



UNIVERSITA' DI PISA  
FACOLTA' DI INGEGNERIA AEROSPAZIALE  
DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA AEROSPAZIALE

TESI DI LAUREA SPECIALISTICA

Sviluppo di un modello della dinamica per un elicottero senza pilota (RUAV) e  
sintesi di sistemi di controllo

RELATORE:

Prof. Roberto Galatolo

Ing. Francesco Schettini

CANDIDATO:

Federico Lombardi

---

Anno accademico 2009-2010

*alla mia famiglia*

*a G. C. M.*

*a D.*

## Sommario

Lo scopo di questa tesi è la definizione di un modello matematico rappresentativo della dinamica di un velivolo non pilotato ad ala rotante (RUAV), ed il progetto delle leggi di controllo automatico degli angoli di assetto e della quota di volo.

Il modello matematico, di tipo non-lineare, è stato sviluppato sulla base dei modelli presenti in letteratura relativi ad elicotteri *full-scale*, tenendo conto delle dimensioni ridotte e della particolare architettura degli elicotteri RUAV.

Le leggi di controllo sono state progettate utilizzando dei controllori di tipo PID, i cui guadagni dei controllori sono stati determinati con una linearizzazione del modello della dinamica dell'elicottero, effettuata sfruttando la teoria delle piccole perturbazioni.

Il modello della dinamica ed il sistema di controllo sono stati poi implementati in un software di simulazione per una prima valutazione delle prestazioni.

# INDICE

<b>Sommario</b>	<b>iii</b>
<b>Indice</b>	<b>iv</b>
<b>Lista delle Tabelle</b>	<b>vi</b>
<b>Lista delle Figure</b>	<b>vii</b>
<b>Premessa</b>	<b>x</b>
<b>1 Funzionamento degli elicotteri RUAV</b>	<b>1</b>
<b>1.1 Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>1.2 Funzionamento dei velivoli ad ala rotante</b>	<b>4</b>
<b>1.3 Differenze tra elicotteri <i>full-scale</i> e modelli in scala</b>	<b>18</b>
<b>1.4 Stato dell'arte</b>	<b>21</b>
<b>2 Modello della dinamica dell'elicottero</b>	<b>24</b>
<b>2.1 Equazioni dinamiche</b>	<b>24</b>
<b>2.2 Modello del rotore principale</b>	<b>27</b>
<b>2.3 Modello della fusoliera</b>	<b>40</b>
<b>2.4 Modello del rotore di coda</b>	<b>42</b>
<b>2.5 Modello delle superfici di coda</b>	<b>43</b>
<b>3 Sviluppo del modello della dinamica in ambiente Simulink®</b>	<b>46</b>
<b>3.1 Modello in ambiente Simulink®</b>	<b>46</b>
<b>3.2 Elicottero di riferimento: X-Cell 60 SE</b>	<b>53</b>
<b>3.3 Modello linearizzato</b>	<b>55</b>

<b>4</b>	<b>Controllo dell'elicottero</b>	<b>60</b>
4.1	Controllori PID	61
4.2	Progetto dei controllori	64
4.2.1	Controllo dell'assetto	65
4.2.2	Controllo in imbardata	71
4.2.3	Controllo in quota	75
<b>5</b>	<b>Risultati di simulazione</b>	<b>77</b>
5.1	Simulazioni in condizioni di hovering	82
5.1.1	Controllo degli angoli di assetto $\varphi$ e $\theta$	82
5.1.2	Controllo nell'asse di imbardata	84
5.1.3	Controllo della quota	87
5.2	Simulazioni in condizioni di volo traslato	88
5.2.1	Controllo dell'angolo di rollio $\varphi$	89
5.2.2	Controllo dell'angolo di beccheggio $\theta$	90
5.2.3	Controllo dell'angolo di imbardata $\psi$	91
5.2.4	Controllo della quota	92
5.3	Ulteriori simulazioni	93
5.3.1	Variazioni degli angoli di assetto	93
5.3.2	Variazione della quota di volo	97
<b>6</b>	<b>Conclusioni e sviluppi futuri</b>	<b>100</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>102</b>
	<b>Appendice A – Elenco dei programmi Matlab® utilizzati</b>	<b>105</b>
	<b>Appendice B – Definizione di banda passante e ritardo di fase</b>	<b>112</b>

## LISTA DELLE TABELLE

1.1	Modelli matematici per lo studio della dinamica dell'elicottero	20
3.1	Valori delle grandezze caratteristiche dell'elicottero nelle due condizioni di equilibrio	50
3.2	Forze e momenti generati dai diversi elementi	51
3.3	Lista delle uscite del blocco “ <i>Equazioni Dinamica</i> ”	52
3.4	Parametri da impostare nella fase di inizializzazione del modello	54
3.5	Matrice A delle derivate aerodinamiche	56
3.6	Matrice B dei coefficienti degli ingressi	56
3.7	Poli del sistema lineare	57
4.1	Valori dei guadagni PID del controllore dell'angolo di rollio $\varphi$	67
4.2	Valori dei guadagni PID del controllore dell'angolo di assetto $\theta$	70
4.3	Valori dei guadagni PID del controllore dell'angolo di imbardata $\psi$	72
4.4	Valori dei guadagni PID del controllore della velocità di rotazione $r$	73

# LISTA DELLE FIGURE

1.1	UAV dimostrativi	3
1.2	Rappresentazione del <i>Tip Path Plane</i>	4
1.3	Scomposizione della risultante delle forze generate dal rotore	5
1.4	Forze agenti sull'elicottero in condizioni di volo avanzante, laterale e retrocedente	7
1.5	Forze agenti sull'elicottero in condizioni di volo verticale	8
1.6	Funzionamento del rotore di coda	9
1.7	Definizione dell'angolo di azimuth $\Psi$	10
1.8	Effetti dell'asimmetria della distribuzione di portanza	11
1.9	Regione di flusso invertito	11
1.10	Distribuzione della portanza sul disco del rotore	12
1.11	Tipico collegamento pala-rotore	13
1.12	Effetti della precessione giroscopica	15
1.13	Piano di coda dell'elicottero radiocomandato Raptor .90	16
1.14	Collegamento pale-rotore dell'elicottero radiocomandato X-Cell 60 SE	17
1.15	Funzionamento di una barra stabilizzatrice di tipo Bell-Hiller	19
2.1	Rappresentazione dei sistemi di riferimento	24
2.2	Rappresentazione delle forze agenti sull'elicottero UAV	25
2.3	Generazione di portanza	27
2.4	Teoria del disco attuatore	28
2.5	Coppie risultanti	38
2.6	Tipica architettura di un elicottero in scala ridotta	43
3.1	Modello della dinamica sviluppato con Simulink®	47
3.2	Architettura interna del blocco “ <i>Dinamica RUAV</i> ”	51
3.3	Elicottero X-Cell 60 SE	53

3.4	Mappa dei poli del sistema lineare	57
4.1	Schema di funzionamento di un sistema autopilota	60
4.2	Tipica architettura di un controllore PID	62
4.3	Influenza dei comandi di volo sull'assetto e sulla quota	65
4.4	Limiti del coefficiente di smorzamento	66
4.5	Risposte del sistema ad un ingresso a gradino unitario	67
4.6	Effetto del controllore PID sui poli di corto periodo	68
4.7	Funzionamento del controllore proporzionale Pitch-Damper sui poli di corto periodo	69
4.8	Risposta a gradino unitario del sistema controllato tramite PID e PI+Pitch Damper	70
4.9	Requisiti per il controllo in imbardata	71
4.10	Risposte del sistema ad un ingresso a gradino unitario	72
4.11	Diagramma di Bode del sistema controllato con <i>Head-Lock</i>	73
4.12	Risposte del sistema ad un ingresso a gradino unitario	74
4.13	Diagramma di Bode del sistema controllato con <i>Rate-Gyro</i>	74
4.14	Risposte del sistema ad un ingresso a gradino unitario	76
5.1	Esempio di manovra Split-S	77
5.2	Andamento dei comandi in una manovra di Immelmann	78
5.3	Variazioni di assetto quota e velocità nella manovra di Immelmann	79
5.4	Variazioni di assetto quota e velocità nella manovra Split-S	79
5.5	Manovra di Immelamnn simulata	80
5.6	Manovra di Immelmann simulata	80
5.7	Manovra Split-S simulata	81
5.8	Manovra Split-S simulata	81
5.9	Risposta al gradino unitario dell'angolo di rollio $\varphi$	82
5.10	Risposta al gradino unitario dell'angolo di rollio $\varphi$	83
5.11	Risposta al gradino unitario dell'angolo di beccheggio $\theta$	83

5.12	Risposta al gradino unitario dell'angolo di beccheggio $\theta$	84
5.13	Risposta al gradino unitario dell'angolo di imbardata $\psi$	85
5.14	Risposta al gradino unitario della velocità $r$	85
5.15	Risposta al gradino unitario della velocità $r$	86
5.16	Controllo della quota di volo	87
5.17	Controllo della quota di volo	88
5.18	Risposta al gradino unitario dell'angolo di rollio $\phi$	89
5.19	Risposta al gradino unitario dell'angolo di rollio $\phi$	89
5.20	Risposta al gradino unitario dell'angolo di beccheggio $\theta$	90
5.21	Risposta al gradino unitario dell'angolo di beccheggio $\theta$	90
5.22	Risposta al gradino unitario dell'angolo di imbardata $\psi$	91
5.23	Risposta al gradino unitario dell'angolo di imbardata $\psi$	91
5.24	Controllo della quota di volo	92
5.25	Controllo della quota di volo	92
5.26	Risposta alla variazione dell'angolo di rollio $\phi$	93
5.27	Risposta alla variazione dell'angolo di rollio $\phi$	94
5.28	Risposta alla variazione dell'angolo di beccheggio $\theta$	94
5.29	Risposta alla variazione dell'angolo di beccheggio $\theta$	95
5.30	Risposta alla variazione dell'angolo di imbardata $\psi$	95
5.31	Risposta alla variazione dell'angolo di imbardata $\psi$	96
5.32	Manovra Axial-Roll	96
5.33	Variazione della quota a partire dalla condizione di hovering	97
5.34	Variazione della quota a partire dalla condizione di hovering	98
5.35	Variazione della quota a partire dalla condizione di volo traslato	98
5.36	Variazione della quota a partire dalla condizione di volo traslato	99

## Premessa

La dicitura “velivolo senza pilota” (UAV, *Unmanned Aerial Vehicle*) indica un velivolo in grado di compiere una data missione senza la presenza a bordo di un pilota.

Come accade per i velivoli convenzionali, anche gli UAV possono essere in genere divisi in velivoli ad ala fissa e velivoli ad ala rotante. I velivoli UAV ad ala rotante (RUAV, *Rotary Unmanned Aerial Vehicle*) in particolare possiedono delle caratteristiche peculiari, come ad esempio la capacità di atterraggio e decollo verticale oppure di volo a punto fisso, che consentono di portare a termine missioni che sarebbe estremamente difficile, se non impossibile, compiere con dei velivoli UAV ad ala fissa. A discapito di ciò, i velivoli ad ala rotante presentano un'architettura più complessa, una dinamica in genere instabile ed una maggiore difficoltà nel progetto dei sistemi di controllo.

Il lavoro presentato in questa tesi è dedicato alla definizione di un modello matematico della dinamica di un RUAV ed alla sintesi di alcuni sistemi di controllo automatico.

Nel Capitolo 1 viene descritto brevemente il funzionamento degli elicotteri convenzionali e vengono descritte le principali differenze con i modelli in scala ridotta. Il modello matematico viene quindi sviluppato in dettaglio nel Capitolo 2, dove, a seguito delle ipotesi relative agli elicotteri in scala ridotta, vengono ricavate le equazioni che ne descrivono la dinamica. Per la sua complessità, tale sistema di equazioni non può essere risolto per via analitica, ma necessita di un approccio prettamente numerico. Pertanto, come riportato nel Capitolo 3, tale modello è stato implementato in un software di simulazione, utilizzando Matlab® e Simulink®, per poter effettuare la risoluzione numerica delle equazioni. Il modello è stato quindi applicato ad un elicottero di riferimento: X-Cell 60 SE.

Nel Capitolo 4 sono riportate la procedura di progetto e le prestazioni del sistema di

controllo realizzato, dedicato alla regolazione degli angoli di assetto del velivolo e della quota. Tale sistema, di tipo autopilota, è stato implementato utilizzando dei controllori di tipo Proporzionale-Integrale-Derivativo (PID), i cui guadagni sono stati impostati seguendo le specifiche della normativa ASD-33E. I risultati di tutte le simulazioni effettuate sono stati raggruppati nel Capitolo 5.