation de la valeur absolue) de Kd, diminue la valeur J2. Deuxièmement, on observe que la diminution de Kd implique la diminution de Kp. La valeur de Ki reste assez constante autour de 0.4898. Enfin, il semble exister une valeur Kd à partir de laquelle J2 inverse sa tendance et augmente. Cette valeur se trouve autour de Kd=-38, mais elle pourrait s'expliquer peut-être par le domaine défini de recherche Kp. Au fur et à mesure qu'on a diminué Kd, les valeurs retournées de Kp étaient de plus en plus proches du domaine défini préalablement pour Kp [-1 ; -20]. Il a fallu élargir ce domaine pour éviter que le code nous renvoie la borne inférieure Kp=-20.

Kp_{opt}	Ki_{opt}	Kd_{opt}	J2
-20	0.6122	0	10.6922
-14.5714	0.5714	-1	10.6573
-16.1224	0.5714	-2	10.5441
-5.6531	0.4898	-3	10.4807
-6.4286	0.4898	-4	10.4313
-7.2041	0.4898	-5	10.3958
-7.9796	0.4898	-6	10.3686
-9.1429	0.4898	-7	10.3402
-10.3061	0.4898	-8	10.3198
-11.0816	0.4898	-8.75	10.3077
-11.4694	0.4898	-9	10.3039
-12.2449	0.4898	-10	10.2908
-13.4082	0.4898	-11	10.2793
-14.1837	0.4898	-12	10.2690
-14.9592	0.4898	-13	10.2599
-16.1224	0.4898	-14	10.2517
-16.8980	0.4898	-15	10.2443
-22.0408	0.4898	-20	10.1347
-23.5714	0.4898	-22	10.2070

Kp_{opt}	Ki_{opt}	Kd_{opt}	J2
-25.6122	0.4898	-24	10.2007
-26.8367	0.4898	-25	10.1975
-27.6531	0.4898	-26	10.1945
-34.5918	0.4898	-28	10.1770
-31.7347	0.4898	-30	10.1841
-33.3673	0.4898	-32	10.1798
-34.1837	0.4898	-34	10.1767
-42.2449	0.4490	-35	10.1646
-43.2653	0.4490	-36	10.1627
-44.4898	0.4490	-37	10.1622
-45.5102	0.4490	-38	10.1605
-46.3265	0.4490	-39	10.1718
-31.6327	0.4898	-40	10.2013
-49.3878	0.4490	-42	10.2196
-18.4490	0.3265	-45	10.4913
-17.2857	0.2857	-50	10.5299
-17.6735	0.2449	-60	10.6095
-20	0	-100	10.9289

Table II.12: Résultats obtenus de la boucle d'optimisation : pour chaque Kd sont donnés les paramètres Kd et Kp minimisant le critère J2.

Le trio des paramètres PID qui minimisent le critère d'optimisation J2 est :

$$Kp_{opt} = -45.5102, Ki_{opt} = 0.4490, Kd_{opt} = -38, J2 = 10.1605$$

La Figure II.26 montre les résultats de la simulation faite pour ces paramètres. Nous nous sommes questionnés sur le fait s'il existait une différence dans la dynamique du SS entre les paramètres minimisant J2 et les autres paramètres avec des valeurs de J2 très proches. La figure II.27 montre la comparaison du comportement du SS en fonction du temps et pour des Kd allant de Kd=-38 jusqu'à Kd=-20. D'après les comportements des SS attendus, et définies sur la section II.1, le Kd=-38 présente vers t=10 s un dépassement trop important. La méthode suivie a été d'augmenter Kd jusqu'à observer le comportement souhaité. Pour Kd=-34 et Kd=-30 ce dépassement a diminué considérablement, par contre une vibration est apparue vers t=7s. Ces vibrations ne sont pas présentes pour Kd=-26 (ou Kd=-20).

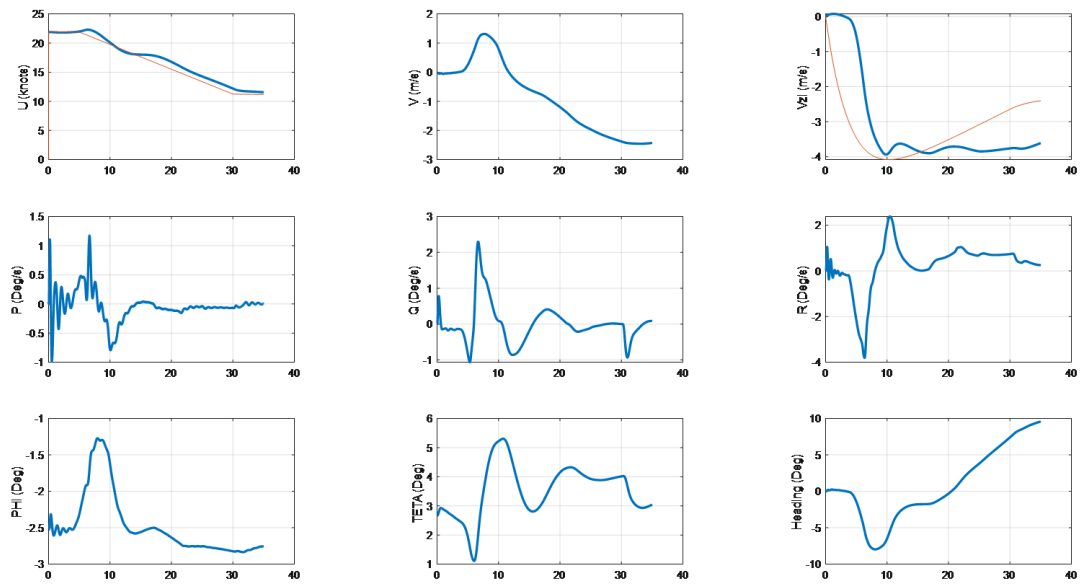


Fig. II.26: États de la simulation hors ligne pour le test de la fonction d'évitement de VRS et pour un $K_d=-38$.

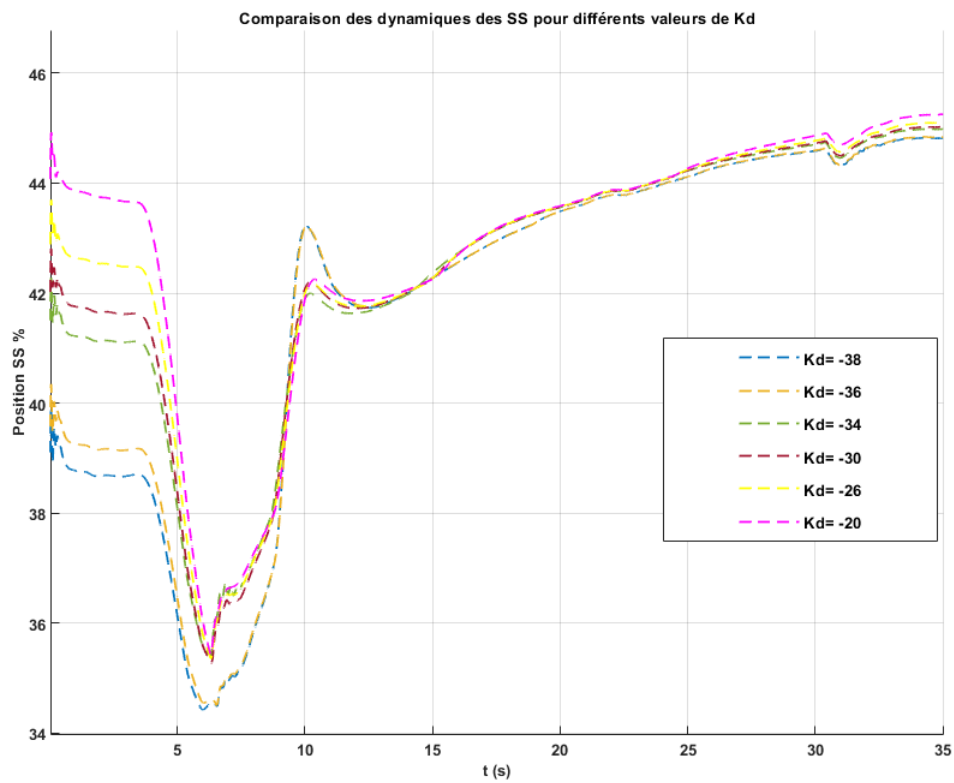


Fig. II.27: Différentes positions des SSs en fonction du temps et pour différentes valeurs de K_d .

La question suivante a été de vérifier si ces dépassements ou vibrations seraient perceptibles en simulateur par un pilote. Mais, surtout aussi, de vérifier si ce trio de paramètres accomplissait son objectif d'empêcher le pilote de rentrer en vortex. Nous avons aussi décidé de prendre deux autres trios de paramètres, à savoir :

$$Kp = -27.531, Ki = 0.4898, Kd = -26, J2 = 10.1945$$

$$Kp = -22.0408, Ki = 0.4898, Kd = -20, J2 = 10.1347$$

II.4.3 Critère J3

Le dernier critère avant l'essai sur simulateur de ces paramètres, est de vérifier pour chaque trio que la vitesse, au moment de l'impact avant la commande du pilote, reste dans les bornes de vitesses définies dans l'expérience de la Section II.3. Le critère J3 fourni, plus exactement, la vitesse maximale du SS envoyé lorsque le pilote est au contact de celui-ci. Le Tableau II.13 montre qu'il n'y a pas de soucis de ce côté, puisque elles sont restées dans l'intervalle de vitesses $[2.5;7.5]^\circ/s$.

Kp	Ki	Kd	J3
-45.5102	0.4490	-38	max =10.75 %/s - min=-2.98 %/s
-27.531	0.4898	-26	max = 5.41 %/s - min=-0.8022 %/s
-22.0408	0.4898	-20	max = 4.88 %/s - min=-1.23 %/s

Table II.13: Valeurs des vitesses maximales lors de l'impact du SS contre la commande collective du Pilote, et pour les valeurs optimales sélectionnées avec J2.

Synthèse du Chapitre

Afin d'optimiser les paramètres de la fonction d'évitement de VRS, nous avons réalisé différents essais et expériences qui nous ont permis d'identifier,

- Les efforts maximaux à utiliser pour les fonctions d'aide au pilotage et protection.
- Les vitesses maximales à ne pas dépasser lors de l'impact du SS et la commande du pilote.
- Les gains de la dynamique du SS pour la fonction d'évitement VRS.

La fonction VRS a été optimisée hors ligne dans un premier temps, et ensuite a été intégrée sur le simulateur de l'ONERA. Afin de vérifier que les différents paramètres techniques et haptiques ont été optimisés, une expérience avec des pilotes hélicoptère a été mise en place.

Validation de la fonction de protection par expérience sur simulateur

Objectifs du Chapitre

L'objectif de ce troisième chapitre est de **valider** les **paramètres** de la fonction haptique d'évitement de vortex optimisés grâce à la boucle de pilotage et les expériences sur simulateur réalisés et présentée sur le chapitre précédent. Les étapes pour cela sont :

- L'intégration de la fonction VRS sur le banc de simulation PycsHel,
- La mise en place d'un protocole expérimental, de sorte à pouvoir comparer les résultats obtenus hors ligne et en simulateur,
- La passation des pilotes sur le simulateur, et
- La comparaison, discussion et validation des résultats (hors ligne et en simulateur).

Sommaire

III.1 Intégration et vérification de la fonction VRS sur le banc de simulation	102
III.2 Évaluation de la fonction d'évitement VRS via l'expérimentation sur simulateur	112
III.2.1 Protocole expérimental	112
III.2.2 Population expérimentale	115
III.2.3 Analyse des opinions des pilotes	115
III.2.4 Analyse des données	116
III.2.5 Discussion et Conclusions	118
III.3 Analyse, comparaison et validation de la fonction haptique	123

III.1 Intégration et vérification de la fonction VRS sur le banc de simulation

L'intégration de la fonction d'évitement VRS sur le banc du simulateur PycsHel a été une tâche compliquée qui a pris beaucoup plus de temps que prévu. Les causes de ceci sont les différences entre notre modélisation du ASSU dans la boucle hors ligne et le fonctionnement réel du ASSU Safran. Ces principales différences sont :

— **Une bande passante de communication ASSU - Simulateur limitée.**

Au moment de l'écriture de ce manuscrit, l'électronique du ASSU Safran est limitée à un peu moins de 20 Hz pour la fréquence de rafraîchissement de la loi d'effort. Cette fréquence de rafraîchissement correspond à l'envoi des 24 points qui forment la loi d'effort à chaque pas de temps. Si on traduit cette bande passante en capacité de génération des fonctions dynamiques sur le manche, cela signifie que le ASSU Safran ne pourra pas générer une loi d'effort avec un SS qui se déplace à plus de 0.2 °/s. Pour la mise en place de notre fonction, il a fallu trouver une solution pour contourner cette importante limitation. Cette solution consistait à fixer un SS à une position donnée, à 0°/50% par exemple, et faire varier la loi entièrement à chaque pas de temps avec un paramètre appelé "TrimPosition". Ce contournement, même si invisible pour l'utilisateur, n'est pas censé être utilisé en temps normal. Le contrôle de la dynamique du SS avec la "TrimPosition" nous a obligé à contrôler un deuxième paramètre appelé "TrimMaxChangeRate". Ce paramètre contrôle la vitesse de déplacement du manche à chaque pas de temps. S'il n'est pas parfaitement réglé à la vitesse de déplacement du SS, il génère des à-coups ou de retards dans le déplacement du manche.

Sur les Figures III.6, III.7 et III.8 on observe la position du SS envoyé au manche, et la position "actuelle" de la "TrimPosition". La position "actuelle" de la "TrimPosition" renvoyée par l'ASSU n'est d'ailleurs pas assez précise.

Tout cela diverge de la simple modélisation continue faite hors ligne de la dynamique des fonctions haptiques. Ces différences des modèles ASSUs complexifient la tâche d'optimisation de nos fonctions.

— **Une modélisation de la friction ASSU Safran différente de la modélisation théorique hors ligne.**

La modélisation de la friction sur le manche ASSU a été faite par Safran E&D via l'utilisation de deux SoftStops côté à côté (ou un Breakout) qui se déplacent à la vitesse de la commande pour maintenir le manche à la position relâché par le pilote (voir Figure III.1). Pour modéliser ensuite la possibilité d'ajouter un SoftStop lors de l'utilisation du collectif, Safran E&D a fait le choix de faire disparaître le SS qui génère de la friction lorsque le SS de la fonction vient à l'encontre de la commande. Ce choix est différent de la modélisation du ASSU en friction faite hors ligne. Dans ce dernier cas, l'amplitude de la friction est conservé, et l'amplitude du SS vient se rajouter à cette valeur.

La modélisation de Safran E&D avec deux SS est, au moment de l'écriture de ce manuscrit, soupçonné d'être la responsable, en partie, des à-coups ressentis sur le manche lors du déplacement du SS et des vibrations. Pour diminuer ces ressentis indésirables, l'ONERA a apporté différentes modifications dans les paramètres du manche. Entre ces modifications, on peut citer par exemple une augmentation de l'amortissement du ASSU. Il faut savoir que dans la modélisation hors ligne de la friction, il n'existe pas de possibilité d'ajouter un comportement de deuxième ordre avec une inertie et/ou un amortissement. De plus, le point de calcul théorique de notre fonction (normalement associé au début du SS) a été déplacé de 1.5%. En effet, lors des essais avec la fonction VRS nous avons constaté un dépassement important du SS (même avec un pilotage très sensible). On soupçonne que cette modélisation avec deux SS pourrait générer des inerties sur le manche qui feraient dépasser le SS de manière systématique.

— **Une dynamique "théorique" de deuxième ordre.**

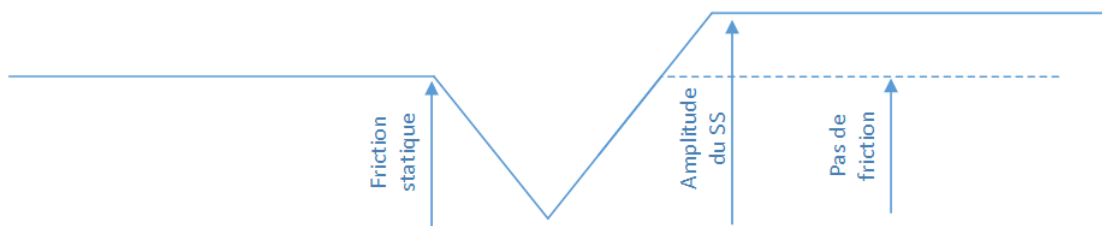
Modélisation de la friction (ASSU Safran E&D)**Modélisation de la friction + SoftStop (ASSU Safran E&D)**

Fig. III.1: Modélisation de la friction pour le manche ASSU Safran ED sans et avec un SS.

Lors de la modélisation de notre module ASSU, Safran n'a pas apporté une modélisation précise du comportement de leur manche. Nous avons modélisé le comportement du ASSU comme un système de deuxième ordre (Voir Section "Comportement du ASSU en latéral", Contexte et Problématique de l'étude, page xviii). Ce choix a été inspiré aussi de la documentation des manches Wittenstein, déjà présents à l'ONERA.

Sans une identification précise du comportement du ASSU Safran, une nouvelle inconnue vient donc s'ajouter aux différences de modélisation cités ci-dessus.

En dehors de toutes ces différences, les trois gains choisis avec les critères d'optimisation ont été intégrés et testés dans le simulateur de vol PycsHel. Il a été aussi l'occasion de vérifier les modules de génération haptique modélisés sur la boucle hors ligne, et comparer la dynamique obtenue pour la fonction VRS. Les Figures III.6, III.7 et III.8 montrent les résultats de ces essais. Les essais ont été réalisés,

- A une faible vitesse d'avancement V_h (entre 0 et 10 noeuds),
- Au fur et à mesure, nous avons poussé le collectif de manière de plus en plus importante, de manière à augmenter la vitesse de descente V_z .

Sur la première sous-figure, il est montré la commande du pilote sur le collectif (en bleu), la position théorique du SS calculée par le modèle haptique (en rouge), et la position actuelle de la TrimPosition du manche (en jaune). Sur la deuxième et troisième sous-figure, la vitesse verticale V_z et horizontale V_h sont affichées respectivement. Sur la dernière sous-figure il est affiché la valeur de ϵ en fonction du temps (en bleu), et la limite $\epsilon_{lim} = 0.25$ (en rouge pointillé).

Une des premières remarques ressortie de ces essais est le fait qu'aucun des trois gains n'a empêché la rentrée en VRS lors de fortes descentes du collectif. Deuxièmement, lors des essais en simulateur il a été impossible pour chacun de nous de choisir un des trois gains en termes de ressenti (dynamique de deuxième ordre avec des dépassements, ou des vitesses d'impact) ou en termes de protection vis-à-vis la limite du vortex $\epsilon = 0.25$. Lors des analyses des résultats, il a été compliqué de comparer les trois essais, car il faut mettre à chaque fois l'appareil exactement dans la même configuration. Néanmoins, en analysant les

données nous avons choisi le premier point dépassant $\epsilon_{lim} = 0.25$ (les trois autour de $\epsilon = 0.24$), nous avons noté les vitesses V_h et V_z correspondantes, et calculé la pente γ correspondante (Tableau III.1). Ainsi, pour le Gain n°1, l'entrée en VRS à $\epsilon = 0.24$ a nécessité une pente de $\gamma = 45^\circ$, pour le Gain n°2, a nécessité une pente de $\gamma = 40^\circ$ et pour le Gain n°3, une pente de $\gamma = 20^\circ$. Cela pourrait laisser penser que le Gain n°1 protège mieux que les autres. De plus, en termes de ressenti, nous n'avons pas aperçu le dépassement de la Figure II.27.

N° Gain	Epsilon	Vh (m/s)	Vz (m/s)	γ (°)
1	0.2409	4.147	-4.129	44.8754
2	0.2453	4.627	-3.912	40.2136
3	0.2409	11.18	-4.246	20.7960

Table III.1: Valeurs de la pente suivie lors de l'approche de $Epsilon = 0.24$ pour chaque trio de gains.

Le Gain n°1 a été optimisé, dans notre boucle hors ligne, pour une descente sur une pente à $\gamma=22^\circ$. La logique suivie a été de se dire qu'optimiser ces gains à une pente bien supérieure à celles que les pilotes prennent d'habitude ($\gamma=3^\circ$ ou 5%) protégerait la machine dans presque toutes les situations de VRS. Nous avons voulu savoir ce qu'il arriverait si le pilote, avec les gains n°1, suivait une pente plus élevée à $\gamma=24^\circ$. Les résultats, sur la Figure III.2, montrent que ces mêmes gains amèneraient le pilote en vortex.

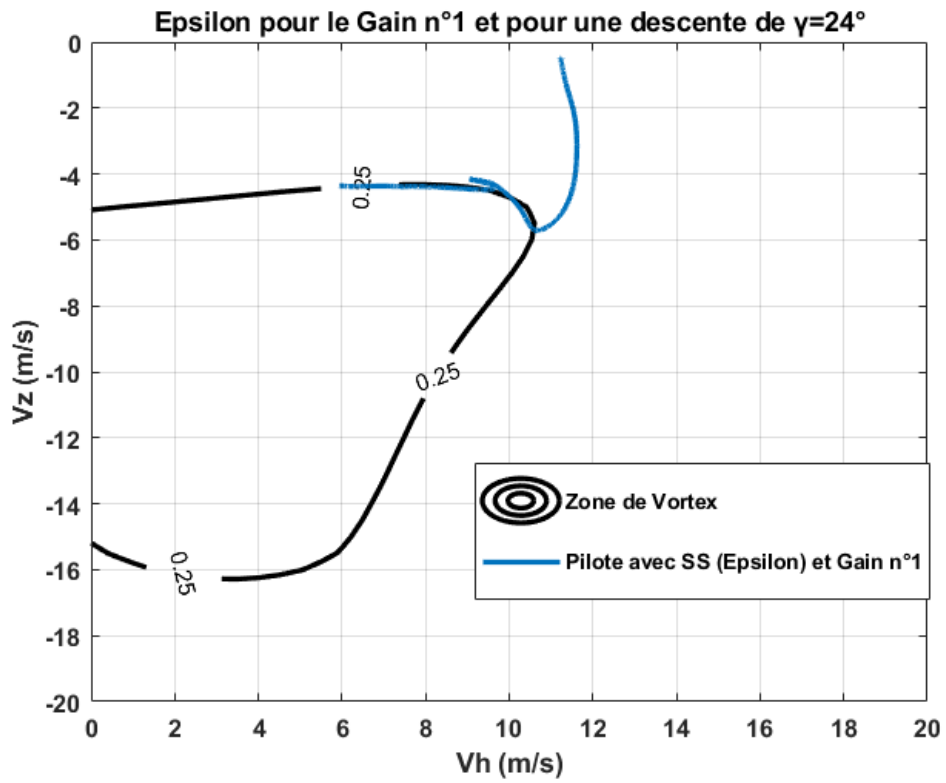
Dans d'autres mots, il est nécessaire d'optimiser les gains pour le pire cas envisageable, mais sans tomber dans l'excès, car cela rendrait nos gains moins optimaux pour des valeurs courantes.

Néanmoins, afin de prévenir des dépassements lors des descentes abruptes du collectif, nous avons essayé d'inclure, à la position de la commande δSS (équation II-2), un nouveau gain prenant en compte la dynamique de la commande du pilote DDZ (équation III-1),

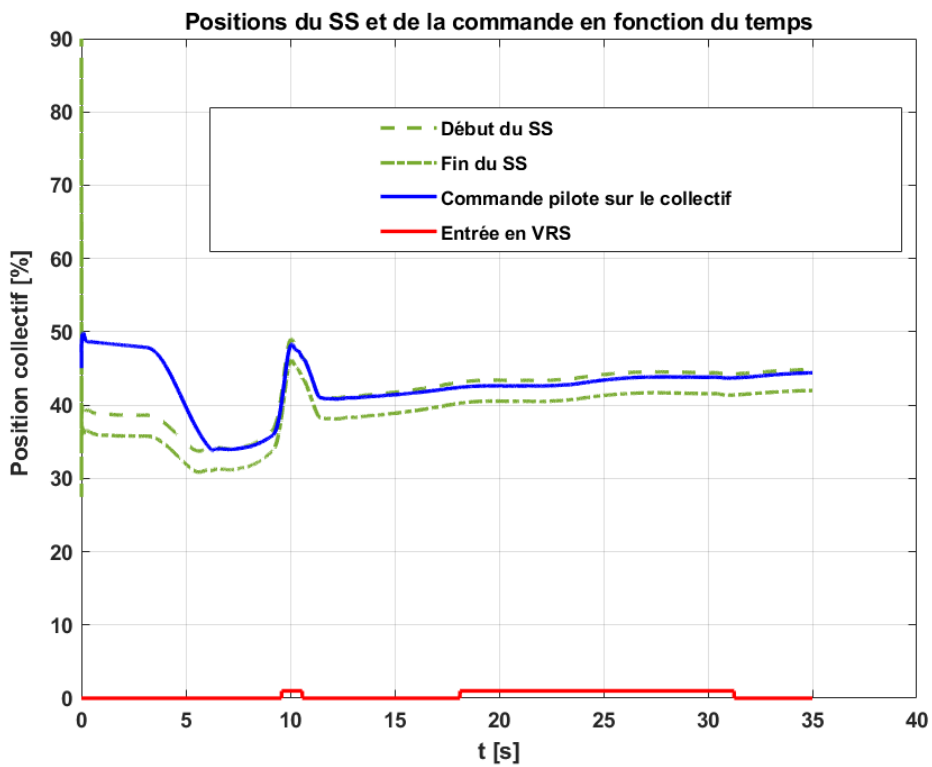
$$\delta SS = DDZ + Kp \cdot (\epsilon_{lim} - \epsilon) + Ki \cdot \int (\epsilon_{lim} - \epsilon) dt + Kd \cdot \frac{\partial}{\partial t} (\epsilon_{lim} - \epsilon) dt + K_{dXC} \cdot \frac{\partial}{\partial t} DDZ dt \quad (III-1)$$

Nous avons réalisé des nouvelles simulations avec notre boucle hors ligne en incluant ce paramètre. Nous avons utilisé les gains n°1, soit $Kp=-45.5102$, $Ki=0.4490$ et $Kd=-38$. Pour rappel, ces gains sont optimisés pour une pente de $\gamma = 22^\circ$. La Figure III.3 montrent, respectivement, la valeur d'epsilon pour les simulations avec et sans le nouveau gain K_{dXC} , et les positions des SSs pour ces fonctions. Sur la Figure III.3b on observe que la valeur d'epsilon n'a pas été changée pour la fonction avec le gain K_{dXC} . Sur la Figure III.3a, on observe que les positions des SS sont identiques pour les fonctions avec et sans K_{dXC} , à un détail près. Vers $t=5s$, le SS se rapproche brusquement, pour ensuite repartir, sans pour autant arriver à toucher la commande du pilote. Les Figures III.4 et III.5, montrent les mêmes Figures, mais cette fois-ci pour une pente de $\gamma = 30^\circ$. Sur la Figure III.4a, on observe clairement que l'unique fonction capable d'éviter le VRS est celle incluant le gain K_{dXC} . Le pilote sans ss et le pilote avec ss mais sans le gain K_{dXC} ont rentré en zone de VRS. La Figure III.5a montre que la fonction sans le gain K_{dXC} , en plus d'inefficace, génère de grands débattements de la position du SS. La Figure III.5b montre que la fonction avec le gain K_{dXC} est fortement instable. En effet, ce gain est modélisé à partir de la vitesse de commande du pilote. Le calcul des dérivées en temps réel sur Simulink est difficile, et nécessite souvent des filtres pour éviter tout sorte de bruit. De plus, on utilise un seuil d'activation du gain en fonction de la vitesse de commande. Pour la Figure III.5b, ce seuil d'activation correspond à une vitesse supérieure à $5^\circ/s$.

Par manque de temps, le gain K_{dXC} et le seuil d'activation n'ont pas été intégrés dans la boucle d'optimisation hors ligne. Cependant, ils seront testés, avec les valeurs $K_{dXC}=-0.4$ et le seuil de $5^\circ/s$, sur le simulateur lors des essais de la fonction d'évitement de VRS.

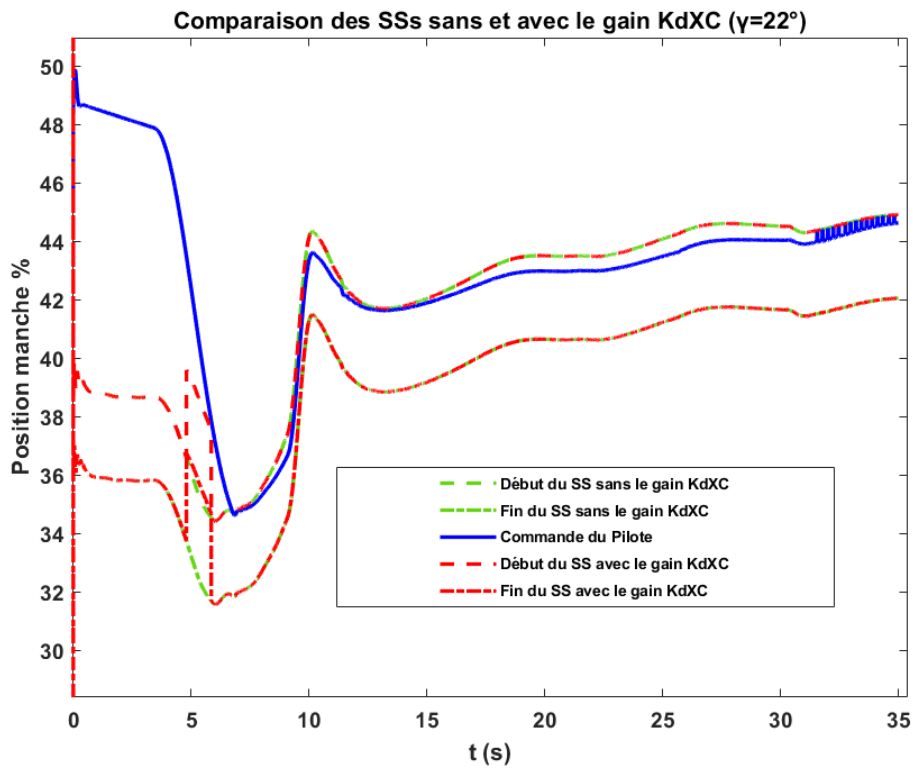


(a)



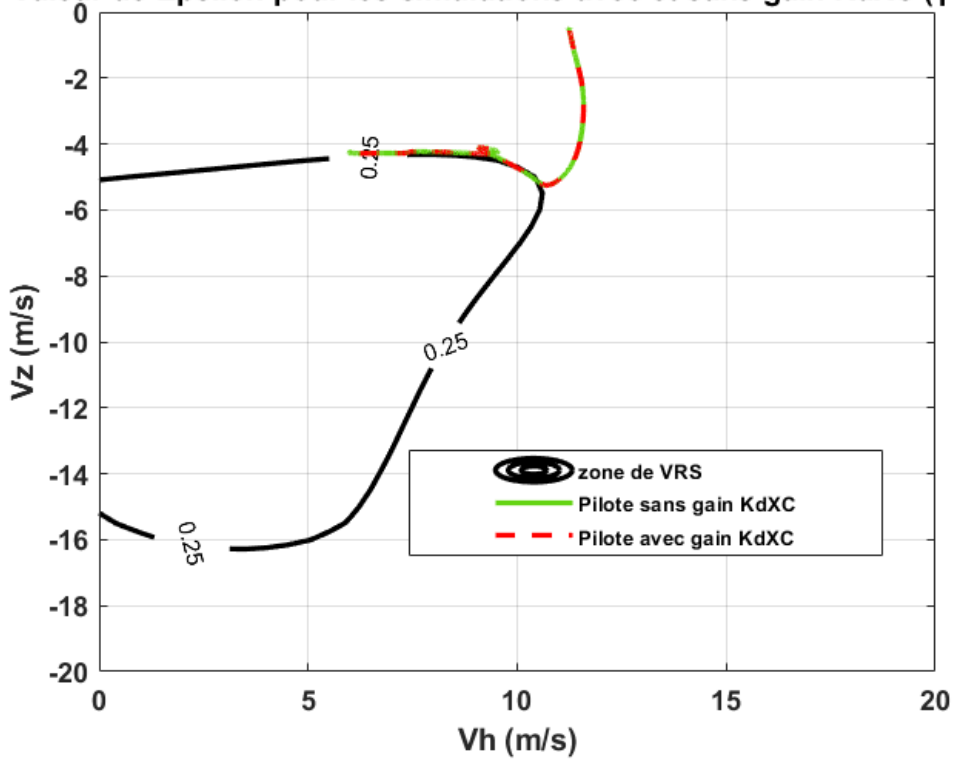
(b)

Fig. III.2



(a)

Valeur de Epsilon pour les simulations avec et sans gain $KdXC$ ($\gamma=22^\circ$)



(b)

Fig. III.3

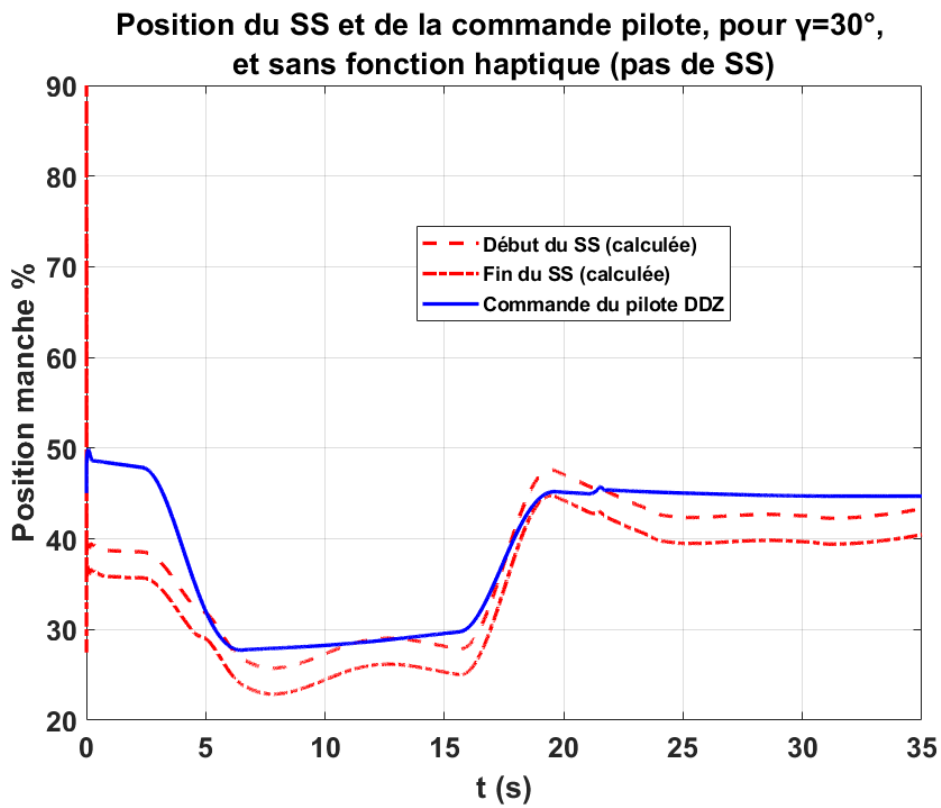
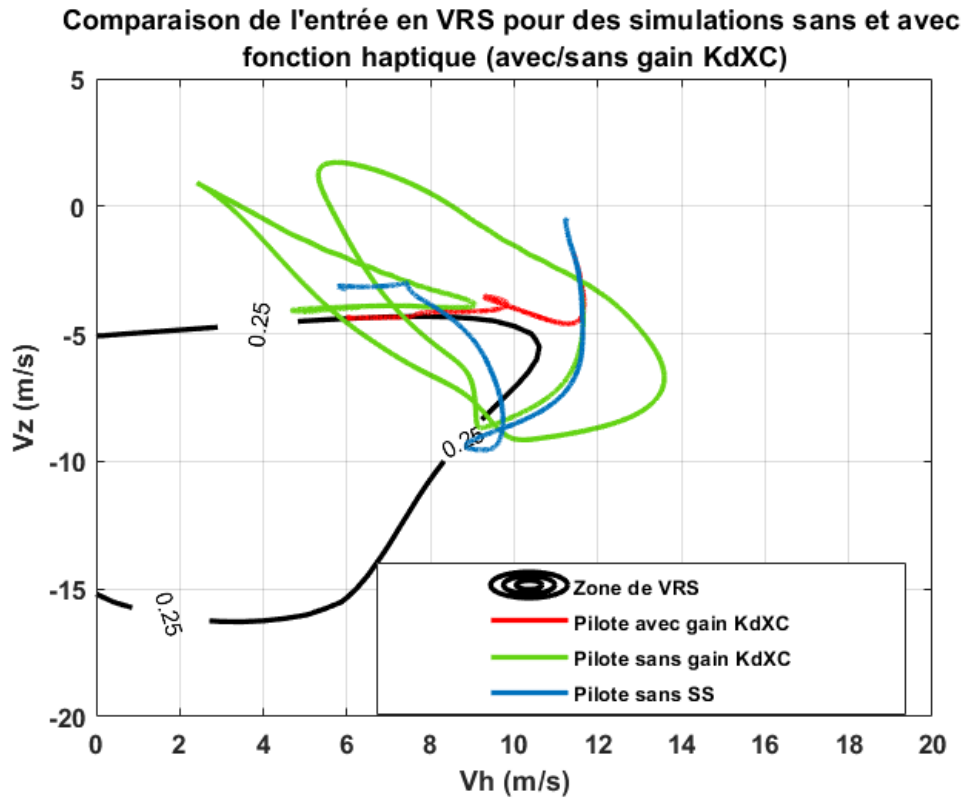


Fig. III.4

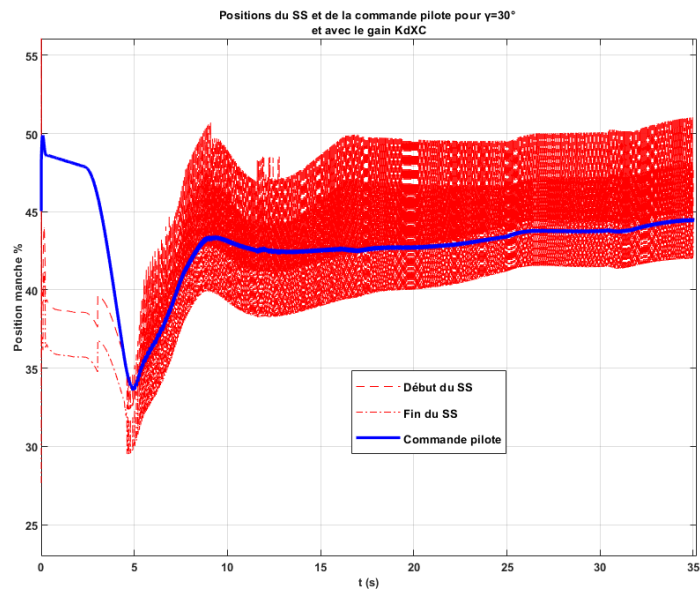
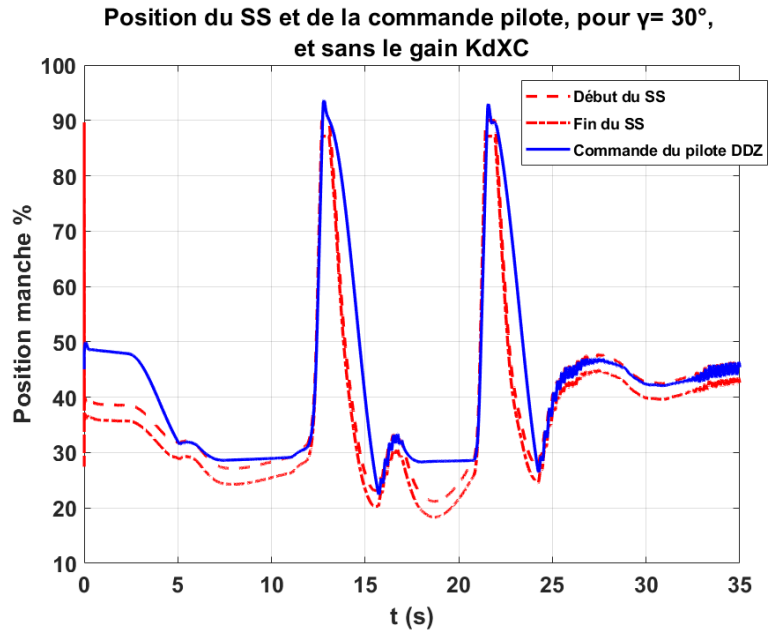


Fig. III.5

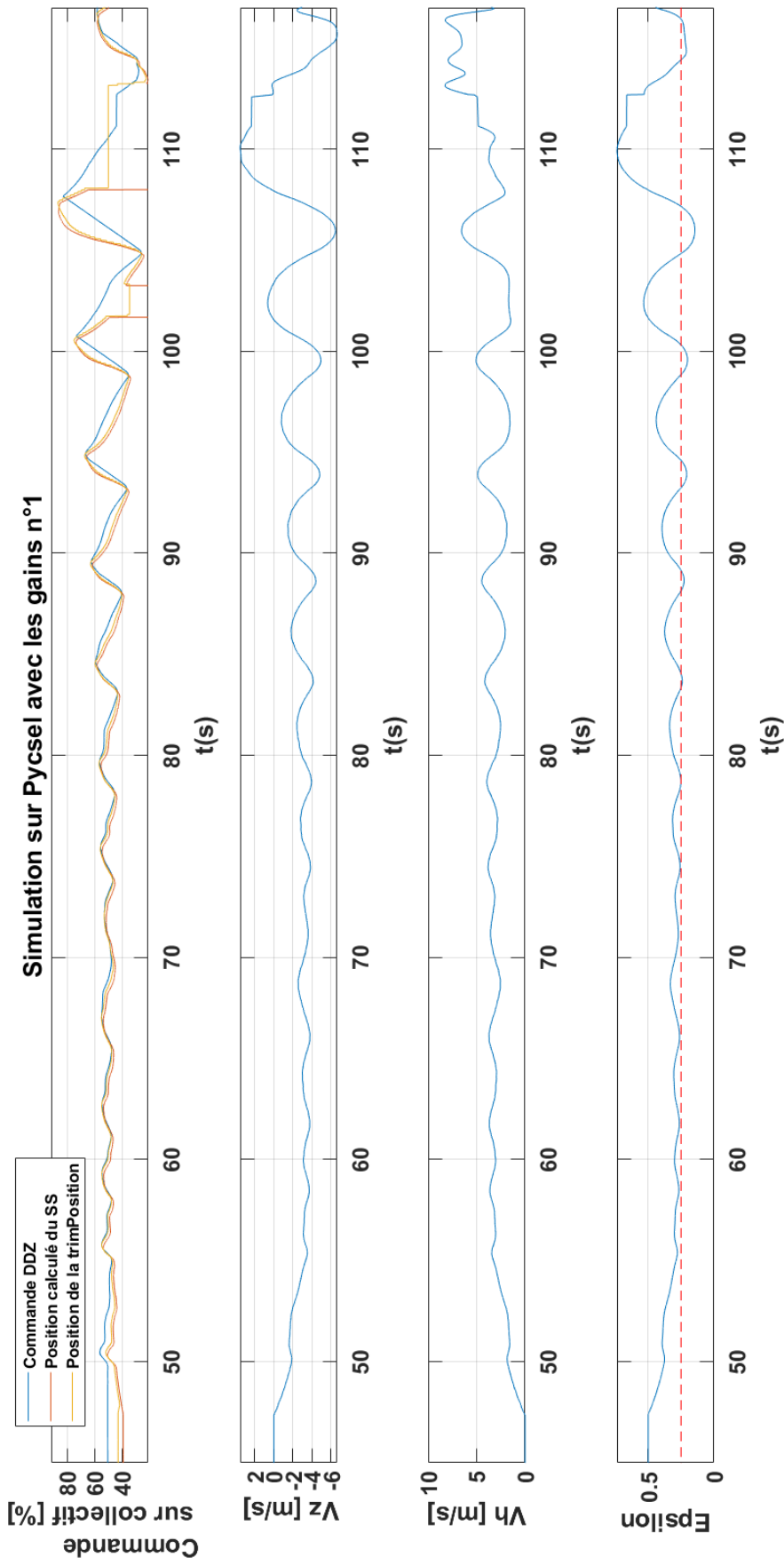


Fig. III.6: Résultats des simulations faites sur PycsHel avec les gains n°1 avec la fonction d'évitement VRS.

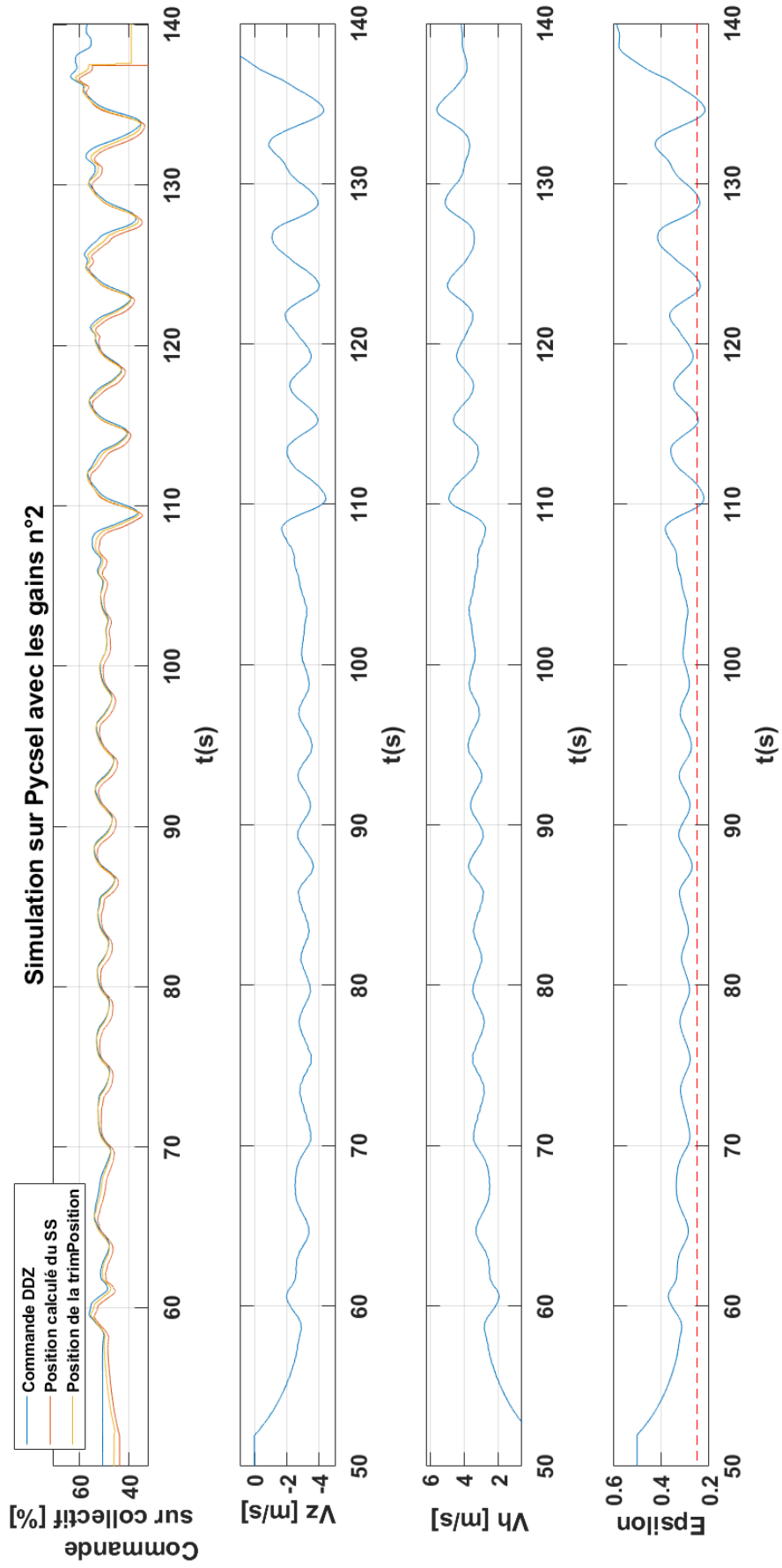


Fig. III.7: Résultats des simulations faites sur PycsHel avec les gains n°2 avec la fonction d'évitement VRS.

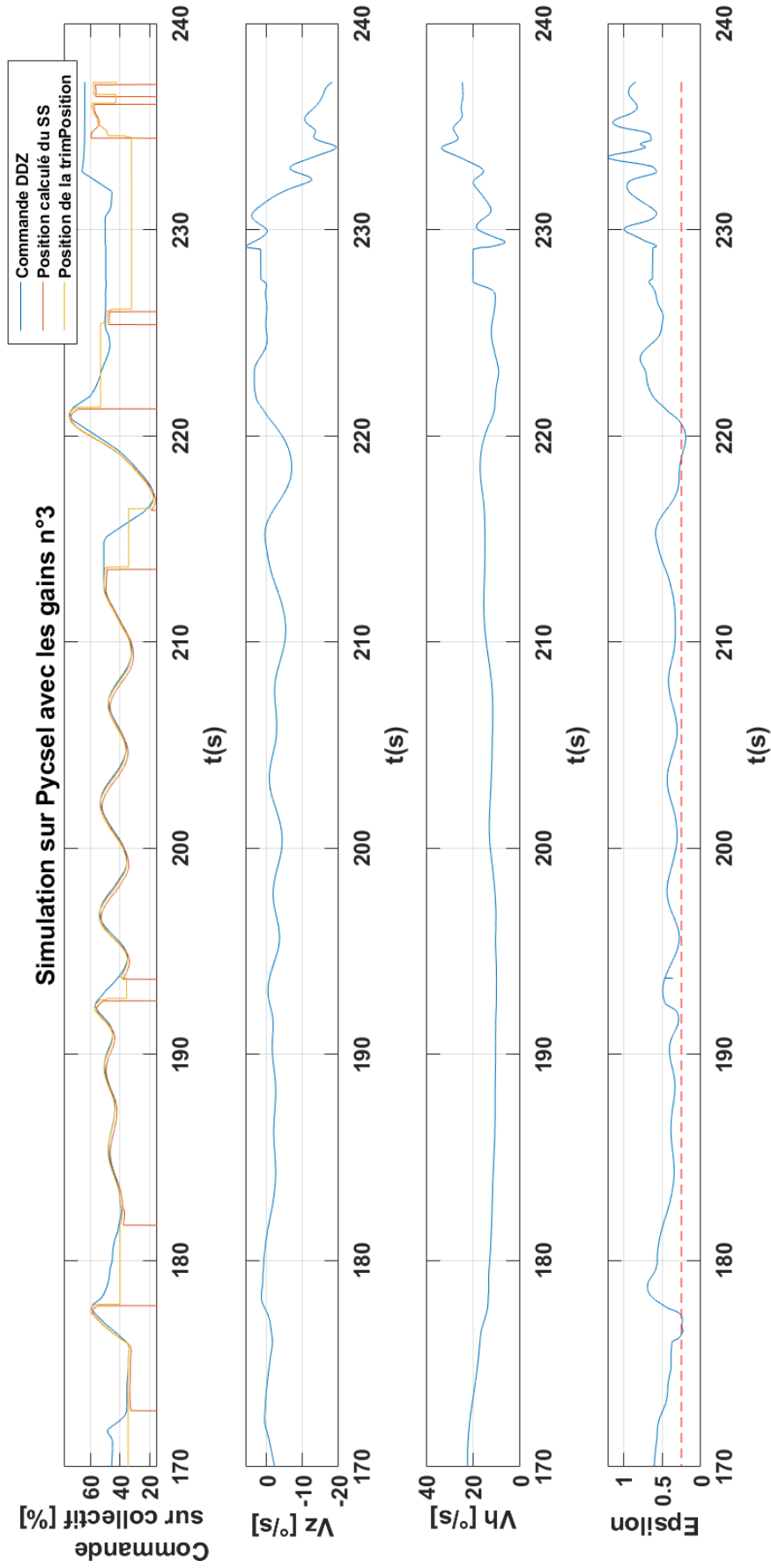


Fig. III.8: Résultats des simulations faites sur PycsHel avec les gains n°3 avec la fonction d'évitement VRS.

III.2 Évaluation de la fonction d'évitement VRS via l'expérimentation sur simulateur

III.2.1 Protocole expérimental

L'expérience consiste à piloter un OH-6 sur l'aérodrome de Salon-Eyguières (Voir Figure III.9) et à réaliser des descentes à forte pente. Elle se déroule sur le simulateur PycsHel de l'ONERA, équipé des mini manches actifs Wittenstein sur le cycliques, et des mini manches Safran E&D sur le collectif.

Sur cette expérience, le sujet est assis à la place pilote (droite), avec l'interface de la Figure III.10 affichée sur le cockpit du simulateur. Il dispose d'un altimètre, d'un anémomètre, d'un variomètre, d'un horizon artificiel, d'un indicateur de cap, et d'un instrument lui permettant de maintenir le stationnaire. Il dispose ainsi d'une bille, lui permettant de voler symétriquement, et des différents boutons permettant le choix des lois de pilotages et des modes de PA. Pour cette expérience, l'hélicoptère est piloté en commande directe (sans lois de pilotage évoluées), mais avec le mode SAS (stability augmentation system).

Les sujets ont disposé d'un temps d'apprentissage au pilotage de la machine. Pendant ce temps, on leur a demandé de réaliser des tâches de pilotage basiques, comme un maintien de stationnaire, des virages coordonnés, un maintien du palier et/ou de la vitesse d'avancement. Ensuite, on demande aux sujets de faire une reconnaissance de la piste, et de faire quelques approches à une pente de 3° ou 5%, puis de l'augmenter progressivement jusqu'à 15°. Nous avons demandé aux pilotes de réaliser les approches à une vitesse d'avancement entre 10 et 20 noeuds. Ils ont aussi été informés que l'appareil piloté rentrait en VRS à partir de 550 ft/min. Afin de réaliser des approches à une pente de 15°, le pilote peut s'aider d'une jauge rouge affichée sur le variomètre (voir Figure III.10). A une vitesse d'avancement constante, la jauge rouge montre le taux de descente sur le collectif à afficher pour descendre sur une telle pente. Ainsi, en plaçant la jauge verte sur la jauge rouge ils parvenaient à répéter les mêmes taux de descente lors des essais des fonctions haptiques.

Une fois cette tâche assimilée, on procède aux essais des fonctions haptiques d'évitement du vortex, comme montré sur le Tableau III.2. En tout, 3 gains différents pour la fonction VRS sont testés : un optimal et deux autres pas optimisés. Chaque gain est testé seul et avec des vibrations. Le gain optimal est aussi testé avec le gain KdXC (qui permet de tenir en compte de la dynamique de la commande du pilote). Le gain optimisé (Gain 1) correspond à (valeurs (III-6)),

$$Kp_{opt} = -45.5102, Ki_{opt} = 0.4490, Kd_{opt} = -38, J2 = 10.1605 \quad (\text{III-2})$$

Le deux autres gains (Gain 2 et 3) correspondent aux essais extrêmes du tableau II.12. Ils correspondent respectivement à (valeurs (III-3) et (III-4)),

$$Kp = -17.6735, Ki = 0.2449, Kd = -60, J2 = 10.6095 \quad (\text{III-3})$$

$$Kp = -14.5714, Ki = 0.5714, Kd = -1, J2 = 10.6573 \quad (\text{III-4})$$

Chaque pilote a testé les gains de manière aléatoire, et l'a répété au moins 2 fois. L'amplitude du SS est de 40 N. Entre chaque gain le sujet a eu un temps de repos suffisant, et a été interrogé sur la fonction ressentie. Pour chaque série, un fichier a été récupéré contenant le pas de temps, la position du SS, la position de commande, la valeur de epsilon, les vitesses de l'hélicoptère, etc.



Fig. III.9: Approche final sur la piste QFU 33° de Salon-Eyguières sur le simulateur PycsHel.

N° Gain	SS base	SS + Vibrations	SS base + KdXC
1	✓	✓	✓
2	✓	✓	✗
3	✓	✓	✗

Table III.2: Modes testés pour chacun des gains testés avec les gains de la fonction haptique.

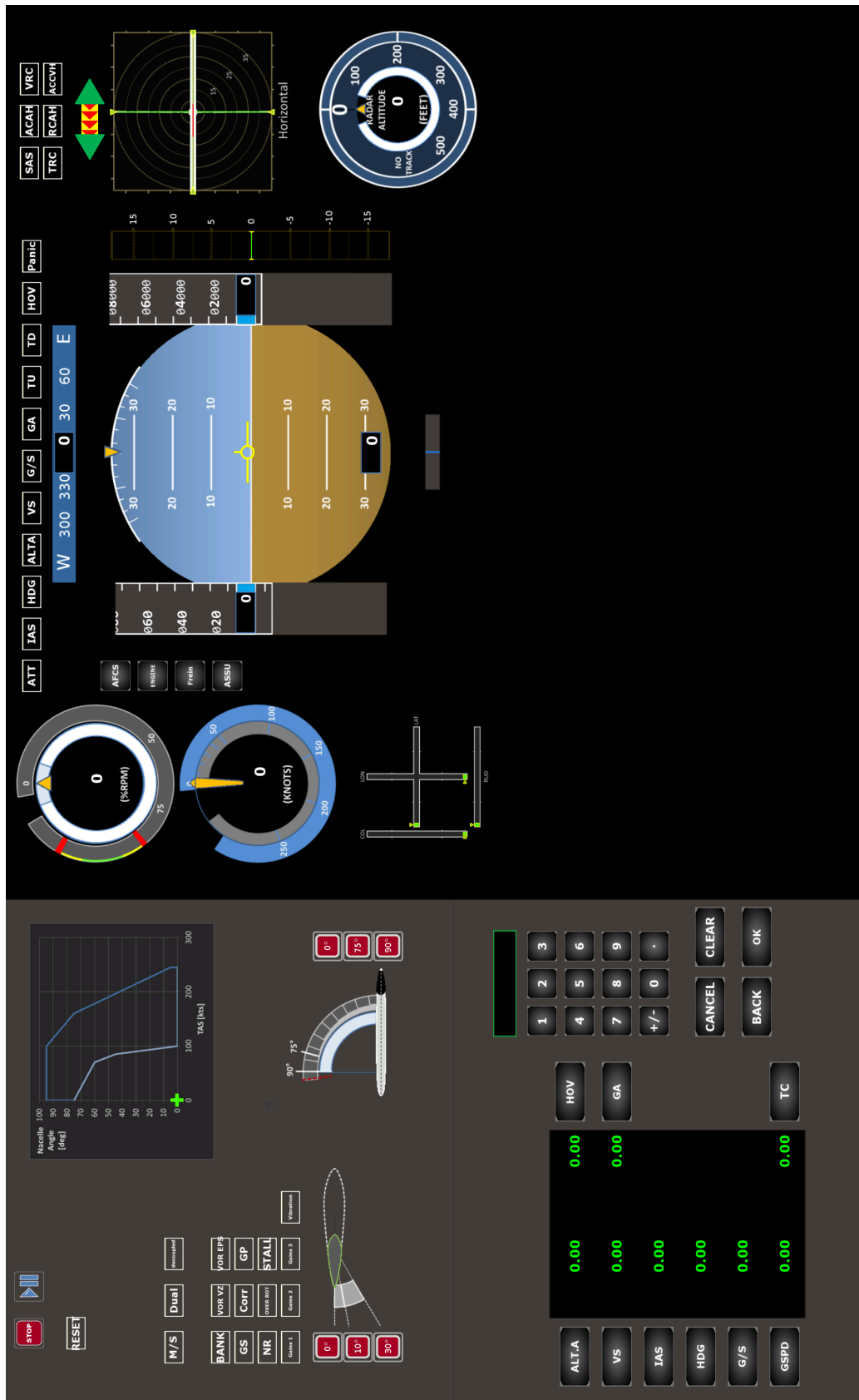


Fig. III.10: Visuel affiché sur le Cockpit du simulateur hélicoptère de l'ONERA pour l'évaluation de la fonction d'évitement VRS.

III.2.2 Population expérimentale

La population visée par cette expérience devrait se composer exclusivement de sujets pilotes hélicoptère ayant une expérience minimale de 200H. Une demande a été faite auprès de la base aéronautique navale d'Hyères, ainsi que des pilotes d'essais d'Airbus, et anciens pilotes militaires. Au total, 5 pilotes hommes de 26 à 54 ans, ont participé à l'expérience. Le tableau III.3 détaille les caractéristiques de chacun d'eux.

Nous nous sommes retrouvés devant les mêmes difficultés dans la sélection des pilotes que pour les expériences précédentes. Aucune femme n'a participé à cette expérience. De même, il a été très compliqué de trouver un profil d'expérience similaire chez les jeunes pilotes par rapport aux vétérans.

La passation des différentes fonctions (avec des paramètres différents) a été faite de manière aléatoire, afin d'éviter des possibles apprentissages ou adaptation à ces fonctions et au ASSU.

N° Sujet	Sexe (H/F)	Âge (ans)	Préférence manuelle	Expérience de vol AC,AM : Commercial, Militaire
1	H	52	Droite	5000h HC Airbus Test Pilote (Cabri G2, AS350, H160, EC175...) et ancien pilote HC à l'armée de l'air
2	H	26	Gauche	400h Pilote amateur (Guimbal Cabri G2 250h, Robinson R22 100h, Robinson R44 50h)
3	H	36	Droite	2400h pilote militaire à la marine national (SA316 Alouette III 1200h, SA365 Dauphin 1000h, autres 200h).
4	H	25	Droite	600h pilote militaire à la marine national (SA316 Alouette III 100h, Westland Lynx 250h, SA365 Dauphin 50h).
5	H	54	Droite	5000h HC DGA Test Pilote (SA330 Puma, Airbus H225M Caracal, Eurocopter EC135...).

Table III.3: Liste détaillée des sujets participant à l'expérience.

III.2.3 Analyse des opinions des pilotes

Les sujets ont été interrogés sur leur préférence concernant la dynamique des SS. A chaque essai, ils ont été informés sur le numéro du gain et l'option testée. Les préférences des différents sujets sont résumés sur le Tableau III.4 .

Au total, trois sujets sur cinq ont choisi le gain 1 comme préféré, et deux sujets sur cinq l'a choisi comme deuxième préférence. Le sujet 5 a choisi le Gain 2 avec vibration comme préféré, et le Sujet 3 a choisi le Gain 3. Le Sujet 5, pilote d'essais en vol de la DGA, a justifié que s'il préférerait le Gain 2 avec vibration, devant le Gain 1 avec vibration, c'est parce qu'il avait la sensation que le Gain 2 lui offrait une marge supplémentaire par rapport au gain 1 avant d'entrer en VRS. Il faut noter que les sujets n'ont pas été informés sur les critères d'optimisation choisis. Le Gain 2, dû au fait de sa forte dynamique, il est possible qu'il impacte le pilote avant de la limite $\epsilon = 0.25$. Néanmoins, un des critères d'optimisation choisis était de pouvoir s'approcher de cette limite sans jamais la dépasser. Dans nos critères d'optimisation, nous avons considéré que la marge de protection vis-à-vis du paramètre à limiter est de l'intérêt de l'avionneur. Ainsi, nous avons fait le choix que dans la fonction de protection VRS cette marge est nulle.

Le gain 1 avec vibrations a été l'option la plus choisie, avec 4 sujets sur 5 l'ayant comme premier ou deuxième choix. Seulement le Sujet 1 a estimé que la vibration rajoutée au Gain 1 était non nécessaire et redondante. En général, les sujets ont estimé que la vibration apportait un préavis à l'approche de la zone de VRS, en plus du SS. En général, ils ont aussi affirmé qu'elle serait bien ressentie en vol. Cette vibration est censée s'activer 1° avant le gradient du SS. Nous avons constaté, et les pilotes aussi, que parfois la vibration arrive trop tard, au point de la ressentir au même instant que le SS.

N° Gain	Sujets				
	Sujet 1	Sujet 2	Sujet 3	Sujet 4	Sujet 5
Gain 1					
Gain 1 + Vibration					
Gain 1 + KdXC					
Gain 2					
Gain 2 + Vibration					
Gain 3					
Gain 3 + Vibration					

Table III.4: Préférence des sujets pilotes HC concernant les différents Gains proposés (en vert, choix préférentiel ; en jaune, choix secondaire).

En règle générale, les sujets ont estimé que la dynamique du Gain 2 était trop forte, et que celle du Gain 3 était trop faible. A ce propos, le Sujet 2 a affirmé que "[...] la dynamique du gain 2 est trop forte [...] ; à la limite où je n'ai plus la main sur le collectif. Elle pourrait me perturber en vol". Le Sujet 5 a dit, à propos de la dynamique du Gain 3, qu'il existe un risque qu'on loupe l'information, on pourrait passer à travers par exemple, lors des rafales descendantes en montagne. [...] C'est une dynamique trop lente".

III.2.4 Analyse des données

Nous avons récupéré les données issues du simulateur pour chaque pilote et gain testé. Lors des essais, nous avons demandé aux pilotes de suivre une consigne sur une pente de descente de 15° . Lors des analyses, nous avons constaté que les pilotes ont souvent eu du mal à stabiliser leur descente à une telle valeur. Cela a compliqué énormément l'analyse des données, car il reste très difficile de comparer des fonctions haptiques avec des conditions différentes (suivi de pente différente).

Pour chaque essai analysé, nous avons relevé si le gain concerné a permis ou pas d'éviter l'entrée en VRS, et dans le cas où cette condition n'a pas été évitée, quelles sont les conditions de vol d'entrée (pente suivie et epsilon atteints).

Le tableau III.5 montre, pour chaque sujet et chaque gain sans vibration, les conditions de vol (valeur de epsilon et de la pente suivie) de la situation ayant amené à une entrée en VRS plus importante. Il est aussi indiqué le nombre de fois que le pilote est entré en VRS sur le nombre total de fois que le SS est venu l'impacter pour prévenir cette situation. De manière générale, nous pouvons constater que :

- Tous les gains ont aidé à la protection de l'évitement des anneaux tourbillonnaires. Ceci est logique, car les valeurs de ces gains n'ont pas été choisis par hasard. Le Gain n°1 est le gain optimum, et les Gains n°2 et n°3 sont issus de l'optimisation des critères J1 et J2 (voir Section II.4). Pour le Kd correspondant, les valeurs de Kp et Ki sont optimisés sous les critères cités ci-dessus. Il s'agit donc des gains potentiellement utilisables.
- Cependant, aucun gain n'a empêché l'entrée en VRS pour des commandes très brusques. Souvent les sujets ont atteint des pentes bien plus importantes que celle de la consigne à suivre (-15°). Le Gain n°1 est optimisé pour une pente de -22° , mais cela n'a pas empêché l'entrée en VRS pour le Sujet 1 ($\epsilon = 0.22$ et $\gamma = -20.88^\circ$). En revanche, le Sujet 2 a atteint une pente de $\gamma = -34.65^\circ$, l'amenant inévitablement à l'entrée en VRS ($\epsilon = 0.16$), comme le montre la Figure III.12.
- Le Gain n°1 a permis aux sujets 4 et 5 de ne jamais entrer en VRS (voir Figure III.11), et le Gain n°3 aux sujets 3 et 5. Ils ont permis de manière égale d'éviter le VRS. En revanche, si on compare le nombre des fois que les sujets ont rentré en VRS avec le nombre de fois qu'ils ont été prévenus avec

Sujets	Sujet 1	Sujet 2	Sujet 3	Sujet 4	Sujet 5	Moyenne VRS
Gain 1	$\epsilon = 0.22$ $\gamma = -20.88$ Nb de VRS : 2/6	$\epsilon = 0.16$ $\gamma = -34.65$ Nb de VRS : 2/2	$\epsilon = 0.23$ $\gamma = -22.8$ Nb de VRS : 2/6	Pas de VRS Nb de VRS : 0/11	Pas de VRS Nb de VRS : 0/4	1.667
Gain 2	$\epsilon = 0.13$ $\gamma = -35.72$ Nb de VRS : 2/2	$\epsilon = 0.03$ $\gamma = -43.67$ Nb de VRS : 4/4	$\epsilon = 0.21$ $\gamma = -22.58$ Nb de VRS : 6/10	$\epsilon = 0.21$ $\gamma = -22.5$ Nb de VRS : 1/5	Données pas exploitables	2.8
Gain 3	$\epsilon = 0.23$ $\gamma = -16.82$ Nb de VRS : 1/2	$\epsilon = 0.19$ $\gamma = -26.4$ Nb de VRS : 2/3	Pas de VRS Nb de VRS : 0/5	$\epsilon = 0.21$ $\gamma = -23.94$ Nb de VRS : 5/9	Pas de VRS Nb de VRS : 0/2	1.722
Gain Optimum	1/3	1/3	3	1	1/3	

Table III.5: Condition de vol (epsilon et pente atteintes) amenant à la situation la plus grave en VRS, ainsi que le nombre de fois que le sujet est entré en VRS, pour chaque gain testé.

Sujets	Sujet 1	Sujet 2	Sujet 3	Sujet 4	Sujet 5	Moyenne VRS
Gain 1 + Vibration	$\epsilon = 0.24$ $\gamma = -18.30$ Nb de VRS : 1/3	Pas de VRS Nb de VRS : 0/5	Pas de VRS Nb de VRS : 0/12	$\epsilon = 0.22$ $\gamma = -23.65$ Nb de VRS : 7/21	Pas de VRS Nb de VRS : 0/30	0.667
Gain 2 + Vibration	Pas de VRS Nb de VRS : 0/3	$\epsilon = 0.2$ $\gamma = -22.65$ Nb de VRS : 2/2	$\epsilon = 0.17$ $\gamma = -33.1$ Nb de VRS : 4/5	$\epsilon = 0.23$ $\gamma = -22.95$ Nb de VRS : 3/6	Données pas exploitables	2.3
Gain 3 + Vibration	$\epsilon = 0.24$ $\gamma = -15.98$ Nb de VRS : 1/3	$\epsilon = 0.23$ $\gamma = -27.09$ Nb de VRS : 2/3	Pas de VRS Nb de VRS : 0/7	$\epsilon = 0.23$ $\gamma = -21.77$ Nb de VRS : 2/6	$\epsilon = 0.15$ $\gamma = -32.13$ Nb de VRS : 1/10	1.43
Gain Optimum	2	1	1 ou 3	1	1	

Table III.6: Condition de vol (epsilon et pente atteintes) amenant à la situation la plus grave en VRS, ainsi que le nombre de fois que le sujet est entré en VRS, pour chaque gain testé avec vibration.

un SS, il s'avère que le Gain n°1 a permis de mieux éviter le VRS (moyenne de 1.668 en comparaison à 1.722).

Le Tableau III.6 montre, pour chaque sujet et chaque gain sans vibrations, les conditions de vol (pente et epsilon suivis) de la situation ayant amené à l'entrée la plus importante en VRS. Il montre également le nombre de fois que le pilote est entré en VRS après avoir ressenti le SS. De manière générale, on constate que les vibrations améliorent la fonction d'évitement VRS (le ϵ minimum est quasiment toujours supérieur avec les vibrations). Avec l'ajout de vibrations, on peut voir que le Gain 1 montre moins d'occurrences de VRS. Les vibrations se déclenchant à "l'avant" du softstop, elles font ressentir de manière très nette l'approche de celui-ci. A nouveau, le Gain n°1 présente une moyenne d'entrée en VRS plus faible (0.667) que les Gains 2 et 3 (2.3 et 1.43 respectivement). Le Gain n°1 a permis aussi de ne jamais entrer en VRS aux sujets 2, 3 (voir Figure III.13) et 5. Le Gain n°2 a permis au sujet 1 de ne pas rentrer en VRS, et le Gain 3 au sujet 3.

Enfin, le Tableau III.7 montre les résultats de l'analyse pour le gain n°1 testé avec le gain supplémentaire KdXC. Ce gain vient éviter une entrée en VRS lors des commandes très abruptes du pilote sur le collectif. Ce gain n'a pas été optimisé par la boucle, et les valeurs ont été choisies de manière empirique directement sur le simulateur. Le gain KdXC est égal, lors de ces essais, à -0.4 et le seuil d'activation est de 5°/s. La moyenne d'entrée en VRS pour le gain 1 + KdXC est de 1.90. Les pilotes ont été informés qu'ils allaient tester la combinaison du Gain n°1 avec un gain supplémentaire censé mieux les protéger lors des commandes brusques sur le collectif. Ils ont donc profité pour atteindre des pentes beaucoup plus importantes que celle donnée en consigne ($\gamma = 15^\circ$); par exemple, le sujet 3 a atteint une pente de $\gamma = -43.76^\circ$, et le sujet 5 une pente de $\gamma = -32.13^\circ$. En conséquence, il est très compliqué de conclure sur une efficacité du gain, puisque nous ne pouvons pas comparer les résultats avec les autres gains.

Sujets	Sujet 1	Sujet 2	Sujet 3	Sujet 4	Sujet 5	Moyenne VRS
Gain 1 + KdXC	$\epsilon = 0.1634$ $\gamma = -23.37$ Nb de VRS : 2/3	Pas de VRS Nb de VRS : 0/5	$\epsilon = 0.22$ $\gamma = -43.76$ Nb de VRS : 4/7	$\epsilon = 0.23$ $\gamma = -19.8$ Nb de VRS : 7/15	$E=0.169$ $\gamma = -32.13$ Nb de VRS : 2/10	1.90

Table III.7: Condition de vol (epsilon et pente atteintes) amenant à la situation la plus grave en VRS, ainsi que le nombre de fois que le sujet est entré en VRS, pour le gain 1 avec KdXC.

III.2.5 Discussion et Conclusions

Les pilotes ont dirigé leur préférence vers le Gain 1, notamment celui avec Vibration. De manière générale, ils ont estimé que la dynamique du gain 1 était adéquate, alors que celle du Gain 2 et du Gain 3 trop rapide ou trop lente respectivement. Ce résultat est certainement dû au fait que nous avons choisi deux autres fonctions haptiques avec des dynamiques extrêmes (trop lente ou trop rapide).

Du côté de l'analyse des données du simulateur, le Gain 1 avec vibration a permis dans une plus grande mesure d'éviter l'entrée en vortex des appareils. L'ajout des vibrations semble aider à mieux détecter et suivre le SoftStop, et en conséquence à moins le dépasser. En revanche, les pilotes ont souvent trouvé ces vibrations comme redondantes, et pas forcément nécessaires. Les gains 1 et 3 semblent avoir obtenu des résultats semblables en termes de performance, alors que le Gain 2 a eu des résultats plus médiocres, avec des dépassements assez fréquents de la limite du VRS.

Enfin, le gain KdXC apporté au Gain 1 ne semble pas avoir apporté une protection plus importante vis-à-vis du VRS. Des essais supplémentaires avec une meilleure paramétrisation du gain KdXC et du seuil d'activation seraient nécessaires pour pouvoir conclure sur sa performance.

Il est toujours compliqué de mettre en place une expérimentation réaliste de protection vis-à-vis du vortex car ce phénomène, quasiment jamais expérimenté par les pilotes, apparaît assez loin du domaine de vol classique d'un hélicoptère (pentes inférieures à -15°). De ce fait, faire suivre une manœuvre d'approche classique ne permettra pas de s'approcher du vortex et donc de tester une fonction de protection. Afin de s'approcher du domaine de vortex à chaque passe d'essais, il est donc nécessaire de faire faire aux pilotes des manœuvres qu'ils ne feraient pas en vol « réel ». Ces manœuvres impliquent des variations de commandes ou de paramètres de vol souvent plus dynamiques, qu'il est difficile de gérer par les pilotes dans un simulateur. Le temps de prise en main pour chaque pilote devrait être bien plus important qu'il ne le fût pour cette expérimentation. De plus, le domaine de vortex de l'OH-6 étant de plus très limité, le maintien de la vitesse d'avancement à moins de 20kt devait être très précis, rendant la manœuvre plus complexe encore.

Les entrées en VRS sont pour la plupart imputables au fait que les pilotes étaient peu habitués au pilotage de l'OH-6, que la pente demandée est bien plus forte que celle habituellement suivie (-3°), et le fait qu'il n'y ait pas de risque de VRS en simulateur a souvent conduit les pilotes à vouloir tester, par des actions très importantes sur les commandes, les limites de la fonction.

Lors de prises de pente avec une dynamique modérée (ce qui serait fait en vol), on se rapproche de ce qui est fait par la boucle hors-ligne et la fonction est efficace. Les gains choisis étaient déjà issus de l'optimisation, même si certains étaient « extrêmes ». De ce fait, il n'est pas étonnant qu'ils soient bien adaptés pour cette fonction et que le choix entre eux soit assez subjectif.

Le choix entre les gains sera fait de manière subjective par les pilotes (dynamique du SS). Il conviendra de remarquer aussi qu'en fonction de l'expérience des pilotes vis-à-vis du vortex, ils apprécient différemment les gains. Ainsi, un pilote connaissant le phénomène et partant du principe qu'il ne faut absolument pas y rentrer, préférera des gains conduisant à une dynamique du SS plus grande et anticipant plus l'approche du phénomène, quitte à avoir un impact au niveau des commandes plus important.

Comme il a été dit, les pilotes n'ont pas souvent suivi la pente de consigne de -15° du fait de la difficulté de pilotage de l'appareil dans le simulateur. La boucle d'optimisation était basée sur un suivi assez précis de cette pente. Il conviendrait de rendre le modèle pilote de la boucle hors-ligne « moins performant » afin de se rapprocher du pilotage réel.

La réponse de la vitesse verticale de l'appareil, mais aussi du critère epsilon, peut être assimilée à une réponse du type premier ordre suite à une action sur le collectif. Une baisse de grande amplitude et très dynamique du collectif peut donc conduire, à terme, à des valeurs de epsilon bien en-dessous de la valeur critique de 0,25 avant que le positionnement du softstop par rapport au collectif (étant basé sur la valeur courante de epsilon) ne soit réalisé par la fonction. Pour ce type d'entrée de commandes, il convient de prendre en compte au niveau du calcul du positionnement du SS la dynamique du collectif. C'est ce qui a été fait avec l'introduction dans le simulateur du terme $KdXC$, prenant en compte la vitesse de déplacement du manche collectif, et permettant ainsi d'anticiper l'effet d'une baisse rapide de celui-ci (équation (III-5)) :

$$\delta SS = \delta SS + K_{dXC} \frac{dXC}{dt} \quad (\text{III-5})$$

où XC est la position du collectif Ce terme n'avait pas été intégré dans la boucle d'optimisation, mais il pourrait l'être afin d'améliorer la fonction. C'est un des grands avantages de cette approche, permettant de tester rapidement, l'apport (ou non..) d'une modification dans la fonction développée.

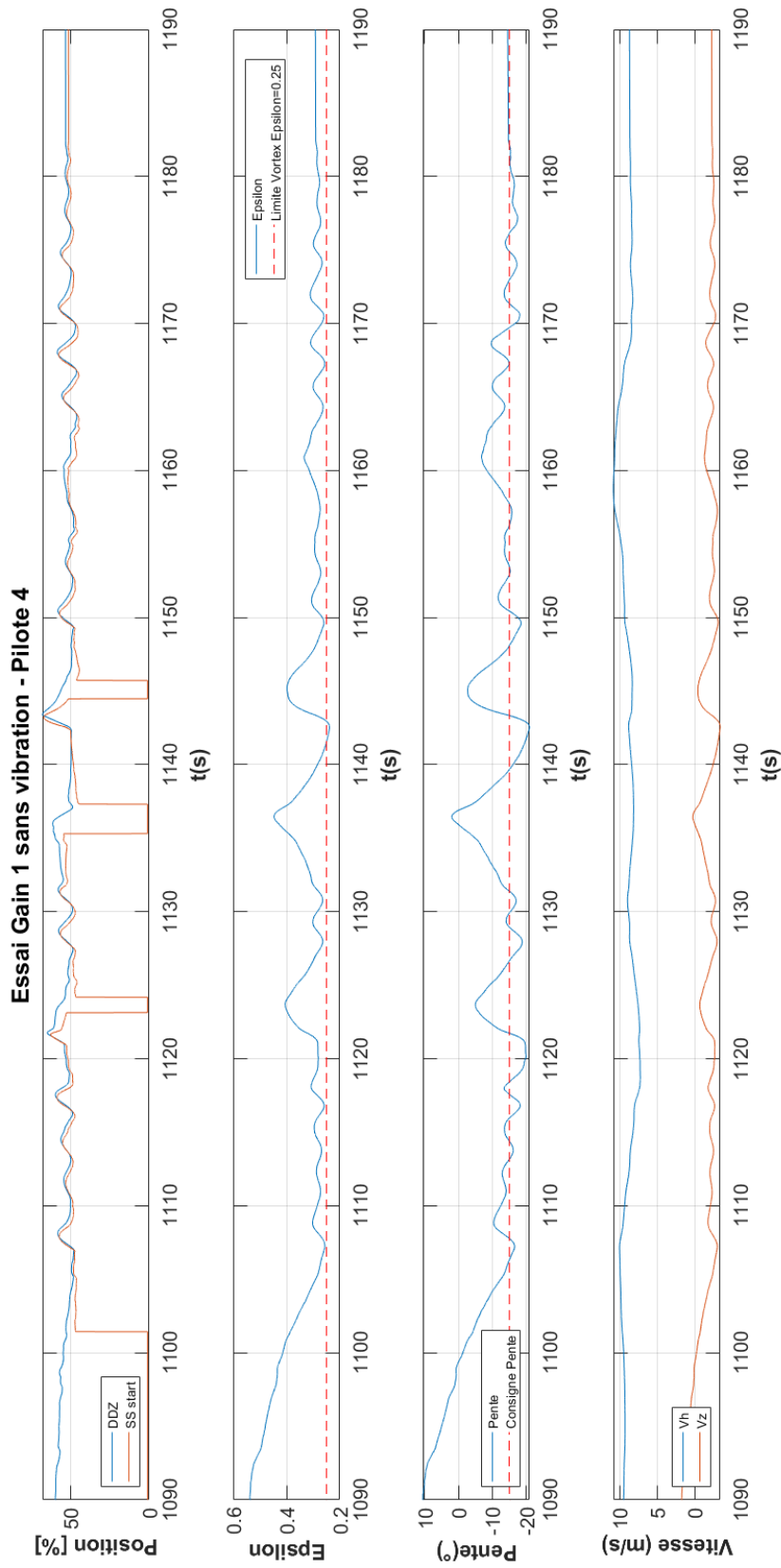


Fig. III.11: Données du simulateur (Position de commande et SoftStop, Epsilon, Pente suivie et consigne, et vitesse d'avancement et verticale) pour le pilote 4 et Gain n°1.

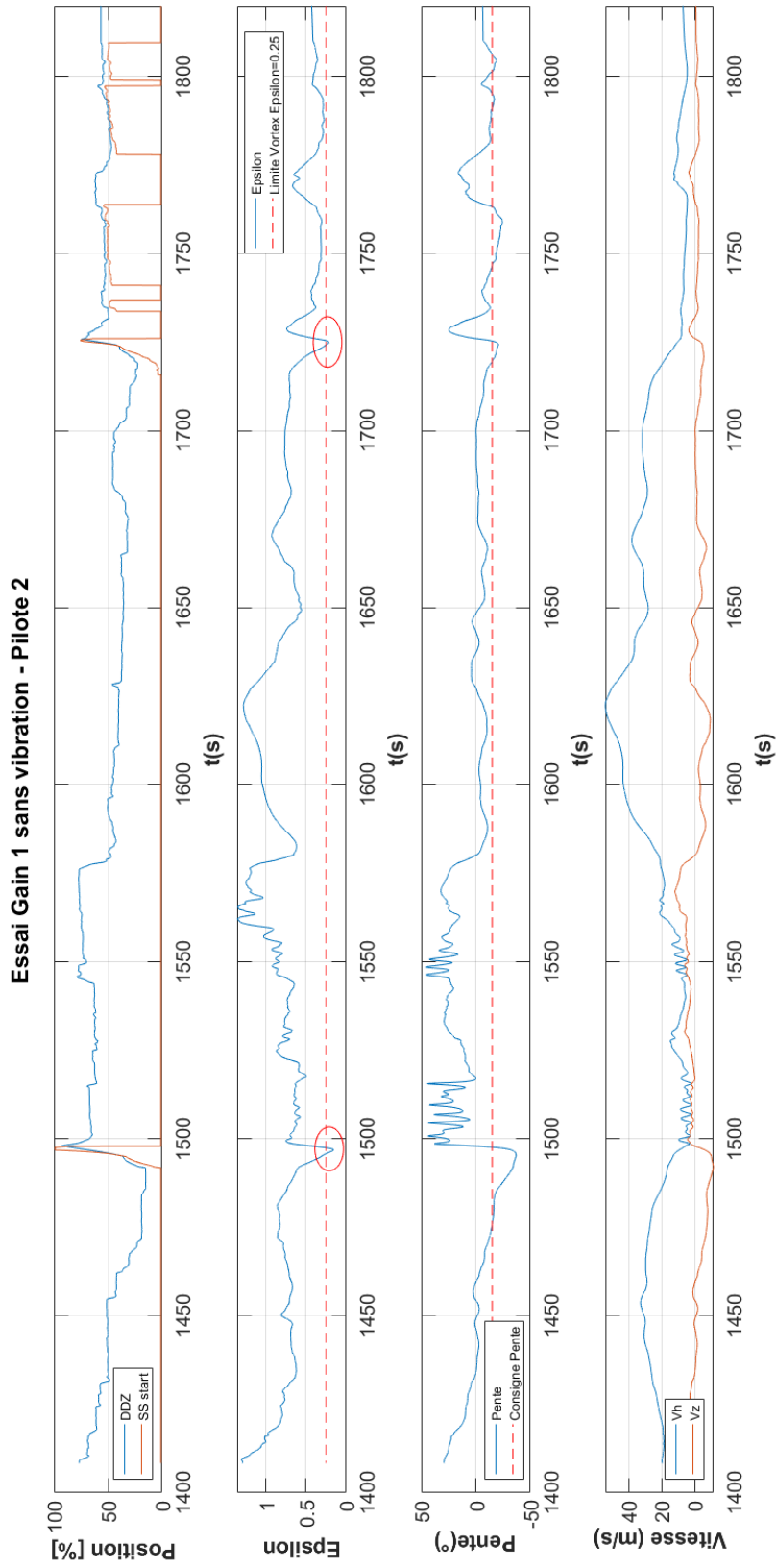


Fig. III.12: Données du simulateur (Position de commande et SoftStop, Epsilon, Pente suivie et consigne, et vitesse d'avancement et verticale) pour le pilote 2 et Gain n°1.

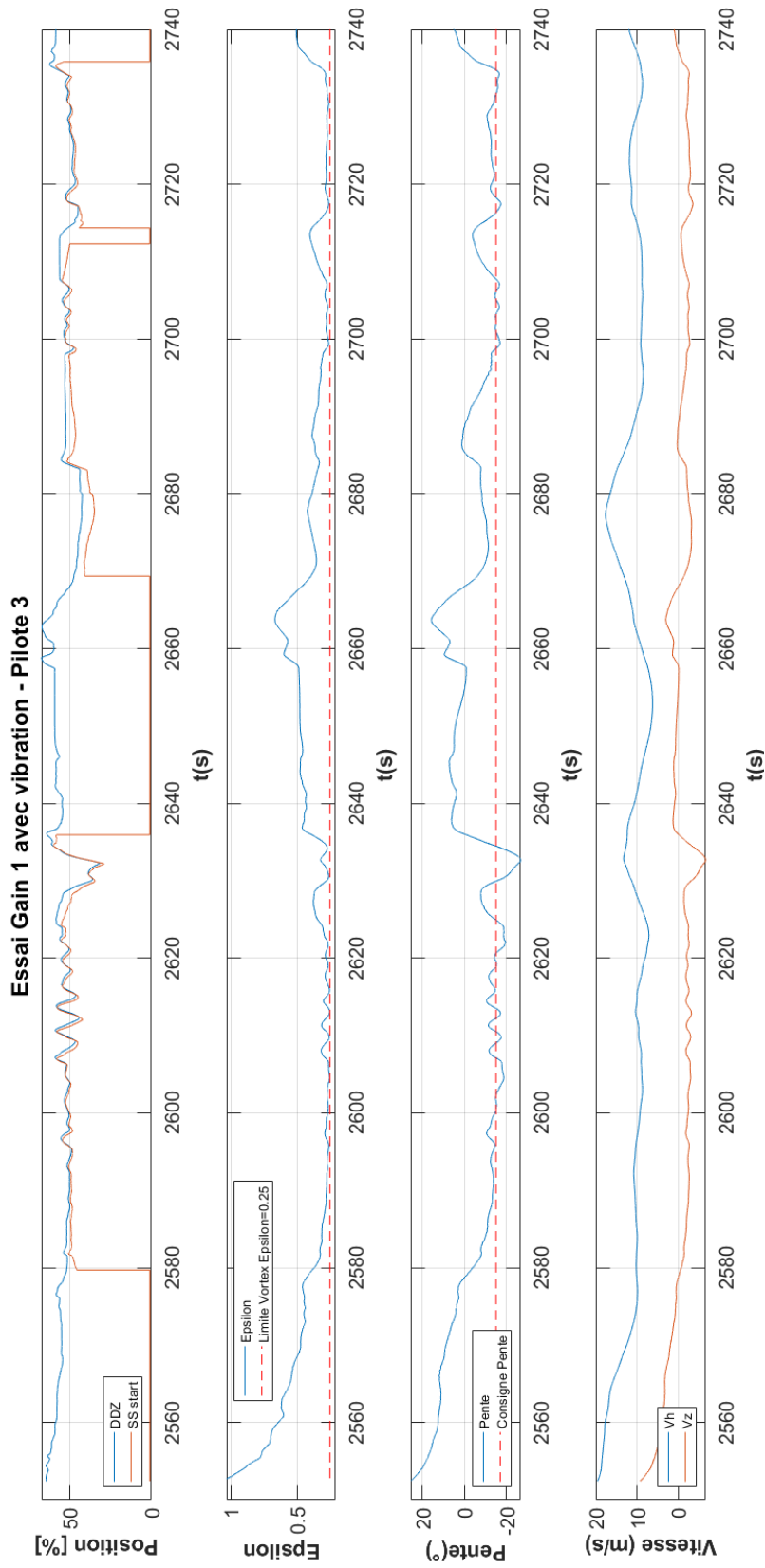


Fig. III.13: Données du simulateur (Position de commande et SoftStop, Epsilon, Pente suivie et consigne, et vitesse d'avancement et verticale) pour le pilote 3 et Gain n°1 avec vibration.

III.3 Analyse, comparaison et validation de la fonction haptique

La méthode d'optimisation créée a permis d'obtenir des gains optimisés par rapport à des critères sur la dynamique des fonctions haptiques souhaités. Les paramètres optimisés sont les gains d'un régulateur PID (K_p , K_i , K_d), mais la méthode pourrait être adaptée pour optimiser d'autres types de paramètres. Le gain optimisé obtenu grâce à la boucle hors ligne est (valeur (III-6)),

$$K_{p_{opt}} = -45.5102, K_{i_{opt}} = 0.4490, K_{d_{opt}} = -38, J_2 = 10.1605 \quad (\text{III-6})$$

Afin de valider ces résultats, nous avons comparé ce gain avec deux autres gains (de dynamique opposée) avec des pilotes hélicoptères sur simulateur. L'expérience mise en place a permis de valider ce gain face aux gains de dynamique plus lente et plus rapide. Néanmoins, les essais ont montré que face à de très fortes variations de commande, un PID ne suffit pas à la protection de la machine. Une solution pour protéger la machine face à tout type de commande serait d'inclure un gain qui tient compte de la dynamique de la commande de vol ; dans le cas de la protection d'entrée en VRS, il s'agit de la commande du collectif. L'ajout des vibrations à l'avant du SoftStop semble mieux protéger aux pilotes, en les prévenant en avance de l'arrivée de la limitation, et donc en prévenant des dépassements plus importantes du gradient du SoftStop.

La modélisation du modèle pilote ne permet pas aujourd'hui de réagir face à des vibrations générés par le modèle ASSU. Il n'aurait pas été possible de prévoir avec la boucle de simulation et la méthode d'optimisation une meilleure performance avec les vibrations. Néanmoins, la boucle reste performante pour l'optimisation des gains du PID du SoftStop.

Synthèse du Chapitre

Nous avons mis en place un protocole expérimental sur le simulateur PycsHel et avec des pilotes hélicoptère. Cela a permis de :

- Prouver l'efficacité du gain optimisé dans l'évitement du vortex, lors d'une tâche de suivi de pente à 15° , et lors d'un pilotage souple.
- Les comparer face à d'autres gains pas (complètement) optimisés, et prouver une meilleure performance.
- Trouver de possibles améliorations de cette fonction de protection haptique, comme l'ajout des vibrations avant le SoftStop, ou d'un paramètre tenant compte de la dynamique de la commande du pilote.

Avec la validation de la fonction de protection VRS, nous pouvons valider notre méthodologie d'optimisation basée sur des critères haptiques et des critères des paramètres de vol. La méthodologie apportée peut optimiser toute autre fonction de protection ou d'aide au pilotage par l'adaptation de ces critères.

Analyse globale des résultats

Cette thèse, financé par Safran E&D et en collaboration avec l'ONERA de Salon de Provence, a débuté en Novembre 2017 dans un double but, d'un côté, aider Safran E&D dans la définition des spécifications de son ASSU, et d'un autre, trouver une méthode qui permette la définition des retours haptiques sur ce type de commande.

Ce nouveau type de commande de pilotage, apparue il y a un peu plus de 20 ans, a été incorporé dans un nombre limité d'appareils à voilure fixe et tournante. Les fonctions de protection utilisés dans ces appareils ont toujours été définies de manière empirique. Cette méthodologie, même si efficace, implique la passation d'un grand nombre de pilotes, et en conséquence, des nombreuses heures de simulation. Or, il est bien connu dans les essais au sol, ou en vol, que le nombre de pilotes disponibles est toujours très limité, et que le coût des essais/simulation sont assez élevés.

Afin d'éviter ces limitations, nous avons décidé d'élaborer une **méthodologie de conception de retours haptiques** basée sur des critères issus des paramètres de vol, et des critères haptiques et physiques.

Cette méthodologie de conception s'appuie sur l'utilisation d'une **boucle de pilotage et simulation hélicoptère** sur MatLab/SimuLink. Cette boucle de simulation intègre différents modèles qui reproduisent un retour haptique envoyé sur un ASSU, lui-même équipé dans un hélicoptère. Ainsi, nous avons conçu un **modèle d'activité pilote**, un **modèle guidage** qui transmet les consignes au pilote, un **modèle des manches actifs**, et un ensemble des **modèles permettant la conversion du paramètre à limiter en retour haptique** sur l'ASSU. Le **modèle d'activité pilote** a été développé de sorte à suivre des consignes de pilotage et d'**adapter ses commandes en présence des retours haptiques**. La **modélisation de la détection des gradients d'efforts** permet au modèle pilote de **détecter des SoftStops** sur le **cyclique** et le **collectif**. Ces modélisations se sont basées sur une première expérience mise en place au simulateur de l'ONERA et visant à comprendre, analyser et modéliser la sensibilité et la détection tactile chez les humains. Le **modèles manches actifs**, ou ASSUs, permettent de reproduire le comportement de ce type de commande sur chacun des axes de pilotage. Il permet à l'utilisateur d'utiliser un effort de base (friction ou gradient nominal) et d'ajouter des SoftStops ou des vibrations. On peut également modifier le comportement du manche en modifiant l'amortissement, sa fréquence ou sa friction.

La boucle de simulation a permis de créer une **fonction d'aide au pilotage** (virage IFR à taux standard), et une **fonction de protection** (évitement d'anneaux tourbillonnaires, ou VRS). Cette dernière a été choisie pour mettre en place les différents critères à minimiser permettant d'optimiser la fonction haptique. Pour cela, nous avons listé tous les comportements souhaités en termes de paramètres haptiques (type de réponse et dynamique du SS, et efforts maximaux) et en termes de paramètres de vol (paramètre à limiter). A ce propos, deux expériences, visant à limiter les efforts maximaux et les vitesses maximales des SoftStops sur le collectif, ont été mises en place sur le simulateur PycsHel de l'ONERA de Salon-de-Provence.

La méthode d'optimisation mise en place sur la boucle de simulation consiste en un code sur MatLab qui calcule sur un intervalle de points donnés la valeur de chacun des critères haptiques. Ces calculs sont faits grâce à des **critères** de vol et haptiques, ainsi que des **algorithmes d'analyse** et d'optimisation. A la fin de ces calculs de points, on est capable de définir un point, au pas près, qui optimise ces critères. Cette méthode, semi-automatique, a permis de **définir au préalable les paramètres de la fonction d'évitement d'anneaux tourbillonnaires**, et elle évite ainsi de nombreuses simulations. De plus, elle permet d'optimiser les paramètres de la fonction sur la base des paramètres de vol ou haptiques, ce que des simulations empiriques ne permettraient pas.

Les **essais** des paramètres testés en **simulation** avec des pilotes hélicoptère ont permis de **valider la direction des résultats** obtenus avec la méthode d'optimisation et la boucle de simulation. Ces essais ont aussi permis l'**amélioration des spécifications** et **recommandations** du mini manche actif **Safran E&D**, pour des paramètres tels que la friction, le taux de rafraîchissement de la loi effort/déplacement, les logiques de positionnement du manche, etc.

Discussion

Les résultats obtenus dans cette thèse CIFRE contribuent à la bonne définition et paramétrisation des fonctions de protection qui pourront être utilisées sur les ASSUs. En conséquence, ils favorisent l'amélioration de la sécurité de l'enveloppe de vol des appareils, et permettent aussi l'amélioration des spécifications propres du ASSU.

A la différence des travaux réalisés jusqu'à présent, la méthodologie d'optimisation proposée dans cette thèse permet de s'appuyer sur des critères objectifs lors de la conception des retours d'efforts. L'état de l'art sur les fonctions haptiques, établi au début de ces travaux (b)), a permis de constater que la littérature s'est concentrée sur les "modèles de calcul des paramètres à limiter", comme le modèle ϵ du partenariat DLR-ONERA qui calcule l'approche du vortex (29), ou encore les modèles conçus par Boeing pour le calcul/prédiction du couple de transmission, du facteur de charge vertical, ou le Settling with Power (23). Tous ces travaux se sont appuyés sur des essais empiriques pour déterminer les paramètres des fonctions, et le nombre de participants aux essais n'ont pas dépassé les 10 pilotes.

A notre connaissance, aucun travail scientifique ne s'était intéressé à la dynamique ou à la réponse que devrait avoir un SoftStop, ou encore l'effort idéal pour permettre à un pilote de le dépasser si besoin et de le détecter sans soucis. Les expériences réalisées dans cette thèse ont abordé pour la première fois ces sujets, et ont permis de quantifier les valeurs de l'amplitude du SS et de sa vitesse maximale.

Aussi, la première expérience réalisée a permis de mieux comprendre comment les différents paramètres d'un ASSU (gradient nominal, Amplitude et Position du SoftStop, amortissement, et fréquence) affectent la détection chez l'humain. La compréhension de la détection tactile sur l'ASSU nous permet de mieux choisir les retours haptiques, et d'éviter des interactions qui pourraient générer une mauvaise compréhension du pilote. Un gradient qui augmente avec le temps, ou une combinaison d'amortissement fort avec un fort gradient sur le manche, sont des exemples de retours très mal détectés par les pilotes. Dans l'état de l'art, nous n'avons pas trouvé des travaux visant à étudier les interactions détection - paramètres ASSU.

Les travaux présentés dans cette thèse montrent une possible méthode d'optimisation basée sur de possibles critères. Ils pourraient être modélisés différemment, conduisant à des résultats différents. Outre le choix et la modélisation des critères, les résultats sont très dépendants de la boucle de simulation. Nous n'avons pas disposé du temps nécessaire pour comparer, et éventuellement recalculer, la boucle de simulation hors ligne et le simulateur. Il serait très intéressant de vérifier qu'avec les mêmes commandes, nous obtenons la même réponse en termes de mécanique de vol et haptique. Vérifier l'exactitude des réponses de notre boucle de simulation et du simulateur est primordial pour appliquer les résultats de la méthode d'optimisation.

De plus, il faut garder à l'esprit que l'optimisation se base sur l'utilisation d'un modèle d'activité pilote. Ce modèle ne pourra jamais reproduire tout le spectre des réponses différentes qu'un pilote humain aurait.

C'est pour cette raison qu'il est essentiel de bien choisir la tâche de pilotage avec les consignes que le modèle d'activité pilote réalisera pour rencontrer le retour haptique.

La méthode d'optimisation permet de réduire de manière considérable les essais avec des pilotes, mais en aucun cas de les supprimer. Ils permettent de confirmer les résultats de la méthode d'optimisation, mais aussi d'apporter des modifications sur le retour haptique, comme par exemple, ajouter des vibrations, changer l'information envoyé sur un autre axe de pilotage, etc. De plus, cette méthode d'optimisation repose sur l'utilisation du modèle d'activité pilote. Les paramètres de la fonction dépendent des critères d'optimisation choisis, et de la façon dont le modèle d'activité pilote réalise la manœuvre. Si le pilotage est agressif ou pas, le réglages du modèle pilote sera différent. De plus, le manque de connaissance (et donc de modélisation) sur l'impact du stress, de la fatigue, ou de l'inattention du pilote sur le ressenti/compréhension des retours haptiques fait de ce modèle un "pilote" un peu trop "parfait".

Enfin, dans les simulateurs, les modèles de mécanique du vol ne sont pas parfaits, et les paramètres de vol utilisés dans les fonctions ne sont pas issus de capteurs. Ils sont « parfaits », contrairement à la machine réelle. Autant de raisons pouvant mener au fait que même validées par des essais sur simulateur, les fonctions haptiques auront sans doute à être adaptées lors du passage en vol. L'amélioration des modèles intégrés dans la boucle hors-ligne réduira toujours ces écarts. L'approche empirique jusqu'à maintenant suivie pour le développement de fonctions haptique ne s'affranchit pas de cette problématique non plus.

Conclusions et Perspectives

Dans le Chapitre "Contexte et Problématique de l'étude", nous avons défini les questions de cette étude :

1. Quels sont les différents domaines dans lesquels un mini manche peut offrir des fonctions d'aide au pilotage et protection de l'enveloppe de vol ?
2. Comment définir, ab initio, ou de manière optimale, les retours haptiques et les intégrer dans la boucle de pilotage ?

La première question a été abordée dans l'état de l'art. D'un côté, nous avons répertorié toutes les différentes fonctions haptiques sur ASSU faites dans le domaine des voilures tournantes. D'un autre, nous avons demandé à des pilotes d'essais de la DGA et d'Airbus de sélectionner celles qu'ils considèrent réellement utiles. Une liste d'une dizaine de fonctions a été proposée dans la Sous-section "Mise au point des RH", état de l'art, page xxxviii.

Pour répondre à la deuxième question, nous avons proposé une méthode d'optimisation des paramètres d'une fonction haptique grâce à des critères haptiques et physiques et grâce à la modélisation d'une boucle de pilotage. Cette boucle hors ligne intègre un modèle d'activité pilote, modulaire, et capable de prendre en compte de retours haptiques au niveau des commandes. La boucle de pilotage et la méthode d'optimisation ont permis l'obtention des paramètres haptiques de la fonction d'évitement d'anneaux tourbillonnaires, et qui a ensuite été validée avec des pilotes hélicoptère sur simulateur. De plus, des expériences ont été mises en place sur simulateur et avec des pilotes pour quantifier les efforts maximaux sur le collectif, ainsi que les vitesses maximales des retours haptiques.

La boucle de pilotage avec la chaîne haptique, utilisée par la méthode d'optimisation, est un outil de simulation hors ligne qui pourrait avoir bien d'autres applications. Elle pourrait servir à toutes les autres études liées à l'utilisation des mini manches actifs, comme par exemple, les logiques à mettre en oeuvre sur les ASSUs lors du pilotage simultané pilote-copilote ou l'utilisation d'autres fonctions de protection ou de guidage.

Par ailleurs, peu de travaux se sont intéressés à la gestion ou priorisation des fonctions haptiques. La boucle de simulation pourrait aider à l'étude de différentes fonctions actives sur l'ASSU, pour ainsi s'assurer d'une bonne comptabilité d'utilisation, et une bonne compréhension des différentes informations apportées.

A présent, la chaîne de retours haptiques ne permet que l'utilisation des gradients nominaux ou l'utilisation de la friction statique, avec des SoftStops et/ou des vibrations. Il serait possible d'incorporer d'autres types de retours, tels que les gates ou les détetes. Nous pourrions alors envisager de faire des études comparatives entre différents retours d'efforts envoyés au pilote pour une type de fonction haptique donnée.

Le modèle d'activité pilote a permis de simuler des tâches de pilotage avec la détection d'un SoftStop. Tout au long de cette thèse, nous aurions souhaité améliorer ce modèle afin de le rendre plus fidèle au

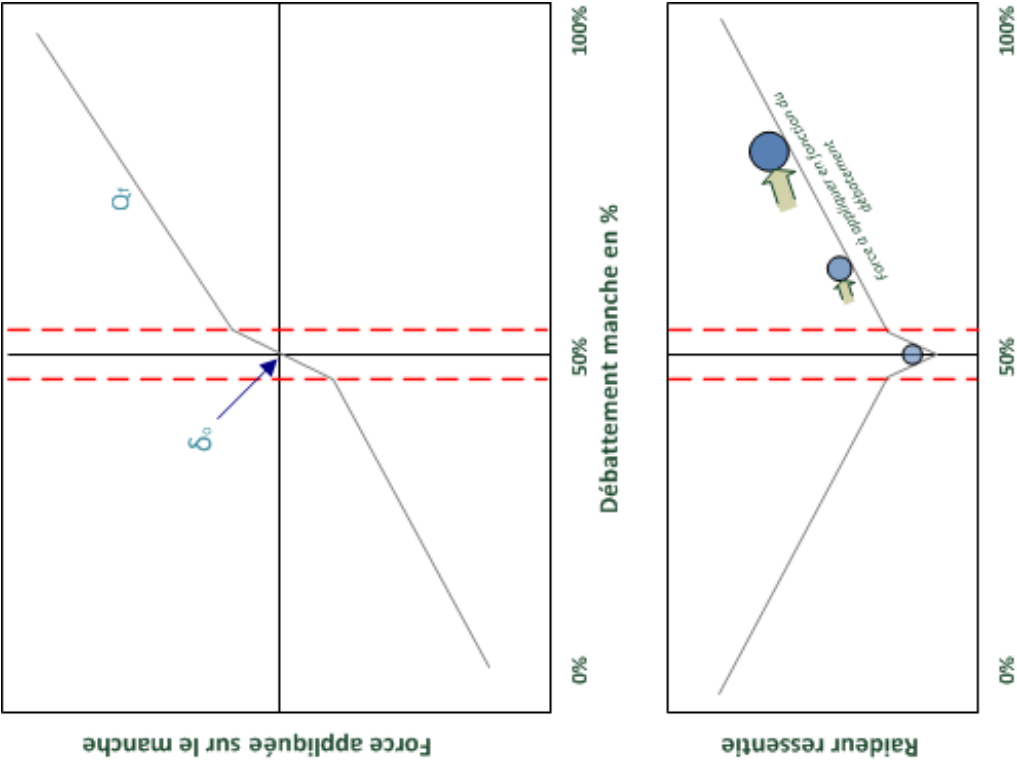
pilotage d'une personne humaine. Concrètement, on pourrait imaginer un modèle d'activité pilote qui suit les consignes des tâches de pilotage de manière séquentielle, et non de manière parallèle, comme un pilote automatique le fait. Une autre idée, afin de le rendre plus "humain", serait d'inclure différents comportements dans le suivi des consignes de pilotage qui lui permettent, par exemple, d'ignorer un retour haptique, ou même d'adapter ses gains (PID) si la situation de vol l'oblige. On pourrait aussi imaginer incorporer d'autres critères de ressenti afin de détecter des vibrations, des détenteurs, des gates, etc. De plus, de futures expérimentations pourraient être menées afin de compléter et d'améliorer les modèles d'activité pilote, mais également le modèle ASSU, avec une identification du comportement de celui-ci.

Le point le plus intéressant de la boucle de simulation est le fait qu'elle est modulaire. Des nombreux modules ont déjà été intégrés, et bien d'autres pourraient l'être encore. A titre d'exemple, nous avons incorporé des modules de pilotage évolués, comme les lois RCAH, ACAH ou VRC, mais nous pourrions encore incorporer d'autres lois, comme celles expliquées dans "Types ou lois de commande : directe ou par objectifs", État de l'art, xxvi. D'autres études, sans lien direct avec les ASSUs, pourraient avoir lieu grâce à cette boucle. A titre d'exemple, des études en mécanique de vol (qualités de vol des machines), ou des études en neurosciences (charge de travail ou stress du pilote) pourraient être estimées à l'avance avec l'incorporation de certains modules.

Annexe **A**

Récapitulatif des retours tactiles des manches actifs

Les tableaux suivants montrent une description détaillée et les cas d'utilisation des différents retours ou caractéristiques statiques d'un ASSU.

Caractéristique statique	Loi force – déplacement & Ressenti tactile
<p><u>F_{nom} Loi Nominale Force-Déplacement</u></p> <p><i>Description</i> Loi d'effort déplacement/force, linéaire, ressentie lorsque le manche est repoussé de sa position neutre δ_0 avec un gradient Q_f :</p> $F_{nom} = Q_f (\delta - \delta_0)$ <p>Le point neutre du manche, correspondant à la position du trim de l'appareil, est modifiable de sorte à annuler les efforts sur le manche.</p> <p>Sur le gradient, qui est aussi paramétrable, il est souvent ajouté un « breakout » : un gradient d'effort plus important pour sortir du point neutre ; et cela afin d'empêcher tout mouvement inopportun de faible amplitude de la part du pilote (ou d'un mouvement de la machine).</p> <p><i>Objectif</i> Loi nominale permettant une émulation de commandes classiques. Effort proportionnel au déplacement, et retour du manche à la position de trim lorsqu'aucune force n'est appliquée.</p>	 <p>The figure consists of two vertically stacked graphs sharing a common x-axis labeled 'Débattement manche en %' (Control deflection in %) ranging from 0% to 100%.</p> <p>The top graph is labeled 'Force appliquée sur le manche' (Force applied to the control) on the y-axis. It shows a linear relationship with a slope Q_f. A vertical dashed line marks the neutral point δ_0 at approximately 50% deflection.</p> <p>The bottom graph is labeled 'Raideur ressentie' (Perceived stiffness) on the y-axis. It shows a non-linear relationship with a 'breakout' effect at the neutral point. The perceived stiffness is higher than the linear trend at the neutral point, and the relationship becomes linear again as deflection increases further.</p>

<p>Caractéristique statique</p> <p>ΣF_{ss} <u>Softstops</u></p>	<p>Loi force – déplacement & Ressenti tactile</p>
<p><i>Description</i> Force ressentie sous la forme d'un gradient d'effort ajouté à la loi nominale. La limite du paramètre δ_{ss} peut être indiquée en début ou en fin de « Softstop ». Ainsi, il est possible de faire varier l'amplitude Δh et la longueur Δl de celui-ci.</p> <p><i>Objectif</i> Il peut indiquer la position précise de la limite d'un paramètre (critique), ou de l'enveloppe de vol.</p>	<p>The figure consists of two vertically aligned graphs. The top graph plots 'Force appliquée sur le manche' (Force applied to the handle) on the y-axis against 'Débattement manche en %' (Handle displacement in %) on the x-axis. The x-axis has markers at 0%, 50%, and 100%. The curve starts linearly from the origin and then transitions into a curved segment. Two vertical red dashed lines mark the start and end of this curved segment, with horizontal double-headed arrows indicating the amplitude Δh and length Δl. The bottom graph plots 'Raideur ressentie' (Perceived stiffness) on the y-axis against 'Débattement manche en %' on the x-axis. It shows a similar profile, with a label 'Force à appliquer en fonction du débattement' pointing to the curve.</p>

Caractéristique statique	Loi force – déplacement & Ressenti tactile
<p><i>Description</i> ΣF_{QF}: Gradient d'effort croissant Gradient d'effort croissant en fonction de la marge entre la limite du paramètre critique et la valeur du paramètre actuel. $\Delta u = u_{critique} - u_0$</p> <p><i>Objectif</i> Il s'agit d'un moyen d'indiquer l'approche de la limite d'un paramètre sans information précise sur une position commande à adopter.</p>	<p>The figure consists of two vertically aligned graphs sharing a common x-axis labeled 'Débattement manche en %' (Handle deflection in %) with markers at 0%, 50%, and 100%.</p> <p>The top graph is titled 'Force appliquée sur le manche' (Force applied to the handle). It shows three curves representing different displacement margins: Δu_1, Δu_2, and Δu_3. A critical displacement δ_0 is indicated by a blue arrow. A vertical dashed line is drawn at 50% deflection. The condition $\Delta u_3 < \Delta u_2 < \Delta u_1$ is noted.</p> <p>The bottom graph is titled 'Raideur ressentie' (Perceived stiffness). It shows three curves where stiffness increases as deflection increases. Blue circles and green arrows on the curves indicate the perceived stiffness at different deflection levels.</p>

Caractéristique statique

ΣF_{det} Déteintes

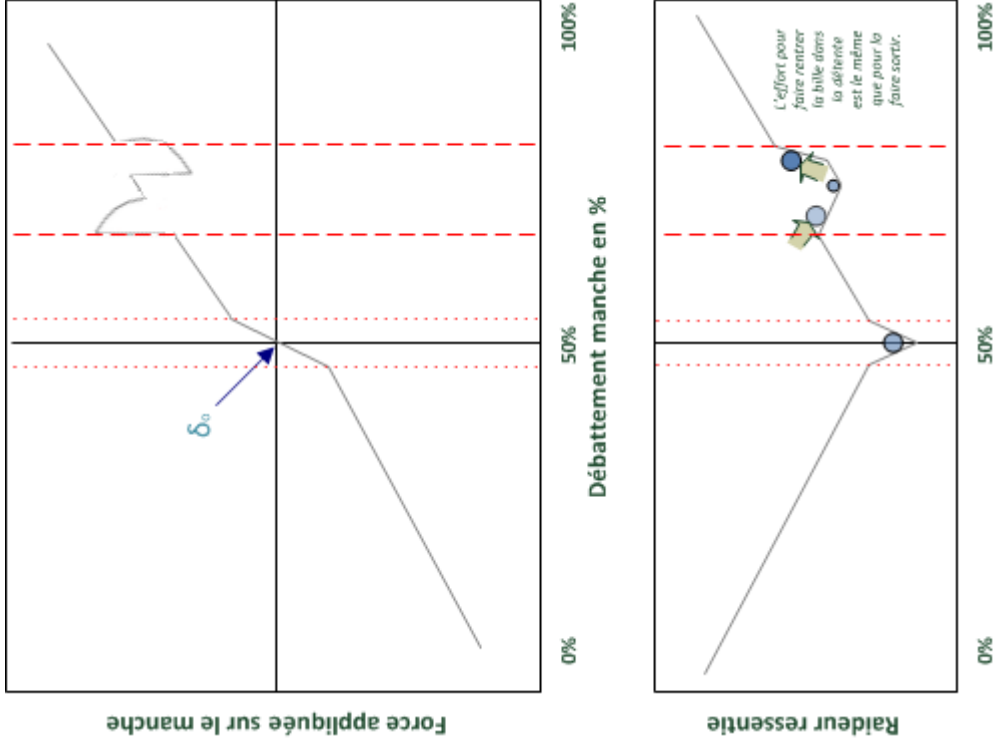
Description

Une déteinte est un type de retour tactile ajoutée à la loi nominale. Elle consiste en un gradient d'effort à dépasser pour accéder à un intervalle de déplacement du manche où, à nouveau, la loi nominale guide le manche. Pour en sortir, un même effort doit être appliqué. Le manche restera dans la déteinte tant que le pilote n'exerce pas cet effort.

Objectif

Les déteintes offrent un moyen de guider le pilote dans un intervalle d'intérêt. Un exemple pourrait être des fonctions d'aide au pilotage (maintien de pente ou d'altitude). On peut, en termes de ressenti, la comparer à un « cran », comme sur les manettes de poussée réacteur ou de volets.

Loi force – déplacement & Ressenti tactile



Caractéristique statique

ΣF_{gate} Gates

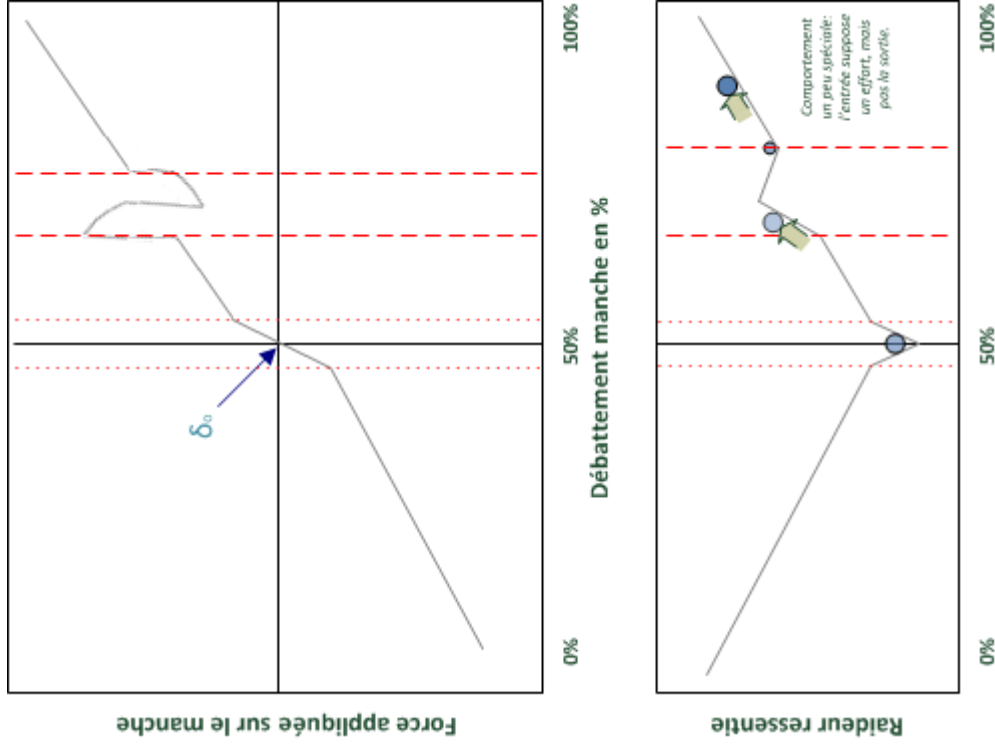
Description

Une « gate » est un type de retour tactile ajoutée à la loi nominale, et semblable au comportement des déteintes. Elle consiste en un gradient d'effort à dépasser sur un intervalle donné. Elle contribue donc à empêcher (ou du moins rendre difficile) le maintien/positionnement du manche sur un intervalle donné.

Objectif

Les « gates » sont utilisées, de manière inverse aux déteintes, pour repousser le pilote d'une position ou un intervalle du manche. Elles offrent également la possibilité de n'être ressenties que dans un sens de mouvement (mais aussi dans les deux).

Loi force – déplacement & Ressenti tactile



Caractéristique statique

$\Sigma F\omega$ Vibrations

Description

Les vibrations sont un moyen de retour ajouté à la loi nominale non nécessairement liées à une position manche. Elles peuvent néanmoins être activées sur intervalle de débattement du manche, une position précise, ou quel que soit sa position. Elles peuvent être générées par les moteurs en variant sa vitesse pour obtenir des fréquences de vibration différentes, et aussi, au travers d'excentriques pour modifier l'amplitude :

$$F\omega = A\sin(\omega t)$$

Objectif

Elles offrent un moyen supplémentaire d'indiquer au pilote un paramètre, et peuvent afin de les rendre plus compréhensives (en termes de directivité), être ajoutées à un autre retour haptique tel qu'un softstop.

Caractéristique statique

$\Sigma F\omega$ Friction : statique et dynamique

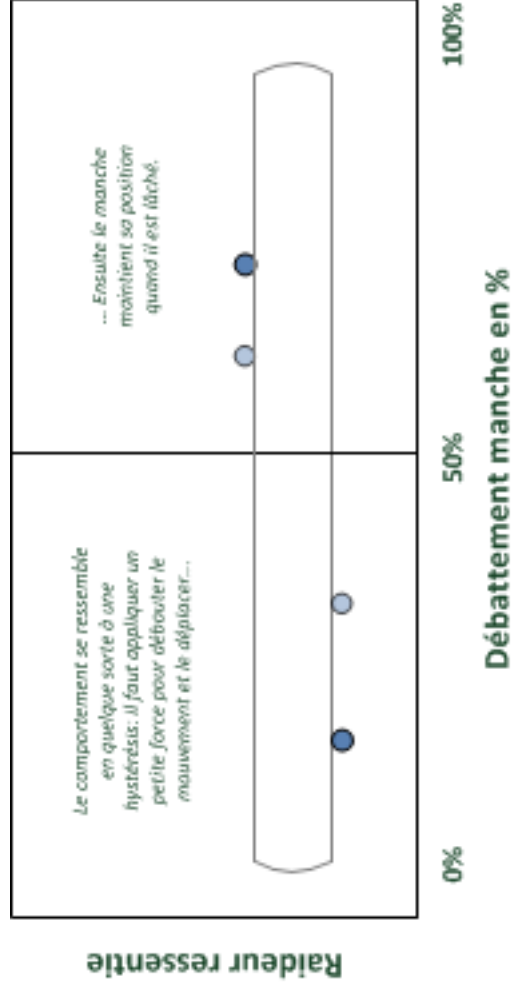
Description

La Friction est une force qui s'oppose au mouvement et qui, normalement, substitue la loi nominale de déplacement du manche. Elle se caractérise par une force minimale à appliquer pour mettre en déplacement le manche selon une loi déplacement force-manche nulle ($Q_f = 0$). On parle alors de la friction statique. Et par une force minimale à appliquer pour conserver la dynamique de déplacement du manche. On parle alors de la friction dynamique.

Objectif

Elle permet au pilote de maintenir son manche à une position donnée lorsque la force qu'il exerce est inférieure à la friction statique. C'est pour cette raison que la friction est plutôt utilisée comme moyen de comportement du manche, au lieu de retour tactile. Un exemple d'utilisation est le maintien du manche collectif là où le pilote l'a ajusté.

Ressenti tactile



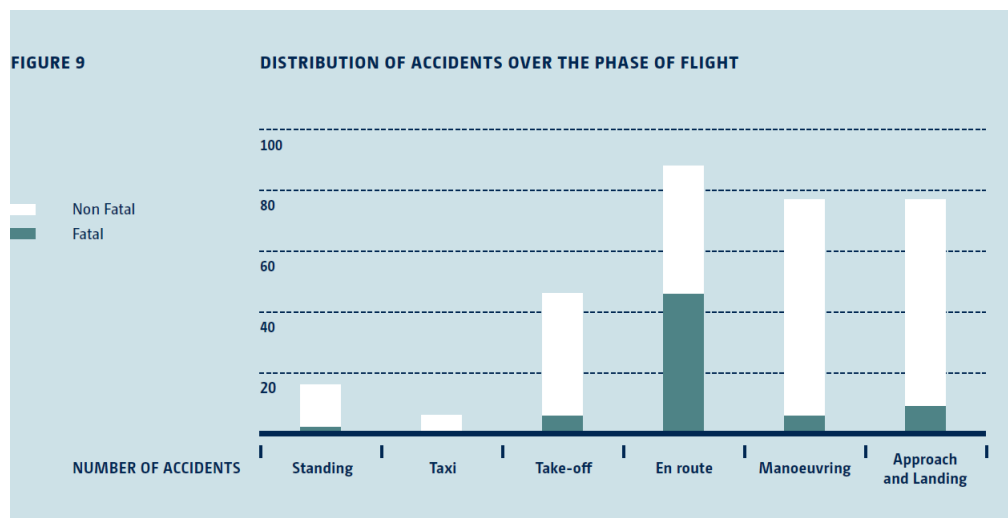
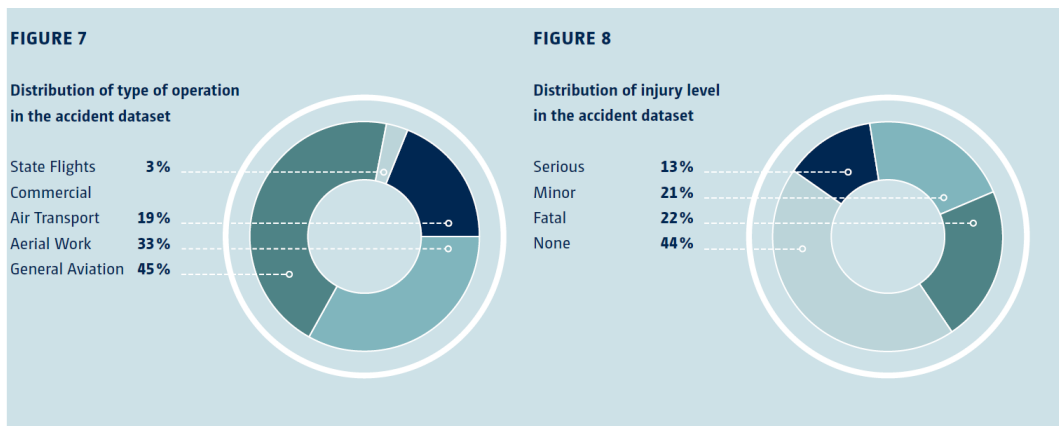
Résumé du rapport sur l'accidentologie aérienne issu de l'European Helicopter Safety Team (EHEST)(1)

Le programme European strategic safety initiative (ESSI) est lancé comme un partenariat entre différents acteurs de l'aviation, comme l'EASA, les autorités nationales de chaque état européen, ainsi que les aviateurs, opérateurs, et des organisations de recherche, dans le but d'améliorer la sécurité aérienne. Un de ses 3 composantes, the European Helicopter Safety Team (EHEST), a analysé les données de 311 accidents impliquant 312 appareils enregistrés en Europe, et cela dans le but d'identifier les facteurs ou les causes, et d'apporter des recommandations pour réduire le taux d'accidentologie.

Pour cela, le EHEST a adopté et adapté une procédure développée par l'équivalent du ECAST américain, le US CAST (United States Commercial Aviation Safety Team). Le processus implique une méthodologie basée sur les données accidentologiques, sur l'analyse de celles-ci, et sur l'élaboration des plans d'actions pour améliorer la sécurité. L'EHEST s'est divisé en deux groupes de travail pour implanter cette analyse : l'équipe d'analyse (EHSAT) et l'équipe d'implémentation (EHSIT). L'équipe d'analyse a collecté toutes les données possibles de ces 311 accidents (typé d'opération, dommages, étape du vol, conditions météorologique...) et a créé une taxonomie de 2000 codes pour récolter et classer tous les facteurs à l'origine de l'accident. Deux taxonomies complémentaires ont été utilisées : le SPS (Standard Problem Statements) et le HFACS (Human Factors Analysis and Classification System).

Analyse des données

Le type d'opération impliquant le plus grand nombre d'accidents est l'aviation générale (45%), suivie des travaux aériens (33%), transport aérien (19%) en 3^{ème} place, et finalement vol d'aéronefs d'état (3%). La phase de vol impliquant le plus grand nombre d'accidents (28%) est la croisière. De plus, 67% des accidents mortels ont eu lieu aussi sur cette phase.



Identification et Classification des données

SPS

Le SPS est une classification technique adaptée aux opérations en hélicoptère. Cette classification consiste en trois niveaux. Le premier niveau identifie le domaine principal de l'accident ; les deuxièmes et troisièmes niveaux le détaillent. Pour les 311 accidents, un total de 1836 problèmes ont été relevés avec plus de 400 codes dans 14 domaines différents. Cette étude a permis d'établir qu'au Niveau 1 SPS (le niveau le plus général), le domaine identifié dans 70% des accidents est le jugement et les actions des pilotes (action du pilote, profil de vol dangereux, procédures d'atterrissage, mise en œuvre de procédures...). Le deuxième domaine le plus identifié dans 52% des accidents est la gestion de la sécurité (formation aux procédures de vol, expérience du pilote, gestion du programme de formation...). Le domaine fonctions au sol, identifié dans 40 % des cas, incluent des facteurs comme le manque de planification de la mission, et les tâches avant/après vol. Néanmoins, 40% des cas ont été inclus dans la catégorie Problèmes de données, ce qui signifie que les rapport d'accidents manquaient d'information suffisante pour analyser et comprendre l'accident. La conscience du pilote de la situation apparaît dans 35% des accidents et englobe les facteurs en vol tel que la connaissance de l'environnement externe et les problèmes de visibilité et de météo. Au niveau 2 SPS, les catégories : la décision du pilote (35%), la planification de la mission (33%) et la compréhension de l'environnement externe (23%) sont les facteurs les plus pertinents.

FIGURE 10

**PERCENTAGE OF ACCIDENTS IN DATASET IN WHICH SPS CATEGORY
(LEVEL 1, HIGHEST LEVEL) WAS IDENTIFIED AT LEAST ONCE**



HFACS

Le HFACS est une taxonomie qui vise à catégoriser les facteurs humains intervenant dans l'accident d'une manière structurée. Cette classification décrit l'erreur humaine en quatre niveaux : les influences organisationnelles, supervision non sécurisée, conditions préalables aux actions dangereuses, et les actions dangereuses des opérateurs. Pour les données d'accidents analysés, au total 754 facteurs humains ont été relevés avec plus de 170 codes dans les quatre domaines cités précédemment. Les codes les plus répétés dans chacun des 4 domaines sont les suivants :

Actions dangereuses des opérateurs		
	50 %	procédures mal exécutées, des choix incorrects ou une mauvaise interprétation des informations.
	17 %	Violations, non-respect délibéré des règles et règlements
Conditions préalables aux actions dangereuses		
	46 %	excès de confiance, attention canalisée, inattention, distraction, perception erronée de la condition opérationnelle et motivation excessive.
	21 %	Facteurs personnels, tels que la planification et le briefing.
	15 %	Vision restreinte par les conditions météorologiques, fortes rafales de vent, et perte de visibilité par nuage de poussière/ neige.
Supervision non sécurisée		
	18 %	échecs au niveau de l'encadrement intermédiaire : supervision inadéquate en raison d'une supervision ou contrôle inadéquat et d'un manque de politique ou d'orientation...
Influences organisationnelles		
	12 %	des défaillances latentes au niveau supérieur de la direction ou au niveau organisationnel

Fonctions de protection l'HC et de l'environnement de vol

Limite	Survitesse du rotor principal
Description	Dépassement de la limite de vitesse supérieur du rotor Nr. Le rotor « de-clutch » (désembraye) et rentre en survitesse, ce qui peut entraîner des décrochages de la pale avançante et des fréquences d'utilisation non prévues pour la machine, amenant à de la fatigue et désintégration des composants de la cellule
Condition de vol	Réduction de la vitesse HC en cabrant, et/ou diminution du collectif rapidement, et/ou virage (à droite?) à basse puissance. Des charges lourdes diminuent le seuil de la limite.
Technique d'évitement	Lumière/son d'alarme des rpm du rotor
Action corrective	Augmentation du collectif pour réduire Nr. Réduction de la commande en cyclique (cyclic flare?)
Impact sur la mission/HC/HQ	Augmentation de la charge du travail du fait de la surveillance constante des instruments. Limitation des performances de l'appareil en créant des marges de sécurité pour ne pas dépasser ces limites.
Commentaire pilote DGA	Fréquence considérable. Susceptible d'arriver avec une panne de régulation moteur, en autorotation, en conditions de vol très turbulentes, ou encore dans un arrêt rapide (quickstop).
Sources	(23) -> Certains pilotes ont précisé que dans certaines circonstances, comme le « quickstop », il serait préférable d'avoir le SS sur le cyclique longitudinal, au lieu du collectif.

Table C.1: Description et travaux de la limitation HC : Survitesse du rotor principal.

Limite	Sur-couple de la boîte de transmission principale
Description	Puissance demandée excède les capacités du moteur.
Condition de vol	Des commandes agressives, parfois aggravées à des conditions de vol qui diminuent les capacités du moteur (ex. altitude, température...).
Technique d'évitement	Connaissance des limites de l'engin, disponible dans les manuels. Surveillance de la commande en collectif afin de ne pas dépasser ces limites. Lumière d'alerte de sur-couple. Bruit du moteur.
Action corrective	Réduction de la commande en collectif.
Impact sur la mission/HC/HQ	Limitation des performances de l'appareil à celles maximales permises par le moteur. Augmentation de la charge du travail du fait de la surveillance constante des instruments.
Commentaire pilote DGA	Fréquent. Seul le moteur est « protégé » pour ne pas avoir à fournir une puissance anormale. Par contre, la boîte de transmission est limitée en couple admissible, indiqué sur le FLI. Néanmoins, pas de fonction de protection automatique. Le pilote doit veiller à ne pas dépasser la limite boîte. Donc une fonction de protection serait (très) intéressante.
Source	(22) (23) -> Difficulté pour estimer le paramètre à limiter, le couple transitoire n'étant pas simple à « prédire ».

Table C.2: Description et travaux de la limitation HC : Sur-couple de la boîte de transmission principale.

Limite	Décrochage du rotor principal
Description	Une vitesse relative réduite sur la pale reculant résulte en une augmentation de l'angle d'attaque provoquant le décrochage de la pale.
Condition de vol	- Des virages avec des facteurs de charge importants. - Une commande importante en collectif parallèlement avec une rapide descente (facteur de charge important). Ces conditions peuvent être aggravées par une charge importante, l'altitude, une grande vitesse et des turbulences.
Technique d'évitement	Consultation des tableaux des limites de décrochage au stationnaire. Augmenter la vitesse du rotor avant de manœuvrer. S'abstenir des commandes agressives.
Action corrective	Diminution du collectif dès que les vibrations apparaissent.
Impact sur la mission/HC/HQ	Augmentation de la charge de travail. Obligation immédiate d'interrompre la manœuvre en cas d'apparition. Limite la capacité d'un appareil face à certaines conditions, comme l'évitement d'obstacles, d'échapper à un ennemi...
Commentaire pilote DGA	Possible utilité.
Sources	(22) -> Difficulté pour estimer le paramètre « réel » à limiter

Table C.3: Description et travaux de la limitation HC : Décrochage du rotor principal.

Limite	Moment de flexion du mât/moyeu du rotor
Description	Battement des pales conduisant à de la fatigue au niveau du moyeu et de l'arbre du rotor principal. Ce phénomène arrive principalement sur les « teetering » rotor (ex. R 22) du fait de l'absence d'articulations, l'axe de battement de ce type de rotor bipale se fait au niveau du mât.
Condition de vol	Des commandes en latéral avec un faible facteur de charge. Très fréquent sur des atterrissages en pente.
Technique d'évitement	Indications et avertissements dans le manuel de vol. Parfois, indicateur du moment du mât.
Action corrective	Augmenter la puissance avec le collectif Ajuster le cyclique pour charger le rotor et regagner du contrôle.
Impact sur la mission/HC/HQ	Fatigue des composants (moyeu et arbre) qui peuvent avoir comme conséquence une séparation du rotor. En conséquence, limitation des performances de l'appareil en créant des marges de sécurité.
Commentaire pilote DGA	Utilité restreinte aux rotors avec configuration « teetering »
Sources	(6) -> L'utilisation de SoftStops placés sous un certain angle a convaincu les pilotes. La limite du moment de mât se comporte en vol comme une limite de type pic transitoire; en contact avec le sol, elle se comporte comme un type transitoire et aussi proportionnel. Difficulté pour estimer le paramètre à limiter (26) (27) (28)

Table C.4: Description et travaux de la limitation HC :Moment de flexion du mât/moyeu du rotor

Limite	(Static) G-Load
Description	Facteur de charge maximal supporté par la structure de l'appareil.
Condition de vol	Des commandes agressives en longitudinal/latéral (ex. atterrissage dur ou virage agressif).
Technique d'évitement	Connaissance des limites de l'appareil publiés dans le manuel de vol. Surveillance de commandes afin de ne pas dépasser ces limites. Si l'HC en dispose, surveillance Nz jauge.
Action corrective	Réduction de la commande en longitudinal/latéral. Réduction de la commande en collectif.
Impact sur la mission/HC/HQ	Limitation des performances de l'appareil en créant des marges de sécurité pour ne pas dépasser ces limites.
Commentaire pilote DGA	Normalement la cellule est correctement dimensionnée et peut supporter de grands facteurs de charge. Néanmoins, cela pourrait arriver avec un atterrissage en pente.
Sources	(6) -> L'utilisation de SoftStops placés sous un certain angle a convaincu les pilotes. La limite du moment de mât se comporte en vol comme une limite de type pic transitoire; en contact avec le sol, elle se comporte comme une type transitoire et aussi proportionnelle. Difficulté pour estimer le paramètre à limiter (26), (27), (28)

Table C.5: Description et travaux de la limitation HC : G-Load

Limite	Anneaux tourbillonnaires
Description	Condition aérodynamique dans laquelle l'hélicoptère descend dans son propre sillage. Le flux d'air aspiré par le rotor pour générer sa portance est ré-ingéré par le rotor car la descente de l'appareil est proche de celle du flux. Ceci entraîne une perte de portance qui engendre un très fort taux de descente de l'appareil.
Condition de vol	3 conditions doivent être remplies : - Faible vitesse d'avancement (typiquement inférieur à 30 nœuds) - Faible / Moyen taux de descente (de l'ordre de 900 pieds/minute) - Puissance appliquée sur le rotor.
Technique d'évitement	Évitement de ces conditions de vol, et connaissance du phénomène. Des fortes vibrations très aléatoires et de basse fréquence. Une resenti de décrochage (mais c'est alors « trop tard »)
Action corrective	Augmenter la vitesse d'avancement en poussant vers l'avant le cyclique longitudinal, ou effectuer une manœuvre latérale du même type. Utiliser l'autorotation, en diminuant la puissance, i.e. en descendant le collectif (Cette action nécessitera, néanmoins, de beaucoup de temps et d'altitude).
Impact sur la mission/HC/HQ	Augmentation de la charge du travail du fait de la surveillance constante des commandes qui générèrent ce phénomène. Cette condition a comme conséquence une perte du contrôle de l'appareil et peut conduire à un impact au sol si elle n'est pas corrigée à temps.
Commentaire pilote DGA	Phénomène apparaissant aux basses vitesses air, Vz autour de -900 ft/min. De nombreux accidents liés à ce phénomène, donc fonction très utile.
Sources	(29) -> Difficulté pour estimer le paramètre « réel » à limiter (création de tourbillons autour du rotor). (23)

Table C.6: Description et travaux des fonctions de protection l'enveloppe de vol : Anneaux tourbillonnaires.

Limite	Sous-vitesse du rotor principal
Description	Le couple demandé par le rotor principal excède le couple disponible du moteur.
Condition de vol	Une entrée en autorotation ou panne moteur. Une demande rapide et longue en collectif Une augmentation du collectif malgré un manque de puissance moteur (condition atmosphériques)
Technique d'évitement	Lumière/son d'alarme des tours rotor
Action corrective	Diminution du collectif pour augmenter la vitesse du rotor principal Nr.
Impact sur la mission/HC/HQ	Augmentation de la charge du travail du fait de la surveillance constante des instruments. Limitation de la trajectoire de vol.
Commentaire pilote DGA	Possibilité de rentrer en autorotation. cela reste rare.
Sources	(23)

Table C.7: Description et travaux des fonctions de protection l'enveloppe de vol : Sous-vitesse du rotor principal.

Limite	Vitesse de descente
Description	La vitesse de descente dépasse les marges de sécurité de la vitesse d'autorotation de l'appareil. En conséquence, cela peut entraîner que la turbine libre se désolidarise du reste du moteur, ou une incapacité à casser la vitesse du rotor principal proche du sol. Cette limitation en vitesse de descente peut être aussi confrontée, en dehors de l'autorotation, lors d'un vol IFR en descente à forte pente.
Condition de vol	- En autorotation - En descente à forte pente.
Technique d'évitement	Indicateur de vitesse verticale. Consulter les tableaux de vitesse de descente pour l'appareil.
Action corrective	
Impact sur la mission/HC/HQ	
Commentaire pilote DGA	Si le pilote suit les recommandations du manuel de vol pas de souci normalement. Mais limite à rapprocher du phénomène de vortex, donc fonction intéressante. Ici, on a potentiellement une fonction à la fois de protection de l'enveloppe de vol (Vortex), et aussi de pilotage/guidage (suivi précis de pente).
Sources	

Table C.8: Description et travaux des fonctions de protection l'enveloppe de vol : Vitesse de descente.

Limite	Vitesse latérale
Description	La vitesse latérale excède celle pour laquelle il existe une marge de commande en palonnier suffisante pour maintenir les conditions de vol.
Condition de vol	Vol latérale à grande vitesse.
Technique d'évitement	
Action corrective	
Impact sur la mission/HC/HQ	Limitation de la trajectoire de vol. Fatigue et réduction de la durée de vie des composants.
Commentaire pilote DGA	Si le pilote suit les recommandations du manuel de vol pas de souci normalement. Indication de la diminution de la marge aux commandes pourrait être intéressante.
Sources	

Table C.9: Description et travaux des fonctions de protection de l'enveloppe de vol : Vitesse latérale.

Bibliographie

- [1] M. VAN HIJUM & M. MASSON; «EHEST Analysis of 2000 – 2005 european helicopter accidents»; Rapport d’investigation ISBN 92-9210-095-7.; European Aviation Safety Agency (2010). <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EHEST%20Final%20Report%20of%202000-2005%20Accidents.pdf>. iv, xxx, 141
- [2] J. BLUTEAU; *Evaluation des effets de l’ajout d’interfaces haptiques sur le suivi manuel de trajectoires*; Thèse de doctorat; Institut National Polytechnique de Grenoble; Grenoble (2010). v, xxxv, xxxvi
- [3] G. J. JERAM; *Open Plataform for Limit Protection with Carefree Maneuver Applications*; Thèse de doctorat; School of Aersopace Engineering; Georgia Institute of Technology (2004). <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040161163/downloads/20040161163.pdf>. v, xl, 11
- [4] M. WHALLEY, B. HINDSON & G. THIERS; «A comparison of Active Sidestick and Conventional Inceptors for Helicopter flight Envelope Tactile Cueing»; American Helicopter Society; 56^e édition Virginia (2000); p. 24. xiv
- [5] VINEET SAHASRABUDHE, ROBERT SPAULDING, ALEXANDER FAYNBERG, JOE HORN & NILESH SAHANI; «Simulation Investigation of a Comprehensive Collective-Axis Tactile Cueing System»; American Helicopter Society 58th Annual forum; 58^e édition Montreal, Canada (2002); p. 10. xiv, xxxviii
- [6] MAX ABILDGAARD & DR. WOLFGANG VON GRÜNHAGEN; «Demonstration of an Active Sidestick in the DLR Flying Helicopter Simulator (FHS)»; European Rotorcraft Forum; 34^e édition Liverpool (2008); p. 14. xiv, xxxviii, 34, 147
- [7] GEORGE EMERY COOPER; «A Survey of the Status of and Philosophies Relating to Cockpit Warning Systems»; Technique N7813746; NASA Ames Research Center; Saratoga, California (1977). xiv
- [8] HALA RIFA, T. HAMEL, MINH-DUC HUA & P.MORIN; «Haptic-based bilateral teleoperation of underactuated Unmanned Aerial Vehicles»; IFAC World Congress; 18^e édition Milano (2011); p. 8. xxi
- [9] AVINASH BALACHANDRAN, MATTHEW BROWN, STEPHEN M. ERLIEN & J. CHRISTIAN GERDES; «Creating Predictive Haptic Feedback for Obstacle Avoidance using a model Predictive Control (MPC) framework»; IEEE Intelligent Vehicles Symposium (IV); 24^e édition Seoul, South Korea (2015); p. 5. xxi
- [10] SAMANTHA ALAIMO; «Evaluation of Direct and Indirect Haptic Aiding in an Obstacle Avoidance Task for Tele-Operated Systems»; World Congress The International Federation of Automatic Control; 18^e édition Milano (2011); p. 6. xxi

- [11] R. C. GOERTW, W. M. THOMPSON & R. A. OLSEN; «Electronic master slave manipulator»; United States (1958)<https://www.osti.gov/biblio/4301348>. xxxv
- [12] M. MINSKY, M. OUHYOUNG, O. STEELE, F. J. BROOKS & M. BEHENSKY; «Feeling and seeing. Issues in force display.»; ACM SIGGRAPH Computer Graphics New York (1990); p. 7. xxxv
- [13] B. DAVIES, W. NG & R. HIBBERD; «Prostatic resection : an example of safe robotic surgery»; Robotica (1993); **11**, p. 6. xxxv
- [14] C. RIVIERE, W. TECH ANG & K. P.K.; «Toward active tremor canceling in handheld microsurgical instruments.»; IEEE Transactions on Robotics And Automation (2003); **19**, p. 8. xxxv
- [15] V. GONZÁLEZ, P. CHINQUIN, J. TROCCAZ & A. GUERRAZ; «TER : A System for robotic Telechography»; Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention; 4^e édition The Netherlands (2001); p. 9. xxxv
- [16] A. HAMID & U. ZAKIR; «Current Collision Mitigation Technologies for Advanced Driver Assistance Systems – A Survey.»; PERINTIS eJournal (2016); **6**, p. 13. xxxv
- [17] J.W. HEGG & M.P. SMITH; «Sidestick controllers for advanced aircraft cockpits»; IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference; 11^e édition Seattle, USA (1992); p. 9. xxxvi
- [18] P. EINTHOVEN; «Active Controller Performance Requirements»; American Helicopter Society; 60^e édition Baltimore, MD (2004); p. 13. xxxvi
- [19] J. A. LUSARDI, C. L. BLANKEN, M. C. R. OTT, C. A. MALPICA & W. VON GRÛNHAGEN; «In Flight Evaluation of Active Inceptor Force-Feel»; American Helicopter Society; 68^e édition Fort Worth, TX (2012); p. 18. xxxvii
- [20] W. VON GRÛNHAGEN, T. SCHÖNENBERG, R. LANTZSCH & J. A. LUSARDI; «Handling Qualities Studies Into The Interaction Between Active Sidestick Parameters and Helicopter Response Types»; American Helicopter Society; 69^e édition Phoenix, Arizona (2012); p. 18. xxxvii
- [21] A. GREENFIELD & V. SAHASRABUDHE; «Side-Stick force-feel parametric study of a cargo-class helicopter»; American Helicopter Society; 67^e édition Virginia Beach, VA (2011); p. 11. xxxvii
- [22] P. EINTHOVEN & D. MILLER; «The HACT Vertical Controller»; American Helicopter Society; 58^e édition Montreal, Canada (2002); p. 13. xxxviii, 146
- [23] B. KASHAWLIC, R. ENNS, J. IRWIN III & M. RUCIE; «Carefree Maneuvering via Tactile Cueing Flight Demonstrations»; American Helicopter Society; 72^e édition West Palm Beach, Florida (2016); p. 13. xxxviii, xxxix, 127, 145, 146, 148
- [24] B. KASHAWLIC, R. ENNS, B. BROWN & R. MOORE; «Maneuver and Mission Aiding via Tactile Cueing Flight Demonstrations»; American Helicopter Society; 72^e édition West Palm Beach, Florida (2016); p. 15. xxxviii
- [25] M. S. WHALLEY & M. ACHACHE; «Joint U.S./France Investigation of helicopter flight envelope limit cueing»; American Helicopter Society; 52^e édition Washington, D.C. (1996); p. 29. xxxviii
- [26] P. G. EINTHOVEN; «Tactile Cueing Experiments with a Three Axis Sidestick»; American Helicopter Society; 57^e édition Washington, D.C. (2001); p. 16. xxxviii, 6, 147
- [27] J. F. HORN & N. SAHANI; «Detection and Avoidance of Main Rotor Hub Moment Limits on Rotorcraft»; Atmospheric Flight Mechanics Conference Montreal, Canada (2003); p. 8. xxxviii, 147

- [28] N. A. SAHANI; *Envelope protection systems for piloted and unmanned rotorcraft*; Thèse de doctorat; Pennsylvania State University; Pennsylvania (2005). xxxviii, xxxix, 147
- [29] L. BINET & M. ABILDGAARD; «VRS avoidance as active function on side-sticks»; American Helicopter Society; 65^e édition Grapevine, Texas (2009); p. 19. xxxix, 41, 127, 148
- [30] M. ABILDGAARD; «Modeling of a tactile cueing function»; ERF Paris (2011); p. 10. xxxix
- [31] D. NONNENMACHER & M. MÜLHÄUSER; «Optimization of the equivalent mechanical characteristics of active side sticks for piloting a controlled helicopter»; German Aerospace Congress (2011); 1, p. 14. xxxix
- [32] T. SCHÖNENBERG; «Design of a Conceptual Rotorcraft Model Preparing Investigations of Sidestick Handling Qualities»; American Helicopter Society; 67^e édition Virginia Beach, VA (2011); p. 23. xxxix
- [33] C. A. MALPICA; «Handling Qualities Analysis of Active Inceptor Force-Feel Characteristics»; American Helicopter Society; 69^e édition Phoenix, Arizona (2013); p. 17. xxxix
- [34] J. HORN, A. J. CALISE & J. PRASAD; «Flight envelope limit detection and avoidance»; European Rotorcraft Forum; 25^e édition Rome, Italie (1999); p. 11. xxxix
- [35] S. UNNIKRIISHNAN; *Adaptive Envelope Protection Methods for Aircraft*; Thèse de doctorat; School of Aerospace Engineering; Georgia Institute of Technology (2006). xxxix
- [36] G. J. JERAM; «Open Design for Helicopter Active Control Systems»; American Helicopter Society 58th Annual forum; 58^e édition Montreal, Canada (2002); p. 20. xl
- [37] G. A. OUELLETTE; *Modeling the OH-6A using FlightLab and helicopter simulator considerations*; Thèse de Master; Naval Postgraduate School; Monterey (2002). 2
- [38] J. HORN, A. J. CALISE & J. PRASAD; «Development of Envelope Protection Systems for Rotorcraft»; American Helicopter Society; 55^e édition Montreal, Canada (1999); p. 12. 7
- [39] D. T. MCRUER; «Mathematical Models of Human Pilot Behavior»; Mémoire AGARD-AG-188; Paris, France (1974). 7
- [40] W. AEROSPACE & SIMULATION GMBH; «WITTENSTEIN Aerospace & Simulation. Aktiv Toolkit User Manual»; (2010). <https://www.wittenstein.de/download/control-loading-for-simulation-en.pdf>. 12
- [41] S. G. HILL, H. P. IAVECCHIA & J. C. BYERS; «Comparison of Four Subjective Workload Rating Scales»; Human Factors : The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society; 44^e édition San Diego, California (1992); p. 11. 55
- [42] O. STRAETER; «SHAPE - Solutions for Human Automation Partnerships in European ATM»; (2003); référentiel web d'aviation (Skybrary). <https://aviationsafetywiki.org/index.php/SHAPE>. 55
- [43] K. K. LEE; «Controller Acceptance Rating Scale (CARS)»; (2012); référentiel web d'analyse des facteurs humains (Human Performance Repository). <https://ext.eurocontrol.int/ehp/?q=node/1610>. 55
- [44] G. E. COOPER; «Cooper-Harper Rating Scale»; (1969); référentiel web d'aviation (Skybrary). https://www.skybrary.aero/index.php/Cooper_Harper#:~:text=The%20Cooper%2DHarper%20Rating%20Scale,handling%20qualities%20of%20an%20aircraft. 55

- [45] E. BACHELDER & M. GODFROY-COOPER ; «Pilot Workload Estimation : Synthesis of Spectral Requirements Analysis and Weber's Law» ; AIAA Scitech Forum ; 56^e édition San Diego, California (2019) ; p. 22. 56
- [46] F. CUZIEUX ; «Descriptif des simulateurs Onera» ; (2015) ; moyens de simulation avion et hélicoptère à l'Onera Salon-de-Provence. <https://labsim.github.io/index.html>.
- [47] D. B. BERINGER ; «NextGen Final Report : Data for Updating 14 CFR Part 25.143 and Potential Reference Standards for Part 23, 27, and 29 Aircraft : An Evaluation of Muscular Force That can be Applied to Flight Controls» ; Rapport technique DOT/FAA/AM-19/5 ; Civil Aerospace Medical Institute Federal Aviation Administration ; Oklahoma City (2019).
- [48] R. BURGMAIR, A. ALFORD, T. MILLER & S. MOURISTEN ; «Inceptor Requirements and Recommendations» ; Company Restricted ACT-TILT/ECD/WP5.TR1/2.0 ; ACT-TILT Partners, European Commission (2005).
- [49] G. PRIETO AGUILAR ; «Design Methodology of force feedback laws through helicopter control loop simulation» ; European Rotorcraft Forum ; 45^e édition Warsaw, Polonia (2019) ; p. 13.
- [50] J. JIMENEZ ; *Étude expérimentale et numérique du comportement d'un hélicoptère en descente à forte pente : modélisation de l'état d'anneaux tourbillonnaires* ; Thèse de doctorat ; Université de la Méditerranée Aix-Marseille II ; Marseille (2002).

Sujet : Méthodologie de conception des lois de retour de force par simulation de boucle de commande hélicoptère

Résumé : La dernière évolution des commandes pilote, connue sous le nom d'ASSU (mini manches actifs), fournit au pilote des retours tactiles en effort (statiques ou dynamiques) au travers du manche. Associée aux CDVE, cette technologie prometteuse offre une amélioration de la sécurité par rapport aux commandes mécaniques qu'ils ont commencé à remplacer, tout en offrant de nombreux avantages en termes de facilité de commande et connaissance de la situation au travers de différentes fonctions. Dans le cadre d'une thèse de doctorat, le département Traitement de l'Information et Systèmes (DTIS) de l'ONERA et SAFRAN E&D ont entamé une coopération visant à évaluer l'intérêt et les possibilités offertes par la technologie ASSU pour améliorer la sécurité et les qualités de vol des voilures tournantes. Jusqu'à présent, la conception et le réglage de ces fonctions étaient essentiellement réalisés grâce à de nombreux passages en simulateur ou des tests en vol avec des pilotes. En plus de fournir un ensemble de valeurs de paramètres définissant la fonction haptique (si possible optimaux), on s'attend à ce que l'approche présentée ici réduise le nombre des simulations et les difficultés associées à la disponibilité des pilotes, la quantité importante de temps et de ressources matérielles. L'objectif principal de ce travail est de développer une méthodologie de conception basée sur la simulation d'une boucle complète de pilotage hélicoptère (incluant également le pilote) et permettant la définition et le paramétrage des fonctions haptiques. En outre, certains critères objectifs seront définis et utilisés pour concevoir les lois de retour de force, apportant des moyens supplémentaires d'évaluation et de validation par rapport aux échelles classiques d'évaluation subjective.

Mots clés : mini-manches actifs, retour haptique, softstop, loi de pilotage, hélicoptère

Subject : Design methodology of force feedback laws through helicopter control loop simulation

Abstract: The latest evolution of pilot controllers, referred to as ASSU (Active Side Sticks Units) provides static and dynamic tactile force (or haptic) feedback to the pilot at the grip. Combined with FBW (fly-by-wire), this promising technology has enhanced safety levels compared to the original mechanical linkage systems they have started to replace, while offering vast improved benefits in terms of carefree handling and pilot situational awareness. In the framework of a PhD thesis, the Information Processing and Systems Department (DTIS) of ONERA and SAFRAN E&D have started a cooperation to evaluate the interest and the different possibilities offered by the ASSU technology to improve safety and handling qualities of rotary wing aircraft. Up to now, the design and tuning of these functions were essentially performed thanks to numerous simulator sessions or flight tests with pilots. More than just providing a set of values for the required parameters defining the cueing function (hopefully an optimal set of parameters), it is expected that the approach presented here would reduce the number of piloted simulation tests and associated difficulties of the availability of pilots, the significant amount of time and material resources. The main objective of this work is to develop a design methodology based on the simulation of the entire helicopter control loop (also including the pilot in some form) and enabling the definition and parameterization of cueing functions. Moreover, some objective criteria will be defined and used to design the force feedback laws, bringing additional means of evaluation and validation than the classical subjective rating scales.

Keywords : ASSU, force feedback, SoftStop, Augmentated control law, Helicopter