

HABILITATION A DIRIGER DES RECHERCHES

Commande robuste des systèmes flexibles : synthèse des travaux de recherche

DANIEL ALAZARD
SUPAERO

10 av. Edouard Belin
31055 Toulouse

Université : Paul Sabatier
Spécialité : Automatique

Directeur de Recherche : JACQUES BERNUSSOU

HDR soutenue le 21 février 2003 devant le jury :

H. ABOU-KANDIL (ENS Cachan, RAPPORTEUR)

P. APKARIAN (UPS, Toulouse),

B. BERGEON (Université Bordeaux-1, RAPPORTEUR),

J. BERNUSSOU (CNRS/LAAS, Toulouse),

J. P. CHRÉTIEN (ONERA/DCSD, Toulouse),

L. DUGARD (LAG, Grenoble, RAPPORTEUR),

M. LACABANNE (Airbus, Toulouse).

PAGE SANS TEXTE

Remerciements

Les travaux présentés dans ce document ont été effectués au département Commande des Systèmes et Dynamique du vol du Centre d'Etudes et de Recherches de Toulouse. Je remercie chaleureusement tout le personnel de cette équipe pour son soutien et la qualité de l'environnement de travail qu'il a su créer au sein de l'ONERA.

Étant donné qu'une partie importante de ces travaux concerne *la commande active des structures flexibles*, je remercie plus particulièrement JEAN-PIERRE CHRÉTIEN qui a animé ce thème de recherche au département depuis de nombreuses années et m'a donc permis de développer des compétences sur ce sujet très formateur.

Je remercie également les membres du jury : MM. HISHAM ABOU KANDIL, BENOÎT BERGEON et LUC DUGARD qui ont accepté de rapporter sur mon manuscrit, M. JACQUES BERNUSSOU qui a présidé ce jury et MM. PIERRE APKARIAN, MICHEL LACABANNE et JEAN-PIERRE CHRÉTIEN qui ont accepté d'évaluer ces travaux.

Enfin, je remercie tous les (ex-)étudiants, et plus particulièrement BÉATRICE MADELAINE, MATTHIEU JEANNEAU, PAULO PELLANDA et OLIVIER VOINOT, dont les travaux m'ont permis d'avancer dans ce projet de recherche et de prétendre à l'habilitation à diriger des recherches.

PAGE SANS TEXTE

Table des matières

1	Curriculum Vitae	7
2	Activités d'enseignement	11
2.1	Programme d'enseignement	11
2.2	Cours	11
2.3	Séminaires	12
3	Mémoires et diplômes dirigés	15
3.1	Thèses	15
3.2	Stages de D.E.A. et projets de fin d'études	16
4	Travaux et publications	19
4.1	Ouvrage collectif	19
4.2	Supports de cours (polycopiés)	19
4.3	Revue à comité de lecture	19
4.4	Texte de Vulgarisation	20
4.5	Congrès	20
4.6	Communications sur invitation	21
4.7	Rapports de contrats	22
5	Synthèse des travaux	25
5.1	Introduction	25
5.2	Les systèmes flexibles	25
5.2.1	Les différents systèmes étudiés	25
5.2.2	Modélisation, réduction	31
5.3	Apport des techniques modernes de commande robuste	32
5.3.1	Analyse critique	33
5.3.2	Recherche de liens entre les différentes approches	39
5.3.3	La désensibilisation plutôt que la robustesse	47
5.4	Conclusions et perspectives	48
5.5	Références	49
6	Copie de 5 publications	51

PAGE SANS TEXTE

Chapitre 1

Curriculum Vitae

Daniel ALAZARD

Né le 08 octobre 1963 à Tarbes (Hautes Pyrénées), marié, 1 enfant.

Coordonnées personnelles : Bât. D, 13 chemin de Nicol 31200 Toulouse

Tél : 05.61.11.87.75

Coordonnées professionnelles : SUPAERO

10 av. E. Belin 31055 Toulouse

Tél : 05.62.17.80.94

Mail : alazard@supaero.fr

Web : <http://www.supaero.fr/page-perso/autom/alazard/>

Formation

1987 Spécialisation «Automatique Avancée et Systèmes» de l'École Nationale Supérieure de Aéronautique et de l'Espace.

D.E.A. Automatique (mention très bien).

1986 Ingénieur de l'École Nationale Supérieure des Arts et Métiers (médaille d'or).

Option : «Électronique, Électrotechnique et Automatique».

Expériences professionnelles

2000 → Professeur d'Automatique à SUPAERO

1997-2000 Responsable de l'unité de recherches CDIN (CommanDe et INTégration) à l'ONERA/DCSD (Dpt Commande des Systèmes et Dynamique du vol).

1989-2000 Ingénieur de recherches à l'ONERA/DCSD.

1987-1989 Professeur d'Automatique au Lycée du Premier Mai à Brazzaville (Congo) dans le cadre du service national effectué au titre de la coopération.

ACTIVITÉS DE RECHERCHES ET D'ÉTUDES CONTRACTUELLES

Commande des structures flexibles

- Développement de méthodologies et implantation en milieu industriel (logiciel TABASCO ¹).
- Réduction de modèles / *construction* de modèles.
- Validations expérimentales (SECAFLEX ², CAT ³, MIMOSA ⁴)
- Nombreuses applications dans les domaines spatial et aéronautique.

Commande robuste

- Méthodologie d'utilisation de la forme standard.
- Propriétés structurelles de la forme standard.
- Synthèse LQG paramétriquement robuste.
- Implantation et interpolation des correcteurs H_∞ sous forme observateur et retour d'état.
- Développement d'une boîte à outils interne au DCSD.

Modélisation des systèmes poly-articulés flexibles

- Effet des conditions aux limites dans la modélisation par éléments finis.
- Modélisation à partir de super-éléments.
- Modélisation et compensation de non-linéarités sévères (frottement sec)
- Conception et dimensionnement de supports expérimentaux.
- Diverses applications en robotique spatiale externe.

L'**activité d'enseignement** présentée dans le chapitre 2 est directement liée aux études et recherches menées à l'ONERA/DCSD. Ces liens étroits sont volontairement entretenus pour garantir un enseignement en constante adaptation aux besoins industriels et aux évolutions des techniques.

COORDINATION, ANIMATION, COOPÉRATION, ...

- Responsable de l'unité de recherches CDIN «CommanDe et INtégration» regroupant une quinzaine d'ingénieurs du DCSD (1997-2000) : animation scientifique, planification des activités, évaluation du personnel, ...
- Président (de 1999 à 2000) du comité scientifique du pôle CNES/ONERA *PI-ROLA* sur la commande robuste appliquée au pilotage des lanceurs. Ce comité réunit le CNES, EADS/LV et divers laboratoires de recherches nationaux

¹TABASCO : Toolbox Appliquée aux Besoins de l'Avion Souple et sa COMmande

²SECAFLEX : Support Expérimental pour le Commande Active des structures FLEXibles.

³CAT : Contrôle d'Attitude de Télescope (maquette expérimentale développée par le CNES).

⁴MIMOSA : Matériaux Intelligents Mis en Œuvre pour les Systèmes Actifs.

(CNRS/LAAS, Supélec et l'ONERA/DCSD). Le lancement de ce pôle a consisté à recueillir les propositions des différents partenaires et définir un programme de travail sur la durée du pôle (3 ans).

- Responsable académique des Mastères spécialisés de SUPAERO et plus particulièrement du Mastère *Commande et Systèmes Embarqués*.
- Membre de l'IFAC Aerospace technical Committee.
- Activité de «review» pour les conférences internationales d'Automatique (conférences IFAC, *Conference on Decision and Control*, *American Control Conference*, *Conférence Internationale Francophone d'Automatique*,...) et pour des revues internationales (*Transaction on Automatic Control*, *International Journal of Systems Science*, *Journal Européen des Systèmes Automatisés*, *Control Engineering Practice*).
- Participation active au groupe de travail sur la commande robuste des systèmes multivariables (2 présentations : le 08/03/00 et le 26/03/01, organisation d'une journée thématique *Lisibilité et Retouche de Correcteurs* : voir http://www.supaero.fr/page-perso/autom/alazard/journee_retouche).
- Collaboration avec l'équipe du Professeur JEAN DELAFONTAINE de l'Université de Sherbrooke au Québec : préparation d'un article «Robust 2-DOF H_∞ Controller for Highly Flexible Aircraft : Design Methodology and Numerical Results» pour la revue *Canadian Aeronautic and Space Journal*.
- Collaboration avec le Professeur A.V. BALAKRISHNAN du «Flight Systems Research Center» (Université Californienne de Los Angeles) dans le cadre d'échanges d'étudiants (stages de fin d'études des étudiants de SUPAERO).

PAGE SANS TEXTE

Chapitre 2

Activités d'enseignement

2.1 Programme d'enseignement

- Responsable académique du Mastère *Commande et Système Embarqué* proposé par SUPAERO : définition du programme (400 heures d'enseignement), coordination des enseignants vacataires et suivi des projets de fin d'études (voir <http://www.supaero.fr/formation/mastere-auto.htm>).

2.2 Cours

Cours dispensés à SUPAERO

- **Représentation et analyse des systèmes multi-variables** : ce cours présente les problèmes de gouvernabilité, d'observabilité et de minimalité dans les représentations des systèmes multi-variables et les techniques de passage entre les différentes représentations. Les notions classiques de marges de stabilité sont également discutées dans le cas des systèmes multi-variables, l'analyse par les valeurs singulières est introduite.
Support de cours : [Poly 3] D. Alazard, *Représentation et analyse des systèmes multi-variables*, Notes de cours SUPAERO (disponible à partir de l'adresse <http://www.supaero.fr/page-perso/autom/alazard/>).
- **Commande des systèmes multi-variables : approches modale et optimale** (co-responsable : CAROLINE CHIAPPA) : l'objectif de ce module est de présenter les outils et techniques de synthèse de lois de commande multi-variables fondées sur un estimateur de l'état du système et un retour d'état. Deux approches concurrentes et complémentaires sont détaillées : l'approche modale et l'approche LQG (Linéaire Quadratique Gaussienne).
Support de cours : [Poly 2] D. Alazard, *La régulation LQ/LQG*, Notes de cours SUPAERO (disponible à partir de l'adresse <http://www.supaero.fr/page-perso/autom/alazard/>).
- **Commande robuste** (co-responsable : PIERRE APKARIAN) : l'objectif de ce

cours est de présenter les concepts de la commande robuste : incertitudes fréquentielles, incertitudes paramétriques, forme standard, synthèse H_∞ , μ -analyse. **Support de cours** : [Ouv 1] D.Alazard, C.Cumer, P.Apkarian, M. Gauvrit et G.Ferrerres. *Robustesse et Commande Optimale* CÉPADUÈS ÉDITIONS, 1999.

- **Commande active des structures flexibles** (co-responsable : JEAN-PIERRE CHRÉTIEN) : l’objectif de ce module est de présenter les problèmes liés aux systèmes flexibles du point de vue de l’automaticien, c’est-à-dire de mettre en évidence les compromis performance/robustesse particulièrement dimensionnant pour la commande de ces systèmes et d’évaluer la pertinence des outils modernes de synthèse de lois de commande face à ces problèmes.

Support de cours : [Poly 1] D. Alazard et J.P. Chrétien, «Commande active des structures flexibles : applications aéronautiques et spatiales», Notes de cours SUPAERO, février 2000.

- **Application de la commande au pilotage et au guidage d’engins** (co-responsables : CAROLINE CHIAPPA et JEAN-HENRI LLAREUS) : l’objectif de ce module est de présenter et de détailler des applications industrielles dans lesquelles les fonctions de pilotage, de navigation et de guidage sont primordiales. Les différents intervenants détaillent leurs problèmes respectifs, les spécificités de ces problèmes par rapport aux problèmes académiques et les solutions pratiques auxquelles ils ont abouti pour que «ça marche».

Ces quatre modules d’enseignement ($4 \times 20h$) sont dispensés aux élèves de dernière année de SUPAERO ayant choisi l’option *Commande et Systèmes Embarqués* (25 élèves ingénieurs par an en moyenne). Les modules **Commande robuste** et **Commande active des structures flexibles** sont également proposés comme modules optionnels aux étudiants en D.E.A *Systèmes Automatique* de l’Ecole Doctorale *Système* (une moyenne de 4 à 6 étudiants ont suivi ces cours ces dernières années).

- Participation aux séances pratiques des modules **Filtrage** et **Processus stochastiques** (Responsable : PHILIPPE MOUYON) dispensés aux élèves ingénieurs en seconde année.

Cours dispensés à l’E.N.A.C.

- **Méthodes d’état** : introduction aux techniques de représentation, d’analyse et de commande des systèmes dynamiques linéaires dans l’espace d’état. Ce cours est destiné aux élèves ingénieurs de seconde année ayant choisis l’option électronique (20 heures, 40 élèves par an).

2.3 Séminaires

- **Commande robuste des systèmes** : stage de formation continue de la Société des Amis de SUPAERO et de l’ENSTA (co-animateur : PIERRE APKARIAN, 1 semaine par an, 1 douzaine de stagiaires).

- **Commande des systèmes** : séminaire de formation interne au DCSD (Dept. Commande des Systèmes et Dynamique du vol de l'ONERA) co-animé avec CAROLINE CHIAPPA en juillet 2001.
- **Multi-objective and non-stationnary control design using observer-based structures** : séminaire sur invitation destiné aux étudiants de «Master et PhD» de «Seoul National University» (contact : Prof. Youdan Kim, Mars 2002)

PAGE SANS TEXTE

Chapitre 3

Mémoires et diplômes dirigés

3.1 Thèses

BÉATRICE MADELAINE

«*Détermination d'un modèle dynamique pertinent pour la commande : de la réduction à la construction*» : participation (50 %) à l'encadrement de la thèse soutenue le 12 décembre 1998 (thèse SUPAERO).

Publication :

- **Conf 11** : B. Madelaine and D. Alazard. «Flexible structure model construction for control system design». *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Boston (USA), Août 1998.

MATTHIEU JEANNEAU

«*Commande fréquentielle semi-adaptative des structures flexibles*». Co-direction avec P. MOUYON. Thèse SUPAERO soutenue le 27 janvier 2000.

Publications :

- **Conf 8** : M. Jeanneau, D. Alazard and P. Mouyon. «A Semi-adaptative frequency control law for flexible structures : on the way to adaptive Q-LQG control», *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Portland (OR), Août 1999.
- **Conf 9** : M. Jeanneau, D. Alazard and P. Mouyon. «Contrôle Semi-Adaptatif pour Structures Flexibles.», *GdR d'Automatique, JDA'99 Journées Doctorales d'Automatique*, Nancy, Lorraine (France), Septembre 1999.

PAULO PELLANDA

«*Commande des systèmes instationnaires : Séquencement de compensateurs et commande LPV*» : participation (10 %) à l'encadrement de la thèse soutenue le 14 septembre 2001 (thèse SUPAERO).

Publications :

- **Conf 6** : P. Pellanda, P. Apkarian and D. Alazard. «A smooth gain-scheduling interpolation method of observer-based structures for H_∞ and μ -controllers». *IEEE Conference on Decision and Control*, CDC'00, Sydney, Decembre 2000.
- **Conf 3** : P. C. Pellanda, P. Apkarian, H. D. Tuan, D. Alazard. «Missile autopilot design via a multi-channel LFT/LPV control method». *15th IFAC World Congress*, Barcelonne, (Espagne), Juillet 2002 .

OLIVIER VOINOT

«Développement de méthodologies de synthèses de lois de commande pour le pilotage des lanceurs». Co-direction avec P. APKARIAN. Thèse SUPAERO soutenue le 19 Octobre 2002.

Publications :

- **Conf 1** : O. Voinot, P. Apkarian and D. Alazard. «Gain-scheduling for H_∞ controller with LYAPUNOV function applied to launcher control». *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Monterey (CA), 5-8 Août 2002.
- **Revue 3** : O. Voinot, D. Alazard, P. Apkarian, S. Mauffrey and B. Clément. «Launcher attitude control : Discrete-time robust design and gain-scheduling». *Control Engineering Practice (IFAC)*, à paraître.
- **Revue 6** : D. Alazard and O. Voinot. «Cross Standard Form for generalized inverse control problem : application in robust control». Soumis à l'*International Journal of Robust and Non-Linear Control*.
- **Conf 2** : O. Voinot, D. Alazard, P. Apkarian, S. Mauffrey et B. Clément. «De l'utilisation de la structure estimation commande». *CIFA (Conférence Internationale Francophone d'Automatique)*, Nantes (FRANCE), 8-10 juillet 2002.
- **Conf 5** : O. Voinot, D. Alazard and A. Piquereau. «A robust multi-objective synthesis applied to launcher attitude control». *15^{ième} IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*, Bologna (Italie), Septembre 2001.

FABIEN DELMOND

«Lisibilité et retouche de correcteurs». Thèse en cours depuis le premier octobre 2002 co-dirigée avec CHRISTELLE CUMER.

3.2 Stages de D.E.A. et projets de fin d'études

1994 C. DESBAZEILLE

Calcul d'un pilote automatique robuste d'avion. Projet de fin d'études ENSEEIHT.

1994 S. NOËL

Commande et simulation d'une articulation de bras manipulateur spatial. Projet de fin d'études ENSEEIHT.

1996 A. MENU

- Commande robuste des structures flexibles (comparaison des différentes approches).*
Projet de fin d'études ENSEEIHT.
- 1997** J.G. DEVILLE
Analyse de la robustesse par la méthode PRABI : application sur un satellite muni de panneaux solaires flexibles. Projet de fin d'études SUPELEC.
- 1997** R. FORFERT
Paramétrisation de modèles pour la commande robuste : application aux commandes de vol d'un avion souple. Projet de fin d'études ENSEEIHT, D.E.A.
- 1998** C. JOYARD
Synthèse de précommande dynamique par placement de zéros. Projet de fin d'études ENSEEIHT, D.E.A.
- 1998** D. SILVA
Commande coordonnée en accélération des deux étages d'une table vibrante. Projet de fin d'études ENSEEIHT, D.E.A.
- 1999** S. COULIN
Structuration de correcteurs, utilisation de la forme LQG d'un correcteur. Projet de fin d'études SUPAERO.
- 1998-1999** S. DELANNOY
Développement et maintenance de la boîte à outils DERAtool sous MATLAB 5.2. Scientifique du contingent.
- 2001** S. TLIBA
Approche constructive appliquée à la commande des structures flexibles. Stage de D.E.A. de l'UPS co-encadré avec C. CUMER.
- 2001** D. KARIA
Retouche de lois de commande : application à l'avion souple. Stage de D.E.A. de l'UPS co-encadré avec C. CUMER et C. CHIAPPA.
- 2002** F. DELMOND
Lisibilité et retouche de correcteurs Stage de D.E.A. de l'UPS co-encadré avec C. CUMER.
- 2002** T. RAKOTOMAMONDJY
Utilisation d'actionneurs électrostrictifs dans les boucles d'asservissement en effort. Projet de fin d'études et stage de D.E.A. SUPAERO co-encadré avec J.P. CHRÉTIEN.

PAGE SANS TEXTE

Chapitre 4

Travaux et publications

4.1 Ouvrage collectif

- **Ouv 1** : D.Alazard, C.Cumer, P.Apkarian, M. Gauvrit et G.Ferreres. *Robustesse et Commande Optimale* Cépaduès Éditions, 1999 (rédaction de 4 chapitres et coordination de l’ouvrage).

4.2 Supports de cours (polycopiés)

- **Poly 1** : D. Alazard et J.P. Chrétien. *Commande active des structures flexibles*. Notes de cours SUPAERO, février 2000.
- **Poly 2** : D. Alazard. *La régulation LQ/LQG*. Notes de cours SUPAERO.
- **Poly 3** : D. Alazard. *Représentation et analyse des systèmes multi-variables*. Notes de cours SUPAERO.

Les versions HTML de ces deux derniers documents sont disponibles à partir de l’adresse <http://www.supaero.fr/page-perso/autom/alazard/>.

4.3 Revues à comité de lecture

- **Revue 1** : D. Alazard. «Comments on the benchmark for Design and optimization of restricted complexity controllers : towards a non-parametric model based solution». *European Journal of Control*, à paraître.
- **Revue 2** : D. Alazard, P. Pellanda and C. Cumer. «Parameter Robust Linear-Quadratic-Gaussian design : a new proof for a tractable approach». soumis à l’*European Journal of Control*.
- **Revue 3** : O. Voinot, D.Alazard, P. Apkarian, S. Mauffrey and B. Clément. «Launcher attitude control : Discrete-time robust design and gain-scheduling». *Control Engineering Practice (IFAC)*, à paraître.
- **Revue 4** : D.Alazard. «Robust H_2 design for lateral flight control laws of a highly flexible aircraft». *Journal of Guidance Control and Dynamics (AIAA)*, Vol 25,

No. 3, may-june 2002.

- **Revue 5** : D. Alazard. «Méthodologies de synthèse des commandes de vol d'un avion souple - Partie 1 : synthèse H_2 robuste». *Journal Européen des Systèmes Automatisés (JESA)*, 2001, Vol.35, n.1-2, pp 169-189.
- **Revue 6** : D. Alazard and O. Voinot. «Cross Standard Form for generalized inverse control problem : application in robust control». Soumis à l'*International Journal of Robust and Non-Linear Control*.
- **Revue 7** : D. Alazard and P. Apkarian. «Exact observer-based structures for arbitrary compensators». *International Journal of Robust and Non-Linear Control*, 1999, n.9, pp 101-118.
- **Revue 8** : A. Kron, J. Delafontaine and D. Alazard. «Robust 2-DOF H_∞ controller for highly flexible aircraft». *Canadian Aeronautic and Space Journal*, à paraître en mars 2003.

4.4 Texte de Vulgarisation

- **Vul 1** : J.P. Chrétien et D. Alazard. «La commande active des structures flexibles». *Revue Scientifique et Technique de la Défense (RSTD)*, Numéro spécial, 1998-3, pp 17-21.

4.5 Congrès

Tous les congrès mentionnés dans la bibliographie ci-dessous sont à comité de lecture.

- **Conf 1** : O. Voinot, P. Apkarian and D. Alazard. «Gain-scheduling for H_∞ controller with LYAPUNOV function applied to launcher control». *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Monterey (CA), 5-8 Août 2002.
- **Conf 2** : O. Voinot, D. Alazard, P. Apkarian, S. Mauffrey et B. Clément. «De l'utilisation de la structure estimation commande». *CIFA (Conférence Internationale Francophone d'Automatique)*, Nantes (FRANCE), 8-10 juillet 2002.
- **Conf 3** : P. C. Pellanda, P. Apkarian, H. D. Tuan, D. Alazard. «Missile autopilot design via a multi-channel LFT/LPV control method». *15th IFAC World Congress*, Barcelonne, (Espagne), Juillet 2002 .
- **Conf 4** : D. Alazard. «Extracting physical tuning potentiometers from a complex control law : application to flexible aircraft flight control». *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Montréal (CANADA), Août 2001.
- **Conf 5** : O. Voinot, D. Alazard and A. Piquereau. «A robust multi-objective synthesis applied to launcher attitude control». *15^{ième} IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*, Bologna (Italie), Septembre 2001.
- **Conf 6** : P. Pellanda, P. Apkarian and D. Alazard. «A smooth gain-scheduling interpolation method of observer-based structures for H_∞ and μ -controllers». *IEEE Conference on Decision and Control, CDC'00*, Sydney, Decembre 2000.

- **Conf 7** : D.Alazard, A.Bucharles, G.Ferrerres, J.F.Magni and S.Prudhomme. «Towards a global methodology for flexible aircraft control». *AGARD RTO, Structural Aspect of Flexible Aircraft Control*, 1999, Ottawa.
- **Conf 8** : M. Jeanneau, D. Alazard and P. Mouyon. «A semi-adaptive frequency control law for flexible structures», *Proceedings of the American Control Conference* 1999, Portland (OR).
- **Conf 9** : M. Jeanneau, D. Alazard and P. Mouyon. «Contrôle Semi-Adaptatif pour Structures Flexibles.», *GdR d'Automatique, JDA'99 Journées Doctorales d'Automatique*, Nancy, Lorraine (France), Septembre 1999.
- **Conf 10** : D.Alazard, P. Apkarian and S. Mauffrey. «Exact observer-based structures for arbitrary full-order compensators». *14th IFAC World Congress*, juillet 1999, Beijing, China.
- **Conf 11** : B. Madelaine and D. Alazard. «Flexible structure model construction for control system design». *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Boston (USA), Août 1998.
- **Conf 12** : M. Gauvrit and D. Alazard. «Parametric worst-case analysis by PRABI approach : application to flexible space structures». *ROCOND'97, 2nd IFAC Symposium on Robust Control Design*, Budapest (Hongrie), Juin 1997.
- **Conf 13** : J.F. Magni, Y. Le Gorrec, C. Chiappa and D. Alazard. «Flexible structure control by eigenstructure assignment». *IFAC Conference on Control of Industrial Systems*, Belfort (France), mai 1997.
- **Conf 14** : D. Alazard, J.P. Chrétien and M. Le Du. «Robust attitude control of a telescope with flexible modes». *proceedings of the Third international conference on Dynamics and Control of Structures in Space* edited by Computational Mechanics Publications, pp(167-184), Londres (UK), Mai 1996.
- **Conf 15** : D. Alazard and J.P. Chrétien. «Dexterous manipulation in space : comparison between serial and parallel concepts». *13^{ième} IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*, Palo Alto (Californie), Septembre 1994.
- **Conf 16** : D. Alazard and J.P. Chrétien. «Dynamic control of space manipulators holding flexible payloads : analysis and experimental validation in one d.o.f. case». *12^{ième} IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*, Ottobrunn (Allemagne), Septembre 1992.

4.6 Communications sur invitation

- **Invit 1** : D. Alazard. «Cross Standard Form for generalized inverse problem : application to lateral flight control of a highly flexible aircraft». *ICNPAA 2002 (International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace)*, Melbourne (Florida), mai 2002.
- **Invit 2** : D. Alazard and J.P. Chrétien. «Flexible joint control : robustness analysis of the collocated and non-collocated feedback». *IROS'93, IEEE Conference on Intelligent Robot Systems*. Yokohama (Japon), Juillet 1993.

- **Invit 3** : D. Alazard and J.P. Chrétien. «The impact of local masses and inertias on the dynamic modelling of flexible manipulators». CNES, *Intelligence Artificielle, Robotique et Automatique Appliquée à l'Espace*, Toulouse (France), Septembre 92.
- **Invit 4** : D. Alazard, J.P. Chrétien, J.P. Hermier and T. Blais. «M.F.B. (Maquette fonctionnelle de bras) : design, implementation and test of improved joint control for space service manipulator». CNES, *Intelligence Artificielle, Robotique et Automatique Appliquée à l'Espace*, Toulouse (France), Septembre 92.

4.7 Rapports de contrats

- [1] D. Alazard, J. P. Chrétien, and S. C. P. Gomes. Stratégies de commande dynamique pour la manipulation de charges utiles complexes - tome a : texte ; tome b : planches. Rapport Final 4/7717, CNES/DERA, Juin 1991.
- [2] D. Alazard and J. P. Chrétien. Modélisation des chaînes polyarticulées flexibles en vue de la commande : comparaison de trois techniques de mise en équations. Rapport Final 2/7735a(texte), b(planches), c(annexes), DRET/DERA, Juillet 1991.
- [3] J. P. Chrétien and D. Alazard. Laboratoire de dynamique multi-corps flexible. Rapport d'avancement 7761, EPR n. 90001215, Novembre 1991.
- [4] D. Alazard and J. P. Chrétien. Modélisation, simulation et commande d'une articulation de bras manipulateur - tome a : texte ; tome b : planches. Rapport final 2/7789, CNES/DERA, Janvier 1992.
- [5] D. Alazard and J. P. Chrétien. Illustration expérimentale de la manipulation de charges utiles dynamiques : charges utiles pendulaires. Note technique 2/7798, CNES/DERA, Avril 1992.
- [6] D. Alazard and J. P. Chrétien. Commande coordonnée d'un organe terminal dextre (OTD) porté par un manipulateur externe : modélisation et commande des repositionneurs. Rapport final 2/7813, CNES/DERA, Novembre 1992.
- [7] D. Alazard and J. P. Chrétien. Commande coordonnée d'un organe terminal dextre (OTD) porté par un manipulateur externe : comparaison des performances de solutions série et parallèle. Rapport final 2/7851 (a et b), CNES/DERA, Mai 1993.
- [8] D. Alazard, A. Bucharles, and S. Prudhomme. Possibilités nouvelles de contrôle de l'avion souple : Évaluation. Rapport Final 2/7869, STPA/DERA, Novembre 1993.
- [9] D. Alazard and J. P. Chrétien. Étude de dimensionnement et commandabilité d'une articulation flexible : architectures de commande. Rapport Final 2/7913, CNES/DERA, Juillet 1994.
- [10] D. Alazard and J. F. Magni. Réduction et commande : application à des modèles aéroélastiques. Rapport final 2/7908.00, STPA/DERA, Août 1994.

- [11] N. Imbert and D. Alazard. Pilotage SCAO d'une antenne SAR présentant des modes souples importants. Rapport final 1/7978.00, CNES/DCSD, Août 1995.
- [12] D. Alazard, P. Apkarian, and J. P. Chrétien. Méthodologie d'utilisation de la forme standard : extensions paramétriques. Rapport Final 1/7927, DRET/DERA, Octobre 1995.
- [13] D. Alazard et J. P. Chrétien. Commande d'attitude de télescope robuste aux flexibilités de structure. Rapport Final 3/7950, CNES/DERA, Décembre 1995.
- [14] N. Imbert and D. Alazard. Pilotage SCAO d'une antenne SAR présentant des modes souples importants. Rapport de synthèse 2/7978.00, CNES/DERA, Octobre 1995.
- [15] D. Alazard and J. P. Chrétien. Commande d'attitude de télescope robuste aux flexibilités de structure : étude à partir de la modélisation analytique. Rapport final 1/7996.16, CNES/DERA, Juin 1996.
- [16] D. Alazard and J. P. Chrétien. Méthodologie d'utilisation de la forme standard pour les synthèses H_2/H_∞ . Note interne 130/96, Ressources générales, Juillet 1996.
- [17] D. Alazard and P. Apkarian. Équivalents LQG pour l'embarquabilité des correcteurs H_∞ . Rapport final 1/7996.11, Aérospatiale/ONERA-CERT, Septembre 1997.
- [18] N. Imbert and D. Alazard. Contrôle actif généralisé du banc SEPTRA. Rapport final 1/7997.20, PID, Décembre 1997.
- [19] D. Alazard and C. Reboulet. Table vibrante : dimensionnement et commande de l'étage HF. Rapport technique 1/7997.29, CNES/DCSD, Mars 1998.
- [20] D. Alazard and G. Hardier. Amélioration de performances à attendre d'évolution matérielles et logicielles du STAF. Annexe au rapport final 1/7997.03, DCN/DCSD, Mars 1998.
- [21] D. Alazard, A. Bucharles, G Ferrères, N. Imbert, and S. Prudhomme. Commande et identification d'un avion souple - COVAS. Rapport final et annexes techniques I, II et III 2/7995.09, SPAé/DCSD, Décembre 1997.
- [22] D. Alazard, A. Bucharles, G Ferrères, S. Prudhomme, and P. Vacher. Commande et identification d'un avion souple - COVAS, 2ème année. Rapport d'avancement 2/7997.27, SPAé/DCSD, Juillet 1998.
- [23] P. Apkarian, Ch. Cumer, N. Imbert, Ph. Mouyon, O. Voinot, and D. Alazard. PIROLA (phase 2) : pilotage instationnaire . Reference CNES : RT-RS-4333000-0004-ONER-1. Rapport final 3/05653 01F, CNES/DLA, Décembre 2001.

(Une soixantaine de rapports ont été rédigés depuis 1989. Cette liste est réduite aux rapports de fin de contrats.)

PAGE SANS TEXTE

Chapitre 5

Synthèse des travaux

5.1 Introduction

Les travaux de recherche présentés dans cette synthèse s'orientent autour de deux axes principaux, la commande des structures flexibles et la méthodologie d'utilisation des techniques modernes de synthèse de lois de commande. Nous essaierons de montrer la complémentarité de ces deux axes et pourquoi la confrontation des techniques de synthèse sur des problèmes de commande de structures flexibles a conduit à développer des schémas de synthèses bien particuliers qui se distinguent des schémas classiques proposés dans la littérature relative à la commande robuste. Pour étayer ces propos, nous avons choisi 5 articles présentés dans le chapitre 6. Nous détaillerons également les raisons de ce choix.

5.2 Les systèmes flexibles

5.2.1 Les différents systèmes étudiés

Avant toute chose, il convient de préciser que les systèmes flexibles étudiés dans le cadre de ces travaux sont des systèmes flexibles *manœuvrables* dont la dynamique est composée de **modes rigides**, qui caractérisent le mouvement d'ensemble du système, et de **modes flexibles**, qui caractérisent les vibrations du système autour de ce mouvement d'ensemble. Le problème de performance est relatif au pilotage des modes rigides en termes de manœuvrabilité et de réjection de perturbations. La présence des modes flexibles est à considérer comme un phénomène perturbateur et non pas comme un phénomène dynamique voulu. Le principal objectif recherché consiste à ce que l'énergie apportée au système par la loi de commande pour piloter le comportement rigide ne déstabilise pas les modes flexibles. Si cette loi de commande permet de plus d'amortir légèrement ces modes flexibles alors elle en sera d'autant plus satisfaisante mais cela reste un objectif secondaire. Les systèmes où l'énergie apportée vise en premier lieu à contrôler des vibrations ou même à contrôler les déformées des systèmes flexibles

(contrôle de forme) ne sont pas abordés ici.

Les asservissements articulaires des manipulateurs spatiaux

Durant la fin des années 80 et le début des années 90, les études sur la robotique spatiale externe développée dans le cadre du projet HERMÈS a permis une première expérience particulièrement formatrice dans le domaine de la commande des structures flexibles [Conf 15], [Conf 16], [Invit 2], [Invit 3], [Invit 4]. En effet, bien que la commande d'un manipulateur à six degrés de liberté soit un problème multi-variables et requiert, du fait de l'environnement spatial, des stratégies de commande bien particulières ([Conf 15], [Conf 16]), le problème de la commande décentralisée de chaque articulation est particulièrement dimensionnant. Du fait des rapports extrêmes entre les inerties et les masses manipulées (typiquement un satellite) et celles des actionneurs (inertie du rotor), on ne voit de chaque articulation qu'un mode rigide et un mode flexible dû à la vibration du rotor encastré sur la charge utile au travers de la raideur du réducteur. Ce mode flexible, découplé fréquentiellement du mode rigide, est particulièrement excitable par le signal de commande. La solution adoptée sur les manipulateurs terrestres consiste à placer le capteur de vitesse sur le rotor afin que le gain dérivé requis pour le contrôle du mode rigide amortisse *naturellement* le mode rotor du fait de la propriété de la **collocalisation actionneurs détecteurs**. Dans le cas qui nous intéresse, ce gain qui est proportionnel à l'inertie de la charge utile est beaucoup trop important par rapport à l'inertie du rotor et déstabilise le mode rotor dès que l'on échantillonne la loi de commande. La solution proposée dans [Invit 2] combine des retours dérivés de la position du rotor (collocalisée) et de la position de la charge (non-collocalisée) et un **contrôle en phase** du mode flexible à partir de la mesure non-collocalisée à l'aide de retards purs (z^{-1}) directement introduits dans la boucle de commande. Ces techniques de **contrôle en gain** et **contrôle en phase** directement élaborées dans le **plan de BLACK** sont restreintes au cas mono-variable mais sont particulièrement efficaces pour ce type de systèmes où le paysage modal est assez simple et dû à des raideur localisées et bien identifiées dans la structure du système.

Ce type d'approche a été utilisé tout récemment pour trouver une solution très simple sur le problème de suspension proposé par I.D. LANDAU comme «benchmark» pour la synthèse et l'optimisation de contrôleurs de complexité réduite [Revue 1].

L'isolation dynamique de systèmes de pointage fin

Il s'agit ici de réguler une ligne de visée sur une référence inertielle et rejeter les perturbations dues aux mouvements du véhicule porteur (satellite). Le paysage modal du système mécanique de pointage à deux degrés de liberté (élévation et azimut) est maintenant beaucoup plus riche et les techniques de contrôle en gain / contrôle en phase précédemment exposées, bien qu'elles fournissent des solutions satisfaisantes, sont maintenant très lourdes à mettre en œuvre et requiert des campagnes de réglages essais-erreurs incompatibles dans une démarche de production de lois de commande plus ou

moins systématique. Les techniques de synthèse fréquentielles optimales de type H_2 ou H_∞ semblaient offrir le cadre méthodologique adéquat et ont été étudiées et appliquées sur ce problème.

L'ensemble de ces travaux est présenté dans l'article [Conf 14] que nous avons choisi dans la sélection proposée dans le chapitre 6. Cet article est peut-être le plus important de la sélection car il présente la validation expérimentale, sur une maquette de télescope (CAT) développée par le CNES, de lois de commande multi-variables (d'ordre 20) obtenues par synthèses H_2 et H_∞ à partir de modèles identifiés représentatifs du comportement rigide et flexible. Les enseignements que nous avons tirés de ces travaux sont de deux sortes.

D'une part, il est apparu nécessaire de prendre en compte des spécifications de robustesse paramétrique pour éviter l'inversion locale du système qui s'opère autour des modes flexibles dès que l'on ne s'intéresse qu'aux performances. En ce sens, les systèmes flexibles sont particulièrement démonstratifs du fait que le vrai problème de commande n'est pas vraiment abordé tant que l'on ne s'est pas confronté au problème de la robustesse en performance. Les problèmes méthodologiques qui apparaissent alors sont liés au fossé qui existe entre la formulation des incertitudes qui est requise par les outils de synthèse du commerce et la modélisation analytique que l'on sait faire du système flexible incertain. A titre d'exemple, dans l'article en question, on recherchait une loi de commande qui soit robuste à la méconnaissance du support (ou plus exactement à la méconnaissance de l'impédance mécanique de ce support) sur lequel était posé le télescope. A l'heure actuelle nous ne pensons pas qu'il soit possible de modéliser analytiquement l'effet de cette impédance sur la réponse fréquentielle du système; effet qui a pu être constaté expérimentalement en changeant de support. Dès lors, nous sommes obligés de développer un modèle d'incertitude qui ne sera qu'une représentation très grossière de la réalité. Nous avons choisi de considérer uniquement des variations sur les fréquences et les amortissements des modes flexibles. De telles incertitudes paramétriques peuvent être facilement modélisées par une **transformation linéaire fractionnaire** et donc être traitées par les outils existants.

D'autre part, nous avons également constaté que, lorsque l'on avait enrichi le problème de synthèse de toutes les contraintes nécessaires pour éviter les *débordements* des techniques de commandes optimales, on obtenait un problème si contraint que les synthèses H_2 et H_∞ fournissaient des solutions très similaires. L'élaboration du critère de synthèse, c'est-à-dire le choix des entrées exogènes et des sorties contrôlées du problème de commande exprimée sous *forme standard* (voir figure 5.1), est donc apparu comme un problème bien plus important que la norme que l'on allait choisir de minimiser. Cette remarque est d'autant plus confortée que l'on sait maintenant que les modèles d'incertitudes qui vont alimenter ce critère sont grossiers. La valeur finale du critère (γ pour la synthèse H_∞ ou μ pour la μ -synthèse) sont donc à considérer avec précaution. On peut même s'avancer à dire que les outils de synthèse paramétriquement robuste du commerce (μ -synthèse) sont presque trop sophistiqués pour les modèles d'incertitudes grossiers que nous avons évoqués. Aussi nous avons préféré, pour traiter le problème de robustesse paramétrique mentionné précédemment, utiliser des méthodes de désen-

sibilisation fondées sur les propriétés asymptotiques de robustesse de la synthèse LQG (approche PRLQG ¹ : [1] et chapitre 7 de [Ouv 1]) que nous avons reformulée dans le cadre général du problème standard de commande pour les synthèses H_2 et H_∞ [Revue 2].

Ces différents problèmes méthodologiques ont motivés de nombreux travaux notamment l'étude des propriétés structurelles du problème de commande standard qui fait l'objet du chapitre 6 de l'ouvrage [Ouv 1] que nous avons également sélectionné.

Les commandes de vol d'avions souples

Par rapport au problème précédent, cette nouvelle application soulevait le problème du traitement des spécifications modales sur les modes rigides qui sont particulièrement dimensionnantes dans le domaine des commandes de vol d'avions de type gros porteur. Il s'agit du placement des modes de roulis pur, spiral et roulis hollandais qui caractérisent la dynamique rigide et linéarisée du vol latéral et des spécifications de découplage des chaînes roulis et lacet. Les techniques de placement de structures propres sont particulièrement adaptées pour appréhender de telles spécifications et également parfaitement intégrées dans la culture de l'entreprise concernée (AIRBUS France). Il s'agissait donc d'intégrer ces techniques et ce savoir faire dans le schéma de synthèse optimale (problème standard pour la synthèse H_2 et H_∞) que nous avons précédemment développé sur le système de pointage et qui donnait des résultats très satisfaisants quant aux spécifications fréquentielles (spécification de «roll-off» pour la robustesse aux modes flexibles hautes fréquences négligés dans le modèle de synthèse) et aux spécifications de robustesse paramétrique (désensibilisation aux variations des pulsations et amortissements des modes flexibles contrôlés).

C'est de cette problématique qu'est né notre intérêt pour les problèmes de commande inverses généralisés qui consistent, étant donné un modèle et un correcteur, à trouver un problème de commande standard sur lequel la solution optimale au sens de la norme H_2 ou H_∞ corresponde au correcteur initial. La notion de **forme standard de passage** a donc été introduite pour satisfaire ce problème. Elle sera ensuite généralisée dans les travaux de thèse d'OLIVIER VOINOT [Revue 6].

Le schéma de synthèse que nous avons ainsi élaboré possède de plus une propriété bien particulière : les différents paramètres de réglage de ce schéma, qui définissent :

- le placement des valeurs et vecteurs propres de la dynamique rigide,
- l'ordre et la pulsation de coupure du «roll-off»,
- le niveau de désensibilisation aux incertitudes sur les modes flexibles contrôlés,

sont indépendants du vecteur de mesures utilisées. Sur le plan méthodologique cette propriété est particulièrement importante car elle permet d'étudier l'influence de la position des capteurs le long du fuselage de l'avion directement sur les performances et la robustesse en boucle fermée ; sans avoir à redéfinir le jeu de paramètres de réglage. L'ensemble de ces travaux est présenté dans l'article [Revue 4] que nous avons sélectionné.

¹PRLQG : Parametric Robustness Linear Quadratic Gaussian

tionné dans le chapitre 6. Une boîte à outils TABASCO² a également été développée et implantée dans le bureau d'études d'AIRBUS. Elle est actuellement utilisée dans le cadre du développement de l'A380.

Le pilotage des lanceurs

Ce dernier volet de notre expérience sur les systèmes flexibles a permis de compléter et d'adapter notre méthodologie de synthèse de lois de commande aux systèmes non-stationnaires pour lesquels le problème d'interpolation des correcteurs est particulièrement critique [Revue 3], [Conf 1], [Conf 2], [Conf 3] et [Conf 6].

C'est d'ailleurs pour des problèmes d'implantation de lois de commande que nous avons été consultés initialement. Il s'agissait d'implanter des pilotes obtenus par synthèse H_∞ à l'aide de la structure classique des correcteurs LQG fondée sur un estimateur et un retour d'état. La méthode que nous avons proposée est présentée dans [Revue 7]. Cet article fait partie de la sélection car la technique proposée a des retombées dans de nombreux domaines autre que l'implantation proprement dite.

D'une part elle a permis de généraliser la notion de **forme standard de passage** et donc de trouver une solution au problème inverse pour des correcteurs quelconques que ce soit en temps continu ou discret. Un schéma de synthèse original a donc pu être développé pour traiter le problème de synthèse stationnaire d'un pilote discret en un instant de vol [Revue 7]. Nous avons également retenu cet article car il met particulièrement en évidence la capacité de la **forme standard de passage** à mixer différentes approches, notamment une synthèse LQG non conventionnelle où le gain de retour sur l'état estimé du vent est calculé sur les bases d'un savoir faire bien particulier et une approche H_∞ pour le contrôle des modes flexibles.

D'autre part la réalisation sous forme d'un estimateur et d'un retour d'état des différents pilotes H_∞ synthétisés en différents points du vol permet l'interpolation simple et efficace de ces pilotes. Bien que cette approche ne donne pas de garanties théoriques sur les performances et la robustesse de la loi interpolée appliquée au modèle non stationnaire, sa simplicité de mise en œuvre en fait une concurrente sérieuse des approches LTV/LTI qui ont également été étudiées sur ce problème [Conf 1].

D'une façon plus générale, le sens physique des états de la réalisation du correcteur sous forme observateur/retour d'état permet d'envisager une adaptation de celui-ci aux évolutions du modèle qui est explicitement intégré dans cette réalisation. Un schéma original d'adaptation de la loi de commande aux changements de pulsations des modes flexibles est proposé dans les travaux de thèse de MATTHIEU JEANNEAU [Conf 8], [2].

²Toolbox Appliquée aux Besoins de l'Avion Souple et sa COMmande : logiciel enregistré auprès de l'agence pour la protection des programmes (APP) sous le numéro :

Il s'agit en fait de lois semi-adaptatives où le contrôle des modes rigides est assuré par un correcteur stationnaire, pour lequel la notion de marges de stabilité est incontournable étant donné la puissance mise en jeu, alors que le contrôle des premiers modes flexibles, mettant en jeu des niveaux de commande plus faibles, est assuré par un contrôle auto-adaptatif pour lequel la nature vibratoire des phénomènes est favorable à l'identification en ligne.

5.2.2 Modélisation, réduction

Nous avons déjà évoqué le problème de la modélisation analytique des incertitudes dans le cas des structures flexibles. Ce problème ne peut pas être dissocié de celui de la réduction de modèles ; sujet qui a motivé une littérature abondante. En effet, le problème de la réduction de modèles pour la synthèse d'une loi de commande et le problème de la synthèse de cette loi proprement dite sont des problèmes fortement couplés en ce sens que le critère de réduction doit dépendre de la loi de commande (ou plus directement des spécifications) et que la loi de commande se calcule d'après le modèle réduit. La majeure partie des travaux que l'on peut trouver dans cette littérature traite souvent du problème de la réduction du modèle ou de celle du compensateur (ce qui suppose que l'on sait calculer un compensateur sur le modèle complet) et se polarise également sur la manipulation de normes sur l'écart entre les modèles (ou les correcteurs) réduits et complets. Cela permet certes de donner des conditions mathématiques intéressantes et des bornes sur ces écarts mais cela s'éloigne également des préoccupations pratiques : l'**approche constructive** que nous proposons dans [Conf 11] et [3] et qui permet d'élaborer de façon itérative le modèle de synthèse et le compensateur vise à satisfaire un objectif plus ambitieux : fournir à l'ingénieur un environnement méthodologique capable de s'adapter aux évolutions des modèles et du cahier des charges en terme de compromis performance / robustesse et donc de fournir des outils d'aide à la conception et à la formulation du cahier des charges. L'idée de base de l'approche constructive était de pouvoir supporter deux réglages extrêmes du compromis performance / robustesse qui tombent sous le bon sens. D'une part, si le niveau de performance demandée reste faible alors le modèle de synthèse doit se réduire au modèle du comportement rigide du système. Il n'est plus nécessaire de chercher à formuler des spécifications de robustesse paramétrique sur les modes flexibles car le contrôle en gain (filtre de «roll-off») du signal de commande, par un simple filtre passe bas dont la synthèse est rendue possible par le découplage fréquentiel entre la bande passante désirée et les premiers modes flexibles, assurera la robustesse à la méconnaissance du comportement flexible. A contrario si l'on est très exigeant sur les performances dynamiques des modes rigides et que l'on désire une bande passante au delà des fréquences des modes flexibles alors le modèle de synthèse se rapprochera du modèle complet ³ et l'on sait également que les propriétés de robustesse seront très limitées car la loi de commande sera fortement dépendante de ce modèle. Entre ces

³sauf dans le cas idéal d'un système parfaitement positif où la loi de commande dédiée à la commande des modes rigides satisfait également le problème du contrôle robuste des modes souples.

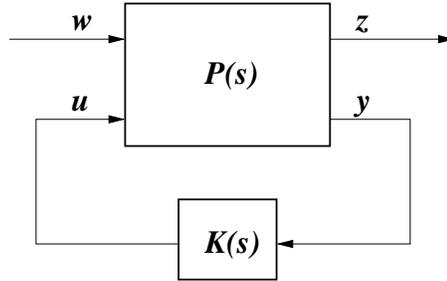


FIG. 5.1 – Le problème de commande standard.

deux extrêmes, la combinaison d’une méthode d’analyse de la robustesse (μ -analyse) et d’une méthode de synthèse robuste (synthèse PRLQG) dans une procédure itérative, initialisée à l’aide du modèle rigide et de la loi de commande «rigide», permettant de sélectionner le mode flexible le plus critique et d’adapter la loi de commande en conséquence, offre une alternative très intéressante aux techniques de réduction plus conventionnelles.

Sur le plan de la modélisation proprement dite, nous avons également développé une technique de modélisation par éléments finis particulièrement adaptée aux manipulateurs spatiaux externes caractérisés par des éléments de grands allongements et soumis à des couples moteurs, masses et inerties localisés aux extrémités. Cette approche ([**Invit 3**]) consiste à développer la déformée de l’élément de base sur un polynôme d’ordre 5 (au lieu de 3 dans l’approche classique) et d’introduire des conditions aux limites supplémentaires sur les dérivés secondes de cette déformée permettant de prendre directement en compte les charges dynamiques localisées. Elle permet de fournir un modèle très représentatif uniquement à partir de quelques éléments et donc de fournir directement un modèle d’ordre réduit exploitable pour la synthèse de lois de commande.

5.3 Apport des techniques modernes de commande robuste

On regroupe ici sous le vocable *techniques modernes* les méthodes qui s’appuient sur le formalisme du **problème de commande standard** représenté sur la figure 5.1. On reconnaît le modèle classique entre la commande u et la mesure y augmenté des entrées exogènes w et des sorties contrôlées z et éventuellement des dynamiques introduites par les filtres de pondérations fréquentielles. Ce formalisme est apparu avec la synthèse H_∞ dès le début des années 80 et permet de décrire simplement et clairement les problèmes de commande optimale : rechercher un correcteur stabilisant $K(s)$ qui reboucle la mesure y sur la commande u et qui minimise le transfert en boucle fermée entre w et z , noté $F_l(P(s), K(s))$ au sens d’une norme. La représentation d’état du

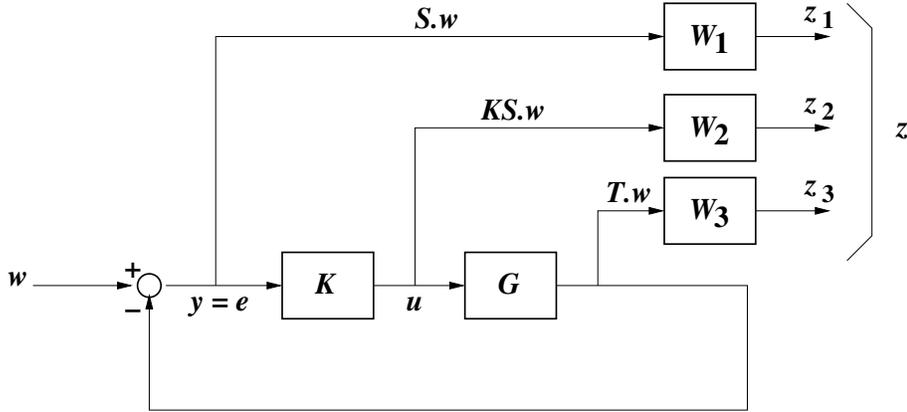


FIG. 5.2 – Problème de sensibilité mixte.

problème standard $P(s)$ est notée :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ z \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B_1 & B_2 \\ C_1 & D_{11} & D_{12} \\ C_2 & D_{21} & D_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \\ u \end{bmatrix}, \quad (5.1)$$

5.3.1 Analyse critique

Il ne s'agit pas de critiquer la synthèse H_∞ mais plutôt le discours qui aurait pu laisser croire qu'il suffisait de fixer des gabarits sur les fonctions caractéristiques (la fonction de sensibilité $S = (I + GK)^{-1}$, la fonction de sensibilité complémentaire $T = I - S$ et $R = KS$) et d'utiliser le schéma de la sensibilité mixte rappelé figure 5.2 pour produire ce que l'on appelle plus communément un asservissement.

Si la synthèse H_∞ permet réellement et très efficacement de modéliser en fréquence les fonctions S et T , et c'est bien là l'objectif de cette technique que de satisfaire de telles spécifications fréquentielles, le fait d'imposer des gabarits sur les fonctions S et T ne peut en aucun cas satisfaire les propriétés que l'on demande à un asservissement. C'est ce discours qui à notre sens a freiné l'intégration de ces techniques dans le milieu industriel et a creusé le fossé entre le monde académique et le monde industriel. En effet, le seul fait de synthétiser un correcteur par les techniques fréquentielles classiques qui opèrent sur le transfert de boucle $L = KG$ protège la synthèse contre les problèmes d'inversion locale ou totale du modèle dans le correcteur qui apparaissent avec les techniques optimales. La sensibilité du correcteur au modèle qui découle de ces inversions soulève des problèmes de robustesse aux variations de ce modèle particulièrement critiques et également des problèmes de performances en réjection de perturbations.

Un exemple mono-variable révélateur

A titre d'exemple, on pourra retenir le cas d'un système du second ordre mal amorti :

$$G(s) = \frac{1}{s^2 + 0.01s + 1} .$$

On désire asservir la sortie y de $G(s)$ sur la consigne w selon les spécifications de performance suivantes :

- bande passante de 10 rd/s ,
- erreur statique (en réponse à un échelon de w) inférieure ou égale à 1%.

L'application directe du schéma de la sensibilité mixte rappelé figure 5.2 peut conduire au réglage suivant :

- $W_1(s) = \frac{s+10}{s+0.1}$,
- $W_2 = W_3 = 0$.

On reconnaît en $W_1(s)$ l'inverse de la fonction de sensibilité désirée $S_d(s)$ modélisée pour satisfaire les spécifications de bande passante et d'erreur statique. La réponse fréquentielle (valeur singulière) de S_d est tracée en gris sur la figure 5.3.

On peut remarquer que ce problème ne satisfait pas les hypothèses de régularité requises par l'algorithme DGKF (DOYLE-GLOVER-KHARGONEKAR-FRANCIS) de γ -itération. On peut alors soit régulariser ce problème en le perturbant légèrement ou utiliser les derniers algorithmes de synthèse H_∞ qui réalisent eux-mêmes cette régularisation, qu'ils soient fondés sur un solveur d'équations de RICCATI ou de LMI (Linear Matrix Inequalities). Le problème n'est pas d'analyser ici les problèmes algorithmiques mais de mettre en avant les problèmes méthodologiques de cette approche. Quelque soit l'algorithme utilisé, on peut montrer ([4] et [Ouv 1], chapitre 6) que le correcteur obtenu est de la forme :

$$K(s) = \frac{k(s + 0.01s + 1)}{(s + 0.1)(s^2/\omega^2 + 2\xi s/\omega + 1)}$$

Les paramètres k , ξ et ω ne dépendent que de la valeur ε des termes de régularisation et de la tolérance $\delta\gamma$ spécifiée dans l'algorithme de γ -itération. On peut d'ailleurs vérifier numériquement que ce correcteur tend vers la solution optimale (non propre) :

$$\lim_{(\varepsilon, \delta\gamma) \rightarrow (0, 0)} K(s) = \frac{9.9(s^2 + 0.01s + 1)}{s + 0.1}$$

et que le critère obtenu (γ) tend également vers 1, indiquant ici que le cahier des charges est parfaitement réalisé. On peut également vérifier, sur la réponse indiciale tracée en gris sur la figure 5.4, que la spécification d'erreur statique est satisfaite.

L'inversion du système dans le correcteur que nous avons mentionnée précédemment est manifeste et si ce correcteur satisfait bien les spécifications, il est évident que le comportement du système en réponse à une perturbation sur l'entrée du système ne sera pas conforme à ce que l'on attend d'un asservissement. Ceci est illustré par la

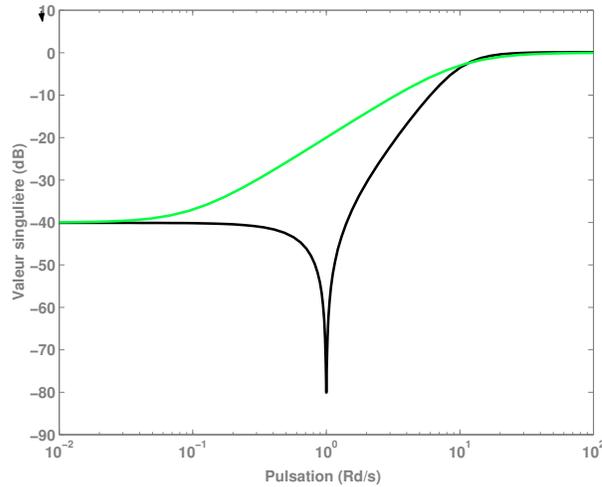


FIG. 5.3 – Fonctions de sensibilité S_d (gris) et $S' = (I + GK')^{-1}$ (en noir)

réponse impulsionnelle (en gris) de $G(1 + KG)^{-1}$, c'est-à-dire le transfert entre une perturbation en entrée de G et sa sortie, présentée sur la figure 5.5.

L'approche classique qui consiste à modéliser le gain de boucle $L(s) = K(s)G(s)$ et à augmenter ce gain dans la bande passante prend implicitement la spécification de réjection de perturbations en compte. Sur cet exemple du second ordre elle conduirait à choisir un correcteur du type proportionnel dérivé dont les deux gains k_p et k_v permettent toujours de maîtriser tous les coefficients du polynôme caractéristique de la boucle fermée :

$$K'(s) = \frac{k_p + k_v s}{1 + \tau s} .$$

On choisira alors k_p et k_v pour obtenir en boucle fermée un mode dominant du second ordre à 10 rd/s et bien amorti, soit $(k_p, k_v) = (100, 15)$. Si K_p n'est pas assez grand pour satisfaire la spécification d'erreur statique (ce n'est pas le cas ici), on introduira éventuellement un terme intégral. On choisit τ assez petit pour ne pas perturber la réponse du mode dominant ($\tau = 0.001$). On obtient alors la fonction de sensibilité $S' = (I + GK')^{-1}$ dont la réponse fréquentielle est tracée en noir sur la figure 5.3 et les réponses temporelles tracées également en noir sur les figures 5.4 et 5.5.

On constate donc que les performances en réjection de perturbations sont maintenant beaucoup plus intéressantes.

Pour conclure cet exemple académique, on retiendra particulièrement la figure 5.3 qui met en évidence que la fonction de sensibilité finalement obtenue est foncièrement différente du gabarit $S_d(s)$ spécifié d'après la lecture des spécifications et révèle une crevasse bénéfique liée à la résonance naturelle du système. **On ne peut donc spécifier a priori un gabarit sur les fonctions de sensibilité sans avoir préalablement analysé le comportement dynamique du système.** C'est cet aspect qui est souvent occulté dans la présentation de la méthodologie H_∞ et qui est incontournable

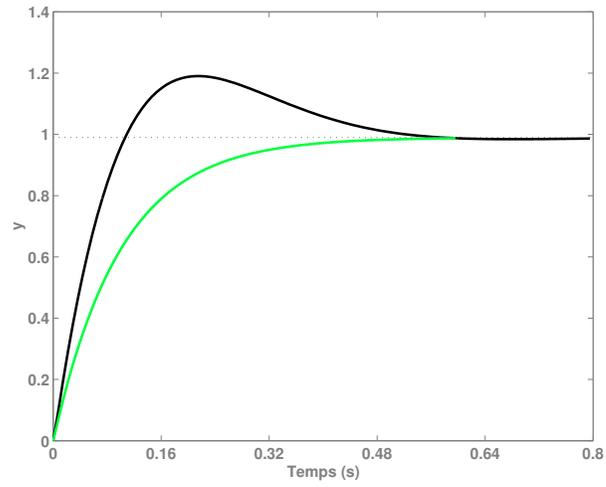


FIG. 5.4 – Réponses indicielles : synthèse H_∞ (gris) et synthèse classique (en noir)

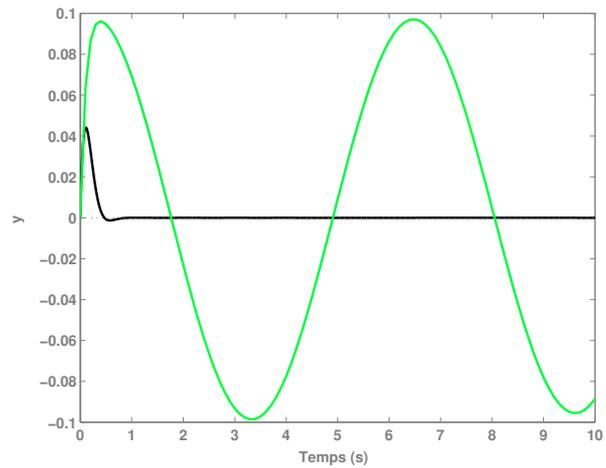


FIG. 5.5 – Réponses impulsionnelles $G(1 + KG)^{-1}$ (gris) et $G(1 + K'G)^{-1}$ (en noir)

quelque soit l'approche envisagée. C'est également là qu'intervient le savoir faire de l'ingénieur qui reste, heureusement, lui aussi incontournable pour synthétiser une loi de commande. Ce problème de la spécification des gabarits sur les fonctions caractéristiques des asservissements est également particulièrement mis en évidence sur le Benchmark proposé par I. D. LANDAU pour la synthèse et l'optimisation de contrôleurs de complexité réduite [Revue 1].

La propriété structurelle du problème standard qui permet de prévenir ce problème d'inversion du système dans le correcteur s'énonce de la façon suivante :

les pôles de $P(s)$ qui sont soit ingouvernables par w soit inobservables par z sont compensés («cancellés») par des zéros dans le transfert de boucle ⁴ $L(s) = K(s)P_{yu}(s)$ que $K(s)$ soit obtenu par synthèse H_2 , H_∞ optimale ou sous-optimale (voir chapitre 6 [Ouv 1]).

Si on applique cette propriété qui est indépendante de la norme que l'on cherche à minimiser au schéma de la sensibilité mixte (figure 5.2), on constate que toute la dynamique de G est ingouvernable par w en boucle ouverte (en l'absence de correcteur). Elle sera donc compensée par des zéros dans le correcteur $K(s)$.

Bien évidemment, le problème d'inversion mis en évidence sur le schéma de la sensibilité mixte (figure 5.2) disparaîtra si l'on prend en compte la perturbation en entrée du système G que l'on cherche à contrer. Mais le réglage de ce nouveau problème H_∞ , c'est-à-dire le choix de la pondération fréquentielle qu'il faut mettre sur cette nouvelle entrée exogène complique la synthèse qui reste pourtant très simple par les approches classiques. On notera toutefois que le nouveau problème correspond au problème particulier du «Loop-shaping». La procédure préconisée [5] consiste alors à appliquer ce schéma sur un système G augmenté de filtres de pré-compensation W_1 et de post-compensation W_2 . Les filtres W_1 et W_2 sont définis afin de modéliser judicieusement les valeurs singulières du gain de boucle $L = W_2GW_1$. Le correcteur obtenu K est ensuite post-multiplié par W_1 et pré-multiplié par W_2 pour garantir la stabilité de la boucle fermée nominale. On peut toutefois reprocher à cette approche de «déplacer» le problème de la synthèse du correcteur sur celui de la synthèse des filtres W_1 et W_2 et de conduire à des correcteurs d'ordre élevé (ordre de $G + 2 \times$ ordre de $W_1 + 2 \times$ ordre de W_2).

L'approche polynomiale

Une autre façon de maîtriser ce problème d'inversion consiste à spécifier un gabarit réaliste sur la fonction de sensibilité S , c'est-à-dire tenant compte de la dynamique du système. KWAKERNAAK, dans son «Approche Polynomiale» de la sensibilité mixte [6], propose d'utiliser une variante du problème de sensibilité mixte présenté figure 5.6 et de modéliser la fonction de sensibilité, non plus à partir du filtre W_1 , mais à partir du

⁴ $P_{yu}(s)$ désigne le transfert de $P(s)$ entre la commande u et la mesure y , $F_l(P, K)$ désigne la transformation linéaire fractionnaire inférieure de P et de K , c'est-à-dire le transfert de la boucle fermée représentée sur la figure 5.1.

filtre W_0 dont le dénominateur doit être égal à celui du système G et le numérateur doit correspondre au polynôme caractéristique des valeurs propres désirées pour les modes dominants en boucle fermée ; soit, dans le cas de notre exemple :

$$W_0(s) = \frac{s^2 + 15s + 100}{s^2 + 0.01s + 1}, \quad W_1 = 1, \quad W_2 = 0;$$

On peut alors constater que la synthèse H_∞ sur ce nouveau problème, dont il faudra préalablement chercher une réalisation minimale (qui est d'ordre 2 et non pas d'ordre 4 et qui permet de «gommer» le problème d'ingouvernabilité de G par w), fournit une solution en tout point comparable au correcteur $K'(s)$.

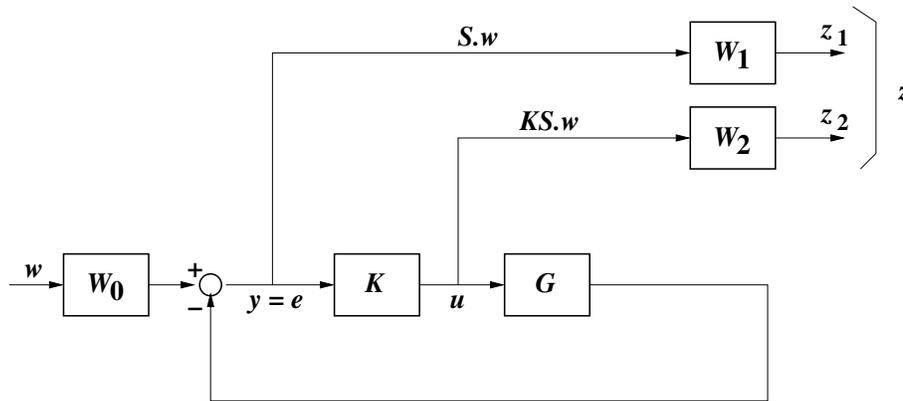


FIG. 5.6 – Problème de la sensibilité mixte (variante).

On pourrait alors penser que la méthodologie de la sensibilité mixte est maintenant bien maîtrisée. En fait de nouveaux problèmes vont se poser si l'on se propose d'adapter ce schéma à des problèmes multi-entrées ou multi-sorties.

En effet, si l'on suppose maintenant que l'on mesure également la dérivée de la sortie du système, soit :

$$G(s) = \frac{\begin{bmatrix} 1 \\ s \end{bmatrix}}{s^2 + 0.01s + 1},$$

comment adapter le schéma de synthèse (figure 5.6) ?

Il faut bien noter que cela ne pose aucun problème de prendre en compte cette nouvelle mesure par l'approche fréquentielle classique : il suffit de répartir directement les gains proportionnel k_p et dérivé k_v sur les 2 mesures. On peut même dire que cela simplifie le problème.

$$K = [k_p \quad k_v] = [100 \quad 15].$$

Pour obtenir une solution à partir d'une synthèse H_∞ sur le schéma de la figure 5.6, il faut maintenant spécifier un gabarit sur la fonction de sensibilité qui soit une matrice de transfert 2×2 . Ce réglage est beaucoup plus délicat que dans le cas mono-variable.

En effet, comme précédemment, il faut spécifier une fonction de sensibilité qui tienne compte de la dynamique du système. Or ce système est toujours un second ordre mal amorti. Il faut donc définir un filtre $W_0(s)$ de taille 2×2 dont la dynamique corresponde au polynôme caractéristique $s^2 + 0.01s + 1$; ce qui, il faut bien l'avouer, n'est pas très naturel. On ne peut pas par exemple choisir un filtre $W_0(s)$ diagonal.

Nous préconisons alors de choisir $W_0(s)$ comme l'inverse de la fonction de sensibilité obtenue avec le correcteur statique $K = [100 \quad 15]$, soit :

$$W_0(s) = I_2 + G(s)K = \frac{\begin{bmatrix} s^2 + 0.01s + 101 & 15 \\ 100s & s^2 + 15.01s + 1 \end{bmatrix}}{s^2 + 0.01s + 1}, \quad W_1 = I_2, \quad W_2 = 0 .$$

Bien évidemment la synthèse H_∞ issue de ce réglage fournira une solution analogue au correcteur statique K .

Alors que l'on aurait pu penser que les approches modernes de type H_∞ étaient mieux adaptées aux problèmes multi-variables que les approches fréquentielles classiques, cet exemple met en évidence qu'il faut être très prudent dans le choix des pondérations du problème de sensibilité mixte.

On peut nous reprocher, dans les exemples ci-dessus, de chercher à «rejouer» des lois de commandes classiques (en l'occurrence la commande proportionnelle dérivée) à l'aide de la synthèse H_∞ alors qu'elle n'est peut-être pas faite pour cela. Toutefois, nous pensons qu'il est nécessaire de mettre en avant et d'expliquer ces problèmes méthodologiques qui peuvent rebuter ou du moins dérouter un ingénieur désireux de se former à ces techniques.

5.3.2 Recherche de liens entre les différentes approches

Les constatations précédentes nous ont donc conduit à développer des schémas de synthèse originaux qui exploitent la représentation interne et les variables d'état du système pour extraire les signaux contrôlés z et les entrées exogènes w par opposition aux schémas plus classiques (comme celui de la sensibilité mixte) qui visent à modéliser en fréquence les fonctions caractéristiques qui ne décrivent que le comportement entrée-sortie des différents transferts de la boucle d'asservissement. Cette nouvelle approche est également motivée par les systèmes flexibles pour lesquels la représentation interne, la notion de variables d'états et de modes sont particulièrement adaptées pour décrire les différents phénomènes dynamiques à contrôler.

Le chapitre 6 de [Ouv 1], dont une copie est présentée dans le chapitre 6, propose quelques ébauches de problèmes standards. On montre que les différents problèmes de commande fondés sur la notion d'état du système - la commande LQ à horizon infini, le filtre de KALMAN en régime permanent, la commande LQG - se décrivent parfaitement à l'aide de problèmes standards élémentaires. Si l'équivalence entre les synthèses H_2 et LQG étaient déjà bien connues du point de vue des critères minimisés, on montre également que l'on peut définir un problème standard associé aux correcteurs définis par un estimateur et un retour d'état. Ces différents problèmes peuvent aussi

se combiner pour satisfaire des problèmes multi-objectifs. On retiendra notamment l'exemple de synthèse mixte **modale**/ H_∞ présenté dans la section 6.2.5 de la référence [Ouv 1] où les spécifications modales sur les modes dominants du systèmes sont prises en compte par un retour d'état préalablement calculé et la spécification sur la réponse fréquentielle du correcteur est prise en compte par une pondération sur le bruit de mesure qui intervient dans le problème standard associé au filtre de KALMAN.

Illustration sur l'exemple académique

Reprenons notre exemple du second ordre mal amorti. Une représentation d'état avec la sortie y et sa dérivée comme variables d'état s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ y \end{bmatrix} = \left[\begin{array}{cc|c} A & B \\ \hline C & D \end{array} \right] \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} = \left[\begin{array}{cc|c} 0 & 1 & 0 \\ -1 & -0.01 & 1 \\ \hline 1 & 0 & 0 \end{array} \right] \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

Si l'on considère le retour d'état $K_c = [100 \quad 15]$ qui satisfait les spécifications de bande passante alors on pourra utiliser le problème standard suivant pour obtenir par synthèse H_∞ un retour de sortie dynamique qui satisfait le problème :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ z \\ y \end{bmatrix} = \left[\begin{array}{cc|ccc} 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & -0.01 & 0 & 1 & 1 \\ \hline 100 & 15 & 0 & 0 & 1 \\ \hline 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{array} \right] \begin{bmatrix} x \\ w \\ u \end{bmatrix}. \quad (5.3)$$

Si maintenant on suppose disponible la mesure dérivée il suffit simplement de la prendre en compte dans le problème standard de la façon suivante :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ z \\ y \end{bmatrix} = \left[\begin{array}{cc|ccc} 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & -0.01 & 0 & 1 & 1 \\ \hline 100 & 15 & 0 & 0 & 1 \\ \hline 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{array} \right] \begin{bmatrix} x \\ w \\ u \end{bmatrix}. \quad (5.4)$$

On trouve alors comme correcteur :

$$K(s) = \frac{[100 \quad 15]}{1 + \tau s}$$

avec τ d'autant plus petit que les termes de régularisation sont petits.

On constate donc que ce schéma de synthèse qui s'appuie sur les variables d'état de la représentation interne du système s'adapte directement au vecteur de mesures utilisées contrairement au schéma de la sensibilité mixte illustré précédemment.

La forme standard de passage

Ces résultats sur la description des différents problèmes de commande sous forme standard nous ont conduit à définir les problèmes inverses pour les synthèses H_2 et H_∞ et la **la forme standard de passage**. Les travaux menés par ailleurs sur le calcul d'une paramétrisation de YOULA minimale [Revue 7] d'un correcteur donné pour un modèle donné a permis, dans le cadre de la thèse d'OLIVIER VOINOT [7], de généraliser ces notions de problèmes inverses et de **forme standard de passage** au cas de correcteurs quelconques d'ordre supérieur ou égal à celui du modèle. Nous rappelons maintenant les définitions de ces problèmes particuliers.

Considérons un système $G(s)$ d'ordre n (m commandes et p mesures) dont la représentation d'état minimale s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

et un correcteur $K_0(s)$ d'ordre $n_K \geq n$:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_K \\ u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_K & B_K \\ C_K & D_K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_K \\ y \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

Problème H_2 inverse : trouver un problème standard $P(s)$ d'ordre n_k tel que :

- $P_{yu}(s) = G(s)$,
- $K_0(s) = \arg \min_{K(s)} \|F_l(P(s), K(s))\|_2$.

Problème H_∞ inverse : trouver un problème standard $P(s)$ d'ordre n_k tel que :

- $P_{yu}(s) = G(s)$,
- $K_0(s) = \arg \min_{K(s)} \|F_l(P(s), K(s))\|_\infty$.

Forme standard de passage : trouver un problème standard $P(s)$ d'ordre n_k tel que :

- $P_{yu}(s) = G(s)$,
- $F_l(P(s), K(s)) = 0$.

Si l'on note K_c , K_f et $Q(s)$ la paramétrisation de YOULA minimale de $K(s)$ sur le modèle $G(s)$ (voir section suivante) alors la **forme standard de passage** s'écrit :

$$P_p(s) := \left[\begin{array}{cc|cc} A & 0 & K_f & B \\ 0 & A_Q & B_Q & 0 \\ \hline K_c & -C_Q & -D_Q & I_m \\ C & 0 & I_p & D \end{array} \right] \quad (5.7)$$

où (A_K, B_K, C_K, D_K) désigne une réalisation minimale (d'ordre $n_K - n$) de $Q(s)$. Le schéma fonctionnel de ce problème standard particulier est représenté sur la figure 5.7

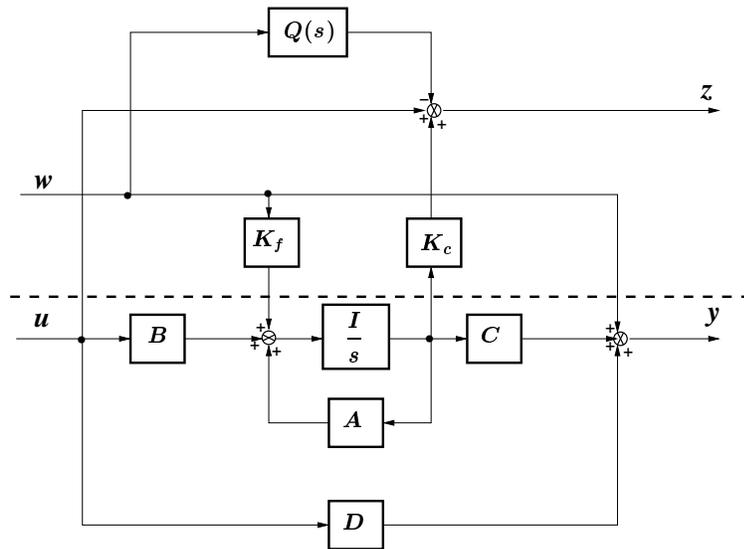


FIG. 5.7 – La forme standard de passage.

Bien évidemment, la forme standard de passage est solution à la fois du problème H_2 inverse et du problème H_∞ inverse. Elle va permettre de définir un problème H_∞ (respectivement H_2) dont la solution optimale correspond au correcteur initial K_0 . Ce problème pourra ensuite être complété par des canaux supplémentaires visant à satisfaire d'autres spécifications adaptées à la synthèse H_∞ (respectivement H_2). L'intérêt méthodologique réside dans la possibilité de mixer différentes techniques de synthèse (pas seulement les synthèses H_∞ ou H_2) mais surtout de pouvoir prendre en compte, dans une synthèse H_∞ ou H_2 , un correcteur préalablement synthétisé pour satisfaire d'autres spécifications selon un savoir faire bien particulier.

Dans les différentes applications traitées selon cette approche [Revue 3] et [Revue 4], on notera que la synthèse initiale vise toujours à satisfaire les performances sur le comportement du système supposé rigide (découplage et placement de structures propres dans le cas des commandes de vol latéral, réjection des rafales de vent dans le cas des lanceurs) selon une approche ou un savoir faire particulièrement bien adapté (commande modale dans le cas de l'avion ou commande LQG «non conventionnelle» dans le cas du lanceur). La forme standard de passage est ensuite élaborée et complétée pour satisfaire des spécifications fréquentielles (atténuation des modes flexibles hautes fréquences) ou même paramétriques (désensibilisation à la méconnaissance des modes flexibles dans le cas des commandes de vol latéral d'un avion souple).

Paramétrisation de YOULA minimale

On s'intéresse ici au calcul d'une réalisation minimale du correcteur $K(s)$ (d'ordre n_K , équation (5.6)) selon la structure présentée figure 5.8. Cette structure est fondée sur un observateur du système $G(s)$ (d'ordre $n \leq n_K$, équation (5.5)) caractérisé par le gain K_f , un retour d'état caractérisé par le gain K_c et un paramètre de YOULA $Q(s)$ d'ordre $n_K - n$. On retrouve donc la structure classique des correcteurs LQG augmentée du paramètre $Q(s)$ et on appellera par abus de langage cette structure *la réalisation observateur/retour d'état* du correcteur. YOULA a démontré que cette structure permettait de paramétrer l'ensemble des correcteurs stabilisant $G(s)$. Le calcul effectif de cette paramétrisation pour un correcteur et un système donnés a fait l'objet de nombreuses communications (voir [8] et ses références). Ces contributions étaient pour la plupart fondées sur une approche polynomiale de la paramétrisation YOULA (voir également les travaux de V. KUCERA en discret [9]) et conduisaient à une paramétrisation qui n'était pas minimale, c'est-à-dire d'ordre supérieure à n_K . Exprimée dans l'espace d'état, cette paramétrisation utilise un retour d'état K_c^0 stabilisant la paire (A, B) , un gain d'estimation K_f^0 stabilisant la paire (A, C) et un paramètre de YOULA d'ordre $n + n_K$ dont la dynamique correspond à la dynamique du système en boucle fermée (voir [10]) :

$$Q(s) \equiv \left[\begin{array}{cc|c} A_K + B_K D C_K & B_K C & B_K \\ BC_K & A & -K_f^0 \\ \hline C_K & -K_c^0 & 0 \end{array} \right].$$

Soit une réalisation du correcteur d'ordre $n_K + 2n$ qui renferment des compensations pôles/zéros autour des dynamiques $A - B K_c^0$ et $A - K_f^0 C$ qui ont été introduites pour les besoins de la paramétrisation mais qui ne font pas partie de la boucle fermée nominale. L'apport principal du calcul de la paramétrisation proposé dans [Revue 7] est quelle conduit à une réalisation minimale, c'est-à-dire que la dynamique du retour d'état $(A - B K_c)$ et d'estimation $(A - K_f C)$ font partie intégrante de la dynamique nominale en boucle fermée.

Le principal intérêt des correcteurs ainsi restructurés réside dans le fait que les variables d'état du correcteur ont un sens physique évident puisque ce sont les estimés des états du système commandé, alors que les états d'un correcteur issu d'une synthèse H_∞ , d'une μ -synthèse ou d'une quelconque technique d'optimisation n'ont pas de signification directe. D'où l'intérêt de cette technique du point de vue de l'implantation et de l'analyse des correcteurs :

- si les variables d'états du modèle $G(s)$ ont des unités physiques, cette technique permet de donner des unités physiques à toutes les variables d'états du correcteur (excepté celle du paramètre de YOULA) et à tous les gains qui définissent le correcteur. C'est certainement cette propriété qui est la plus intéressante et c'est cette notion de **consistance** du correcteur ainsi réalisé qui permet de justifier les résultats constatés sur la qualité de l'interpolation des correcteurs dans le cadre de l'application au pilotage des lanceurs [Revue 3] et des missiles [11] et également la possibilité d'extraire des paramètres de réglage haut niveau en

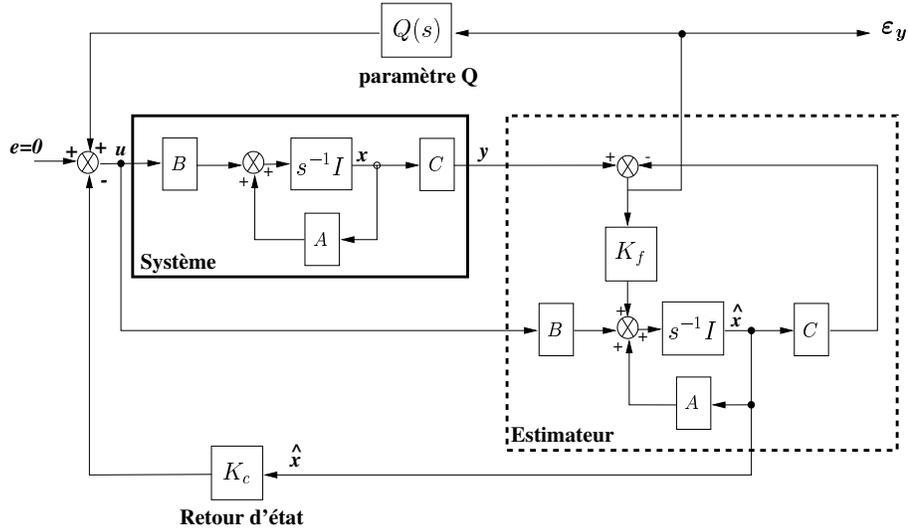


FIG. 5.8 – La paramétrisation de YOULA sur la structure observateur/retour d'état (la transmission directe D n'est pas représentée pour des raisons de clarté).

- s'appuyant sur des considérations physiques [Conf 4] ,
- une fois le correcteur synthétisé par une technique quelconque, sa réalisation sous forme observateur/retour d'état permettra de visualiser en ligne ou hors ligne une estimation des états du système (voir l'illustration dans la section suivante). De même, l'initialisation des états du correcteur, au démarrage de l'asservissement ou lors des commutations de lois de commande, s'appuiera sur les états physiques du système pris en compte dans la modélisation. Toujours pour des raisons d'interprétation physique des états du correcteur, cette structure offre également des alternatives intéressantes sur la façon d'injecter les consignes dans la boucle,
 - la réalisation observateur/retour d'état faisant apparaître le modèle du système, il sera également plus aisé d'adapter le correcteur au point de fonctionnement par la simple adaptation du modèle supposé connu. On peut également envisager la prise en compte de non-linéarités du système si elles sont modélisées (saturation d'actionneur, par exemple),
 - enfin, une fois le modèle $G(s)$ du système donné, la réalisation observateur/retour d'état est entièrement défini par les matrices de gains statiques d'estimation et de retour d'état et par la représentation d'état (A_Q, B_Q, C_Q, D_Q) du paramètres de YOULA. On peut montrer que cette paramétrisation est minimale en nombre de paramètres.

Dans le cas d'un correcteur d'ordre réduit ($n_K < n$), on ne peut plus parler de paramétrisation de YOULA **minimale**. Par contre si la condition de LUEMBERGER pour reconstruire les états du système à partir des états du correcteur et des mesures, soit $n_K + p \geq n$, est satisfaite, alors on peut calculer [Revue 7] l'observateur de LUEMBERGER et le retour d'état K_c équivalents au correcteur initial et les avantages de la

structure estimation/commande vis-à-vis des problèmes d'implantation sont conservés.

Enfin dans le cas où cette condition n'est pas satisfaite, on ne peut que calculer la matrice T des combinaisons linéaires des états du système qui sont observées par les états du compensateur. Si l'on souhaite tout de même obtenir une structure estimation pour estimer par exemple des états du système, on préconise alors de réduire le modèle $G(s)$ jusqu'à ce que la condition de LUEMBERGER soit satisfaite. Cette réduction traduit qu'il n'est pas nécessaire d'estimer tous les états du système $G(s)$ pour implanter la loi de commande nominale ou que le correcteur a été synthétisé sur un modèle réduit.

Illustration : estimation des états du système

Le modèle d'un engin aérodynamiquement instable entre l'angle de lacet ψ et la commande β (braquage de la tuyère) peut être grossièrement approximé par un transfert du second ordre :

$$G(s) = \frac{1}{s^2 - 1}$$

associé à la réalisation d'état :

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \\ \beta \end{bmatrix}. \quad (5.8)$$

Considérons le correcteur stabilisant (avec un retour positif) :

$$K(s) = -\frac{s^2 + 27s + 26}{s^2 + 7s + 18}.$$

Une réalisation d'état sous forme compagne de ce correcteur s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -18 & -7 & 1 \\ -8 & -20 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \psi \end{bmatrix}. \quad (5.9)$$

La réalisation observateur/retour d'état de ce correcteur conduit au paramétrage suivant (on a choisi d'affecter à la dynamique d'estimation les 2 valeurs propres les plus rapides de la boucle fermée) :

$$K_c = [3 \quad 3]; \quad K_f = [4 \quad 5]^T; \quad Q = -1.$$

La réalisation sous forme LQG de $K(s)$ s'écrit alors :

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\psi}} \\ \dot{\hat{\dot{\psi}}} \\ \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -4 & 1 & 4 \\ -6 & -3 & 4 \\ -2 & -3 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\psi} \\ \hat{\dot{\psi}} \\ \psi \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

associé au vecteur d'état estimé $\hat{x} = [\hat{\psi}, \hat{\dot{\psi}}]^T$.

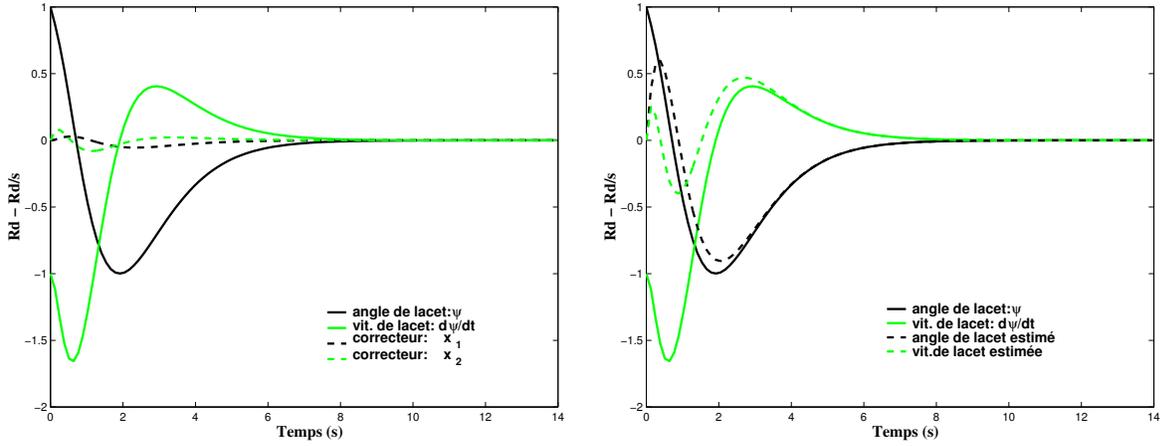


FIG. 5.9 – Réponses à des conditions initiales sur les états du système. A gauche : réalisation compagne de $K(s)$ (équation (5.9)) - à droite : forme LQG équivalente de $K(s)$ (équation (5.10)).

La figure 5.9 représente les réponses en boucle fermée des états du système et du correcteur à des conditions initiales sur les états de l'engin uniquement ($\psi(0) = 1rd$, $\dot{\psi}(0) = -1rd/s$). La figure de gauche est obtenue avec la réalisation sous forme compagne (équation (5.9)) alors que celle de droite est obtenue avec le correcteur réalisé sous forme observateur/retour d'état (équation (5.10)). Dans les deux cas, les réponses des états du système sont les mêmes car le comportement entrée-sortie du correcteur ne dépend pas de sa réalisation. Mais on peut constater sur la figure de gauche qu'il n'y a pas de relations directes entre les états du correcteur et ceux du système (ψ et $\dot{\psi}$) alors que la figure de droite met en évidence que les états du correcteur sont des estimés des états lanceurs et peuvent être utilisés pour visualiser les états du système en ligne ou hors ligne. Comme les variables d'états du système ont des unités physiques (ψ (rd) et $\dot{\psi}$ (rd/s)), on peut également donner des unités physiques au gain de retour d'état K_c : $K_c = [3.rd/rd \quad 3.s]$.

5.3.3 La désensibilisation plutôt que la robustesse

On entend par désensibilisation paramétrique l'utilisation des propriétés de robustesse asymptotiques de la commande LQG ([Ouv 1], chapitre 7) qui s'appuie également sur la représentation $M - \Delta$ des incertitudes paramétriques mais qui, d'une part, ne nécessite pas la connaissance de l'amplitude des variations de l'incertitude Δ et, d'autre part, supporte des blocs d'incertitudes Δ qui soient des fonctions non-linéaires des paramètres physiques incertains.

L'intérêt méthodologique de cette approche par désensibilisation et par opposition aux méthodes concurrentes (μ -synthèse) est particulièrement mis en évidence sur les problèmes de commande des structures flexibles. Comme nous l'avons déjà mentionné,

les modèles d'incertitudes que l'on peut espérer obtenir pour utiliser les outils de la robustesse sont très grossiers et il n'est pas toujours possible de spécifier a priori une marge de robustesse en terme de valeur singulière structurée. Par contre, l'utilisation d'un paramètre de réglage haut niveau (l'équivalent du multiplicateur en μ -synthèse) qui permet, à partir de la solution en performance pure, de désensibiliser globalement la dynamique en boucle fermée aux incertitudes paramétriques est très attractive sur le plan de la mise en œuvre ([Conf 14], [Revue 2] et [Revue 4]). Cette approche permet également de distinguer la désensibilisation de la dynamique de commande et la désensibilisation de la dynamique d'estimation et donc de guider le réglage des multiplicateurs. La contrainte de commutativité des multiplicateurs et de l'incertitude ($D\Delta = \Delta D$) étant relâchée, il n'est pas rare de constater sur les applications traitées que l'un des deux multiplicateurs (le droite ou le gauche) est nul. Une comparaison détaillée de cette approche et de la μ -synthèse sur un exemple académique est présentée dans le chapitre 10 de la référence [Ouv 1].

5.4 Conclusions et perspectives

La confrontation des techniques modernes de synthèse de lois de commande sur des applications réalistes, qui concernent plus particulièrement les systèmes flexibles, a permis de développer des schémas et des méthodologies de synthèses originaux. L'éventail des systèmes étudiés nous a également appris qu'il fallait connaître et maîtriser toutes les différentes approches (fréquentielles, modales, quadratiques, H_∞ , ...) pour trouver la solution la mieux adaptée. Il ne faut donc pas voir ces approches comme des approches concurrentes mais plutôt comme des approches complémentaires et c'est la recherche de liens entre ces différentes approches qui nous a permis d'extraire ces nouvelles méthodologies. Ces différentes applications ont été menées à l'ONERA/DCSD dans le cadre d'études en étroite collaboration avec les principaux industriels des domaines aéronautique et spatial et ont permis de développer des boîtes à outils qui sont actuellement implantées chez ces industriels.

Les méthodologies développées, fondées sur le problème standard de commande et sa représentation interne, requiert encore des développements complémentaires. Le calcul de la réalisation observateur/retour d'état d'un contrôleur donné est la *forme standard de passage* dépendent fortement du choix de la répartition de la dynamique en boucle fermée entre la dynamique de commande et la dynamique d'estimation. Ces techniques sont proposées pour mixer différentes approches et donc différents critères ; il serait donc très intéressant de maîtriser la sensibilité de ces critères à ce choix qui reste encore fondé sur un savoir faire pratique et pose donc quelques problèmes méthodologiques.

Par ailleurs, si les techniques modernes de synthèse de lois de commande sont maintenant de plus en plus utilisées par les industriels, le manque de lisibilité des correcteurs freine encore le transfert de ces techniques vers le milieu industriel. Nous pouvons de plus affirmer qu'il n'existe pas de lois de commande qui soit certifiées (validées) sur la simple valeur du critère obtenu lors de la synthèse. Les industriels ont

toujours des critères de validation beaucoup plus complets, issus d'un savoir faire et d'une culture d'entreprise, qui ne peuvent pas être explicitement pris en compte dans le critère de synthèse c'est-à-dire traduits à l'aide des normes utilisées par ces techniques dites modernes. Des outils qui permettraient de retoucher le correcteur à la vue de ces critères de validation et sans rejouer tout le processus de synthèse seraient donc très appréciés. Le sens physique ainsi retrouvé permettrait également d'envisager des adaptations de la loi de commande à des évolutions du modèle et/ou du cahier des charges. Si la méthodologie et tout le processus de synthèse sont bien maîtrisés, cela ne présente que peu d'intérêt mais pour les systèmes qui s'y prêtent (notamment dans le domaine aéronautique) cela permettrait d'ajuster les lois de commande sans rejouer les étapes d'identification, réduction et synthèse, voire même d'ajuster directement la loi de commande durant les essais en vol. Les travaux de recherches qui apparaissent actuellement et qui visent à améliorer la *lisibilité* des lois de commande et à extraire des paramètres de réglage haut niveau pour faciliter l'ajustement de ces lois sont donc particulièrement intéressants et devraient devenir de plus en plus importants.

On notera également que le problème de la synthèse en performance (paramétriquement) robuste est encore ouvert. Les travaux menés dans le cadre du pôle PIROLA (pilotage robuste des lanceurs) ont montré que le problème de la synthèse d'un correcteur stationnaire (en un instant de vol), performant et robuste était bien plus délicat que celui de l'interpolation des correcteurs. Les techniques de μ -synthèse sont encore très lourdes à mettre en œuvre et ne présentent aucune garantie de convergence. La méthode PRLQG que nous avons préférée ne permet pas de garantir une marge de robustesse paramétrique spécifiée et souffre encore d'hypothèses très restrictives. L'approche constructive [3], les travaux sur la *retouche* de correcteurs que nous avons évoqués plus haut, l'approche modale multi-modèles [12], [13] et également les travaux sur l'interaction identification - commande robuste [14], [15] sont des alternatives intéressantes qui devraient permettre de contourner le problème de la robustesse paramétrique en se plaçant plus près des préoccupations industrielles et des problèmes de modélisation et donc, en quelque sorte, «en amont» du problème des incertitudes de modélisation. De telles approches devraient donc bénéficier d'un transfert plus rapide vers les industriels.

Enfin, ces derniers travaux témoignent également de la prise de conscience que la synthèse «aveugle en un coup» n'est pas réaliste et qu'il est bien plus important, sur le plan méthodologique, de savoir isoler dans le processus de synthèse des paramètres de réglage dimensionnants et, sur le plan algorithmique, de disposer d'outils d'optimisation efficaces et d'autant plus efficaces qu'ils travaillent sur un jeu de paramètres de réglage judicieusement choisis.

5.5 Références

- [1] M. Tahk and J.L. Speyer. Modeling of parameter variations and asymptotic LQG synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*, AC-32(9) :793–801, Septem-

ber 1987.

- [2] M. Jeanneau. *Commande fréquentielle semi-adaptative des structures flexibles*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 2000.
- [3] B. Madelaine. *Détermination d'un modèle pertinent pour la commande : de la réduction à la construction*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 1998.
- [4] J. Sefton and K. Glover. Pole/zero cancellations in the general H_∞ problem with reference to a two block design. *Systems and Control Letters*, 14 :295–306, 1990.
- [5] G. Duc and S. Font. *Commande \mathcal{H}_∞ et μ -analyse : des outils pour la robustesse*. Hermès, 1999.
- [6] H. Kwakernaak. A polynomial approach to minimax frequency domain optimization of multivariable feedback systems. *International Journal of Control*, 44 :117–156, 1986.
- [7] O. Voinot. *Développement de méthodologies de synthèses de lois de commande pour le pilotage des lanceurs*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 2002.
- [8] J. C. Doyle K. Zhou and K. Glover. *Robust and optimal control*. Prentice Hall, 1996.
- [9] V. Kucera. *Discret Linear Control : The Polynomial Equation Approach*. Wiley, New York, USA, 1974.
- [10] J.B. Moore, K. Glover, and A. Telford. All stabilizing controllers as frequency-shaped state estimate feedback. *IEEE Trans. Automatic Control*, 35(2) :203–208, 1990.
- [11] P. C. Pellanda. *Commande des systèmes instationnaires - Séquencement de compensateurs et commande LPV*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 2001.
- [12] Y. Le Gorrec. *Commande Modale Robuste et Synthèse de Gains Autoséquencés : Approche Multimodèle*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 1998.
- [13] C. Döll. *La robustesse de lois de commande pour des structures flexibles en aéronautique et espace*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 2001.
- [14] F. Demourant. *Interaction identification-commande robuste : méthodes et application à l'avion souple*. Thèse de Doctorat de SUPAERO, 2002.
- [15] M. Gevers X. Bombois and G. Scorletti. Controller validation based on an identified model. In *Proc. of 38th IEEE Conference on Decision and Control*, Phoenix (AR), December 1999. IEEE.

Chapitre 6

Copie de 5 publications

- **Conf 14** : D. Alazard, J.P. Chrétien and M. Le Du. «**Robust attitude control of a telescope with flexible modes**». proceedings of the *Third international conference on Dynamics and Control of Structures in Space* edited by Computational Mechanics Publications, pp(167-184), Londres (UK), Mai 1996.
- **Ouv 1** - chapitre 6 (La forme standard) : D.Alazard, C.Cumer, P.Apkarian, M. Gauvrit et G.Ferreres. «Robustesse et Commande Optimale» *CÉPADUÈS ÉDITIONS*, 1999.
- **Revue 7** : D.Alazard and P. Apkarian. «**Exact observer-based structures for arbitrary compensators**». *International Journal of Robust and Non-Linear Control*, 1999, n.9, pp 101-118.
- **Revue 4** : D.Alazard. «**Robust H_2 design for lateral flight control laws of a highly flexible aircraft**». *Journal of Guidance Control and Dynamics (AIAA)*, Vol 25, No. 3, may-june 2002.
- **Revue 3** : O. Voinot, D.Alazard, P. Apkarian, S. Mauffrey and B. Clément. «**Launcher attitude control : Discrete-time robust design and gain-scheduling**». *Control Engineering Practice (IFAC)*, à paraître.