



HAL
open science

Contribution à la commande des systèmes complexes : application à l'automatisation du pilotage au sol des avions de transport

Fabrice Villaumé

► **To cite this version:**

Fabrice Villaumé. Contribution à la commande des systèmes complexes: application à l'automatisation du pilotage au sol des avions de transport. Automatique / Robotique. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2002. Français. NNT: . tel-00010946

HAL Id: tel-00010946

<https://theses.hal.science/tel-00010946>

Submitted on 10 Nov 2005

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.

N° d'ordre :

Année 2002

Thèse

Préparée au

Laboratoire d'Analyse et d'Architecture des Systèmes du CNRS

En vue de l'obtention du

Titre de Docteur de l'Université de Toulouse III

Discipline : Systèmes Automatiques

Présentée et soutenue par

Fabrice Villaumé

Ingénieur de l'Ecole Nationale de l'Aviation Civile

CONTRIBUTION A LA COMMANDE DES SYSTEMES COMPLEXES : APPLICATION A L'AUTOMATISATION DU PILOTAGE AU SOL DES AVIONS DE TRANSPORT

Directeur de thèse

M. F. MORA-CAMINO, Professeur de l'Ecole Nationale de l'Aviation Civile

Soutenue le 28 février 2002 devant le jury :

M. K.ACHAIBOU, Professeur de l'Institut National Polytechnique Toulouse

M. P. ALBERTOS, Professeur de l'Université de Valence (Espagne) et Président du CEA-IFAC

M. J. AZINHEIRA, Professeur de l'Université de Lisbonne (Portugal)

M. J.L. CALVET, Professeur de l'Université de Toulouse III

M. P. FABRE, Responsable industriel

M. J. LEVINE, Professeur de l'Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris

REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer ma profonde reconnaissance à Messieurs Félix Mora-Camino et Pierre Fabre, respectivement mon Directeur de Thèse et mon Responsable Industriel, pour l'excellence de leur encadrement. Leur grande disponibilité, leur soutien constant et leurs conseils avisés ont fortement contribué à ce que ces trois années de thèse se déroulent dans d'excellentes conditions.

Je remercie Monsieur Pedro Albertos, Professeur de l'Université de Barcelone et Président de l'IFAC, Monsieur José Azinheira, Professeur de l'Université de Lisbonne, et Monsieur Jean Lévine, Professeur de l'Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, qui m'ont fait l'honneur de juger mon travail en tant que rapporteurs.

Que Monsieur Jean Louis Calvet, Professeur de l'Université de Toulouse III, soit remercié pour avoir accepté de participer et de présider mon jury de thèse.

J'ai beaucoup apprécié que Monsieur Karim Achaïbou, Professeur de l'Institut National Polytechnique de Toulouse, participe au jury. Les réunions de travail auxquelles il a participé furent toujours pour moi des moments enrichissants.

Je remercie Monsieur Dominique Chatrenet, Chef du Domaine "Control and Hydraulic" d'Airbus France, Monsieur Dominique Brière, son adjoint et Monsieur Daniel Cazy, Chef du Département "Stability and Control" d'Airbus France pour m'avoir accueilli et pour m'avoir fait confiance pour ce travail de thèse.

Il me serait difficile de remercier toutes les personnes d'Airbus France qui, de près ou de loin, ont contribué au bon déroulement de cette thèse; qu'elles soient profondément remerciées pour leur accueil et leur gentillesse. Je tiens, cependant, à remercier chaleureusement toutes les personnes des Services Lois de Pilotage et qualités de Vol d'Airbus France et tout particulièrement Mesdemoiselles Nathalie Raimbault, qui fut comme moi en convention CIFRE, et Elisabeth Salavy, Madame Corinne Jaupitre, Messieurs Eric Godard, Philippe Ménard, Pierre Poncelet et Jean-Philippe Sabathier. Et, une mention spéciale pour Jean Louis Voide et Cécile Saint-Marcoux pour m'avoir aidé concrètement à approfondir certaines pistes de ces travaux de recherche.

Je tiens à exprimer tous mes remerciements à toutes les personnes du groupe DISCO du LAAS-CNRS de Toulouse.

Je réserve une pensée toute particulière à mes parents et leur exprime ici toute ma gratitude pour leur soutien sans limite qui m'a permis d'en arriver là aujourd'hui. Un grand merci à Soraya, Fouch' et Philippe pour leur présence et leur aide de tous les jours...

SOMMAIRE GENERALE

SOMMAIRE GENERAL

INTRODUCTION GENERALE	1
PARTIE 1 - MODELISATION ET ANALYSE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL	5
- Introduction de la partie 2 -	9
- Chapitre 1 - Mise en équations de la dynamique de l'avion au sol	
1. DEMARCHE, NOTATIONS ET CONVENTIONS	11
1.1. La démarche	11
1.2. Les notations et les paramètres de modélisation	11
1.3. La schématisation de l'avion au sol	13
2. ETUDE DE LA DYNAMIQUE DES ROUES	15
2.1. La dynamique latérale	15
2.2. La dynamique longitudinale	17
2.3. Le problème spécifique de la roulette avant	18
2.4. Synthèse des forces s'exerçant sur les pneumatiques	20
3. ETUDE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION	21
3.1. La dynamique latérale	22
3.2. La dynamique longitudinale	22
3.3. Le transfert de masses : charges sur les trains	23
3.4. La détermination des empattements avant et arrières	24
4. LES EQUATIONS DU MOUVEMENT	24
4.1. Formalisme mathématique	24
4.2. Les modèles de synthèse : TYPE-S	25
4.3. Les modèles d'analyse : TYPE-A	27
4.4. Conclusion	29
5. REPRESENTATION D'ETAT	31
- Chapitre 2 - Validation du modèle de la dynamique de l'avion au sol	33
1. ETUDE PRELIMINAIRE	33
1.1. Rappels	33
1.2. Problèmes de modélisation	34
2. DESCRIPTION DU PROCESSUS DE VALIDATION	34
2.1. Première étape	35
2.2. Deuxième étape	35
2.3. Troisième étape	36
3. CALIBRATION BASSE VITESSE (PHASE TAXIWAY)	36
3.1. Modélisation linéaire des forces de dérive	36
3.2. Modélisation non linéaires des forces de dérives	38
3.3. Validation du modèle basse vitesse	40
4. CALIBRATION VITESSE ELEVEE (PHASE RUNWAY)	42
4.1. Problèmes liés à l'aérodynamique de l'avion	42
4.2. Problèmes liés à la modélisation des forces de dérive	42
4.3. Problèmes liés au freinage	43
- Chapitre 3 - Étude de la dynamique de l'avion naturel : Analyse des performances de l'avion au roulage	
1. RAPPEL DES NOTATIONS	45
2. MISE EN EQUATIONS DES FACTEURS AFFECTANT LA DECELERATION ET LA DISTANCE D'ARRET	46
2.1. Les charges sur les trains principaux	46
2.2. Les équations de la distance d'arrêt	46
2.3. Etude de l'effet de l'extension/compression de l'amortisseur de train sur la charge des trains principaux	48
2.4. Etude de l'effet poussée reverse/freinage	49
3. ETUDE DES FACTEURS INFLUENCANT LES PERFORMANCES DU FREINAGE	49
3.1. Le coefficient de freinage	50

3.2. La capacité des freins	51
3.3. La charge sur les trains	52
- Conclusion de la partie 2 -	53
PARTIE 2 - COMMANDE DES SYSTEMES NON LINEAIRES : ELEMENTS THEORIQUES	55
- Introduction de la partie 3 -	59
- Chapitre 1 - Philosophie générale de la commande des systèmes	61
1. UN PEU D'HISTOIRE	61
2. METHODOLOGIE GENERALE DE SYNTHESE DE LOIS DE COMMANDE	62
2.1. Les différents types de commande	62
2.2. Les principes généraux de synthèse de lois de commande	62
- Chapitre 2 - La commande au premier ordre des systèmes non linéaires	65
1. QUELQUES NOTIONS ELEMENTAIRES	65
1.1. L'espace d'état et la représentation d'état	65
1.2. Le modèle linéaire tangent [Mouyon,1993]	65
2. STABILITE ET MODELE LINEAIRE TANGENT	67
2.1. Stabilité de la première approximation	67
2.2. Conjectures d'Aizerman et de Kalman et contre-exemples [Devaud,1999]	67
3. UN EXEMPLE D'UNE COMMANDE LOCALE : LA COMMANDE MODALE	68
3.1. La représentation d'état linéaire	69
3.2. Les principes généraux de la commande modale	69
3.3. Une application au pilotage latéral des aéronefs	72
4. LA COMMANDE AU PREMIER ORDRE	76
4.1. Définition	76
4.2. Quelques principes d'extension des commandes locales	76
- Chapitre 3 - La commande non linéaire inverse	79
1. QUELQUES NOTIONS FONDAMENTALES	79
1.1. La représentation d'état affine	79
1.2. La forme normale des systèmes non linéaires affines	79
1.3. Une application au pilotage d'un avion à décollage vertical (D.Vu,1999)	83
2. LA LINEARISATION ENTREES-SORTIES : METHODOLOGIES ET PROPRIETES	84
2.1. Le cas monodimensionnel	85
2.2. Le cas multidimensionnel	85
2.3. Le problème de la dynamique interne	87
2.4. Le cas particulier des systèmes BIBO (Bounded-Input Bounded-Output)	88
3. LES LIMITATIONS DE LA LINEARISATION ENTREES-SORTIES	89
4. QUELQUES EXEMPLES ILLUSTRATIFS	89
4.1. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant un unique mode dynamique	89
4.2. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant un zéro à l'infini	90
4.3. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant deux modes dynamiques	91
4.4. Etude d'un cas reflétant le risque de l'erreur de modélisation	92
- Chapitre 4 - Les systèmes plats	93
1. EQUIVALENCE DE SYSTEMES	93
2. PLATITUDE	94
2.1. Interprétation et remarques	94
2.2. Conséquences	94
2.3. Equivalence et bouclage	95
2.4. Critères de platitude	96
3. APPLICATIONS A LA PLANIFICATION ET AU SUIVI DE TRAJECTOIRES	97
3.1. Le cas de la planification	97
3.2. Le cas du suivi	98

4. EXEMPLES	99
4.1. Le pendule inversé	99
4.2. L'avion à décollage vertical	100
- Conclusion de la partie 3 -	103
PARTIE 3 - COMMANDE DES MOUVEMENTS LATÉRAUX DE L'AVION AU SOL	105
- Introduction de la partie 4 -	111
- Chapitre 1 - État de l'art des lois de contrôle des mouvements latéraux	113
5. INTRODUCTION	113
5.1. L'atterrissage automatique [Mora-Camino,1995]	113
5.2. La fonction Roulage	116
5.3. Les objectifs de conception	116
6. ETUDE DE LA LOI ROLL-OUT AUTOMATIQUE DU BOEING 747 [Cotter et al.,1979]	117
6.1. Utilisation opérationnelle de ce système	118
6.2. Description de la loi Roll-Out du B747	118
7. ETUDE DE LA LOI ROLL-OUT AUTOMATIQUE DE L'AIRBUS A310	119
8. CONCLUSION	120
- Chapitre 2 - Synthèse d'une loi de pilotage des mouvements latéraux de l'avion au sol	121
1. RAPPEL DE LA MODELISATION DE LA DYNAMIQUE LATÉRALE DE L'AVION AU SOL	121
1.1. Conventions et repères	121
1.2. Rappel des notations utilisées	122
1.3. Représentation d'état de la dynamique latérale de l'avion au sol	123
2. ETUDE PARAMÉTRIQUE DE L'ÉVOLUTION DES MODES DE L'AVION NATUREL AU SOL	124
2.1. Evolution des modes de l'avion naturel au sol en fonction de la vitesse	124
2.2. Etude paramétrique modale	125
3. LA SYNTHÈSE D'UNE LOI DE PILOTAGE EN CAP EN PHASE BASSES VITESSES DE TAXIING A L'AIDE DE LA COMMANDE MODALE	130
3.1. Synthèse de la loi de pilotage en cap	130
3.2. Les premières simulations	133
3.3. Amélioration des objectifs de synthèse et de l'architecture	137
4. LA SYNTHÈSE D'UNE LOI DE PILOTAGE EN CAP A L'AIDE DE LA COMMANDE NON LINEAIRE INVERSE	140
4.1. Les petites boucles limites	140
4.2. Hybridation des petites boucles limites	141
4.3. Vers une fonction de supervision permettant de gérer les saturations des actionneurs	143
4.4. Vers une fonction de supervision "toutes vitesses" permettant de gérer l'efficacité et les saturations en position et en vitesse des actionneurs	146
4.5. Etude sommaire de la reconfiguration de la loi en cas de panne des actionneurs	148
4.6. Amélioration des objectifs de synthèse et de l'architecture	148
5. ETUDE FINE DES GAINS DE LA LOI DE PILOTAGE EN CAP DE L'AVION AU SOL "NON LINEAIRE INVERSE"	152
5.1. Evolution des gains en fonction des paramètres de freinage	152
5.2. Evolution des gains en fonction des "cornering gains"	154
5.3. Evolution des gains en fonction de gains de z_ψ et ω_ψ	155
6. AUTRES EXEMPLES D'UTILISATION D'UNE TELLE LOI DE PILOTAGE	156
6.1. La tenue en lacet lors de l'atterrissage manuel	156
6.2. La tenue en lacet lors du décollage - Cas de la panne moteur	157
- Chapitre 3 - Synthèse d'une loi de guidage pour le suivi automatique de l'axe de la piste lors de l'atterrissage	161
1. APPLICATION DE LA THÉORIE DES SYSTÈMES PLATS AU PROBLÈME DU TRACKING AUTOMATIQUE DE L'AXE D'UNE PISTE	161
1.1. Détermination des sorties plates adéquates	161
1.2. Planification de trajectoire	162
1.3. Supervision des actionneurs (F.VILLAUME et al.,2001)	165
1.4. Implantation	166

1.5. Simulations	167
1.6. Conclusion	168
2. SYNTHÈSE D'UNE GRANDE BOUCLE EN ECART LATÉRAL PERMETTANT DE LIMITER LE DERAPAGE SOL DE L'AVION ET D'ASSURER LE SUIVI AUTOMATIQUE DE L'AXE DE LA PISTE	169
3. APPLICATION SUR L'A340-600	170
3.1. Qu'est-ce que l'A340-600?	170
3.2. Processus d'intégration de la loi	172
3.3. Les résultats de simulation et d'essais en vol	173
- Conclusion de la partie 4 -	175
PARTIE 4 - OPTIMISATION DE LA TENUE DE VITESSE DE L'AVION AU SOL	177
- Introduction de la partie 5 -	
- Chapitre 1 - État de l'art de la gestion de la vitesse d'un avion de transport civil	183
1. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DU DECOLLAGE	183
1.1. Quelques généralités	183
1.2. Description de la phase de roulement	183
1.3. Quelques mots sur les performances au décollage	185
2. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DE L'ÉVOLUTION SUR LES TAXIWAYS	186
3. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DE L'ATERRISSAGE	187
3.1. Introduction	187
3.2. L'Auto-Brake	187
3.3. Les dispositifs utilisés lors de l'atterrissage pour le freinage	188
4. PROPOSITIONS D'AMÉLIORATION DE LA GESTION DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL	188
- Chapitre 2 - Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au sol	189
1. MISE EN ŒUVRE DE L'INVERSION DE LA DYNAMIQUE POUR LA SYNTHÈSE D'UNE LOI DE PILOTAGE DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL	189
1.1. Généralités	189
1.2. Première hypothèse : actionneurs statiques et Anti-Skid parfait	190
1.3. Seconde hypothèse : actionneurs dynamiques - Anti-skid parfait	194
1.4. Troisième hypothèse : Anti-skid imparfait	196
2. COMPARAISON AVEC D'AUTRES APPROCHES DE SYNTHÈSES	198
2.1. Comparaison avec le correcteur type auto-manette et le correcteur "moteur linéaire"	199
2.2. Comparaison entre le correcteur type auto-manette et le correcteur "moteur non linéaire"	204
2.3. Comparaison avec le correcteur type auto-manette et le correcteur "à avance de phase"	205
3. UN EXEMPLE D'APPLICATION : LA TENUE DE VITESSE LORS DE L'ATERRISSAGE (AUTO-BRAKE NON LINEAIRE INVERSE)	207
- Chapitre 3 - Synthèse de profils optimaux de décélération lors de l'atterrissage automatique	209
1. APPROCHE PAR GÉNÉRATION DE TRAJECTOIRES DE CONSIGNES POUR UNE LOI DE PILOTAGE / GUIDAGE NON LINEAIRE EN VITESSE	209
1.1. Génération des trajectoires de consigne X_c , V_c et A_c	209
1.2. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au cours du roulage à l'atterrissage	219
1.3. Quelques simulations	221
2. SUPERVISION NEURONALE DE LA DÉCÉLÉRATION D'UN AVION À L'ATERRISSAGE (J.F.VILLAUME et al.,2001)	227
2.1. Définition et formulation du problème	227
2.2. Approche de commande optimale	229
2.3. La conception du superviseur neuronal de freinage	230
2.4. Conclusion	232
- Chapitre 4 - Réalisation d'un estimateur de distance d'arrêt	235
1. ALGORITHME D'ESTIMATION DE LA DISTANCE D'ARRÊT	235
2. SIMULATIONS	236
2.1. Premier cas	236

2.2. Deuxième cas	237
2.3. Remarques et conclusions	237
- Conclusion de la partie 5 -	239
CONCLUSION GENERALE	241
REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES	245
ANNEXES	253
- Annexe I - Pour une automatisation du pilotage au sol des avions de transport en cohérence avec les futurs systèmes de gestion des mouvements aéroportuaire A-SMGCS	259
- Annexe II - Description des systèmes de l'avion au sol (l'exemple de l'A320)	269
- Annexe III - Le simulateur SIBROL	287
- Annexe IV - Présentation et analyse des modèles prévisionnels des "cornering gains"	303
- Annexe V - Architecture de mobilité	315
- Annexe VI - Étude sommaire d'une protection du domaine de sol	317
- Annexe VII - Vers une architecture fonctionnelle permettant l'autonomie de l'avion au sol	325

GLOSSAIRE

GLOSSAIRE

Anti-Skid : Dispositif permettant d'éviter le blocage des roues lors du freinage. Il s'apparente à l'ABS, dispositif bien connu dans le domaine automobile.

ATC : Abréviature de Air Traffic Control

Auto-Brake : Dispositif équipant les avions de transport civil permettant d'asservir la décélération de l'avion en fixant un nombre discret de consignes de décélération (3 jusqu'à l'A340-300 et 5 à partir de l'A340-500/600). Ce dispositif produit alors une consigne de pression de freinage envoyée au système de freinage et entre autre à l'Anti-Skid.

BSCU : Brake Steering Control Unit. C'est le calculateur chargé de gérer le freinage et l'orientation de la roulette de nez.

Distance d'arrêt : Distance de roulage à l'atterrissage correspondant à la distance nécessaire pour passer de la vitesse au point d'impact de l'avion sur la piste jusqu'à une vitesse nulle.

Domaine de Sol : Il se définit par analogie au Domaine de Vol (domaine 2D en altitude et vitesse vraie) et correspond en fait au Domaine de Vol restreint à une dimension (pas d'altitude). Il correspond donc à la plage de vitesse où l'avion évolue lors du roulage à l'atterrissage, sur les voies de circulation et au décollage. A titre indicatif, de 0 à 140 nœuds environ.

FADEC : Full Authority Digital Engine Computer. C'est le calculateur chargé de la gestion du contrôle moteur.

HUD : Head-Up Display ou collimateur tête haute

ILS : Instrument Landing System. Dispositif radioélectrique composé de diverses balises permettant de matérialiser l'axe de descente pour l'atterrissage sur une piste.

Loi Rollout : Historiquement, la loi de guidage permettant le suivi automatique de l'axe de la piste lors du roulage à l'atterrissage.

ND : Navigation Display

PFD : Primary Flight Display

QFU : Cap magnétique de la piste

SAO : Spécification assistée par ordinateur

Taxiing : Phase où l'avion roule sur les voies de circulation d'une plate-forme aéroportuaire

Taxiway : Voie de circulation

TCAS : Traffic Alert & Collision Avoidance System. Dispositif permettant de détecter et d'avertir les conflits potentiels entre deux avions en vol. Il propose aussi des trajectoires d'évitement.

Partie 1

INTRODUCTION GENERALE

- INTRODUCTION GENERALE -

Les travaux présentés dans ce mémoire de thèse ont débuté en septembre 1998 dans le cadre d'une convention CIFRE (Convention Industrielle de Formation par la REcherche) entre AIRBUS France (à l'époque Aérospatiale - Branche Aéronautique), le LAAS du CNRS et le Département Transport Aérien de l'ENAC.

Cette étude s'inscrit dans le cadre d'un projet de recherche développé par AIRBUS France qui porte sur la conception de nouveaux systèmes de pilotage et de guidage de l'avion mettant en œuvre des techniques avancées de l'Automatique. Il s'agit donc d'aller bien au delà des techniques issues de l'Automatique linéaire, utilisées depuis plusieurs décennies dans le cadre de la conduite du vol, afin de conférer aux systèmes de pilotage et de guidage de l'avion des performances accrues. D'autre part, avec le développement du transport aérien, de nouveaux besoins d'automatisation sont apparus et concernent notamment la conduite au sol de l'avion sur les plates-formes aéroportuaires (roulage à l'atterrissage, taxiing et roulage au décollage). Celle-ci est aujourd'hui caractérisée par les éléments suivants :

- l'automatisation de la conduite de l'avion au sol n'en est qu'à ses débuts et présente un fort déséquilibre avec le degré d'automatisation de la conduite du vol.
- l'apparition de nouveaux moyens de navigation susceptibles de rendre beaucoup plus précis la localisation et le suivi des mouvements de l'avion au sol.
- La conception de systèmes avancés de supervision du trafic aéroportuaire.

L'étude présentée ici concerne donc la conception d'architectures de systèmes de pilotage et de guidage automatiques pour l'avion au sol. L'introduction de ces systèmes devrait notamment permettre à l'équipage de gérer la trajectoire de l'avion au sol sans se concentrer uniquement sur la commande directe des différents actionneurs disponibles (moteurs, freins, gouvernes diverses, ...). Leur conception ne se limite pas en effet à la simple synthèse de lois de commande, il est aussi nécessaire de proposer une architecture fonctionnelle qui puisse être compatible avec les systèmes de gestion du trafic au sol actuellement à l'étude.

On peut ensuite noter que la synthèse de lois de commande pour le roulage au sol des avions semble d'autant plus difficile que l'on ne peut ignorer les fortes non linéarités de leur dynamique, ce qui rend alors problématique leur généralité. On s'est ainsi orienté, dans cette thèse, après la mise au point de représentations d'état adaptées, vers des techniques de synthèse de lois de commande provenant de l'Automatique non linéaire et notamment vers la commande non linéaire inverse. Cette technique, alliée aux caractéristiques de redondance des entrées du système, permet de proposer une approche de supervision de leur disponibilité, de leur efficacité et de leurs saturations en vitesse ou en position. Dans le cadre du guidage au sol, il semble, par ailleurs, intéressant de disposer de générateurs de consignes de pilotage; une approche basée sur l'utilisation des réseaux de neurones est donc développée.

Le mémoire de thèse est organisé comme suit :

Sa première partie concerne la modélisation et l'analyse de la dynamique de l'avion au sol. Une mise en équations de cette dynamique est réalisée et validée à l'aide de données réelles afin d'être mise sous forme de représentations d'état. Le découplage des mouvements latéraux et longitudinaux de l'avion au sol est mis à profit.

La partie suivante, de caractère méthodologique, présente les principales techniques de synthèse de lois de commande non linéaires qui semblent adaptées au problème.

Dans les deux parties suivantes on traite successivement du pilotage et du guidage longitudinal puis latéral. Des lois de pilotage et de guidage sont synthétisées puis validées par simulation numérique. On définit aussi une approche de supervision pour la commande des systèmes à entrées redondantes ou complémentaires et une approche neuronale pour la génération de consignes de commande.

La dernière partie reprend les principales contributions de cette étude et propose des perspectives de recherche.

Finalement, une série d'annexes techniques viennent compléter ce mémoire. On y présentera, par exemple, une manière originale d'intégrer le pilotage longitudinal au pilotage latéral de l'avion de sorte à "protéger" le Domaine de Sol ou encore un résumé graphique des principales architectures fonctionnelles proposées pour le système de pilotage et de guidage au sol.

Partie 2

MODELISATION ET ANALYSE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL

PLAN DE LA PARTIE 2

INTRODUCTION

- CHAPITRE 1 -

MISE EN EQUATIONS DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL

1. DEMARCHE, NOTATIONS ET CONVENTIONS	11
1.1. La démarche	11
1.2. Les notations et les paramètres de modélisation	11
1.2.1. <u>Les notations propres aux pneumatiques</u>	<u>11</u>
1.2.2. <u>Les notations propres à l'avion</u>	<u>12</u>
1.2.3. <u>Les vecteurs d'état et de commande latéraux et longitudinaux</u>	<u>12</u>
1.3. La schématisation de l'avion au sol	13
2. ETUDE DE LA DYNAMIQUE DES ROUES	15
2.1. La dynamique latérale	15
2.1.1. <u>La force de dérive et le coefficient d'adhérence latérale</u>	<u>15</u>
2.1.2. <u>L'angle de dérive</u>	<u>16</u>
2.1.3. <u>Le carrossage</u>	<u>16</u>
2.2. La dynamique longitudinale	17
2.2.1. <u>L'équation du mouvement d'une roue</u>	<u>17</u>
2.2.2. <u>La force de traction/freinage et le coefficient d'adhérence longitudinale</u>	<u>17</u>
2.2.3. <u>Le glissement</u>	<u>18</u>
2.3. Le problème spécifique de la roulette avant	18
2.3.1. <u>Les phénomènes de tangage dans le modèle de synthèse</u>	<u>18</u>
2.3.2. <u>La linéarisation exacte de la force latérale de dérive</u>	<u>19</u>
2.3.3. <u>Synthèse</u>	<u>19</u>
2.4. Synthèse des forces s'exerçant sur les pneumatiques	20
2.4.1. <u>Expressions de la force de dérive sur la roulette de nez</u>	<u>20</u>
2.4.2. <u>Expressions de la somme des forces de dérive arrières</u>	<u>20</u>
2.4.3. <u>Expressions de la somme des forces de freinage arrières</u>	<u>21</u>
2.4.4. <u>Expressions de la différence des forces de freinage arrières</u>	<u>21</u>
3. ETUDE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION	21
3.1. La dynamique latérale	22
3.1.1. <u>Les coefficients aérodynamiques</u>	<u>22</u>
3.1.2. <u>Rappel des équations latérales</u>	<u>22</u>
3.2. La dynamique longitudinale	22
3.2.1. <u>Les coefficients aérodynamiques</u>	<u>22</u>
3.2.2. <u>Rappel des équations longitudinales</u>	<u>22</u>
3.3. Le transfert de masses : charges sur les trains	23
3.3.1. <u>Expressions des charges statiques sur les pneumatiques</u>	<u>23</u>
3.3.2. <u>Expressions des charges latérales sur les pneumatiques</u>	<u>23</u>
3.3.3. <u>Expressions des charges longitudinales sur les pneumatiques</u>	<u>23</u>
3.4. La détermination des empattements avant et arrières	24
4. LES EQUATIONS DU MOUVEMENT	24
4.1. Formalisme mathématique	24
4.2. Les modèles de synthèse : TYPE-S	25
4.2.1. <u>Le modèle S1 : anti-skid PARFAIT / SANS effets de charge</u>	<u>25</u>
4.2.2. <u>Le modèle S2 : anti-skid PARFAIT / AVEC effets de charge</u>	<u>26</u>
4.2.3. <u>Le modèle S3 : anti-skid NORMAL / SANS effets de charge</u>	<u>26</u>
4.2.4. <u>Le modèle S4 : anti-skid NORMAL / AVEC effets de charge</u>	<u>27</u>
4.3. Les modèles d'analyse : TYPE-A	27
4.3.1. <u>Le modèle intermédiaire : anti-skid NORMAL / SANS effets de charge</u>	<u>27</u>
4.3.2. <u>Le modèle A1 : anti-skid PARFAIT</u>	<u>28</u>
4.3.3. <u>Le modèle A4 : anti-skid NORMAL</u>	<u>29</u>
4.4. Conclusion	29
5. REPRESENTATION D'ETAT	31

- CHAPITRE 2 -
VALIDATION DU MODELE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL

1. ETUDE PRELIMINAIRE	33
1.1. Rappels	33
1.2. Problèmes de modélisation	34
2. DESCRIPTION DU PROCESSUS DE VALIDATION	34
2.1. Première étape	35
2.2. Deuxième étape	35
2.3. Troisième étape	36
3. CALIBRATION BASSE VITESSE (PHASE TAXIWAY)	36
3.1. Modélisation linéaire des forces de dérive	36
3.1.1. Première étape	36
3.1.2. Deuxième étape	37
3.2. Modélisation non linéaire des forces de dérive	38
3.2.1. Première étape	38
3.2.2. Deuxième étape	39
3.3. Validation du modèle basse vitesse	40
4. CALIBRATION VITESSE ELEVEE (PHASE RUNWAY)	42
4.1. Problèmes liés à l'aérodynamique de l'avion	42
4.2. Problèmes liés à la modélisation des forces de dérive	42
4.3. Problèmes liés au freinage	43

- CHAPITRE 3 -
ETUDE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION NATUREL :
ANALYSE DES PERFORMANCES DE L'AVION AU ROULAGE

1. RAPPEL DES NOTATIONS	45
2. MISE EN EQUATIONS DES FACTEURS AFFECTANT LA DECELERATION ET LA DISTANCE D'ARRET	46
2.1. Les charges sur les trains principaux	46
2.2. Les équations de la distance d'arrêt	46
2.3. Etude de l'effet de l'extension/compression de l'amortisseur de train sur la charge des trains principaux	48
2.4. Etude de l'effet poussée reverse/freinage	49
3. ETUDE DES FACTEURS INFLUENCANT LES PERFORMANCES DU FREINAGE	49
3.1. Le coefficient de freinage	50
3.1.1. Evolution par rapport à la vitesse de glissement	50
3.1.2. Evolution de μ_0 en fonction de l'état de la piste	51
3.2. La capacité des freins	51
3.3. La charge sur les trains	52

CONCLUSION

INTRODUCTION

Cette première partie traite de la modélisation et de l'analyse de la dynamique de l'avion au sol. Pour pouvoir proposer une architecture fonctionnelle adaptée au pilotage, au guidage et à la navigation d'un avion de transport évoluant sur une plate-forme aéroportuaire et élaborer des lois de commande s'y rattachant, il est nécessaire de connaître précisément les caractéristiques de la dynamique de l'avion au sol.

Dans cette optique, on suit au cours de cette partie la démarche suivante :

- Dans un premier temps, on met en équations la dynamique de l'avion au sol. Il paraît alors judicieux de s'inspirer de travaux menés dans le monde automobile. On obtiendra finalement des représentations d'état permettant ensuite d'envisager la synthèse de lois de commande (se reporter aux parties 4 et 5 pour l'application et à la partie 3 pour la théorie).
- Ces représentations d'état obtenues, il a dès lors fallu entreprendre une validation et une calibration des paramètres constitutifs des modèles de sorte à garantir une représentativité suffisante vis-à-vis de l'avion réel.
- Enfin, la dynamique de l'avion au sol étant modélisée, il est alors intéressant d'étudier les performances de l'avion au roulage. On analysera alors les facteurs affectant la décélération, la distance d'arrêt ou encore les performances du freinage.

- CHAPITRE 1 - MISE EN EQUATIONS DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL

La modélisation de l'avion au sol est aujourd'hui basée principalement sur la mécanique du vol. Les modèles développés découlent des équations de la dynamique latérale et longitudinale de l'avion adaptées au sol. La mécanique du sol vient enrichir les modèles avions « classiques ». Dans cette optique, il est intéressant de s'inspirer du domaine automobile. En effet, le monde automobile se base sur la mécanique du sol et nous offre des spécifications et des modèles véhicules très riches. Ainsi, la modélisation proposée est basée sur diverses études du domaine aéronautique mais aussi ([NASA,1996], [NASA,1997]) sur différents articles techniques issus du monde automobile ([J.CLOT et al.,1998], [C.CHEN et al.,1996], [A.FRITZ et al.,1999], [P.HINGWE et al.,1997] ou encore [R.MAYRE,1996]). Les modèles avions ont été synthétisés en intégrant aux modèles sol les équations de mécanique du vol, enfin les spécifications et les notations ont été adaptées au domaine aéronautique.

1. DEMARCHE, NOTATIONS ET CONVENTIONS

Cette partie a pour but de définir la plupart des notations utilisées dans la suite de ce document. Elle introduit la démarche de l'étude pour la modélisation de l'avion au sol et les différentes hypothèses mises en œuvre pour y aboutir.

1.1. La démarche

L'objectif est ici de modéliser les mouvements de l'avion au sol. Pour cela une base bibliographique importante provient de documents techniques issus de la littérature automobile ([R.T.O'BRIEN et al.,1996], [D.SWAROOP et al.,1994], [A.B.WILL et al.,1998], [S.S.YOU et al.,1998]). Or les conventions, les hypothèses de travail et de fonctionnement et les notations diffèrent de celles existantes dans le domaine aéronautique. C'est pourquoi, dans un premier temps, on s'intéressera à la dynamique des roues, facteur primordial du roulage (contact sol/système avion), puis on intégrera les phénomènes aérodynamiques et les forces qui en découlent (dynamique de l'avion), enfin sera représenté l'ensemble des équations mathématiques du modèle en vue de l'exploiter par la suite (représentation d'état). On synthétisera deux types de modèles : des modèles de type « S », i.e. de synthèse, qui permettront d'élaborer les lois de commande du système ; et des modèles d'analyse plus complets et plus complexes, de type « A », qui seront implantés dans un simulateur de bureau. Les différentes versions des modèles se distingueront les uns des autres par les hypothèses retenues sur le système (notamment l'état de fonctionnement de « l'anti-skid » et la prise en compte des effets de charges sur la roue avant).

1.2. Les notations et les paramètres de modélisation

On répertorie ici les différentes notations et les différentes conventions (signes) utilisées dans cette modélisation. Les notations se distingueront suivant deux types principaux : les termes se rapportant aux roues et les termes se rapportant à l'avion proprement dit.

1.2.1. Les notations propres aux pneumatiques

R : rayon des pneumatiques,

J_{roue} : inertie du pneumatique,
 $F_{xar,1ou2}$: force de freinage au sol,
 $F_{yi,av\ ou\ ar}$: force de dérive du pneumatique avant ou arrière,
 $C_{p,av\ ou\ ar}$: coefficient de rigidité latérale du pneu avant ou arrière,
 μ_t : coefficient d'adhérence latérale,
 μ_{max} : coefficient d'adhérence longitudinale maximale,
 g_{max} : glissement max. correspondant à μ_{max} ,
 $\alpha_{max,av\ ou\ ar}$: angle de dérive max. du pneumatique avant ou arrière,
 K_{ar} : rigidité de l'amortisseur arrière,
 R_{ar} : amortissement de l'amortisseur arrière,
 K_{av} : rigidité de l'amortisseur avant,
 R_{av} : amortissement de l'amortisseur avant.

1.2.2. Les notations propres à l'avion

Les paramètres avions sont ici les termes liés à la géométrie de l'avion, aux charges s'appliquant sur les roues ainsi que ceux liés aux forces qui s'appliquent sur le système.

F : poussée,
 g : accélération de gravitation,
 M_v : masse de l'avion,
 J_{ij} : moments d'inertie,
 l : corde aérodynamique moyenne,
 V : vitesse sol,
 V_{air} : vitesse air,
 d_f : empattement avant,
 d_r : empattement arrière,
 d_t : demi-essieu,
 N_{stat} : charge statique sur le pneumatique,
 N_{longi} : charge sur le pneu due aux mouvements longitudinaux,
 $N_{latéral}$: charge sur le pneu due aux mouvements latéraux,
 \mathfrak{R}_j : force aérodynamique : $\frac{1}{2}\rho S V^2 C_j$,
 C_j : coefficient aérodynamique j ,
 γ_{piste} : pente de la piste.

1.2.3. Les vecteurs d'état et de commande latéraux et longitudinaux

Puisqu'il s'agit ici de faire la synthèse de nouvelles lois de commande, la représentation d'état de la dynamique de l'avion au sol jouera un rôle très important dans cette étude.

La nouvelle modélisation proposée pour l'avion au sol amène, comme déjà indiqué, à enrichir le modèle avion avec des équations provenant de la mécanique du sol. Par conséquent, il est normal que le nombre de variables d'état et de commande croisse dans la synthèse de ce nouveau modèle. On énumère ici les différentes variables prises en compte dans les modèles longitudinaux et latéraux en remarquant que la dimension de ces vecteurs varie en fonction de la complexité du modèle.

- *Pour le latéral*

On choisit comme vecteur d'état et vecteur de commande :

$$X_{\text{latéral}} = [\beta, p, r, \phi, \delta_{\Omega}, Y]^T \text{ et } u_{\text{latéral}} = [\delta r, \delta e, \Delta C_f]^T$$

où

β : dérapage,

p : vitesse de roulis,

r : vitesse de lacet,

ϕ : angle de roulis,

ψ : angle de cap,

δr : angle de la gouverne de direction,

δ_{Ω} : différence des vitesses angulaires entre les pneumatiques gauches et droites,

Y : ordonnée du centre de gravité (repère sol),

δe : angle de braquage de la roulette avant,

ΔC_f : différence des couples de freinage entre train gauche et train droit.

- *Pour le longitudinal*

On pose comme vecteur d'état et vecteur de commande :

$$X_{\text{longitudinal}} = [V, \alpha, q, \sigma_{\Omega}, X]^T \text{ et } u_{\text{longitudinal}} = \Sigma C_f$$

où

V : vitesse sol,

α : angle d'incidence,

q : vitesse de tangage,

σ_{Ω} : somme des vitesses angulaires des pneumatiques droits et gauches,

X : abscisse du centre de gravité (repère sol),

ΣC_f : somme des couples de freinage des trains droits et trains gauches.

1.3. La schématisation de l'avion au sol

Etant donné que l'on s'est basé sur une littérature technique issue du monde automobile, on a procédé à une assimilation du modèle géométrique d'un véhicule avec l'avion au sol. Les modèles disponibles représentent un véhicule ayant quatre roues directrices. C'est pourquoi, afin de revenir au modèle avion, on a considéré que l'essieu arrière serait non-directionnel et que la longueur de l'essieu avant serait nulle (roues avants confondues). Cela revient à modéliser un avion comme un tricycle. On a donc adapté par la suite les modèles de la littérature à l'étude des mouvements au sol d'un tricycle. On distinguera deux repères principaux lors de cette étude : le repère avion (représenté en noir ci-dessous) permettant d'étudier l'évolution des variables de l'avion et le repère absolu ou sol (représenté en rouge) permettant quant à lui de repérer la trajectoire effective suivie par l'avion.

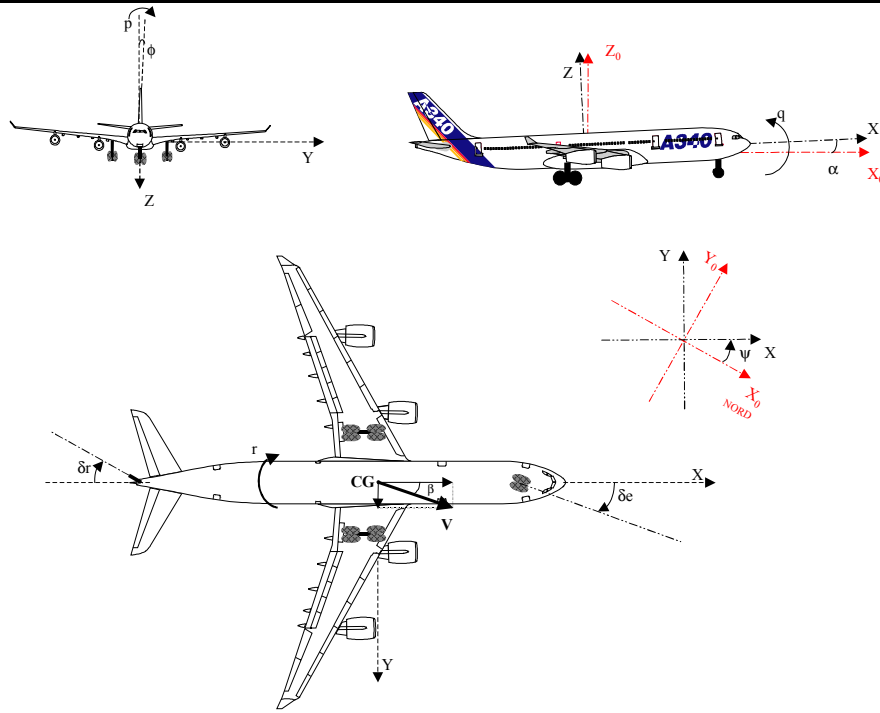


Figure 1 : Repères et orientations avion

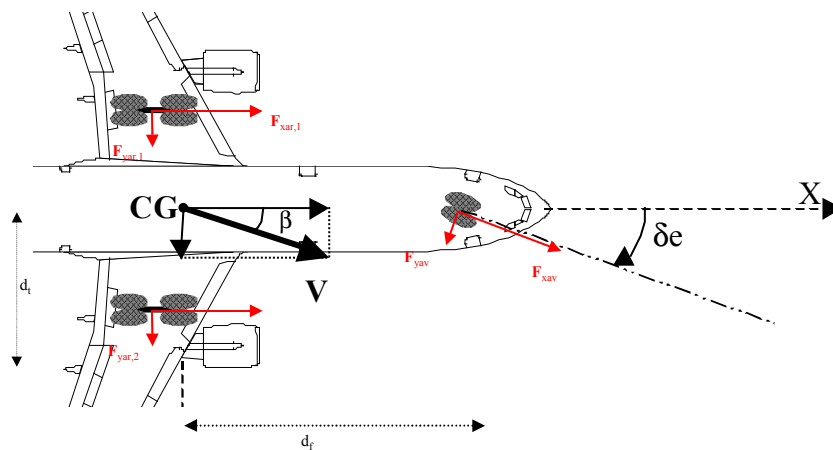
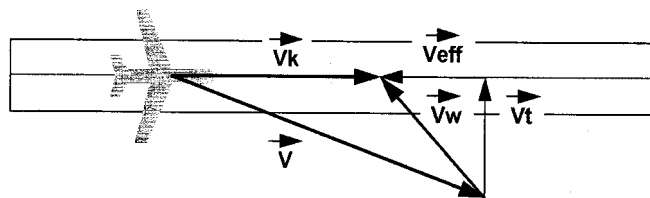


Figure 2 : Avion au sol et emplacement des forces pneumatiques

Par vent de travers, il faut composer les vecteurs vitesses se situant dans un plan horizontal à l'avion. On peut alors exprimer le vecteur vitesse air avec le vecteur vitesse sol :



Le triangle de vitesse nous permet d'affirmer que : $v_{air}^2 = (V + v_{eff})^2 + v_t^2$

2. ETUDE DE LA DYNAMIQUE DES ROUES

La dynamique des roues se décompose suivant les axes longitudinaux et transversaux. Les efforts latéraux sont liés aux écarts de trajectoire et à la notion de dérive. Le phénomène de carrossage qui est un effort latéral induit par les moments de roulis ne sera pas pris en compte par la suite. Les efforts longitudinaux font référence à la notion de glissement.

2.1. La dynamique latérale

2.1.1. La force de dérive et le coefficient d'adhérence latérale

Lors d'un mouvement de rotation de la roue, il résulte des efforts provoqués par le pneumatique en contact avec le sol une force latérale dite de dérive. Cette force est fonction de la charge s'appliquant sur le pneumatique et du coefficient d'adhérence latérale. Elle s'exprime de la manière suivante :

$$F_{yi} = \mu_t N_i,$$

avec μ_t coefficient de glissement latéral. Or cette force dépendant de la charge, il est clair que lors d'un freinage soudain, les efforts seront plus importants à l'avant de l'avion qu'à l'arrière. C'est ce que l'on appelle les « effets de charges » et on y reviendra plus en détails lors de l'étude des problèmes liés à la roulette avant (Cf. 2.3).

L'expression du coefficient de glissement latéral n'a ici qu'un sens purement physique et informatif puisqu'il n'est pas pris en compte sous cette forme dans la modélisation.

Son expression mathématique est la suivante :

$$\mu_t = 2 \cdot c_p \cdot \alpha_p \cdot \frac{\alpha_i}{\alpha_p^2 + \alpha_i^2} \quad (\text{II-1-01})$$

avec c_p , le coefficient de glissement latéral maximum correspondant à un angle de dérive maximal égal à α_p et α_i , l'angle de dérive du $i^{\text{ème}}$ pneumatique.

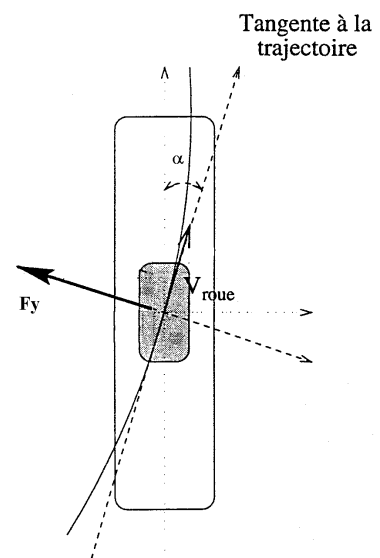


Figure 3 : Force et angle dérive

En première approximation, on va considérer que la force de dérive est linéaire par rapport à l'angle de dérive (Cf. figure ci-contre). On obtient ainsi une expression simplifiée de la force de dérive :

$$F_{y_{av,ar}} = \frac{C_{p,av,ar}}{\alpha_{max,av,ar}} \cdot N_{stat,av,ar} \cdot \alpha_{av,ar} \quad (II-1-02)$$

Notons que cette expression de la force de dérive n'est pas valide dans tous les cas : si les effets de charges sur la roulette avant sont pris en compte, l'expression de la force de dérive sur la roulette avant ne découle pas de l'équation II-1-02.

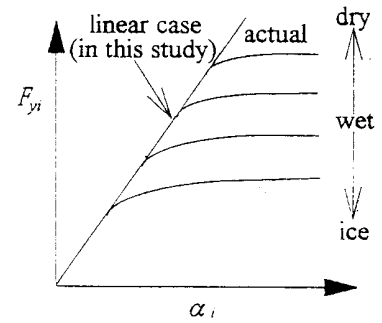


Figure 4 : Force de dérive en fonction de l'angle de dérive

2.1.2. Angle de dérive des pneumatiques

La détermination des angles de dérive se fait par un calcul trigonométrique. Ils sont fonctions du dérapage, de la vitesse de lacet et du braquage de la roulette avant. L'expression des angles de dérive des pneumatiques avant et arrière est modifiée lorsque l'on prend en considération le phénomène de roulis. En effet des termes reflétant des effets de roulement viennent se rajouter à l'expression de ces angles de dérive.

$$\text{Pneumatique avant : } \alpha_{av} = \beta + \frac{d_f}{V} \cdot r - \delta_e - \mathfrak{R}_f \cdot \phi \quad (II-1-03)$$

$$\text{Pneumatiques arrières : } \alpha_{ar1,2} = \beta - \frac{d_r}{V} \cdot r - \mathfrak{R}_r \cdot \phi \quad (II-1-04)$$

Or, la détermination de ces coefficients de roulement, \mathfrak{R}_f et \mathfrak{R}_r , est difficile à obtenir sur un avion. C'est pourquoi, en première approximation, ils seront négligés sans que, pour autant, leur existence physique soit oubliée.

2.1.3. Le carrossage

Les efforts latéraux de dérive sur les pneumatiques sont induits par le glissement latéral. Il existe également une force appelée « poussée de carrossage » due au phénomène de roulis de l'avion. Cette force est négligée en première approximation car elle est surtout liée à la notion de confort adoptée dans le monde automobile mais qui n'a pas, à priori, d'importance notable pour le monde aéronautique.

2.2. La dynamique longitudinale

2.2.1. L'équation du mouvement d'une roue

La vitesse de rotation des roues est régie par l'équation suivante :

$$J_{\text{roue}} \cdot \frac{d\Omega}{dt} = \mu_i \cdot R_i \cdot F_{ti} - C_{fi} \quad (\text{II-1-05})$$

avec Ω : vitesse de rotation de la roue,
 J : inertie de la roue numéro i ,
 R_i : rayon de la roue i ,
 F_{ti} : composante normale de la réaction du sol sur la roue,
 C_{fi} : couple de freinage lié à la roue i .

On peut alors définir deux variables : σ_{Ω} , qui représente la somme des vitesses angulaires des roues des côtés droits et gauches de l'avion ; δ_{Ω} représente la différence de ces mêmes vitesses angulaires. En utilisant l'expression mathématique précédente pour chacune des roues, puis en procédant à leur somme et leur différence, on obtient :

$$\dot{\delta}_{\Omega} = \frac{R}{J_{\text{roue}}} \cdot (F_{xar,1} - F_{xar,2}) - \frac{\Delta C_f}{J_{\text{roue}}} \quad \text{et} \quad \dot{\sigma}_{\Omega} = \frac{R}{J_{\text{roue}}} \cdot (F_{xar,1} + F_{xar,2}) - \frac{\Sigma C_f}{J_{\text{roue}}} \quad (\text{II-1-06 \& 07})$$

2.2.2. La force de traction/freinage et le coefficient d'adhérence longitudinale

On considère que l'expression des forces de traction/freinage est similaire à celle des forces de dérive. Dans ce cas, le glissement substitue la notion d'angle de dérive et un coefficient d'adhérence longitudinal remplace le coefficient de glissement latéral.

La force de freinage au sol s'exprime de la manière suivante : $F_{xi} = \mu_i N_i$, avec N_i la charge sur le pneumatique i , $i \in \{av, ar\}$, et μ_i coefficient d'adhérence. Tout comme le coefficient de glissement latéral, l'expression du coefficient de l'adhérence longitudinale n'a ici qu'un sens purement physique et informatif puisqu'il n'est pas pris en compte sous cette forme dans la modélisation. Son expression mathématique est la suivante ([J.CLOT et al., 1998]) :

$$\mu_i = 2\mu_{\text{max}} \cdot g_{\text{max}} \cdot \frac{g}{g^2 + g_{\text{max}}^2} \quad (\text{II-1-08})$$

avec g_{max} , le glissement maximum correspondant au maximum du coefficient μ_i et g , le glissement.

En première approximation, on peut considérer que le comportement du coefficient d'adhérence en fonction du glissement est à peu près linéaire dans une certaine plage de fonctionnement :

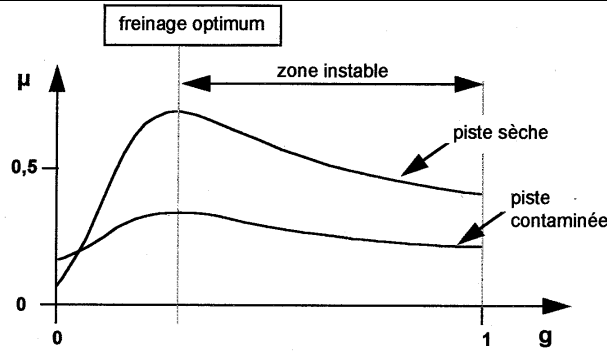


Figure 5 : Coefficient d'adhérence en fonction du glissement

Ainsi, dans cette plage (de 0 au freinage optimum), on a :

$$\mu_l = \frac{\mu_{\max} \cdot g}{g_{\max}} \quad (\text{II-1-09})$$

2.2.3. Le glissement

Pour freiner, on exerce une pression sur les disques de freins afin de ralentir la roue. Ceci a pour conséquence de provoquer un glissement entre le pneu et la piste. Le coefficient de glissement g , défini ci-dessous devient par conséquent positif :

$$g = 1 - \frac{V_{\text{roue}}}{V} = 1 - \frac{\omega_r \cdot R}{V} \quad (\text{II-1-10})$$

Notons que si $g=1$ (on considère alors que la roue est bloquée), il y a patinage. Inversement s'il est nul, il n'y a pas de glissement.

2.3. Le problème spécifique de la roulette avant

Physiquement, lors d'un freinage et étant donné l'influence de la charge avant sur l'efficacité de la roulette avant, on est amené à prendre en compte une représentation de cette force fonction de la charge qui s'y applique. Suivant le modèle qui sera mis en œuvre, on élabore deux modélisations de cette force : la première permet de prendre en compte les forces de freinage dans le modèle de synthèse, et la seconde permet de générer des dépendances entre le modèle d'analyse longitudinal et le modèle d'analyse latéral.

2.3.1. Les phénomènes de tangage dans le modèle de synthèse

Si on exprime la force latérale provoquée sur un pneumatique lors d'une rotation en la linéarisant par rapport à l'expression de son maximum, on peut écrire en se basant sur les équations :

$$F_{y,av} = \frac{c_{p,av}}{\alpha_{\max,av}} \cdot N_{av} \cdot \alpha_{av}$$

Reste alors à déterminer l'expression exacte de la charge qui s'exerce sur le pneumatique avant.

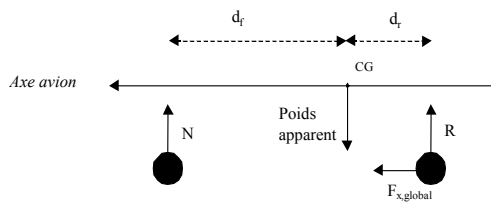


Figure 6 : Représentation unifilaire de l'avion

Si on schématise grossièrement la vue de profil d'un avion (Cf. figure ci-contre), on peut facilement exprimer la charge avant en fonction des moments s'exerçant au centre de gravité :

$$N_{av} = \frac{h}{(d_r + d_f)} \cdot F_{x,global} + N_{stat,av}$$

D'où,

$$F_{y,av} = \frac{c_p}{\alpha_{max}} \cdot \left(\frac{h}{(d_r + d_f)} \cdot F_{x,global} + N_{stat,av} \right) \cdot \alpha_{av} \quad (II-1-11)$$

Cette expression de la force latérale de dérive du pneumatique avant met en évidence un couplage entre la force de freinage et le modèle latéral.

2.3.2. La linéarisation exacte de la force latérale de dérive

En vue d'obtenir un modèle d'analyse complet, i.e. , prenant en compte les variations de charges sur la roulette avant, il est nécessaire d'utiliser pour la modélisation une linéarisation exacte de la force de dérive. La force de dérive latérale s'exprime en fonction de l'angle de dérive, de la charge instantanée, de la charge statique et du rapport des vitesses sol latérales et longitudinales. Cette modélisation permet de mettre en évidence une dépendance de cette force vis-à-vis du cap ψ . Son expression est la suivante :

$$F_{y,av} = \frac{c_p \cdot N_{av}}{\alpha_{max}} \cdot \left(\alpha_{av} - \frac{V_y}{V_x} \right) = \frac{c_p \cdot (\alpha_{av} - \psi - \beta)}{\alpha_{max}} \cdot N_{av} \quad (II-1-12)$$

2.3.3. Synthèse

On a donc vu que les effets de charges sur la roulette ont une expression spécifique suivant les hypothèses de fonctionnement qui sont faites sur l'avion. L'expression de la charge avant est différente dans le modèle de synthèse suivant les hypothèses de fonctionnement retenues pour l'antiskid :

- Si l'antiskid fonctionne parfaitement on peut assimiler la force de freinage globale comme étant la fraction de la somme des couples de freinage sur le rayon des roues (Cf. l'équation II-1-12). On obtient alors l'expression suivante après calcul :

$$N_{stat,av} + \frac{h \cdot \Sigma C_f}{(d_f + d_r)} \cdot R$$

- Dans le cas où l'antiskid fonctionne normalement, on exprime cette force de freinage globale à partir du coefficient de frottement : $F_x = \mu \times N$. On obtient alors l'expression suivante après calcul :

$$N_{stat,av} \cdot \left(1 + \frac{h}{(d_f + d_r)} \cdot (\mu_g + \mu_d) \right)$$

Or, il faut noter que les expressions des charges existant sur les trains principaux sont identiques à gauche et à droite dans le cas du modèle de synthèse, ce qui permet de factoriser l'expression de la charge sur la roulette de nez.

Cette propriété est différente dans le cas du modèle d'analyse (prise en compte du roulis) : les charges totales s'exerçant sur les trains principaux gauche et droite ne sont pas égales. La linéarisation exacte de la force latérale sur la roulette de nez nous permet d'exprimer directement la charge puisque les phénomènes de transfert de charge sont induits dans l'équation de moment de tangage et dans l'expression des charges.

2.4. Synthèse des forces s'exerçant sur les pneumatiques

Les différentes hypothèses susceptibles d'être adoptées dans cette modélisation imposent une grande diversité dans l'expression des forces de dérive et de freinage. Dans un souci de synthèse, on énumère les différentes expressions de ces forces suivant les hypothèses de fonctionnement. Dans les différentes équations régissant la dynamique de l'avion, on se trouve confronté à la force de dérive sur la roulette de nez F_{yav} , la somme des forces de dérive arrière $F_{yar,1} + F_{yar,2}$, la somme et la différence des forces de freinage et $F_{xar,1} - F_{xar,2}$. Leurs expressions sont alors les suivantes dans les différents cas :

2.4.1. Expressions de la force de dérive sur la roulette de nez

Le tableau suivant synthétise l'ensemble des expressions de la force de dérive F_{yav} s'appliquant sur la roulette de nez dans ces différents cas.

	Anti-Skid parfait	Anti-Skid imparfait
Modèles de synthèse	$\frac{c_{p,av}}{\alpha_{max}} \cdot \left(\frac{d_f}{V} \cdot r - \delta_e - \psi \right) \cdot \left(\frac{d_r \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} + \frac{h \cdot \Sigma C_f}{(d_f + d_r) \cdot R} \right)$	$\frac{c_{p,av}}{\alpha_{max}} \cdot \left(\frac{d_f}{V} \cdot r - \delta_e - \psi \right) \cdot \left(\frac{d_r \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} \cdot \left(1 + \frac{h}{(d_f + d_r)} \cdot (\mu_g + \mu_d) \right) \right)$
Modèles d'analyse	$\frac{c_{p,av}}{\alpha_{max}} \cdot \left(\frac{d_f}{V} \cdot r - \delta_e - \psi \right) \cdot \left(\frac{d_r \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} - \frac{(K_{ar} \cdot d_r^2 + K_{av} \cdot d_f^2) \cdot \alpha + (R_{ar} \cdot d_r^2 + R_{av} \cdot d_f^2) \cdot q}{(d_f + d_r)} \right)$	

Figure 7 : Expressions de la force de dérive sur la roulette de nez

2.4.2. Expressions de la somme des forces de dérive arrières

Le tableau suivant essaie de synthétiser l'ensemble des expressions de la somme des forces de dérive $F_{yar,1} + F_{yar,2}$ sur les trains principaux dans ces différents cas.

Modèle de synthèse	Modèle d'analyse
$\frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot \left(\beta - \frac{d_f}{V} \cdot r \right) \cdot \left(\frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} \right)$	$2 \cdot \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot \left(\beta - \frac{d_f}{V} \cdot r \right) \cdot \left(\frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{2 \cdot (d_f + d_r)} + \frac{(K_{ar} \cdot d_r^2 + K_{av} \cdot d_f^2) \cdot \alpha + (R_{ar} \cdot d_r^2 + R_{av} \cdot d_f^2) \cdot q}{(d_f + d_r)} \right)$

Figure 8 : Expressions de la somme des forces de dérive sur les trains principaux

2.4.3. Expressions de la somme des forces de freinage arrières

Le tableau suivant synthétise l'ensemble des expressions de la somme des forces de freinage $F_{xar,1} + F_{xar,2}$ s'appliquant sur les trains principaux dans ces différents cas.

	Anti-Skid parfait	Anti-Skid imparfait
Modèles de synthèse		$(\mu_g + \mu_d) \cdot \left(\frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} \right)$
Modèles d'analyse	$\frac{\Sigma C_f}{R}$	$(\mu_g + \mu_d) \cdot \left(\frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} + \frac{(K_{ar} \cdot d_r^2 + K_{av} \cdot d_f^2) \cdot \alpha + (R_{ar} \cdot d_r^2 + R_{av} \cdot d_f^2) \cdot q}{(d_f + d_r)} \right) \dots$ $\dots + (\mu_d - \mu_g) \cdot \left(\frac{2 \cdot K_{ar} \cdot d_{tar}^2 \cdot \phi + R_{ar} \cdot d_{tar}^2 \cdot p}{2 \cdot d_{tar}} \right)$

Figure 9 : Expressions de la somme des forces de freinage sur les trains principaux

2.4.4. Expressions de la différence des forces de freinage arrières

Le tableau suivant essaye de synthétiser l'ensemble des expressions de la différence des forces de freinage $F_{xar,1} - F_{xar,2}$ s'appliquant sur les trains principaux dans ces différents cas.

	Anti-Skid parfait	Anti-Skid imparfait
Modèles de synthèse		$(\mu_d - \mu_g) \cdot \left(\frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} \right)$
Modèles d'analyse	$\frac{\Delta C_f}{R}$	$(\mu_d - \mu_g) \cdot \left(\frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} + \frac{(K_{ar} \cdot d_r^2 + K_{av} \cdot d_f^2) \cdot \alpha + (R_{ar} \cdot d_r^2 + R_{av} \cdot d_f^2) \cdot q}{(d_f + d_r)} \right) \dots$ $\dots - (\mu_d - \mu_g) \cdot \left(\frac{2 \cdot K_{ar} \cdot d_{tar}^2 \cdot \phi + R_{ar} \cdot d_{tar}^2 \cdot p}{2 \cdot d_{tar}} \right)$

Figure 10 : Expressions de la différence des forces de freinage sur les trains principaux

NB : les valeurs des coefficients d'adhérence implantées dans les modèles sont issues de la courbe en cloche reliant le glissement à ce même coefficient.

3. ETUDE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL

Cette étude se fonde sur les principes et les équations de la mécanique du vol ([J.VERRIERE,1995]). On basera notre étude sur le principe de découplage entre les mouvements longitudinaux et les mouvements latéraux de l'avion. En effet, on se rendra compte au fur et à mesure de ce chapitre que ces deux dynamiques peuvent être dissociées. De plus, on verra que les équations de la dynamique longitudinales dépendent explicitement des variables de la dynamique longitudinale d'une manière toute particulière. C'est, entre autres, une de ces constatations qui justifiera le choix des trois méthodes de commande exposées dans la partie théorique suivante. On rappellera ici les équations de mécanique du vol, les expressions des coefficients aérodynamiques et on introduira quelques notions sur les transferts de masses liés au système avion et sur la position du centre de gravité de l'avion.

3.1. La dynamique latérale

3.1.1. Les coefficients aérodynamiques

Les coefficients aérodynamiques transversaux sont fonctions de β , r , p (vitesse de roulis) et δ_r . On a alors :

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y\beta} \cdot \beta + C_{yr} \cdot \frac{\ell}{V_{air}} \cdot r + C_{y\delta_r} \cdot \delta_r \\ C_l &= C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} \cdot \frac{\ell}{V_{air}} \cdot p + C_{lr} \cdot \frac{\ell}{V_{air}} \cdot r + C_{l\delta_r} \cdot \delta_r \\ C_n &= C_{n\beta} \cdot \beta + C_{np} \cdot \frac{\ell}{V_{air}} \cdot p + C_{nr} \cdot \frac{\ell}{V_{air}} \cdot r + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r \end{aligned} \quad (II-1-13)$$

3.1.2. Rappel des équations latérales

Les équations du mouvement latéral d'un avion découlent d'une équation de force latérale (portance latérale), de deux équations de moment (moment de roulis et moment de lacet) et des équations angulaires d'Euler.

$$\begin{cases} M_v V (\dot{\beta} + r) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_y + M_v \cdot g \cdot \phi \\ J_{zz} \cdot \dot{r} - J_{xz} \cdot \dot{p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_n \\ - J_{xz} \cdot \dot{r} + J_{xx} \cdot \dot{p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_l \\ \dot{\phi} = p \\ \dot{\psi} = r \end{cases} \quad (II-1-14)$$

3.2. La dynamique longitudinale

3.2.1. Les coefficients aérodynamiques

Les coefficients aérodynamiques transversaux sont fonction de α et q . On a alors :

$$\begin{aligned} C_x &= C_{x\alpha} \cdot \alpha \\ C_z &= C_{z\alpha} \cdot \alpha \\ C_m &= C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{mq} \cdot q \end{aligned} \quad (II-1-15)$$

3.2.2. Rappel des équations longitudinales

Les équations du mouvement longitudinal d'un avion découlent de deux équations de force longitudinale (propulsion et sustentation), d'une équation de moment (moment de tangage) et des équations angulaires d'Euler. L'équation de trajectoire n'est pas prise en compte dans le cas de cette étude car les mouvements se faisant au sol, les variations de l'altitude ne rentrent pas en compte.

Pour prendre en compte les pentes de piste, nous évaluerons l'angle de piste γ_{piste} , considéré comme constant dans certaine partie de la piste, avec la pente aérodynamique γ .

$$\begin{cases} M_v \dot{V} = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\text{air}}^2 \cdot S \cdot C_x + F - M_v \cdot g \cdot \gamma_{\text{piste}} \\ J_{yy} \cdot \dot{q} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\text{air}}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_m \\ \dot{\alpha} = q \end{cases} \quad (\text{II-1-16})$$

3.3. Le transfert de masses : charges sur les trains

Les transferts de masses représentent un élément essentiel dans la dynamique d'un véhicule. Lors d'un freinage, l'avion pique du nez, ce qui produit un déplacement de poids apparent vers l'avant ; c'est évidemment l'inverse pour une accélération. De la même manière, lors d'un virage à droite, le transfert se fait vers l'extérieur i.e. vers la gauche du véhicule. Mais ces considérations sont purement expérimentales ; voyons maintenant l'aspect physique.

3.3.1. Expressions des charges statiques sur les pneumatiques

Dans le cas d'un avion à plat, on ne prend en compte que les charges statiques, i.e., les charges dues au poids apparent de l'avion sur chaque essieu. Ainsi, on peut distinguer la charge statique $N_{\text{ar},1,2}$ s'appliquant sur les pneumatiques arrières et la charge statique N_{av} s'appliquant sur les pneumatiques avants :

$$N_{\text{stat,av}} = \frac{d_r \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{(d_f + d_r)} \quad \text{et} \quad N_{\text{stat,ar},1,2} = \frac{d_f \cdot \left(M_v \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \right)}{2 \cdot (d_f + d_r)} \quad (\text{II-1-17})$$

3.3.2. Expressions des charges latérales sur les pneumatiques

Le phénomène de roulis entraîne une augmentation de la charge sur les pneus droits ou gauches. Ainsi un terme de transfert de charge en latéral doit être pris en compte dans l'expression de la charge totale s'exerçant sur un train. On considère que cette charge de transfert influe uniquement sur les trains principaux.

$$N_{\text{latéral,ar},1} = -\frac{2 \cdot K_{\text{ar}} \cdot d_{\text{t,ar}}^2 \cdot \phi + R_{\text{ar}} \cdot d_{\text{t,ar}}^2 \cdot p}{2 \cdot d_{\text{t,ar}}} \quad (\text{II-1-18})$$

$$N_{\text{latéral,ar},2} = -N_{\text{latéral,ar},1}$$

3.3.3. Expressions des charges longitudinales sur les pneumatiques

Le phénomène de tangage entraîne une augmentation de la charge sur les pneus avants ou arrières. Ainsi un terme de transfert de charge en longitudinal doit être également pris en compte dans l'expression de la charge totale s'exerçant sur un train.

$$N_{\text{long,ar}} = \frac{(K_{\text{ar}} \cdot d_f^2 + K_{\text{av}} \cdot d_f^2) \cdot \alpha + (R_{\text{ar}} \cdot d_f^2 + R_{\text{av}} \cdot d_f^2) \cdot q}{(d_f + d_r)} \quad (\text{II-1-19})$$

$$N_{\text{long,av}} = -N_{\text{long,ar}}$$

3.4. La détermination des empattements avant et arrière

Les moments de tangage aérodynamique de l'avion obligent à prendre en considération la position du centre de gravité par rapport au fuselage. Pour cela, on prendra comme référence géométrique la projection orthogonale de l'extrémité de l'aile sur de l'axe de roulis. Cela permet d'exprimer de manière géométriquement simple les empattements avant et arrière en fonction de la position du centre de gravité.

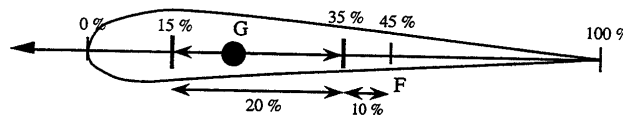


Figure 11 : Plage de centrage sur avion de transport

Ainsi en connaissant les distances de l'axe de la roulette avant, d_{f0} , et de l'empattement arrière, d_{r0} , par rapport à l'extrémité des ailes, il suffit de rajouter ou de soustraire l'abscisse du centre de gravité pour déterminer d_f et d_r :

$$d_f = d_{f0} + (\%) \cdot \ell \quad \text{et} \quad d_r = d_{r0} - (\%) \cdot \ell \quad (\text{II-1-20})$$

4. LES EQUATIONS DU MOUVEMENT

Cette partie a pour objectif de regrouper en deux systèmes toutes les équations établies jusque-là, et de représenter sous forme d'état ces mêmes systèmes en vue de les étudier par la suite en utilisant les techniques de l'automatique moderne. Nous avons distingué deux notions plus particulièrement : l'état de fonctionnement de l'anti-skid (parfait ou normal) et la prise en compte ou non des effets de charge sur la roulette avant.

4.1. Formalisme mathématique

A partir des équations de mécanique du vol et du sol (dynamique des trains), on aboutira à des représentations d'état non linéaires affines. La mise sous forme d'état consiste alors à représenter chaque modèle sous une des formes ci-dessous :

- Modèle latéral

$$\dot{X}_{\text{latéral}} = A \begin{pmatrix} X_{\text{longitudinal}} \\ X_{\text{latéral}} \end{pmatrix} \cdot X_{\text{latéral}} + B \begin{pmatrix} X_{\text{longitudinal}} \end{pmatrix} \cdot u_{\text{latéral}} \quad (\text{II-1-21})$$

- Modèle longitudinal

$$\dot{X}_{\text{longitudinal}} = f \begin{pmatrix} X_{\text{longitudinal}} \\ X_{\text{latéral}} \end{pmatrix} + [g] \cdot u_{\text{longitudinal}} + [\text{cste}] \quad (\text{II-1-22})$$

On notera que ces représentations sont ici données de façon générale. Des expressions détaillées seront proposées suivant les hypothèses de modélisation retenues.

4.2. Les modèles de synthèse : TYPE-S

Les modèles de synthèse traitent de la modélisation d'un avion à plat : les mouvements de roulis et de tangage ne sont pas considérés. On distingue simplement l'influence sur un avion à plat des performances de l'anti-skid, i.e. soit en considérant une linéarisation du contact pneu piste (mode PARFAIT), soit en considérant que l'anti-skid est moins performant (mode NORMAL) ce qui entraîne une différence de vitesse entre les trains arrière gauches et droits. De plus, on prendra en compte, ou non, les problèmes liés aux effets de charge sur la roulette avant.

4.2.1. Le modèle S1 : anti-skid PARFAIT / SANS effets de charge

- *Les hypothèses*

Dans cette modélisation, on considère que les effets de charges ne sont pas pris en compte et on suppose que l'anti-skid fonctionne parfaitement, i.e., la vitesse de rotation des roues des trains latéraux est identique et reste constante pendant un petit intervalle de temps. Ainsi, l'équation II-1-05 régissant la dynamique des roues devient :

$$\mu_i \cdot R_i \cdot F_{fi} - C_{fi} = 0 \quad (\text{II-1-23})$$

Cette égalité permet d'exprimer très facilement les forces de freinage s'appliquant sur les trains arrière d'après les équations 2.6 et 2.7 :

$$F_{xar,1} - F_{xar,2} = \frac{\Delta C_f}{R} \quad \text{et} \quad F_{xar,1} + F_{xar,2} = \frac{\Sigma C_f}{R} \quad (\text{II-1-24})$$

La non prise en compte des effets de charge sur la roulette avant revient à prendre comme expression de la force latérale l'équation II-1-02.

- *La mise en équations*

Considérant l'avion rigide, on applique les principes de la dynamique du solide à partir des équations de mécanique du sol et de mécanique du vol. On aboutit alors aux systèmes d'équations suivants :

⇒ Latéral :

$$\begin{cases} M_v V(\dot{\beta} + r) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_y + F_{yav} + F_{yar,1} + F_{yar,2} \\ J_{zz} \cdot \dot{r} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_n + d_f \cdot F_{yav} - d_r \cdot (F_{yar,1} + F_{yar,2}) + d_{t,ar} \cdot (F_{xar,2} - F_{xar,1}) \\ \dot{\psi} = r \\ \dot{Y} = V \cdot (\psi + \beta) \end{cases} \quad (\text{II-1-25})$$

⇒ Longitudinal :

On considère que la force de traction $F_{x,av}$ et par conséquent l'influence de la charge avant sur la roulette avant dans l'axe longitudinal n'influe pas sur la trajectoire de l'avion, on ne la prendra pas en compte dans l'équation de propulsion.

$$\begin{cases} M_v \dot{V} = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_x + F - F_{xar,1} - F_{xar,2} \\ \dot{X} = V \end{cases} \quad (II-1-26)$$

4.2.2. Le modèle S2 : anti-skid PARFAIT / AVEC effets de charge

La mise en équation de ce modèle est identique à celle du modèle S1. Les hypothèses sont les mêmes concernant l'anti-skid mais la prise en compte de l'effet de charge sur la roue avant entraîne une modification du modèle latéral. En effet, l'expression de la force latérale avant change dans ce cas (équation II-111 et figure 6).

4.2.3. Le modèle S3 : anti-skid NORMAL / SANS effets de charge

- *Les hypothèses*

Dans cette modélisation, on considère que les effets de charges ne sont pas pris en compte et on suppose que l'anti-skid fonctionne normalement, i.e., la vitesse de rotation des roues des trains latéraux est légèrement différente. Les équations de la dynamique des roues arrières entrent en compte. Les équations II-1-06 et II-1-07 viennent se rajouter respectivement aux équations latérales et longitudinales du système.

- *La mise en équations*

On applique là aussi les principes de la dynamique du solide à partir des équations de mécanique du sol et de mécanique du vol. On aboutit alors aux systèmes d'équations suivants :

⇒ Latéral

$$\begin{cases} M_v V(\dot{\beta} + r) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_y + F_{yav} + F_{yar,1} + F_{yar,2} \\ J_{zz} \cdot \dot{r} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_n + d_f \cdot F_{yav} - d_r \cdot (F_{yar,1} + F_{yar,2}) + d_{tar} \cdot (F_{xar,2} - F_{xar,1}) \\ \dot{\delta}_{\Omega} = \frac{R}{J_{roue}} \cdot (F_{xar,1} - F_{xar,2}) - \frac{\Delta C_f}{J_{roue}} \\ \dot{\psi} = r \\ \dot{Y} = V \cdot (\psi + \beta) \end{cases} \quad (II-1-27)$$

⇒ Longitudinal

$$\begin{cases} M_v \dot{V} = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_x + F - F_{xar,1} - F_{xar,2} \\ \dot{\delta}_{\Omega} = \frac{R}{J_{roue}} \cdot (F_{xar,1} + F_{xar,2}) - \frac{\Sigma C_f}{J_{roue}} \\ \dot{X} = V \end{cases} \quad (II-1-28)$$

4.2.4. Le modèle S4 : anti-skid NORMAL / AVEC effets de charge

La mise en équation de ce modèle est identique à celle du modèle S3. Les hypothèses sont les mêmes concernant l'anti-skid mais la prise en compte de l'effet de charge sur la roulette avant entraîne une modification du modèle latéral. En effet, l'expression de la force latérale avant change dans ce cas (équation II-1-11 et figure 6).

4.3. Les modèles d'analyse : TYPE-A

Les modèles d'analyse se fondent sur la modélisation d'un avion non plat : les mouvements de roulis et de tangage sont pris en compte. On distingue également l'influence sur le roulage d'un avion des performances de l'anti-skid.

4.3.1. Le modèle intermédiaire : anti-skid NORMAL / SANS effets de charge

- *Les hypothèses*

Ce modèle intermédiaire est présent à titre indicatif. Il s'agit d'un modèle prenant en compte uniquement les phénomènes de roulis. Les hypothèses faites sur l'anti-skid et sur les effets de charges sont identiques à celles du modèle S3. Le phénomène de roulis influence le modèle latéral et oblige à prendre en considération l'angle de roulis ϕ et sa vitesse p . Ces deux variables deviennent par conséquent des variables d'état. Les charges sur les trains arrières sont modifiées par la prise en compte du roulis. Ainsi un terme latéral de charge vient se rajouter aux charges statiques (équations II-1-18 et II-1-19).

- *La mise en équations*

On applique les principes de la dynamique du solide à partir des équations de mécanique du sol et de mécanique du vol. On aboutit alors aux systèmes d'équations suivants :

⇒ Latéral

$$\left\{ \begin{array}{l}
 M_v V (\dot{\beta} + r) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_y + F_{yav} + F_{yar,1} + F_{yar,2} + M_v \cdot g \cdot \phi \\
 J_{zz} \cdot \dot{r} - J_{xz} \cdot \dot{p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_n + d_f \cdot F_{yav} - d_r \cdot (F_{yar,1} + F_{yar,2}) + d_{t,ar} \cdot (F_{xar,2} - F_{xar,1}) \\
 - J_{xz} \dot{r} + J_{xx} \dot{p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_l - K_\phi \cdot \phi - R_\phi \cdot p \\
 \dot{\delta}_\Omega = \frac{R}{J} \cdot (F_{xar,1} - F_{xar,2}) - \frac{\Delta C_f}{J} \\
 \dot{\phi} = p \\
 \dot{\psi} = r \\
 \dot{Y} = V \cdot (\dot{\psi} + \dot{\beta})
 \end{array} \right. \quad (II-1-29)$$

⇒ Longitudinal

Les équations régissant la dynamique longitudinale sont influencées par le phénomène de roulis. L'apparition d'une charge latérale sur les pneumatiques arrière révèle une interdépendance entre un des états du modèle latéral δ_Ω et le modèle longitudinal.

$$\begin{cases} M_v \dot{V} = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_x + F - F_{xar,1} - F_{xar,2} \\ \dot{\sigma}_\Omega = \frac{R}{J_{roue}} \cdot (F_{xar,1} + F_{xar,2}) - \frac{\Sigma C_f}{J_{roue}} \\ \dot{X} = V \end{cases} \quad (II-1-30)$$

4.3.2. Le modèle A1 : anti-skid PARFAIT

- *Les hypothèses*

Cette modélisation va prendre en compte les mouvements de roulis comme précédemment et les mouvements de tangage de l'avion dus à la décélération sur la piste. Dans ce contexte, on a considéré que le vecteur vitesse de l'avion était dans le plan horizontal de l'avion (x,y). Pour prendre en compte les pentes de piste, on évalue l'angle de piste γ_{piste} , considéré comme constant dans certaines parties de la piste, avec la pente aérodynamique γ . Les phénomènes de tangage amènent à prendre en considération deux nouvelles variables d'état α (incidence) et q (vitesse de tangage). On va considérer dans ce modèle que l'anti-skid fonctionne parfaitement. Les charges sur les trains arrière sont modifiées par la prise en compte du roulis et du tangage. Ainsi un terme latéral et longitudinal de charge vient se rajouter aux charges statiques (équations II-1-18, II-1-19 et II-1-20).

- *La mise en équations*

On applique les principes de la dynamique du solide ce qui conduit aux équations de mécanique du sol et de mécanique du vol. On aboutit alors aux systèmes d'équations suivants :

⇒ Latéral

$$\begin{cases} M_v V (\dot{\beta} + r) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_y + F_{yav} + F_{yar,1} + F_{yar,2} + M_v \cdot g \cdot \phi \\ J_{zz} \cdot \dot{r} - J_{xz} \cdot \dot{p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_n + d_f \cdot F_{yav} - d_r \cdot (F_{yar,1} + F_{yar,2}) + d_{t,ar} \cdot (F_{xar,2} - F_{xar,1}) \\ - J_{xz} \dot{r} + J_{xx} \dot{p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_l - K_\phi \cdot \phi - R_\phi \cdot p \\ \dot{\phi} = p \\ \dot{\psi} = r \\ \dot{Y} = V \cdot (\psi + \beta) \end{cases} \quad (II-1-31)$$

⇒ Longitudinal

$$\begin{cases} M_v \dot{V} = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot C_x + F - F_{xar,1} - F_{xar,2} - M_v \cdot g \cdot Y_{piste} \\ J_{yy} \cdot \dot{q} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{air}^2 \cdot S \cdot \ell \cdot C_m - K_\alpha \cdot \alpha - R_\alpha \cdot q + d_f \cdot N_{av} - d_r \cdot (N_{ar,1} + N_{ar,2}) - h \cdot (F_{xar,1} + F_{xar,2}) \\ \dot{\alpha} = q \\ \dot{X} = V \end{cases} \quad (II-1-32)$$

4.3.3. Le modèle A4 : anti-skid NORMAL

Ce modèle détient le plus grand degré de complexité rencontré, jusqu'à présent, dans cette étude. La mise en équation de ce modèle est identique à celle du modèle A3. Les hypothèses concernant l'anti-skid sont modifiées : le freinage dissymétrique est possible. En effet, l'expression de la force latérale avant change dans ce cas (équation II-1-12 et figure 6).

4.4. Conclusion

Suite à l'élaboration de ces différents modèles, il semble nécessaire de mettre en évidence les différents couplages existant entre les modèles latéraux et longitudinaux, ainsi que les dimensions de chaque modèle.

4.4.1. Les modèles de synthèse

On peut constater dans un premier temps que la dimension du système varie suivant que l'on prend en compte ou non un fonctionnement parfait de l'anti-skid. Ceci est tout à fait naturel puisque le nombre d'équations mis en jeu est plus important (dynamique des roues) lorsque l'on considère l'anti-skid imparfait. Dans un second temps, on observe une influence de la vitesse sol (état longitudinal) sur la dynamique latérale et une influence de la somme des vitesses des roues des trains arrières, σ_Ω , lorsque l'anti-skid est imparfait.

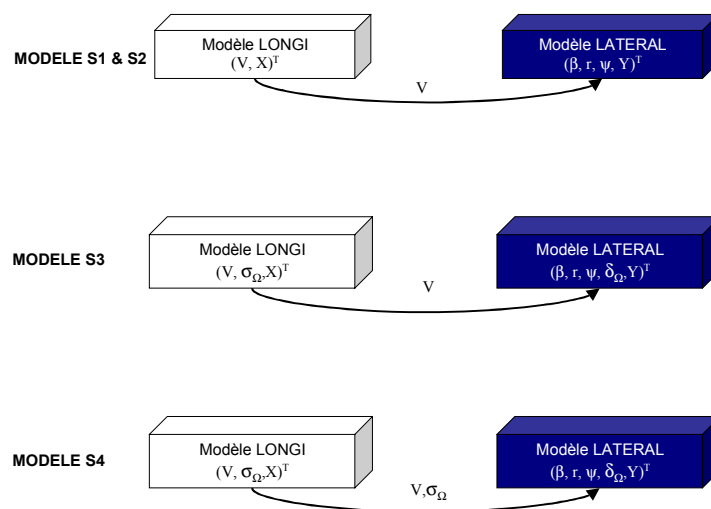


Figure 12 : Couplages entre les modèles de synthèse longitudinaux et latéraux

4.4.2. Les modèles d'analyse

Les conclusions sont identiques à celles énumérées précédemment.

On constate dans un premier temps que le nombre de couplages entre le modèle latéral et le modèle longitudinal s'accroît avec la complexité du modèle. L'état de fonctionnement de l'anti-skid entraîne lorsqu'il fonctionne en mode NORMAL une prise en compte des charges latérales et longitudinales sur les trains arrière. Ces charges sont à l'origine de couplages : les charges latérales provoquent un couplage du latéral vers le longitudinal (états δ_Ω , ϕ et p) et un couplage du longitudinal vers le latéral (état σ_Ω). Les charges longitudinales engendrent un couplage du longitudinal vers le latéral (états σ_Ω , α et q).

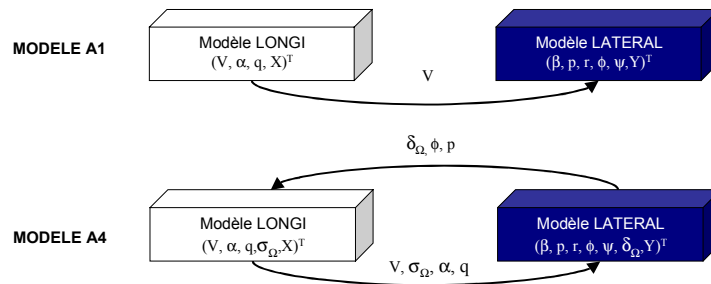


Figure 13 : Couplages entre les modèles d'analyse longitudinaux et latéraux

5. REPRESENTATION D'ETAT

5.1. Le modèle de synthèse S1

$$\begin{aligned}
 & \Rightarrow \text{Modèle latéral} \\
 & \begin{bmatrix} M_v \cdot V & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & J_{zz} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \psi \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathfrak{R}_{y\beta} + \frac{c_{p,av}}{\alpha_{av,max}} \cdot N_{statav} + 2 \cdot \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} & \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} & 0 & 0 \\ \mathfrak{R}_{N\beta} \cdot \ell + d_f \cdot \frac{c_{p,av}}{\alpha_{av,max}} \cdot N_{statav} - 2 \cdot d_r \cdot \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} & \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \psi \\ Y \end{bmatrix} \\
 & \quad + \begin{bmatrix} \mathfrak{R}_{y\delta} & 0 & 0 & 0 \\ \mathfrak{R}_{N\delta} \cdot \ell - d_f \cdot \frac{c_{p,av}}{\alpha_{av,max}} \cdot N_{statav} & \frac{d_{t,ar}}{R} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_e \\ \Delta C_f \end{bmatrix} \\
 & \quad + \begin{bmatrix} \frac{c_{p,av}}{\alpha_{av,max}} \cdot N_{statav} & \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} & 0 & 0 \\ \frac{c_{p,av}}{\alpha_{av,max}} \cdot N_{statav} \cdot \frac{d_f}{V} - 2 \cdot \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} \cdot \frac{d_r}{V} & \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} \cdot \frac{d_r}{V} & -M_v \cdot V & 0 \\ \mathfrak{R}_{N\beta} \cdot \frac{\ell^2}{V_{air}} + \frac{c_{p,av}}{\alpha_{av,max}} \cdot N_{statav} \cdot \frac{d_f^2}{V} + 2 \cdot \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} \cdot \frac{d_r^2}{V} & \frac{c_{p,ar}}{\alpha_{ar,max}} \cdot N_{statar} \cdot \frac{d_r^2}{V} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & V \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \psi \\ Y \end{bmatrix} \\
 & \Rightarrow \text{Modèle longitudinal} \\
 & \begin{bmatrix} M_v & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{V} \\ X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathfrak{R}_x \\ V \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 \\ R \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \Sigma C_f + \begin{bmatrix} F \\ 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

Figure 14 : Représentation d'état du modèle de synthèse S1

5.2. Modèle d'analyse A4

⇒ **Modèle latéral**

$$\begin{pmatrix} M_y V \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -J_{xz} & J_{zx} & 0 & 0 & d_{I, \frac{J}{R}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ J_{xz} & -J_{zx} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ \delta_{\alpha} \\ Y \\ V \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathfrak{R}_{y\beta} + 2 \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}} N_{ar} & 0 & \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}} N_{ar} - 2 \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}} V & -M_y V \\ \mathfrak{R}_{N\beta} I - 2 d_{I, \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}}} N_{ar} & \mathfrak{R}_{Np} \frac{I}{V} - (\mu_r - \mu_g) R_{ar} d_r^2 & \mathfrak{R}_{Np} \frac{I}{V} + \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}} N_{ar} + 2 \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}} V & -M_y V \\ \mathfrak{R}_{r\beta} I & \mathfrak{R}_{r\psi} \frac{I}{V} - 2 R_{ar} d_r^2 & \mathfrak{R}_{r\psi} \frac{I}{V} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -2(\mu_r - \mu_g) \frac{R_{ar}}{J_{max}} d_r & 0 & 0 \\ V & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ \delta_{\alpha} \\ Y \\ V \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \mathfrak{R}_{y\delta} & -\frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}} N_{ar} & 0 & 0 \\ \mathfrak{R}_{N\delta} I & -d_{I, \frac{c_{m, \alpha}}{\sigma_{max}}} N_{ar} & 0 & 0 \\ \mathfrak{R}_{r\delta} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_r \\ \delta_g \\ \Delta C_j \\ \frac{R_{ar}}{J_{max}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ d_{I, (\mu_r - \mu_g)} N_{ar} \\ 0 \\ 0 \\ \frac{R_{ar}}{J_{max}} (\mu_r - \mu_g) N_{ar} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} M_y g \\ -(\mu_r - \mu_g) K_{ar} d_r^2 \\ -2 K_{ar} d_r^2 \\ 0 \\ 0 \\ -2(\mu_r - \mu_g) \frac{R_{ar}}{J_{max}} K_{ar} d_r \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

⇒ **Modèle longitudinal**

$$\begin{pmatrix} M_x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_{yy} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & q \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{V} \\ \alpha \\ q \\ \sigma_a \\ X \end{pmatrix} = \dots + \begin{pmatrix} \mathfrak{R}_{\alpha} \cdot \ell \cdot \alpha + \mathfrak{R}_{\sigma} \cdot \ell \cdot q - 2(K_{ar} d_r^2 + K_{ar} d_r^2) \cdot \alpha - 2(R_{ar} d_r^2 + R_{ar} d_r^2) \cdot q + d_r \cdot N_{ar} - 2 \cdot d_r \cdot (N_{max, ar} + N_{long, ar}) - h \cdot (\mu_r + \mu_g) \cdot (N_{max, ar} + N_{long, ar}) - h \cdot (\mu_r - \mu_g) \cdot (K_{ar} d_{ar} \cdot \phi + \frac{R_{ar}}{2} \cdot d_{ar} \cdot p) \\ \dots \\ \frac{R_{ar}}{J_{max}} \cdot ((\mu_r + \mu_g) \cdot (N_{max, ar} + N_{long, ar}) + (\mu_r - \mu_g) \cdot (K_{ar} d_{ar} \cdot \phi + \frac{R_{ar}}{2} \cdot d_{ar} \cdot p)) \end{pmatrix} + \dots + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1 \\ 0 \end{pmatrix} \Sigma C_j + \begin{pmatrix} F - M_x \cdot g \cdot \gamma_{pacc} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Figure 15 : Représentation d'état du modèle d'analyse A4

- CHAPITRE 2 - VALIDATION DU MODELE MECANIQUE DE L'AVION AU SOL

Une fois les équations des modèles déterminées, il faut en estimer la valeur des paramètres non directement reliés à la géométrie de l'avion, de ses trains et de ses roues. Cette estimation concerne donc les forces de dérives latérales et plus particulièrement les coefficients de glissement latéraux maximum $c_{p,av}$ et $c_{p,ar}$, ainsi que les valeurs des angles de dérives maximaux correspondant $\alpha_{max,av}$ et $\alpha_{max,ar}$.

Rappelons enfin qu'en estimant les paramètres identifiés et caractéristiques du modèle étudié au chapitre précédent, on réalise ici la calibration. Si l'on juge qu'elle est satisfaisante, le modèle sera considéré validé.

La méthode de l'estimation retenue, compte tenu du caractère fortement non linéaire des équations des modèles, consiste à effectuer une recherche dichotomique du minimum d'un critère du type moindres carrés associé à la simulation et au calcul des erreurs de modèle par comparaison avec des données réelles.

1. ETUDE PRELIMINAIRE

1.1. Rappels

La force de dérive est fonction de la charge s'appliquant sur le pneumatique et du coefficient d'adhérence latérale : $F_{yi} = \mu_t N_i$, avec μ_t coefficient de glissement latéral. La détermination des angles de dérives se fait par un calcul trigonométrique. Ils sont fonctions du dérapage, de la vitesse de lacet et du braquage de la roulette avant :

$$\text{Pneumatique avant : } \alpha_{av} = \beta + \frac{d_f}{V} \cdot r - \delta_e \quad (\text{II-2-01})$$

$$\text{Pneumatiques arrières : } \alpha_{ar12} = \beta - \frac{d_r}{V} \cdot r \quad (\text{II-2-02})$$

En première approximation, on considère que la force de dérive est linéaire par rapport à l'angle de dérive. On obtient ainsi une expression simplifiée de la force de dérive :

$$F_{yav,ar} = \frac{c_{p,av,ar}}{\alpha_{max,av,ar}} \cdot N_{stat,av,ar} \cdot \alpha_{av,ar} \quad (\text{II-2-03})$$

Une autre modélisation de forces de dérive consiste à prendre en compte des non-linéarités. En effet, si l'angle de dérive augmente jusqu'à une valeur $\alpha_{max,av,ar}$, l'expression de la force de dérive devient constante et égale à :

$$F_{yav,ar} = c_{p,av,ar} \cdot N_{stat,av,ar} \quad (\text{II-2-04})$$

où c_p est le coefficient de glissement latéral maximum correspondant à un angle de dérive maximal égal à α_{max} .

1.2. Problèmes de modélisation

L'estimation des coefficients de glissement latéraux ne sera possible que si on a accès à la mesure des angles de dérive maximaux sur la roulette de nez et sur les trains principaux. Cependant, les équations II-2-01 et II-2-02 montrent que l'angle de dérive augmente de manière inversement proportionnelle à la vitesse V_{sol} . En effet le dérapage local augmente quand la vitesse décroît ($\beta = \tan(V_y/V_{sol})$) et possède une contribution en $1/V_{sol}$.

De plus, l'angle de braquage de la roulette de nez δ_e est également fonction de la vitesse. En effet, la roulette de nez devient plus maniable, i.e. angle de braquage augmente lorsque le vitesse V_{sol} diminue. Il s'en suit que la valeur de l'angle de dérive maximal avant atteignable augmente suivant la plage de fonctionnement (vitesse élevée \Rightarrow angle de dérive faible). L'estimation des coefficients de glissement latéraux devra être faite pour différents angles de dérive maximaux afin de prendre en compte l'influence d'une vitesse faible et l'utilisation de la manivelle.

Par conséquent, on se trouve confronté à l'estimation de quatre paramètres distincts : $\alpha_{max,av}$, $\alpha_{max,ar}$, $c_{p,av}$ et $c_{p,ar}$ (au sens de l'équation II-2-03)

La première solution pour réaliser cette estimation revient à modéliser les forces de dérive de manière linéaire. Cette modélisation permet de réduire le nombre de paramètres à identifier : on joue alors sur le rapport coefficient de glissement / angle de dérive maximal. On doit alors identifier deux constantes (avant et arrière). On notera, par la suite, ce coefficient $K_{ra,tp}$. Ainsi, l'expression de la force de dérive est la suivante : $F_{yav,ar} = K_{ra,tp} \cdot N_{stat,av,ar} \cdot \alpha_{av,ar}$

Remarque importante : Les valeurs des coefficients K_{ra} et K_{tp} données par la suite sont définies en unité SI et supposent alors que l'angle de dérive maximal soit exprimé en radian.

La seconde solution consiste à prendre en compte des non linéarités. Dans ce cas, il faut estimer simultanément les quatre paramètres. Or, ce type d'estimation est très lourde. Pour un soucis de simplification, on a fixé la valeur des pentes à celles précédemment estimées pour une modélisation linéaire. Une recherche d'optimum pour les angles de dérive maximaux : $\alpha_{max,av}$, $\alpha_{max,ar}$ a été entreprise. Cela revient toujours à estimer deux paramètres mais en procédant comme cela on balaye plus rapidement les couples solutions possibles.

Cette calibration des paramètres ne permet de valider le modèle qu'à vitesses faibles ("Taxiway"). Pendant la phase « Roll out », il est difficile de disposer d'essai en vol et par conséquent d'estimer avec précision les coefficients intéressants. On évalue ici le pire cas : forces de dérives plus importantes à basses vitesses qu'à hautes vitesses.

Dans un deuxième temps, on procédera donc à une seconde validation en se référant à un essai en vol à vitesse plus élevée ("Runway"). Cela permet d'évaluer la modélisation dans les deux modes de fonctionnement : accélération/décélération et roulage.

2. DESCRIPTION DU PROCESSUS DE VALIDATION

Pour ce faire, on dispose de fichiers issus d'essais en vol et de fichiers reconstitués sous OSMA. Ces essais de validation se déroulent à vitesses constantes et faibles. Ce fait supprime toutes les interactions des états longitudinaux sur le modèle latéral. On dispose également d'essais d'accélération et de décélération permettant d'étudier l'influence de la vitesse sur les forces de dérives.

Pour limiter la recherche au domaine latéral, on a réduit l'ordre du modèle afin de prendre en compte uniquement les équations régissant les mouvements latéraux de l'avion. On se base sur un modèle de

synthèse pour estimer les paramètres : dans ce cas, les charges sur les pneumatiques sont statiques. Or, il est nécessaire de faire attention à bien respecter les conditions de déroulement de l'essai (i.e. en réinjectant exactement les valeurs des états influençant la dynamique latérale de l'avion).

Remarque : on s'intéresse ici à la démarche de calibration concernant une modélisation linéaire des forces de dérives. La prise en compte des non linéarités répond à la même démarche.

2.1. Première étape

On procède à une recherche dichotomique des paramètres à estimer. Premièrement, on sollicite un modèle latéral de synthèse avec les commandes issues du fichier de mesure et avec le profil de vitesse correspondant. On procède alors à différentes simulations en faisant varier les coefficients à identifier. Les sorties du modèle sont alors comparées à celles des mesures suivant un critère mesurant l'erreur de sortie. Les valeurs des coefficients font alors l'objet d'une recherche par dichotomie ayant pour critère de choix la minimisation de l'erreur de sortie. On aboutit, une fois l'algorithme de recherche terminé, à un couplet résultat optimal pour l'essai considéré.

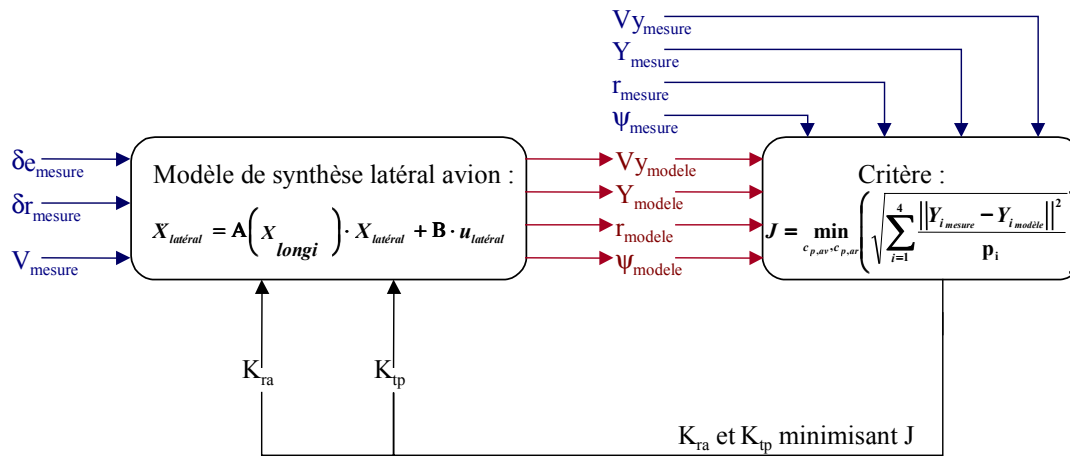


Figure 1: Principe de la recherche des valeurs optimales des paramètres du modèle

2.2. Deuxième étape

On procède, dans ce cas, à une complexification du modèle. On utilise un modèle d'analyse complet dans lequel les coefficients K_{ra} et K_{tp} sont ceux déterminés précédemment. Les résultats d'une nouvelle simulation sont alors comparés aux mesures réelles. Si l'erreur de sortie est acceptable, on peut valider la valeur estimée des coefficients sinon on procède de nouveau à l'étape 1 en complexifiant le modèle de synthèse. Ce fait revient à enrichir l'expression des forces de dérive dans les modèles de synthèse car il n'est pas possible de prendre en compte les phénomènes d'effet de charge sur la roulette de nez lorsque la vitesse est constante (pas de freinage donc pas de mouvement piqueur de l'avion). Par contre, sur un modèle dit d'analyse ce phénomène peut être reconstitué en réinjectant les états longitudinaux dans l'expression des charges (transferts de charge latéraux et longitudinaux).

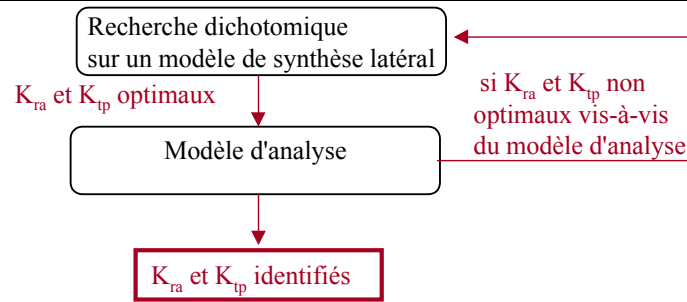


Figure 2 : Démarche de validation de l'estimation des paramètres

2.3. Troisième étape

Cette étape consiste à procéder à la simulation d'un autre essai que celui utilisé pour l'estimation. Si l'évaluation de l'erreur de sortie est satisfaisante, cela signifie que les coefficients identifiés sont optimaux dans la plage de fonctionnement que l'on teste. Dans le cas contraire, il existe deux cas : soit le nouvel essai ne respecte pas la plage de fonctionnement fixée et dans ce cas il faut trouver un essai respectant les conditions du fichier de mesure initial, soit les coefficients ne sont pas optimisés et il faut reprendre l'estimation.

3. CALIBRATION BASSE VITESSE (PHASE TAXIWAY)

Nous allons distinguer dans cette partie les deux modélisations choisies pour l'évaluation des forces de dérive.

3.1. Modélisation linéaire des forces de dérive

En considérant que les forces de dérive sont proportionnelles aux angles de dérive, on simplifie le problème. En effet, la linéarité prend en compte l'évolution de l'angle de dérive quelque soit la vitesse. Cela oblige à fixer un angle de dérive maximal par intervalle de vitesse.

3.1.1. Première étape

Pour procéder à la recherche dichotomique des paramètres à identifier, on a utilisé un script MATLAB permettant de balayer une plage de valeur pour K_{ra} et K_{tp} . On obtient donc un maillage de couples solutions correspondant chacun à une certaine valeur du critère à minimiser. La formation d'une cuvette nous précise un nouveau maillage solution (deux nouvelles plages pour les coefficients K_{ra} et K_{tp}). Il suffit alors de renouveler la recherche à partir de ces nouvelles plages solutions.

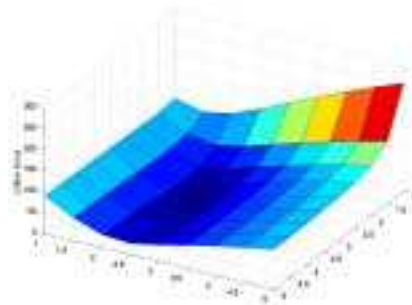


Figure 3 : Erreur de sortie en fonction de K_{ra} et K_{tp} (modélisation linéaire)

Après avoir affiné la recherche, le couple solution minimisant au mieux le critère, dans le cas de l'A320, est le suivant :

$$K_{ra} = 2.22 \quad K_{tp} = 2.6$$

3.1.2. Deuxième étape

Suite à cela, on teste les valeurs des coefficients déterminées précédemment en les transposant dans un modèle dit d'analyse. Cette simulation est faite sur le modèle avion naturel le plus complexe. Elle s'effectue en réinjectant le profil de vitesse et en conservant une modélisation des forces de dérives identique à celle du modèle latéral utilisé pour l'identification.

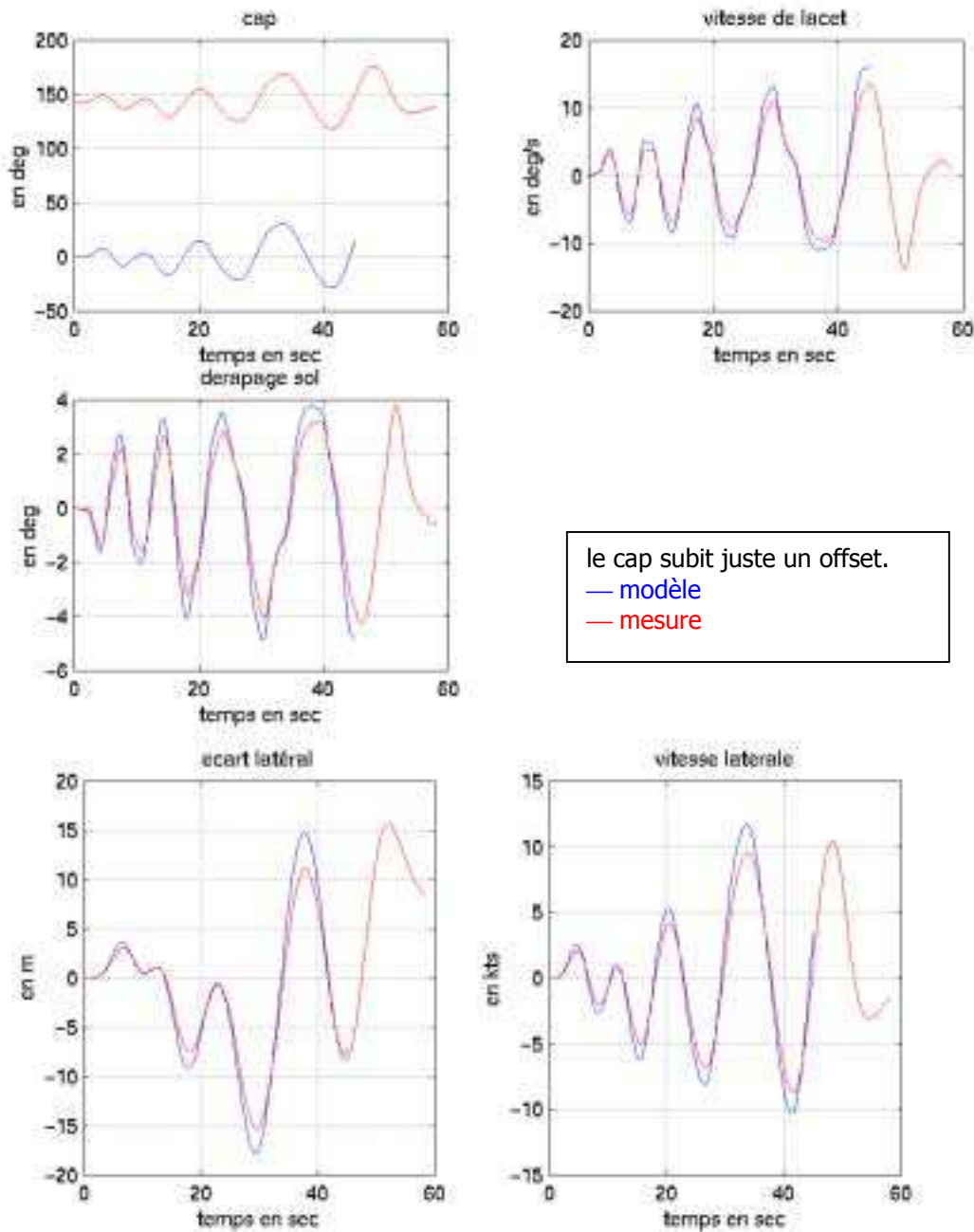


Figure 4 : Simulation de créneaux de roulette de nez basse vitesse sur modèle d'analyse (force de dérive linéaire)

On observe que l'erreur entre les sorties du modèle et les mesures sur les paramètres latéraux est satisfaisante pendant les trente premières secondes. L'erreur de sortie peut être due pour beaucoup au fait que l'on ne réinjecte pas le profil de roulis et de tangage du fichier d'essai. Cela permet de valider les coefficients précédemment identifiés.

3.2. Modélisation non linéaire des forces de dérive

En prenant en compte les non linéarités dans l'expression des forces de dérive, on se rapproche des phénomènes physiques réels. Pour ce faire, on affecte aux valeurs des pentes (portion linéaire de la caractéristique) les valeurs estimées précédemment (modélisation linéaire). Cette fois on estime les valeurs maximales des angles de dérive : $\alpha_{\max,av}$ et $\alpha_{\max,ar}$.

3.2.1. Première étape

On procède également ici à un balayage par couples solutions afin de minimiser le critère reflétant l'erreur de sortie. On obtient alors un couple solution correspondant chacun à des valeurs des angles de dérives maximaux optimaux. Le principe de recherche par dichotomie reste évidemment identique.

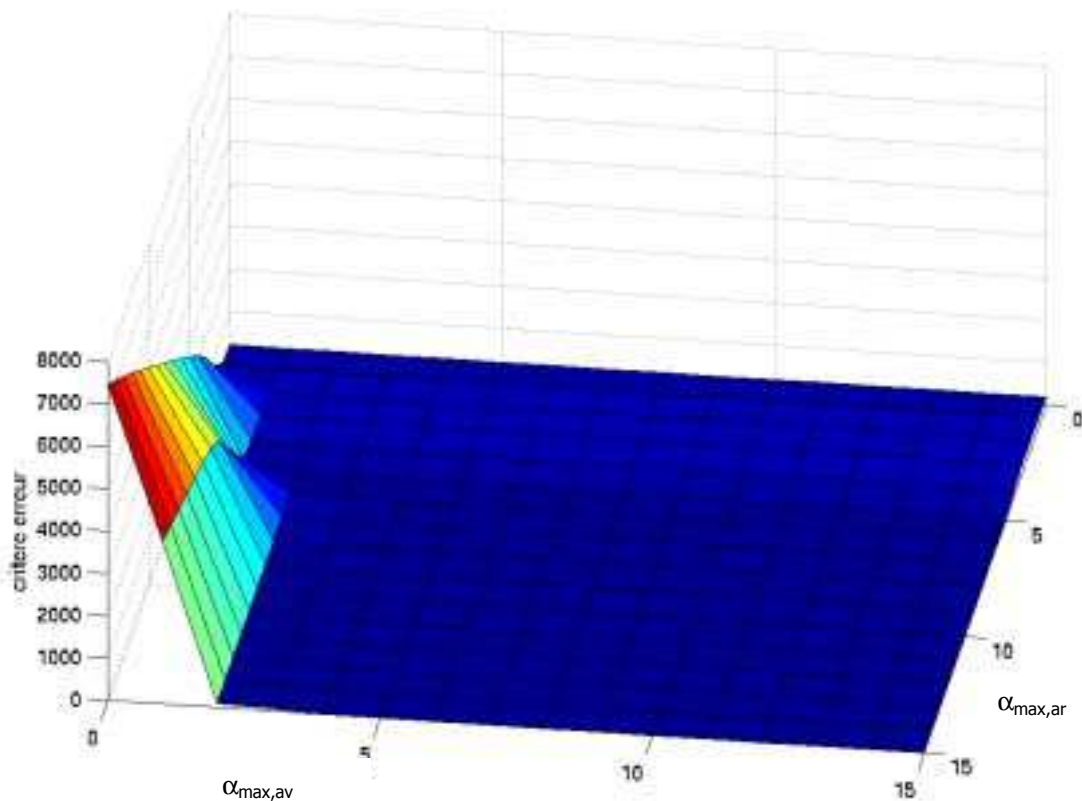


Figure 5 : Erreur de sortie en fonction de l'angle de dérive maximale avant et arrière (en deg) (modélisation non linéaire)

On constate que l'erreur diminue en fonction d'une plage de dérive avant plus importante : plus les angles de dérives maximaux avant sont importants, plus l'erreur de sortie diminue. La valeur maximale de l'angle de dérive arrière semble ne pas influencer énormément sur l'erreur. Le couple solution minimisant le critère d'erreur est le suivant :

$$\alpha_{\max,av} = 12^\circ \quad \alpha_{\max,ar} = 6^\circ$$

3.2.2. Deuxième étape

Suite à cela, on teste les coefficients déterminés précédemment en les transposant dans un modèle dit d'analyse. La modélisation des forces de dérives est toujours non linéaire.

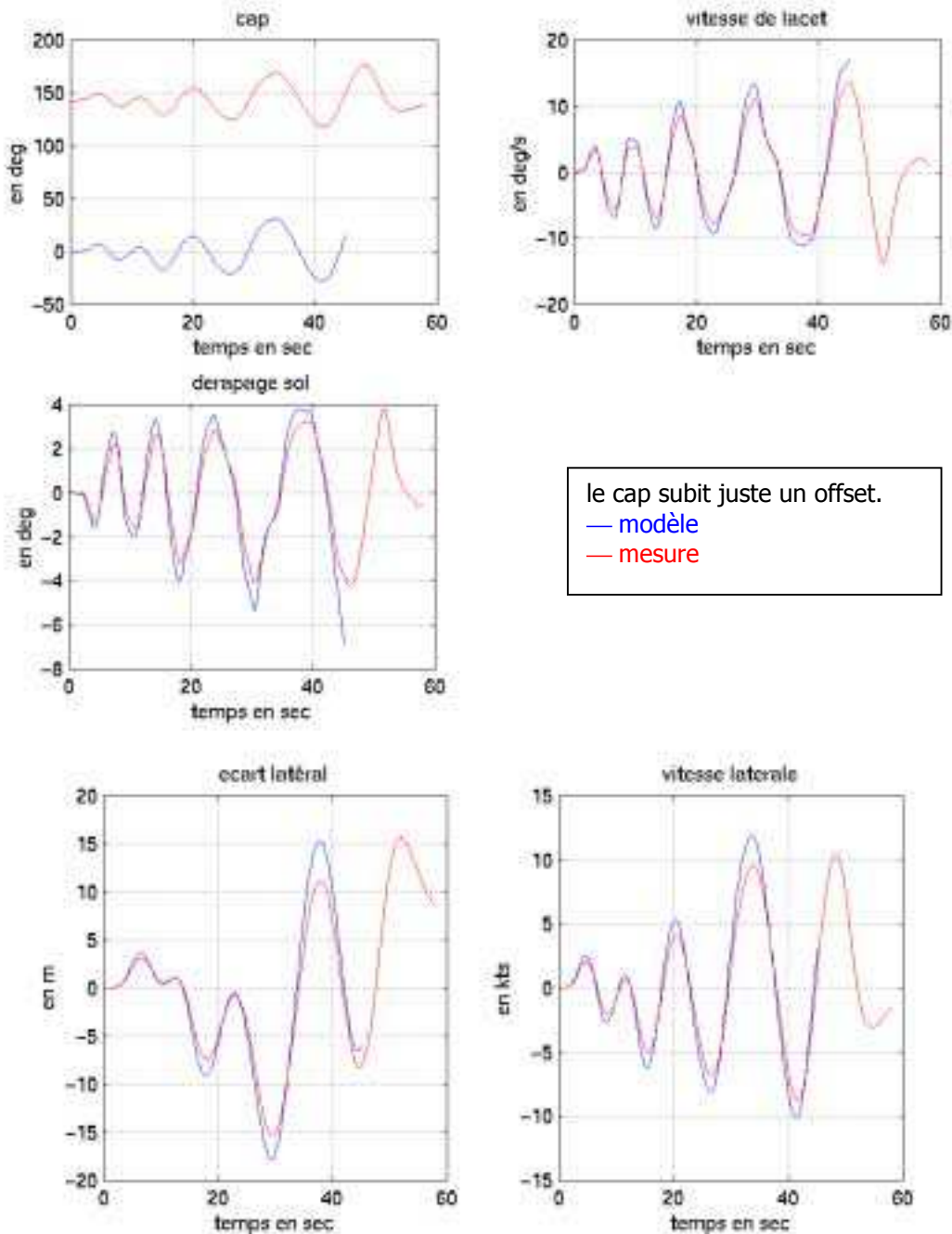


Figure 6 : Simulation de créneaux de roulette de nez basse vitesse sur modèle d'analyse (force de dérive non linéaire)

Les dynamiques du système modélisé et de l'essai en vol sont pratiquement identiques. On constate cependant que les amplitudes des mouvements du modèle sont légèrement plus importantes. Ce fait

peut s'expliquer par une mauvaise contribution des transferts de charge (en effet les valeurs des coefficients de raideur et d'amortissement ne sont pas optimum).

3.3. Validation du modèle basse vitesse

Pour valider la modélisation retenue pour les forces de dérives avant et arrière, il est nécessaire de recouper cette estimation avec un essai basse vitesse. Les résultats obtenus sont alors les suivants :

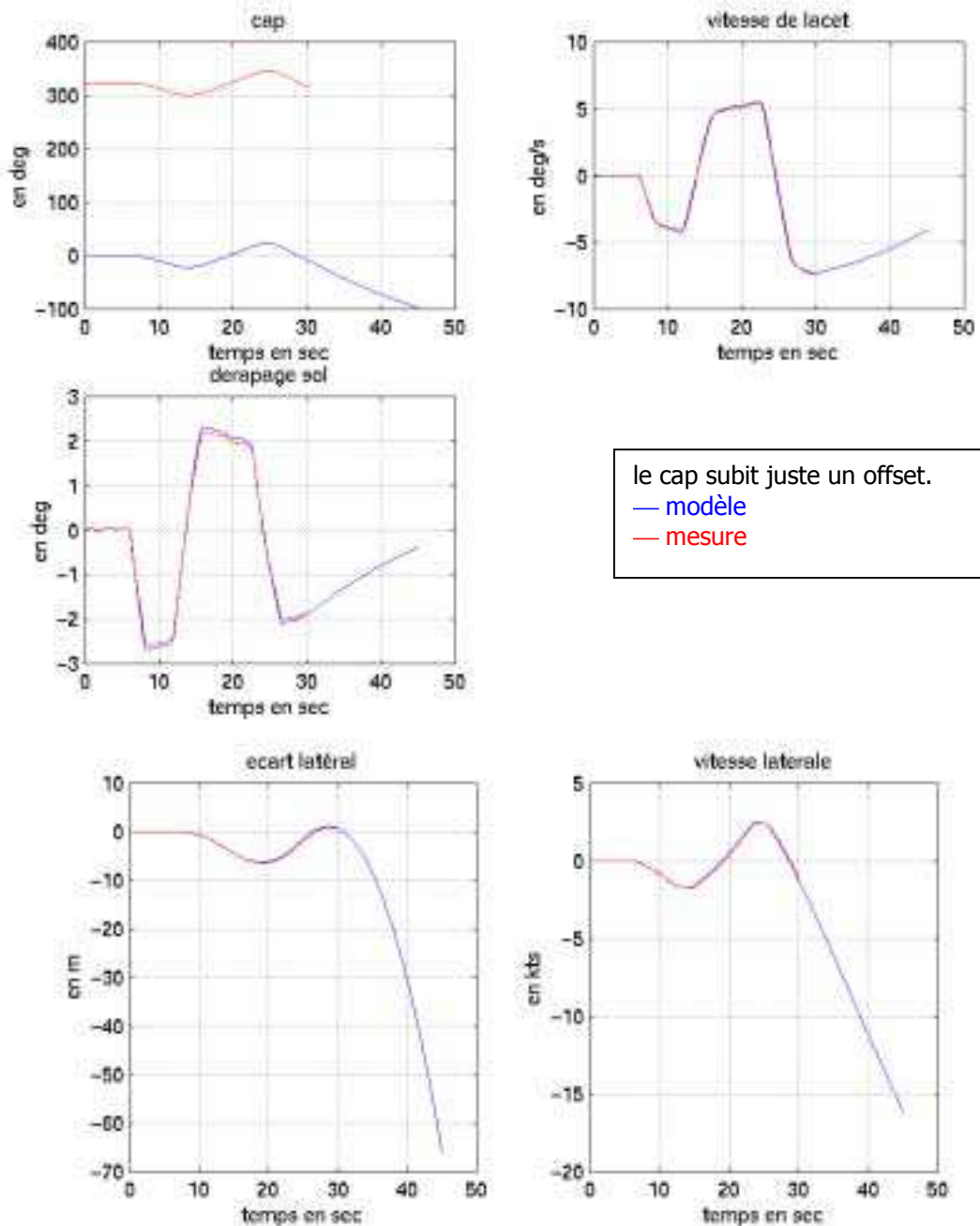


Figure 7 : Simulation pour validation basse vitesse sur modèle d'analyse (force de dérive non linéaire)

On constate que la modélisation choisie pour les forces de dérive à basse vitesse est tout à fait représentative des phénomènes physiques existant à vitesses faibles. Par conséquent, on retiendra que

le coefficient de glissement latéral est facilement modélisable et qu'il peut se caractériser par 4 constantes. Leurs caractéristiques sont alors les suivantes :

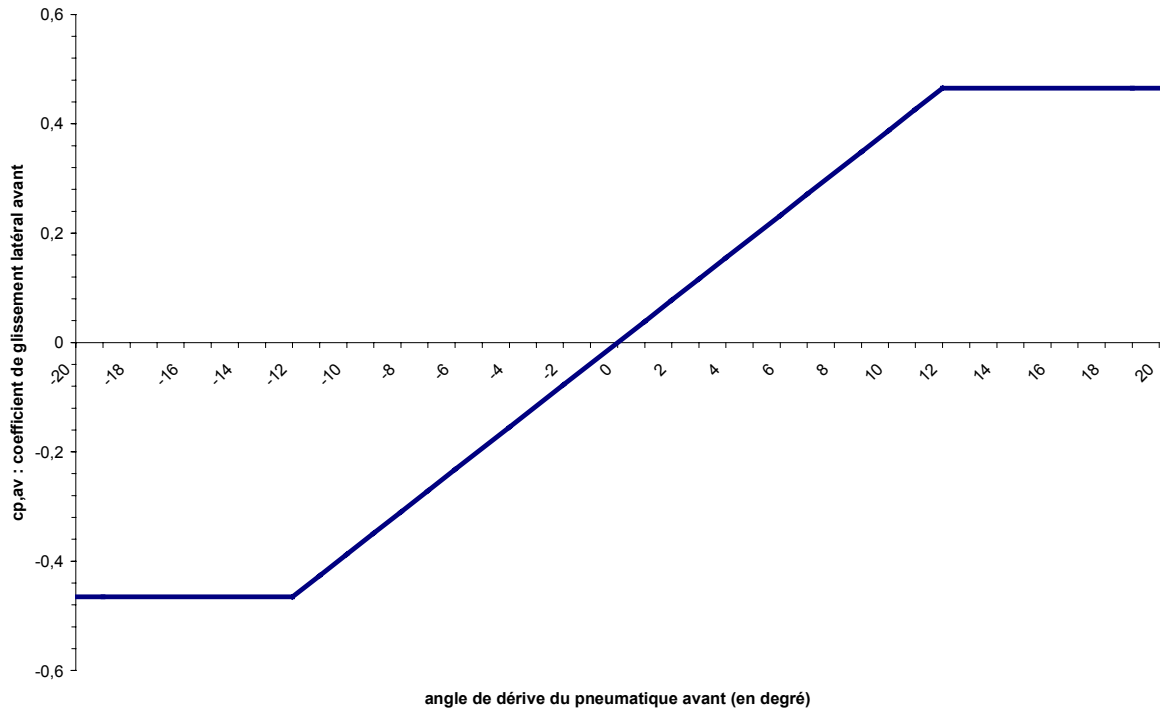


Figure 8 : Coefficient de glissement latéral avant en fonction de l'angle de dérive (modelisation basse vitesse)

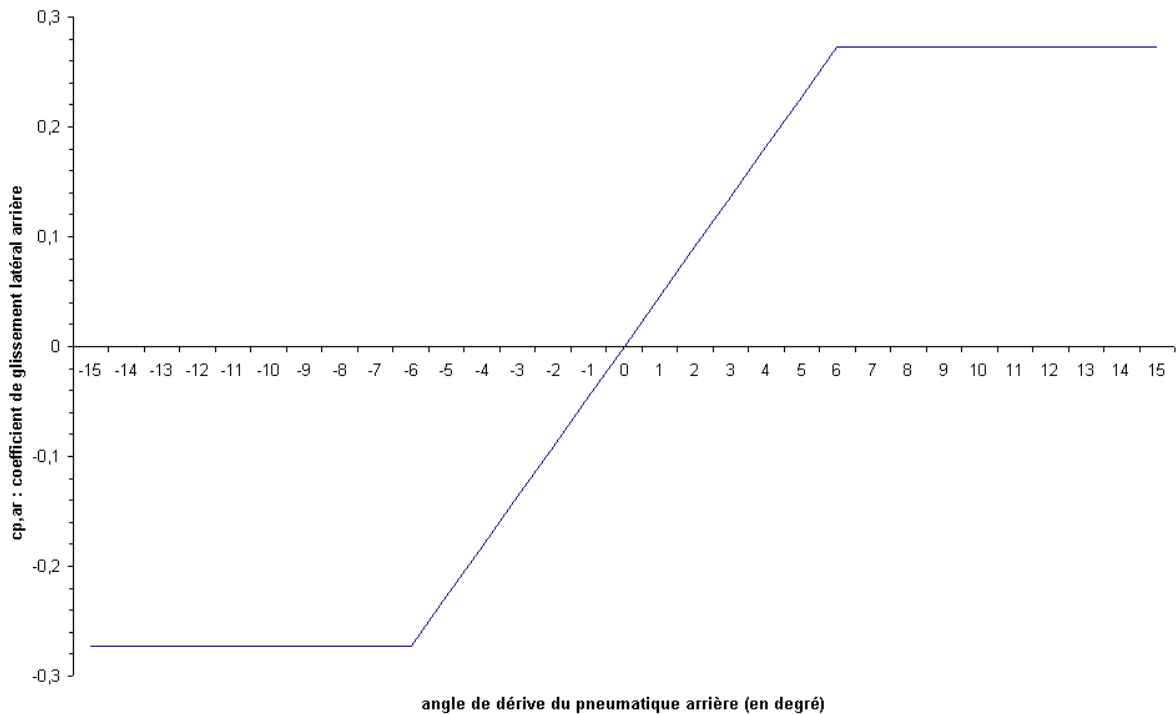


Figure 9 : Coefficient de glissement latéral arrière en fonction de l'angle de dérive (modelisation basse vitesse)

4. CALIBRATION VITESSE ELEVEE (PHASE RUNWAY)

L'identification des forces de dérive à haute vitesse n'est pas aisée. En effet, il n'est pas facile de disposer d'essai en vol à hautes vitesses permettant d'identifier avec certitude les coefficients de glissement latéral sur les pneumatiques. Pour cela, on utilise des essais en décélération ou en accélération pour estimer nos paramètres.

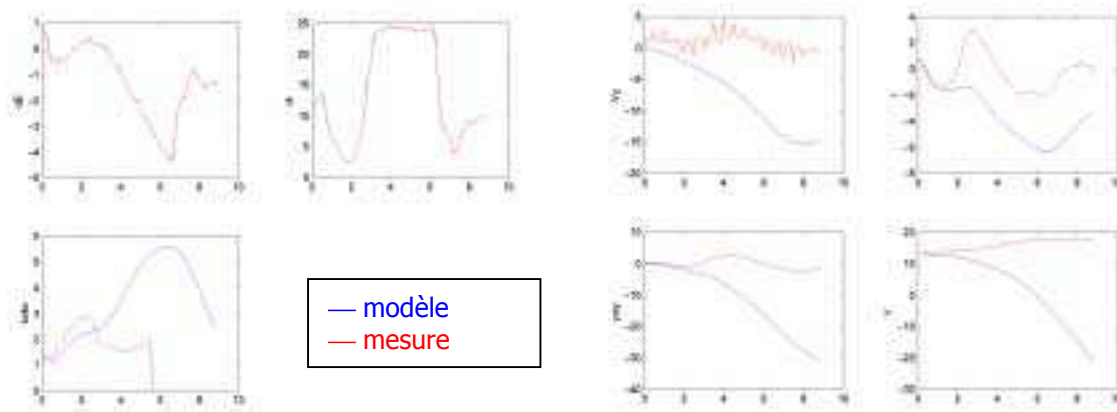


Figure 10 : Résultat simulation haute vitesse (100 à 25 kts) sur modèle de synthèse

Or, la modélisation des forces de dérive utilisée à basses vitesses n'a pas apporté satisfaction dans ce cas. C'est pourquoi on essaye d'expliquer les différents problèmes inhérents à une validation à vitesse élevée et voir les solutions possibles pour y remédier. En fait, on est confronté à une dynamique hybride dont les caractéristiques à haute vitesse sont totalement différentes de celles à basse vitesse.

4.1. Problèmes liés à l'aérodynamique de l'avion

Les charges statiques sur les pneumatiques sont fonctions du poids apparent. Elles dépendent alors de la portance et par conséquent de la vitesse. Ainsi, plus la vitesse est élevée, plus les charges sur les pneumatiques diminuent et par ce fait l'efficacité des pneumatiques diminue également.

De plus, les forces aérodynamiques deviennent naturellement prépondérantes à hautes vitesses. Cela joue bien évidemment sur les commandes que sont la roulette de nez et la dérive. En effet, le degré de liberté de la roulette de nez se restreint avec la vitesse ainsi l'efficacité de la roulette de nez lors du guidage diminue. Elle laisse place à la dérive qui permet de diriger l'avion au sol à haute vitesse.

Pour palier à ce fait, une solution possible serait de raisonner par catégorie de vitesse. Cela reviendrait donc à découper un fichier de mesure en se référant à une plage de vitesse d'environ 10 kts puis à faire une identification de paramètres, liés aux coefficients de glissement latéral, paramétrée en fonction de la vitesse

4.2. Problèmes liés à la modélisation des forces de dérive

Lorsque l'on s'intéresse à la modélisation de ces forces sous OSMA (Outil de Simulation des Mouvements Avion disponible au bureau d'études à AIRBUS), on constate que celle-ci fait dépendre le niveau de saturation des forces de dérive de la vitesse. La modélisation non linéaire est quasiment identique, les valeurs des saturations n'étant pas fixes et diminuant avec la vitesse :

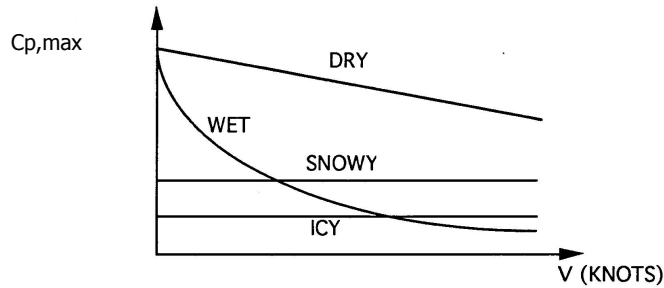


Figure 11 : Coefficient de glissement latéral maximal en fonction de la vitesse

Cette modélisation revient donc à minimiser l'amplitude des forces de dérive lorsque la vitesse augmente. Une solution possible consisterait à estimer quatre coefficients deux par deux. Chaque couple (a,b) correspond alors à l'expression caractéristique $aV+b$ des deux droites décrivant la valeur maximale du coefficient de glissement latéral en fonction de la vitesse.

4.3. Problèmes liés au freinage

Une nouvelle recherche plus approfondie dans la littérature a permis de vérifier que d'autres paramètres influencent les forces de dérives ([A.G.BARNES,1985], [ESDU,1971], [ESDU,1981], [ESDU,1986], [G.G.KAPADOUKAS,1995], [J.Y.WONG,1978], [T.J.YAGER,1981], [T.J.YAGER et al.,1991]). Ces forces ne sont pas seulement fonctions de l'angle de dérive, de la charge sur les pneumatiques et du coefficient de glissement latéral; le freinage semble aussi jouer un rôle non négligeable. Notamment, expérimentalement on constate que le coefficient de glissement latéral maximal est divisé par deux lorsque l'on freine. Les caractéristiques du coefficient de glissement latéral sur un avion de type 747, présentées sur la Figure 12, amènent à revoir la modélisation des forces de dérive.

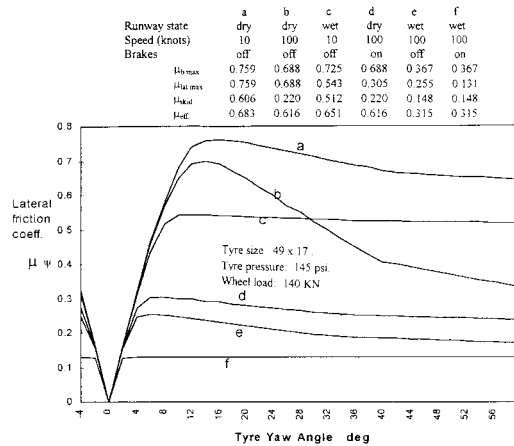


Figure 12 : Coefficient de glissement latéral sur BOEING 747 pour différentes configuration de roulage ([AGARD,1998])

On peut particulièrement s'intéresser aux courbes référencées (a), (b) et (d) qui représentent le coefficient de glissement latéral sur piste sèche en fonction de l'angle de dérive. On note bien une influence de la vitesse qui joue un rôle sur le coefficient de dérive maximal (même tendance que la modélisation sous OSMA) et une influence du freinage qui ici divise par deux ce même coefficient.

De plus, il faut noter que le modèle OSMA semble ne pas répondre de manière satisfaisante lorsque l'on teste la loi de suivi automatique de l'axe de la piste (pour les détails, on pourra se reporter à la partie 4). En effet, les résultats de simulation sous OSMA avec cette loi se détériorent lorsque l'on freine. On voit apparaître des phénomènes oscillatoires lorsque le paramètre de freinage est pris en compte. Ce phénomène pourrait provenir de la non prise en considération du freinage dans

l'expression des forces de dérives dans le modèle OSMA qui joue directement dans l'efficacité de la roulette de nez. Sans prise en compte de l'effet freinage, on peut penser que l'efficacité est surestimée et donc provoque un "sur-amortissement" sur la dynamique de l'avion simulé au sol. On expliquerait ainsi ces phénomènes oscillants vus sur le modèle simulé...

C'est pourquoi, la modélisation finalement retenue pour les forces de dérives sera complétée afin de prendre en compte l'influence de la vitesse et l'influence du freinage. On distinguera deux variantes du modèle : l'une valable pour des angles de dérive dit grands et l'autre valable pour des angles de dérive faibles.

- CHAPITRE 3 -

ETUDE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION NATUREL : ANALYSE DES FACTEURS AFFECTANT LA DECELERATION ET LA DISTANCE D'ARRET

Il existe plusieurs moyens d'assurer la décélération d'un aéronef : on dispose des freins, de la traînée de l'avion, du régime ralenti des réacteurs, de la poussée reverse des réacteurs. La traînée de l'avion inclut la traînée aérodynamique basique de la configuration lisse de l'avion, la traînée produite par les spoilers (destructeurs de portance), les volets et tout autre dispositif aérodynamique.

L'objectif de ce chapitre est d'analyser les facteurs qui influencent la décélération et la distance d'arrêt d'un avion en phase finale d'atterrissage (phase sol). L'analyse porte essentiellement sur les paramètres jouant sur l'efficacité du freinage de l'avion. Des facteurs comme le coefficient de frottement des pneumatiques, la capacité des freins et les charges normales sont considérés. Les effets du braquage des spoilers (destructeurs de portance) et des fortes incidences dans la première partie du roulage sont aussi considérés. La décélération produite par les reverses est, par ailleurs, analysée. Pour de plus amples informations, on peut se reporter à [H.DUGOFF et al.,1969] et [T.J.YAGER,1983].

1. RAPPEL DES NOTATIONS

C_X	: Coefficient aérodynamique de traînée
C_Z	: Coefficient aérodynamique de portance
C_M	: Coefficient aérodynamique de moment de tangage
l	: Corde aérodynamique moyenne
$C_{Z\alpha}$: $\partial C_Z / \partial \alpha$
$C_{Z\delta_{SP}}$: $\partial C_Z / \partial \delta_{SP}$
$C_{M\alpha}$: $\partial C_M / \partial \alpha$
$C_{M\delta_{SP}}$: $\partial C_M / \partial \delta_{SP}$
N_{TP}	: Charge verticale sur les trains principaux
N_{RA}	: Charge verticale sur la roulette de nez
F_X	: Force de freinage
F_X'	: Force de freinage maximale atteinte au maximum de couple de freinage
g	: Accélération de la pesanteur
\mathfrak{R}_Z	: Portance de l'avion (qSC_Z)
L	: Distance entre la roulette de nez et l'axe passant par les trains principaux
$\mathfrak{R}_{M \times l}$: Moment de tangage au centre de gravité
C_f'	: Couple maximum de freinage
q	: Pression dynamique ($0.5\rho V^2$)
R	: Rayon de la roue
S	: Surface de référence
s	: Distance d'arrêt
t	: Temps
F	: Force de poussée
V	: Vitesse sol de l'avion
M_V	: Poids de l'avion
α	: Angle d'incidence
δ_{SP}	: Braquage des spoilers (destructeurs de portance)
δ_{NS}	: Enfoncement de l'amortisseur de la roulette de nez
δ_{NS}'	: Enfoncement de l'amortisseur de la roulette de nez avec l'avion au repos
δ_{MS}	: Enfoncement de l'amortisseur des trains principaux
δ_{MS}'	: Enfoncement de l'amortisseur des trains principaux avec l'avion au repos

η_b :	Efficacité du freinage (μ_b/μ_a)
μ_a :	Coefficient de freinage maximum
μ_b :	Coefficient de freinage calculé à l'aide de la charge sur les trains principaux
ρ :	Densité de l'air au niveau de la mer
σ :	Facteur de correction pour les effets de sol (variance)
Ω :	Vitesse de rotation des roues libres
Ω_b :	Vitesse de rotation des roues freinées

2. MISE EN EQUATIONS DES FACTEURS AFFECTANT LA DECELERATION ET LA DISTANCE D'ARRET

2.1. Les charges sur les trains principaux

En prenant en compte les diverses forces agissant sur l'avion au centre de gravité et en notant :

$$N_{RA} + N_{TP} = M_V - \mathfrak{R}_Z \quad (\text{II-03-01})$$

La charge sur les trains principaux peut s'écrire :

$$N_{TP} = \left(\frac{L - L_{RA}}{L + \mu_b h} \right) M_V + \frac{\mathfrak{R}_M - (L - L_{RA}) \mathfrak{R}_Z}{L + \mu_b h} \quad (\text{II-03-02})$$

On suppose ici que la force de frottement due à la roulette de nez est négligeable par rapport à celle produit par les trains principaux et que la poussée s'applique au centre de gravité. Lorsque la roulette de nez ne touche pas encore la piste, l'expression de la charge sur les trains principaux est :

$$N_{TP} = M_V - \mathfrak{R}_Z \quad (\text{II-03-03})$$

En exprimant la portance et le moment de tangage en fonction des coefficients aérodynamiques qui leur sont associés, il vient :

$$N_{TP} = \left(\frac{L - L_{RA}}{L + \mu_b h} \right) M_V + \frac{C_M - (L - L_{RA}) C_Z}{L + \mu_b h} S q \quad (\text{II-03-04})$$

2.2. Les équations de la distance d'arrêt

L'équation donnant la décélération de l'avion peut s'écrire de la manière suivante :

$$\frac{M_V}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -C_X S q - \mu_b N_{TP} + F \quad (\text{II-03-05})$$

ou, si le poids de l'avion au toucher des roues est égal à (hypothèse correspondant à la vitesse de sustentation) :

$$M_V = C_{z_t} S q_t \quad (\text{II-03-06})$$

l'équation de la décélération devient :

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -\frac{C_X}{C_{z_t}} \cdot \frac{q}{q_t} - \mu_b \cdot \frac{N_{TP}}{M_V} + \frac{F}{M_V} \quad (\text{II-03-07})$$

Remplaçant l'expression de la charge normale F_M dans l'équation précédente, il vient directement :

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -\frac{C_X}{C_{Z_t}} \cdot \frac{q}{q_t} - \mu_b \cdot \frac{1}{M_V} \left[\left(\frac{L-L_{RA}}{L+\mu_b h} \right) M_V + \frac{C_M - (L-L_{RA})C_Z}{L+\mu_b h} S q \right] + \frac{F}{M_V} \quad (\text{II-03-08})$$

ce qui se simplifie alors :

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = \left[-\frac{C_X}{C_{Z_t}} - \frac{\mu_b L}{L+\mu_b h} \cdot \frac{C_M}{C_{Z_t}} + \frac{\mu_b(L-L_{RA})}{L+\mu_b h} \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}} \right] \left(\frac{q}{q_t} \right) - \frac{\mu_b(L-L_{RA})}{L+\mu_b h} + \frac{F}{M_V} \quad (\text{II-03-09})$$

En l'absence de vent, la forme intégrale de cette équation permet de calculer la distance d'arrêt notée s :

$$s = \frac{q_t}{g\rho} \left[\int_1^{q_t/q_t} \frac{d(q/q_t)}{A_1 \cdot \frac{q}{q_t} + B_1 + \frac{F}{M_V}} + \int_{q_t/q_t}^0 \frac{d(q/q_t)}{-\frac{C_X}{C_{Z_t}} \cdot \frac{q}{q_t} - \frac{F_{X'}}{M_V} + \frac{F}{M_V}} \right] \quad (\text{II-03-10})$$

où

$$A_1 = -\frac{C_X}{C_{Z_t}} - \frac{\mu_b L}{L+\mu_b h} \cdot \frac{C_M}{C_{Z_t}} + \frac{\mu_b(L-L_{RA})}{L+\mu_b h} \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}} \quad (\text{II-03-11})$$

$$B_1 = -\frac{\mu_b(L-L_{RA})}{L+\mu_b h}$$

et q_t est la pression dynamique aux limites de la capacité des freins correspondant à la force maximale de freinage $F_{X'}$. Si l'on suppose que C_X , C_M , C_Z , μ_b et T sont constantes au cours de la phase de roulage, l'intégration de l'équation précédente conduit alors à :

$$s = \frac{q_t}{g\rho} \left[\frac{1}{A_1} \cdot \ln \left(\frac{A_1 \cdot \frac{q_t}{q_t} + B_1 + \frac{F}{M_V}}{A_1 + B_1 + \frac{F}{M_V}} \right) + \frac{1}{C_X/C_{Z_t}} \cdot \ln \left(1 + \frac{\frac{C_X}{C_{Z_t}} \cdot \frac{q_t}{q_t}}{\frac{F_{X'}}{M_V} - \frac{F}{M_V}} \right) \right] \quad (\text{II-03-12})$$

Cependant, on peut obtenir une estimation de cette distance d'arrêt s lorsque l'information concernant le C_M et la répartition des charges n'est pas disponible. En effet,

$$\frac{M_V}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -C_X S q - \mu_b (M_V - \mathfrak{R}_Z) + F \quad (\text{II-03-13})$$

soit encore,

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = \left(-\frac{C_X}{C_{Z_t}} - \mu_b \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}} \right) \cdot \frac{q}{q_t} - \mu_b + \frac{F}{M_V} \quad (\text{II-03-14})$$

Ces équations sont obtenues en supposant que le poids apparent vu par l'avion est complètement supporté par les trains principaux. L'intégration de cette équation conduit, en supposant toujours que C_X , C_Z , μ_b et T sont constantes, à l'expression de la distance d'arrêt s :

$$s = \frac{q_t}{g\rho} \left[\frac{1}{A_2} \cdot \ln \left(\frac{A_2 \cdot \frac{q_t}{q_t} - \mu_b + \frac{F}{M_V}}{A_2 - \mu_b + \frac{F}{M_V}} \right) + \frac{1}{C_X/C_{Z_t}} \cdot \ln \left(1 + \frac{\frac{C_X}{C_{Z_t}} \cdot \frac{q_t}{q_t}}{\frac{F_{X'}}{M_V} - \frac{F}{M_V}} \right) \right] \quad (\text{II-03-15})$$

où

$$A_2 = -\frac{C_X}{C_{Z_1}} - \mu_b \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_1}} \quad (\text{II-03-16})$$

2.3. Etude de l'effet de l'extension/compression de l'amortisseur de train sur la charge des trains principaux

On peut accroître l'efficacité du freinage en braquant les spoilers lors du roulage, ce qui a pour effet d'accroître la charge sur les trains principaux par le transfert partiel de la charge supportée par la roulette de nez. Dès lors, l'amortisseur de train de la roulette de nez se détend de sorte que l'angle d'incidence de l'avion. Un critère peut être défini pour évaluer l'efficacité de l'extension des spoilers (destructeurs de portance) sur l'augmentation de la charge des trains principaux.

La différentiation de l'équation :

$$N_{TP} = \left(\frac{L - L_{RA}}{L + \mu_b h} \right) M_V + \frac{C_M l - (L - L_{RA}) C_Z}{L + \mu_b h} S q \quad (\text{II-03-17})$$

donne :

$$\Delta N_{TP} = \left[\frac{\Delta C_M l - (L - L_{RA}) \Delta C_Z}{L + \mu_b h} \right] S q \quad (\text{II-03-18})$$

Pour qu'il n'y ait pas de changement sur les charges, il suffit que :

$$\Delta N_{TP} = 0 \quad (\text{II-03-19})$$

ce qui conduit à la relation :

$$\Delta C_M = \frac{L - L_{RA}}{l} \Delta C_Z \quad (\text{II-03-20})$$

Utilisant une linéarisation des coefficients aérodynamiques par rapport à l'incidence et au braquage des spoilers, on peut alors écrire :

$$C_{M\alpha} \Delta \alpha + C_{M\delta_{SP}} \Delta \delta_{SP} = \frac{L - L_{RA}}{l} (C_{Z\alpha} \Delta \alpha + C_{Z\delta_{SP}} \Delta \delta_{SP}) \quad (\text{II-03-21})$$

Dès lors, on déduit l'influence du braquage des spoilers (destructeurs de portance) sur l'angle d'incidence au roulage :

$$\Delta \alpha = \frac{C_{Z\delta_{SP}} \cdot \frac{L - L_{RA}}{l} - C_{M\delta_{SP}}}{C_{M\alpha} - C_{Z\alpha} \cdot \frac{L - L_{RA}}{l}} \Delta \delta_{SP} \quad (\text{II-03-22})$$

L'extension de l'amortisseur du train de la roulette de nez, notée $\Delta \delta_{NS}$, et la compression de l'amortisseur des trains principaux (supposé identique à droite et à gauche), notée $-\Delta \delta_{MS}$, changent l'angle d'incidence d'une quantité :

$$\Delta \alpha_0 = \frac{\Delta \delta_{NS} + \Delta \delta_{MS}}{l} \times 57.3 \quad (\text{II-03-23})$$

Si $\Delta \alpha > \Delta \alpha_0$, l'effet de la déflexion des spoilers entraîne une augmentation de l'incidence de l'avion, ce qui a pour conséquence l'augmentation de la traînée globale de l'avion soit une meilleure efficacité du freinage.

2.4. Etude de l'effet poussée reverse/freinage

L'effet de la poussée "Reverse" (ou inverse) sur le freinage peut être étudié grâce à l'équation donnant la décélération de l'aéronef. Avec du freinage seul, la décélération moyenne pendant le freinage est donnée par :

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \left(-\frac{C_X}{C_{Z_t}} - \mu_b \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}} \right) - \mu_b + \frac{F_i}{M_V} \quad (\text{II-03-24})$$

où F_i est la poussée "Idle" (régime ralenti). Avec la poussée reverse seule, en supposant que cette poussée ne modifie pas la traînée de l'avion, la décélération moyenne est alors :

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{C_X}{C_{Z_t}} + \frac{F_r}{M_V} \quad (\text{II-03-25})$$

où F_r est la poussée reverse. Pour qu'il y ait un effet identique sur la décélération, il faut que :

$$\frac{1}{2} \left(-\frac{C_X}{C_{Z_t}} - \mu_b \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}} \right) - \mu_b + \frac{F_i}{M_V} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{C_X}{C_{Z_t}} + \frac{F_r}{M_V} \quad (\text{II-03-26})$$

On déduit :

$$\mu_b = \frac{1}{1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}}} \cdot \left(\frac{F_i}{M_V} - \frac{F_r}{M_V} \right) \quad (\text{II-03-27})$$

Définissant η_b ($0 \leq \eta_b \leq 1$) tel que $\mu_b = \eta_b \mu_a$, la distance d'arrêt avec la poussée inverse seule est plus courte que celle avec les freins seuls pour des valeurs de μ_a telles que :

$$\mu_a < \frac{1}{\eta_b} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{C_Z}{C_{Z_t}}} \cdot \left(\frac{F_i}{M_V} - \frac{F_r}{M_V} \right) \quad (\text{II-03-28})$$

3. ETUDE DES FACTEURS INFLUENCANT LES PERFORMANCES DU FREINAGE

La force de freinage produite par les pneus, F_R , à l'aide des freins est égale au produit du coefficient de frottement, μ_b , par la charge normale, F_M , appliquée sur ces mêmes pneus. La plupart du temps, ce qui est le cas sur les avions de transport, la roulette de nez n'est pas équipée de frein et donc produit uniquement une faible décélération due à la simple traînée de roulement. Le coefficient de frottement dépend lui aussi de plusieurs facteurs comme :

- la charge normale,
- la dimension des pneus,
- la forme des pneus,
- la température et la pression des pneus,
- le type de piste, son état (mouillée, verglacée, enneigée, sèche, ...),
- la vitesse de l'avion,
- le glissement du pneu,
- la capacité de freinage,
- et le signal envoyé au système de freinage.

3.1. Le coefficient de freinage

3.1.1. Dépendance vis-à-vis de la vitesse de glissement

Dans le schéma ci-contre, on trace l'évolution du coefficient de freinage en fonction du glissement relatif de la roue. Le glissement nul correspond à la roue libre alors qu'une valeur unité correspond à la roue bloquée. Avec l'application d'un couple de freinage, le coefficient de frottement augmente de la valeur correspondant à la roue libre, la roue ralentissant alors et, si un couple de freinage suffisant est appliqué, il atteint la valeur maximale μ_a . De plus, si le glissement s'accroît encore, le coefficient de freinage décroît jusqu'à atteindre la valeur correspondant au blocage de la roue. Ce dernier régime est instable. La décroissance de la vitesse de rotation de la roue en cours de freinage entre le glissement nul et le glissement optimal est surtout due à l'élasticité du pneumatique plus qu'au dérapage à proprement parlé du pneu.

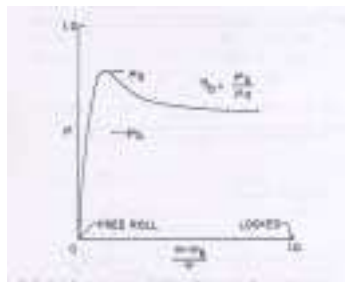


Figure 1 : Evolution standard du coefficient de frottement en fonction du glissement

Un freinage opérationnel permettant d'obtenir un coefficient de freinage d'une valeur égale à μ_a lors d'un roulage produit la plus forte décélération de l'avion. Cependant, dans des conditions opérationnelles usuelles, la valeur effective maximale du coefficient de freinage est μ_b , valeur relativement inférieure à μ_a . Concrètement, on peut donner l'exemple du pilote gérant directement la pression de freinage où la valeur effective μ_b vaut environ 30 à 50% de μ_a . Si cette pression est commandée au travers d'un dispositif d'anti-dérapage, cette valeur effective est sensiblement plus importante et vaut approximativement 60 à 80% de μ_a . (en fonction de l'état de la piste et de la performance du système d'anti-dérapage). On peut alors adopter η_b comme indice d'efficacité de freinage. Cet indice est très utile pour évaluer un freinage sans limitation due au couple : un indice d'efficacité de 0.5 correspond à celui réalisé par un pilote habile, de 1 à un freinage parfait et compris entre 0.5 et 1 à un freinage utilisant un dispositif d'anti-dérapage.

La relation entre μ et le glissement relatif pour divers états de piste peut être représentée par la courbe ci-jointe dans la mesure où μ augmente jusqu'à son maximum puis décroît. Par ailleurs, la valeur du coefficient de freinage maximum μ_a , le glissement qui lui correspond et l'amplitude de la décroissance de μ pour des glissements importants dépendent de l'état de la piste et de sa contamination.



Figure 2 : Illustration de la dépendance du coefficient de frottement en fonction de l'état de la piste et de sa contamination

3.1.2. Evolution de μ_a en fonction de l'état de la piste

L'utilisation de l'avion, en conditions opérationnelles normales, met en jeu des énergies cinétiques très importantes lors de freinage. Une décélération produite en bloquant les roues peut entraîner des conséquences catastrophiques. L'usure des pneumatiques s'accroît avec l'importance du glissement. Cette usure peut être réduite de manière appréciable en opérant dans une zone de faible glissement avec des coefficients de freinage optimaux donc des décéléérations plus efficaces. Dès lors, une connaissance précise de l'évolution de μ_a apparaît nécessaire et permet aussi de mieux calibrer le système d'anti-dérapiage.

De nombreuses campagnes d'essais ont été entreprises au cours des quarante dernières années pour mieux évaluer ce coefficient. Ces tests ont permis de déterminer, pour un pneumatique standard, la valeur de μ_a :

- 0.78 à 0.81 sur une piste sèche,
- 0.2 à 0.8 sur une piste mouillée suivant l'épaisseur d'eau,
- 0.24 à 0.35 pour une piste enneigée,
- d'environ 0.18 pour une piste verglacée.

Il est aussi important de noter que μ_a décroît lorsque la vitesse augmente.

3.2. La capacité des freins

La force de frottement F_R pouvant être produite par les pneumatiques dépend étroitement de la capacité des freins. Les freins sont conçus pour produire un couple sous certaines conditions opérationnelles et pour absorber une quantité d'énergie cinétique lors d'un ou plusieurs atterrissages. Le couple de freinage maximum pouvant être produit pour une pression de freinage donnée dépend de la vitesse de la roue freinée et de la température du frein. Ce couple de freinage maximum C_F' peut être relié à la force maximale de freinage F_X' produite par les freins au travers des pneumatiques grâce à la relation :

$$F_X' = \frac{C_F'}{R} \quad (\text{II-03-29})$$

où R est le rayon de la roue. Actuellement, les freins sont conçus pour produire une force maximale totale de freinage équivalente à au moins la moitié du poids de l'avion à l'atterrissage.

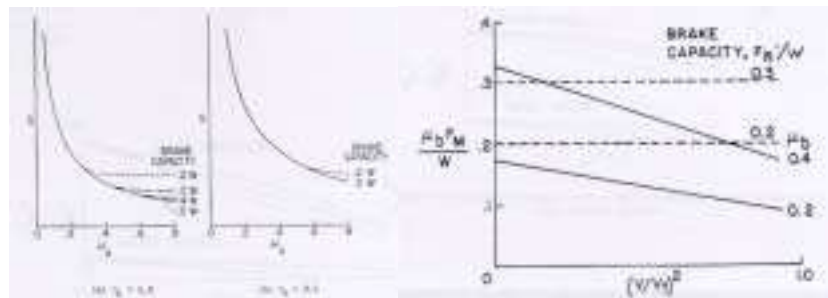


Figure 3 : Effet de la capacité des freins sur la distance d'arrêt et sur la force de freinage

3.3. La charge sur les trains

La charge sur les trains est un autre facteur déterminant la valeur de la force de freinage $F_x = \mu_b N_{TP}$. Cette charge dépend :

- de la masse de l'avion M ,
- de la position du centre de gravité par rapport au trains principaux L_{TP} ,
- de la hauteur du centre de gravité par rapport au sol h ,
- de la distance géométrique entre la roulette de nez et les trains principaux L ,
- de la portance de l'avion \mathfrak{R}_Z ,
- du moment de tangage $\mathfrak{R}_M \times l$,
- du coefficient de freinage μ_b ,
- et du fait si la roulette de nez est sur le sol ou non.

Lorsque la roulette de nez ne touche pas le sol, la charge sur les trains principaux est :

$$F_M = \left(\frac{L - L_{TP}}{L + \mu_b h} \right) M + \frac{\mathfrak{R}_M l - (L - L_{TP}) \mathfrak{R}_Z}{L + \mu_b h} \quad (\text{II-03-30})$$

Les facteurs sur lesquels le pilote peut avoir une action sont le moment de tangage $\mathfrak{R}_M \times l$ et la portance \mathfrak{R}_Z . Par exemple, $\mathfrak{R}_M \times l$ peut être augmenté ou diminué et \mathfrak{R}_Z diminué ou augmenté en braquant la profondeur. La sortie des spoilers permet de réduire fortement la portance et d'agir sur la valeur du moment de tangage.

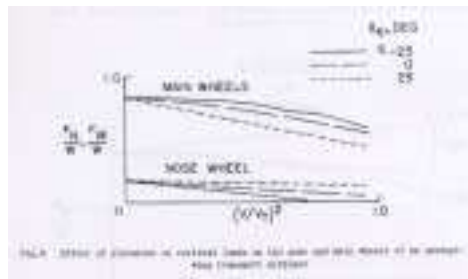


Figure 4 : Effet du braquage de la profondeur sur les charges normales appliquées sur les trains avant et principaux

CONCLUSION

Il résulte de ce qui précède qu'il est possible de proposer une modélisation de la dynamique de l'avion au sol validée par comparaison avec la réalité. La mise en forme des équations ainsi écrites a permis d'obtenir deux représentations d'état : l'une d'ordre 6 pour permettre de synthétiser des lois de commande et l'autre d'ordre 12 pour permettre la validation et l'analyse globale.

Par ailleurs, grâce à cette mise en équation, on a étudié les facteurs affectant la décélération, la distance d'arrêt et les performances de freinage. Cette étude sera par la suite utile lorsqu'il s'agira de synthétiser des lois de commande et un module de supervision pour optimiser la tenue de vitesse de l'avion au sol.

Enfin, les représentations d'état obtenues ont une forme particulière. Elle peuvent être qualifiées de non linéaires affines. Le choix de la méthode de synthèse de loi de commande s'en est trouvé fixé. On s'est alors orienté vers les techniques de linéarisation entrées-sorties statiques et de platitude. Ces dernières sont présentées, d'une manière générale, dans la partie suivante intitulée : "Commande des systèmes non linéaires : Eléments théoriques".

Partie 3

COMMANDE DES SYSTEMES NON LINEAIRES : ELEMENTS THEORIQUES

PLAN DE LA PARTIE 3

INTRODUCTION

**- CHAPITRE 1 -
PHILOSOPHIE GENERALE DE LA COMMANDE DES SYSTEMES**

1. UN PEU D'HISTOIRE	61
2. METHODOLOGIE GENERALE DE SYNTHESE DE LOIS DE COMMANDE	62
2.1. Les différents types de commande	62
2.2. Les principes généraux de synthèse de lois de commande	62

**- CHAPITRE 2 -
LA COMMANDE AU PREMIER ORDRE DES SYSTEMES NON LINEAIRES**

1. QUELQUES NOTIONS ELEMENTAIRES	65
1.1. L'espace d'état et la représentation d'état	65
1.2. Le modèle linéaire tangent [Mouyon,1993]	65
1.2.1. <u>L'ensemble d'équilibre</u>	<u>65</u>
1.2.2. <u>La linéarisation locale</u>	<u>66</u>
1.2.3. <u>Le modèle linéaire tangent</u>	<u>66</u>
2. STABILITE ET MODELE LINEAIRE TANGENT	67
2.1. Stabilité de la première approximation	67
2.2. Conjectures d'Aizerman et de Kalman et contre-exemples [Devaud,1999]	67
3. UN EXEMPLE D'UNE COMMANDE LOCALE : LA COMMANDE MODALE	68
3.1. La représentation d'état linéaire	69
3.2. Les principes généraux de la commande modale	69
3.2.1. <u>Représentation modale de la dynamique d'un système linéaire invariant</u>	<u>69</u>
3.2.2. <u>Représentation et formulation des contraintes de couplage/découplage</u>	<u>70</u>
3.2.3. <u>Calcul des matrices de gains de la loi de commande</u>	<u>71</u>
3.3. Une application au pilotage latéral des avions	72
3.3.1. <u>La dynamique latérale d'un avion de transport</u>	<u>72</u>
3.3.2. <u>La mise en œuvre de la commande modale pour le pilotage latéral</u>	<u>73</u>
3.3.3. <u>Quelques remarques complémentaires la mise en œuvre industrielle de ce type de loi</u>	<u>76</u>
4. LA COMMANDE AU PREMIER ORDRE	76
4.1. Définition	76
4.2. Quelques principes d'extension des commandes locales	76
4.2.1. <u>Le séquençement de gains standard : l'intégration discrète</u>	<u>76</u>
4.2.2. <u>L'intégration continue</u>	<u>78</u>

**- CHAPITRE 3 -
LA COMMANDE NON LINEAIRE INVERSE**

1. QUELQUES NOTIONS FONDAMENTALES	79
1.1. La représentation d'état affine	79
1.2. La forme normale des systèmes non linéaires affines	79
1.2.1. <u>Le cas monodimensionnel</u>	<u>80</u>
1.2.2. <u>Le cas multidimensionnel</u>	<u>81</u>
1.3. Une application au pilotage d'un avion à décollage vertical ([D.Vu,1999])	83
2. LA LINEARISATION ENTREES-SORTIES : METHODOLOGIES ET PROPRIETES	84

2.1. Le cas monodimensionnel	85
2.2. Le cas multidimensionnel	85
2.3. Le problème de la dynamique interne	87
2.4. Le cas particulier des systèmes BIBO (Bounded-Input Bounded-Output)	88
3. LES LIMITATIONS DE LA LINEARISATION ENTREES-SORTIES	89
4. QUELQUES EXEMPLES ILLUSTRATIFS	89
4.1. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant un unique mode dynamique	89
4.2. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant un zéro à l'infini	90
4.3. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant deux modes dynamiques	91
4.4. Etude d'un cas reflétant le risque de l'erreur de modélisation	92

- CHAPITRE 4 -
LES SYSTEMES PLATS

1. EQUIVALENCE DE SYSTEMES	93
2. PLATITUDE	94
2.1. Interprétation et remarques	94
2.2. Conséquences	94
2.3. Equivalence et bouclage	95
2.3.1. Bouclage endogène	95
2.3.2. Conséquence	95
2.3.3. Sortie plate : une sortie linéarisante	95
2.4. Critères de platitude	96
2.4.1. Par bouclage	96
2.4.2. Cas des systèmes non linéaires affines d'ordre n ayant n-1 entrées	96
3. APPLICATIONS A LA PLANIFICATION ET AU SUIVI DE TRAJECTOIRES	97
3.1. Le cas de la planification	97
3.2. Le cas du suivi	98
4. EXEMPLES	99
4.1. Le pendule inversé	99
4.2. L'avion à décollage vertical	100

CONCLUSION

INTRODUCTION

L'avion au sol venant d'être modélisé, il devient possible de concevoir des lois de commande permettant de piloter l'avion. Dans cette optique, il est alors utile de faire un rappel théorique des techniques de commande à première vue les plus adaptées. On a donc suivi la démarche ci-après.

Après avoir fait une introduction portant sur la philosophie générale de la commande des systèmes continus, on étudie sous un angle théorique trois méthodes non linéaires de synthèse de lois de commande :

- La commande au premier ordre des systèmes non linéaires (où l'un des exemples les plus connus est le placement de structures propres),
- La commande non linéaire inverse,
- La commande "plate".

Il est important de noter que l'on s'attache tout particulièrement à la commande non linéaire inverse "statique". Il existe depuis quelques années de nombreuses améliorations de cette technique. Il est intéressant de faire référence à la commande non linéaire inverse "dynamique" ([M.FLIESS,1985], [A.ISIDORI,1989], [G.MEYER et al.,1984], [J.LEVINE,1993], [J.DESCUSSES,1993]).

- CHAPITRE 1 -

PHILOSOPHIE GENERALE DE LA COMMANDE DES SYSTEMES CONTINUS

Au travers de ce chapitre introductif, on souhaite rappeler les principes et les enjeux de la commande des systèmes continus. En effet, cette thèse s'inscrit dans ce cadre et traite de l'application des techniques de commande non linéaire au pilotage et au guidage d'un avion de transport civil au sol. Par ailleurs, on a pu se rendre compte, au cours de la partie précédente, que l'avion au sol peut être vu comme un système dynamique continu non linéaire. C'est pour cette raison que l'on s'intéresse à savoir comment réaliser la synthèse d'une loi de contrôle pour un système non linéaire continu et déterminer la méthode de synthèse la plus adaptée, vis-à-vis des objectifs fixés, pour commander la dynamique de l'avion au sol.

1. UN PEU D'HISTOIRE

Les premiers automaticiens étaient soit mathématiciens, soit hydrauliciens, soit encore électriciens. Les premiers travaux portaient essentiellement sur les problèmes de bouclage des sorties sur les entrées, i.e. sur la notion de même de rétroaction. On entend alors parler de Lyapunov (1863) pour ses travaux sur la stabilité, mais aussi de Bode, Nyquist et Nichols (entre 1930 et 1960) en **Automatique fréquentielle**. C'est d'ailleurs à cet instant que le PID et les corrections par avance et retard de phase font leur apparition. On assiste alors à un développement fulgurant de l'Automatique. C'est cependant Black, automaticien du vingtième siècle, qui peut être considéré comme le "père" du feedback.

A partir des années 60, on commence à voir apparaître des travaux portant sur la synthèse de loi de commande minimisant un critère de type énergétique. On parle alors de commande optimale. Les premières approches de type Linéaire Quadratique (LQ) sont proposées et permettent alors de calculer un gain de retour d'état. Dans la foulée, les techniques de filtrage de Kalman ou encore de synthèse Linéaire Quadratique Gaussienne (LQG) ont permis de régler des difficultés sur la notion de **filtrage** de bruit sur l'état ou les sorties. Toutes ces techniques reposent sur l'existence d'une modélisation la plus fine possible représentative de la dynamique réelle du système.

Parallèlement, les approches modales deviennent populaires. Elles utilisaient initialement la notion de lieu des racines. Il y eut ensuite des extensions aux systèmes multidimensionnels et grâce à l'introduction de la représentation d'état, ces techniques connurent un élan nouveau. C'est avec l'idée du placement des éléments propres que la commande modale s'est définitivement imposée au début des années 80 en permettant de régler les problèmes de découplage et d'insensibilité.

Au cours des années 70, le principe de **robustesse** a commencé à être plus précisément abordé. On définit la robustesse comme une propriété permettant de garantir la stabilité et la performance d'un système incertain; l'incertitude pouvant être de nature variée : fréquentielle, paramétrique, ... Plus récemment, des techniques de synthèse prenant en compte explicitement la robustesse ont été proposées : la commande H_∞ , la μ -synthèse, la commande LQG-LTR ou encore la commande QFT ([D.ALAZARD et al.,1999], [A.J.FOSSARD et al.,1993], [P.DE LARMINAT,1996]).

On constate, jusque là, que les travaux se sont essentiellement intéressés à l'Automatique linéaire. Cependant, l'évolution des besoins en termes de performance ont introduit de nouveaux besoins en termes de commande. C'est de ce fait que la modélisation du comportement entrées-sorties des systèmes s'est fortement complexifié. Les modèles mathématiques sont devenus non linéaires. C'est certainement pour ces raisons que l'Automatique non linéaire connaît aujourd'hui un fort essor.

2. METHODOLOGIE GENERALE DE SYNTHESE DE LOIS DE COMMANDE

2.1. Les différents types de commande

La commande d'un système consiste à contrôler son évolution temporelle en l'asservissant à une consigne spécifiée par l'utilisateur pour sa ou ses sorties. Il est possible de classer les modes de fonctionnement du système commandé suivant la nature de la consigne. Par exemple :

- La **régulation** - les consignes sont connues et constantes. Notons qu'en régulation, l'objectif est de se maintenir au voisinage d'un point d'équilibre nominal. L'état du système évolue alors d'une manière localisée autour du point de fonctionnement. L'idée de travailler sur des modèles linéarisés autour de ce point de fonctionnement est alors pleinement justifiée. Un exemple marquant est certainement la synthèse des lois de pilotage des avions Airbus.
- La **transition** - la consigne est constante par morceaux, les points de fonctionnement changent. En ce qui concerne la transition, l'objectif est d'amener en temps minimal et sans dépassement excessif de la consigne le système d'un point de fonctionnement autour duquel il est régulé à une autre équilibre où il sera aussi régulé. La principale difficulté de ce mode de commande est le risque de voir le système s'embarquer dans une dynamique non linéaire difficilement contrôlable. L'utilisation de modèles linéarisés s'en trouve donc compromise. Néanmoins, on peut limiter cet inconvénient en limitant la vitesse de variation du point de consigne et donc assurer une certaine stabilité de la transition.
- Le **suiti de trajectoire** - La consigne est variable mais prédéterminée. Le suivi de trajectoire est beaucoup plus général. L'objectif est ici de forcer le système à suivre une trajectoire définie dans l'espace d'état. S'il est possible de générer des modèles linéarisés sur cette trajectoire alors la synthèse d'une telle commande sera possible. La principale difficulté reste la génération de trajectoires réalisables.

2.2. Les principes généraux de synthèse de lois de commande

Le souci constant d'améliorer les performances des systèmes commandés conduit à envisager des modélisations de plus en plus précises. Cependant, lorsque les moyens mis en œuvre le permettent, les modèles obtenus sont non linéaires. Malheureusement, les outils de synthèse de lois de commande les mieux maîtrisées relèvent du domaine linéaire. Devant un tel décalage, la démarche la plus naturelle consiste à trouver un moyen de linéariser le problème non linéaire initial. Cette manière de procéder permet, lorsque cela est possible, d'utiliser des techniques reconnues et fiables de l'Automatique linéaire, quitte à valider expérimentalement a posteriori les solutions obtenues.

La linéarisation des équations du modèle autour d'un point de fonctionnement a été longtemps la voie suivie par les automaticiens confrontés à des dynamiques non linéaires. Ce principe est bien adapté à la résolution des problèmes de régulation et se justifie essentiellement par la facilité d'analyse de la dynamique des systèmes linéaires.

Cependant, quand la connaissance d'un modèle linéarisé en un point n'est plus suffisante pour satisfaire les objectifs de performance du système commandé, il devient intéressant d'utiliser un ensemble de modèles linéarisés autour de différents points de fonctionnement, appelé *modèle linéaire tangent*. D'une manière générale, ce modèle est suffisant pour synthétiser une loi de commande performante et robuste. A titre d'exemple, les lois de pilotage manuel et automatique des avions de transport civil (AIRBUS) sont de ce type. Cette méthode de synthèse de lois de commande, appelée souvent *commande au premier ordre* (c.f. chapitre suivant), possède malgré tout des inconvénients qui ont conduit à l'émergence de nouvelles approches...

On se rend alors compte que la notion centrale est la **linéarisation** de systèmes non linéaires. Un certain nombre de questions viennent à l'esprit :

- Quel type de linéarisation : approchée ou exacte?
- Pour quel objectif : local ou global?
- Interne (entrée/état) ou externe (entrée/sortie)?

La linéarisation approchée, dont nous avons parlé auparavant se prête bien au problème de régulation. La linéarisation exacte est bien adaptée aux problèmes de transitions du point d'équilibre et de suivis de trajectoires. Par ailleurs, la linéarisation (exacte ou approchée) nécessite souvent des transformations de type bouclage sur l'état. Ce type de bouclage peut être statique ou dynamique et réalisé par difféomorphisme. C'est le thème de la commande non linéaire inverse dont nous parlerons plus loin.

Il faut cependant garder à l'esprit les limitations de ces méthodes, notamment celle de la perte d'information pour les méthodes approchées et des singularités pour les méthodes exactes.

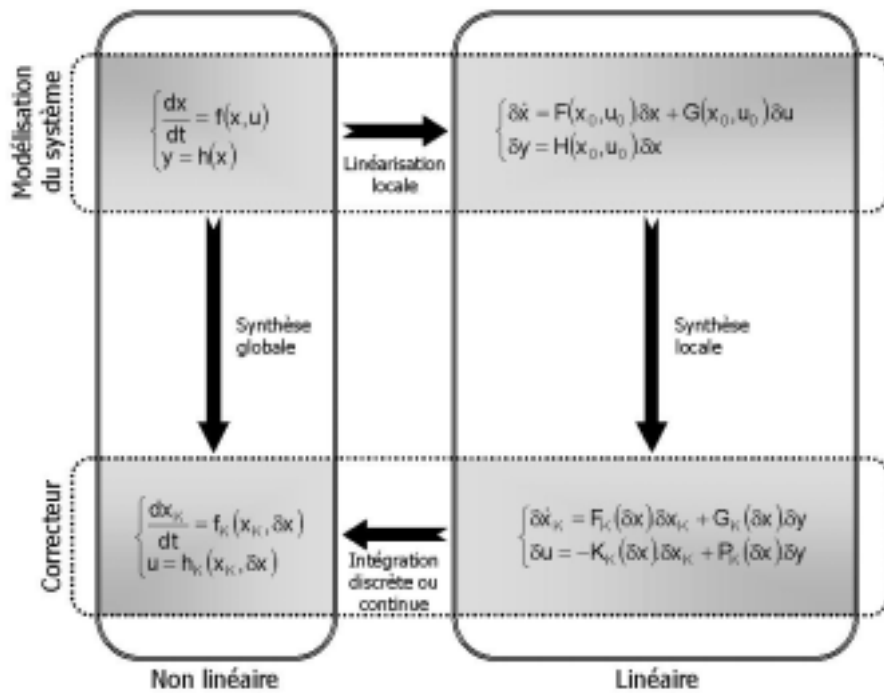


Figure 1 : Principe de synthèse de correcteurs

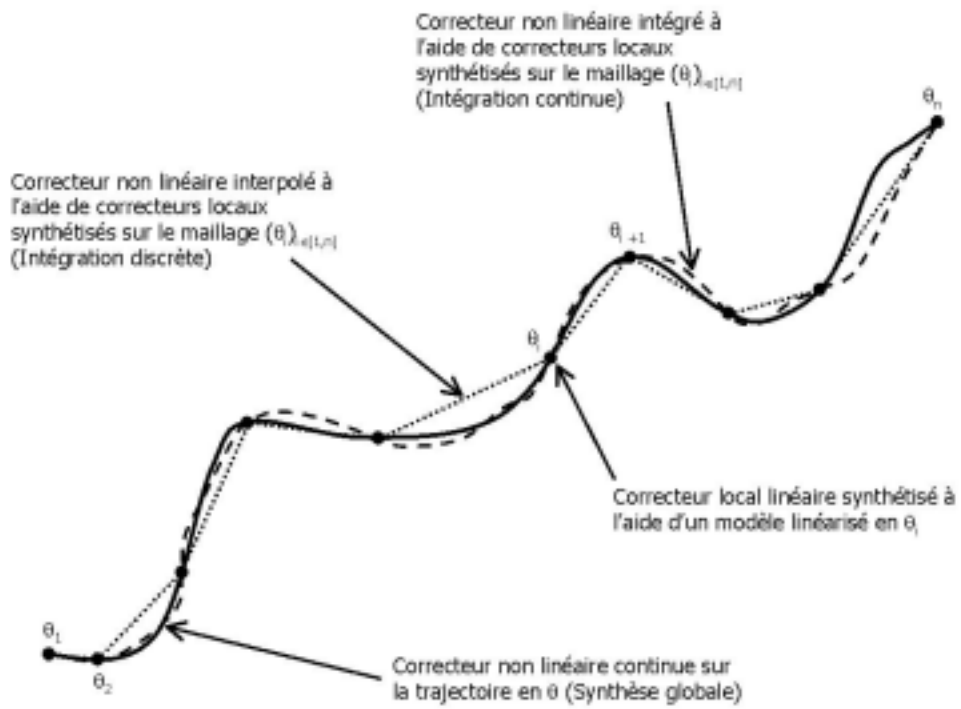


Figure 2 : Différents types de correcteurs

- CHAPITRE 2 - LA COMMANDE AU PREMIER ORDRE DES SYSTEMES NON LINEAIRES

1. NOTIONS DE BASE

1.1. L'espace d'état et la représentation d'état

Afin de concevoir des systèmes de commande efficaces, l'Automatique utilise des modèles mathématiques des processus obtenus à partir des lois de la Physique. Ils se traduisent par des équations différentielles décrivant le comportement dynamique desdits processus. Par exemple, dans le cas des systèmes linéaires monovariables, le modèle retenu est, en général, la fonction de transfert. On manipule alors les notions d'état et de représentation d'état. C'est cette mise en forme qui a été entreprise au cours de la partie précédente où l'on a voulu mettre au point un modèle de la dynamique de l'avion au sol en le mettant en équations, en le validant et le calibrant par rapport à des données réelles.

L'état du système est donné à un instant donné par l'information minimale sur son passé nécessaire pour prévoir son évolution si l'on connaît ses entrées futures. En général, cette information est contenue dans un certain nombre de variables réelles x_i appelées **variables d'état**. Elles constituent les composantes du **vecteur d'état** x . Cet état x évolue dans un espace appelé communément **espace d'état** que l'on notera M . Ce dernier doit être vu comme une surface dans laquelle évolue l'état repéré par des coordonnées correspondant exactement aux variables d'état. Il est important de souligner qu'il n'existe pas de paramétrisation globale de l'espace d'état du système ce qui a pour effet d'engendrer l'existence de singularités pour tout système de coordonnées (se rappeler les angles d'Euler). En définitive, l'espace d'état n'est autre qu'une variété et non un espace affine, au sens mathématique du terme.

L'évolution dynamique du système est, en général, modélisée par un système d'équations différentielles du premier ordre. C'est ce que l'on appelle usuellement la **représentation d'état** notée :

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (\text{III-2-01})$$

Il est à noter que, si l'on change de systèmes de coordonnées, les équations sont différentes mais le système, quant à lui, reste identique. Par ailleurs, en toute rigueur, f est champ de vecteurs paramétré par u sur la variété d'état M . Ainsi, à chaque couple (x, u) , ce champ associe une direction $f(x, u)$ tangente à la variété d'état M au point de coordonnées x .

1.2. Le modèle linéaire tangent [Mouyon,1993]

1.2.1. L'ensemble d'équilibre

L'ensemble ε des points d'équilibre du système par la représentation d'état (III-2-01) est l'ensemble des points singuliers de f , i.e. l'ensemble des points où f s'annule. Sa définition mathématique est :

$$\varepsilon = \{ (x_0, u_0) \in M \times \mathbb{R}^m / f(x_0, u_0) = 0 \} \quad (\text{III-2-02})$$

Si la variété d'état M est de dimension n alors les points d'équilibre sont obtenus en résolvant un système homogène de n équations non linéaire ayant $n + m$ inconnues. En général, ε est de dimension m . Par ailleurs, dans le cadre de la commande des systèmes, il est intéressant de connaître la valeur de

l'état. C'est pour cette raison que l'on est amené à définir la projection de l'ensemble des points d'équilibre sur l'espace d'état, que l'on notera v . Sa définition mathématique est :

$$v = \{ x_0 \in M / \exists u_0 \in R^m / f(x_0, u_0) = 0 \} \quad (\text{III-2-03})$$

D'une manière générale, ε et v sont de même dimension.

1.2.2. La linéarisation locale

Au voisinage d'un point (x_0, u_0) de l'espace d'équilibre, on définit le modèle linéarisé du système en ce point à l'aide de l'approximation au premier ordre du comportement du système. On développe le champ de vecteur f en série de Taylor à l'ordre 1 au voisinage de ce point d'équilibre (x_0, u_0) de sorte à obtenir :

$$f(x, u) = f(x_0, u_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{(x_0, u_0)} \cdot (x - x_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{(x_0, u_0)} \cdot (u - u_0) + o^2(x - x_0, u - u_0) \quad (\text{III-2-04})$$

Il est alors possible de négliger les termes d'ordre supérieur à un et d'écrire :

$$\delta \dot{x} = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{(x_0, u_0)} \cdot \delta x + \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{(x_0, u_0)} \cdot \delta u \quad \text{où} \quad \begin{cases} \delta x = x - x_0 \\ \delta u = u - u_0 \end{cases} \quad (\text{III-2-05})$$

Cette nouvelle représentation d'état est celle d'un système linéaire d'espace d'état l'espace tangent à M en x_0 . On vient donc de linéariser localement le modèle non linéaire du système autour du point d'équilibre (x_0, u_0) . C'est uniquement dans ce cas que l'on définit intrinsèquement un système équivalent localement.

1.2.3. Le modèle linéaire tangent

Le modèle linéaire tangent est l'ensemble des modèles linéarisés locaux calculés sur l'ensemble des points de l'ensemble d'équilibre ε . C'est en fait ensemble de systèmes d'équations linéaires dont la forme générale est :

$$\delta \dot{x} = F(x_0, u_0) \cdot \delta x + G(x_0, u_0) \cdot \delta u \quad \text{où} \quad \begin{cases} F(x_0, u_0) = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{(x_0, u_0)} \\ G(x_0, u_0) = \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{(x_0, u_0)} \end{cases}, \quad \forall (x_0, u_0) \in \varepsilon \quad (\text{III-2-06})$$

S'il est possible de montrer qu'à chaque équilibre correspond une et une seule valeur de la commande, dans ce cas, il existe une fonction φ telle que :

$$u_0 = \varphi(x_0) \quad (\text{III-2-07})$$

et vérifiant la relation :

$$f(x_0, \varphi(x_0)) = 0 \quad (\text{III-2-08})$$

La plupart du temps (f C^1 pour un système physique), il est possible d'appliquer le théorème d'inversion locale qui permet d'assurer l'existence d'une telle fonction. Ensuite, la projection de ε sur l'espace d'état M étant injective, le modèle linéaire tangent est défini sur v par une représentation d'état linéaire de la forme :

$$\delta\dot{x} = F(x_0)\delta x + G(x_0)\delta u \quad (\text{III-2-09})$$

L'Automatique utilise souvent ce type de modèle pour la synthèse de loi de commande. C'est le cas de la régulation des systèmes dynamiques autour d'un point de fonctionnement donnée. On pense à la commande par retour d'état (placement de pôles [Bourret,1993], régulation linéaire quadratique [Borne et al.,1993]). Ce genre de formalisme est très utile aussi lorsque le point de fonctionnement évolue. C'est l'objet même de la commande au premier ordre.

2. STABILITE ET MODELE LINEAIRE TANGENT

2.1. Stabilité de la première approximation

Les méthodes de l'Automatique linéaire classique utilisées pour la synthèse de correcteurs adaptés aux systèmes non linéaires reposent sur la notion de stabilité locale. Ces notions sont directement reliées à la stabilité des modèles linéaires tangents associés.

En conservant les notations présentées auparavant, considérons le modèle linéaire tangent suivant :

$$\delta\dot{x} = F(x_0)\delta x + G(x_0)\delta u \quad (\text{III-2-10})$$

$F(x_0)$ n'est autre que la matrice jacobienne de f en x_0 . Il est alors possible d'affirmer :

- si toutes les valeurs propres de $F(x_0)$ sont dans le demi plan gauche ouvert alors x_0 est un point d'équilibre localement asymptotiquement stable.
- si une des valeurs propres au moins de $F(x_0)$ se trouve dans le demi plan droit ouvert alors x_0 est un point d'équilibre instable.
- si une des valeurs propres au moins de $F(x_0)$ à une partie réelle nulle, il n'est généralement pas alors possible de conclure directement.

Il est fondamental de retenir que l'assimilation entre la dynamique du système non linéaire originel et celle de son linéarisé tangent en un point d'équilibre donné n'est possible qu'au voisinage de ce même point d'équilibre. Cette assimilation est locale uniquement.

2.2. Conjectures d'Aizerman et de Kalman et contre-exemples [Devaud,1999]

Afin de montrer la difficulté d'analyse de la stabilité des systèmes non linéaires, on peut se référer à deux conjectures ayant pour objectif d'établir la stabilité de tels systèmes, éventuellement variant dans le temps à l'aide de considérations sur les systèmes linéaires. La classe des systèmes considérés est celle des systèmes pouvant être représentés par le bouclage d'un système monovarié par une non linéarité variant dans le temps et sans mémoire (i.e. sans référence au passé). Ce type de système est régi par :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \\ u = -z \\ z = \phi(t, y) \end{cases} \quad \text{où } x \in \mathbb{R}^n, y \in \mathbb{R}, u \in \mathbb{R} \text{ et } \phi: \mathbb{R} \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R} \quad (\text{III-2-11})$$

La conjecture d'Aizerman [Aizerman,1949] peut se résumer de la manière suivante :

Conjecture d'Aizerman

Si le système est globalement asymptotiquement stable quel que soit :

$$\phi(t, y) = k \cdot y, \quad \forall k \in [a, b]$$

alors, il l'est aussi pour tout ϕ non linéaire variant dans le temps contenu dans le secteur $[a, b]$, c'est-à-dire vérifiant :

$$\forall t \in \mathbb{R}^+, \forall y \in \mathbb{R}, (\phi(t, y) - a \cdot y)(b \cdot y - \phi(t, y)) \geq 0.$$

En d'autres termes, cette conjecture permet d'affirmer que l'étude de la stabilité du système linéaire bouclé par une non linéarité dont le gain "statique" varie entre a et b se réduirait à l'étude de la stabilité du système linéaire bouclé par tout gain compris entre a et b. Néanmoins, cette conjecture est fautive en général. E. Devaud propose un contre-exemple issu de [Fitts, 1966]. Il existe une autre conjecture plus restrictive; c'est celle de Kalman [Kalman, 1957] :

Conjecture de Kalman

ϕ est supposée C^1 . Si le système est globalement asymptotiquement stable quel que soit :

$$\phi(t, y) = k \cdot y, \quad \forall k \in [a, b]$$

alors, il l'est aussi pour tout ϕ non linéaire variant dans le temps incrémentalement contenu dans le secteur $[a, b]$, c'est-à-dire vérifiant :

$$\forall t \in \mathbb{R}^+, \forall y \in \mathbb{R}, \begin{cases} \phi(t, 0) = 0 \\ a \leq \frac{\partial \phi(t, y)}{\partial y} \leq b \end{cases}.$$

Bien que plus restrictive, cette conjecture est aussi fautive. Il existe plusieurs contre-exemples. E. Devaud en propose un issu de [Fitts, 1966].

Il est alors essentiel de garder à l'esprit qu'il ne suffit pas de montrer la stabilité de chaque linéarisé tangent d'un système non linéaire pour en déduire la stabilité globale de celui-ci.

3. UN EXEMPLE DE COMMANDE LOCALE : LA COMMANDE MODALE

Supposons qu'autour d'un point de fonctionnement, il a été possible de synthétiser un modèle linéarisé du type :

$$\delta \dot{x} = F(x_0) \delta x + G(x_0) \delta u$$

C'est une représentation d'état linéaire valide localement. Une méthode couramment utilisée dans le monde aéronautique est la **commande modale**. Cette technique de placement de structure propre est très attrayante car elle permet de prendre en compte le sens physique. Il est alors possible de choisir les modes du système tout en garantissant dans une certaine mesure le découplage, la non-interactivité, l'insensibilité, ...

3.1. La représentation d'état linéaire

On appelle représentation d'état linéaire d'un système dynamique autonome l'ensemble des équations différentielles linéaires à coefficients constants (les équations d'état) :

$$\begin{aligned}\dot{x} &= A.x + B.u \\ y &= C.x\end{aligned}\tag{III-2-12}$$

où $x \in \mathbb{R}^n$, $u \in \mathbb{R}^m$ et $y \in \mathbb{R}^p$. x est appelé *vecteur d'état* du système et composé de grandeurs internes caractérisant de façon minimale l'état physique du système à un instant donné. n s'appelle l'*ordre* du système. Les équations d'état et d'observation représentent des relations de causalité entre les signaux d'entrée u et l'état interne du système x d'une part et les signaux de sortie y d'autre part.

3.2. Les principes généraux de la commande modale

On associe à une représentation d'état linéaire, une *loi de commande linéaire par retour d'état* :

$$u = -G.x + H.y_c\tag{III-2-13}$$

La loi de commande est entièrement déterminée par le choix des *matrices de gains* G et H à coefficients réels constants et du vecteur y_c des consignes pour les sorties du système.

3.2.1. Représentation modale de la dynamique d'un système linéaire invariant

La représentation d'état du système linéaire invariant commandé à l'aide de la loi de commande ci-dessus explicitée devient :

$$\begin{aligned}\dot{x} &= (A - BG)x + BH.y_c \\ y &= C.x\end{aligned}\tag{III-2-14}$$

Soient $\lambda_1, \lambda_2, \dots$ et λ_n les valeurs propres auto-conjuguées de $A - BG$ que l'on suppose ici distinctes. On leur associe des vecteurs propres à droite V_1, V_2, \dots et V_n vérifiant :

$$(A - BG)V_i = \lambda_i.V_i, \quad \forall i \in [1, n]\tag{III-2-15}$$

et des vecteurs propres à gauche U_1, U_2, \dots et U_n tels que :

$$U_i^T(A - BG) = \lambda_i.U_i^T, \quad \forall i \in [1, n].\tag{III-2-16}$$

On prendra les vecteurs propres à droite et à gauche de sorte que :

$$VU = UV = I_n\tag{III-2-17}$$

où I_n est la matrice identité et :

$$U = \begin{bmatrix} U_1^T \\ \vdots \\ U_n^T \end{bmatrix} \text{ et } V = [V_1 \quad \dots \quad V_n]\tag{III-2-18}$$

Il est alors possible d'écrire :

$$A - BG = V\Lambda U \quad \text{où } \Lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}. \quad (\text{III-2-19})$$

On déduit alors la représentation modale de la dynamique du système :

$$\dot{X} = \Lambda X + UBHy_c \quad (\text{III-2-20})$$

où X est un vecteur d'état associé aux modes dynamiques du système tels qu'en régime libre, on obtienne :

$$\dot{X}_i = e^{\lambda_i t} X_i(0), \quad \forall i \in [1, n] \quad (\text{III-2-21})$$

A cette nouvelle représentation d'état, on associe les relations :

$$\begin{aligned} x &= V.X & (\text{III-2-22}) \\ y &= CV.X \\ u &= -GV.X + Hy_c \end{aligned}$$

Dès lors, en considérant le système non perturbé et commandé en boucle fermée, il vient :

$$\dot{x} = (A - BG)x \quad \text{avec } x(0) = x_0. \quad (\text{III-2-23})$$

On déduit alors l'évolution temporelle de l'état grâce à la relation :

$$x(t) = \sum_{i=1}^n \alpha_i e^{\lambda_i t} V_i \quad \text{où } \alpha_i = U_i^T x(0). \quad (\text{III-2-24})$$

Ceci montre que les valeurs propres λ_i déterminent le taux de croissance de la réponse du système à une commande en boucle fermée, que les vecteurs propres à droite V_i déterminent les directions de sorties et donc la forme de la réponse et que les conditions initiales jouent un rôle dans cette réponse qui dépend également du choix des vecteurs propres à gauche U_i .

3.2.2. Représentation et formulation des contraintes de couplage/découplage

Il est possible de donner une représentation graphique fonctionnelle du système (Figure 3). Il apparaît clairement sur ce schéma que, si la matrice U distribue les entrées (commandes) sur les modes dynamiques, la matrice V distribue les modes dynamiques sur l'état, les sorties et la commande en boucle fermée. Ainsi, les exigences de découplage pourront s'exprimer sous forme de conditions algébriques d'orthogonalité pour les vecteurs propres à droite et à gauche de $A-BG$. En effet,

- l'entrée de consigne y_{jc} n'excitera pas le mode X_i si $U_i^T B H e_j = 0$ où e_j est la $j^{\text{ème}}$ colonne de I_m .
- le mode X_i n'excitera pas la composante x_j de l'état si $\xi_j^T V_i = 0$ où ξ_j est la $j^{\text{ème}}$ colonne de la matrice I_n .
- le mode X_i n'excitera pas la composante y_j de la sortie si $\zeta_j^T C V_i = 0$ est la $j^{\text{ème}}$ colonne de la matrice I_p .

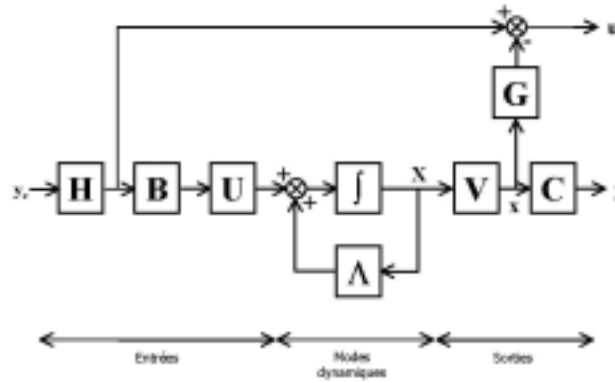


Figure 3 : Schéma fonctionnel d'un système linéaire invariant

Le découplage entre une composante des entrées et une composante de l'état de la commande en boucle fermée ou de la sortie sera assurée lorsque la première n'agira que sur des modes qui ne sont pas reliés au seconde.

3.2.3. Calcul des matrices de gains de la loi de commande

Il s'agit ici de déterminer les matrices de gains G et H de telle sorte que la dynamique du système commandé par cette loi de commande obéisse à différentes caractéristiques (modes et découplages) et que la sortie du système soit telle que :

$$\lim_{t \rightarrow +\infty} y(t) = y_c$$

On peut déjà remarquer que la matrice de gains G correspond à $n \times m$ degrés de liberté. Le choix de n valeurs propres λ_i en consomme n . Il reste donc $n \times (m-1)$ degrés de liberté. On montre ensuite que les vecteurs propres appartiennent aux sous-espaces vectoriels de dimension m suivants :

$$\begin{aligned} V_i &\in \text{Ker}(A - BG - \lambda_i I_n) \\ U_i &\in \text{Ker}(A - BG - \lambda_i I_n)^T \end{aligned} \quad (\text{III-2-25})$$

Le choix de chaque vecteur propre V_i et U_i consomme $(m-1)$ des degrés de liberté associés au choix de G. L'ensemble de degrés de liberté est alors épuisé. Il est alors possible de satisfaire diverses contraintes de découplage.

Le calcul de G, une fois fixées les valeurs propres λ_i , se ramène à la recherche de vecteurs non nuls des noyaux ci-dessus précisés. Si l'on note :

$$W_i = -G.V_i, \quad \forall i \in [1, n], \quad (\text{III-2-26})$$

la matrice de gains G sera donnée par la relation :

$$G = -[W_1 \quad \dots \quad W_n][V_1 \quad \dots \quad V_n]^{-1}. \quad (\text{III-2-27})$$

En ce qui concerne le choix de H, s'il s'agit uniquement de forcer les sorties y aux valeurs de consigne y_c , on prendra, une fois fixée la matrice G et lorsque c'est possible (inversibilité) :

$$H = -[C[A - BG]^{-1}]^{-1} \quad (\text{III-2-28})$$

S'il s'agit de satisfaire à des contraintes de découplage entrées/modes, il faudra tenir compte de conditions d'orthogonalité pour les vecteurs propres à gauche.

3.3. Une application au pilotage latéral des aéronefs

On illustre, au cours de ce paragraphe, l'application de la commande mode modale par la synthèse de lois de pilotage permettant la stabilisation de la dynamique latérale d'un avion de transport civil gros porteur.

3.3.1. La dynamique latérale d'un avion de transport

La linéarisation des équations de la mécanique du vol conduit, pour un avion de transport civil volant en croisière (cette démarche est faite autour d'un point de fonctionnement appelé point de vol), à une dynamique donnée par le représentation d'état linéaire d'ordre 4 suivante :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & -1 & 0 & \frac{g}{V_0} \\ N_\beta & N_r & N_p & 0 \\ L_\beta & L_r & L_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_A} & Y_{\delta_D} \\ N_{\delta_A} & N_{\delta_D} \\ L_{\delta_A} & L_{\delta_D} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_D \end{bmatrix} \quad (\text{III-2-29})$$

où $Y_\beta, Y_{\delta_A}, N_\beta, N_r, N_p, N_{\delta_A}, N_{\delta_D}, L_\beta, L_p, L_r$ et L_{δ_D} sont des coefficients dépendant du point du domaine de vol (ou point de vol) considéré (altitude et Mach) et de la configuration de l'avion (configuration lisse en croisière).

Les variables $\beta, p, r, \phi, \delta_A$ et δ_D mises en jeu par ces dernières équations sont les écarts des différentes grandeurs de la mécanique du vol par rapport à la valeur d'équilibre. Par exemple, pour un vol en croisière d'un Lockheed 1011 Tristar, on obtient numériquement :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.056 & -1 & 0 & 0.04 \\ 0.46 & -0.115 & -0.032 & 0 \\ -0.995 & 0.23 & -0.465 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.02 \\ 0 & -0.58 \\ -0.9 & 0.34 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_D \end{bmatrix} \quad (\text{III-2-30})$$

Dans ce cas, le vecteur d'état est $x = (\beta \ r \ p \ \phi)^T$ (où β est le dérapage, r la vitesse de lacet, p la vitesse de roulis et ϕ l'inclinaison latérale) et le vecteur de commande est $u = (\delta_A \ \delta_D)^T$ (δ_A le braquage des ailerons et δ_D le braquage de la direction). L'équation d'observation est la suivante :

$$\begin{bmatrix} \beta \\ \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x \quad (\text{III-2-31})$$

On remarque alors que les quatre valeurs propres de la matrice d'état sont :

- -0.0012, mode "spirale",
- -0.5629, mode "roulis pur",
- $-0.0359 \pm 0.7147i$, mode "roulis hollandais" d'amortissement 0.0502 et de pulsation naturelle 0.7156 rad/s.

Toutes ces valeurs propres sont à partie réelle négative, ce qui assure la stabilité asymptotique de l'avion naturel. On vérifie par la même occasion que la matrice de commandabilité est de rang 4 ce qui garantit la commandabilité du système. Les figures ci-dessus donne la réponse de l'avion à un échelon d'un degré des ailerons et de la direction :

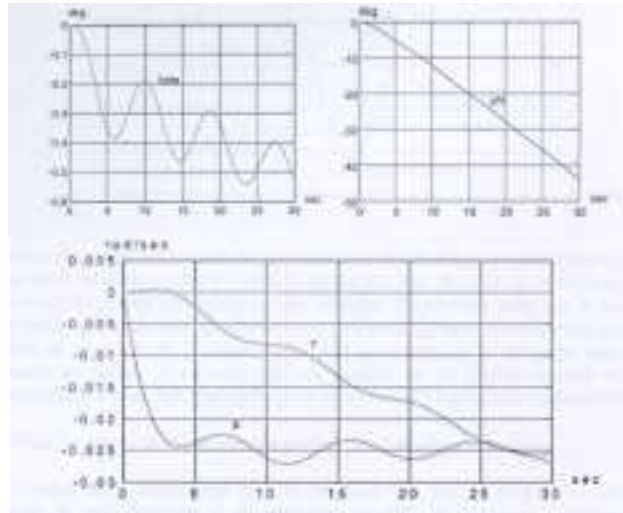


Figure 4 : Réponses de l'avion naturel à un braquage de 1 degré des ailerons δ_A

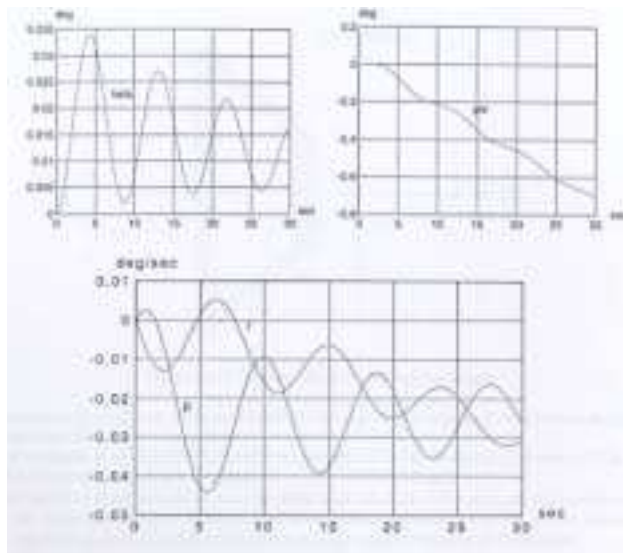


Figure 5 : Réponses de l'avion naturel à un braquage de 1 degré de la dérive δ_D

A la vue de ces réponses temporelles, on constate que les qualités de vol naturelles de cet avion se caractérisent par un fort couplage entre les mouvements de rotation des axes de roulis et de lacet en se traduisant par des oscillations rapides et peu amorties. On constate aussi que le braquage des ailerons influence non seulement sur l'inclinaison de l'avion mais aussi sur son dérapage. De même, le braquage de la direction influence d'une manière identique. Il est alors clair que ces qualités de vol (faible stabilité et mauvaise manœuvrabilité) doivent être améliorées pour rendre l'avion exploitable commercialement.

3.3.2. La mise en œuvre de la commande modale pour le pilotage latéral

Dans le cadre de la commande modale, le choix des valeurs propres associées à la dynamique du vol conduira à des nouvelles qualités de vol pour l'avion (stabilité - manœuvrabilité) alors que le choix des vecteurs propres permettra d'assurer le découplage entre les chaînes de commande et ainsi améliorer la qualité du pilotage.

En général, les valeurs propres sont choisies dans un domaine fermé du plan complexe qui permet de garantir :

- La stabilité asymptotique (1),
- Une rapidité (temps de retour à l'équilibre) suffisante (2),
- Un confort suffisant (peu ou pas d'oscillation) (3),
- Des signaux de commande compatibles avec la bande passante des actionneurs (4).

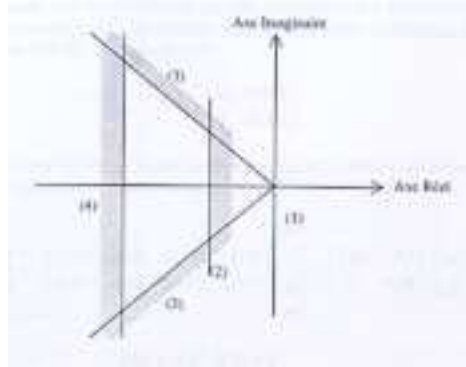


Figure 6 : Domaine de choix des valeurs propres

La matrice de gains G étant fixée de façon à satisfaire ces objectifs, la matrice H sera choisie de façon à satisfaire les objectifs de guidage. Si on considère la dynamique latérale de l'avion de transport étudiée précédemment, les objectifs de commande peuvent être :

- Fixer les valeurs propres λ_1 et λ_2 du mode "lacet" (β, r) à $1.5 \pm 1.5i$, ce qui correspond à un mode du deuxième ordre de coefficient d'amortissement 0.707 et une pulsation naturelle de 2.12 rad/s pour un temps de réponse de 2 secondes.
- Fixer les valeurs propres λ_3 et λ_4 du mode "roulis" (ϕ, p) à $2 \pm 1.5i$, ce qui correspond à un mode du deuxième ordre de coefficient d'amortissement 0.8 et une pulsation naturelle de 2.5 rad/s pour un temps de réponse de 1.7 secondes.
- Assurer si possible le découplage entre les chaînes de commande en lacet ($\beta_c \rightarrow \beta$) et en roulis ($\phi_c \rightarrow \phi$).

On choisit donc des vecteurs propres à droite tels que :

$$\begin{matrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{matrix} \begin{bmatrix} * \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ * \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ * \\ 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ * \end{bmatrix} \quad (\text{III-2-32})$$

$$\begin{matrix} \bar{V}_1 \\ \bar{V}_2 \\ \bar{V}_3 \\ \bar{V}_4 \end{matrix}$$

où * est une valeur non spécifiée, de façon à assurer un découplage partiel entre les modes roulis et lacet, d'où la matrice de gains G :

$$G = \begin{bmatrix} 3.53 & -2.16 & -2.79 & -5.18 \\ 8.96 & -5.88 & 0.777 & 0.634 \end{bmatrix} \quad (\text{III-2-33})$$

La loi de pilotage doit forcer l'avion à prendre et maintenir une inclinaison ϕ_c ($\phi_c = 0^\circ$ en vol rectiligne horizontal, cas de la croisière) tout en maintenant un dérapage nul ($\beta_c = 0^\circ$). D'après la relation (III-2-28), on trouve pour H :

$$H = \begin{bmatrix} 2.81 & -5.26 \\ 10 & 0.392 \end{bmatrix} \quad (\text{III-2-34})$$

En considérant la cas où l'avion volant en croisière reçoit un ordre d'inclinaison latéral de 5 degrés, la loi de pilotage mise en œuvre obéit alors à l'équation :

$$\begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3.53 & -2.16 & -2.79 & -5.18 \\ 8.96 & -5.88 & 0.777 & 0.634 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ p \\ \beta \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2.81 & -5.26 \\ 10 & 0.392 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_c \\ \beta_c \end{bmatrix} \text{ avec } \phi_c = 5^\circ \text{ et } \beta_c = 0^\circ. \quad (\text{III-2-35})$$

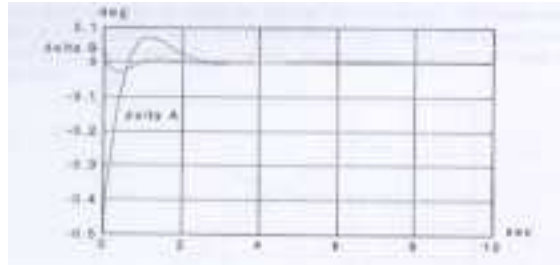


Figure 7 : Evolution des braquages des ailerons (δ_A) et de la direction (δ_D)

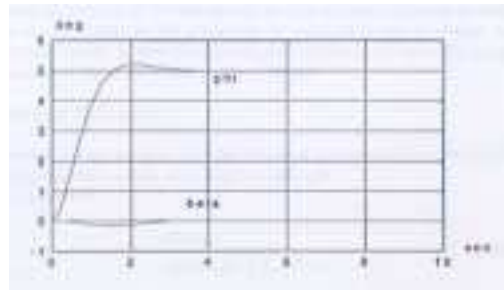


Figure 8 : Réponse de l'avion à un échelon de 5° d'inclinaison latérale

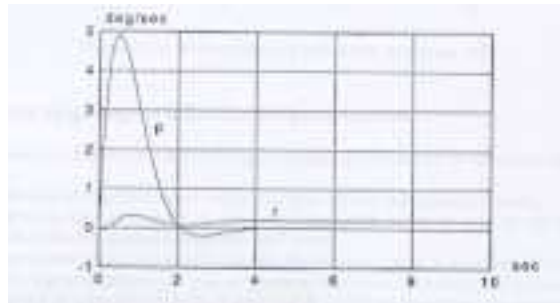


Figure 9 : Evolution des vitesses de lacet (r) et de roulis (p)

On vérifie sur ces graphiques que la mise en œuvre de la commande modale permet non seulement de faire la synthèse de lois de commande qui satisfont aux objectifs fixés mais aussi de fixer le temps de réponse de l'avion aux différentes sollicitations engendrées par la modification des paramètres de guidage. Ainsi, dans le cas d'une mise en virage à 30° (inclinaison maximale), le modèle linéaire permet d'estimer un temps de réponse de 11 secondes :

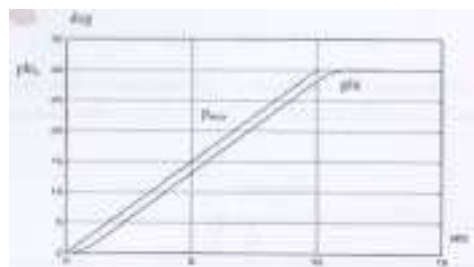


Figure 10 : Mise en virage à inclinaison maximale (30°)

3.3.3. Quelques remarques complémentaires sur la mise en œuvre industrielle de ce type de loi

L'exemple présenté ci-dessus est réalisé à partir d'une représentation d'état linéaire de la dynamique latérale de l'avion valide en un point de vol donnée. Pour une mise en œuvre industrielle, il est nécessaire de synthétiser une loi de pilotage valide sur tout le domaine de vol. Pour cela, on linéarise la dynamique complète de l'avion en chaque point de vol, puis on calcule les matrices de gains et de précommande G et H et on les interpole sur l'ensemble du domaine de vol de sorte à obtenir une performance homogène et améliorée de l'avion en chaque point de fonctionnement.

Ce processus de conception présuppose d'avoir à disposition un modèle complet de la dynamique de l'avion le plus représentatif possible. Cette constatation implique alors un processus itératif de conception jusqu'à l'entrée en service de l'avion, stade ultime où le concepteur dispose des modèles les plus fins identifiés et calibrés à l'aide d'essais en vol.

Enfin, pour assurer la performance de ce type de lois de pilotage, il est essentiel de disposer de capteurs voire d'estimateurs lorsque la mesure directe n'est pas possible. En effet, on se rend compte que l'équation régissant la loi de pilotage est composée de retour en les variables d'état : β , r , p et ϕ . La question de la précision de l'estimation ou de la mesure de ces variables d'état est donc soulevée?

4. LA COMMANDE AU PREMIER ORDRE

4.1. Définition

Dès lors que les objectifs de commande sont compatibles avec l'utilisation d'un modèle linéarisé tangent, il est envisageable de synthétiser une loi de commande non linéaire reposant sur l'utilisation de ce même modèle linéaire tangent. C'est dans ce cadre que l'on définit la commande au premier ordre. Sa définition repose sur l'exposé de sa méthodologie de synthèse.

Une loi de commande au premier ordre est calculé en deux étapes :

- On synthétise une commande locale en chaque point de fonctionnement en appliquant les techniques d'Automatique linéaire à chaque modèle linéaire tangent (placement de pôles, commande optimale, ...). Au cours de cette première étape, il est uniquement nécessaire de connaître le comportement dynamique au premier ordre du système.
- Enfin, on cherche une commande non linéaire dont la linéarisation redonne localement les commandes calculées lors de la première étape. On procède le plus souvent soit par interpolation, soit par intégration tout en essayant de tenir compte du comportement statique global du système. Mais, on doit constater qu'il est souvent difficile de réaliser cette étape.

4.2. Quelques principes d'extension des commandes locales

On se place ici dans le cadre minimal d'application de la commande au premier ordre. On suppose que l'utilisation des modèles linéaires tangents est possible. On souhaite exposer quelques méthodologies de globalisation de ces lois locales dont l'objectif est de calculer une loi non linéaire globale.

4.2.1. Le séquençement de gains standard : l'intégration discrète

Un grand nombre de systèmes réels sont non linéaires. Leur comportement dynamique peut souvent être étudié grâce à des modèles linéaires tangents calculés sur l'ensemble des points de fonctionnement

dudit système non linéaire. Dès lors, il est facile de se rendre compte que la connaissance d'un unique modèle linéaire tangent n'est pas suffisante si l'on souhaite synthétiser une loi de commande valide globalement. Les caractéristiques dynamiques du système peuvent évoluer vis-à-vis de changements opératoires, de conditions extérieures, ... On doit donc considérer les linéarisations locales autour de plusieurs points de fonctionnement. C'est à ce niveau que l'expertise de l'ingénieur est nécessaire. En effet, on peut se poser quelques questions légitimes :

- En quels points de fonctionnement doit-on linéariser le système à commander?
- Quel niveau de discrétisation du domaine de fonctionnement doit-on envisager pour espérer synthétiser une loi de commande globale?

Ces dilemmes étant résolus, les correcteurs locaux ainsi synthétisés sont rendus dépendants de ces points de fonctionnement. Il est alors intéressant de rappeler la notion de systèmes linéaires à paramètre variant (ou "Linear Parametrically Varying" - LPV). Ces systèmes sont de la forme :

$$\begin{aligned} \delta \dot{x} &= A(\theta)\delta x + B(\theta)\delta u \quad \text{où } \theta \in \Delta \\ y &= C(\theta)\delta x + D(\theta)\delta u \end{aligned} \quad \text{(III-2-36)}$$

où A, B, C et D sont des matrices dépendantes de θ , vecteur exogène traduisant l'influence de conditions externes (par exemple, les caractéristiques du point de fonctionnement) sur le système. Δ est le domaine de fonctionnement du système. Il est alors possible de déterminer un maillage de Δ , c'est-à-dire un ensemble dénombrable de vecteurs exogènes θ_i de Δ que l'on note Ω . On calcule alors une loi de commande en chaque "point" de ce maillage en déterminant au préalable un modèle linéaire tangent en ce "point" θ_i . Cette loi de commande permet de satisfaire localement les contraintes de stabilité, de performance et de robustesse du système ainsi corrigé. On obtient alors :

$$\delta u_i = -K(\theta_i)\delta x_i + \delta v, \quad \forall \theta_i \in \Omega. \quad \text{(III-2-37)}$$

On suppose que les paramètres dont dépendent les correcteurs ainsi calculés varient lentement par rapport à la dynamique du système à corriger. Il reste alors deux difficultés à résoudre pour espérer synthétiser une loi de commande globale pouvant être utilisée sur tout le domaine de fonctionnement :

- Mesurer et/ou estimer les paramètres en ligne. Diverses solutions ont été proposées. La valeur courante du paramètre peut être estimée par filtrage passe-bas. Des techniques d'estimation bayésienne ont aussi été proposées. Plusieurs filtres de Kalman sont alors utilisés (un pour chaque modèle linéaire tangent). Mais leur mise en œuvre est souvent lourde et plaide en la faveur de techniques de synthèse multi-modèles plus souples dans leur mise en œuvre [Le Gorrec,1998-Chabé,2000].
- Déterminer une politique de gestion des diverses lois de commande. Deux grands concepts se concurrencent pour permettre la gestion de gains. L'**interpolation** des gains, voire des sorties des correcteurs fonctionnant tous en parallèle [Kelly,1997]. La **commutation** - chaque "point" θ_i du maillage défini initialement est associé à une zone du domaine de fonctionnement qui correspond à une unique loi de commande. Le passage d'une zone de fonctionnement à une autre entraîne la commutation d'une loi de commande à une autre [Mora-Camino,1991-Carter,1996-Fromion,1995].

Enfin, après avoir calculé une loi de commande globale, il est nécessaire de vérifier les propriétés globales du système bouclé. En pratique, cette vérification est réalisée à l'aide de nombreuses simulations pouvant être exploitées statistiquement par des méthodes de Monte-Carlo. Néanmoins, cette étape a posteriori soulève de nombreuses interrogations. Quel est l'impact de cette politique de gestion sur la stabilité globale du système? La résolution théorique de ce problème est loin d'être acquise [Peleties,1991-Brannick,1994-Johansson,1996].

4.2.2. L'intégration continue

On se place ici dans l'hypothèse où l'on dispose de l'expression analytique du linéarisé en fonction du "point" θ . On obtient alors :

$$\delta\dot{x} = A(\theta)\delta x + B(\theta)\delta u \quad \text{Où } \theta \in \Delta, \quad (\text{III-2-38})$$

Δ étant le domaine de fonctionnement. Il est alors possible de déterminer explicitement l'expression de la loi de commande locale en fonction du point de fonctionnement θ . On a :

$$\delta u = -K(\theta)\delta x + \delta v. \quad (\text{III-2-39})$$

On souhaite alors savoir comment il faut généraliser cette loi de commande locale pour obtenir une loi de commande globale non linéaire valide sur l'ensemble de fonctionnement de la forme :

$$u = \sigma(x, u). \quad (\text{III-2-40})$$

La linéarisation de cette loi autour de chaque point de fonctionnement θ doit redonner les lois de commande locale initiales. L'adaptation des gains en chaque point de fonctionnement peut alors se faire automatiquement et continûment sans aucun recours à une estimation et autre commutation. C'est l'intérêt principal de l'intégration continue de ces lois de commande locales. Mais, comment faire?

Il s'agit d'intégrer des équations aux dérivées partielles du premier ordre sur la surface d'équilibre. En effet, si l'on écrit :

$$\delta v = \delta u + K(\theta)\delta x \quad (\text{III-2-41})$$

L'opération d'intégration revient à chercher une certaine fonction γ telle qu'en tout point d'équilibre, l'on est :

$$\begin{cases} \frac{\partial \gamma}{\partial u}(x_0, u_0) = I \\ \frac{\partial \gamma}{\partial x}(x_0, u_0) = K(\theta_0) \end{cases} \quad (\text{III-2-42})$$

La solution, sur la surface d'équilibre uniquement, est alors obtenue sous la forme :

$$v = \gamma(x, u), \quad (\text{III-2-43})$$

qui sera définitivement valide si l'on vérifie la condition :

$$\det \left| \frac{\partial \gamma}{\partial u}(x_0, u_0) \right| \neq 0 \quad (\text{III-2-44})$$

On remarque enfin que le comportement du système bouclé est approximativement linéaire dans le cas où le placement des modes est invariant par rapport au point de fonctionnement. Tout comme dans le cadre de l'intégration discrète, l'étape de validation est fondamentale. En effet, l'hypothèse selon laquelle la synthèse globale d'une loi de commande se réduit en une infinité de sous-synthèse locale de loi de commande n'est pas évidente. Rien ne garantit que tout point d'une trajectoire est proche d'un état d'équilibre. La seule façon de procéder est alors de réaliser une évaluation de la stabilité globale à posteriori.

- CHAPITRE 3 - LA COMMANDE NON LINEAIRE INVERSE

Au cours de la partie précédente, on a pu se rendre compte que l'avion au sol peut être vu comme un système dynamique continu non linéaire admettant une représentation d'état non linéaire dite affine. Ce type de représentation d'état, que nous allons définir et étudier par la suite, est nécessaire pour la mise en œuvre de la commande non linéaire inverse. C'est pour cette raison que l'on s'intéresse à cette méthode de synthèse pour commander les dynamiques longitudinale et latérale de l'avion au sol. La mise en œuvre pratique est proposée dans les deux parties suivantes avec la synthèse d'une loi de pilotage en cap (partie 4) et d'une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au sol (partie 5).

1. QUELQUES NOTIONS FONDAMENTALES

1.1. La représentation d'état affine

De nombreux systèmes dynamiques admettent une représentation d'état non linéaire particulière dite *affine*. Elle est donnée par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + \sum_{i=1}^m g_i(x)u_i \\ y = h(x) \end{cases} \text{ où :} \quad \text{(III-3-01)}$$

- l'état x appartient à une variété analytique réelle \mathbb{R} de dimension n ,
- pour tout $i \in \{1, 2, \dots, m\}$, l'entrée u_i est une fonction continue par morceaux à valeurs réelles. On posera alors $U = [u_1, u_2, \dots, u_m]^T$,
- pour tout $i \in \{1, 2, \dots, m\}$, g_i est un champ de vecteur sur \mathbb{R} ,
- h est une fonction vectorielle analytique définie sur \mathbb{R} à valeurs dans \mathbb{R}^p .

Depuis quelques années, ce type de systèmes a été intensément étudié. L'une des premières étapes a été de proposer une méthodologie pouvant mettre en évidence les dynamiques internes et externes du système; c'est la mise sous *forme normale*. Dès lors, on a pu s'intéresser à développer des méthodes adaptées de commande de ces systèmes; c'est *l'inversion de la dynamique*.

1.2. La forme normale des systèmes non linéaires affines

Les premiers résultats ont été établis dans le cadre des systèmes à une seule entrée et une seule sortie. La notion de degré relatif γ joue un rôle tout à fait particulier. Rappelons en la définition :

Rappel

Pour une fonction scalaire $\lambda : x \mapsto \lambda(x)$ et un champ de vecteur $f(x)$, la dérivée de Lie est définie par :

$$\begin{cases} L_f \lambda(x) = \langle df, \lambda \rangle = \sum_{i=1}^n f_i(x) \frac{\partial \lambda}{\partial x_i} \text{ où } L_f^0 \lambda(x) = \lambda(x) \\ L_f^k \lambda(x) = \frac{\partial L_f^{k-1} \lambda}{\partial x} f(x) \end{cases}$$

Définition 1

On dit qu'un système monodimensionnel affine présente un degré relatif r pour l'état x_0 s'il existe un voisinage U de x_0 tel que :

$$\begin{cases} L_g L_f^k h(x) = 0 \\ L_g L_f^{r-1} h(x) \neq 0 \end{cases} \quad \forall x \in U, \quad \forall k < r-1$$

Dans le cas des systèmes linéaires monodimensionnels, le degré relatif représente la différence entre le nombre de pôles et le nombre de zéros de la fonction de transfert associée. Dans le cas des systèmes non linéaires affines, supposons que le système soit de degré relatif r . A un instant t_0 , le système se trouve à l'état $x(t_0) = x_0$. Si on calcule la sortie $h(x)$ et ses dérivées successives par rapport au temps $y^{(k)}(t)$ en $t = t_0$ pour tout $k \in \{1, 2, \dots, r\}$, on obtient :

$$\begin{cases} y(t_0) = h(x(t_0)) = h(x_0) \\ y^{(1)}(t_0) = \frac{\partial h}{\partial x} \cdot \frac{\partial x}{\partial t} = \frac{\partial h}{\partial x} \cdot [f(x(t_0)) + g(x(t_0))u(t_0)] = L_f h(x(t_0)) + L_g h(x(t_0))u(t_0) \end{cases} \quad \text{(III-3-02)}$$

quand $r \geq 1$, on a $\forall x \in U \quad L_g h(x(t)) = 0$ donc $y^{(1)}(t_0) = L_f h(x(t_0))$. De même, on trouve :

$$\begin{cases} y^{(k)}(t_0) = L_f^k h(x(t_0)) \quad \forall k < r \quad \forall x \in U \\ y^{(r)}(t_0) = L_f^r h(x(t_0)) + L_g L_f^{r-1} h(x_0) u(t_0) \end{cases} \quad \text{(III-3-03)}$$

Conclusion : Le degré relatif est le nombre de dérivations que l'on doit faire sur la sortie $y(t)$ pour que l'entrée $u(t)$ puisse explicitement apparaître dans l'expression de sa dérivée. Il est important de noter que le degré relatif n'est pas défini lorsque le système n'est pas localement gouvernable pour les sorties considérées.

Isidori [Isidori, 1989] a montré l'existence d'un champ de vecteur particulier Φ qui permet de transformer, autour d'un point x_0 , la représentation affine initiale en forme normale.

1.2.1. Le cas monodimensionnel

On s'intéresse, tout d'abord, à un système SISO de degré relatif r autour de x_0 . Ce champ de vecteur particulier Φ , tel que $\Phi(x) = [\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_n]$, se construit de la manière suivante :

$$\Phi_i = y^{(i)} \quad \forall i \in \{1, 2, \dots, r\}. \quad \text{(III-3-04)}$$

Si $r < n$, on peut toujours trouver $n-r$ fonctions $\Phi_{r+1}, \Phi_{r+2}, \dots, \Phi_n$ telles que la matrice jacobienne $\frac{\partial \Phi}{\partial x}$ soit une matrice régulière $\forall x \in \mathcal{V}(x_0)$. On pose alors $z = \Phi(x)$ avec $x = \Phi^{-1}(z)$ où z est à valeurs dans \mathbb{R}^n . On a alors, avec le choix particulier des r premières fonctions Φ_i :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = z_3 \\ \vdots \\ \dot{z}_{r-1} = z_r \\ \dot{z}_r = b(z) + a(z)u \\ \dot{z}_{r+1} = q_{r+1}(z) + p_{r+1}(z)u \\ \vdots \\ \dot{z}_n = q_n(z) + p_n(z)u \\ y = z_1 = h(x) \end{array} \right. \quad \text{(III-3-05)}$$

où $\begin{cases} a(z) = L_g L_f^{r-1} h(\Phi^{-1}(x)) \\ b(z) = L_f^r h(\Phi^{-1}(x)) \end{cases}$ et $\begin{cases} p_i(z) = L_g \Phi_i(\Phi^{-1}(x)) \\ q_i(z) = L_f \Phi_i(\Phi^{-1}(x)) \end{cases} \forall i \in \{r+1, r+2, \dots, n\}$.

On obtient alors une nouvelle représentation affine, où la première partie des équations d'état met en évidence les relations existant entre les entrées et les sorties du système et représente la *dynamique externe* du système tandis que la seconde partie des équations représente la *dynamique interne*.

Dans le cas où $r = n$, si on applique la loi de commande de la forme

$$u = -\frac{b(z)}{a(z)} + \frac{v}{a(z)} \quad \text{(III-3-06)}$$

avec $v = c_0 z_1 + c_1 z_2 + \dots + c_{n-1} z_n$ où c_i est à valeurs dans \mathbb{R} , on aura la linéarisation exacte de la dynamique externe du système qui sera donnée par la représentation normale exacte suivante :

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} \\ \dot{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & \dots & 0 & 1 \\ -c_0 & -c_1 & \dots & \dots & -c_{n-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_{n-1} \\ z_n \end{bmatrix} \quad \text{(III-3-07)}$$

1.2.2. Le cas multidimensionnel

Les notions précédentes peuvent être étendues au cas multidimensionnel en introduisant dans le cas le concept de vecteur de degrés relatifs :

Définition 2

$$\left| \begin{array}{l} \text{Un système non linéaire multivariable de la forme (1) a un vecteur de degré relatif } (r_1, r_2, \dots, r_m) \text{ défini sur le voisinage } U \text{ d'un point de fonctionnement } x_0 \text{ si :} \\ 1 - L_g L_f^{r_i} h_i(x) = 0, \quad \forall (i,j) \in \{1, \dots, m\}^2 \quad \forall k \in \{0, \dots, r_{i-1}\} \\ 2 - \text{la matrice } A(x) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{r_1-1} h_1(x) & \dots & \dots & L_{g_m} L_f^{r_1-1} h_1(x) \\ L_{g_2} L_f^{r_2-1} h_2(x) & & & L_{g_m} L_f^{r_2-1} h_2(x) \\ \vdots & & & \vdots \\ L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m(x) & \dots & \dots & L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m(x) \end{bmatrix} \text{ est de rang } m \end{array} \right.$$

Le vecteur de degrés relatifs est donc un vecteur dont les éléments sont les nombres entiers de dérivations que l'on doit faire sur l'expression de chacune des sorties, afin qu'au moins une entrée apparaisse explicitement dans l'expression des dérivées correspondantes.

Supposons que le système présente un vecteur de degrés relatifs (r_1, r_2, \dots, r_m) en x_0 satisfaisant aux conditions antérieures et tels que $\sum_{i=1}^m r_i = r \leq n$, le champ de vecteur de transformation Φ se construit, comme dans le cas SISO, à partir des sorties y_i et de leurs dérivées successives jusqu'à leur degré relatif respectif. Il faut ensuite compléter Φ par $n-r$ fonctions de x choisies de telle manière que $\frac{\partial \Phi}{\partial x}$ soit régulière sur un voisinage de x_0 et que la dynamique interne correspondante ne dépende pas de façon directe des variables d'entrée. Posons $z = (\xi, \eta)' = \Phi(x)$ le vecteur d'état résultant. La forme normale de la dynamique du système se présente alors comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\xi}_{i,1} = \xi_{i,2} \\ \vdots \\ \dot{\xi}_{i,r_i-1} = \xi_{i,r_i} \\ \dot{\xi}_{i,r_i} = b_i(\xi, \eta) + \sum_{j=1}^m a_{i,j}(\xi, \eta) u_j \\ \dot{\eta} = q(\xi, \eta) + \sum_{i=1}^m p_i(\xi, \eta) u_i \\ y = \xi_1 \end{array} \right. \quad \text{où} \quad \left\{ \begin{array}{l} \xi = (\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m)' \\ \xi_i = (\xi_{i,1}, \xi_{i,2}, \dots, \xi_{i,m})' \quad \forall i \in \{1, \dots, m\} \\ \eta = (\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_{n-r})' \end{array} \right.$$
(III-3-08)

$a_{ij}(\xi, \eta)$ sont les coefficients de la matrice $A(x)$ où x est remplacé par $\Phi^{-1}(\xi, \eta)$ et $b(x) = [L_1^r h_1(x) \quad \dots \quad L_1^m h_m(x)]$.

La mise sous forme normale des systèmes affines est un résultat important développé en géométrie différentielle. La plupart des méthodes de commande non linéaire suppose systématiquement l'existence d'une telle forme. On pense, par exemple, à la commande non linéaire inverse, à la commande en régime glissant [Utkin,1981 - Slotine,1991], la commande à perturbation singulière [Kokotovic,1986] et la commande à "grand gain" [Isidori,1989]. La forme normale est une représentation dont la partie externe peut être linéarisée par un retour statique des sorties. Il est essentiel de retenir qu'il ne s'agit pas d'une linéarisation approchée mais bien d'une transformation exacte.

1.3. Une application au pilotage d'un avion à décollage vertical ([D.Vu,1999])

L'exemple suivant traite du pilotage d'un avion à décollage vertical dont le modèle, simplifié, est issu de [Meyer et al.,1982]. Ce dernier possède un minimum de variables d'état et de commande mais est suffisamment représentatif de la dynamique de sorte à pouvoir concevoir des lois de pilotage pour un avion de type Harrier. On considère uniquement les mouvements dans le plan vertical. Les états de l'avion sont alors simplement l'altitude z , l'écart latéral y du centre de gravité de l'avion, l'inclinaison latérale ϕ de l'avion par rapport à l'axe horizontal et les vitesses associées \dot{z} , \dot{y} et $\dot{\phi}$. Les variables de commande sont u_1 la poussée (positive vers le bas) et u_2 le moment de roulis.

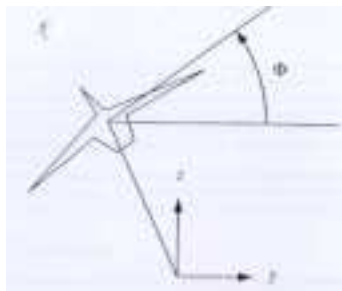


Figure 11 : Illustration schématique de l'avion à décollage vertical

Les équations du mouvement de l'avion à décollage vertical sont données par :

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= -u_1 \sin \phi + \varepsilon u_2 \cos \phi \\ \ddot{z} &= u_1 \cos \phi + \varepsilon u_2 \sin \phi - 1 \\ \ddot{\phi} &= u_2 \end{aligned} \quad (\text{III-3-09})$$

où -1 correspond à l'accélération de la pesanteur et ε est un coefficient petit caractérisant le couplage entre le moment de roulis et l'accélération latérale de l'avion. En choisissant y et z comme sorties à contrôler, on cherche un loi de la forme :

$$u = \alpha(x) + \beta(x)v \quad (\text{III-3-10})$$

de telle sorte qu'il est possible de trouver un vecteur de degrés relatifs $r = (r_1, r_2)^T$ définis par :

$$\begin{aligned} y^{(r_1)} &= v_1 \\ y^{(r_2)} &= v_2 \end{aligned} \quad (\text{III-3-11})$$

Ici, v est un nouveau vecteur de commande. On différentie alors chaque sortie jusqu'à ce qu'au moins une variable de commande apparaisse. Ce qui se produit dans cette exemple au bout de deux dérivations successives :

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin \phi & \varepsilon \cos \phi \\ \cos \phi & \varepsilon \sin \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (\text{III-3-12})$$

Dès que la matrice de découplage est non singulière, le système peut être linéarisé en choisissant le retour d'état statique suivant :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \phi & \cos \phi \\ \cos \phi & \sin \phi \\ \varepsilon & \varepsilon \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \right) \quad (\text{III-3-13})$$

La dynamique du système linéarisé ainsi obtenu est régi par le système d'équations différentielles suivantes :

$$\begin{aligned} \dot{y} &= v_1 \\ \dot{z} &= v_2 \\ \ddot{\phi} &= \frac{1}{\varepsilon} (\sin \phi + v_1 \cos \phi + v_2 \sin \phi) \end{aligned} \quad (\text{III-3-14})$$

Cette loi rend linéaire la relation entrées/sorties, mais malheureusement rend la dynamique de l'écart latéral inobservable. En forçant les sorties et leurs dérivées à zéro, la dynamique interne est régie par l'équation différentielle du second ordre non linéaire suivante :

$$\ddot{\phi} = \frac{1}{\varepsilon} \sin \phi \quad (\text{III-3-15})$$

Cette équation régit aussi la dynamique d'un pendule non amorti. Le système régi par l'ensemble des équations ci-dessus présentées, avec une dynamique interne non asymptotiquement stable, est dit à non minimum de phase. Dès lors, la linéarisation exacte de système peut conduire à des effets indésirables. L'origine de ce problème tient au fait que les variables de commande sont fortement couplées.

Dès lors, pour l'avion à décollage vertical, l'accélération latérale pourrait être uniquement commandée en orientant le vecteur poussée (par le moment de roulis) et en ajustant le niveau de poussée (par la

manette des gaz). La dynamique de l'avion à décollage vertical est alors étudiée à l'aide du système d'équations différentielles suivantes :

$$\begin{aligned} \ddot{y}_m &= -u_1 \sin \phi & \text{(III-3-16)} \\ \ddot{z}_m &= u_1 \cos \phi - 1 \\ \ddot{\phi} &= u_2 \end{aligned}$$

de sorte qu'il n'y ait aucun couplage entre l'accélération latérale et le moment de roulis. D'une manière identique, en dérivant les sorties, il vient :

$$\begin{bmatrix} \dot{y}_m \\ \dot{z}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin \phi & 0 \\ \cos \phi & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad \text{(III-3-17)}$$

Malheureusement, la matrice de découplage est singulière ce qui conduit à l'impossibilité de déterminer un retour d'état statique linéarisant. Cependant, u_2 apparaît dans la dernière équation. On doit alors différentier deux fois de plus les deux premières équations de sorte à déduire :

$$\begin{pmatrix} y_m^{(4)} \\ z_m^{(4)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_1 \dot{\phi}^2 \sin \phi - 2\dot{u}_1 \dot{\phi} \cos \phi \\ -u_1 \dot{\phi}^2 \cos \phi - 2\dot{u}_1 \dot{\phi} \sin \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\sin \phi & -u_1 \cos \phi \\ \cos \phi & -u_1 \sin \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{u}_1 \\ \ddot{u}_2 \end{pmatrix} \quad \text{(III-3-18)}$$

La matrice de découplage est alors inversible tant que la poussée n'est pas nulle. Physiquement, cela est en accord avec le fait que le roulis n'affectera pas la mouvement de l'avion et que la poussée n'agit pas sur l'accélération latérale. On linéarise alors ce nouveau système à l'aide du retour d'état statique suivant :

$$\begin{pmatrix} \ddot{u}_1 \\ \ddot{u}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_1 \dot{\phi}^2 \\ -\frac{2\dot{u}_1 \dot{\phi}}{u_1} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\sin \phi & \cos \phi \\ \cos \phi & -\sin \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \end{pmatrix} \quad \text{(III-3-19)}$$

La dynamique du système linéarisé ainsi obtenu est alors régi par le système d'équations différentielles suivantes :

$$\begin{aligned} y_m^{(4)} &= v_1 & \text{(III-3-20)} \\ z_m^{(4)} &= v_2 \end{aligned}$$

A la différence du cas précédent, le modèle linéarisé ne contient pas de dynamique interne inobservable. Ainsi, en fixant une dynamique stable adéquate pour la nouvelle entrée v , il devient alors possible de suivre n'importe quelle trajectoire arbitraire et de garantir la stabilité du système global. Il s'avère aussi qu'il est plus aisé de contrôler l'évolution du centre d'oscillation (se reporter au même exemple dans le chapitre suivant traité avec la platitude) car cette approche permet en théorie de contrôler la trajectoire du centre de gravité. Il s'avère que pour des manœuvres latérales, cette approche ne fonctionne pas (présence d'une dynamique interne absente lorsque l'on résout ce problème par les techniques "plates").

Dès lors quelques questions peuvent être soulevées : qu'advient-il du système réel équipé de ce genre de loi de pilotage? Si le paramètre de couplage ϵ est suffisamment petit, le système présentera des propriétés raisonnables comme la stabilité. Cet exemple montre, par ailleurs, qu'il est nécessaire d'avoir une bonne connaissance de la physique du système pour réaliser une bonne conception de loi de commande.

2. LA LINEARISATION ENTREES-SORTIES : METHODOLOGIES ET PROPRIETES

On s'intéresse, au cours de cette section, à la présentation de méthodes de commande fondées sur la technique de linéarisation entrées-sorties. Originellement, la linéarisation par difféomorphisme et bouclage tente de découpler le système et de forcer entre ses entrées et ses sorties une relation pouvant être représentée par un système d'équations d'état linéaires dont la dynamique peut être fixée.

En d'autres termes, la dynamique externe des systèmes dont le degré relatif est défini peut être linéarisée par un retour d'état statique sur un domaine U [Lawrence *et al.*, 1994]. On distinguera, par souci de clarté, les cas monodimensionnel et multidimensionnel.

2.1. Le cas monodimensionnel

La représentation des systèmes ayant un degré relatif défini dont le terme $a(z)$ est non nul peut être partiellement linéarisé sur U . En effet, en choisissant une loi de commande de la forme

$$u = -\frac{b(z)}{a(z)} + \frac{v}{a(z)}, \quad (\text{III-3-21})$$

la dynamique du système est donnée par :

$$\begin{cases} \dot{z}_r = v \\ \dot{z}_{r+1} = q_{r+1}(z) \text{ et } y = z_1 = h(x) \\ \vdots \\ \dot{z}_n = q_n(z) \end{cases} \quad (\text{III-3-22})$$

La relation entrées-sorties du système en boucle fermée présente alors une dynamique identique à celle d'un système linéaire commandable de fonction de transfert :

$$\frac{y}{v}(s) = \frac{1}{s^r}, \quad (\text{III-3-23})$$

tandis que la dynamique interne non observable, donc non-commandable par le retour de sortie, reste non linéaire.

Dans le cas où $r = n$ et $v = c_0 z_1 + c_1 z_2 + \dots + c_{n-1} z_n$ (c_i est à valeurs dans \mathbb{R}), on a une linéarisation entrée-sortie exacte de la dynamique du système qui est alors donnée par :

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} \\ \dot{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & \dots & 0 & 1 \\ -c_0 & -c_1 & \dots & \dots & -c_{n-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_{n-1} \\ z_n \end{bmatrix} \quad (\text{III-3-24})$$

$$y = [1 \ 0 \ \dots \ 0] \begin{bmatrix} z_1 \\ \vdots \\ z_n \end{bmatrix} \quad (\text{III-3-25})$$

On reconnaît alors la forme compagne d'un système commandable.

2.2. Le cas multidimensionnel

Le principe de linéarisation entrées-sorties par difféomorphisme [Isidori *et al.*,1981 - Isidori,1989] est présenté ici. D'autres ouvrages présentent cette méthodologie [Descusse,1993 - Vidyasagar,1993]. Le système considéré est (III-3-01) :

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + \sum_{i=1}^m g_i(x)u_i & \text{où :} \\ y = h(x) \end{cases}$$

- les champs de vecteurs f , g_i et h sont suffisamment réguliers i.e. dérivables,
- x est un vecteur colonne de dimension n alors que u et y sont des vecteurs colonne de dimension m .

La linéarisation par difféomorphisme et bouclage statique a deux objectifs principaux. Il s'agit de trouver un bouclage du type :

$$u = \alpha(x) + \beta(x)v \tag{III-3-26}$$

tel que le système bouclé ait les propriétés suivantes :

- il existe un changement de variables (i.e. un difféomorphisme) permettant d'écrire une relation linéaire entre v et y . Le système bouclé est alors linéaire.
- Le système bouclé est découplé. Le transfert entrées-sorties est alors constitué de m relations monovariabiles indépendantes.

On suppose alors que le système originel admette un vecteur de degrés relatifs (r_1, r_2, \dots, r_m) en x_0 . On définit alors la matrice de découplage $A(x)$ telle que :

$$A(x) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{r_1-1} h_1(x) & \dots & \dots & L_{g_m} L_f^{r_1-1} h_1(x) \\ L_{g_2} L_f^{r_2-1} h_2(x) & & & L_{g_m} L_f^{r_2-1} h_2(x) \\ \vdots & & & \vdots \\ L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m(x) & \dots & \dots & L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m(x) \end{bmatrix} \tag{III-3-27}$$

On déduit l'existence d'une linéarisation entrées-sorties par l'intermédiaire du théorème suivant :

Théorème

Un système non linéaire multivariable de la forme (1) peut être linéarisé statiquement et découplé si et seulement si :

$$\text{Rang}(A(x)) = m$$

Le caractère suffisant de ce théorème est immédiat. En effet, le calcul des dérivées $r_i^{\text{ème}}$ des sorties fait apparaître la matrice de découplage $A(x)$:

$$\begin{bmatrix} y^{(r_1)} \\ \vdots \\ y^{(r_m)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_f^{r_1} h_1(x) \\ \vdots \\ L_f^{r_m} h_m(x) \end{bmatrix} + A(x) \begin{bmatrix} u_1 \\ \vdots \\ u_m \end{bmatrix} \tag{III-3-28}$$

Il suffit, dès lors, de boucler le système par la loi de commande :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ \vdots \\ u_m \end{bmatrix} = A^{-1}(x) \left(\begin{bmatrix} L_1^r h_1(x) \\ \vdots \\ L_r^r h_m(x) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^{r_1-1} \alpha_{1,i} y_1^{(i)} \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{r_m-1} \alpha_{m,i} y_m^{(i)} \end{bmatrix} + v \right) \quad (\text{III-3-29})$$

de sorte à fixer un comportement linéaire entre la nouvelle entrée v et la sortie y et ce, avec une dynamique imposée par la donnée des coefficients $\alpha_{i,j}$ du polynôme caractéristique de la fonction de transfert en boucle fermée entre la $i^{\text{ème}}$ sortie et l'entrée correspondante.

2.3. Le problème de la dynamique interne

Considérons un système mis sous sa forme normale avec $r < n$ et $p_i(z) = 0$ où $i \in \{r+1, r+2, \dots, n\}$. Etant donné deux nouveaux vecteurs $\xi = (z_1, z_2, \dots, z_r)'$ et $\eta = (z_{r+1}, z_{r+2}, \dots, z_n)'$ avec $(\xi, \eta) \in \Phi(U)$, on obtient la forme normale simplifiée :

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = z_3 \\ \vdots \\ \dot{z}_r = b(\xi, \eta) + a(\xi, \eta)u \\ \dot{\eta} = q(\xi, \eta) \\ y = z_1 \end{cases} \quad (\text{III-3-30})$$

Ici ξ et η représentent respectivement les vecteurs des variables d'état internes et externes. La partie externe peut être considérée comme un sous système linéarisable et commandable alors que la partie interne est rendue non observable après linéarisation de la dynamique externe suivant la méthodologie auparavant exposée. La stabilité de la partie interne devient donc primordiale puisqu'elle détermine si les composantes non observables du vecteur d'état η restent bornées pendant l'évolution dynamique du système sur un laps de temps donné.

La stabilité de la dynamique interne est très difficile à établir puisqu'elle est liée à ξ et η suivant une dépendance non linéaire. Pour étudier le comportement local de la dynamique interne, Isidori a introduit la notion de *Dynamique Zéro*. Derrière ce terme, il s'agit pratiquement d'étudier l'évolution des variables internes lorsque l'on impose une sortie nulle. Par exemple,

$$y = z_1 = h(x) = 0, \quad \forall t \geq t_0. \quad (\text{III-3-31})$$

On doit donc avoir

$$\dot{z}_1 = \dot{z}_2 = \dots = \dot{z}_{r-1} = \dot{z}_r = 0, \quad \forall t \geq t_0. \quad (\text{III-3-32})$$

Pour satisfaire à cette dernière condition, il est nécessaire d'avoir

$$u = -\frac{b(0, \eta)}{a(0, \eta)}. \quad (\text{III-3-33})$$

Les équations dynamiques du système deviennent alors :

$$\begin{aligned}
 & y = 0 \\
 & \xi = 0 \\
 & \begin{cases} \dot{\eta} = q(0, \eta) \\ u = -\frac{b(0, \eta)}{a(0, \eta)} \end{cases}
 \end{aligned}
 \quad \text{où } \begin{cases} \xi(0) = 0 \\ \eta(0) = \eta_0 \end{cases} .
 \tag{III-3-34}$$

$\dot{\eta} = q(0, \eta)$ est appelée *dynamique zéro* et concerne le comportement local des variables d'état non commandables.

Il est intéressant de souligner que la *dynamique zéro* des systèmes non linéaires peut être considérée comme une extension de la notion de zéro des systèmes linéaires. En effet, les zéros de l'approximation linéaire du système à l'instant initial correspondent aux valeurs propres de la matrice

$$\left. \frac{\partial q(0, \eta)}{\partial \eta} \right|_{\eta=0}$$

2.4. Le cas particulier des systèmes BIBO (Bounded-Input Bounded-Output)

La stabilité de la dynamique zéro n'est qu'une propriété locale de la dynamique interne. Dans certaines situations où la dynamique interne présente une dynamique plus rapide que la dynamique externe, le système est susceptible de diverger même si la stabilité de la *dynamique zéro* est assurée [Byrnes et Isidori, 1988]. Dans ce cas, la linéarisation entrées-sorties ne peut être appliquée directement. Il existe cependant des méthodes permettant d'agir sur la stabilité de la dynamique interne en modifiant le choix des sorties [Gopalswamy et Hedrick, 1992].

Dans le cas du suivi de trajectoire, la linéarisation exacte peut conduire à une représentation inadéquate étant donné que la fonction de sortie trouvée n'est pas nécessairement représentative de l'évolution de la trajectoire.

Il est intéressant de donner quelques résultats :

- **(1)** En ce qui concerne la dynamique interne, représentée par $\dot{\eta} = q(\xi, \eta)$, Isidori (1989) a démontré que, dans le cas de la poursuite, la stabilité asymptotique de la *dynamique zéro* n'est pas suffisante pour garantir la stabilité BIBO du système global.
- **(2)** Pour assurer la stabilité au sens BIBO de la dynamique interne, il suffit que la dynamique linéarisée autour de zéro de la dynamique zéro soit exponentiellement stable.
- **(3)** Dans le cas où les conditions initiales sont différentes des conditions désirées, il est possible de modifier la commande pour rejoindre de façon asymptotique la trajectoire désirée pour la sortie. Soit $\varepsilon(t) = y(t) - y_d(t)$. On considère la loi de commande non linéaire suivante :

$$u = \frac{1}{a(\xi, \eta)} \left(-b(\xi, \eta) + y_d^{(r)}(t) - \sum_{i=1}^r c_{i-r} \varepsilon^{(i-1)} \right)
 \tag{III-3-35}$$

On a donc :

$$\dot{z}_r = y^{(r)} = y_d^{(r)} - c_{r-1} \varepsilon^{(r-1)} - \dots - c_1 \varepsilon^{(1)} - c_0 \varepsilon \quad \text{soit } \varepsilon^{(r)} + c_{r-1} \varepsilon^{(r-1)} + \dots + c_1 \varepsilon^{(1)} + c_0 \varepsilon = 0 .
 \tag{III-3-36}$$

L'erreur de sortie s'annule suivant une dynamique linéaire du $r^{\text{ème}}$ ordre. Il est clair que le choix des coefficients $c_i \quad \forall i \in \{0, 1, \dots, r\}$ influera non seulement sur l'évolution de cette erreur mais aussi sur les valeurs prises par la commande et, éventuellement, un compromis devra être trouvé entre une rejointe rapide de la valeur désirée de la sortie et des variations pas trop excessives de l'entrée.

Pourtant une condition minimale sera que la polynôme $P(X) = X^r + c_{r-1}X^{r-1} + \dots + c_1X + c_0$ soit un polynôme de Hurwitz de façon à assurer la rejoincte asymptotique de la sortie désirée. Il est possible de démontrer que si le système original est à phase minimale hyperbolique (i.e. vérifie la condition (2)) et que si la commande u est choisie comme ci-dessus où le polynôme P est de Hurwitz, il existe alors une constante c^* et un ensemble ouvert $\Omega \subset \Phi(u)$ tel que si $|\xi_d| < c^*$ alors, pour toute condition initiale comprise dans Ω , la poursuite asymptotique sera garantie et la trajectoire rejoincte restera dans $\Phi(u)$.

Les systèmes BIBO sont donc des systèmes qui restent asymptotiquement stables lorsque leurs entrées sont bornées. Cette propriété, plus forte que la stabilité asymptotique de la *dynamique zéro*, correspond à des conditions difficilement vérifiées. Elle peut être utile comme hypothèse pour la synthèse de lois de commande des systèmes non linéaires.

3. LES LIMITATIONS DE LA LINEARISATION ENTREES-SORTIES

L'atout principal de l'utilisation de la forme normale est de permettre la linéarisation du système tout en assurant le découplage de la dynamique des sorties.

La mise en œuvre de cette technique de commande suppose que l'on dispose (mesure ou calcul) des dérivées jusqu'à l'ordre r_i-1 de chaque sortie, ce qui n'est pas forcément le cas. D'autre part, le choix des trajectoires de référence pour les sorties et des dynamiques d'erreur associées peut conduire à des saturations en position et/ou en vitesse des actionneurs. Par la suite, on s'attaquera à ce problème.

Lorsque l'on s'intéresse à la dynamique interne, on peut se rendre compte que le choix des variables internes obéit à des critères mathématiques pouvant conduire à l'utilisation de variables dénuées de sens physique.

Un autre risque est lié au dilemme modélisation/linéarisation du système. En effet, il est désormais naturel de vouloir linéariser un problème intrinsèquement non linéaire de sorte à pouvoir, par la suite, utiliser l'arsenal d'outils de synthèse de lois de commande linéaires. Cette étape suppose l'obtention d'un système linéaire. Cependant, cette linéarisation (exacte ou approchée) se fonde sur l'utilisation d'un modèle qui, par essence représente mathématiquement une réalité physique approchée du système. Dès lors, ce modèle n'est valide que dans un contexte précis. Des auteurs [Slotine,1991] ont cherché à rendre robuste ce type de commande par rapport aux imprécisions de modèle et aux entrées de perturbation en rajoutant des termes de type régime glissant. Une approche plus pratique consiste à se donner une représentation linéarisée de la dynamique du système autour d'un point d'équilibre et d'appliquer alors l'approche précédente dans le cadre de la commande du premier ordre.

4. QUELQUES EXEMPLES ILLUSTRATIFS

4.1. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant un unique mode dynamique

A titre d'illustration, considérons un système représenté par une fonction de transfert du deuxième ordre de pôles complexes conjugués telle que :

$$y(s) = \frac{a.s + b}{c.s^2 + d.s + e} u(s) \quad (\text{III-3-37})$$

où a , b , c , d et e sont à valeurs dans \mathbb{R} . Une telle fonction de transfert correspond à l'équation différentielle :

$$c.\ddot{y} + d.\dot{y} + e.y = a.\dot{u} + b.u. \quad (\text{III-3-38})$$

Néanmoins, cette équation différentielle peut être écrite sous la forme d'une équation d'état :

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\frac{e}{c} & -\frac{d}{c} & \frac{b}{c} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ c \end{bmatrix} v \quad \text{où } x^T = [y \quad \dot{y} \quad u] \quad \text{et } v = \dot{u} \quad (\text{III-3-39})$$

Cette représentation d'état peut alors être mise sous forme normale. Il suffit de choisir comme variable interne :

$$\eta = a.u - c.\dot{y} \quad (\text{III-3-40})$$

On déduit alors :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\frac{e}{c} & -\frac{ad-bc}{ac} & \frac{b}{ac} \\ e & \frac{ad-bc}{a} & -\frac{b}{a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \eta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ c \end{bmatrix} v \quad (\text{III-3-41})$$

On vérifie aisément que la variable interne η suit la dynamique :

$$a.\dot{\eta} + b.\eta = a.e.y + (ad - bc).\dot{y} \quad (\text{III-3-42})$$

Dès lors que la sortie suit d'une manière permanente une valeur de consigne nulle, la variable interne suit bien la dynamique $a.\dot{\eta} + b.\eta = 0$, dont le pôle est le zéro de la fonction de transfert du système.

Supposons maintenant que l'on cherche une commande u qui ramène la sortie du système y à la dynamique :

$$\ddot{y} + 2\zeta\omega.\dot{y} + \omega^2.y = \omega^2.y_c \quad (\text{III-3-43})$$

où ω et ζ sont une pulsation et un coefficient d'amortissement pour l'erreur de poursuite et y_c une valeur de consigne pour la sortie. La sortie y a un degré relatif égal à 2 et l'on peut écrire, adoptant la forme normale (y, \dot{y}, η) précisée auparavant. On obtient alors la loi de commande où $a/c \neq 0$:

$$v = \frac{e}{a}.y - \frac{c}{a} \left(2\zeta\omega - \frac{ad-bc}{ac} \right) \dot{y} + \frac{c\omega^2}{a} (y_c - y) - \frac{b}{a^2} \eta \quad (\text{III-3-44})$$

On déduit alors les évolutions suivantes de la variable interne η et de la commande u :

$$\begin{aligned} a.\dot{\eta} + b.\eta &= a.e.y + (ad - bc).\dot{y} \\ a.\dot{u} + b.u &= e.y - ac \left(2\zeta\omega - \frac{d}{c} \right) \dot{y} + ac.(y_c - y) \end{aligned} \quad (\text{III-3-45})$$

où la sortie y est régi par :

$$y(t) = y_c \cdot \left(1 - \frac{e^{-\zeta\omega t}}{\sqrt{1-\zeta^2}} \sin \left(\omega\sqrt{1-\zeta^2} \cdot t + \arctan \left(\frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{\zeta} \right) \right) \right) \quad \text{avec } y(0) = 0 \quad (\text{III-3-46})$$

On vérifie alors aisément que la divergence de la variable interne (i.e. $-b/a$ positif) entraîne celle de l'actionneur lorsque la linéarisation par retour d'état est appliquée à cette forme normale.

4.2. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant un zéro à l'infini

Pour étudier ce cas, il suffit de modifier légèrement le système vu précédemment. Pour cela, on écrit :

$$y(s) = \frac{\varepsilon s + 1}{c s^2 + d s + e} u(s) \quad (\text{III-3-47})$$

avec ε supposé petit. On déduit alors la représentation d'état suivante :

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\frac{e}{c} & -\frac{d}{c} & \frac{1}{c} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\varepsilon}{c} \\ 1 \end{bmatrix} v \quad \text{où } x^T = [y \quad \dot{y} \quad u] \quad v = \dot{u} \quad (\text{III-3-48})$$

La sortie y admet alors un degré relatif égal à 1. On déduit alors la loi de commande linéarisante :

$$v = \frac{c}{\varepsilon} \left(\frac{y_c - y}{\tau} - \left[-\frac{e}{c} y - \frac{d}{c} \dot{y} + \frac{1}{c} u \right] \right) \quad (\text{III-3-49})$$

permettant de fixer une dynamique du premier ordre entre l'entrée et la sortie du système. Cependant, même si le zéro est stable (ε positif), la commande est en $1/\varepsilon$ et risque alors de conduire à la saturation des actionneurs vu que ε est petit.

4.3. Etude d'un système linéaire du second ordre admettant deux modes dynamiques

Considérons un système dont la dynamique est donnée par :

$$y = \frac{1}{c s^2 + d s + e} U \quad \text{où } U = b u_1 + \frac{a}{1 + \tau s} u_2 \quad (\text{III-3-50})$$

On peut alors écrire la représentation d'état du système :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\frac{e}{c} & -\frac{d}{c} & \frac{a}{c} \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{b}{c} & 0 \\ 0 & \frac{1}{\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}, \quad \text{en posant } z = \frac{u_2}{1 + \tau s} \quad (\text{III-3-51})$$

Il est possible de qualifier la dynamique reliant U à y de dynamique externe et celle reliant u_2 à y de dynamique interne. Chaque dynamique possède sa variable de commande propre. Lorsque la constante b est nulle, il vient :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\frac{e}{c} & -\frac{d}{c} & \frac{a}{c} \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}, \quad (\text{III-3-52})$$

ce qui met en évidence l'influence forte de la variable interne z sur la dynamique de la sortie y . L'unique entrée de ce système commandable, u_2 , agit sur la sortie par l'intermédiaire de la variable z . On peut donc dire que la sortie y est de degré relatif 2 par rapport à z , alors que y est d'ordre relatif 3 par rapport à u_2 , car :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\frac{e}{c\tau} & -\frac{e\tau+d}{c\tau} & -\frac{d\tau+c}{c\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{a}{c\tau} \end{bmatrix} u_2, \quad (\text{III-3-53})$$

ce qui masque la dynamique interne z .

4.4. Etude d'un cas reflétant le risque de l'erreur de modélisation

Considérons le système non linéaire du premier ordre représenté par la représentation d'état suivante :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -x^3 + u \\ y &= x \end{aligned} \quad (\text{III-3-54})$$

La sortie admet un degré relatif égal à 1. Il est donc possible de fixer une dynamique du premier ordre pour la sortie y . En effet, si l'on choisit la loi de commande :

$$u = x^3 - \frac{1}{\tau}x + \frac{1}{\tau}x_c, \quad (\text{III-3-55})$$

le système en boucle fermé s'écrit alors :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -\frac{1}{\tau}x + \frac{1}{\tau}x_c \\ y &= x \end{aligned} \quad (\text{III-3-56})$$

Si ce modèle ne correspond pas exactement au système qu'il représente, des risques peuvent survenir. En effet, supposons que le système est représenté par le modèle :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -(1+\varepsilon)x^3 + u \\ y &= x \end{aligned} \quad (\text{III-3-57})$$

qui est peu différent du modèle initial lorsque ε est petit. Néanmoins, on suppose que la loi de commande a été synthétisée à l'aide du modèle originel parfait. Le système en boucle fermée suit alors la dynamique suivante :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -\frac{1}{\tau}x + \frac{1}{\tau}x_c - \varepsilon x^3 \\ y &= x \end{aligned} \quad (\text{III-3-58})$$

On constate alors que l'utilisation d'une loi linéarisante conduit à un système non linéaire et parfois instable! On peut néanmoins espérer que la système admettra au final un comportement quasiment linéaire...

- CHAPITRE 4 - LES SYSTEMES PLATS

Au cours des chapitres précédents, nous avons abordé la théorie de la commande des systèmes non linéaires au travers de la notion de linéarisation. Elle pouvait aussi bien être locale que globale, approchée ou encore exacte. Dans ce chapitre, on présente la théorie des systèmes plats. Cette approche originale propose une méthodologie permettant d'obtenir un système équivalent linéaire et une loi de commande non linéaire explicite et particulièrement adapté à la problématique de *planification* et de *paramétrisation de trajectoires*. On pourra se rendre compte, par la suite, qu'il n'existe pas de critère générique de platitude. Pour appréhender précisément cette technique, on peut conseiller de se reporter à [M.FLISS,1992], [M.FLISS et al.,1992-1995-1999], [Ph.MARTIN,1992], [Ph.MARTIN et al.,1997], [J.LEVINE,2001].

1. EQUIVALENCE DE SYSTEMES

On souhaite définir une relation d'équivalence dite de Lie-Bäcklund, permettant de formaliser le fait que deux systèmes sont "équivalents" s'il existe une transformation inversible qui échange leur trajectoire. Elle se fonde sur la notion d'isomorphisme de Lie-Bäcklund utilisé en physique mathématique ([Anderson et al.,1979], [Ibragimov,1985], [Krasil'shchik et al.,1986], [Zharinov,1992]).

On considère deux systèmes (F,f) et (G,g) et une application lisse $\psi : F \rightarrow G$ (par définition, chaque composante d'une telle application ne dépend que d'un nombre fini de coordonnées).

Mais, qu'appelle-t-on un système?

Au système commandé $\dot{x}=f(x,u)$ où f est de classe C^∞ sur un ouvert de $X \times U \subset \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m$, on préfère substituer la notion suivante de système: *un système est la donnée d'une paire (F,f) où f est un champ de vecteur lisse sur $F=X \times U \times \mathbb{R}_m^\infty$.*

Définition - Transformation de Lie-Bäcklund

Deux systèmes dynamiques (F,f) et (G,g) sont équivalents s'il existe une transformation inversible qui échange leur trajectoire.

Il est intéressant de formaliser cette notion. On considère la transformation Ψ suivante :

$$\Psi : \begin{cases} F \rightarrow G \\ \xi \mapsto \zeta = \Psi(\xi) \end{cases} \quad (\text{III-4-01})$$

qui est supposée admettre une inverse Φ (attention, ce n'est pas l'inverse "traditionnelle" - Elle respecte l'ensemble des trajectoires mais pas les dimensions) telle que :

$$\Phi : \begin{cases} G \rightarrow F \\ \zeta \mapsto \xi = \Phi(\zeta) \end{cases} \quad (\text{III-4-02})$$

Alors,

- Si ξ est une trajectoire de F alors ζ est une trajectoire de G définie par :

$$G(\zeta) = \left[\frac{\partial \Psi}{\partial \xi} \right]_{\xi = \Phi(\zeta)} F(\Phi(\zeta)) \quad (\text{III-4-03})$$

- Si ζ est une trajectoire de G alors ξ est une trajectoire de F définie par :

$$F(\xi) = \left[\frac{\partial \Phi}{\partial \zeta} \right]_{\zeta = \Psi(\xi)} G(\Psi(\xi)) \quad (\text{III-4-04})$$

On vérifie aisément que :

$$\left[\frac{\partial \Psi}{\partial \xi} \right] = \left[\frac{\partial \Phi}{\partial \zeta} \right]_{\zeta = \Psi(\xi)}^{-1} \quad \text{et} \quad \left[\frac{\partial \Phi}{\partial \zeta} \right] = \left[\frac{\partial \Psi}{\partial \xi} \right]_{\xi = \Psi(\zeta)}^{-1} . \quad (\text{III-4-05})$$

Et que cette transformation entre ces deux systèmes dynamiques équivalents, *appelée transformation de Lie-Backlund*, conserve le nombre d'entrées et le temps.

2. PLATITUDE

Définition

Un système est (différentiellement) plat s'il est équivalent à un système trivial.

2.1. Interprétation et remarques

Cette définition mérite quelques précisions. Considérons le système non linéaire commandé suivant :

$$\dot{x} = f(x, u) \quad \text{où } x \in \mathbb{R}^n \text{ et } u \in \mathbb{R}^m. \quad (\text{III-4-06})$$

Il est dit (différentiellement) plat s'il existe une sortie dite *plate* notée y où :

$$y = \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_m \end{pmatrix} \quad \text{avec} \quad y_i = h_i \left(x, u, \frac{du}{dt}, \dots, \frac{d^{\mu_i} u}{dt^{\mu_i}} \right) \quad \text{et} \quad \forall i \in [1, m]$$

de telle sorte que le vecteur d'état x et le vecteur de commande u s'expriment en fonction de cette sortie plate y et d'un nombre fini de ses dérivées, c'est-à-dire qu'il existe deux fonctions Φ et Ψ telles que :

$$\begin{aligned} x &= \Phi \left(y, \frac{dy}{dt}, \dots, \frac{d^{\nu} y}{dt^{\nu}} \right) \\ u &= \Psi \left(y, \frac{dy}{dt}, \dots, \frac{d^{\nu+1} y}{dt^{\nu+1}} \right) \\ \dot{\Phi} &= f(\Phi, \Psi) \end{aligned} \quad (\text{III-4-07})$$

On dit alors que le système original est équivalent (au sens de la transformation de Lie-Backlund) au système trivial :

$$y^{(\nu+1)} = v \quad (\text{III-4-08})$$

où v est une nouvelle entrée. En d'autres termes, toute trajectoire $t \mapsto (x(t), u(t))$ du système non linéaire initial est l'image d'une trajectoire $t \mapsto (y(t), \dot{y}(t), \dots, y^{(u+1)}(t))$ engendrée par la sortie plate et un nombre fini de ses dérivées.

2.2. Conséquences

Cette propriété de platitude permet de résoudre de nombreux problèmes pratiques. On pense tout particulièrement à :

- La **planification de trajectoires** sera possible sans avoir à intégrer les équations différentielles du système tout en tenant compte de certaines contraintes.
- La **linéarisation par bouclage** au voisinage d'une trajectoire de référence réalisable.
- La **stabilisation** locale ou semi-globale de trajectoires de référence en utilisant, par exemple, la linéarisation tangente ou exacte.

2.3. Equivalence et bouclage

2.3.1. Bouclage endogène

Pour le système non linéaire commandé (III-4-06), le bouclage dynamique :

$$\begin{aligned} \dot{z} &= \alpha(x, z, w) \\ u &= \sigma(x, z, w) \end{aligned} \tag{III-4-09}$$

est *endogène* si les variables z et w sont des fonctions de x et d'un nombre fini de dérivées de l'entrée u .

Ainsi, si les systèmes (F, f) et (G, g) sont équivalents alors il existe un bouclage dynamique endogène tel que :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) \\ \dot{z} &= \alpha(x, z, w) \\ u &= \sigma(x, z, w) \end{aligned} \tag{III-4-10}$$

est difféomorphe au système :

$$\begin{aligned} \dot{y} &= g(y, v) \\ v^{(u)} &= w \end{aligned} \tag{III-4-11}$$

2.3.2. Conséquence

Si un système est plat alors il existe un bouclage dynamique endogène qui le rend difféomorphe à une cascade d'intégrateurs en série.

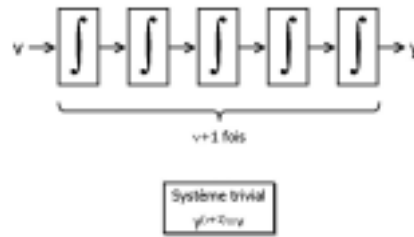


Figure 12 : Forme canonique de Brunowski

2.3.3. Sortie plate : une sortie linéarisante

Soit y une sortie plate du système non linéaire commandé (III-4-06). On sait alors qu'il existe une fonction Φ telle que :

$$x = \Phi \left(y, \frac{dy}{dt}, \dots, \frac{d^v y}{dt^v} \right) \text{ avec } n = \dim x \leq m(v+1). \quad (\text{III-4-12})$$

Soit Y le vecteur $\left(y, \frac{dy}{dt}, \dots, \frac{d^v y}{dt^v} \right)^T$. On suppose que la matrice $\frac{\partial \Phi}{\partial Y}$ est de rang n . On déduit alors qu'il existe une partition du vecteur Y telle que :

$$Y = [\xi \quad z]^T \text{ avec } \dim \xi = n \text{ et } \text{rg} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial \xi} \right) = n.$$

Dès lors, il existe deux fonctions a et b différentiables réalisant un bouclage endogène telles que :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) = \varphi(x, z, v) \\ \dot{z} &= a(x, z, v) \\ u &= b(x, z, v) \end{aligned} \quad \text{où } y^{(v+1)} = v. \quad (\text{III-4-13})$$

Il suffit alors de considérer le changement de variables :

$$Y = \begin{bmatrix} y \\ \xi \end{bmatrix} = \Omega(x, z), \quad (\text{III-4-14})$$

pour obtenir un système linéaire sans "zéros dynamiques" que l'on peut écrire sous la forme de Brunovsky

$$\begin{pmatrix} \dot{y} \\ \vdots \\ y^{(v)} \\ y^{(v+1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{y} \\ \vdots \\ y^{(v)} \\ v \end{pmatrix}. \quad (\text{III-4-15})$$

2.4. Critères de platitude

Il n'y a pas à l'heure actuelle de critères systématiques. Le problème reste ouvert. Néanmoins, il est possible, dans certains cas, de donner quelques pistes.

2.4.1. Par bouclage

Le système (III-4-06) est linéarisable par bouclage statique *si et seulement si* il est plat avec comme sorties plates les sorties de Brunovsky du linéarisé.

On déduit alors directement que :

- Pour les systèmes mono-entrée, platitude et linéarisation coïncident.
- Pour les systèmes linéaires, platitude et commandabilité coïncident.

2.4.2. Cas des systèmes non linéaires affines d'ordre n ayant n-1 entrées

On considère le système non linéaire affine suivant :

$$\dot{x} = f(x) + \sum_{i=1}^{n-1} g_i(x) u_i \quad (\text{III-4-16})$$

Ce système est plat *si et seulement si* il est commandable. Se pose alors le problème de la construction de la sortie plate. On peut proposer l'algorithme suivant :

1 - Elimination des commandes : $\sum_{i=1}^n a_i(x) \dot{x}_i = h(x)$.

2 - Si un des a_i est nul, par exemple $a_i(x)=0$ alors le vecteur $[x_1 \dots x_{r-1} \ x_{r+1} \dots x_n]^T$ est une sortie plate.

3 - Si tous les a_i sont nuls, on procède alors au changement de variable $z_1 = \varphi(x_1, x_2, \dots, x_n)$ d'inverse $x_1 = \psi(z_1, x_2, \dots, x_n)$ tel que $\frac{d\psi}{dx_2} = a_2(\psi, x_2, \dots, x_n)$ et on déduit que le vecteur $[z_1 \ x_3 \dots x_n]^T$ est une sortie plate.

2.4.3. Cas des systèmes linéaires

Considérons le système linéaire suivant :

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad \text{où } x \in \mathbb{R}^n \text{ et } u \in \mathbb{R}^m. \quad (\text{III-4-17})$$

Ce système est plat *si et seulement si* il est commandable. Démontrons ce résultat.

Le système linéaire ci-dessus est commandable si et seulement si il existe une transformation qui le met sous la forme de Luenberger suivante :

$$\begin{cases} \dot{x}_{i1} = x_{i2} \\ \dot{x}_{i2} = x_{i3} \\ \vdots \\ \dot{x}_{i, v_i-1} = x_{i, v_i} \\ \dot{x}_{i, v_i} = u_i + \varphi_i(x, u_{i+1}, \dots, u_n) \end{cases} \quad \text{pour tout } i \text{ de } [1, m]. \quad (\text{III-4-18})$$

Soit $z_i = x_{i1}$. On déduit alors que :

$$\begin{cases} x_{12} = z_1 \\ x_{13} = \dot{z}_1 \\ \vdots \\ x_{i, v_i} = z_i^{(v_i)} \\ u_i = z_i^{(v_i+1)} - \varphi_i(x, u_{i+1}, \dots, u_n) \end{cases} \quad (\text{III-4-19})$$

On déduit alors que le système initial est plat de sortie plate le vecteur $[z_1 \ z_2 \ \dots \ z_n]^T$.

3. APPLICATIONS A LA PLANIFICATION ET AU SUIVI DE TRAJECTOIRES

3.1. Le cas de la planification

Le problème le plus simple consiste à construire une trajectoire partant de l'état initial à l'instant t_i et arrivant à l'état final à l'instant final t_f dont on connaît les valeurs des dérivées jusqu'à un certain ordre r . Il suffit de construire une trajectoire y partant de :

$$\begin{pmatrix} y(t_i) \\ \dot{y}(t_i) \\ \vdots \\ y^{(v+r)}(t_i) \end{pmatrix}$$

et arrivant à :

$$\begin{pmatrix} y(t_f) \\ \dot{y}(t_f) \\ \vdots \\ y^{(v+r)}(t_f) \end{pmatrix},$$

ces vecteurs étant définis à l'aide des équations implicites suivantes :

$$\begin{aligned} x^{(k)}(t_i) &= \frac{d^k}{dt^k} \Phi(y(t_i), \dots, y^{(v)}(t_i)) \quad \text{pour tout } k \text{ de } [0, r]. \\ x^{(k)}(t_f) &= \frac{d^k}{dt^k} \Phi(y(t_f), \dots, y^{(v)}(t_f)) \end{aligned} \quad (\text{III-4-20})$$

Il est dès lors possible de choisir un polynôme de degré $2(v+r)+1$ (polynôme de Lagrange) :

$$y_j(t) = \sum_{k=0}^{2(v+r)+1} a_{jk} \left(\frac{t-t_i}{t_j-t_i} \right)^k \quad \text{pour tout } j \text{ de } [1, m], \quad (\text{III-4-21})$$

en choisissant les coefficients a_{jk} de sorte que les conditions aux instants initial et final soient satisfaites (résolution d'une équation matricielle linéaire). On déduit alors, sans intégrer les équations différentielles du système :

$$\begin{aligned} x(t) &= \Phi(y(t), \dot{y}(t), \dots, y^{(v)}(t)) \quad \text{pour tout } t \text{ de } [t_i, t_f]. \\ u(t) &= \Psi(y(t), \dot{y}(t), \dots, y^{(v+1)}(t)) \end{aligned} \quad (\text{III-4-22})$$

3.2. Le cas du suivi

La méthode la plus directe consiste à linéariser la dynamique de l'erreur par rapport à la trajectoire de référence en utilisant l'équivalence au système trivial (III-4-08):

$$y^{(v+1)} = v$$

Notons y^* la trajectoire de référence et ε l'écart. On déduit donc :

$$\frac{d^{v+1}\varepsilon}{dt^{v+1}} = v - v^* \quad \text{où } v^* = (y^*)^{(v+1)}. \quad (\text{III-4-23})$$

Il suffit alors de poser :

$$v - v^* = \sum_{j=0}^v k_j \varepsilon^{(j)}, \text{ le polynôme caractéristique } P(s) = \sum_{j=0}^v k_j s^j \text{ étant choisi de Hurwitz.}$$

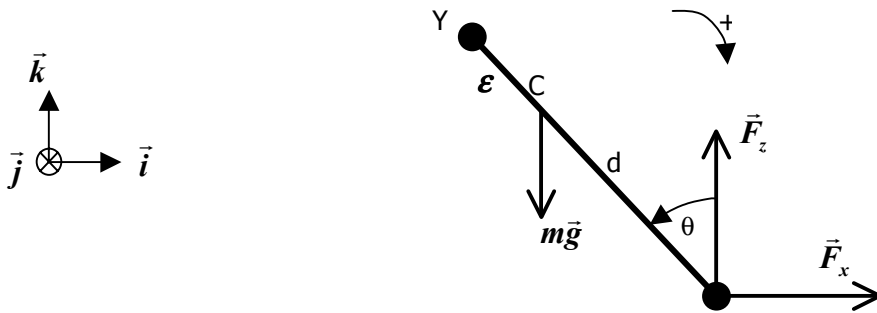
Par conséquent, la dynamique de l'écart de la trajectoire de référence est exponentiellement stable. Cette technique nécessite éventuellement une mise à jour de la trajectoire dès que les perturbations accroissent d'une manière trop importante l'écart.

4. EXEMPLES

On présente dans ce paragraphe deux exemples. Le premier traite du pendule inversé, cas s'apparentant à l'étude mouvements latéraux d'une fusée. Le dernier exemple montre une application de la platitude à la planification de trajectoire d'un avion à décollage vertical.

4.1. Le pendule inversé

On étudie ici un pendule de masse m , commandé par une force \vec{F} appliquée au point A, à la distance d du centre de masse C. (x_c, y_c) sont les coordonnées de C [Martin,1992-Fliess,Levine,Martin,Rouchon,1995].



En écrivant le principe fondamental de la dynamique et le théorème du moment cinétique, on obtient :

$$\begin{cases} m\ddot{x}_c = F_x \\ m\ddot{z}_c = F_z - mg \\ \frac{J}{d}\ddot{\theta} = F_z \sin\theta - F_x \cos\theta \end{cases} \quad (\text{III-4-24})$$

Posons $x = \frac{x_c}{g}$, $z = \frac{z_c}{g}$, $w_1 = \frac{F_x}{mg}$, $w_2 = \frac{F_z}{mg} - 1$, $\varepsilon = \frac{J}{mgd}$. On alors :

$$\begin{cases} \ddot{x} = w_1 \\ \ddot{z} = w_2 \\ \varepsilon \ddot{\theta} = -w_1 \cos \theta + (w_2 + 1) \sin \theta \end{cases} \quad (\text{III-4-25})$$

où w_1 et w_2 sont les entrées. Considérons les entrées du CENTRE D'OSCILLATION D'HUYGENS $y_1 = x + \varepsilon \sin \theta$ et $y_2 = z + \varepsilon \cos \theta$. Sa principale propriété est que l'accélération moins la gravité est toujours parallèle à la direction du pendule :

$$\frac{x - y_1}{z - y_2} = \tan \theta = \frac{\ddot{y}_1}{\ddot{y}_2 + 1} \quad (\text{III-4-26})$$

Donc, θ puis x et y peuvent s'exprimer en fonction de $y_1, \dot{y}_1, \ddot{y}_1$ et de $y_2, \dot{y}_2, \ddot{y}_2$, ce qui prouve que (y_1, y_2) est une sortie plate.

4.2. L'avion à décollage vertical

On étudie ici un avion à décollage vertical. Les forces appliquées à l'avion sont \vec{F}_1 , \vec{F}_2 et $m\vec{g}$. On obtient les deux équations vectorielles suivantes :

$$\begin{aligned} m\dot{\vec{V}}_c &= \vec{F}_1 + \vec{F}_2 + m\vec{g} \\ \dot{\vec{\sigma}}_c &= \vec{CM}_1 \wedge \vec{F}_1 + \vec{CM}_2 \wedge \vec{F}_2 \end{aligned} \quad (\text{III-4-27})$$

où \vec{v}_c est la vitesse de C et $\vec{\sigma}_c$ le moment angulaire en C. En projetant maintenant ces équations vectorielles sur un repère fixe et en posant :

$$\varepsilon = \left(\frac{\sin \alpha}{l \cos \alpha + h \sin \alpha} \right) \frac{J}{mg}, \quad u_1 = \frac{\cos \alpha}{mg} (F_1 + F_2), \quad u_2 = \frac{l \cos \alpha + h \sin \alpha}{J} (F_2 - F_1), \quad x = \frac{x_c}{g} \quad \text{et} \quad z = \frac{z_c}{g},$$

on obtient le système d'équations suivant :

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= u_1 \sin \theta - \varepsilon u_2 \cos \theta \\ \ddot{z} &= u_1 \cos \theta + \varepsilon u_2 \sin \theta - 1 \\ \ddot{\theta} &= u_2 \end{aligned} \quad (\text{III-4-28})$$

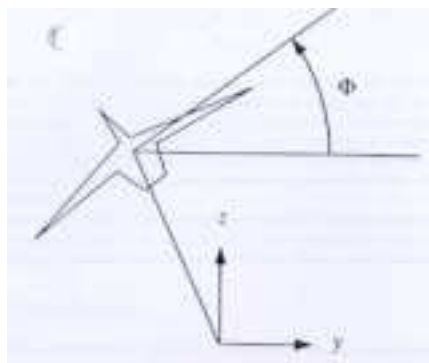


Figure 13 : Illustration schématique de l'avion à décollage vertical

La sortie plate est encore le centre d'oscillation d'Huygens dont les coordonnées sont $y_1 = x + \varepsilon \sin \theta$ et $y_2 = z + \varepsilon \cos \theta$. Le même calcul que pour le pendule donne :

$$\begin{aligned} x &= y_1 - \varepsilon \frac{\ddot{y}_1}{\sqrt{(\ddot{y}_1)^2 + (\ddot{y}_2 + 1)^2}} \\ z &= y_2 - \varepsilon \frac{\ddot{y}_2 + 1}{\sqrt{(\ddot{y}_1)^2 + (\ddot{y}_2 + 1)^2}} \\ \theta &= \arctan\left(\frac{\ddot{y}_1}{\ddot{y}_2 + 1}\right) \end{aligned} \quad (\text{III-4-29})$$

Le système peut être transformé en un système linéaire équivalent :

$$\begin{aligned} y_1^{(4)} &= v_1 \\ y_2^{(4)} &= v_2 \end{aligned} \quad (\text{III-4-30})$$

par le bouclage dynamique endogène suivant :

$$\begin{aligned} \dot{\eta}_1 &= \eta_2 \\ \dot{\eta}_2 &= v_1 \sin \theta + v_2 \cos \theta + (v_\theta)^2 \eta_1 \\ u_1 &= \eta_1 + \varepsilon (v_\theta)^2 \\ u_2 &= \frac{1}{\eta_1} (v_1 \cos \theta - v_2 \sin \theta - 2v_\theta \eta_2) \end{aligned} \quad (\text{III-4-31})$$

- Planification de trajectoire

Posons $x = (x, v_x, z, v_z, \theta, v_\theta)$. On souhaite aller de l'état x_i à l'instant initial t_i , à l'état x_f à l'instant final t_f . Ces conditions aux instants t_i et t_f peuvent être traduites en termes de y et ses dérivées par les relations :

$$\begin{aligned} y_1(t_i) &= x_i + \varepsilon \sin \theta_i \\ y_2(t_i) &= z_i + \varepsilon \cos \theta_i \\ y_1(t_f) &= x_f + \varepsilon \sin \theta_f \\ y_2(t_f) &= z_f + \varepsilon \cos \theta_f \end{aligned} \quad (\text{III-4-32})$$

ainsi que leurs dérivées successives. On se restreint au cas où les points de départ et d'arrivée sont des points d'équilibre :

$$\begin{aligned} \dot{y}_1(t_i) = \ddot{y}_1(t_i) = y_1^{(3)}(t_i) &= 0 \\ \dot{y}_2(t_i) = \ddot{y}_2(t_i) = y_2^{(3)}(t_i) &= 0 \\ \dot{y}_1(t_f) = \ddot{y}_1(t_f) = y_1^{(3)}(t_f) &= 0 \\ \dot{y}_2(t_f) = \ddot{y}_2(t_f) = y_2^{(3)}(t_f) &= 0 \end{aligned} \quad (\text{III-4-33})$$

de sorte que les trajectoires de (y_1^*, y_2^*) sont des polynômes de degré 7 de la forme :

$$\begin{aligned} y_1^*(t) &= y_1(t_i) + (y_1(t_f) - y_1(t_i))s^4 (a_{1,4} + a_{1,5}s + a_{1,6}s^2 + a_{1,7}s^3) \\ y_2^*(t) &= y_2(t_i) + (y_2(t_f) - y_2(t_i))s^4 (a_{2,4} + a_{2,5}s + a_{2,6}s^2 + a_{2,7}s^3) \end{aligned} \quad \text{avec } s = \frac{t - t_i}{t_f - t_i} \quad (\text{III-4-34})$$

- Suivi de trajectoire

Posons $v_i = (y_i^*)^{(4)} + \sum_{j=0}^3 k_{i,j} (y_i^{(j)} - (y_i^*)^{(j)})$, $\forall i \in \{1,2\}$. Il suffit alors de choisir les gains $k_{i,j}$ de sorte que la dynamique d'erreur linéaire invariante $e_i^{(4)} = k_{i,3}e_i^{(3)} + \dots + k_{i,0}e_i$, $\forall i \in \{1,2\}$, avec $e_i^{(j)} = y_i^{(j)} - (y_i^*)^{(j)}$ soit stable.

CONCLUSION

On vient de présenter diverses méthodologies de synthèse de lois de commande des systèmes non linéaires. On pense particulièrement à :

- La commande modale,
- La commande non linéaire inverse qui est une méthode de linéarisation exacte entrées-sorties statique,
- La commande plate

Il s'avérera au cours des deux parties applicatives suivantes que chacune de ces méthodes est utile pour la conception de systèmes de pilotage automatique au sol des avions de transport. Néanmoins, des adaptations méthodologiques seront apportées au fur et à mesure des applications de sorte à tenir compte de particularités comme la redondance d'actionneurs. Par ailleurs, ce problème sera résolu en faisant appel à des techniques de supervision (le module de supervision associé sera appelé cinématique) rendant possible la prise en compte de contraintes comme l'efficacité, la disponibilité et les saturations en vitesse et en position des actionneurs.

Partie 4

COMMANDE DES MOUVEMENTS LATÉRAUX DE L'AVION AU SOL

PLAN DE LA PARTIE 4

INTRODUCTION

- CHAPITRE 1 -

ETAT DE L'ART DES LOIS DE CONTROLE DES MOUVEMENTS LATERAUX

1. INTRODUCTION	113
1.1. L'atterrissage automatique [Mora-Camino,1995]	113
1.1.1. <u>Le principe actuel de guidage pour l'atterrissage automatique</u>	<u>114</u>
1.1.2. <u>Les phases d'approche, d'atterrissage automatique et de roulage automatique</u>	<u>114</u>
1.2. La fonction Roulage	116
1.3. Les objectifs de conception	116
2. ETUDE DE LA LOI ROLL-OUT AUTOMATIQUE DU BOEING 747 [Cotter et al.,1979]	117
2.1. Utilisation opérationnelle de ce système	118
2.2. Description de la loi Roll-Out du B747	118
3. ETUDE D'UNE LOI ROLL-OUT AUTOMATIQUE D'UN AIRBUS	119
4. CONCLUSION	120

- CHAPITRE 2 -

SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE DES MOUVEMENTS LATERAUX DE L'AVION AU SOL

1. RAPPEL DE LA MODELISATION DE LA DYAMIQUE LATERALE DE L'AVION AU SOL	121
1.1. Conventions et repères	121
1.2. Rappel des notations utilisées	122
1.2.1. <u>Données géométriques, massiques et autres constantes :</u>	<u>122</u>
1.2.2. <u>Données avion :</u>	<u>122</u>
1.2.3. <u>Force et moment aérodynamiques :</u>	<u>123</u>
1.2.4. <u>Forces, charges et moments dus au contact avec le sol :</u>	<u>123</u>
1.2.5. <u>Autres Forces :</u>	<u>123</u>
1.3. Représentation d'état de la dynamique latérale de l'avion au sol	123
2. ETUDE PARAMETRIQUE DE L'EVOLUTION DES MODES DE L'AVION NATUREL AU SOL	124
2.1. Evolution des modes de l'avion naturel au sol en fonction de la vitesse	124
2.2. Etude paramétrique modale	125
2.2.1. <u>Le couple de freinage et la vitesse</u>	<u>125</u>
2.2.2. <u>Le Kra et la vitesse</u>	<u>126</u>
2.2.3. <u>Le Ktp et la vitesse</u>	<u>127</u>
2.2.4. <u>Les cornering gains</u>	<u>127</u>
2.2.5. <u>Le centrage et la vitesse</u>	<u>128</u>
2.2.6. <u>Le centrage et le couple de freinage</u>	<u>128</u>
2.2.7. <u>La masse et la vitesse</u>	<u>129</u>
3. LA SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE EN CAP EN PHASE BASSES VITESSES DE TAXIING A L'AIDE DE LA COMMANDE MODALE	130
3.1. Synthèse de la loi de pilotage en cap	130
3.2. Les premières simulations	133
3.2.1. <u>Le choix des valeurs propres</u>	<u>133</u>
3.2.2. <u>Analyse paramétrique de la robustesse de la loi de pilotage en cap</u>	<u>134</u>
3.2.3. <u>Comparaison des lois de pilotage (H(V),K(V)) et (H(V,CF),K(V,CF))</u>	<u>136</u>

3.3. Amélioration des objectifs de synthèse et de l'architecture	137
3.3.1. <u>Simplification de l'architecture de la loi de pilotage en cap</u>	<u>137</u>
3.3.2. <u>Détermination d'objectifs plus performant de placements des valeurs propres</u>	<u>138</u>
4. LA SYNTHÈSE D'UNE LOI DE PILOTAGE EN CAP A L'AIDE DE LA COMMANDE NON LINEAIRE INVERSE	140
4.1. Les petites boucles limites	140
4.1.1. <u>La direction seule (loi n°1)</u>	<u>140</u>
4.1.2. <u>La roulette de nez seule (loi n°2)</u>	<u>140</u>
4.1.3. <u>Le freinage dissymétrique seul (loi n°3)</u>	<u>141</u>
4.2. Hybridation des petites boucles limites	141
4.2.1. <u>Les contraintes d'utilisation des actionneurs</u>	<u>141</u>
4.2.2. <u>Vers une hybridation gérant l'efficacité des actionneurs : utilisation de la gouverne de direction à hautes vitesses et de la roulette de nez à basses vitesses (loi n°4)</u>	<u>141</u>
4.3. Vers une fonction de supervision permettant de gérer les saturations des actionneurs	143
4.3.1. <u>Loi de pilotage en cap hybride utilisant la gouverne de direction et le freinage dissymétrique (loi n°5)</u>	<u>143</u>
4.3.2. <u>Loi de pilotage en cap hybride utilisant la roulette de nez et le freinage dissymétrique (loi n°6)</u>	<u>144</u>
4.3.3. <u>Loi de pilotage en cap hybride utilisant la gouverne de direction à hautes vitesses et la roulette de nez à basses vitesses, les saturations étant gérées par le freinage dissymétrique (loi n°7)</u>	<u>145</u>
4.4. Vers une fonction de supervision "toutes vitesses" permettant de gérer l'efficacité et les saturations en position et en vitesse des actionneurs	146
4.5. Etude sommaire de la reconfiguration de la loi en cas de panne des actionneurs	148
4.6. Amélioration des objectifs de synthèse et de l'architecture	148
4.6.1. <u>Simplification de l'architecture de la loi de pilotage en cap</u>	<u>148</u>
4.6.2. <u>Détermination d'un correcteur plus performant et robuste</u>	<u>150</u>
5. ETUDE FINE DES GAINS DE LA LOI DE PILOTAGE EN CAP DE L'AVION AU SOL "NON LINEAIRE INVERSE"	
5.1. Evolution des gains en fonction des paramètres de freinage	152
5.1.1. <u>Etude du cas n°1 : non prise en compte dans les charges normales de l'effet freinage</u>	<u>153</u>
5.1.2. <u>Etude du cas n°2 : prise en compte dans les charges normales de l'effet freinage</u>	<u>153</u>
5.1.3. <u>Comparaisons des résultats</u>	<u>154</u>
5.2. Evolution des gains en fonction des "cornering gains"	154
5.3. Evolution des gains en fonction de gains de z_ψ et ω_ψ	155
6. AUTRES EXEMPLES D'UTILISATION D'UNE TELLE LOI DE PILOTAGE	156
6.1. La tenue en lacet lors de l'atterrissage manuel	156
6.2. La tenue en lacet lors du décollage - Cas de la panne moteur	157
6.2.1. <u>Sans loi de pilotage en lacet</u>	<u>157</u>
6.2.2. <u>Avec une loi de pilotage en lacet</u>	<u>158</u>
6.2.3. <u>Conclusions sur l'introduction d'une loi de pilotage en lacet au décollage</u>	<u>159</u>

- CHAPITRE 3 -

SYNTHÈSE D'UNE LOI DE GUIDAGE POUR LE SUIVI AUTOMATIQUE DE L'AXE DE LA PISTE LORS DE L'ATTERRISSAGE

1. APPLICATION DE LA THEORIE DES SYSTEMES PLATS AU PROBLEME DU TRACKING AUTOMATIQUE DE L'AXE D'UNE PISTE	161
1.1. Détermination des sorties plates adéquates	161
1.2. Planification de trajectoire	162
1.2.1. <u>Cas n°1 : la baïonnette simple</u>	<u>162</u>
1.2.2. <u>Cas n°2 : la baïonnette simple avec des conditions initiales générales</u>	<u>163</u>
1.2.3. <u>Cas n°3 : la baïonnette simple avec des conditions initiales et finales générales</u>	<u>164</u>
1.3. Supervision des actionneurs (F.VILLAUME et al.,2001)	165
1.4. Implantation	166
1.5. Simulations	167
1.6. Conclusion	168
2. SYNTHÈSE D'UNE GRANDE BOUCLE EN ECART LATÉRAL PERMETTANT DE LIMITER LE DERAPAGE SOL DE L'AVION ET D'ASSURER LE SUIVI AUTOMATIQUE DE L'AXE DE LA PISTE	169
3. APPLICATION SUR L'A340-600	170

3.1. Qu'est-ce que l'A340-600?	170
3.2. Processus d'intégration de la loi	172
3.2.1. <u>Le contexte particulier de l'A340-600</u>	<u>172</u>
3.2.2. <u>Processus standard de validation/intégration d'une loi de pilotage automatique de type "rollout"</u>	<u>172</u>
3.3. Les résultats de simulation et d'essais en vol	173
3.3.1. <u>Les résultats simulés sur le SIMulateur de Pilote Automatique certifié (SIMPA)</u>	<u>173</u>
3.3.2. <u>Les résultats réels en essais en vol</u>	<u>174</u>

CONCLUSION

INTRODUCTION

Après avoir fait un récapitulatif des dispositifs actuellement utilisés à bord des avions de transports civils pour la commande des mouvements latéraux, on présente successivement la synthèse d'une loi de pilotage en cap puis d'une loi de guidage pour le suivi automatique de l'axe d'une piste.

Les architectures des lois de pilotage et de guidage vol sont structurées en boucles successives : boucle d'asservissement en position des actionneurs pour garantir la précision des braquages commandés, petites boucles de pilotage pour garantir la précision du pilotage, grandes boucles de guidage pour la gestion de la trajectoire, ...

L'une des contraintes principales est donc de se conformer aux architectures existantes pour la phase vol. Par la suite, comme la technique utilisée essentiellement pour la synthèse des lois de pilotage est le placement de structures propres, on a étudié l'intérêt de bâtir une telle loi de pilotage. Cependant, il s'avère par la suite qu'il peut être judicieux de proposer une synthèse fondée sur la méthode d'inversion de la dynamique qui possède le grand avantage de déterminer analytiquement à l'aide de variables explicites une loi de pilotage en lacet. Dès lors, la synthèse d'une loi de guidage pour le suivi de l'axe d'une piste est proposée et est comparée à une loi plus globale fondée sur la théorie des systèmes plats.

On propose enfin une application concrète (aussi bien en simulations qu'en essais en vol) sur l'A340-600, dernier de la gamme AIRBUS.

- CHAPITRE 1 - ETAT DE L'ART DES LOIS DE CONTRÔLE DES MOUVEMENTS LATÉRAUX

Au cours de ce chapitre, il s'agit de faire un état des lieux en ce qui concerne les lois de contrôle des mouvements latéraux existantes sur les avions de transport civil. On se rend rapidement compte que, au cours de la phase où l'avion évolue en contact avec le sol, il existe aujourd'hui peu d'automatismes. En effet, si en mode de pilotage automatique, est disponible aujourd'hui une loi dite de "Roll-Out" permettant de maintenir l'axe de la piste, le faisceau ILS servant de référence, en mode manuel, on ne peut parler de lois de contrôle. Les dispositifs de commande sont tous en boucle ouverte. Aux basses vitesses, le braquage de la roulette de nez se fait, sans asservissement particulier, directement depuis un petit volant (le tiller) situé dans le cockpit. L'autre dispositif existant consiste à utiliser les pédales du palonnier de sorte à produire soit un ordre de braquage la gouverne de direction soit un ordre de freinage dissymétrique.

Pour comprendre les améliorations à apporter, il semble utile de faire un état de l'art des lois existantes et d'en souligner les avantages et les inconvénients.

1. INTRODUCTION

Pour comprendre les tenants et les aboutissants de l'automatisation du roulage, il est important de situer cette loi de contrôle dans le cadre de l'atterrissage automatique.

1.1. L'atterrissage automatique [Mora-Camino,1995]

A l'heure actuelle, la plupart des avions de transport sont munis d'un système d'atterrissage automatique permettant de résoudre le problème de l'atterrissage par mauvaise visibilité. Il est alors possible de réaliser des approches en toute sécurité avec un minimum de visibilité. On peut donc éviter des détournements pénalisants pour les compagnies et les passagers. L'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) a défini différentes catégories d'atterrissage automatique en fonction de deux paramètres :

- La **hauteur de décision** (Decision Height - DH) qui est la hauteur des roues du train principal calculé à partir du radioaltimètre, à laquelle le pilote doit avoir les références visuelles requise pour la catégorie d'atterrissage automatique considérée. Ainsi, si la piste n'est pas repérée à la hauteur de décision, le pilote doit remettre les gaz (GO AROUND) afin d'interrompre la manœuvre d'approche. Sinon, l'atterrissage automatique continue jusqu'à la hauteur minimale d'emploi du système.
- La **portée visuelle de piste** (Runway Visibility Range - RVR) est mesurée le long de la piste par deux transmissiomètres. La tour indique alors à l'équipage la longueur de la visibilité horizontale moyenne.

On distingue trois catégories, la catégorie III étant subdivisée en trois sous catégories. Pour les catégories IIIA et IIIB, la hauteur de décision peut varier de 30m (100 pieds) à zéro. En catégorie IIIA, le Pilote Automatique reste engagé jusqu'au toucher des roues (touch down) alors qu'en catégorie IIIB, le pilote Automatique assure le roulage automatique sur la piste pendant le freinage avec une portée visuelle d'au moins 50m (ce qui est insuffisant en manuel). En catégorie IIIC, l'atterrissage automatique serait autorisé sans aucune visibilité horizontale ou verticale et le guidage automatique sur les taxiways serait disponible.

1.1.1. Le principe actuel de guidage pour l'atterrissage automatique

Le fonctionnement du système d'atterrissage automatique est basé sur l'utilisation des informations fournies par le système ILS (Instrument Landing System) dont l'objectif est de définir une trajectoire d'approche de la piste d'atterrissage. L'ILS est "une aide normalisée non visuelle à l'approche finale et à l'atterrissage" dont l'usage s'est généralisé dans les années 60 et 70 sous l'impulsion de l'OACI. Il est constitué des éléments suivants :

- Le **faisceau LOCALIZER (LOC)** : Un ensemble d'antennes implantées en bout de piste émet sur une fréquence voisine de 110MHz deux signaux modulés en amplitude à 90 et 150Hz. Un récepteur à bord de l'avion démodule et compare la profondeur de modulation des deux signaux. En principe, lorsque la différence de modulation (DDM) est nulle, l'avion est dans le plan vertical passant par l'axe de la piste. Le signal LOC est reçu jusqu'à une distance de 25Nm de l'émetteur dans l'axe de la piste. Si l'écart angulaire de l'avion par rapport à l'axe de la piste est inférieur à ± 1.5 à 2° , le récepteur LOC doit délivrer une tension proportionnelle à cet écart : c'est la zone de linéarité du LOCALIZER. En principe, le faisceau LOCALIZER définit parfaitement le plan de percée, mais en pratique la propagation des ondes est perturbée par la topographie de l'aérodrome, les obstacles fixes (constructions) ou mobiles (avions au sol ou en approche), la pluie ou la neige, ce qui peut conduire à l'existence de faux axes. C'est une des raisons pour laquelle, à la hauteur de décision, le pilote s'assure visuellement que l'avion est bien aligné avec l'axe de la piste.
- Le **faisceau GLIDE** : Une antenne située de côté à 300m du seuil de piste émet sur une fréquence UHF voisine de 330MHz deux signaux modulés en amplitude à 90 et 150Hz. De même que pour le LOCALIZER, un récepteur à bord de l'avion permet de relever une différence de modulation caractéristique de la position angulaire de l'avion par rapport à un plan de descente. La pente de ce plan est, en général, comprise entre 2.5° et 3.5° . La portée du signal est de 10Nm sur $\pm 8^\circ$ autour de l'axe de la piste. Le faisceau GLIDE est lui aussi soumis aux mêmes problèmes de propagation que le faisceau LOC.
- Les **MARKERS** : Un ensemble d'antennes émettant verticalement sur 75MHz et localisées à 7km (Outer Marker), à 1km (Middle Marker) et, éventuellement, à 300m (Inner Marker) du seuil de piste. Lorsque l'avion passe au dessus d'un MARKER, un signal audio caractéristique est reçu à bord donnant ainsi une indication de la distance du seuil de piste.

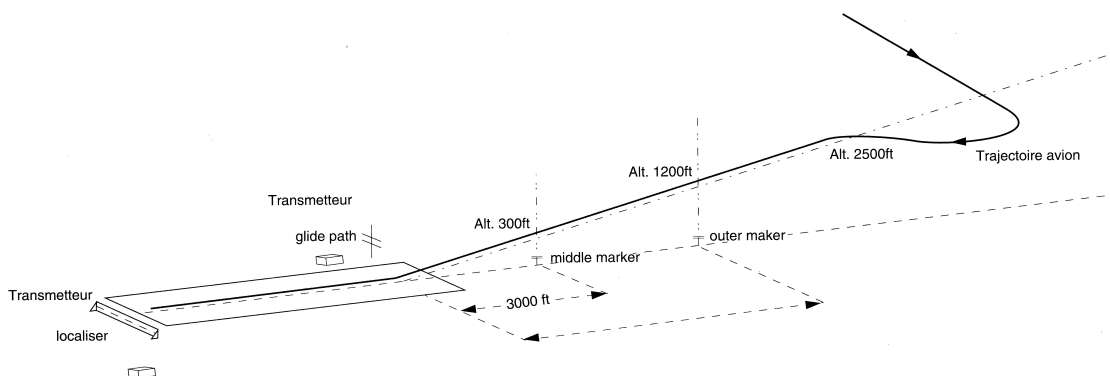
En principe, l'intersection du plan défini par le LOCALIZER et du plan de descente matérialise un axe de descente jusqu'au point d'impact (Glide Path) d'une longueur de 10Nm. C'est cet axe que le Pilote Automatique devra s'ingénier à rejoindre puis à suivre.

1.1.2. Les phases d'approche, d'atterrissage automatique et de roulage automatique

La procédure d'arrivée (jusqu'à avoir atteint une vitesse acceptable pour le taxiing) comporte les phases suivantes :

- Descente jusqu'à l'altitude de sécurité (altitude la plus basse pour laquelle l'avion est protégé des obstacles du relief du voisinage), arrivée à la verticale d'un moyen radio (radiocompas ou VOR) et réduction de vitesse.
- Poursuite de la descente et mise sur un circuit d'attente si le terminal est saturé.
- Atterrissage automatique se décomposant de la manière suivante (cas de la catégorie IIIB) :
 - Mise en condition de capture du faisceau LOCALIZER à une distance d'environ 20 à 30Nm. Le Pilote Automatique est engagé en mode maintien de cap convergent vers l'axe LOC en latéral, en mode maintien d'altitude (entre 1500 et 2500 pieds) en longitudinal et l'Auto-Manette est engagée en mode maintien de vitesse sélectionnée ($1.3V_s + 30$ à 50kts de marge). C'est alors que le pilote peut sélectionner le mode Atterrissage Automatique (LAND) ce

- qui entraîne l'engagement du mode prise de faisceau LOC pour le PA latéral et mode prise de faisceau GLIDE pour le PA longitudinal.
- Le PA latéral réalise la capture du faisceau LOC même sous un angle de présentation important (90°) puis assure son maintien lorsque le signal d'écart du LOCALIZER reste inférieur à un certain seuil pendant suffisamment de temps.
 - Le PA longitudinal effectue la capture du faisceau GLIDE alors que l'avion est déjà aligné sur le faisceau LOC. Celle-ci se fait toujours par en-dessous du plan de descente afin d'éviter un faux plan de descente correspondant au deuxième lobe du diagramme d'émission de l'émetteur GLIDE. Quelques instants plus tard, le PA longitudinal assure le maintien de la pente de descente. L'avion est alors mis en configuration d'atterrissage (volets, becs et trains sortis).
 - Le pilote corrige éventuellement la vitesse affichée à l'Auto-Manette ($1.3V_s$ + éventuelles corrections tenant compte du vent annoncé à la tour). L'avion est désormais en descente normale non décélérée suivant l'axe de l'ILS. Le mode FLARE est alors armé.
 - Lorsque la hauteur diminue et est comprise entre 50 et 100 pieds, le PA longitudinal abandonne le mode tenue de plan GLIDE et, à partir des informations reçues du radioaltimètre, maintient la vitesse verticale (environ 10 pieds par seconde). Le PA longitudinal réalise alors la manœuvre d'arrondi (FLARE) ce qui permet de diminuer la vitesse verticale de l'avion en très peu de temps. L'impact au sol sera alors compatible avec les limites structurales de l'avion et le confort des passagers.
 - Simultanément, si le cap de l'avion ne coïncide pas avec celui du faisceau LOC (présence de vent traversier), le PA latéral réalise la manœuvre d'alignement à environ 100 pieds du sol ou de décroche aux environs de 20 pieds du sol suivant les avions pour éviter de faucher le train à l'impact.
 - Toujours à cette altitude, l'Auto-Manette se met en mode poussée réduite.
 - Le toucher des roues a lieu à environ 500 mètres de l'entrée de la piste. A l'impact, le PA longitudinal peut introduire un ordre à piquer ("abattée") de façon à ramener et maintenir au sol la roulette de nez. Et la dernière phase :
- Roulage Automatique. Tous les trains étant jaugés (l'avion est alors tricycle), des dispositifs permettent de gérer la trajectoire et les performances de l'avion lors de la phase de décélération. Ils sont :
 - Sur l'axe longitudinal, il n'existe pas de mode PA aujourd'hui. Le pilote peut uniquement engager un freinage automatique (Auto-Brake) permettant d'asservir la décélération de l'avion sur une consigne fixe. Il existe trois niveaux proposés : LOW, MED et MAX. Le pilote peut activer aussi la sortie des Ground Spoilers et des Reverses.
 - Sur l'axe latéral, le PA latéral dispose du mode ROLLOUT permettant à l'avion de rejoindre et de suivre l'axe de la piste matérialisé par le faisceau LOC d'une manière automatique lors de la décélération.



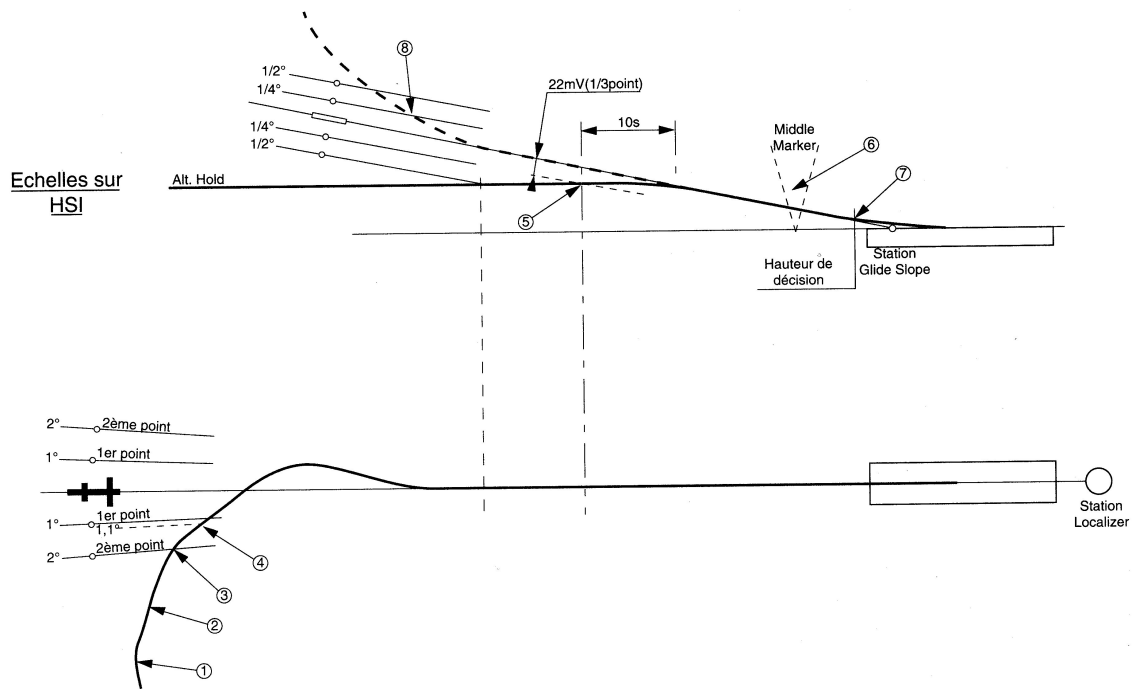


Figure 1 : Organisation du système ILS et de l'approche

1.2. La fonction Roulage

La grande particularité de l'atterrissage en catégorie IIIB est l'absence de hauteur de décision. Ceci se traduit en disant qu'une perte du Pilote Automatique entre l'altitude de 100 pieds et le sol est considérée comme catastrophique. La probabilité d'un tel événement doit être inférieure à 10^{-9} vu que le contrôle de la trajectoire de l'avion sur la piste au delà de 50 nœuds ne peut être effectué avec les seules références visuelles extérieures (visibilité de l'ordre de 75 mètres).

La fonction Roulage Automatique (Automatic Roll-Out) doit prendre en charge le pilotage de l'avion durant la décélération. La réglementation fixe les tolérances sur l'écart latéral que peut atteindre l'avion par rapport à l'axe de la piste. Selon la FAA, la probabilité de sortie d'une zone sûre de ± 70 pieds par rapport à cet axe piste (± 15.3 mètres en comptant l'empatement des trains) doit être inférieure à 10^{-6} .

Le guidage de l'avion se fait aujourd'hui à l'aide du faisceau LOC de l'ILS matérialisant l'axe de la piste à partir duquel on estime l'écart latéral et la vitesse latérale. A ces informations, on ajoute les informations de route, de cap, d'attitude et de vitesse fournies par les centrales inertielle (IRS).

La fonction Roulage doit tenir compte des dispersions du point d'impact initial sur la piste et sera affectée par l'état du sol et par la manière dont est réalisée la décélération de l'avion. Elle devra, par ailleurs, être robuste à de nombreuses perturbations :

- Permanentes : erreurs systématiques dues au mauvais calage du faisceau LOC de l'ILS, vent moyen traversier et dissymétrie de freinage (couple perturbateur).
- Instationnaires : bruit et instabilité du faisceau LOC de l'ILS dans le temps et dans l'espace (conditions de propagation), rafales de vent et turbulence, état de la piste, freinage, ...

1.3. Les objectifs de conception

Les objectifs principaux de conception de cette loi de roulage peuvent être résumés de la manière suivante :

- En ce qui concerne l'utilisation du système en vol jusqu'au toucher des roues, le Pilote Automatique en catégorie IIIB doit remplir les exigences de certification relatives à la catégorie IIIA.
- En ce qui concerne l'utilisation du système après le toucher des roues, les exigences de conception sont les suivantes :
 - La distance maximale entre l'axe de la piste et un train principal ne doit pas excéder 27 pieds.
 - La probabilité qu'un train principal externe s'approche à moins de 5 pieds du bord d'une piste de 150 pieds de large en conditions opérationnelles normales doit être *improbable* (i.e. moins d'une fois pour un million de roulages).
 - La probabilité qu'un train principal externe ne sorte de la piste en considérant n'importe quelles conditions opérationnelles (pannes simples, multiples, ...) doit être *extrêmement improbable* (i.e. moins d'une fois pour un milliard de roulages).
 - Le système doit pouvoir permettre de contrôler latéralement l'avion en toute sécurité tandis que l'équipage s'occupe à ralentir l'avion jusqu'à une vitesse suffisamment faible pour que le taxiing soit possible et ce, sans l'aide de références visuelles.

2. ETUDE DE LA LOI ROLL-OUT AUTOMATIQUE DU BOEING 747 [Cotter et al.,1979]

Depuis la fin des années 70, il existe sur le B747 un dispositif permettant de contrôler latéralement la trajectoire de l'avion lors de la phase de roulage de l'atterrissage automatique. Son introduction a permis la certification en catégorie IIIB du B747.

Ce système utilise trois chaînes indépendantes de commande. Cette indépendance est assurée par l'utilisation d'actionneurs, de capteurs, d'alimentations, de calculateurs indépendants. Le mode Roll-Out est engagé à une hauteur de 5 pieds. La loi de contrôle utilise comme variable d'entrée l'erreur de LOC, l'accélération latérale et la vitesse de lacet et fournit en sortie les braquages de la gouverne de direction et de la roulette de nez à appliquer aux actionneurs de sorte à rejoindre puis suivre automatiquement l'axe de la piste. Ces signaux sont transmis à chacune des trois chaînes indépendantes de commande. Il est à noter que la gouverne de direction est principalement utilisée à haute vitesse tandis que la roulette de nez l'est à basse vitesse. Par ailleurs, le débattement maximal de la gouverne de direction est de $\pm 26^\circ$ (environ 0.5rad). Le pilote peut toujours surpasser l'automatisme. L'implantation de la loi de contrôle, des dispositifs de surveillance et d'alarmes associés est faite dans un calculateur appelé Landing and Rollout Control Unit (LRCU).

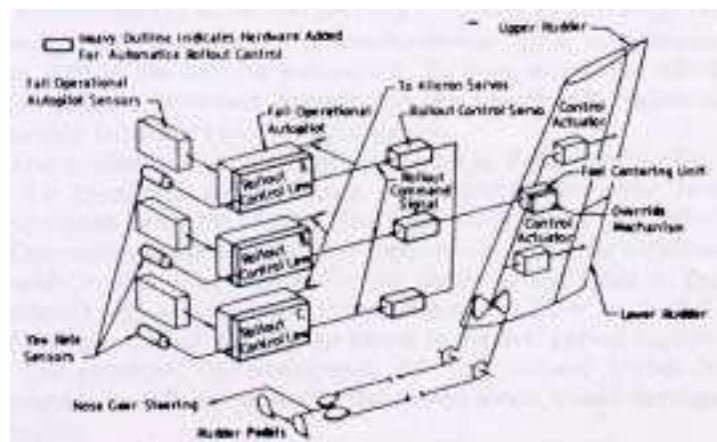


Figure 2 : Architecture hydro-mécanique associée à la loi Roll-Out (B747)

2.1. Utilisation opérationnelle de ce système

Sur B747, la loi de contrôle des mouvements latéraux au roulage est subdivisée en deux modes principaux :

- Le mode "Rollout Arm" qui survient à 1500 pieds du sol. Les servocommandes sont mise en pression, ce qui permet de vérifier leur bon fonctionnement avant le toucher des roues.
- Le mode "Rollout Engage" qui correspond à l'engagement de la loi survenant à 5 pieds du sol. A l'engagement, le signal émanant de la détection de l'écart LOC est initialisé à sa valeur courante puis désengagé au sol de sorte à éviter tout à-coup à l'initialisation de la loi Rollout au sol.

2.2. Description de la loi Roll-Out du B747

La figure 3 présente un schéma blocs de la loi de contrôle des mouvements latéraux au roulage. Les quatre signaux utilisés sont l'écart LOC, l'accélération latérale, l'inclinaison latérale et la vitesse de lacet. La chaîne utilisant l'écart LOC est un correcteur du type PI (Proportionnel Intégral). La chaîne utilisant l'accélération latérale est utilisée lors du décrochage de l'avion au toucher des roues et fournit lors du roulage un amortissement de la trajectoire. La chaîne de roulis est utilisée pour corriger la chaîne accélérométrique pour des petites inclinaisons latérales de l'avion. La chaîne utilisant la vitesse de lacet permet d'accroître elle aussi l'amortissement de la trajectoire jusqu'à la fin du roulage.

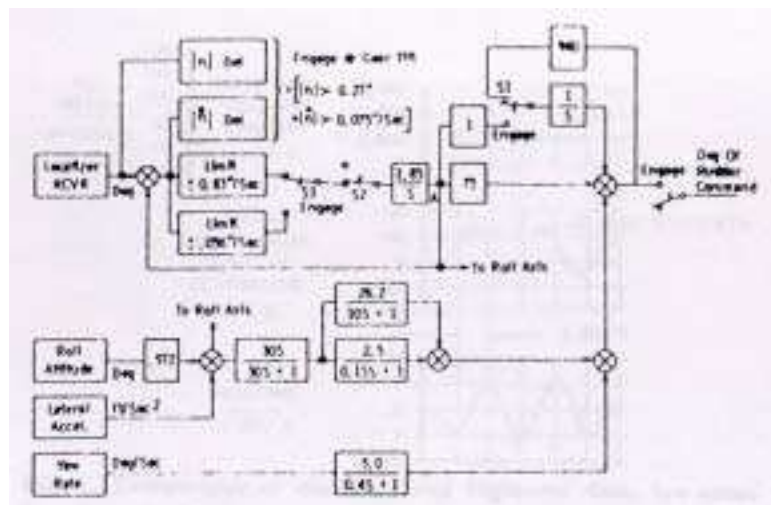


Figure 3 : Diagramme blocs du calculateur de roulage (B747)

Notons que juste avant l'engagement du mode Roll-Out automatique, les switches S1, S2 et S3 sont dans la position indiquée dans la figure 3. Le retour utilisé sur la chaîne intégrale LOC (via le switch S1) est utilisé pour l'initialisation de la loi, ce qui permet d'éviter tout à-coup à l'engagement du mode Roll-Out. Le switch S2 sert, quant à lui, à utiliser le signal LOC de l'engagement du mode jusqu'au toucher des roues et à tout moment après si l'écart LOC atteint une valeur supérieure à 0,27° et/ou une vitesse supérieure à 0,075%/s. La capacité de variation du signal de la chaîne LOC est gérée par le switch S3.

A titre de comparaison, il est maintenant intéressant d'étudier le cas d'un avion de la gamme AIRBUS conçu à la même époque.

3. ETUDE D'UNE LOI ROLL-OUT AUTOMATIQUE D'UN AIRBUS

Grâce à la loi dite de Roll-Out, un Airbus peut être guidé automatiquement depuis l'impact (à une vitesse de l'ordre de 110 à 140 nœuds) jusqu'à l'arrêt de l'avion, soit durant une vingtaine à une cinquantaine de secondes selon le niveau de freinage choisi.

Comme décrit dans l'introduction de ce chapitre, le guidage longitudinal (freinage) peut être assuré automatiquement (sélecteur Auto-Brake) ou manuellement par le pilote (pédales). Il est complété par l'utilisation des aérofreins (Ground Spoilers) et par le fonctionnement en mode "Reverse" des réacteurs.

Basée sur l'utilisation du faisceau LOCALIZER de l'ILS, cette loi de guidage latéral utilise trois signaux d'entrée principaux :

- L'écart angulaire η à l'axe de la piste mesuré par l'ILS, et lissé à l'aide des informations des centrales inertielles.
- Le cap ψ provenant de la centrale inertielle et compté relativement à l'orientation (QFU) de la piste affichée par l'équipage.
- La vitesse de lacet r , elle aussi donnée par les centrales inertielles.

Le Pilote Automatique élabore alors un ordre, noté δr_{ROF} (Roll-Out Feed), commandé à la gouverne de direction. Cet ordre peut être mélangé à d'éventuels ordres du pilote, limité en amplitude et envoyé à la servocommande de direction. L'autorité du Pilote Automatique est limitée à $\pm 18.5^\circ$. L'ordre de direction est, par ailleurs, relayé à la roulette de nez par le biais d'un gain. Cependant, afin de limiter de trop fortes contraintes mécaniques, on a dû limiter fortement l'autorité du Pilote Automatique à $\pm 2.6^\circ$ sur la roulette de nez.

La loi Roll-Out de l'A310 a été certifiée en décembre 1984. Pour en faciliter la mise au point, un filtrage dérivatif sur l'écart LOC, η , a été introduit. A l'époque, ce choix a permis d'éliminer les problèmes supplémentaires de stabilité qu'aurait posé un système présentant une intégration et a été justifié par la courte durée de la phase de roulage. Un intégrateur subsiste mais est sans influence sur la stabilité. En fait, il génère un mode ingouvernable dont le seul but est d'éviter un retour trop rapide vers l'axe de piste aussitôt après l'impact en "dégonflant" progressivement la mesure initiale de l'écart LOC. Une atténuation variant dans le temps permet ensuite d'estimer un écart métrique en désensibilisant la mesure de η . On fait dépendre cette atténuation du temps faute de connaître la position exacte de l'avion sur la piste, la longueur de celle-ci et l'ouverture du faisceau LOC. A partir de l'A320, des estimateurs de l'écart latéral et de la vitesse latérale ont été mis au point.

La mesure du cap subit quant à elle un filtrage passe-haut de constante de temps 8s afin d'effacer progressivement toute erreur de calage de la centrale inertielle ou d'affichage du QFU. On peut aussi remarquer que l'erreur de cap varie de façon similaire à la dérivée de l'écart LOC η (plus exactement comme la vitesse latérale de l'avion), le dérapage des roues sur la piste étant somme toute assez faible. Ceci explique que l'on corrige la mesure de l'erreur de cap par le résultat d'un filtrage du premier ordre sur l'écart LOC. Voici, ci-après le schéma bloc de cette loi :

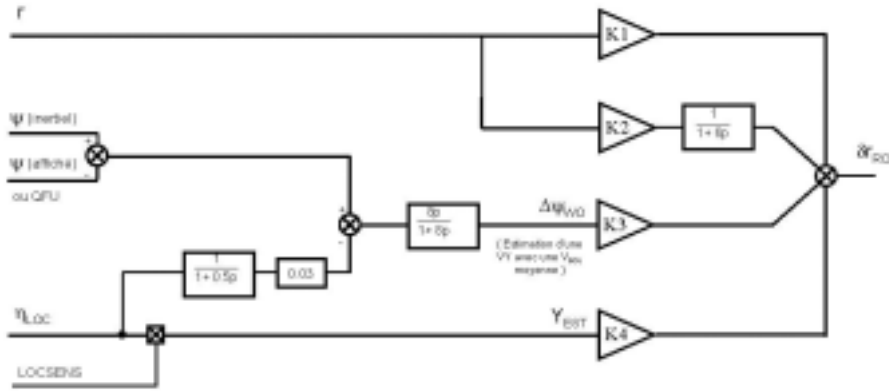


Figure 4 : Diagramme blocs d'une loi de Roll-Out (A310)

4. CONCLUSION

La mise au point de la loi type de suivi automatique de l'axe de la piste utilisée à l'heure actuelle sur les avions de transport civil (Boeing et Airbus) rend nécessaire de régler au minimum 4 gains de sorte à remplir les exigences de performance et de sécurité. De plus, cette mise au point déjà difficile a été rendue plus ardue par l'introduction de contraintes d'utilisation de la loi vis-à-vis du niveau de vent traversier (limitations à 20 nœuds de vent de travers).

Aujourd'hui, le réglage est réalisé empiriquement en simulation dans un premier temps et, dans un second temps, aux essais en vol. En effet, les modèles de simulation étant prévisionnels, la première combinaison de gains trouvée doit être validée et une mise au point, non négligeable sur le plan économique, en essais en vol est nécessaire. Dans un cadre industriel où performances économiques et performances techniques doivent cohabiter, ce processus devient de mois en moins acceptable.

Enfin, la compréhension et la maîtrise de la loi est rendue de plus en plus difficile par la complexification croissante de l'architecture. Or, celle-ci est essentielle pour prendre en compte des contraintes opérationnelles de plus en plus exigeantes.

C'est pour l'ensemble de ces raisons que l'on propose, par la suite, une méthodologie essayant :

- de rendre le moins empirique possible le réglage initial de cette loi et, par conséquent, de limiter autant que possible la phase d'essais en vol,
- de simplifier autant que possible l'architecture de la loi tout en se rapprochant des architectures de loi existantes pour la phase vol (boucles successives d'asservissement),
- de repousser les limitations d'utilisation de la loi de suivi de l'axe de la piste par introduction d'un nouvel actionneur en plus de la gouverne de direction et de la roulette (le freinage dissymétrique),
- de gérer au mieux l'utilisation des actionneurs disponibles lors de la phase sol (introduction d'une couche de supervision du système de commande),
- de permettre l'automatisation de la commande des mouvements latéraux d'un avion au sol (introduction de lois de pilotage et de lois de guidage).

C'est l'enjeu des deux chapitres suivants de cette partie traitant de la commande des mouvements latéraux d'un avion au sol.

- CHAPITRE 2 - SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE DES MOUVEMENTS LATÉRAUX DE L'AVION AU SOL

L'objectif de la loi de guidage pour le suivi de l'axe de la piste est de maintenir l'avion sur l'axe de la piste tout en assurant le suivi du QFU de la piste. Les variables à commander sont alors l'écart latéral y et le cap de l'avion ψ . Il est alors naturel d'écrire, par souci de simplicité, la représentation d'état du système en fonction de ces variables et de leurs dérivées premières.

Par la suite, pour bâtir cette loi, on introduit une loi de pilotage en cap (que l'on appellera aussi petite boucle en cap). C'est alors que l'on propose plusieurs lois intermédiaires qui sont ensuite hybridées entre elles de sorte à satisfaire aux contraintes opérationnelles. La méthode utilisée pour synthétiser cette petite boucle est la commande non linéaire inverse. La loi de guidage pour le suivi de l'axe de la piste (que l'on appellera aussi grande boucle en écart latéral) se charge de déterminer la bonne consigne en cap qu'il faut appliquer à la petite boucle pour suivre ou rejoindre l'axe de la piste. Sa synthèse sera traitée dans le chapitre suivant.

1. RAPPEL DE LA MODELISATION DE LA DYNAMIQUE LATÉRALE DE L'AVION AU SOL

1.1. Conventions et repères

Pour étudier la dynamique latérale de l'avion au roulage, on a vu que l'on peut considérer deux repères : le repère avion ($X_{\text{avion}}, Y_{\text{avion}}$) et le repère sol ($X_{\text{sol}}, Y_{\text{sol}}$). On note V_{sol} la vitesse sol de l'avion, ψ son cap, r sa vitesse de lacet et β son dérapage inertiel.

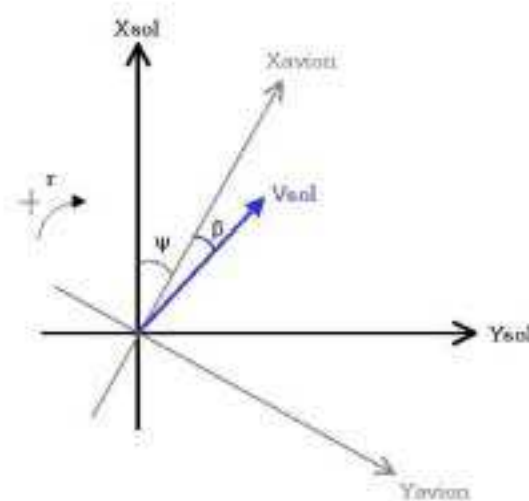


Figure 1 : Schématisation des divers référentiels

Selon les axes avion, la vitesse sol se décompose de la manière suivante par projection :

$$V_{X_{\text{AVION}}} = V_{\text{SOL}} \times \cos \beta \quad \text{et} \quad V_{Y_{\text{AVION}}} = V_{\text{SOL}} \times \sin \beta \quad (\text{IV-2-01\&02})$$

Or, le dérapage étant très faible, on peut effectuer les approximations suivantes :

$$V_{X \text{ AVION}} = V_{\text{SOL}} \quad \text{et} \quad V_{Y \text{ AVION}} = V_{\text{SOL}} \times \beta \quad (\text{IV-2-03\&04})$$

Selon les axes sol, la vitesse sol se décompose de la manière suivante :

$$V_{X \text{ SOL}} = V_{\text{SOL}} \times \cos(\beta + \psi) \quad \text{et} \quad V_{Y \text{ SOL}} = V_{\text{SOL}} \times \sin(\beta + \psi) \quad (\text{IV-2-05\&06})$$

Ici, on ne peut pas faire la même approximation compte tenu du cap. On a aussi :

$$\dot{V}_{Y \text{ SOL}} = \dot{V}_{Y \text{ AVION}} + V_{\text{SOL}} \times r \quad (\text{IV-2-07})$$

On déduit alors, l'expression approchée du dérapage :

$$\beta = \arctan\left(\frac{V_{Y \text{ AVION}}}{V_{X \text{ AVION}}}\right) \approx \frac{V_{Y \text{ AVION}}}{V_{X \text{ AVION}}} \quad (\text{IV-2-08})$$

1.2. Rappel des notations utilisées

1.2.1. Données géométriques, massiques et autres constantes :

S : surface de référence de l'avion (en m²)
h_G : bras de levier force de freinage (en m)
h_{M_int} : bras de levier poussée des moteurs internes (en m)
h_{M_ext} : bras de levier poussée des moteurs externes (en m)
l : corde aérodynamique moyenne (en m)
L : distance absolue longitudinale entre le train avant et les trains principaux (en m)
L_{tp}=l(XT-XG) : empattement arrière par rapport au CG (en m)
L_{ra}=L-L_{tp} : empattement avant par rapport au CG (en m)
m : masse de l'avion (en kg)
I_{zz} : moment d'inertie de l'avion en lacet (en N m s²)
g : accélération de gravitation (en m.s⁻²)
ρ : densité de l'air (en kg.m⁻³)

1.2.2. Données avion :

V : vitesse air (en m.s⁻¹)
V_{xavion} : vitesse sol (en m.s⁻¹)
p_d=0.5ρV² : pression dynamique (en Pa)
r : vitesse de lacet (en rad.s⁻¹)
ψ : cap (en rad)
β : dérapage (en rad)
δ_{nw} : braquage de la roulette de nez (en rad)
δ_r : braquage de la gouverne de direction (en rad)
δ_f : couple de freinage (en Nm) : >0 appliqué sur le train principal droit et <0 sinon

1.2.3. Force et moment aérodynamiques :

$F_y = 0.5\rho S V^2 C_y = p_d S C_y$: force aérodynamique latérale (en N)
 $C_y = C_{y\beta} \cdot (V_{yavion}/V_{xavion}) + C_{yr} \cdot (r_l/V) + C_{y\delta r} \cdot \delta r$ (sans dimension)
 $M_z = p_d S l C_n$: moment aérodynamique suivant l'axe de lacet (en N)
 $C_n = C_{n\beta} \cdot (V_{yavion}/V_{xavion}) + C_{nr} \cdot (r_l/V) + C_{n\delta R} \cdot \delta R$ (sans dimension)
 $F_x = 0.5\rho S V^2 C_x = p_d S C_x$: traînée aérodynamique (en N)
 $F_z = 0.5\rho S V^2 C_z = p_d S C_z$: portance aérodynamique (en N)

1.2.4. Forces, charges et moments dus au contact avec le sol :

F_x : force de freinage (en N)
 N_{ra} : charge verticale sur le train avant (en N)
 $N_{tp} = (mg - p_d S C_z) - N_{ra}$: charge verticale sur les trains principaux (en N)
 K_{ra} : cornering gain du train avant (sans dimension)
 K_{tp} : cornering gain des trains principaux (sans dimension)
 $F_{yra} = -K_{ra} \cdot N_{ra} \cdot [(V_{yavion}/V_{xavion}) + (r_l L_{ra}/V_{xavion}) - \delta n_w]$ (en N)
 $F_{ytp} = -K_{tp} \cdot N_{tp} \cdot [(V_{yavion}/V_{xavion}) - (r_l L_{tp}/V_{xavion})]$ (en N)

1.2.5. Autres Forces :

Π_{int} : poussée des moteurs internes (en N)
 Π_{ext} : poussée des moteurs externes (en N)

1.3. Représentation d'état de la dynamique latérale de l'avion au sol

On peut exprimer la dynamique latérale de l'avion en boucle ouverte sous la forme d'une représentation d'état linéaire à paramètres variants, ce qui est une forme particulière de représentation d'état non linéaire affine, dont les variables de commande sont δr , δn_w et δf et les variables d'état sont V_{yavion} et r . D'une manière synthétique, cette représentation d'état peut s'écrire sous la forme :

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} V_{yavion} \\ r \end{pmatrix} = A(V_{xavion}, p_d, K_{ra}, K_{tp}, N_{ra}, N_{tp}, \text{masse}, \text{inertie}, \text{centrage}) \times \begin{pmatrix} V_{yavion} \\ r \end{pmatrix} + B(V_{xavion}, p_d, K_{ra}, N_{ra}, \text{masse}, \text{centrage}) \times \begin{pmatrix} \delta r \\ \delta n_w \\ \delta f \end{pmatrix}$$

$$\text{où } A = \begin{pmatrix} \frac{-K_{ra} N_{ra} - K_{tp} N_{tp} + p_d S C_{y\beta}}{m \times V_{xavion}} & \frac{-K_{ra} N_{ra} L_{ra} + K_{tp} N_{tp} L_{tp} + p_d S l C_{yr} - V_{xavion}}{m \times V_{xavion}} \\ \frac{-K_{ra} N_{ra} L_{ra} + K_{tp} N_{tp} L_{tp} + p_d S l C_{n\beta}}{l_{zz} \times V_{xavion}} & \frac{-(K_{ra} N_{ra} L_{ra}^2 + K_{tp} N_{tp} L_{tp}^2) + p_d S l^2 C_{nr}}{l_{zz} \times V_{xavion}} \end{pmatrix} \text{ et } B = \begin{pmatrix} \frac{p_d S C_{y\delta r}}{m} & \frac{K_{ra} N_{ra}}{m} & 0 \\ \frac{p_d S l C_{n\delta r}}{l_{zz}} & \frac{K_{ra} N_{ra} L_{ra}}{l_{zz}} & \frac{\xi}{R l_{zz}} \end{pmatrix}$$

Par la suite, les coefficients de la matrice d'état seront notés, par souci de simplicité, $(a_{ij})_{(i,j) \in \{1,2\}^2}$. Il est maintenant important de donner l'expression des charges verticales sur la roulette de nez et sur les trains principaux qui interviennent dans ceux-ci :

$$N_{ra} = \frac{1}{L} \times [L_{tp} \times (mg - p_d S C_z) + h_G \times F_x - h_{M_{int}} \times \Pi_{int} - h_{M_{ext}} \times \Pi_{ext}] \quad (\text{IV-2-09})$$

$$N_{tp} = (mg - p_d S C_z) - N_{ra} = \frac{1}{L} \times [L_{ra} \times (mg - p_d S C_z) - h_G \times F_x + h_{M_{int}} \times \Pi_{int} + h_{M_{ext}} \times \Pi_{ext}] \quad (\text{IV-2-10})$$

et qui fait apparaître leur dépendance de la pression dynamique et donc de la vitesse. La dernière difficulté consiste à déterminer la force de freinage à l'aide des variables avion disponibles par mesure directe ou indirecte. Pour cela, écrivons l'équation de traînée :

$$m \frac{d}{dt} V_{\text{avion}} = -n_x mg = (\Pi_{\text{int}} + \Pi_{\text{ext}}) - p_d S C_x - \mu_0 (mg - p_d S C_z) - F_x \quad (\text{IV-2-11})$$

On déduit alors :

$$F_x = (n_x - \mu_0) \times mg - p_d S (C_x - \mu_0 \times C_z) + (\Pi_{\text{int}} + \Pi_{\text{ext}}) \quad (\text{IV-2-12})$$

Il est nécessaire d'apporter quelques précisions en ce qui concerne la poussée. A l'atterrissage, soit on active les reverses, soit on place les moteurs sur le ralenti. Dans ces deux cas, la poussée Π est déterminée par une courbe prédéterminée fonction de la vitesse, que l'on notera par la suite $\Pi(V)$ et que l'on pourra aisément tabuler suivant un profil standard issue des documents relatifs aux performances avion.

Hypothèse dans le cadre A340-600 : Dans cette application, on supposera en première approximation que la force retardante issue des reverses est nulle. L'estimation de la force de freinage est alors donnée par l'équation simplifiée suivante :

$$F_x = (n_x - \mu_0) \times mg - p_d S (C_x - \mu_0 \times C_z) \quad (\text{IV-2-13})$$

2. ETUDE PARAMETRIQUE DE L'EVOLUTION DES MODES DE L'AVION NATUREL AU SOL

2.1. Evolution des modes de l'avion naturel au sol en fonction de la vitesse

Suivant le niveau de détails du modèle de la dynamique de l'A320 utilisé, les modes de l'avion naturel associés aux valeurs propres de la matrice $A(V)$ présentent des caractéristiques différentes.

Niveau1 : sans prendre en compte les forces aérodynamiques, le paysage des pôles est le suivant.

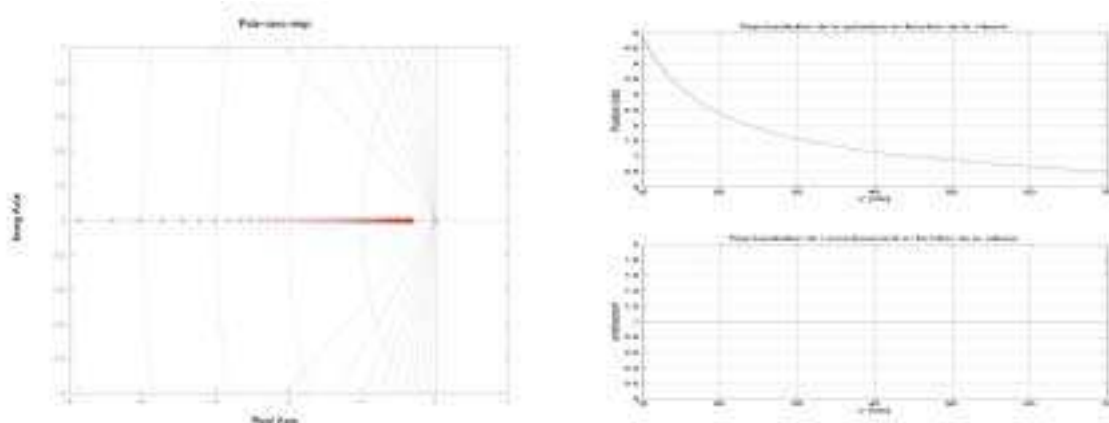


Figure 2 : Diagramme des pôles de l'avion au sol naturel (modèle sans les forces aérodynamiques)

Dans le domaine de sol étudié, en ne tenant pas compte des forces aérodynamiques, on n'a que des valeurs propres réelles négatives. On a donc une dynamique stable asymptotiquement.

Niveau2 : En introduisant l'effet des forces aérodynamiques, on voit apparaître des pôles complexes à partir d'une vitesse de 47 kts. On s'aperçoit que la pulsation naturelle associée à ceux-ci diminue au fur et à

mesure que la vitesse augmente. Au-delà de 47kts, l'amortissement diminue jusqu'à 0.7. (Les pôles sont réels négatifs à basses vitesses puis complexes bien amortis à grande vitesse).

Ainsi, on obtient deux types de réponses stables, selon que la vitesse air est supérieure ou inférieure à 47 kts.

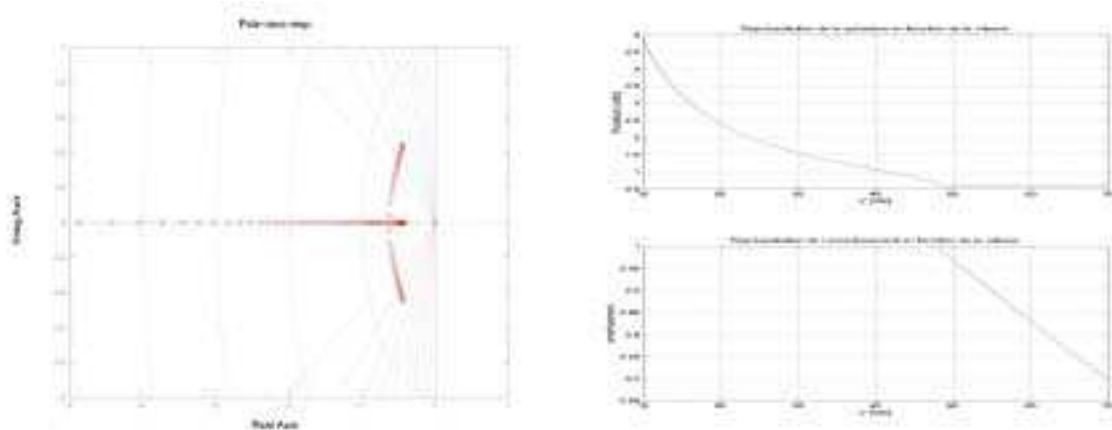


Figure 3 : Diagramme des pôles de l'avion au sol naturel (modèle avec les forces aérodynamiques)

En fait, on s'aperçoit que l'influence des forces aérodynamiques est négligeable tant que la vitesse est inférieure à 47 kts : on a pour ces gammes de vitesses, des courbes qui se superposent avec celles obtenues au niveau 1.

Par la suite, nous tiendrons bien entendu compte des forces aérodynamiques.

2.2. Etude paramétrique modale

On cherche à étudier l'évolution de l'amortissement et de la pulsation de la dynamique latérale de l'avion en fonction des paramètres dont dépend la représentation d'état. L'avion support est l'A320. On fait varier :

- La vitesse sol V entre 10 et 140 nœuds
- Le couple de freinage entre 0 et 150000 Nm
- Les "cornering gains" K_{ra} et K_{tp} , respectivement, dans les intervalles $[0.5 \times 2.22 ; 2 \times 2.22]$ et $[0.5 \times 2.6 ; 2 \times 2.6]$ (les valeurs 2.22 et 2.6 correspondent aux valeurs des "cornering gains" obtenues sur piste sèche)
- Le centrage XG entre 10.5% et 44%
- La masse m entre 46 et 67 tonnes avec les inerties correspondantes (comprises entre 3.1×10^6 et 4.5×10^6 Nms²).

2.2.1. Le couple de freinage et la vitesse

La vitesse et le couple de freinage ont tous les deux une influence importante sur la dynamique latérale de l'avion. Il y a un effet couplé de ces deux paramètres : l'amortissement et la pulsation diminuent, lorsqu'on avance vite et que l'on freine peu.

Ceci étant, dans la phase taxi, c'est-à-dire à basses vitesses, l'amortissement est supérieur à 0.7 : l'effet du couple de freinage n'est donc pas trop pénalisant.

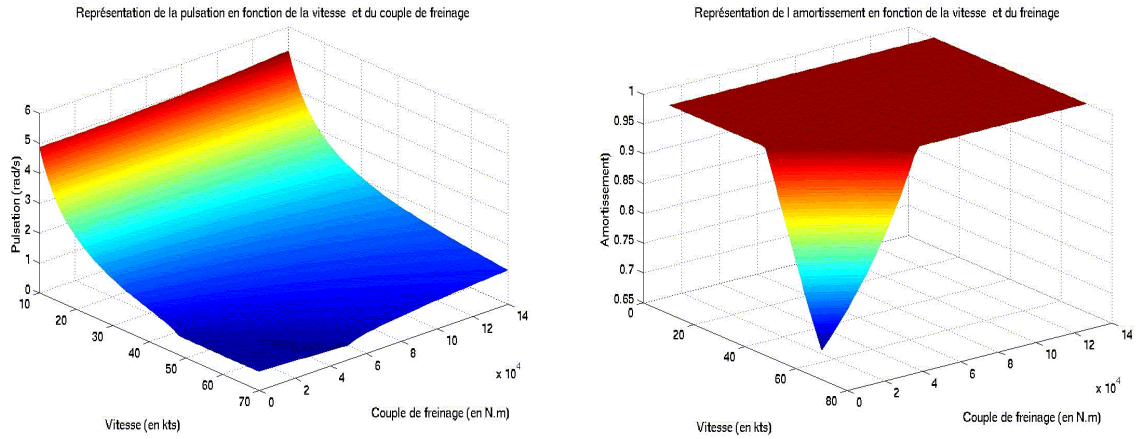


Figure 4 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel pour les basses vitesses

On a par ailleurs tracé la pulsation naturelle et l'amortissement en fonction de la vitesse et du couple de freinage, dans la phase roll out (i.e. à grandes vitesses).

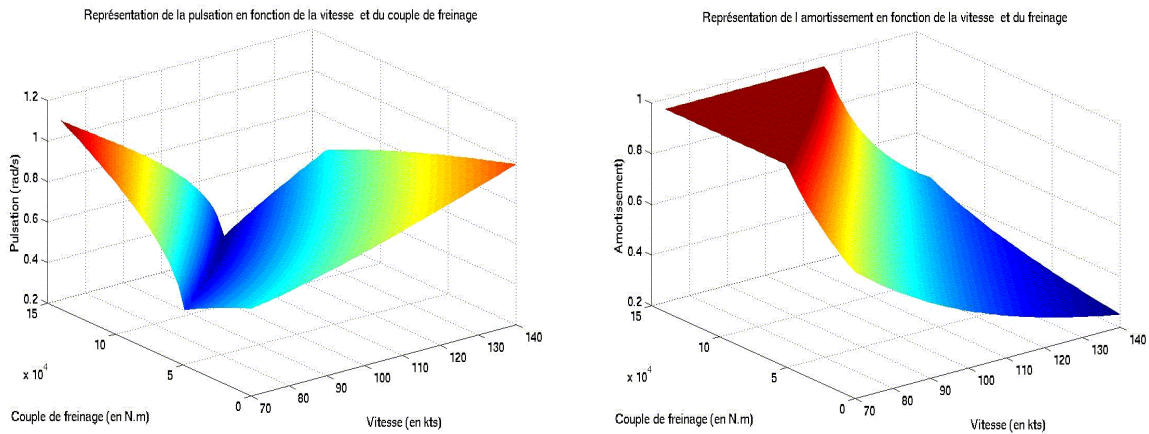


Figure 5 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel pour les hautes vitesses

On voit très clairement apparaître l'effet couplé de la vitesse et du couple de freinage. On s'aperçoit que si on veut créer une loi roll out, il faut tenir compte de la nette dégradation de l'amortissement, à grandes vitesses. A 140 kts, avec un couple de freinage nul (ce qui correspond à peu près à l'instant du début du roulage), l'amortissement est de l'ordre de 0.2.

2.2.2. Le Kra et la vitesse

Les effets combinés d'une variation du Kra et de la vitesse paraissent relativement importants : on constate notamment que l'amortissement est d'autant plus faible que la vitesse est élevée et que le Kra est petit, autrement dit que l'état de la piste est mauvais.

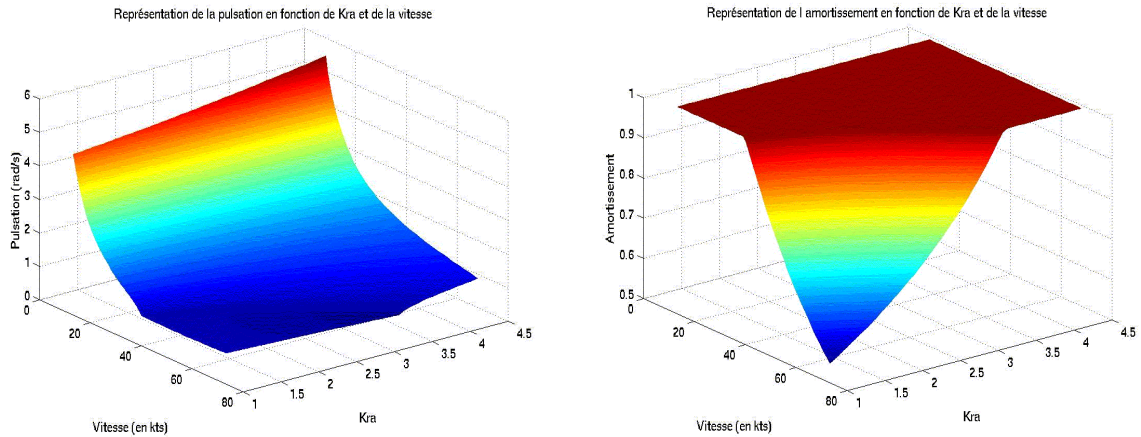


Figure 6 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction de Kra et de la vitesse

2.2.3. Le Ktp et la vitesse

On remarque qu'il y a un léger effet dû au Ktp, mais il est assez limité, comparé à l'effet vitesse : l'amortissement varie peu quelle que soit la valeur du coefficient latéral Ktp alors qu'une accélération fait considérablement diminuer l'amortissement.

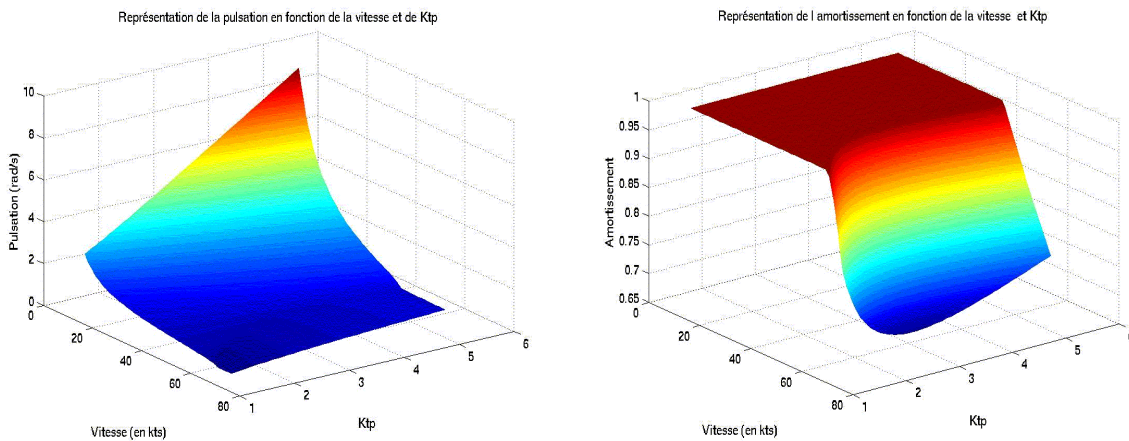


Figure 7 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction de Ktp et de la vitesse

2.2.4. Les cornering gains

On constate que la valeur de l'amortissement est sensiblement la même, quelles que soient les valeurs des "cornering gains" : l'amortissement n'est pas toujours égal à 1 mais sa valeur reste toujours supérieure à 0.98. Par ailleurs, les résultats graphiques montrent que la pulsation naturelle (inférieure à $8\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$) est d'autant plus faible que les coefficients latéraux (ou cornering gains) sont faibles. Cela veut dire que plus l'état de la piste ou des pneumatiques est mauvais, plus la pulsation naturelle est faible.

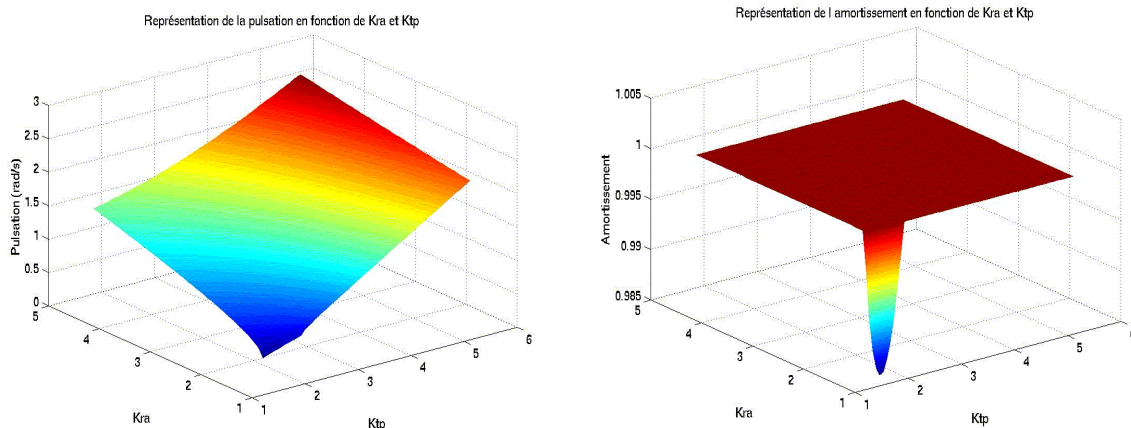


Figure 8 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction de Kra et de Ktp

2.2.5. Le centrage et la vitesse

Les courbes ci-dessous montrent que la pulsation et l'amortissement diminuent au fur et à mesure que l'on accélère. L'influence du centrage paraît négligeable par rapport à celle de la vitesse.

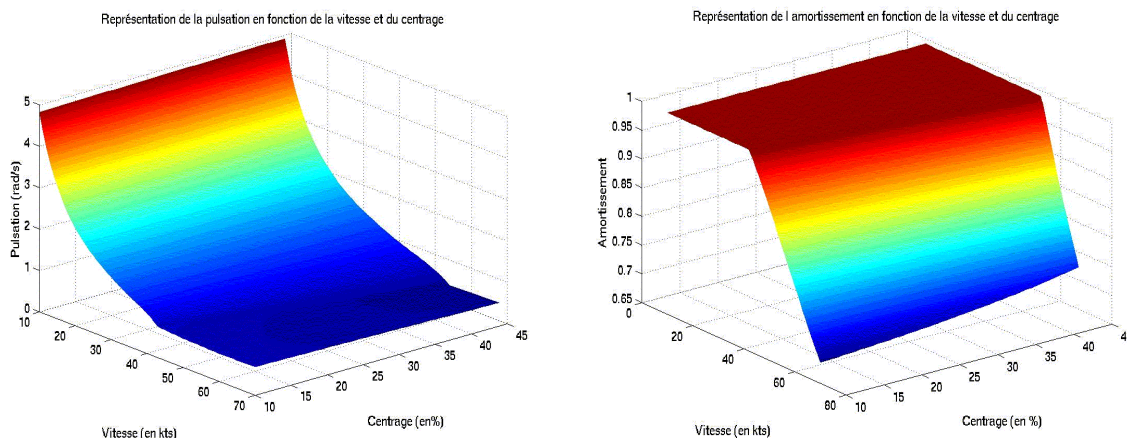


Figure 9 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction du centrage et de la vitesse

2.2.6. Le centrage et le couple de freinage

La simulation ci-dessous a été effectuée pour une vitesse longitudinale égale à 35 kts. Le graphe de gauche montre que la pulsation est d'autant plus faible que le couple de freinage est petit et que l'avion est centré avant, mais dans l'ensemble, le centrage et le freinage ont peu d'influence sur la dynamique latérale de l'avion.

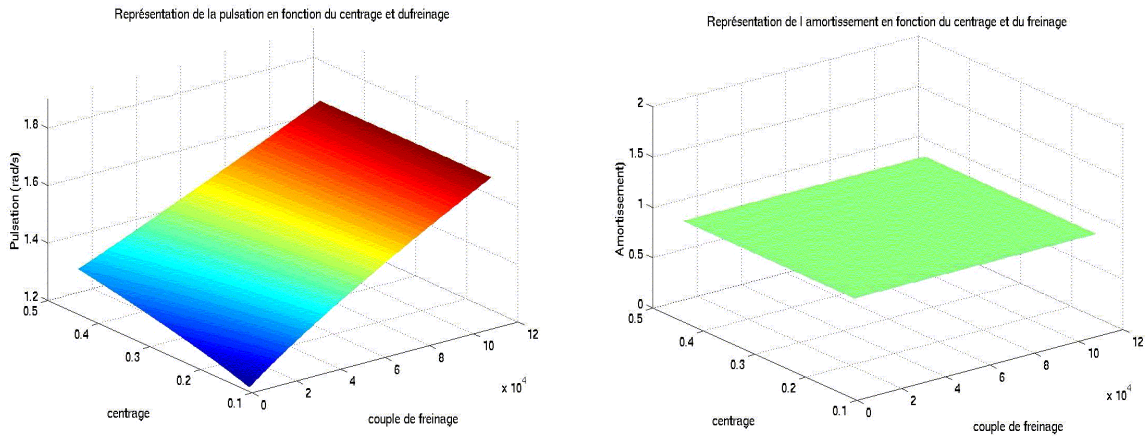


Figure 10 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction du centrage et du freinage

2.2.7. La masse et la vitesse

Pour l'A320, l'influence de la masse (et donc de l'inertie) paraît négligeable devant celle de la vitesse, dans la phase taxi. On constate que la pulsation augmente légèrement lorsque la masse et donc l'inertie de l'avion augmentent.

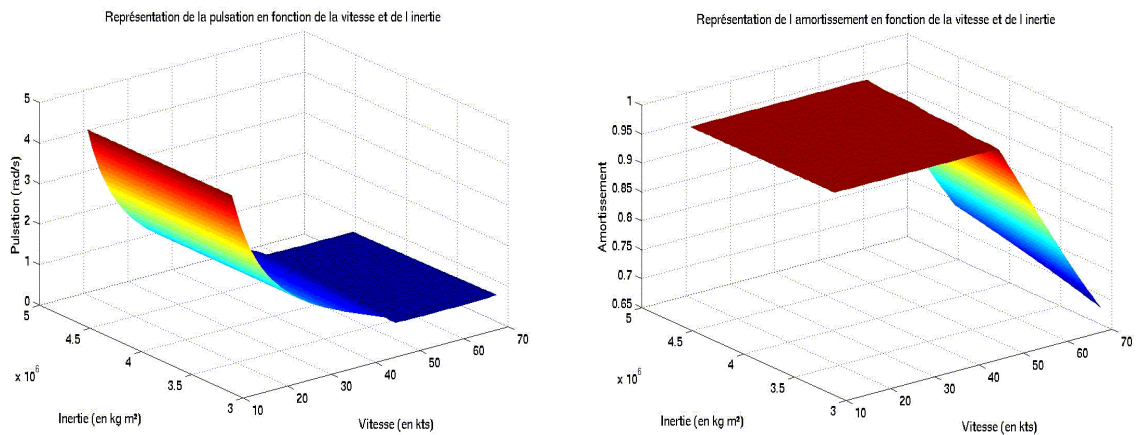


Figure 11 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction de l'inertie (basses vitesses)

A titre d'information, l'évolution de la pulsation et de l'amortissement sont tracées en fonction de la vitesse et de l'inertie : l'effet de l'inertie est plus important à grandes vitesses qu'à basses vitesses, mais il reste relativement limité.

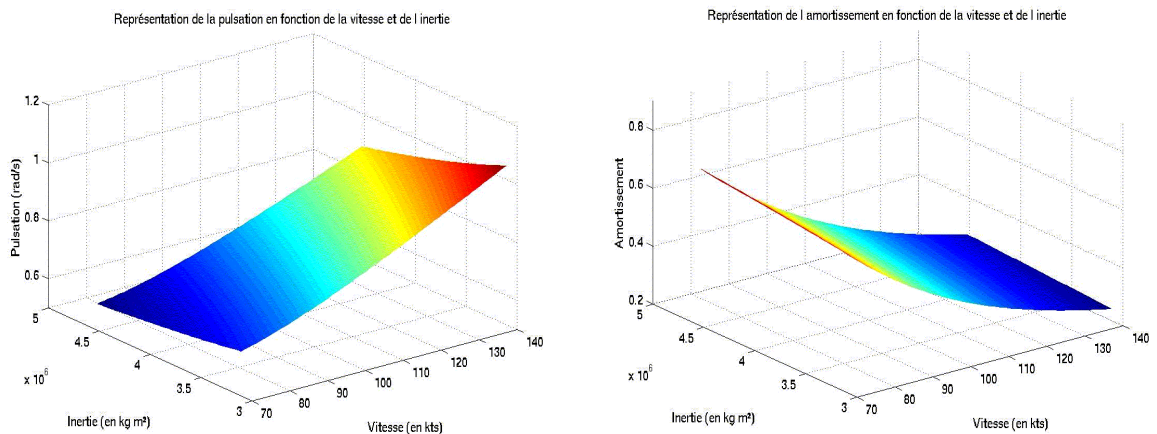


Figure 12 : Représentation de la pulsation naturelle et de l'amortissement du premier mode de l'avion au sol naturel en fonction de l'inertie (hautes vitesses)

Remarque : L'influence de l'inertie est limitée pour l'A320. Si on étudie un avion du type A340 ou A380 dont le rayon de giration est deux fois plus important que celui de l'A320, la plage des valeurs dans laquelle se trouve l'inertie est beaucoup plus large et donc l'effet inertie est beaucoup plus important.

Ces courbes permettent de mettre en lumière quelques effets défavorables tels que :

- Une vitesse élevée
- Un couple de freinage faible
- Un Kra (coefficient latéral roue avant) petit, autrement dit une piste en mauvais état ou des pneumatiques usés ou éclatés.

Cette étude montre aussi que la vitesse est un paramètre prépondérant et que la masse (et donc l'inertie) et le centrage influencent peu la dynamique latérale de l'avion. Il ne faudra pas négliger les effets des "cornering gains" et du couple de freinage.

Comme ce système est linéaire, il pourrait être intéressant d'étudier en boucle fermée ses modes. Comme la vitesse longitudinale est un paramètre prépondérant, on pourrait calculer des matrices de gain pour plusieurs vitesses V. Puis, on interpolerait la matrice des gains paramétrés par la vitesse V (gain scheduling). On obtiendrait ainsi une loi non linéaire (puisque'elle dépendrait de V). Enfin, comme le système dépend d'autres paramètres, on pourrait aussi étudier la robustesse de la commande. Ceci dit, s'il s'avère que le système est sensible aux variations des coefficients latéraux, qui sont difficilement mesurables, il faudrait s'orienter vers d'autres méthodes (par exemple, la synthèse multi-modèle).

3. LA SYNTHÈSE D'UNE LOI DE PILOTAGE EN CAP EN PHASE BASSES VITESSES DE TAXIING A L'AIDE DE LA COMMANDE MODALE

L'analyse de la dynamique de l'avion au sol, naturel (en boucle ouverte), peut être étudiée à l'aide de la représentation d'état linéaire suivante (se reporter aux deux paragraphes précédents) :

$$\begin{cases} \dot{X} = A(\theta)X + B(\theta)\delta \\ Y = C(\theta)X \end{cases} \text{ où } X = (v \quad r \quad \psi)^T \quad (\text{IV-2-14})$$

où θ représente des paramètres comme les coefficients aérodynamiques, les cornering gains, la masse et la vitesse longitudinale. Cette représentation d'état, d'ordre 3, dépend non linéairement de paramètres exogènes comme la vitesse longitudinale de l'avion ou encore de paramètres caractéristiques de l'avion comme les "cornering gains" ou encore diverses grandeurs géométriques. De ce fait, on peut affirmer que l'avion au sol modélisé ainsi est un système de type LPV (Linear Parameters Varying).

Il est naturel d'utiliser les techniques de placement de structures propres pour synthétiser des correcteurs pour chaque jeu de paramètres θ appartenant à un domaine précis que l'on pourrait appeler **Domaine de sol**. (par analogie à la définition du Domaine de vol). On déduirait alors un correcteur valide sur l'ensemble de ce domaine en procédant à une interpolation des correcteurs ainsi obtenus : c'est ce que l'on appelle le Gain Scheduling.

Les valeurs numériques adoptées dans cette étude correspondent à l'A320.

3.1. Synthèse de la loi de pilotage en cap

On dispose désormais d'une représentation d'état linéaire où la matrice d'état dépend des paramètres suivants :

- La vitesse sol V comprise entre 10 et 70 kts (on se concentre uniquement sur les basses vitesses)
- Le centrage XG compris entre 10.5% et 44%
- La masse m comprise entre 46 et 67 tonnes
- Le couple de freinage CF compris entre 0 et 150000 Nm
- Les cornering gains K_{ra} et K_{tp} compris respectivement dans les intervalles $[0.5 \times 2.22, 2 \times 2.22]$ et $[0.5 \times 2.6; 2 \times 2.6]$ (les valeurs 2.22 et 2.60 pour K_{ra} et K_{tp} correspondent aux valeurs des cornering gains obtenues sur piste sèche)
- L'inertie de l'avion comprise entre 1.75×10^6 et 7×10^6 Nms²

Vu les résultats sur l'étude de la dynamique de l'avion au sol naturel, le paramètre prépondérant est la vitesse V . D'autres paramètres tels que le K_{ra} , le K_{tp} , le couple de freinage et l'inertie ont néanmoins un effet non négligeable sur cette dynamique. L'influence de la masse et du centrage paraît négligeable.

On dispose d'estimations et/ou de mesures de la vitesse sol, de la masse, du couple de freinage, de l'inertie et du centrage. Par contre, pour K_{ra} et K_{tp} , on ne dispose que de valeurs prévisionnelles, donc incertaines : K_{ra} et K_{tp} sont identifiés a posteriori à l'aide d'essais (se reporter au chapitre sur la modélisation de la dynamique de l'avion au sol).

On souhaite synthétiser une loi de pilotage dont la consigne est le cap ψ_c de l'avion au sol.

$$\delta_e = -K(\theta)X + H(\theta)\psi_c \quad (\text{IV-2-15})$$

Comme on ne considère que les basses vitesses, il s'avère que l'on utilise uniquement la roulette de nez étant donné que les gouvernes sont peu efficaces.

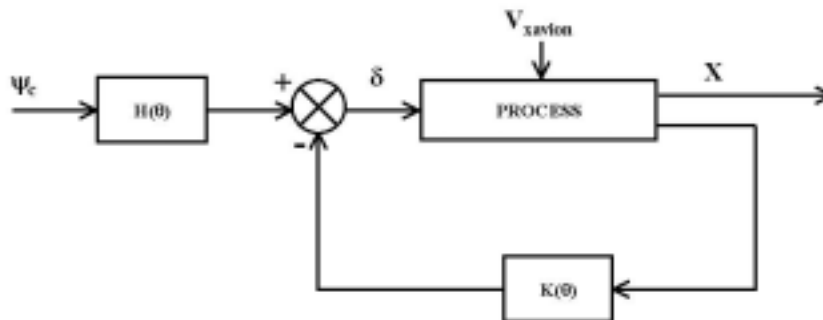


Figure 13 : Schéma bloc général de la loi de pilotage

Dans un premier temps, on calculera la matrice de gains du retour d'état et celle de pré-commande, en ne considérant qu'un seul paramètre : la vitesse longitudinale de l'avion. En fait, le retour se présente sous la forme :

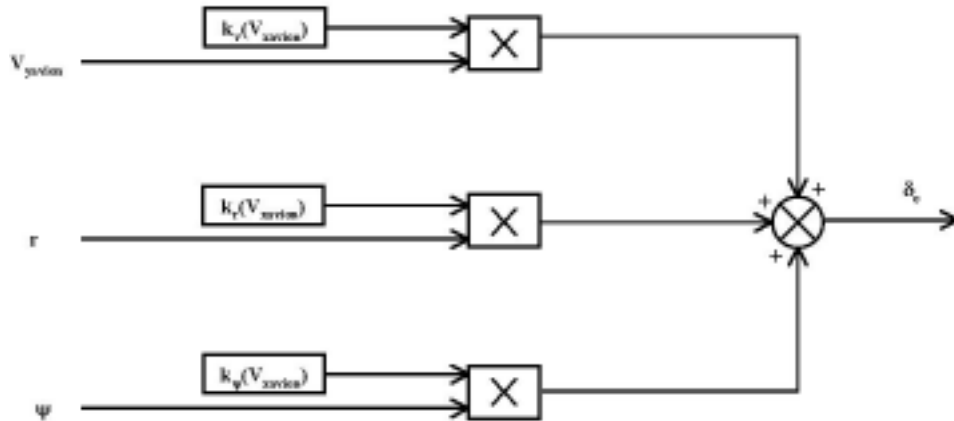


Figure 14 : Architecture de la loi de pilotage en cap

Comme la consigne est un scalaire (le braquage de la roulette de nez δ_e) et que le vecteur d'état comporte 3 composantes, la matrice des gains est de la forme :

$$K(v) = (k_v(v) \quad k_r(v) \quad k_\psi(v)) \quad (\text{IV-2-16})$$

Une fois que la vitesse longitudinale est fixée et que le triplet de valeurs propres souhaité $(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ est choisi, la matrice des gains est entièrement déterminée. En effet, en partant de l'idée que pour $i=1, 2, 3$, $\det(A - BK - \lambda_i I) = 0$, on aboutit à un système de Cramer à 3 équations et à 3 inconnues dont la résolution nous donne les composantes de la matrice K.

Le même type de raisonnement permet de voir que la matrice de pré-commande est un scalaire. Le calcul de H se déduit de celui de K car dès que l'on reboucle le système en boucle ouverte avec le retour d'état ci-dessus synthétisé, la dynamique du système rebouclé est déterminée par la représentation d'état suivante :

$$\dot{X} = (A - BK)X + BH\psi_c \quad (\text{IV-2-17})$$

$A - BK$ est une matrice stable (ou plus exactement, on choisit les valeurs propres telles que cette matrice soit stable). Par conséquent, si ψ_c reste constant, X tendra vers une valeur limite X_∞ solution de l'équation :

$$(A - BK)X_\infty + BH\psi_c = 0, \quad (\text{IV-2-18})$$

$A - BK$ ne devant pas présenter de valeur propre nulle on peut écrire :

$$X_\infty = -(A - BK)^{-1} BH\psi_c. \quad (\text{IV-2-19})$$

S'il n'y a pas d'erreur de sortie, on peut écrire :

$$\psi_\infty = \psi_c \quad \text{ou} \quad \psi_c = -C(A - BK)^{-1} BH\psi_c \quad \forall \psi_c, \quad (\text{IV-2-20})$$

d'où la condition : $I = -C(A - BK)^{-1} BH$, ce qui implique, finalement que :

$$H = -(C(A - BK)^{-1} B)^{-1}. \quad (\text{IV-2-21})$$

Cela montre que, pour une vitesse longitudinale donnée, une fois que les valeurs propres souhaitées sont fixées, la matrice des gains K et la matrice de pré-commande H sont entièrement déterminées. On a réitéré

le calcul présenté ci-dessus, pour plusieurs vitesses longitudinales différentes. Ensuite, on a interpolé les gains K par rapport à la vitesse (gain scheduling). On a ainsi obtenu une matrice des gains paramétrés $K(V)$ et une matrice de pré-commande $H(V)$ qui dépendent de la vitesse longitudinale. On aboutit alors à une loi non linéaire de la forme :

$$\delta_e = -K(V)X + H(V)\psi_c \quad (\text{IV-2-22})$$

Les performances de la loi obtenue ont été évaluées à l'aide des simulations présentées ci-après.

3.2. Les premières simulations

3.2.1. Le choix des valeurs propres

Il reste, maintenant, à choisir, pour la vitesse longitudinale considérée, le triplet de valeurs propres qui permet de respecter des spécifications portant sur :

- **La stabilité** : $\text{Re}(\lambda) < 0$. On ne choisira que des valeurs propres dont la partie réelle sera strictement négative.
- **Le temps de réponse à 5%** noté τ : $|\text{Re}(\lambda)| \geq \frac{3}{\tau}$. On essaiera d'avoir un petit temps de réponse (de l'ordre de quelques secondes).
- **L'amortissement** noté ξ : $\frac{|\text{Re}(\lambda)|}{|\lambda|} > \xi$. On choisira, comme valeur propre, notée v_{pv} , associée à la vitesse latérale, un réel négatif. Les valeurs propres associées à la vitesse de lacet, v_{pr} et au cap, v_{pc} seront des complexes conjugués tels que l'on ait un amortissement égal à 0.7.

Il faudra, en outre, tenir compte du fait que la vitesse de braquage de la roulette de nez ne peut pas excéder $10^\circ/\text{s}$ et que son braquage ne peut pas dépasser 75° . On a d'abord effectué des simulations avec, pour consigne, un créneau de cap à 10° .

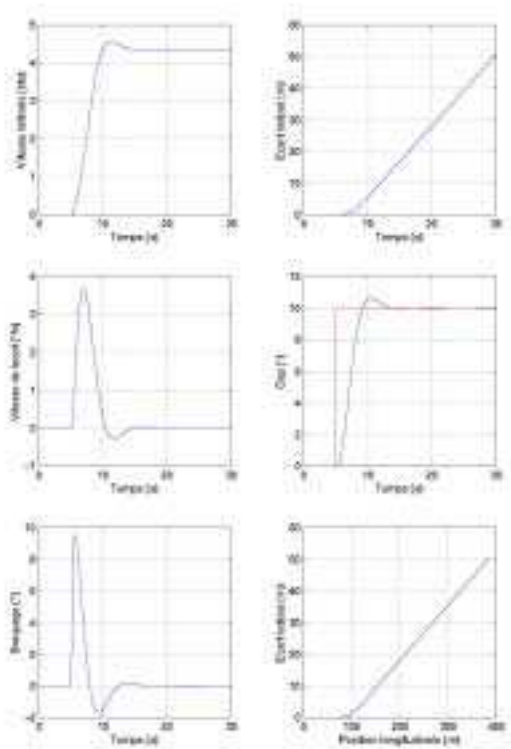
A v_{pr} et v_{pc} fixes, une augmentation de $|v_{pv}|$ aura les effets suivants :

- La saturation en vitesse de braquage est plus vite atteinte,
- Le temps de réponse diminue,
- L'écart latéral augmente,
- Le dépassement de la réponse en cap par rapport à la consigne augmente.

A v_{pv} fixe, une augmentation de $|v_{pr}|$ aura les effets suivants :

- La saturation en vitesse de braquage est plus vite atteinte,
- Le temps de réponse diminue,
- L'écart latéral augmente,
- La vitesse de lacet augmente.

Une étude sommaire permet de voir qu'il serait intéressant de choisir v_{pv} compris entre -1.5 et -1.2 , et v_{pr} et v_{pc} compris entre $-0.4 \pm 0.4 \times i$ et $-0.8 \pm 0.8 \times i$ (ce qui donnerait un temps de réponse de l'ordre de 5s.) . De ce fait, on a effectué des simulations en choisissant des valeurs propres comprises dans ces gammes de valeurs. Il est alors apparu, qu'avec le scénario où on a une consigne de cap à 10° , la « meilleure » réponse est obtenue pour $v_{pv} = -1.2$ et $v_{pr} = \overline{v_{pc}} = -0.7 + 0.7 \times i$. Toutefois, pour garder une marge (pour les simulations avec de grands angles de cap), on choisira :



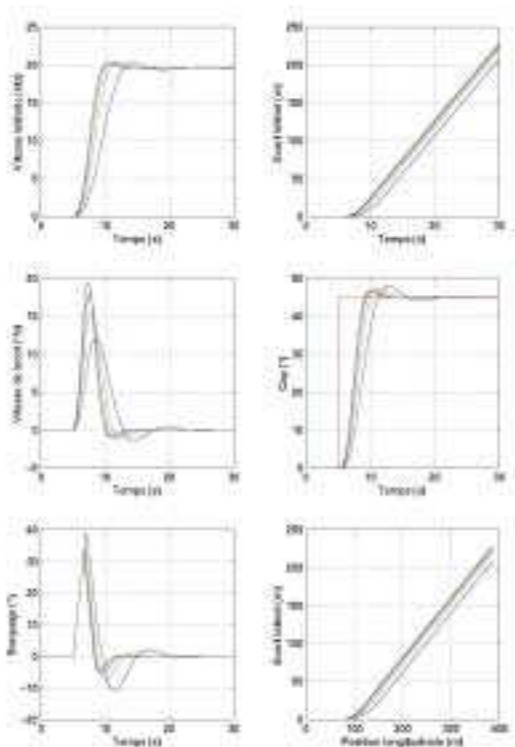
$$\begin{aligned} v_{pv} &= -1.2 \\ v_{pr} &= -0.6 + 0.6 \times i \\ v_{pc} &= -0.6 - 0.6 \times i \end{aligned}$$

Le graphe suivant a été obtenu avec les valeurs propres sélectionnées ci-dessus, pour une consigne en créneau de cap de 10° .

A titre d'information, on a lancé des simulations pour différentes consignes : créneau de cap de 45° , 90° , créneau de vitesse de lacet de $2^\circ/s$, $9^\circ/s$ et $18^\circ/s$ pendant 5 s.

3.2.2. Analyse paramétrique de la robustesse de la loi de pilotage en cap

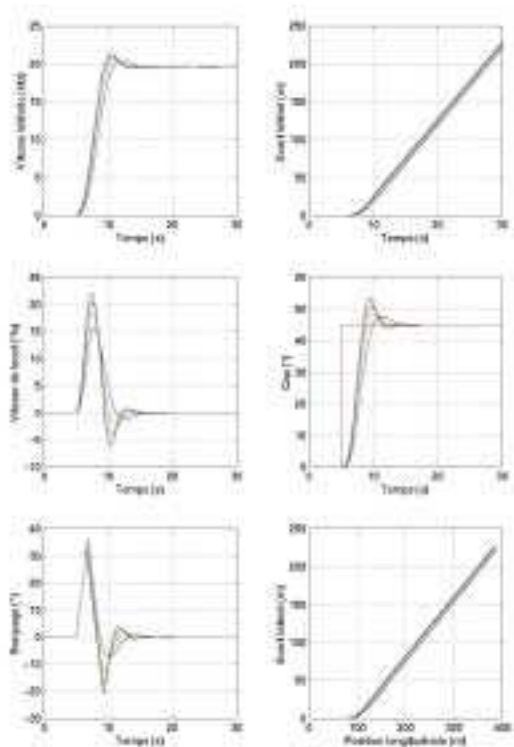
Maintenant que l'on a déterminé les valeurs propres et donc la loi de commande (matrice de gains par retour d'état, matrice de pré-commande) en fonction de la vitesse longitudinale, on étudie la robustesse de cette loi face aux variations des paramètres d'état décrits lors de l'étude de la dynamique latérale de l'avion naturel (à savoir le couple de freinage, les cornering gains...). Cette étude montre que plus les cornering gains sont grands, plus le temps de réponse est petit. On remarque que le fait d'augmenter les cornering gains a aussi pour effet de diminuer très légèrement le dépassement. Cela signifie que le cas défavorable est celui où les cornering gains sont petits : cela paraît cohérent puisque lorsque l'on a de petits cornering gains, cela signifie que l'état de la piste ou des pneus est dégradé.



La planche ci-contre a été obtenue, avec les mêmes valeurs propres que précédemment, en utilisant pour consigne un créneau de cap à 45°. Nous avons fait varier le couple de cornering gains (K_{ra} , K_{tp}) et le code des couleurs que nous avons adopté est :

- bleu : $(K_{ra}, K_{tp}) = 0.5 \times (2.22; 2.6)$
- vert : $(K_{ra}, K_{tp}) = (2.22; 2.6)$
- rouge : $(K_{ra}, K_{tp}) = 1.5 \times (2.22; 2.6)$
- noir : $(K_{ra}, K_{tp}) = 2 \times (2.22; 2.6)$

La suite de l'étude montre que plus le couple de freinage est grand, plus le temps de réponse est petit et plus le dépassement de la réponse en cap par rapport à la consigne est important. Etant donné, l'impact non négligeable des variations du couple de freinage sur la commande en cap, il est intéressant d'étudier une loi de pilotage dépendant à la fois de la vitesse longitudinale et du couple de freinage.



La planche suivante a été obtenue avec les valeurs propres qui ont été retenues plus haut, en utilisant pour consigne, un créneau de cap à 45°. On obtient 4 courbes correspondant à 4 couples de freinage différents. Le code des couleurs qui a été adopté est le suivant :

- bleu : $CF = 0 \text{ Nm}$
- vert : $CF = 50000 \text{ Nm}$
- rouge : $CF = 100000 \text{ Nm}$
- noir : $CF = 150000 \text{ Nm}$

Remarque : Une étude complémentaire a permis de voir qu'à basses vitesses, l'amortissement reste supérieur à 0.7 quelle que soit la valeur du couple de freinage (comprise entre 0 et 150000Nm). L'effet du couple de freinage est donc négligeable à basses vitesses. Par contre, si on veut une loi roll out (vitesses élevées), on s'aperçoit qu'il faut tenir compte de la dégradation de l'amortissement. On a un effet couplé de la vitesse longitudinale et du couple de freinage. La variation du couple de freinage s'apparente à un transfert de charge que l'on peut quantifier en estimant le facteur de charge longitudinal (cf. chapitre suivant sur la synthèse d'une loi de guidage pour le suivi automatique de l'axe de la piste à l'atterrissage).

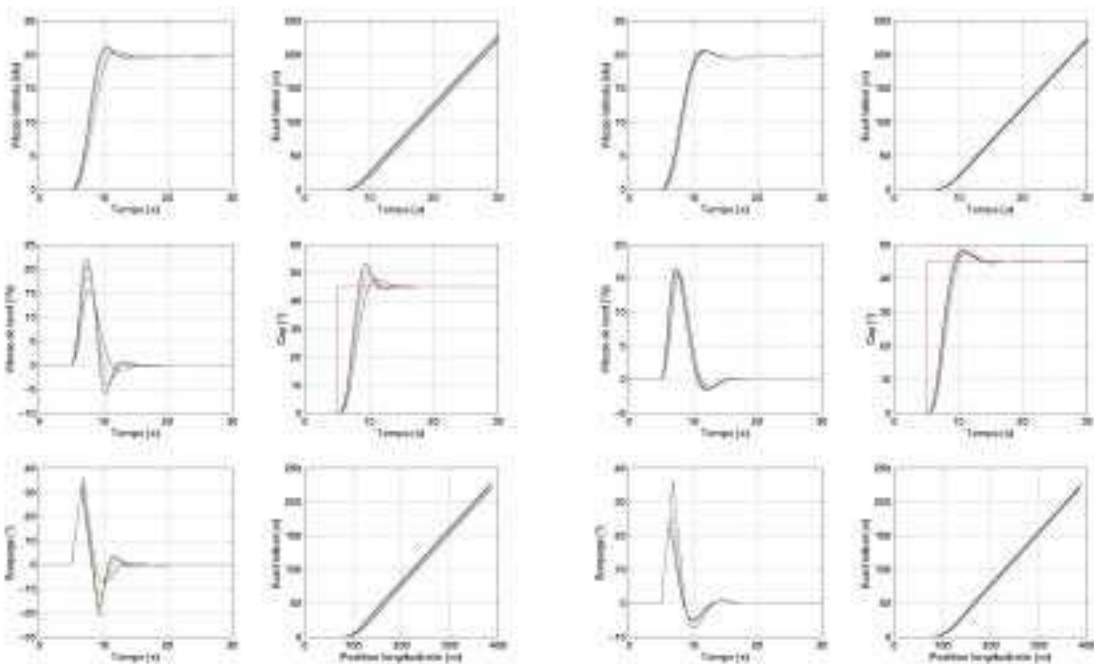
3.2.3. Comparaison des lois de pilotage $(H(V), K(V))$ et $(H(V, CF), K(V, CF))$

L'objectif de ce paragraphe est de comparer le comportement de l'avion - ou plutôt la dynamique latérale - soumis à deux lois de pilotage différentes : la première ne dépend que de la vitesse longitudinale et la deuxième est fonction, à la fois, de la vitesse longitudinale et du couple de freinage. On s'aperçoit que, tant que l'on travaille avec un couple de freinage nul, la réponse du système est identique quelle que soit la loi utilisée et quelle que soit la valeur des différents paramètres (masse, centrage, cornering gains). Par contre, lorsqu'on introduit un couple de freinage non nul, on s'aperçoit qu'avec la loi $(H(V, CF), K(V, CF))$, les réponses du système sont à peu près superposées, ce qui n'est pas du tout le cas avec la loi $(H(V), K(V))$. C'est l'intérêt de la loi $(H(V, CF), K(V, CF))$ qui permet de diminuer la sensibilité globale aux variations paramétriques.

Les deux planches suivantes ont été obtenues à l'aide des mêmes valeurs propres sélectionnées avec pour consigne, un créneau de cap à 45° . Pour chacune de ces deux planches, on a fait varier le couple de freinage utiliser le code des couleurs suivant :

- bleu : $CF = 0 \text{ Nm}$
- vert : $CF = 50000 \text{ Nm}$
- rouge : $CF = 100000 \text{ Nm}$
- noir : $CF = 150000 \text{ Nm}$

La planche de gauche correspond à la loi de pilotage modale ne dépendant que de la vitesse longitudinale et celle de droite, à la loi de pilotage modale dépendant à la fois de la vitesse longitudinale et du couple de freinage.



La loi que l'on retiendra par la suite pour la dynamique latérale sera donc une loi de pilotage dépendant à la fois de la vitesse et du couple de freinage. Cette constatation sera à nouveau justifiée lorsque l'on utilisera comme méthode de synthèse la commande non linéaire inverse (cf. paragraphes suivants).

3.3. Amélioration des objectifs de synthèse et de l'architecture

3.3.1. Simplification de l'architecture de la loi de pilotage en cap

Le principal inconvénient d'un loi de pilotage manuel en cap réside dans les difficultés d'initialisation de la loi. En effet, pour des angles commandés assez faibles, il n'y aura aucun problème. Cependant, les angles étant définis à 2π près, que se passe-t-il pour diagnostiquer une consigne de 90° d'une consigne de 270° ou encore de 350° ?

Cette difficulté se lève directement si l'on raisonne en vitesse de lacet. De plus, comme la loi a été synthétisée à l'aide d'une représentation d'état écrite en considérant le repère avion, il vient que les gains en consigne de cap et en cap sont identiques. L'architecture de la loi se transforme comme suit :

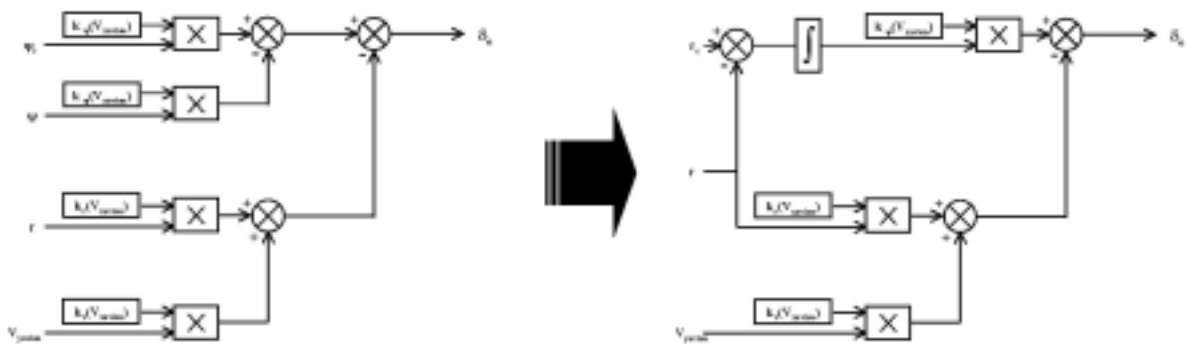


Figure 15 : Vers une architecture de la loi de pilotage manuel générique (loi de pilotage modale)

Ce type d'architecture de loi de pilotage est alors homogène à ce qui est, aujourd'hui, fait sur les avions AIRBUS en termes de lois de pilotage "vol" (pilotage par impulsion sur le manche latéral). Ci-après, on présente une simulation type d'un virage à 360° .

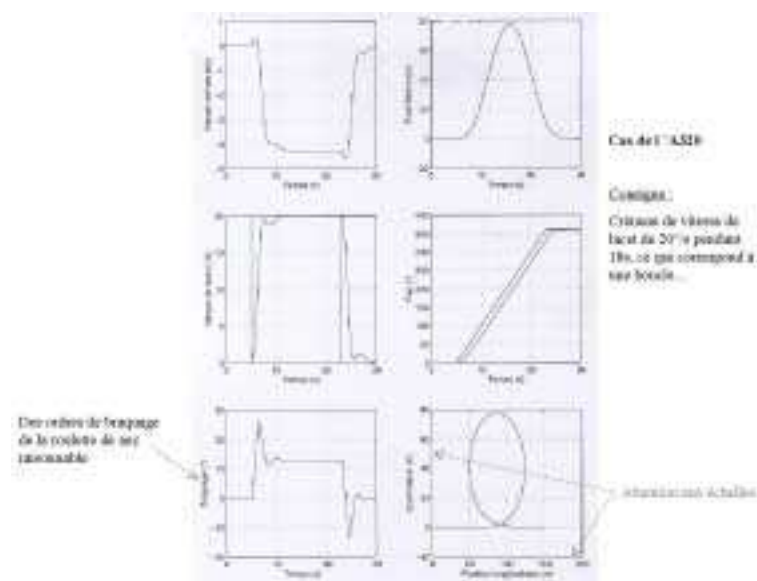


Figure 16 : Résultats de simulation de la loi de pilotage manuel "modale" en vitesse de lacet

3.3.2. Détermination d'objectifs plus performants de placements des valeurs propres

On se fonde sur une loi de pilotage ayant l'architecture présentée auparavant. Rappelons que l'unique changement par rapport à la loi originale est l'intégration de l'erreur en vitesse de lacet $r - r_c$ au lieu de tenir compte de l'erreur en cap par rapport à la consigne $\psi - \psi_c$.

Jusqu'à présent, les valeurs propres ont été choisies par dichotomie et par simulation. On lance des simulations de manière itérative jusqu'à trouver un réglage satisfaisant. Une voie d'amélioration consiste à essayer de se rapprocher des modes naturels de la dynamique latérale et de choisir des valeurs propres qui dépendent de la vitesse de l'avion, vu que c 'est un paramètre prépondérant pour la dynamique latérale. On a donc réétudié les modes naturels de l'avion en boucle ouverte.

On se fonde sur l'étude, en fonction de la vitesse, de la moyenne géométrique des parties réelles maximale et minimale des modes naturels d'une part et de la moyenne arithmétique des parties réelles maximale et minimale des modes naturels d'autre part. La partie réelle des valeurs propres est égale à l'inverse du temps de réponse : à basses vitesses, le temps de réponse du système en boucle ouverte est relativement court, alors qu'à grandes vitesses, le temps de réponse du système est plutôt long.

Rappel du problème : on doit choisir 3 valeurs propres :

- Une réelle, v_{pv} , associée à la vitesse latérale
- Deux conjuguées complexes, v_{pr} et v_{pc} , associées à la vitesse de lacet ainsi qu'au cap.

Amortissement : on souhaite avoir un amortissement supérieur à 0.7. On a donc choisi de prendre des valeurs propres complexes telles que :

$$v_{pr} = \overline{v_{pc}} = \text{Re}(v_{pr}) + i \times 0.8 \times \text{Re}(v_{pr}). \quad (\text{IV-2-23})$$

Pour ne pas trop compliquer le choix des valeurs propres, on prendra, en outre :

$$v_{pv} = \text{Re}(v_{pr}) \quad (\text{IV-2-24})$$

Temps de réponse : il ne reste donc plus qu'à choisir la valeur de la partie réelle de v_{pr} , autrement dit le temps de réponse du système puisqu'il est égal à l'inverse de la partie réelle des modes du système.

Pour la suite, il suffit de fixer la partie réelle de v_{pr} égale à la moyenne géométrique des parties réelles maximale et minimale des modes naturels de l'avion. On assure ainsi un placement des valeurs propres en cohérence avec les valeurs propres de la dynamique naturelle de l'avion au sol.

Simulations : Avec cette nouvelle loi, on a réalisé des simulations pour des vitesses comprises entre 10 et 40 kts (en n'oubliant pas que notre domaine de sol est la plage de vitesses comprise entre 10 et 70 kts).

Pour une plage de vitesses comprise entre 20 et 35 nœuds, les résultats obtenus sont relativement satisfaisants. Dans cette plage de vitesses, on peut donc envisager d'avoir une loi de commande modale où le choix des valeurs propres serait effectué de la manière décrite ci-dessus. Par contre, en-dessous de 20 nœuds, le temps de réponse est trop rapide ($\text{Re}(v_{pr})$ trop grand). On sollicite beaucoup l'actionneur : on entre en saturation aussi bien en vitesse qu'en position (vitesse de braquage de $10^\circ/\text{s}$ et braquage de 75°) et on a des réponses qui oscillent beaucoup. Au-delà de 35 nœuds, $\text{Re}(v_{pr})$ est petit et le système ne répond pas suffisamment vite.

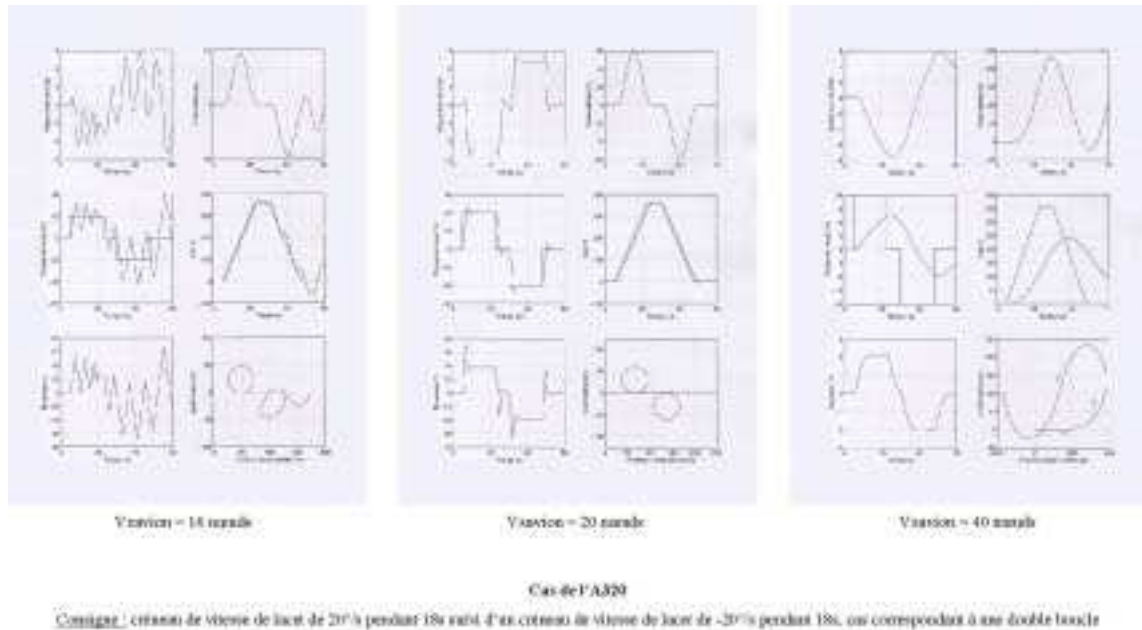


Figure 17 : Résultats de simulation avec une amélioration des objectifs de placements des valeurs propres pour trois cas de vitesse longitudinale

Les résultats obtenus lors de l'étude précédente montrent que, pour des vitesses comprises entre 20 et 35 kts, il est pertinent de prendre une $Re(vpr)$ égale à la moyenne géométrique des parties réelles maximale et minimale des modes naturels du système. Par contre, pour des vitesses supérieures à 35 nœuds ou inférieures à 20 nœuds, le comportement du système n'est plus satisfaisant. C'est pour cette raison que l'on a choisi les parties réelles $Re(vpr)$ de la manière suivante :

- Pour V compris entre 10 et 20 nœuds : $Re(vpr)(V) = Re(vpr)(20 \text{ kts})$
- Pour V compris entre 20 et 35 nœuds : $Re(vpr)(V) = \text{moyenne géom.}$
- Pour V compris entre 35 et 70 nœuds : $Re(vpr)(V) = Re(vpr)(35 \text{ kts})$

On a alors entrepris des simulations pour 10 et 39 nœuds pour couvrir la plage de vitesses étudiée. Les résultats sont satisfaisants dans toute cette plage de vitesses. C'est d'autant plus encourageant que pour l'instant, on n'a réglé que la matrice des gains. En effet, il est possible d'introduire une pré-commande en vitesse de lacet commandée r_c dont le rôle serait de réduire l'erreur de traînage visible sur la réponse en cap.

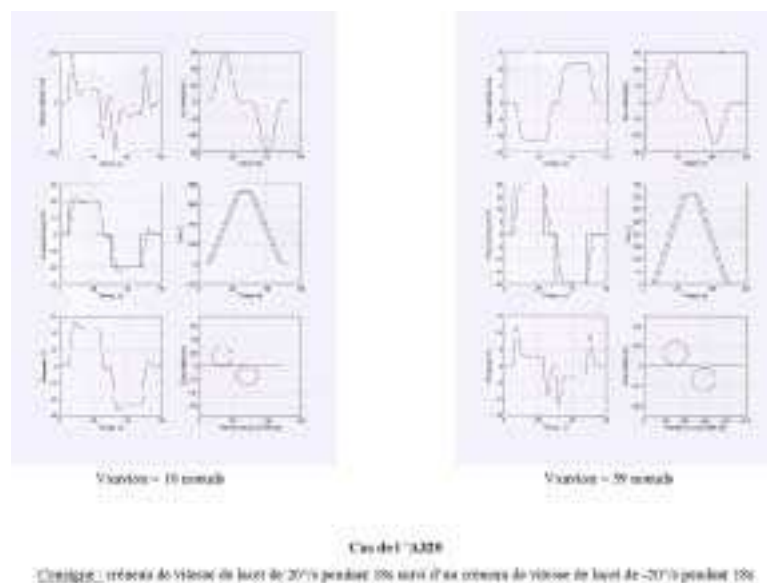


Figure 18 : Résultats de simulation avec une nouvelle amélioration des objectifs de placements des valeurs propres

4. LA SYNTHÈSE D'UNE LOI DE PILOTAGE EN CAP A L'AIDE DE LA COMMANDE NON LINEAIRE INVERSE

La méthode retenue pour synthétiser cette petite boucle en cap est l'inversion de la dynamique. En effet, le modèle donnant la dynamique latérale de l'avion au sol se met directement sous la forme d'une représentation d'état non linéaire affine (se reporter, par exemple, au paragraphe 2.3 de ce chapitre). Pour cela, on utilise l'équation issue de l'écriture du théorème du moment cinétique :

$$\ddot{\psi} = a_{21} \cdot V_y + a_{22} r + \frac{M_{act}}{I_z} \quad (IV-2-25)$$

Etant donné que la variable que nous souhaitons commander est le cap, on déduit immédiatement que le degré relatif du cap est 2. On peut alors fixer une dynamique d'ordre 2 pour commander cette sortie de sorte que :

$$\frac{M_{act}}{I_z} = -(a_{21} V_y + a_{22} r) + \ddot{\psi}_c \quad \text{où} \quad \ddot{\psi}_c = -2z_\psi \omega_\psi r + \omega_\psi^2 (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-26\&27)$$

ce qui conduit à la loi de pilotage "générique" en cap :

$$M_{act} = -I_z a_{21} V_y - I_z (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi) r + I_z \omega_\psi^2 (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-28)$$

Or, d'une manière générale, le moment créé par les actionneurs est :

$$M_{act} = b_{21} \delta r + b_{22} \delta e + b_{23} \delta f \quad \text{où} \quad \begin{cases} b_{21} = 0.5 \rho S l V_x C_{n\delta r} \\ b_{22} = K_{ra} N_{ra} L_{ra} \\ b_{23} = \frac{\xi}{R} \end{cases} \quad (IV-2-29)$$

Il est alors possible d'écrire trois lois limites utilisant uniquement soit la direction, soit la roulette de nez, soit le freinage dissymétrique.

4.1. Les petites boucles limites

4.1.1. La direction seule (loi n°1)

Dans ce cas de figure, le moment créé par l'actionneur est alors $M_{act} = b_{21} \delta r$. On déduit alors la petite boucle en cap :

$$\delta r = -\frac{I_z a_{21}}{b_{21}} V_y - \frac{I_z (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi)}{b_{21}} r + \frac{I_z \omega_\psi^2}{b_{21}} (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-30)$$

4.1.2. La roulette de nez seule (loi n°2)

Dans ce cas de figure, le moment créé par l'actionneur est alors $M_{act} = b_{22} \delta n_w$. On déduit alors la petite boucle en cap :

$$\delta e = -\frac{I_z a_{21}}{b_{22}} V_y - \frac{I_z (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi)}{b_{22}} r + \frac{I_z \omega_\psi^2}{b_{22}} (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-31)$$

4.1.3. Le freinage dissymétrique seul (loi n°3)

Dans ce cas de figure, le moment créé par l'actionneur est alors $M_{act} = b_{23} \delta f$. On déduit alors la petite boucle en cap :

$$\delta f = -\frac{I_{zz} a_{21}}{b_{23}} V_y - \frac{I_{zz} (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi)}{b_{23}} r + \frac{I_z \omega_\psi^2}{b_{23}} (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-32)$$

On peut récapituler ces lois limites dans le tableau suivant :

$$u_i = -\left(K_{V_y}^u V_y + K_r^u r \right) + K_\psi^u (\psi_c - \psi)$$

	K_{V_y}	K_r	K_ψ
δr	$\frac{I_{zz} a_{21}}{b_{21}}$	$\frac{I_{zz} (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi)}{b_{21}}$	$\frac{I_{zz} \omega_\psi^2}{b_{21}}$
δn_w	$\frac{I_{zz} a_{21}}{b_{22}}$	$\frac{I_{zz} (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi)}{b_{22}}$	$\frac{I_{zz} \omega_\psi^2}{b_{22}}$
δf	$\frac{I_{zz} a_{21}}{b_{23}}$	$\frac{I_{zz} (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi)}{b_{23}}$	$\frac{I_{zz} \omega_\psi^2}{b_{23}}$

4.2. Hybridation des petites boucles limites

La loi de pilotage de cap qui sera retenue résultera d'une hybridation de ces trois lois limites de sorte à pouvoir satisfaire les contraintes d'utilisation des actionneurs ci-après présentées :

4.2.1. Les contraintes d'utilisation des actionneurs

On sait que la direction est efficace à hautes vitesses alors que la roulette de nez l'est plutôt à basses vitesses. De plus, on souhaite que le freinage dissymétrique soit utilisé autant que possible lorsque les actionneurs traditionnels sont en limite d'efficacité. On pense alors pouvoir repousser les limites actuelles d'utilisation de la loi de suivi de l'axe de la piste. Par ailleurs, on s'impose le mode d'utilisation suivant du freinage dissymétrique, par commodité calculatoire : lorsque δf est positif, on applique ce couple de freinage à droite uniquement, sinon à gauche.

4.2.2. Vers une hybridation gérant l'efficacité des actionneurs : utilisation de la gouverne de direction à hautes vitesses et de la roulette de nez à basses vitesses (loi n°4)

Le principe fondamental que nous avons suivi est la conservation de la dynamique en cap qui a été spécifiée lors de l'hybridation. Rappelons que :

$$M_{act} = b_{21} \delta r \quad \text{soit} \quad \delta r = -\left(K_{V_y}^{\delta r} V_y + K_r^{\delta r} r \right) + K_\psi^{\delta r} (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-33)$$

et

$$M_{act} = b_{22} \delta n_w \quad \text{soit} \quad \delta n_w = -\left(K_{V_y}^{\delta n_w} V_y + K_r^{\delta n_w} r \right) + K_\psi^{\delta n_w} (\psi_c - \psi) \quad (IV-2-34)$$

On choisit comme actionneur principal la gouverne de direction au début de la phase de roulage. Pour qu'il y ait conservation de la dynamique souhaitée sur le cap, il suffit que la somme des coefficients de pondération des ordres calculés par les lois limites "direction seule" et "roulette de nez seule" soit égale à 1. De sorte que, comme :

$$M_{act} = -(\bar{K}_{vy} Vy + \bar{K}_r r) + \bar{K}_\psi (\psi_c - \psi), \quad (IV-2-35)$$

il vient directement :

$$\begin{cases} \delta r = (1-k) \frac{1}{b_{21}} M_{act} \\ \delta nw = k \frac{1}{b_{22}} M_{act} \end{cases} \quad (IV-2-36)$$

Comme la condition d'utilisation de ces actionneurs est directement exprimée par rapport à la vitesse longitudinale de roulage V_{xavion} , il suffit alors de rendre dépendant ce coefficient k par rapport à la vitesse. Le genre de fonction la plus évidente est alors une fonction définie par morceaux du type :

$$\begin{cases} k=0 & \text{si } V_{xavion} \leq V_2 \\ k = \frac{V_{xavion} - V_2}{V_1 - V_2} & \text{si } V_1 < V_{xavion} < V_2 \\ k=1 & \text{si } V_{xavion} \geq V_1 \end{cases} \quad (IV-2-37)$$

qui se représente graphiquement de la manière suivante :

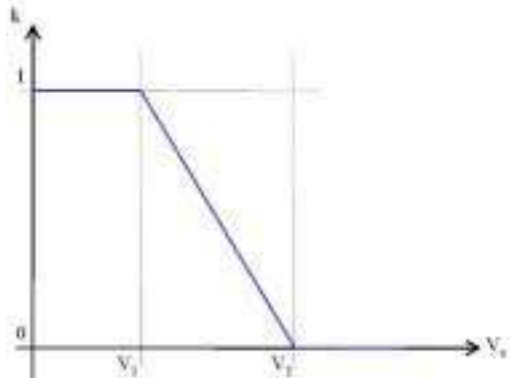


Figure 19 : Représentation du gain en vitesse de distribution de la consigne en moment de lacet

Les vitesses V_1 et V_2 sont déterminées de sorte à satisfaire les contraintes liées à la roulette de nez (vitesses de l'ordre de 70 nœuds). Par la suite, le schéma fonctionnel de la petite boucle hybride en cap ainsi obtenue est alors :

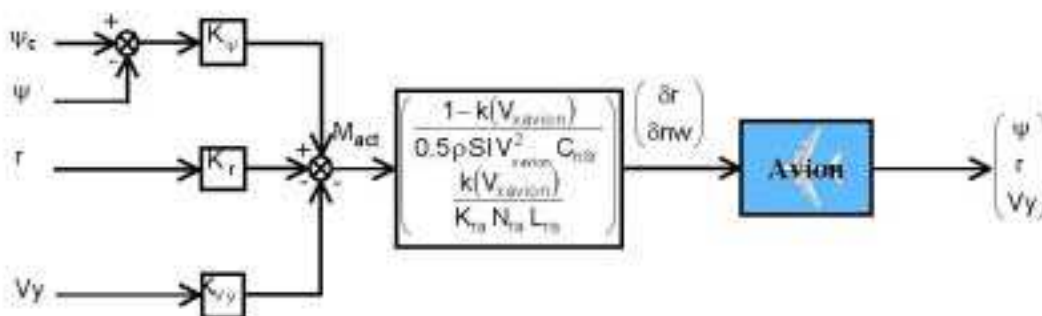


Figure 20 : Schéma blocs de la loi de pilotage en cap de l'avion

4.3. Vers une fonction de supervision permettant de gérer les saturations des actionneurs

4.3.1. Loi de pilotage en cap hybride utilisant la gouverne de direction et le freinage dissymétrique (loi n°5)

Le critère principal de conception de cette loi de pilotage est l'utilisation prioritaire de la gouverne de direction. Le freinage dissymétrique n'est alors introduit que si la gouverne de direction tend à saturer. Comme l'on a (IV-3-35) :

$$M_{act} = -(K_{vy} Vy + K_r r) + K_\psi (\psi_c - \psi),$$

il vient que :

- si la gouverne de direction *ne sature pas*, c'est à dire que la braquage δr de la direction satisfait la condition $-\delta r_0 < \delta r < +\delta r_0$, alors :

$$\begin{cases} \delta r = -(K_{vy}^{dr} Vy + K_r^{dr} r) + K_\psi^{dr} (\psi_c - \psi) \\ \delta f = 0 \end{cases} \quad (IV-2-38)$$

- si la gouverne de direction *sature de manière positive*, c'est-à-dire $\delta r = +\delta r_0$, alors:

$$M_{act} = b_{21} \delta r_0 + b_{23} \delta f \text{ soit } \delta f = \frac{M_{act} - b_{21} \delta r_0}{b_{23}}$$

ce qui donne alors :

$$\begin{cases} \delta r = +\delta r_0 \\ \delta f = -\frac{b_{21} \delta r_0}{b_{23}} - (K_{vy}^{df} Vy + K_r^{df} r) + K_\psi^{df} (\psi_c - \psi) \end{cases} \quad (IV-2-39)$$

Remarque : Dans ce cas, la gouverne de direction étant en butée à **gauche**, l'ordre δf calculé sera forcément négatif, de sorte que cet ordre de freinage sera appliqué intégralement sur le train gauche.

- si la gouverne de direction *sature de manière négative*, c'est-à-dire $\delta r = -\delta r_0$, alors:

$$M_{act} = -b_{21} \delta r_0 + b_{23} \delta f \text{ soit } \delta f = \frac{M_{act} + b_{21} \delta r_0}{b_{23}}$$

ce qui donne alors :

$$\begin{cases} \delta r = -\delta r_0 \\ \delta f = +\frac{b_{21} \delta r_0}{b_{23}} - (K_{vy}^{df} Vy + K_r^{df} r) + K_\psi^{df} \psi_c \end{cases} \quad (IV-2-40)$$

Remarque : Dans ce cas, la gouverne de direction étant en butée à **droite**, l'ordre δf calculé sera forcément positif, de sorte que cet ordre de freinage sera appliqué intégralement sur le train droit.

4.3.2. Loi de pilotage en cap hybride utilisant la roulette de nez et le freinage dissymétrique (loi n°6)

Ici aussi, le critère principal de conception de cette loi de pilotage est l'utilisation prioritaire de la roulette de nez. Le freinage dissymétrique n'est alors introduit que si la roulette de nez tend à saturer. Comme l'on a (IV-3-35),

$$M_{act} = -(K_{Vy} Vy + K_r r) + K_\psi (\psi_c - \psi),$$

il vient que :

- si la roulette de nez *ne sature pas*, c'est à dire que la braquage δn_w de la direction satisfait la condition $-\delta n_{w_0} < \delta n_w < +\delta n_{w_0}$, alors :

$$\begin{cases} \delta n_w = -(K_{Vy}^{\delta n_w} Vy + K_r^{\delta n_w} r) + K_\psi^{\delta n_w} (\psi_c - \psi) \\ \delta f = 0 \end{cases} \quad (IV-2-41)$$

- si la roulette de nez *sature de manière positive*, c'est-à-dire $\delta n_w = +\delta n_{w_0}$, alors:

$$M_{act} = b_{22} \delta n_{w_0} + b_{23} \delta f \quad \text{soit} \quad \delta f = \frac{M_{act} - b_{22} \delta n_{w_0}}{b_{23}}$$

ce qui donne alors :

$$\begin{cases} \delta r = +\delta n_{w_0} \\ \delta f = -\frac{b_{22} \delta n_{w_0}}{b_{23}} - (K_{Vy}^{\delta f} Vy + K_r^{\delta f} r) + K_\psi^{\delta f} (\psi_c - \psi) \end{cases} \quad (IV-2-42)$$

Remarque : Dans ce cas, la roulette de nez étant en butée à **droite**, l'ordre δf calculé sera forcément positif, de sorte que cet ordre de freinage sera appliqué intégralement sur le train droit.

- si la roulette de nez *sature de manière négative*, c'est-à-dire $\delta n_w = -\delta n_{w_0}$, alors:

$$M_{act} = -b_{22} \delta n_{w_0} + b_{23} \delta f \quad \text{soit} \quad \delta f = \frac{M_{act} + b_{22} \delta n_{w_0}}{b_{23}}$$

ce qui donne alors :

$$\begin{cases} \delta n_w = -\delta n_{w_0} \\ \delta f = +\frac{b_{22} \delta n_{w_0}}{b_{23}} - (K_{Vy}^{\delta f} Vy + K_r^{\delta f} r) + K_\psi^{\delta f} (\psi_c - \psi) \end{cases} \quad (IV-3-43)$$

Remarque : Dans ce cas, la roulette de nez étant en butée à **gauche**, l'ordre δf calculé sera forcément négatif, de sorte que cet ordre de freinage sera appliqué intégralement sur le train gauche.

4.3.3. Loi de pilotage en cap hybride utilisant la gouverne de direction à hautes vitesses et la roulette de nez à basses vitesses, les saturations étant gérées par le freinage dissymétrique (loi n°7)

Cette loi n'est autre qu'une hybridation des trois lois présentées ci-dessus. A hautes vitesses, on utilise la loi de pilotage hybride du cap contrôlant la gouverne de direction et le freinage dissymétrique alors qu'à basses vitesses, on utilise celle contrôlant la roulette de nez et le freinage dissymétrique. Le passage des hautes vitesses aux basses vitesses s'effectue comme présenté dans le paragraphe portant sur la loi n°4.

Pour résumer, on a donc deux lois limites (les lois n°5 et n°6) qui sont hybridées par une logique dépendant de la vitesse (type loi n°4).

On peut écrire les lois limites n°5 et n°6 de la manière suivante :

- la loi n°5 calcule des ordres de braquage de la direction δr^{HV} et de freinage dissymétrique δf^{HV} ,
- le loi n°6, quant à elle, calcule des ordres de braquage de la roulette de nez $\delta n w^{BV}$ et de freinage dissymétrique δf^{BV} .

Alors, on déduit les ordres envoyés sur les trois actionneurs disponibles au sol (même idée que dans la loi n°4) :

$$\begin{cases} \delta r = (1-k) \delta r^{HV} \\ \delta n w = k \delta n w^{BV} \\ \delta f = (1-k) \delta f^{HV} + k \delta f^{BV} \end{cases} \quad (IV-2-44)$$

où (IV-3-37)

$$\begin{cases} k=0 & \text{si } V_{xavion} \leq V_2 \\ k = \frac{V_{xavion} - V_2}{V_1 - V_2} & \text{si } V_1 < V_{xavion} < V_2 \\ k=1 & \text{si } V_{xavion} \geq V_1 \end{cases}$$

Le schéma fonctionnel de la petite boucle hybride en cap (loi n°7) ainsi obtenue est alors :

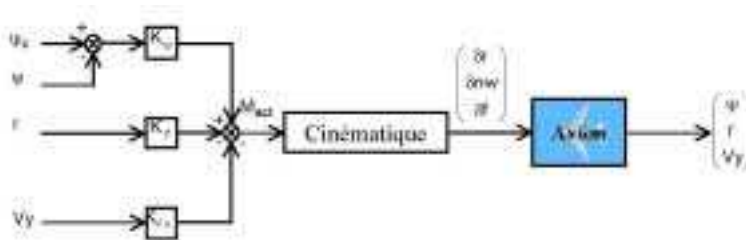


Figure 21 : Schéma blocs générique de la loi de pilotage en cap de l'avion

On détaille ensuite la cinématique :

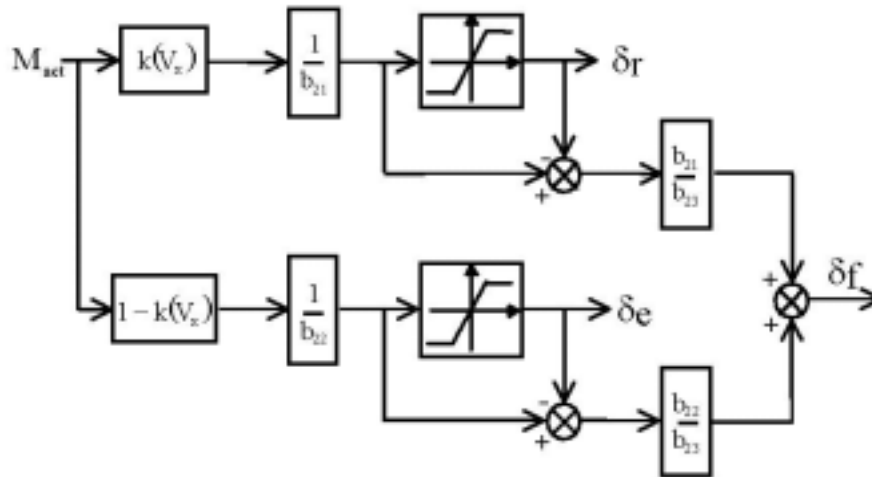


Figure 22 : Schéma blocs de la première fonction de supervision des actionneurs de l'avion au sol

4.4. Vers une fonction de supervision "toutes vitesses" permettant de gérer l'efficacité et les saturations en position et en vitesse des actionneurs

Cette fonction de supervision permet d'aboutir à une cinématique apte à gérer l'efficacité et la saturation des actionneurs sur l'ensemble du domaine d'utilisation de l'avion au sol ; on entend par là toute la plage de vitesse.

Il est utile de rappeler les priorités d'utilisation des actionneurs :

- à hautes vitesses, on utilise d'abord la gouverne de direction puis la roulette de nez et enfin le freinage dissymétrique,
- à basses vitesses, on utilise d'abord la roulette de nez puis la gouverne de direction et enfin le freinage dissymétrique.

La question qui vient alors à l'esprit est : *Pourquoi utiliser la gouverne de direction dans une plage de vitesse où elle est faiblement efficace?*

La philosophie qui est retenue ici est la suivante : *le freinage dissymétrique n'est utilisée que si le maximum d'efficacité des actionneurs traditionnels est atteint.*

Pour régler ce dilemme, il suffit d'introduire des limiteurs à bornes variables. Par ailleurs, il est possible de mieux appréhender la saturation des actionneurs. En effet, elle peut être de deux types :

- une saturation en position (c'est celle que l'on vient de traiter)
- une saturation en vitesse

Les actionneurs possèdent des caractéristiques physiques et technologiques provoquant des limitations en débattement mais aussi en vitesse de débattement. En effet, on ne peut atteindre n'importe quel angle de braquage, n'importe quand. Du coup on peut améliorer le traitement de ce second type de saturation en rajoutant une saturation en vitesse en série de la saturation en position. On crée alors une image de l'actionneur en amont de sorte à pouvoir anticiper les limitations d'utilisation éventuelles en répercutant la différence d'ordre sur un autre actionneur. La cinématique finale peut donc schématiquement être représentée par le diagramme suivant :

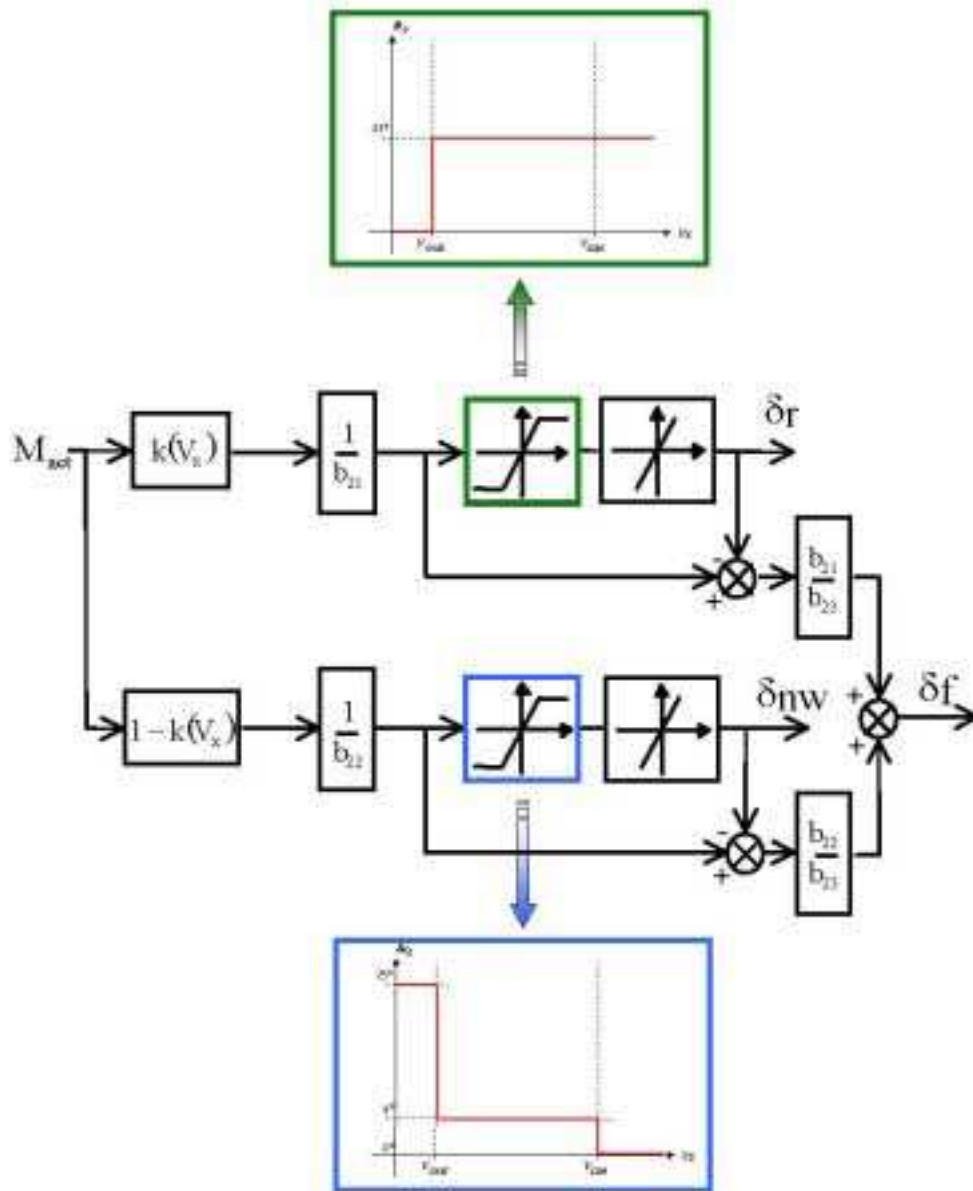


Figure 23 : Schéma blocs de la fonction de supervision des actionneurs de l'avion au sol

4.5. Etude sommaire de la reconfiguration de la loi en cas de panne des actionneurs

Au cours des troisième et quatrième chapitres, on s'est aperçu que, pour aboutir à une loi de suivi de l'axe de la piste gérant l'efficacité et la saturation des actionneurs, il a fallu se fonder sur la notion de lois "limites" et d'hybridation. On a alors conçu **7 lois** qui, lorsque l'on n'impose aucune contrainte d'utilisation sur les actionneurs, ont des **performances identiques**. Si, au contraire, on se fixe des contraintes d'utilisation, on se rend compte que les lois utilisant au minimum deux actionneurs conservent des performances identiques ; pour les lois "mono-commandes", il est nécessaire de dégrader les performances ou de relâcher les contraintes fixées d'utilisation.

Il est alors possible de proposer un synoptique simplifié de reconfiguration de la loi de suivi de l'axe de la piste en fonction des actionneurs disponibles :

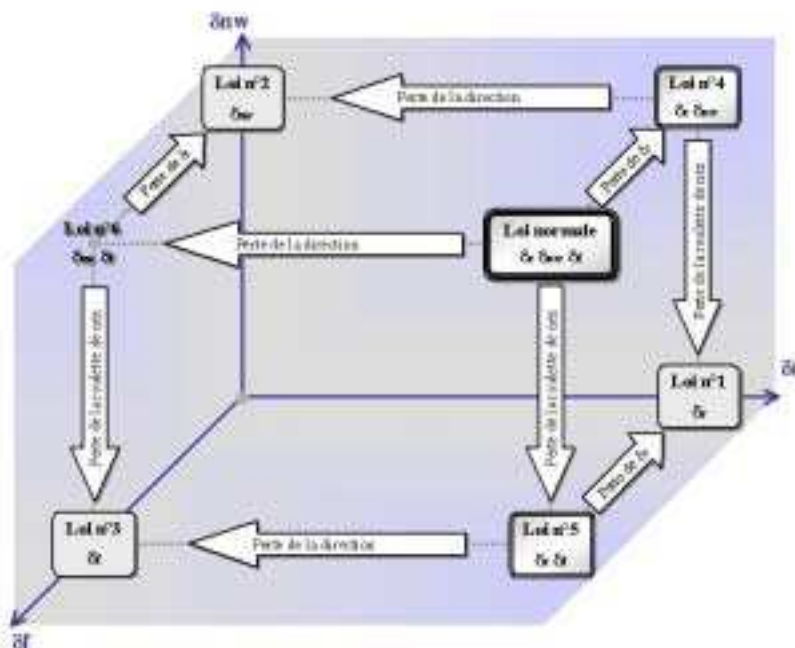


Figure 24 : Représentation schématique de la reconfiguration de la loi de pilotage en cap en cas de panne

4.6. Amélioration des objectifs de synthèse et de l'architecture

4.6.1. Simplification de l'architecture de la loi de pilotage en cap

De la même manière que dans le paragraphe 3.3.1., il est plus judicieux de raisonner en vitesse de lacet. De plus, comme la loi a été synthétisée à l'aide d'une représentation d'état écrite en considérant le repère avion, il vient que les gains en consigne de cap et en cap sont identiques. L'architecture de la loi se transforme comme suit :

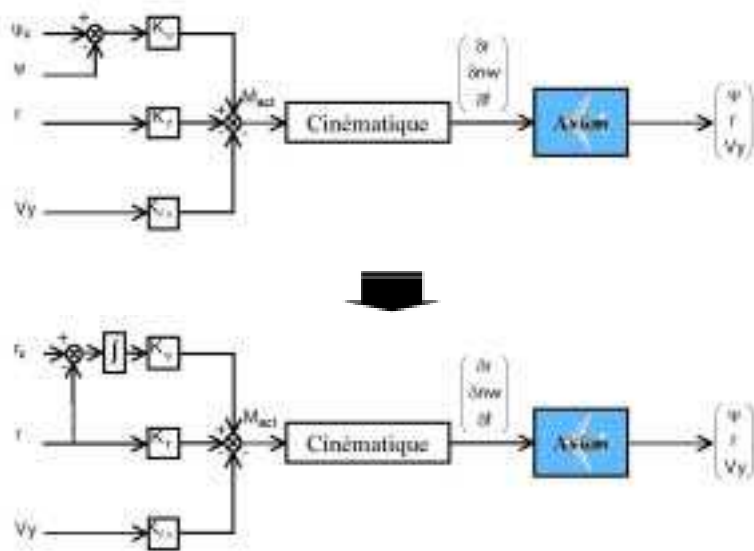
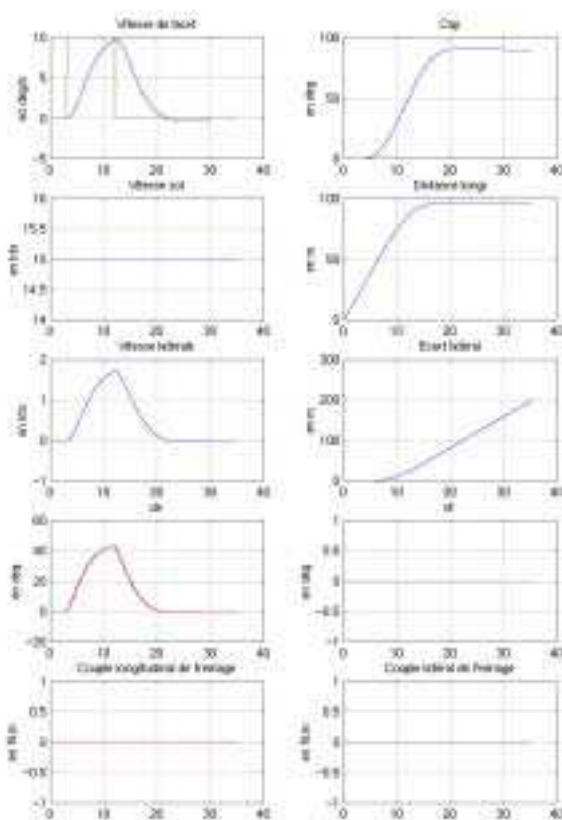


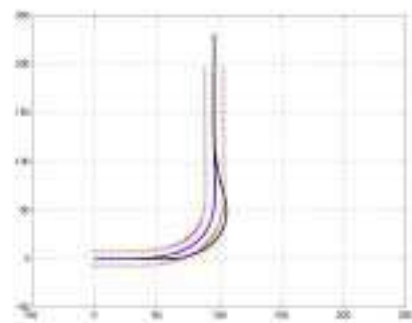
Figure 25 : Vers une architecture de la loi de pilotage manuel générique (loi de pilotage non linéaire inverse)

Ce genre d'architecture de loi de pilotage est alors homogène à ce qui est, aujourd'hui, fait sur les avions AIRBUS en termes de lois de pilotage "vol" (pilotage par impulsion sur le manche latéral). Ci-après, on présente des résultats de simulation d'une telle loi de pilotage manuelle et la trajectoire associée. L'avion support est l'A340-600.



Ci-contre : Réponses temporelles de l'avion asservi en cap (pilotage par impulsion) pour une consigne correspondant à un virage à 90° sur la droite d'un A340-600

Hypothèses : utilisation de la roulette de nez seule limitée en vitesse à 10°/s et en position à 75°



- En noir, trajectoire de la roulette de nez.
- En bleu trajectoire du centre de gravité.
- En pointillés rouges, trajectoires des trains principaux.

Figure 26 : Résultats de simulation de la loi de pilotage manuel en vitesse de lacet (par inversion de la dynamique)

4.6.2. Détermination d'un correcteur plus performant et robuste

On se fonde sur une loi de pilotage ayant la architecture présentée auparavant. Rappelons que l'unique changement par rapport à la loi originale est l'intégration de l'erreur en vitesse de lacet $r - r_c$ au lieu de tenir compte de l'erreur en cap par rapport à la consigne $\psi - \psi_c$.

La dynamique qui a été fixée, lors de la synthèse fondée sur la technique d'inversion de la dynamique, était linéaire d'ordre 2. Ce qui correspond, en d'autres termes, à un correcteur de type PD (Proportionnel-Dérivé). On rappelle ci-après, mathématiquement, ce que cela signifie (se reporter aux équations IV-3-26&27) :

$$\ddot{\psi} = \ddot{\psi}_c - 2z_\psi \omega_\psi r + \omega_\psi^2 (\psi_c - \psi) \quad \text{où} \quad \frac{M_{act}}{I_z} = -(a_{21} V_y + a_{22} r) + \ddot{\psi}$$

La performance de ce type de contrôleur en conditions nominales est tout à fait satisfaisante. Cependant, en présence de perturbations permanentes ou aléatoires (de type vent ou panne moteur), un biais permanent peut apparaître. Une solution consiste à choisir un correcteur du troisième ordre en l'erreur de cap intégrée. En effet, si l'on note $e_\psi = \psi_c - \psi$, on fixe la dynamique suivante :

$$\ddot{\psi} = \ddot{\psi}_c + k_1 \dot{e}_\psi + k_2 e_\psi + k_3 \int e_\psi \quad \text{où} \quad \ddot{\psi}_c = \dot{\psi}_c = 0 \quad (\text{IV-2-45})$$

Se pose alors la question de savoir comment l'on règle les gains k_1 , k_2 et k_3 ? Le polynôme caractéristique associée à la dynamique de l'erreur en cap intégrée est :

$$P(s) = s^3 + k_1 s^2 + k_2 s + k_3 \quad (\text{IV-2-46})$$

Il est alors intéressant de fixer comme racines de ce trinôme du troisième degré deux complexes conjugués dont la partie réelle est négative et une racine réelle négative, ce qui s'exprime par le polynôme objectif suivant :

$$P(s) = (s^2 + 2z\omega s + \omega^2) \left(s + \frac{1}{\tau} \right) \quad (\text{IV-2-47})$$

Après identification, on déduit :

$$\begin{aligned} k_1 &= 2z\omega + \frac{1}{\tau} \\ k_2 &= \frac{2z\omega}{\tau} \\ k_3 &= \frac{\omega^2}{\tau} \end{aligned} \quad (\text{IV-2-48})$$

La partie réelle du mode complexe valant $z\omega$, on fixe la racine réelle à cette valeur (pour les justification on peut se reporter à la partie analogue concerne l'application de la commande modale pour la synthèse d'une loi de pilotage manuel en cap), c'est-à-dire :

$$\frac{1}{\tau} = z\omega \quad (\text{IV-2-49})$$

C'est alors que l'on déduit les trois gains paramétrés en fonction du coefficient d'amortissement z et de la pulsation ω du mode complexe :

$$\begin{aligned} k_1 &= 3z\omega \\ k_2 &= 2(z\omega)^2 \\ k_3 &= z\omega^3 \end{aligned} \tag{IV-2-50}$$

z et ω seront choisis de la même manière que pour le correcteur d'ordre 2 initial.

5. ETUDE FINE DES GAINS DE LA LOI DE PILOTAGE EN CAP DE L'AVION AU SOL "NON LINEAIRE INVERSE"

Tout d'abord, on peut rappeler la structure de la loi de pilotage en cap de l'avion au sol qui vient d'être synthétisée au paragraphe précédent à l'aide de la théorie de l'inversion de la dynamique (IV-3-24) :

$$M_{act} = -(\bar{K}_{vy} Vy + \bar{K}_r r) + \bar{K}_\psi (\psi_c - \psi)$$

Il est alors intéressant d'exprimer ces trois gains en fonction des paramètres de l'avion et des gains permettant de régler la performance de cette petite boucle en cap (correspondant en fait après inversion à un deuxième ordre de pulsation ω_ψ et de facteur d'amortissement z_ψ). On a alors :

$$\begin{cases} \bar{K}_{vy} = I_{zz} a_{21} \\ \bar{K}_r = I_{zz} (a_{22} + 2z_\psi \omega_\psi) \\ \bar{K}_\psi = I_{zz} \omega_\psi^2 \end{cases} \tag{IV-2-51}$$

où

$$\begin{cases} a_{21} = \frac{p_d S I C_{n\beta} - Kra Nra Lra + Ktp Ntp Ltp}{I_{zz} V_{xavion}} \\ a_{22} = \frac{(Kra Nra Lra^2 + Ktp Ntp Ltp^2) + p_d S I^2 C_{nr}}{I_{zz}} \end{cases} \tag{IV-2-52}$$

On peut alors réécrire ces gains sous la forme :

$$\begin{cases} \bar{K}_{vy} = \frac{p_d S I C_{n\beta}}{V_{xavion}} - \frac{Nra Lra}{V_{xavion}} Kra + \frac{Ntp Ltp}{V_{xavion}} Ktp \\ \bar{K}_r = -Nra Lra^2 Kra - Ntp Ltp^2 Ktp + p_d S I^2 C_{nr} + 2I_{zz} z_\psi \omega_\psi \\ \bar{K}_\psi = I_{zz} \omega_\psi^2 \end{cases} \tag{IV-2-53}$$

Or, il faut remarquer que, en première approximation :

$$\begin{aligned} Nra &= \frac{1}{L} \times \left[Ltp \times (mg - p_d S C_z) + h_G \times \frac{C_f}{R} \right] \\ Ntp &= \frac{1}{L} \times \left[Lra \times (mg - p_d S C_z) - h_G \times \frac{C_f}{R} \right] = (mg - p_d S C_z) - Nra \end{aligned} \quad \text{avec } \begin{cases} Ltp = l(XT - XG) \\ Lra = L - Ltp \end{cases}$$

où h_G est l'altitude du centre de gravité par rapport à la piste, R le rayon d'une roue du train principal, l la corde aérodynamique moyenne, L la longueur géométrique entre le train avant et la ligne des trains principaux, XT position absolue des trains principaux, m est la masse de l'avion, XG le centrage de l'avion et C_f le couple de freinage longitudinal appliqué.

On peut alors déduire les paramètres influençant les 4 gains de la loi de suivi de l'axe de la piste; ces dépendances sont :

$$\begin{cases} \bar{K}_{vy} = \bar{K}_{vy} (m, XG, p_d, V_{xavion}, Cf, Kra, Ktp) \\ \bar{K}_r = \bar{K}_r (I_{zz}, XG, p_d, V_{xavion}, Cf, Kra, Ktp, z_\psi, \omega_\psi) \\ \bar{K}_\psi = \bar{K}_\psi (I_{zz}, \omega_\psi) \end{cases}$$

Il est alors possible de classer les divers paramètres permettant de déterminer les trois gains de cette loi de pilotage en cap :

- Kra et Ktp sont des coefficients appelés "cornering gains". Ils permettent, à l'identique des coefficients aérodynamiques, de déterminer les "qualités de sol", domaine analogue aux qualités de vol lors de la phase sol. Kra est le "cornering gain" de la roulette de nez alors que Ktp est le "cornering gain" équivalent des trains principaux. Pour avoir plus de précision sur ces coefficients, se rapporter au paragraphe 2,
- m et XG dépendent directement des conditions opérationnelles,
- V_{xavion} et Cf dépendent directement du type de freinage réalisé au cours de la phase de roulage. Plus précisément, le pilote ou le pilote automatique (pour plus d'informations, se rapporter à la partie 5) détermine un profil de décélération qui s'exprime en consigne de couple de freinage. Dès lors, la vitesse de l'avion V_{xavion} évolue,
- z_ψ et ω_ψ sont respectivement le facteur d'amortissement et la pulsation que l'on se fixe pour la petite boucle en cap. Ce sont deux paramètres de réglage,

Il est intéressant de voir l'évolution des trois gains de la loi en fonction de ces paramètres.

5.1. Evolution des gains en fonction des paramètres de freinage

On considère deux cas :

- le cas où, dans le calcul des charges normales sur la roulette de nez et sur les trains principaux, on néglige l'effet piqueur dû à l'application du freinage (cas n°1). Dès lors, l'expression des charges est :

$$\begin{aligned} Nra &= \frac{1}{L} \times [Ltp \times (mg - p_d S C_z)] && \text{(IV-2-54\&55)} \\ Ntp &= \frac{1}{L} \times [Lra \times (mg - p_d S C_z)] = (mg - p_d S C_z) - Nra \end{aligned}$$

- le cas où, au contraire, on ne néglige pas cet effet piqueur dû à l'application du freinage (cas n°2). Alors, l'expression des charges est :

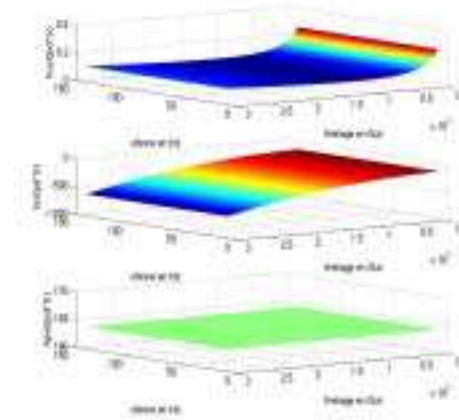
$$\begin{aligned} Nra &= \frac{1}{L} \times \left[Ltp \times (mg - p_d S C_z) + h_G \times \frac{Cf}{R} \right] && \text{(IV-2-56\&57)} \\ Ntp &= \frac{1}{L} \times \left[Lra \times (mg - p_d S C_z) - h_G \times \frac{Cf}{R} \right] = (mg - p_d S C_z) - Nra \end{aligned}$$

5.1.1. Etude du cas n°1 : non prise en compte dans les charges normales de l'effet freinage

On considère ici un avion de type A320 lors d'un roulage dans des conditions standards (masse moyenne, centrage moyen) et ce dans des conditions opérationnelles normales (pas de panne, pneumatiques en bonne état, ...).

Dès lors, il nous suffit de tracer l'évolution des gains en V_y et en r sur une plage de vitesses du type :
 $20 \text{ kts} \leq V_{\text{avion}} \leq 140 \text{ kts}$.

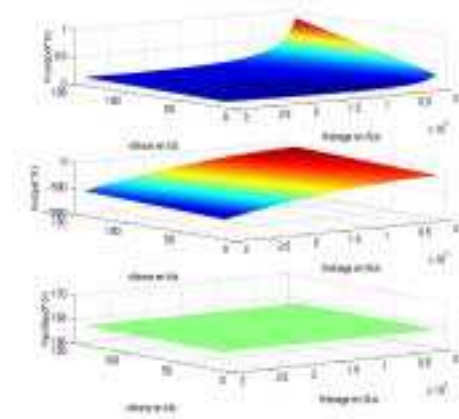
On obtient :



5.1.2. Etude du cas n°2 : prise en compte dans les charges normales de l'effet freinage

On considère ici aussi un avion de type A320 lors d'un roulage dans des conditions standards (masse moyenne, centrage moyen) et ce dans des conditions opérationnelles normales (pas de panne, pneumatiques en bonne état, ...).

Cette fois-ci il est nécessaire de calculer le profil de vitesse qui correspond à un profil normal de décélération, ce dernier donnant une certaine évolution de la consigne en couple de freinage. On déduit alors :



5.1.3. Comparaisons des résultats

Outre l'effet dû au créneau de couple de freinage, on remarque que globalement la prise en compte du freinage dans le calcul des charges normales implique une augmentation des gains relatifs à la vitesse latérale et à l'écart latéral alors que le gain relatif au cap est plutôt identique. Le gain relatif à la vitesse de lacet est, quant à lui, très dépendant du profil en couple de freinage; on remarque ici un changement de signe de ce gain au moment de l'application du freinage.

5.2. Evolution des gains en fonction des "cornering gains"

Il est ensuite intéressant d'étudier l'influence des "cornering gains" sur les gains de la loi de suivi d'axe de la piste. Le plus commode est de prendre comme valeurs de référence les valeurs de ces deux paramètres que nous avons estimées. Par la suite, on tracera l'évolution des quatre gains de la loi sur le pavé :

$$\left[\frac{K_{ra}}{2}; 2K_{ra} \right] \times \left[\frac{K_{tp}}{2}; 2K_{tp} \right]$$

On présente ici un tracé des gains pour une vitesse longitudinale de *100 nœuds* et ce, *sans freinage*.

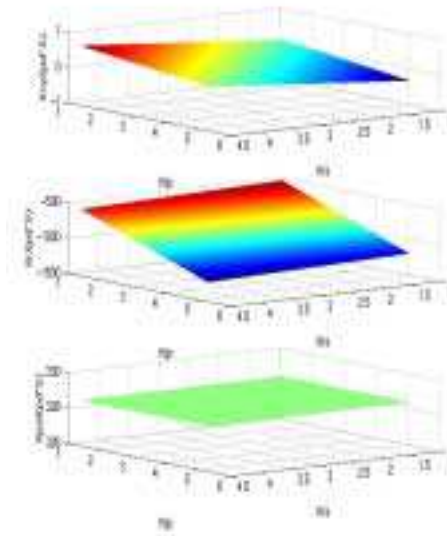


Figure 27 : Représentation des gains de la loi de pilotage en cap en fonction de K_{ra} et de K_{tp} (à hautes vitesses, sans freinage)

On présente ici une tracé des gains pour une vitesse longitudinale de *10 nœuds* et ce, *sans freinage*.

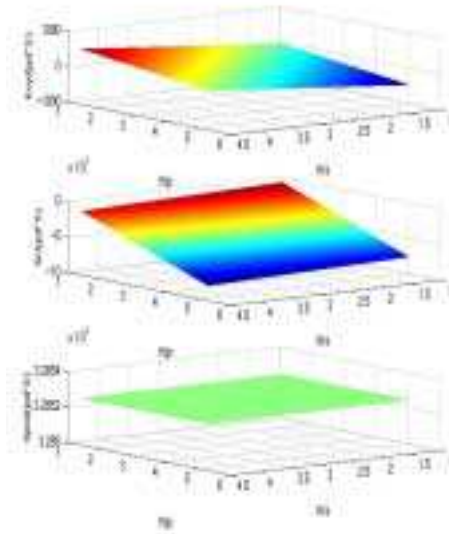


Figure 28 : Représentation des gains de la loi de pilotage en cap en fonction de Kra et de Ktp (à basses vitesses, sans freinage)

En commentaires, on peut constater que les gains de la petite boucle en cap varient peu lorsque les "cornering gains" évoluent. Le gain en écart latéral est insensible aux variations de ces deux paramètres fondamentaux des qualités de sol. Le gain en vitesse varie fortement, en changeant même de signe, dans un rapport 1 à 5. Il semble alors essentiel de tester la sensibilité vis-à-vis des "cornering gains" en simulation.

5.3. Evolution des gains en fonction de gains de z_ψ et ω_ψ

On présente ici une tracé des gains pour une vitesse longitudinale de *100 nœuds* et ce, *sans freinage*.

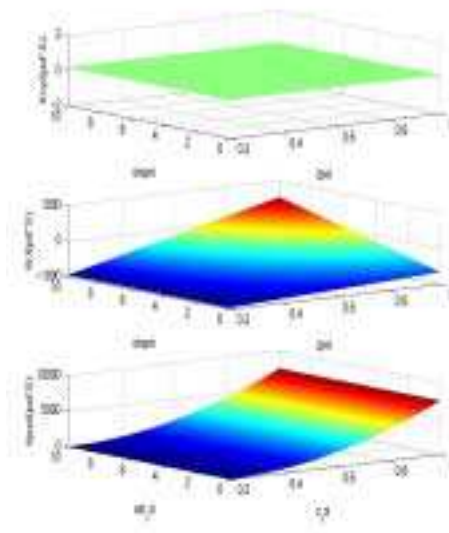


Figure 29 : Représentation des gains de la loi de pilotage en cap en fonction de z_ψ et ω_ψ (à hautes vitesses, sans freinage)

Puis, on présente une tracé des gains pour une vitesse longitudinale de *10 nœuds* et ce, *sans freinage*.

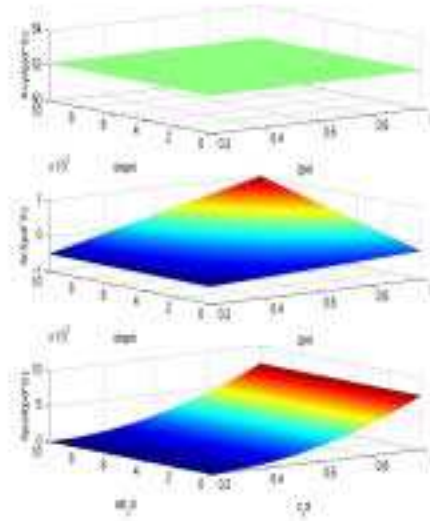


Figure 30 : Représentation des gains de la loi de pilotage en cap en fonction de z_ψ et ω_ψ (à basses vitesses, sans freinage)

6. AUTRES EXEMPLES D'UTILISATION D'UNE TELLE LOI DE PILOTAGE

La loi de pilotage qui vient d'être étudiée peut être utilisée dans d'autres contextes permettant de réduire la charge de travail de l'équipage et, par conséquent, d'améliorer la sécurité du vol. On se rendra compte dans la chapitre suivant de son utilité pour la synthèse d'une loi de *pilotage automatique* de suivi de l'axe de la piste à l'atterrissage. Elle sert aussi de loi de *pilotage manuel* pour le maintien de cap lors des évolutions basses vitesses de l'avion sur une plate-forme aéroportuaire (taxiing); des modifications architecturales mineures permettent d'introduire, comme en vol, le pilotage par impulsion (objectif en vitesse de lacet au lieu d'un objectif en cap).

Ces deux autres exemples d'utilisation concernent les phases d'atterrissage et de décollage. Aujourd'hui, outre la loi "Rollout", les ordres du pilote sont directs. Il en résulte une charge de travail élevée pour l'équipage. Il est alors possible d'automatiser le contrôle latéral de l'avion lors de ces phases de sorte à permettre à l'équipage de mieux gérer le profil de vitesse de l'avion lors du décollage et de l'atterrissage. C'est le concept d'**avion sur rails**. La gestion des événements de type pannes moteurs pourrait alors être appréhendée d'une manière plus efficace et plus sûre.

6.1. La tenue en lacet lors de l'atterrissage manuel

Entre la notion de pilotage direct actuel (utilisation du tiller, des pédales du palonnier, ...) et le guidage automatique sur l'axe de la piste, il est possible d'introduire un niveau d'automatisation intermédiaire. C'est ce qui existe aujourd'hui pour le vol. Pour cette phase particulière de l'atterrissage, il est donc possible d'aider la gestion du pilotage latéral de l'avion en introduisant une loi de pilotage manuel du lacet. La loi utilisée est celle qui vient d'être étudiée.

Il suffirait alors de graduer l'enfoncement des pédales du palonnier en vitesse de lacet de consigne, puis de laisser faire le module de supervision des actionneurs pour piloter, par impulsion, la trajectoire latérale de l'avion en toute simplicité. Aucune modification matérielle à bord des avions de transport actuels n'est à réaliser.

Les atouts principaux de ce type de loi de pilotage est donc la réduction de la charge de travail de l'équipage lors des atterrissages manuels et une gestion plus souple et plus sûre du pilotage de l'avion

lors de cette phase critique du vol, même en cas de panne moteur, en réduisant les risques de sortie de piste.

6.2. La tenue en lacet lors du décollage - Cas de la panne moteur

On suit ici la même idée que dans le paragraphe précédent. La loi de pilotage en lacet, paramétrée en vitesse longitudinale, n'est aucunement dépendante du profil de vitesse de l'avion. Cette loi est donc utilisable dans le cadre du décollage pour aider le pilotage latéral de l'avion. S'en suit alors une simplification du pilotage et une réduction de la charge de travail de l'équipage. Dès lors, ce dernier pourra gérer plus efficacement le suivi des vitesses caractéristiques et les critères de performance liés à la distance de décollage et aux risques de pannes moteur.

On propose par la suite deux graphiques permettant de voir l'intérêt d'introduire ce type de loi de pilotage dans le cas extrêmement critique d'une panne moteur au décollage à une vitesse élevée (100 nœuds). L'avion ayant servi à cette étude est un A320.

Remarque : Du haut à gauche vers le bas à droite sont représentées : la vitesse lacet (en deg/s), le cap de l'avion (en deg), le facteur de charge latéral (en g), la vitesse latérale (en m/s), le facteur de charge longitudinal (en g), la vitesse longitudinale (en nœuds), la poussée des moteurs gauche et droit (en N), l'écart latéral (en m), la braquage de la roulette de nez (en deg) et le braquage de la gouverne de direction (en deg).

6.2.1. Sans loi de pilotage en lacet

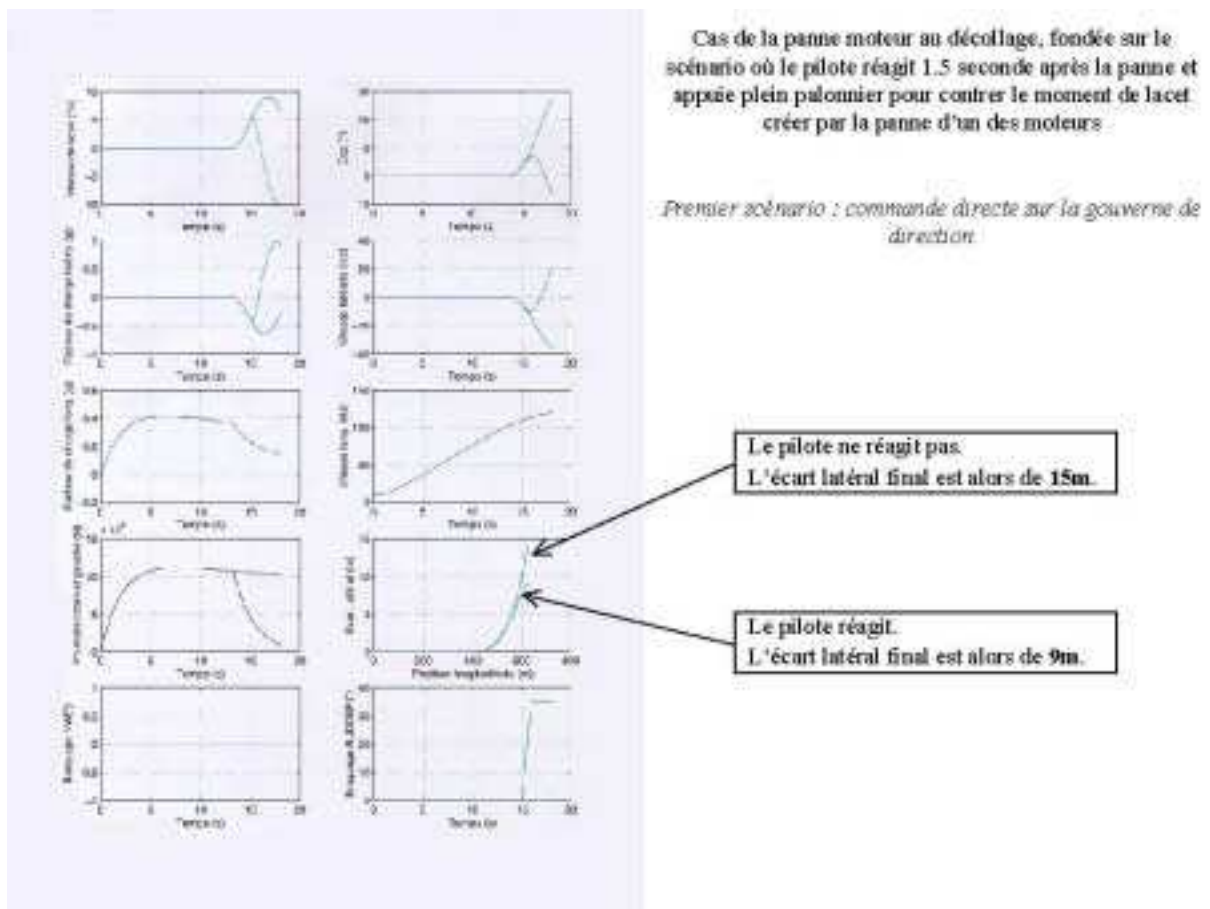


Figure 31 : Premier scénario : commande directe sur la gouverne de direction

Le graphique ci-dessus représente les réponses temporelles d'un A320, au décollage. Une panne du moteur droit survient à une vitesse de 100 nœuds sachant que la vitesse de décollage est d'environ 125 nœuds. Ce premier scénario est celui où l'on compare l'écart latéral final obtenu sans réaction du pilote et avec réaction du pilote donnant un ordre contrant après un temps de réaction d'environ 1.5 seconde. On se rend alors compte que l'écart latéral maximal atteint, lorsque la vitesse de l'avion est celle du décollage est :

- De 15 mètres si le pilote ne réagit pas,
- De 9 mètres si le pilote réagit.

Ces chiffres correspondent à un avion équipé d'une commande directe entre le palonnier et la direction. Aucune loi de pilotage n'existe entre l'organe de pilotage et la servocommande de direction.

6.2.2. Avec une loi de pilotage en lacet

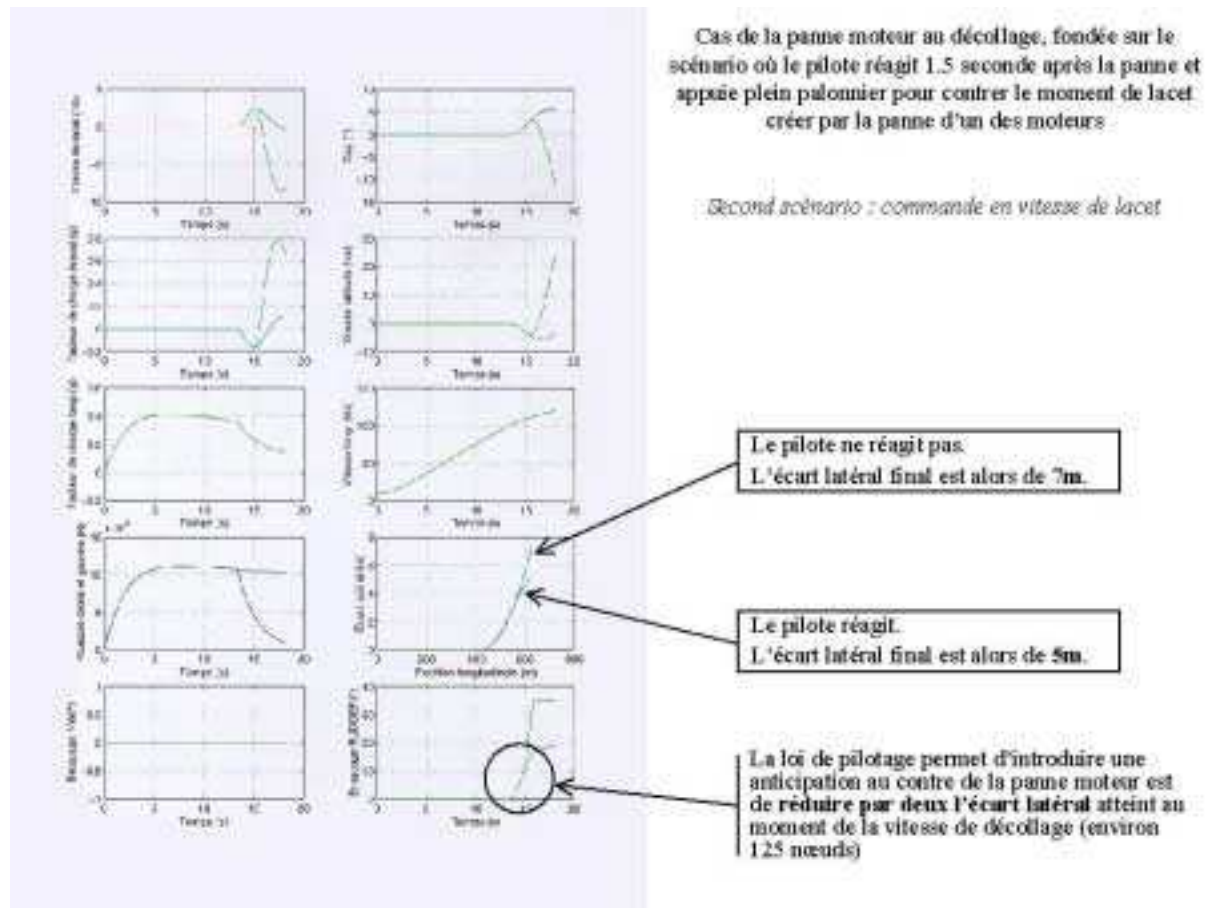


Figure 32 : Second scénario : commande en vitesse de lacet

Le graphique ci-dessus représente les réponses temporelles d'un A320, au décollage. Une panne du moteur droit survient à une vitesse de 100 nœuds sachant que la vitesse de décollage est d'environ 125 nœuds. Ce second scénario est celui où l'on compare l'écart latéral final obtenu sans réaction du pilote et avec réaction du pilote donnant un ordre contrant après un temps de réaction d'environ 1.5 seconde. A la différence du cas précédent, on considère un A320 pourvu d'un calculateur intégrant une loi de pilotage en lacet entre le palonnier et la servocommande de direction. On se rend alors compte que l'écart latéral maximal atteint, lorsque la vitesse de l'avion est celle du décollage est :

- De 7 mètres si le pilote ne réagit pas,
- De 5 mètres si le pilote réagit.

6.2.3. Conclusions sur l'introduction d'un loi de pilotage en lacet au décollage

Les simulations précédentes permettent de conclure que l'introduction d'une loi de pilotage en lacet lors du décollage permet :

- De faciliter le pilotage latéral de l'avion,
- De réduire la charge de travail de l'équipage au décollage en sécurisant le pilotage latéral, même en cas de panne moteur et ainsi de permettre à l'équipage de mieux se concentrer sur le suivi des vitesses caractéristiques de l'avion et des performances au décollage,
- De réduire le risque de sortie de piste au décollage.

- CHAPITRE 3 - SYNTHESE D'UNE LOI DE GUIDAGE POUR LE SUIVI AUTOMATIQUE DE L'AXE DE LA PISTE LORS DE L'ATERRISSAGE

Au cours du chapitre précédent, une loi de pilotage en cap (que l'on appellera aussi petite boucle en cap) a été synthétisée. Deux techniques de commande ont essentiellement été utilisées : le placement de structures propres et la commande non linéaire inverse. Diverses utilisations ont été esquissées aussi bien dans le cadre du pilotage manuel que du pilotage automatique. Il s'est alors avéré que ce type de loi pouvait être utile pour réduire la charge de travail lors du pilotage de l'avion sur les taxiways ou encore rendre plus sûr le décollage en automatisant le pilotage latéral de l'avion.

L'objectif de ce chapitre est de synthétiser une loi de guidage permettant le suivi automatique de l'axe de la piste. On souhaite pour cela bénéficier des avantages procurés par la synthèse de la loi de pilotage en cap exposée dans le chapitre précédent. La détermination d'une grande boucle en écart latéral permettra de calculer un ordre de cap qui sera envoyé à la petite boucle en cap. De plus, ce chapitre sera l'occasion de proposer une mise en œuvre pratique de la théorie des systèmes plats au problème du guidage latéral de l'avion au sol lors de l'atterrissage automatique.

Enfin, ce chapitre se conclut par une mise en œuvre pratique de ce dispositif de guidage sur l'A340-600.

1. APPLICATION DE LA THEORIE DES SYSTEMES PLATS AU PROBLEME DU TRACKING AUTOMATIQUE DE L'AXE D'UNE PISTE

Au cours de cette partie, on présente une application de la théorie des systèmes plats au cas du suivi automatique de l'axe de la piste pour un avion de transport civil. La philosophie d'utilisation des actionneurs est identique à celle présentée dans les chapitres précédents ; on conçoit une loi en force et moment générés par les actionneurs et on s'occupe, par la suite, de trouver une solution pour déterminer les ordres actionneurs permettant de satisfaire des contraintes de disponibilité et d'efficacité. Ce principe a été exposé dans [F.VILLAUME et al.,2001].

La démarche suivie dans ce chapitre est, dans un premier temps, d'identifier des sorties plates cohérentes avec la problématique de l'avion au sol, dans un second temps, de générer des trajectoires satisfaisantes en terme de suivi de l'axe de la piste, d'esquisser le principe d'implémentation d'une telle solution et de proposer, avant de conclure, quelques simulations.

1.1. Détermination de sorties plates adéquates

Rappelons que la dynamique de l'avion au sol peut être étudiée à l'aide du système d'équations différentielles suivant :

$$\begin{cases} \dot{y}_{\text{avion}} = \alpha_1 y_{\text{avion}} + \alpha_2 r + \frac{F_{\text{act}}}{m} & \text{ou encore } \dot{x} = Ax + Bu \\ \dot{r} = \beta_1 y_{\text{avion}} + \beta_2 r + \frac{M_{\text{act}}}{I_{zz}} \end{cases} \quad (\text{IV-3-01})$$

où l'on considère $x = (y_{\text{avion}}, y_{\text{avion}}, r, \psi)^T$ comme vecteur d'état et $y = (y_{\text{avion}}, \psi)^T$ comme vecteur d'observation. Les paramètres (α_i) et (β_i) sont des fonctions non linéaires de variables exogènes (se reporter au chapitre précédent). On remarque que l'on peut trouver deux fonctions non linéaires f_1 et f_2 telles que :

$$\begin{cases} \dot{x} = f_1\left(\frac{dy}{dt}, y\right) \\ u = f_2\left(\frac{d^2y}{dt^2}, \frac{dy}{dt}, y\right) \end{cases} \quad (\text{IV-3-02})$$

On déduit alors que l'écart latéral et la cap de l'avion au sol sont des **sorties plates**. De plus, l'ordre ν du vecteur y au sens de la platitude est égal à 1. On peut donc affirmer que le système ci-dessus permettant d'étudier la dynamique de l'avion au sol est Lie-Bäcklund équivalent au système trivial suivant :

$$\ddot{y} = v \quad (\text{IV-3-03})$$

On peut dès lors affirmer que toute trajectoire $t \mapsto (x(t), u(t))$ du système non linéaire précédent est l'image d'une trajectoire $t \mapsto (y(t), \dots, y^{(\nu+1)}(t))$ engendrée par la sortie plate et un nombre fini de ses dérivées. La planification de trajectoire est rendue possible en proposant une linéarisation par bouclage dynamique endogène tout en garantissant la stabilité du système bouclé finalement obtenu.

1.2. Planification de trajectoire

1.2.1. Cas n°1 : la baïonnette simple

On impose ici les 4 conditions initiales et finales suivantes :

$$\begin{aligned} v_{\text{avion}}(t_i) = 0 & \quad \text{et} \quad v_{\text{avion}}(t_f) = 0 \\ Y_{\text{avion}}(t_i) = Y_i & \quad Y_{\text{avion}}(t_f) = 0 \end{aligned} \quad (\text{IV-3-04})$$

Il est alors nécessaire de disposer de 4 degrés de liberté de sorte à déterminer la trajectoire de la sortie plate correspondant à l'écart latéral de l'avion au sol. Par exemple, la trajectoire "polynomiale" suivante peut être considérée :

$$y_1(t) = a_1 + a_2(t - t_i) + a_3(t - t_i)^2 + a_4(t - t_i)^3 \quad (\text{IV-3-05})$$

On déduit alors que :

$$\begin{aligned} a_1 &= Y_i \\ a_2 &= 0 \\ a_3 &= -\frac{3Y_i}{(t_f - t_i)^2} \\ a_4 &= \frac{2Y_i}{(t_f - t_i)^3} \end{aligned} \quad (\text{IV-3-06})$$

La trajectoire suivie par l'écart latéral de l'avion au sol est donc donnée par :

$$y_1(t) = Y_i - 3Y_i \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^2 + 2Y_i \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^3 \quad (\text{IV-3-07})$$

Soit, en posant $\theta = \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)$,

$$y_1(\theta) = Y_i (1 - 3\theta^2 + 2\theta^3) \quad \text{où} \quad \theta \in [0, 1] \quad (\text{IV-3-08})$$

Par ailleurs, comme on souhaite réduire autant que possible le dérapage de l'avion, on choisit :

$$-y_2(t) + \frac{y_1'(t)}{V_{xavion}} = 0 \quad (\text{IV-3-09})$$

Soit, après calculs,

$$y_2(\theta) = -\frac{6Y_i}{V_{xavion}} \frac{d\theta}{dt} \theta(1-\theta) \quad \text{avec} \quad \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{t_f - t_i} \quad (\text{IV-3-10})$$

En conclusion, les trajectoires fixées sont :

$$\begin{aligned} y_1(\theta) &= \varphi_1(\theta) \\ y_2(\theta) &= \frac{1}{t_f - t_i} \frac{\varphi_2(\theta)}{V_{xavion}} \quad \text{où} \quad \begin{cases} \varphi_1(\theta) = Y_i (1 - 3\theta^2 + \theta^3) \\ \varphi_2(\theta) = Y_i (-\theta + \theta^2) \end{cases} \end{aligned} \quad (\text{IV-3-11})$$

dont la première dérivée temporelle est donnée par le système suivant d'équations :

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} y_1(\theta) &= \frac{\varphi_1'(\theta)}{t_f - t_i} \\ \frac{d}{dt} y_2(\theta) &= \frac{1}{t_f - t_i} \frac{\frac{d\theta}{dt} \varphi_2'(\theta) V_{xavion} - \varphi_2(\theta) \dot{V}_{xavion}}{V_{xavion}^2} \end{aligned} \quad (\text{IV-3-12})$$

La consigne de chaque commande générique du système est alors donnée par :

$$\begin{cases} F_{act} = m(y_1'' - \alpha_1 y_1' - \alpha_2 y_2) \\ M_{act} = Izz(y_2'' - \beta_1 y_1 - \beta_2 y_2) \end{cases} \quad (\text{IV-3-13})$$

1.2.2. Cas n°2 : la baïonnette simple avec des conditions initiales générales

Dans ce cas plus général, on impose les 4 conditions initiales et finales suivantes :

$$\begin{aligned} V_{yavion}(t_i) &= Y_i' \quad \text{et} \quad V_{yavion}(t_f) = 0 \\ Y_{avion}(t_i) &= Y_i \quad \quad \quad Y_{avion}(t_f) = 0 \end{aligned} \quad (\text{IV-3-14})$$

De la même manière que dans le premier cas, on déduit la valeur des coefficients de la trajectoire polynomiale de rejointe de l'axe de la piste :

$$\begin{aligned} a_1 &= Y_i \\ a_2 &= Y_i' \\ a_3 &= -\frac{3Y_i}{(t_f - t_i)^2} - \frac{2Y_i'}{t_f - t_i} \\ a_4 &= \frac{2Y_i}{(t_f - t_i)^3} + \frac{Y_i'}{(t_f - t_i)^2} \end{aligned} \quad (\text{IV-3-15})$$

La trajectoire suivie par l'écart latéral de l'avion au sol est donc donnée par :

$$y_1(t) = Y_i + Y_i' \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right) - (3Y_i + 2Y_i'(t_f - t_i)) \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^2 + (2Y_i + Y_i'(t_f - t_i)) \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^3 \quad (\text{IV-3-16})$$

Soit, en posant $\theta = \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)$,

$$y_1(t) = Y_i + Y_i' \theta - (3Y_i + 2Y_i'(t_f - t_i)) \theta^2 + (2Y_i + Y_i'(t_f - t_i)) \theta^3 \quad \text{où} \quad \theta \in [0, 1] \quad (\text{IV-3-17})$$

Par ailleurs, comme on souhaite aussi ici réduire autant que possible le dérapage de l'avion, on choisit :

$$-y_2(t) + \frac{y_1'(t)}{V_{xavion}} = 0 \quad (\text{IV-3-18})$$

Soit, après calculs,

$$y_2(\theta) = \frac{1}{V_{xavion}} \frac{d\theta}{dt} \left(Y_i' - 2(3Y_i + 2Y_i'(t_f - t_i))\theta + 3(2Y_i + Y_i'(t_f - t_i))\theta^2 \right) \text{ avec } \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{t_f - t_i} \quad (\text{IV-3-19})$$

En conclusion, les trajectoires fixées sont :

$$\begin{aligned} y_1(\theta) &= \lambda_1(\theta) \\ y_2(\theta) &= \frac{1}{t_i - t_f} \frac{\lambda_2(\theta)}{V_{xavion}} \end{aligned} \quad \text{où } \begin{aligned} \lambda_1(\theta) &= Y_i + Y_i' \theta - (3Y_i + 2Y_i'(t_f - t_i))\theta^2 + (2Y_i + Y_i'(t_f - t_i))\theta^3 \\ \lambda_2(\theta) &= Y_i' - 2(3Y_i + 2Y_i'(t_f - t_i))\theta + 3(2Y_i + Y_i'(t_f - t_i))\theta^2 \end{aligned} \quad (\text{IV-3-20})$$

La consigne de chaque commande générique du système est alors donnée par :

$$\begin{cases} F_{act} = m(y_1'' - \alpha_1 y_1' - \alpha_2 y_2') \\ M_{act} = I_{zz}(y_2'' - \beta_1 y_1 - \beta_2 y_2') \end{cases} \quad (\text{IV-3-21})$$

1.2.3. Cas n°3 : la baïonnette simple avec des conditions initiales et finales générales

Dans ce cas plus général, on impose les 4 conditions initiales et finales suivantes :

$$\begin{aligned} V_{yavion}(t_i) &= Y_i' & \text{et} & & V_{yavion}(t_f) &= Y_f' \\ Y_{avion}(t_i) &= Y_i & & & Y_{avion}(t_f) &= Y_f \end{aligned} \quad (\text{IV-3-21})$$

De la même manière que dans le premier cas, on déduit la valeur des coefficients de la trajectoire polynomiale de rejointe de l'axe de la piste en résolvant le système d'équations suivantes :

$$\begin{cases} Y_i = a_1 \\ Y_f = a_1 + a_2(t_f - t_i) + a_3(t_f - t_i)^2 + a_4(t_f - t_i)^3 \\ Y_i' = a_2 \\ Y_f' = a_2 + 2a_3(t_f - t_i) + 3a_4(t_f - t_i) \end{cases} \quad (\text{IV-3-22})$$

Ce système peut alors être réécrit de la manière suivante :

$$\begin{cases} a_1 = Y_i \\ a_2 = Y_f' \\ a_3 + (t_f - t_i)a_4 = \frac{Y_f - Y_i}{(t_f - t_i)^2} - \frac{Y_i'}{t_f - t_i} \\ a_3 + \frac{3}{2}(t_f - t_i)a_4 = \frac{Y_f' - Y_i'}{2(t_f - t_i)} \end{cases} \quad (\text{IV-3-24})$$

Ce qui permet de conclure :

$$\begin{cases} a_1 = Y_i \\ a_2 = Y_f' \\ a_3 = 3 \frac{Y_f - Y_i}{(t_f - t_i)^2} - \frac{Y_f' + 2Y_i'}{t_f - t_i} \\ a_4 = -2 \frac{Y_f - Y_i}{(t_f - t_i)^3} + \frac{Y_f' + Y_i'}{(t_f - t_i)^2} \end{cases} \quad (\text{IV-3-25})$$

La trajectoire suivie par l'écart latéral de l'avion au sol est donc donnée par :

$$y_1(t) = Y_i + Y'_i \left(\frac{t-t_i}{t_f-t_i} \right) + [3(Y_f - Y_i) - (Y'_f + 2Y'_i)(t_f - t_i)] \left(\frac{t-t_i}{t_f-t_i} \right)^2 + [-2(Y_f - Y_i) + (Y'_f + Y'_i)(t_f - t_i)] \left(\frac{t-t_i}{t_f-t_i} \right)^3 \quad (\text{IV-3-26})$$

Soit, en posant $\theta = \left(\frac{t-t_i}{t_f-t_i} \right)$,

$$y_1(t) = Y_i + Y'_i \theta + [3(Y_f - Y_i) - (Y'_f + 2Y'_i)(t_f - t_i)] \theta^2 + [-2(Y_f - Y_i) + (Y'_f + Y'_i)(t_f - t_i)] \theta^3 \quad (\text{IV-3-27})$$

Par ailleurs, comme on souhaite aussi ici réduire autant que possible le dérapage de l'avion, on choisit :

$$-y_2(t) + \frac{y'_1(t)}{V_{x\text{avion}}} = 0 \quad (\text{IV-3-28})$$

Soit, après calculs,

$$y_2(\theta) = \frac{1}{V_{x\text{avion}}} \frac{d\theta}{dt} \left(Y'_i + 2[3(Y_f - Y_i) - (Y'_f + 2Y'_i)(t_f - t_i)] \theta + 3[-2(Y_f - Y_i) + (Y'_f + Y'_i)(t_f - t_i)] \theta^2 \right) \text{ avec} \quad (\text{IV-3-29})$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{t_f - t_i}$$

En conclusion, les trajectoires fixées sont :

$$\begin{aligned} y_1(\theta) &= \mu_1(\theta) \\ y_2(\theta) &= \frac{1}{t_f - t_i} \frac{\mu_2(\theta)}{V_{x\text{avion}}} \quad \text{où} \end{aligned} \quad (\text{IV-3-30})$$

$$\begin{aligned} \mu_1(\theta) &= Y_i + Y'_i \theta + [3(Y_f - Y_i) - (Y'_f + 2Y'_i)(t_f - t_i)] \theta^2 + [-2(Y_f - Y_i) + (Y'_f + Y'_i)(t_f - t_i)] \theta^3 \\ \mu_2(\theta) &= Y'_i + 2[3(Y_f - Y_i) - (Y'_f + 2Y'_i)(t_f - t_i)] \theta + 3[-2(Y_f - Y_i) + (Y'_f + Y'_i)(t_f - t_i)] \theta^2 \end{aligned}$$

La consigne de chaque commande générique du système est alors donnée par :

$$\begin{cases} F_{\text{act}} = m(y''_1 - \alpha_1 y'_1 - \alpha_2 y'_2) \\ M_{\text{act}} = I_{zz}(y''_2 - \beta_1 y_1 - \beta_2 y'_2) \end{cases} \quad (\text{IV-3-31})$$

1.3. Supervision des actionneurs ([F.VILLAUME et al.,2001])

L'idée principale de cette supervision est d'activer en priorité les actionneurs utilisés par la loi de roulage actuelle i.e. la gouverne de direction et la roulette de nez. Il devient alors intéressant d'automatiser l'utilisation du freinage dissymétrique lorsqu'au moins l'un des actionneurs "traditionnels" atteint la saturation. Suivant cette approche, l'utilisation de la théorie de la platitude permet de déterminer des consignes en force et moment produits par les actionneurs. L'objectif de l'algorithme de supervision des actionneurs exposé ci-après est de dispatcher ces ordres génériques sur les actionneurs de sorte à préserver la performance du guidage tout en tenant compte de la disponibilité et de l'efficacité des organes de commande. On pourra alors déterminer d'une manière automatique la consigne de couple de freinage à appliquer sur les trains principaux gauche et droit de l'avion.

On voit qu'il est possible de concevoir une stratégie de supervision de sorte à élaborer des ordres aux actionneurs en toute cohérence avec les états de l'avion et les limites physiques des actionneurs. Les équations décrivant la dynamique de l'avion au sol montrent que les commandes naturelles sont la force F_{act} et le moment M_{act} générés par les actionneurs. Leur expression en fonction du braquage des actionneurs s'exprime d'une manière générale de la façon suivante :

$$\begin{pmatrix} F_{\text{act}} \\ M_{\text{act}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu_1(V_x) & \mu_2(V_x) & \mu_3(V_x) \\ \mu_4(V_x) & \mu_5(V_x) & \mu_6(V_x) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta r \\ \delta e \\ \delta f \end{pmatrix} \quad (\text{IV-3-32})$$

Cette équation peut être réécrite alors comme suit :

$$\begin{pmatrix} F_{act} \\ M_{act} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu_1(V_x) & \mu_2(V_x) \\ \mu_4(V_x) & \mu_5(V_x) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta r \\ \delta e \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \mu_3(V_x) \\ \mu_6(V_x) \end{pmatrix} \delta f \quad (IV-3-33)$$

de sorte à distinguer les actionneurs "traditionnels" (braquage de la gouverne de direction et de la roulette de nez) du freinage dissymétrique qui sera utilisé automatiquement lorsque direction et/ou roulette de nez atteignent la saturation. La relation précédente permet alors d'écrire :

$$\begin{pmatrix} \delta r \\ \delta e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu_1(V_x) & \mu_2(V_x) \\ \mu_4(V_x) & \mu_5(V_x) \end{pmatrix}^{-1} \left[\begin{pmatrix} F_{act} \\ M_{act} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \mu_3(V_x) \\ \mu_6(V_x) \end{pmatrix} \delta f \right] \quad (IV-3-34)$$

ce qui peut se simplifier de la manière suivante :

$$\begin{cases} \delta r = \gamma_1(V_x, F_{act}, M_{act}) + \gamma_2(V_x, F_{act}, M_{act}) \delta f \\ \delta e = \gamma_3(V_x, F_{act}, M_{act}) + \gamma_4(V_x, F_{act}, M_{act}) \delta f \end{cases} \quad (IV-3-35)$$

Pour satisfaire les contraintes de saturation de la direction et de la roulette de nez, il est possible de calculer 4 bornes $\delta f_{min}^{\delta r}$, $\delta f_{max}^{\delta r}$, $\delta f_{min}^{\delta e}$ and $\delta f_{max}^{\delta e}$ en utilisant les équations précédentes de sorte à ce que la consigne de couple de freinage dissymétrique vérifie :

$$\begin{cases} \delta f_{min}^{\delta r} \leq \delta f \leq \delta f_{max}^{\delta r} \\ \delta f_{min}^{\delta e} \leq \delta f \leq \delta f_{max}^{\delta e} \end{cases} \quad (IV-3-36)$$

alors que simultanément cette même consigne de couple de freinage dissymétrique doit vérifier ses propres contraintes de saturation,

$$\delta f_{min} \leq \delta f \leq \delta f_{max} \quad (IV-3-37)$$

Alors, deux nouvelles bornes peuvent être introduites :

$$\begin{cases} \Delta f^+ = \min\{\delta f_{max}, \delta f_{max}^{\delta r}, \delta f_{max}^{\delta e}\} \\ \Delta f^- = \max\{\delta f_{min}, \delta f_{min}^{\delta r}, \delta f_{min}^{\delta e}\} \end{cases} \quad (IV-3-38)$$

Dès que la condition $\Delta f^- \leq \delta f \leq \Delta f^+$ est vérifiée, trois situations différentes peuvent apparaître :

- if $\Delta f^- \geq 0$, then $\delta f = \Delta f^-$,
- if $\Delta f^- \leq 0 \leq \Delta f^+$, then $\delta f = 0$,
- if $\Delta f^+ \leq 0$, then $\delta f = \Delta f^+$.

Ainsi, l'algorithme de supervision ci-dessus proposé permet d'organiser plus efficacement l'utilisation des actionneurs tout en permettant l'introduction du freinage dissymétrique automatique.

1.4. Implantation

Le schéma fonctionnel ci-après présente l'implantation pratique faite au sein du simulateur SIBROL en vue de l'évaluation de cette solution pour le suivi automatique de l'axe de la piste :

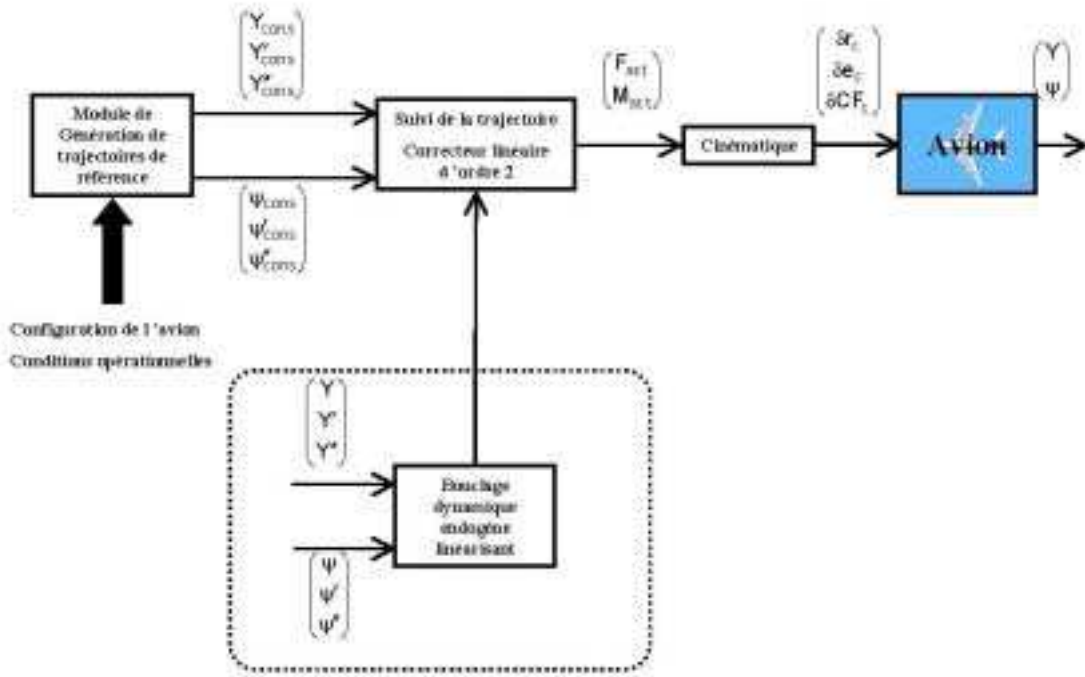


Figure 1 : Schéma fonctionnel de l'implantation de la solution utilisant la platitude

On remarque une architecture très proche de celle proposée pour l'implantation de la loi de pilotage synthétisée à l'aide de la commande non linéaire inverse.

1.5. Simulations

Deux cas de simulations (A320) sont maintenant proposés pour illustrer l'intérêt d'une telle approche :

- Le premier cas concerne une baïonnette simple où l'avion atterrit parallèle à l'axe de la piste (5m à côté). On enclenche la loi de sorte à ce que l'avion rejoigne l'axe de la piste. La trajectoire de référence considérée est calculée de sorte à ce que l'avion rejoigne l'axe en 15 secondes.

On présente successivement, d'en haut à gauche jusqu'à en bas à droite, la vitesse de lacet (en degrés par seconde), le cap (en degrés), la vitesse longitudinale (en nœuds), la distance parcourue (en mètres), l'écart latéral (en mètres), le couple de freinage (en Newtons par mètre), le braquage de la roulette de nez (en degrés) et le braquage de la gouverne de direction (en degrés).

Remarque : en bleu, réponses de l'avion et en rouge, consignes en écart latéral et en cap.

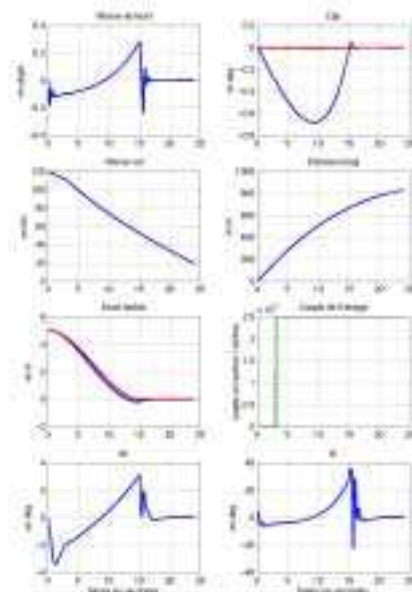


Figure 2 : Réponses temporelles (cas n°1)

- Le deuxième cas est aussi une baïonnette simple mais, cette fois-ci, l'avion atterrit 8 mètres à côté de l'axe de la piste. Ce cas permet de voir l'intérêt d'utiliser la cinématique exposée au cours du paragraphe 1.3 de ce chapitre en permettant l'introduction du freinage dissymétrique automatiquement en cas de saturation d'un des deux actionneurs "traditionnels". De plus, la trajectoire de référence considérée ici est calculée de sorte à ce que l'avion rejoigne l'axe en 10 secondes.

On adopte le même type de légende que précédemment.

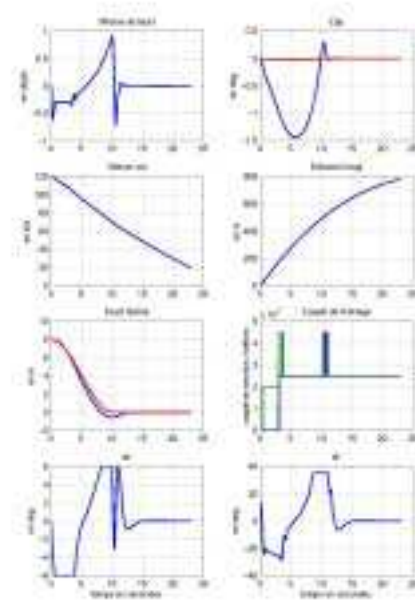


Figure 3 : Réponses temporelles (cas n°2)

1.6. Conclusion et perspectives futures

Les deux cas pratiques présentés montrent l'intérêt d'une telle solution et la performance du guidage obtenu. Cependant, il s'avère que des améliorations sont à apporter en ce qui concerne l'utilisation des actionneurs. En effet, on constate que la roulette de nez et la gouverne ont des actions antagonistes ce qui est peu acceptable pour un pilote dans le sens où il faudrait que les actionneurs aient des actions homogènes et de même nature

Néanmoins, l'approche par génération de trajectoires de référence semble prometteuse car elle permet d'assurer une bonne reproductibilité de la rejoinde de l'axe de la piste. De plus, il pourrait être intéressant de recalculer périodiquement, au cours du roulage, cette trajectoire de sorte à permettre une rejoinde de l'axe de la piste plus "optimisée" et adaptative. Cette approche est d'ailleurs similaire à celle mise en œuvre pour la détermination de profils optimaux de décélération lors de l'atterrissage automatique (se reporter au chapitre 3 de la partie 5).

Enfin, il est intéressant de souligner que le bouclage endogène utilisé ici est très proche du retour linéarisant introduit dans la synthèse de la loi de pilotage en lacet se fondant sur les techniques d'inversion de la dynamique (chapitre 2 de cette partie). Ceci est certainement dû à la forte similitude théorique de ces deux techniques (commande non linéaire inverse et platitude).

2. SYNTHÈSE D'UNE GRANDE BOUCLE EN ÉCART LATÉRAL PERMETTANT DE LIMITER LE DÉRAPAGE SOL DE L'AVION

Pour synthétiser cette loi, on part du principe que l'on souhaite aboutir à une architecture du type vol. On propose une "petite boucle" en cap permettant de calculer un moment de consigne que devront réaliser les actionneurs (la direction, la roulette de nez et freinage dissymétrique). C'est le rôle de la "cinématique" dont on a précédemment exposé le principe de conception. Puis, "cinématique" et "petite boucle" synthétisées, nous proposons ici une "grande boucle" en écart latéral permettant de déterminer une consigne en cap de sorte à ce que l'écart latéral soit nul tout en minimisant le dérapage de l'avion.

L'objectif de minimisation du dérapage de l'avion, de rejointe puis de suivi de l'axe de la piste peut s'exprimer mathématiquement par l'équation :

$$\psi_c = \frac{V_{y\text{avion}_c}}{V_{x\text{avion}}} \quad (\text{IV-3-39})$$

- Ce qui s'écrit, en fixant une dynamique du premier ordre pour l'écart latéral :

$$\psi_c = \frac{1}{V_{x\text{avion}}} \cdot \frac{y_c - y}{\tau} \quad (\text{IV-3-40})$$

Or, l'objectif étant le suivi de l'axe de la piste ($y_c=0$), il vient :

$$\psi_c = -\frac{1}{\tau V_{x\text{avion}}} y \quad (\text{IV-3-41})$$

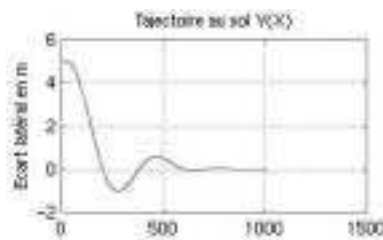


Figure 4 : Ecart latéral en fonction de la distance longitudinale - cas d'une baïonnette simple (A340-600)

- Cet objectif peut aussi être tenu en se fixant une dynamique du second ordre pour l'écart latéral. Il suffit alors d'ajouter un terme dérivé. Schématiquement, le gain k_p permet de fixer le temps de réponse vis-à-vis de la rejointe à l'axe de la piste. On déduit alors :

$$\psi_c = -\frac{1}{V_{x\text{avion}}} \cdot (k_d \times V_{y_{\text{LOC}}} + k_p \times y_{\text{LOC}}) \quad (\text{IV-3-42})$$

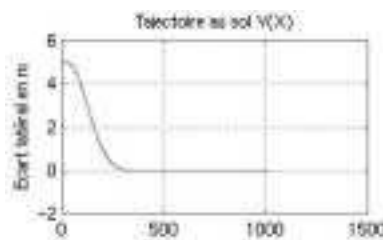


Figure 5 : Ecart latéral en fonction de la distance longitudinale - cas d'une baïonnette simple (A340-600)

3. APPLICATION SUR L'A340-600

3.1. Configuration générale de l'avion

3.1.1. Une brève description générale

L'A340-500/600 est la dernière évolution de la l'A340-300. Dans une configuration 3 classes, la version -600 permet de transporter jusqu'à 380 passagers tandis que la version -500, plus court et à rayon d'action étendu, peut accueillir jusqu'à 313 passagers. Les principales différences entre les versions -500 et -600 sont, pour le -600, un fuselage plus long et, pour le -500, une capacité d'emport de carburant accrue avec l'ajout d'un réservoir central supplémentaire. Ces nouvelles versions de l'A340 seront motorisées par quatre moteurs Trent construits par Rolls-Royce.

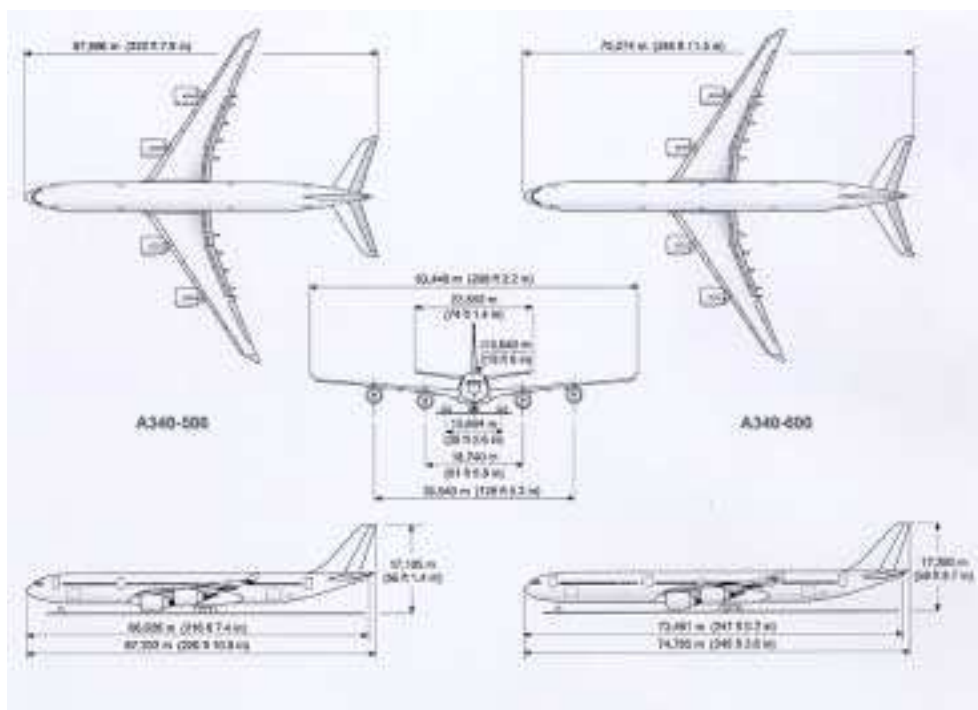


Figure 6 : Plan trois vues des versions A340-500/600

Le fuselage conserve la section de la version de base (A340-300). La seule différence réside dans son allongement (6 cadres pour l'A340-500 et 20 cadres pour l'A340-600).

L'empennage vertical est directement issu de celui de l'A330-200 avec des renforts structuraux supplémentaires permettant de supporter l'accroissement des charges. Dans un même temps, l'empennage horizontal et la gouverne de profondeur sont d'une dimension plus importante que sur la version de base.

Les ailes ont, par ailleurs, été modifiées et dérivées de celles de l'A340-300 par l'ajout de 3 cadres supplémentaires et une extension des bouts d'aile de 1.6m.

3.1.2. En termes de performances

La version -600 est motorisée par des moteurs RR-Trent 556-61 ayant une poussée nominale de 249kN. Pour un rayon d'action type (vol long-courrier), il est possible de transporter 380 passagers sur 7500Nm.

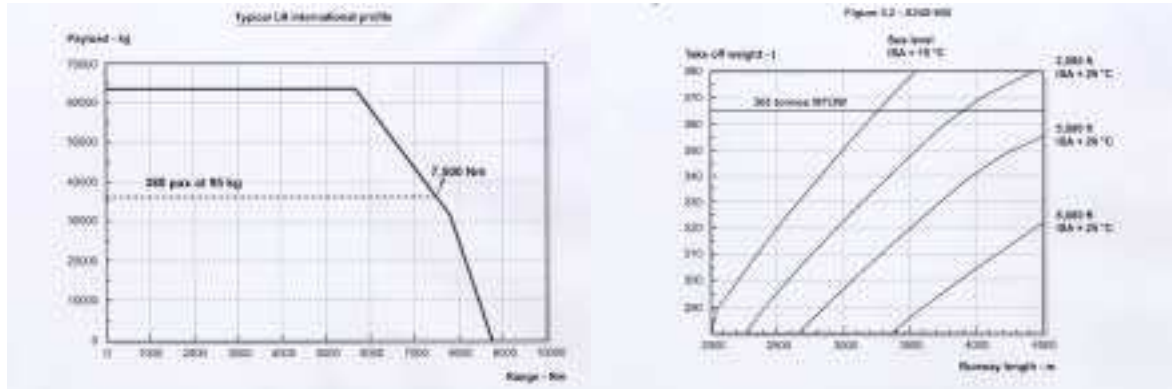


Figure 7 : Diagramme Charge Marchande / Rayon d'action (A340-500/600 et A340-300)

3.1.3. En ce qui concerne le taxiing et la manœuvrabilité au sol

Les rayons de virage minimum (en incluant le glissement des pneumatiques) sont réunis dans le tableau suivant. On donne uniquement les chiffres pour un A340-600 dans le cas où la poussée des moteurs est symétrique et sans freinage. Notons que les définitions sont données dans le graphiques ci-après.

Speed (km/h)	Turning radius		Effective turning angle	
	Feet	Meters	Feet	Meters
100	11.7	3.57	37°	64.0°
200	23.4	7.14	74°	128.0°
300	35.1	10.71	111°	192.0°
400	46.8	14.28	148°	256.0°
500	58.5	17.85	185°	320.0°
600	70.2	21.42	222°	384.0°

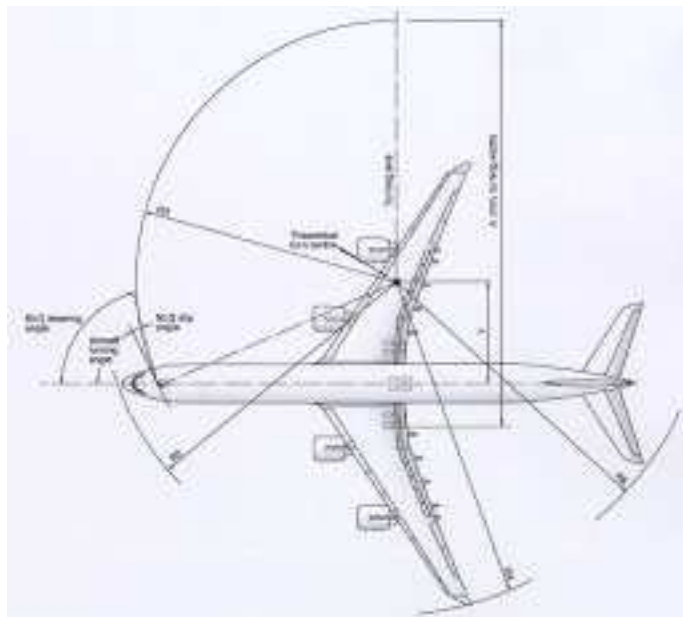


Figure 8 : Définition des rayons de virage

3.2. Processus d'intégration de la loi

3.2.1. Le contexte particulier de l'A340-600

L'A340-600 est un avion en phase finale de développement. Le premier vol a été réalisé courant avril 2001 et a permis d'initier une année d'essais en vol. Récemment, au cours des essais de mise au point de la loi de roulage permettant le suivi automatique de l'axe de la piste, il s'est avéré un manque de robustesse vis-à-vis des bruits de mesures du signal LOCALIZER (signal matérialisant l'axe de la piste). Malgré plusieurs tentatives de réglages de la loi, synthétisée à l'aide de techniques traditionnelles de type essais/erreurs en simulation, la performance du suivi n'était pas suffisante selon l'avis des pilotes d'essais.

L'implantation de la loi présentée auparavant est apparue utile. Cependant, il a fallu simplifier la loi de sorte à se conformer à l'architecture systèmes de l'A340-600. En effet, cet avion ne permet pas d'automatiser le freinage dissymétrique. On a donc limité la cinématique de sorte à n'utiliser que les actionneurs traditionnels : la gouverne de direction et la roulette de nez.

3.2.2. Processus standard de validation/intégration d'une loi de pilotage automatique de type "rollout"

L'objet de ce paragraphe est de donner une vue générale du cheminement suivi par le concepteur d'une loi de pilotage automatique entre la feuille de papier et l'essai en vol.

Ce processus respecte les étapes suivantes :

- Conception sur simulateur de bureau de la loi de pilotage et pré-validation (utilisation de Matlab/Simulink)
- Spécification de la loi de pilotage à l'aide de la SAO (Spécification Assistée par Ordinateur), prochainement SCADE. Cette spécification se fait de manière graphique et doit respecter un formalisme particulier permettant de générer du code embarqué
- Intégration de cette spécification de loi dans la spécification globale du calculateur dédié au pilotage automatique
- Validation sur le SIMulateur de Pilote Automatique (SIMPA). Ce simulateur certifié permet de réaliser une validation du Pilote Automatique en permettant de réaliser des tests statistiques de performances, de recouper des essais simulés et des essais en vol. Ce simulateur utilise le modèle de l'avion le plus précis.
- Après cette validation, intégration de la spécification globale sur le calculateur réel par génération du code embarqué certifié
- Essais en vol et validation par les pilotes

Ces six étapes peuvent bien sûr être beaucoup plus détaillées mais on a souhaité ici présenter les grands jalons nécessaires pour aboutir à une expérimentation réelle. C'est ce processus qui a été suivi. Dans le paragraphe suivant, on présente des résultats de simulation et d'essais en vol ainsi qu'un exemple de planche SAO.

3.3. Les résultats de simulation et d'essais en vol

On présente ici des résultats comparatifs d'essais entre la loi de suivi automatique de l'axe de la piste synthétisée et réglée par une méthode de type essais/erreurs et la loi synthétisée à l'aide de la méthode d'inversion de la dynamique.

3.3.1. Les résultats simulés sur le SIMulateur de Pilote Automatique (SIMPA)

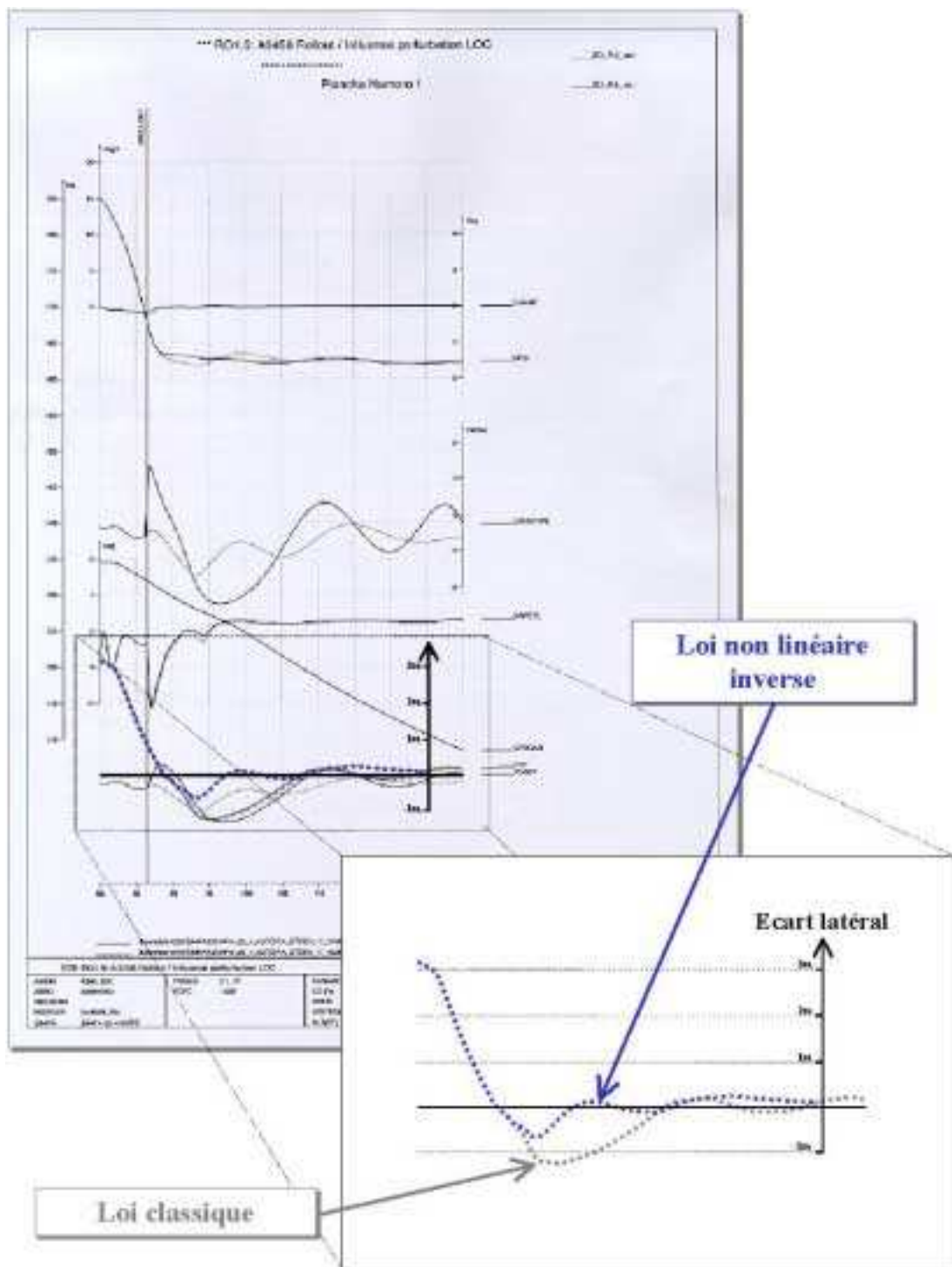


Figure 9 : Comparaison entre la loi Rollout classique optimisée et la loi Rollout non linéaire inverse

La planche ci-dessus, tracée à l'aide de SIMPA, permet de montrer l'intérêt de cette nouvelle loi de suivi automatique de l'axe de la piste. Le cas présenté ici est l'un des plus pessimistes : cas de la présence d'un bruit, avec retournement de spectre, sur le signal LOC donc sur le signal déterminant l'écart latéral et la vitesse latérale associée.

On se rend compte directement d'une meilleure performance de la loi Rollout non linéaire : dépassement inférieur à 10%, rejointe non oscillatoire à l'axe pour une vitesse inférieure à 110 nœuds, faible utilisation de la gouverne de direction (braquage dans la plage $\pm 3^\circ$)... Ce résultat est à rapprocher de la courbe obtenue sous SIBROL (simulateur de bureau conçu en langage MATLAB/SIMULINK) où l'on se rend compte de la fidélité de la réponse (Figure 2 de ce chapitre).

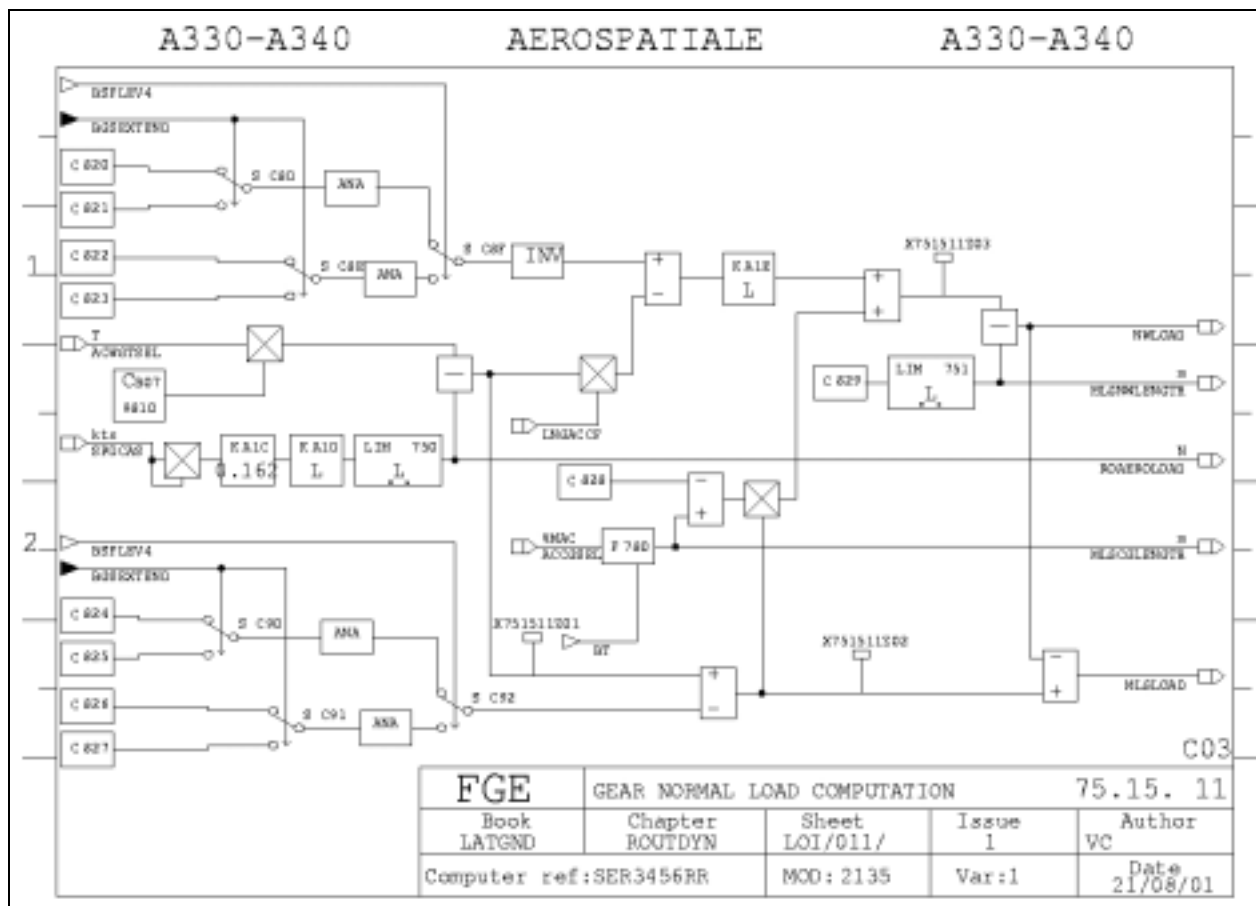


Figure 10 : Planche SAO - Calcul des charges normales sur les trains

3.3.2. Les résultats réels en essais en vol

Les essais en vol sont en cours de préparation et les résultats ne seront pas disponibles à temps pour être incorporés dans ce mémoire. Néanmoins, on peut s'attendre à des résultats analogues à ceux présentés dans le paragraphe précédent.

CONCLUSION

Une technique de linéarisation entrées-sorties statique à été utilisée dans la synthèse d'une loi de pilotage en lacet pour contrôler les mouvements latéraux de l'avion au sol. Plusieurs utilisations de cette loi de pilotage peuvent être envisagées de sorte à réduire sensiblement la charge de travail de l'équipage et à sécuriser le pilotage manuel de l'avion au sol. Ces applications sont, par exemple :

- **Le pilotage latéral manuel à basses vitesses de l'avion sur une plate-forme aéroportuaire.** En utilisant les capteurs actuellement disponibles à bord de l'avion, il est possible de synthétiser un dispositif permettant de piloter le lacet de l'avion. On facilite alors la tenue du cap de l'avion en réduisant alors l'activité du pilote sur les organes de pilotage et l'agitation des actionneurs. Cette loi permet aussi de négocier des virages plus aisément. Bien entendu le cas des virages en U à très basses vitesses (inférieurs à 5-10 nœuds) risque de continuer à se faire à l'aide d'une commande directe sur la roulette de nez. Cependant, sur des avions de grande taille (type A380), l'introduction du freinage dissymétrique couplé à la roulette de nez, au travers du dispositif de supervision des actionneurs proposé dans cette partie, permettra de faciliter la prise d'un virage.
- **Le pilotage latéral manuel à hautes vitesses de l'avion lors de l'atterrissage et du décollage.** L'utilisation de la loi de pilotage synthétisée dans ce chapitre s'avère intéressante au cours de ces phases critiques du vol. Ces dernières sont très rapides et provoquent un accroissement souvent critique de la charge de travail de l'équipage. Il doit gérer simultanément le profil de vitesse de l'avion et contrôler efficacement les mouvements latéraux de l'avion de sorte à éviter toute sortie de piste. L'introduction du dispositif de pilotage manuel du cap proposé au cours de cette partie permet de simplifier la gestion du pilotage suivant l'axe latéral; l'équipage pourra donc mieux se concentrer sur les performances longitudinales de l'avion et gérer les risques liés à la panne moteur.
- **Le pilotage latéral au roulage lors de l'atterrissage automatique.** On calcule d'une manière classique suivant l'écart latéral courant vis-à-vis de l'axe de la piste une consigne en cap qui est envoyée à la petite boucle en lacet précédemment citée. Plusieurs validations ont été entreprises sur le simulateur de bureau développé pour l'étude de la dynamique de l'avion au sol, sur le simulateur certifié SIMPA et en essais en vol sur le dernier né de la gamme AIRBUS : l'A340-600. Le benchmark réalisé par rapport aux lois actuelles permet de montrer les performances accrues d'une loi synthétisée à l'aide des techniques d'inversion de la dynamique et structurée suivant une architecture en boucles successives d'asservissement.

Partie 5

OPTIMISATION DE LA TENUE DE VITESSE DE L'AVION AU SOL

PLAN DE LA PARTIE 5

INTRODUCTION

- CHAPITRE 1 -

ETAT DE L'ART DE LA GESTION DE LA VITESSE D'UN AVION DE TRANSPORT CIVIL AU SOL

1. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DU DECOLLAGE	183
1.1. Quelques généralités	183
1.2. Description de la phase de roulement	183
1.2.1. <u>Configuration de l'avion au sol</u>	<u>183</u>
1.2.2. <u>Nature des forces agissant sur l'avion</u>	<u>184</u>
1.2.3. <u>Contrôle de l'avion durant le roulement</u>	<u>184</u>
1.2.4. <u>Description du roulement</u>	<u>184</u>
1.3. Quelques mots sur les performances au décollage	185
1.3.1. <u>Généralités</u>	<u>185</u>
1.3.2. <u>Les vitesses caractéristiques (FAR 25)</u>	<u>185</u>
1.3.3. <u>Décisions en cas de panne</u>	<u>186</u>
2. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DE L'EVOLUTION SUR LES TAXIWAYS	186
3. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DE L'ATTERRISSAGE	187
3.1. Introduction	187
3.2. L'Auto-Brake	187
3.3. Les dispositifs utilisés lors de l'atterrissage pour le freinage	188
4. PROPOSITIONS D'AMELIORATION DE LA GESTION DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL	188

- CHAPITRE 2 -

SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL

1. MISE EN ŒUVRE DE L'INVERSION DE LA DYNAMIQUE POUR LA SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL	189
1.1. Généralités	189
1.2. Première hypothèse : actionneurs statiques et Anti-Skid parfait	190
1.2.1. <u>Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase d'accélération</u>	<u>190</u>
1.2.2. <u>Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération</u>	<u>190</u>
1.2.3. <u>Synthèse d'une loi de pilotage hybride de la vitesse</u>	<u>191</u>
1.2.4. <u>Présentation et amélioration de l'architecture de la loi de pilotage de la vitesse d'ordre 1</u>	<u>193</u>
1.3. Seconde hypothèse : actionneurs dynamiques - Anti-skid parfait	194
1.3.1. <u>Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase d'accélération</u>	<u>194</u>
1.3.2. <u>Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération</u>	<u>194</u>
1.3.3. <u>Synthèse d'une loi de pilotage hybride de la vitesse</u>	<u>195</u>
1.3.4. <u>Présentation et amélioration de l'architecture de la loi de pilotage de la vitesse d'ordre 2</u>	<u>196</u>
1.4. Troisième hypothèse : Anti-skid imparfait	196
1.4.1. <u>Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération (Actionneurs statiques)</u>	<u>196</u>
1.4.2. <u>Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération (Actionneurs dynamiques)</u>	<u>197</u>
1.4.3. <u>Conclusions sur cette troisième hypothèse</u>	<u>198</u>
2. COMPARAISON AVEC D'AUTRES APPROCHES DE SYNTHESES	198
2.1. Comparaison avec le correcteur type auto-manette et le correcteur "moteur linéaire"	199
2.1.1. <u>Consigne en vitesse</u>	<u>199</u>
2.1.2. <u>Consigne en accélération</u>	<u>201</u>
2.1.3. <u>Consigne en décélération</u>	<u>203</u>
2.2. Comparaison entre le correcteur type auto-manette et le correcteur "moteur non linéaire"	204
2.3. Comparaison avec le correcteur type auto-manette et le correcteur "à avance de phase"	205
3. UN EXEMPLE D'APPLICATION : LA TENUE DE VITESSE LORS DE L'ATTERRISSAGE (AUTO-BRAKE NON LINEAIRE INVERSE)	207

- CHAPITRE 3 -
SYNTHESE DE PROFILS OPTIMAUX DE DECELERATION LORS DE L'ATERRISSAGE
AUTOMATIQUE

1. APPROCHE PAR GENERATION DE TRAJECTOIRES DE CONSIGNES POUR UNE LOI DE PILOTAGE / GUIDAGE NON LINEAIRE EN VITESSE	209
1.1. Génération des trajectoires de consigne X_c, V_c et A_c	209
1.1.1. <u>Premier profil : la vitesse de consigne est une fonction affine de la position de consigne</u>	<u>210</u>
1.1.2. <u>Deuxième profil : l'accélération longitudinale de consigne est une fonction affine de la vitesse de consigne</u>	<u>210</u>
1.1.3. <u>Troisième profil : la vitesse de consigne est une fonction parabolique de la position de consigne</u>	<u>215</u>
1.1.4. <u>Quatrième profil : Niveau d'accélération constant - [Brevet Boeing]</u>	<u>216</u>
1.1.5. <u>Cinquième profil : Créneau d'accélération</u>	<u>216</u>
1.1.6. <u>Sixième profil : Evolution affine puis constante de l'accélération</u>	<u>218</u>
1.2. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au cours du roulage à l'atterrissage	219
1.2.1. <u>En prenant en compte la dynamique des roues (option anti-skid imparfait)</u>	<u>219</u>
1.2.2. <u>En considérant l'anti-skid quasiment parfait</u>	<u>220</u>
1.3. Quelques simulations	221
1.3.1. <u>Cas de roulage n°1 :</u>	<u>222</u>
1.3.2. <u>Cas de roulage n°2 :</u>	<u>223</u>
1.3.3. <u>Cas de roulage n°3 :</u>	<u>224</u>
1.3.4. <u>Cas de roulage n°4 :</u>	<u>225</u>
1.3.5. <u>Quelques conclusions et perspectives</u>	<u>226</u>
2. SUPERVISION NEURONALE DE LA DECELERATION D'UN AVION A L'ATERRISSAGE (F.VILLAUME et al.,2001)	
2.1. Définition et formulation du problème	227
2.1.1. <u>Les objectifs</u>	<u>227</u>
2.1.2. <u>Rappel de la modélisation longitudinale de la dynamique de l'avion au sol</u>	<u>227</u>
2.2. Approche de commande optimale	229
2.3. La conception du superviseur neuronal de freinage	230
2.4. Conclusion	232

- CHAPITRE 4 -
REALISATION D'UN ESTIMATEUR DE DISTANCE D'ARRET

1. ALGORITHME D'ESTIMATION DE LA DISTANCE D'ARRET	235
2. SIMULATIONS	236
2.1. Premier cas	236
2.2. Deuxième cas	237
2.3. Remarques et conclusions	237

CONCLUSION

INTRODUCTION

Après avoir fait un récapitulatif des dispositifs actuellement utilisées à bord des avions de transports civils pour la gestion de la vitesse au sol, on présente successivement la synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse au sol puis d'un dispositif de génération de profils optimaux de décélération lors de l'atterrissage automatique.

Les architectures des lois de pilotage et de guidage vol sont structurées en boucles successives : boucle d'asservissement en position des actionneurs pour garantir la précision de la poussée et du couple de freinage commandés, petites boucles de pilotage pour garantir la précision du pilotage, grandes boucles de guidage pour la gestion de la trajectoire, ...

L'une des motivations principales est donc de se conformer aux architectures existantes pour la phase vol. Par la suite, comme il existe peu de dispositifs permettant de gérer la vitesse en tant que tel, on a étudiée l'intérêt de bâtir une telle loi de pilotage. Cependant, il s'avère qu'il peut être judicieux de proposer une synthèse fondée sur la méthode d'inversion de la dynamique qui possède le grand avantage de déterminer analytiquement à l'aide de variables explicites une loi de pilotage de la vitesse au sol. Dès lors, la synthèse d'un dispositif de génération de profils optimaux de décélération lors de l'atterrissage automatique. On propose deux réalisations : une première classique à l'aide d'une méthode analytique et une seconde fondée sur les techniques neuronales.

- CHAPITRE 1 -

ETAT DE L'ART DE LA GESTION DE LA VITESSE D'UN AVION DE TRANSPORT CIVIL AU SOL

Au cours de ce chapitre, il s'agit de faire un état des lieux en ce qui concerne la gestion de la vitesse longitudinale sur les avions de transport civil lors des phases sol : atterrissage, roulage et décollage. On se rend rapidement compte qu'il existe aujourd'hui peu d'automatismes. En effet, si en mode de pilotage automatique, est disponible aujourd'hui un mode "Auto-Brake" permettant d'asservir la décélération de l'avion suivant des consignes fixes et discrètes, on ne peut parler de lois de contrôle. Les dispositifs de commande sont pour la plupart en boucle ouverte. Aux basses vitesses, le pilote joue simultanément et manuellement sur la manette de poussée et l'enfoncement des pédales du palonnier pour gérer respectivement la poussée des moteurs et le freinage.

Pour identifier les améliorations à apporter, il semble utile de faire un état de l'art des lois existantes et d'en souligner les avantages et les inconvénients. Pour aider à la lecture, on procédera en trois étapes successives correspondant au décollage, au roulage sur les taxiways et à l'atterrissage.

1. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DU DECOLLAGE

1.1. Quelques généralités

Le décollage est une phase obligatoire pour toute mission aérienne; il correspond au passage de l'état de repos au sol à l'état de vol. On se limite à la description générale du décollage des avions conventionnels. Pour tout décollage, on peut distinguer deux phases distinctes :

- Une phase de roulement au sol durant laquelle l'avion en contact avec le sol accélère jusqu'à l'obtention d'une vitesse suffisante pour permettre l'envol de l'avion.
- Une phase de vol où l'avion n'est plus en contact avec le sol et où la sustentation est assurée par les forces aérodynamiques.

1.2. Description de la phase de roulement

Au cours de cette phase, l'avion accélère en maintenant le contact avec le sol jusqu'à l'obtention de conditions de vol en vitesse et incidence telles que la portance aérodynamique devienne égale au poids. On va étudier plus précisément les différentes configurations de l'avion au sol, la nature et l'évolution des forces agissant sur l'avion au cours du roulement au sol, les dispositifs de contrôle de l'avion à la disposition du pilote pendant le roulement et la description proprement dite du roulement.

1.2.1. Configuration de l'avion au sol

Cette configuration dépend essentiellement du type de train utilisé :

- Pour un train tricycle arrière, l'avion repose au sol sur un train principal (constitué par deux jambes munies de roues et situées de part et d'autre du plan de symétrie de l'avion en avant du centre de gravité) et par une roulette installée à la queue de l'avion; dans cette configuration, l'assiette de l'avion est importante et est supérieure à l'assiette d'envol correspondant à l'incidence d'envol en fin de roulement.

- Pour un train tricycle avant, l'avion repose au sol sur un train principal situé en arrière du centre de gravité et sur une roulette installée au nez de l'avion; dans cette configuration, l'assiette de l'avion est voisine de zéro et, par conséquent, inférieure à l'incidence d'envol.
- Pour un train monotrace, l'avion repose au sol sur un train principal constitué de deux jambes munies de roues situées dans le plan de symétrie de l'avion de par et d'autre du centre de gravité; des balancines situées de par et d'autre du plan de symétrie assurent l'équilibre transversal. L'assiette de l'avion au sol est voisine de l'incidence d'envol.

1.2.2. Nature des forces agissant sur l'avion

Le mouvement de l'avion durant le roulement résulte de l'ensemble des efforts qui agissent sur l'avion, c'est-à-dire :

- Le poids de l'avion dirigé sur la verticale.
- L'action du sol sur l'avion par l'intermédiaire des trains; elle est composée par une force verticale ou réaction proprement dite du sol et par une force horizontale de frottement due au roulement.
- Les forces de propulsion dirigées suivant l'axe du propulseur.
- Les forces aérodynamiques; nulles au début du roulement, elles croissent avec la vitesse et dépendent de l'incidence donc de l'assiette de l'avion.

1.2.3. Contrôle de l'avion durant le roulement

Au cours de la phase de roulement, le pilote dispose aujourd'hui de diverses commandes, la plupart du temps directes :

- La manette de gaz; la position de celle-ci est, en général, plein gaz au cours du roulement de manière à avoir la force propulsive maximale.
- Les freins sur les roues des trains principaux; par action dissymétrique, il est possible de créer un couple de lacet.
- Les gouvernes aérodynamiques habituelles; sans action au début du décollage, elles deviennent efficaces lorsque la vitesse croît et permettent de contrôler l'avion en tangage et en lacet à la fin de la phase de roulement.

1.2.4. Description du roulement

Le mouvement de l'avion et la procédure de pilotage utilisée durant le roulement au sol dépendent de la configuration de l'avion au sol :

- Pour un avion équipé d'un train tricycle arrière, l'avion roule, au début du décollage, en position trois points, c'est-à-dire sur l'ensemble des trois roues du train; lorsque la vitesse de l'avion est suffisante pour permettre une action efficace des gouvernes aérodynamiques, le pilote pousse le manche pour créer un couple à piquer de manière à soulever la partie arrière de l'avion jusqu'à l'obtention de l'incidence de roulement optimale vis-à-vis des résistances agissant sur l'avion; l'avion en position deux points continue à accélérer jusqu'à la vitesse V_{LOF} (vitesse de Lift-Off en anglais) que le pilote a choisi comme vitesse de décollage; avant d'arriver à cette vitesse, il tire sur le manche, pour amener l'avion à l'incidence de décollage en même temps qu'il atteint V_{LOF} et telle que la portance aérodynamique soit égale au poids de l'avion. L'avion quitte le sol, la phase de roulement est terminée.
- Pour un avion équipé d'un train tricycle avant, la procédure de décollage est analogue à la différence près que le pilote tire sur le manche au lieu de pousser pour amener l'avion à l'incidence optimale de roulement.

- Pour un avion équipé d'un train monotrace, l'assiette initiale correspond à l'incidence de décollage; elle ne sera donc pas modifiée au cours du décollage.

1.3. Quelques mots sur les performances au décollage

1.3.1. Généralités

La notion de vitesse est intimement liée à la notion de performance. Cette dernière concerne directement les règles d'utilisation d'une piste indissociable de la réglementation.

L'utilisation des pistes par un appareil est conditionnée par deux aspects : adaptation de l'infrastructure et performance de décollage et d'atterrissage. En ce qui concerne le décollage, on définit une masse maximale limitée par les performances de décollage, ou plus simplement limitation de décollage. Il s'agit de la masse maximale au-delà de laquelle il n'est plus possible d'effectuer un décollage en maintenant des marges de sécurité réglementaires. Cette limitation ne doit pas être confondue avec les masses maximales limitées par la structure au décollage, limitation structurale. Cette masse dépend :

- De la piste : longueur, altitude, pente, orientation, situation par rapport au relief et aux obstacles artificiels, état de surface.
- Des conditions météorologiques : pression, température, vent, précipitations, ...

De plus, les marges de sécurité associées au décollage sont définies par les règlements de certification et les règlements opérationnels. Par conséquent, les limitations de décollage sont liées à l'aspect réglementaire : un accroissement des marges réglementaires a pour conséquence une diminution de la limitation de décollage. On retrouve ici une contradiction, au moins à court terme, entre l'aspect sécurité et l'aspect économie. On s'intéresse tout particulièrement au décollage FAR 25 (texte réglementaire émis par la Federal Aviation Authority ou FAA) qui concerne les avions multimoteurs. Enfin, il est important de souligner que la masse au décollage peut être limitée non seulement par la longueur de piste (aspect décollage au sens strict du terme), mais également par la nécessité de respecter des pentes de montée minimales ainsi qu'une marge de sécurité par rapport aux obstacles situés à proximité de la trajectoire.

1.3.2. Les vitesses caractéristiques (FAR 25)

Pour faciliter la compréhension, on classera les vitesses caractéristiques en trois catégories :

- Les vitesses à caractère opérationnel : V_1 , V_2 et V_R qui déterminent les actions de l'équipage, ces vitesses étant choisies en fonction de contraintes afin d'optimiser les performances.
- Les vitesses associées aux vitesses précédentes : V_{EF} définie par le choix de V_1 et V_{LOF} résultant de la détermination de la vitesse de rotation V_R .
- Les vitesses contraintes qui sont des vitesses caractéristiques de l'appareil et qui interviennent en tant que contraintes pour le choix des vitesses à caractère opérationnel : V_{MCG} , V_{MBE} , V_S , V_{MU} , V_{MC} et V_{2min} .

On donne dans le tableau ci-dessous les principales définitions de ces vitesses caractéristiques :

Vitesse	Intitulé	Compléments
V_1	Vitesse maximale d'interruption du décollage	V_1 doit être inférieure à V_{MBE} (l'énergie cinétique à V_1 doit être inférieure à l'énergie maximale de freinage)
V_{EF}	Vitesse de panne	V_{EF} doit être supérieure à V_{MCG} : en cas de panne à V_{EF} , il doit être possible de continuer le décollage en conservant le contrôle directionnel.
V_2	Vitesse de sécurité au décollage	La vitesse conventionnelle V_2 doit être choisie afin d'être obtenue avant 35 pieds après la rotation à V_R (cas de panne moteur), d'assurer la pente minimale de montée au deuxième segment, d'assurer des marges suffisantes vis-à-vis du décrochage et de la vitesse minimale de contrôle V_{MC}
V_R	Vitesse de rotation	La vitesse de rotation V_R doit être compatible avec V_1 et V_2 : elle doit être supérieure à V_1 et la rotation à V_R doit permettre d'atteindre V_2 avant 35 pieds (tous moteurs en fonctionnement ou un moteur en panne)

1.3.3. Décisions en cas de panne

Quand on examine le décollage en cas de panne et l'accélération-arrêt, il faut souligner deux points majeurs :

- La réglementation suppose une prise de décision quasi-immédiate en fonction de la vitesse : poursuite ou interruption du décollage.
- La trajectoire suppose que l'accélération a été nominale jusqu'à V_1 .

Il est, par ailleurs, intéressant de souligner qu'un déficit de poussée significatif conduisant à une accélération inférieure à l'accélération nominale n'est en aucun cas couvert par la réglementation. Il est donc fondamental pour l'équipage de vérifier en permanence la poussée en contrôlant le régime de rotation des moteurs (N1) ou la pression moteur (EPR).

La décision d'interrompre un décollage est essentielle pour la sécurité au décollage. Dans ce domaine, il faut noter que la tendance naturelle va à l'encontre de la sécurité :

- En cas de panne ou d'alarme, l'instinct pousse à interrompre le décollage plutôt que de continuer le vol avec un avion dégradé.
- Du point de vue performance, les marges sont plus importantes en cas de poursuite du décollage qu'en cas d'accélération-arrêt.

2. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DE L'EVOLUTION SUR LES TAXIWAYS

Aujourd'hui, la gestion de la vitesse au cours de l'évolution de l'avion sur les taxiways se fait sans l'aide de dispositifs adaptée à la gestion d'une trajectoire ou d'attitude. L'équipage gère directement la poussée de l'avion à l'aide des manettes moteur (pour accélérer) et le freinage en appuyant sur les pédales du palonnier (pour décélérer). Le pilotage de la vitesse se fait donc en boucle ouverte.

Par conséquent, il en résulte une utilisation excessive des moteurs et des freins et donc une usure prématurée ce qui entraîne des surcoûts de maintenance et une surconsommation de kérosène (même si l'impact relatif peut être considéré comme minime face à la phase vol).

3. LA GESTION DE LA VITESSE LORS DE L'ATTERRISSAGE

3.1. Introduction

L'atterrissage est, sans conteste, une des phases les plus délicates d'un vol opérationnel normal; c'est aussi une de celles qui occasionnent le plus d'accidents (40% des accidents!). Malheureusement, s'il est possible d'annuler un décollage qui se présente mal, ou une partie d'une mission jugée dangereuse, il n'est pas possible d'éviter la nécessité de revenir au sol. En conséquence, la manœuvre d'atterrissage doit être réalisable dans les conditions les plus difficiles qu'il est raisonnable de rencontrer au cours des missions dévolues à l'avion. Toutes ces raisons expliquent que la mise au point de configurations et de procédures d'atterrissage soit au moins autant un problème de qualités de vol que de performances. On peut, d'ailleurs, rappeler qu'un atterrissage comprend toujours (se reporter à l'état de l'art de la partie précédente) :

- Une approche,
- Une transition vol/sol,
- Un roulement au sol avec un éventuel arrêt.

Cette dernière phase est la plus intéressante pour cette étude. Elle ressemble à la phase correspondante de décollage. Quelques différences peuvent être citées :

- Au décollage la configuration ne change pas alors qu'à l'atterrissage, au cours du roulement, le pilote peut, à différents instants, effectuer telle ou telle des manœuvres suivantes : réduction des gaz, sortie de spoilers (ou aérofreins), braquage des volets, passage sur reverse et freinage. Autant de manœuvres qui compliquent le roulement et le rendent peu reproductible d'une fois sur l'autre.
- La vitesse décroissant notamment, l'efficacité des gouvernes aérodynamiques chute très vite à tel point que certaines situations hasardeuses peuvent se détériorer très vite avant que le contrôle aux freins ne devienne efficace. C'est aussi pour cette raison, conjoint aux nombreux changements possibles de configuration, qu'il est nécessaire d'assurer une certaine redondance des efficacités du contrôle latéral de l'avion (se reporter à l'état de l'art de la partie précédente).

3.2. L'Auto-Brake

Les avions AIRBUS et BOEING sont dotés de dispositifs de freinage automatique, armés avant le décollage en vue d'une accélération-arrêt (en général déclenchés par une réduction de poussée), ainsi qu'avant l'atterrissage (déclenchement au toucher des roues). Ces dispositifs ne doivent pas être confondus avec l'Anti-Skid (ou anti-patinage), dont le but est d'éviter le blocage des roues. Ils permettent de maintenir un taux de décélération présélectionné. Trois niveaux existent aujourd'hui sur les avions AIRBUS (5 pour l'A340-600 et sur la plupart des avions BOEING) : LOW, MED et HIGH. Le freinage est alors modulé de sorte à avoir une décélération constante.

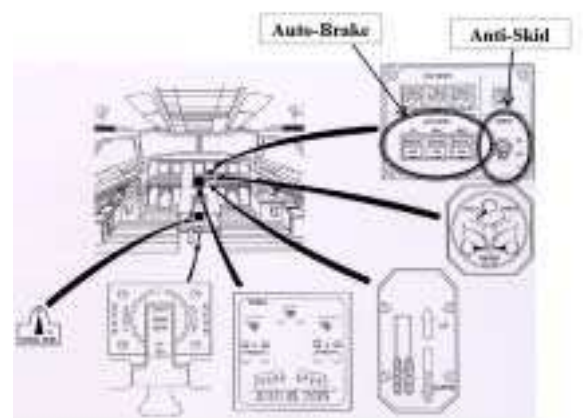


Figure 1 : Localisation physique dans le cockpit de la commande de l'Auto-Brake

3.3. Les dispositifs utilisés lors de l'atterrissage pour le freinage

Divers dispositifs, aérodynamiques ou autres, sont utilisés pour accroître l'efficacité du freinage. Les principaux sont :

- Les freins : c'est le moyen principal de décélération
- Les déporteurs : ils permettent d'accroître l'efficacité du freinage en diminuant la portance et, par voie de conséquence, en augmentant la charge verticale sur les trains principaux. L'effet de l'augmentation de traînée peut être considéré comme secondaire.
- L'inversion de poussée : c'est un moyen supplémentaire de créer une force de traînée. Son efficacité est faible à basses vitesses. Par ailleurs, son utilisation n'est pas prise en compte dans les calculs de performance pour des raisons de fiabilité.

Aujourd'hui, lorsque l'on réalise un atterrissage automatique où l'Auto-Brake est engagé, la sortie des déporteurs (ou spoilers) est automatique après le toucher des roues et l'abattée (activation de type tout ou rien). L'utilisation des reverses est décidée indépendamment par l'équipage.

4. PROPOSITIONS D'AMELIORATION DE LA GESTION DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL

On a pu se rendre compte que la phase sol de l'avion pouvait se décomposer en trois parties essentielles : le roulage au décollage, le taxiing et le roulage à l'atterrissage. Il est possible, au vue de ce qui existe aujourd'hui sur les avions de transport civil, de proposer des améliorations au sujet de la gestion de la vitesse. Ces dernières concernent principalement le taxiing et le roulage à l'atterrissage. En effet, l'automatisation du profil de vitesse au décollage n'est pas à l'ordre du jour étant donné la multitude de paramètres à surveiller (vitesses caractéristiques) et les décisions que seul peut prendre l'équipage en cas de panne moteur.

Par contre, il est possible d'améliorer la gestion de la décélération de l'avion au cours de l'atterrissage. Deux pistes peuvent être suivies :

- Pour l'atterrissage automatique, l'idée est d'étudier un dispositif permettant de moduler la décélération de l'avion de sorte à atteindre une bretelle de sortie sur la piste à une vitesse compatible avec sa géométrie. En effet, aujourd'hui, vu que l'Auto-Brake n'utilise que des niveaux fixes de décélération, il n'existe pas d'objectif en position et en vitesse. En d'autres termes, l'avion arrive à l'endroit où il peut... C'est l'objet du *chapitre 4* de cette partie.
- Pour l'atterrissage manuel, on souhaite proposer au pilote une indication visuelle lui permettant de gérer son freinage de sorte à sortir à une bretelle donnée. Pour cela, on synthétise un estimateur de distance d'arrêt permettant de fournir sur une interface dédiée à bord du cockpit une barre de tendance. Le jeu consiste alors à mettre cette barre de tendance sur la bretelle souhaitée. Bien entendu des indications supplémentaires seront fournies pour ne permettre que des freinages réalisables par l'avion et ses systèmes associés. Ce dispositif n'est autre qu'un cousin du Directeur de Vol existant aujourd'hui sur les avions AIRBUS. On pourra donc l'appeler **Directeur de Sol**. C'est aussi l'objet du *chapitre 3* de cette partie.

Enfin, il est aussi possible d'améliorer la gestion de la vitesse sur les taxiways. En effet, il est possible de proposer une loi de pilotage de la vitesse (par impulsion) de sorte à gérer, d'une manière transparente, l'utilisation des freins et des moteurs. L'équipage n'aura plus qu'à donner une consigne de vitesse que l'automatisme devra suivre. On remarque alors que ce dispositif est fonctionnellement équivalent à l'Automanette existante en vol. C'est l'objet du *chapitre 2* de cette partie.

- CHAPITRE 2 - SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL

L'objectif de ce chapitre est, connaissant la dynamique longitudinale de l'avion naturel, de synthétiser une loi de pilotage de la vitesse sol de l'avion. Les deux sous-parties qui composeront cette étude s'articuleront de la manière suivante : dans la première, on décrira, en détails, la mise en œuvre de l'inversion de la dynamique (avec une consigne en position) pour l'élaboration d'une loi de pilotage de la vitesse sol, puis dans la deuxième, on apportera des améliorations par comparaison (Auto-Manette actuelle). On proposera enfin une nouvelle fonction Auto-Brake utilisant cette nouvelle loi de pilotage de la vitesse sol de l'avion.

On a vu au cours de la partie 2 que la dynamique longitudinale de l'avion naturel au sol se présente sous la forme d'un système non linéaire affine : la première partie de ce chapitre sera consacrée à l'étude d'une loi fondée sur les techniques d'inversion de la dynamique, parce qu'elles sont particulièrement adaptées à ce type de système. On exposera notamment les calculs menés pour déterminer la consigne à appliquer (en terme de couple de freinage et de poussée), selon que l'on considère que les actionneurs sont statiques ou dynamiques. Puis, après implantation des lois synthétisées sur le simulateur SIBROL, on analysera alors si les résultats fournis par les simulations paraissent réalistes.

Dans la deuxième partie, les résultats obtenus seront comparés en utilisant la méthode présentée dans la première partie avec ceux donnés par trois autres méthodes. L'une d'elle s'inspire des asservissements existant dans l'Auto-Manette. La suivante fait intervenir simultanément les asservissements de l'Auto-Manette et l'inversion de la dynamique avec une consigne en dérivée de poussée et de couple de freinage. La dernière méthode étudiée consiste à reprendre le modèle donné par l'inversion de la dynamique avec une consigne en position, en prenant en compte les variations des temps de réponse des moteurs en fonction du régime de poussée.

Cette démarche permettra, finalement, de choisir la meilleure des 4 méthodes et le meilleur réglage, c'est-à-dire, celui qui aura le temps de réponse le plus petit, sans solliciter les actionneurs de manière excessive.

1. MISE EN ŒUVRE DE L'INVERSION DE LA DYNAMIQUE POUR LA SYNTHESE D'UNE LOI DE PILOTAGE DE LA VITESSE DE L'AVION AU SOL

1.1. Généralités

D'après l'étude faite dans la partie relative à la modélisation de la dynamique de l'avion au sol, à basses vitesses, on peut confondre le poids de l'avion avec son poids apparent. Par ailleurs, on considère que la force de frottement de la roulette de nez n'influence pas la trajectoire de l'avion. Par conséquent, on a :

$$m \times \dot{V} = \text{Poussée} + \text{Traînée Aérodynamique} + \text{Traînée du train principal} \quad (\text{V-2-01})$$

La dynamique longitudinale de l'avion peut être étudiée à l'aide du système d'équations différentielles suivant :

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m} \left(\Pi - 0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x - \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) m g \right) \\ \dot{\Omega} = \frac{R}{J} m g \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) - \frac{CF}{J} \end{cases} \quad (\text{V-2-02})$$

On reconnaît une forme non linéaire affine. On peut donc envisager de synthétiser une loi de pilotage de la vitesse longitudinale à l'aide de la commande non linéaire inverse. Le tableau suivant explicite l'ordre de la

dynamique qu'on pourra fixer en utilisant les techniques d'inversion de la dynamique, les variables à estimer ainsi que les gains que l'on pourra régler.

	Ordre de la dynamique	Gains de réglage	Variables à estimer
Accélération Actionneurs statiques	1	τ_V	V
Accélération Action. dyn.	2	ω_0, Z, τ_{Π}	V, \dot{V} , Π
Décélération Anti-skid parfait Action. stat.	1	τ_V	V
Décélération Anti-skid parfait Action. dyn.	2	ω_0, Z, τ_{CF}	V, \dot{V} , CF
Décélération Anti-skid imparfait Action. stat.	2	ω_0, Z	V, \dot{V} , Ω
Décélération Anti-skid imparfait Action. dyn.	3	a_0, a_1, a_2, τ_{CF}	V, \dot{V} , \ddot{V} , Ω , CF

A priori, dans les simulations, on considère que les temps de réponse de la poussée τ_{Π} et du freinage τ_F sont respectivement 1.5s et 0.07s.

1.2. Première hypothèse : actionneurs statiques et Anti-Skid parfait

1.2.1. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase d'accélération

Comme l'avion est en cours d'accélération, la consigne sera une consigne de poussée notée Π_c . On considère, ici, que les actionneurs sont statiques. Autrement dit, on néglige le temps de réponse des réacteurs. L'équation régissant la dynamique du système est :

$$\dot{V} = \frac{1}{m} \left(\Pi - 0.5 \rho S V_{air}^2 C_x - \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times mg \right) \quad (V-2-03)$$

On note :

$$f(V) = - \frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{air}^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times mg \right) \quad (V-2-04)$$

L'ordre relatif est égal à 1. Il est donc égal à la taille du vecteur d'état $x=[V]$. On fixe une dynamique d'ordre 1 pour la vitesse et on effectue une linéarisation exacte de la dynamique du système, avec la consigne :

$$\Pi_c = -m \left(f(V) + \frac{V - V_e}{\tau_V} \right) \quad (V-2-05)$$

1.2.2. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération

On considère, ici, que l'anti-skid est parfait; cela signifie que l'on néglige la dynamique des roues. Comme l'avion est en cours de décélération, on aura alors pour consigne un couple de freinage noté CF_c . De plus,

les actionneurs sont considérés comme statiques : le temps de réponse du freinage est alors négligeable. L'équation régissant la dynamique longitudinale de l'avion est alors :

$$\dot{V} = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \mu_0 \times m g \times \frac{Lra}{Lra + Ltp} + \frac{CF_c}{R} \right) \quad (\text{V-2-06})$$

On note :

$$f(V) = -\frac{1}{m} \times \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \mu_0 \times m g \times \frac{Lra}{Lra + Ltp} \right) \quad (\text{V-2-07})$$

L'ordre relatif est égal à 1. Il est égal à la taille du vecteur d'état $x = [V]$. On effectue une linéarisation exacte de la dynamique d'ordre 1, avec la consigne :

$$CF_c = mR \left(f(V) + \frac{V - V_c}{\tau_V} \right) \quad (\text{V-2-08})$$

1.2.3. Synthèse d'une loi de pilotage hybride de la vitesse

Il est maintenant possible de calculer une loi de pilotage de la vitesse valide simultanément pour les phases d'accélération et de décélération. On suit ici la philosophie, présentée dans la partie 4, qui a été utilisée pour la synthèse de la loi de pilotage en lacet. Pour cela, repartons de l'équation décrivant la dynamique de l'avion au sol :

$$\dot{V} = \frac{1}{m} \left(\Pi - 0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x - \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times m g - \frac{CF_c}{R} \right) \quad (\text{V-2-09})$$

On note :

$$f(V) = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times m g \right) \text{ et } u_c = \Pi_c - \frac{CF_c}{R} \quad (\text{V-2-10})$$

On fixe une dynamique d'ordre 1 pour la vitesse V et on effectue une linéarisation exacte de la dynamique. On déduit alors :

$$u_c = -m \left(f(V) + \frac{V - V_c}{\tau_V} \right) \quad (\text{V-2-11})$$

La variable de consigne u_c représente une force (on peut se souvenir qu'au même stade dans la partie 4 la consigne déterminée était un moment de lacet). D'une manière analogue à la synthèse d'une loi de pilotage hybride en cap, on détermine une cinématique permettant de dispatcher l'ordre global issue de la loi vers les actionneurs. La cinématique est ici relativement simple étant donné l'utilisation spécifique des actionneurs disponibles. En effet, les freins ne peuvent générer que de la décélération et la poussée des moteurs ne peut générer que de l'accélération (rappelons que l'on traite aussi le cas du pilotage sur les taxiways). On déduit alors la cinématique suivante :

- Si $u_c \geq 0$, $\begin{cases} \Pi_c = u_c \\ CF_c = 0 \end{cases}$
- Si $u_c < 0$, $\begin{cases} \Pi_c = 0 \\ CF_c = -R \times u_c \end{cases}$

On a réalisé diverses simulations avec différentes constantes de temps pour la dynamique de la vitesse (ce qui correspond à divers réglages de la loi). On a également mis en évidence l'influence du vent sur la dynamique longitudinale de l'avion. La simulation ci-dessous a été effectuée avec une constante de temps

pour la dynamique de la vitesse égale à 1s. On vérifie que lorsqu'on accélère, on pousse et que lorsqu'on décélère, on freine!!!

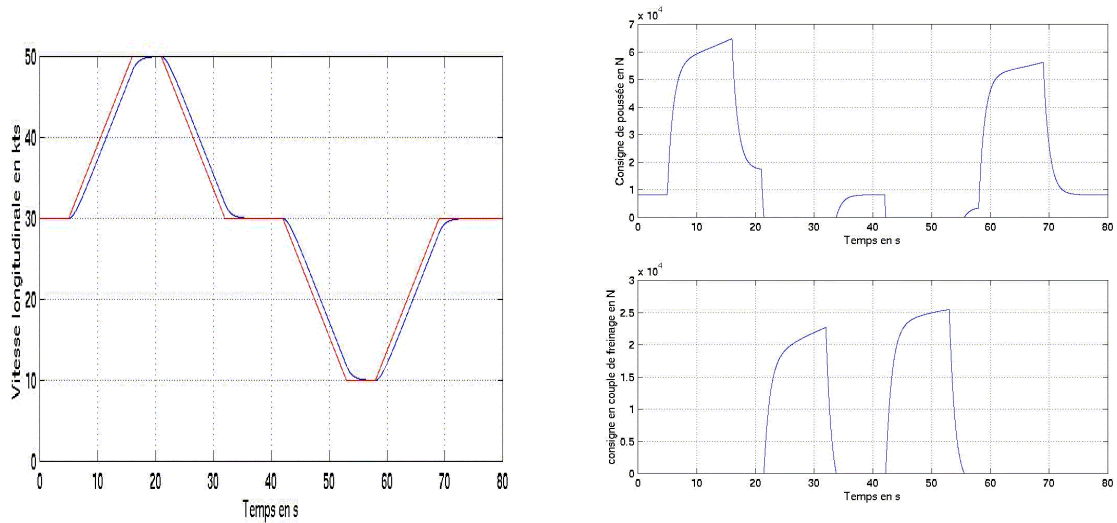


Figure 1 : Simulation avec une loi de pilotage hybride de la vitesse d'ordre 1 ($\tau_v=1s$)

On remarque que la réponse avion présente un retard de l'ordre d'une seconde par rapport à la consigne. Pour améliorer cela, on a réduit la constante de temps pour la dynamique de la vitesse, τ_v . La simulation suivante a été faite pour $\tau_v=0.3s$. La réponse en vitesse est plus proche de la consigne que dans le cas précédent. Par ailleurs, les actionneurs réagissent plus tôt.

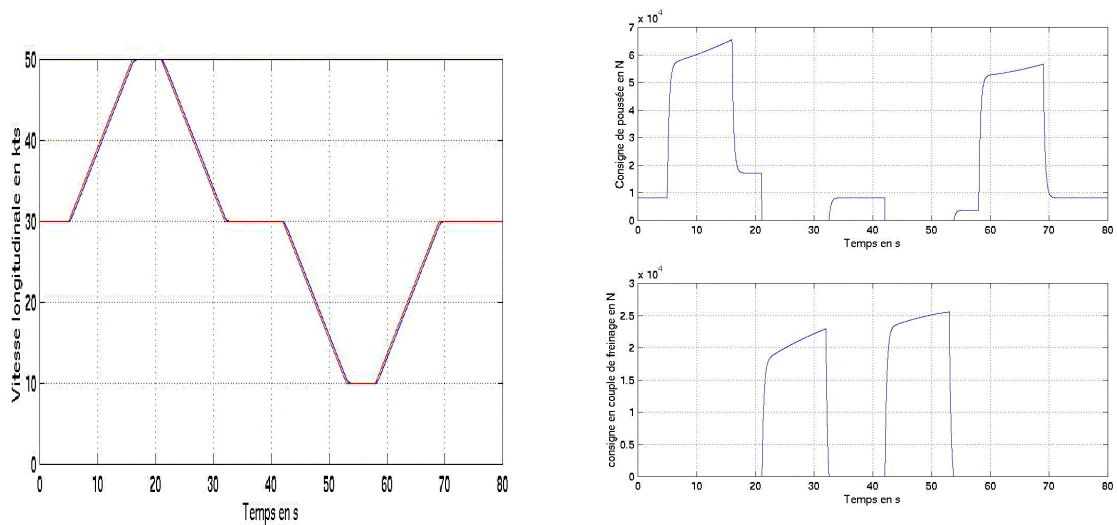


Figure 2 : Simulation avec une loi de pilotage hybride de la vitesse d'ordre 1 ($\tau_v=0.3s$)

Les deux simulations suivantes ont été obtenues en prenant $\tau_v=0.3s$, en introduisant une perturbation : le vent. On remarque que lorsqu'on a un vent de face, on a besoin de pousser plus et de freiner moins que sans vent.

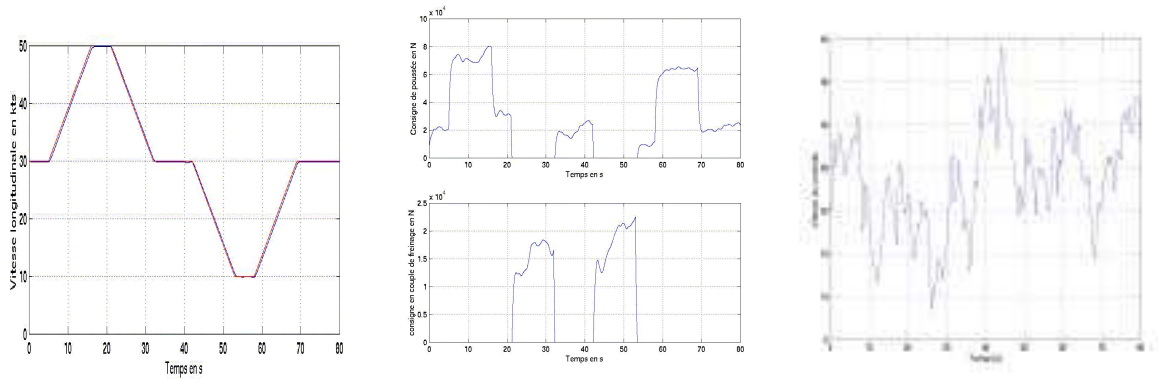


Figure 3 : Simulation avec une loi de pilotage hybride de la vitesse d'ordre 1 ($\tau_v = 0.3s$) - Avec vent de face

On remarque maintenant que plus on a de vent arrière, moins on pousse et plus on freine.

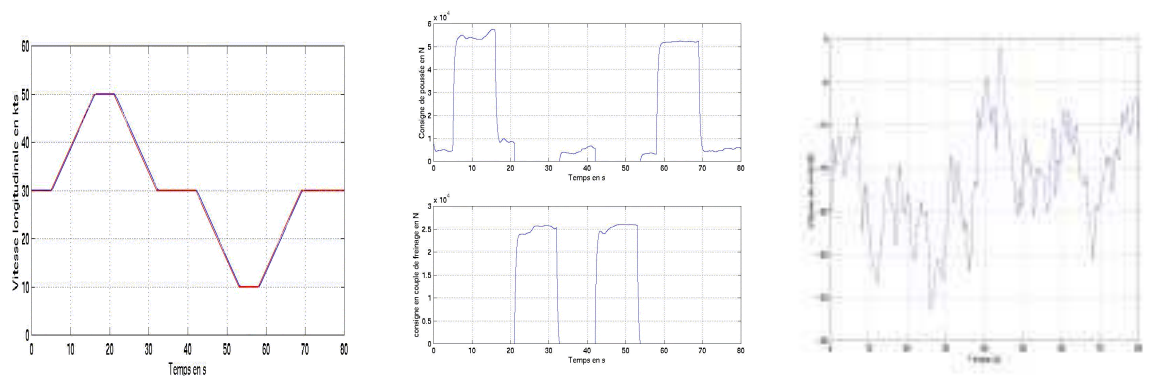


Figure 4 : Simulation avec une loi de pilotage hybride de la vitesse d'ordre 1 ($\tau_v = 0.3s$) - Avec vent arrière

1.2.4. Présentation et amélioration de l'architecture de la loi de pilotage de la vitesse d'ordre 1

On vient de synthétiser une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au sol, valide sur l'ensemble de la plage de vitesse nécessaire pour l'évolution de l'avion sur une plate forme aéroportuaire (de 0 à environ 140 nœuds). On a obtenu une loi de pilotage, dont la consigne est une vitesse, qui élabore des ordres en poussée moteur et en consigne de freinage. Cependant, comme ce qui a été fait sur l'amélioration de l'architecture de la loi de pilotage en lacet (se reporter au chapitre 2 de la partie 4), il est possible d'introduire un intégrateur permettant d'avoir une consigne en accélération/décélération. On introduit alors aussi la notion de pilotage par impulsion pour la gestion de la vitesse. De plus ayant une consigne en vitesse de vitesse, on vient de concevoir l'auto-brake d'une nouvelle manière. Voici ci-après le schéma fonctionnel original de la loi et son amélioration :

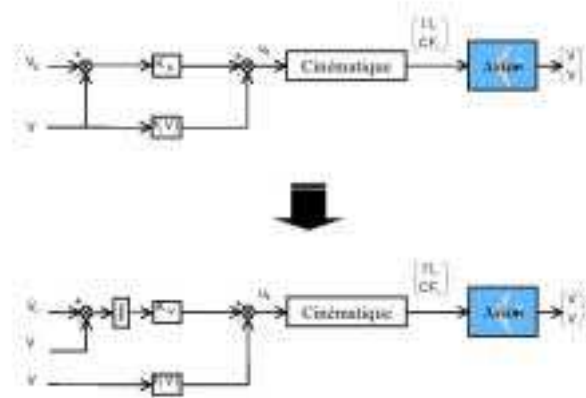


Figure 5 : Architectures de la loi de pilotage de la vitesse d'ordre 1

1.3. Seconde hypothèse : actionneurs dynamiques - Anti-skid parfait

1.3.1. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase d'accélération

Comme l'avion est en cours d'accélération, on aura, là encore, une consigne en poussée. On émet maintenant l'hypothèse que les actionneurs (la poussée) ont une dynamique d'ordre 1; cela paraît plus vraisemblable que pour le calcul précédent étant donné que, dans la réalité, le temps de réponse des réacteurs n'est pas nul. La dynamique longitudinale de l'avion est alors donnée par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m} \left(\Pi - 0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x - \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times m g \right) \\ \dot{\Pi} = \frac{1}{\tau_{\Pi}} (\Pi_c - \Pi) \end{cases} \quad (\text{V-2-12})$$

On note :

$$f(V) = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times m g \right) \quad (\text{V-2-13})$$

$$g(V, \Pi) = \frac{\partial f}{\partial V}(V) f(V) + \frac{\Pi}{m} \left(\frac{\partial f}{\partial V}(V) - \frac{1}{\tau_{\Pi}} \right) \quad (\text{V-2-14})$$

Les calculs montrent que l'ordre relatif est égal à 2. Il est égal à la taille du vecteur d'état $x = [V \ \Pi]^T$. Par conséquent, on fixe une dynamique d'ordre 2, en donnant comme consigne :

$$\Pi_c = -m \tau_{\Pi} \left(g(V, \Pi) + 2 \omega_0 z \dot{V} + \omega_0^2 (V - V_c) \right) \quad (\text{V-2-15})$$

1.3.2. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération

On se trouve toujours en décélération, on a comme précédemment comme consigne un couple de freinage. On considère, en outre, que le temps de réponse du freinage n'est plus négligeable. La dynamique longitudinale de l'avion est alors donnée par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \mu_0 \times m g \times \frac{Lra}{Lra + Ltp} + \frac{CF}{R} \right) \\ \dot{CF} = \frac{1}{\tau_{CF}} (CF_c - CF) \end{cases} \quad (\text{V-2-16})$$

On note :

$$f(V) = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \mu_0 \times m g \times \frac{Lra}{Lra + Ltp} \right) \quad (\text{V-2-17})$$

$$g(V, CF) = \frac{\partial f}{\partial V}(V) \times f(V) + \left(\frac{1}{\tau_{CF}} - \frac{\partial f}{\partial V}(V) \right) \frac{CF}{mR} \quad (\text{V-2-18})$$

L'ordre relatif est égal à 2. Il est donc égal à la taille du vecteur d'état $x = [V \ CF]^T$. Par conséquent, on réalise une dynamique d'ordre 2, en donnant pour consigne :

$$CF_c = \tau_{CF} m R \left(g(V, CF) + 2 \omega_0 z \dot{V} + \omega_0^2 (V - V_c) \right) \quad (\text{V-2-19})$$

1.3.3. Synthèse d'une loi de pilotage hybride de la vitesse

Comme dans le paragraphe 1.2.3. et en suivant la même philosophie, on repart des équations décrivant la dynamique longitudinale de l'avion au sol :

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m} \left(\Pi - 0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x - \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times mg - \frac{CF}{R} \right) \\ \dot{\Pi} = \frac{\Pi_c - \Pi}{\tau_{\Pi}} \\ \dot{CF} = \frac{CF_c - CF}{\tau_{CF}} \end{cases} \quad (\text{V-2-20})$$

On note:

$$f(V) = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \mu_0 \times mg \right) \quad (\text{V-2-21})$$

$$g(V, \Pi, CF) = \frac{df}{dV} \times \left(f(V) + \frac{\Pi}{m} - \frac{CF}{m \times R} \right) - \frac{\Pi}{m \times \tau_{\Pi}} + \frac{CF}{m \times \tau_{CF} \times R} \quad (\text{V-2-22})$$

Par ailleurs, on note :

$$u_c = \frac{\Pi_c}{\tau_{\Pi}} - \frac{CF_c}{\tau_{CF} \times R} \quad (\text{V-2-23})$$

On fixe une dynamique d'ordre 2 pour la vitesse V et on effectue une linéarisation exacte de la dynamique avec la consigne :

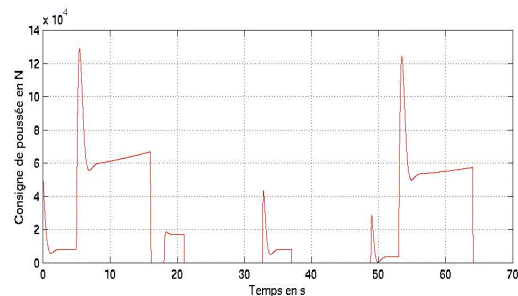
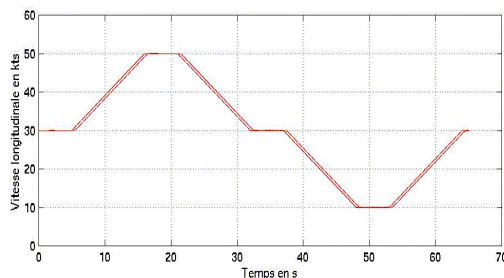
$$u_c = -m \left(g(V, \Pi, CF) + 2 \omega_0 z \dot{V} + \omega_0^2 (V - V_c) \right) \quad (\text{V-2-24})$$

On déduit alors la cinématique suivante :

- Si $u_c \geq 0$, $\begin{cases} \Pi_c = \tau_{\Pi} \times u_c \\ CF_c = 0 \end{cases}$
- Si $u_c < 0$, $\begin{cases} \Pi_c = 0 \\ CF_c = -R \times \tau_{CF} \times u_c \end{cases}$

On a alors réalisé plusieurs simulations qui ont permis d'étudier les réponses temporelles en vitesse et en accélération du système pour divers réglages (soit plusieurs couples (ω_0, z)).

La simulation ci-dessous a été réalisée pour une pulsation égale à 3 rad/s et un amortissement de 0.7. On constate là aussi que lorsqu'on accélère, on a de la poussée et que lorsqu'on ralentit, on a du freinage.



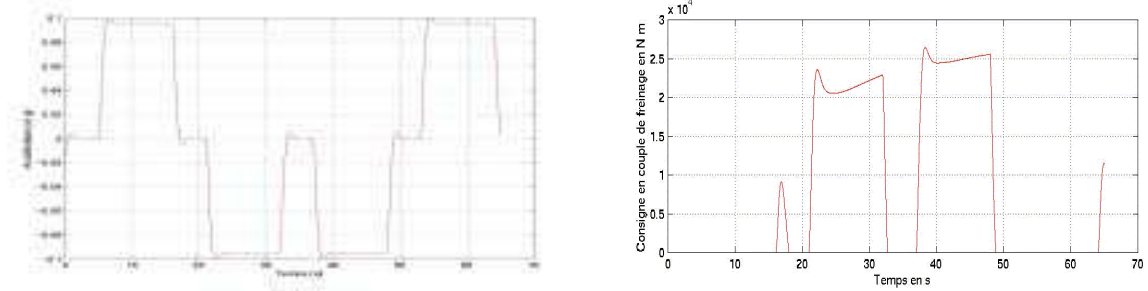


Figure 6 : Simulation avec une loi de pilotage hybride de la vitesse d'ordre 2

La courbe représentant la réponse en vitesse permet de constater un certain retard de la réponse en vitesse par rapport à la consigne.

1.3.4. Présentation et amélioration de l'architecture de la loi de pilotage de la vitesse d'ordre 1

On vient de synthétiser une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au sol, valide sur l'ensemble de la plage de vitesse nécessaire pour l'évolution de l'avion sur une plate forme aéroportuaire (de 0 à environ 140 nœuds). On a obtenu une loi de pilotage, dont la consigne est une vitesse, qui élabore des ordres en poussée moteur et en consigne de freinage. Cependant, comme ce qui a été fait sur l'amélioration de l'architecture de la loi de pilotage en lacet (se reporter au chapitre 2 de la partie 4), il est possible d'introduire un intégrateur permettant d'avoir une consigne en accélération/décélération. On introduit alors aussi la notion de pilotage par impulsion pour la gestion de la vitesse. De plus ayant une consigne en vitesse de vitesse, on vient de concevoir l'auto-brake d'une nouvelle manière. Voici ci-après le schéma fonctionnel original de la loi et son amélioration :

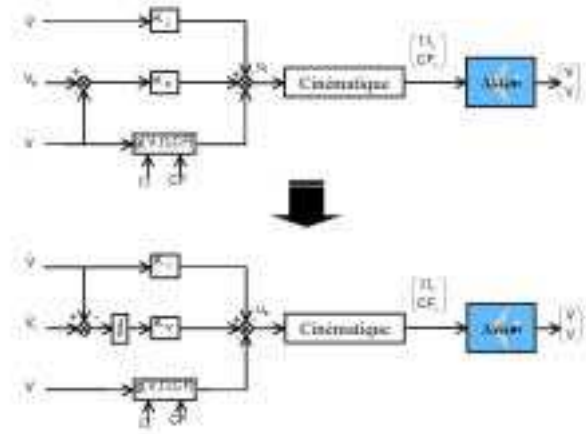


Figure 7 : Architectures de la loi de pilotage de la vitesse d'ordre 2

1.4. Troisième hypothèse : Anti-skid imparfait

1.4.1. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération (Actionneurs statiques)

Ici, la consigne sera un couple de freinage CF_c , car l'avion est en cours de décélération. De plus, on considère que les actionneurs sont statiques, c'est-à-dire que le temps de réponse des freins est négligeable : cette hypothèse ne paraît pas invraisemblable dans la mesure où le temps de réponse est de l'ordre de 70 ms, ce qui est court. Enfin, l'anti-skid n'est plus considéré parfait : on ne néglige plus la dynamique des roues. Le système d'équations différentielles régissant la dynamique longitudinale est :

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{air}^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \left(\mu_0 + \frac{\mu_{max}}{g_{max}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) m g \right) \\ \dot{\Omega} = \frac{R}{J} m g \left(\mu_0 + \frac{\mu_{max}}{g_{max}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) - \frac{CF}{J} \end{cases} \quad (V-2-25)$$

On note :

$$f(V, \Omega) = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) m g \right) \quad (\text{V-2-26})$$

$$g(V, \Omega) = \frac{R}{J} m g \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) \quad (\text{V-2-27})$$

L'ordre relatif est égal à 2. Il est égal à la taille du vecteur d'état $x = [V, \Omega]^T$. Comme le terme :

$$\frac{\partial f}{\partial \Omega} = \frac{Lra}{Lra + Ltp} \times \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \times \frac{R}{V} \times g \quad (\text{V-2-28})$$

est inversible, il est possible de fixer une dynamique d'ordre 2 en donnant comme consigne :

$$CF_c = \frac{1}{\frac{\partial f}{\partial \Omega}(V, \Omega)} \left(\frac{\partial f}{\partial V}(V, \Omega) \times f(V, \Omega) + \frac{\partial f}{\partial \Omega}(V, \Omega) \times g(V, \Omega) + 2 \omega_0 z \dot{V} + \omega_0^2 (V - V_c) \right) \quad (\text{V-2-29})$$

On effectue ainsi une linéarisation exacte de la dynamique du système.

1.4.2. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse pour la phase de décélération (Actionneurs dynamiques)

Par rapport au cas précédent, on a juste retiré l'hypothèse selon laquelle les actionneurs sont statiques : on considérera que les freins ont une dynamique d'ordre 1. Les équations décrivant alors la dynamique longitudinale sont :

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) m g \right) \\ \dot{\Omega} = \frac{R}{J} m g \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) - \frac{CF}{J} \\ \dot{CF} = \frac{1}{\tau_{CF}} (CF_c - CF) \end{cases} \quad (\text{V-2-30})$$

On note :

$$f(V, \Omega) = -\frac{1}{m} \left(0.5 \rho S V_{\text{air}}^2 C_x + \frac{Lra}{Lra + Ltp} \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) m g \right) \quad (\text{V-2-31})$$

$$g(V, \Omega) = \frac{R}{J} m g \left(\mu_0 + \frac{\mu_{\text{max}}}{g_{\text{max}}} \left(1 - \frac{R \Omega}{V} \right) \right) \quad (\text{V-2-32})$$

En dérivant \dot{V} à deux reprises, on a :

$$\ddot{V} = h(V, \Omega, CF) - \frac{1}{J \tau_F} \times \frac{\partial f}{\partial \Omega} CF_c \quad (\text{V-2-33})$$

L'ordre relatif est 3. Là encore, l'ordre relatif est égal à la taille du vecteur d'état. Comme le terme :

$$\frac{1}{J \tau_F} \times \frac{\partial f}{\partial \Omega}(V, \Omega) \quad (\text{V-2-34})$$

est inversible, on peut fixer une dynamique d'ordre 3 en donnant comme consigne :

$$CF_c = \frac{J \tau_{FC}}{\frac{\partial f}{\partial \Omega}} (h(V, \Omega, CF) + a_2 \ddot{V} + a_1 \dot{V} + a_0 (V - V_c)) \quad (V-2-35)$$

1.4.3. Conclusions sur cette troisième hypothèse

Le principal inconvénient de ce niveau de modélisation est l'obtention d'une loi de pilotage du troisième ordre qui nécessite la mesure de la dérivée de l'accélération (appelée aussi jerk). Cette variable est difficile à mesurer pratiquement à bord des avions actuels. Ce qui rend ce type de loi de commande peu viable et inimplantable aujourd'hui.

2. COMPARAISON AVEC D'AUTRES APPROCHES DE SYNTHÈSE

Dans la suite de cette étude, on a utilisé d'autres méthodes que l'inversion de la dynamique avec une consigne en position pour concevoir une loi de pilotage de la vitesse longitudinale. En effet, on a testé au total, 4 méthodes :

- Méthode 1 : Inversion de la dynamique avec consigne en position avec un temps de réponse fixe (1.5s) pour les moteurs.
- Méthode 2 : Inspirée des asservissements existants dans l'auto-manette.
- Méthode 3 : Inversion de la dynamique avec consigne en dérivée de position.
- Méthode 4 : Inversion de la dynamique avec consigne en position, en tenant compte, dans la loi, des non-linéarités des moteurs (i.e. en tenant compte des variations du temps de réponse des moteurs, en fonction de leur régime).

Décrivons plus précisément chacune de trois dernières approches :

- Méthode 2 : Cette méthode-ci est inspirée des asservissements existants aujourd'hui sur l'auto-manette : le correcteur ainsi que la cinématique sont rigoureusement identiques à ceux de la méthode 1. La seule différence réside dans le fait que l'on a directement en sortie du correcteur la dérivée d'une force (i.e. poussée ou traînée de freinage) à un coefficient multiplicatif près; par conséquent, on se contente de l'intégrer pour aboutir à la consigne de poussée ou de couple de freinage. Comme elle fait appel à un intégrateur, cette méthode permet de s'affranchir des erreurs de position.
- Méthode 3 : Un autre moyen d'enlever l'erreur de position serait de reprendre les lois d'inversion de la dynamique, en utilisant, cette fois-ci des consignes en dérivée de couple de freinage et en dérivée de poussée (et non plus , en couple de freinage et en poussée) et de les intégrer après : c'est le principe de ce que nous avons appelé la méthode 3.

Si on reprend l'équation permettant d'étudier la dynamique longitudinale :

$$\dot{V} = -\frac{\rho S V^2 C_x}{2m} - \mu_0 g \times \frac{Lra}{Lra + Ltp} + \frac{1}{m} \times \left(\Pi - \frac{CF}{R} \right) \quad (V-2-36)$$

en dérivant cette expression :

$$\ddot{V} = -\frac{\rho S V \dot{V} C_x}{m} + \frac{1}{m} \times \left(\dot{\Pi} - \frac{C\dot{F}}{R} \right) \quad (V-2-37)$$

On note :

$$u_c = \dot{\Gamma} - \frac{C\dot{F}}{R} \quad (V-2-38)$$

On fixe une dynamique du premier ordre de la vitesse avec :

$$u_c = m \left(\rho S V \dot{V} \frac{C_x}{m} - 2 \omega_0 z \dot{V} - \omega_0^2 (V - V_c) \right) \quad (V-2-39)$$

ce qui peut également s'écrire, sous la forme :

$$u_c = m \left(\omega_0^2 (V_c - V) - 2 \omega_0 z \left(1 - \frac{\rho S V C_x}{2 m z \omega_0} \right) \dot{V} \right) \quad (V-2-40)$$

On remarque alors que le terme $\frac{\rho S V C_x}{2 m z \omega_0}$ a pour effet de diminuer l'amortissement et donc d'augmenter les dépassements. En pratique, on s'aperçoit que si on élimine ce terme, on retombe sur le modèle inspiré de l'auto-manette (cf. méthode 2). En fait, comme on étudie la phase taxi, les vitesses et les accélérations sont faibles. On peut donc s'attendre à ce que la contribution du terme $\frac{\rho S V C_x}{2 m z \omega_0}$ soit relativement faible. On intègre ensuite u_c et on ajoute une cinématique similaire à celle utilisée dans les deux cas précédents.

- **Méthode 4 :** La 4^{ème} méthode consiste à reprendre la méthode 1 de sorte à prendre en compte, dans la loi d'inversion, les variations du temps de réponse, en fonction du régime moteur.

Dans les 4 modèles décrits précédemment, on a fixé des dynamiques d'ordre 2 pour la vitesse et de ce fait, il faut régler 2 gains qui sont la pulsation ω_0 et l'amortissement z . Globalement, les résultats obtenus, pour un réglage (pulsation, amortissement) donné, avec les 4 modèles sont similaires : lorsqu'on accélère, la poussée augmente et lorsqu'on ralentit, il apparaît un couple de freinage. Lorsqu'on a du vent de face, il faut pousser plus et lorsqu'on a du vent arrière, il faut freiner plus que lorsqu'il n'y a pas de vent. L'idée, maintenant, est de superposer les résultats obtenus avec ces différentes méthodes afin de les comparer et de sélectionner la meilleure.

2.1. Comparaison avec le correcteur type auto-manette et le correcteur "moteur linéaire"

Dans toutes les simulations concernant la comparaison des méthodes 1, 2 et 3, le code des couleurs qui a été adopté est le suivant :

- Bleu : méthode 1
- Noir : méthode 2
- Vert : méthode 3

2.1.1. Consigne en vitesse

Dans un premier temps, on a comparé les résultats obtenus avec les trois premières méthodes, avec une consigne en vitesse (ici un échelon). Pour commencer, on a considéré que le moteur était de dynamique linéaire, avec un temps de réponse constant égal à 1.5s.

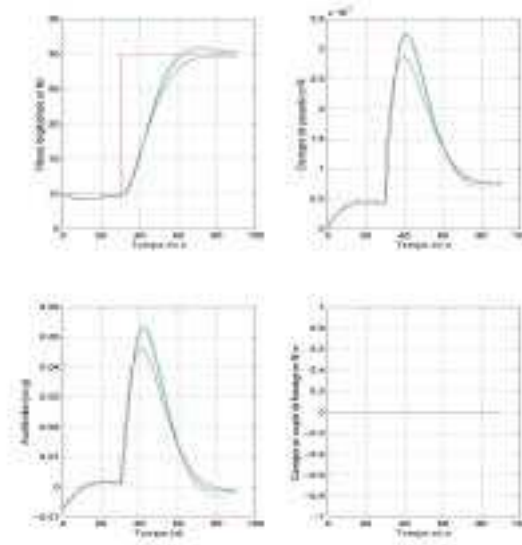


Figure 8 : Simulations d'une loi de pilotage hybride de la vitesse à l'aide de diverses méthodes - Consigne créneau en vitesse

Dans la simulation ci-dessus, le réglage utilisé est : une pulsation ω_0 de 0.1 rad/s et un amortissement z de 0.7, ce qui correspond à un temps de réponse équivalent de 30.8 s. On constate qu'avec la première méthode, on a une erreur de position de la réponse en vitesse par rapport à la consigne : il n'y en a pas, avec les deux autres méthodes, car les modèles qui en sont issus comportent un intégrateur. Cette erreur de position n'est, cependant, pas très gênante dans la mesure où elle est rendue négligeable par les réglages que l'on fixe. En effet, les graphiques ci-dessous ont été obtenus pour $\omega_0=0.25$ rad/s et $z = 0.7$ (ce qui correspond à un temps de réponse de 12.3 s) : l'erreur de position est très petite.

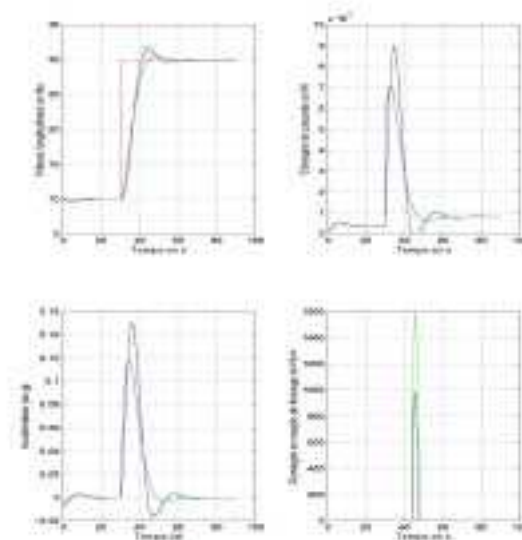


Figure 9 : Simulations d'une loi de pilotage hybride de la vitesse à l'aide de diverses méthodes - Consigne créneau en vitesse

Ces graphiques montrent aussi, qu'avec les méthodes 2 et 3, les réponses en vitesse ont un dépassement plus important qu'avec la méthode 1 ce qui est problématique. En fait, comme on ne réalise pas une linéarisation exacte, de la dynamique, l'amortissement est, au final, inférieur à celui imposé par le réglage.

Cette étude met en évidence le fait que les réponses obtenues avec les méthodes 2 et 3 sont très proches. La seule différence réside dans l'utilisation d'une boucle linéarisante : la contribution de cette branche est limitée, à basse vitesse, pour des accélérations faibles. On peut donc se demander s'il est vraiment nécessaire de compliquer le système en insérant cette branche, sachant que cela n'apporte pas de changement notable dans la gamme de vitesse étudiée ; on pourrait alors penser à étudier son influence dans les phases de vol (où la vitesse serait plus élevée).

2.1.2. Consigne en accélération

On a ensuite comparé les résultats obtenus avec les méthodes 1, 2 et 3, dans le cas où on avait une consigne qui n'était plus un échelon de vitesse mais un échelon d'accélération ; l'intérêt de cette étude provient du fait, que sur les avions de type AIRBUS, on pilote en vitesse (par opposition au pilotage en position). En d'autres termes, on suit la même philosophie de synthèse que celle suivie au cours de la partie 4 traitant de la commandes des mouvements latéraux.

Les 2 simulations suivantes ont été effectuées pour $\omega_0 = 0.1$ rad/s et $z = 0.7$ (ce qui correspond à un temps de réponse équivalent de 30.8 s) et pour $\omega_0 = 0.25$ et $z = 0.7$ (ce qui correspond à un temps de réponse équivalent de 12.3 s).

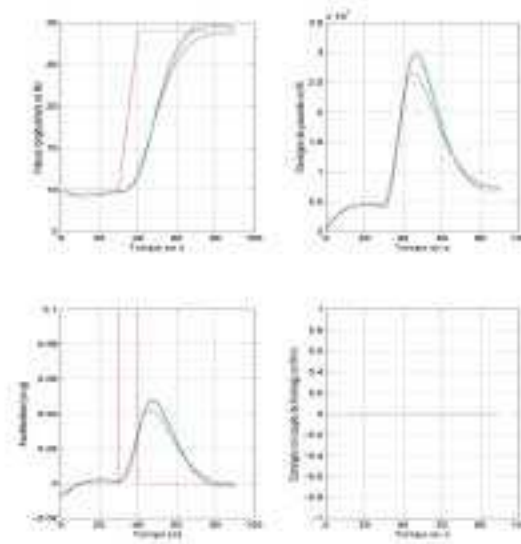


Figure 10 : Simulations à l'aide de diverses méthodes - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.1$ rad/s, $z = 0.7$)

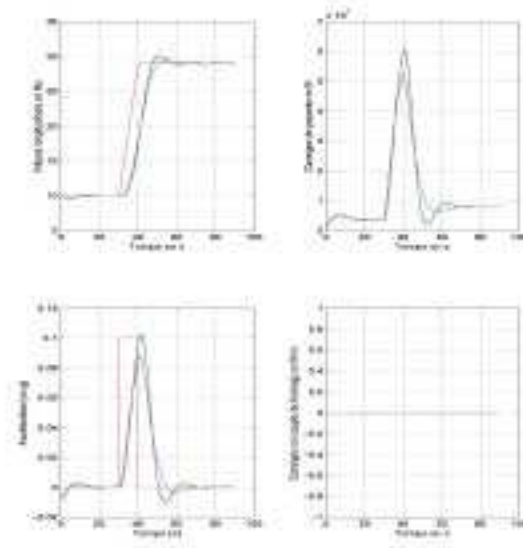


Figure 11 : Simulations à l'aide de diverses méthodes - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.25 \text{ rad/s}$, $z = 0.7$)

On aboutit aux mêmes conclusions que dans l'étude précédente, i.e. :

- avec la méthode 1, on a une erreur de position qui s'estompe au fur et à mesure que l'on diminue le temps de réponse.
- avec les méthodes 2 et 3, on ne réalise pas une linéarisation exacte de la dynamique et de ce fait, l'amortissement des réponses en vitesse est inférieur à celui imposé par le réglage.

Par ailleurs, on voit qu'au fur et à mesure que l'on diminue le temps de réponse, les réponses obtenues avec les méthodes 2 et 3 oscillent de plus en plus ; la méthode 1 est plus robuste que les deux autres. Les graphes montrent que le deuxième réglage est meilleur que le premier, car la réponse est plus proche de la consigne. Toutefois, on constate que l'on a un dépassement par rapport à la consigne, d'où l'idée d'augmenter l'amortissement.

La simulation ci-contre a été réalisée pour $\omega_0 = 0.35 \text{ rad/s}$ et $z = 1$ (ce qui correspond à un temps de réponse équivalent de 12.6 s). On n'a plus de dépassement : ce réglage paraît donc meilleur que les deux précédents.

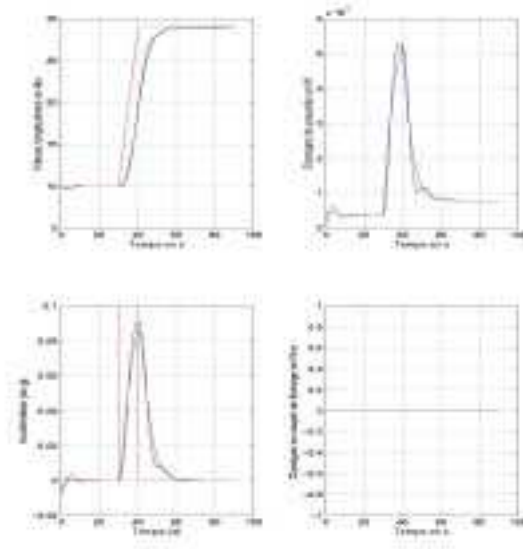


Figure 12 : Simulations à l'aide de diverses méthodes - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.35$ rad/s, $z = 0.7$)

2.1.3. Consigne en décélération

Cette étude a été réitérée pour le cas d'un échelon en décélération : nous avons repris le réglage $\omega_0 = 0.35$ et $z = 1$ pour la simulation suivante. On obtient des résultats à peu près symétriques à ceux qu'on a, lorsqu'on donne pour consigne, un échelon d'accélération.

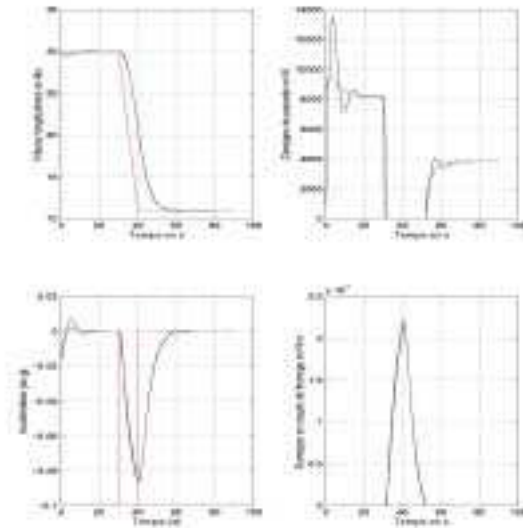


Figure 13 : Simulations à l'aide de diverses méthodes - Consigne créneau en décélération - ($\omega_0 = 0.35$ rad/s, $z = 0.7$)

On peut, d'ores et déjà, dire qu'avec un moteur linéaire (temps de réponse constant égal à 1.5 s), la meilleure réponse est obtenue avec la première méthode. Dans le paragraphe suivant, nous allons voir s'il est possible d'étendre cette conclusion provisoire au cas où le moteur est "non linéaire".

2.2. Comparaison entre le correcteur type auto-manette et le correcteur "moteur non linéaire"

On a conservé le code des couleurs présenté plus haut :

- Bleu : méthode 1
- Noir : méthode 2
- Vert : méthode 3

Et, on a utilisé deux modèles moteur (dont les caractéristiques sont décrites ci-dessous), plus proches de la réalité, du premier ordre où le temps de réponse varie en fonction du régime moteur.

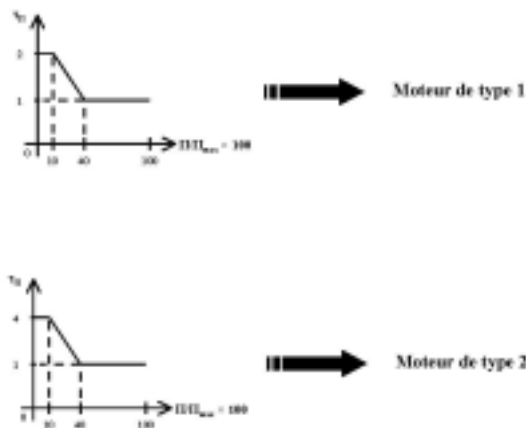


Figure 14 : Caractéristiques moteurs à temps de réponse variable en fonction du niveau de poussée nette

La simulation ci-après a été réalisée avec un moteur de type 1, pour $\omega_0 = 0.35$ rad/s et $z = 1$.

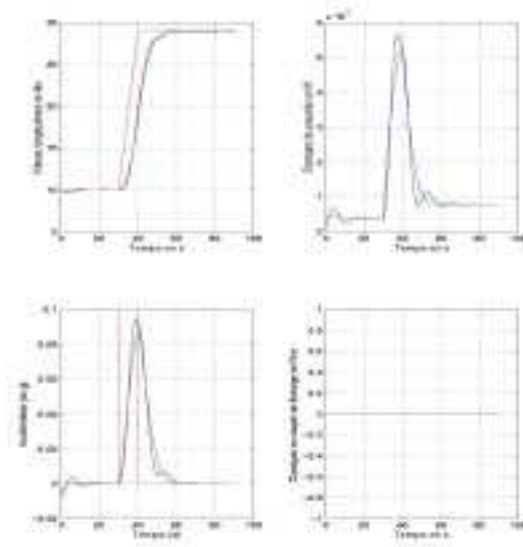


Figure 15 : Comparaison des méthodes 1, 2 et 3 - Moteur de type 1 - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.35$ rad/s, $z = 1$)

Les réponses temporelles obtenues confirment le résultat précédent : la première méthode est plus robuste que les deux autres. Elle sollicite moins les actionneurs (on 'économise' du frein et des moteurs) et les réponses oscillent beaucoup moins. Cette tendance est encore plus visible, lorsqu'on utilise le deuxième

type de moteur. En témoigne la simulation ci-contre qui a été réalisée avec le même réglage que la précédente, mais avec un moteur de type 2.

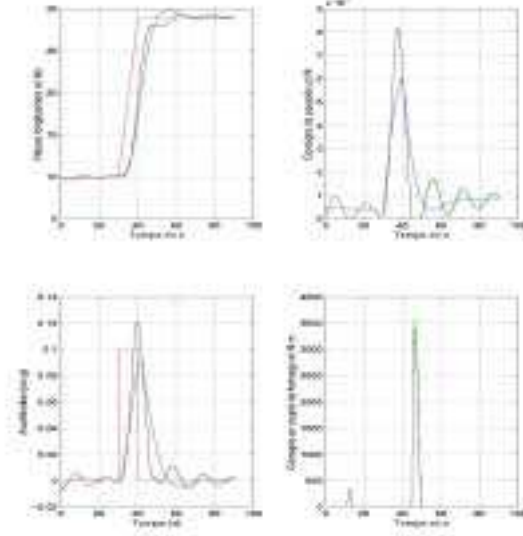


Figure 16 : Comparaison des méthodes 1, 2 et 3 - Moteur de type 2 - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.35$ rad/s, $z = 1$)

2.3. Comparaison avec le correcteur type auto-manette et le correcteur "à avance de phase"

Dans les graphes suivants, le code des couleurs utilisé sera :

- Bleu : méthode 1
- Vert : méthode 4

On a vu plus haut que la méthode 1 était meilleure que les méthodes 2 et 3. Ceci étant, il est encore possible d'améliorer la méthode 1. En effet, dans la loi provenant de la méthode 1, on ne tient pas compte des variations du temps de réponse des moteurs. La méthode 4 prend en compte ces variations. Schématiquement, on réalise une avance de phase en modulant le temps de réponse des moteurs utilisé dans la loi de sorte à s'adapter autant que possible à la réalité physique de cet actionneur.

Dans la suite, on a comparé les réponses obtenues avec les méthodes 1 et 4 lorsque l'on a pour consigne, un échelon d'accélération, avec un moteur non linéaire de type 2. Il apparaît que, quel que soit le réglage, la méthode 4 permet d'atteindre plus rapidement la consigne, que la méthode 1. Il a ensuite suffi de rechercher le réglage permettant d'avoir le temps de réponse le plus petit, sans solliciter les actionneurs de manière excessive. Par dichotomie, on a retenu les réglages suivants :

- $\omega_0 = 0.55$ rad/s et $z = 1$, soit un temps de réponse de 8 s.
- $\omega_0 = 0.31$ rad/s et $z = 0.7$, soit un temps de réponse de 9.93 s.

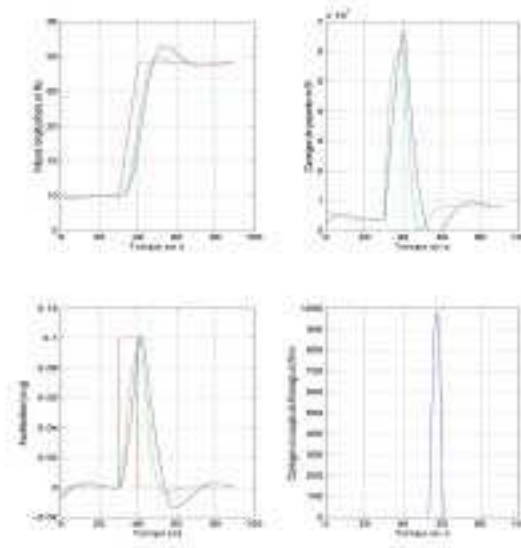


Figure 17 : Comparaison des méthodes 1 et 4 - Moteur de type 2 - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.55 \text{ rad/s}$, $z = 1$)

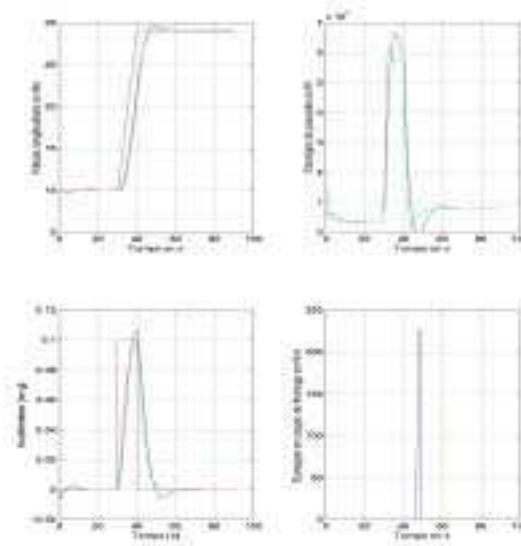


Figure 18 : Comparaison des méthodes 1 et 4 - Moteur de type 2 - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.31 \text{ rad/s}$, $z = 0.7$)

Si on souhaite se donner de la marge en terme de poussée (en effet, si on réduit encore le temps de réponse, on risque de solliciter les freins, qui pourraient intervenir pour contrer l'effet, d'une consigne de poussée trop brutale.), on peut légèrement augmenter le temps de réponse en utilisant les réglages suivants :

- $\omega_0 = 0.5 \text{ rad/s}$ et $z = 1$, soit un temps de réponse de 8.8 s.
- $\omega_0 = 0.3 \text{ rad/s}$ et $z = 0.7$, soit un temps de réponse de 10.26 s.

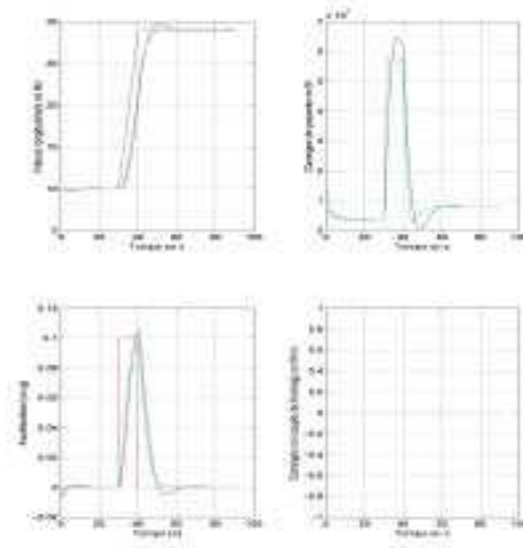


Figure 19 : Comparaison des méthodes 1 et 4 - Moteur de type 2 - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.5 \text{ rad/s}$, $z = 1$)

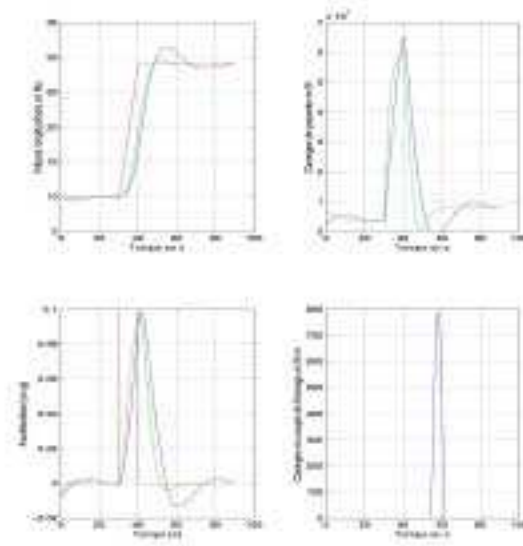


Figure 20 : Comparaison des méthodes 1 et 4 - Moteur de type 2 - Consigne créneau en accélération - ($\omega_0 = 0.3 \text{ rad/s}$, $z = 0.7$)

Pour chacun de ces réglages, on voit que l'on atteint plus rapidement la consigne, tout en sollicitant moins les actionneurs, avec la méthode 4, qu'avec la méthode 1. Cela plaide en faveur de la méthode 4 que nous proposons d'utiliser avec l'un des quatre réglages ci-dessus.

3. UN EXEMPLE D'APPLICATION : LA TENUE DE VITESSE LORS DE L'ATTERRISSAGE (AUTO-BRAKE NON LINEAIRE INVERSE)

Au cours des deux chapitres précédents, on a pu montrer la viabilité d'une loi de pilotage de la vitesse sol de l'avion synthétisée à l'aide de la commande non linéaire inverse. Cette loi peut être aussi bien utile pour la gestion de la vitesse lors de l'évolution sur la plate-forme aéroportuaire et ses taxiways que pour la gestion de la décélération de l'avion lors de l'atterrissage. C'est ce que l'on appelle aujourd'hui l'Auto-Brake (se reporter au chapitre 1 de cette partie). L'architecture de loi utilisée est celle présentée ci-dessous :

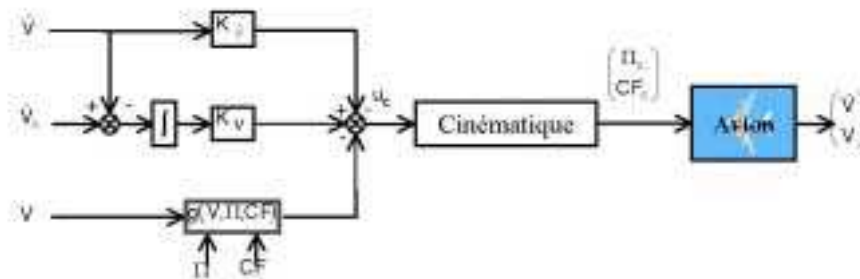


Figure 21 : Architecture de l'Auto-Brake par inversion de la dynamique

On peut noter que la consigne est une décélération (ou accélération). La loi produit alors un ordre homogène à une force qui est ensuite dispatché au travers de la cinématique. Cette dernière génère alors une consigne de poussée et/ou une consigne de couple de freinage envoyées respectivement vers le calculateur gérant les moteurs (le FADEC) et/ou les freins (le BSCU).

Pour illustrer ce dispositif, on peut considérer la simulation d'atterrissage (A320). La loi est engagée alors que l'avion est à 130 nœuds (ce qui correspond à la vitesse d'atterrissage). La consigne est un créneau de décélération (3 secondes après l'engagement, on demande une décélération de $-0.2g$). On présente d'en haut à gauche à en bas à droite : l'accélération et sa consigne, la vitesse et sa consigne, le couple de freinage et la poussée.

On peut noter la bonne performance de suivi de la consigne en décélération et, par voie de conséquence, de la vitesse. L'écart initial est dû à l'initialisation de la loi. Ce problème n'est pas étudié ici.

En ce qui concerne le réglage du correcteur linéaire, le facteur d'amortissement choisi ici est de 0.8 et la pulsation associée est de 4 rad/s.

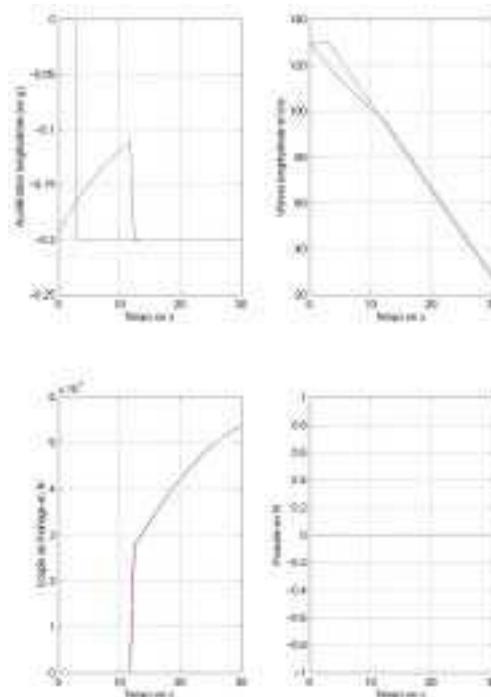


Figure 22 : Simulation de l'Auto-Brake par inversion de la dynamique

- CHAPITRE 3 -

SYNTHESE DE PROFILS OPTIMAUX DE DECELERATION LORS DE L'ATTERRISSAGE AUTOMATIQUE

La gestion de la décélération d'un avion au cours du roulage à l'atterrissage est abordée, dans ce chapitre, de deux manières différentes mais néanmoins complémentaires. Tout d'abord, on présente une méthode fondée sur une approche analytique de la génération de trajectoires référence couplée à une loi de pilotage de la vitesse synthétisée à l'aide de la commande non linéaire inverse. Enfin, on propose une approche de supervision de cette décélération fondée sur la propriété d'approximation universelle des réseaux de neurones.

1. APPROCHE PAR GENERATION DE TRAJECTOIRES DE CONSIGNES POUR UNE LOI DE PILOTAGE / GUIDAGE NON LINEAIRE EN VITESSE

Au cours de ce paragraphe, on souhaite présenter une approche permettant d'améliorer la gestion de la décélération de l'avion lors d'un atterrissage automatique. Aujourd'hui, les avions de transport civil disposent d'un dispositif, l'Auto-Brake, permettant d'asservir la décélération de l'avion sur des consignes fixes et discrètes prédéterminées à l'aide d'un rotacteur placé sur la planche de bord du cockpit (se reporter au chapitre 1 de cette partie). La conception de cet Auto-Brake est aujourd'hui réalisée à l'aide de techniques classiques et est utilisé exclusivement lors de l'atterrissage.

On souhaite ici proposer des améliorations concernant cette gestion de la décélération lors de l'atterrissage. Elles suivent deux axes principaux :

- Dans un premier temps, on souhaite proposer un module de génération de trajectoires de références de la décélération de l'avion. On propose plusieurs types de trajectoires permettant de satisfaire aux exigences opérationnelles présentées auparavant; c'est-à-dire, quelques soient les caractéristiques du point d'impact, on souhaite amener l'avion à une vitesse donnée en un point donné sur la piste (matérialisant un bretelle de sortie) tout en gérant les niveaux de décélération de l'avion (décélération "confort" ou décélération "express").
- Dans un second temps, la consigne de décélération auparavant générée est envoyée à un dispositif de pilotage adaptée de la décélération de l'avion. Deux optiques peuvent alors être suivies :
 - Ou on utilise tel quel l'Auto-Brake actuel.
 - Ou on en profite pour utiliser une loi de pilotage de la vitesse (consigne en vitesse de vitesse) plus adaptée à la problématique du pilotage et du guidage sur les plates-formes aéroportuaires.

On verra, par la suite, qu'il est possible d'utiliser des techniques d'intelligence artificielle (les réseaux de neurones) pour réaliser un module de supervision de la décélération de l'avion fonctionnellement équivalent au module de génération de trajectoires qui va être présenté ci-après. (se reporter au paragraphe 2 de cette partie).

1.1. Génération des trajectoires de consigne X_c , V_c et A_c

Lors de la phase de freinage, au point d'impact, il est possible de connaître avec une précision satisfaisante la position et la vitesse de l'avion à l'instant initial. On les note x_0 et v_0 . Par ailleurs, il est possible de mesurer l'accélération longitudinale initiale de l'avion au point d'impact (négative dans notre cas). On la note a_0 . C'est l'état initial.

On souhaite atteindre une position donnée sur l'axe de la piste matérialisant la bretelle de sortie choisie, notée x_f , et une vitesse finale associée correspondant à une vitesse maximale réglementaire de sortie à la bretelle choisie, notée v_f . C'est l'état final.

On désire alors déterminer l'évolution de la position $x_c(t)$, de la vitesse $v_c(t)$ et de l'accélération longitudinale de consigne $a_c(t)$ en fonction du temps. On appellera la détermination de ces paramètres une génération de trajectoire de consigne.

1.1.1. Premier profil : la vitesse de consigne est une fonction affine de la position de consigne

$$v_c(x_c) = a + bx_c$$

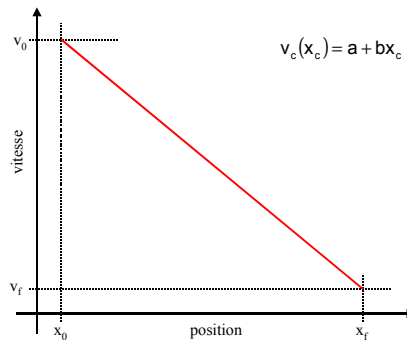


Figure 1 : Profil affine de la vitesse en fonction de la position

→ La première étape consiste à déterminer les coefficients a et b en fonction de l'état initial et final. On écrit alors :

- à $t=0$, $v_c(x_0) = v_0$ donc $v_0 = a + bx_0$,
- à $t=t_f$, $v_c(x_f) = v_f$ donc $v_f = a + bx_f$

On déduit alors les valeurs souhaitées de a et b :

$$a = \frac{x_0 v_f - x_f v_0}{x_0 - x_f} \quad \text{et} \quad b = \frac{v_0 - v_f}{x_0 - x_f} \tag{V-3-01}$$

On a alors l'équation affine suivante :

$$v_c(x_c) = \frac{x_0 v_f - x_f v_0}{x_0 - x_f} + \frac{v_0 - v_f}{x_0 - x_f} x_c \tag{V-3-02}$$

→ La deuxième étape consiste à calculer la trajectoire temporelle de référence $x_c(t)$, $v_c(t)$ et $a_c(t)$. Pour se faire, on écrit :

$$\frac{dx_c}{dt} = v_c(x_c) \quad \text{et} \quad a_c = \frac{dv_c}{dt} \tag{V-3-03}$$

Ce qui se réécrit de la manière suivante:

$$\frac{dx_c}{a + bx_c} = dt \tag{V-3-04}$$

C'est une équation différentielle du premier ordre non linéaire à variables séparables que l'on intègre aisément entre l'instant initial et l'instant courant. On obtient :

$$\begin{aligned} x_c(t) &= \frac{a}{b}(e^{bt} - 1) + x_0 e^{bt} \\ v_c(t) &= (a + bx_0)e^{bt} \\ a_c(t) &= (a + bx_0)e^{bt} \end{aligned} \quad (V-3-05)$$

On en déduit même le temps nécessaire pour parcourir la trajectoire de consigne. Ceci constitue une estimation du temps de roulage. La valeur de ce laps de temps est :

$$t_f = \frac{1}{b} \ln \left(\frac{a + bx_f}{a + bx_0} \right) \quad (V-3-06)$$

➔ *Avantages et Inconvénients* : On peut louer la simplicité de cette approche. Les divers calculs sont faciles à réaliser. Néanmoins, le principal défaut est l'impossibilité de gérer l'accélération longitudinale le long de la trajectoire de consigne. L'évolution de l'accélération est alors une conséquence du choix des états initial et final. De plus, il peut exister un écart important entre l'accélération initiale de l'avion et l'accélération initiale de consigne ce qui conduit à un coup de frein brusque dès le départ. On peut alors atteindre transitoirement un niveau de décélération inacceptable.

1.1.2. Deuxième profil : l'accélération longitudinale de consigne est une fonction affine de la vitesse de consigne $a_c(v_c) = a + bv_c$

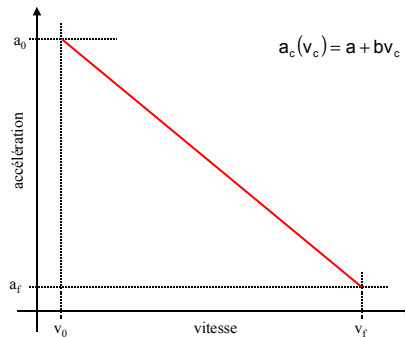


Figure 2 : Profil affine de l'accélération en fonction de la vitesse

➔ La première étape consiste à déterminer les coefficients a et b en fonction de l'état initial et final. On écrit alors :

- à $t=0$, $a_c(v_0) = a_0$ donc $a_0 = a + bv_0$,
- à $t=t_f$, $a_c(v_f) = a_f$ donc $a_f = a + bv_f$.

On déduit alors les valeurs souhaitées de a et b :

$$a = \frac{v_0 a_f - v_f a_0}{v_0 - v_f} \quad \text{et} \quad b = \frac{a_0 - a_f}{v_0 - v_f} \quad (V-3-07)$$

On a alors l'équation affine suivante :

$$a_c(v_c) = \frac{v_0 a_f - v_f a_0}{v_0 - v_f} + \frac{a_0 - a_f}{v_0 - v_f} v_c \quad (\text{V-3-08})$$

→ La deuxième étape consiste à calculer la trajectoire temporelle de référence $x_c(t)$, $v_c(t)$ et $a_c(t)$. Pour se faire, on écrit :

$$\frac{dv_c}{dt} = a_c(v_c) \quad \text{et} \quad v_c = \frac{dx_c}{dt} \quad (\text{V-3-09})$$

Ce qui se réécrit de la manière suivante:

$$\frac{dv_c}{a + bv_c} = dt \quad (\text{V-3-10})$$

C'est une équation différentielle du premier ordre non linéaire à variables séparables que l'on intègre aisément entre l'instant initial et l'instant courant. On obtient :

$$\begin{cases} v_c(t) = -\frac{a}{b} + \left(v_0 + \frac{a}{b} \right) e^{bt} \\ a_c(t) = (a + bv_0) e^{bt} \end{cases} \quad (\text{V-3-11})$$

Etant donné que l'instant final est donné par l'expression :

$$t_f = \frac{1}{b} \ln \left(\frac{a + bv_f}{a + bv_0} \right), \quad (\text{V-3-12})$$

on déduit l'évolution temporelle de la position de consigne :

$$x_c(t) = x_f - \left[\frac{a}{b} (t - t_f) - \frac{a + bv_0}{b^2} (e^{bt} - e^{bt_f}) \right] \quad (\text{V-3-13})$$

→ *Avantages et Inconvénients* : On peut aussi louer la simplicité de cette approche. Les divers calculs sont faciles à réaliser. Cependant, au contraire de la première approche, on ne peut correctement gérer la position le long de la trajectoire de consigne. Ceci s'explique par le fait que nous avons trois contraintes et uniquement deux degrés de liberté. L'idée est alors de rajouter un degré de liberté supplémentaire.

1.1.3. Troisième profil : la vitesse de consigne est une fonction parabolique de la position de consigne $v_c(x_c) = ax_c^2 + bx_c + c$

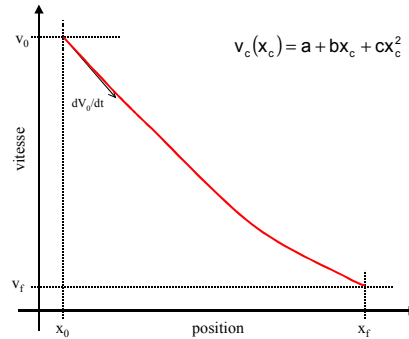


Figure 3 : Profil parabolique de la vitesse en fonction de la position

→ La première étape consiste à déterminer les coefficients a , b et c en fonction de l'état initial et final. On écrit alors :

- à $t = 0$, $v_c(x_0) = v_0$ donc $v_0 = ax_0^2 + bx_0 + c$,
- à $t = t_f$, $v_c(x_f) = v_f$ donc $v_f = ax_f^2 + bx_f + c$.

Or, on a :

$$\dot{v}_c(x_c) = \frac{dv_c(x_c)}{dt} = \frac{dv_c(x_c)}{dx_c} \cdot \frac{dx_c}{dt} = (2ax_c + b)(ax_c^2 + bx_c + c) \quad (V-3-14)$$

ainsi :

$$\dot{v}_c(x_0) = \dot{v}_0 = v_0 \cdot (2ax_0 + b) \quad (V-3-15)$$

Dès lors, on a le système linéaire suivant :

$$\begin{bmatrix} x_0^2 & x_0 & 1 \\ x_f^2 & x_f & 1 \\ 2v_0x_0 & v_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_0 \\ v_f \\ \dot{v}_0 \end{bmatrix} \quad (V-3-16)$$

On déduit alors aisément les valeurs des degrés de liberté a , b et c :

$$\begin{aligned} a &= \frac{v_f - v_0}{(x_0 - x_f)^2} + \frac{\dot{v}_0}{v_0(x_0 - x_f)} \\ b &= -\frac{2x_0(v_f - v_0)}{(x_0 - x_f)^2} + \frac{\dot{v}_0(x_0 + x_f)}{v_0(x_0 - x_f)} \\ c &= \frac{x_0^2v_f + x_f^2v_0 - 2x_0v_0}{(x_0 - x_f)^2} + \frac{\dot{v}_0x_0x_f}{v_0(x_0 - x_f)} \end{aligned} \quad (V-3-17)$$

On peut alors calculer les trajectoires sachant que :

$$\frac{dx_c}{dt} = v_c(x_c) \quad \text{et} \quad a_c = \frac{dv_c}{dt} \quad (V-3-18)$$

soit :

$$\frac{dx_c}{ax_c^2 + bx_c + c} = dt \quad (V-3-19)$$

qui peut se réécrire sous la forme suivante :

$$\frac{dx_c}{\left(x_c + \frac{b}{2a}\right)^2 + \frac{c}{a} - \frac{b^2}{4a^2}} = adt \quad (V-3-20)$$

C'est une équation différentielle non linéaire du premier ordre à variables séparables. Sa résolution n'est possible analytiquement que si l'on trouve une primitive de la fonction suivante :

$$x_c \mapsto \frac{1}{(x_c + \alpha)^2 + \beta} \quad \text{où } \alpha = \frac{b}{2a} \text{ et } \beta = \frac{c}{a} - \frac{b^2}{4a^2}. \quad (V-3-21)$$

Selon le signe de β , une fonction primitive solution est soit une fonction arctangente soit une fonction logarithme népérien. On se contente d'expliciter le cas où $\beta < 0$ (cas du freinage). Alors, l'équation différentielle devient :

$$\frac{dx_c}{\left(x_c + \frac{b}{2a} - \xi\right)\left(x_c + \frac{b}{2a} + \xi\right)} = adt \quad (V-3-22)$$

dont la solution est :

$$x_c(t) = \frac{\left(\xi - \frac{b}{2a}\right) + \left(\xi + \frac{b}{2a}\right) \cdot \Theta(t)}{1 - \Theta(t)} \quad \text{où } \Theta(t) = \frac{x_0 - \left(\xi - \frac{b}{2a}\right)}{x_0 + \left(\xi + \frac{b}{2a}\right)} \cdot e^{2a\xi t} \quad (V-3-23)$$

On déduit alors la trajectoire de consigne :

$$\boxed{\begin{aligned} x_c(t) &= \frac{\left(\xi - \frac{b}{2a}\right) + \left(\xi + \frac{b}{2a}\right) \cdot \Theta(t)}{1 - \Theta(t)} \\ v_c(t) &= a[x_c(t)]^2 + b[x_c(t)] + c \\ a_c(t) &= (2a[x_c(t)] + b) \cdot v_c(t) \end{aligned}} \quad (V-3-24)$$

On en déduit même le temps nécessaire pour parcourir la trajectoire de consigne. Ceci constitue une estimation du temps de roulage. La valeur de ce laps de temps est :

$$t_f = \frac{1}{2\xi a} \left[\ln \left(\frac{x_f + \left(\frac{b}{2a} - \xi\right)}{x_0 + \left(\frac{b}{2a} - \xi\right)} \right) - \ln \left(\frac{x_f + \left(\frac{b}{2a} + \xi\right)}{x_0 + \left(\frac{b}{2a} + \xi\right)} \right) \right] \quad (V-3-25)$$

➔ *Avantages et Inconvénients* : On peut constater que les calculs liés à cette approche commencent à devenir compliqués. L'avantage réside dans la prise en compte de l'accélération longitudinale initiale ce qui laisse espérer qu'il n'y aura pas de variations brusques d'accélération au début du suivi de la trajectoire. On peut néanmoins regretter qu'il ne soit pas possible de maîtriser la plage de variation de l'accélération tout au long de la trajectoire de consigne.

1.1.4. Quatrième profil : Niveau d'accélération constant - [BREVET BOEING,1998]

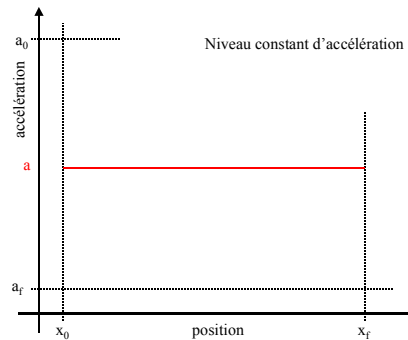


Figure 4 : Profil constant de l'accélération en fonction de la position

Ce profil est un niveau constant de décélération au cours du temps. Ce niveau est calculé de sorte que l'avion parvienne au point final donné par x_f et v_f tout en connaissant la position et la vitesse initiales x_0 et v_0 .

→ Calcul de la trajectoire : Soit v_f , la vitesse finale de l'avion, v , la vitesse courante de l'avion, a , la décélération moyenne de l'avion et t , le temps. Nous avons un niveau de décélération constant, en intégrant, on a :

$$v_f = a.t + v \quad (V-3-26)$$

En intégrant de nouveau, on obtient la position la position courante de l'avion sur la piste :

$$x_f = \frac{a}{2}t^2 + vt + x \quad (V-3-27)$$

où x_f est la position finale de l'avion et x la position courante. La distance d'arrêt L est la différence entre la position finale et la position courante et se calcule grâce à l'équation précédente :

$$L = |x_f - x| = \left| \frac{a}{2}t^2 + vt \right| \quad (V-3-28)$$

Par l'équation sur la vitesse, on obtient le temps :

$$t = \frac{v_f - v}{a} \quad (V-3-29)$$

Par ces deux dernières équations, nous avons :

$$L = \left| \frac{a}{2} \left(\frac{v_f - v}{a} \right)^2 + v \frac{v_f - v}{a} \right| \quad (V-3-30)$$

Ce qui se simplifie sous la forme :

$$L = \left| \frac{v_f^2 - v^2}{2a} \right| \quad (V-3-31)$$

On tire alors la valeur de la décélération :

$$a = - \frac{|v_f^2 - v^2|}{2L} \quad (V-3-32)$$

La logique d'utilisation s'exprime par les deux conditions suivantes :

- $L \geq L_{\min} > 0$,
- $a_{\min} \leq a < 0$.

La trajectoire de référence est alors :

$$\begin{aligned} x_c(t) &= \frac{a}{2} t^2 + v_0 t + x_0 \\ v_c(t) &= at + v_0 \\ a_c(t) &= a \end{aligned}$$

(V-3-33)

→ *Avantages et Inconvénients : Une très grande simplicité est à mettre au crédit de cette approche. Il reste à évaluer l'initialisation et le "saut" éventuel entre l'accélération initiale de l'avion et celle calculée.*

1.1.5. Cinquième profil : Créneau d'accélération

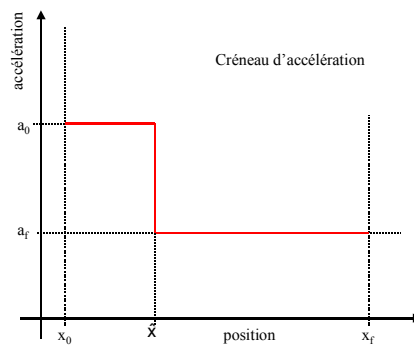


Figure 5 : Profil créneau de l'accélération en fonction de la position

Le profil créneau d'accélération est un profil qui permet de maîtriser à priori l'accélération de l'avion lors de la phase de freinage. La méthode de génération de ce type de trajectoire est la suivante :

- Détermination du niveau de décélération maximal a_{\min} . Plus a_{\min} est important en valeur absolue, plus on s'autorise un freinage important; c'est le cas du freinage en temps minimal. Plus la plage de variation d'accélération est faible (a_{\min} faible en valeur absolue), plus le confort est pris en compte,
- Entrée des conditions initiales (x_0 , v_0 et a_0) et des conditions finales (x_f et v_f),
- Détermination de l'instant de commutation \hat{t} ,
- Dédution de la trajectoire de référence.

→ Calcul de la trajectoire de référence pour $t \in [0, \hat{t}]$: Sur cette plage de temps, on a $a_c(t) = a_0$. Par une double intégration et sachant que la vitesse et la position initiales sont v_0 et x_0 , on déduit :

$$\begin{aligned} x_c(t) &= \frac{a_0}{2} t^2 + v_0 t + x_0 \\ v_c(t) &= a_0 t + v_0 \\ a_c(t) &= a_0 \end{aligned}$$

[TRAJ n°1]

→ Calcul de la trajectoire de référence pour $t \in [\hat{t}, t_f]$: Sur cette plage de temps, on a $a_c(t) = a_{\min}$. De même, par une double intégration et sachant que, pour $t = \hat{t}$, la vitesse et la position valent respectivement \hat{v} et \hat{x} , on déduit :

$$\boxed{\begin{aligned} x_c(t) &= \frac{a_{\min}}{2} (t - \hat{t})^2 + \hat{v}(t - \hat{t}) + \hat{x} \\ v_c(t) &= a_{\min}(t - \hat{t}) + \hat{v} \\ a_c(t) &= a_{\min} \end{aligned}} \quad [\text{TRAJ n}^\circ 2]$$

→ Calcul de \hat{t} : Par TRAJ n°1, on déduit les expressions de \hat{x} et \hat{v} en fonction de \hat{t} :

$$\begin{aligned} \hat{x} &= \frac{a_0}{2} \hat{t}^2 + v_0 \hat{t} + x_0 \\ \hat{v} &= a_0 \hat{t} + v_0 \end{aligned} \quad (\text{V-3-34})$$

On remplace ces valeurs dans TRAJ n°2. Dès lors, il est possible de calculer \hat{t} car il nous reste deux conditions à appliquer. En effet, nous savons qu'à l'instant final t_f , l'avion doit parvenir en x_f à la vitesse v_f . En définitive, nous avons deux inconnues \hat{t} et t_f pour deux équations :

$$\begin{cases} x_f = \frac{a_{\min}}{2} (t_f - \hat{t})^2 + (a_0 \hat{t} + v_0)(t_f - \hat{t}) + \left(\frac{a_0}{2} \hat{t}^2 + v_0 \hat{t} + x_0 \right) \\ v_f = a_{\min} (t_f - \hat{t}) + (a_0 \hat{t} + v_0) \end{cases} \quad (\text{V-3-35})$$

Après manipulation, on déduit :

$$\begin{cases} t_f = \frac{v_f - v_0}{a_{\min}} + \frac{a_{\min} - a_0}{a_{\min}} \hat{t} \\ \hat{t}^2 + 2 \frac{v_0}{a_0} \hat{t} + \frac{(v_f - v_0)(v_f + v_0) - 2a_{\min}(x_f - x_0)}{a_0(a_{\min} - a_0)} = 0 \end{cases} \quad (\text{V-3-36})$$

Il suffit alors de résoudre l'équation du deuxième degré ci-dessus. On remarque que le discriminant réduit Δ' a pour expression :

$$\Delta' = \left(\frac{v_0}{a_0} \right)^2 - \frac{(v_f - v_0)(v_f + v_0) - 2a_{\min}(x_f - x_0)}{a_0(a_{\min} - a_0)} \quad (\text{V-3-37})$$

La solution est alors :

$$\boxed{\hat{t} = -\frac{v_0}{a_0} \pm \sqrt{\Delta'}} \quad (\text{V-3-38})$$

→ *Avantages et Inconvénients* : On peut constater la simplicité calculatoire de cette approche. L'avantage de cette technique est la maîtrise a priori de l'accélération longitudinale lors du suivi de la trajectoire. On constate néanmoins l'existence d'un fort transitoire (dépassement important) lors de la commutation. Pour régler ceci, on peut penser à une transition plus douce. C'est l'idée du profil suivant.

1.1.6. Sixième profil : Evolution affine puis constante de l'accélération

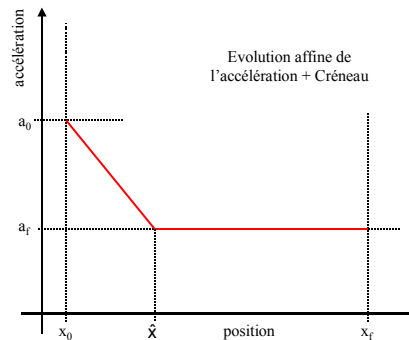


Figure 6 : Profil affine puis constant de l'accélération en fonction de la position

Ici aussi, ce profil d'accélération est un profil qui permet de maîtriser a priori l'accélération de l'avion lors de la phase de freinage. La méthode de génération de ce type de trajectoire est la suivante :

- Détermination du niveau de décélération maximal a_{\min} . Plus a_{\min} est important en valeur absolue, plus on s'autorise un freinage important; c'est le cas du freinage en temps minimal. Plus la plage de variation d'accélération est faible (a_{\min} faible en valeur absolue), plus le confort est pris en compte,
- Entrée des conditions initiales (x_0 , v_0 et a_0) et des conditions finales (x_f et v_f),
- Détermination de l'instant de commutation \hat{t} ,
- Dédution de la trajectoire de référence.

→ Calcul de la trajectoire de référence pour $t \in [0, \hat{t}]$: Sur cette plage de temps, l'accélération évolue de manière linéaire de la valeur initiale a_0 jusqu'à la valeur a_{\min} . Par une double intégration et sachant que la vitesse et la position initiales sont v_0 et x_0 , on déduit :

$$\begin{cases} x_c(t) = \frac{a_{\min} - a_0}{6\hat{t}} t^3 + \frac{a_0}{2} t^2 + v_0 t + x_0 \\ v_c(t) = \frac{a_{\min} - a_0}{2\hat{t}} t^2 + a_0 t + v_0 \\ a_c(t) = \frac{a_{\min} - a_0}{\hat{t}} t + a_0 \end{cases} \quad [\text{TRAJ n}^\circ 1]$$

→ Calcul de la trajectoire de référence pour $t \in [\hat{t}, t_f]$: Sur cette plage de temps, on a $a_c(t) = a_{\min}$. De même, par une double intégration et sachant que, pour $t = \hat{t}$, la vitesse et la position valent respectivement \hat{v} et \hat{x} , on déduit :

$$\begin{cases} x_c(t) = \frac{a_{\min}}{2} (t - \hat{t})^2 + \hat{v}(t - \hat{t}) + \hat{x} \\ v_c(t) = a_{\min} (t - \hat{t}) + \hat{v} \\ a_c(t) = a_{\min} \end{cases} \quad [\text{TRAJ n}^\circ 2]$$

→ Calcul de \hat{t} : Par TRAJ n°1, on déduit les expressions de \hat{x} et \hat{v} en fonction de \hat{t} :

$$\begin{aligned}\hat{x} &= \frac{a_{\min} + 2a_0}{6} \hat{t}^2 + v_0 \hat{t} + x_0 \\ \hat{v} &= \frac{a_{\min} + a_0}{2} \hat{t} + v_0\end{aligned}\tag{V-3-39}$$

On remplace ces valeurs dans TRAJ n°2. Dès lors, il est possible de calculer \hat{t} car il nous reste deux conditions à appliquer. En effet, nous savons qu'à l'instant final t_f , l'avion doit parvenir en x_f à la vitesse v_f . En définitive, nous avons deux inconnues \hat{t} et t_f pour deux équations :

$$\begin{cases} x_f = \frac{a_{\min}}{2} (t_f - \hat{t})^2 + \left(\frac{a_{\min} + a_0}{2} \hat{t} + v_0 \right) (t_f - \hat{t}) + \left(\frac{a_{\min} + 2a_0}{6} \hat{t}^2 + v_0 \hat{t} + x_0 \right) \\ v_f = a_{\min} (t_f - \hat{t}) + \left(\frac{a_{\min} + a_0}{2} \hat{t} + v_0 \right)\end{cases}\tag{V-3-40}$$

Après manipulation, on déduit :

$$\begin{cases} t_f = \frac{v_f - v_0}{a_{\min}} + \frac{a_{\min} - a_0}{2a_{\min}} \hat{t} \\ \hat{t}^2 + \frac{12v_0}{a_{\min} + 3a_0} \hat{t} + 12 \cdot \frac{(v_f - v_0)(v_f + v_0) - 2a_{\min}(x_f - x_0)}{(a_{\min} + 3a_0)(a_{\min} - a_0)} = 0\end{cases}\tag{V-3-41}$$

Il suffit alors de résoudre l'équation du deuxième degré ci-dessus. On remarque que le discriminant réduit Δ' a pour expression :

$$\Delta' = \left(\frac{6v_0}{a_{\min} + 3a_0} \right)^2 - 12 \cdot \frac{(v_f - v_0)(v_f + v_0) - 2a_{\min}(x_f - x_0)}{(a_{\min} + 3a_0)(a_{\min} - a_0)}\tag{V-3-42}$$

La solution est alors :

$$\hat{t} = -\frac{6v_0}{a_{\min} + 3a_0} \pm \sqrt{\Delta'}\tag{V-3-43}$$

➔ *Avantages et Inconvénients : Dans cette approche, les calculs sont assez simples à réaliser. Ici aussi, l'avantage de cette technique est la maîtrise a priori de l'accélération longitudinale lors du suivi de la trajectoire. On corrige le défaut aperçu dans le cinquième profil.*

1.2. Synthèse d'une loi de pilotage de la vitesse de l'avion au cours du roulage à l'atterrissage

L'objet de ce paragraphe est de synthétiser une loi de pilotage de la vitesse de l'avion lors du roulage à l'atterrissage. Cette dernière est une phase de décélération qui ne met en jeu que le freinage. C'est d'ailleurs la raison pour laquelle la consigne actionneur choisie est le couple de freinage que devront réaliser les freins des trains principaux. On suppose alors que le système de freinage est asservi en couple de freinage. Il est à noter que des études sont en cours pour concevoir un asservissement en couple de freinage à bord des avions de transport (AIRBUS); ce dernier devra remplacer prochainement l'asservissement en pression gérant actuellement le freinage des avions des gammes A300/310, A320 et A340. Enfin, si ce type d'asservissement n'est pas disponible, le module de génération de trajectoires de décélération de l'avion pourra envoyer une consigne de décélération à l'Auto-Brake actuel.

On présente successivement deux synthèses de la loi de pilotage en vitesse suivant le type d'hypothèses formulées.

1.2.1. En prenant en compte la dynamique des roues (option anti-skid imparfait)

L'équation régissant l'évolution longitudinale de l'avion est :

$$\dot{v} = \frac{1}{m} \left(\Pi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x - \frac{\mu_{opt} F_z}{G_{opt}} + \frac{\mu_{opt} R F_z}{V G_{opt}} \cdot \Omega^c \right) \quad (V-3-44)$$

La consigne est le couple de freinage C_F . La variable que l'on souhaite commander est la position sur la piste x . On calcule les dérivées successives de cette variable, conformément à la méthode d'inversion de la dynamique (se reporter au chapitre 3 de la partie 3), jusqu'à faire apparaître la consigne. Par ailleurs, l'équation ci-dessus régit l'accélération longitudinale, qui n'est autre que la dérivée seconde par rapport au temps de la position sur la piste. On a donc :

$$\ddot{x} = f_1(x) + f_2(x) \cdot \Omega^c \quad (V-3-45)$$

où

$$f_1(x) = \frac{1}{m} \left(\Pi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x - \frac{\mu_{opt} F_z}{G_{opt}} \right) \text{ et } f_2(x) = \frac{\mu_{opt} R F_z}{m V G_{opt}} \text{ avec } F_z = mg - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z. \quad (V-3-46\&47\&48)$$

On se fixe alors une dynamique d'ordre 2 pour régir la dynamique associée à la position sur la piste. Etant données les valeurs de consigne de vitesse et de position v^c et x^c (valeurs finales de la vitesse et de la position souhaitées correspondant à la valeur à la position de la bretelle de sortie souhaitée et de la vitesse réglementaire associée), nous avons :

$$\ddot{x} = \ddot{x}^c + 2z\omega(v^c - v) + \omega^2(x^c - x) \quad (V-3-49)$$

La valeur de consigne de la vitesse angulaire des roues est alors donnée par la relation :

$$\Omega^c = \frac{\ddot{x}^c + 2z\omega(v^c - v) + \omega^2(x^c - x) - f_1(x)}{f_2(x)} \quad (V-3-50)$$

On doit ensuite se fixer une dynamique pour rejoindre cette consigne de vitesse angulaire. Nous connaissons l'équation de la dynamique des roues :

$$J \cdot \dot{\Omega} = \frac{R \mu_{opt} F_z}{G_{opt}} \left(1 - \frac{R \cdot \Omega}{V} \right) - C_F \quad (V-3-51)$$

Cette équation étant du premier ordre, on peut alors se fixer une dynamique du premier ordre de constante de temps τ_Ω (à déterminer). Dès lors, on obtient explicitement l'évolution de la consigne :

$$C_F = \frac{R \mu_{opt} F_z}{G_{opt}} \left(1 - \frac{R \cdot \Omega}{V} \right) - \frac{J}{\tau_\Omega} (\Omega - \Omega^c) \quad (V-3-52)$$

Ce qui s'exprime en fonction des variables d'état Ω , v , x et des paramètres fixant les deux dynamiques (z, ω) et τ_Ω :

$$C_F = \frac{R \mu_{opt} F_z}{G_{opt}} \left(1 - \frac{R \cdot \Omega}{V} \right) - \frac{J}{\tau_\Omega} \Omega + \frac{J (\ddot{x}^c + 2z\omega(v^c - v) + \omega^2(x^c - x) - f_1(x))}{\tau_\Omega f_2(x)} \quad (V-3-53)$$

1.2.2. En considérant l'anti-skid quasiment parfait

L'équation régissant l'évolution longitudinale est obtenue à partir du principe fondamental de la dynamique :

$$\dot{V} = \frac{1}{m} \left(\Pi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x - F_x \right) \quad (V-3-54)$$

On suppose ici que la petite boucle permettant d'asservir la pression de freinage donc le couple réalise parfaitement ses objectifs. On obtient alors :

$$F_x \approx \frac{C_F}{R} \quad (V-3-55)$$

Dès lors, étant donné que la variable que l'on souhaite commander est la position de l'avion X, on obtient :

$$\ddot{X} = \frac{1}{m} \left(\Pi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x - \frac{C_F}{R} \right) \quad (V-3-56)$$

soit

$$\ddot{X} = \underbrace{\left(\frac{\Pi}{m} - \frac{\rho S V^2 C_x}{2m} \right)}_{f_1^0(x)} - \underbrace{\left(\frac{1}{mR} \right)}_{f_2^0(x)} C_F \quad (V-3-57)$$

On déduit alors la loi non linéaire inverse suivante :

$$C_F = R \left(\Pi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \right) - mR \left(A_c + 2Z\omega(V^c - V) + \omega^2 (X^c - X) \right) \quad (V-3-58)$$

1.3. Quelques simulations

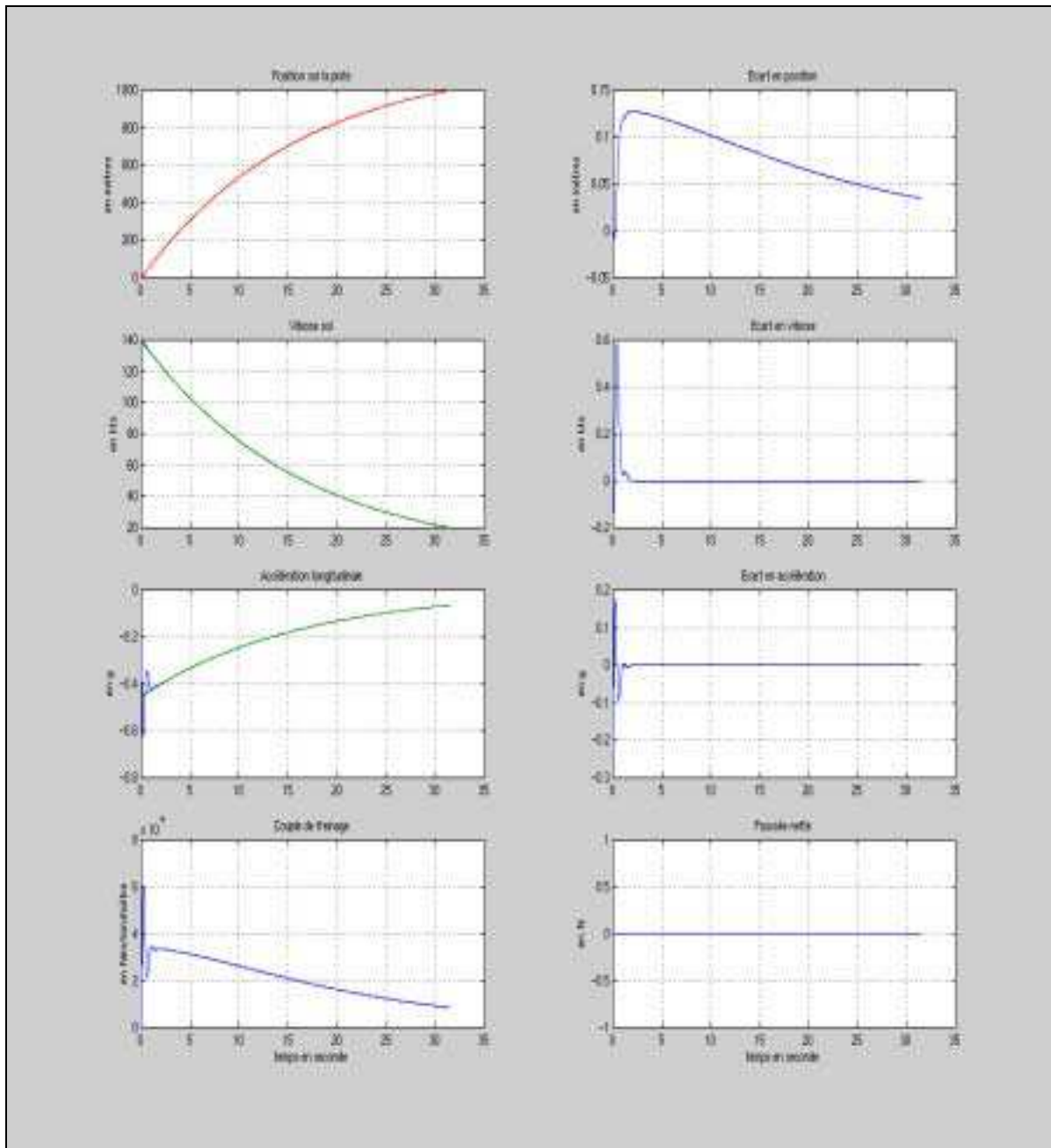
On présente, dans ce paragraphe, quelques cas simulés avec le modèle de l'avion au sol présenté au cours de la partie 2 et programmé sous MATLAB/SIMULINK. Les hypothèses de simulation sont identiques, seul change le type de trajectoire de consigne de sorte à permettre une comparaison et un choix.

On trace sur chaque figure, d'en haut à gauche jusqu'en bas à droite les paramètres suivant :

- la position réelle et de consigne,
- l'écart entre la position réelle et la position de consigne,
- la vitesse réelle et de consigne,
- l'écart entre la vitesse réelle et la vitesse de consigne,
- l'accélération réelle et de consigne,
- l'écart entre l'accélération réelle et l'accélération de consigne,
- la consigne de couple de freinage envoyée au calculateur de freinage,
- la poussée produite par les moteurs (on suppose en fait que les moteurs sont au ralenti ce qui correspond à une poussée quasiment nulle).

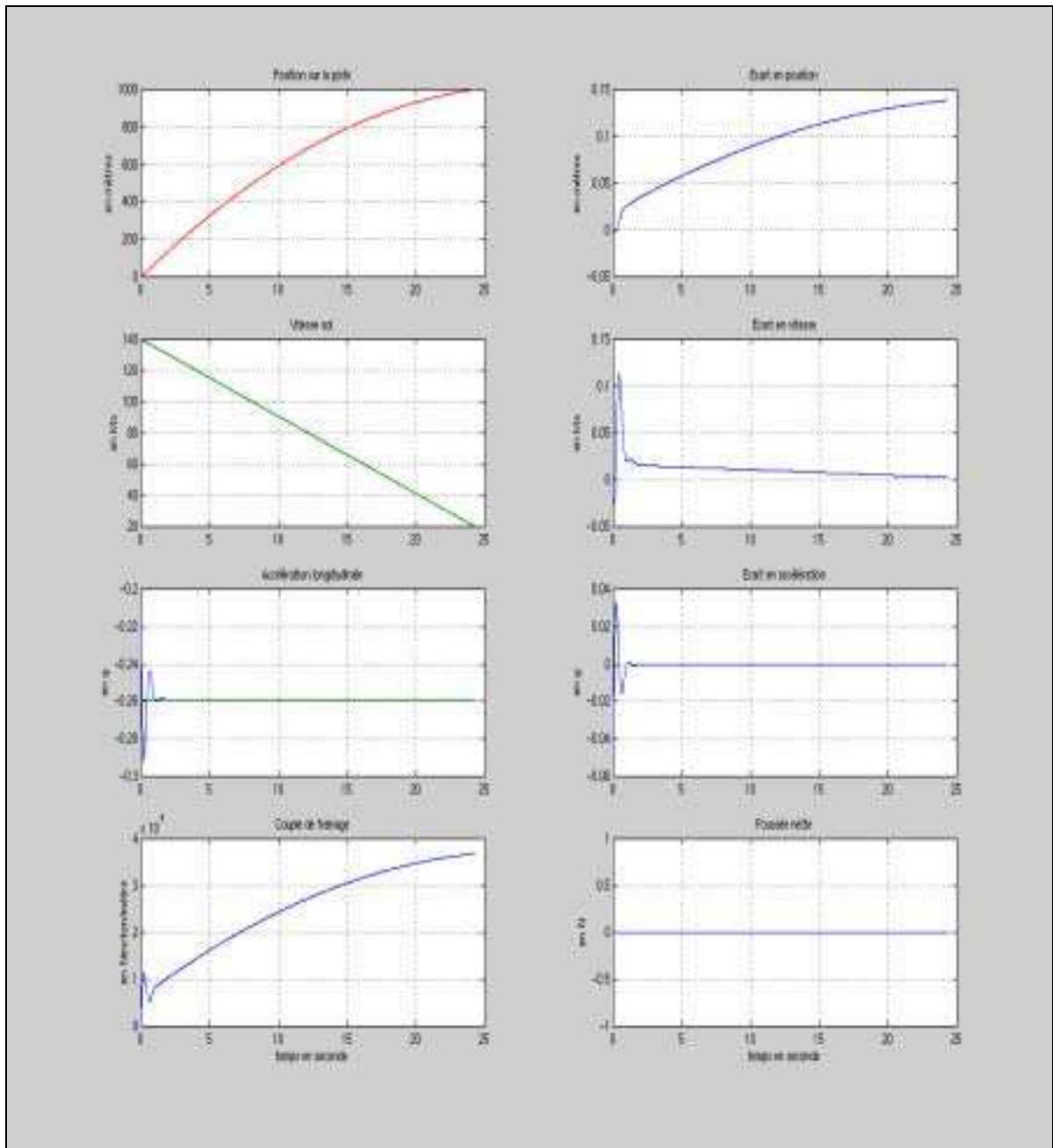
1.3.1. Cas de roulage n°1 :

- Profil de trajectoire de consigne type n°1
- Position initiale x_0 : 0 mètre
- Vitesse initiale v_0 : 140 nœuds
- Accélération initiale a_0 : non spécifiée
- Position finale x_f : 1000 mètres
- Vitesse finale v_f : 20 nœuds
- Accélération finale a_f : non spécifiée



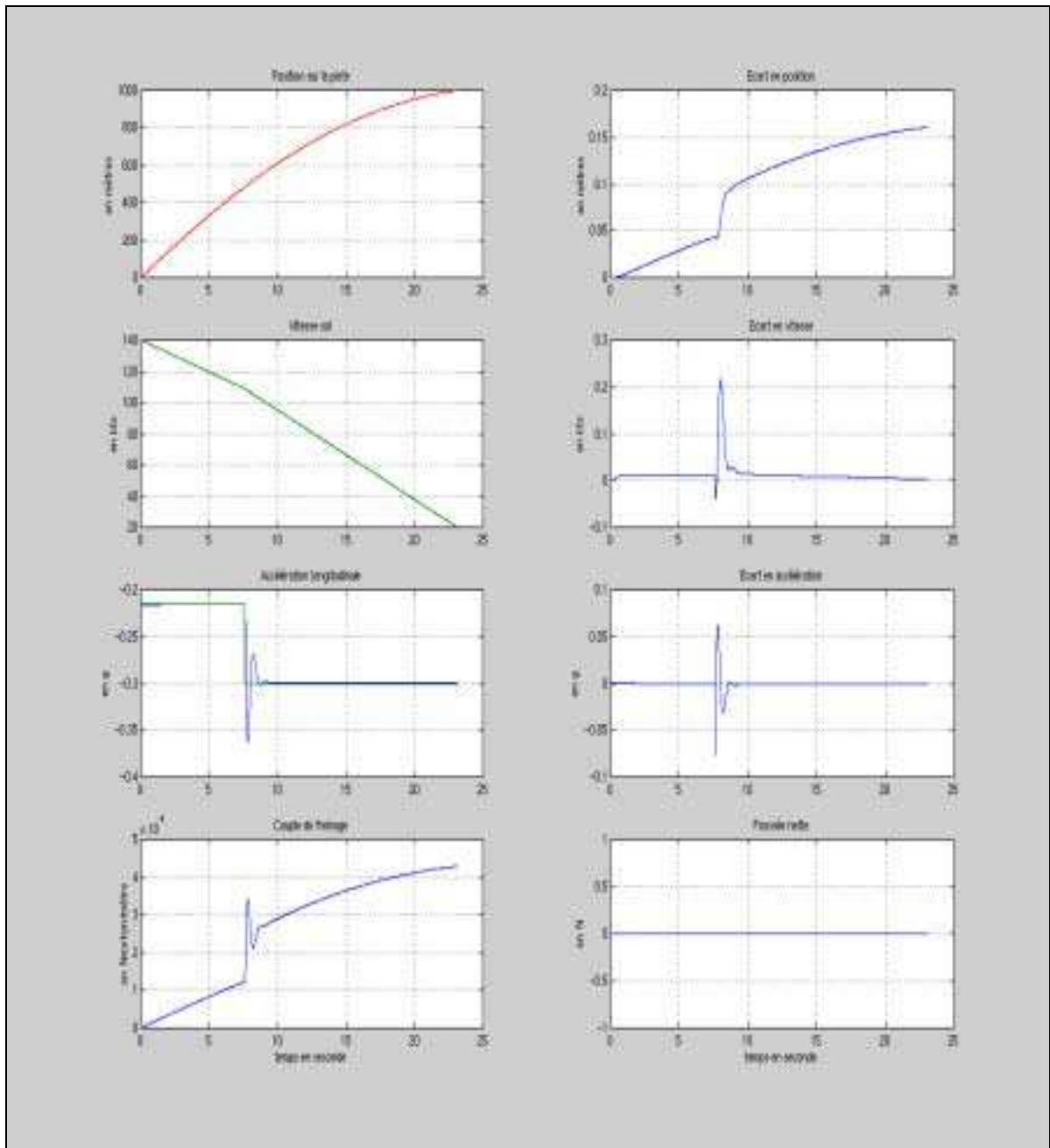
1.3.2. Cas de roulage n°2 :

- Profil de trajectoire de consigne type n°4
- Position initiale x_0 : 0 mètre
- Vitesse initiale v_0 : 140 nœuds
- Accélération initiale a_0 : non spécifiée
- Position finale x_f : 1000 mètres
- Vitesse finale v_f : 20 nœuds
- Accélération finale a_f : non spécifiée



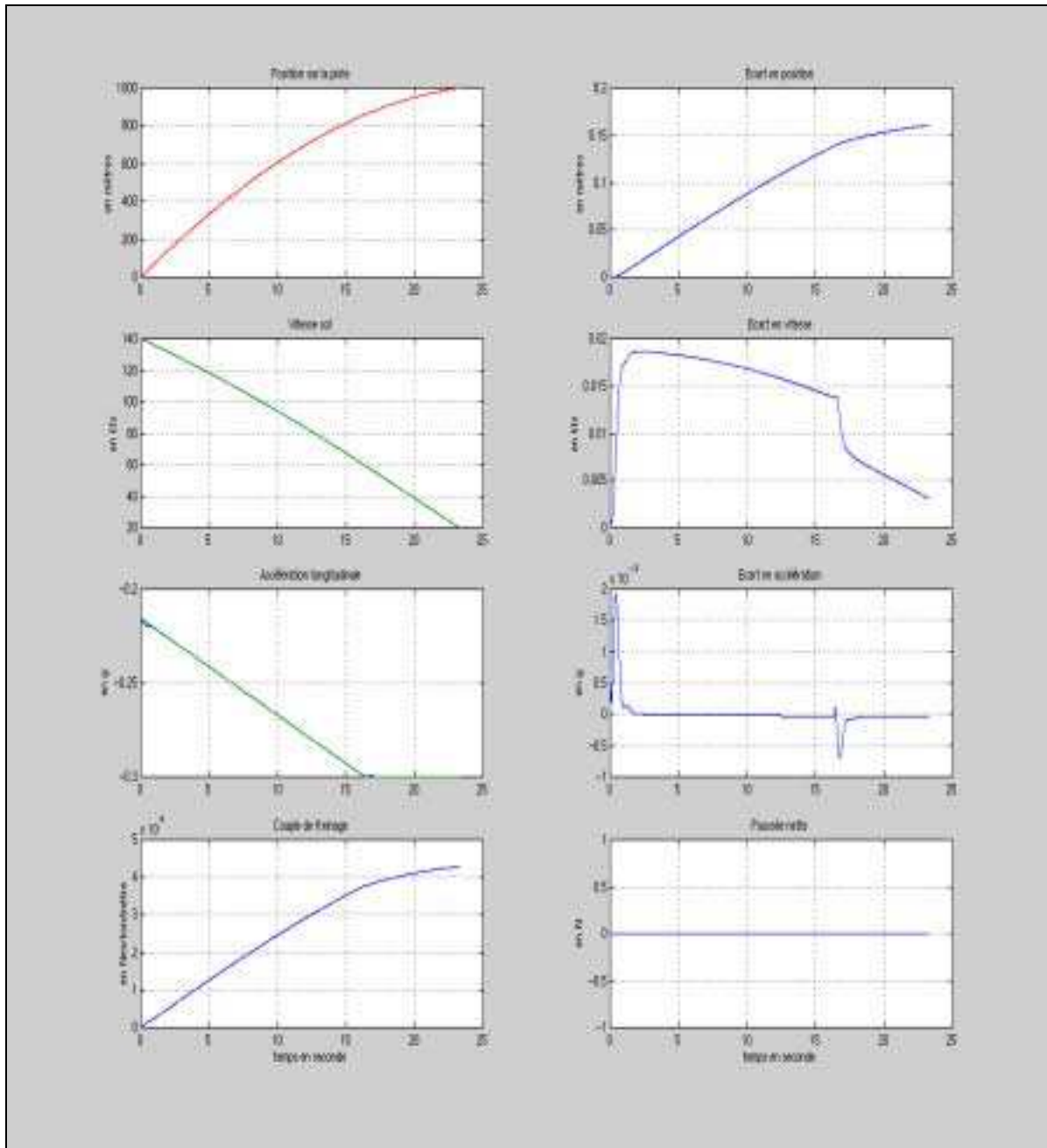
1.3.3. Cas de roulage n°3 :

- Profil de trajectoire de consigne type n°5
- Position initiale x_0 : 0 mètre
- Vitesse initiale v_0 : 140 nœuds
- Accélération initiale a_0 : non spécifiée
- Position finale x_f : 1000 mètres
- Vitesse finale v_f : 20 nœuds
- Accélération finale a_f : non spécifiée



1.3.4. Cas de roulage n°4 :

- Profil de trajectoire de consigne type n°6
- Position initiale x_0 : 0 mètre
- Vitesse initiale v_0 : 140 nœuds
- Accélération initiale a_0 : non spécifiée
- Position finale x_f : 1000 mètres
- Vitesse finale v_f : 20 nœuds
- Accélération finale a_f : non spécifiée



1.3.5. Quelques conclusions et perspectives

Le paragraphe 1.2 de cette partie expose, de manière détaillée, le calcul du couple de freinage à appliquer à l'avion de sorte que celui-ci puisse atteindre une position donnée sur la piste et ce à une vitesse donnée. Ce calcul est fondée sur les techniques d'inversion de la dynamique. Pour se faire, il est nécessaire d'avoir des mesures de vitesse sol, de position voire d'informations tachymétriques permettant d'obtenir la vitesse des roues lors que l'on considère la dynamique des roues.

Pour déterminer cette consigne de couple de freinage, il est par ailleurs nécessaire de disposer d'une trajectoire de référence. Le premier paragraphe fournit quelques exemples possibles de profils de trajectoire. De complexité plus ou moins importantes, certains de ces profils permettent de prendre en compte des contraintes d'accélération (directement reliées à la notion de confort et de rapidité), tout en réalisant une trajectoire où les caractéristiques du point initial sont imposées et où celles du point final sont choisies.

On présente dans ce paragraphe des exemples de simulations du système représenté par le schéma fonctionnel ci-après. On remarque des performances satisfaisantes pour l'ensemble de ces profils. Néanmoins, le profil que l'on a qualifié de droite-créneau semble le plus intéressant car il évite tout à-coup et permet de prendre en compte explicitement les contraintes de niveau de décélération admissible. Par exemple, si l'équipage choisit de réaliser une décélération "confort", le module de génération de trajectoire prendra en compte un niveau minimal de décélération de $a_{min} = -0.15g$ tandis que s'il choisit une décélération "express", ce niveau minimal sera de $a_{min} = -0.3g$.

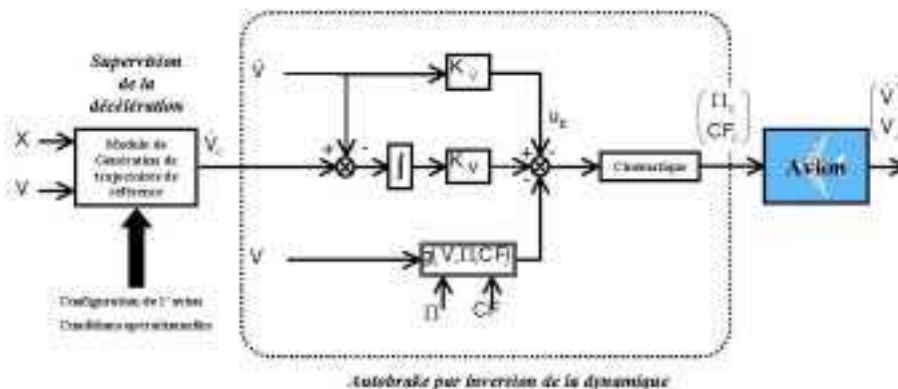


Figure 7 : Schéma fonctionnel pour la supervision de la décélération de l'avion lors du roulage à l'atterrissage

Ensuite, la mesure précise de la position de l'avion sur la piste est le problème majeur vis-à-vis du développement d'un tel dispositif. En effet, même si nominalement le système de positionnement par satellites (le GPS) dans sa version différentielle (le DGPS) permet de fournir cette information, il subsiste des points bloquant en ce qui concerne la certificabilité d'un tel dispositif. Il n'est pas possible aujourd'hui de garantir un niveau d'intégrité et de disponibilité suffisant. Reste alors à imaginer un dispositif permettant d'assurer la certificabilité du système global proposé dans ce chapitre. Pour cela, les techniques d'hybridation et de filtrage devraient permettre d'apporter une réponse.

2. SUPERVISION NEURONALE DE LA DECELERATION D'UN AVION A L'ATTERRISSAGE (F.VILLAUME et al.,2001)

Ce paragraphe présente les résultats concernant le développement d'une loi de guidage longitudinale intelligente permettant de contrôler la décélération de l'avion d'une manière optimale pendant le roulage

d'un avion de transport gros porteur. Cette fonction doit être capable de prédire si une bretelle de sortie de piste est atteignable, de fournir un profil optimal de décélération avant l'atterrissage puis réajuster ces prédictions durant l'exécution du roulage. Une étude fondée sur la commande optimale montre que les taux de décélération quasi optimaux sont de type bang-bang. On applique dès lors la poussée inverse dès que les trains d'atterrissage sont complètement jaugés et on freine aussi tard que possible en se fixant un bon compromis rapidité – confort. Comme peu de données expérimentales sont disponibles, on crée un fichier de données entrées – sorties qui servira de base pour entraîner un superviseur neuronal. Ce dernier est dès lors capable de fournir les principaux paramètres nécessaires pour déterminer un profil optimal de décélération. Lors du roulage, lorsque des différences sont détectées entre les valeurs prédites de position et de vitesse et celles réellement réalisées, une correction est calculée pour compenser ces effets.

2.1. Définition et formulation du problème

2.1.1. Les objectifs

La fonction “ Express Rollout ” doit être un outil d'aide à la décision pour effectuer un freinage optimal en fonction des conditions opérationnelles du jour. Un système de supervision doit alors être conçu pour commander le freinage longitudinal. Sept étapes essentielles pour réaliser cette fonction ont pu être recensées :

- Chargement des données d'entrée (masse, centrage, configuration, état des inverseurs de poussée, état de la piste le plus probable, vent, profil de la piste, L , V_{TURN} , V_0 , X_0),
- Calcul de la distance minimale de freinage X_{MIN} nécessaire pour réaliser le freinage opérationnel maximal,
- Comparaison entre les distances X_{MIN} et $L-X_0$. Est-il possible d'atteindre la sortie S_1 ?
- Si S_1 est atteignable, le but est de trouver le freinage optimal,
- Gestion en ligne de la politique de freinage décidée avant et après la connaissance précise du point d'impact (à l'aide du DGPS),
- Durant le roulage, corrections en ligne selon les diverses variations de paramètres (état de la piste, par exemple),
- Visualisation des différentes étapes de prédiction et de régulation.

2.1.2. Rappel de la modélisation longitudinale de la dynamique de l'avion au sol

Des hypothèses simplificatrices peuvent être adoptées : on peut supposer que l'état de la piste est uniforme et qu'il n'y a pas de vent. Il n'y a pas d'effets d'amortissement au niveau des trains et le vecteur de poussée est parallèle à la piste qui est, elle-même, horizontale ($\gamma_{piste}=0$). On considère une configuration donnée d'atterrissage (c'est-à-dire un couple (C_x, C_z) donné). On note qu'il existe quatre couples possibles qui dépendent de deux configurations des Ground Spoilers et des Flaps. Les deux couples de freinage C_{F1} et C_{F2} sont les deux seules entrées du système (Figure 1).

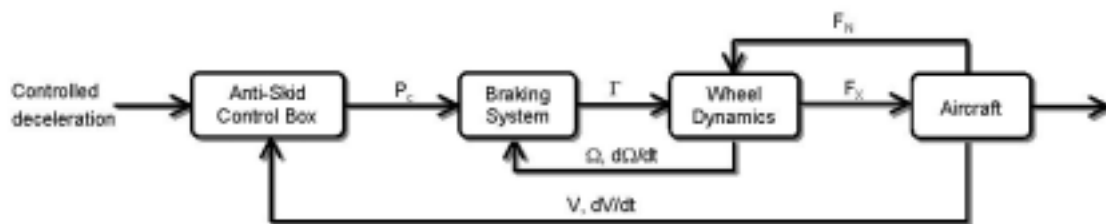


Figure 8 : Diagramme fonctionnel du processus

Le principe fondamental de la dynamique appliqué à un avion rigide permet d'écrire la projection des équations de portance et de propulsion suivant les axes longitudinal et vertical :

$$-n_x mg = R_{sx_0} + R_{sx_1} + R_{sx_2} + \pi_1 + \pi_2 - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \quad \text{où} \quad -n_x = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \sin \gamma_{\text{runway}} \quad (\text{V-3-59})$$

$$n_z mg = R_{sz_0} + R_{sz_1} + R_{sz_2} + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \quad \text{où} \quad n_z = \cos \gamma_{\text{runway}} \quad (\text{V-3-60})$$

Les index 1 et 2 représentent respectivement les trains principaux ou les moteurs gauche et droit et l'index 0 représente la roulette de nez. n_x et n_z sont les facteurs de charge longitudinal et latéral. Les forces R_{sxi} sont les forces de frottement longitudinales, les R_{szi} sont les réactions normales sur chacun des trains et les π_i représentent les forces de poussée.

Le théorème du moment cinétique appliqué au système {avion} permet d'affirmer, en l'absence d'effet d'amortissement des trains, qu'il y a une répartition symétrique des charges normales sur les trains et que la force de frottement due à la roulette de nez est négligeable vis-à-vis des autres forces de frottement. Ce qui s'exprime par les relations suivantes : $R_{sz_1} = R_{sz_2}$ et $R_{sz_0} \approx 0$.

On peut considérer que les composantes verticale et longitudinale de la réaction du sol sont proportionnelles : $R_{sx_i} = \mu R_{sz_i} \quad \forall i \in \{1,2\}$. Le coefficient de proportionnalité μ , appelé coefficient de frottement, est une fonction de l'état de la piste et du pneu, de la vitesse sol et du glissement. μ est une fonction non linéaire du glissement G ($0 \leq G \leq 1$) défini par :

$$G = 1 - \frac{V_{\text{WHEEL}}}{V_k} \quad (\text{V-3-61})$$

où $V_{\text{WHEEL}} = \Omega r$ (Ω est la vitesse de rotation des roues et r leur rayon) et V est la vitesse sol de l'avion. G est égal à 0 quand il n'y a pas de glissement et G est égal à 1 quand la roue est bloquée. Pour une vitesse sol particulière, $\mu(G)$ présente un maximum (Figure 2) qui est fonction de l'état de la piste et de la vitesse sol de l'avion. L'allure de $\mu(G)$ est :

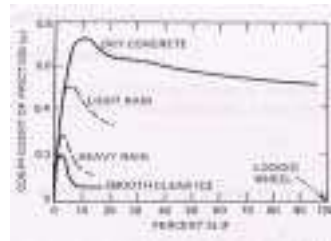


Figure 9 : Exemple de relation entre μ et G

Alors, la vitesse angulaire Ω des roues est régie par la relation :

$$J \frac{d\Omega_i}{dt} = r_i \mu R_{sz_i} - C_{Fi} \quad \forall i \in \{0,1,2\} \quad (\text{V-3-62})$$

où J est le moment d'inertie, r_i sont les rayons des roues ($r_1=r_2$, $r_0 \ll r_1$) et C_{Fi} est le couple de freinage appliqué sur les roues gauche et droite ($C_{F0}=0$ car la roulette de nez ne possède pas de système de freinage).

2.2. Approche de commande optimale

Le principal objectif de cette étude est de concevoir un outil de commande qui puisse minimiser le temps d'occupation de la piste; ce temps est la durée passée sur la piste entre le toucher des roues et la sortie au niveau de la bretelle adéquate (Figure 10). Pour obtenir quelques indications sur la stratégie à adopter, il semble intéressant de bâtir un modèle analytique qui puisse être compatible avec l'étude de la commande optimale.

Deux choix extrêmes concernant l'optimisation peuvent être considérer :

- le premier est une solution « express » : en fonction des contraintes opérationnelles (heures de pointe, par exemple), une solution rapide est exigée. Le système de roulage automatique doit alors trouver la stratégie de freinage la plus adéquate pour atteindre la première bretelle.
- le second est une solution où le confort est le principal critère pour déterminer la politique de roulage et de freinage. Toutes les solutions intermédiaires peuvent alors être aisément envisagée.

Dans cette étude, le premier objectif a été étudié. Le problème de commande optimale est un problème en temps minimum qui peut être formulé de la manière suivante :

$$\min \int_{t_0}^{t_f} dt \quad (V-3-63)$$

$$\text{avec } \begin{cases} \dot{\Omega} = \frac{mgR}{J} \mu \left[1 - \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2}{mg} C_z \right] - \frac{\Gamma}{J} \\ \dot{V} = g \left(\frac{F}{mg} - \mu - \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2}{mg} [C_x - \mu C_z] \right) \\ \dot{X} = V \end{cases} \text{ où } \begin{cases} X(t_f) = L \\ V(t_f) = V_{ref} \end{cases}, \begin{cases} \mu = f(G) \\ G = 1 - \frac{\Omega R}{V} \end{cases} \text{ et } \Gamma_{min} \leq \Gamma \leq \Gamma_{max}.$$

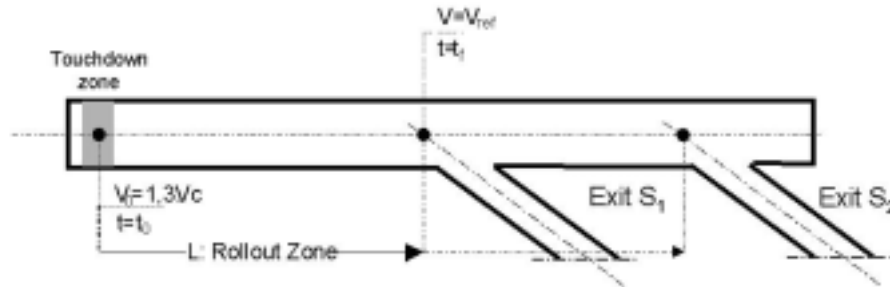


Figure 10 : Schématisation standard de la piste

$[\Omega, v, X]^T$ est le vecteur d'état Z tandis que Γ , le couple de freinage global, est la variable de commande. En étudiant les équations canoniques et conditions de transversalité de ce problème d'optimisation, on démontre que la solution du problème en temps minimal est du type bang-bang.

On considère $\dot{z} = f(z, \Gamma, t)$ comme étant la représentation d'état du système, l'Hamiltonien est $H = 1 + \Psi^T f$ où :

$$H = 1 + \Psi_v g \left(\frac{F}{mg} - \mu - \frac{\rho S V^2}{2mg} (C_x - \mu C_z) \right) + \Psi_\Omega \left(\frac{mgR}{J} \mu \left(1 - \frac{\rho S V^2}{2mg} C_z \right) - \frac{\Gamma}{J} \right) + \Psi_X V \quad (V-3-64)$$

qui peut se réécrire de la manière suivante :

$$H = \Phi(V, \Omega, \Psi_V, \Psi_\Omega) - \frac{\Gamma}{J} \Psi_\Omega \quad (V-3-65)$$

Grâce à l'expression de l'équation adjointe correspondant à la variable Ω :

$$\dot{\Psi}_\Omega = -\frac{\partial H}{\partial \Omega} = -\frac{mgr}{J} \frac{\partial \mu}{\partial \Omega} \left(1 - \frac{\rho S V^2}{2mg} C_z \right) \quad (V-3-66)$$

et l'allure de la courbe $\mu(G)$ sur l'intervalle $]0, G_{opt}[$, il est facile de montrer que la solution optimale est telle que Ψ_Ω soit strictement croissante par rapport au temps. De plus, pour trouver la solution de ce problème en temps minimal, l'Hamiltonien doit être minimisé. On remarque que si $\Psi_\Omega < 0$, $\Gamma = \Gamma_{min}$, tandis que si $\Psi_\Omega > 0$, $\Gamma = \Gamma_{max}$. Alors, la loi de freinage optimale présente un unique saut (Figure 11) et le seul paramètre de commande qui doit être déterminé est t_c , l'instant de commutation de la loi de commande optimale. Dans notre cas, la détermination directe de la valeur optimale de ce paramètre nécessite un calcul numérique de la solution sur l'ensemble des conditions d'optimalité. C'est cette tâche qui est pratiquement irréalisable à bord d'un avion.



Figure 11 : Allure de la commande optimale de freinage et de la vitesse correspondante

Cependant, il est intéressant d'observer que la solution optimale de type Bang-Bang est représentative du comportement adopté par les pilotes lors du roulage. En effet, juste après le toucher des roues, on déploie les ground spoilers (pour augmenter la charge verticale sur les trains principaux et donc garantir un freinage plus efficace) et les inverseurs de poussée. Alors, selon la bretelle de sortie choisie, on applique, si nécessaire, un taux de freinage constant juste avant de l'atteindre.

2.3. La conception du superviseur neuronal de freinage

Le schéma bloc de la figure 8 montre la relation entre la décélération commandée, le couple de freinage et la vitesse de l'avion. La décélération commandée peut être considérée comme la variable d'entrée primaire du processus de freinage au roulage. Lors du roulage, l'Anti-Skid restant inactif, la loi de commande optimale correspond à une solution de type bang-bang pour la décélération commandée. Cette solution est caractérisée par deux paramètres essentiels : le niveau de décélération commandée γ_c^* et l'instant de commutation t_c^* .

Le calcul de ces paramètres optimaux est possible en donnant la vitesse initiale, la masse, le centrage, la configuration de l'avion à l'atterrissage, l'état de la piste. Par ailleurs, lorsque des simulations de l'avion au roulage sont disponibles, il est possible de déduire les valeurs optimales de ces paramètres pour des conditions données. Alors, en se fixant la vitesse limite pour prendre la bretelle choisie V_{TURN} , et en appliquant le profil de décélération (γ_c, t_c) , le simulateur fournit la durée et la distance de freinage correspondante (Figure 12).

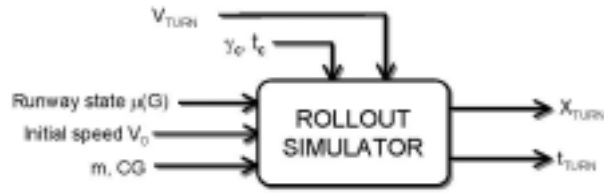


Figure 12 : Simulation du Rollout

Ensuite, pour une configuration donnée de l'avion et pour un état donné de la piste, il est possible de générer des 9-uplets $(\gamma_c, t_c, X_{TURN}, t_{TURN}, V_0, m, CG, RS, V_{TURN})$ couvrant l'ensemble du domaine opérationnel. Par ailleurs, des données peuvent être générées en construisant par apprentissage un prédicteur neuronal qui calcule γ_c, t_c and t_{TURN} , étant donné la valeur des autres composantes du 9-uplet.

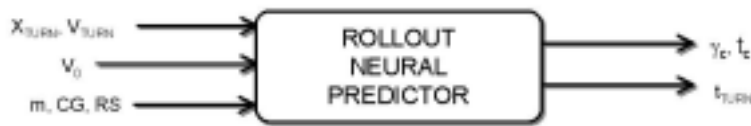


Figure 13 : Prédicteur neuronal de roulage

Un réseau de neurones classique composé de trois couches avec un apprentissage fondé sur la rétropropagation du gradient semble être adapté pour réaliser cette tâche. Le prédicteur neuronal de freinage a alors deux principales fonctions :

- Avant l'atterrissage, par exemple durant l'approche, il est un outil de prédiction qui permet de déterminer les sorties atteignables par l'avion en fonction des conditions opérationnelles. On peut le faire dès lors que l'on connaît avec une bonne précision le centrage et la masse de l'avion. La principale incertitude est liée à la piste (position exacte de l'impact et état de la piste). Alors, une visualisation peut être proposée à l'équipage lors de l'atterrissage. La Figure 14 montre une représentation globale du système.

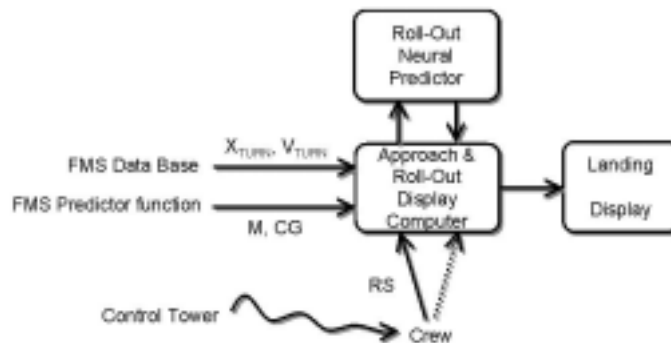


Figure 14 : Système de visualisation en approche et au roulage

- Durant le Rollout, la position présente et la vitesse sol de l'avion sont rapportés à l'entrée du réseau de neurones qui est alors capable de réactualiser les estimations précédentes des deux paramètres caractérisant la politique de freinage optimale. Cette proposition est schématisée dans la Figure 15 où le prédicteur neuronal devient un superviseur dans le système de guidage 2D (x,t) au roulage.

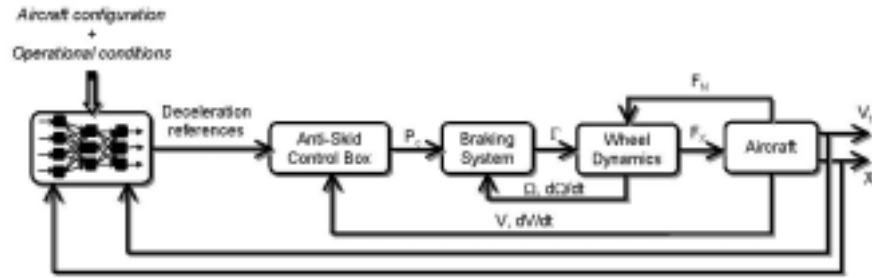


Figure 15 : Supervision neuronale en boucle fermée au roulage

Les Figures 16 et 17 représentent quelques résultats fondés sur une analyse à partir d'un modèle simplifié de l'avion au sol. On peut remarquer que le début du freinage peut, soit être repéré par l'instant de commutation t_c , soit par un point particulier déterminé par la distance restant à parcourir jusqu'à la bretelle x^* . La solution qui semble être la plus pratique, dans un contexte de régulation, est la seconde.

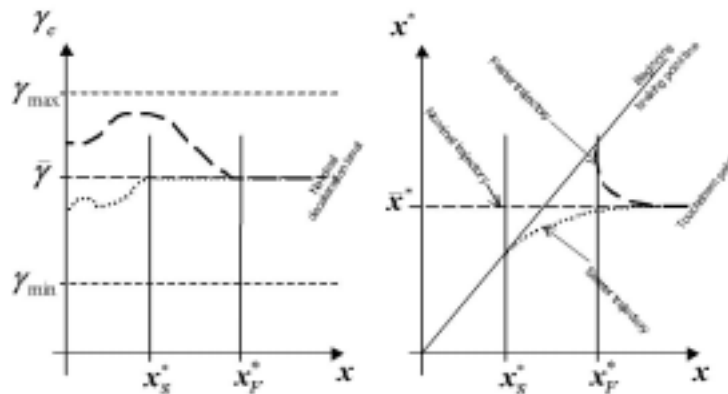


Figure 16 : Evolution de la décélération de consigne en fonction de la distance restant à parcourir

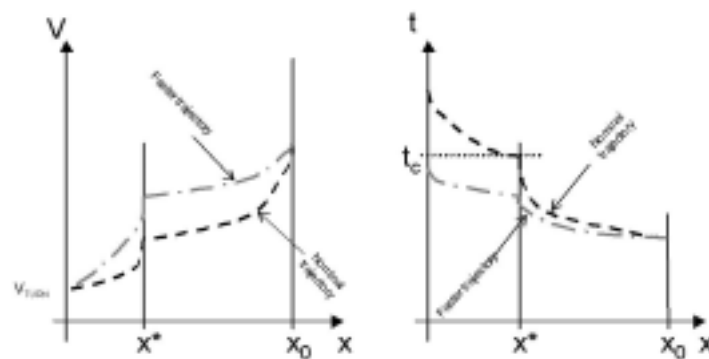


Figure 17 : Evolution du temps effectif et de la vitesse en fonction de la distance restant à parcourir

2.4. Conclusion

On vient de présenter une méthodologie permettant de concevoir un dispositif de supervision du freinage lors de la phase de roulage d'un atterrissage automatique. Ce dispositif possède la capacité de :

- prédire un profil optimal de décélération permettant à l'avion d'atteindre une vitesse compatible avec la sortie à une bretelle programmée. Ce profil prédit est déterminé en fonction de critères de confort et de rapidité.
- réguler la décélération de l'avion suivant ce profil prédit.

Il est possible de modifier simplement ce superviseur de sorte à le transformer en un dispositif permettant de prédire la distance de freinage, ou encore la distance nécessaire pour atteindre une certaine vitesse objectif. Enfin, il reste à valider pratiquement ce concept (sur divers outils de simulation ou en essais en vol).

- CHAPITRE 4 - REALISATION D'UN ESTIMATEUR DE DISTANCE D'ARRET

L'objectif de ce chapitre est de présenter les algorithmes permettant de calculer une distance d'arrêt de l'avion lors de la phase de décélération au sol au terme d'un atterrissage. Cette fonctionnalité est à rapprocher du directeur de vol existant déjà sur les avions de la gamme AIRBUS. L'intérêt est alors de proposer à l'équipage une information sur un affichage dédié à l'atterrissage (Navigation Display qui est un dispositif d'affichage tête basse ou Head-Up Display qui est un dispositif d'affichage tête haute). L'équipage pourra l'utiliser pour moduler le freinage de sorte à atteindre une bretelle de sortie à une vitesse adéquate. Ce qui concrètement pourra consister à mettre une barre de tendance sur la bretelle de sortie représentée sur une cartographie de la piste affichée sur un écran dédié et adapté.

On présente, par la suite, quelques simulations permettant de se rendre compte de la faisabilité d'un tel dispositif et de la simplicité de mise en œuvre de tels algorithmes. Cet estimateur pourra être utilisé aussi bien en pilotage manuel qu'en pilotage automatique et sera couplé aux visualisations en cours de développement à AIRBUS.

1. ALGORITHME D'ESTIMATION DE LA DISTANCE D'ARRET :

On suppose que l'on dispose à tout moment de la position x_0 , de la vitesse sol v_0 et de l'accélération longitudinale a_0 de l'avion. La première mesure est fournie par un DGPS (système de positionnement par satellites), les deux suivantes par les ADIRS (ou centrales inertiels).

La dynamique newtonienne permet d'écrire :

$$\begin{aligned}v(t) &= a_0 \cdot t + v_0 \\x(t) &= \frac{1}{2} a_0 \cdot t^2 + v_0 \cdot t + x_0\end{aligned}\tag{V-4-01}$$

On souhaite connaître l'instant, noté t_f , où l'avion atteint la vitesse v_f ($v_f < v_0$). On déduit alors que :

$$t_f = \frac{v_f - v_0}{a_0}\tag{V-4-02}$$

Du coup, on obtient la distance restant à parcourir pour atteindre v_f :

$$\Delta \hat{x}(v_f) = \frac{1}{2} a_0 \left[\frac{v_f - v_0}{a_0} \right]^2 + v_0 \left[\frac{v_f - v_0}{a_0} \right]\tag{V-4-03}$$

Ce qui, après simplification, donne :

$$\Delta \hat{x}(v_f) = \frac{v_f^2 - v_0^2}{2a_0}\tag{V-4-04}$$

Ainsi, par extension, pour l'estimation de la distance d'arrêt, il suffit d'imposer $v_f = 0$.

2. SIMULATIONS

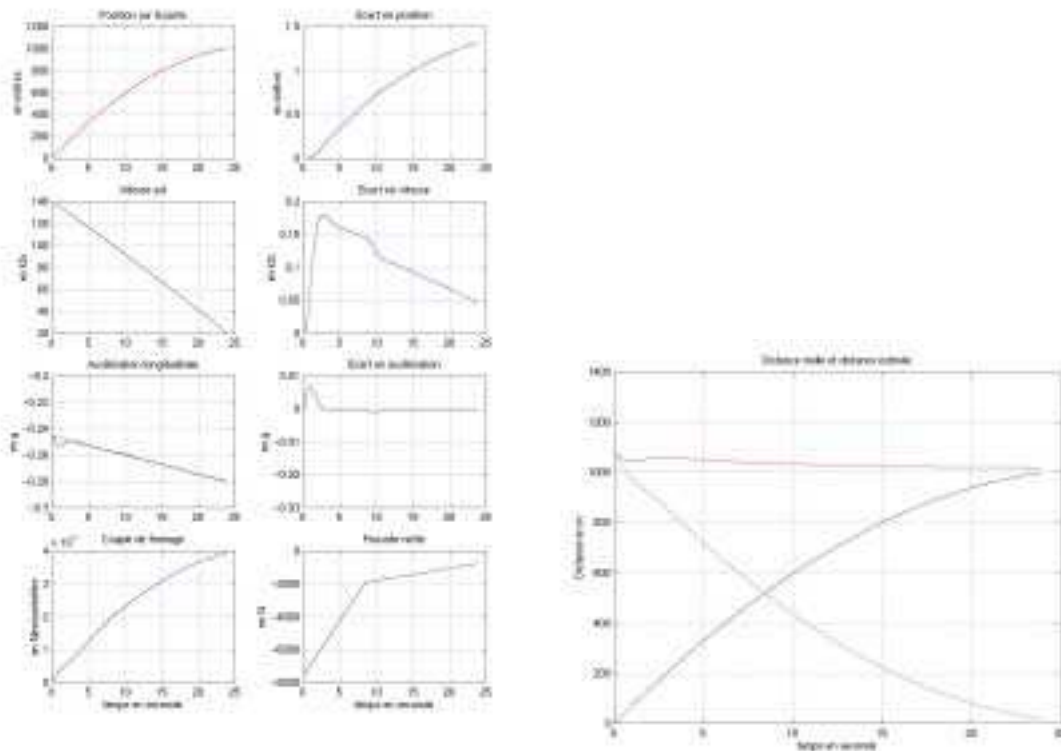
On propose deux simulations réalisées sous Matlab/Simulink à l'aide du simulateur SIBROL (Simulateur de Bureau modulaire de ROuLage). L'avion support est un A320. On réalise des freinages automatiques dont le profil de décélération est variable. Celui utilisé ici est de type droite/créneau. C'est un nouveau mode PA (Pilote Automatique) permettant de déterminer un profil de décélération visant à atteindre un point donné sur la piste et ce à une vitesse donnée.

2.1. Premier cas

Le premier cas est un freinage plutôt doux. La vitesse initiale de l'avion est de 140kts. On souhaite atteindre une vitesse de 20kts au bout de 1000m. L'estimateur ne le sait pas. On lui fournit uniquement la position, la vitesse et l'accélération courantes mesurées.

La première planche (à gauche) présente les paramètres avion. Les variables tracées sont d'en haut à gauche jusqu'à en bas à droite : la position sur la piste, l'écart par rapport à la consigne, la vitesse sol de l'avion, l'écart par rapport à la vitesse de consigne, l'accélération longitudinale de consigne, l'écart par rapport à cette consigne, le couple de freinage appliqué et la poussée nette des moteurs.

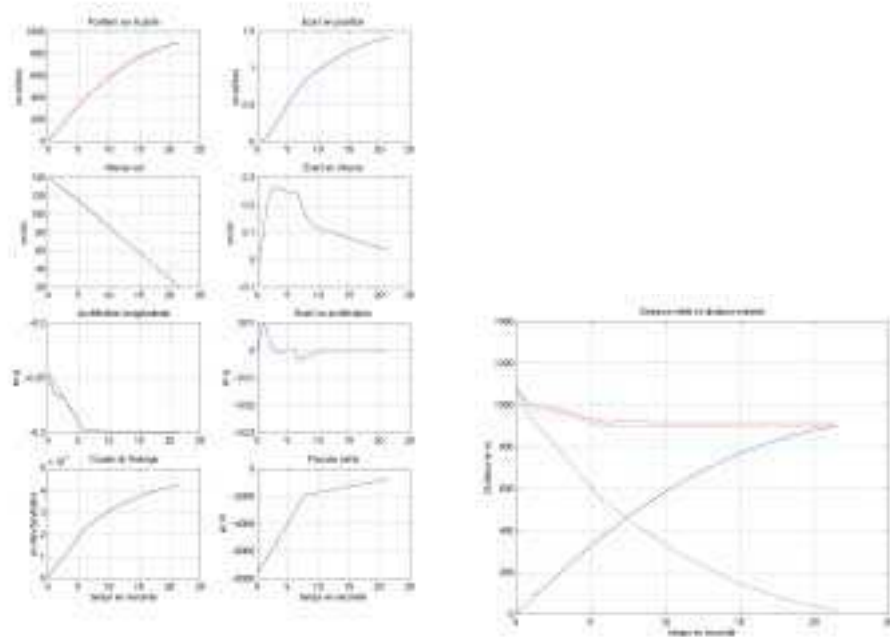
La seconde planche (à droite) présente les valeurs de la position réelle de l'avion (en bleu) et de la valeur de la distance estimée d'arrêt (en rouge).



On constate, sur la planche de droite, que l'estimateur converge rapidement pour trouver la valeur de la distance d'arrêt (1000m dans ce cas-ci).

2.2. Deuxième cas

Ici, le freinage est plus contraint et est non linéaire. On se rend aussi compte de la convergence rapide de l'estimateur. Sur la planche de droite, on a, en rouge, la distance estimée d'arrêt et, en rouge pointillé, la distance estimée pour atteindre la vitesse de 20kts. Par ailleurs, la vitesse initiale de l'avion est de 140kts. On lui fixe comme objectif d'atteindre 20kts au bout de 900m.



2.3. Remarques et conclusions

Ce dispositif couplé au pilote réalise la même fonction que celle présentée dans le chapitre précédent. Il est intéressant de comparer ce type de fonction manuelle à son cousin automatique dans lequel la partie asservissement est réalisée par l'Autobrake associé au générateur de profils optimaux de décélération.

En effet, il suffirait au pilote d'afficher, via une interface d'acquisition, la bretelle de sortie visée traduite sous la forme d'une distance piste affichable sur la cartographie embarquée. Par la suite, lors du roulage, le pilote n'aurait plus qu'à asservir la symbologie correspondant à cette distance estimée d'arrêt sur cet objectif via la modulation du freinage (enfoncement des pédales du palonnier). Le freinage peut alors être géré soit en pression soit en couple sans aucune conséquence particulière.

Pour compléter le tout, il faudrait indiquer la distance minimale en freinage d'urgence par l'intermédiaire d'une symbologie adaptée de sorte à visualiser les performances maximales de l'avion en décélération.

Enfin, ce genre de dispositif est beaucoup moins dépendant de l'intégrité et de la disponibilité du DGPS ce qui permet d'envisager une mise en œuvre plus rapide et ainsi proposer une évolution progressive vers une gestion automatisée de la décélération lors du roulage à l'atterrissage.

CONCLUSION

Une méthodologie de linéarisation entrées-sorties statique à été utilisée pour synthétiser une loi de pilotage de la vitesse au sol. Plusieurs utilisations de cette loi de pilotage peuvent être envisagées de sorte à réduire sensiblement la charge de travail de l'équipage, sécuriser le pilotage manuel de l'avion au sol. Ces applications sont, par exemple :

- **Le pilotage manuel de la vitesse de l'avion sur une plate-forme aéroportuaire.** En utilisant les capteurs actuellement disponibles à bord de l'avion, il est possible de synthétiser un dispositif permettant de piloter la vitesse de l'avion au sol. On facilite alors la tenue de la vitesse de l'avion en réduisant l'activité du pilote sur les organes de pilotage et l'agitation des actionneurs (moteurs et freins).
- **Le pilotage manuel de la vitesse de l'avion lors de l'atterrissage.** L'équipage, lors de l'atterrissage, doit gérer simultanément le profil de vitesse de l'avion et contrôler efficacement les mouvements latéraux de l'avion de sorte à éviter toute sortie de piste. L'introduction du dispositif permettant l'estimation de la distance d'arrêt de l'avion proposé au cours de cette partie permet de simplifier la gestion de la trajectoire longitudinale de l'avion sur la piste. Couplé à un affichage embarqué dédié à la cartographie de l'aéroport, une symbologie (de type barre de tendance comme sur le Directeur de vol actuel) devrait permettre à l'équipage d'atteindre la bretelle de sortie visée sur une piste à une vitesse adaptée. Il devient alors possible de gérer la performance longitudinale de l'avion lors de l'atterrissage en proposant des objectifs de pilotage cohérents avec la gestion d'une trajectoire.
- **Le pilotage automatique de la décélération au roulage lors de l'atterrissage automatique (Auto-Brake par inversion de la dynamique).** Il est possible d'utiliser la loi de pilotage de la vitesse au sol de l'avion pour repenser l'Auto-Brake actuel. Il s'avère que ce dispositif peut bénéficier de la loi de pilotage en vitesse conçue au cours de cette partie. En effet, à un réglage près, l'architecture de loi proposée est adaptée et cohérente pour réaliser cette fonction de suivi d'une consigne fixe de décélération lors de l'atterrissage automatique. La consigne en décélération, aujourd'hui saisie par l'intermédiaire d'un rotacteur spécifique sur la planche de bord du cockpit, peut activer la loi de pilotage de la vitesse au sol synthétisée ici. Cette dernière couplée à une cinématique adaptée permettant de gérer moteurs et freins est une réelle amélioration. En effet, il est désormais possible de prendre en compte des évolutions variables du profils de décélération de l'avion. C'est cette caractéristique qui garantit l'intérêt de concevoir un module de supervision de la décélération...
- **La supervision de la décélération au roulage lors de l'atterrissage automatique.** On propose alors un module de génération de profils optimaux de décélération de l'avion au sol. Les contraintes prises en compte sont de réaliser en temps minimal tout en maîtrisant le niveau de décélération (confort ou performance) un roulage de sorte à emmener un avion de sa vitesse d'atterrissage au point d'impact jusqu'à une vitesse adaptée au niveau d'une bretelle de sortie.

Les apports méthodologiques concernent essentiellement la prise en compte des caractéristiques des actionneurs (temps de réponse variable en fonction du régime de fonctionnement) et la conception d'un module de supervision des consignes envoyées aux moteurs et aux freins (principe analogue à celui mise en œuvre au cours de la partie 4).

Partie 6

CONCLUSION GENERALE

- CONCLUSION GENERALE -

Les travaux de recherche présentés dans cette thèse visent essentiellement à contribuer à l'automatisation du pilotage au sol des avions de transport. Néanmoins, les solutions et les méthodes mises en œuvre présentent un caractère théorique plus général et un champ d'application qui ne se limite pas au domaine du transport aérien.

Afin de mieux percevoir les principaux apports de ce travail, ceux-ci peuvent être présentés sur trois plans :

Sur le plan méthodologique , on peut citer principalement :

- la mise en œuvre de la commande non linéaire inverse dans le cadre de structures de commande redondantes, permettant ainsi de mieux tirer profit des performances de chaque actionneur et de gérer les saturations qui inéluctablement les accompagnent.
- La mise en œuvre de réseaux de neurones afin de générer en temps réel, dans le cadre de la commande optimale, des consignes de commande adaptées aux objectifs, confirmant ainsi l'intérêt de rechercher des solutions hybrides issues de l'association de techniques de l'Automatique classique et de l'Intelligence Artificielle pour synthétiser des systèmes de commande compatibles avec les contraintes opérationnelles.

Sur le plan de l'application visée :

- La modélisation de la dynamique de l'avion au sol . Un important travail de modélisation a été réalisé; il concerne la mise en équations, la validation et la calibration par rapport à des données réelles. Des études paramétriques exhaustives de la dynamique ainsi modélisée et l'écriture de représentations d'état non linéaires affines adaptées à la mise en œuvre des méthodes de synthèse de lois de commande non linéaires ont été entreprises.
- La mise en œuvre pratique des techniques de la commande non linéaire inverse et la comparaison des performances obtenues avec celles issues de l'utilisation des techniques de l'Automatique linéaire.
- L'introduction de l'approche en forces et moments pour la synthèse de lois de pilotage et de guidage qui rend possible le développement d'une approche de supervision des actionneurs pour la commande des mouvements latéraux de l'avion avec notamment l'intégration du dispositif de freinage (freinage dissymétrique).

Sur le plan fonctionnel :

- La proposition de nouveaux modes opératoires pour l'atterrissage automatique : lois de suivi automatique de l'axe de piste et génération automatique de profils de décélération de l'avion permettant de concrétiser l'atterrissage en Catégorie IIIc.
- L'introduction de lois de suivi automatique d'axe et de vitesse au roulage sur les taxiways, contribuant ainsi à l'automatisation du trafic sur les plates-formes aéroportuaires.

Les résultats obtenus au cours de cette étude ouvrent alors la voie vers de nouvelles perspectives de recherche :

- pour intégrer d'autres techniques de l'Intelligence Artificielle dans la synthèse et la mise en œuvre des lois de pilotage et de guidage des avions. On peut citer tout particulièrement la gestion des

transitions entre lois de commande attachées à des phases d'opération différentes et la génération en ligne de consignes de guidage.

- pour généraliser l'utilisation des techniques de la commande des systèmes non linéaires aux autres phases du vol et notamment aux différentes phases de l'atterrissage automatique de façon à étendre les performances des systèmes d'atterrissage automatique en mettant aussi à profit les nouveaux moyens disponibles de guidage et de navigation.
- pour développer de nouvelles techniques de gestion de trafic aéroportuaire au sol, dans la cadre de la commande des systèmes hybrides, permettant de mieux y intégrer l'avion opérant maintenant en automatique.

LES REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

PARTIE 2 : MODELISATION ET ANALYSE DE LA DYNAMIQUE DE L'AVION AU SOL

Chapitre 1 :

[**C.CHEN et al.,1996**] Chen C. and Tomizuka M. (1996) "Lateral control of tractor-semitrailer vehicles in automated highway systems", California PATH Research Program, UCB-ITS-PRR-96-32, ISSN 1055-1425

[**J.CLOT et al.,1998**] Clot J., Falipou J., Sentenac T., Pebayle P., Lorenzi F. and Marchant S. (1998) "Système d'alarme et de sécurité active pour la conduite automobile", Rapport LAAS n°98441

[**A.FRITZ et al.,1999**] Fritz A. and Schiehlen W. (1999) "Automatic cruise control of a mechatronically steered vehicle convoy", Vehicle Systems Dynamics, Vol. 32, pp. 331-344

[**P.HINGWE et al.,1997**] Hingwe P. and Tomizuka M. (1997) "Lateral control of single unit heavy vehicles", California PATH Research Program, UCB-ITS-PRR-97-43, Report for MOU 242, ISSN 1055-1425

[**NASA,1996**] NASA (1996) "Guidance and control design for high-speed rollout and turnoff", NASA Contractor Report 201602

[**NASA,1997**] NASA (1997) "Sensitivity of runway occupancy time to various rollout and turnoff factors", NASA Contractor Report 201712, Vol. 1

[**R.MAYRE,1996**] Mayre R. (1996) "Nonlinear vehicle distance control in longitudinal direction", Int. J. of Systems Science, Vol. 27, No 8, pp. 705-712

[**R.T.O'BRIEN et al.,1996**] O'Brien R.T., Iglesias P.A. and Urban T.J. (1996) "Vehicle lateral control for automated highway systems", IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 4, No 3, pp. 266-273

[**D.SWAROOP et al.,1994**] Swaroop D., Hedrick J.K., Chien C.C. and Ioannou P. (1994) "A comparison of spacing headway control laws for automatically controlled vehicles", Vehicle Systems Dynamics, Vol. 23, pp. 597-625

[**J.VERRIERE,1995**] Verrière J. (1995) "Mécanique du vol", Cours de l'Ecole Nationale de l'Aviation Civile, 3 tomes.

[**A.B.WILL et al.,1998**] Will A.B., Hui S. and Zak S.H. (1998) "Sliding mode wheel slip controller for an antilock braking system", Int. J. of Vehicle Design, Vol. 19, No 4, pp. 523-539

[**S.S.YOU et al.,1998**] You S.S. and Jeong S.K. (1998) "Vehicle dynamics and control synthesis for four-wheel steering passenger cars", ©ImechE, Vol. 12, Part D

Chapitre 2 :

[**AGARD,1998**] AGARDograph 333 (1998) "Enhancement of aircraft ground handling simulation capability", AGARDograph-AG-33

[**A.G.BARNES,1985**] BARNES A.G. and YAGER T.J. (1985) "Simulation of aircraft behavior on and close to the ground", AGARDograph-AG-285

[**ESDU,1971**] UK Engineering Sciences Data Unit (1971) "Friction and retarding forces on aircraft tires, Part 1. Introduction", ESDU 71025

[**ESDU,1981**] UK Engineering Sciences Data Unit (1981) "Friction and retarding forces on aircraft tires, Part 2. Braking forces", ESDU 71026

[**ESDU,1986**] UK Engineering Sciences Data Unit (1986) "Friction and retarding forces on aircraft tires, Part 4. Estimation of Yaw effects", ESDU 86016

[**G.G.KAPADOUKAS,1995**] KAPADOUKAS G.G. and SELF A. (1995) "Taxonomy of aircraft ground modal behavior : a brief report", Simulation 65, No 4, pp. 257-266, ISSN 0037-5497/95

[**J.Y.WONG,1978**] Wong J.Y. (1978) "Theory of Ground Vehicle", ISBN 0-471-03470-3, Ed. John Wiley & Sons

[**T.J.YAGER,1981**] YAGER T.J. (1981) "Recent progress towards predicting aircraft ground handling performance", NASA TM 81952

[**T.J.YAGER et al.,1991**] YAGER T.J., VOLGER W.A. and BALDASARE P. (1991) "Evaluation of two transport aircraft and several ground test vehicle friction measurements obtained for various runway surface types and conditions", NASA TP 2917

Chapitre 3 :

[**H.DUGOFF et al.,1969**] DUGOFF H., FANCHER P.S. and SEGEL L. (1969) "Tire performance characteristics affecting vehicle response to steering and braking control inputs", NTIS final report, PB-187 667

[**T.J.YAGER,1983**] YAGER T.J. (1983) "Factors influencing ground handling performance", NASA TM 85652

PARTIE 3 : COMMANDE DES SYSTEMES NON LINEAIRES : ELEMENTS THEORIQUES

Chapitre 1 :

[**D.ALAZARD et al.,1999**] Alazard D., Cumer C. et Apkarian P. (1999) "Robustesse et commande optimale", Cépaduès Editions

[**A.J.FOSSARD et al.,1993**] Fossard A.J. et Normand-Cyrot D. (1993) "Systèmes non linéaires", Tome III, Ed. Masson

[P.DE LARMINAT,1996] De Larminat P. (1996) "Automatique : Commande des systèmes linéaires", 2^{ème} Edition, Hermès, Collection Automatique

Chapitre 2 :

[P.BORNE et al.,1992] Borne P., Dauphin-Tanguy G., Richard J.P., Rotella F. et Zambettakis I. (1992) "Modélisation et identification des processus", Tome I, Ed. Technip

[T.BOURRET,1993] Bourret T. (1993) "Commande robuste des systèmes multivariables discrets soumis à des perturbations paramétriques. Application au pilote automatique d'un avion de type Airbus", Thèse SUPAERO

[M.S.BRANNICK,1994] Brannick M.S. (1994) "Analysis of continuous switching systems : theory and examples", American Control Conference, pp. 3110-3114

[L.H.CARTER et al.,1996] Carter L.H. and Shamma J.S. (1996) "Gain-scheduled bank-to-turn autopilot design using linear parameter varying transformations", AIAA Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 19, No 5, pp. 1056-1063

[D.CHABE,2000] Chabé D. (2000) "Synthèse de lois de pilotage robustes pour l'A400M par les méthodes multimodèles", Mémoire DEA SUPAERO

[E.DEVAUD,1999] Devaud E. (1999) "Méthodologie de prise en compte de la robustesse dans les techniques de linéarisation : application au pilotage d'un missile fortement manœuvrant", Thèse CIFRE Université de Paris-Sud / Supélec

[R.E.FITTS,1966] Fitts E. (1966) "Two counterexamples to Aizerman's conjecture", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 11, pp. 553-556

[V.FROMION,1995] Fromion V. (1995) "Une approche incrémentale de la robustesse non linéaire : application au domaine de l'aéronautique", Thèse de l'Université Paris XI

[M.JOHANSSON et al.,1996] Johansson M. and Rantzers A. (1996) "Computation of piecewise quadratic Lyapunov functions for hybrid systems", Report No ISSN 0280-5316 of the Department of Automatic Control, Lund Institute of Technology

[R.E.KALMAN,1957] Kalman R.E. (1957) "Physical and mathematical mechanisms of instability in nonlinear automatic control systems", Transactions of the ASME, Vol. 79, pp. 553-566

[J.H.KELLY et al.,1997] Kelly J.H. and Evers J.H. (1997) "An interpolation strategy for scheduling dynamic compensators", AIAA Guidance and Control Conference, No 97-3764

[Y.LE GORREC,1998] Le Gorrec (1998) "Commande modale robuste et synthèse de gains autoséquencés - Approche multimodèle", Thèse SUPAERO

[F.MORA-CAMINO,1991] Mora-Camino F. (1991)

[P.MOUYON,1993] Mouyon P. (1993) "Commande au premier ordre des systèmes non linéaires, *Systèmes non linéaires*", Tome III, A.J. Fossard et D. Normand-Cyrot, Ed. Masson

[P.PELTIES et al.,1991] Peleties P. and DeCarlo R. (1991) "Asymptotic stability of m-switched systems using Lyapunov-like functions", American Control Conference, pp. 1679-1684

Chapitre 3 :

[**C.I.BYRNES et al.,1989**] Byrnes C.I. and Isidori A. (1989) "Output regulation of non linear systems", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 35, pp. 131-140

[**J.DESCUSSE,1993**] Descusse J. (1993) "La linéarisation entrées-sorties par difféomorphisme et bouclage, *Systèmes non linéaires*", Tome III, A.J. Fossard et D. Normand-Cyrot, Ed. Masson

[**M.FLIESS,1985**] Fliess M. (1985) "A new approach to the non-interacting control problem in non linear system theory", Proc23rd Allerton Conf, pp. 123-129

[**S.GOPALSWAMY et al.,1992**] Gopalswamy S. and Hedrick J.K. (1992) "Control of a high performance aircraft with unacceptable zerodynamics", Proceedings ACC, Vol. 2, pp. 1279-1284

[**A.ISIDORI et al.,1981**] Isidori A, Krener A.J., Gori-Giorgi C. and Monaco S.V. (1981) "Nonlinear decoupling via feedback differential geometric approach", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 26

[**A.ISIDORI,1989**] Isidori A. (1989) "Non linear control systems, an introduction", Springer Verlag

[**P.V.KOKOTOVIC et al.,1986**] Kokotovic P.V. and Khorasani K. (1986) "A corrective feedback design for non linear systems with fast actuators", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 31, pp. 67-69

[**D.A.LAWRENCE et al.,1994**] Lawrence D.A. and Rugh W.J. (1994) "Input-Output pseudo linearization for non linear systems", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 39, pp. 2207-2218

[**J.LEVINE,1993**] Levine J. (1993) "La linéarisation entrées-sorties par difféomorphisme et bouclage, *Systèmes non linéaires*", Tome III, A.J. Fossard et D. Normand-Cyrot, Ed. Masson

[**G.MEYER et al.,1982**] Meyer G., Hunt R.L. and SU R. (1982) "Applications to aeronautics of the theory of transformations of nonlinear systems", NASA TM 84249

[**J.J.SLOTINE,1991**] Slotine J.J. (1991) "Applied non linear control", Prentice-Hall, ISBN 0-13-04890-5

[**V.I.UTKIN,1977**] Utkin V.I. (1977) "Variable structure systems with sliding modes", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 2, pp. 212-222

[**M.VIDYASAGAR,1993**] Vidyasagar M. (1993) "Nonlinear systems analysis", Prentice-Hall, ISBN 0-13-623463-1

[**D.VU,1999**] Vu D. (1999) "Nonlinear dynamic inversion control", Rapport ONERA

Chapitre 4 :

[**R.L.ANDERSON,1979**] Anderson R.L. and Ibragimov N.H. (1979) "Lie-Bäcklund Transformations in Applications", SIAM Philadelphia

[**M.FLIESS et al.,1992**] Fliess M., Lévine J., Martin Ph. and Rouchon P. (1992) "On differential Flat Systems", Proc. IFAC Symposium NOLCOS'92, Bordeaux, pp. 408-412

[M.FLISS et al.,1992] Fliess M., Lévine J., Martin Ph. and Rouchon P. (1992) "Sur les systèmes non linéaires différentiellement plats", CR Académie des Sciences de Paris, I-315:619-624

[M.FLISS et al.,1995] Fliess M., Lévine J., Martin Ph. and Rouchon P. (1995) "Flatness and defect of nonlinear systems:introductory theory and examples", International Journal of Control, 61(6):1327-1361

[M.FLISS et al.,1999] Fliess M., Lévine J., Martin Ph. and Rouchon P. (1999) "A Lie-Bäcklund approach to equivalence and flatness of nonlinear systems", IEEE Transactions on Automatic Control, 44(5):922-937

[N.H.IBRAGIMOV,1985] Ibragimov N.H. (1985) "Transformation Groups Applied to Mathematical Physics", Reidel, Boston

[I.S.KRASIL'SHCHIK et al.,1986] Krasil'shchik I.S., Lychagin V.V. and Vinogradov A.M. (1986) "Geometry of Jet Spaces and Nonlinear Partial Differential Equations", Gordon and Breach, New York

[Ph.MARTIN,1992] Martin Ph. (1992) "Contribution à l'étude des systèmes différentiellement plats", Ph.D. thesis, Ecole des Mines de Paris

[Ph.MARTIN et al.,1997] Martin Ph., Murray R.M. and Rouchon P. (1997) "Flat Systems", In G. Bastin and M. Gevers, Editors, Plenary Lectures and Minicourses, Proc. ECC 97, Brussels, pp. 211-264

[J.LEVINE,1983] Levine J. (1983) "Un aperçu élémentaire de la théorie moderne des systèmes non linéaires", R.A.I.R.O. Automatique, Vol. 17, No 4, pp.277-321

[J.LEVINE,2001] Lévine J. (2001) "Introduction à la commande non linéaire", Cours donné à l'Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, consulter le site [\cas.ensmp.fr](http://cas.ensmp.fr)

[V.V.ZHANIROV,1992] Zhanirov V.V. (1992) "Geometrical Aspect of Partial Differential Equations", World Scientific, Singapore

PARTIE 4 : COMMANDE DES MOUVEMENTS LATERAUX DE L'AVION AU SOL

Chapitre 1 :

[C.J.COTTER et al.,1979] Cotter C.J. and Cohen G.C. (1979) "automatic Rollot Control of the 747 Airplane", International Journal of Guidance and Control, Vol. 2, No 1, pp. 25-30

[F.MORA-CAMINO,1995] Mora-Camino F. (1995) "Avionique - Tome 2 : systèmes de conduite automatique et de gestion du vol", Cours ENAC - ISBN 2-7238-0349-X

Chapitre 3 :

[F.VILLAUME et al.,2001] Villaumé F., Fabre P., Singh S.N. and Mora-Camino F. "Control of Input Redundant Affine Systems : Application to Runway Axis Tracking at Landing ", 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 2-7 September 2001, Bologna (Italy)

PARTIE 5 : OPTIMISATION DE LA TENUE DE VITESSE DE L'AVION AU SOL

Chapitre 3 :

[BREVET BOEING,1998] DeVlieg G.H., Mackness R.F. and Yamamoto D.T. (1998) "Aircraft stop-to-position autobrake control system", EP 0 895 929 A2

[G.H.BURGIN,1990] Burgin G.H. (1990) "Artificial Neural Networks in Flight Control and Flight Management Systems", IEEE NAECON'90, May 1990

[A.G. BARNES et al.,1985] Barnes A.G. and Yager T.J. (1985) "Simulation of Aircraft Behavior on and close to the Ground", AGARDDograph AG 285, January 1985

[C.RODNEY HANKE,1971] Rodney Hanke C. (1971) "The simulation of a large jet transport aircraft – Vol. 1 Mathematical model", NASA CR 1756, March 1971

[H.DUGOFF,1969] Dugoff H. (1969) "Tire Performance Characteristics Affecting Vehicle Response to Steering and Braking Control Inputs", NTIS PB-187 667, August 1969

[F.MORA-CAMINO,1993] Mora-Camino F. (1993) "Automatique Linéaire Continue", ENAC, 1993.

[F.MORA-CAMINO,1996] Mora-Camino F. (1996) "Systèmes de Conduite Automatique et de Gestion du Vol", ENAC, 1996

[F.VILLAUME et al.,2001] Villaumé F., Fabre P. and Mora-Camino F. (2001) "Intelligent Guidance Control Law for Express Rollout ", 4th Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, 21-23 May 2001, Kaoshiung (Taiwan)

[F.VILLAUME et al.,2001] Villaumé F., Fabre P. and Mora-Camino F. (2001) "Towards Intelligent Control Systems for Commercial Aircraft", SAE World Aviation Congress, 11-13 September 2001, Seattle (USA)

LES ANNEXES

SOMMAIRE DES ANNEXES

- ANNEXE I - POUR UNE AUTOMATISATION DU PILOTAGE AU SOL DES AVIONS DE TRANSPORT EN TOUTE COHERENCE AVEC LES FUTURS SYSTEMES DE GESTION DES MOUVEMENTS AEROPORTUAIRES A-SMGCS

1.INTRODUCTION	259
2. LES DIFFICULTES RENCONTREES AUJOURD'HUI SUR LES AEROPORTS	259
3. LES OBJECTIFS OPERATIONNELS DES UTILISATEURS	260
4. L'ORGANISATION ACTUELLE DE LA GESTION DU CONTROLE DES MOUVEMENTS AU SOL	261
4.1. Description fonctionnelle de la gestion de mouvements aéroportuaires	261
4.1.1. <u>Le Monitoring</u>	261
4.1.2. <u>Le Planning</u>	261
4.1.3. <u>Le Routage</u>	262
4.2. Le rôle des contrôleurs, des pilotes et des conducteurs de véhicules	262
4.3. Analyse du système actuel de gestion des mouvements aéroportuaires	262
4.3.1. <u>Les éléments fonctionnels pour l'assistance du contrôleur</u>	263
4.3.2. <u>Les éléments fonctionnels pour les pilotes et les conducteurs</u>	263
4.4. Les défauts	263
4.4.1. <u>Au niveau du contrôleur</u>	264
4.4.2. <u>Les pilotes et les conducteurs de véhicules</u>	264
5. VERS UN NOUVEAU SYSTEME DE GESTION DES MOUVEMENTS AEROPORTUAIRES : LE A-SMGCS	264
5.1. Pourquoi le A-SMGCS (Advanced SMGCS)?	264
5.2. Qui travaille sur le A-SMGCS?	265
5.3. Description des diverses fonctions du A-SMGCS	265
5.3.1. <u>La fonction Surveillance</u>	265
5.3.2. <u>La fonction Contrôle</u>	265
5.3.3. <u>La fonction Routage</u>	266
5.3.4. <u>La fonction Guidage</u>	266
6. VERS UNE NECESSAIRE EVOLUTION DES SYSTEMES EMBARQUES	266
6.1. La localisation, le routage et la détection de conflits, les trois clefs de voûte de la sécurité au sol	267
6.2. Comment allier disponibilité opérationnelle et sécurité?	267

- ANNEXE II - DESCRIPTION DES SYSTEMES DE L'AVION AU SOL (l'exemple de l'A320)

1. INTRODUCTION	269
2. LE SYSTEME DE PILOTAGE AUTOMATIQUE (ATA 22)	269
2.1. Qu'entend-on par système de pilotage automatique?	269
2.2. L'architecture	269
2.3. Description des fonctions des systèmes de pilotage automatique	271
2.3.1. <u>La fonction Guidage</u>	271
2.3.2. <u>La fonction Domaine de Vol</u>	272
2.3.3. <u>La fonction Gestion du Vol</u>	272
3. LE SYSTEME DE COMMANDES DE VOL ELECTRIQUE (ATA 27)	273
3.1. Qu'entend-on par commandes de vol électriques?	273
3.2. L'architecture	274
3.3. Les fonctions des commandes de vol électriques	274
3.3.1. <u>Les principales caractéristiques des lois de pilotage</u>	275
3.3.2. <u>Les protections</u>	275
3.3.3. <u>La commande du roulis</u>	276
3.3.4. <u>Les destructeurs de portance et les freins aérodynamiques</u>	276
3.3.5. <u>La commande du tangage</u>	276

3.3.6.	<u>La commande du lacet</u>	277
3.3.7.	<u>La commande des becs et des volets</u>	277
4.	LE SYSTEME DE FREINAGE ET LES TRAINS D'ATTERRISSAGE (ATA 32)	278
4.1.	Généralités	278
4.1.1.	<u>Les trains d'atterrissage</u>	278
4.1.2.	<u>Le système de freinage</u>	278
4.2.	L'architecture	279
4.2.1.	<u>Les trains principaux</u>	279
4.2.2.	<u>La roulette de nez</u>	279
4.2.3.	<u>Architecture du BSCU (Brake and Steering Control Unit) et de ses interfaces</u>	280
4.2.4.	<u>Description du système électro-hydraulique de freinage</u>	280
4.2.5.	<u>Emplacement des organes de commande du freinage et des trains au sein du cockpit</u>	281
4.3.	Les diverses fonctions de ce système	281
4.3.1.	<u>Le système de braquage de la roulette de nez</u>	281
4.3.2.	<u>Le système de commande des trains principaux</u>	282
4.3.3.	<u>Le système de freinage</u>	282
5.	LE SYSTEME DE NAVIGATION (ATA 34)	283
5.1.	Généralités	283
5.2.	L'architecture	283
6.	LE SYSTEME DE CONTROLE DE LA POUSSEE	284
 - ANNEXE III - LE SIMULATEUR SIBROL		
1.	DEVELOPPEMENT DU SIMULATEUR SIBROL	287
1.1.	Cahier des charges et principes de fonctionnement	287
1.1.1.	<u>Objectif : de SIBMOL à SIBROL</u>	287
1.1.2.	<u>Fonctionnalités</u>	287
1.1.3.	<u>Fonctionnement de SIBROL</u>	287
1.2.	Une interface conviviale	289
1.2.1.	<u>Présentation rapide de l'interface</u>	289
1.2.2.	<u>L'outil de développement : le fonction GUIDE sous MATLAB</u>	290
2.	MISE EN ŒUVRE ET PREMIERES SIMULATIONS	291
2.1.	Installer SIBROL	291
2.2.	Configuration de base	292
2.3.	Lancer une simulation	293
2.3.1.	<u>Etape 1 : le contexte de simulation</u>	292
2.3.2.	<u>Etape 2 : les paramètres de simulation</u>	293
2.3.3.	<u>Etape 3 : l'initialisation et les sollicitations</u>	293
2.3.4.	<u>Les résultats graphiques</u>	295
2.3.5.	<u>Visualisation de la piste</u>	296
2.4.	La base de la simulation : le noyau SIMULINK	297
2.4.1.	<u>Des modèles temporaires : appel de la fonction modèle.m</u>	298
2.4.2.	<u>Simulation et récupération des résultats</u>	299
3.	LA PROGRAMMATION : ORGANISATION	299
3.1.	Organisation du répertoire SIBROL	299
3.2.	Rôles et objectifs des diverses fonctions utilisées	301
 - ANNEXE IV - PRESENTATION ET ANALYSE DES MODELES PREVISIONNELS DES GAINS LATERAUX DITS "CORNERING GAINS"		
1.	CALCUL DE LA FORCE LATERALE F_{LAT} DANS LE MODELE "OSMA"	303
1.1.	Calcul de CNRGN	304
1.2.	Calcul de SMUM	304
2.	CALCUL DE LA FORCE LATERALE F_{LAT} DANS LE MODELE "AGARD-NASA"	305

2.1. Introduction	305
2.1.1. <u>Le freinage</u>	305
2.1.2. <u>Le braquage ou "cornering"</u>	305
2.1.3. <u>Phénomènes combinés de freinage et de braquage</u>	306
2.2. Une modélisation du contact entre la pneu et la piste	306
2.2.1. <u>Introduction</u>	306
2.2.2. <u>Quelques remarques</u>	307
2.2.3. <u>Les relations dans le cas des pistes sèches et mouillées</u>	307
2.2.4. <u>Les relations dans le cas des pistes inondées, verglacées et enneigées</u>	308
2.3. Une modélisation des forces latérales	309
2.3.1. <u>Introduction</u>	309
2.3.2. <u>Charge standard et puissance de braquage</u>	309
2.3.3. <u>Expression de la charge normale</u>	309
2.3.4. <u>Puissance de braquage N en fonction de la charge verticale, des dimensions et de la pression du pneu</u>	309
2.3.5. <u>Force latérale en fonction de la puissance de braquage, de la charge verticale et de l'angle de dérive</u>	310
2.3.6. <u>Coefficient de frottement latéral en fonction de la puissance de braquage, de la charge verticale, du coefficient de frottement latéral maximum et de l'angle de dérive</u>	310
2.3.7. <u>Effet du freinage</u>	311
2.3.8. <u>Synthèse pour le cas de la piste sèche</u>	311
2.4. Etude du coefficient de frottement latéral μ_w	311
3. EVALUATION EN SIMULATION BASSES VITESSES	312
3.1. Avec la modélisation AGARD	312
3.2. Avec la modélisation SIBROL	313
4. CONCLUSIONS	314
 - ANNEXE V - ARCHITECTURE DE MOBILITE D'UN VEHICULE AUTOMATISE	
1. QUELQUES DEFINITIONS	315
2. ARCHITECTURE FONCTIONNELLE	315
3. DES NIVEAUX D'INTERVENTION VARIES	316
 - ANNEXE VI - ETUDE SOMMAIRE D'UNE PROTECTION DU DOMAINE DE SOL	
1. FONCTIONNEMENT CONJOINT DES LOIS DE PILOTAGE DE LA VITESSE ET DU LACET	317
2. PROTECTION EN FACTEUR DE CHARGE	318
2.1. Intérêt d'une protection de la vitesse longitudinale	317
2.2. Choix de l'architecture	319
2.3. Les simulations	321
 - ANNEXE VII - VERS UNE ARCHITECTURE FONCTIONNELLE PERMETTANT L'AUTONOMIE DE L'AVION SUR UN AEROPORT	

- ANNEXE I -

POUR UNE AUTOMATISATION DU PILOTAGE AU SOL DES AVIONS DE TRANSPORT EN TOUTE COHERENCE AVEC LES FUTURS SYSTEMES DE GESTION DES MOUVEMENTS AEROPORTUAIRES A-SMGCS

1. INTRODUCTION

Au cours des années à venir, le trafic aérien mondial doublera par rapport à aujourd'hui. Les structures actuelles du trafic aérien (Air Traffic Control ou ATC) ne sont, à ce jour, pas en mesure de faire face à cette croissance. Les limites sont déjà atteintes en Europe et de nombreux aéroports dans le monde sont au bord de la saturation.

Les conséquences les plus notables de cette saturation à venir sur le monde du transport aérien sont des impacts sur la sécurité, l'efficacité, la ponctualité et la fluidité sur les flux de trafic des avions de transport. C'est pour cela que les autorités ont déjà initié, depuis quelques années, des programmes de recherche pour faciliter les flux de trafic. Les thèmes abordés en premier lieu ont concerné la phase air : la navigation par satellite, la réduction des séparations, les communications par data-link qui ont pour ambition d'augmenter sensiblement la capacité. L'objectif final est d'aboutir au Free Flight.

Depuis peu, les autorités s'intéressent à la phase sol. En effet, cette phase est sur le point de devenir le facteur limitant de l'ensemble du flux de trafic, se trouvant aux extrémités de la phase vol (début et fin). On se rend compte aujourd'hui que la communauté aéronautique est convaincue que le Free Flight ne sera possible que si l'on prend réellement en compte l'amélioration sensible des flux de trafic au sol. N'oublions pas que le vol commence et se termine à la porte d'embarquement.

L'objectif de ce préambule est de présenter :

- les difficultés rencontrées par les utilisateurs présents sur les plates-formes aéroportuaires
- les objectifs opérationnels de ces utilisateurs et les interactions existantes aujourd'hui entre eux
- les évolutions des systèmes de contrôle du trafic sol et leur implication sur les équipages
- la nécessaire évolution des systèmes embarqués de manière à aboutir à une plus grande autonomie de l'avion au sol, voire à une navigation aéroportuaire automatique

2. LES DIFFICULTES RENCONTREES AUJOURD'HUI SUR LES AEROPORTS

Il y a trois acteurs impliqués dans les opérations au sol et chacun d'eux est différemment touché :

- Le rôle des représentants de l'ATC (les *contrôleurs*) est de gérer les flux de trafic en privilégiant autant que possible la sécurité et la ponctualité. Ce qui signifie qu'ils doivent être capables de :
 - ✘ localiser tous les aéronefs et les véhicules en mouvement sur la plate-forme aéroportuaire
 - ✘ router les aéronefs (piste de décollage, taxiways à suivre, point de stationnement, porte d'arrivée, points de passage, ...)
 - ✘ prévenir tout problème survenant sur la plate-forme (des pannes du balisage jusqu'aux incursions piste)

En fonction de la taille et de la configuration de l'aéroport, des conditions météorologiques et de visibilité, de l'importance du flux de trafic, de la taille des aéronefs et de leur influence sur les tourbillons de sillage, l'exécution de ces tâches conduit parfois à une limitation du trafic sol de manière à assurer un niveau de sécurité suffisant.

- L'*équipage* est in fine le seul responsable de la sécurité de l'avion. Lors de l'exécution des instructions de l'ATC, le rôle de l'équipage est, entre autres, de :
 - ✘ se situer précisément sur la plate-forme aéroportuaire
 - ✘ éviter toute collision avec d'autres aéronefs, véhicules et autres obstacles
 - ✘ prévenir toute incursion piste

et ce, quelles que soient les conditions météorologiques et de visibilité.

- Le rôle des *autorités aéroportuaires* est de gérer, d'une manière optimale, les flux de trafic et de passagers et de fournir à l'ATC et aux compagnies les moyens permettant de faciliter ces tâches.

Par ailleurs, l'entrée en service d'avions de transport de très grandes dimensions (plus grande capacité et rayon d'action accru) conduit à des problèmes concernant les infrastructures des aéroports : les trains principaux ont un empiètement plus important et conduisent à une réduction des marges vis-à-vis des bords des voies de circulation. Il sera alors nécessaire de faciliter la manœuvrabilité au sol de ce nouveau type d'avion.

Intéressons nous maintenant aux aspects techniques concernant l'avion et comment il s'insère dans les évolutions du système de contrôle du trafic sol.

3. LES OBJECTIFS OPERATIONNELS DES UTILISATEURS

Une compagnie aérienne souhaite opérer ses avions d'une manière optimale au sein de son réseau. Pour un grand nombre de Majors et de compagnies charter, ceci implique qu'elles doivent être capables d'opérer leurs avions n'importe où dans le monde, et ce quelles que soient les conditions météorologiques, tout en tenant compte de la qualification des équipages et de l'avionique de ses appareils. Dans un monde idéal, les équipements aéroportuaires devraient contraindre le moins possible les capacités de l'avion à y être opéré. En d'autres termes, il devrait être possible d'opérer l'avion d'une manière sûre et autonome sur des plates-formes aéroportuaires complexes et parfois inconnues dans des conditions de visibilité inférieure à 75 mètres (ce qui correspond aux limites actuelles des atterrissages Catégorie III). Ces objectifs opérationnels peuvent se décomposer en objectifs de performance et de sécurité :

- En termes de *performance*, on souhaite optimiser le temps passé entre l'atterrissage de l'avion et son décollage suivant, ce qui signifie qu'il faut :
 - ✘ accélérer les phases de taxiing
 - ✘ réduire le temps d'occupation des pistes
 - ✘ opérer l'avion d'une manière autonome
- En termes de *sécurité*, on souhaite garantir une meilleure gestion de la trajectoire et accroître la manœuvrabilité de l'avion, ce qui signifie qu'il faut :
 - ✘ fournir des dispositifs d'aide au pilotage de l'avion au sol
 - ✘ accroître les capacités de contrôle de la trajectoire de l'avion au sol
 - ✘ fournir des dispositifs d'aide à la navigation de l'avion au sol (localiser, router, ...)
 - ✘ surveiller les flux de trafic au sol
 - ✘ alerter et résoudre les conflits éventuels (prévention des collisions et des incursions piste)

Rappelons que l'objectif des autorités aéroportuaires est d'optimiser le flux de trafic sur l'aéroport quelles que soient les conditions météorologiques tout en améliorant le niveau de sécurité des

mouvements au sol. Dans un monde idéal, l'avion et l'aéroport devraient indépendamment être capables de garantir les niveaux de performance et de sécurité. Cependant, aujourd'hui, il existe de nombreuses interactions entre l'avion et l'aéroport. Il est intéressant d'en faire un état des lieux.

4. L'ORGANISATION ACTUELLE DE LA GESTION DU CONTROLE DES MOUVEMENTS AU SOL

Un système de gestion des mouvements aéroportuaires est un système hautement complexe en relation avec d'autres systèmes et mettant en jeu les contrôleurs, les pilotes et les conducteurs de véhicules. Ce système est communément appelé SMGCS (Surface Movement Guidance and Control System)

Cette partie donne un descriptif des différentes fonctions d'un système de gestion des mouvements aéroportuaires et des divers éléments nécessaires à la réalisation de ces fonctions. L'analyse des systèmes existants et de leurs limitations montre la nécessité d'apporter des améliorations. Cette analyse permet alors de fixer certaines exigences qui rendent possible la définition des nouvelles briques fonctionnelles nécessaires pour réaliser le nouveau système de gestion des mouvements aéroportuaires.

4.1. Description fonctionnelle de la gestion de mouvements aéroportuaires

Le système de gestion des mouvements aéroportuaires est composée de trois fonctions interconnectées entre elles :

- Dans *la fonction Monitoring*, toutes les activités concernant la surveillance et l'évaluation de la situation courante du trafic sont prises en compte.
- *La fonction Planning* prend en compte la situation actuelle du trafic comme objectif de planification qui est, dans un premier temps, généré par des systèmes externes (par exemple, les positions de parking, les créneaux de départs, ...).
- *La fonction Routage* transforme l'objectif de situation du trafic en consignes de guidage pour les pilotes et les conducteurs de véhicules qui devront les réaliser.

4.1.1. Le Monitoring

La tâche principale de la fonction monitoring est la localisation de tous les objets en mouvement sur la plate-forme aéroportuaire. Ces objets sont aussi bien dynamiques (avions sur les pistes, véhicules et avions évoluant sur les taxiways) que statiques et peuvent influencer sur le trafic aéroportuaire. Tous les objets contrôlés doivent être identifiés.

La seconde tâche de la fonction monitoring est l'évaluation de la situation du trafic. Avec la connaissance de la situation courante du trafic et de sa prédiction au cours d'un certain horizon de temps, il est possible de détecter les situations potentielles de conflits. Si une telle situation est mise en évidence, une correction peut alors être générée en informant la fonction planning.

4.1.2. Le Planning

L'objectif de la fonction planning est la génération d'un plan d'actions rendant possible un trafic fluide et sans conflit. Plusieurs tâches doivent être réalisées pour accomplir cet objectif.

La tâche principale de la fonction planning est la génération de plans de circulation sur les taxiways sans conflit pour les objets contrôlés. Ceci prend en compte la circulation des avions allant de la piste d'atterrissage jusqu'à leur point de stationnement, la circulation des avions allant de leur point de

stationnement jusqu'à la piste de décollage et les objets allant d'un point à un autre sur la plate-forme aéroportuaire. En ayant la position et l'identification de tous les objets, il est possible de comparer la situation courante du trafic avec la situation planifiée de trafic et ainsi d'évaluer la situation globale. Si la situation n'est pas satisfaisante, une information peut être générée vers la fonction planning et guidage de manière à agir si nécessaire.

La seconde tâche doit rendre possible l'intégration optimale des départs dans l'espace aérien suivant les restrictions de décollage (créneaux horaires, séparations, trajectoires de décollage,...) générées par d'autres unités fonctionnelles. Ceci exige une forte précision horaire de toutes les activités de l'aéroport.

La troisième tâche est la coordination des arrivées et des départs en vue d'obtenir un usage optimal de la capacité des pistes.

Ces tâches sont réalisées en collaboration étroite avec les activités de planning et les autres systèmes externes de manière à créer un trafic plus important tout en diminuant les contraintes horaires.

4.1.3. Le Routage

En supposant dorénavant qu'il n'y a plus d'ambiguïté sur le plan de circulation sur les taxiways, tous les objets identifiés se verront signifier le plan de route qu'ils devront suivre à la lettre pour contribuer à une amélioration de la sécurité du trafic. On se trouve alors au niveau avion.

4.2. Le rôle des contrôleurs, des pilotes et des conducteurs de véhicules

L'une des principales caractéristiques du système de gestion des mouvements aéroportuaire est que des acteurs humains sont impliqués (les contrôleurs pour différentes zones de responsabilités, les pilotes et les conducteurs de véhicules pour les objets contrôlés). Tous doivent avoir suffisamment d'informations pour pouvoir garantir le contrôle de la situation de trafic et exécuter le plan de circulation.

Les contrôleurs sont responsables du planning et contrôlent le trafic sur la plate-forme aéroportuaire. Pour pouvoir accomplir leur tâche, ils ont besoin d'informations concernant la situation courante du trafic, l'évolution future du trafic et les contraintes associées. Pour pouvoir interagir avec les fonctions de monitoring, de planning et de guidage, ils ont besoin d'échanger des informations avec les pilotes et les conducteurs.

Pour pouvoir accomplir leur tâche, les pilotes et les conducteurs ont besoin d'informations pour pouvoir convertir en actions le plan de circulation qui leur est donné. Ils ont aussi besoin d'informations pour savoir où ils se trouvent et s'orienter sur la plate-forme aéroportuaire et ce tout particulièrement lorsqu'il y a de mauvaises conditions de visibilité ou s'ils ne connaissent pas l'aéroport. Par ailleurs, les pilotes et les conducteurs sont responsables de leur avion/véhicule et doivent le piloter de sorte qu'ils évitent tout conflit avec d'autres objets.

4.3. Analyse du système actuel de gestion des mouvements aéroportuaire

On a déjà convenu que le système de gestion des mouvements aéroportuaire est une boucle fermée dans laquelle le contrôleur a la décision finale. En sachant cela, le principal objectif est d'aider le contrôleur à remplir sa tâche et à réaliser les fonctions qui lui sont imparties dans des conditions variées de temps et de trafic. Le second partenaire humain de cette boucle fermée est le pilote/conducteur de véhicule qui doit lui aussi être assisté pour réaliser les instructions qui lui sont fournies par le contrôleur.

Les différents équipements disponibles aujourd'hui pour les contrôleurs et les pilotes sont maintenant décrits.

4.3.1. Les éléments fonctionnels pour l'assistance du contrôleur

Aujourd'hui, le *monitoring* est principalement réalisé à l'aide d'indicateurs visuels. Certains équipements sont uniquement disponibles sur quelques aéroports où des radars primaires sont installés. Ce dispositif fournit des informations sur la position de tous les objets sur les aires dédiées aux manœuvres. De telles informations ne sont pas aujourd'hui disponibles sur les aires de parking à cause d'effets d'ombre dus aux bâtiments. Des capteurs de pression enfouis dans le béton sous la signalisation d'arrêt (barre peinte blanche stop) peuvent constituer un second élément fonctionnel installé sur certains aéroports. Une alarme est alors générée pour le contrôleur lorsqu'un avion franchit cette barre sans autorisation.

Dans la majorité des cas, le *planning* est une tâche réalisée de manière mentale. Il n'y a que très peu d'outils disponibles permettant d'accomplir des tâches de coordination.

Le *routing* des avions ou des véhicules est une tâche principalement faite par des communications vocales et des transmissions d'instructions par le contrôleur aux pilotes et aux conducteurs de véhicules. Sur certains aéroports, il existe des dispositifs de guidage qui illuminent l'axe du taxiway à suivre ce qui permet de réaliser un guidage individualisé.

4.3.2. Les éléments fonctionnels pour les pilotes et les conducteurs

Les pilotes et les conducteurs de véhicules doivent être aidés pour réaliser les instructions du contrôleur, essentiellement composées de recommandations de route à suivre. Pour transformer cette route recommandée (en général, une séquence de segments de taxiways), en action de pilotage, on se fonde aujourd'hui sur deux types d'assistance :

- des cartes d'aéroport imprimées sur des manuels disponibles à bord et une signalisation sur les taxiways et aux intersections.
- si les axes centraux des taxiways peuvent être illuminés, le pilote peut utiliser cette information pour son guidage.

La meilleure solution pour garantir la sécurité est de considérer le principe "see and be seen" qui signifie que seules les indications visuelles sont prises en compte pour réaliser cette tâche.

4.4. Les défauts

L'objectif de cette partie est de décrire les principaux défauts du système actuel pour mettre en évidence la nécessité d'améliorer sensiblement le dispositif actuel et pour améliorer la sécurité et la disponibilité dans des conditions climatiques et de trafic variées.

Avant d'aller plus loin, rappelons quelques faits significatifs. Alors que des technologies et des équipements ont été développés pour améliorer l'opération d'un avion en vol et permettre des atterrissages dans des conditions de visibilité faible, rien n'a été fait pour améliorer dans les mêmes proportions les opérations au sol. Il n'est pas rare de voir des avions atterrir avec des marges de visibilité de l'ordre de 75 mètres et de les voir, par la suite, contraints de suivre un "follow me" pour libérer la piste et rejoindre leur point de stationnement!

4.4.1. Au niveau du contrôleur

Pour accomplir *le Monitoring*, le contrôleur est dans l'obligation d'avoir des indications visuelles sur sa zone de responsabilité. Si les conditions de visibilité se détériorent, il a alors besoin d'informations synthétiques supplémentaires en ce qui concerne les mouvements au sol. Comme aujourd'hui les informations de surveillance ne permettent pas l'identification des objets de l'ensemble du trafic, il est alors nécessaire de réduire considérablement les mouvements sur la zone aéroportuaire.

L'estimation du trafic doit être faite par le contrôleur sans assistance. Elle est de plus fondée sur des moyens de surveillance insuffisants. Ce qui, sur des aéroports congestionnés devant faire face à des conditions météorologiques dégradées, peut conduire à des détections tardives de conflits potentiels. De nombreux accidents peuvent en témoigner.

Aujourd'hui, un trafic fluide, sûr et ponctuel n'est pas possible. Comme il n'existe pas de dispositif automatisé pour réaliser *le Planning*, le contrôleur doit jongler avec une foule d'informations pour réaliser mentalement cette fonction. Ceci conduit, par exemple, à un allongement du temps d'attente des avions sur le point de décoller. L'optimalité est loin d'être garantie.

Si *le Routage* est aujourd'hui essentiellement assuré via les communications vocales, le contrôleur dispose du retour du pilote pour évaluer si le message transmis a été correctement perçu. Cependant, il ne peut pas s'assurer que le pilote est capable de réaliser sa recommandation et s'il le fait, comment il l'accomplira (par exemple, à quel moment il commencera, quelle vitesse taxi le pilote choisira, ...).

4.4.2. Les pilotes et les conducteurs de véhicules

Les pilotes doivent aujourd'hui rouler, freiner, s'orienter sur l'aéroport, trouver et suivre la séquence de taxiways recommandée par le contrôleur. Aujourd'hui, ils ne disposent que de cartes papier peu réactualisées et ne peuvent se reposer sur des dispositifs d'aide au pilotage leur permettant de gérer leur trajectoire plus aisément. On constate alors que cette manière de naviguer conduit à des interprétations erronées, de possibles mauvaises décisions aux intersections, des vitesses taxi faibles et des risques de sorties de piste.

5. VERS UN NOUVEAU SYSTEME DE GESTION DES MOUVEMENTS AEROPORTUAIRES : LE A-SMGCS

5.1. Pourquoi le A-SMGCS (Advanced SMGCS)?

A la fin des années 80, l'accroissement du nombre d'accidents et d'incidents a conduit à la prise de conscience, au niveau mondial, de l'inadaptation du système de gestion des mouvements aéroportuaires. La piste est la zone la plus risquée. Les intrusions de piste, le plus souvent dues à une ou plusieurs erreurs humaines, en témoignent (accident à Milan courant octobre 2001).

En France, ADP (Aéroports de Paris) a pris conscience de ce risque dès 1985 à la suite de plusieurs incidents graves. ADP avait constaté que ces intrusions de piste étaient indépendantes des conditions de visibilité et que la raison principale était une mauvaise circulation sur les voies de circulation.

Selon l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale), les fonctions du A-SMGCS ont été précisément décrites dans une spécification opérationnelle et sont :

- la fonction Surveillance,

- la fonction Contrôle,
- la fonction Routage,
- la fonction Guidage.

Ces fonctions sont connectées à une IHM dialoguant avec les mobiles présents sur la zone de circulation.

5.2. Qui travaille sur le A-SMGCS?

Trois organismes travaillent sur le A-SMGCS : l'OACI, l'EUROCAE et EUROCONTROL. Ils sont globalement d'accord pour qualifier et décrire le système. Cependant, il faut dire qu'ils n'interviennent pas au même stade de définition :

- l'OACI va chercher à édicter des règles et des recommandations pour homogénéiser l'utilisation des systèmes mondiaux,
- l'EUROCAE va chercher à mieux définir les modules à implanter pour assister les industriels,
- EUROCONTROL a cherché à définir des outils permettant d'améliorer les performances opérationnelles des aéroports.

5.3. Description des diverses fonctions du A-SMGCS

5.3.1. La fonction Surveillance

Selon l'OACI, la fonction Surveillance doit être capable de connaître la situation en temps réel avec la position et l'identification de tous les mobiles, ainsi que d'autres renseignements utiles pour la compréhension de la situation au sol (la vitesse ou la destination, par exemple). Le système devrait être capable de renseigner les utilisateurs de cette situation, d'alimenter les autres fonctions du A-SMGCS et détecter les intrusions de pistes. Par ailleurs, il est nécessaire que la capacité opérationnelle de cette fonction soit optimale et que, dans la pratique, ses performances devront être proches de celles des systèmes d'atterrissage.

On remarque, ensuite, que pour atteindre un niveau de performance suffisant, il sera nécessaire d'utiliser plusieurs capteurs. En effet, le radar de surface le plus perfectionné ne peut fournir seul tous les renseignements. Il y aura certainement plusieurs radars de surface complétés d'autres capteurs pour enrichir la connaissance et/ou l'intégrité de la fonction. On sait, dès lors, que le système devra disposer d'un module de fusion de données fournissant des informations aux autres fonctions du A-SMGCS.

5.3.2. La fonction Contrôle

La fonction Contrôle devrait :

- détecter les conflits sur les routes,
- déclencher des alertes en cas de risque,
- activer des dispositifs de protection (par exemple, des barres d'arrêt),
- être capable d'assurer un espacement longitudinal entre mobiles,
- déclencher des alertes à court terme (alarmes) et des alertes à moyen terme (information) en proposant des solutions de résolution de conflit.

5.3.3. La fonction Routage

Le fonction routage devrait permettre :

- de désigner une route pour chaque aéronef ou véhicule sur l'aire de mouvement,
- un changement de destination par tous les temps,
- un changement de route vers la même destination,
- de répondre aux besoins de capacité des aéroports importants,
- de s'adapter au choix du pilote en ce qui concerne la sortie de piste,
- de réduire les distances,
- de limiter les conflits aux intersections,
- de réagir aux modifications opérationnelles,
- de fournir un moyen de valider les routes.

Cette fonction pourrait être réalisée soit de manière semi-automatique par l'intermédiaire du contrôleur, soit en mode automatique.

5.3.4. La fonction Guidage

La fonction Guidage devrait :

- assurer le guidage pour tout mouvement autorisé,
- fournir aux pilotes et aux conducteurs de véhicules des indications claires pour leur permettre de suivre la route,
- permettre aux pilotes et aux conducteurs de véhicules de connaître leur position sur la route,
- accepter les modifications de route,
- permettre la supervision de tous les moyens de guidage.

6. **VERS UNE NECESSAIRE EVOLUTION DES SYSTEMES EMBARQUES**

Parallèlement aux améliorations du contrôle du trafic au sol, on veut démontrer la nécessité d'accroître l'autonomie d'un avion au sol et sa capacité à se déplacer rapidement en toute sécurité sur une plate-forme aéroportuaire. Mais, pourquoi rendre un avion plus autonome alors que le système de gestion et de contrôle des mouvements aéroportuaires tend à se développer? On peut trouver essentiellement trois raisons majeures :

- tout d'abord, **améliorer la sécurité** en fournissant au pilote les moyens de savoir où il se trouve sur l'aéroport. Où doit-il aller? Quelle route doit-il suivre? Que se passe-t-il autour de lui?
- Puis, **accroître la ponctualité** en améliorant le flux du trafic ce qui suppose de disposer de moyens de communication performants. On améliore alors la coopération et la coordination entre l'avion et le contrôle sol.
- Enfin, **améliorer les performances, la manœuvrabilité et repousser les limites opérationnelles** de l'avion au sol.

Rappelons que le principal objectif opérationnel est d'être capable d'évoluer sur la plate-forme aéroportuaire dans n'importe quelles conditions de visibilité sans se perdre à la première intersection tout en évitant n'importe quel obstacle sur sa route (fixe ou mobile, permanent ou non). Détaillons en quelques mots les axes d'étude sur ces divers points.

6.1. La localisation, le routage et la détection de conflits, les trois clefs de vôûte de la sécurité au sol

Aujourd'hui, le GPS différentiel (DGPS) est le dispositif embarqué de localisation le plus précis. Il n'est pas entièrement autonome vu qu'il dépend d'une constellation de satellites et d'une station sol. Pour que ce dispositif puisse définitivement être opérationnel, la précision et la disponibilité devront être accrues.

Pour réaliser le routage, c'est-à-dire la détermination d'une route débutant par la donnée d'une piste d'atterrissage, se terminant par la détermination d'un point de stationnement et par la donnée d'une succession de points de passage, il est nécessaire de disposer :

- d'un dispositif autonome embarqué de calcul automatique de route et/ou de portions de route (par exemple, les virages). Cela présuppose de disposer d'une cartographie précise de l'aéroport donc d'une base de données aéroport mise à jour régulièrement. Le contrôle sol peut fournir soit l'ensemble de la route soit une succession de points de passage.
- d'une visualisation performante de la cartographie (Electronic Moving Map ou EMM) sur le ND (Navigation Display), par exemple.
- d'un data-link entre le A-SMGCS et l'avion pour fournir tous les points de passage de la route donnée par le contrôle sol. Ce qui permet une actualisation de cette route en cas de détection de conflit ou de risque d'incursion piste.
- d'un data-link pour fournir aux systèmes embarqués, donc au pilote, la situation courante du trafic et une tendance de son évolution sur la cartographie embarquée de l'aéroport.
- d'un data-link pour accroître la coopération entre contrôle sol et pilote.

On pourrait par ailleurs, imaginer un dispositif embarqué de détection autonome de conflits potentiels. Ce serait une extension du TCAS (Traffic Collision Avoidance System) au sol. Il pourrait se fonder sur un ensemble de capteurs du type caméra infrarouge, caméra millimétrique, laser ou caméra classique.

6.2. Comment allier disponibilité opérationnelle et sécurité?

Cette question résume à elle seule la justification de cette thèse. On part de l'hypothèse que le pilote souhaite opérer de manière autonome son avion. Il dispose :

- d'une route de référence fournie par le contrôle sol, c'est-à-dire une piste d'atterrissage et un point de stationnement.
- d'un dispositif de localisation du type DGPS.
- d'une cartographie de l'aéroport du type EMM.

L'objectif dans cette thèse est de contribuer à faciliter le pilotage et le guidage de l'avion au sol. On entend par là aussi bien le pilotage manuel que le pilotage automatique. Si l'on considère la trajectoire que doit suivre l'avion au sol, on peut la dissocier en plusieurs phases :

- La "**Phase Runway**" dont l'objectif est la décélération de l'avion en évitant toute sortie de piste. En d'autres termes, il s'agit de fournir un freinage automatique plus intelligent permettant de prendre en compte le confort des passagers et de réduire le temps d'occupation de la piste tout en maintenant l'avion sur l'axe de la piste. On s'intéresse ici à améliorer les lois de Pilotage Automatique. C'est aussi l'occasion d'étudier des lois de suivi automatique de l'axe de la piste innovantes permettant de repousser certaines limites opérationnelles tout en accroissant le niveau de sécurité.

- La "**Phase Taxiway**" dont l'objectif est de faciliter le pilotage de l'avion au sol lors de son évolution sur les voies de circulation, les aires de manœuvre et les aires de stationnement. Notre centre d'intérêt est ici de concevoir des lois de Pilotage Manuel permettant de réduire la charge de travail du pilote, d'accroître la manœuvrabilité de l'avion en virage, d'augmenter sensiblement les vitesses de roulage et de rendre l'avion plus confortable au sol. On note que ces lois de pilotage manuel permettront ensuite d'automatiser le suivi de route aéroportuaire et constitueront les petites boucles de pilotage.

La contribution à la conception de ces nouvelles lois de pilotage manuel et automatique de l'avion au sol réside dans l'utilisation de nouvelles techniques de commande non linéaire (inversion de la dynamique et platitude) et de supervision (techniques neuronales) auxquelles on apporte des innovations. On propose une méthode originale de gestion de la saturation, de l'efficacité et de la disponibilité d'actionneurs. Une réflexion sur la résolution du problème opérationnel exposé dans cette problématique motive l'emploi de ces techniques et de ces innovations.

On détaillera au fur et à mesure les contraintes opérationnelles auxquelles on a été soumis et qui ont guidé les choix et les raisons de la démarche suivie.

- ANNEXE II - DESCRIPTION DES SYSTEMES DE L'AVION AU SOL (l'exemple de l'A320)

1. INTRODUCTION

S'intéresser au pilotage et au guidage de l'avion au sol implique d'avoir une vue suffisamment globale de l'avion et de ses systèmes. En effet, ce nouveau dispositif touche, de près ou de loin, de nombreux systèmes qui auparavant n'étaient pas spécifiquement en relation.

Nous avons pu nous rendre compte que vouloir gérer l'évolution d'un avion au sol implique :

- De connaître sa trajectoire donc sa position; ce qui touche directement le système de navigation.
- De gérer les divers actionneurs disponibles lors de la phase sol; ce qui touche le système de freinage et d'orientation de la roue avant (BSCU), le système de commandes de vol électriques (FAC, SEC, SFCC, ...).
- De mieux afficher les informations pertinentes au pilote lors des diverses phases sol (ND, PFD et organes de pilotage associés).

Pour mieux appréhender la complexité de l'implantation de ce nouveau dispositif, il est intéressant de rappeler brièvement quelles sont ces diverses fonctions? L'avion support utilisé est l'A320.

2. LE SYSTEME DE PILOTAGE AUTOMATIQUE (ATA 22)

2.1. Qu'entend-on par système de pilotage automatique?

Le système de pilotage automatique réalise les trois tâches suivantes :

- Le Guidage (incluant la capacité Cat IIIB) regroupant le Pilote Automatique, le Directeur de Vol et l'Auto-Manette,
- Le Domaine de Vol incluant le calcul des vitesses caractéristiques, l'Alpha Floor, l'Alarme Low Energy et la détection des Wind-Shears (cisaillements de vent),
- La Gestion du Vol avec la détermination du plan de vol, la navigation 4D et l'optimisation du vol.

2.2. L'architecture

Le système de pilotage automatique est composé :

- 2 Flight Management and Guidance Computers (FMGC),
- 2 Flight Augmentation Computers (FAC),
- 2 Multipurpose Control and Display Units (MCDU),
- 1 Flight Control Unit (FCU).

Le FCU est un dispositif situé sur le panneau central du cockpit et constitue une interface court terme entre l'équipage et les FMGC.

Les 2 MCDU, placés sur le pylône central, sont des interfaces long terme entre l'équipage et les FMGC et permettent la définition des plans de vol, la saisie de données et la sélection de fonctions spécifiques.

Les deux manettes de gaz, reliées aux FMGC et aux FADEC (calculateurs de contrôle des moteurs) permettent à l'équipage d'introduire les consignes de l'Auto-Manette.

Les 2 Primary Flight Displays (PFD) et les 2 Navigation Displays (ND) fournissent des informations visuelles sur le gestion du vol et les données du guidage de l'avion. Les premiers affichent des informations sur la vitesse, l'altitude, les objectifs de cap, les modes enclenchés, les vitesses caractéristiques tandis que les seconds présentent le plan de vol avec la position de l'avion et les données relatives à la navigation.

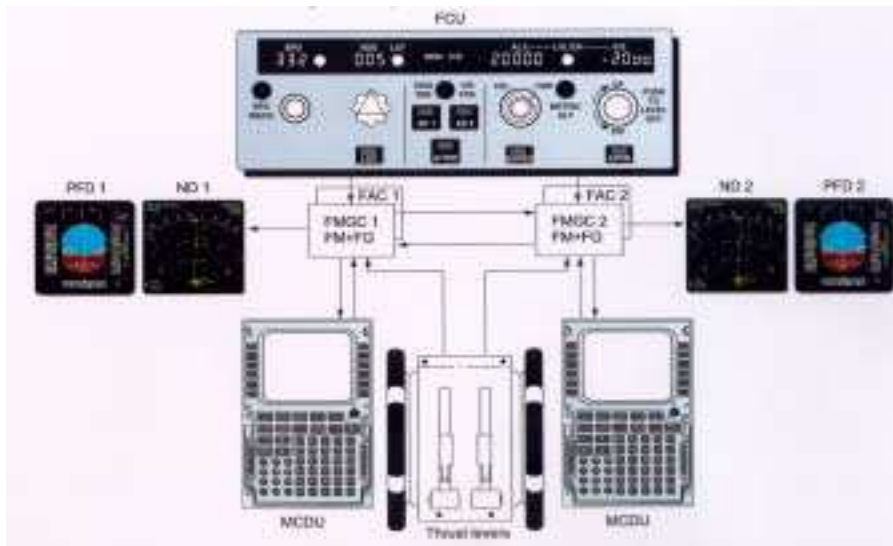


Figure 1 : Architecture système et interface avec l'équipage

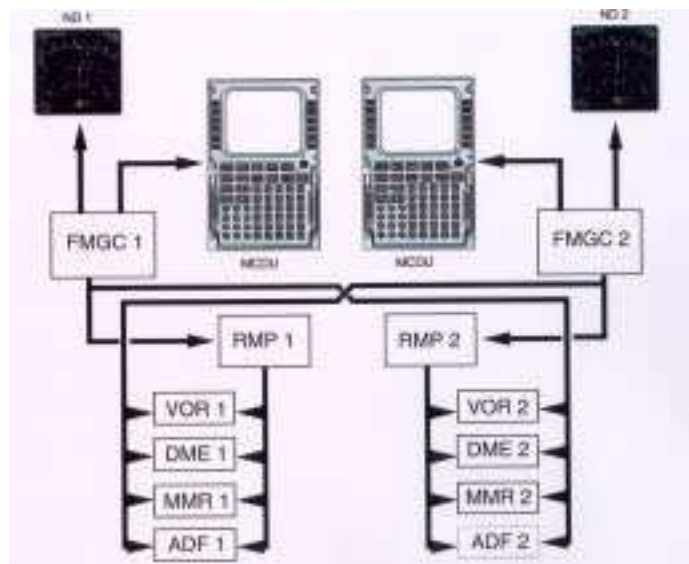


Figure 2 : Architecture du système de gestion du vol

2.3. Description des fonctions des systèmes de pilotage automatique

2.3.1. La fonction Guidage

Le Pilote Automatique et le Directeur de Vol

Le Pilote Automatique et le Directeur de Vol sont conçus pour exécuter deux modes de guidage :

- Le mode "managé" : les consignes de guidage sont automatiquement transmises par le calculateur de gestion du vol et sont fonctions des données des plans de vol latéral et vertical entrées par l'intermédiaire des MCDU.
- Le mode "sélecté" : les consignes de guidage sont introduites par le pilote via le FCU.

Les modes disponibles sont résumés dans le tableau suivant :

	Mode "Managé"	Mode "Sélecté"
Latéral	RWY NAV LOC TRK (GA)	HDG - TRK
Longitudinal	EXPEDITE SRS (TOGA) CLB ALT CNSTR DES	Open CLB Open DES V/S - FPA ALT
Speed	Référence FM	Référence FCU
Approach	RNAV APPR LAND	

Ces modes peuvent être engagés soit par action sur les boutons ou les molettes du FCU, soit par action sur les manettes de gaz. Si l'on pousse un bouton du FCU, on engage un mode "managé" (on rend la main au PA) tandis que si l'on tire un bouton du FCU, on engage un mode "sélecté" (le pilote prend alors la main).

L'Auto-Manette

Chaque moteur est contrôlé électriquement par un FADEC associé (Full Authority Digital Engine Control) qui est intégré dans l'Auto-Manette. La fonction Auto-Manette (A/THR) est calculée dans le FMGC.

La sélection des modes de poussée est obtenue par l'intermédiaire de la position des manettes de gaz, qui n'évolue pas lorsque l'A/THR est activée.

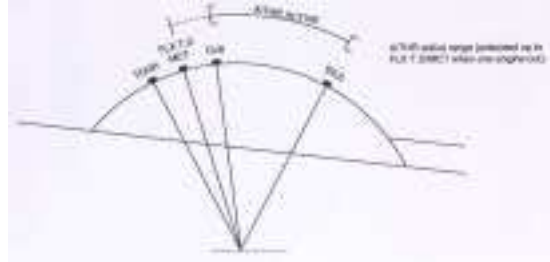


Figure 3 : Auto-Manette

2.3.2. La fonction Domaine de Vol

Le fonction de protection du Domaine de Vol est réalisée par le calcul des vitesses minimale et maximale sélectables, de l'alerte de décrochage, du seuil de l'alarme Low Energy, de l'Alpha Floor et de la détection du Wind-Shear.

On peut aussi noter que le FAC calcule aussi les vitesses de rétractions des becs et volets et des vitesses de manœuvrabilité.

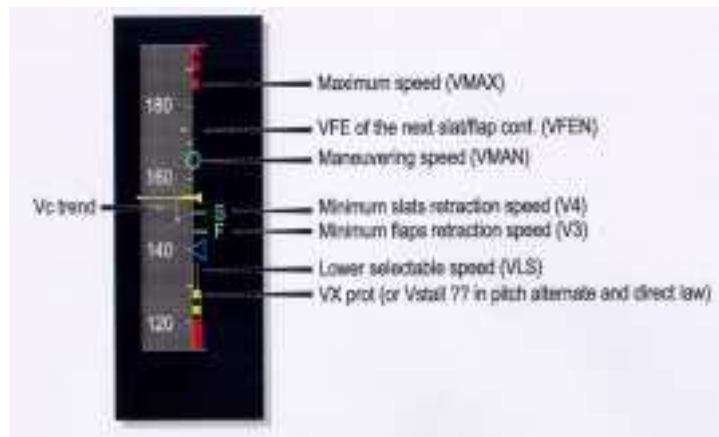


Figure 4 : Calcul des vitesses caractéristiques (Echelle PFD)

2.3.3. La fonction Gestion du Vol

Le FMS (Flight Management System) permet de gérer des plans de vol 4D décrits par des trajectoires dans les plans vertical et horizontal et des contraintes en termes de vitesse et de temps. Il existe un plan de vol actif et secondaire, chacun comprenant des procédures d'arrivée et de départ, de départ avec une panne moteur, d'approche manquée, de couloirs aériens, ... Ces éléments exigent la création d'un plan de vol introduit alors de la base de données de navigation.

Le FMS peut, par ailleurs, calculer automatiquement les capteurs les plus précis pour la navigation. Par ordre de priorité la source IRS/GPS, puis la source IRS/DME/DME et enfin la source IRS/VOR/DME.

Le plan de vol FMS, la position de l'avion et les données de navigation peuvent toutes être affichées sur le ND.

3. LE SYSTEME DE COMMANDES DE VOL ELECTRIQUE (ATA 27)

3.1. Qu'entend-on par commandes de vol électriques?

Les commandes de vol électriques comprennent, sur la gamme A319/320/321 : 2 ailerons, 10 spoilers, 10 becs, 4 volets, 1 plan horizontal réglable, 2 gouvernes de profondeur, 1 gouverne de direction.

Toutes les surfaces de commandes de vol sont actionnées hydrauliquement et commandées électriquement. 4 calculateurs gèrent ces surfaces : l'ELAC (Elevator and Ailerons Computers), le SEC (Spoilers and Elevators Computers), le FAC (Flight Augmentation Computers) et le SFCC (Slats and Flaps Control Computers). Il est important de savoir que ces calculateurs reçoivent les ordres du pilote par l'intermédiaire des manches latéraux, des pédales des palonniers, des manettes d'activation des spoilers. Les données sont acquises par des capteurs dédiés (accéléromètres, gyromètres, ...) et d'autres systèmes comme le FMGC, les ADIRS (Air Data Inertial Reference System), le radioaltimètre, ...

Par ailleurs, ces différents calculateurs hébergent des lois de pilotage conçues pour améliorer les qualités de vol et les performances de l'avion, avec un niveau de sécurité élevé. Chaque calculateurs est constitué de deux unités de contrôle composés de logiciels différents (dissymétrie logicielle). De nombreux dispositifs de surveillance les constituent aussi permettant la détection de pannes. Des séquences de tests automatiques sont réalisés à chaque mise en marche des calculateurs. Il est intéressant de savoir que le câblage électrique entre ces divers calculateurs est conçu de sorte à être protégé le plus possible de risques divers comme la foudre, les interférences électromagnétiques, ...

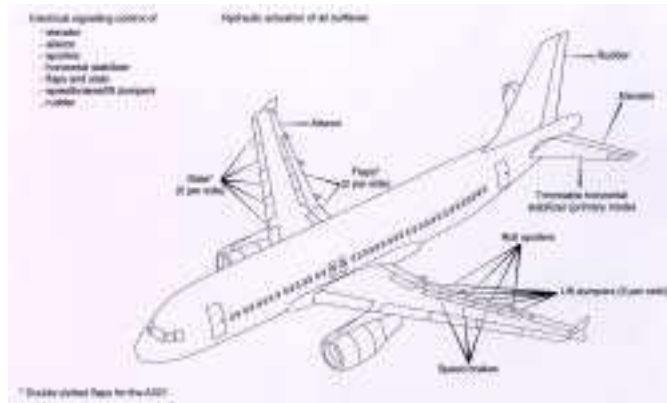


Figure 5 : Les commandes de vol

Les lois de pilotage permettent de calculer les ordres transmis aux gouvernes en fonction des ordres du pilote et de données avions disponibles de sorte à obtenir des niveaux de performances accrues. Suivant les cas de pannes pouvant survenir, il existe différents niveaux de lois de pilotage : les lois dites "Normal", "Alternate" et "Direct". Ces lois sont aussi adaptées en fonction de la phase de vol où l'on se trouve, du type "Ground", "Take-Off", "Flight" et "Landing". Il existe aussi des dispositifs de protection permettant d'assurer un domaine de vol sûr et de limiter les actions du pilote en évitant des facteurs de charge excessifs, des dépassements de vitesse et de Mach, le décrochage, les pentes trop élevées ou encore des inclinaisons trop importantes.

3.2. L'architecture

L'ELAC réalise le contrôle latéral par l'intermédiaire des ailerons et des spoilers. Le FAC réalise, quant à lui, la stabilisation en lacet à l'aide de la direction et le contrôle de la pente grâce à la profondeur et au plan horizontal réglable. Le SEC gère aussi les spoilers et est un secours des ELAC en réalisant les lois Alternate des axes latéral et de lacet.

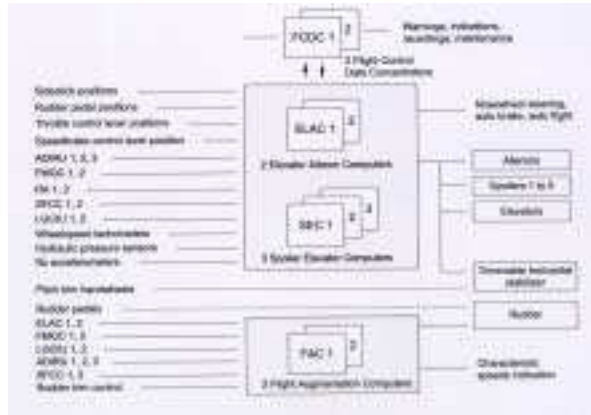


Figure 5 : Architecture générale

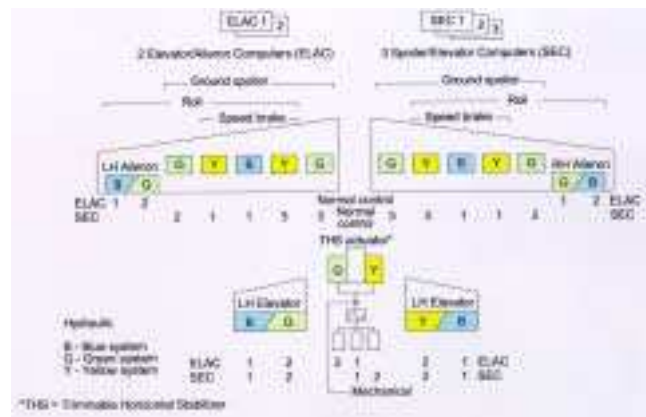


Figure 6 : Architecture EFCS

3.3. Les fonctions des commandes de vol électriques

En conditions normales, un ELAC calcule les ordres de déflexion des gouvernes et les transmet aux autres calculateurs de commandes de vol. Si temporairement, il y a une perte d'un calculateur ou une panne de puissance électrique, on utilise alors la chaîne de secours mécanique composée du volant de trim pour l'axe longitudinal et du palonnier pour l'axe latéral.

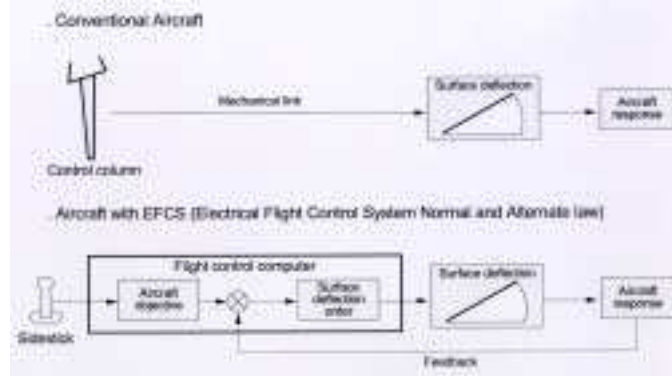


Figure 7 : Principe fondamental des lois de pilotage

3.3.1. Les principales caractéristiques des lois de pilotage

Il existe plusieurs modes de lois de pilotage suivant les phases de vol et les cas de panne :

- **Le mode vol :**
 - *Les lois "Normal"* : Sur l'axe de tangage, un braquage du manche latéral correspond à une ordre exprimé en facteur de charge demandé. En latéral, un braquage du manche latéral correspond à une vitesse de roulis commandée et un braquage des palonnier à un dérapage/une inclinaison demandé(e). Les principales caractéristiques opérationnelles sont : un pilotage précis; une réponse ne dépendant pas de la vitesse, du centrage et de la masse; un trim automatique; une coordination automatique en virage; un amortissement du roulis hollandais; une charge de travail réduite.
 - *Les lois "Alternate"* : Pas de changement particulier sur l'axe de tangage. Cependant, en latéral, la loi crée une relation directe entre la manche et la réponse en roulis dépendante de la vitesse et de la configuration de l'avion.
 - *Les lois "Direct"* : Sur les trois axes, un ordre manche correspond directement à un braquage des gouvernes et dépendant donc étroitement du centrage et de la configuration de l'avion.
- **Les mode sol et décollage** : Les trois types de lois précédentes sont unifiées et correspondent toute une loi de type "Direct" entre le manche et les gouvernes.
- **Le mode atterrissage :**
 - *Les lois "Normal"* : La seule différence avec le mode vol concerne l'axe de tangage où l'ordre n'est plus exprimé en facteur de charge normal mais en vitesse de tangage.
 - Les lois "Alternate/Direct" : Elles sont directes comme pour les phases sol et décollage.

3.3.2. Les protections

Leur disponibilité dépend étroitement du niveau de lois dans lequel on se trouve. En effet :

- en lois "Normal", toutes les protections sont disponibles,
- en lois "Alternate", uniquement la protection en facteur de charge est disponible,
- en lois "Direct", toutes les protections sont perdues mais des alarmes conventionnelles décrochage et survitesse sont disponibles.

Il faut noter aussi qu'en lois "Alternate" et "Direct", le domaine de vol est limitée à des vitesses inférieures à 320 nœuds et des nombres de Mach inférieurs à 0.77.

3.3.3. La commande du roulis

La commande du roulis est rendue possible par l'utilisation de deux ailerons sur chaque aile complétés par les spoilers 2 à 5. Chaque ailerons est actionné par deux servocommandes ayant chacune son propre circuit hydraulique. En utilisation normale, une seule servocommande est active via un ELAC, l'autre étant en régime dit amorti. De leur côté, chaque spoiler est active par une seule servocommande. En pilotage manuel, la braquage de ces gouvernes est calculé en fonction des ordres provenant du manche latéral tandis qu'en pilotage automatique, ils sont calculés par les ELAC.

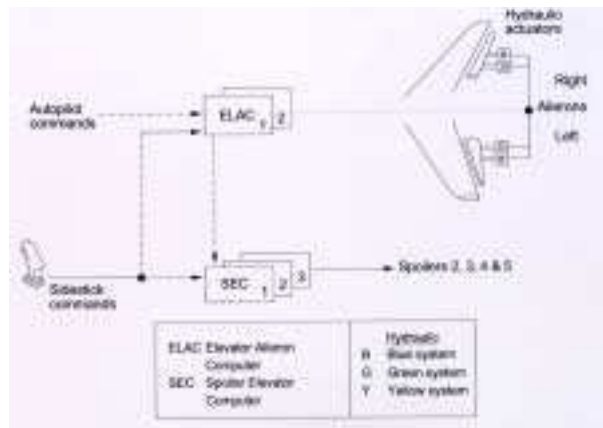


Figure 8 : La chaîne de commande du roulis

3.3.4. Les destructeurs de portance et les freins aérodynamiques

La fonction "SpeedBrake" est la fonction "Ground Lift Dump" sont réalisées par les spoilers. La première se fait grâce à l'utilisation d'une manette spécifique tandis que la deuxième se fait automatiquement lorsque des conditions particulières sont remplies.

3.3.5. La commande du tangage

L'utilisation du plan horizontal réglable et des deux gouvernes de profondeur permet de commander les mouvements de l'avion suivant l'axe de tangage. Chaque profondeur est actionnée par deux servocommandes indépendantes. En conditions usuelles, une seule servocommande est active, l'autre étant amortie. Le plan horizontal réglable est déplacé par l'intermédiaire d'une vis sans fin "fail-safe" mis en rotation par deux moteurs indépendants à puissance hydraulique.

Le contrôle "Normal" suivant l'axe de tangage se fait via les ELAC, la contrôle "Alternate" par les SEC. Les ordres PA sont calculés dans les ELAC. L'activation manuelle du plan horizontal réglable se fait par l'intermédiaire d'un volant de trim.

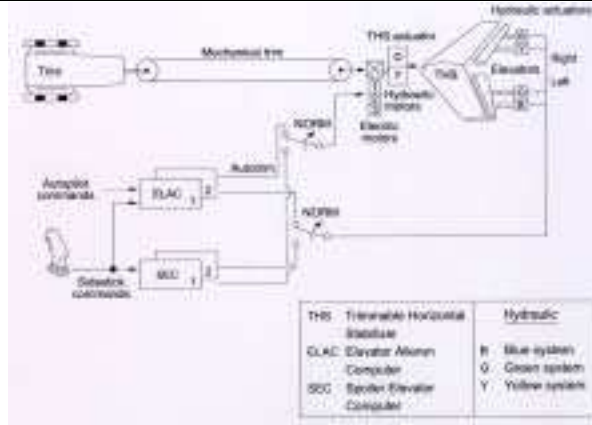


Figure 9 : La chaîne de commande du tangage

3.3.6. La commande du lacet

La commande des mouvements de l'avion suivant l'axe de lacet est faite grâce à une gouverne de direction actionnée par trois servocommandes indépendantes et commandée mécaniquement à partir des pédales du palonnier. Un dispositif à ressorts permet de maintenir les servocommandes dans une position neutre lorsqu'une panne survient. En conditions normales, le braquage de la gouverne de direction est fournie par les FAC que ce soit en pilotage manuel ou automatique. Les ordres de trim manuel sont données à partir d'un bouton situé sur le pylône central. La course de la gouverne de direction est limitée en fonction de la vitesse air.

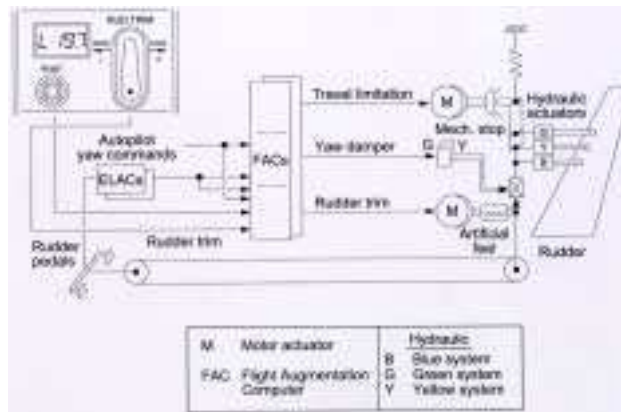


Figure 10 : La chaîne de commande du lacet

3.3.7. La commande des becs et des volets

La commande des dispositifs de portance est réalisée sur chaque aile par :

- 5 becs sur le bord d'attaque,
- 2 volets sur le bord de fuite,
- 1 aileron.

Les becs et les volets sont pilotés par des systèmes hydromécaniques identiques constitués de :

- Power Control Units (PCU),
- Boîtes de transmission différentielle et d'arbres de transmission,
- Actionneurs tournant.

Ils sont électriquement commandés via les SFCC par une manette de position au niveau du CSU (Command Sensor Unit). Il existe de nombreux dispositifs de prévention de pannes et de surveillance au sein du FWC (Flight Warning Computer).

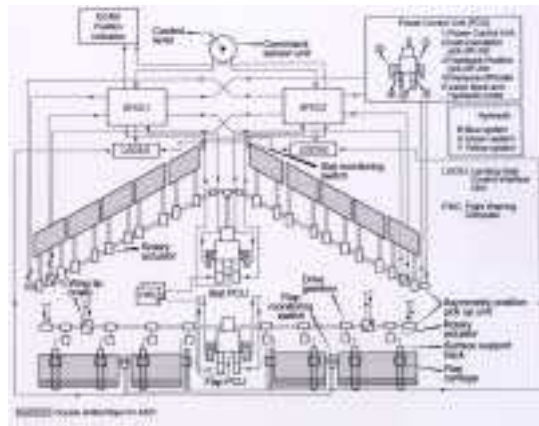


Figure 11 : La chaîne de commande des becs et volets

4. LE SYSTEME DE FREINAGE ET LES TRAINS D'ATERRISSAGE (ATA 32)

4.1. Généralités

4.1.1. Les trains d'atterrissage

L'A320 est un tricycle conventionnel dont les trains sont rétractables et munis d'amortisseurs. Le train d'atterrissage est conçu pour une durée de vie moyenne de 60000 atterrissages et satisfait les exigences FAR et JAR.

La commande des trains d'atterrissage se fait électriquement en utilisant des capteurs spécifiques et deux calculateurs indépendants dédiés, les LGCIU (Landing Gear Control and Interface Units).

4.1.2. Le système de freinage

Le système de freinage est constitué de pneumatiques radiaux, de freins à disques en carbone et de dispositif individualisé d'anti-patinage. Le freinage automatique se fait de manière basique par un sélecteur fixant trois niveaux de décélération prédéterminés.

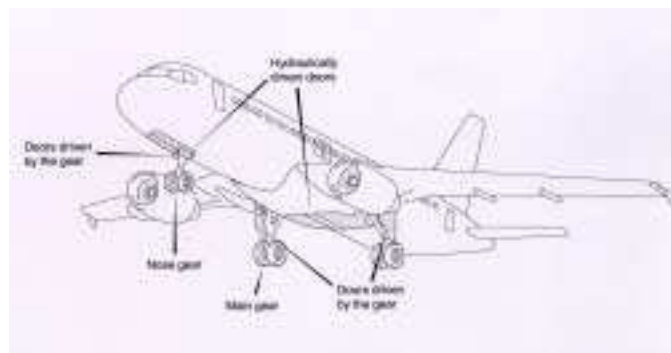


Figure 12 : Disposition des trains d'atterrissage

4.2. L'architecture

4.2.1. Les trains principaux

Un train principal est constitué de nombreuses pièces en alliages divers (aluminium, acier,...). L'une d'elles est un amortisseur à double chambre. Toutes les surfaces (internes et externes) sont traitées contre la corrosion. Le graphique suivant montre schématiquement un train principal :

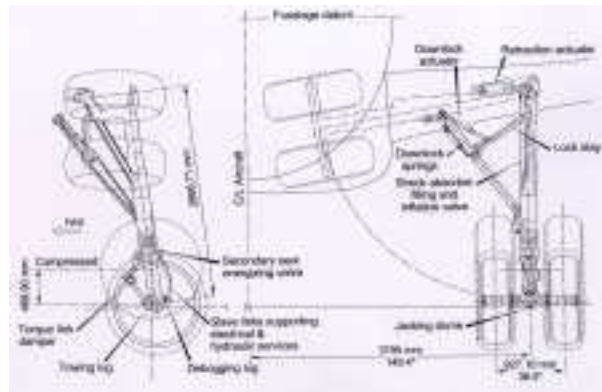


Figure 13 : Description des divers composants d'un train principal d'A320

4.2.2. La roulette de nez

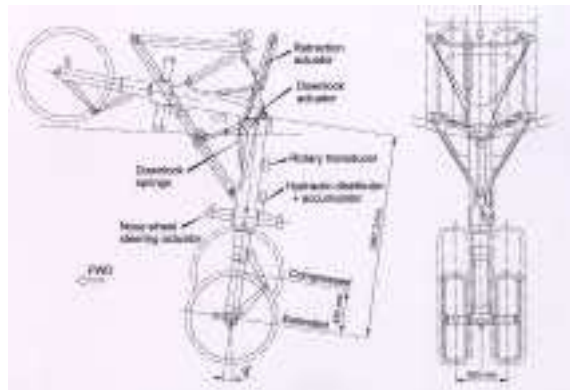
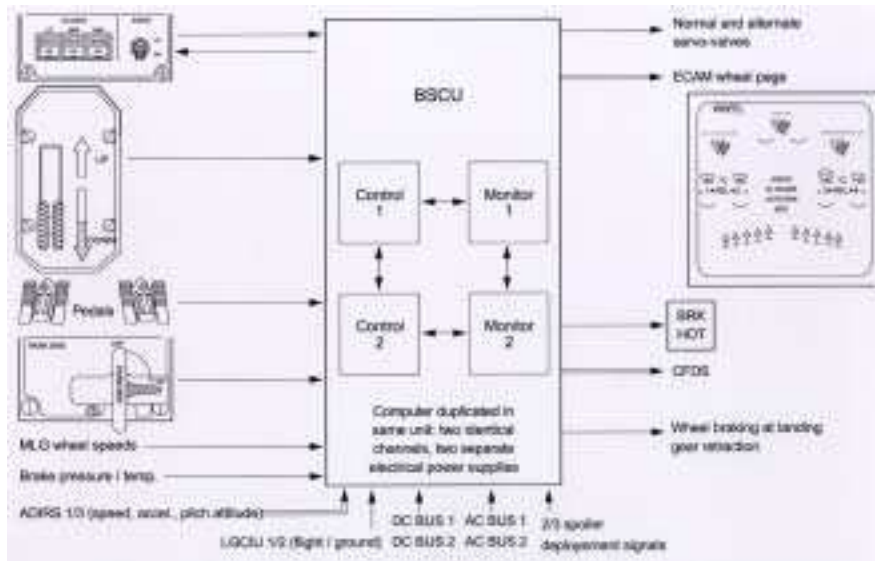
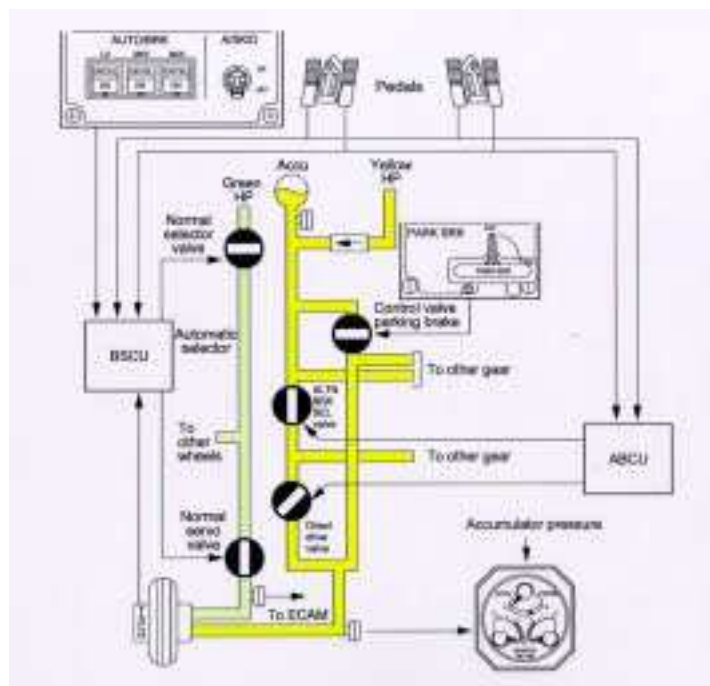


Figure 14 : Description des divers composants de la roulette de nez d'un A320

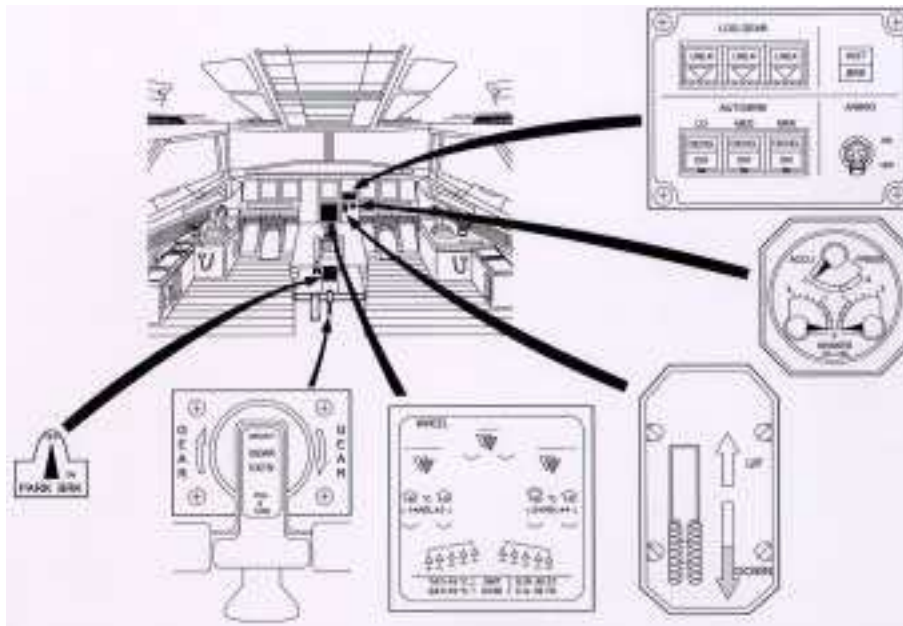
4.2.3. Architecture du BSCU (Brake and Steering Control Unit) et de ses interfaces



4.2.4. Description du système électro-hydraulique de freinage



4.2.5. Emplacement des organes de commande du freinage et des trains au sein du cockpit



4.3. Les diverses fonctions de ce système

4.3.1. Le système de braquage de la roulette de nez

Le braquage de la roulette de nez est réalisé par un seul actionneur. La roulette est par ailleurs commandée électriquement à partir du volant présent dans le cockpit communément appelé "tiller". Le débattement à faibles vitesses est de $\pm 75^\circ$ via le tiller et, à hautes vitesses, de $\pm 6^\circ$ via les pédales du palonnier. Après le décollage, un dispositif permet de ramener la roulette de nez à sa position neutre. Le schéma suivant décrit les divers composants constitutifs du système de braquage de la roulette de nez :

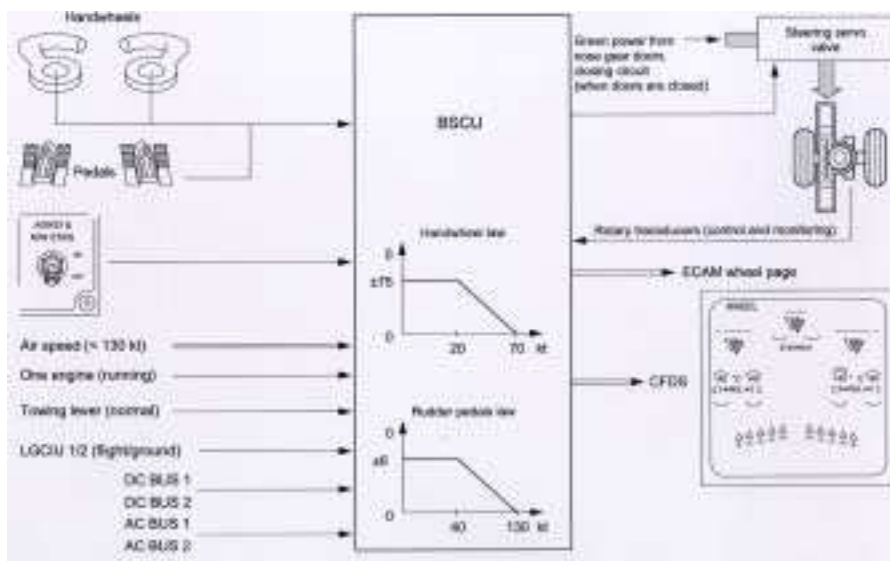


Figure 18 : Description des divers composants du système de braquage de la roulette de nez d'un A320

4.3.2. Le système de commande des trains principaux

Ce système commande électriquement les séquences de rétraction et d'extension des trains et des portes de trains par l'intermédiaire des LGCIU. L'alimentation hydraulique des actionneurs de ce système est automatiquement coupée pour des vitesses supérieures à 260 nœuds. En cas de panne, une manette d'urgence située sur le pylône central permet l'extension des trains d'atterrissage mécaniquement et par gravité. Le schéma suivant en décrit tous les composants :

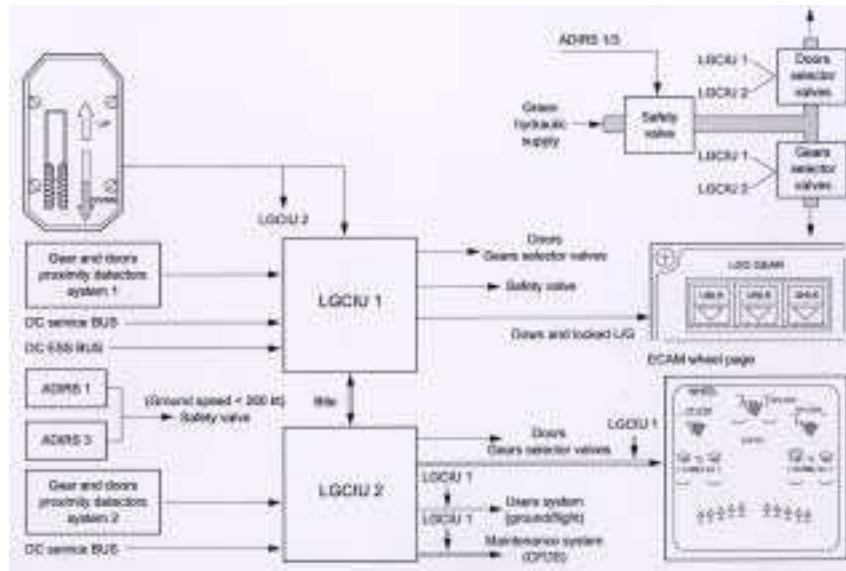


Figure 19 : Description des divers composants du système d'extension/rétraction des trains principaux

4.3.3. Le système de freinage

Le BSCU (Braking and Steering Control Unit) réalise toutes les fonctions de freinage : anti-patinage, freinage automatique et indication de température des freins. Il commande aussi le braquage de la roulette de nez et assure l'interface avec les système de maintenance. Le système de freinage inclus divers modes :

- Freinage "Normal",
- Freinage "Alternate" avec Anti-Skid,
- Freinage "Alternate" sans Anti-Skid,
- Freinage de park.

Dans le cadre du freinage "Normal", le freinage est réalisé par un dispositif électro-hydraulique (type Brake-By-Wire). L'anti-dérapiage est géré au niveau de chaque roue par le BSCU de sorte à assurer un niveau de freinage optimum tout en évitant le blocage des roues. Les ordres de freinage peuvent être donnés automatiquement par l'intermédiaire de la fonction Autobrake ou manuellement par les pédales du palonnier. L'Autobrake permet de sélectionner trois niveaux de décélération pré-programmés : LOW, MED, MAX. Le niveau MAX est utilisé lors du décollage dans le cas d'éventuel Rejected Take-Off (RTO).

5. LE SYSTEME DE NAVIGATION (ATA 34)

5.1. Généralités

Le système de navigation est composé :

- D'un FMGS (Flight Management Guidance System) permettant de réaliser les principales tâches de navigation comme le calcul de la position de l'avion à partir des ADIRS (Air Data and Inertial Reference System), des aides à la navigation (ILS, VOR, DME et ADF), du radioaltimètre et du GPS.
- D'ADIRS fournissant les informations de température, anémométriques, barométriques et inertielles aux EFIS (PFD et ND) et aux autres systèmes (FMGC, FADEC, ELAC, SEC, FAC, FWC, SFCC, ...).
- D'un GPS permettant d'améliorer la connaissance de la position de l'avion calculée dans le FMGC. Par ailleurs, les informations GPS sont envoyées aux ADIRS pour calculer une position hybride GPS-IRS.
- D'autres capteurs comme le radar météo, le radioaltimètre, le GPWS (Ground Proximity Warning System), le TCAS et d'un outil de prédiction de wind-shear.

5.2. L'architecture

Nous présenterons simplement ici une série de planches permettant de mieux comprendre schématiquement le rôle des divers modules dont nous venons de parler et leur constitution.

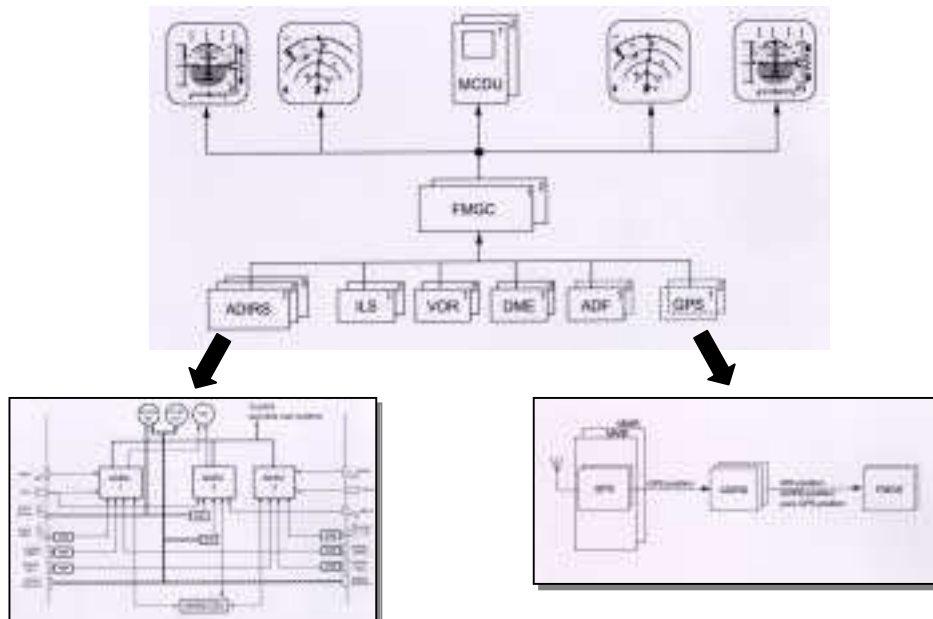


Figure 20 : Description des divers capteurs du système de navigation

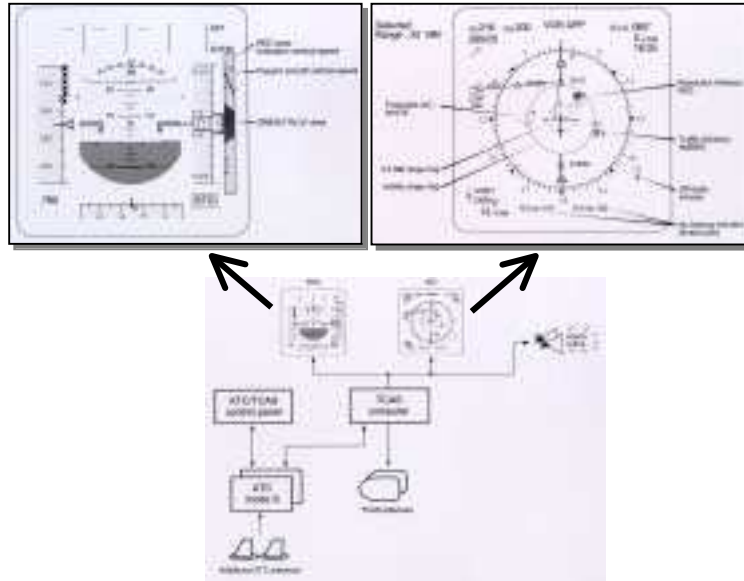


Figure 21 : Architecture TCAS et affichages associés

6. LE SYSTEME DE CONTROLE DE LA POUSSEE

La poussée des moteurs est gérée par l'intermédiaire de manettes situées sur le pylône central du cockpit dont la position est envoyée à un calculateur appelée FADEC (Full Authority Digital Engine Control).

La poussée directe est aussi bien contrôlée automatiquement par l'Auto-Manette (ATS : Auto Thrust System) du système de gestion du vol (FMGS) que manuellement grâce à la manette de poussée. La poussée inverse est uniquement contrôlée manuellement par ces mêmes manettes.

Il faut noter que les manettes ne sont pas actionnées automatiquement lorsque l'Auto-Manette est engagée. En d'autres termes, les manettes ne sont pas motorisées. Le schéma de principe du contrôle de la poussée est le suivant :

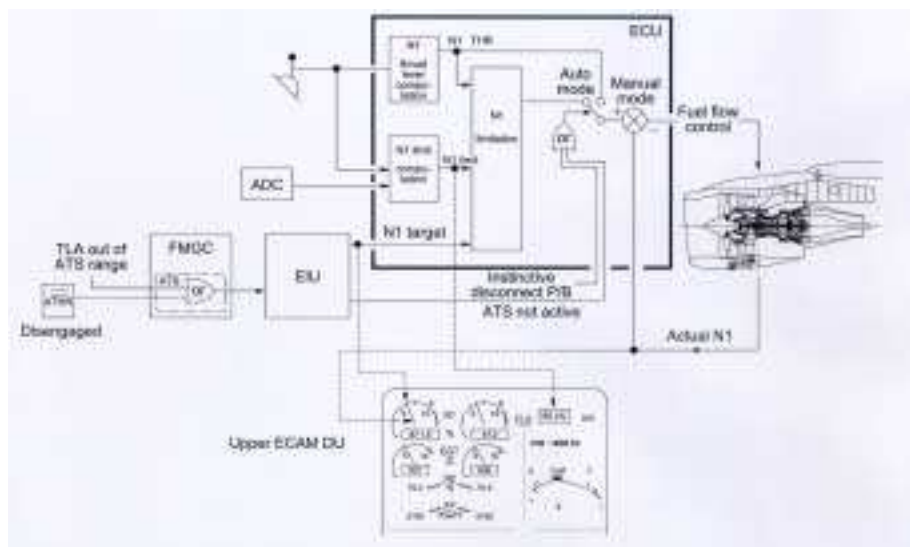


Figure 22 : Schéma de principe du système de contrôle de la poussée

Les ordres envoyés au FADEC permettent alors de calculer des paramètres de poussée limite (N1 limite dans le cas des moteurs CFM). La sélection des modes de poussée se fait directement par la manette des gaz; il y a six positions distinctes. Aussi, la position de ces manettes ne représente pas forcément la poussée réellement délivrée par les moteurs. Ainsi, suivant cette position, le FADEC calcule :

- La ratio de poussée limite,
- Le N1 en mode manuel,
- Le N1 qui peut être réalisé en mode automatique.

La diagramme suivant montre les divers modes opératoires du contrôle de la poussée :

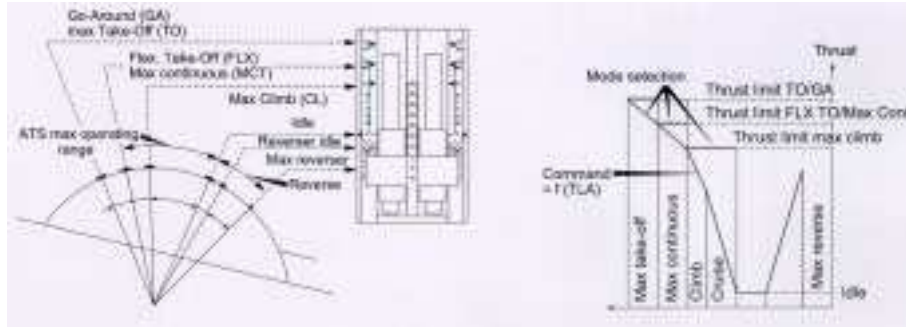


Figure 23 : Les modes opératoires du système de contrôle de la poussée

Il est alors intéressant d'étudier plus précisément le FADEC. Ce calculateur permet de :

- Commander les moteurs de sorte à ce qu'ils fournissent la poussée la plus adaptée pour chaque phase de vol,
- Fournir automatiquement toutes les protections nécessaires aussi bien en manuel qu'en automatique.

Le FADEC permet d'améliorer très sensiblement les performances et la fiabilité des moteurs tout en simplifiant l'architecture des communications entre l'avion et ses moteurs. Il permet aussi de réduire la charge de travail de l'équipage en introduisant des modes automatiques (démarrage, gestion de la poussée, ...). Il est complètement compatible avec les systèmes de commandes de vol électriques et permet, par la même occasion, de réduire sensiblement la consommation de carburant. Il est enfin intéressant de représenter schématiquement comment le FADEC s'intègre dans l'architecture globale :

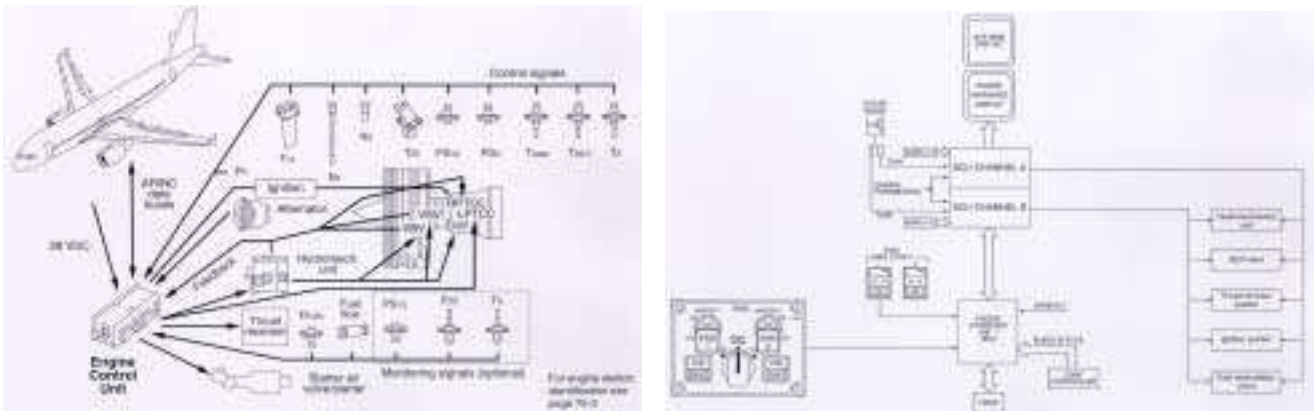


Figure 24 : Le Fadec et les autres systèmes

- ANNEXE III - LE SIMULATEUR SIBROL

1. DEVELOPPEMENT DU SIMULATEUR SIBROL

1.1. Cahier des charges et principes de fonctionnement

1.1.1. Objectif : de SIBMOL à SIBROL

Le service lois de pilotage dispose actuellement d'un simulateur de Bureau modulaire pour l'optimisation des lois (SIBMOL). Ce simulateur permet de réaliser des simulations sur un avion en un point de vol précis. Or il n'existe pas d'outil de simulation dit « de bureau » pour évaluer rapidement des architectures de lois de roulage/guidage au sol. L'objectif de ce stage est donc de créer et développer un tel simulateur : SIBMOL (Simulateur de Bureau de ROuLage). Il est donc nécessaire de se servir de l'expérience SIBMOL et de son principe d'interface. L'idée à long terme est de fusionner les deux outils pour réaliser dans un environnement MATLAB/SIMULINK des approches automatiques. SIBROL disposera d'une interface permettant d'éditer et de visualiser les trajectoires et les états des pistes d'atterrissage. Son principe de fonctionnement repose sur une interface conviviale à partir de laquelle l'utilisateur pourra simuler et tester différentes lois de roulage/guidage au sol sur des avions de type Airbus.

1.1.2. Fonctionnalités

Le simulateur SIBROL permet à l'utilisateur :

- De créer et/ou choisir un modèle d'avion,
- De créer et/ou choisir un type loi,
- De créer et/ou choisir le fichier de gain associé au type de loi choisi,
- De choisir un niveau de complexité de la modélisation de l'avion,
- De créer des sollicitations sur le système
- De créer et/ou de choisir un type de piste et son état (piste sèche, contaminée),
- De gérer la simulation (paramétrage, interruption),
- D'exploiter graphiquement les résultats d'une ou de plusieurs simulations.

1.1.3. Fonctionnement de SIBROL

Le répertoire SIBROL

Le fonctionnement de SIBROL nécessite une architecture de répertoire spécifique. Les sous-répertoires contiennent des programmes spécifiques et/ou sont dédiés à des actions du même ordre. En effet, le programme principal et les programmes générant des interfaces graphiques sont contenus dans le sous-répertoire « Interface » ; les programmes secondaires et autres sous-fonctions sont contenus dans le sous-répertoire « Générique » qui sert un peu de fourre-tout. On peut également distinguer les répertoires « Avion » qui contiennent les constantes spécifiques de l'avion considéré ainsi que les lois et gains associés. Et enfin le répertoire Résultat qui permet de sauvegarder les « Workspaces » issus des différentes simulations effectuées.

Ainsi le répertoire principal « SIBROL » se décompose de la manière suivante pour veiller au bon fonctionnement du programme principal :

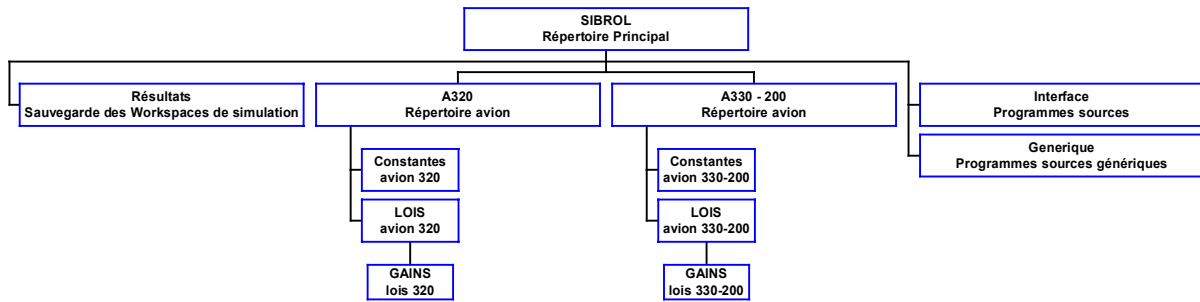


Figure 1 : arborescence et organisation du répertoire SIBROL

Synoptique de fonctionnement

Le fonctionnement de SIBROL se fonde sur une interface principale développée sous MATLAB. Celle-ci repose sur une bibliothèque d'avions caractérisés par des constantes qui leurs sont associées ainsi que des lois de commande elles mêmes caractérisées par des jeux de gains propres. Il intègre également une bibliothèque de pistes permettant de varier la géométrie et l'état de la piste. A partir de cette interface principale, il existe deux possibilités de fonctionnement : l'application d'une simulation en boucle ouverte ou en boucle fermée.

Lors d'une simulation, l'utilisateur choisit un contexte de simulation (avion, loi et gains) en vue de réaliser une simulation. Notons que la simulation en boucle ouverte se fonde sur la simulation d'un schéma SIMULINK comportant uniquement une chaîne directe composée des actionneurs et de l'avion naturel (pas de boucle de rétroaction). Il faut noter que dans ce cas le fichier loi associé retourne des valeurs nulles pour les commandes (fichier loi zero.m et fichier gain zero_gain.m).

Suite à cela, il doit préciser la configuration de l'avion, le type de modèle qu'il désire utiliser et l'initialisation des différents paramètres d'état au point d'impact sur la piste. Il peut également préciser l'état de la piste et la géographie de celle-ci ou bien encore choisir ses paramètres de simulation. Enfin, il paramètre par l'intermédiaire de l'interface de sollicitations les consignes qu'il désire appliquer sur les commandes du système avion. Les sollicitations font l'objet d'une interface propre par le biais de laquelle l'utilisateur a à sa disposition différents types d'excitations possibles : échelon, bruit, sinus, rampe ou fichier (.m). Il faut noter que la génération de ces sollicitations se fait avant la simulation générale ce qui permet de gagner du temps de calcul.

Pour lancer la simulation il lui suffit de valider le bouton « SIMU ». La simulation repose quand à elle sur un schéma SIMULINK global qui prend en compte l'ensemble des informations saisies au sein de l'interface principale et les différentes sollicitations du système saisies par l'utilisateur.

Les résultats de la simulation sont mémorisés dans un fichier tampon de type .mat puis sont visualisables par une interface dédiée à cette utilisation (Interface Tracé). Elle donne accès à trois planches principales et une planche paramétrable. Elle permet également de procéder à une superposition entre les résultats de la simulation courante et ceux d'une simulation précédente.

Le synoptique suivant explicite graphiquement les explications précédentes :

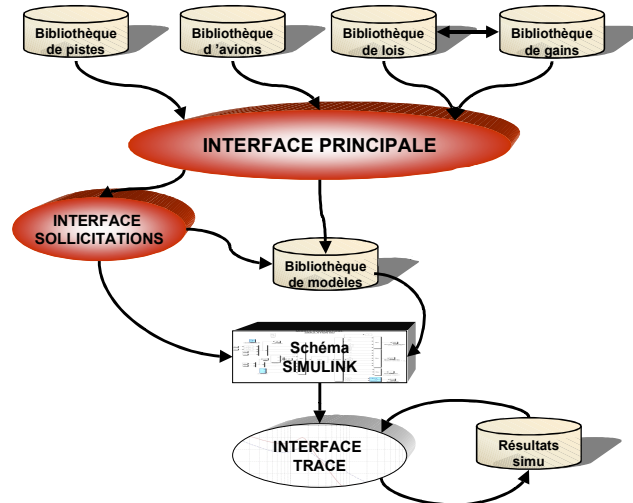


Figure 2 : synoptique de fonctionnement du simulateur SIBROL

1.2. Une interface conviviale

1.2.1. Présentation rapide de l'interface

Le simulateur SIBROL repose sur une interface simple d'utilisation et relativement synthétique. Elle se compose de différents éléments correspondant aux diverses étapes d'une simulation (contexte, initialisation des paramètres de roulage, sollicitation du système avion et paramètres de simulation) et à l'interprétation de celles-ci (tracés graphiques, comparaison de résultats). De plus, une partie de l'interface est dédiée à l'environnement piste et à la génération de sa géographie. Cet outil de développement se base, comme nous l'avons précisé précédemment, sur un environnement Matlab/Simulink. Dans ce cadre, nous avons essayé d'utiliser les outils les mieux adaptés pour réaliser ce type de simulateur (GUIDE).



Figure 3 : fenêtre principale du simulateur SIBROL

1.2.2. L'outil de développement : le fonction GUIDE sous MATLAB

Présentation de l'outil

En vue de réaliser une interface simple, nous avons utilisé l'outil « GUIDE » avec lequel on peut créer et personnaliser les interfaces graphiques de ses propres applications de façon visuelle et intuitive. Cet outil se présente sous la forme d'une fenêtre principale contenant les outils de création (panneau de contrôle) et une fenêtre vierge pour la création de l'interface. L'enregistrement des interfaces générées par cet outil, i.e. l'enregistrement de la figure contenant cette interface, crée un fichier .m et un fichier .mat de même nom contenant le code et les valeurs numériques de certains paramètres des « ui-control » ou des « ui-menu » contenus dans l'interface. Le panneau de contrôle permet la création d'objets graphiques tels que :

- Axes (graphiques),
- Pushbutton (bouton de commande ou bouton poussoir),
- Text (texte statique non modifiable par l'utilisateur),
- Edit (texte éditable),
- Listbox (liste simple),
- Popumenu (menus déroulants),
- Checkbox (case à cocher) et Radiobutton (bouton d'option à choix exclusifs),
- Frame (cadre),
- Slider (barre de défilement).

Le panneau de contrôle permet de lancer différents outils inhérents à la création d'interface graphique :

- Guide Property Editor : cet outil permet d'accéder à l'ensemble des propriétés des éléments constituant l'interface graphique et de les modifier,
- Guide Callback Editor : cet outil permet d'associer un code à exécuter lors de l'activation de contrôles dits actifs (boutons radio, cases à cocher, barre de défilement, texte éditable, et liste simple) Ce code qui peut être une liste de commandes ou un fichier .m (script ou fonction) doit être associé à la propriété « Callback ». Cet éditeur permet de faire cette association ainsi que l'édition d'autres propriétés événementielles dépendantes du type de contrôle utilisé,
- Guide Alignment tool : cet outil permet d'aligner des contrôles en les sélectionnant puis en choisissant le type d'alignement,
- Guide Menu Editor : cet outil permet d'accéder aux éléments constitutifs de la barre de menu (si celle-ci existe) et d'en modifier le contenu voire d'en générer de nouveaux.

Remarques utiles lors de l'utilisation

Lors de l'utilisation de cet outil, il est possible de choisir entre deux modes d'activation des fenêtres : le mode création (controlled) et le mode exécution (active). Nous avons pu remarquer que le passage d'un mode à l'autre et plus particulièrement du mode exécution au mode création provoque une corruption du fichier source généré par le GUIDE. Pour éviter les désagréments inhérent à ce type d'utilisation, nous recommandons d'utiliser le GUIDE en mode création. Pour tester l'interface en mode exécution, il est préférable de quitter la fenêtre GUIDE et de fermer la fenêtre contenant l'interface. L'exécution de la fonction associée à l'interface directement à partir de Matlab permet de la tester sans corrompre le travail déjà effectué.

Il est intéressant de noter que le script généré par le GUIDE n'est pas forcément très compréhensible car les valeurs des « handles » sont écrasées au fur et à mesure. Ainsi, si l'utilisateur veut modifier le script associé à son interface, il est préférable d'utiliser la propriété « Tag » associée aux contrôles.

Cela permet de repérer facilement le contrôle et de retrouver facilement le handle associé à ce contrôle. La fonction « findobj » est très utile pour réaliser ce type de manipulation.

Il peut être également intéressant de créer des liens entre différents contrôles. Cela peut être utile pour bloquer l'activation de contrôle par exemple. Pour cela, il existe une propriété associée à un contrôle dénommé « UserData ». Cette propriété permet d'associer à un contrôle un groupe de handles spécifiques à différents contrôles. Cela permet de simplifier la recherche et/ou la modification globale de propriété d'un groupe de contrôles.



Figure 4 : fenêtre MATLAB de l'outil GUIDE

2. MISE EN ŒUVRE ET PREMIERES SIMULATIONS

Cette partie a pour but de faciliter la prise en main du simulateur SIBROL. Elle décrit brièvement le mode opératoire à réaliser avant de lancer SIBROL et énumère l'ensemble de fichiers utilisés dans ce simulateur

NB : Il est important de lire attentivement le chapitre précédent avant de lancer toute simulation pour comprendre l'interfaçage de ce simulateur.

2.1. Installer SIBROL

Lors de l'installation de SIBROL, il est important de configurer le compte utilisateur. Cette opération est à réaliser seulement lors de la première utilisation.

- L'utilisateur doit dans un premier temps recopier l'ensemble du répertoire SIBROL (sous-répertoires compris) sous son compte.
- L'utilisateur doit alors mettre à jour les chemins utilisateurs MATLAB sous son compte. Pour ce faire, il doit modifier le fichier caché ".MATLABPATH." et ajouter les chemins des trois répertoires suivants : "SIBROL", "Générique" et "Interface". Cette action permet de rendre exécutable les programmes principaux de ce simulateur.

L'utilisateur a alors terminé l'installation de SIBROL

2.2. Configuration de base

La version de base du simulateur SIBROL contient par défaut les données propres à un avion de type A320 (dossier A320). Ce répertoire contient des fichiers types qui sont très importants pour une bonne exécution de ce simulateur. Ainsi, le fichier "constante_avion.m" contient l'ensemble des données avion qui caractérisent l'aérodynamique, les caractéristiques géométriques et inertielles nécessaires au bon fonctionnement de SIBROL. Les fichiers contenus dans le "LOI" et "GAIN" contiennent les scripts MATLAB permettant de décrire une loi et les gains qui lui sont associés.

En ce qui concerne l'environnement, le dossier "PISTES" contient les informations types qui sont également nécessaires au bon fonctionnement du simulateur : le dossier "Etats" contient le script type permettant de générer un état de piste (par défaut la piste est sèche) et le dossier "Géographie" contient un script type permettant de caractériser géométriquement une piste (les bretelles de sorties peuvent être spécifiées dans ce script).

2.3. Lancer une simulation

Nous allons décrire par la suite l'ensemble des étapes à satisfaire pour réaliser une simulation.

2.3.1. Etape 1 : le contexte de simulation

Cette partie de l'interface permet de spécifier au noyau du simulateur le contexte de simulation et de préciser le type de simulation. Ce choix se fait par un bouton de menu permettant de choisir entre un mode « BF » correspondant à une simulation en boucle fermée et un mode « BO » permettant de réaliser des simulations en boucle ouverte. La simulation en boucle ouverte permet de procéder à des regroupements entre diverses simulations et des mesures provenant d'autres simulateurs (OCAS, fichier de mesures provenant des essais en vol), mais également de procéder par cet intermédiaire à l'identification de paramètres. L'interface se présente comme suit :



Figure 5 : écran de contexte de simulation

Nous entendons par « contexte » la spécification du type d'avion qui fait l'objet de cette simulation, la loi de commande que l'on souhaite tester et le fichier de gain associé à cette loi. Le choix de l'avion repose sur le choix d'un fichier intitulé de la manière suivante : « nom_avion.m ». Ce fichier est vide et permet de spécifier au noyau le dossier de travail courant, i.e. le répertoire contenant les spécificités de l'avion (constantes de l'avion, lois associées à ce type d'avion). Concernant les lois, il a été prévu un moyen permettant d'éviter l'association d'un mauvais fichier de gain vis à vis du fichier de loi choisi. L'association existante entre un fichier de type loi et un fichier de type gain se fonde sur une comparaison des noms de ces fichiers. Ainsi, on associera un fichier de gain (.m) nommé « nomloi_gain.m » à un fichier loi nommé « nomloi.m ». Les noms de ces fichiers devront nécessairement se correspondre pour valider la saisie du contexte de simulation. De plus, il est intéressant de noter que le contexte de simulation est sauvegardé à chaque modification de celui-ci. Ceci permet de mémoriser le dernier contexte de simulation et de le recharger lors de la prochaine utilisation du logiciel SIBROL (la mémorisation se fait d'un fichier .mat appelé « ~contexte.mat »).

Une fois le contexte de simulation validé, convient d'utiliser différents niveau de complexité de modélisation de l'avion. On peut dénombrer 6 modèles différents :

- 4 modèles de synthèse,
- 2 modèle d'analyse.

La sélection du type de modèle que l'on souhaite utiliser lors de la simulation se réalise par l'intermédiaire de trois boutons validant ou non les caractéristiques suivantes : fonctionnement de l'Antiskid, prise en compte des effets de charge sur la roulette de nez, complexité du modèle (avion à plat ou non).



Figure 6 : écran de choix de modèle

Le choix réalisé, on affecte au modèle tampon « modèle.m » le fichier de modélisation correspondant aux caractéristiques choisies. Cette affectation est réalisée dans un fichier appelé initvar.m.

2.3.2. Etape 2 : les paramètres de simulation

Cette partie de l'interface spécifie les paramètres de la simulation, et permet de la lancer ou de la stopper éventuellement.

On retrouve ici les principaux paramètres de simulation utilisés par SIMULINK. Ainsi l'utilisateur peut choisir par le biais de l'interface graphique :

- L'algorithme d'intégration qu'il désire (il faut noter que ces algorithmes correspondent aux algorithmes existant sous SIMULINK dans le cas d'une simulation à pas variable),
- Le pas minimum et le pas maximum d'intégration,
- La tolérance, i.e. l'erreur relative maximale,
- L'état de fonctionnement du mode « ZeroCross » : ce mode permet de revenir à un pas de calcul en arrière dans le cas où la simulation aboutit à des non-linéarités lors du calcul (cassures brutales). Il est fortement conseillé de ne pas valider ce mode de simulation car celui-ci a tendance à faire exploser les temps de simulation.



Figure 7 : écran des paramètres de simulation

L'utilisateur dispose également de deux boutons permettant respectivement de lancer une simulation où de la stopper si besoin est.

2.3.3. Etape 3 : l'initialisation et les sollicitations

Cette partie de l'interface se décompose en trois parties :

- une partie dédiée à l'initialisation du point d'impact (vecteur d'état),
- une partie dédiée à la configuration de l'avion,
- une partie dédiée à la configuration de la piste et à l'édition des sollicitations.

L'ensemble des initialisations du système avion se fait par le biais de cette zone de l'interface. L'utilisateur peut préciser les caractéristiques du point d'impact de l'avion sur la piste, i.e. les orientations et les vitesses initiales de l'avion. **Il faut noter que le point d'impact ne correspond pas à l'instant où les trains principaux touchent la piste mais au moment où la roulette de nez touche le sol.**

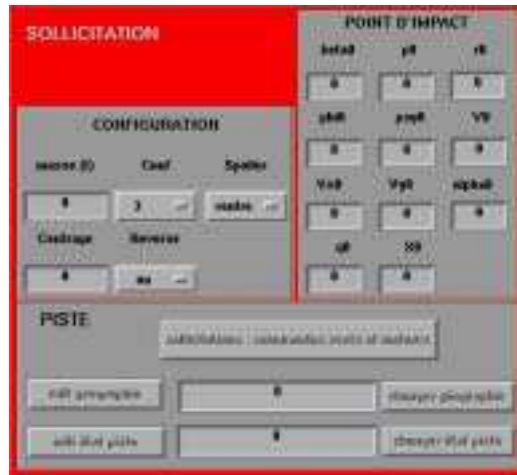


Figure 8 : écran des sollicitations

Remarque : les angles sont à exprimer en degrés, les vitesses angulaires en degrés par seconde, les distances en mètres et les vitesses en nœuds.

L'utilisateur dispose également d'un éditeur de sollicitations qui précise les consignes à appliquer au système.



Figure 9 : éditeur de sollicitations

Cet éditeur de sollicitations fait l'objet d'une interface propre (fonction sollic.m) qui apparaît dès l'appui par l'utilisateur de la touche « sollicitations : ... » dans l'interface principale.

Il existe huit données spécifiques sollicitables : consigne sur la roulette de nez (delta_e), consigne de gouverne (delta_r), les consignes sur les couples de freinage des trains principaux gauche et droit, les vents longitudinaux et latéraux (Wx et Wy) ainsi que les poussées moteurs (gains N1 en %). Les consignes prédéfinies sont de différents types :

- échelon (fonction step),
- rampe (fonction ramp),
- sinus (fonction sinus),
- bruit (fonction bruit),
- fichier *.mat (fonction load).

Exemple

delta_e	<input type="checkbox"/>	step	0,1,5
delta_r	<input type="checkbox"/>	step	0,[10 14],[5 5]

Il suffit à l'utilisateur de saisir le type de fonction et les paramètres correspondant pour valider une sollicitation. Les paramétrages des diverses fonctions sont disponibles sous MATLAB par la commande "help nom_fonction".

Remarque : en ce qui concerne la fonction load, il ne faut pas préciser lors de la saisie le fichier *.mat concerné par cette fonction. Cette saisie se fait à posteriori. De plus, il est important de laisser cette fenêtre ouverte lors de l'exécution d'une simulation.

Les sollicitations sont validées par l'utilisateur par l'appui sur le bouton radio correspondant à chaque ligne. Une fois la saisie de sollicitations effectuées, le noyau du simulateur procède à la mémorisation des paramètres saisis par l'utilisateur au sein de l'interface principale et de l'éditeur de sollicitations dans un fichier de type .mat (function initvar.m) : ~variables.mat.

En ce qui concerne le maquetage de la piste, il a été choisi de paramétrer l'état d'une piste en fonction de sa largeur et de sa longueur. Ainsi on fera correspondre un état de piste en fonction d'une abscisse et d'une ordonnée piste. La représentation la plus adaptée et celle choisie pour ce type d'information semble être une simple matrice d'entier. Les entiers qui la compose reflètent un état piste. Les lignes et les colonnes de la matrice forment un maillage latéral et longitudinal de la piste. Ainsi une sous matrice peut très bien modéliser une zone de la piste. La prise en compte de ces zones sur la piste nécessite de connaître les positions des trains principaux et de la roulette de nez sur la piste. Ces données sont déduites après un calcul géométrique de la position du centre de gravité de l'avion par rapport au repère piste.

2.3.4. Les résultats graphiques

Interface principale

Cette partie de l'interface permet à l'utilisateur de tracer les résultats d'une simulation. La simulation qui est tracée par défaut est la dernière en date. L'ensemble des résultats de la simulation est sauvegardé dans un fichier .mat nommé ~WStempo.mat. Les explications concernant le fonctionnement de l'interface de tracé des résultats seront décrites par la suite. Il faut noter simplement quelle permet de superposer deux simulations différentes : la dernière effectuée et une précédente au choix de l'utilisateur. Nous avons volontairement limité ce nombre à deux pour une raison de lisibilité des courbes graphiques à l'écran comme sur support papier.



Figure 10 : écran des résultats graphiques

Interface d'exploitation des résultats graphiques

L'interface d'exploitation des résultats graphiques est représentée par une fenêtre MATLAB donnant accès par l'intermédiaire de menus à quatre types de planches.

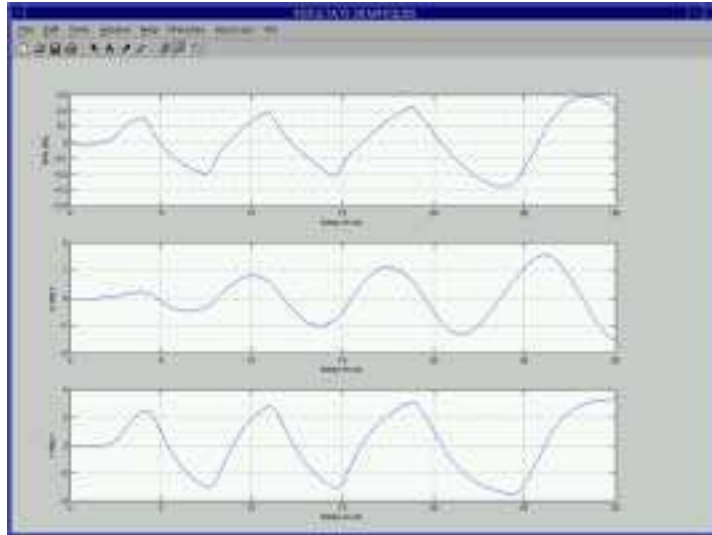


Figure 11 : fenêtre d'exploitation des résultats graphiques

L'utilisateur peut également changer la valeur des abscisses afin de comparer des courbes en fonction du temps ou en fonction de la distance parcourue sur la piste.

On peut dénombrer trois planches fixes et une planche paramétrable dans cette interface. Les planches fixes donnent accès :

- aux données d'entrées : braquage de la gouverne de direction et de la roulette de nez, le couple de freinage moyen et la différence des couples de freinage, la poussée moyenne sur un moteur et la différence des poussées moteurs, et les vents latéraux et longitudinaux.
- aux états : incidence, vitesse de tangage, roulis, vitesse de roulis, cap, vitesse de lacet, dérapage sol et demi somme des vitesses angulaires des roues des trains principaux.
- aux trajectoires : distance, vitesse longitudinale, accélération longitudinale, écart latéral, vitesse latérale et accélération latérale.

La planche paramétrable permet de réaliser des planches personnalisées. L'utilisateur choisit dans une liste de variables disponibles les variables qu'il souhaite tracer. Suivant leur nombre, la mise en page se fait automatiquement.

En ce qui concerne la superposition de planches, l'utilisateur a accès, par l'intermédiaire du menu « WS », à une fenêtre de choix. Celle-ci lui permet de choisir un fichier .mat contenant les résultats d'une simulation antérieure. Il faut noter que le mode superposition est toujours validé tant que la fenêtre n'est pas fermée ou encore tant que l'utilisateur n'a pas resélectionné le Workspace courant (~Wstempo).

De plus, l'utilisateur dispose des outils classiques de manipulation des figures sous MATLAB par l'intermédiaire d'une barre à outil disposant des fonctions de zoom ou encore d'édition de texte.

2.3.5. Visualisation de la piste

Initialement, la visualisation de la piste consistait à tracer l'évolution du centre de gravité de l'avion dans le référentiel piste en temps réel. En effet cela revenait à tracer par l'intermédiaire d'une fonction MATLAB la position latérale de l'avion en fonction de la longueur parcourue par celui-ci sur la piste. Or ce type de programmation a fortement tendance à ralentir les calculs et par conséquent à augmenter de manière significative le temps de simulation. Pour un soucis de confort d'utilisation et de gain de temps, il est clair que ce type tracé est beaucoup trop pénalisant. C'est pourquoi, nous lui préférons

un tracé à posteriori qui permet de gagner en temps de calcul. Il est clair que cela ne permet pas de stopper la simulation si on constate que la trajectoire attendue n'est pas celle désirée mais cette solution permet de gagner un temps précieux.

2.4. La base de la simulation : le noyau SIMULINK

Ce simulateur de bureau repose comme nous l'avons expliqué précédemment sur une interface MATLAB mais également sur un schéma de simulation SIMULINK. C'est cette partie simulation qui nous intéresse ici. Ce schéma comporte différents sous-ensembles :

- Actionneurs : contenant les modèles actionneurs. Il contient les modèles des actionneurs (modèle de roulette de nez par exemple), les filtres et les saturations en vitesse et en position propres à chacune des commandes.
- Environnement : contenant les paramètres de température et de pression extérieures, (utiles pour les générateurs de poussée),
- Vent : contenant un générateur de vent,
- Piste : précise la topographie et l'état de la piste. Il contient les caractéristiques de la piste : longueur, largeur et états de la piste. La simulation est stoppée si l'avion sort de la piste (limites en abscisse et en ordonnée). L'état de la piste est retourné au modèle avion afin de déterminer la valeur du coefficient d'adhérence au point de fonctionnement.
- Systèmes : contenant le type de loi et l'acquisition des consignes. Il repose sur une fonction MATLAB contenant le script de la loi (loi.m). Ce fichier est modifié automatiquement à chaque changement de loi (suivant le desiderata de l'utilisateur). Les consignes sont les résultats des sollicitations choisies par l'utilisateur. Notons que le générateur de poussée est contenu dans ce sous-ensemble.
- Avion : contenant le modèle avion.

Son architecture est volontairement fixe. Les différents paramètres saisis par l'utilisateur par l'intermédiaire de l'interface principale valident ou non certains éléments du schéma ou bien encore modifient les fichiers ressources par défaut, i.e. la modification du fichier loi (*.m) et/ou du fichier modèle (*.m) selon les cas. Cette architecture est la suivante :

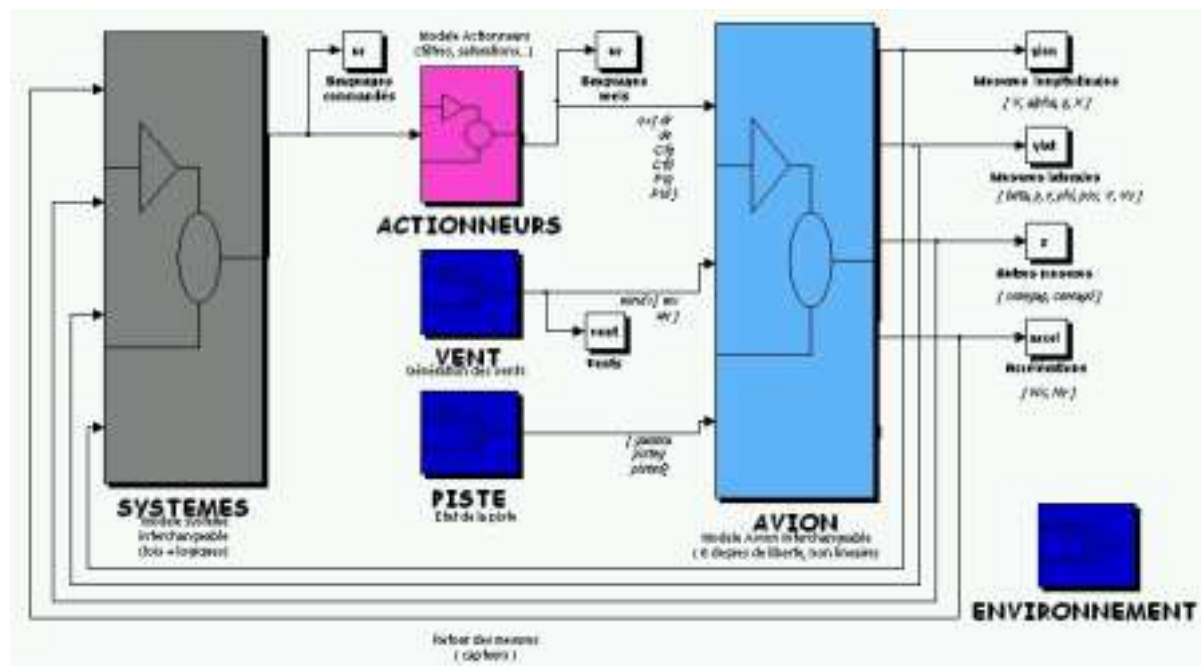


Figure 12 : schéma SIMULINK de SIBROL

Nous pouvons constater d'après la figure précédente que l'utilisateur a accès à l'ensemble des paramètres d'entrées et de sorties du système.

Par la suite nous nous intéresserons plus particulièrement au sous-système « avion » qui contient le modèle du système.

2.4.1. Des modèles temporaires : appel de la fonction modèle.m

La modélisation de l'avion est régie par différentes équations (Cf chapitre 2). Ces équations se multiplient et se complexifient avec la richesse du modèle. De plus les expressions de certains paramètres, comme les charges s'exerçant sur les trains, font également preuve d'une complexification en fonction du modèle. C'est pourquoi, dans un souci de lisibilité des modèles mais également de simplification, nous avons décidé de traduire les équations régissant les mouvements de l'avion au sol sous forme de force. Le passage par une notion de force est nettement plus simple qu'une représentation d'état pour diverses raisons : aucun calcul d'équilibre (point de fonctionnement) et conservation des non-linéarités présentes dans le système.

Pour transcrire, ces équations sous formes logicielles, nous avons élaborer une fonction S nommée « modèle.m », qui régit les mouvements de l'avion au sol. Cette fonction est l'unique artifice possible pour retranscrire sous SIMULINK la modélisation qui a été faite de l'avion. Nous allons préciser son architecture et son fonctionnement.

Les fonctions S

Lorsqu'on crée un modèle SIMULINK, une nouvelle fonction, appelée fonction S (SystemFunction) est générée sous MATLAB. Cette fonction définit le système dynamique modélisé. La syntaxe de toute fonction S est :

$$sys = nom-systeme(t, x, u, flag)$$

- nom_systeme : nom du modèle créé sous SIMULINK,
- t : temps,
- X : vecteur d'état du système,
- U : vecteur d'entrée du système,
- Flag : paramètre qui contrôle les données de retour de la fonction.

Cette syntaxe générique permet de représenter la simulation de systèmes continus, discrets, mixtes, etc. Le paramètre flag peut prendre 5 valeurs différentes, qui contrôlent les types de données retournées par la fonction S dans la variable sys :

- flag =0 : retour des dimensions des paramètres et des conditions initiales,
- flag =1 : la fonction S retourne la dérivée du vecteur d'état,
- flag =2 : retour du vecteur d'état discret x (n+1) ,
- flag =3 : retour du vecteur de sortie y,
- flag =4 : la fonction S retourne l'intervalle de temps discret futur.

Dans notre cas, nous utilisons uniquement les valeurs de flag :0, 1 et 3.

Architecture de la fonction modèle.m

Cette fonction est une S fonction tampon intégrée dans le schéma SIMULINK global de SIBROL. Son nombre d'entrées et de sorties est fixe puisque le schéma SIMULINK est figé. Or suivant la

complexité du modèle (synthèse ou analyse), certaines entrées sont prises en compte dans le modèle et certaines sorties sont mises à zéro ou non.

Les entrées et les sorties du modèle sont les suivantes :

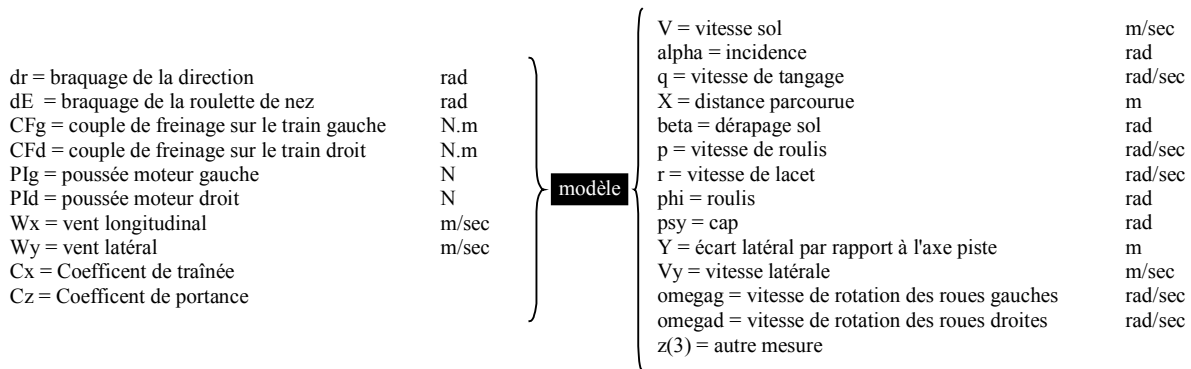


Figure 13 : entrées et sorties du modèle avion

Les différentes S fonctions de modélisation font l'objet d'une architecture commune reposant sur la déclaration des constantes et le calcul des coefficients aérodynamiques dans un premier temps. Dans un second temps, on pré-calculé les coefficients d'adhérence et de dérive, puis les charges en vue d'explicitier les expressions des forces latérales et longitudinales s'exerçant sur les pneumatiques et l'avion. Par la suite, on détermine les valeurs des moments latéraux et longitudinaux. Enfin, on retranscrit les équations de la dynamique latérale et longitudinale en prenant en compte les valeurs précédemment calculées. Il faut noter que la grande difficulté de la retranscription de ce modèle est due à une déclaration hiérarchisée des différents intermédiaires de calcul.

2.4.2. Simulation et récupération des résultats

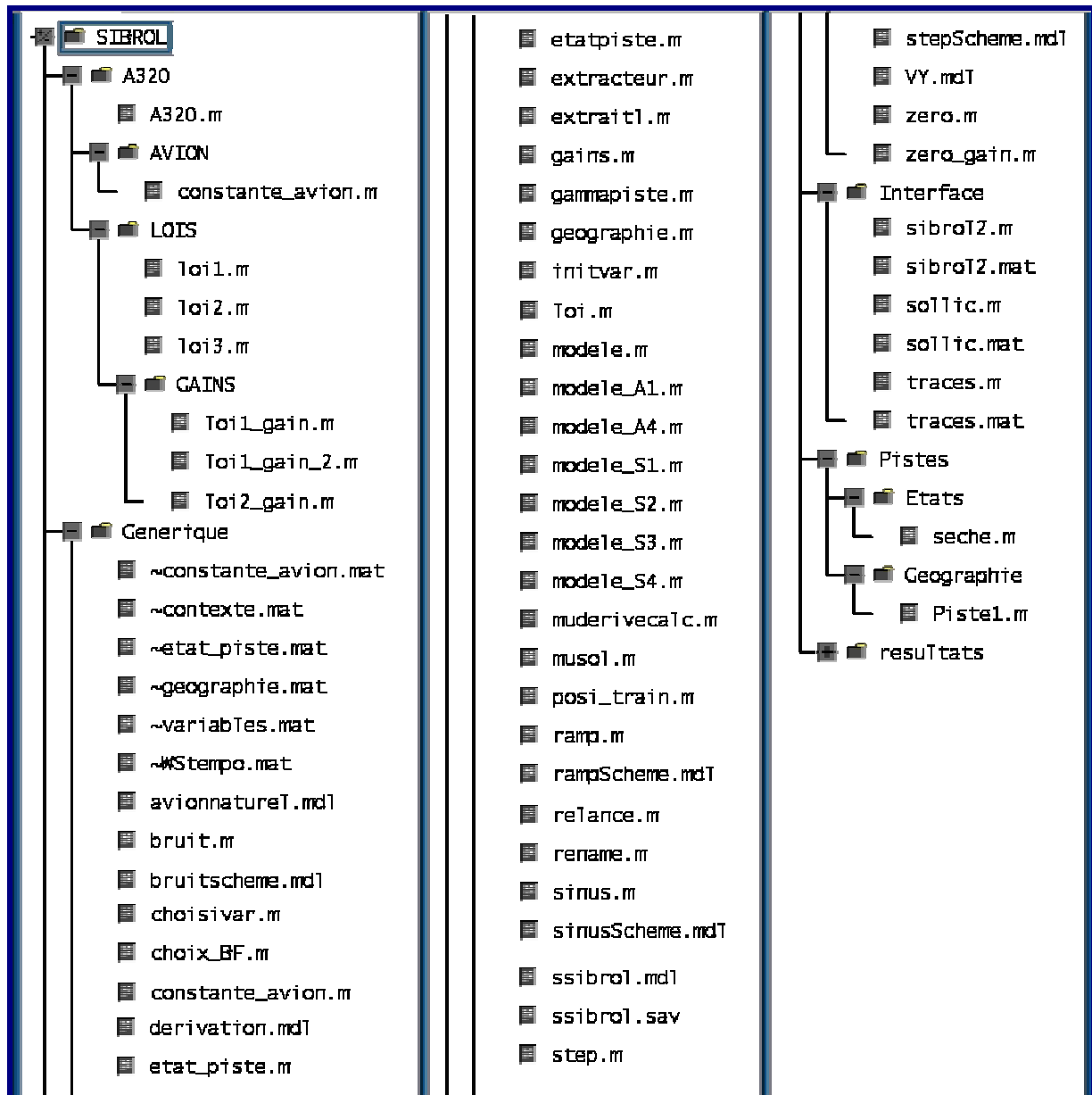
La simulation se décompose en trois temps. Lorsque l'utilisateur appuie sur la touche « SIMU » de l'interface principale, les sollicitations saisies via l'interface correspondante sont générées avant le lancement de la simulation du schéma SIMULINK général. En effet, la génération de ces sollicitations est le résultat d'une simulation sous SIMULINK des schémas respectifs à chaque sollicitation. Les sollicitations connues, les paramètres de simulations sont pris en compte avant de lancer la simulation du schéma général SIMULINK. Les résultats sont alors sauvegardés dans un répertoire « Résultat » sous un nom explicite correspondant au jour et à l'heure de réalisation de la simulation. Ainsi l'utilisateur peut disposer des résultats des différentes simulations qu'il a réalisées et ce à n'importe quel instant.

3. LA PROGRAMMATION : ORGANISATION

Cette partie a pour objectif de décrire rapidement l'organisation du répertoire SIBROL et d'énumérer les programmes et les fonctions utilisées par le simulateur.

3.1. Organisation du répertoire SIBROL

Si on s'intéresse à la version de base de SIBROL, on peut constater que son architecture est structurée et organisée de la manière suivante :



Nous allons distinguer deux types de répertoires : les répertoires de donnée et les répertoires liés à l'exécution du simulateur. Nous pouvons associer à ce premier type les répertoires suivants : AVION, LOIS et PISTES. Les informations qu'ils contiennent sont génériques et modifiables par l'utilisateur (aspect modulaire du simulateur) suivant une certaine mesure : le fichier "constante_avion.m" contenu dans chaque répertoire avion en est une bonne illustration. En effet, il est possible de modifier les valeurs des variables, mais son emplacement dans le répertoire avion ne doit pas être modifié. En ce qui concerne le répertoire GAINS il faut préciser que les noms des gains et de lois doivent se correspondre pour être valides : à *nomloi.m* on associe le fichier de gain suivant *nomloi_gain*.m*.

En ce qui concerne l'exécution du simulateur, les répertoires Generique et Interface contiennent à eux deux l'ensemble des scripts MATLAB permettant d'exécuter le logiciel SIBROL. Le répertoire Interface contient l'ensemble des scripts principaux de ce simulateur. Ces scripts permettent la génération de l'interface graphique. De ce fait, ils sont liés à des fichiers .mat portant le même nom. Ces fichiers de données contiennent principalement des informations propres aux interfaces.

3.2. Rôles et objectifs des diverses fonctions utilisées

<i>Nom de la fonction</i>	<i>Rôle et Objectif</i>
REPertoire GEnERIQUE	
Avionnaturel.mdl	Schéma SIMULINK BO de l'avion au sol
Bruit.m	Fonction permettant de créer une sollicitation de type bruit
Bruitscheme.mdl	Schéma SIMULINK assoié à la fonction bruit.m
Choix_BF.m	Fonction permettant de choisir un type de sollicitation
Choisivar.m	Fonction utilisée pour choisir une variable dans une liste.
Constante_avion.m	Fonction tampon contenant les variables avion.
Derivation.mdl	Schéma SIMULINK permettant de dériver une variable.
Etat_piste.m	Fonction tampon générant l'état de la piste
Etatpiste.m	Fonction calculant l'état de la piste au niveau des trains
Gains.m	Fonction tampon contenant les gains de la loi loi.m
Gammapiste.m	Fonction retournant la pente de la piste / position longitudinale de l'avion
Geographie.m	Fonction tampon générant l'état de la piste
Initvar.m	Fonction de mémorisation des données saisies par l'utilisateur au sein de l'interface de sollicitations et de l'interface principale.
Lecadn.m	Fonction permettant de la conversion .adn en .mat
Loi.m	Fonction tampon contenant le script de le loi
Modele.m	S fonction tampon contenant le modele avion au sol
Modele_S1.m	Modele avion de synthèse : antiskid parfait sans effet de charge sur la roulette de nez
Modele_S2.m	Modele avion de synthèse : antiskid parfait avec effet de charge sur la roulette de nez
Modele_S3.m	Modele avion de synthèse : antiskid normal sans effet de charge sur la roulette de nez
Modele_S4.m	Modele avion de synthèse : antiskid normal avec effet de charge sur la roulette de nez
Modele_A1.m	Modele avion d'analyse : antiskid parfait
Modele_A4.m	Modele avion d'analyse : antiskid normal
Muderivecalc.m	Fonction de calcul du coefficient de dérive latéral des pneumatiques (MODELE AGARD)
Musol.m	Fonction de calcul du coefficient d'adhérence au freinage
Posi_train.m	Fonction de calcul de la position des trains principaux sur la piste.
Ramp.m	Fonction permettant de générer une variable de type rampe
Rampscheme.mdl	Schéma SIMULINK associé à la fonction ramp.m
Relance.m	Fonction permettant d'initialiser et de lancer l'interface dédiée aux tracés
Sinus.m	Fonction permettant de générer une variable de type sinus
Sinusscheme.mdl	Schéma SIMULINK associé à la fonction sinus.m
Ssibrol.m	Schéma SIMULINK global de SIBROL (noyau)
Step.m	Fonction permettant de générer une variable de type step
Stepscheme.mdl	Schéma SIMULINK associé à la fonction step.m
Vy.mdl	Schéma SIMULINK permettant de générer la variable Vy pour les fichiers de type ADN
Zero.m	Fichier loi permettant de réaliser des simulations en BO
Zero_gain.m	Fichier gain associé au fichier loi zero.m
REPertoire INTERFACE	
Sibrol.m	Fichier principal permettant de générer l'interface principale et de réaliser la communication entre chaque sous programmes
Sibrol.mat	Données associées à la fonction sibrol.m
Sollic.m	Fichier permettant de générer l'interface des sollicitations
Sollic.mat	Données associées à la fonction sollic.m
Traces.m	Fichier permettant de générer l'interface de tracé des résultats
Traces.mat	Données associées à la fonction traces.m

- ANNEXE IV - PRESENTATION ET ANALYSE DES MODELES PREVISIONNELS DES GAINS LATERAUX DITS "CORNERING GAINS"

Tout d'abord, rappelons que pour pouvoir appliquer les techniques de commande non linéaire :

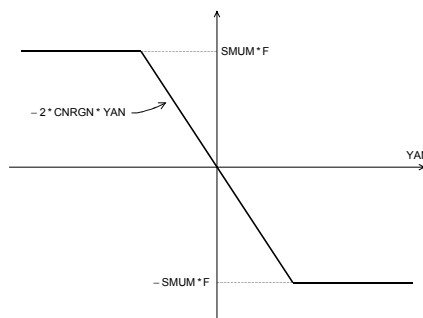
- il est nécessaire d'avoir une connaissance approfondie des équations du système à contrôler,
- de disposer d'un outil de simulation pour la synthèse et l'analyse dudit système.

Une étude bibliographique a été entreprise. Le document de référence ([AGARD,1998]) est à la base du simulateur de bureau sous MATLAB dédié à la synthèse des lois de pilotage guidage de l'avion au sol (simulateur SIBROL). Ce dernier est un outil permettant d'évaluer l'utilité et de mettre en œuvre des techniques modernes de commande non linéaire.

L'objectif de cette partie est de présenter brièvement la modélisation mise en œuvre dans OSMA (Outil de Simulation des Mouvements Avion disponible au Bureau d'étude d'AIRBUS) et celle issue d'un rapport AGARD d'août 1998. Ce dernier document est une synthèse de plusieurs études entreprises depuis de nombreuses années aussi bien en Europe (UK ESDU) qu'aux Etats-Unis (NASA). Par la suite, nous comparons, dans l'environnement de simulation SIBROL (se reporter à l'annexe précédente), un essai au sol à basses vitesses sur A320, le modèle présenté aux chapitres 1 et 2 de la partie 2 et le modèle AGARD. Enfin, on fait la liste des rapports qui ont servi dans le rapport AGARD puis on donne en compléments la modélisation "AGARD" du contact pneu piste et des forces latérales. Il est important de noter que cette modélisation est fournie explicitement en fonction des caractéristiques géométriques du pneu, du type de la piste, de sa contamination, du fait que la roue soit freinée ou non, de la pression du pneu, ...

1. CALCUL DE LA FORCE LATÉRALE F_{LAT} DANS LE MODELE "OSMA"

On se fonde sur la caractéristique suivante :



$$\text{où } \begin{cases} F_{lat} = -2 * CNRGN * YAN \\ F_{lat} = -SMUM * F * \text{sgn}(YAN) \end{cases} \quad \text{si } \begin{cases} |-2 * CNRGN * YAN| < SMUM * F \\ |-2 * CNRGN * YAN| > SMUM * F \end{cases}$$

YAN est l'angle de dérive du pneu et F_{TYRE} , la force normale appliquée sur le pneu. Les coefficients CNRGN et SMUM sont explicités ci-après.

1.1. Calcul de CNRGN

On appelle CNRGN le "Cornering Gain" ou gain latéral. Il est exprimé en Newton par degré. Son expression est la suivante :

$$\text{CNRGN} = \text{CNG}_0 * P_0 * \text{NP} * W^2$$

où P_0 est la pression du pneu, W la largeur du pneu, NP un paramètre suivant les relations :

$$\begin{cases} \text{NP} = \alpha_1 * \text{DR} - \alpha_2 * \text{DR}^2 & \text{si } \text{DR} < \rho \\ \text{NP} = \beta_1 - \beta_2 * \text{DR} & \text{si } \text{DR} > \rho \end{cases}$$

où DR est la déflexion relative donnée par :

$$\text{DR} = \frac{F_{\text{tyre}}}{\text{KT} * \text{DD}}$$

où F_{TYRE} est la force normale appliquée sur le pneu, KT la valeur moyenne de la raideur du pneu et DD le diamètre du pneu.

1.2. Calcul de SMUM

Le coefficient SMUM que l'on pourrait qualifier de "coefficient de début de saturation" dépend uniquement de la vitesse sol et de l'état de la piste suivant les relations suivantes :

- lorsque la piste est sèche (DRY), on a : $\text{SMUM} = \alpha_1 + \alpha_2 * V$,
- lorsque la piste est humide (WET), on a : $\text{SMUM} = \beta_1 + \beta_2 e^{-\frac{V}{\beta_3}}$,
- lorsque la piste est enneigée (SNOWY), on a : $\text{SMUM} = \gamma_1$,
- lorsque la piste est verglacée (ICY), on a : $\text{SMUM} = \delta_1$.

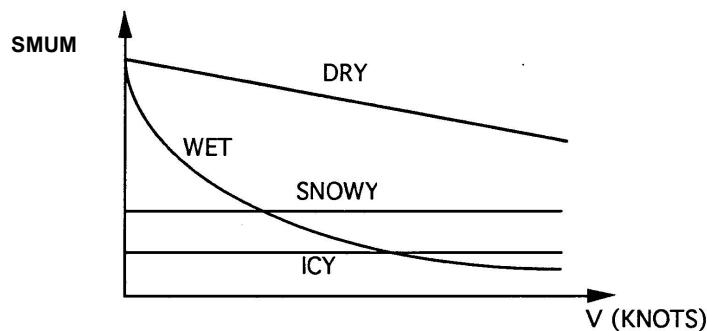


Figure 1 : Coefficient de frottement latéral maximal en fonction de la vitesse

2. CALCUL DE LA FORCE LATÉRALE F_{LAT} DANS LE MODELE "AGARD-NASA"

2.1. Introduction

Depuis les débuts de l'aviation civile à réaction, de nombreux travaux de recherche ont été réalisés sur les facteurs influençant les caractéristiques du contact entre le pneu et la piste. De tels travaux ont, par ailleurs, été entrepris pour développer des dispositifs pouvant prendre en charge le freinage et le contrôle latéral de l'avion lors de la phase sol. Ces forces sont le produit de la force normale sur le pneu (le poids en général), F_z , et d'un coefficient dit de friction, μ . La valeur de ce coefficient dépend de nombreux facteurs. On peut citer, par exemple :

- le type, la texture et la rugosité de la piste,
- le type de contamination de la piste (neige, glace, eau,...),
- le type de pneu, sa pression de gonflage et son usure,
- le type et l'efficacité du dispositif d'anti-patinage,
- et la vitesse de l'avion.

2.1.1. Le freinage

Le freinage est le premier moyen d'arrêter l'avion. Quand les freins sont appliqués, le pneu est contraint de tourner moins vite que la vitesse d'avancement de l'avion. Pour mesurer ceci, on utilise le coefficient de glissement, habituellement exprimé en %. 0% représente une roue non freinée et 100% une roue bloquée. L'anti-patinage est conçu pour moduler la pression de freinage de sorte que la roue freine approximativement entre 15 et 20% de glissement, ce qui est proche du maximum de freinage. On constate que pour des glissement plus important, la force de freinage est plus faible.

Notons que ces forces longitudinales de freinage générées entre le pneu et la piste sont habituellement classées par les coefficients de friction suivants :

- $\mu_{b \max}$, coefficient de frottement de freinage maximum,
- μ_{skid} , coefficient de frottement d'une roue bloquée,
- μ_{eff} , coefficient de frottement effectif déterminé par l'anti-patinage.

2.1.2. Le braquage ou "cornering"

L'autre force essentielle générée par le contact entre le pneu et la piste est latérale. Elle est souvent désignée par l'expression "cornering force". Ces forces latérales sont provoquées lorsque le plan de la roue "forme un angle" avec la direction du mouvement de l'avion et agit perpendiculairement au plan de la roue. Plus l'angle de dérive augmente, plus la force augmente aussi. Dès que la force latérale atteint son maximum, toute augmentation supplémentaire de l'angle de dérive provoque une diminution de la force latérale.

On peut noter que ces forces latérales sont habituellement classées suivant les coefficients de frottement suivants :

- $\mu_{\psi \max}$, coefficient de frottement latéral maximum, lorsque la roue braquée n'est pas freinée,
- $\mu_{\psi \lim}$, coefficient de frottement latéral maximum lorsque la roue est à la fois freinée et braquée.

2.1.3. Phénomènes combinés de freinage et de braquage

Les pneus d'avion génèrent souvent à la fois des forces de freinage et de braquage. De fortes charges normales sur les pneus permettent de conserver une bonne aptitude au freinage et au braquage. Le niveau pour lequel l'efficacité de braquage est dégradée lors de manœuvres combinées (freinage et braquage) dépend fortement du glissement courant du pneu. Lorsque le glissement augmente, la force latérale diminue, et à 100% de glissement (roue bloquée), le pneu ne peut plus générer de force latérale. Lorsque le freinage est contrôlé par l'anti-patinage, le niveau de dégradation de la force latérale dépend essentiellement du niveau de glissement autorisé par le système d'anti-patinage.

La courbe suivante présente les variations des coefficients de frottement de freinage et de braquage en fonction du coefficient de glissement :

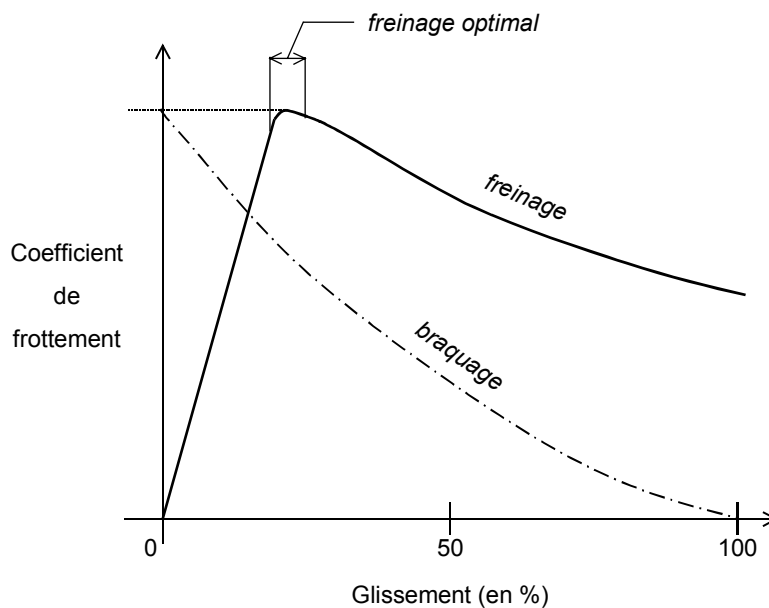


Figure 2 : Evolution des coefficients de frottement longitudinal et latéral en fonction du glissement

2.2. Une modélisation du contact entre la pneu et la piste

2.2.1. Introduction

Le frottement généré par le contact entre le pneu d'un avion et la surface de la piste varie en fonction des conditions de contact comme :

- la contamination de la piste,
- la pression du pneu,
- la vitesse sol de l'avion,
- le freinage de la roue.

On présente ici un résumé de diverses études récentes sur ce sujet qui ont identifié des fonctions analytiques donnant la valeur des coefficients de frottement pour avion de type B747. Ces fonctions sont suffisamment simples pour être utilisées dans des simulations temps réel d'un avion gros-porteur

lors de la phase de roulage au sol. Ces fonctions fournissent une alternatives à la méthode des tableaux de valeurs le plus souvent utilisée.

2.2.2. Quelques remarques

La décélération d'un avion lors d'un freinage de nombreux facteurs. On pense particulièrement au type de piste et de ses irrégularités, à la contamination de la piste par de l'eau, de la glace ou de la neige, au type de pneumatique et à sa pression de gonflage, à la vitesse de l'avion, au chargement des roues et à l'efficacité des freins.

De nombreuses expérimentations au cours des quarante dernières années ont données de nombreux renseignements concernant les effets de ces divers paramètres. Il existe de nombreuses publications en ce qui concerne les pistes sèches ou mouillées; il y a moins de données relatives aux autres types de contaminations. Les modèles présentés ci-après sont issus de ces publications.

2.2.3. Les relations dans le cas des pistes sèches et mouillées

Les relations présentées ici sont issues de références bibliographiques citées à la fin de ce papier. La référence 1 donne :

- la relation donnant $\mu_{b \max}$ en fonction de la vitesse sol et la pression du pneu,
- la relation donnant $\mu_{\text{skid}}/\mu_{b \max}$ en fonction de la vitesse,
- la relation donnant μ_{eff} en fonction de $\mu_{b \max}$ pour un système de freinage adaptatif de type ABS.

La référence 2 fournit :

- la relation entre $\mu_{b \max}$ et $\mu_{\psi \max}$ en pour les pistes sèches et mouillées,
- la relation entre $\mu_{\psi \max}$ et $\mu_{\psi \text{lim}}$.

→ Piste sèche

$\mu_{b \max} = 0.912 * (1 - 0.0011 * p) - 0.00079 * V_{\text{kts}}$ où p est la pression du pneu en psi

$$\mu_{\text{eff}} = -0.03 + 0.94 * \mu_{b \max}$$

$$\mu_{\text{skid}} = \begin{cases} \frac{48.1}{(50.2 + V_{\text{kts}})} * \mu_{b \max} & \text{si } V < 106\text{kts} \\ 0.31 * \mu_{b \max} & \text{si } V > 106\text{kts} \end{cases}$$

$$\mu_{\psi \max} = \mu_{b \max}$$

$$\mu_{\psi \text{lim}} = \mu_{b \max} \sqrt{1 - \left(k_b \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu_{b \max}} \right)^2}$$
 où k_b est le pourcentage de freinage max.

→ Piste mouillée

$\mu_{b \max} = \begin{cases} (0.91 - 0.001 * p)(1 - 0.0052 * V_{\text{kts}}) & \text{si } V < 140\text{kts} \\ 0.265 * (0.91 - 0.001 * p) & \text{si } V > 140\text{kts} \end{cases}$ où p est la pression du pneu en psi.

$$\mu_{\text{eff}} = -0.03 + 0.94 * \mu_{b \max}$$

$$\mu_{\text{skid}} = \frac{(23.2 - 0.031 * p)}{(26.5 + V_{\text{kts}})}$$
 où p est la pression du pneu en psi.

$$\mu_{\psi \max} = 0.64 * \mu_{b \max} + 0.15 * (\mu_{b \max})^2$$

$$\mu_{\psi \text{ lim}} = \mu_{b \text{ max}} \sqrt{1 - \left(k_b \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu_{b \text{ max}}} \right)^2} \text{ où } k_b \text{ est le pourcentage de freinage max.}$$

2.2.4. Les relations dans le cas des pistes inondées, verglacées et enneigées

Les références 3 à 8 ont permis d'écrire les relations ci-après. Elles ont été obtenues grâce à de nombreuses années de recherche au centre de la NASA à Langley. Etant donné qu'il y a beaucoup de dispersion sur les résultats, ces derniers peuvent être sujet à interprétation.

→ Piste inondée

$$\mu_{b \text{ max}} = \begin{cases} 0.2125 - 0.0021 * V_{\text{kts}} & \text{si } V < 80\text{kts} \\ 0.0425 & \text{si } V > 80\text{kts} \end{cases}$$

$$\mu_{\text{eff}} = 0.8 * \mu_{b \text{ max}}$$

$$\mu_{\text{skid}} = \begin{cases} \mu_{b \text{ max}} * (0.8 - 0.004 * V_{\text{kts}}) & \text{si } V < 50\text{kts} \\ 0.6 * \mu_{b \text{ max}} & \text{si } V > 50\text{kts} \end{cases}$$

$$\mu_{\psi \text{ max}} = 0.64 * \mu_{b \text{ max}} + 0.15 * (\mu_{b \text{ max}})^2$$

$$\mu_{\psi \text{ lim}} = \mu_{b \text{ max}} \sqrt{1 - \left(k_b \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu_{b \text{ max}}} \right)^2} \text{ où } k_b \text{ est le pourcentage de freinage max.}$$

→ Piste verglacée

$$\mu_{b \text{ max}} = \begin{cases} 0.049 - 0.00029 * V_{\text{kts}} & \text{si } V < 100\text{kts} \\ 0.02 & \text{si } V > 100\text{kts} \end{cases}$$

$$\mu_{\text{eff}} = 0.8 * \mu_{b \text{ max}}$$

$$\mu_{\text{skid}} = \begin{cases} \mu_{b \text{ max}} * (0.8 - 0.004 * V_{\text{kts}}) & \text{si } V < 50\text{kts} \\ 0.6 * \mu_{b \text{ max}} & \text{si } V > 50\text{kts} \end{cases}$$

$$\mu_{\psi \text{ max}} = 0.64 * \mu_{b \text{ max}} + 0.15 * (\mu_{b \text{ max}})^2$$

$$\mu_{\psi \text{ lim}} = \mu_{b \text{ max}} \sqrt{1 - \left(k_b \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu_{b \text{ max}}} \right)^2} \text{ où } k_b \text{ est le pourcentage de freinage max.}$$

→ Piste enneigée

$$\mu_{b \text{ max}} = 0.185$$

$$\mu_{\text{eff}} = 0.8 * \mu_{b \text{ max}}$$

$$\mu_{\text{skid}} = \begin{cases} \mu_{b \text{ max}} * (0.8 - 0.004 * V_{\text{kts}}) & \text{si } V < 50\text{kts} \\ 0.6 * \mu_{b \text{ max}} & \text{si } V > 50\text{kts} \end{cases}$$

$$\mu_{\psi \text{ max}} = 0.64 * \mu_{b \text{ max}} + 0.15 * (\mu_{b \text{ max}})^2$$

$$\mu_{\psi \text{ lim}} = \mu_{b \text{ max}} \sqrt{1 - \left(k_b \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu_{b \text{ max}}} \right)^2} \text{ où } k_b \text{ est le pourcentage de freinage max.}$$

2.3. Une modélisation des forces latérales

2.3.1. Introduction

Ce modèle est conçu pour être utilisé dans un cadre de simulation temps réel. Il représente les conditions de contact entre le pneu et la piste lorsque la vitesse, l'angle de dérive du pneu et la charge normale varient. Il tient compte des conditions variables d'état de la piste (contamination) et est valide sur une large gamme de vitesses et d'angles de dérive. On suppose l'existence d'un système adaptatif de freinage appelé communément ABS. La pression du pneu peut aussi être modulée.

2.3.2. Charge standard et puissance de braquage

On détermine la charge standard F_R en utilisant la pression standard p_r (se reporter à la référence 9) par la relation :

$$F_R = 0.57 * p_r * w * \sqrt{w * d}$$

où w est la largeur du pneu "non écrasé" et d la diamètre du pneu "non écrasé". Excepté de rares cas particuliers, la force normale sur le pneu, F_z , est inférieure à F_R . On définit ensuite la puissance de braquage du pneu, N , pour de petite valeur de l'angle de dérive ψ par la relation :

$$N = F_z * \frac{\delta\mu_\psi}{\delta\psi}$$

2.3.3. Expression de la charge normale (se reporter à la référence 9)

La surface de l'empreinte au sol du pneu est donnée par :

$$A_g = 2.3 * \delta * \sqrt{w * d}$$

où δ est l'angle de braquage du pneu. La force normale sur le pneu est ensuite donnée par :

$$F_z \approx \rho * A_g$$

On déduit alors que :

$$F_z = 2.3 * \delta * \rho * \sqrt{w * d}$$

2.3.4. Puissance de braquage N en fonction de la charge verticale, des dimensions et de la pression du pneu

On déduit l'expression :

$$N = 31.3 * w^2 * (\rho + 0.44 * p_r) * (1 - 3.17 * x) * x \quad \text{où} \quad x = \frac{F_z}{\rho * d * \sqrt{w * d}}$$

Lorsque l'on se trouve à la pression standard, l'expression devient :

$$N = 45.1 * w^2 * p_r * (1 - 3.17 * x) * x$$

Sous des conditions standards, on a :

$$N = 45.1 * w^2 * p_r * x = 45.1 * \left(\frac{w}{d}\right)^{\frac{3}{2}} * F_z$$

Cette dernière relation peut être utilisée pour calculer :

$$\frac{N}{F_z} = \left(\frac{\partial \mu_\psi}{\partial \psi}\right)_{\psi=0}$$

qui est un paramètre nécessaire pour déterminer la stabilité lors du roulage au sol et qui est aussi utilisé pour calculer le coefficient de frottement latéral pour des angles de dérive importants. Dans les conditions standard la variable x vaut approximativement 0.20 et alors on déduit :

$$N = 33 * \left(\frac{w}{d}\right)^2 * F_R$$

2.3.5. Force latérale en fonction de la puissance de braquage, de la charge verticale et de l'angle de dérive

La force latérale F_y est la force perpendiculaire au plan de la roue produite par une roue en rotation braquée d'un angle de dérive ψ relative à la direction d'avancement de l'avion. En notant μ_ψ le coefficient latéral de friction, qui est fonction de l'angle de dérive ψ , on a :

$$F_y = F_z * \mu_\psi$$

La force latérale dépend de nombreux paramètres. Pour éviter une complexification du modèle, les effets de carrossage de la roue ne sont pas pris en compte. On remarque que, en général, ces effets ont peu d'influence sur les performances et la stabilité d'un avion lors de la phase de roulage. Par l'intermédiaire de la référence 9, on déduit :

$$\frac{F_y}{\mu_{\psi \max} * F_z} = \begin{cases} \phi - \frac{4}{27} \phi^3 & \text{si } |\phi| < 1.5 \\ \frac{\phi}{|\phi|} & \text{si } |\phi| > 1.5 \end{cases}$$

où $\phi = \frac{N}{\mu_{\psi \max} * F_z} * \psi$.

Cette formule est valide pour des écrasements verticaux du pneu plus importants que la valeur standard et pour des angles de dérive suffisants pour générer un maximum de force latérale (c'est-à-dire moins de 20 degrés). Rappelons que le coefficient de frottement latéral maximum est donné par les relations suivantes :

- $\mu_{\psi \max} = \mu_{b \max}$ pour une piste sèche,
- $\mu_{\psi \max} = 0.64 * \mu_{b \max} + 0.15 * (\mu_{b \max})^2$ pour une piste mouillée.

2.3.6. Coefficient de frottement latéral en fonction de la puissance de braquage, de la charge verticale, du coefficient de frottement latéral maximum et de l'angle de dérive

De l'expression du paragraphe précédent, on déduit :

$$\mu_{\psi} = \begin{cases} \mu_{\psi \max} * \left| \phi - \frac{4}{27} \phi^3 \right| & \text{si } |\phi| < 1.5 \\ \mu_{\psi \max} & \text{si } |\phi| > 1.5 \end{cases}$$

où $\phi = \frac{N}{\mu_{\psi \max} * F_z} * \psi$.

2.3.7. Effet du freinage

La performance de freinage d'un avion équipé d'un ABS peut être déterminé en introduisant le concept de coefficient de freinage effectif, μ_{eff} . Lorsque les freins sont appliqués à une roue, le coefficient de frottement latéral de la roue est plus faible. Cet effet est pris en compte en remplaçant dans le formalisme précédent le coefficient $\mu_{\psi \max}$ par le coefficient $\mu_{\psi \text{lim}}$. Les relations donnant tous ces coefficients sont fournis dans le paragraphe II - 2).

2.3.8. Synthèse pour le cas de la piste sèche

$F_y = F_z * \mu_{\psi}$

$$\mu_{\psi} = \begin{cases} \mu_{\psi \text{lim}} * \left| \phi - \frac{4}{27} \phi^3 \right| & \text{si } |\phi| < 1.5 \\ \mu_{\psi \text{lim}} & \text{si } |\phi| > 1.5 \end{cases} \quad \text{où } \phi = \frac{45.1}{\mu_{\psi \text{lim}}} * \left(\frac{w}{d} \right)^2 * \psi$$

$$\mu_{\psi \text{lim}} = \mu_{b \max} \sqrt{1 - \left(k_b \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu_{b \max}} \right)^2} \quad \text{où } k_b \text{ est le pourcentage de freinage max}$$

$$\mu_{b \max} = 0.912 * (1 - 0.0011 * p) - 0.00079 * v_{\text{kts}} \quad \text{où } p \text{ est la pression du pneu en psi}$$

$$\mu_{\text{eff}} = -0.03 + 0.94 * \mu_{b \max}$$

2.4. Etude du coefficient de frottement latéral μ_{ψ}

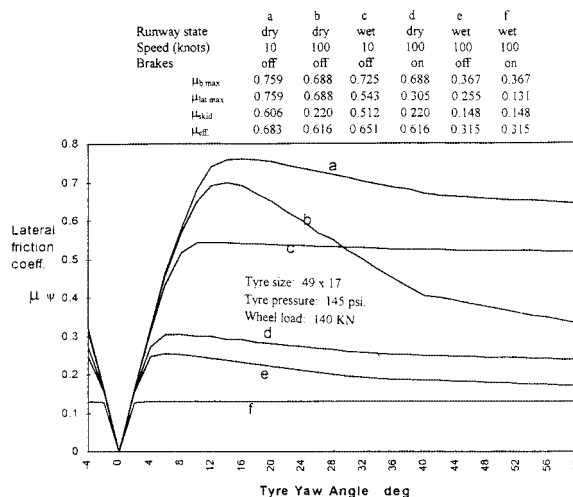


Figure 3 : Coefficient de frottement latéral sur BOEING 747 pour différentes configurations de roulage

On peut particulièrement s'intéresser aux courbes référencées (a), (b) et (d) qui représentent le coefficient de glissement latéral sur piste sèche en fonction de l'angle de dérive. On note bien une influence de la vitesse qui joue un rôle sur le coefficient de dérive maximal (même tendance que la modélisation sous OSMA) et une influence du freinage qui ici divise par deux ce même coefficient.

Pour une meilleure visualisation de l'évolution du coefficient de frottement latéral $\mu\psi$, nous présentons ci-après sa dépendance en fonction de l'angle de dérive ψ , de la vitesse et ce pour divers niveaux de freinage deux états piste standard (sec ou mouillé).

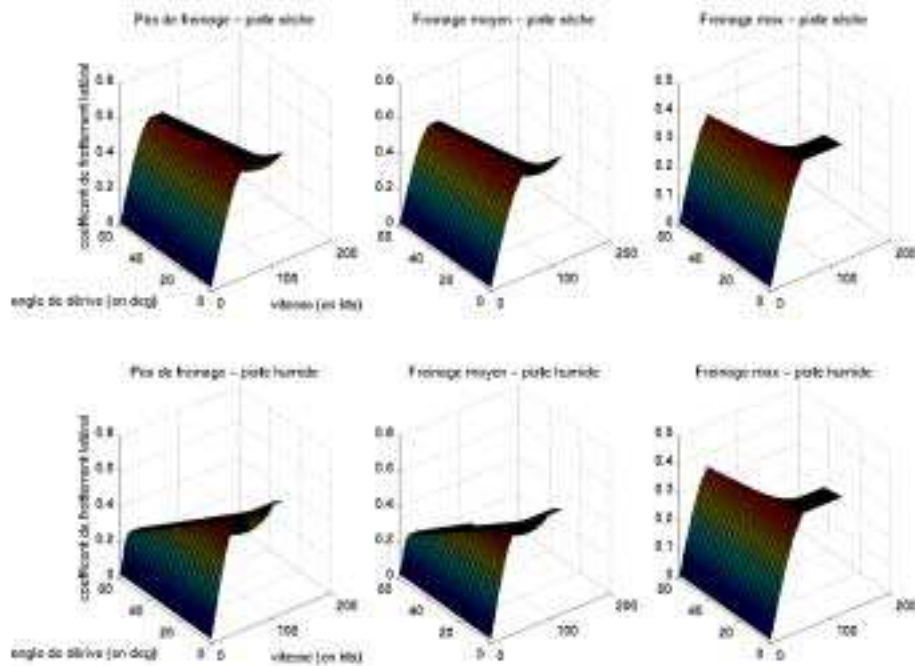
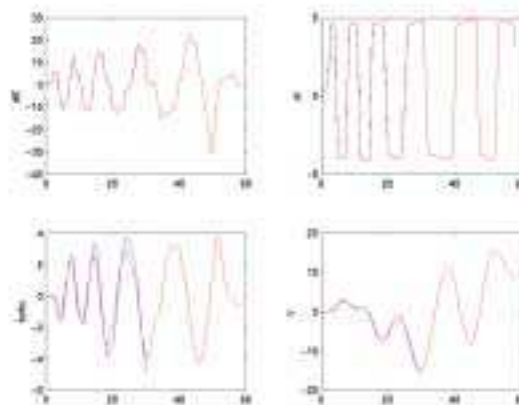


Figure 4 : Evolution du coefficient de frottement latéral en fonction de la vitesse, de l'angle de dérive, du freinage et de l'état de la piste

3. EVALUATION EN SIMULATION BASSES VITESSES

3.1. Avec la modélisation AGARD

L'essai représenté ci-dessous montre la comparaison entre un essai au sol à basse vitesse (environ 25 nœuds) et les résultats de simulation du modèle SIBROL auquel on a intégré la modélisation AGARD des forces latérales dont nous venons de parler.



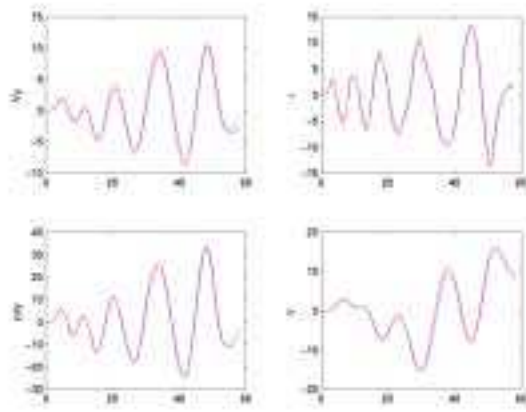


Figure 5 : Simulation du modèle latéral de contact pneu piste 'AGARD' superposée avec les données d'essais correspondantes.

En rouge, l'essai et en bleu, la simulation. Le cas représenté ici correspond à une masse de 63900 kg et un centrage de 24%. C'est par ailleurs un cas à basses vitesses (environ 25 nœuds). Attention, les coefficients géométriques du pneu et sa pression ont été estimés et ne correspondent certainement pas rigoureusement aux valeurs du jour de l'essai...

3.2. Avec la modélisation SIBROL

L'essai représenté ci-dessous montre la comparaison entre un essai au sol à basse vitesse (environ 25 nœuds) et les résultats de simulation du modèle SIBROL amélioré par l'intégration de coefficients non linéaires identifiés caractéristiques des forces latérales.

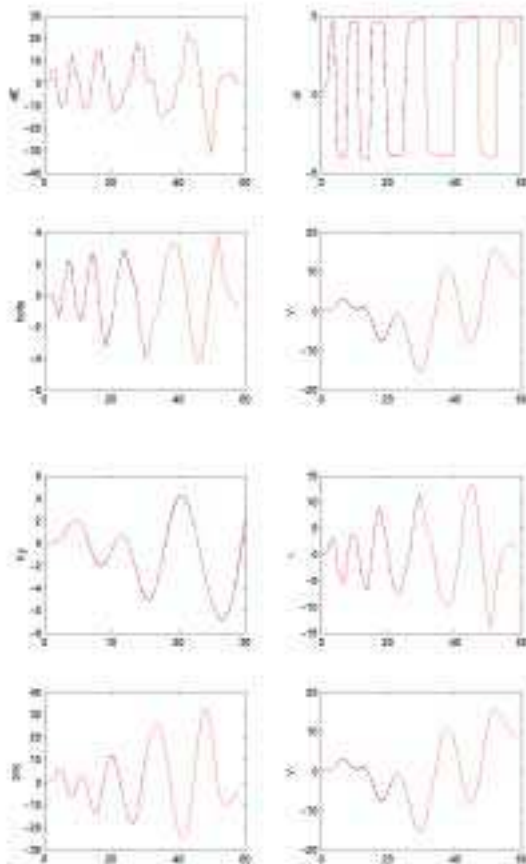


Figure 6 : Simulation du modèle latéral de contact pneu piste 'SIBROL' superposée avec les données d'essais correspondantes.

4. CONCLUSIONS

On vient de présenter brièvement la modélisation utilisée dans OSMA et celle issue d'un rapport AGARD d'août 1998. Rappelons que ce dernier document est une synthèse de plusieurs études entreprises depuis de nombreuses années aussi bien en Europe (UK ESDU) qu'aux Etats-Unis (NASA). Par la suite, on a comparé, dans l'environnement de simulation présenté dans l'annexe précédente, un essai au sol à basses vitesses sur A320, le modèle présenté au cours des chapitres 1 et 2 de la partie 2 et le modèle AGARD. Enfin, on a fait la liste des rapports qui ont servi dans le rapport AGARD puis on donne en compléments la modélisation "AGARD" du contact pneu piste et des forces latérales. Il est important de noter que cette modélisation est fournie explicitement en fonction des caractéristiques géométriques du pneu, du type de la piste, de sa contamination, du fait que la roue soit freinée ou non, de la pression du pneu, ...

Les résultats préliminaires sont prometteurs par rapport aux objectifs que l'on s'est fixé pour concevoir un simulateur de bureau dédié à la synthèse de lois de pilotage guidage de l'avion au sol. Il serait intéressant de s'attarder sur cette modélisation et de l'intégrer au sein des modèles existants de simulation. Il est, par ailleurs, important de noter que cette modélisation analytique est très légère et peut-être utilisée, si elle est validée, dans un contexte temps réel.

- ANNEXE V - ARCHITECTURE DE MOBILITE D'UN VEHICULE AUTOMATISE

1. QUELQUES DEFINITIONS

Un **véhicule semi-automatisé** est un véhicule disposant d'un système permettant d'aider l'opérateur humain à bord dans sa tâche. On peut citer, par exemple, les commandes de vol électriques à bord des avions de la gamme AIRBUS.

Pour intervenir dans des milieux dangereux, pollués, impropres à la vie humaine, pour remplacer l'homme dans l'exécution de tâche répétitives ou encore pour sécuriser certaines tâches, l'utilisation de **véhicules automatisés** se généralise. Un véhicule automatisé est un véhicule capable d'exécuter sa tâche sans opérateur humain à bord. Un des meilleurs exemples est certainement le Pilote Automatique couplé au Système de Gestion du Vol.

Un **véhicule autonome** est un véhicule automatisé susceptible de remplir sa tâche sans intervention aucune d'un opérateur humain, même à distance. Pour de nombreuses applications industrielles, il n'est pas encore envisageable, pour des raisons de sécurité et d'efficacité, de laisser un véhicule automatisé évoluer en autonomie complète. Il existe donc pour des véhicules dits autonomes plusieurs niveaux possibles pour l'intervention à distance d'un opérateur humain (liaison radio, par exemple), afin de compenser l'incapacité du véhicule à s'adapter à des changements trop radicaux de son environnement.

2. ARCHITECTURE FONCTIONNELLE

La chaîne fonctionnelle d'un véhicule automatisé, représentée sur la figure 1, fait traditionnellement intervenir trois modules de commande organisés hiérarchiquement [FARGEON,1993] :

- le module de **planification** ou **navigation** calcul un itinéraire local sous forme de points de passage à partir d'une destination définie par un opérateur humain (déplacement associé à la tâche du véhicule). Il calcule également une vitesse moyenne ou un profil de vitesse de consigne associé à cet itinéraire, en fonction du délai spécifié par l'opérateur pour la réalisation de la tâche.
- Le module de **guidage** calcule les consignes de vitesse ou de cap qui permettent au centre de gravité du véhicule (ou tout autre point du véhicule, appelé point de commande) de suivre une trajectoire interpolant les points calculés par le module de planification.
- Le module de **pilotage** a pour fonction d'asservir la vitesse et le cap du point de commande sur les valeurs de consigne déterminées par le module de guidage, c'est-à-dire d'élaborer les commandes qu'il faut délivrer aux actionneurs de la vitesse et de la direction.

Un module de localisation, qui ne fait pas à proprement parler partie de l'architecture de mobilité, est nécessairement à bord du véhicule. Il fournit aux différents étages hiérarchiques les informations de position, d'attitude (cap, roulis, tangage) et de vitesse du véhicule.

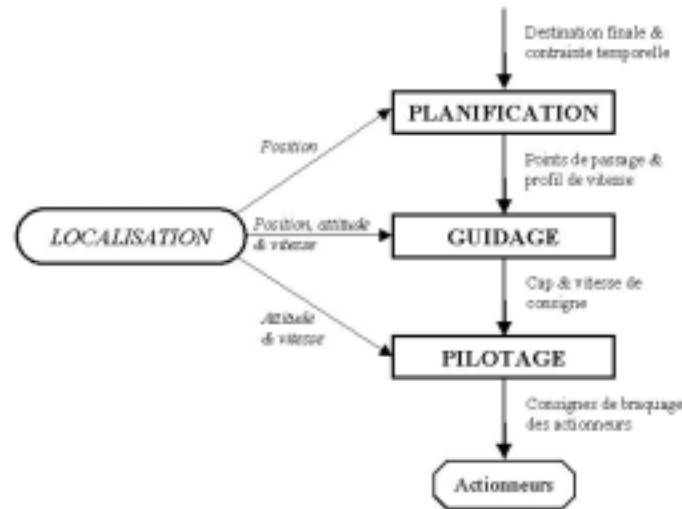


Figure 1 : Architecture de mobilité classique d'un véhicule automatisé

3. DES NIVEAUX D'INTERVENTION VARIES

Dans le cas d'une autonomie partielle, selon le niveau où l'opérateur humain intervient, on donne une dénomination différente au mode de commande de véhicule automatisé :

- on parle de **pilotage** (ou conduite) lorsque les ordres, ou consignes, qui sont transmis au véhicule par un opérateur humain, sont les commandes des actionneurs. Ce mode de commande suppose que l'opérateur est au poste de commande du véhicule et dispose d'informations sensorielles. C'est le mode de commande où l'autonomie du véhicule est la plus limitée.
- on parle de **guidage** lorsque les consignes communiquées par l'opérateur sont des consignes de vitesse ou angulaires (et/ou de position). Dans ce cas, la fonction pilotage est alors assurée par les lois de pilotage implantées dans le véhicule. L'autonomie du véhicule y est cependant encore restreinte, puisque le choix de la manière de suivre la trajectoire incombe à l'opérateur. Pour que ce soit optimal, il est nécessaire que l'opérateur ait une bonne connaissance de la dynamique du véhicule.
- on parle de **planification** lorsque le véhicule reçoit comme consignes une liste de points de passage assortie d'une contrainte temporelle, qui peut être modifiée par l'opérateur dans le cas de présence inopinée d'obstacles, par exemple. Le véhicule dispose alors d'un système de pilotage et de guidage (par exemple, de type PA dans un avion de transport civil). Ce mode de commande est particulièrement sûr, puisque le guidage est bien adapté à la trajectoire à suivre.
- l'**autonomie** est effective lorsque le véhicule dispose d'un système capable de réaliser les tâches de planification, de guidage et de pilotage. En présence d'obstacles (de toutes natures), le véhicule sera capable de redéfinir, par son module de planification, les points de passage et les contraintes à respecter en s'appuyant sur des cartes numérisées du terrain où il évolue. Le véhicule devra disposer d'un dispositif précis de localisation.

- ANNEXE VI -

ETUDE SOMMAIRE D'UNE PROTECTION DU DOMAINE DE SOL

Les deux études précédentes nous ont permis de concevoir des lois de pilotage de cap et de vitesse sol. L'étape suivante consiste à simuler le fonctionnement conjoint de ces deux lois, afin de faciliter le pilotage de l'avion sur les taxiways. On s'intéresse notamment au comportement de l'avion ainsi asservi, au cours d'un virage. Il n'est pas possible de prendre un virage à grande vitesse : pour assurer le confort des passagers et une certaine manœuvrabilité, il faudra donc éventuellement trouver un moyen de contraindre la vitesse longitudinale lors des phases de virage.

1. FONCTIONNEMENT CONJOINT DES LOIS DE PILOTAGE DE LA VITESSE ET DU LACET

On a étudié cette intégration sur SIBROL (se reporter à l'annexe II) en se fondant sur les lois de pilotage suivantes :

- Pour la dynamique latérale, la loi de pilotage en lacet synthétisée à l'aide de la commande modale dont les matrices de gains et de pré-commande sont fonction à la fois de la vitesse longitudinale et du couple de freinage.
- Pour la dynamique longitudinale, une loi de pilotage de la vitesse synthétisée à l'aide des techniques d'inversion de la dynamique avec une consigne en position, en tenant compte, dans la loi, des non linéarités des moteurs.

Les réglages retenus sont :

- Pour la dynamique latérale :
 - Valeur propre associée à la vitesse latérale : -1.2
 - Valeur propre associée à la vitesse de lacet : $-0.6+0.6 \times i$
 - Valeur propre associée au cap : $-0.6-0.6 \times i$
- Pour la dynamique longitudinale, au choix :
 - Pulsation de 0.5 rad/s, amortissement de 1
 - Pulsation de 0.3 rad/s, amortissement de 0.7

En phase taxi, la manœuvre la plus naturelle que l'on puisse imaginer est un virage. Le scénario de simulation retenu est celui d'un virage à 60° ($6^\circ/s$ pendant 10 s) avec une vitesse longitudinale de 50 nœuds. En pratique, on ne prend pas les virages à une vitesse aussi élevée. En effet, pour tourner de 60° , on ralentit jusqu'à avoir une vitesse longitudinale de l'ordre de 10 à 15 nœuds. Ce scénario quelque peu « excessif » sert à mettre en évidence les phénomènes d'accélération latérale. Tout en montrant l'intérêt d'un dispositif de protection du Domaine de sol. Il est à noter que ce type de virage peut être envisageable, dans telles conditions, lors des manœuvres de Turn-Off (manœuvre de sortie d'une piste par une bretelle à 60° donnée au terme d'un atterrissage).

Les simulations, dont les graphes sont présentés ici, montrent que, sans traitement complémentaire de la consigne, les valeurs atteintes par les accélérations latérale et longitudinale sont importantes, ce qui, en plus d'être gênant pour le confort des passagers, est dangereux pour la structure même de l'avion.

2. PROTECTION EN FACTEUR DE CHARGE

2.1. Intérêt d'une protection de la vitesse longitudinale

Les objectifs de la loi taxi sont multiples :

- 1) piloter plus facilement la trajectoire sol de l'avion au cours de la phase taxi; cette loi devrait permettre de réduire la charge de travail du pilote,
- 2) minimiser l'activité des actionneurs (freins, moteurs et roulette de nez),
- 3) assurer le confort des passagers et les contraintes en termes de charges.

Les deux premiers objectifs peuvent être réalisés en choisissant des réglages adéquats des lois proposées dans ce travail de thèse. En revanche, le confort des passagers dépend des facteurs de charge. Comme l'étude porte sur l'avion en phase taxi, le mouvement étant plan, les facteurs de charge auxquels il faut s'intéresser sont les facteurs de charge longitudinal et latéral, n_x et n_y .

Le facteur n_x ne pose pas de problème car la consigne pour les mouvements longitudinaux est une consigne en accélération longitudinale : on contrôle directement la valeur de ce facteur de charge avec les actionneurs. De plus, les niveaux d'accélération longitudinale atteints ne sont pas supérieurs, en transitoire, à ceux que l'on rencontre lors des décollages ou des atterrissages. Par contre, dans l'architecture fonctionnelle initiale, on subit directement l'accélération latérale n_y : il s'agit donc d'ajouter un dispositif de pré-traitement pour limiter la valeur maximale du n_y .

Par définition,

$$m g \times n_y = \frac{m V^2}{\rho}$$

V étant la vitesse longitudinale et donc :

$$n_y = \frac{V^2}{\rho g}$$

On peut exprimer le rayon de courbure à l'aide de la relation cinématique suivante :

$$V = \rho \times \omega,$$

où ω serait la vitesse de lacet r. Finalement, on peut exprimer le facteur de charge latérale sous la forme :

$$n_y = \frac{r V}{g}$$

En fixant une certaine valeur de n_y , on fixe un certain degré de confort et on limite les contraintes de charge. Les courbes iso-confort sont des hyperboles dans le plan (r,V).

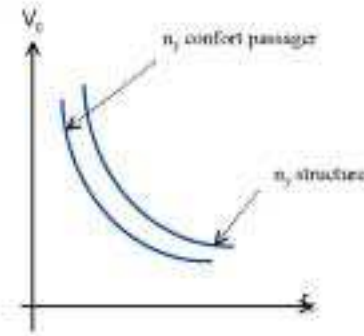


Figure 1 : Iso-confort n_y dans le plan Vitesse de lacet / Vitesse longitudinale

Ici, on privilégie la manœuvrabilité en vitesse de lacet r et on est donc obligé de protéger la vitesse longitudinale V pour assurer un certain niveau de n_y .

Remarque : On peut, d'ailleurs, envisager divers niveaux de n_y :

- n_y confort qui permet d'assurer le confort passagers,
- n_y structure qui dépend de la charge maximale que peut supporter l'avion. (les trains, en particulier)

2.2. Choix de l'architecture

L'architecture « actionneur » initiale peut se schématiser de la manière suivante :

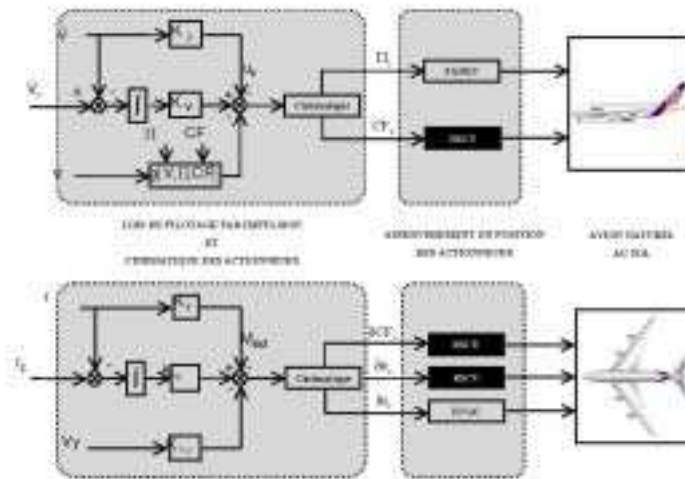


Figure 2 : Schéma fonctionnel représentant les lois de pilotage en lacet et de la vitesse sans protection en facteur de charge latéral

Selon les objectifs de protection de la vitesse choisis, on peut envisager plusieurs architectures.

Objectif 1 : on protège en vitesse longitudinale pendant le virage (ce qui va éventuellement réduire V) et on reste au niveau de vitesse atteint.

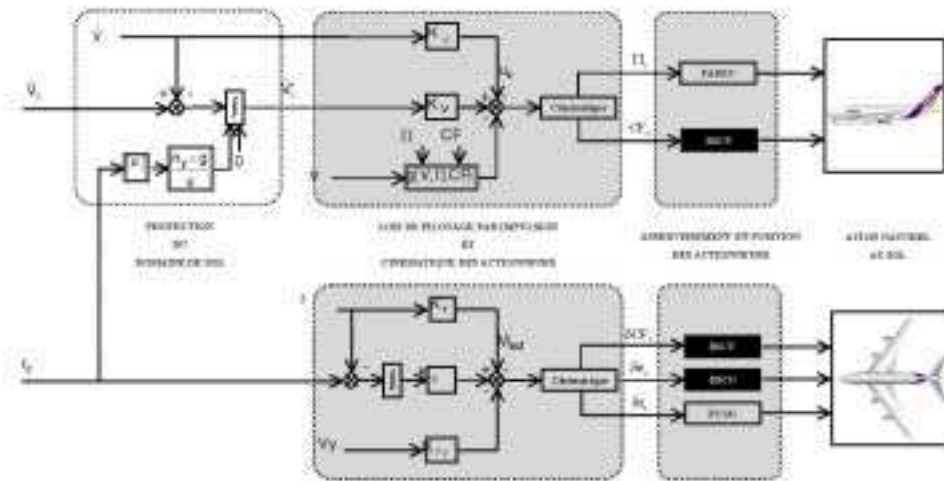


Figure 3 : Schéma fonctionnel représentant les lois de pilotage en lacet et de la vitesse sans protection en facteur de charge latéral (utilisation d'un intégrateur à bornes variables)

Objectif 2 : on protège en vitesse pendant le virage (ce qui va éventuellement réduire V) puis on rétablit la vitesse initiale après le virage.

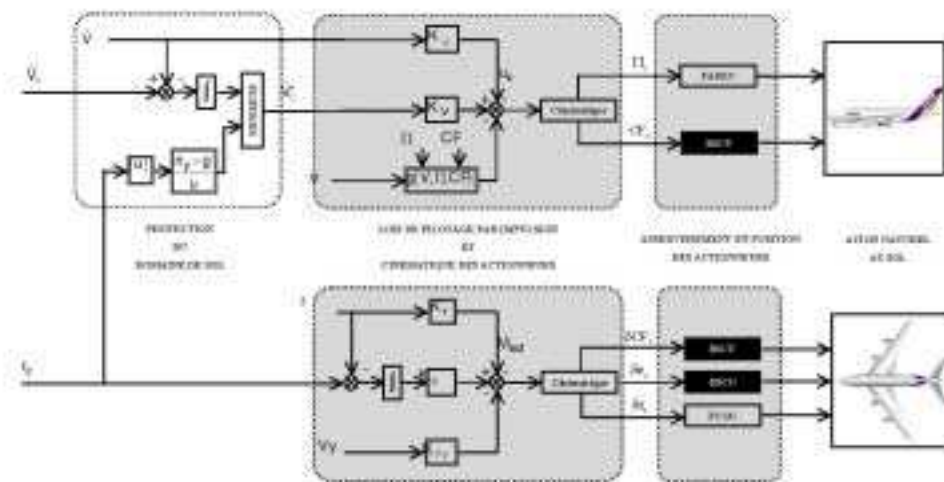


Figure 4 : Schéma fonctionnel représentant les lois de pilotage en lacet et de la vitesse sans protection en facteur de charge latéral (utilisation d'un minimum)

Dans le cadre de cette étude, on a choisi d'utiliser la deuxième architecture.

2.3. Les simulations

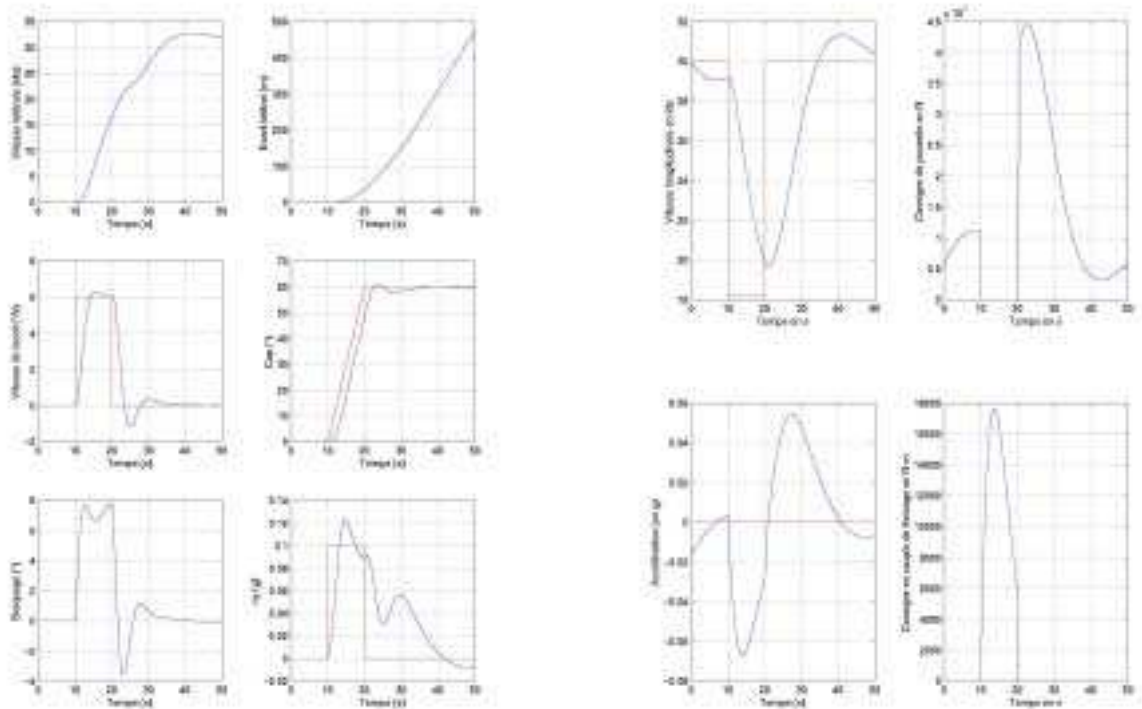
On a entrepris des simulations utilisant l'architecture de pré-traitement décrite précédemment. On "protège" alors la vitesse longitudinale de sorte à avoir un facteur de charge latéral ne dépassant pas 0.1. Le scénario retenu est celui d'un virage à 60° ($6^\circ/s$ pendant 10s) avec une vitesse longitudinale de 50 nœuds (pour plus de précisions, se reporter au paragraphe 1 de cette annexe).

Les simulations présentées ci-après sont faites avec le réglage suivant pour la dynamique latérale : $vpv=-1.2$, $vpr=-0.6+0.6xi$ et $vpc=-0.6-0.6xi$. Par contre, on a utilisé deux réglages différents pour la dynamique longitudinale.

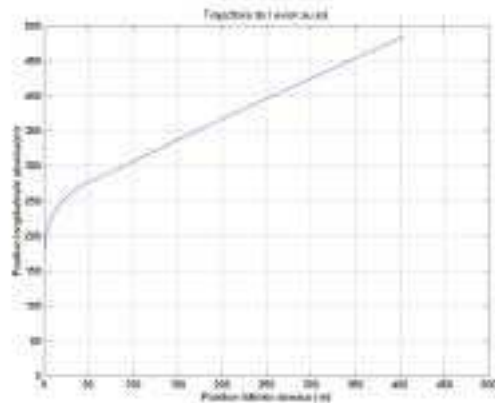
Les graphes suivants ont été obtenus pour une pulsation propre égale à 0.3 rad/s et un amortissement égal à 0.7 .

Comportement latéral :

Comportement longitudinal :



Trajectoire :

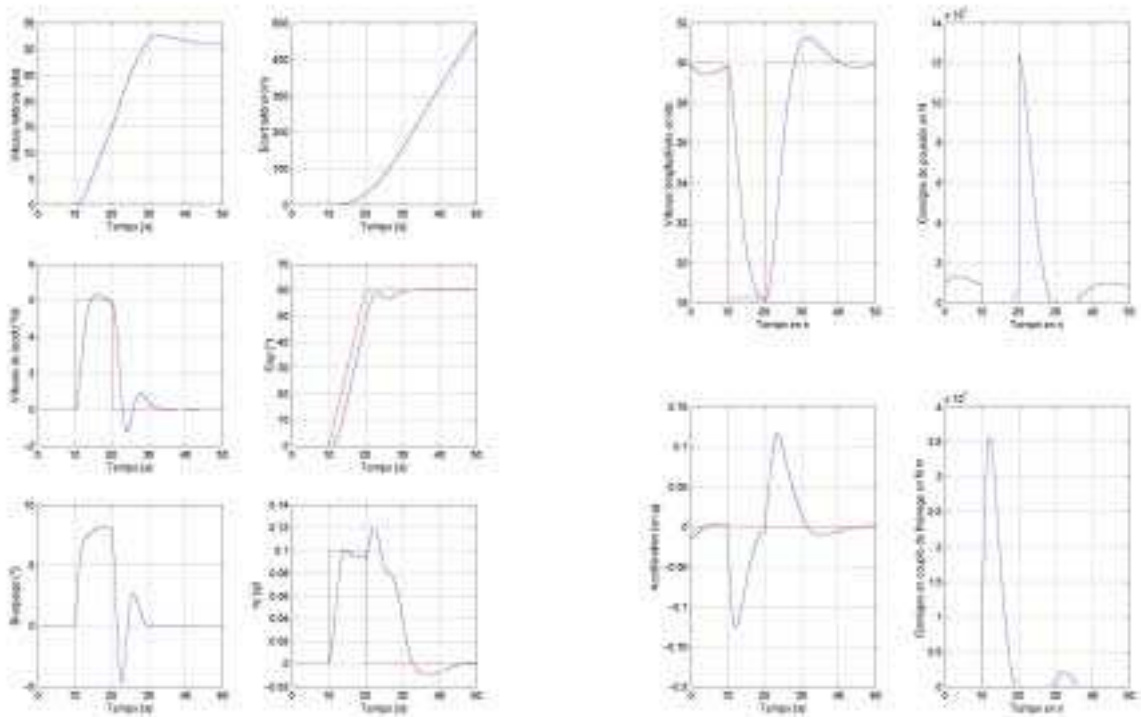


On peut constater un pic au niveau de la consigne de poussée de l'ordre de 23% de la poussée maximale au décollage, ce qui est raisonnable au lors des évolutions sur les taxiways. Le temps de réponse de la dynamique longitudinale est de l'ordre de 10.3s, ce qui est assez long. On a donc eu l'idée de réduire le temps de réponse en dégradant volontairement l'amortissement et en augmentant la pulsation.

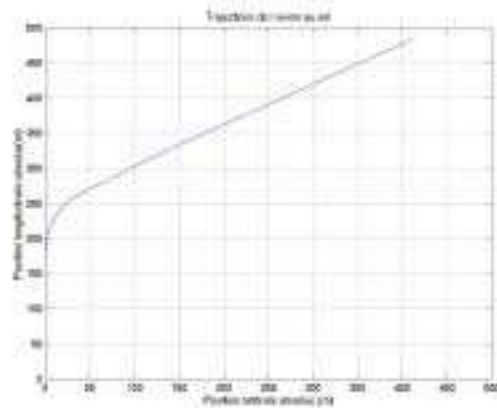
Les graphes suivants ont été obtenus pour une pulsation propre égale à 0.5 rad/s et un amortissement égal à 0.5.

Comportement latéral :

Comportement longitudinal :



Trajectoire :



Le temps de réponse a bien diminué et est de l'ordre de 4.4s. On a, pendant un très court laps de temps, un pic important au niveau de la consigne de poussée de l'ordre de 60% de la poussée maximale au décollage. Cela n'est pas excessivement gênant dans la mesure où le moteur va par la suite filtrer la consigne, mais le réglage précédent semble mieux adapté car il est plus doux. Finalement, on gardera un réglage avec une pulsation propre égale 0.3 rad/s et un amortissement de 0.7 ainsi qu'une protection à 0.1 g pour l'accélération latérale.

- ANNEXE VII - VERS UNE ARCHITECTURE FONCTIONNELLE PERMETTANT L'AUTONOMIE DE L'AVION SUR UN AEROPORT

L'objet de cette dernière annexe est de proposer les étapes restant à parcourir pour atteindre l'objectif d'autonomie de l'avion au sol. Pour cela, on raisonnera à l'aide de diagrammes fonctionnels.

Aujourd'hui, le pilotage de l'avion au sol peut être qualifié de direct. On entend par cette expression l'action du pilote sur l'organe de pilotage est directement transmis aux actionneurs sans post-traitement de la consigne. En d'autres termes, exceptés les moteurs, la gouverne de direction et la pression de freinage, aucun asservissement en position n'existe pour assurer l'exécution d'une consigne demandée par le pilote. C'est le cas du braquage de la roulette de nez (des travaux sont en cours pour y remédier) et du couple de freinage. Le diagramme ci-après permet d'appréhender sous un angle fonctionnel ce qui est disponible aujourd'hui sur les avions de transport civil. Ainsi, pour suivre une trajectoire donnée, le pilote agit continûment sur la manette des gaz et les freins pour gérer la vitesse et sur le tiller et les pédales du palonnier pour gérer son cap.

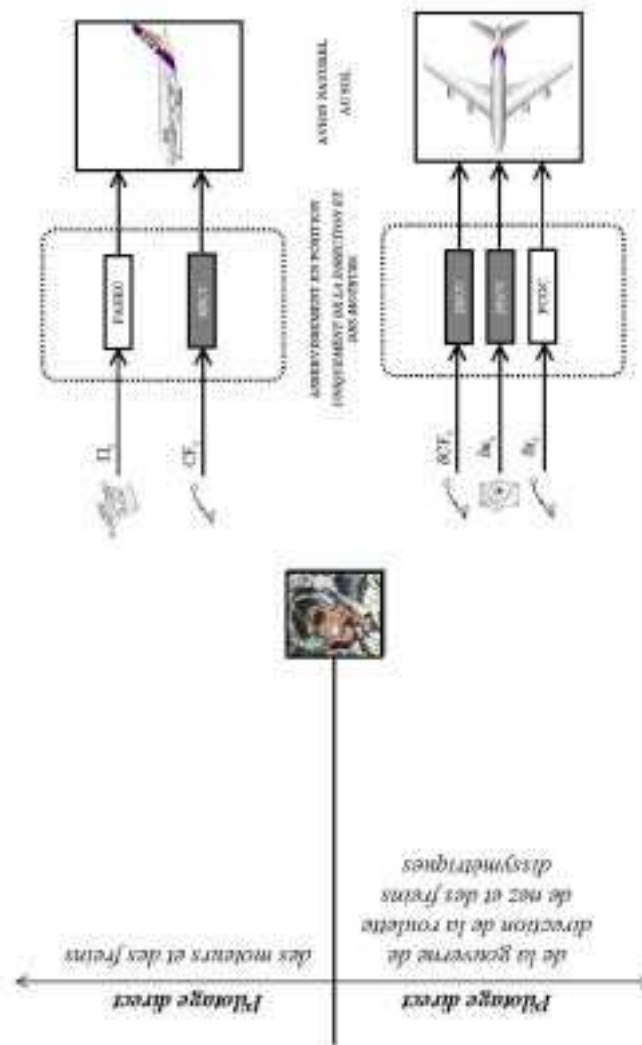


Figure 1 : Diagramme fonctionnel du pilotage direct (pilotage actuel de l'avion au sol)

Au cours des parties 4 et 5, des lois de pilotage de la vitesse et du lacet de l'avion ont été proposées. L'avantage essentiel de ces lois est de permettre l'introduction comme en vol du concept de pilotage par impulsion. De plus, grâce aux apports méthodologiques proposés dans cette application, il est maintenant possible d'optimiser l'utilisation des actionneurs disponibles :

- roulette de nez, gouverne de direction et freins dissymétriques pour le pilotage manuel latéral,
- moteurs et freins pour le pilotage longitudinal.

De plus, la loi de pilotage de la vitesse sol (chapitre 2 de la partie 5), au réglage des gains près, permet de piloter par impulsion la vitesse de l'avion et de réaliser exactement la fonction aujourd'hui appelée Auto-Brake. On conserve alors l'architecture aussi bien pour les évolutions à hautes vitesses qu'à basses vitesses. De plus, cette architecture pourrait permettre de mieux appréhender la problématique de gestion de la vitesse lors des Rejected Take-Off et/ou tout simplement du décollage en général (se reporter à la figure 2).

Par ailleurs, le loi de pilotage en lacet (chapitre 2 de la partie 4), au réglage près, introduit aussi le pilotage par impulsion du lacet de l'avion au sol. En conservant une architecture identique, quelques soit l'évolution au sol rencontrée (se reporter à la figure 2), il devient possible de mieux gérer la tenue de lacet à basses vitesses (suivi de l'axe d'un taxiway facilité), lors du décollage (réduction des VMCG et des écarts latéraux en cas de panne moteur) et lors de l'atterrissage manuel (facilitation du suivi de l'axe de la piste en autorisant l'utilisation automatisée et transparente pour les pilotes des actionneurs disponibles et les plus efficaces).

Pour permettre une intégration des ces lois, il reste à :

- Concevoir un organe de pilotage adapté permettant de piloter l'avion grâce à ces lois de pilotage. Pour le lacet, il existe déjà un dispositif : le palonnier. Il suffirait alors de graduer l'enfoncement des pédales en niveau de vitesse de lacet. Quand à la vitesse, il n'existe aujourd'hui qu'un rotacteur (le rotacteur de l'Auto-Brake) qui permet de saisir des niveau fixe de décélération lors de l'atterrissage. Dans l'optique d'introduire la loi de pilotage manuel de la vitesse évoquée ici, il est important d'utiliser ou de concevoir un nouvel organe de pilotage permettant d'exploiter les capacités d'un tel dispositif. Pourquoi ne pas utiliser le manche latéral de l'avion; en le poussant, on produit un ordre d'accélération; en ne le touchant pas, on maintient la vitesse courante; en le tirant, on produit un ordre de décélération.
- Développer un asservissement en couple de freinage. Cela reviendrait soit à remplacer l'actuel asservissement en pression de freinage, soit à étudier un boucle de plus haut niveau générant une consigne de pression pour l'actuel asservissement.
- Développer une asservissement en braquage de la roulette de nez (des travaux sont actuellement en cours)
- Imaginer un module de supervision de chaque roue constituant chaque train d'atterrissage permettant de transformer une consigne globale en couple de freinage en consignes individuelles de couple de freinage adaptées à chaque frein de chaque roue. Les critères de supervision pourraient alors être la minimisation de l'usure des pneumatiques et des freins, la réduction des charges sur les jambes des trains principaux, ...

Ces lois de pilotage étant conçues, il devient alors possible d'améliorer l'atterrissage automatique aussi bien suivant l'axe latéral que suivant l'axe longitudinal. On a proposé successivement un module de génération de profils de décélération permettant à l'avion d'atteindre une bretelle de sortie à une vitesse donnée (se reporter au chapitre 3 de la partie 5). Puis, on a proposé une nouvelle méthodologie pour le suivi automatique de l'axe d'une piste et l'automatisation du freinage dissymétrique (se reporter au chapitre 3 de la partie 4). La figure 4 permet d'avoir une vue d'ensemble fonctionnelle et de mieux appréhender le lien existant entre les lois de pilotage manuel étudiées auparavant et ces dispositifs.

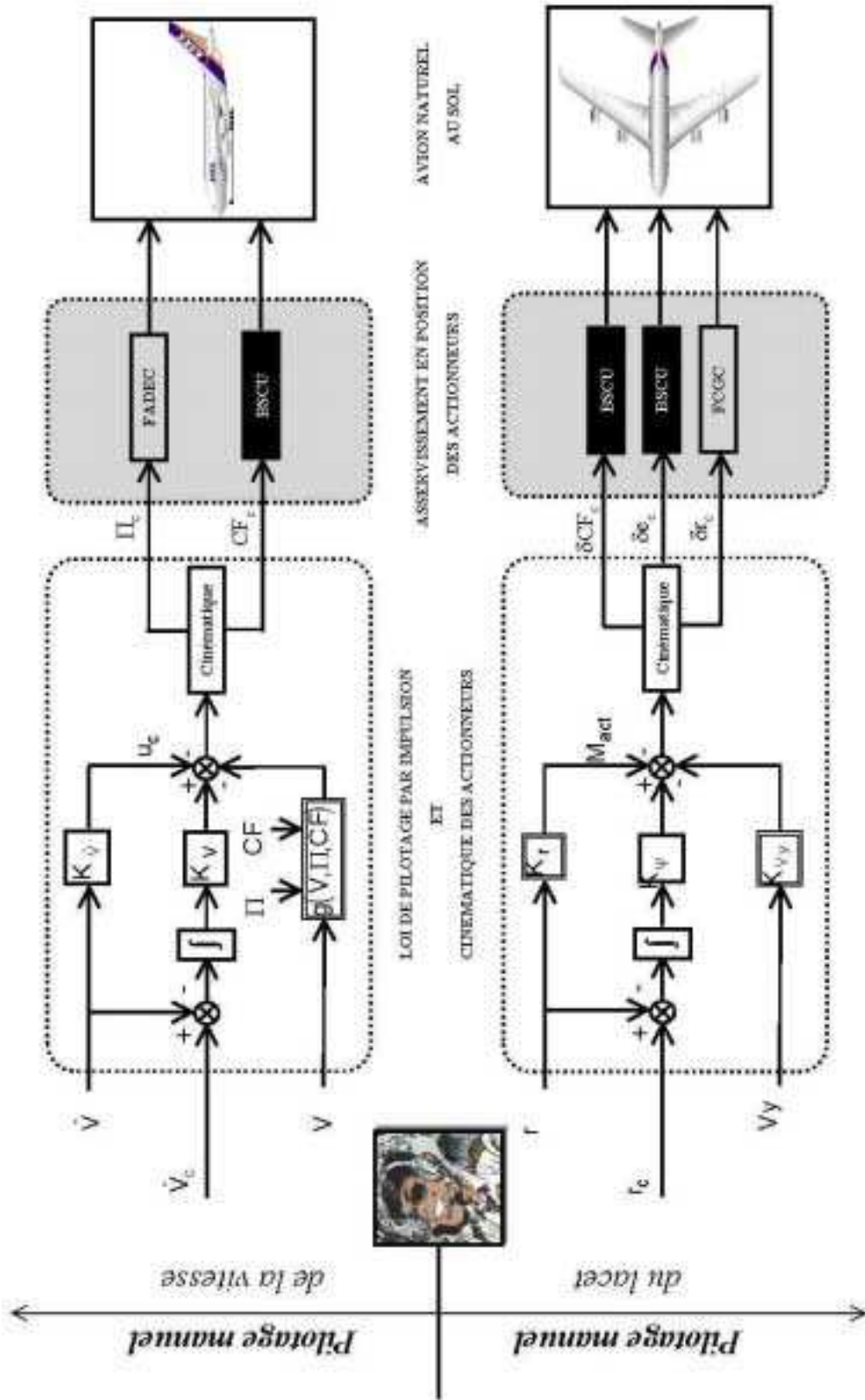


Figure 2 : Diagramme fonctionnel du pilotage manuel (pilotage de demain de l'avion au sol)

Ici aussi, pour pouvoir intégrer ces modules de guidage pour l'atterrissage automatique, il est important de travailler sur deux axes dans l'avenir :

- l'amélioration de la fiabilité et de la disponibilité de la mesure de position de l'avion,
- la conception d'une interface cockpit dédiée à la navigation aéroportuaire (des travaux sont actuellement en cours) : cartographie de l'aéroport, positionnement de l'avion et de l'ensemble des trafics sur la plate-forme aéroportuaire, collimateur tête haute pour le pilotage en conditions de faible visibilité (l'estimateur de distance d'arrêt a été étudié dans ce contexte). De plus, les sorties de l'estimateur de distance d'arrêt (chapitre 4 de la partie 5) et de la loi de suivi automatique de l'axe de la piste peuvent être affichés sur une interface (Head-Up Display ou Navigation Display) sous forme de barres de tendance (comme sur le Directeur de Vol existant aujourd'hui sur les avions de transport civil) de sorte à faciliter l'atterrissage manuel, le pilote envoyant ces consignes au travers des lois de pilotage étudiées dans cette thèse (figure 4).

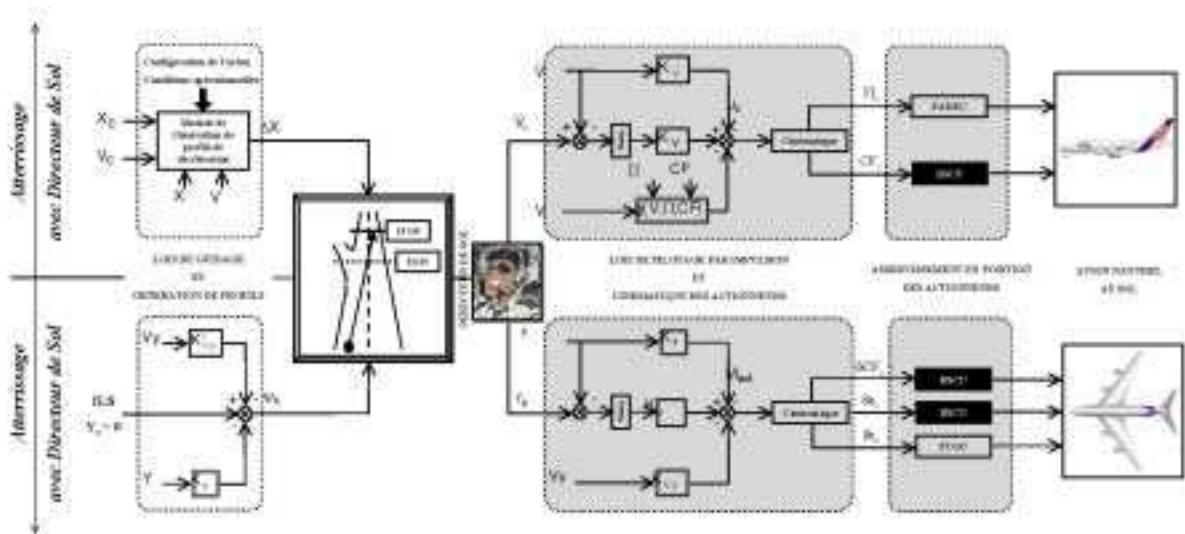


Figure 3 : Diagramme fonctionnel du Directeur de Sol (améliorer l'atterrissage manuel)

Le problème de l'atterrissage automatique venant d'être vu, il est maintenant intéressant de traiter le problème du taxiing automatique. On entend par cette l'expression, la possibilité de rendre autonome l'avion entre son point de sortie de la piste (point que l'avion a atteint sur la piste automatiquement en utilisant les dispositifs d'atterrissage automatique exposés dans cette thèse) et son point de stationnement. En se référant aux études menées dans le cadre du projet aéroportuaire A-SMGCS, l'avion aura à sa disposition (via des liaisons "data-link") une trajectoire à suivre pouvant être définie à l'aide de segment de taxiway et de vitesses associées, de points de passage, de virages à prendre, ... Au cours de cette thèse, ont été proposée deux lois de pilotage qui pourront constituer les briques de base pour la navigation aéroportuaire automatique (ou le suivi automatique de taxiways). Fonctionnellement, cela revient à développer des modules de même nature que ceux rencontrés dans le cadre de l'atterrissage automatique. Des travaux sont à alors entreprendre dans ce domaine. On peut penser à :

- Concevoir un dispositif permettant d'intégrer les lois de pilotage en lacet et en vitesse. Ce module devra, comme en vol, assurer la protection du domaine de fonctionnement (ou Domaine de Sol) de l'avion. Ce dernier peut être défini en terme de contraintes en accélération latérale (se reporter à l'annexe V) de sorte à limiter la vitesse admissible de l'avion et ainsi garantir la manœuvrabilité et limiter les charges sur les trains, ...
- Concevoir une loi de guidage 2D pour le suivi de la trajectoire fournie par le contrôleur et le calcul des ordres en vitesse de vitesse et en vitesse de lacet.

- Concevoir un outil d'aide à la manœuvrabilité de l'avion à très basses vitesses. En effet, les lois proposées auparavant ne sont a priori valides que jusqu'aux basses vitesses. Il paraît nécessaire de revenir en pilotage direct pour appréhender des manœuvres du type demi-tour ou virage serré.
- Concevoir une outil de prédiction de trajectoire à très basses vitesses.

On pourrait considérer le diagramme présenté dans la figure 5 de sorte à visualiser ce qui a déjà été fait et ce qui reste à faire pour aboutir au concept d'avion autonome.

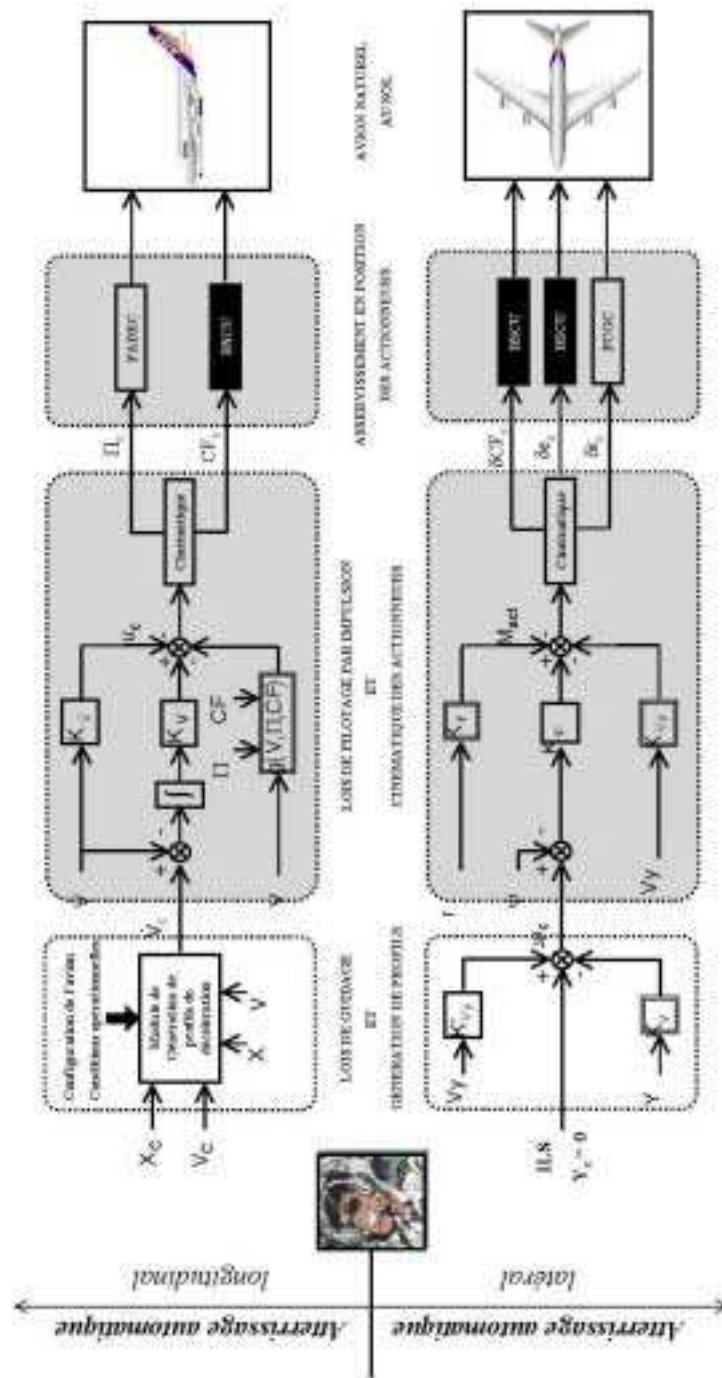


Figure 4 : Diagramme fonctionnel de l'atterrissage automatique (vers l'atterrissage Catégorie IIIc)

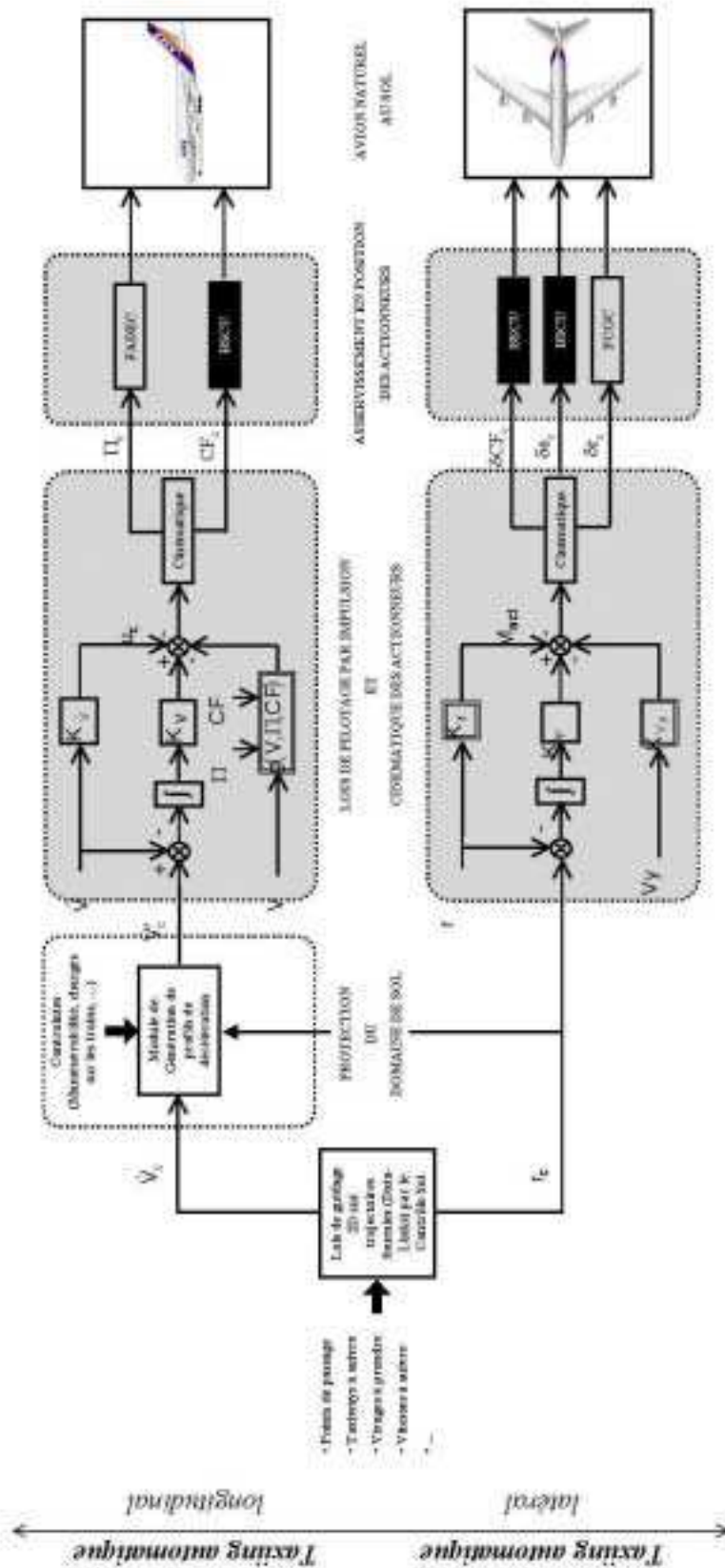


Figure 5 : Diagramme fonctionnel du taxiing automatique (vers l'avion autonome)

CONTRIBUTION A LA COMMANDE DES SYSTEMES COMPLEXES : APPLICATION A L'AUTOMATISATION DU PILOTAGE AU SOL DES AVIONS DE TRANSPORT

Le thème de ce travail de recherche concerne la commande des systèmes non linéaires et s'applique à la conduite des mouvements au sol des avions de transport. Un modèle de la dynamique des mouvements de l'avion au sol a été élaboré et validé par comparaison avec des données réelles.

Une architecture globale des systèmes de pilotage au sol des avions de transport a été proposée et a conduit à la synthèse de lois de pilotage et de guidage en manuel et en automatique concernant les mouvements longitudinaux et latéraux de l'avion au sol. La phase de roulage à l'atterrissage a été plus particulièrement étudiée. De plus, cette thèse a été l'occasion de mettre en œuvre la technique de synthèse de lois de commande par inversion de la dynamique ainsi que les techniques neuronales pour la génération de trajectoires de consigne.

Les validations par des simulations non linéaires et par des essais en vol confirment les performances des lois de commande proposées et la viabilité des architectures fonctionnelles associées.

Mots clés : Modélisation - Commande non linéaire inverse - Réseaux de neurones - Supervision - Pilotage Automatique - Roulage - Atterrissage

CONTRIBUTION TO COMPLEX SYSTEMS CONTROL : APPLICATION TO THE AUTOMATION OF CIVIL TRANSPORTATION AIRCRAFT GROUND CONTROL AND GUIDANCE

The subject of this research work concerns the control of non linear systems and applies to the ground control and guidance of civil transportation aircraft. A model of the ground dynamics of the aircraft was elaborated and validated compared with real data.

Global functional architecture of the ground control systems for a civil transportation aircraft was proposed and led to the synthesis of guidance and control laws concerning the longitudinal and lateral aircraft movements on the ground. The rollout phase at the landing was more particularly studied. Furthermore, this thesis was the occasion to implement the Dynamic Inversion technique for the control laws synthesis as well as the neural techniques for trajectories generation.

The validation by non linear simulations and by flight tests confirm the performance of the proposed control laws and the viability of the associated functional architectures.

Keywords : Modelling - Dynamic Inversion - Neural Networks - Supervision - Guidance and Control Laws - Ground - Rollout - Landing