

Diagnostic et Tolérances aux défauts : application à un drone

François BATEMAN^{1 2} Hassan NOURA³ Mustapha
OULADSINE²

¹Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes
Université Paul Cézanne, Aix Marseille III, France,
UMR CNRS 6168

²Ecole de l'air, Salon de Provence

³United Arab Emirates University Department of Electrical Engineering P.O.
Al-Ain, UAE

19 mars 2008

Plan

- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE
- 3 COMMANDE NOMINALE
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS

Plan

- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE
- 3 COMMANDE NOMINALE
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS

Domaines d'utilisation des drones

Les drones (UAV) sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. Initialement développés dans le cadre d'activités militaires, il existe un fort potentiel pour des activités civiles :

- Applications
 - surveillance des feux de forêts,
 - surveillance des cultures et épandage agricole,
 - surveillance maritime,
 - inspection des ouvrages d'art,
 - cartographie,
 - relais de communication,
 - ...
- Quelques chiffres
 - 1000 à 3000 drones construits chaque année d'ici 2015 [ZRP07]
 - Marché des drones militaires et civils : 2.7 ~ 8.3 milliards \$
 - Part investie en R&D : 1 à 3.8 milliards de \$ d'ici 2015

Navigation des drones dans les espaces aériens

Des contraintes subsistent pour l'emploi des drones.

- Absence de réglementation pour l'intégration dans la circulation aérienne
- Absence de certification :
 - ▷ aptitude des équipages
 - ▷ opérations de maintenance
 - ▷ ...
- Fiabilité des équipements
 - ▷ éviter les crashes et les collisions en vol
 - ▷ préserver les charges utiles

Navigation des drones dans les espaces aériens

Des contraintes subsistent pour l'emploi des drones.

- Absence de réglementation pour l'intégration dans la circulation aérienne
- Absence de certification :
 - ▷ aptitude des équipages
 - ▷ opérations de maintenance
 - ▷ ...
- Fiabilité des équipements
 - ▷ éviter les crashes et les collisions en vol
 - ▷ préserver les charges utiles

Navigation des drones dans les espaces aériens

Des contraintes subsistent pour l'emploi des drones.

- Absence de réglementation pour l'intégration dans la circulation aérienne
- Absence de certification :
 - ▷ aptitude des équipages
 - ▷ opérations de maintenance
 - ▷ ...
- Fiabilité des équipements
 - ▷ éviter les crashes et les collisions en vol
 - ▷ préserver les charges utiles

Fiabilité des drones

Plus de 80% des incidents ont une origine technique (données établies sur 194.000 heures de vol [Col05] en 2005) :

Cause de la défaillance	drones U.S
Propulsion	38%
Système de commandes de vol	19%
Communications	14%
Autres problèmes techniques	12%
Erreurs humaines	17%

La norme USAR (2011) [Bri06] préconise un taux de panne catastrophique de 1.10^6 / heure de vol.

Fiabilité des drones

Plus de 80% des incidents ont une origine technique (données établies sur 194.000 heures de vol [Col05] en 2005) :

Cause de la défaillance	drones U.S
Propulsion	38%
Système de commandes de vol	19%
Communications	14%
Autres problèmes techniques	12%
Erreurs humaines	17%

La norme USAR (2011) [Bri06] préconise un taux de panne catastrophique de 1.10^6 / heure de vol.

A propos des systèmes de commandes de vol

- Ces systèmes assurent la stabilité et la commande des drones, ils incluent :
 - ▷ l'avionique,
 - ▷ les servocommandes,
 - ▷ les surfaces de contrôle,
 - ▷ les logiciels de commande et de navigation.
- Les pannes sur ces systèmes sont critiques, elles ont pour origine [Col03] :
 - ▷ le givrage (icing),
 - ▷ des pannes du système hydraulique,
 - ▷ les dommages subis au combat.
- Des améliorations ont été apportées (27% \rightsquigarrow 19%)
 - ▷ matériels plus fiables (MTBF des servocommandes du Predator MQ9 150H \rightsquigarrow 2000H),
 - ▷ redondances matérielles,
 - ▷ systèmes de diagnostic et d'accommodation aux défauts.

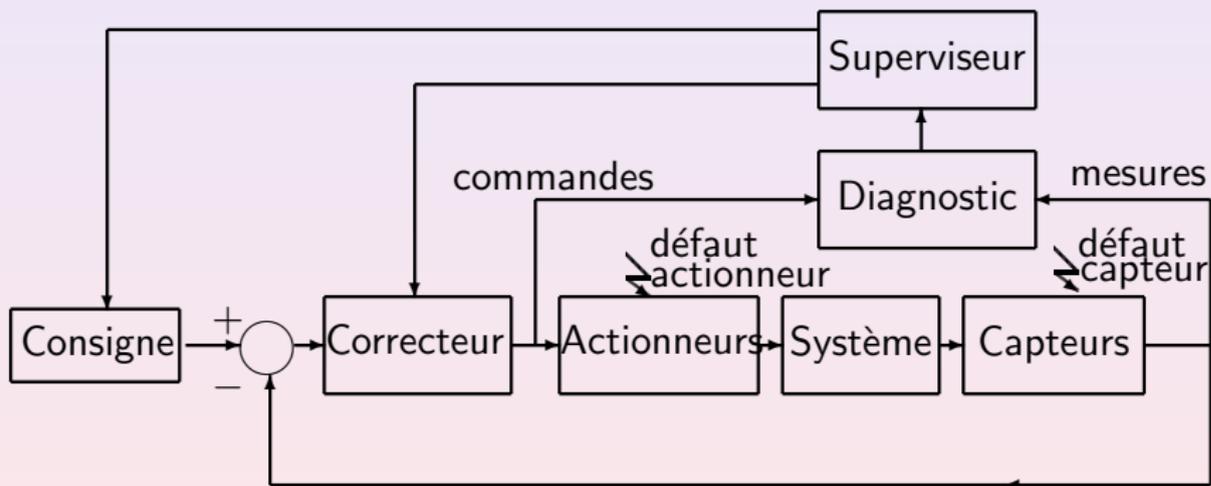
A propos des systèmes de commandes de vol

- Ces systèmes assurent la stabilité et la commande des drones, ils incluent :
 - ▷ l'avionique,
 - ▷ les servocommandes,
 - ▷ les surfaces de contrôle,
 - ▷ les logiciels de commande et de navigation.
- Les pannes sur ces systèmes sont critiques, elles ont pour origine [Col03] :
 - ▷ le givrage (icing),
 - ▷ des pannes du système hydraulique,
 - ▷ les dommages subis au combat.
- Des améliorations ont été apportées (27% \rightsquigarrow 19%)
 - ▷ matériels plus fiables (MTBF des servocommandes du Predator MQ9 150H \rightsquigarrow 2000H),
 - ▷ redondances matérielles,
 - ▷ systèmes de diagnostic et d'accommodation aux défauts.

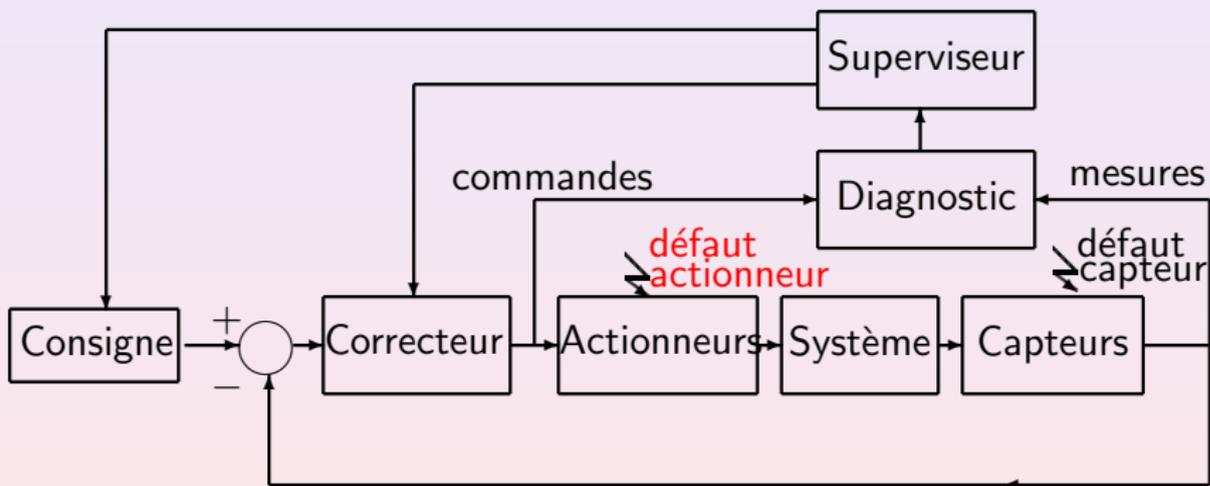
A propos des systèmes de commandes de vol

- Ces systèmes assurent la stabilité et la commande des drones, ils incluent :
 - ▷ l'avionique,
 - ▷ les servocommandes,
 - ▷ les surfaces de contrôle,
 - ▷ les logiciels de commande et de navigation.
- Les pannes sur ces systèmes sont critiques, elles ont pour origine [Col03] :
 - ▷ le givrage (icing),
 - ▷ des pannes du système hydraulique,
 - ▷ les dommages subis au combat.
- Des améliorations ont été apportées (27% \rightsquigarrow 19%)
 - ▷ matériels plus fiables (MTBF des servocommandes du Predator MQ9 150H \rightsquigarrow 2000H),
 - ▷ redondances matérielles,
 - ▷ systèmes de diagnostic et d'accommodation aux défauts.

Système de diagnostic et de tolérance aux défauts



Système de diagnostic et de tolérance aux défauts



Problèmes propres aux drones : cas des défauts actionneurs

- Modèle du drone
 - ▷ Modèle du drone en défaut pas toujours disponible (icing, endommagement voilure)
 - ▷ Incertitudes (petits Reynolds) et perturbations (rafales de vent)
- Diagnostic de défaut actionneur (détection, isolation, estimation)
 - ▷ Diagnostiquer le défaut rapidement
 - ▷ Position des commandes pas toujours mesurées → à estimer
 - ▷ Commandes en défaut difficiles à isoler (effets redondants des autres commandes)
- Accommodation du défaut
 - ▷ Conditions de maintien en vol (redondances, équilibre, commandabilité)
 - ▷ Stratégie de redistribution des efforts par les commandes saines
 - ▷ Stratégie d'accommodation (passive, active avec reconfiguration ou restructuration)
 - ▷ Objectifs de la commande tolérante aux défauts (poursuite d

Problèmes propres aux drones : cas des défauts actionneurs

- Modèle du drone
 - ▷ Modèle du drone en défaut pas toujours disponible (icing, endommagement voilure)
 - ▷ Incertitudes (petits Reynolds) et perturbations (rafales de vent)
- Diagnostic de défaut actionneur (détection, isolation, estimation)
 - ▷ Diagnostiquer le défaut rapidement
 - ▷ Position des commandes pas toujours mesurées \rightsquigarrow à estimer
 - ▷ Commandes en défaut difficiles à isoler (effets redondants des autres commandes)
- Accommodation du défaut
 - ▷ Conditions de maintien en vol (redondances, équilibre, commandabilité)
 - ▷ Stratégie de redistribution des efforts par les commandes saines
 - ▷ Stratégie d'accommodation (passive, active avec reconfiguration ou restructuration)
 - ▷ Objectifs de la commande tolérante aux défauts (poursuite d

Problèmes propres aux drones : cas des défauts actionneurs

- Modèle du drone
 - ▷ Modèle du drone en défaut pas toujours disponible (icing, endommagement voilure)
 - ▷ Incertitudes (petits Reynolds) et perturbations (rafales de vent)
- Diagnostic de défaut actionneur (détection, isolation, estimation)
 - ▷ Diagnostiquer le défaut rapidement
 - ▷ Position des commandes pas toujours mesurées \rightsquigarrow à estimer
 - ▷ Commandes en défaut difficiles à isoler (effets redondants des autres commandes)
- Accommodation du défaut
 - ▷ Conditions de maintien en vol (redondances, équilibre, commandabilité)
 - ▷ Stratégie de redistribution des efforts par les commandes saines
 - ▷ Stratégie d'accommodation (passive, active avec reconfiguration ou restructuration)
 - ▷ Objectifs de la commande tolérante aux défauts (poursuite de

Plan

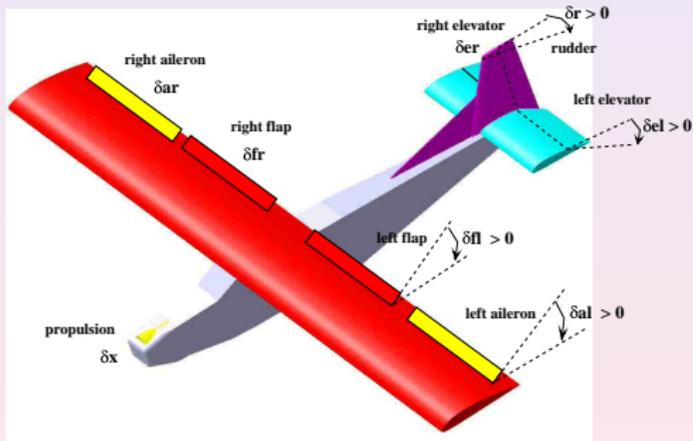
- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE**
- 3 COMMANDE NOMINALE
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS

Le drone MISTRAL



Corde aérodynamique moyenne	0.52m
Envergure	4.9m
Surface des ailes	2.55m ²
Profil de l'aile	Clark – Y
Angle de dièdre	0°
Flèche de l'aile	0°
Longueur du fuselage	2.54m
Masse à vide	29kg
Masse maximale en charge	45kg
Puissance du moteur	8CV
Hélice	24 × 10

Variables d'état et commandes du drone



Variables d'état

angle de gîte

φ

assiette

θ

vitesse aérodynamique

V

angle d'incidence

α

angle de dérapage

β

roulis

p

tangage

q

lacet

r

Commandes

commande des gaz

δ_x

ailerons droit, gauche

δ_{ar}, δ_{al}

volets droit, gauche

δ_{fr}, δ_{fl}

profondeur droite, gauche

δ_{er}, δ_{el}

direction

δ_r

Différentes classes de modèles pour différentes classes de problèmes

Pour répondre aux problèmes suivants, il est nécessaire de disposer de différentes classes de modèles :

- analyse de la dynamique du vol du drone,
- calcul des lois de commande nominales,
- étude du comportement du drone en présence de défauts,
- calcul de points d'équilibre en présence de défauts actionneurs,
- conception d'observateurs pour l'isolation et l'estimation de défauts,
- calcul des lois de commande tolérantes aux défauts,
- analyse de la robustesse des lois de commande.

Différentes classes de modèles pour différentes classes de problèmes

Pour répondre aux problèmes suivants, il est nécessaire de disposer de différentes classes de modèles :

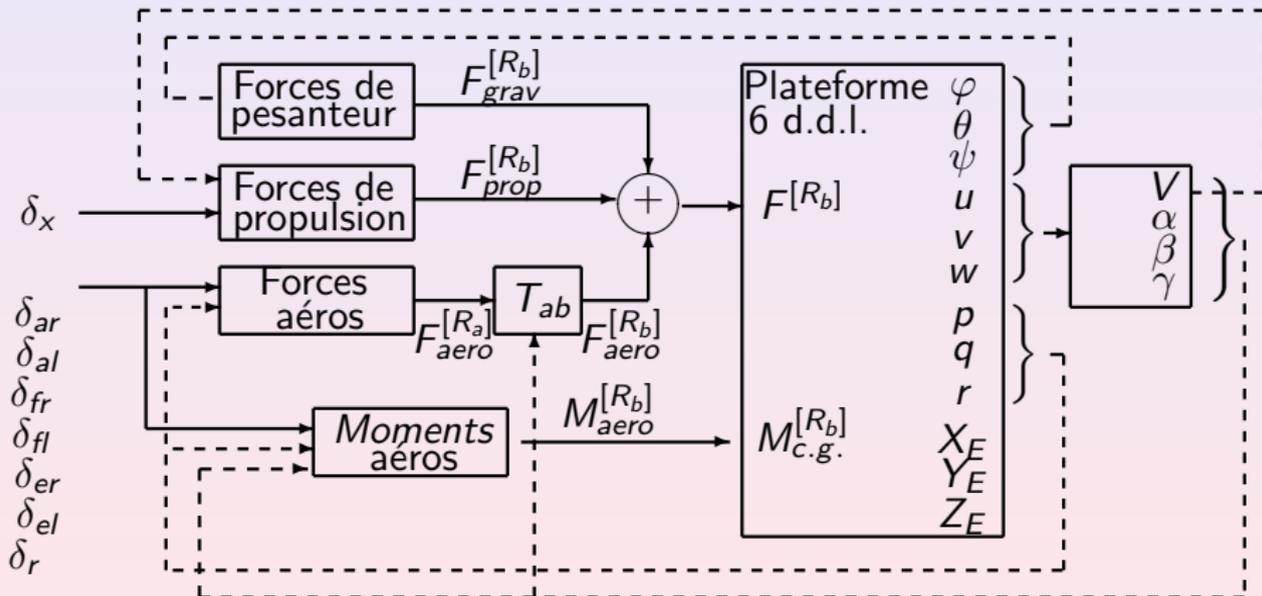
- analyse de la dynamique du vol du drone,
- calcul des lois de commande nominales,
- étude du comportement du drone en présence de défauts,
- calcul de points d'équilibre en présence de défauts actionneurs,
- conception d'observateurs pour l'isolation et l'estimation de défauts,
- calcul des lois de commande tolérantes aux défauts,
- analyse de la robustesse des lois de commande.

Différentes classes de modèles pour différentes classes de problèmes

Pour répondre aux problèmes suivants, il est nécessaire de disposer de différentes classes de modèles :

- analyse de la dynamique du vol du drone,
- calcul des lois de commande nominales,
- étude du comportement du drone en présence de défauts,
- calcul de points d'équilibre en présence de défauts actionneurs,
- conception d'observateurs pour l'isolation et l'estimation de défauts,
- calcul des lois de commande tolérantes aux défauts,
- analyse de la robustesse des lois de commande.

Modèle construit autour d'une plateforme à 6 d.d.l



Modèle des forces et des moments

- Accélération de pesanteur

$$\vec{F}_{grav}^{[R_b]} = \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \cos \varphi \\ mg \cos \theta \sin \varphi \end{pmatrix}$$

m est la masse, g l'accélération de pesanteur

- Propulsion

$$\vec{F}_{prop}^{[R_b]} = \begin{pmatrix} \frac{k}{V} \delta_x \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad \vec{\Gamma}_{prop}^{[R_b]}_{c.g.} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

k est une constante caractéristique du moteur

- Forces et moments aérodynamiques

$$\vec{F}_{aero}^{[R_a]} = \begin{pmatrix} -\bar{q}SC_x \\ \bar{q}SC_y \\ -\bar{q}SC_z \end{pmatrix} \quad \vec{\Gamma}_{aero}^{[R_b]}_{c.g.} = \begin{pmatrix} \bar{q}SC_l b \\ \bar{q}SC_m \bar{c} \\ \bar{q}SC_n b \end{pmatrix}$$

S une surface de référence, b l'envergure, \bar{c} la corde aérodynamique moyenne de l'aile, ρ la densité de l'air.

Modèle des coefficients aérodynamiques

Pour décrire les effets des défauts asymétriques, il faut disposer d'un modèle détaillé des coefficients aérodynamiques de chacune des gouvernes de vol (DATCOM) [Ray98] :

$$C_x = C_x(\alpha) + C_{x\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{x\delta_{al}}\delta_{al} + C_{x\delta_{er}}\delta_{er} + C_{x\delta_{el}}\delta_{el} + C_{x\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{x\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_y = C_y(\beta) + C_{yp}\frac{bp}{2V} + C_{yr}\frac{br}{2V} + C_{y\delta_r}\delta_r$$

$$C_z = C_z(\alpha) + C_{z\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{z\delta_{al}}\delta_{al} + C_{z\delta_{er}}\delta_{er} + C_{z\delta_{el}}\delta_{el} + C_{z\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{z\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_l = C_l(\beta) + C_{lp}(\alpha)\frac{bp}{2V} + C_{lr}(\alpha)\frac{br}{2V} + C_{l\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{l\delta_{al}}\delta_{al} + C_{l\delta_{er}}\delta_{er} + C_{l\delta_{el}}\delta_{el} \\ + C_{l\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{l\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_m = C_m(\alpha) + C_{mq}\frac{\bar{c}q}{2V} + C_{m\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{m\delta_{al}}\delta_{al} + C_{m\delta_{er}}\delta_{er} + C_{m\delta_{el}}\delta_{el} + C_{m\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{m\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_n = C_n(\beta) + C_{np}(\alpha)\frac{bp}{2V} + C_{nr}(\alpha)\frac{br}{2V} + C_{n\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{n\delta_{al}}\delta_{al} + C_{n\delta_{er}}\delta_{er} + C_{n\delta_{el}}\delta_{el} \\ + C_{n\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{n\delta_{fl}}\delta_{fl} + C_{n\delta_r}\delta_r$$

(1)

Modèle des coefficients aérodynamiques

Pour décrire les effets des défauts asymétriques, il faut disposer d'un modèle détaillé des coefficients aérodynamiques de chacune des gouvernes de vol (DATCOM) [Ray98] :

$$C_x = C_x(\alpha) + C_{x\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{x\delta_{al}}\delta_{al} + C_{x\delta_{er}}\delta_{er} + C_{x\delta_{el}}\delta_{el} + C_{x\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{x\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_y = C_y(\beta) + C_{yp}\frac{bp}{2V} + C_{yr}\frac{br}{2V} + C_{y\delta_r}\delta_r$$

$$C_z = C_z(\alpha) + C_{z\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{z\delta_{al}}\delta_{al} + C_{z\delta_{er}}\delta_{er} + C_{z\delta_{el}}\delta_{el} + C_{z\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{z\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_l = C_l(\beta) + C_{lp}(\alpha)\frac{bp}{2V} + C_{lr}(\alpha)\frac{br}{2V} + C_{l\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{l\delta_{al}}\delta_{al} + C_{l\delta_{er}}\delta_{er} + C_{l\delta_{el}}\delta_{el} \\ + C_{l\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{l\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

$$C_m = C_m(\alpha) + C_{mq}\frac{\bar{c}q}{2V} + C_{m\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{m\delta_{al}}\delta_{al} + C_{m\delta_{er}}\delta_{er} + C_{m\delta_{el}}\delta_{el} + C_{m\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{m\delta_{fl}}\delta_{fl}$$

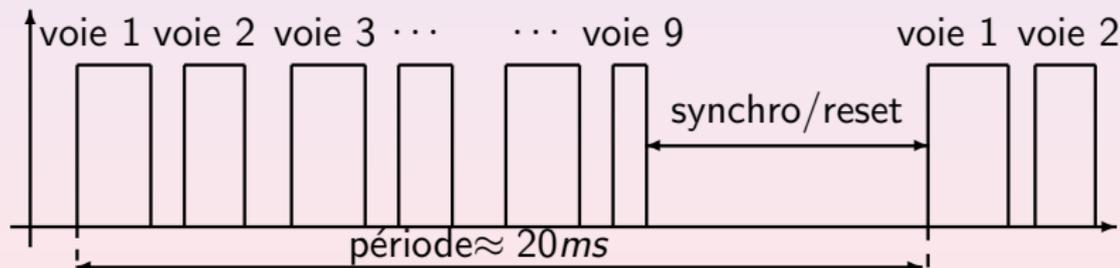
$$C_n = C_n(\beta) + C_{np}(\alpha)\frac{bp}{2V} + C_{nr}(\alpha)\frac{br}{2V} + C_{n\delta_{ar}}\delta_{ar} + C_{n\delta_{al}}\delta_{al} + C_{n\delta_{er}}\delta_{er} + C_{n\delta_{el}}\delta_{el} \\ + C_{n\delta_{fr}}\delta_{fr} + C_{n\delta_{fl}}\delta_{fl} + C_{n\delta_r}\delta_r$$

(2)

Autres aspects pris en compte lors de la modélisation

Dans la perspective d'un problème de commande, il faut évaluer la tenue du drone aux perturbations et aux incertitudes de modèle :

- Rafales de vent décrites par un spectre de Dryden
- Les débattements des servocommandes sont limités en vitesse et en amplitude, il existe un retard statistique de 10ms à la commande.



- Les coefficients aérodynamiques calculés avec la méthode des DATCOM sont incertains.

Un modèle du drone pour une approche globale

modèle complet

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_r)^T$$

Un modèle du drone pour une approche globale

modèle complet

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_r)^T$$

fonctionnement normal

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_a, \delta_e, \delta_f, \delta_r)^T$$

Un modèle du drone pour une approche globale

modèle complet

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_r)^T$$

fonctionnement normal

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_a, \delta_e, \delta_f, \delta_r)^T$$

modèles linéarisés

$$\dot{x}_{lon} = A_{lon}x_{lon} + B_{lon}[\delta_x, \delta_e, \delta_f]^T$$

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat}x_{lat} + B_{lat}[\delta_a, \delta_r]^T$$

*performances, qualités de vol
conception du pilote automatique*

Un modèle du drone pour une approche globale

modèle complet

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_r)^T$$

fonctionnement normal

défauts

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_a, \delta_e, \delta_f, \delta_r)^T$$

défauts actionneurs

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_{ar}^f, \delta_{al}, \dots)^T$$

$$\dot{X} = f(X) + g(X)(\delta_x, \delta_{ar}, \delta_{al}^f, \dots)^T$$

...

$$\dot{x} = Ax + B[\delta_x, \delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_r]^T$$

modèles linéarisés

$$\dot{x}_{lon} = A_{lon}x_{lon} + B_{lon}[\delta_x, \delta_e, \delta_f]^T$$

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat}x_{lat} + B_{lat}[\delta_a, \delta_r]^T$$

défauts capteurs

performances, qualités de vol
conception du pilote automatique

Plan

- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE
- 3 COMMANDE NOMINALE**
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS

Lois de commande : expression du besoin

- Correction des modes propres du drone :
 - stabiliser le mode spiral,
 - augmenter les facteurs d'amortissement de la phugoïde et de l'oscillation de dérapage.
- Le vol :
 - vol à vitesse et pente constante,
 - virage à taux constant.
- ▷ La stratégie retenue : commande par retour d'état avec placement de pôles et de vecteurs propres
 - ▷ le réglage est posé comme un problème de qualités de vol,
 - ▷ dans la perspective d'un problème de tolérance aux défauts, la méthode permet de désensibiliser les commandes de certains modes.

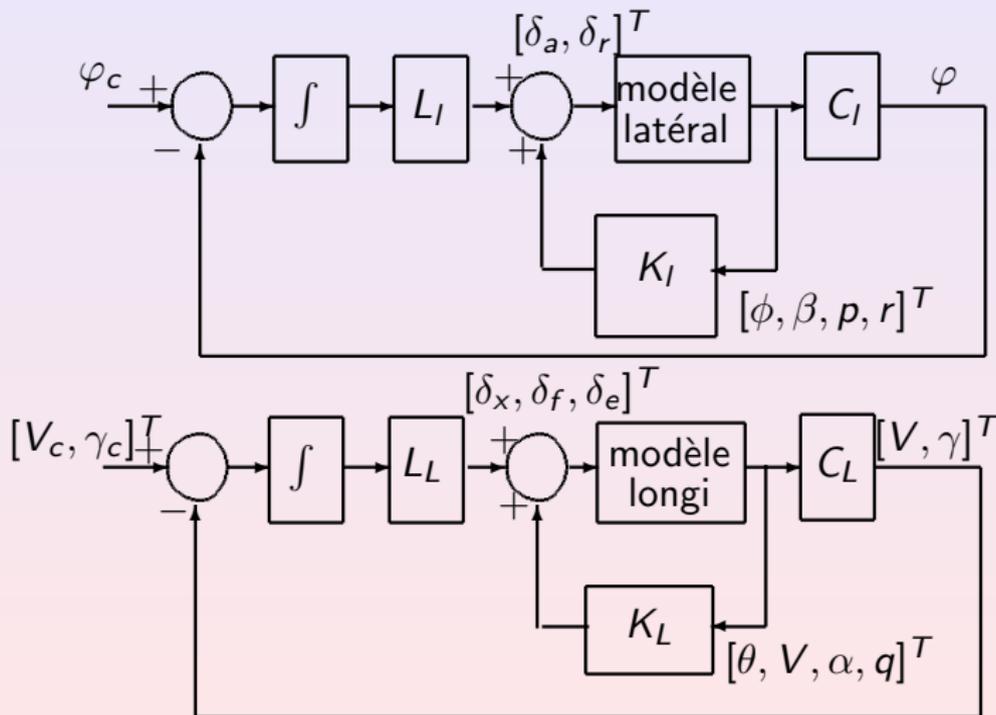
Lois de commande : expression du besoin

- Correction des modes propres du drone :
 - stabiliser le mode spiral,
 - augmenter les facteurs d'amortissement de la phugoïde et de l'oscillation de dérapage.
 - Le vol :
 - vol à vitesse et pente constante,
 - virage à taux constant.
- ▷ La stratégie retenue : commande par retour d'état avec placement de pôles et de vecteurs propres
- ▷ le réglage est posé comme un problème de qualités de vol,
 - ▷ dans la perspective d'un problème de tolérance aux défauts, la méthode permet de désensibiliser les commandes de certains modes.

Lois de commande : expression du besoin

- Correction des modes propres du drone :
 - stabiliser le mode spiral,
 - augmenter les facteurs d'amortissement de la phugoïde et de l'oscillation de dérapage.
- Le vol :
 - vol à vitesse et pente constante,
 - virage à taux constant.
- ▷ La stratégie retenue : commande par retour d'état avec placement de pôles et de vecteurs propres
 - ▷ le réglage est posé comme un problème de qualités de vol,
 - ▷ dans la perspective d'un problème de tolérance aux défauts, la méthode permet de désensibiliser les commandes de certains modes.

Structure des lois de commande nominales



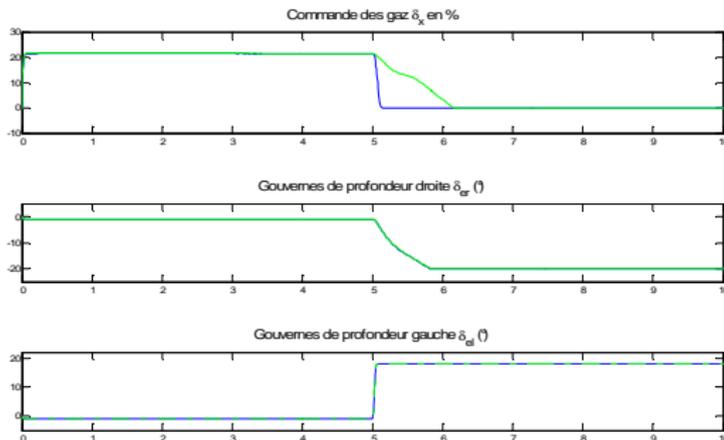
Réglage du correcteur par placement de pôles et de vecteurs propres : cas de l'axe longitudinal

- la commande des gaz est vivement sollicitée en cas de défaut sur la profondeur \rightsquigarrow découpler la commande des gaz des modes rapides
- découplage partiel de la tenue de pente de la tenue de vitesse

pôles non corrigés	$-6.1 \pm 6.9i$	$-0.043 \pm 0.47i$	\times
pôles corrigés	$-7 \pm 7i$	$-1.5 \pm 1.5i$	$-0.5 \pm 0.5i$
vecteur propre	\vec{v}_L^1, \vec{v}_L^2	\vec{v}_L^3, \vec{v}_L^4	\vec{v}_L^5, \vec{v}_L^6
θ	\times	\times	\times
V	\times	\times	\times
α	\times	\times	\times
q	\times	\times	\times
$z_1 = \int V_c - V$	\times	\times	\times
$z_2 = \int \gamma_c - \gamma$	\times	\times	0
direction d'entrée	\vec{w}_L^1, \vec{w}_L^2	\vec{w}_L^3, \vec{w}_L^4	\vec{w}_L^5, \vec{w}_L^6
δ_x	0	0	\times
δ_f	0	0	0
δ_e	\times	\times	\times

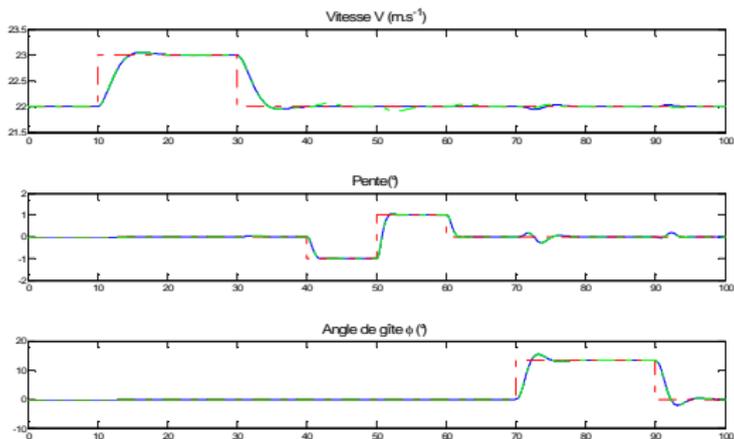
Effets du choix des vecteurs propres sur les commandes en cas de défaut

La commande des gaz est couplée/découplée des modes rapides.
En cas de blocage de la profondeur gauche, la commande des gaz diminue plus ou moins brutalement :



Effets du choix des vecteurs propres sur les commandes en cas de défaut

Dans les deux cas, en mode de fonctionnement normal les performances sont identiques



Plan

- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE
- 3 COMMANDE NOMINALE
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS**
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS

Conditions de maintien en vol

Les défauts considérés sont des blocages des gouvernes de vol. Les commandes saines doivent produire des effets redondants pour :

- Permettre au drone d'atteindre un nouvel état d'équilibre,
 - ▷ Les débattements des commandes de vol sont limités,
 - ▷ Le domaine de variation des variable d'état est borné.
- Permettre au drone de rester commandable, en particulier d'être **commandable à zéro** *i.e.* les gouvernes saines doivent permettre de ramener le drone vers le nouvel état d'équilibre. Cependant :
 - ▷ Les débattements des commandes de vol sont limités (et ils le sont d'autant plus que le défaut est sévère),
 - ▷ Le drone présente un mode instable.

Conditions de maintien en vol

Les défauts considérés sont des blocages des gouvernes de vol. Les commandes saines doivent produire des effets redondants pour :

- Permettre au drone d'atteindre un nouvel état d'équilibre,
 - ▷ Les débattements des commandes de vol sont limités,
 - ▷ Le domaine de variation des variable d'état est borné.
- Permettre au drone de rester commandable, en particulier d'être **commandable à zéro** *i.e.* les gouvernes saines doivent permettre de ramener le drone vers le nouvel état d'équilibre. Cependant :
 - ▷ Les débattements des commandes de vol sont limités (et ils le sont d'autant plus que le défaut est sévère),
 - ▷ Le drone présente un mode instable.

Conditions d'existence d'un nouvel équilibre

En présence d'un défaut sur une ou plusieurs commandes, un nouvel équilibre existe ssi :

$$0 = f(X_e) + g^s(X_e)U_e^s + g^f(X_e)U_b^f$$

sous les contraintes :

$$\left\{ \begin{array}{l} X_{min} \leq X \leq X_{max} \\ U_{min}^s \leq U^s \leq U_{max}^s \\ U^f = U_b^f \end{array} \right.$$

sous les contraintes de vol rectiligne :

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_e = 0 \\ p_e = 0 \\ q_e = 0 \\ r_e = 0 \\ \gamma_e = 0 \end{array} \right.$$

Les contraintes de braquage des gouvernes saines sont relâchées.

Calcul d'un nouvel équilibre

La reconfiguration des commandes saines U^s est posée comme la minimisation d'une fonction de coût :

$$J = \sum_{j \in U^s} r_j (U^j - U_{e_0}^j)^2 + q_V (V - V_{e_0})^2 + q_\alpha (\alpha - \alpha_{e_0})^2 + q_\beta (\beta - \beta_{e_0})^2$$

- s.t. blocage de la gouverne :

$$U^f - U_b^f = 0$$

- s.t. d'équilibre :

$$\begin{cases} \dot{V} = 0 \\ \dot{\alpha} = 0 \\ \dot{\beta} = 0 \\ \dot{p} = 0 \\ \dot{q} = 0 \\ \dot{r} = 0 \end{cases}$$

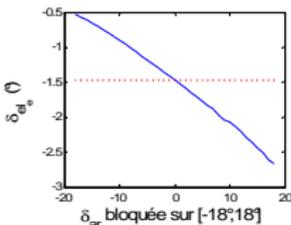
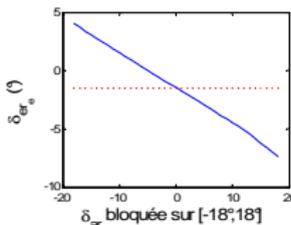
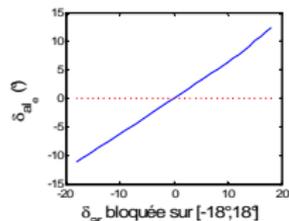
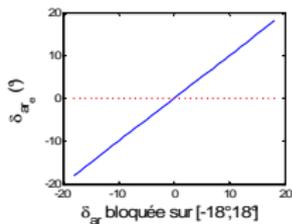
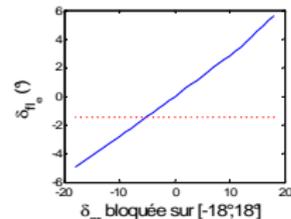
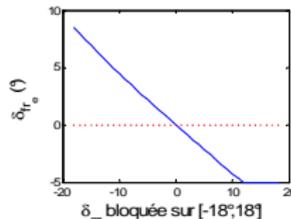
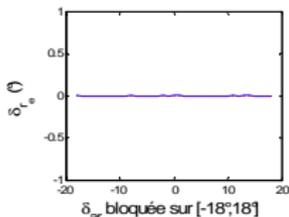
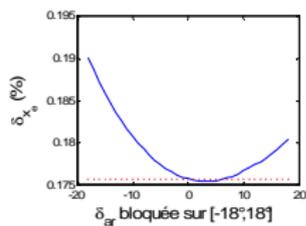
- s.t. vol rectiligne :

$$\begin{cases} \varphi_e = 0 \\ p_e = 0 \\ q_e = 0 \\ r_e = 0 \\ \gamma_e = 0 \end{cases}$$

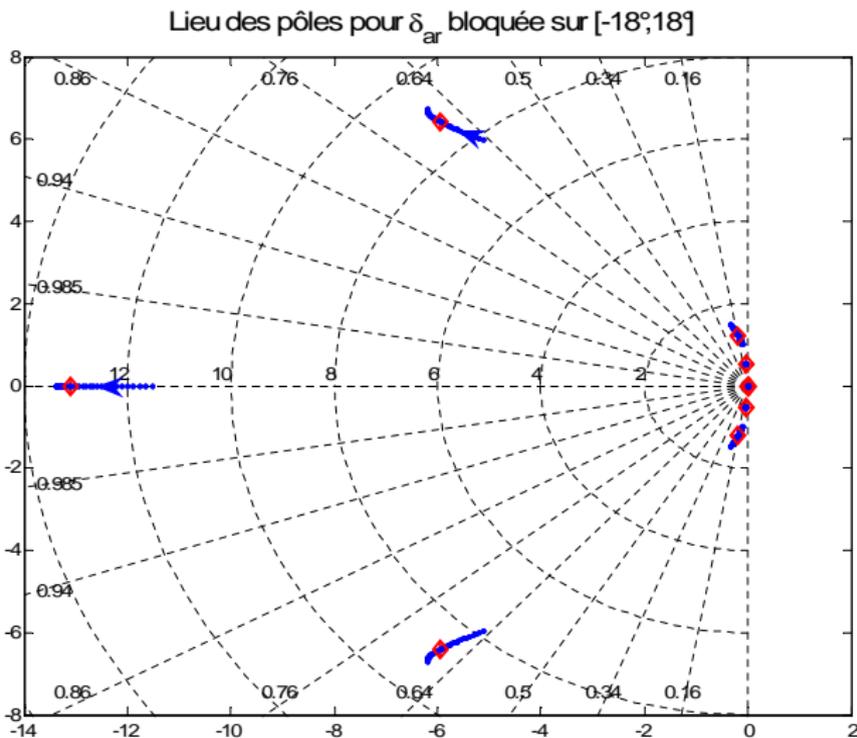
- s.t. inégalité de bornes :

$$\begin{cases} X_{min} \leq X \leq X_{max} \\ U_{min}^s \leq U^s \leq U_{max}^s \end{cases}$$

Trims des commandes saines : aileron droit bloqué



Lieu des pôles : aileron droit bloqué



Commandabilité à zéro : position du problème

- On suppose qu'une gouverne se bloque à $t = t_f$ et qu'un équilibre existe pour ce défaut,
- on suppose qu'une loi d'accommodation au défaut est activée à $t = t_{ac}$,
- le drone est instable et les amplitudes des débattements des commandes saines sont bornées.

Question. Existe-t-il une commande qui permette d'amener le vecteur d'état $X(t_{ac})$ vers le nouvel équilibre X_e ?

Definitions

On Considère le système $(\Sigma) : \dot{x} = Ax + Bu$

u est dite admissible si $u \in \mathcal{U}_m$ avec

$$\mathcal{U}_m = \{u : u \text{ mesurable et } u^- \leq u(t) \leq u^+, \forall t \in \mathbb{R}\}$$

Definition

Un état x_0 est dit commandable à zéro s'il existe un $T \in [0, \infty[$ et une commande admissible u telle que la trajectoire d'état $x(t)$ du système vérifie $x(0) = x_0$ et $x(T) = 0$. L'ensemble de tous les états commandables à 0 est appelée la région commandable à zéro et est notée \mathcal{C}

L'ensemble commandable à zéro (NC) :

$$\mathcal{C} = \bigcup_{T \in [0, \infty[} \left\{ x = - \int_0^T e^{-A\tau} Bu(\tau) d\tau : u \in \mathcal{U}_m \right\}$$

$\bar{\mathcal{C}}$ est la clôture de \mathcal{C} et $\partial\mathcal{C}$ sa frontière.

Definitions

On Considère le système $(\Sigma) : \dot{x} = Ax + Bu$

u est dite admissible si $u \in \mathcal{U}_m$ avec

$$\mathcal{U}_m = \{u : u \text{ mesurable et } u^- \leq u(t) \leq u^+, \forall t \in \mathbb{R}\}$$

Definition

Un état x_0 est dit commandable à zéro s'il existe un $T \in [0, \infty[$ et une commande admissible u telle que la trajectoire d'état $x(t)$ du système vérifie $x(0) = x_0$ et $x(T) = 0$. L'ensemble de tous les états commandables à 0 est appelée la région commandable à zéro et est notée \mathcal{C}

L'ensemble commandable à zéro (NC) :

$$\mathcal{C} = \bigcup_{T \in [0, \infty[} \left\{ x = - \int_0^T e^{-A\tau} Bu(\tau) d\tau : u \in \mathcal{U}_m \right\}$$

$\bar{\mathcal{C}}$ est la clôture de \mathcal{C} et $\partial\mathcal{C}$ sa frontière.

Definitions

On Considère le système $(\Sigma) : \dot{x} = Ax + Bu$

u est dite admissible si $u \in \mathcal{U}_m$ avec

$$\mathcal{U}_m = \{u : u \text{ mesurable et } u^- \leq u(t) \leq u^+, \forall t \in \mathbb{R}\}$$

Definition

Un état x_0 est dit commandable à zéro s'il existe un $T \in [0, \infty[$ et une commande admissible u telle que la trajectoire d'état $x(t)$ du système vérifie $x(0) = x_0$ et $x(T) = 0$. L'ensemble de tous les états commandables à 0 est appelée la région commandable à zéro et est notée \mathcal{C}

L'ensemble commandable à zéro (NC) :

$$\mathcal{C} = \bigcup_{T \in [0, \infty[} \left\{ x = - \int_0^T e^{-A\tau} Bu(\tau) d\tau : u \in \mathcal{U}_m \right\}$$

$\bar{\mathcal{C}}$ est la clôture de \mathcal{C} et $\partial\mathcal{C}$ sa frontière.

Definitions

On Considère le système $(\Sigma) : \dot{x} = Ax + Bu$

u est dite admissible si $u \in \mathcal{U}_m$ avec

$$\mathcal{U}_m = \{u : u \text{ mesurable et } u^- \leq u(t) \leq u^+, \forall t \in \mathbb{R}\}$$

Definition

Un état x_0 est dit commandable à zéro s'il existe un $T \in [0, \infty[$ et une commande admissible u telle que la trajectoire d'état $x(t)$ du système vérifie $x(0) = x_0$ et $x(T) = 0$. L'ensemble de tous les états commandables à 0 est appelée la région commandable à zéro et est notée \mathcal{C}

L'ensemble commandable à zéro (NC) :

$$\mathcal{C} = \bigcup_{T \in [0, \infty[} \left\{ x = - \int_0^T e^{-A\tau} Bu(\tau) d\tau : u \in \mathcal{U}_m \right\}$$

$\bar{\mathcal{C}}$ est la clôture de \mathcal{C} et $\partial\mathcal{C}$ sa frontière.

Principaux résultats

(Σ) peut s'écrire $\{\Sigma_1, \Sigma_2\}$:

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A^- & 0 \\ 0 & A^+ \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} B^- \\ B^+ \end{pmatrix} u$$

où (Σ_1) a n_1 pôles stables (inclus ceux sur l'axe imaginaire),

(Σ_2) a n_2 pôles instables.

Proposition

(Hajek) l'ensemble NC de (Σ) est le produit cartésien de $\mathbb{R}^{n_1} \times \mathcal{C}_2$ et \mathcal{C}_2 est un ensemble convexe borné ouvert de \mathbb{R}^{n_2} contenant l'origine.

Le système à rebours de (Σ_2) s'écrit :

$$\dot{z}_2 = -A^+ z_2 - B^+ v$$

avec $z_2(0) = x_2(T)$, $z_2(T) = x_2(0)$ et $v(t) = u(T - t)$

Principaux résultats

(Σ) peut s'écrire $\{\Sigma_1, \Sigma_2\}$:

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A^- & 0 \\ 0 & A^+ \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} B^- \\ B^+ \end{pmatrix} u$$

où (Σ_1) a n_1 pôles stables (inclus ceux sur l'axe imaginaire),
 (Σ_2) a n_2 pôles instables.

Proposition

(Hajek) l'ensemble NC de (Σ) est le produit cartésien de $\mathbb{R}^{n_1} \times \mathcal{C}_2$ et \mathcal{C}_2 est un ensemble convexe borné ouvert de \mathbb{R}^{n_2} contenant l'origine.

Le système à rebours de (Σ_2) s'écrit :

$$\dot{z}_2 = -A^+ z_2 - B^+ v$$

avec $z_2(0) = x_2(T)$, $z_2(T) = x_2(0)$ et $v(t) = u(T - t)$

Principaux résultats

(Σ) peut s'écrire $\{\Sigma_1, \Sigma_2\}$:

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A^- & 0 \\ 0 & A^+ \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} B^- \\ B^+ \end{pmatrix} u$$

où (Σ_1) a n_1 pôles stables (inclus ceux sur l'axe imaginaire),

(Σ_2) a n_2 pôles instables.

Proposition

(Hajek) l'ensemble NC de (Σ) est le produit cartésien de $\mathbb{R}^{n_1} \times \mathcal{C}_2$ et \mathcal{C}_2 est un ensemble convexe borné ouvert de \mathbb{R}^{n_2} contenant l'origine.

Le système à rebours de (Σ_2) s'écrit :

$$\dot{z}_2 = -A^+ z_2 - B^+ v$$

avec $z_2(0) = x_2(T)$, $z_2(T) = x_2(0)$ et $v(t) = u(T - t)$

Principal résultat

Theorem

Si le sous-système Σ_2 a seulement des pôles réels,

- a) une commande extrême a au plus $n - 1$ commutations,*
- b) toute commande bang-bang avec $k \leq n - 1$ commutations est une commande extrême.*

\mathcal{E} est l'ensemble des commandes extrêmes.

Soit $\Phi(t, v)$ la fonction de transition de l'état obtenue en appliquant une commande extrême v sur $] -\infty, t]$:

$$\Phi(t, v) := - \int_{-\infty}^t e^{-A^+(t-\tau)} B^+ v(\tau) d\tau$$

Theorem

La NC région du sous-système instable (Σ_2) est décrite par l'ensemble des trajectoires extrêmes du sous-système à rebours (Σ_2) . Une trajectoire extrême est une trajectoire d'état obtenue avec une commande extrême $v \in \mathcal{E}$: $\partial \mathcal{C} = \{ \Phi(t, v) : t \in \mathbb{R}, v \in \mathcal{E} \}$

Principal résultat

Theorem

Si le sous-système Σ_2 a seulement des pôles réels,

- a) une commande extrême a au plus $n - 1$ commutations,*
- b) toute commande bang-bang avec $k \leq n - 1$ commutations est une commande extrême.*

\mathcal{E} est l'ensemble des commandes extrêmes.

Soit $\Phi(t, v)$ la fonction de transition de l'état obtenue en appliquant une commande extrême v sur $] -\infty, t]$:

$$\Phi(t, v) := - \int_{-\infty}^t e^{-A^+(t-\tau)} B^+ v(\tau) d\tau$$

Theorem

La NC région du sous-système instable (Σ_2) est décrite par l'ensemble des trajectoires extrêmes du sous-système à rebours (Σ_2) . Une trajectoire extrême est une trajectoire d'état obtenue avec une commande extrême $v \in \mathcal{E}$: $\partial\mathcal{C} = \{\Phi(t, v) : t \in \mathbb{R}, v \in \mathcal{E}\}$

Principal résultat

Theorem

Si le sous-système Σ_2 a seulement des pôles réels,

- une commande extrême a au plus $n - 1$ commutations,*
- toute commande bang-bang avec $k \leq n - 1$ commutations est une commande extrême.*

\mathcal{E} est l'ensemble des commandes extrêmes.

Soit $\Phi(t, v)$ la fonction de transition de l'état obtenue en appliquant une commande extrême v sur $] - \infty, t]$:

$$\Phi(t, v) := - \int_{-\infty}^t e^{-A^+(t-\tau)} B^+ v(\tau) d\tau$$

Theorem

La NC région du sous-système instable (Σ_2) est décrite par l'ensemble des trajectoires extrêmes du sous-système à rebours (Σ_2). Une trajectoire extrême est une trajectoire d'état obtenue avec une commande extrême $v \in \mathcal{E}$: $\partial \mathcal{C} = \{ \Phi(t, v) : t \in \mathbb{R}, v \in \mathcal{E} \}$

Exemple : Région de commandabilité à zéro du drone

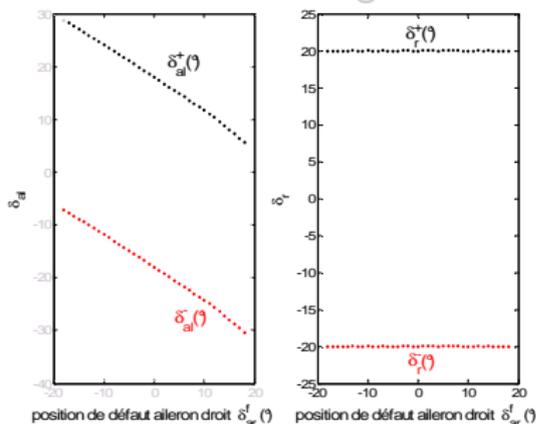
Application au blocage de l'aileron droit

- Le modèle latéral du drone :

$$A_l = \begin{pmatrix} A_{\varphi\varphi} & 0 & A_{\varphi p} & A_{\varphi r} \\ A_{\beta\varphi} & A_{\beta\beta} & A_{\beta p} & A_{\beta r} \\ 0 & A_{p\beta} & A_{pp} & A_{pr} \\ 0 & A_{r\beta} & A_{rp} & A_{rr} \end{pmatrix} \quad B_l = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & B_{\beta\delta_r} \\ B_{p\delta_{al}} & B_{p\delta_r} \\ B_{r\delta_{al}} & B_{r\delta_r} \end{pmatrix}$$

↪ 1 pôle réel > 0 $\lambda_n \in [0.039, 0.054]$ pour $\delta_{ar} \in [-18^\circ, +18^\circ]$

- Les amplitudes de débattement des gouvernes saines :



Exemple : Région de commandabilité à zéro du drone

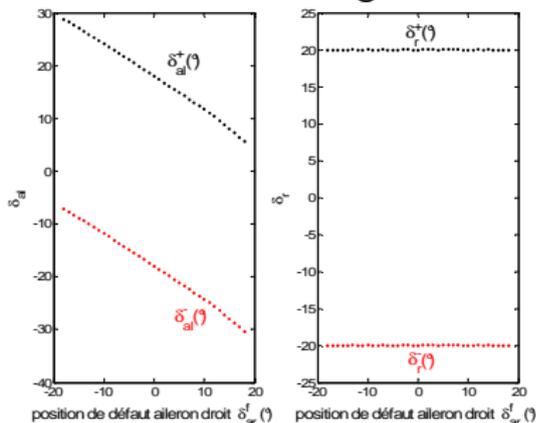
Application au blocage de l'aileron droit

- Le modèle latéral du drone :

$$A_l = \begin{pmatrix} A_{\varphi p} & 0 & A_{\varphi p} & A_{\varphi r} \\ A_{\beta \varphi} & A_{\beta \beta} & A_{\beta p} & A_{\beta r} \\ 0 & A_{p\beta} & A_{pp} & A_{pr} \\ 0 & A_{r\beta} & A_{rp} & A_{rr} \end{pmatrix} \quad B_l = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & B_{\beta \delta_r} \\ B_{p\delta_{al}} & B_{p\delta_r} \\ B_{r\delta_{al}} & B_{r\delta_r} \end{pmatrix}$$

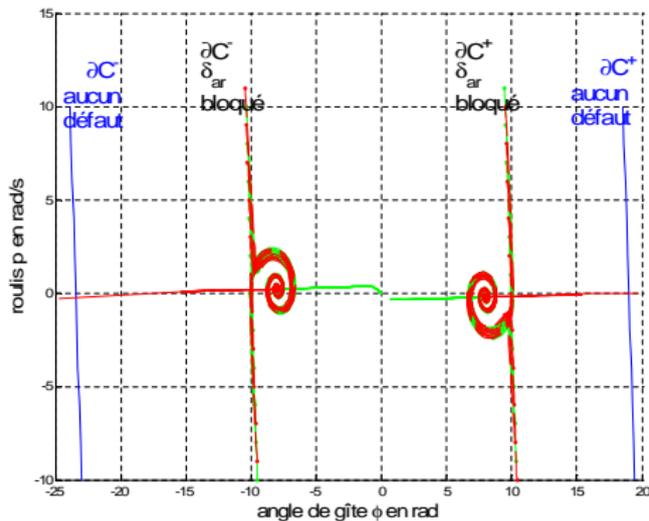
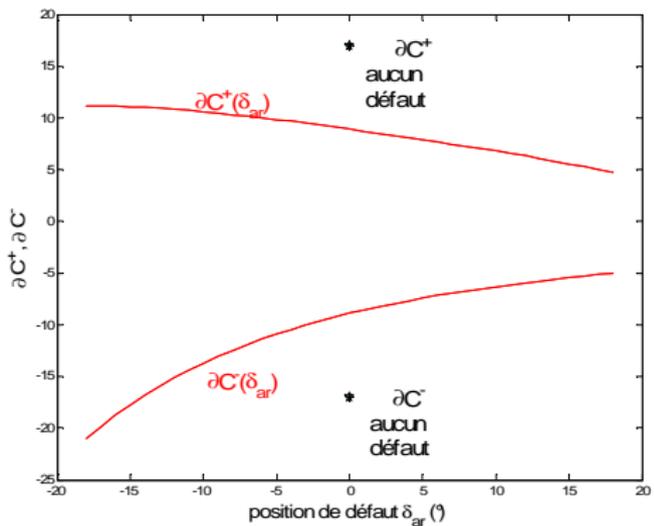
↪ 1 pôle réel > 0 $\lambda_n \in [0.039, 0.054]$ pour $\delta_{ar} \in [-18^\circ, +18^\circ]$

- Les amplitudes de débattement des gouvernes saines :



Exemple : Région de commandabilité à zéro du drone

Application au blocage de l'aile droite



Plan

- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE
- 3 COMMANDE NOMINALE
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS**
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS

Position du problème

- Les blocages de gouvernes (embardées) sont des pannes critiques
- Diagnostic rapide (avion de transport $t_d < 100ms$ pour un rudder, 2 à 3s pour un aileron non critique)
- Pas de potentiomètre de recopie de gouverne \rightsquigarrow estimer la position des gouvernes \rightsquigarrow Suppose les entrées observables
- Certaines gouvernes produisent des effets redondants (ailerons, volets) \rightsquigarrow défauts isolables ?

Observabilité des entrées

Soit le système Σ :

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

[HP98] Le vecteur des entrées $u(t)$ est dit observable si le vecteur de mesures $y(t) = 0$ pour $t \geq 0$ implique $u(t) = 0$ pour $t > 0$.

Theorem

[HP98] L'entrée $u(t)$ du système Σ est observable ssi :

$$spe \begin{pmatrix} -\lambda I_d + A & B \\ C & D \end{pmatrix} = spe \begin{pmatrix} -\lambda I_d + A \\ C \end{pmatrix}$$

spe est l'ensemble des valeurs propres finies de la "matrice système" Σ_{sys} et du faisceau d'observabilité Σ_{AC} :

$$\Sigma_{sys} = \begin{pmatrix} A & B \\ C & D \end{pmatrix} \text{ et } \Sigma_{AC} = \begin{pmatrix} A \\ C \end{pmatrix}$$

Résultats

Cette étude permet :

- de chercher un nombre minimal de capteurs pour la reconstruction des entrées,
- de montrer que l'observabilité des gouvernes de profondeur requiert des mesures caractéristiques des axes longitudinal et latéral,
- de montrer que les ailerons et les volets ne sont pas simultanément observables.

Observateur à entrées inconnues [XS03]

- Le système :

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gd$$

$$y = Cx$$

- L'observateur à entrées inconnues :

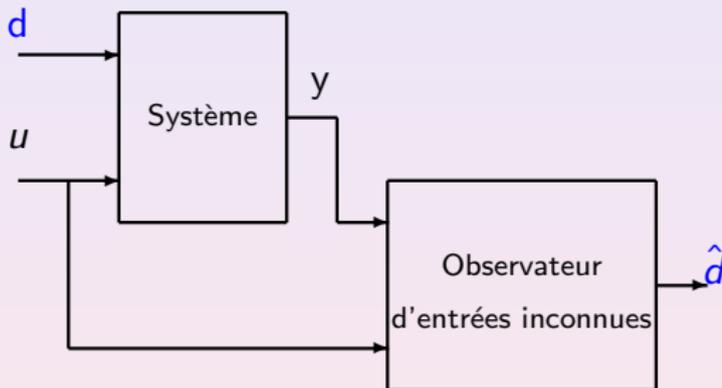
$$\dot{z} = Fz + Ly + TBu + TG\hat{d}$$

$$\hat{d} = \gamma(Wy - Nz)$$

où $\gamma \in \mathbb{R}^{*+}$

$$z = Tx$$

\hat{d} l'estimation de $d \in \mathbb{R}^q$.



Observateur à entrées inconnues [XS03]

- Le système :

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gd$$

$$y = Cx$$

- L'observateur à entrées inconnues :

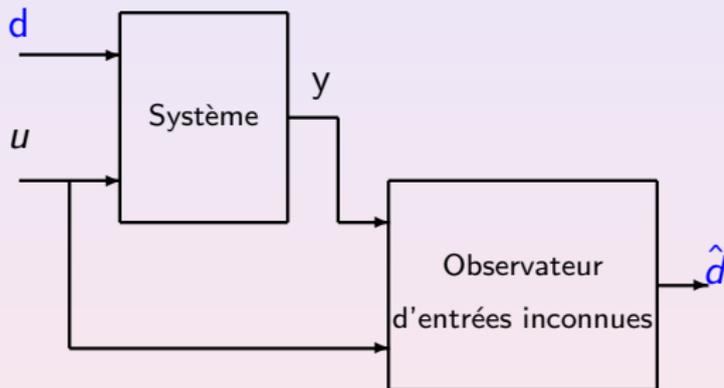
$$\dot{z} = Fz + Ly + TBu + TG\hat{d}$$

$$\hat{d} = \gamma(Wy - Nz)$$

où $\gamma \in \mathbb{R}^{*+}$

$$z = Tx$$

\hat{d} l'estimation de $d \in \mathbb{R}^q$.



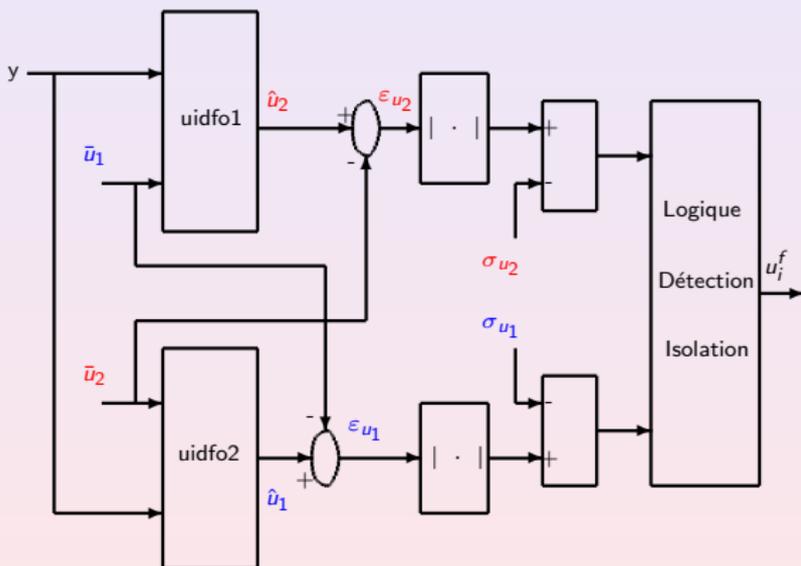
Système de diagnostic

- Entrées à estimer :

$$u_1 = \begin{pmatrix} \delta_x \\ \delta_{ar} \\ \delta_{er} \end{pmatrix}$$

$$u_2 = \begin{pmatrix} \delta_x \\ \delta_{al} \\ \delta_{el} \end{pmatrix}$$

- Entrées calculées par le correcteur : $\bar{u}_i, i = \{1, 2\}$
- Entrées estimées : $\hat{u}_i, i = \{1, 2\}$



Détection et isolation de défaut actionneur

- μ_{δ_i} état logique associé au résidu $|\bar{\delta}_i - \hat{\delta}_i|$
- σ_{δ_i} le seuil de détection de défaut pour la commandes δ_i ,

$$|\hat{\delta}_i - \bar{\delta}_i| > \sigma_{\delta_i} \Rightarrow \mu_{\delta_{1i}} = 1$$

$$|\hat{\delta}_i - \bar{\delta}_i| \leq \sigma_{\delta_i} \Rightarrow \mu_{\delta_i} = 0$$

⇒ Table d'incidence pour la détection et l'isolation de la gouverne en défaut δ_i^f :

	$\mu_{\delta_{ar}}$	$\mu_{\delta_{er}}$	$\mu_{\delta_{al}}$	$\mu_{\delta_{el}}$
δ_{ar}^f	1	0	1	1
δ_{al}^f	1	1	0	1
δ_{fr}^f	1	0	1	1
δ_{fl}^f	1	1	0	1
δ_{er}^f	1	0	1	1
δ_{el}^f	1	1	1	0
δ_r^f	1	1	1	1

Détection et isolation de défaut actionneur

- μ_{δ_i} état logique associé au résidu $|\bar{\delta}_i - \hat{\delta}_i|$
- σ_{δ_i} le seuil de détection de défaut pour la commandes δ_i ,

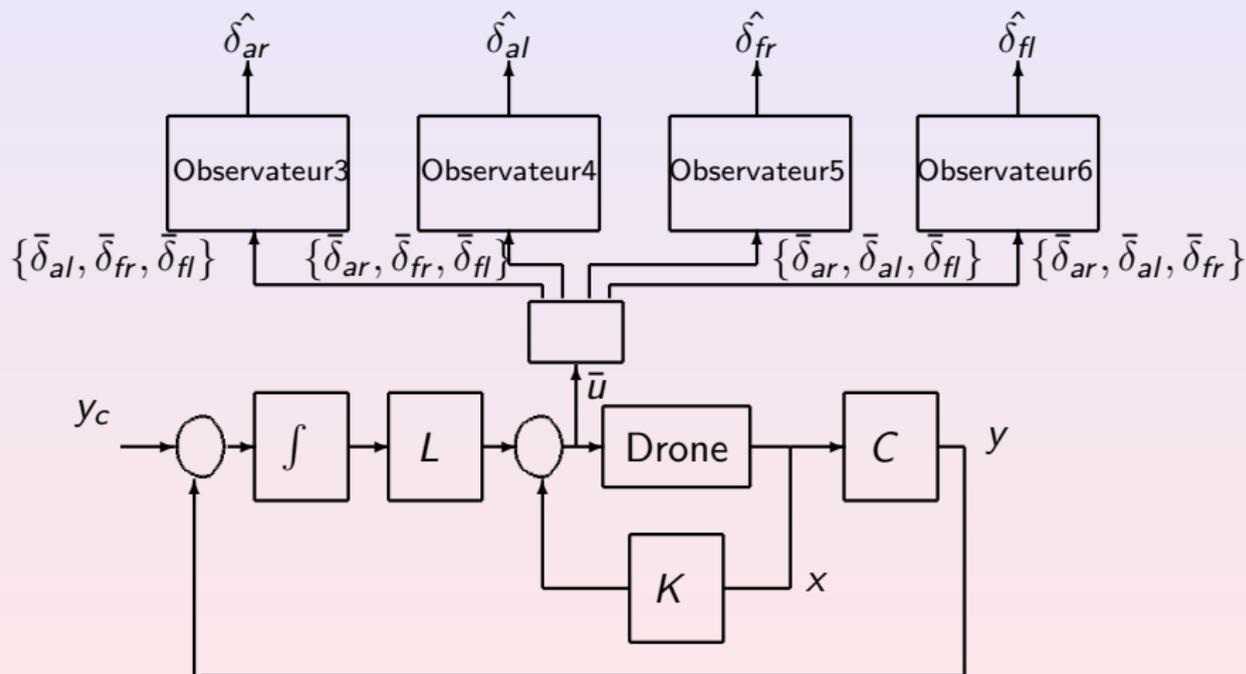
$$|\hat{\delta}_i - \bar{\delta}_i| > \sigma_{\delta_i} \Rightarrow \mu_{\delta_{1i}} = 1$$

$$|\hat{\delta}_i - \bar{\delta}_i| \leq \sigma_{\delta_i} \Rightarrow \mu_{\delta_i} = 0$$

⇒ Table d'incidence pour la détection et l'isolation de la gouverne en défaut δ_i^f :

	$\mu_{\delta_{ar}}$	$\mu_{\delta_{er}}$	$\mu_{\delta_{al}}$	$\mu_{\delta_{el}}$
δ_{ar}^f	1	0	1	1
δ_{al}^f	1	1	0	1
δ_{fr}^f	1	0	1	1
δ_{fl}^f	1	1	0	1
δ_{er}^f	1	0	1	1
δ_{el}^f	1	1	1	0
δ_r^f	1	1	1	1

Estimation des défauts sur les ailerons et les volets



Cas d'un défaut sur l'aileron ou le volet droit (gauche)

Excitation des gouvernes

Les volets et les gouvernes de profondeur sont excités par des signaux sinusoïdaux : $\delta_{i_{max}} \sin \omega t$ et $i \in \{fr, fl, er, el\}$

- ω est définie d'après la vitesse de débattement maximale des servocommandes ($\approx 60^\circ.s^{-1}$)
- $\delta_{i_{max}}$ est choisi dans le noyau de la matrice de commande réduite $B_{red} = (B^{\delta_{fr}} \quad B^{\delta_{fl}} \quad B^{\delta_{er}} \quad B^{\delta_{el}})$

⇒ si δ_{fr} (δ_{fl}) saine l'excitation est réalisée et le vecteur d'état n'est pas perturbé par l'excitation ⇒ les mesures ne contiennent pas ω ⇒ δ_{ar} (δ_{al}) est en défaut.

⇒ si δ_{ar} (δ_{al}) ⇒ sains δ_{fr} (δ_{fl}) en défaut l'excitation n'est pas réalisée et le vecteur d'état est perturbé par l'excitation ⇒ les mesures contiennent ω .

Cas d'un défaut sur l'aileron ou le volet droit (gauche)

Excitation des gouvernes

Les volets et les gouvernes de profondeur sont excités par des signaux sinusoïdaux : $\delta_{i_{max}} \sin \omega t$ et $i \in \{fr, fl, er, el\}$

- ω est définie d'après la vitesse de débattement maximale des servocommandes ($\approx 60^\circ.s^{-1}$)
- $\delta_{i_{max}}$ est choisi dans le noyau de la matrice de commande réduite $B_{red} = (B^{\delta_{fr}} \quad B^{\delta_{fl}} \quad B^{\delta_{er}} \quad B^{\delta_{el}})$

⇒ si δ_{fr} (δ_{fl}) saine l'excitation est réalisée et le vecteur d'état n'est pas perturbé par l'excitation ⇒ les mesures ne contiennent pas ω ⇒ δ_{ar} (δ_{al}) est en défaut.

⇒ si δ_{ar} (δ_{al}) ⇒ sains δ_{fr} (δ_{fl}) en défaut l'excitation n'est pas réalisée et le vecteur d'état est perturbé par l'excitation ⇒ les mesures contiennent ω .

Cas d'un défaut sur l'aileron ou le volet droit (gauche)

Excitation des gouvernes

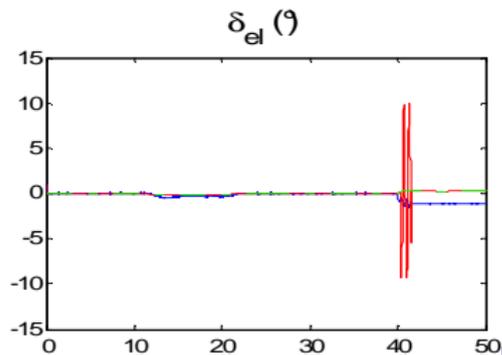
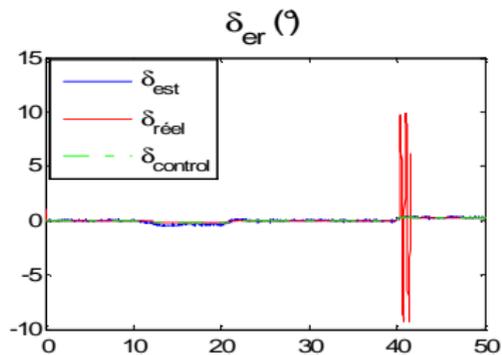
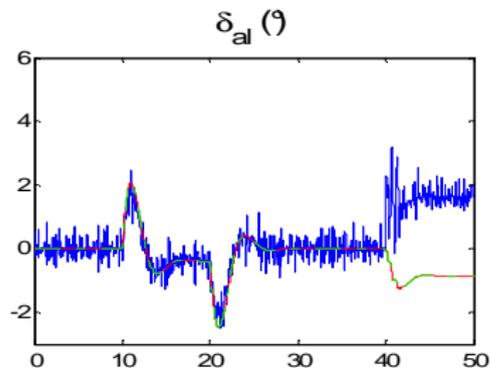
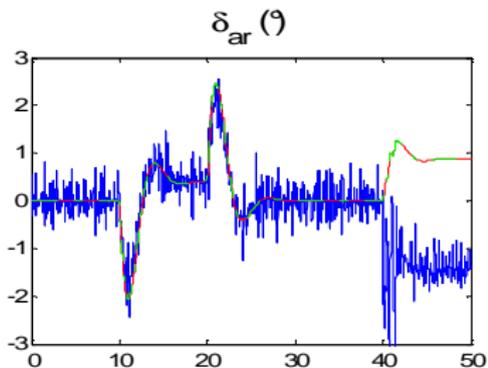
Les volets et les gouvernes de profondeur sont excités par des signaux sinusoïdaux : $\delta_{i_{max}} \sin \omega t$ et $i \in \{fr, fl, er, el\}$

- ω est définie d'après la vitesse de débattement maximale des servocommandes ($\approx 60^\circ.s^{-1}$)
- $\delta_{i_{max}}$ est choisi dans le noyau de la matrice de commande réduite $B_{red} = (B^{\delta_{fr}} \quad B^{\delta_{fl}} \quad B^{\delta_{er}} \quad B^{\delta_{el}})$

⇒ si δ_{fr} (δ_{fl}) saine l'excitation est réalisée et le vecteur d'état n'est pas perturbé par l'excitation ⇒ les mesures ne contiennent pas ω ⇒ δ_{ar} (δ_{al}) est en défaut.

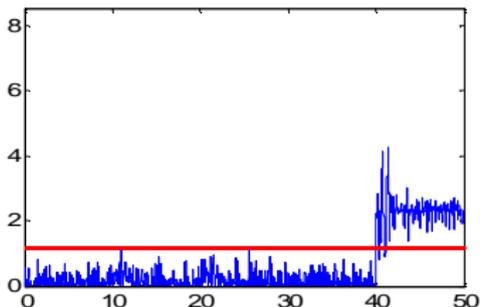
⇒ si δ_{ar} (δ_{al}) ⇒ sains δ_{fr} (δ_{fl}) en défaut l'excitation n'est pas réalisée et le vecteur d'état est perturbé par l'excitation ⇒ les mesures contiennent ω .

Blocage du volet droit

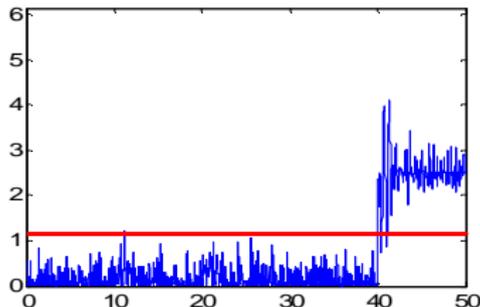


Blocage du volet droit

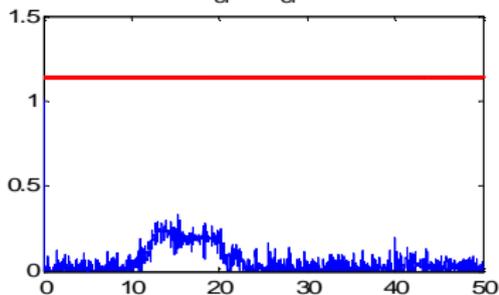
$$\varepsilon_{\delta_{ar}}, \sigma_{\delta_{ar}} (\text{°})$$



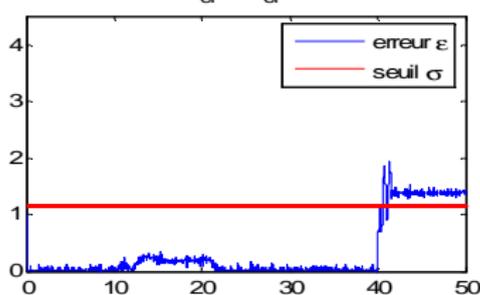
$$\varepsilon_{\delta_{al}}, \sigma_{\delta_{al}} (\text{°})$$



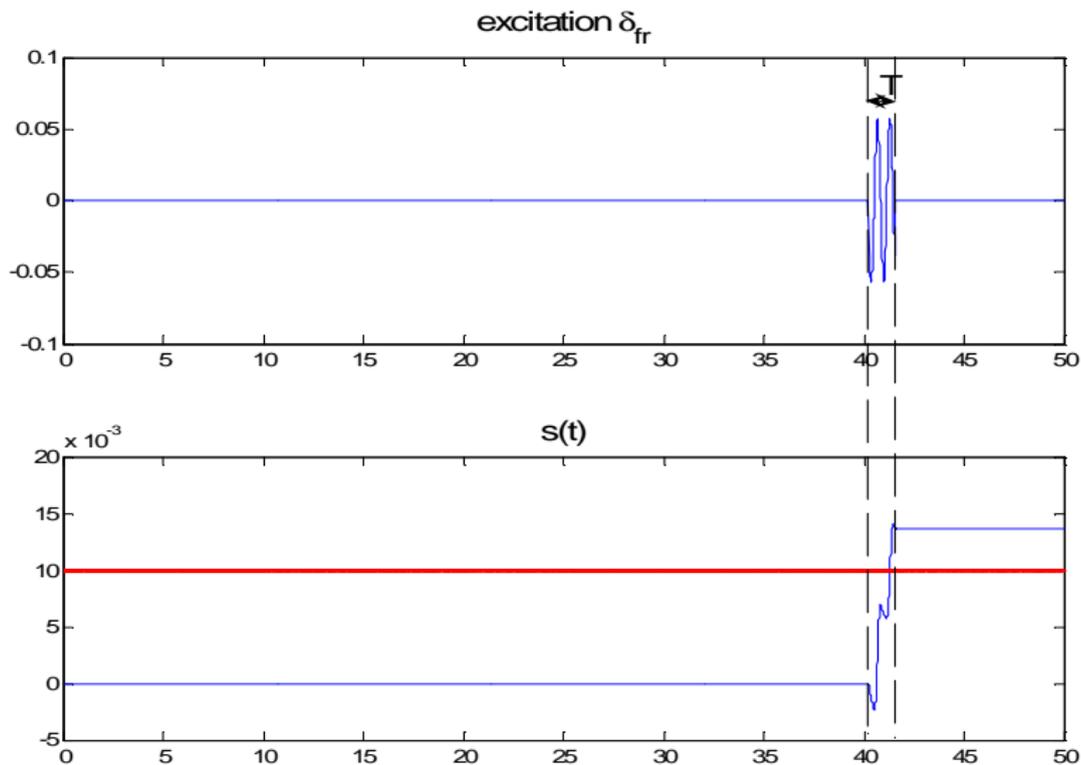
$$\varepsilon_{\delta_{er}}, \sigma_{\delta_{er}} (\text{°})$$



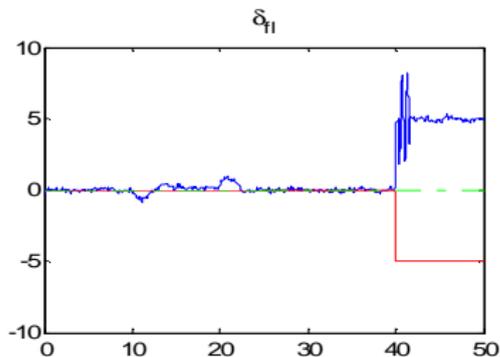
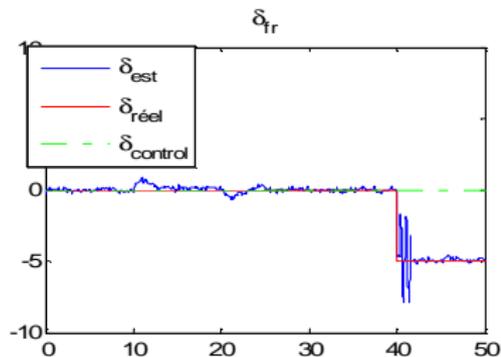
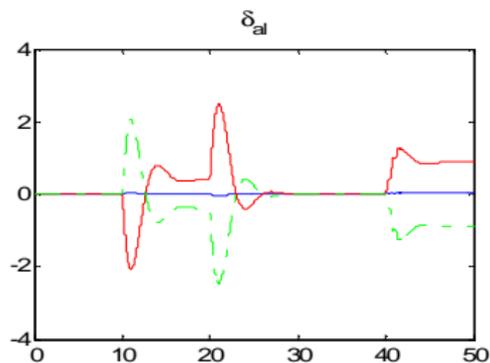
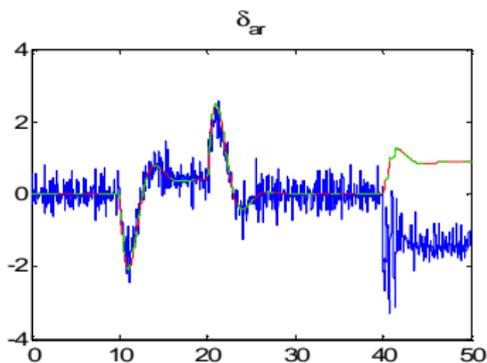
$$\varepsilon_{\delta_{el}}, \sigma_{\delta_{el}} (\text{°})$$



Blocage du volet droit



Blocage du volet droit



Plan

- 1 PROBLEMATIQUE
- 2 MODELES DU DRONE
- 3 COMMANDE NOMINALE
- 4 POURSUITE DU VOL EN PRESENCE DE DEFAUTS
- 5 DIAGNOSTIC DE DEFAUTS ACTIONNEURS
- 6 LOIS DE COMMANDE TOLERANTES AUX DEFAUTS**

Position du problème

- Cadre de l'étude :
 - ▷ on considère des blocages asymétriques des gouvernes,
 - ▷ les défauts sont connus (type de gouverne, amplitude),
 - ▷ les débattements des gouvernes sont limités en amplitude,
- Si les conditions de maintien en vol sont satisfaites :
 - ▷ calcul d'un nouvel équilibre,
 - ▷ calcul d'une loi de commande autour de ce nouvel équilibre,
 - ▷ estimation du domaine de stabilité.
- Améliorations possibles
 - ▷ le nouvel équilibre reste proche de l'équilibre nominal,
 - ▷ le modèle linéarisé du drone en défaut est voisin du modèle nominal,
 - ▷ pour un défaut donné, le même correcteur permet d'accommoder toutes les positions de défauts admissibles,
 - ▷ estimation du domaine de stabilité eu égard au temps nécessaire au diagnostic et à l'accommodation.

Position du problème

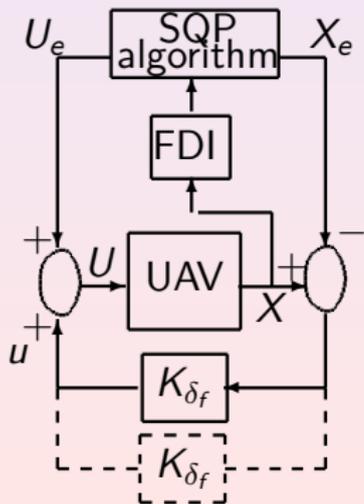
- Cadre de l'étude :
 - ▷ on considère des blocages asymétriques des gouvernes,
 - ▷ les défauts sont connus (type de gouverne, amplitude),
 - ▷ les débattements des gouvernes sont limités en amplitude,
- Si les conditions de maintien en vol sont satisfaites :
 - ▷ calcul d'un nouvel équilibre,
 - ▷ calcul d'une loi de commande autour de ce nouvel équilibre,
 - ▷ estimation du domaine de stabilité.
- Améliorations possibles
 - ▷ le nouvel équilibre reste proche de l'équilibre nominal,
 - ▷ le modèle linéarisé du drone en défaut est voisin du modèle nominal,
 - ▷ pour un défaut donné, le même correcteur permet d'accommoder toutes les positions de défauts admissibles,
 - ▷ estimation du domaine de stabilité eu égard au temps nécessaire au diagnostic et à l'accommodation.

Position du problème

- Cadre de l'étude :
 - ▷ on considère des blocages asymétriques des gouvernes,
 - ▷ les défauts sont connus (type de gouverne, amplitude),
 - ▷ les débattements des gouvernes sont limités en amplitude,
- Si les conditions de maintien en vol sont satisfaites :
 - ▷ calcul d'un nouvel équilibre,
 - ▷ calcul d'une loi de commande autour de ce nouvel équilibre,
 - ▷ estimation du domaine de stabilité.
- Améliorations possibles
 - ▷ le nouvel équilibre reste proche de l'équilibre nominal,
 - ▷ le modèle linéarisé du drone en défaut est voisin du modèle nominal,
 - ▷ pour un défaut donné, le même correcteur permet d'accommoder toutes les positions de défauts admissibles,
 - ▷ estimation du domaine de stabilité eu égard au temps nécessaire au diagnostic et à l'accommodation.

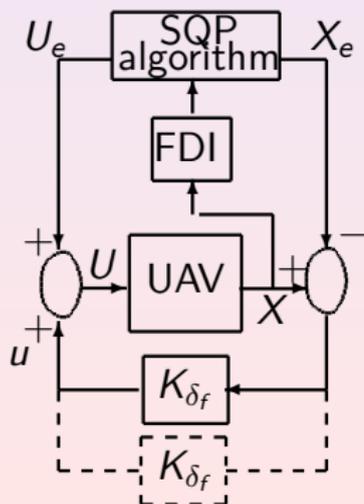
Le processus d'accommodation au défaut

- 1 Blocage d'une gouverne $\delta_f \in \{\delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_r\}$,
- 2 Détection, isolation et estimation du défaut,
- 3 Calcul avec un algorithme SQP d'un nouvel équilibre $\{X_e, U_e\}$ qui maintienne le drone au voisinage de son équilibre initial,
- 4 Commutation du banc sur le correcteur pré-calculé K_{δ_f}



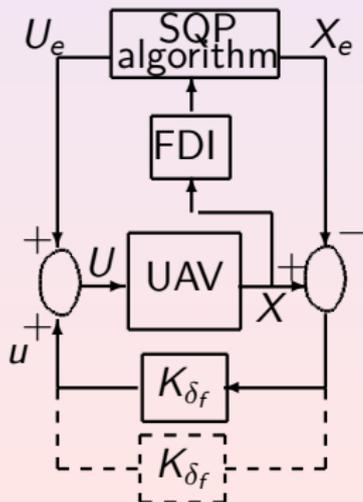
Le processus d'accommodation au défaut

- 1 Blocage d'une gouverne $\delta_f \in \{\delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_r\}$,
- 2 Détection, isolation et estimation du défaut,
- 3 Calcul avec un algorithme SQP d'un nouvel équilibre $\{X_e, U_e\}$ qui maintienne le drone au voisinage de son équilibre initial,
- 4 Commutation du banc sur le correcteur pré-calculé K_{δ_f}



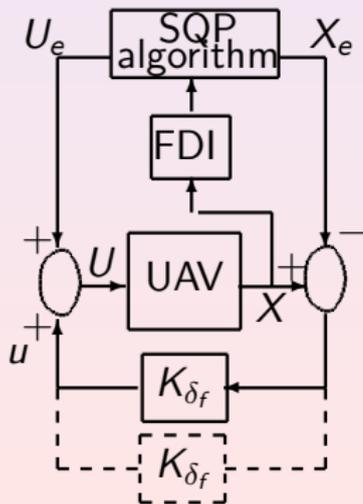
Le processus d'accommodation au défaut

- 1 Blocage d'une gouverne $\delta_f \in \{\delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_r\}$,
- 2 Détection, isolation et estimation du défaut,
- 3 Calcul avec un algorithme SQP d'un nouvel équilibre $\{X_e, U_e\}$ qui maintienne le drone au voisinage de son équilibre initial,
- 4 Commutation du banc sur le correcteur pré-calculé K_{δ_f}



Le processus d'accommodation au défaut

- 1 Blocage d'une gouverne $\delta_f \in \{\delta_{ar}, \delta_{al}, \delta_{fr}, \delta_{fl}, \delta_{er}, \delta_{el}, \delta_r\}$,
- 2 Détection, isolation et estimation du défaut,
- 3 Calcul avec un algorithme SQP d'un nouvel équilibre $\{X_e, U_e\}$ qui maintienne le drone au voisinage de son équilibre initial,
- 4 Commutation du banc sur le correcteur pré-calculé K_{δ_f}



L'algorithme SQP

L'algorithme SQP permet de résoudre le problème \mathcal{P} suivant :

$$\min f(x) \quad x \in \mathbb{R}^n$$

sous les contraintes égalité et inégalité suivantes :

$$g^i(x) = 0 \quad i = \{1, \dots, m_e\}$$

$$h^j(x) \leq 0 \quad j = \{1, \dots, m_i\}$$

Pour le calcul d'un nouvel équilibre en temps réel, le programme CFSQP [LZT] codé en C a été adapté au problème et encapsulé dans une S-function pour être utilisée dans l'environnement Real Time Workshop de MATLAB. Testée sous Simulink sur un Pentium 4, cette S-function calcule un nouveau point d'équilibre en 31ms.

Le banc de correcteurs

Autour du nouvel équilibre, le vecteurs d'état et le vecteur des commandes saines du drone :

$$x = (\varphi \quad \theta \quad V \quad \alpha \quad \beta \quad p \quad q \quad r)^T$$

$$u = (\delta_x \quad \delta_{ar} \quad \delta_{al} \quad \delta_{fr} \quad \delta_{fl} \quad \delta_{er} \quad \delta_{el} \quad \delta_r)^T - \{\delta_f\}$$

Le modèle linéarisé du drone pour le défaut : $\dot{x} = Ax + B^s u^s$

B^s est la matrice de commande privée de la colonne associée aux commandes en défaut.

Différentes stratégies de commande

- Commande modale avec placement de structures propres \rightsquigarrow découplage des modes, vecteur propres en BF proches de ceux de la BO
- Commande Linéaire Quadratique \rightsquigarrow soulager les commandes les plus sollicitées

Le banc de correcteurs

Autour du nouvel équilibre, le vecteurs d'état et le vecteur des commandes saines du drone :

$$x = (\varphi \quad \theta \quad V \quad \alpha \quad \beta \quad p \quad q \quad r)^T$$

$$u = (\delta_x \quad \delta_{ar} \quad \delta_{al} \quad \delta_{fr} \quad \delta_{fl} \quad \delta_{er} \quad \delta_{el} \quad \delta_r)^T - \{\delta_f\}$$

Le modèle linéarisé du drone pour le défaut : $\dot{x} = Ax + B^s u^s$

B^s est la matrice de commande privée de la colonne associée aux commandes en défaut.

Différentes stratégies de commande

- Commande modale avec placement de structures propres \rightsquigarrow découplage des modes, vecteur propres en BF proches de ceux de la BO
- Commande Linéaire Quadratique \rightsquigarrow soulager les commandes les plus sollicitées

Le banc de correcteurs

Autour du nouvel équilibre, le vecteurs d'état et le vecteur des commandes saines du drone :

$$x = (\varphi \quad \theta \quad V \quad \alpha \quad \beta \quad p \quad q \quad r)^T$$

$$u = (\delta_x \quad \delta_{ar} \quad \delta_{al} \quad \delta_{fr} \quad \delta_{fl} \quad \delta_{er} \quad \delta_{el} \quad \delta_r)^T - \{\delta_f\}$$

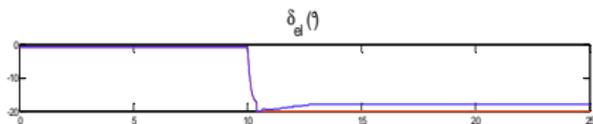
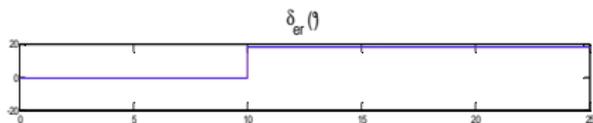
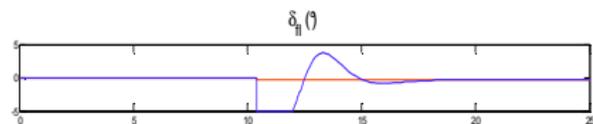
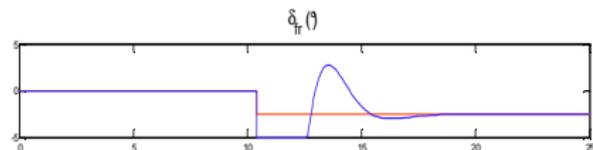
Le modèle linéarisé du drone pour le défaut : $\dot{x} = Ax + B^s u^s$

B^s est la matrice de commande privée de la colonne associée aux commandes en défaut.

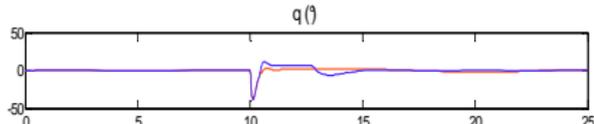
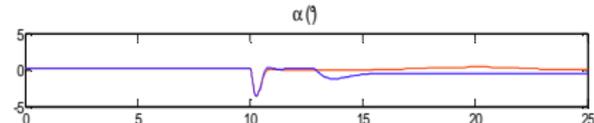
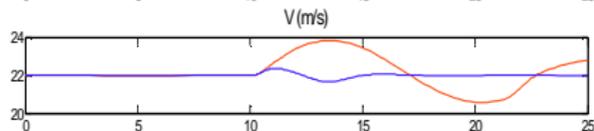
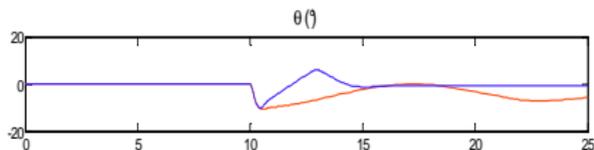
Différentes stratégies de commande

- Commande modale avec placement de structures propres \rightsquigarrow découplage des modes, vecteur propres en BF proches de ceux de la BO
- Commande Linéaire Quadratique \rightsquigarrow soulager les commandes les plus sollicitées

Résultats : blocage de la profondeur droite $\delta_{er}^f = 18^\circ$



commandes longitudinales



états longitudinaux

Définitions

- **Système linéaire avec saturation des commandes**
on considère le système $\Sigma : \dot{x} = Ax + Bu$ avec $u = \text{sat}(Kx)$ et $\text{sat}(v_i) = \min\{\rho_i, v_i\}$

- **Domaine d'attraction :**

x_0 l'état initial et $\psi(t, x_0)$ la trajectoire d'état de Σ . Le domaine d'attraction :

$$\mathcal{S} := \left\{ x_0 \in \mathbb{R}^n : \lim_{t \rightarrow \infty} \psi(t, x_0) = 0 \right\}$$

- **Mesure de la taille d'un ensemble :**

On définit un ensemble de référence $\mathcal{X}_R \subset \mathbb{R}^n$ (ellipsoïde, polyèdre) et une mesure de la taille de cet ensemble :

$$\alpha \mathcal{X}_R := \{ \alpha x : x \in \mathcal{X}_R \}$$

Pour un ensemble $\mathcal{S} \subset \mathbb{R}^n$, une mesure de la taille de cet ensemble en référence à \mathcal{X}_R :

$$\alpha_R(\mathcal{S}) := \sup\{\alpha > 0 : \alpha \mathcal{X}_R \subset \mathcal{S}\} \quad (3)$$

Définitions

- Système linéaire avec saturation des commandes
on considère le système $\Sigma : \dot{x} = Ax + Bu$ avec $u = \text{sat}(Kx)$ et $\text{sat}(v_i) = \min\{\rho_i, v_i\}$
- Domaine d'attraction :
 x_0 l'état initial et $\psi(t, x_0)$ la trajectoire d'état de Σ . Le domaine d'attraction :

$$\mathcal{S} := \left\{ x_0 \in \mathbb{R}^n : \lim_{t \rightarrow \infty} \psi(t, x_0) = 0 \right\}$$

- Mesure de la taille d'un ensemble :
On définit un ensemble de référence $\mathcal{X}_R \subset \mathbb{R}^n$ (ellipsoïde, polyèdre)
et une mesure de la taille de cet ensemble :

$$\alpha \mathcal{X}_R := \{ \alpha x : x \in \mathcal{X}_R \}$$

Pour un ensemble $\mathcal{S} \subset \mathbb{R}^n$, une mesure de la taille de cet ensemble en référence à \mathcal{X}_R :

$$\alpha_R(\mathcal{S}) := \sup\{\alpha > 0 : \alpha \mathcal{X}_R \subset \mathcal{S}\} \quad (3)$$

Définitions

- Système linéaire avec saturation des commandes
on considère le système $\Sigma : \dot{x} = Ax + Bu$ avec $u = sat(Kx)$ et $sat(v_i) = \min\{\rho_i, v_i\}$
- Domaine d'attraction :
 x_0 l'état initial et $\psi(t, x_0)$ la trajectoire d'état de Σ . Le domaine d'attraction :

$$\mathcal{S} := \left\{ x_0 \in \mathbb{R}^n : \lim_{t \rightarrow \infty} \psi(t, x_0) = 0 \right\}$$

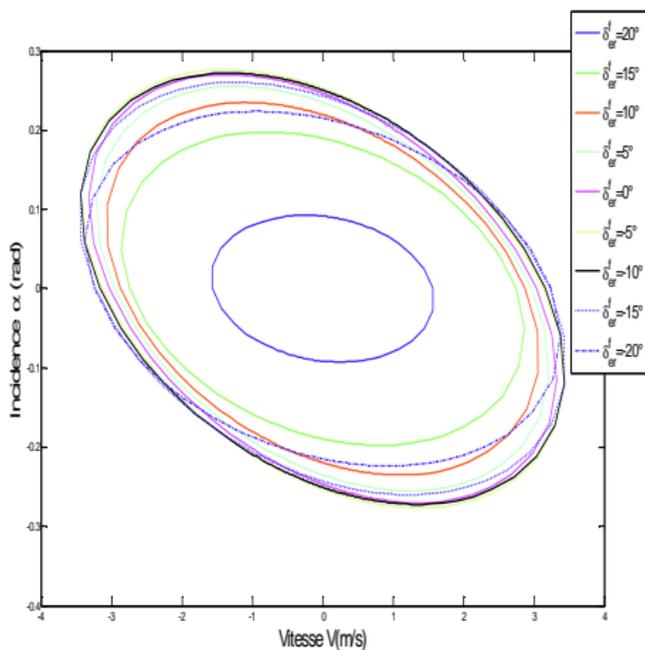
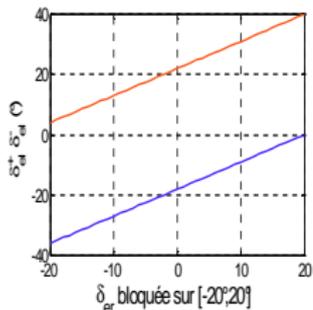
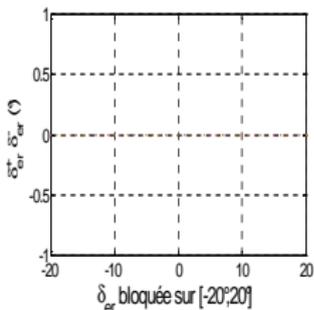
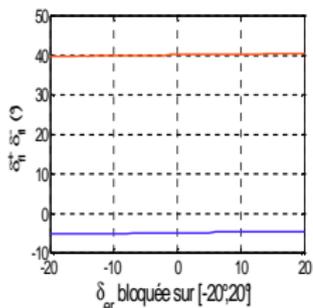
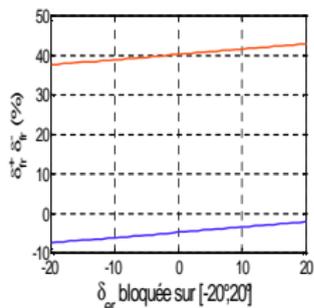
- Mesure de la taille d'un ensemble :
On définit un ensemble de référence $\mathcal{X}_R \subset \mathbb{R}^n$ (ellipsoïde, polyèdre) et une mesure de la taille de de cet ensemble :

$$\alpha \mathcal{X}_R := \{ \alpha x : x \in \mathcal{X}_R \}$$

Pour un ensemble $\mathcal{S} \subset \mathbb{R}^n$, une mesure de la taille de cet ensemble en référence à \mathcal{X}_R :

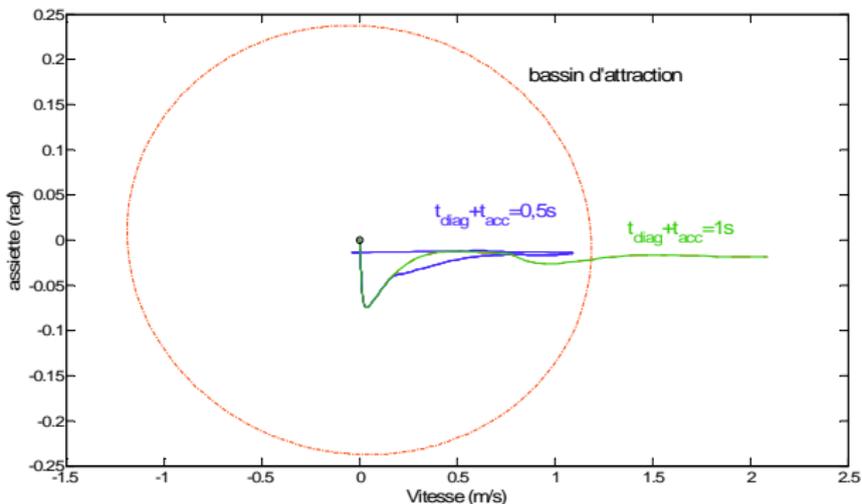
$$\alpha_R(\mathcal{S}) := \sup\{\alpha > 0 : \alpha \mathcal{X}_R \subset \mathcal{S}\} \quad (3)$$

Le domaine de stabilité diminue avec l'amplitude du défaut



Bassin d'attraction et trajectoire de l'état

Estimer le temps maximal pour le diagnostic et l'accommodation



-  J.L. Aravena and F.N. Chowdhury.
Fault detection of flight critical systems.
In *Digital Avionics Systems 20th conference*, Daytona Beach D.C., USA, 2001.
-  J.L. Aravena and F.N. Chowdhury.
Fault tolerant safe flight controller bank.
In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.
-  F. Amato, C. Cosentino, M. Mattei, and G. Paviglianiti.
A mixed direct/functional redundancy scheme for the fdi on a small commercial aircraft.
In *IFAC Safe Process*, Washington D.C., USA, 2003.
-  F. Amato, C. Cosentino, M. Mattei, and G. Paviglianiti.
Sensor and control surface/actuator failure detection applied to f16 flight dynamic.
Aerospace Science and Technology, 10 :338–345, 2006.



H. Alwy and C. Edwards.

Fault tolerant control of a large civil aircraft using a sliding mode bases scheme.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



A. Ataei-Esfahani and Q. Wang.

Robust failure compensation for a morphing aircraft model using a probabilistic approach.

In *American Control Conference*, Minneapolis, USA, 2006.



H. Ahmad, D. Toal T.M. Young., and Edin Omerdic.

Compensation of jammed control surface of large transport aircraft by control reconfiguration.

In *Mediterranean Conference on Control and Automation*, Athens, Greece, 2007.



G. J. Balas.

mu-Analysis and Synthesis Toolbox User's Guide.

The MathWorks Inc, 1993.



T. Boukhobza, F. Hamelin, and S. Martinez-Martinez.

State and input observability for structured linear systems : a graph-theoric approach.

Automatica, 43(7) :1204–1210, 2007.



F.W. Burcham, T.A. Maine, C. Gordon Fullerton, and L.D. Webb.

Development and flight.

Technical Report Technical Paper 3627, NASA, 1996.



F. Bateman, H. Noura, and M. Ouladsine.

An actuator fault detection, isolation and estimation system for an uav using input observers.

In *European Control Conference*, Kos, Greece, 2007.



F. Bateman, H. Noura, and M. Ouladsine.

Actuators fault diagnosis and tolerant control for an unmanned aerial vehicle.

In *Conference on Control Applications*, Singapore, 2007.



F. Bateman, H. Noura, and M. Ouladsine.

Control surfaces fault detection and isolation for an unmanned aerial vehicle.

In *International Modeling and Simulation Multiconference*, Buenos Aires, Argentina, 2007.



F. Bateman, H. Noura, and M. Ouladsine.

Null controllability region for an uav with faulty actuators.

In *Advanced Control Diagnosis*, Grenoble, France, 2007.



J.L. Boiffier.

The dynamics of flight.

Wiley, 1998.



H. Benitez-Perez and F. Garcia-Nocetti.

Fault classification based upon self organizing feature maps and dynamic principal component analysis for inertial sensor drift.

International Journal of Innovative Computing, Information and Control, 3 :257–276, 2007.



R. Brigaud.

Working towards a usar stanag.

In *Euro UAV*, Paris, France, 2006.



C.Combastel, S. Gentil, and J.P. Rognon.

Toward a better integration of residual generation and diagnostic decision.

In *IFAC Safe Process*, Washington D.C, Spain, 2003.



B.M. Chen.

On properties of the special coordinate basis of linear system.

International Journal of Control, 71(6) :981–1003, 1998.



J. Chen.

Fault tolerant evaluation of neural predictive flight control system.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



B.M. Chen.

Interconnection of kroenecker form and special coordinate basis of multivariable linear system.

System and control letters, 57 :28–33, 2008.



Collectif.

U.s. military specification mil-f-8785c.

Technical report, U.S Department Of Defense, 1980.



Collectif.

U.s. military handbook mil-hdbk-1797.

Technical report, U.S Department Of Defense, 1997.



Collectif.

Unmanned vehicle for aerial, ground and naval military operations.

Research and Technology Organization, RTO-MP-052, 2002.



Collectif.

Unmanned aerial vehicle reliability study.

Technical report, Office of the Secretary of Defense, 2003.



Collectif.

Unmanned aerial vehicle road map 2005-2030.

Technical report, Office of the Secretary of Defense, 2005.



R.Y. Chiang and M.G. Safonov.

Robust Control Toolbox.

The MathWorks Inc, 1992.



B. Ciubotaru, M. Staroswiecki, and C. Christophe.

Fault tolerant control of the boeing 747 short-period mode using the admissible model matching technique.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



Corless and Tu.

State ans input estimation for a class of uncertain systems.
Automatica, 34 :757–764, 1998.



F. Castang, A. Zholghadri, and M. Monsion D. Henry.

A robust procedure for multivariables feedback systems.
In *IFAC Safe Process*, Washington D.C, USA, 2003.



M. Daly.

Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets.
Janes, 2007.



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation
civile.

Incidents en transports aériens, 2004.



M.T. Degarmo.

Issues concerning integration of unmanned aerial vehicle in civil airspace.

Technical Report MP 04W0000323, MITRE Corporation, 2004.



G. Ducard and H.P. Geering.

A reconfigurable flight control system based on emmae method.

In *American Control Conference*, Minneapolis, USA, 2006.



R. Diversi.

Residual generation and identification for dynamic processes.

In *IFAC Safe Process*, Washington D.C, USA, 2003.



J. Demmel and B. Kågstrom.

The generalized schur decomposition of an arbitrary pencil $a - zb$: robust software with error bounds and applications.

ACM Transaction on Mathematical Software, 19(2) :175–201, 1993.



P. Van Dooren.

The computation of kroenecker's canonical form of a singular pencil.

Linear Algebra and its Applications, 27 :103–140, 1979.



G. Duc.

Commande H_∞ et μ -Analysis, des outils pour la robustesse.
Hermès, 1999.



A. Edelmayer, J. Bokor, Z. Szabó, and F. Szigeti.

Input reconstruction by means of system inversion : a geometric approach to fault detection and isolation in nonlinear systems.

International Journal Math. Comput. Sci., 14(2) :189–199, 2004.



E.Y.Chow and A. Willsky.

Analytical redundancy and the design of robust failure detection systems.

IEEE Transactions on Automatic Control, 29 :603–614, 1984.



W.K. Foslien and S.V. Allumallu.

Usapatent 7243048, fault detection system and method using multiway principal component analysis, 2007.



E. Frisk and M. Nyberg.

Using minimal polynomial approach for fault diagnosis.

In European Control Conference, Karlshruhe, Germany, 1999.



L. Forsell and U. Nilsson.

Admire the aero-data model in a research environment version 4.0, model description.

Technical Report FOI-R.1624.SE, FOI, 2005.



P.M. Franck.

Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy.

Automatica, 26(3) :459, 474, 1990.



F.Ahmed-Zaid, P. Ioannou, K. Gousman, and R. Rooney.
Accommodation failures in the f16 aircraft using adaptive control.

IEEE Control System Magazine, 11(1), 1991.



L. El Ghaoui, A. Carrier, and A.E. Bryson.
Linear quadratic minimax controllers.

Journal of guidance, control, and dynamics, 15(4) :953–961, 1992.



S. Ganguli, M. Deo, and D.Gorinevsky.

Parametric fault modeling and diagnostics of a turbofan engine.

In *Conference on Control Applications*, Taipei, Taiwan, 2004.

-  E. Alcorta Garcia and P.M. Franck.
Analysis of a class of dedicated observer schemes to sensor fault isolation.
In *UK ACC International Conference*, Exeter, UK, 1996.
-  S. Glavaski, G. Papageorgiou, M. Elgersma, and P. Lommel.
Active failure management for aircraft control recovery.
In *IAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Monterey D.C, USA, 2002.
-  O. Hajek.
Control Theory in the Plane.
Springer-Verlag, 1991.
-  C. Hajiyeve and F. Caliskan.
Sensor and control surface/actuator failure detection applied to f16 flight dynamic.

Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2 :152, 160, 2005.



O. Harkegard and S. Torkel Glad.

Resolving actuator redundancy-optimal control vs. control allocation.

Automatica, 44(1) :137–144, 2005.



A. Hagenblad, F. Gustafsson, and I. Klein.

A comparison of two methods for stochastic fault detection : the parity space approach and the principal components analysis.

In *IFAC Symposium on System Identification*, Rotterdam, Netherlands, 2003.



Y. Huo, P. Ioannou, and M. Mirmirani.

Fault tolerant control and reconfiguration for high performance aircraft : Review.

Technical Report CATT Technical Report 01-11-01, Air Force Office of Scientific Research, 2001.



M. Huzemezan and J.M. Maciejowski.

Reconfiguration flight control of a high incidence research model using predictive control.

In IEEE International Conference on Control Applications, Trieste, Italy, 1998.



M. Hou and R.J Patton.

Input observability and input reconstruction.

Automatica, 34(6) :789–794, 1998.



R. Hallouzi, Verhaegen, R. Babuska, and S. Kanev.

Model weight and state estimation for multiple model systems applied to fault detection and identification.

In IFAC Symposium on System Identification, Newcastle, Australia, 2006.



R. Hallouzi, Verhaegen, and S. Kanev.

Model weight estimation for fdi using convex faults models.
In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



T. Hu and Z.Lin.

Null controllability and stabilization of linear systems subject to asymmetric actuators.
In *Decision and Control*, Sydney, Australia, 2000.



D. Henry and A. Zholghadri.

h_{∞}, h_{-} filters for fault diagnosis in system under feedback control.
In *IFAC Safe Process*, Washington D.C, USA, 2003.



T. Hu, Z.Lin, and L.Qiu.

An explicit description of null controllable regions of linear systems with saturating actuators.
Systems and Control Letters, 47 :65–78, 2002.

-  D. Ito, J. Georgie, J.Valasek, and D.T. Ward.
Reentry vehicle flight control design guidelines : Dynamic inversion.
Technical Report NASA/TP-2002-210771, NASA, 2002.
-  D.A. Joosten, T.J.J. Van den Boom, and T.J.J. Lombaerts.
Effective control allocation in fault-tolerant flight control using feedback linearisation and model predictive control.
In European Control Conference, Kos, Greece, 2007.
-  J. Jiang and Y. Zhang.
Accepting performance degradation in fault-tolerant control system design.
IEEE transactions on control systems technology, 14 :284–292, 2006.
-  H.G. Kwatny, W.H. Bennett, and J. Berg.
Regulation of relaxed stability aircraft.

IEEE Transactions on Automatic Control, 36(11) :1315–1323, 1991.



T. Kobayashi and D.L. Simon.

Application of a bank of kalman filters for aircraft engine fault diagnostics.

Technical Report NASA Report 212526, NASA, 2003.



S. Kanev and M. Verhaegen.

Reconfigurable robust fault-tolerant control and state estimation.

In *IFAC Triennial World Congress*, Barcelona, Spain, 2002.



T.J.J Lombaerts, Q.P. Chu, J.A. Mulder, and D.A. Joosten.

Real time damaged aircraft model identification for reconfiguring flight control.

In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Hilton Head S.C, USA, 2007.



H.C. Lee.

Implementation of collision avoidance system using tcas ii to uavs.

In *Digital Avionics Systems Conference*, Washington D.C., USA, 2005.



Craig Lawrence, Jian L. Zhou, and André L. Tits.

User's guide for cfsqp version 2.5 : A c code for solving (large scale) constrained nonlinear (minimax) optimization problems, generating iterates satisfying all inequality constraints.



Jean-François Magni.

Robust modal control with a toolbox for use with MATLAB.
Kluwer Academic Plenum Publishers, 2002.



Maro and Basile.

Controlled and conditioned invariant in linear system theory.
Prentice and Hall, 1992.

-  J. F. Magni, S. Bennami, and J. Terlouw.
Robust Flight Control, a design challenge.
Springer, 1997.
-  R. McKillip.
Usapatent 6304194, aircraft icing detection system, 2001.
-  T.J. Mueller and J.D. Delaurier.
Aerodynamics of small vehicles.
35.
-  A. Marcos, S. Ganguli, and G.J. Balas.
An application of h_∞ fault detection and isolation to a transport aircraft.
Control Engineering Practice, 13 :105–119, 2005.
-  J.M. Maciejowski and C.N. Jones.
The garteur high incidence research model.

In *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*,
Boston, USA, 1998.



J.M. Maciejowski and C.N. Jones.

Mpc fault-tolerant flight control case study : flight 1862.
In *IFAC Safe Process*, Washington D.C, USA, 2003.



N. Meskin, T. Jiang, E. Sohbani, K. Khorasani, and C.A.
Rabbath.

A nonlinear geometric fault detection and isolation approach
for almost-lighter-than-air-vehicles.

In *Conference on Decision and Control*, New Orleans LA, USA,
2007.



E. Muir.

*Robust flight control design challenge problem formulation and
manual : The high incidence research model (HIRM).*

Springer-Verlag, 1997.



J. A. Mulder.

Identification of dynamics systems - application to aircraft.
Technical Report AGARD 300, NATO Research and
Technology Organization, 1994.



J.S. McCarley and C.D. Wickens.

Human factors implications of uavs in the national airspace.
Technical Report Technical report AHFD-05-05/FAA-05-01,
Federal Aviation Administration, 2005.



M. Napolitano, Y. An, and B. Seanor.

A fault tolerant flight control system for sensor and actuator
failures using neural network.
Aircraft Design, 3 :103–128, 2000.



L. Ni.

Fault tolerant control of unmanned underwater vehicle.
PhD thesis, Virginia Polytechnic and State University, 2001.



L. M. Nicolai.

Fundamentals of aircraft design.

School of Engineering, University of Dayton, 1975.



R. Nikoukha.

Guaranteed active failure detection and isolation for linear dynamical systems.

Automatica, 34(11) :1345–1358, 1998.



H. Noura.

Habilitation à diriger des recherches. méthodes d'accommodation aux défauts : théorie et application, 2002.



M. Napolitano, Y. Song, and B. Seanor.

On-line parameter estimation for restructurable flight control system.

Aircraft Design, 4 :19–50, 2001.



R. Olsson.

Active model based diagnosis applied on the JAS39 Gripen fuel pressurization system.

PhD thesis, Linköping Institute of Technology, 2002.



R.J. Patton.

Fault tolerant control systems : the 1997 situation.

In *IFAC Safe Process*, Kingston, UK, 1997.



R.J. Patton and J. Chen.

Review of parity space approaches to fault diagnosis for aerospace systems.

Journal of Guidance, Control and Dynamics, 17 :278–285, 1994.



C. De Persis and A. Isidori.

A geometric approach to non-linear fault detection and isolation.

IEEE Transactions on Automatic Control, 45(6) :853–865, 2001.



M.G. Perhinschi, M. R. Napolitano, G. Campa, and M.L. Fravolini.

Primary control surface failure detection and identification scheme.

In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Austin, USA, 2003.



A.A. Pashilkar, N. Sundararajan, and P. Saratchandran.

A fault-tolerant neural aided controller for aircraft auto-landing.

Aerospace Science and Technology, 10 :49–61, 2006.



M.O. Rauw.

A Simulink environment for flight dynamics and control analysis.

PhD thesis, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, 1993.



D. P. Raymer.

Aircraft design, a conceptual approach.

AIAA Education series, 1998.



J. Roskam.

Airplane flight dynamics and automatic flight control.

The University of Kansas, 1988.



R. Sharma and M. Aldeen.

Fault and unknown input reconstruction in vtol aircraft system using sliding mode observer.

In *European Control Conference*, Kos, Greece, 2007.



S. Simani, M. Bonfè, P. Castaldi, and W. Geri.

Application of fault diagnosis methodologies to a general aviation aircraft.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



L.C. Shen, S.K. Chang, and P.L. Hsu.

Robust fault detection and isolation with unstructured uncertainty using eigenstructure assignment.

Journal of Guidance, Control and Dynamics, 21(1) :50–57, 1998.



D. Sauter, F. Hamelin, H. Noura, and D. Theilliol.

Fault tolerant control in dynamic systems.

In *IFAC Triennial World Congress*, Barcelona, Spain, 2002.



S. Sikandar, D. Gorinevsky, and S.P. Boyd.

Embedded estimation of fault parameters in an unmanned aerial vehicle.

In *Conference on Control Applications*, 2006.



J.Y. Shin.

Parameter transient behavior analysis on fault tolerant control system.

Technical Report NASA/CR-2003-212682 NIA Report No.2003-05, NASA, 2003.



A. Shumsky.

Fault diagnosis of sensors in autonomus underwater vehicle :
Adaptative quasi linear parity representation method.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



A. Silverstein.

Scale effect on clark y airfoil characteristics from n.a.c.a
fullscale wind-tunnel tests.

Technical Report NACA report 502, NACA, 1935.



S.Thomas, H.G. Kwatny, and B.C. Chang.

Nonlinear reconfiguration for asymmetric failures in a six
degree-of-freedom f-16.

In *American Control Conference*, Boston, USA, 2004.



E.D. Sontag.

Mathematical Control Theory.

Springer, 1998.



D.C. Soreide.

Development of an optical sense and avoid guidance and control system with staring infrared camera.

In AIAA first Unmanned Aerospace Vehicles, Systems, Technologies and Operations Conference and Workshop, Portsmouth, USA, 2002.



M. Simandl, I. Puncocár, and P. Herejt.

Optimal input and decision in multiple model fault decision.

In IFAC Triennial World Congress, Barcelona, Spain, 2002.



C.B. Schrader and M.K. Sain.

Research on system zeros : a survey.

International Journal of Control, 50(4) :1407–1433, 1989.



M. Staroswiecki, H. Yang, and B. Jiang.

Progressive accomodation of aircraft actuator faults.

In *IFAC 15th Triennial World Congress*, Barcelona, Spain, 2002.



M. Staroswiecki, H. Yang, and B. Jiang.

Progressive accomodation of aircraft actuator faults.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



F.J. Uppal, R.J. Patton, and V. Palade.

Fault diagnosis of an electro-pneumatic valve actuator using neural network with fuzzy capabilities.

In *IFAC World Congress on Automatic Control*, Barcelona, Spain, 2002.



R.E. Weibel and R.J. Hansman.

Safety considerations for operation of unmanned aerial vehicles in the national airspace system.

Technical Report Report *N°*.ICAT-2005-1, MIT International Center for Air Transportation, 2005.



N.E. Wu, K. Zhou, and G. Salomon.

Control reconfigurability of linear time-invariant systems.

Automatica, 36 :1767–1771, 2000.



X.Liu, B.M. Chen, and Z. Lin.

Linear system toolkit in matlab : structural decomposition and their applications.

Journal of Control, theory and application, 3 :287–294, 2005.



Y. Xiong and M. Saif.

Sliding mode observer for nonlinear uncertain systems.

Automatic Control, IEEE Transactions on, 46 :2012–2017, 2001.



Y. Xiong and M. Saif.

Unknown disturbance inputs estimation based on state functional observer design.

Automatica, 39 :1390–1398, 2003.



X. Yan and C. Edwards.

Robust sliding mode observer-based actuator fault detection and isolation for a class of nonlinear systems.

In European Control Conference, Seville, Spain, 2005.



Dan Ye and Guang-Hong Yang.

Adaptive fault-tolerant tracking control against actuator faults.

In American Control Conference, Minneapolis, USA, 2006.



Y. Zhang and J. Jiang.

Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems.

In IFAC Safe Process, Washington D.C, USA, 2003.



Y. Zhang and J. Jiang.

Issues on integration of fault diagnosis and reconfigurable control in active fault-tolerant control systems.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



Y.M. Zhang and J. Jiang.

Issues on integration of fault diagnosis and reconfigurable control in active fault-tolerant systems.

In *IFAC Safe Process*, Beijing, China, 2006.



S.J. Zaloga, D. Rockwell, and P. Finnegan.

World Unmanned Aerial Vehicle System, market profile and forecast 2007.

Teal Group Corporation, 2007.



Y.M. Zhang, S. Sivasubramaniam, D. Theilliol, and B. Jiang.

Reconfigurable control allocation against partial control effector faults in aircraft.

In *International Modeling and Simulation Multiconference*, Buenos Aires, Argentina, 2007.