



centroappunti.it

CORSO LUIGI EINAUDI, 55/B - TORINO

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2576A

ANNO: 2024

A P P U N T I

STUDENTE: Scaringi Nicolò

MATERIA: Simulazione del Volo - Prof. Capello

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTI E NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.



**Politecnico
di Torino**

SIMULAZIONE DEL VOLO

Prof. ssa Elisa Capello



2° anno

Nicolò Scaringi

Indice

I LEZIONI	9
1 Storia dei Simulatori di Volo	11
1.1 Pre e 1 ^a Guerra Mondiale	11
1.2 Anni '20 e anni '30	11
1.3 2 ^a Guerra Mondiale	12
1.4 Anni '50 e anni '60	13
1.5 Tecnologia del movimento	13
1.6 Tecnologia del sistema di visualizzazione	14
<i>Riassunto Storia dei Simulatori di Volo</i>	15
2 Classificazione dei Simulatori di Volo	17
2.1 Simulatori di design	19
2.1.1 Simulatori di design off-line (privi di man-in-the-loop)	19
2.1.2 Simulatori di design on-line (con man-in-the-loop)	19
2.2 Simulatori di training	20
2.2.1 Simulatore di training militare	20
2.2.2 Simulatore di training commerciale	20
2.2.3 Simulatore di training manutentivo e di equipaggio	21
2.2.4 Ruoli delle entità	21
2.3 Normativa dei simulatori di volo	21
2.3.1 Full Flight Simulator FFS	22
2.3.2 Flight Training Devices FTDs	23
2.3.2.1 Flight Training Device FTD	23
2.3.2.2 Flight Navigation Procedures Trainers FNPT	24
2.3.3 Dispositivi per il training della strumentazione	25
2.3.3.1 Basic Instrument Training Devices BITD	25
2.3.3.2 Integrated Procedures Trainers IPT	25
2.3.4 Compliance	25
2.4 Simulatori di ricerca	27
2.5 Ingegnerizzazione del codice di simulazione	27
2.5.1 Simulazioni Model In The Loop MITL	28
2.5.2 Simulazioni Software In The Loop SITL	29
2.5.3 Simulazioni Processor In The Loop PITL	29
2.5.4 Simulazioni Hardware In The Loop HITL	30
2.5.5 Applicazione aeronautica	30
2.5.5.1 Caratteristiche del Software In The Loop	30

2.5.5.2	Caratteristiche dell'Hardware In The Loop	30
2.5.6	Tools di visualizzazione	31
2.6	Ambienti di simulazione ed emulazione	31
2.6.1	Ambienti di emulazione per la robotica	31
2.6.2	Ambienti di simulazione per gaming	32
2.7	Simulatori in volo	32
	<i>Riassunto Classificazione dei Simulatori di Volo</i>	33
3	Modello Matematico	37
3.1	Sistemi di riferimento	41
3.1.1	Angoli di Eulero e matrice di trasformazione	41
3.1.2	Equazioni cinematiche	42
3.1.3	Sistemi di riferimento per velivolo e UAV	42
3.1.3.1	Riferimento inerziale (ECI & ECEF)	42
3.1.3.2	Riferimento tangente (NED)	43
3.1.3.3	Riferimento assi corpo	45
3.1.3.4	Riferimento assi vento	47
3.2	Modelli matematici	48
3.2.1	Modello velivolo [classico]	48
3.2.1.1	Equazioni generali del moto (Modello non-lineare)	48
3.2.1.2	Derivate aerodinamiche	50
3.2.1.3	Modello lineare	51
3.2.2	Modello UAV ad ala fissa	65
3.2.2.1	Assunzioni	65
3.2.2.2	Model setup	65
3.2.2.3	Modello non-lineare	66
3.2.2.4	Modello lineare	67
3.2.2.5	Esempio di implementazione su MATLAB/Simulink	68
3.2.3	Modello UAV ad ala rotante	68
3.2.3.1	Assunzioni	69
3.2.3.2	Modellazione	69
3.2.3.3	Movimenti basilci	70
3.2.3.4	Model setup	71
3.2.3.5	Modello non-lineare	71
3.2.3.6	Modello non-lineare semplificato	74
3.2.3.7	Modello lineare	75
3.2.3.8	Esempio di implementazione su MATLAB/Simulink	76
3.2.3.9	Design di un multicopter	77
3.3	Metodi di identificazione	78
3.3.1	Computazione diretta	79
3.3.1.1	Computazione del momento d'inerzia	80
3.3.2	Metodo ibrido	80
3.3.3	Analisi dai dati di volo	80
3.3.4	Esempio di identificazione per un quadrirotore	80
3.3.4.1	Identificazione degli elementi	80
3.3.4.2	Identificazione di thrust e torque	81
3.3.4.3	Effetto del ground effect sulla thrust	81
3.3.4.4	Effetto della temperatura sulla thrust	82
3.3.4.5	Modello lineare e non-lineare	82
	<i>Riassunto Modello Matematico</i>	83

4	Architettura del Simulatore di Volo	87
4.1	Overview architettura	87
4.2	Hardware e Device	89
4.3	Costante di tempo uomo-macchina	91
4.3.1	Orientamento spaziale e percezione del moto	92
4.3.1.1	Sistema visivo	92
4.3.1.2	Sistema vestibolare	92
4.3.1.3	Sistema somatosensoriale	93
4.3.1.4	Sistema uditivo	94
4.4	Visual scenario	94
4.4.1	Graphics pipeline	95
4.4.1.1	Librerie grafiche	96
4.4.1.2	Framestore	97
4.4.2	Display devices & Visual system	98
4.4.3	Realtà estesa	99
4.5	Software Simulation Environments	99
4.5.1	Linguaggi di programmazione	99
4.5.2	Model-Based System Engineering MBSE	101
	<i>Riassunto Architettura del Simulatore di Volo</i>	104
5	Tecnologie di Realtà Estesa nei Simulatori di Volo per Training	107
5.1	Suddivisioni della Extended Reality XR	107
5.1.1	Virtual Reality VR	107
5.1.2	Augmented Reality AR	108
5.1.3	Mixed Reality MR	108
5.1.4	Cubo di Zelter	109
5.2	Utilizzo della XR per il training	109
5.2.1	Training del personale manutentivo	109
5.2.2	Training del personale navigante	109
5.2.2.1	Computer Based Training CBT del personale navigante	110
5.2.3	XR per il training del personale navigante	110
	<i>Riassunto Tecnologie di Realtà Estesa nei Simulatori di Volo per Training</i>	112
6	Concetti basici di ROS	113
6.1	Overview	113
6.1.1	Cosa è ROS?	113
6.1.2	Perché ROS?	114
6.1.3	Storia e distribuzione	114
6.1.4	Hardware	115
6.1.5	Framework	115
6.1.6	Filosofia	115
6.2	Componenti principali	115
6.2.1	Master	116
6.2.2	Nodo	116
6.2.3	Messaggi e canali di comunicazione	116
6.2.3.1	Topic	117
6.2.3.2	Service	117
6.2.3.3	Action	118
6.3	Tool	119
6.3.1	Param Server	119
6.3.2	Bag	119
6.3.3	Tool di visualizzazione	119
6.3.3.1	RViz	119

6.3.3.2	rqt	119
6.3.4	TF package	119
6.4	Modellazione di robot in ROS	120
6.5	Simulatore Gazebo	120
6.6	Confronto tra ROS e ROS 2	121
6.6.1	Comunicazione su DDS	121
6.6.2	Point of failure	122
6.6.3	Sistema operativo e librerie client	122
	<i>Riassunto Concetti basici di ROS</i>	123
7	Gazebo e Simulazione del Drone	125
7.1	Flight Simulator per UAS	125
7.1.1	Autopilota	126
7.1.2	MAVLink	126
7.1.3	ROS	127
7.1.3.1	ROS [1]	127
7.1.3.2	ROS 2	127
7.2	Ingegnerizzazione del simulatore per UAS	127
7.2.1	SITL+ROS+Gazebo	127
7.2.2	HITL+ROS+Gazebo	128
	<i>Riassunto Gazebo e Simulazione del Drone</i>	130
8	Introduzione a Python per gli utenti ROS	131
II SEMINARI		133
9	Introduzione al Reinforcement Learning	135
9.1	Il problema del reinforcement learning	135
9.1.1	Overview sul machine learning	135
9.2	Markov Decision Process	136
9.2.1	Agent	136
9.2.2	Environment	136
9.2.3	Observation vector	137
9.2.4	Reward	137
9.2.4.1	Exploration-Exploitation dilemma	137
9.3	Policy e algoritmi di Reinforcement Learning	138
9.3.1	Neural Networks	138
9.3.1.1	Value functions	138
9.3.2	Tipologie di algoritmi	139
	<i>Riassunto Introduzione al Reinforcement Learning</i>	140
10	Simulazione di Velivoli e Sistemi Aeronautici alla ZHAW	141
10.1	Simulazione del volo	141
10.1.1	Definizione	141
10.1.2	Training vs R&D flight simulator	142
10.1.2.1	Training Flight Simulator	142
10.1.2.2	Research and development flight simulator	144
10.1.3	Componenti del simulatore	144
10.1.3.1	Control Loading System	145
10.1.3.2	Motion Platform	146
10.1.4	Model generation	146
10.1.4.1	Approccio modulare con MATLAB/Simulink	147

10.2 Simulatori sviluppati alla ZHAW	148
10.2.1 ReDSim	148
10.2.2 HiSim	149
<i>Riassunto Simulazione di Velivoli e Sistemi Aeronautici alla ZHAW</i>	150

Parte I

LEZIONI

Storia dei Simulatori di Volo

Un simulatore di volo è un dispositivo che ricrea artificialmente il volo di un aeromobile e l'ambiente in cui vola: replica le equazioni che governano il volo, il modo in cui essi reagiscono all'applicazione dei comandi di volo, agli effetti di altri sistemi dell'aeromobile, e come il velivolo reagisce a fattori esterni come la densità dell'aria, la turbolenza, il wind shear, le nuvole, le precipitazioni ecc.

1.1 Pre e 1^a Guerra Mondiale

1910. I primi dispositivi per l'addestramento al volo, come il simulatore Antoinette (fig. 1.1a), consistevano in due mezze-sezioni di una barra che si muovevano manualmente per rappresentare il beccheggio e il rollio di un aereo. Il pilota si sedeva nella sezione superiore del dispositivo e doveva allineare una barra di riferimento con l'orizzonte.

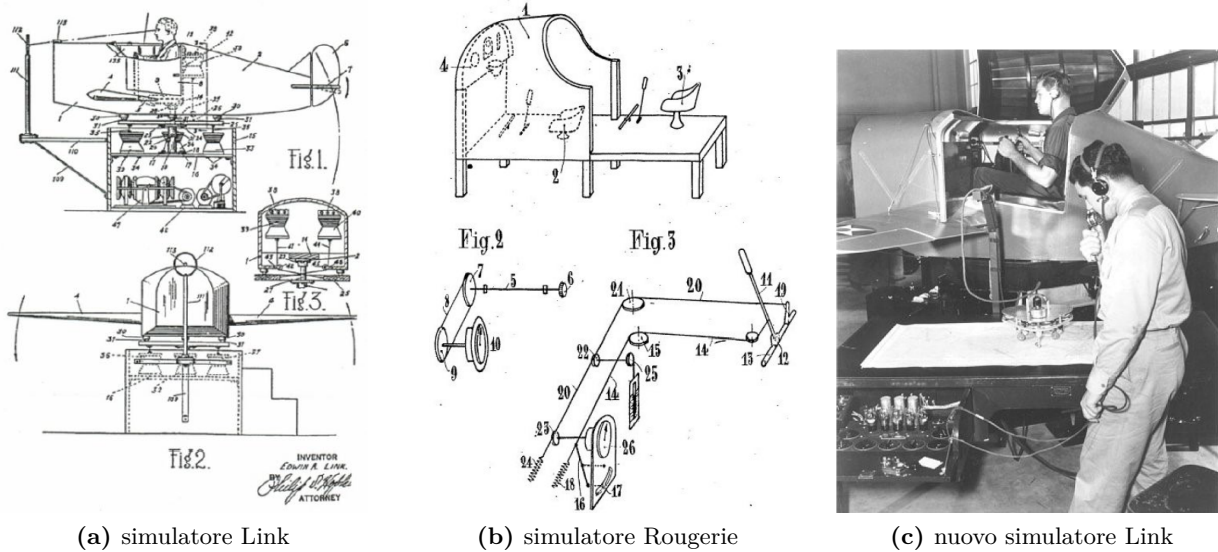
1909-1915. Un altro esempio rilevante è il simulatore Bleriot (fig. 1.1b) per gli studi sulla percezione sensoriale e per la selezione del personale di volo.

1915. Alcuni ground-based trainers sono stati utilizzati anche per l'addestramento dei piloti al rullaggio su terra e su specchi d'acqua: il mockup era normalmente basato su configurazioni di aeromobili con ali accorciate.

1917. Il passo successivo nell'evoluzione dell'addestramento al volo fu la sostituzione degli operatori umani delle macchine tipo Antoinette con attuatori meccanici o elettrici collegati ai comandi: questi dispositivi automatici ruotavano la fusoliera del simulatore in un assetto corrispondente a quello dell'aereo reale in risposta ai suoi comandi. Un istruttore poteva introdurre dei disturbi per simulare gli effetti dell'aria mossa o dei problemi di controllo. Un esempio è il simulatore di Lender e Heidelberg (fig. 1.1c): consisteva in una fusoliera fittizia che poteva compiere movimenti angolari grazie a motori ad aria compressa introducendo variazioni nella risposta e nella sensazione della barra.

1.2 Anni '20 e anni '30

1927-1929. Il simulatore Link (fig. 1.2a) si avvaleva dei meccanismi pneumatici dei pianoforti e degli organi: una pompa di aspirazione azionata elettricamente montata nella base fissa alimentava le varie valvole di controllo azionate dalla cloche e dal timone, mentre un altro dispositivo azionato da un motore produceva una sequenza ripetuta di perturbazioni d'assetto. In comune con altri addestratori dell'epoca, le prestazioni venivano regolate per tentativi ed errori dal progettista fino ad ottenere il "feeling" corretto.



(a) simulatore Link

(b) simulatore Rougerie

(c) nuovo simulatore Link

Figura 1.2: Simulatori anni '20 e '30

1.4 Anni '50 e anni '60

1950. Nel 1948 fu installato un simulatore completo per i Boeing 377 Stratocruiser della Pan American Airways: il primo simulatore di proprietà di una compagnia aerea. Non erano stati installati sistemi di movimento o visivi, ma il simulatore riproduceva l'aspetto e il comportamento della cabina di pilotaggio dello Stratocruiser. Il simulatore si rivelò utile per la pratica delle procedure che coinvolgevano l'intero equipaggio. Le condizioni di emergenza potevano essere introdotte dall'istruttore sul suo pannello di inserimento guasti. Tuttavia, i piloti espressero alcune riserve per la mancanza di movimento in una simulazione a base fissa, che dava una sensazione di innaturalità e poteva persino causare problemi di controllo.

1950-1960. Con lo sviluppo dei grandi jet subsonici da trasporto ci fu un aumento significativo della quantità di computer analogici per soddisfare i requisiti di pilotaggio dei sistemi di movimento e di visualizzazione.

Divenne ovvio che le richieste di una maggiore fedeltà di simulazione e di affidabilità non potevano più essere soddisfatte facilmente con i dispositivi analogici. In questo periodo iniziò a nascere una nuova generazione di computer digitali, in grado di soddisfare i requisiti di velocità e di costo della simulazione di volo. Di conseguenza, si passò quasi totalmente alla simulazione digitale per tutti gli addestratori, tranne che per quelli più semplici.

Fin da subito si capì che una potenziale applicazione dei computer elettronici digitali programmabili sarebbe stata la simulazione sincrona (real time). I vantaggi dei computer digitali erano una maggiore flessibilità, ripetibilità e standardizzazione. I computer generici dell'epoca non potevano essere utilizzati direttamente per la simulazione di volo real time, a causa delle loro scarse capacità aritmetiche e di input-output.

Comunque da quel momento si ebbe una separazione netta tra hardware e software: prima programmare significava modificare l'hardware oltre al software, con l'avvento dell'elettronica digitale programmare significa modificare solo il software.

1.5 Tecnologia del movimento

Quasi tutti i simulatori prodotti fino alla metà degli anni '50 non avevano un sistema di movimento della fusoliera: i simulatori a base fissa non davano la sensazione di volare come su un aeroplano. Si scoprì che un miglioramento della maneggevolezza poteva ottenersi attraverso un aggiustamento

Riassunto 1 Storia dei Simulatori di Volo

Un simulatore di volo è un dispositivo che ricrea artificialmente il volo di un aeromobile e l'ambiente in cui vola: replica le equazioni che governano il volo, il modo in cui essi reagiscono all'applicazione dei comandi di volo, agli effetti di altri sistemi dell'aeromobile, e come il velivolo reagisce a fattori esterni.

Il primo simulatore di addestramento degno di nota è il simulatore di Link sviluppato negli anni '20.

Un'importante innovazione ci fu negli anni '50-'60 con l'avvento del digitale: si abbandonò la simulazione su computer analogici per passare a computer elettronici digitali. La simulazione digitale garantisce maggiore flessibilità, ripetibilità e standardizzazione. Da quel momento si ebbe una separazione netta tra hardware e software: con i computer analogici programmare significa modificare l'hardware, con i computer digitale programmare significa modificare solo il software.

Un'altra importante innovazione fu l'introduzione di della tecnologia di movimento della base a partire dagli anni '60, fino ad arrivare alla piattaforma Stewart che ha 6 gradi di libertà: 3 traslazionali (laterale, longitudinale e verticale) e 3 rotazionali (beccheggio, rollio, imbardata).

Classificazione dei Simulatori di Volo

I simulatori di volo sono dei device in grado di riprodurre artificialmente l'aeromobile nell'ambiente di volo.

L'applicazione del simulatore non è separata dal progetto del simulatore stesso: è l'applicazione che deve avere il simulatore che ne determina il progetto.

Originariamente i simulatori riproducevano un singolo aeromobile (monopiattaforma), nel 1995 la normativa ha deciso di declassificare alcuni simulatori, ad esempio i simulatori di training, per cui si sono costruiti simulatori in grado di riprodurre più aeromobili (multipiattaforma).

Il simulatore è composto da:

- **Modello matematico:** che deve riprodurre le caratteristiche dinamiche [e strutturali, se ad alta fedeltà] del velivolo
- **Ambiente** che a sua volta è composto da:
 - fattori esterni al velivolo come densità dell'aria, turbolenza, nuvole, precipitazioni ecc.
 - rendering, cioè la parte visiva del simulatore.

La classificazione generale dei simulatori è quella rappresentata nel fig. 2.1. La suddivisione principale si ha tra:

- **Simulatori in volo:** sono sempre con man-in-the-loop, si utilizzano per studiare le flying qualities e la variazione della stabilità.
- **Simulatori a terra:** si utilizzano per studiare la dinamica del velivolo, si suddividono in due principali categorie
 - ON-LINE: detti anche sincroni (real-time), sono sempre con man-in-the-loop, si utilizzano per studiare il sincronismo tra input del pilota e risposta dell'aeromobile; hanno un modello matematico parametrizzato [non sempre attendibile], ma hanno un buon rendering.
 - OFF-LINE: detti anche asincroni (non real-time), sono privi di man-in-the-loop, si utilizzano per studiare la risposta dinamica del velivolo; hanno un modello matematico ad alta fedeltà, ma hanno un rendering non molto performante

Tutti i simulatori sono modificabili dall'utente ed è possibile effettuare aggiornamenti, ad eccezione dei simulatori da gaming che non sono modificabili meno di licenze particolari.

Occorre ricordare che fino agli anni '70 il simulatore era composto da hardware+software, per modificare il codice era necessario modificare l'hardware. Con la nuova normativa del 1995 la definizione di software e hardware viene vista in modo separato: non è necessario modificare l'hardware ogni volta che si vuole modificare il codice.

2.1 Simulatori di design

Per simulatori di design si intende il simulatore di ricerca (on-line o off-line) e possono essere di ricerca accademica o di ricerca industriale. Sono simulatori per l'ingegneria, servono per studiare il comportamento di un "nuovo" velivolo.

2.1.1 Simulatori di design off-line (privi di man-in-the-loop)

I simulatori di design sono principalmente asincroni (off-line), hanno modelli matematici ad alta fedeltà in grado di riprodurre le caratteristiche dinamiche e strutturali del velivolo. Il modello matematico è dettagliato e numericamente pesante, è in grado di mantenere la correlazione tra modello ingegneristico e modello di simulazione: se si modifica qualcosa del modello di simulazione lo si fa in maniera coerente con il modello ingegneristico, quindi si ha una correlazione tra modello matematico e modello fisico; anche se il modello di simulazione non è molto fedele alla risposta dinamica del velivolo, è molto fedele la correlazione tra modello fisico e modello matematico.

Solitamente nei simulatori di design si predilige il modello matematico, mentre la parte di rendering è trascurata, l'ambiente esterno -essendo un modello matematico ad alta fedeltà- viene sempre simulato. Nel modello matematico si traducono anche tutte le caratteristiche delle superfici di comando e dell'analisi in frequenza [ciò non avviene per i simulatori di design real-time]. Più il modello matematico si avvicina al vero più è complesso, per cui diventa sempre più difficile considerare il man-in-the-loop, perché ci sarebbe una grossa latenza. Mancando l'uomo l'input viene iniettato come time history di variazione di comandi.

Sono simulatori multidisciplinari in quanto si considerano tutte le caratteristiche dinamiche del sistema, con la possibilità di inserire un modello semplificato di aeroelasticità (parte strutturale) e aerodinamica che solitamente vengono trascurati quando si fanno analisi di meccanica del volo.

Solitamente anche se i modelli sono detti ad alta fedeltà la parte strutturale e la parte aerodinamica sono semplificate per poter essere incluse nel modello matematico della dinamica del sistema [considerandolo un corpo rigido]. Nei modelli pienamente ad alta fedeltà si hanno modelli matematici separati di dinamica, parte strutturale e aerodinamica.

Sono utilizzati per analizzare diversi task ingegneristici: certificazione dell'aeromobile, valutazione preliminare delle handling qualities, caratterizzazione delle prestazioni del sistema, tradeoffs di design, limitazioni operative, analisi di safety, pianificazione dei test (si fanno prima i test in galleria del vento e successivamente si verifica che il simulatore dia la stessa risposta ottenuta in galleria del vento), definizione delle manovre, predizioni di test (tramite test ai limiti operativi dell'involucro di volo).

2.1.2 Simulatori di design on-line (con man-in-the-loop)

I simulatori di design possono anche essere con man-in-the-loop, quindi sincroni (real-time) in quanto c'è l'uomo che interagisce con il velivolo. Quando è presente l'uomo nel loop, nonostante sia un simulatore di progetto, il modello matematico viene ridotto e parametrizzato in alcune sue parti (strutturale e aerodinamica).

Sono utilizzati per caratterizzare diverse applicazioni ingegneristiche: certificazione di aeromobili, sviluppo di concetti, caratterizzazione dei requisiti di sistema, tradeoffs di design, valutazione preliminare delle handling qualities, fattori umani e supporto alle prove di volo (capire come effettivamente l'uomo interagisce con il simulatore), indagine sulle anomalie, pianificazione e test operativi (studiare il velivolo ai limiti operativi e le pilot-induced oscillation che tendono ad amplificare i modi propri del sistema quando il pilota aziona i comandi del velivolo), progettazione e aggiornamento del sistema.

prevenire gli stati futuri (come l'uomo interagisce con la macchina).

2.2.3 Simulatore di training manutentivo e di equipaggio

I simulatori di addestramento manutentivo permettono la visualizzazione solo di una parte del velivolo. I simulatori di addestramento di equipaggio permettono la visualizzazione dello scenario oggetto di addestramento.

Solitamente questi simulatori di addestramento sono multipiattaforma, per permettere di considerare più scenari.

Nella realtà virtuale VR l'operatore ha un visore ed è totalmente immerso in una realtà virtuale, quindi viene annullato tutto il mondo esterno. Nella realtà aumentata AR una parte della realtà è vera mentre un'altra parte è digitale/simulata/virtuale.

Di solito l'addestramento manutentivo viene fatto con l'AR, mentre l'addestramento dell'equipaggio viene fatto con la VR.

2.2.4 Ruoli delle entità

Quando si considerano i simulatori di addestramento bisogna considerare tre entità:

- **COMPRATORE** [azienda, compagnia aerea, Stato]: definisce le caratteristiche minime che deve avere il simulatore in modo da poter essere utilizzato per gli scopi di addestramento in caso di simulatori di addestramento commerciale, per gli scopi di addestramento e per i task specifici in caso di simulatori di addestramento militare. Il compratore è colui che si dovrà occupare [direttamente o no] della manutenzione.
- **LEGISLATORE** [autorità per l'aviazione civile, autorità per l'aviazione militare]: verifica che il simulatore sia compliance (conforme) agli standard (regole) e che rispetti tutte le caratteristiche per l'addestramento, controlla che ci sia un regolare aggiornamento, certifica il simulatore.
- **PRODUTTORE**: crea la rappresentazione più realistica possibile dell'aeromobile vero nell'ambiente di simulazione, definisce dettagliatamente i costi e i task di addestramento in base alle richieste del compratore. [Il costo di un simulatore è $25k \div 1M$, a cui bisogna aggiungere il 20% per l'aggiornamento.]

2.3 Normativa dei simulatori di volo

La normativa/gli standard dei simulatori di volo hanno seguito la loro evoluzione storica. Negli anni '70 le compagnie aeree si sono riunite sotto la supervisione dell'International Air Transport Association IATA per formulare un comitato tecnico specifico, sempre in quegli anni l'autorità per l'aviazione civile FAA (USA) ha cominciato a preoccuparsi della normativa dei simulatori, successivamente la JAA/EASA (Europa) è intervenuta in questo processo. Si ricorda che in quel periodo l'hardware e il software non erano visti come entità separabili, per cui anche la normativa considerava insieme l'hardware e il software.

Dagli anni '70 fino al 1995 la normativa veniva utilizzata solo nel singolo paese. Nel 1995 l'International Civil Aviation Organization ICAO ha pubblicato il Manuale dei criteri per la qualificazione dei simulatori di volo, quindi dal 1995 vi sono delle norme standardizzate valide a livello internazionale [non implementate in maniera assoluta in tutti gli Stati del mondo].

Successivamente, un gruppo di lavoro internazionale sotto la presidenza congiunta di JAA/EASA e FAA ha rivisto e modernizzato gli standard contenuti nel manuale, fornendo una distinzione tra simulatore di addestramento e simulatore procedurale (come funziona la macchina).

L'attuale normativa EASA è la CS-FSTD (distinta per A o H) "Specifiche di certificazione per i dispositivi di addestramento alla simulazione di volo di aeromobili o di elicotteri". In questa normativa

Nei FFS di aeromobili l'istruttore è in una stanza a parte detta stanza di controllo, perché nel corso degli anni è stato notato che l'istruttore costituisce un elemento di disturbo per pilota e co-pilota; nei FFS di elicotteri è in una postazione vicina ai piloti come parte integrante del training, a causa della complessità della macchina che giustifica la presenza di questo elemento di disturbo.

La classificazione tiene conto della parte visiva, della parte di motion, dei carichi dinamici e del modello matematico -più si aumenta il livello, più si è vicini al velivolo vero- ed è la seguente:

- EASA FFS Livello A: movimentazione su 3 assi, visuale notturna
- EASA FFS Livello B: movimentazione su 3 assi, visuale notturna simulazione di movimentazione a terra [livello più basso per un simulatore di elicotteri]
- EASA FFS Livello C: movimentazione su 6 assi, visuale notturna e al crepuscolo, carico dinamico dei comandi, maggiore fedeltà del modello matematico
- EASA FFS Livello D: movimentazione su 6 assi, visuale notturna, crepuscolare e diurna, carico dinamico dei comandi, massima fedeltà del modello matematico.

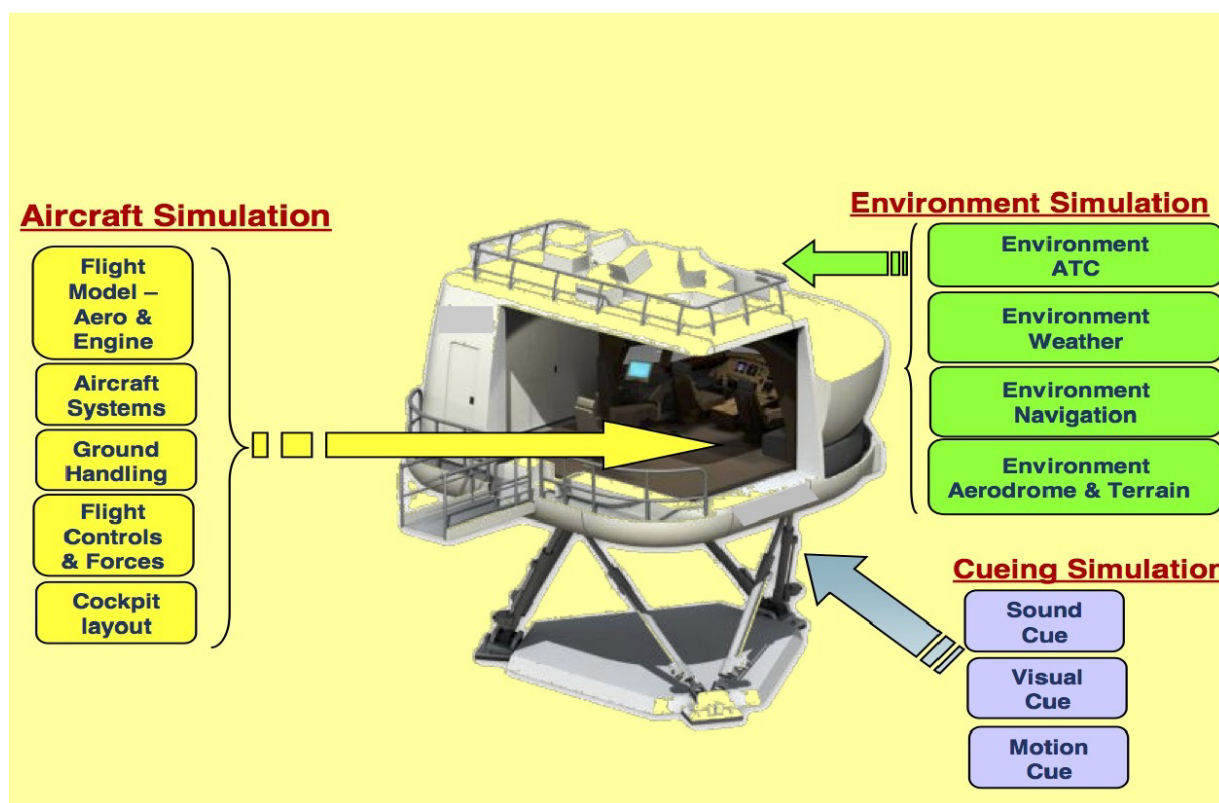


Figura 2.3: FFS

2.3.2 Flight Training Devices FTDs

Per la FAA c'è solo la classificazione dei Flight Training Device FTD, invece EASA fa un'ulteriore classificazione dividendo i Flight Training Devices FTD dai Flight Navigation Procedures Trainers FNPT.

2.3.2.1 Flight Training Device FTD

Il Flight Training Device è una replica ad alta fedeltà di uno specifico velivolo o classe di velivoli (monopiattaforma) [negli ultimi anni sono diventati multipiattaforma in base alla classe che si considera].

2.3.3 Dispositivi per il training della strumentazione

2.3.3.1 Basic Instrument Training Devices BITD

Il Basic Instrument Training Device è un dispositivo di addestramento della strumentazione che rappresenta una classe di velivoli (multipiattaforma).

Non possono essere utilizzati in esclusiva per l'addestramento dei piloti (sostituire ore di volo), ma sono di supporto per la fase di addestramento al volo strumentale.

La parte visiva è base.

Non esistono BITD approvati per elicotteri.

2.3.3.2 Integrated Procedures Trainers IPT

Il Integrated Procedures Trainer è un sistema di addestramento della strumentazione. È a cabina aperta e sono presenti degli schermi touch screen che riproducono la strumentazione (comandi e interruttori), si presta bene ad essere accoppiato con la realtà aumentata. La simulazione non è molto precisa: si tende a simulare bene la parte di strumentazione, a discapito della parte visiva.

Vengono utilizzati per l'addestramento delle procedure strumentali, in particolare sulla posizione degli interruttori. Per effettuare addestramento il IPT deve essere accoppiato con il FTD.



Figura 2.5: IPT

2.3.4 Compliance

La procedura accettata da tutte le CAA (Autorità dell'Aviazione Civile) del mondo è quella di proporre, prima della data di qualificazione, un documento MQTG (Master Qualification Test Guide) proprio di un unico simulatore, contenente obiettivi e test funzionali e soggettivi per dimostrare la rappresentatività del simulatore rispetto all'aeroplano vero. I risultati vengono poi confrontati con i dati delle prove di volo forniti dagli OEM (Original Equipment Manufacturer) dell'aeromobile, o da test richiesti dagli OEM dei simulatori o possono essere confrontati con i dati POM (Proof Of Match) forniti dagli OEM dei velivoli che hanno sviluppato i simulatori.

Alcuni dei QTG vengono ripetuti nel corso dell'anno per dimostrare, durante la qualifica continua, che il simulatore rispetta ancora le tolleranze approvate dalla CAA.

2.4 Simulatori di ricerca

Il più grande simulatore di volo al mondo è il Vertical Motion Simulator VMS del Ames Research Center (NASA).

Le simulazioni avvengono con un'alta fedeltà, cioè il simulatore riproduce le caratteristiche di volo di un velivolo vero con un alto grado di precisione.

Alloggiato in una torre di dieci piani, il sistema di movimento a grande ampiezza permette al VMS di spostarsi fino a 60 piedi verticalmente e 40 piedi lateralmente. Il simulatore opera con tre gradi di libertà traslazionali (verticale, laterale e longitudinale) e tre gradi di libertà rotazionali (beccheggio, rollio e imbardata), e può raggiungere la massima capacità in tutti gli assi contemporaneamente. Questo lo rende l'unico simulatore in grado di simulare, oltre alle accelerazione angolari, anche le accelerazioni lineari non scalate [scalate poco].

L'efficienza operativa del laboratorio è potenziata dal Interchangeable Cab System ICAB, che consiste in cinque diverse cabine intercambiabili e completamente personalizzabili. La flessibilità del sistema ICAB consente al VMS di simulare qualsiasi tipo di veicolo aerospaziale, esistente o in fase di progettazione.

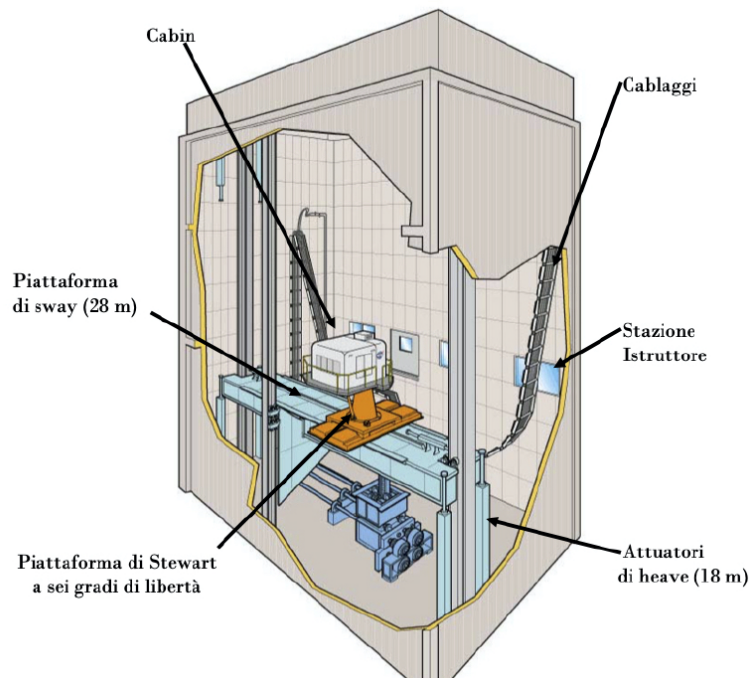


Figura 2.7: Vertical Motion Simulator

2.5 Ingegnerizzazione del codice di simulazione

Lo "sviluppo del software" è il processo di creazione di un codice ben ingegnerizzato che viene progettato, testato e implementato seguendo regole rigorose e tecniche di sicurezza in modo conforme agli standard di certificazione. Per poter scrivere il codice si parte dai requisiti, poi si sviluppano i requisiti del sistema, i vari componenti, l'implementazione e infine ci sono le diverse fasi di verifica del codice.

Un paradigma di sviluppo del software ampiamente diffuso è il Modello V rappresentato nella fig. 2.8.

La parte compresa tra "requisiti" e "simulazione concettuale" (desktop modeling and simulation) è decisa dal compratore. La parte compresa tra "rapid prototyping" e "validazione" è decisa e svolta dal compratore con il produttore.

Non vi sono regole sul software/linguaggio di programmazione da utilizzare, è tutto a discrezione del

Sia il controllore che il plant sono scritti in MATLAB-Simulink su un PC di sviluppo, per cui è più facile sviluppare il controllore in modo adatto ai requisiti di progetto. [Il sistema è off-line]
Se il controllore è in grado di controllare il plant, cioè la la risposta dinamica è conforme ai requisiti, allora si deve memorizzare la funzione di trasferimento del controllore e passare allo step successivo.

2.5.2 Simulazioni Software In The Loop SITL

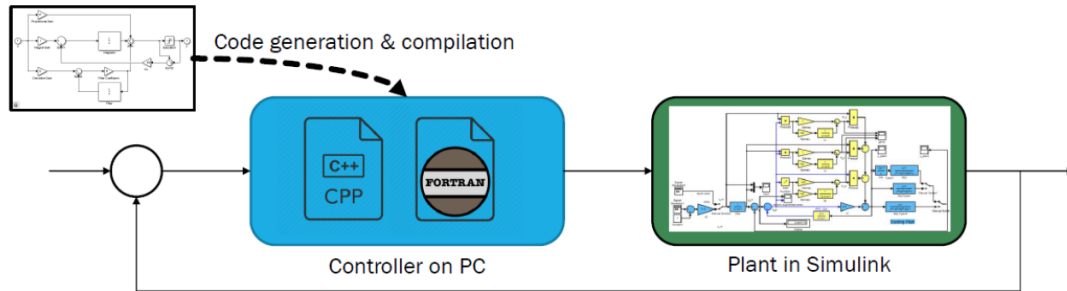


Figura 2.10: SITL

Si fa un percorso di migrazione del controllore: il linguaggio Simulink viene tradotto in un linguaggio diverso (C/C++). Quindi il plant e il controllore sono sullo stesso PC ma sono scritti in linguaggi di programmazione diversi: Simulink e C/C++ rispettivamente. [Il sistema è pseudo-real-time]
Confrontando i risultati della simulazione MITL e di quella SITL, è possibile verificare l'equivalenza numerica del modello e del codice generato, inoltre è possibile raccogliere misure di copertura del codice e misure di tempo di esecuzione del codice generato.

2.5.3 Simulazioni Processor In The Loop PITL

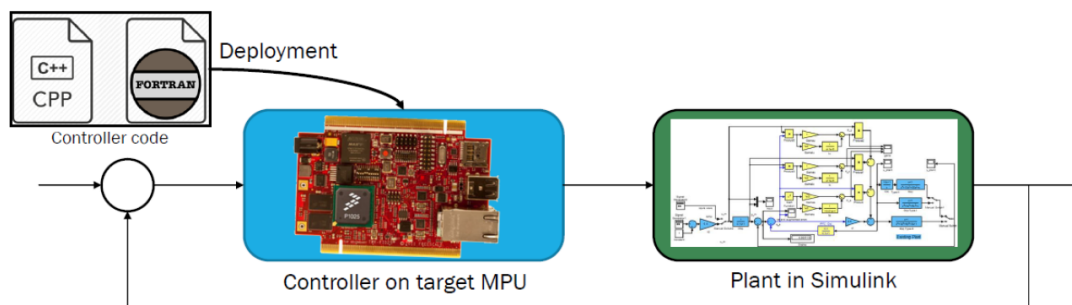


Figura 2.11: PITL

Il plant è sempre scritto sul PC di sviluppo in Simulink, mentre il codice del controllore viene implementato su un hardware dedicato (processore embedded) che è l'hardware finale del controllore [solitamente collegato ad un computer].
Questa fase è necessaria per identificare se il processore è in grado di eseguire la logica di controllo sviluppata. L'interazione tra il controllore e il plant viene solitamente trascurata.

A seconda del task si può avere una situazione ibrida: il PITL potrebbe includere non solo il controllore ma già una parte del plant scritta in un linguaggio diverso, solitamente lo stesso del controllore.

di simulazione e tempo reale impiegato per avere la reazione del velivolo a seguito dell'azionamento dell'autopilota è approssimativa, con differenze previste dell'ordine di $10 \div 30 \text{ ms}$. Eseguendo 50 simulazioni e considerando un lasso di tempo di 40 s , entrambi i controllori forniscono un tempo (quasi) reale, poiché gli ERT si discostano leggermente dal valore di riferimento di 40 s . [Per verificare la latenza non si fa una sola simulazione ma si fanno n simulazioni (Monte Carlo simulation), ovviamente più è alto il numero di simulazioni Monte Carlo per verificare il software, più il software è vero]

2.5.6 Tools di visualizzazione

Per migliorare le capacità di rendering dei simulatori, le applicazioni industriali si basano su strumenti software dedicati (ad esempio Unity, Unreal, DirectX).

Unity è un motore di gioco progettato per realizzare videogiochi. Le funzionalità principali sono: motore fisico e rilevamento delle collisioni (limitato rispetto al motore fisico dedicato); gestione del suono e delle animazioni; networking e threading. Unity è uno strumento di visualizzazione, non un ambiente di simulazione.

2.6 Ambienti di simulazione ed emulazione

Un simulatore è un software che si basa sul processo di modellazione di un fenomeno reale con un insieme di formule matematiche (modello matematico). È un programma complesso, implementato su un ambiente hardware specifico, che permette all'utente di osservare un'operazione attraverso la simulazione senza eseguire realmente quell'operazione.

Un emulatore è un hardware e/o un software che consente a un sistema informatico (host) di comportarsi come un altro sistema informatico (guest). Un emulatore di solito permette al sistema host di eseguire software o di utilizzare periferiche progettate per il sistema guest.

2.6.1 Ambienti di emulazione per la robotica

L'emulazione consiste nell'integrare l'ambiente in un sistema robotico: si ha il sistema dinamico effettivamente simulato che viene testato per vedere se gli algoritmi implementati funzionano in un sistema realistico; quindi permette il collaudo e la convalida del software.

La parte visual è molto basilare (gli edifici sono dei parallelepipedi, gli alberi sono dei triangoli ecc).

Il Robot Operating System ROS, è un framework per la scrittura di software per robot. ROS è un insieme di strumenti, librerie e convenzioni che hanno lo scopo di semplificare la creazione di un comportamento robotico complesso e robusto su un'ampia gamma di piattaforme robotiche.

ROS è un modo di scrivere il sistema e combinarlo con dei simulatori 3D. In ROS si scrive il codice -si simula con dei nodi/parti del sistema- e poi lo si collega ad un simulatore dinamico. [ROS funziona sia su Win che su Linux; il codice è solitamente scritto in linguaggio C++]

Tra i vari simulatori che si possono collegare a ROS, si considera Gazebo. Gazebo è un simulatore dinamico 3D in grado di simulare in modo accurato ed efficiente popolazioni di robot (anche aerei) in ambienti complessi, e ambienti interni ed esterni. Gli usi tipici di Gazebo includono: test di algoritmi robotici, progettazione di robot, esecuzione di test di regressione, addestramento di sistemi di IA utilizzando scenari realistici.

Gazebo include al suo interno anche dei modelli matematici di velivoli, elicotteri, multirotori, droni. Tuttavia è un software abbastanza recente per cui non è ancora chiaro come modificare i modelli matematici contenuti al suo interno; quindi in ROS l'operatore scrive i nodi e poi lo si collega a Gazebo per l'elaborazione grafica. [Gazebo funziona solo in Linux, il codice è solitamente scritto in linguaggio Python]

Riassunto 2 Classificazione dei Simulatori di Volo

Gli **elementi** del simulatore sono:

- **MODELLO MATEMATICO:** contiene le equazioni del moto → gli elementi di disturbo (turbolenza, precipitazioni ecc) sono incluse come variazioni del modello matematico.

Si distingue tra:

- alta fedeltà → off line
- parametrizzato (semplificato) → on line
- **AMBIENTE/RENDERING:** parte prettamente visiva, intesa come ambiente sintetico.
Può essere per applicazioni:
 - civili → semplificato
 - militari → alto livello, con rappresentazione di infrastrutture + sistemi non attivi (come altri velivoli, non inclusi nel modello matematico)
- **ALTRI SISTEMI:** tutto ciò che non è negli altri due elementi → obiettivi e task del velivolo

Le **applicazioni** dei simulatori sono le seguenti:

- **PROGETTO/DESIGN** che si distingue in:
 - accademica
 - industriale
- **ADDESTRAMENTO/TRAINING** che può essere:
 - civile/commerciale
 - militare
 - manutentivo
- **IBRIDO:** ai fini certificativi un simulatore per applicazioni industriali deve essere un ibrido tra design e training

In base alla sincronicità il simulatore può essere **offline** o **online**, con le seguenti caratteristiche:

- **OFF LINE:**
 - asincrono (no real time)
 - no man-in-the-loop → l'input è un file contenente la timehistory di parametri fisici (comandi), failure, degradazione
 - modello matematico ad alta fedeltà (modello dinamico+modello aerodinamico+modello strutturale) → modello matematico non lineare
 - applicazione:
 - * design → accademico (pura ricerca) o industriale (design nuovo a/m)
- **ON LINE:**
 - sincrono (real time)
 - man-in-the-loop: primo elemento che fa degradare l'alta fedeltà del modello matematico

- MILITARE:
 - rendering ad alto livello
 - monopiattoforma e solo per alcuni task
 - movimentazione di alto livello per la definizione delle accelerazioni [scalate in modo più veritiero rispetto a quello civile]
 - sistema di sensibilità del pilota (sforzo di barra)
- CIVILE/COMMERCIALE:
 - rendering buono ma non di alto livello
 - multipiattoforma per classi di velivoli
 - movimentazione per la definizione delle accelerazioni
 - sistema di sensibilità del pilota (sforzo di barra)
- MANUTENTIVO:
 - il man-in-the-loop non modifica i parametri fisici del sistema
 - non vi è il sistema di sensibilità (no sforzo di barra)
 - si utilizzano tecnologie di VR e AR

^ail FCS è più complesso, quindi ci sono errori nelle equazioni dinamiche → è più complesso ma non è più fedele

^bil Flight Control Sistem è composto da: control system → leggi di controllo; actuation system → attuatori

Modello Matematico

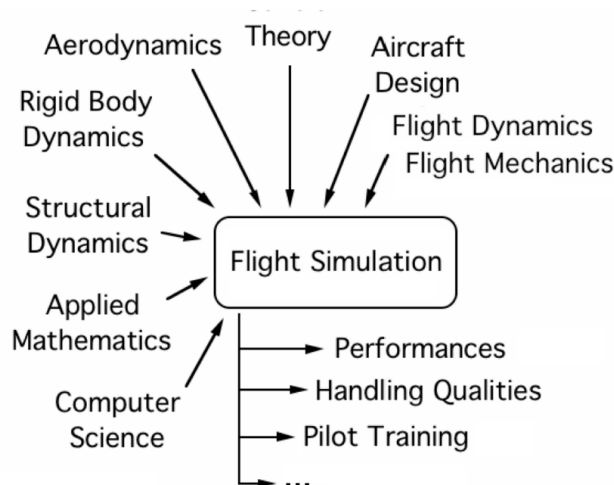


Figura 3.1: Multidisciplinarietà del simulatore del volo

Una delle attività più importanti per la definizione dei modelli di simulazione aeronautica è la definizione dei **requisiti funzionali** e del **software**, partendo dal presupposto che i limiti/**boundaries** tra i sistemi da modellare e il loro ambiente¹ siano chiaramente definiti. In questo modo si ottiene una solida comprensione di ciò che c'è all'interno di ciascun sistema da modellare e di ciò che si trova all'interno di un ambiente più ampio.

I requisiti funzionali sono rappresentati da un flowchart che definisce gli elementi contenuti nel simulatore e i task del simulatore. Dal funzionale è possibile studiare tutte le semplificazioni che vengono fatte sul modello matematico.

Definiti i requisiti del sistema, questi si traducono in requisiti del software.

Ogni sistema è incorporato nell'ambiente in cui opera, e questo ambiente è spesso un insieme più ampio di sistemi. Senza una chiara definizione dei limiti del sistema [i limiti del sistema sono strettamente legati alla funzione e ai requisiti del simulatore], è molto facile scrivere requisiti che si sovrappongono, che sono in conflitto con quelli definiti a un livello superiore o che non vengono considerati perché si presume che siano forniti dall'ambiente. Questo è particolarmente importante quando un modello di simulazione viene sviluppato da più entità.

Il sistema viene sempre simulato come sistema dinamico di corpo rigido, solo in alcuni casi si va a considerare nel dettaglio la parte di aeroelasticità, quindi la dinamica strutturale viene semplificata. L'altro elemento che viene semplificato con la parametrizzazione è l'aerodinamica.

¹Per ambiente si intende rendering + ambiente esterno.

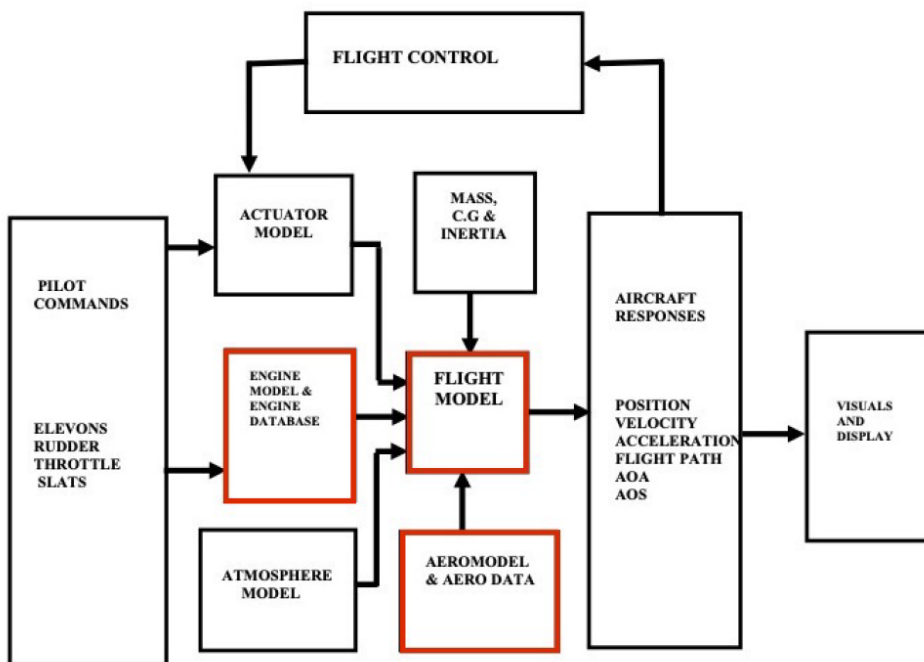


Figura 3.4: Schema del simulatore

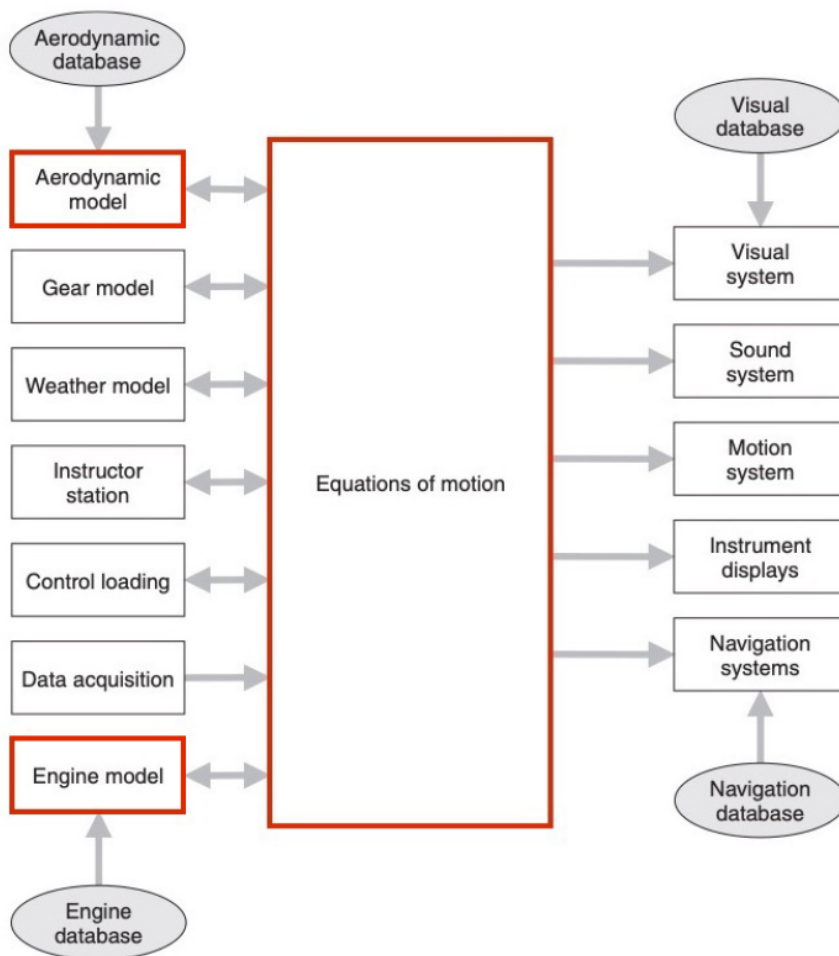


Figura 3.5: Zoom schema del simulatore

Nella fig. 3.6 è riportata la visualizzazione a schemi paralleli: la parte sinistra riguarda il sistema reale, la parte destra il sistema modellato [approssimato].

Il sistema reale viene utilizzato per i perform experiments mediante flight test. Si fa una visualizzazione degli experimental result che vengono confrontati con i simulation result provenienti dal modello; prima la comparazione viene fatta con un modello high fedelity, successivamente con un modello approssimato attraverso la theoretical prediction. La verifica del modello deve essere fatta sia con la parte simulata high fedelity che con il sistema reale [quindi da flight test], in quando nell'approssimazione del modello non si tiene conto solo della dinamica del sistema ma si aggiungono parametri che non costituiscono una rappresentazione fisica del sistema, cioè si utilizzano metodi numerici per cercare di avere un match tra realtà e modello simulato.

3.1 Sistemi di riferimento

3.1.1 Angoli di Eulero e matrice di trasformazione

Gli angoli di Eulero sono tre grandezze indipendenti che definiscono l'orientamento di un generico sistema di riferimento rispetto a un altro sistema di riferimento. Si noti che la sequenza di rotazioni è fissata in quanto (ψ, ϑ, ϕ) non è una base per uno spazio lineare.

Si ricordano le proprietà delle matrici elementari di rotazione:

- i) la diagonale della matrice è popolata dai coseni del generico angolo di rotazione e da un unico elemento unitario 1 per la linea che si riferisce all'asse di rotazione;
- ii) l'elemento unitario appartenente alla diagonale identifica una riga e una colonna di elementi nulli;
- iii) gli altri termini della matrice sono i seni dell'angolo di rotazione, con segno negativo nella riga sotto l'elemento diagonale unitario;
- iv) le matrici di rotazione elementari sono **ortogonali**, cioè la sua matrice inversa e la sua trasposta coincidono.

Per ogni angolo di Eulero è possibile associare una matrice elementare di rotazione:

$$[\Psi] = \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$[\Theta] = \begin{bmatrix} \cos\Theta & 0 & \sin\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\Theta & 0 & \cos\Theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$[\Phi] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Gli angoli di Eulero permettono di trasformare tutte le componenti di un vettore scritte rispetto un sistema di riferimento F_1 [con versori $(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$] ad un sistema di riferimento F_2 [con versori $(\vec{l}, \vec{m}, \vec{n})$], secondo l'equazione:

$$\begin{bmatrix} R_{X_2} \\ R_{Y_2} \\ R_{Z_2} \end{bmatrix} = [\Psi] \cdot [\Theta] \cdot [\Phi] \cdot \begin{bmatrix} R_{X_1} \\ R_{Y_1} \\ R_{Z_1} \end{bmatrix} = [T_{21}] \cdot \begin{bmatrix} R_{X_1} \\ R_{Y_1} \\ R_{Z_1} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

quindi la matrice di trasformazione/rotazione è:

$$[L_{21}] = [T_{21}] = [\Psi] \cdot [\Theta] \cdot [\Phi] \quad (3.5)$$

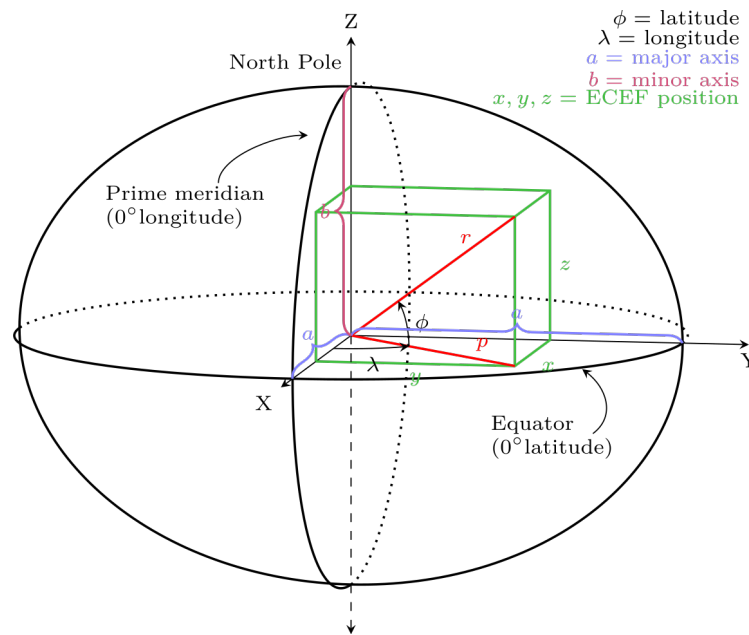


Figura 3.7: Sistema di riferimento ECEF

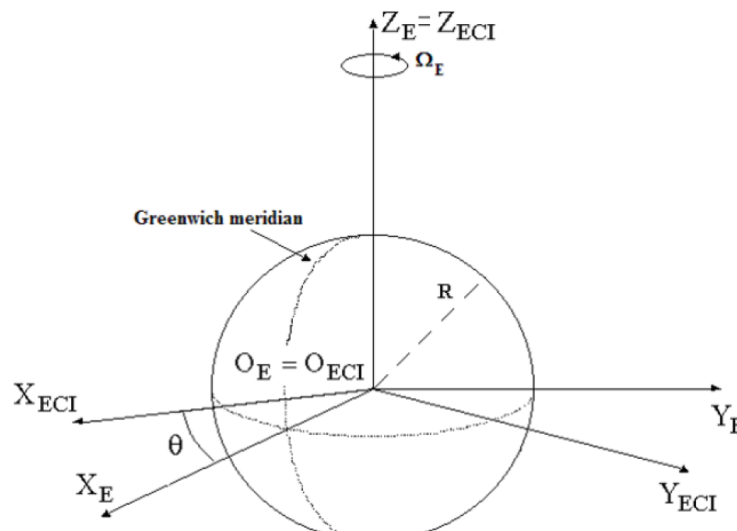


Figura 3.8: Sistema di riferimento ECI

È un sistema di riferimento pseudo-inerziale: ruota con velocità angolare Ω_E intorno all'asse Z_E non nulla, per cui è non prettamente inerziale ma lo si considera tale.

In fig. 3.8 è rappresentato il sistema di riferimento Earth-Centered Inertial ECI, detto anche sistema di riferimento geocentrico inerziale. È comunemente utilizzato per studiare il moto di un corpo in orbita attorno alla Terra (ad esempio un satellite) riferito a un sistema inerziale pseudo-geocentrico, con gli assi orientati verso le stelle fisse. L'origine di questo sistema di riferimento è il centro della Terra. L'asse X_{ECI} è diretto verso la costellazione dell'Ariete [nel giorno dell'equinozio di primavera], l'asse Z_{ECI} punta verso il Polo Nord e l'asse Y_{ECI} completa il sistema di riferimento destrorso. L'ECI è un sistema di riferimento fisso, quindi inerziale.

3.1.3.2 Riferimento tangente (NED)

In fig. 3.9 è rappresentato il sistema di riferimento North-East-Down. L'origine del sistema è posto sulla superficie del geode al di sotto del CoG dell'aeromobile. L'asse verticale Z_V è diretto lungo il

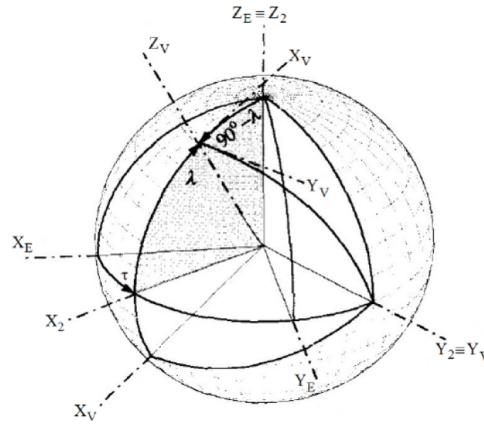


Figura 3.11: Allineamento ECEF con NED

Quindi la matrice di rotazione è:

$$L_{EV} = [\Psi] \cdot [\Theta] = \begin{bmatrix} -\sin\lambda \cos\tau & -\sin\tau & -\cos\lambda \cos\tau \\ -\sin\lambda \sin\tau & \cos\tau & -\cos\lambda \sin\tau \\ \cos\lambda & 0 & -\sin\lambda \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

3.1.3.3 Riferimento assi corpo

Il sistema di riferimento assi corpo ha origine nel CoG dell'aeromobile. A differenza dal riferimento assi vento, questo sistema è rigidamente collegato all'aeromobile e cambia orientamento con esso. Il primo asse X_B può essere definito parallelo all'asse longitudinale e il sistema di riferimento può essere definito come sistema body. Se il primo asse coincide con l'asse baricentrico principale, il riferimento è definito come principal body frame. Il primo asse punta verso la parte anteriore dell'aeromobile; mentre l'asse Z_B si trova nel piano longitudinale, è normale a X_B ed è diretto verso il basso. Il secondo asse Y_B è normale agli altri due e orientato a destra, in modo da ottenere un sistema di riferimento destrorso.

Il sistema di riferimento body è comunemente adottato per esprimere le equazioni della dinamica del velivolo, ed è molto conveniente perché le caratteristiche inerziali del velivolo sono costanti se misurate in questo riferimento. Inoltre, sugli aerei reali gli accelerometri forniscono misure definite rispetto a questo sistema.

Il riferimento body per la stabilità (assi di stabilità) è un particolare sistema body, spesso adottato per analizzare la stabilità dinamica del velivolo. Questo frame è caratterizzato da un asse X_B allineato con la direzione della proiezione del vettore velocità sul piano longitudinale all'inizio dell'intervallo di tempo considerato (tipicamente per $t = 0$). Il sistema segue quindi il velivolo, come ci si può aspettare da qualsiasi sistema di riferimento body.

Per il velivolo classico e per l'UAV ad ala fissa il sistema di riferimento body è rappresentato in fig. 3.12. L'origine del sistema è il CoG del velivolo. X_B e Z_B giacciono nel piano di simmetria del velivolo, con X_B generalmente parallelo all'asse di riferimento della fusoliera e Z_B diretto dalla superficie superiore a quella inferiore del profilo alare. L'asse Y_B è tale da rendere il sistema destrorso.

Come si evince dalla fig. 3.13, per l'UAV quadricotore vi sono due possibili sistemi di riferimento body in base alla sua configurazione: configurazione a X o configurazione a +, in base alla convenzione dei droni commerciali. La direzione Z_B è considerata positiva dalla superficie superiore a quella inferiore del profilo alare. X_B è ortogonale a Z_B e punta nella direzione di avanzamento, mentre Y_B completa la terna destrorsa.

Per l'UAV quadricotore, il sistema di riferimento body è principale di inerzia (gli assi del sistema sono

3.1.3.4 Riferimento assi vento

Il sistema di riferimento assi vento è utile per studiare le condizioni di equilibrio statico, perché le componenti usuali della forza aerodinamica esercitata sull'aereo saranno parallele a Z_W (portanza) e a X_W (resistenza). D'altra parte, gli assi vento ruotano rispetto all'aeromobile, quindi i momenti d'inerzia non sono costanti nel riferimento assi vento. Soprattutto per questo motivo il sistema di riferimento vento non è comunemente usato per l'analisi della dinamica del volo, tranne quando la traiettoria del volo giace nel piano di simmetria longitudinale dell'aeromobile, in cui si avrebbe l'inerzia $I_Y = cost$.

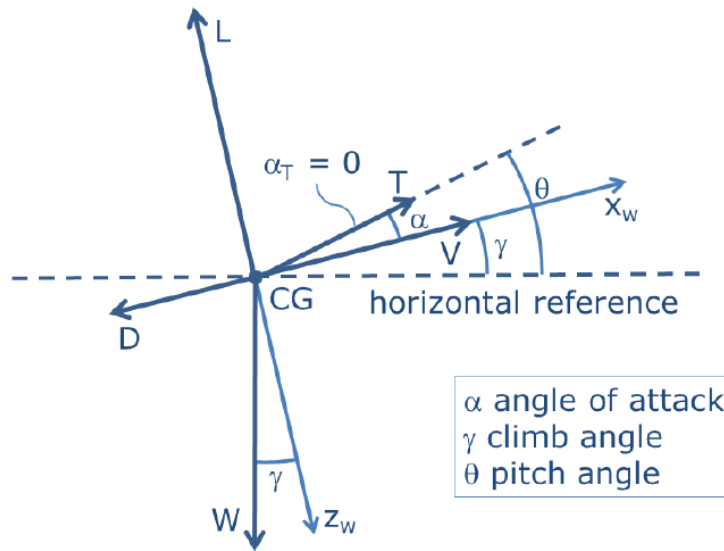


Figura 3.14: Sistema di riferimento assi vento

In fig. 3.14 è mostrato il sistema di riferimento assi vento, valido per tutte le configurazioni di aeromobile: velivolo classico, UAV ad ala fissa e UAV ad ala rotante. L'origine è fissata al CoG dell'aeromobile. L'asse longitudinale X_W è allineato con la direzione della velocità dell'aria $V = V_E + w$ (velocità del velivolo rispetto all'atmosfera). L'asse Z_W giace nel piano di simmetria dell'aeromobile, diretto dalla superficie superiore a quella inferiore del profilo alare. Y_W è ortogonale a X_W , orientato da sinistra a destra rispetto alla traiettoria CoG.

Per allineare il riferimento body con il riferimento Wind sono necessarie due rotazioni:

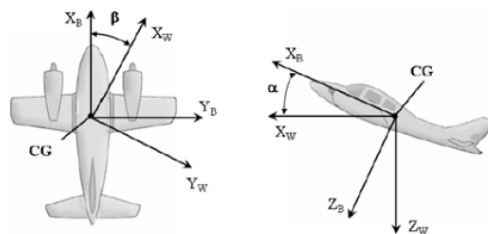


Figura 3.15: Allineamento Body con assi Wind

1. $\psi = -\beta$ intorno all'asse Z_W per allineare Y_W con Y_V ;
2. $\vartheta = \alpha$ intorno all'asse Y_W per allineare i due sistemi di riferimento.

All'interno delle forze X, Y, Z e dei momenti L, M, N è contenuto tutto il modello aerodinamico e la discriminante per definire quanto il modello matematico è fedele al velivolo vero. Questo modello si può linearizzare e parametrizzare in diversi modi: mediante le derivate aerodinamiche o mediante fattori indiciali. **All'interno di queste forze e momenti è contenuto anche il modello propulsivo, ma ciò non viene studiato nel dettaglio in questo corso.**

In generale non si considera una dinamica non-lineare completa ma una parte di dinamica a tratti, il vettore generico [di stato o di controllo] tiene conto della condizione di equilibrio iniziale² (condizione di trim) e di un incremento $x = x_{eq} + \Delta x$. Il sistema viene linearizzato e poi vengono considerati i piccoli incrementi, in modo da non avere una dinamica totalmente lineare in quanto gli incrementi possono essere considerati non lineari.

Tenendo conto della condizione di equilibrio iniziale, per la teoria delle piccole perturbazioni è possibile disaccoppiare le equazioni del moto scritte nei sistemi di riferimento assi corpo.

Per il piano longitudinale il vettore di stato è $x = (u, w, q, \vartheta)$ e le equazioni sono:

$$\begin{aligned}\Delta F_x &= m(\dot{u} + qw_{eq}) \\ \Delta F_z &= m(\dot{w} - qu_{eq}) \\ \Delta M_y &= I_y \dot{q}\end{aligned}\tag{3.17}$$

Per il piano latero-direzionale il vettore di stato è $x = (v, p, r, \phi, \psi)$ e le equazioni sono:

$$\begin{aligned}\Delta F_y &= m(\dot{v} + ru_{eq} - pw_{eq}) \\ \Delta M_x &= I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} \\ \Delta M_z &= I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p}\end{aligned}\tag{3.18}$$

[Si ricorda che l'eq. 3.12 a pag. 46 riporta le equazioni della velocità in assi body. L'eq. 3.7 a pag. 42 riporta le equazioni cinematiche scritte in assi body.]

Le tre equazioni di Eulero presentano singolarità a $\vartheta = \pm 90^\circ$, inoltre gli angoli di Eulero possono integrarsi fino a valori al di fuori del normale intervallo di $\pm 90^\circ$ di pitch e del normale intervallo $\pm 180^\circ$ degli angoli di roll e yaw. Questo problema di avvolgimento può rendere difficile la determinazione degli attitude in modo univoco e può portare al gimbal lock. Infine si osservi che le equazioni sono lineari in p, q, r ma non sono lineari in termini di angoli di Eulero desiderati.

Una possibile soluzione è l'uso di **quaternioni** per rappresentare l'orientamento del body del velivolo rispetto al sistema di riferimento fisso della Terra. I quaternioni sono un concetto matematico interessante con una profonda relazione con le basi dell'algebra e della teoria dei numeri, sono in realtà un'estensione dei numeri complessi, inventati da W.R. Hamilton nel 1843, sono molto utili per rappresentare gli orientamenti.

Il Teorema di Eulero dimostra che due terne qualsiasi possono essere messe in relazione da un'unica rotazione intorno a un asse [non necessariamente un asse principale], ciò significa che è possibile rappresentare un orientamento arbitrario come una rotazione di un determinato angolo attorno ad un asse unitario, e non necessariamente mediante 3 rotazioni come visto con gli angoli di Eulero. Questa rotazione viene rappresentata mediante il quaternion: è una rappresentazione con 4 parametri della realtà tridimensionale (q_0, q_1, q_2, q_3) dove q_0 è la quantità scalare che definisce l'angolo di rotazione, mentre q_1, q_2, q_3 , sono la quantità vettoriale che definisce l'asse attorno al quale deve avvenire la rotazione.

La memorizzazione di un orientamento come asse e angolo utilizza 4 numeri, ma il teorema di Eulero dice che sono sufficienti 3 numeri per rappresentare un orientamento. Matematicamente ciò significa che stiamo usando 4 gradi di libertà per rappresentare un valore di 3 gradi di libertà, questo implica che è possibile che ci siano informazioni aggiuntive o ridondanti. La ridondanza si manifesta nella grandezza del vettore asse: la magnitudine non trasporta alcuna informazione e quindi è ridondante,

² $F_{eq} = 0, M_{eq} = 0, V = (u_{eq}, v_{eq}, w_{eq})$ e $\omega_{eq} = 0$

di variabili problematiche. Bryan ha introdotto una rappresentazione lineare di questi cambiamenti: $F = (F_x, F_z, M_y)$ dovuti al peso W , alla spinta propulsiva T e all'aerodinamica X, Z, M_Y rispetto alle variabili caratteristiche del moto longitudinale e alle loro derivate temporali, ottenendo formalmente la seguente espressione:

$$\begin{aligned}\Delta F &= \Delta F(V, \alpha, \vartheta, \dot{V}, \dot{\alpha}, \dot{\vartheta} = q, \delta_e) \\ \text{dove} \\ F_x &= F_{x_{eq}} + \Delta F_x = \Delta F_x \\ F_z &= F_{z_{eq}} + \Delta F_z = \Delta F_z \\ M_y &= M_{y_{eq}} + \Delta M_y = \Delta M_y\end{aligned}\quad (3.22)$$

Assumendo una piccola variazione [del primo ordine] ΔF , la dipendenza rispetto a tutte queste variabili può essere espressa come nella seguente equazione per il piano longitudinale, utilizzando le derivate di stabilità -o di controllo- dimensionali e non dimensionali:

$$\frac{\partial F}{\partial x} \cdot \Delta x = F_x \cdot \Delta x \Rightarrow \frac{\partial C_F}{\partial \hat{x}} \cdot \Delta \hat{x} = C_{F_x} \cdot \Delta \hat{x} \quad (3.23)$$

Per la teoria delle piccole perturbazioni è possibile applicare il principio di sovrapposizione lineare, per cui si ottiene:

$$\Delta F = \frac{\partial F}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F}{\partial \vartheta} \Delta \vartheta + \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} \Delta \dot{V} + \frac{\partial F}{\partial \dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \frac{\partial F}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial F}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e \quad (3.24)$$

L'introduzione di \dot{V} e $\dot{\alpha}$ nell'espressione polinomiale linearizzata di Taylor del primo ordine è piuttosto atipica e può essere giustificata sulla base di considerazioni empiriche. Solitamente le derivate di stabilità sono definite rispetto alle incognite del problema differenziale (V, α, ϑ, q) e non rispetto alle loro derivate ($\dot{V}, \dot{\alpha}$, che dipendono rispettivamente da V e α). Tuttavia si è notato che le derivate di stabilità non sono sufficienti, ma che si ha una migliore aderenza ai dati reali quando il modello viene esteso includendo l'effetto di \dot{V} e $\dot{\alpha}$.

Piano latero-direzionale

Le forze e i momenti agenti in questo piano sono $F = (F_x, F_z, M_y)$. Si può fare una formulazione equivalente della variazione delle componenti attive della forza e del momento in termini di variabili problematiche ottenendo la seguente espressione:

$$\Delta F = \Delta F(V, \beta, \phi, \dot{\beta}, \dot{\phi} = p, \dot{\psi} = r, \delta_a, \delta_r) \quad (3.25)$$

Per la teoria delle piccole perturbazioni si ottiene:

$$\Delta F = \frac{\partial F}{\partial \beta} \Delta \beta + \frac{\partial F}{\partial \phi} \Delta \phi + \frac{\partial F}{\partial \dot{\beta}} \Delta \dot{\beta} + \frac{\partial F}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial F}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial F}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a + \frac{\partial F}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r \quad (3.26)$$

In modo analogo viene considerata la derivata di $\dot{\beta}$, che dipende da β , per avere una migliore aderenza ai dati reali.

3.2.1.3 Modello lineare

La semplificazione aerodinamica viene attuata mediante la linearizzazione del sistema. La linearizzazione viene effettuata nell'intorno della condizione di equilibrio che può essere la condizione di trim oppure una condizione iniziale predefinita [solitamente quanto deriva da flight test]. Quindi le derivate di stabilità e controllo possono essere ottenute con metodi analitici, numerici e sperimentali (prove in galleria del vento ed esperimenti di volo). Il vantaggio principale di questo approccio è che le equazioni del moto del velivolo sono riformulate in una forma linearizzata compatibile con i metodi classici di analisi della stabilità [basati sugli autovalori] e con la teoria del controllo lineare, cioè la formulazione

A seconda della complessità e della veridicità che si vuole dare alle derivate aerodinamiche si procede con gli step rappresentati nella fig. 3.16. Si effettuato flight test adoperando un test vehicle che è in continua comunicazione con la stazione di terra. Con la comunicazione up-link la stazione di terra trasmette al pilota l'assegnazione di manovre o la variazione di un parametro, con la comunicazione down-link il pilota e i sensori trasmettono alla stazione di terra la manovra compiuta e relativi dati misurati; i dati di volo vengono salvati sia a bordo che a terra, con una frequenza maggiore a bordo e con una frequenza più bassa si inviano i segnali a terra.

Il problema di questo tipo di comunicazione è che l'iniezione di una variazione di parametri da terra e il comando del pilota a bordo possono sovrapporsi e incombere in dinamiche a cui il pilota non riesce a reagire correttamente. Questo è un metodo che veniva utilizzato in passato, attualmente non si iniettano quasi più comandi da terra, al limite si caricano dei file preimpostati di cui il pilota è a conoscenza. Questi test permettono di registrare tutti i dati, di effettuare determinate manovre e di studiare la risposta del velivolo vero.



(a) FTE velivolo scalato su elicottero



(b) FTE velivolo scalato UAV

Figura 3.17: Tipologie di Flight Test Experiment

Vi sono diverse tipologie di flight test experiment:

- a) Utilizzo di un velivolo scalato caricato su un elicottero (fig. 3.17a) → il velivolo scalato è equipaggiato con della sensoristica maggiore rispetto alla sensoristica del velivolo vero. È agganciato all'elicottero sia strutturalmente che come elettronica di comunicazione diretta tra test vehicle e postazione dell'istruttore a bordo dell'elicottero [che svolge i compiti della ground station]. A parte il costo, il principale vantaggio è la mancanza del pilota, per cui non si manifestano i problemi legati alla sovrapposizione della dinamica del sistema. Tuttavia non essendoci il pilota la risposta del sistema non è quella che si ha in volo, ma intanto permette di studiare l'instabilità: è possibile iniettare variazioni di superfici di comando pericolose, che in caso di pilota a bordo non sarebbero iniettabili perché agli estremi dell'involuppo di volo. Questa tipologia di FTE attualmente è poco utilizzata.
- b) Attualmente si preferisce la tipologia che prevede l'utilizzo di un velivolo scalato UAV (fig. 3.17b) → non è ovviamente presente il pilota a bordo ma è fornito di equipaggiamenti per effettuare misurazioni che non sono presenti sul velivolo vero. Dalla stazione di terra vengono iniettati variazioni delle superfici di comando e si studia la risposta del velivolo. La difficoltà maggiore, come per le prove in galleria del vento, è la capacità di scalare il modello nel modo corretto: se la scalatura è corretta è possibile fare un match tra le analisi dei flight test del velivolo scalato e le analisi dei flight test del velivolo vero, e si ricava l'errore commesso.
- c) Utilizzo di un velivolo sperimentale full size → il test vehicle è dotato di un elettronica e di sensori che solitamente non sono presenti nel velivolo vero, le misure devono essere ridondanti

L'identificazione dei parametri è un sotto-problema dell'identificazione del modello che si concentra sulla formulazione di una struttura di modello adatta a descrivere matematicamente un certo effetto fisico. Nel caso della dinamica dei velivoli si va a semplificare il modello strutturale e poi si separa il modello della dinamica longitudinale dal modello della dinamica latero-direzionale, in modo da fornire una descrizione dettagliata del comportamento del velivolo nella maggior parte delle configurazioni di interesse pratico. Per questo motivo la struttura del modello nel caso dei velivoli può essere considerata assegnata.

In passato si usavano le prove in galleria del vento in particolare per la definizione dell'aerodinamica, successivamente si è preferito effettuare flight test in quanto si è cambiato il metodo di identificare i parametri, in particolare perché ciò è diventato più complicato con l'avvento della digitalizzazione e con il miglioramento del costo computazionale che si può caricare a bordo, è cambiato il flight control system e quindi bisogna fare molta attenzione alla fedeltà del modello aerodinamico e a tutte le semplificazioni. L'identificazione dei parametri è generalmente intesa come il processo attraverso il quale i risultati dei flight test experiment vengono trattati per trovare i valori effettivi dei coefficienti del modello dinamico di un aeromobile. I risultati di questa fase possono essere i valori finali di questi coefficienti, che possono essere usati per esempio per la creazione di un modello virtuale sofisticato e ad alta fedeltà dell'aeromobile da utilizzare come simulatore per l'addestramento dell'equipaggio o per la progettazione di un sistema di controllo o di guida (autopilota). Poiché in questa fase finale è richiesta la massima accuratezza e fedeltà delle informazioni si effettuano prove di volo su un prototipo, per cui questo tipo di analisi viene di solito eseguito nelle fasi finali della progettazione di un velivolo.

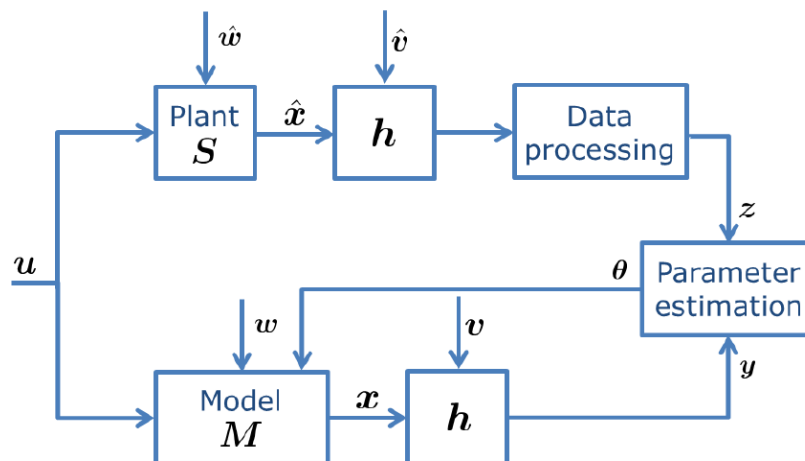


Figura 3.20: Schema concettuale del processo di identificazione parametrica

Nella fig. 3.20 è riportato lo schema concettuale del processo di identificazione parametrica. All'interno del plant S vi è il sistema reale soggetto a dei disturbi (rumori di processo) \hat{w} , all'uscita del sistema reale S si ha il vettore di stato \hat{x} che entra nei sensori h ed è disturbato da un rumore di misura \hat{v} , successivamente avviene il processamento dei dati ottenendo un output misurato z ; l'output misurato è sfruttato per creare un algoritmo di stima dei parametri.

Il modello matematico $M(\theta)$ riceve lo stesso input di variazione del comando u del plant, identifica il sistema reale S quindi deve essere il più vicino possibile ad esso tramite una stima di alcuni parametri, la stima del parametro θ avviene sulla base della conoscenza dell'errore $e = y - z$. Si considerano i disturbi ambientali/lo stato o il modello del sensore che ha del rumore e si ottiene l'output del modello matematico y .

Lo scopo degli algoritmi di identificazione e stima dei parametri deve essere quello di ottenere un y il più vicino possibile a z

Il concetto di base dell'identificazione dei parametri può essere spiegato considerando un modello di

Tendenzialmente si utilizza per studiare la variazione di un singolo output per effetto della variazione di un singolo input, cioè si riduce tutto il sistema in n assi disaccoppiati e si va a studiare un sistema Single Input Single Output SISO. Inoltre, per rendere possibile l'identificazione della risposta in frequenza su uno spettro di frequenze sufficientemente ampio, il segnale di ingresso deve essere adeguatamente ricco in frequenza. Questo pone alcuni vincoli alla progettazione dell'ingresso che non sono facili da soddisfare se il sistema è controllato attraverso dispositivi di controllo relativamente lenti, di conseguenza queste tecniche non sono ampiamente applicabili in generale.

I metodi numerici calcolano soluzioni approssimative a problemi matematici discretizzando processi continui. I metodi numerici vengono utilizzati quando gli approcci analitici o simbolici alla risoluzione di problemi matematici sono difficili da calcolare. Tra questi metodi, l'integrazione numerica è l'applicazione più importante nel campo della simulazione del volo. Ogni volta che si utilizzano dei metodi numerici vi è integrazione numerica che porta ad errori di due tipologie:

- a) utilizzo di un metodo numerico che non è di ordine sufficientemente elevato per cui non si riesce ad ottenere tutta la dinamica del sistema;
- b) utilizzo di un metodo numerico che fa in modo che la risposta y sia effettivamente vicina a z , ma in cui si considerano delle dinamiche che non sono proprie del sistema.

Le equazioni del moto del volo sono -nella maggior parte dei casi- approssimate da equazioni alle differenze finite di ordine almeno pari a quello delle equazioni del moto per coerenza. In ogni caso, sono stati proposti numerosi metodi di ordine elevato per la soluzione delle equazioni differenziali implementate nei simulatori di volo.

Qualsiasi approssimazione a differenza finita di ordine superiore all'ordine delle equazioni del moto introduce le extraneous root, cioè radici che non si traducono in una fisicità del sistema (radici non fisiche). Alle radici estranee si aggiungono altre radici che si avvicinano alle radici vere dell'equazione differenziale nel limite in cui il simple time d'integrazione si avvicina a zero ($h \rightarrow 0$ dove h è la dimensione dell'intervallo di integrazione) in modo che nh (n è un intero positivo) sia finito e uguale a t . Se le radici estranee sono instabili, la soluzione approssimata è sensibile a piccoli errori (per esempio, errore di partenza o errore di arrotondamento) introdotti nel calcolo. Questa instabilità numerica si verifica solitamente quando la frequenza di campionamento e le frequenze dei sistemi sono dello stesso ordine di grandezza.

In generale, per le soluzioni in tempo reale si preferiscono i metodi di integrazione numerica esplicita a passo temporale costante. Questi sono espliciti perché si basano su valori precedenti, mentre nei metodi impliciti il valore previsto viene utilizzato nella soluzione (si trova su entrambi i lati delle equazioni). D'altra parte, il vantaggio dei solutori impliciti è che possono non soffrire di problemi di instabilità, anche se sono computazionalmente più lenti o meno accurati degli schemi espliciti equivalenti. [Riassumendo: i metodi espliciti possono avere instabilità numerica, i metodi impliciti non possono avere instabilità numerica.] Si noti che i metodi numerici a passo variabile/ordine variabile o ricorsivi potrebbero non essere adatti alle applicazioni di simulazione del volo in tempo reale, dove il framerate è mantenuto costante.

Sono disponibili molte tecniche di integrazione numerica lineare a single-step e multi-step che possono essere classificate in tecniche di integrazione numerica implicita ed esplicita. Per quanto riguarda la stabilità e l'accuratezza, ognuna di queste tecniche di integrazione numerica presenta vantaggi e svantaggi, per cui è necessario effettuare il tradeoff in base alla condizione considerata. A seconda delle prestazioni, questi metodi possono essere utilizzati per sistemi rigidi e non rigidi. I metodi non concepiti per problemi rigidi (stiff problem) -cioè inclini all'instabilità numerica- devono utilizzare passi temporali sufficientemente piccoli per risolvere i cambiamenti più rapidamente possibile, il che li rende piuttosto inefficaci su intervalli in cui la soluzione cambia lentamente.

Concettualmente, un metodo numerico parte da un punto iniziale e poi fa un piccolo step in avanti nel tempo per trovare il punto di soluzione successivo. Il processo continua con step successivi per tracciare la soluzione. I metodi single step -come il metodo di Eulero- fanno riferimento ad un solo punto

o passando a un metodo di ordine superiore. Sebbene siano stati proposti vari miglioramenti al metodo di Eulero del primo ordine, se l'accuratezza numerica è un problema è necessario utilizzare metodi di integrazione di ordine superiore.

- **METODO DI RUNGE-KUTTA-GILL** → È il metodo a passo singolo più utilizzato per approssimare la soluzione dell'equazione differenziale $x'(t) = f(t, x)$. Quando $t = t_n$ il metodo valuta numericamente $f(t, x)$ quattro volte per passo:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{1}{6} \cdot [k_1 + (2 - \sqrt{2}) \cdot k_2 + (2 + \sqrt{2}) \cdot k_3 + k_4] \quad (3.33)$$

dove

$$\begin{aligned} k_1 &= h \cdot f(t_n, x_n) \\ k_2 &= h \cdot f(t_n + h/2, x_n + k_1/2) \\ k_3 &= h \cdot f(t_n + h/2, x_n + (-1 + \sqrt{2})/2 \cdot k_1 + (2 - \sqrt{2})/2 \cdot k_2) \\ k_4 &= h \cdot f(t_n + h, x_n - \sqrt{2}/2 \cdot k_2 + (2 + \sqrt{2})/2 \cdot k_3) \\ t_{n+1} &= t_n + h \end{aligned}$$

Questa versione del metodo di Runge-Kutta è del quarto ordine:

$$\epsilon_{n+1} \approx O(h^5) \quad (3.34)$$

- **METODO DI ADAMS-BASHFORTH AB2** → Il metodo Adams-Bashforth (AB2) del secondo ordine è un metodo predittivo lineare multi step dato da:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{h}{2} \cdot [3 \cdot f(t_n, x_n) - f(t_{n-1}, x_{n-1})] \quad (3.35)$$

Si noti che il metodo AB2 è esplicito e quindi solo condizionatamente stabile. Inoltre, il metodo AB2 richiede la soluzione del passo $n - 1$ e del passo n per trovare la soluzione del passo $n + 1$. Questa versione del metodo Adams-Bashforth predictor è del secondo ordine:

$$\epsilon_{n+1} \approx O(h^3) \quad (3.36)$$

- **METODO DI ADAMS-MOULTON AM2** → Il metodo Adams-Moulton del secondo ordine (AM2) è una tecnica implicita (metodo correttivo lineare a più fasi), talvolta indicata come regola trapezoidale. L'equazione di passo temporale per AM2 è data da:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{h}{2} \cdot [f(t_{n+1}, x_{n+1}) + f(t_n, x_n)] \quad (3.37)$$

La natura implicita del metodo è evidente. Per un problema di valore iniziale non-lineare, bisogna risolvere un'equazione algebrica non lineare ad ogni passo temporale, questo è molto più costoso rispetto al metodo AB2 esplicito. Tuttavia, essendo una tecnica implicita, AM2 non soffre dell'instabilità numerica dell'AB2 per valori relativamente grandi del passo temporale. Ancora una volta si tratta di un compromesso tra stabilità e costo computazionale, poiché sia AM2 che AB2 sono accurati al secondo ordine.

Un modo per implementare uno schema implicito è quello di accoppiarlo con un corrispondente schema esplicito dello stesso ordine (approccio predittore-correttore).

Errori nel calcolo numerico. Velocità, accuratezza e stabilità del metodo

Gli errori del calcolo numerico sono di due classi:

- errori dovuti alla rappresentazione dei numeri con un numero finito di cifre significative → l'arrotondamento;

più veloci dei solutori espliciti, ma non è detto che siano accurati.

Root-finding

Tra i metodi numerici, la ricerca di radici è un'altra applicazione importante per lo sviluppo di codici di simulazione del volo. Una delle tecniche più elementari è il metodo di Newton: un algoritmo iterativo di ricerca delle radici che produce approssimazioni sempre migliori alle radici -o agli zeri- di una funzione a valore reale [metodo ai residui]. Il metodo può essere esteso anche a funzioni complesse (autovalori) e a sistemi di equazioni (problemi di trim aeronautico e/o inizializzazione di sistemi di integrazione numerica). Se la funzione non è continuamente differenziabile in un intorno della radice, allora è possibile che il metodo di Newton diverga sempre e fallisca, a meno che la soluzione non venga individuata al primo tentativo.

La versione più elementare parte da una funzione f definita per una sola variabile reale x , la derivata della funzione f' , e un'ipotesi iniziale x_0 per una radice di f . Se la funzione soddisfa presupposti sufficienti e l'ipotesi iniziale è vicina, allora

$$x_1 = x_0 - \frac{f(x_0)}{f'(x_0)} \quad (3.38)$$

è un'approssimazione della miglior radice di x_0 . Geometricamente, $(x_1, 0)$ è l'intersezione tra l'asse x e la tangente del grafico di f a $(x_0, f(x_0))$: in altre parole, l'ipotesi migliore è la radice dell'approssimazione lineare nel punto iniziale. Il processo viene ripetuto come

$$x_{n+1} = x_n - \frac{f(x_n)}{f'(x_n)} \quad (3.39)$$

fino a raggiungere un valore sufficientemente preciso.

Come si evince dalla fig. 3.21, il metodo di Newton è un metodo iterativo in cui si parte da una initial

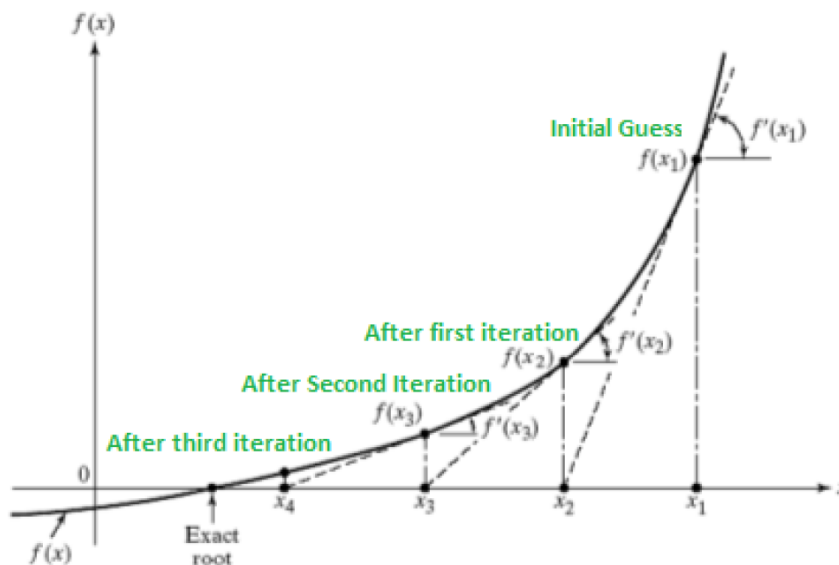


Figura 3.21: Metodo di Newton

guess per cercare una soluzione, se non corrisponde alla soluzione esatta si continua con le successive iterazioni; quindi è un metodo iterativo che agisce solo nell'intorno dell'iterazione selezionata. La linea tratteggiata rappresenta il metodo di Newton, la linea piena rappresenta la soluzione esatta.

Quando si usano questi metodi ai residui il punto di partenza per la valutazione di un modello matematico è sempre il punto di equilibrio, quindi i metodi numerici si usano per trovare la condizione

non lineari (eventualmente ridotte a una forma lineare) delle variabili sopra citate e delle loro derivate aerodinamiche temporali. Un'altra alternativa utilizzata maggiormente negli ultimi anni è quella data dal modello di Tobak & Schiff, in cui non si considerano le derivate aerodinamiche ma i funzionali indiciali; in questo modo non vi sono gli errori che possono scaturire dal troncamento.

Modello linearizzato

Per la forma linearizzata del modello matematico del velivolo, nell'intero sistema di equazioni del moto non ci sono né termini di ordine superiore al primo né termini accoppiati. I modelli aerodinamici descrivono le forze e i momenti aerodinamici che agiscono sull'aeromobile durante la manovra dinamica da analizzare. Si può scegliere di linearizzare solo le espressioni delle forze e dei momenti aerodinamici: allora il modello aerodinamico linearizzato contiene una serie di parametri chiamati derivate di stabilità e di controllo.

I modelli lineari di aeromobili sono ampiamente utilizzati, non solo per le applicazioni informatiche ma anche per rapide approssimazioni e calcoli "a mano". L'aerodinamica può essere rappresentata da polinomi omogenei di primo grado nelle variabili di stato e di controllo delle equazioni del moto linearizzate. Tali polinomi vengono utilizzati come approssimazioni lineari delle forze aerodinamiche e dei momenti che agiscono sul velivolo in condizioni di volo dinamico, evitando l'interpolazione del database aerodinamico poiché i coefficienti di questi polinomi (derivate aerodinamiche) sono normalmente mantenuti costanti. In generale il dominio in cui sono validi i modelli lineari è limitato a piccole deviazioni da una condizione di volo nominale che è stazionaria, l'aerodinamica deve essere stazionaria e quindi non è possibile simulare tutte le manovre. La look up table è strutturata in modo da avere una schedulazione di n tabulazioni: derivate aerodinamiche in funzione della velocità e di angoli tipici, ad esempio l'angolo di incidenza α .

D'altra parte, il vantaggio dell'utilizzo di modelli non lineari è che questi modelli dovrebbero essere validi per una gamma più ampia di condizioni di volo. Inoltre, le simulazioni delle manovre di flight test sono molto meno vincolate per quanto riguarda l'ampiezza delle escursioni dell'angolo d'attacco e della velocità dell'aria. Una forma specifica di rappresentazione dei modelli aerodinamici non lineari è l'utilizzo di polinomi di ordine superiore nelle variabili di stato e di controllo. I coefficienti di questi polinomi sono normalmente aggiornati in funzione delle variazioni dell'angolo d'attacco durante la simulazione. In linea di principio, il dominio dei modelli non lineari copre deviazioni più ampie da una data condizione di volo nominale, rispetto ai modelli lineari; quindi può essere utilizzato per tutto l'inviluppo di volo. Ciò è possibile anche quando si utilizza il metodo degli indiciali per definire tutte le non linearità che sono state trascurate nello sviluppo in serie di Taylor delle derivate aerodinamiche. È possibile utilizzare il metodo degli indiciali anche quando si è fuori dalle condizioni di equilibrio.

Per analizzare correttamente le caratteristiche dinamiche di un aeromobile, occorre utilizzare un modello appropriato, ma nella sua formulazione è comune incontrare i seguenti problemi tipici:

1. definizione del modello matematico con un'adeguata accuratezza al fine di rappresentare tutti gli aspetti che devono essere studiati, evitando di avere un modello sovraccarico per una semplice analisi → l'accuratezza viene definita attraverso metodi di integrazione e andando a valutare fattori di velocità, accuratezza e stabilità;
2. validazione del modello attraverso la correlazione con i dati sperimentali, flight test, prove in galleria del vento, comportamento reale del sistema in generale → mediante l'output error method si studia la differenza tra l'output del modello e l'output dei dati sperimentali/flight test/test in galleria del vento o addirittura già da una tabulazione del velivolo vero;
3. limitazioni del modello stesso dovute all'imprecisione, alla presenza di latenza costantemente o solo in alcuni range di volo, all'incapacità di comprendere il sistema → la mancanza di comprensione ingegneristica (lack of engineering insight) è dovuta agli errori per l'introduzione di dinamiche che non sono proprie del sistema.

adimensionali. Il modello è dato dalle seguenti equazioni:

$$\begin{aligned}
C_X &= C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{X_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{X_{\delta_r}} \delta_r + C_{X_{\delta_f}} \delta_f + C_{X_{\alpha\delta_f}} \alpha \delta_f \\
C_Y &= C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_{Y_{\alpha\delta_a}} \alpha \delta_a + C_{Y_\beta} \frac{\dot{\beta}b}{2V} \\
C_Z &= C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{Z_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_{\beta^2\delta_e}} \beta^2 \delta_e + C_{Z_{\delta_f}} \delta_f + C_{Z_{\alpha\delta_f}} \alpha \delta_f \\
C_l &= C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\alpha\delta_r}} \alpha \delta_r + C_{l_\beta} \frac{\dot{\beta}b}{2V} \\
C_m &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\beta^2}} \beta^2 + C_{m_r} \frac{rb}{2V} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \\
C_n &= C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{n_{\beta^3}} \beta^3
\end{aligned} \tag{3.44}$$

Come si evince dalle eqq. 3.44, il metodo degli indiciali diagramma le derivate aggiungendo fattori -come α^2 e α^3 , oltre alle superfici proprie- in modo da andare a considerare tutte le non linearità che precedentemente non erano state considerate. L'aggiunta di queste derivate però ha la conseguenza di aggiungere delle caratteristiche non proprie del sistema. Inoltre quando si hanno gli indiciali, le derivate aerodinamiche non sono associate ad un solo parametro in quanto si considerano sia le variabili del piano longitudinale che quelle del piano latero-direzionale, cioè i piani non sono separabili; quindi solitamente si trova la tabulazione delle derivate aerodinamiche in funzione di α e β . Si considerano gli effetti instazionari del modello aerodinamico, quindi delle derivate tipo $\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$.

La derivazione e la definizione di un modello lineare per un velivolo rigido di massa costante che vola su una Terra piana e non rotante possono essere fornite anche con un approccio misto sui sistemi di riferimento, che utilizza assi vento e assi corpo/di stabilità, mantenendo i carichi aerodinamici in assi vento, ma fornendo la dinamica rotazionale rispetto agli assi corpo, cioè mantenendo le proprietà inerziali costanti nel tempo. Questa formulazione fornisce anche -dopo alcune manipolazioni analitiche delle equazioni- una formulazione esplicita per le accelerazioni angolari.

Solitamente si considera il vettore spinta T agente lungo l'asse X_{body} , ma quando si considera il modello lineare bisogna effettuare la trasformazione del modello propulsivo e bisogna effettuare il thrust vectorin, cioè come agisce la thrust su tutti gli assi body (X_T, Y_T, Z_T). Non viene assunta alcuna ipotesi di traiettoria di riferimento o di simmetria inerziale del veicolo.

3.2.2 Modello UAV ad ala fissa

3.2.2.1 Assunzioni

Per la valutazione delle equazioni del moto si considerano le seguenti ipotesi del moto:

- i) l'aeromobile è un corpo rigido;
- ii) il body è simmetrico rispetto al piano $X - Z$;
- iii) il piano longitudinale e il piano latero-direzionale sono disaccoppiati;
- iv) il punto di equilibrio della linearizzazione è il volo livellato;
- v) il modello linearizzato viene utilizzato per implementare il sistema di controllo e definire il path mediante l'inseguimento di waypoint.

3.2.2.2 Model setup

- Si considera un modello non lineare completo.

Per la valutazione della navigazione del velivolo viene considerato il vettore posizione $[x, y, h]^T$, da cui:

$$\begin{aligned} V_N &= u \cos\vartheta \cos\psi + v(\sin\phi \sin\vartheta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) + w(\cos\phi \sin\vartheta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \\ V_E &= u \cos\vartheta \sin\psi + v(\sin\phi \sin\vartheta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi) + w(\cos\phi \sin\vartheta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \\ V_D &= u \sin\vartheta + v \cos\vartheta \sin\phi + w \cos\phi \cos\vartheta \end{aligned} \quad (3.48)$$

dove $[V_N, V_E, V_D]^T$ sono le componenti della velocità totale lungo gli assi del sistema di riferimento tangente del velivolo.

3.2.2.4 Modello lineare

La procedura di linearizzazione delle equazioni del moto porta al disaccoppiamento dei piani longitudinale e latero-direzionale. Ciascuno di essi è modellato con una rappresentazione stato-spazio continua tempo invariante standard.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (3.49)$$

dove $x(t)$ è il vettore di stato, $u(t)$ il vettore di controllo, $y(t)$ il vettore degli output controllati, A la matrice di stato, B la matrice di input, C la matrice di output.

Valgono le seguenti considerazioni.

- Le variabili di stato nel piano longitudinale sono: la componente longitudinale della velocità u , la componente verticale della velocità w [e di conseguenza l'angolo di attacco $\alpha \simeq w$], l'angolo di beccheggio ϑ e il pitch rate q .
- Gli stati latero-direzionali sono: la componente laterale della velocità v , il roll rate p , la yaw rate r e l'angolo di rollio ϕ .
- L'input di controllo del velivolo si basa sull'elevatore del bordo d'uscita: deflessione simmetrica per l'elevatore δ_e , antisimmetrica per l'alettone δ_a . Inoltre la spinta è considerata un input del piano longitudinale

Di seguito vengono riportate le matrici del sistema, formate dalle varie derivate dimensionali, queste sono definite in assi vento.

Le matrici di stato sono:

$$A_{long} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & -g \cos\vartheta_0 & 0 \\ \frac{Z_u}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_\alpha}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{-g \sin\vartheta_0}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_q + U_0}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ M_u + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_u}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_\alpha + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_u + \frac{-M_{\dot{\alpha}} g \sin\vartheta_0}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_q + \frac{M_{\dot{\alpha}} (Z_q + U_0)}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

dove $X_\alpha = X_w U_0$, $Z_\alpha = Z_w U_0$. Solitamente $Z_{\dot{\alpha}} = 0$ e $M_{\dot{\alpha}} = 0$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} Y_V & Y_p & Y_r - U_0 & 0 \\ L_V & L_p & L_r & 0 \\ N_V & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

Le matrici dei controlli possono essere scritte nel seguente modo:

$$B_{long} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \frac{Z_{\delta_e}}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 \\ 0 & M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{U_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

3.2.3.1 Assunzioni

Per la valutazione delle equazioni del modo del multirottore si considerano le seguenti ipotesi:

- i) il quadrirotore è un corpo rigido;
- ii) le pale delle eliche sono rigide;
- iii) la Terra si approssima a piatta;
- iv) il quadrirotore è simmetrico;
- v) il centro di massa e il centro geometrico coincidono;
- vi) l'inerzia dei motori è piccola e trascurabile;
- vii) il ground effect (effetto di destabilizzazione che genera instabilità a causa della generazione di vortici turbolenti) è trascurato.

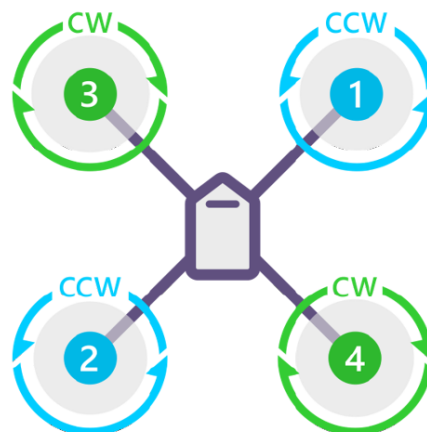


Figura 3.23: Assunzioni per il quadrirotore

Come si evince dalla fig. 3.23, per il modello del quadrirotore vengono fatte le seguenti assunzioni ulteriori:

- i) configurazione a X;
- ii) simmetria geometrica e inerziale;

3.2.3.2 Modellazione

L'assetto e la posizione del quadrirotore possono essere controllati ai valori desiderati modificando le velocità dei quattro motori. Sul quadrirotore si possono esercitare le seguenti forze e momenti:

- i) la spinta, causata dalla rotazione coincidente dei rotori;
- ii) il momento di beccheggio e di rollio, causati dalla differenza di spinta dei quattro rotori;
- iii) la gravità, l'effetto giroscopico e il momento di imbardata.

Con i seguenti accorgimenti:

- l'effetto giroscopico si manifesta solo nei quadrirotori di costruzione leggera o quando si devono eseguire manovre aggressive;
- il momento di imbardata si ha per instabilità, è causato dallo sbilanciamento delle velocità di rotazione dei quattro rotori;
- il momento di imbardata può essere annullato quando due rotori ruotano in direzione opposta.

Come raffigurato in fig. 3.24a, le eliche sono quindi divise in due gruppi: in ogni gruppo ci sono due motori diametralmente opposti. Il controllo dei movimenti nei sei gradi di libertà può essere implementato regolando velocità di rotazione dei diversi motori. I movimenti comprendono: movimenti in avanti e indietro, movimenti laterali, verticali, di rollio, di beccheggio e di imbardata.

Il movimento di imbardata del quadrirotore può essere realizzato da una coppia reattiva prodotta dal rotore [l'entità della coppia reattiva è relativa alla velocità del rotore]: quando le quattro velocità del rotore sono uguali, le coppie reattive si bilanciano a vicenda e il quadrirotore non ruota; mentre se le quattro velocità del rotore non sono assolutamente uguali, le coppie reattive non si bilanciano e il quadrirotore inizia a ruotare. Quando le velocità dei quattro rotori aumentano e diminuiscono in modo sincrono si ha movimento verticale.

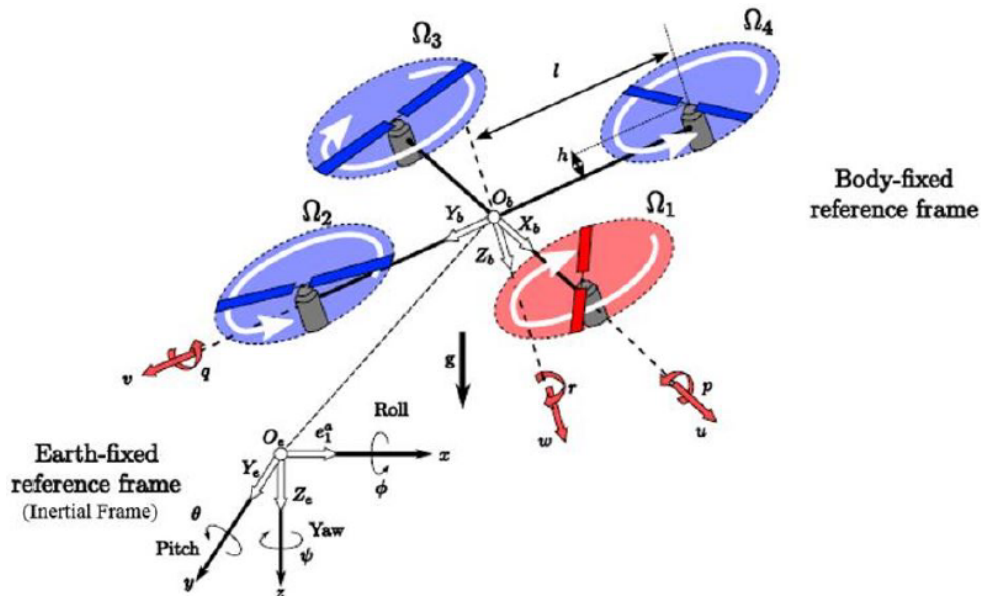


Figura 3.25: Sistemi di riferimento per il quadrirotore

3.2.3.4 Model setup

Viene fornito un modello matematico del quadrirotore, sfruttando le equazioni di Newton e di Eulero per il moto tridimensionale di un corpo rigido; con lo scopo di fornire un modello sufficientemente affidabile per simulare e controllare il suo comportamento.

Per quanto riguarda il RW-UAV, vengono analizzati tre diversi modelli:

- un modello non-lineare completo;
- un modello non-lineare semplificato [per scopi di controllo];
- un modello lineare.

Le variabili del modello sono:

- tre componenti della velocità lineare lungo gli assi body $(u, v, w)^T$;
- tre componenti delle velocità angolari lungo gli assi del corpo $(p, q, r)^T$;
- tre angoli che identificano l'assetto del quadrirotore $(\phi, \vartheta, \psi)^T$;
- tre posizioni negli assi NED.

A causa di quattro ingressi e almeno sei output (il vettore che contiene le velocità lineari e angolari nel riferimento body), il quadrirotore è considerato un sistema complesso non lineare sottoattuato.

3.2.3.5 Modello non-lineare

Sia $(x, y, z, \phi, \vartheta, \psi)^T$ il vettore che contiene la posizione lineare e angolare del quadrirotore nel sistema NED, e $(u, v, w, p, q, r)^T$ il vettore contenente la velocità lineare e angolare nel sistema body. Dalla dinamica dei corpi 3D, ne consegue che i due sistemi di riferimento sono legati dalle seguenti relazioni:

$$\begin{aligned} v &= {}^I R_B v_B \\ \omega &= T \omega_B \end{aligned} \quad (3.55)$$

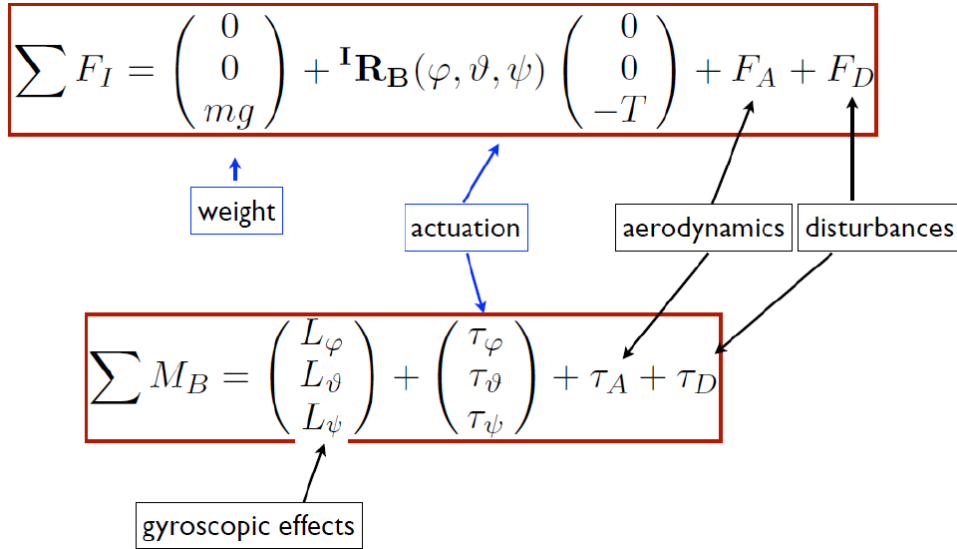


Figura 3.27: Forze e momenti applicati al quadrirotore

Allora si possono scrivere le equazioni del moto non-lineari in termini NED e in termini di assi corpo [le equazioni del moto di un quadrirotore sono sempre scritte in due sistemi di riferimento, non è possibile scriverle in un unico s.r.].

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= v_x \\
 \dot{y} &= v_y \\
 \dot{z} &= v_z \\
 \ddot{x} = \dot{v}_x &= F_{A,x} - (\cos\psi \sin\vartheta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \frac{T}{m} \\
 \ddot{y} = \dot{v}_y &= F_{A,y} - (\sin\psi \sin\vartheta \cos\phi - \sin\phi \cos\psi) \frac{T}{m} \\
 \ddot{z} = \dot{v}_z &= F_{A,z} + g - \cos\vartheta \cos\phi \frac{T}{m} \\
 \dot{\phi} &= p + q \sin\phi \tan\vartheta + r \cos\phi \tan\vartheta \\
 \dot{\vartheta} &= q \cos\phi - r \sin\phi \\
 \dot{\psi} &= q \sin\phi \sec\vartheta + r \cos\phi \sec\vartheta \\
 \dot{p} = \ddot{\phi} &= \tau_{A,x} + \frac{I_r}{I_x} q \Omega_r + \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{\tau_\phi}{I_x} \\
 \dot{q} = \ddot{\vartheta} &= \tau_{A,y} + \frac{I_r}{I_y} p \Omega_r + \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{\tau_\vartheta}{I_y} \\
 \dot{r} = \ddot{\psi} &= \tau_{A,z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{\tau_\psi}{I_z}
 \end{aligned} \tag{3.59}$$

Queste possono essere compattate nella forma

$$\dot{\xi} = f(\xi) + g(\xi)u \tag{3.60}$$

dove: $\xi = (x, y, z, v_x, v_y, v_z, \phi, \vartheta, \psi, p, q, r)^T$; $u = (T, \tau_\phi, \tau_\vartheta, \tau_\psi)^T$, Ω_r è la media delle velocità angolari delle pale, I_r è l'inerzia del propeller.

Gli effetti giroscopici sono dovuti agli effetti dei propeller e quindi i due piani non possono essere disaccoppiati: vi sono termini con I_r e Ω_r in p e q , per cui la velocità angolare di beccheggio e di rollio sono fortemente connesse tra loro e devono essere necessariamente accoppiati. È possibile trascurare e considerare nulli questi accoppiamenti solo se non si considerano manovre aggressive e l'ala rotante è abbastanza grande. Per UAV abbastanza piccoli/leggeri gli effetti di accoppiamento dovuti alla presenza di una media delle velocità angolari e dell'inerzia del propeller non possono essere trascurati.

In fig. 3.28 è rappresentato lo schema del modello. Il modello non-lineare semplificato è contenuto nel blocco del quadritore, poi sono presenti due diversi controllori: l'outer loop per la posizione e l'inner loop per l'assetto. Poiché per l'assetto le variabili sono molto veloci, è fondamentale che almeno l'attitude control sia non-lineare; poiché la posizione ha una dinamica lenta, il position control può essere anche un PID.

La variazione del vettore delle velocità deve essere riscritta in assi corpo:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= qw - rv + g \sin\vartheta \\ \dot{v} &= -pw + ru - g \cos\vartheta \sin\phi \\ \dot{w} &= pv - qu - g \cos\vartheta \cos\phi - \frac{T}{m}\end{aligned}\quad (3.62)$$

L'unica forza presente è la Thrust, che agisce sulla componente verticale della velocità.

3.2.3.7 Modello lineare

Come per il FW-UAV, anche per il multirotores viene proposta una rappresentazione stato-spazio continua tempo invariante standard.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t)\end{aligned}\quad (3.63)$$

dove $x(t)$ è il vettore di stato, $u(t)$ il vettore di controllo, $y(t)$ il vettore degli output controllati, A la matrice di stato, B la matrice di input, C la matrice di output.

In letteratura si trovano due differenti opzioni:

- defnizione delle derivate aerodinamiche → di solito utilizzata per avere una conoscenza approfondita della dinamica della piattaforma per implementare un controllore robusto per un volo stabile;
- linearizzazione del modello non-lineare semplificato nell'intorno delle condizioni di equilibrio → proposta per soluzioni semplificate e manovre semplici (ad esempio, mantenimento dell'altitudine, mantenimento dell'assetto, ecc.).

In merito alla prima opzione, le derivate aerodinamiche devono essere calcolate usando la teoria dell'ala rotante/elicottero, secondo le formule di Prouty. Ciò è molto complesso in quanto bisogna considerare le caratteristiche della piattaforma: tutta la geometria del sistema, la variazione di alcuni parametri come velocità di inflow e di pitch.

Ad esempio la direct force damping è

$$\begin{aligned}\frac{\partial X}{\partial u} &= -\rho A_b (\Omega R)^2 \frac{\partial C_H / \sigma}{\partial a_{1S}} \cdot \frac{\partial a_{1S}}{\partial \mu} \cdot \frac{\partial \mu}{\partial \dot{x}} \\ &\text{per elicottero } \frac{\partial a_{1S}}{\partial \mu} = \frac{8}{3} \vartheta_0 - 2 \frac{v_1}{\Omega R} + 2 \vartheta_{tw} \\ &\text{per quadritore } \frac{\partial a_{1S}}{\partial \mu} = 4 \vartheta_{0.75} - 2 \lambda\end{aligned}\quad (3.64)$$

Solitamente si preferisce la seconda opzione, la procedura di linearizzazione è sviluppata intorno ad un punto di equilibrio \hat{x} (tutto è praticamente nullo), che per un input fisso \hat{u} è la soluzione del sistema algebrico $\hat{f}(\hat{x}, \hat{u}) = 0$. Se si considera il sistema non-lineare completo, la soluzione è difficile da ricavare in forma chiusa a causa delle funzioni trigonometriche correlate tra loro in maniera non elementare. Pertanto, la linearizzazione viene eseguita a partire dal sistema semplificato.

Si considerano i seguenti vettori di stato:

$$\begin{aligned}x &= (\phi, \vartheta, \psi, p, q, r, u, v, w, x, y, z)^T \in \mathbb{R}^{12} \\ u &= (T, \tau_\phi, \tau_\vartheta, \tau_\psi)^T \in \mathbb{R}^4\end{aligned}\quad (3.65)$$

In particolare il controllore genera direttamente un spinta e tre coppie, ma bisogna prestare attenzione al fatto che si fanno variare le velocità angolari ed è sempre presente il motor mixer [solitamente definito dal costruttore] perché bisogna passare da quelle che sono le forze desiderate alle velocità angolari, come rappresentato nella fig. 3.31.

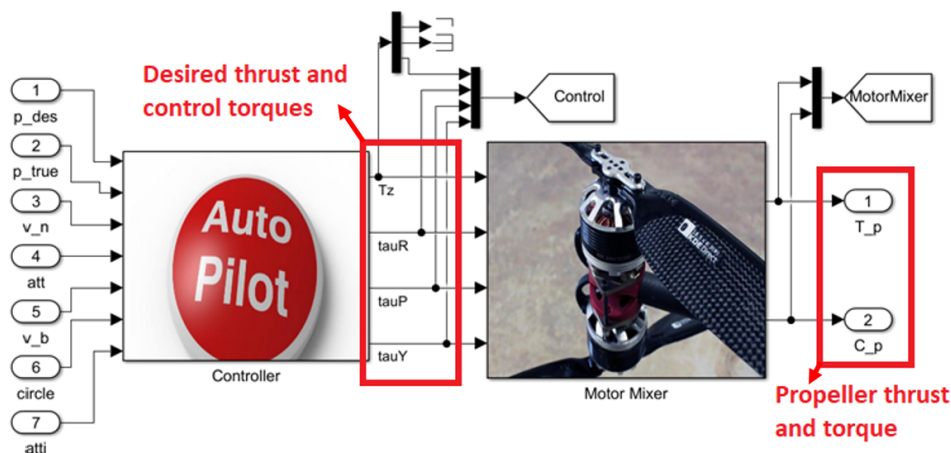


Figura 3.31: Schema controllore 4Rotor implementato in MATLAB/Simulink

Come si nota dalla fig. 3.32, all'interno del modello è presente l'outer loop e l'inner loop: nell'outer loop vi sono come variabili z , x , y e anche l'angolo ψ che solitamente si muove più lentamente rispetto a ϕ e ϑ ; mentre l'inner loop riguarda una dinamica più veloce e ha come variabili ϕ e ϑ .

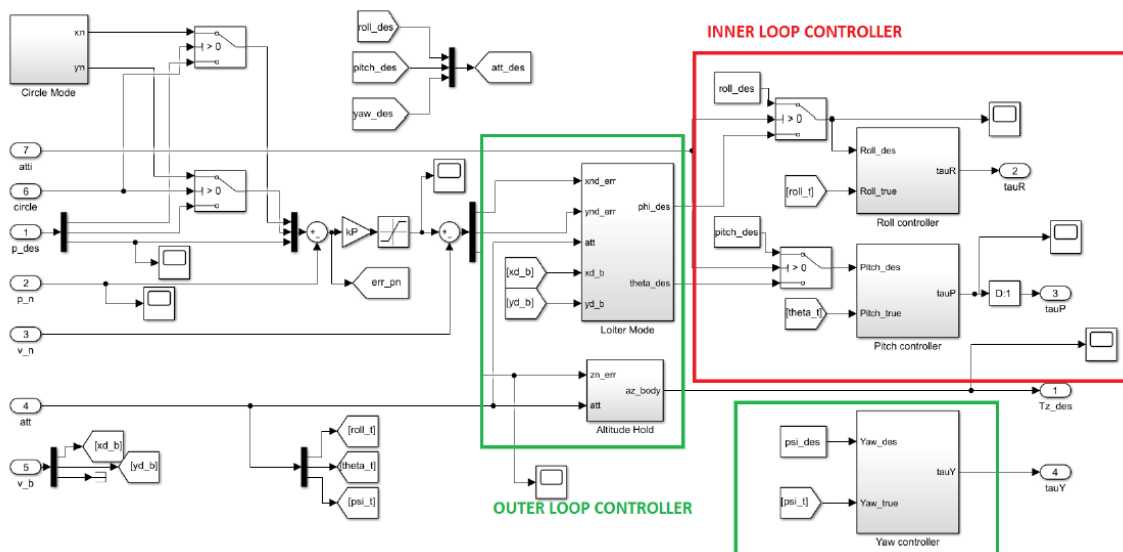


Figura 3.32: Schema controllore 4Rotor implementato in MATLAB/Simulink

3.2.3.9 Design di un multicopter

Il quadricottero ha le 4 eliche disposte come un quadrato o un rettangolo intorno al corpo del velivolo. I vantaggi sono: velocità, alta manovrabilità, economicità, facilità nella costruire; gli svantaggi sono: no motore di riserva, no payload pesanti.

L'esacottero è il passo successivo: ha sei motori e relative eliche. Questo aumenta le capacità del velivolo e ne fanno la scelta ottimale per chi vola con telecamere costose. I vantaggi sono: potenza, altezza, stabilità, safety; gli svantaggi sono: dimensione e prezzo.

L'ottocottero presenta tutti i vantaggi visti con gli esacotteri, ma con una potenza ancora maggiore. Questi modelli non sono assolutamente economici e captano le migliori riprese aeree disponibili. Il

mediante l'identificazione (=stima) di alcuni parametri. Si usano i metodi di identificazione principalmente per i modelli multirotorici [sistemi non lineari, multivariabile, sottoattuati e instabili]. Questi vengono utilizzati per progettare la spinta e la coppia che deve erogare il quadrirotore attraverso k_T e k_q .

Man mano che la ricerca sui quadricotteri si sposta verso nuove aree di ricerca (ad esempio, manipolazione mobile, movimenti acrobatici, ecc.) sorge l'esigenza di un modello matematico elaborato e le ipotesi di semplificazione non sono più adatte. [Di solito il quadrirotore è un sistema che viene comprato così com'è, senza avere l'esigenza di smontarlo; non si conoscono i valori dei momenti di inerzia, della forza e della coppia generati dai motori, quindi con i metodi di identificazione si riescono a stimare tutte le caratteristiche proprie del sistema senza dover andare a smontare il velivolo.] Quando compaiono manovre aggressive -come le azioni di volo fast forward e heave flight actions, il VTOL e l'effetto suolo- la dinamica dei quadricotteri potrebbe essere influenzata in modo significativo da queste forze e momenti aerodinamici. Le tecniche esistenti di modellazione e controllo sono inadeguate per un accurato tracciamento della traiettoria a velocità elevate e in ambienti incerti se l'influenza aerodinamica viene ignorata.

In letteratura si trovano diverse metodologie per identificare i parametri di un multicottero, alcuni di questi metodi sono:

- a) computazione diretta della geometria;
- b) metodi ibridi per sistemi ad ala rotante come il metodo del pendolo composto più sistema di tracciamento ottico della posizione (Vicon);
- c) analisi dai dati volo (flight test) o dati sperimentali (galleria del vento).

I primi due metodi sono approcci che dipendono dal modello, anche se una volta eseguito su un sistema può essere facilmente ripetuto su altri sistemi. Per queste classi di metodi, l'approccio più collaudato è quello dell'identificazione di parametri fisici [si smonta il velivolo] per definire i momenti d'inerzia, le masse, le geometrie e la relazione tra spinta/coppia dell'elica e velocità angolare dell'elica; ciò costituisce un vantaggio-svantaggio in quanto bisogna conoscere il modello dinamico per implementare i parametri del sistema. [La computazione diretta veniva principalmente utilizzata in passato, attualmente si utilizzano principalmente per caratterizzare le tipologie/i dati del sistema].

L'analisi dei dati volo [utilizzata dopo la computazione diretta, ma prima dei metodi ibridi] si basa sulla variazione degli input di controllo, chiamato approccio diretto. Questo approccio è un'identificazione black box tra l'input di controllo virtuale e la velocità angolare. Lo svantaggio di questo approccio è che per effettuare gli esperimenti di volo per acquisire i dati di identificazione il multirottore deve avere un controllore funzionante, ciò significa che il segnale di ingresso non sarà quello che controlla il multirottore ma un segnale di riferimento per il sistema di controllo o un segnale di riferimento per l'uscita del controllore.

3.3.1 Computazione diretta

I metodi di computazione diretta sono solitamente metodi che si appoggiano a sistemi CAD: si ha un disegno del velivolo ed è possibile identificare le lunghezze geometriche, la massa, la matrice di inerzia, i coefficienti di attrito, il coefficiente di spinta e di resistenza aerodinamica.

Gli svantaggi sono:

- è molto time consuming perchè bisogna misurare la geometria e la massa di tutti gli elementi (comprese le batterie e i motori), quindi è necessario smontare e poi rimontare il multirottore in laboratorio. Ogni volta che si cambia un'elica cambia l'inerzia del velivolo, in generale ad ogni variazione bisogna rifare i calcoli geometrici e della trasposizione in spinta e coppia;
- spesso si ottengono dei risultati che possono essere inaccurati;
- è necessaria una controprova della validità del modello CAD.

3.3.4.2 Identificazione di thrust e torque

La progettazione dell'UAV è un processo di ottimizzazione tra la spinta richiesta e la potenza disponibile. La definizione del sistema di propulsione implica la scelta del numero di rotori, del motore e dell'elica. Prima di assemblare l'UAV, gli ingegneri addetti ai test verificano il consumo di energia e la spinta generata per essere certi di soddisfare le esigenze di un UAV [si ricorda che tutte le volte che si modifica la tipologia del motore/elica bisogna rifare il processo di stima perché la spinta prodotta è funzione del tipo di motore e del tipo di elica che si sta considerando]. Le curve spinta-velocità e potenza-velocità sono fondamentali per la simulazione del comportamento dinamico.

Per la progettazione e la simulazione è necessario uno strumento di test bench. In letteratura si trovano diversi sistemi: ad esempio una cella di carico misura la forza e la coppia esercitata sul punto di montaggio; il circuito di monitoraggio della batteria misura la tensione e la corrente del motore; i dati vengono acquisiti dal computer utilizzando un processore Atmel per A/D a 400 Hz. Bisogna tener conto che i dati ottenuti valgono solo per lo specifico motore collegato alla specifica elica che si stanno considerando. Vi sono errori anche in base al tipo di alimentazione che si sta fornendo -da batteria o da presa elettrica- che bisogna considerare.

Per l'identificazione della spinta ci si serve di una cella di carico. Nel passaggio dalla cella di carico è presente l'Electronic Speed Controller ESC che gestisce la corrente e il voltaggio; tutti i calcoli si riferiscono ad una temperatura di 20° C, al di fuori di questo valore la batteria non funziona al massimo e bisogna considerare come la variazione di temperatura, pressione ed umidità influenza le prestazioni del motore.

Si vuole studiare come la variazione della velocità angolare ω [RPM] modifica la spinta o la potenza generata dal quadrirotore, in modo da poter definire k_T e k_q che compaiono nel modello matematico. La spinta dell'elica è

$$T = k_T \omega^2 \quad (3.70)$$

per cui il coefficiente della spinta k_T può essere stimato mediante il metodo dei minimi quadrati dai dati sperimentali. k_T è influenzato da:

- i) tipo di profilo alare delle pale dell'elica;
- ii) geometria dell'elica (diametro, corda e distribuzione del passo lungo il raggio);
- iii) condizioni ambientali (la densità dell'aria è influenzata da temperatura, pressione e umidità). raggio);
- iv) elica in configurazione pulita, cioè non vi sono turbolenze. Non si considerano i ground-wall-ceiling effect [tuttavia si è scoperto che questi effetti sono fondamentali per i voli indoor o per ispezioni su specifiche aree].

La potenza elettrica è:

$$P_e = k_p^3 \quad (3.71)$$

per cui il coefficiente di coppia dell'elica può essere stimato in base al coefficiente di potenza: essendo $P_e = 2\pi\omega Q$ e $Q = k_Q^2$, si ha:

$$k_Q = \frac{k_p}{2\pi\eta} \quad (3.72)$$

3.3.4.3 Effetto del ground effect sulla thrust

I risultati possono essere influenzati dall'effetto suolo, se si utilizza un supporto verticale e la distanza tra il piano dell'elica e il pavimento è troppo piccola. Il braccio del banco di prova influisce sulla spinta misurata: quando si prepara il banco di prova bisogna considerare il supporto dell'elica, cioè la direzione del flusso d'aria. La spinta effettiva del rotore e il consumo di potenza sono influenzati dai rotori vicini in modo non lineare a causa di complesse interazioni aerodinamiche.

L'apparato sperimentale permette di regolare in modo incrementale tre parametri fondamentali:

Riassunto 3 Modello Matematico

Gli step per lo sviluppo di un simulatore sono:

1. IDENTIFICAZIONE DEL PROBLEMA → attraverso i requisiti e i parametri del velivolo;
2. FORMULAZIONE DEL MODELLO: si parte da modelli matematici complessi e li si semplifica. In particolare si semplifica il modello aerodinamico e il modello propulsivo mediante linearizzazione, il flight control e l'attuatore sono meno complessi di natura;
3. ANALISI → si fa una sorta di prima validazione di correlazione tra il vero e il simulato, cioè un calcolo dell'errore che si commette tra il velivolo vero e il velivolo simulato;
4. COMPUTAZIONE → scrittura del linguaggio effettivamente presente nel computer di bordo;
5. VALIDAZIONE DEL MODELLO → si fa l'ultima validazione del modello nel codice effettivo sull'hardware effettivo che ci sarà a bordo. La verifica deve essere fatta sia con la parte simulata high fidelity che con il sistema reale [quindi da flight test] in quando nell'approssimazione del modello non si tiene conto solo della dinamica del sistema ma si aggiungono parametri che non costituiscono una rappresentazione fisica del sistema.

Gli ANGOLI DI EULERO (ψ, ϑ, ϕ) definiscono gli angoli di assetto del velivolo, e le velocità angolari degli angoli di Eulero si possono approssimare alle velocità angolari proprie del velivolo.

I sistemi di riferimento per velivolo classico e UAV sono:

- EARTH-CENTERED-EARTH-FIXED ECEF → l'origine è il centro della Terra, l'asse Z_E punta verso il Polo Nord, la direzione dell'asse X_E è determinata dall'intersezione tra il piano definito dal meridiano di Greenwich e il piano equatoriale. Ruota solidalmente alla Terra con velocità Ω_E , per cui si considera un sistema di riferimento pseudo-inerziale.
- EARTH-CENTERED-INERTIAL ECI → l'origine è il centro della Terra, l'asse Z_{ECI} punta verso il Polo Nord, l'asse X_{ECI} è diretto la costellazione dell'Ariete [nel giorno dell'equinozio di primavera].
- RIFERIMENTO NORTH-EAST-DOWN NED → l'origine del sistema è posto sulla superficie del geoide al di sotto del CoG dell'aeromobile, l'asse Z_V è diretto lungo il vettore accelerazione gravitazionale locale, l'asse X_V è orientato verso Nord e Y_V verso Est su un piano parallelo a quello tangente alla superficie della Terra per $h = 0$. Per gli UAV il NED è un sistema di riferimento pseudo-inerziale.
- RIFERIMENTO ASSI CORPO → l'origine è il CoG dell'aeromobile, l'asse Z_B è diretto dalla superficie superiore a quella inferiore del profilo alare,
 - per il velivolo l'asse X_B è parallelo all'asse di riferimento della fusoliera
 - per l'UAV l'asse X_B punta nella direzione di avanzamento.

Un particolare riferimento body è quello degli assi di stabilità, in cui l'asse X_B è allineato con la direzione della proiezione del vettore velocità sul piano longitudinale all'inizio dell'intervallo di tempo considerato (tipicamente per $t = 0$).

Per l'UAV quadricotore, il sistema di riferimento body è principale di inerzia.

- RIFERIMENTO ASSI VENTO → l'origine è il CoG dell'aeromobile, l'asse X_W è allineato con la direzione della velocità dell'aria, l'asse Z_W è diretto dalla superficie superiore a quella inferiore del profilo alare. Viene utilizzato perché le componenti usuali della forza aerodinamica sono parallele a Z_W (portanza) e a X_W (resistenza).

sistema di controllo e definire il path mediante l'inseguimento di waypoint.

La procedura di linearizzazione delle equazioni del moto porta al disaccoppiamento dei piani longitudinale e latero-direzionale. Ciascuno di essi è modellato con una rappresentazione stato-spazio continua tempo invariante standard.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t)\end{aligned}$$

dove $x(t)$ è il vettore di stato, $u(t)$ il vettore di controllo, $y(t)$ il vettore degli output controllati, A la matrice di stato, B la matrice di input, C la matrice di output.

UAV AD ALA ROTANTE

Per la valutazione delle equazioni del modo del multirottore si considerano le seguenti ipotesi:

- i) il quadricotore è un corpo rigido;
- ii) le pale delle eliche sono rigide;
- iii) la Terra si approssima a piatta;
- iv) il quadricotore è simmetrico [il tensore di inerzia è diagonale];
- v) il centro di massa e il centro geometrico coincidono;
- vi) l'inerzia dei motori è piccola e trascurabile;
- vii) il ground effect (effetto di destabilizzazione che genera instabilità a causa della generazione di vortici turbolenti) è trascurato.

L'assetto e la posizione del quadricotore possono essere controllati ai valori desiderati modificando le velocità dei quattro motori. Sul quadricotore si possono esercitare le seguenti forze e momenti:

- i) la spinta, causata dalla rotazione coincidente dei rotori;
- ii) il momento di beccheggio e di rollio, causati dalla differenza di spinta dei quattro rotori;
- iii) la gravità, l'effetto giroscopico e il momento di imbardata.

Vengono analizzati tre diversi modelli:

- Modello non-lineare completo \rightarrow le equazioni si compattano nella forma

$$\dot{\xi} = f(\xi) + g(\xi)u$$

scritte in termini NED e assi corpo, dove: $\xi = (x, y, z, v_x, v_y, v_z, \phi, \vartheta, \psi, p, q, r)^T$; $u = (T, \tau_\phi, \tau_\vartheta, \tau_\psi)^T$, Ω_r è la media delle velocità angolari delle pale, I_r è l'inerzia del propeller. Gli effetti giroscopici sono dovuti agli effetti dei propeller e quindi i due piani non possono essere disaccoppiati: la velocità angolare di beccheggio e di rollio sono fortemente connesse tra loro e devono essere necessariamente accoppiati.

Architettura del Simulatore di Volo

4.1 Overview architettura

I simulatori man-in-the-loop sono costituiti da tre componenti funzionali principali:

- **Modello matematico:** si riferisce ai modelli implementati nella simulazione con diversi livelli di fedeltà/accuratezza a seconda del task, compresi la dinamica del velivolo e i sottosistemi;
- **Componenti e dispositivi tattili:** si riferisce al controllo del velivolo da parte del pilota, ad esempio allo stick, alla manetta, alla pedaliera del rudder, e agli altri dispositivi o pannelli di controllo;
- **Visual scenario:** si riferisce alle informazioni visive fornite al pilota, non solo dello scenario out-the-windows ma anche dai pannelli strumentali/strumentazione di bordo presente nel cockpit.

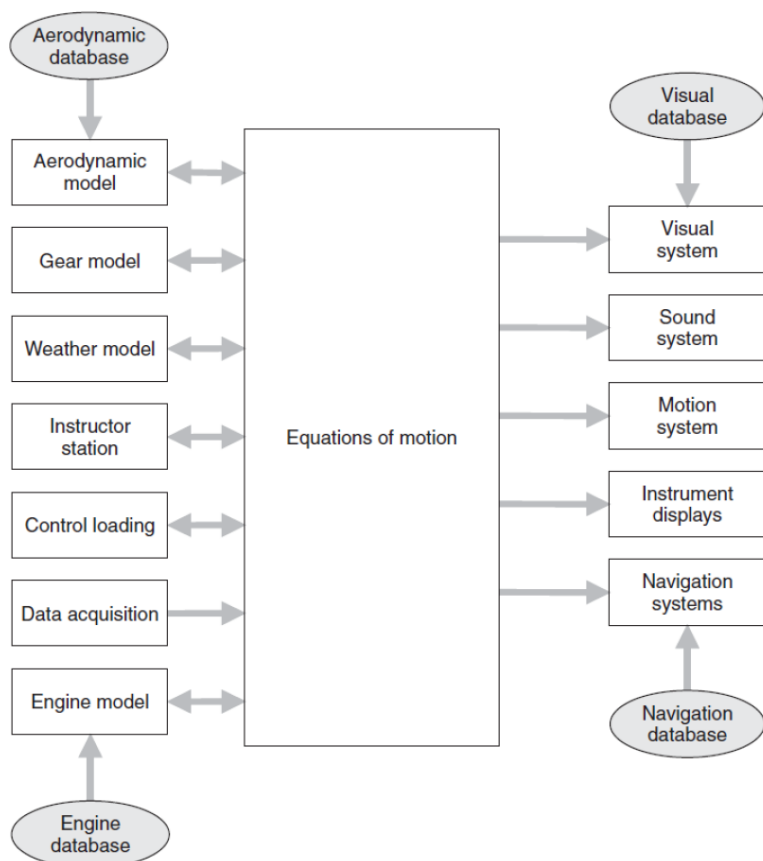


Figura 4.1: Organizzazione di un simulatore di Volo (Baarspul, 1990)

e le comunicazioni radio sono importanti durante le fasi di training in quanto riproducono ciò che accade nel volo vero.

SISTEMA DI MOVIMENTAZIONE

Ha lo scopo di emulare le accelerazioni percepite dal pilota durante il volo. Non si riesce a emulare le accelerazioni reali, ma l'emulazione scalata delle accelerazioni combinata con le percezioni dei sensori del corpo umano e con il sistema visivo permettono di avere un'esperienza di simulazione simile a quella del volo vero. Le accelerazioni vengono calcolate nel flight model e passate al sistema di movimentazione. La necessità del motion dipende dall'applicazione del simulatore: per gli addestramenti procedurali il motion non è essenziale.

CONTROLLO DI CARICO

Il controllo di carico permette l'emulazione dello sforzo di barra, che deve essere il più realistico possibile in quanto è un importante feedback per il pilota. Il controllo di carico si ottiene collegando degli attuatori ai comandi di volo dei simulatori, in modo che l'attuatore fornisca una resistenza al movimento, che tipicamente varia con la velocità di volo. La forza per unità di spostamento aumenta -in modo non lineare- con la velocità del velivolo e influisce sull'inclinazione del velivolo. I due attuatori, idraulico ed elettrico, sono utilizzati per simulare un controllo realistico del carico.

DISPLAY DEGLI STRUMENTI

Consente la visualizzazione mediante dispositivi [display] analogici e digitali presenti nel cockpit. Gli strumenti meccanici possono essere simulati con l'ausilio di motori elettrici. Con i display Electronic Flight Instrument System EFIS, il produttore del simulatore ha la possibilità di utilizzare l'equipaggiamento originale del velivolo; in alternativa i moderni display possono essere utilizzati per mostrare qualsiasi tipo di strumento di volo. Questa visualizzazione si va a sovrapporre a quello che è il visual scenario in quanto, esclusa la parte di out-the-window, permette la visualizzazione di ciò che c'è all'interno della window cioè nel cockpit.

SISTEMA DI NAVIGAZIONE

I simulatori forniscono vari gradi di capacità di navigazione (VOR, GPS, ILS, ecc.). Per rendere l'esperienza di simulazione realistica vengono iniettati anche gli errori di questi sistemi di navigazione, che è necessario modellizzare in fase di progettazione del simulatore.

4.2 Hardware e Device

Come si evince dalla fig. 4.2, un simulatore presenta tanti device computazionali: vi sono quelli che si occupano separatamente della visualizzazione grafica esterna (out-the-window), della riproduzione sonora e della movimentazione; è presente l'unità del cockpit che si occupa della parte visiva e audio dei display, del sistema di controllo automatico e dei comandi di controllo. Questi device convergono nell'unità computazionale che si occupa della riproduzione dell'ambiente dell'aeromobile in volo e a terra. I primi simulatori basati su una tecnologia elettronica adottarono computer analogici di grandi dimensioni, in cui un gran numero di amplificatori a guadagno variabile (valvole) venivano combinati in un circuito analogico complesso. I computer analogici avevano tanti limiti computazionali: potevano effettuare calcoli semplici e non erano in grado di compiere operazioni computazionali complesse. Tuttavia questi computer avevano tempi di computazione bassi (bassa velocità computazionale), quindi vi erano ritardi minimi cioè con una grande larghezza di banda. In ogni caso, la completezza della progettazione per il computer analogico limitava il numero massimo di operazioni eseguite.

L'implementazione di modelli di simulazione aeronautica grandi e complessi è ovviamente possibile su computer digitali. Le simulazioni man-in-the-loop possono essere condizionate da ritardi visivi, sonori e di movimento; tuttavia la simulazione deve essere real time per cui non sono ammissibili valori elevati.