

Politecnico di Torino

*Simulazione del volo*

---

## **Tutorial Simulatore CESSNA 172 - Skyhawk**

---

Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale  
a.a. 2023-2024

---

Autore:

*Tituccio Marco s315435*

Professori:

*Prof. Elisa Capello*

*Prof. Stefano Primatesta*

# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Struttura del simulatore</b>	<b>3</b>
2.1	Fasi della simulazione . . . . .	3
2.1.1	Pre-Processing . . . . .	3
2.1.2	Processing . . . . .	3
2.1.3	Post-Processing . . . . .	3
2.2	Input del programma . . . . .	5
2.3	Output del programma . . . . .	5
2.4	Cartelle di validazione . . . . .	5
<b>3</b>	<b>Struttura del codice</b>	<b>6</b>
3.1	Main . . . . .	6
3.2	Funzioni . . . . .	6
<b>4</b>	<b>Modello matematico per l'integrazione</b>	<b>8</b>
4.1	Sistemi di riferimento . . . . .	8
4.2	Equazioni del moto . . . . .	8
4.3	Metodo di integrazione numerica . . . . .	9
<b>5</b>	<b>Svolgimento delle simulazioni</b>	<b>10</b>
5.1	Errori e Warning . . . . .	10
5.1.1	Errori . . . . .	11
5.1.2	Warning . . . . .	11
5.2	Guida all'esecuzione . . . . .	11
5.2.1	Schermata Caricamento File . . . . .	12
5.2.2	Inizializzazione condizione di volo e atmosfera . . . . .	12
5.2.3	Valutazione delle condizioni di trim . . . . .	13
5.2.4	Manovre . . . . .	14
5.3	Mantenimento del trim . . . . .	15
5.4	Manovra semplice: Comando a impulso del timone . . . . .	17
5.5	Manovra combinata: Virata con mantenimento di quota . . . . .	19

# 1 Introduzione

Il seguente tutorial ha l'obiettivo di spiegare il funzionamento e l'implementazione, in linguaggio C, di un simulatore di volo del velivolo **CESSNA 172 Skyhawk**, sviluppato per il corso di Ingegneria Aerospaziale "Simulazione del Volo" tenuto dalla professoressa Elisa Capello.

Il tutorial consente inoltre di comprendere le interfacce che verranno mostrate all'utente come guida nell'utilizzo del simulatore stesso, e la presentazione di alcuni casi esempio per comprendere il funzionamento.

Il velivolo in esame è il CESSNA 172 Skyhawk, un aereo monomotore a pistoncini ad ala alta, utilizzato nell'aviazione generale e entrato in servizio nel 1956. L'aeromobile ha un peso massimo al decollo di 1.043 kg e una capienza massima di 4 persone, incluso il pilota.

## 2 Struttura del simulatore

Il simulatore è suddiviso nelle seguenti cartelle:

- **Main:** Contiene il simulatore vero e proprio, incluso il file *main.exe* (eseguibile del programma) e il file *main.c* (codice principale del programma).
- **Validazione (Più cartelle):** contengono i file utili per il controllo e la validazione delle diverse parti del programma.

### 2.1 Fasi della simulazione

La Simulazione si può dividere in 3 fasi: Pre-Processing, Processing, Post-Processing.

#### 2.1.1 Pre-Processing

Nella fase di Pre-Processing, vengono importati i file contenenti il database aerodinamico, le caratteristiche dell'elica e le caratteristiche del motore. Inoltre, all'utente verranno richiesti altri dati in input, come la conferma dei dati atmosferici a quota zero o l'inserimento di altri dati atmosferici, oltre alla quota di volo, la velocità e l'angolo di rampa desiderati. Dopo aver inserito tutti i dati richiesti, si può procedere con la fase successiva.

#### 2.1.2 Processing

Nella fase di Processing si calcola la condizione di trim in base alle condizioni di volo inserite precedentemente. Se il trim viene rispettato, verrà calcolata la relativa stabilità. Successivamente, partendo dalla condizione di trim, si procede con l'integrazione delle equazioni del moto per il mantenimento del trim o per eseguire le manovre imposte dall'utente.

#### 2.1.3 Post-Processing

Nella fase di Post-Processing, i file ottenuti dalla fase di Processing vengono elaborati con Matlab per rendere facilmente visualizzabili i dati tramite grafici.

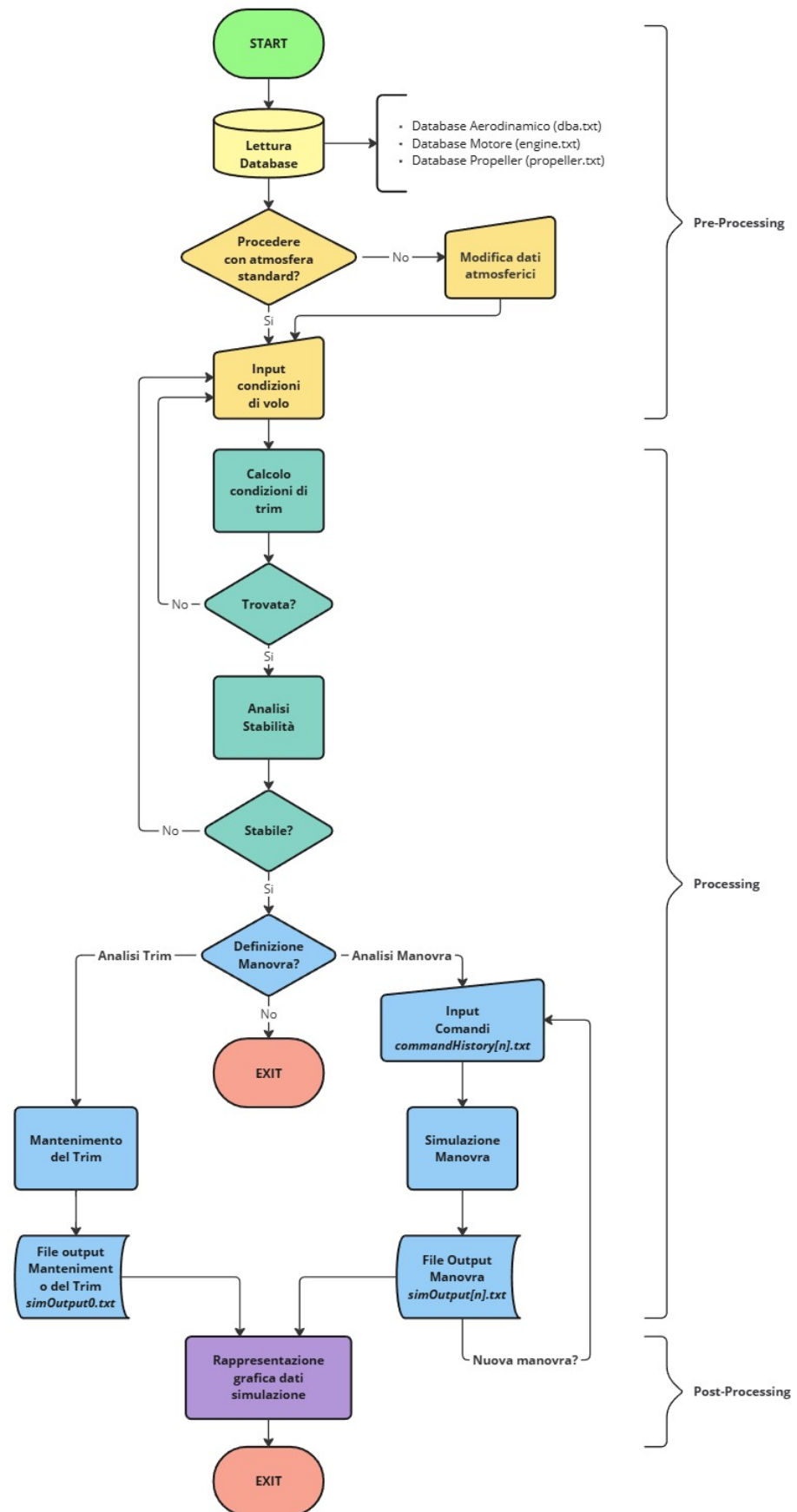


Figura 1: Schema del simulatore

## 2.2 Input del programma

Il programma riceve input solo nelle fasi di Pre-Processing e Processing.

Durante la fase di **Pre-Processing**, vengono forniti dati relativi alle caratteristiche del velivolo, alle condizioni di volo e ai dati atmosferici. Alcuni di questi dati vengono forniti tramite file nella cartella Input (*/Main/Input/...*), i quali saranno letti dalla funzione *read.h*, mentre altri dati vengono inseriti dall'utente attraverso l'interfaccia del programma.

I dati richiesti tramite file sono:

- *dba.txt*, un database aerodinamico contenente tutte le derivate aerodinamiche del velivolo e caratteristiche inerziali, e dimensionali.
- *engine.txt*, database contenente le caratteristiche del motore
- *propeller.txt*, database contenente le caratteristiche dell'elica

I dati richiesti tramite input nell'interfaccia sono invece la conferma dei dati atmosferici a quota zero o se inserirne degli altri, la quota di volo, la velocità e l'angolo di rampa desiderati.

Nella fase di **Processing**, verranno richiesti input tramite l'interfaccia utente solo per quanto riguarda le fasi di manovra.

## 2.3 Output del programma

Il Programma restituisce in output i file contenuti di dati della simulazione.

Essi comprendono nella cartella Input (*/Main/Input/...*):

- *commandHistory0.txt*, file contenente il vettore dei comandi per il mantenimento del trim
- *commandHistory[numero manovra].txt*, file contenente il vettore dei comandi per la manovra corrispondente

nella cartella Output (*/Main/Output/...*):

- *simOutput0.txt*, file contenente le variabili di stato ottenute durante il mantenimento del trim
- *simOutput[numero manovra].txt*, file contenente le variabili di stato ottenute durante la manovra corrispondente

## 2.4 Cartelle di validazione

Per facilitare lo sviluppo e le fasi di testing del simulatore, sono stati implementati degli eseguibili di verifica. Questi eseguibili ci permettono di individuare eventuali errori di lettura e trascrizione tramite un codice molto più breve e facile da comprendere. Inoltre, semplificano le operazioni di controllo, evitando la necessità di eseguire il programma principale ogni volta.

Gli eseguibili di verifica implementano le stesse funzioni del programma principale per rappresentare al meglio ciò che sarà utilizzato nel programma finale.

Gli eseguibili di verifica sono:

- **Validazione Propeller** - (*/ValidazionePropeller/mainValPropel.exe*) Viene richiesto di inserire i dati di riferimento e vengono calcolate le caratteristiche propulsive dell'elica, che saranno mostrate a schermo.
- **Validazione stabilità** - (*/validazioneStabilità/mainStability.exe*) Viene richiesto di inserire i dati di riferimento e vengono calcolati e stampati a schermo tutti i dati relativi alla stabilità del velivolo.
- **Validazione Lettura e integrazione** - (*/verificaLetturaInterpolazione/mainVerificaLett.exe*) Vengono stampati a schermo tutti i dati letti dai file *dba.txt*, *propeller.txt* e *engine.txt*. Successivamente, viene chiesto a che angolo di attacco ( $\alpha$ ) fare l'interpolazione e vengono quindi stampati tutti i dati interpolati corrispondenti all'angolo desiderato.

### 3 Struttura del codice

Nella cartella Main, che contiene l'eseguibile del simulatore (*Main.exe*) e il relativo codice (*Main.c*), sono presenti i file necessari al funzionamento, organizzati in sottocartelle:

- **Input** - Contiene i file dei database aerodinamico (*dba.txt*), dell'elica (*propeller.txt*) e del motore (*engine.txt*), oltre ai file di comandi creati dalla funzione *comandi.h* per il mantenimento del trim e delle manovre.
- **Output** - Contiene i file generati durante l'esecuzione del simulatore, come i risultati delle simulazioni.
- **Librerie** - contiene le funzioni necessarie al simulatore

Inoltre, non contenuto in nessuna cartella, è presente un file Matlab (*postProc.m*) per eseguire il Post-Processing.

#### 3.1 Main

Il main è lo script principale del simulatore in cui vengono integrate la maggior parte delle funzioni del simulatore. Al suo interno non vengono svolti calcoli, ma vengono solo forniti gli input e letti gli output delle funzioni. Il compito principale del main è seguire il flusso logico del simulatore, come rappresentato nello schema in figura 1. Si occupa di rilevare eventuali errori provenienti dalle funzioni implementate e agire di conseguenza, chiudendo il simulatore o procedendo con la reimmissione dei dati.

#### 3.2 Funzioni

Le funzioni sono la parte principale del simulatore in cui vengono svolti tutti i calcoli necessari per il suo funzionamento. Queste funzioni sono state incluse nel main sotto forma di librerie, come si può notare dalla cartella in cui sono contenute (*/Main/Librerie*). Le funzioni sono state suddivise in librerie per organizzare meglio gli argomenti e per facilitare la lettura del codice. Le librerie in cui sono contenute le funzioni sono le seguenti:

- **atmosphere.h** - La libreria contiene due funzioni principali. La prima, chiamata *AtmosphereChoice()*, si occupa dell'interfaccia grafica per la scelta dei parametri atmosferici

e fornisce all'utente la possibilità di procedere con i valori iniziali mostrati a schermo, di inserire nuovi valori o di inserire direttamente i valori alla quota desiderata. Inoltre, questa funzione chiede le condizioni iniziali di volo come quota, velocità e angolo di rampa. La seconda funzione, *atmospherecalc()*, riceve in input i valori di velocità e quota del velivolo e restituisce in output i valori di temperatura, pressione, densità e mach alla quota desiderata. Entrambe le funzioni, tramite una flag, ritornano lo stato della funzione, che verrà letto nel main per richiedere nuovamente tutti i valori in caso di errori.

- **read.h** - La libreria contiene un insieme di funzioni: *readDb()*, *readEngine()*, e *readPropeller()*, che si occupano della lettura dei database forniti in input. I valori letti vengono poi restituiti in variabili globali. In caso di errori di lettura, la funzione chiude direttamente il simulatore.
- **interpola.h** - La libreria contiene una sola funzione, *interpola()*, che si occupa dell'interpolazione lineare del database aerodinamico. Riceve in input il database degli angoli di incidenza, il database della derivata aerodinamica e l'angolo di incidenza desiderato. Fornisce in output la derivata aerodinamica interpolata.
- **propel.h** - La libreria contiene una sola funzione, chiamata *propel()*. Questa funzione, ricevuti in input la densità, la velocità di volo e gli RPM del motore, applica la teoria dell'elemento di pala per calcolare e restituire in output i parametri del motore, come la coppia e la spinta. Questa funzione permette di determinare la spinta e la coppia del motore nelle condizioni di trim e durante la simulazione delle manovre.
- **trim.h** - La libreria contiene 5 funzioni al suo interno. *delta\_e\_calc()* Calcola l'angolo di equilibratore necessario in relazione all'angolo di incidenza passato come input. Questa funzione viene richiamata all'interno del ciclo iterativo di calcolo dell'angolo di incidenza per mantenere l'equilibrio al beccheggio svolto nella funzione *alpha\_trim\_calc()* che Calcola l'angolo di incidenza per mantenere l'equilibrio al beccheggio. Questa funzione riceve in input le condizioni iniziali e i valori atmosferici. *rpm\_trim\_calc()* Calcola il valore di RPM necessari a mantenere il volo livellato. Questa funzione riceve in input gli angoli di incidenza, l'angolo di equilibratore, le condizioni iniziali e i valori atmosferici. Sono poi presenti due funzioni per creare e salvare i vettori di stato e comando rispettivamente con le funzioni *vett\_stat\_trim()* e *vett\_com\_trim()*. Le funzioni ritornano una flag che verrà letta nel main per capire lo stato del calcolo.
- **stabilita.h** - La libreria contiene una sola funzione chiamata *stabilita()* che valuta la stabilità longitudinale del velivolo. Questa funzione riceve in input le condizioni atmosferiche e le condizioni di trim del velivolo. Utilizzando il criterio di Routh, la funzione valuta la stabilità all'equilibrio e stampa a schermo i valori dei modi longitudinali del velivolo. Poiché la stabilità è una condizione che si applica solo a un punto di equilibrio, la funzione viene richiamata nel main solo quando il velivolo è in stato di equilibrio. La funzione restituisce una flag al main per indicare se il velivolo è stabile o meno in quel particolare stato di equilibrio.
- **comandi.h** - La libreria contiene quattro funzioni principali. La prima è *comandi\_trim()*, che genera il file con il vettore dei comandi per la simulazione del mantenimento del trim. Le altre tre funzioni sono utilizzate per generare il file con il vettore dei comandi per la simulazione delle manovre. La funzione *saturazione()* serve a determinare quando un comando viene saturato. La funzione *user\_request()* genera l'interfaccia che richiede

all'utente i comandi da effettuare. Entrambe queste funzioni sono richiamate nella funzione *genera\_comandi()*, che salva su file il vettore dei comandi con le richieste di comando dell'utente.

- **integrazione.h** - La libreria contiene solo la funzione *integrazione()*, che esegue l'integrazione numerica secondo il metodo di Eulero Esplicito con un passo di integrazione di 0.01 secondi, prendendo in input il tempo massimo della simulazione. Alla fine, la funzione restituisce un file contenente il vettore di stato della simulazione. Il modello matematico utilizzato verrà descritto nel capitolo successivo.

## 4 Modello matematico per l'integrazione

Verrà ora descritto il modello matematico implementato nel simulatore, utile per chi desidera approfondire gli aspetti di matematici e fisici del simulatore.

### 4.1 Sistemi di riferimento

Sono stati utilizzati due sistemi di riferimento per l'implementazione del simulatore: il sistema di riferimento **body** per lo studio delle equazioni di equilibrio alla traslazione, rotazione e cinematica e il sistema di riferimento **NED** per la valutazione delle equazioni di navigazione.

### 4.2 Equazioni del moto

Per lo studio della meccanica del volo, sono state implementate le equazioni della dinamica per un modello a 6 gradi di libertà, a cui viene aggiunta la legge di variazione della massa.

Le equazioni totali da risolvere sono 13:

**3 equazioni di equilibrio alla traslazione**, derivanti dall'equilibrio delle forze in assi body

$$\begin{aligned}\dot{u} &= (r \cdot v - q \cdot w) - g \sin \theta + \frac{X}{m} + \frac{T}{m} \\ \dot{v} &= (p \cdot w - r \cdot u) - g \sin \Phi \cos \theta + \frac{Y}{m} \\ \dot{w} &= (q \cdot u - p \cdot v) - g \cos \Phi \cos \theta + \frac{Z}{m}\end{aligned}$$

**3 equazioni di equilibrio alla rotazione** intorno al centro di gravità, derivanti dall'equilibrio dei momenti in assi body

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{(J_z - J_y) \cdot qr}{J_x} + \frac{L}{J_x} \\ \dot{q} &= \frac{(J_x - J_z) \cdot pr}{J_y} + \frac{M}{J_y} \\ \dot{r} &= \frac{(J_y - J_x) \cdot pq}{J_z} + \frac{N}{J_z}\end{aligned}$$



### 3 equazioni della cinematica

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi + r \sin \phi$$

$$\dot{\psi} = q \frac{\sin \phi}{\cos \theta} + r \frac{\cos \phi}{\cos \theta}$$

### 3 equazioni di navigazione in assi NED

$$\dot{h} = -\dot{z}_{NED} = -V \cdot [\cos \alpha \cos \beta \sin \theta - \sin \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta]$$

$$\begin{aligned} \dot{x} = V \cdot [\cos \alpha \cos \beta \cos \theta \cos \psi + \sin \beta \cdot (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + \\ + \sin \alpha \cos \beta (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{y} = V \cdot [\cos \alpha \cos \beta \cos \theta \sin \psi + \sin \beta \cdot (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + \\ + \sin \alpha \cos \beta (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)] \end{aligned}$$

A queste equazioni viene aggiunta un'altra equazione che riguarda la **variazione di massa** legata al consumo di carburante, la legge di variazione della massa è di tipo lineare, con coefficiente pari al consumo specifico assunto costante nel tempo.

$$\dot{m} = -P \cdot K_c$$

## 4.3 Metodo di integrazione numerica

Si può osservare che le equazioni rappresentano un sistema di equazioni differenziali ordinarie del primo ordine, che possono essere descritte dal seguente sistema:

$$\{\dot{x}\} = [A] \cdot \{x\} + [B] \cdot \{u\}$$

dove  $[A]$  è la matrice di stato,  $[B]$  è la matrice dei comandi,  $\{x\}$  il vettore di stato e  $\{u\}$  il vettore dei comandi. Il sistema può quindi essere integrato numericamente per ottenere l'evoluzione temporale del vettore di stato. Per l'integrazione delle equazioni è stato utilizzato il metodo di **Eulero Esplicito** con un passo di integrazione di 0.01 secondi.

Il metodo è così definito:

$$\mathbf{X}_{n+1} = \mathbf{X}_n + \Delta t \cdot \mathbf{f}(\mathbf{X}_n, t_n)$$

Dove, nel caso in esame:

- $\mathbf{X}_n$  è il vettore di stato  $\{x\}$  al tempo  $t_n$
- $\Delta t$  è il passo di integrazione
- $\mathbf{f}(\mathbf{X}_n, t_n)$  è la funzione che descrive le derivate del vettore di stato, ovvero i residui di integrazione

Per il calcolo dei residui vengono prima di tutto calcolate le forze e i momenti aerodinamici che agiscono sul velivolo. Questi possono essere espressi come somma di un contributo *steady-state* e un contributo  $\Delta F$  e  $\Delta M$ , come:

$$F_{tot} = F_{SS} + \Delta F$$
$$M_{tot} = M_{SS} + \Delta M$$

I contributi *steady-state* vengono calcolati ad ogni step di integrazione in funzione della nuova condizione che viene trovata (angolo  $\alpha$ ), per permettere una simulazione più precisa nel caso vengano eseguite manovre complesse.

Inoltre, i contributi di  $\dot{p}$  e  $\dot{r}$  vengono determinati utilizzando il metodo delle differenze finite, partendo dai valori dello step attuale e precedente di  $p$  e  $r$ , privilegiando un calcolo che consideri tutti i valori delle inerzie senza introdurre approssimazioni.

Il vettore di stato comprende 13 variabili determinate dalle 13 equazioni descritte prima:

$$x = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ h \\ x \\ y \\ m \end{bmatrix}$$

Si può notare che anche la massa è considerata una variabile di stato, dato dal fatto che variando cambiano i parametri inerziali del velivolo.

## 5 Svolgimento delle simulazioni

### 5.1 Errori e Warning

Durante la simulazione è possibile che vengano visualizzati messaggi di errore (in rosso) o warning (in giallo) nell'interfaccia. Gli errori rappresentano condizioni gravi, per cui potrebbe essere necessario chiudere il simulatore, reinserire i dati o terminare la simulazione senza chiudere il programma. I warning, invece, sono avvertimenti che indicano situazioni in cui la simulazione potrebbe non essere corretta o ci sono condizioni non convenzionali. Entrambi vengo rappresentati a schermo con un messaggio contenente anche una spiegazione.

### 5.1.1 Errori

ERRORI			Funzione
ERRORE	-1	Errore apertura del file dba.txt per la lettura	read.h
ERRORE	-2	Errore apertura del file engine.txt per la lettura	read.h
ERRORE	-3	Errore apertura file propeller.txt per la lettura	read.h
ERRORE	-4	Mach superiore al Mach di Drag Divergence ( $M_{DD}=0.6$ )	atmosphere.h
ERRORE	-5	Non trovato valore di alfa di trim	trim.h
ERRORE	-6	Velivolo instabile secondo il criterio di Routh	stabilita.h
ERRORE	-7	Carburante terminato	integrazione.h
ERRORE	-8	Raggiunta quota nulla	integrazione.h
ERRORE	-9	Raggiunta quota di tangenza (4116 m)	integrazione.h
ERRORE	-10	Raggiunta la velocita' di stallo (30 m/s)	integrazione.h
ERRORE	-11	Superata la velocita' massima (75 m/s)	integrazione.h
ERRORE	-12	Errore creazione del file commandHistory.txt per la scrittura	comandi.h
ERRORE	-13	Errore apertura del file commandHistory.txt per la lettura	integrazione.h
ERRORE	-14	Errore creazione del file simOutput.txt per la scrittura	integrazione.h

### 5.1.2 Warning

WARNING			funzione
WARNING		Quota superiore a quota di tangenza, ripetere immissione dati	atmosphere.h
WARNING		Quota troppo bassa, ripetere immissione dati	atmosphere.h
WARNING		Velocita' superiore alla $V_{NE}$ (146 KIAS-75 m/s), ripetere immissione dati	atmosphere.h
WARNING		Velocita' inferiore alla velocita' minima (58 KIAS-30 m/s), ripetere immissione dati	atmosphere.h
WARNING		Pressione minore di 0 Pa, ripetere immissione dati	atmosphere.h
WARNING		Non trovato valore di delta_e di trim delta_e limitato a -20 deg	trim.h
WARNING		Non trovato valore di delta_e di trim delta_e limitato a +20 deg	trim.h
WARNING		Potenza massima superata, Potenza limitata alla potenza massima	trim.h
WARNING		Convergenza non raggiunta su RPM; RPM impostati al valore medio	trim.h
WARNING		Angolo d'attacco minore di alpha_min, imposto alpha = alpha_min	integrazione.h
WARNING		Angolo d'attacco maggiore di alpha_max, imposto alpha = alpha_max	integrazione.h
WARNING		Potenza massima superata\nPotenza limitata alla potenza massima	integrazione.h
WARNING		Comando di equilibratore saturato	comandi.h
WARNING		Comando di alettone saturato	comandi.h
WARNING		Comando di timone saturato	comandi.h
WARNING		Comando di manetta saturato	comandi.h

## 5.2 Guida all'esecuzione

Ora forniremo una guida sull'esecuzione del programma per ciascuna sezione dell'interfaccia. Alla fine, analizzeremo le esecuzioni per il mantenimento del trim e per le manovre, sia semplici che combinate, per dimostrare il corretto funzionamento delle simulazioni.

### 5.2.1 Schermata Caricamento File

```

Caricamento file database aerodinamico
Database aerodinamico letto correttamente...

Caricamento file database motore
Database motore letto correttamente...

Caricamento file database propeller
Database propeller letto correttamente...

Premere invio per continuare

```

Figura 2: Lettura File

Lanciato il simulatore la prima cosa che verrà mostrata è l'avvenuta lettura dei file inseriti in input.

### 5.2.2 Inizializzazione condizione di volo e atmosfera

```

INPUT ATMOSFERA E CONDIZIONI DI VOLO

La simulazione fa riferimento al modello atmosferico ISA, avente i seguenti valori per quota h=0m (sea level):

Pressione:      P = 101325.000000 Pa
Temperatura:    T = 15.000000 C
Densita':       rho = 1.225000 kg/m^3
Velocita' del Suono: a = 340.000000 m/s

Se non si desidera procedere con i suddetti parametri e' possibile modificarli, reinserendoli manualmente o scegliendo una quota differente.

Premere:
  [1] se si desidera procedere con i valori iniziali precedentemente indicati
  [2] se si desidera modificare i valori iniziali a h=0
  [3] se si desidera immettere i valori manualmente a una quota specifica (richiesta in seguito)
1
Inserire la quota di volo in m [0-4116]      3000
Inserire la velocita' di volo in m/s [30-75]  55
Inserire l'angolo di rampa gamma in gradi:  -1

Riepilogo Condizioni di Volo
Temperatura:      -4.500000 [C]
Pressione:        70107.444806 [Pa]
Densita':         0.909117 [kg/m^3]
Quota:            3000.000000 [m]
Velocita':        55.000000 [m/s]
Mach:             0.167389
Angolo di rampa:  -1.000000 [deg]
Conferma Input? [y/n] |

```

Figura 3: Parametri atmosferici e condizioni di volo

In questa schermata verranno richieste le condizioni atmosferiche e le condizioni di volo iniziali. Dopo aver inserito le condizioni di volo, verranno calcolati e mostrati i dati atmosferici corrispondenti alla quota di volo selezionata.

### 5.2.3 Valutazione delle condizioni di trim

```

Inizio analisi condizioni trim...

Calcolo alpha e delta equilibratore...
Alpha Trim:      2.174000 [deg]
delta Trim:     -4.833550 [deg]

Calcolo spinta necessaria...
Spinta:         472.326610 [N]

Calcolo Parametri Motore...
Thrust:         471.702827 [N]
Torque:         186.757925 [Nm]
RPM:            1642.000000
Power:          32.112995 [kW]

Il velivolo risulta staticamente stabile.
Il velivolo risulta dinamicamente stabile secondo il criterio di Routh

***** MODI LONGITUDINALI *****

FUGOIDE:                Pulsazione propria      = 0.252244 rad/s
                        Smorzamento             = 0.077358
                        Periodo                   = 24.983996 secondi
                        Tempo di dimezzamento    = 35.522297 secondi
CORTO PERIODO:          Pulsazione propria      = 4.068106 rad/s
                        Smorzamento             = 0.655889
                        Periodo                   = 2.046081 secondi
                        Tempo di dimezzamento    = 0.259778 secondi

Si vuole procedere con l'analisi delle manovre? [y/n] |

```

Figura 4: Condizioni di trim e stabilità

In questa schermata, basandosi sui parametri di volo inseriti precedentemente, verranno calcolate le condizioni di trim e i parametri del motore. Una volta trovata la condizione di trim, verrà verificata la stabilità del velivolo e saranno stampate a schermo le caratteristiche dei modi longitudinali del velivolo.

Successivamente, sarà possibile eseguire il mantenimento del trim. Durante questa fase, l'interfaccia mostrerà il progresso della simulazione e la variazione dei parametri del velivolo, come illustrato in Figura 5.

```

MANOVRA - Mantenimento del trim
Simulazione in corso:

[=====>] 32%

(Tempo di simulazione 322.0 s/1000.0 s)
V [m/s]      |VS [fpm]      |Quota [m]
54.2         |-143.2        |2730.8
Phi [deg]    |Theta [deg]   |Psi [deg]
0.00         |1.41          |0.00
p [rad/s]    |q [rad/s]     |r [rad/s]
0.000        |0.0000        |0.000
Eq [deg]     |Ail [deg]     |Rud [deg]
-4.83        |0.00          |0.00
Man [%]      |T [N]         |P [kW]
11.83        |511.3         |34.3

```

Figura 5: Dati mantenimento del Trim

## 5.2.4 Manovre

```

condizione di trim iniziale: | V = 55.00 m/s | h = 3000.00 m | Angolo di rampa -1.00 deg |
Si vuole procedere all'analisi di una nuova manovra con queste condizioni iniziali? [y/n] y
Inserire la durata della manovra: 300
Si vuole inserire un comando di equilibratore? [y/n]: n
Si vuole inserire un comando di alettone? [y/n]: n
Si vuole inserire un comando di timone? [y/n]: y
Che tipo di comando si vuole inserire?
1. Gradino
2. Rampa
3. Impulso
4. Doublet
3
Si e' scelto di inserire un impulso di timone.
A quale secondo (intero) della simulazione si desidera che inizi l'impulso?
50
Quale ampiezza deve avere il comando (gradi)?
3
Si vuole inserire un comando di manetta? [y/n]: n
Scrittura file comandi terminata!
Premere invio per continuare

```

Figura 6: Definizione comandi

In questa schermata, viene chiesto all'utente se desidera procedere con l'analisi di una manovra. Successivamente, viene richiesta la durata della simulazione della manovra e i comandi da inserire, che possono essere applicati a tutti i comandi di volo: equilibratore, alettone, timone e manetta. Per ogni comando di volo, ci sono quattro tipologie di comando disponibili: Gradino, Rampa, Impulso e Doublet, rappresentate in Figura 7.

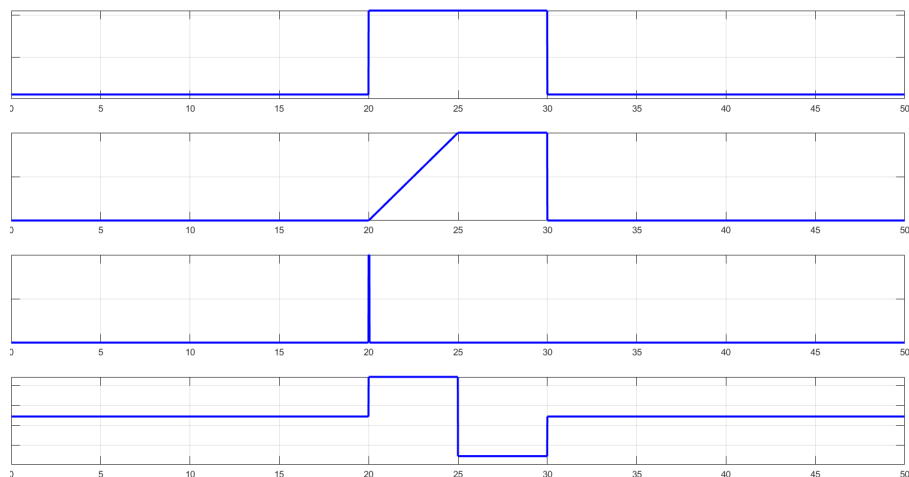


Figura 7: Comandi applicabili: Gradino, Rampa, Impulso, Doublet

Una volta terminata la definizione dei comandi, verrà eseguita la simulazione. Durante questa fase, l'interfaccia mostrerà l'andamento dei dati e il progresso della simulazione istante per istante, simile a quanto avviene per il mantenimento del trim (come mostrato in Figura 5).

### 5.3 Mantenimento del trim

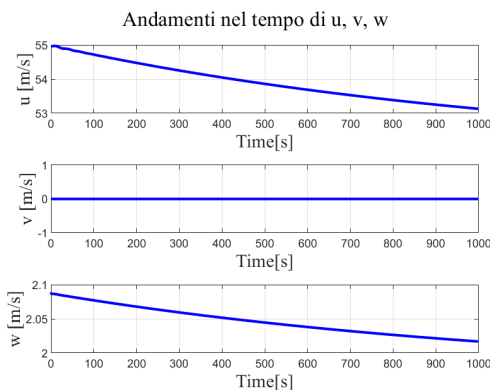
La prima simulazione che viene svolta del simulatore è il mantenimento del trim.

Se il velivolo simulato risulta stabile secondo il criterio di Routh, dovrebbe quindi mantenere condizioni di volo approssimativamente rettilinee.

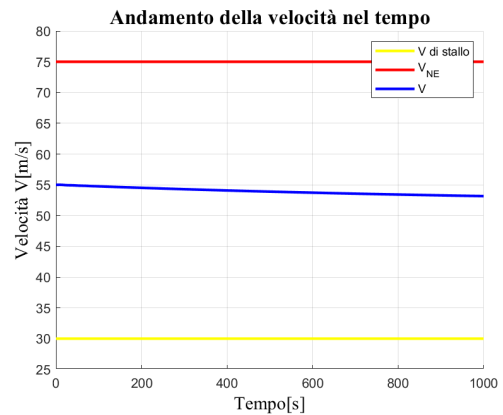
Per verificare il corretto funzionamento del programma, vengono analizzate le seguenti condizioni di volo:

- $V = 55 \text{ [m/s]}$
- $h = 3000 \text{ [m]}$
- $\gamma = -1 \text{ [}^\circ\text{]}$

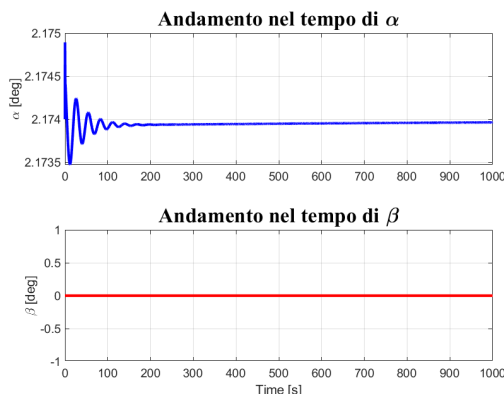
Prima di eseguire la manovra di mantenimento del trim, verranno calcolate le condizioni di trim che, per le condizioni di volo selezionate, corrispondono ad un  $\alpha_{trim} = 2.17$  (angolo di incidenza) e un angolo  $\delta_e = -4.8$  (angolo deflessione equilibratore) come mostrato in figura 4. Calcolate le condizioni di trim, verrà eseguito il mantenimento del trim. Una volta terminati i 1000 secondi di simulazione, sarà possibile estrarre i seguenti risultati mediante il post-processing.



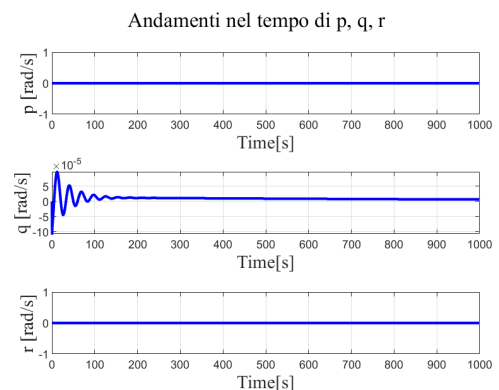
(a) Velocità assi body



(b) Velocità risultante



(c) Angoli di incidenza e sideslip

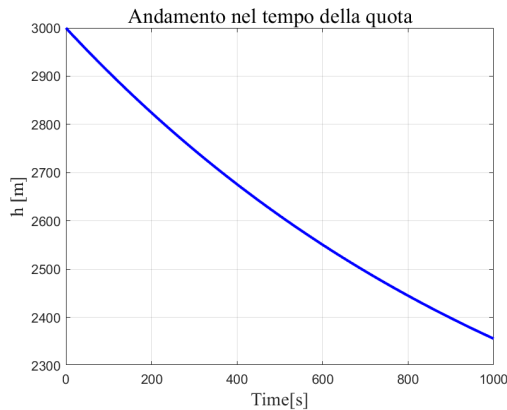


(d) Velocità di rotazione

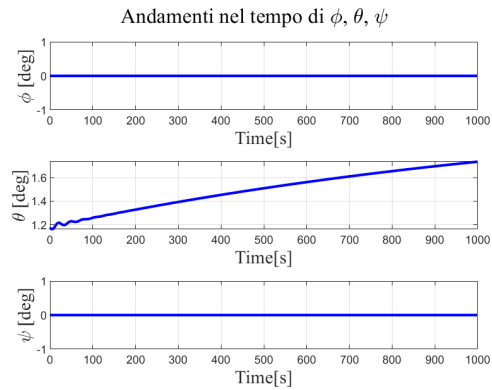
Dai risultati mostrati in figura 8a si nota che, con i comandi bloccati in posizione di trim, dopo un breve transitorio si verifica una leggera diminuzione della velocità verticale e della velocità longitudinale, corrispondente a una diminuzione della velocità risultante, come mostrato

in figura 8b. Tali variazioni, come si può osservare, sono minime e l'andamento è tale da mantenere, dopo il leggero transitorio l'incidenza costante, come mostrato in figura 8c. Lo stesso avviene per le velocità di rotazione, mostrate in figura 8d, che passato il transitorio, tendono a tornare a zero.

La stabilità del velivolo è quindi stata nuovamente verificata, sia secondo il criterio di Routh che dal punto di vista simulativo con il mantenimento del trim.



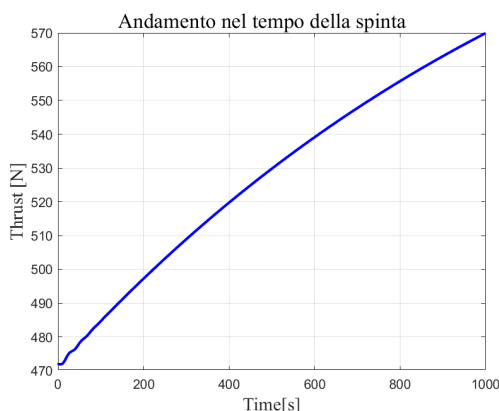
(a) Andamento quota



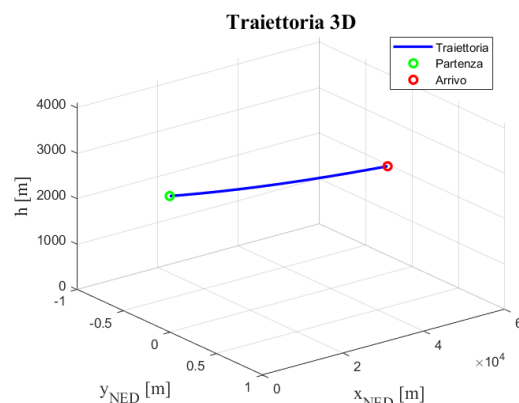
(b) Angoli Eulero

In figura 9a si nota che la quota ha un andamento decrescente nel tempo. Questo è dovuto al fatto che nelle condizioni iniziali era stato imposto un  $\gamma = -1$  (angolo di rampa). Tuttavia, si osserva che l'angolo di rampa diminuisce nel tempo dato che l'angolo  $\theta$  (angolo di assetto) aumenta nel tempo, come mostrato in figura 9b. Poiché  $\gamma = \theta - \alpha$  ed  $\alpha$  è costante dopo il transitorio, ne risulta che  $\gamma$  diminuirà in valore assoluto. Questo fenomeno è causato dal fatto che, con la diminuzione della quota, si ha un aumento della densità secondo l'atmosfera ISA. Per questo motivo, l'angolo di equilibratore ricavato al trim non è adeguato per quote più basse, causando un comportamento di cabrata del velivolo per ristabilire condizioni di equilibrio diverse da quelle a quote più alte. Lo stesso fenomeno dell'aumento della densità dell'aria con il diminuire della quota causa un aumento della spinta, come mostrato in figura 10a.

In figura 10b viene riportata la traiettoria in spazio 3D del mantenimento del trim.



(a) Andamento spinta



(b) Traiettoria



## 5.4 Manovra semplice: Comando a impulso del timone

In questa simulazione viene effettuato un comando a impulso sul timone di ampiezza  $5^\circ$  a 150 secondi dall'inizio della simulazione, come mostrato nella rappresentazione dei comandi nel tempo in figura 11.

Le condizioni iniziali della manovra sono le stesse del mantenimento del trim per non dover rieseguire il calcolo delle condizioni di trim:

- $V = 55 \text{ [m/s]}$
- $h = 3000 \text{ [m]}$
- $\gamma = -1 \text{ [}^\circ\text{]}$

La durata della manovra viene scelta pari a 300 secondi, in modo da analizzare l'intera manovra fino alla fine del transitorio e per limitare la durata delle simulazioni, anche dal punto di vista computazionale.

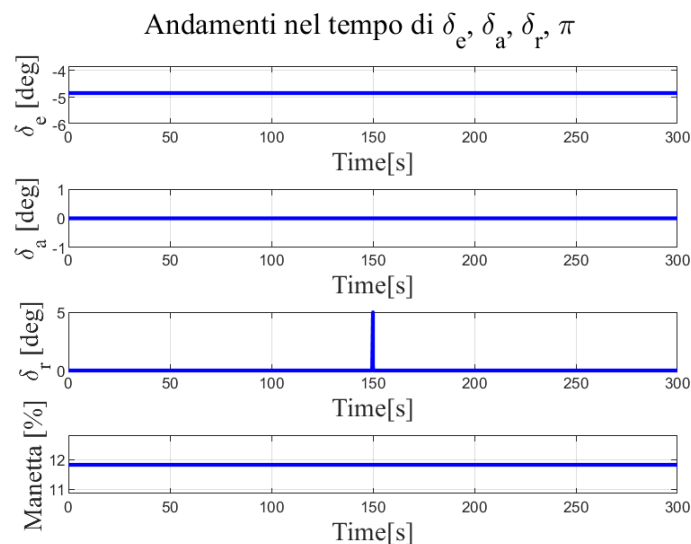
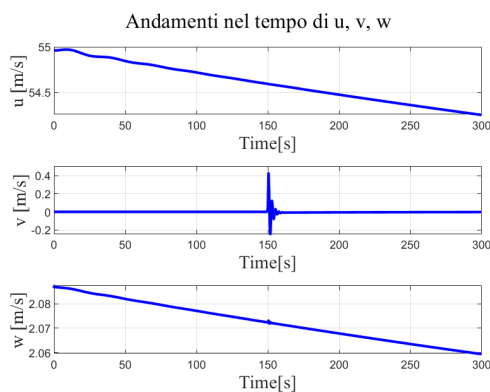
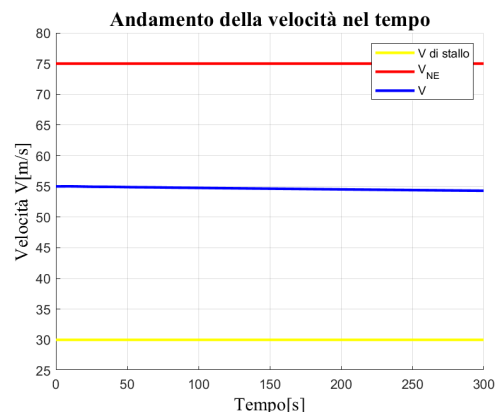


Figura 11: Comandi

Terminata la simulazione vengono ora rappresentati i risultati tramite il post-processing.

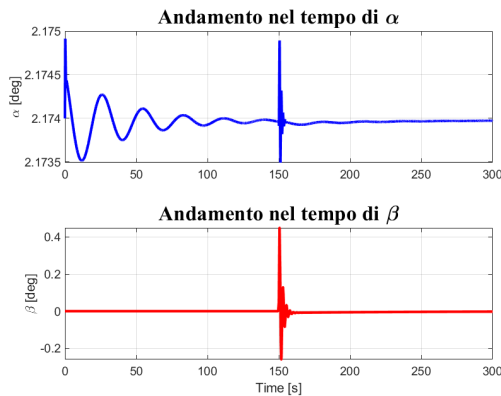


(a) Velocità assi body

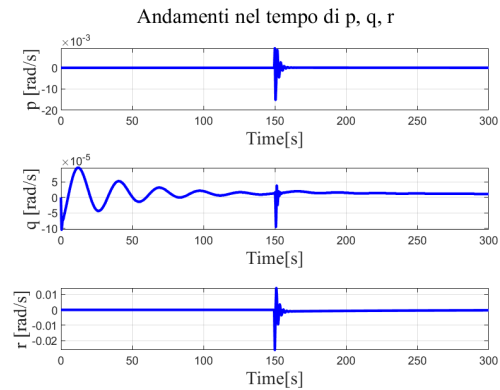


(b) Velocità risultante

Dai risultati mostrati in figura 12a, si può notare che nella prima fase della manovra si osserva lo stesso andamento riscontrato nel mantenimento del trim. Tuttavia, al momento dell'applicazione del comando a 150 secondi dall'inizio della simulazione, si evidenzia che la velocità laterale non è più nulla, ma mostra un picco dovuto allo spostamento creato dalle forze generate dal movimento del timone. Inoltre, si può notare che questo ha avuto anche una piccola influenza sulla velocità verticale. D'altro canto, guardando la risultante delle velocità in figura 12b, non si osserva una variazione significativa della velocità.

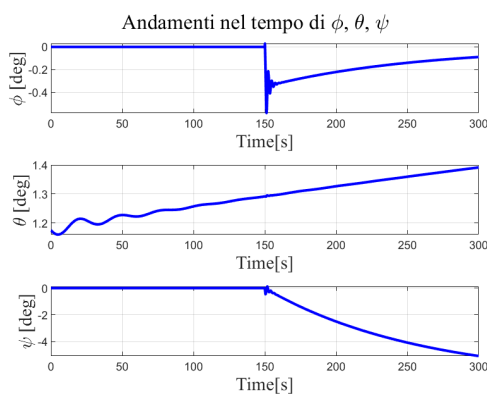


(a) Angoli di incidenza e sideslip

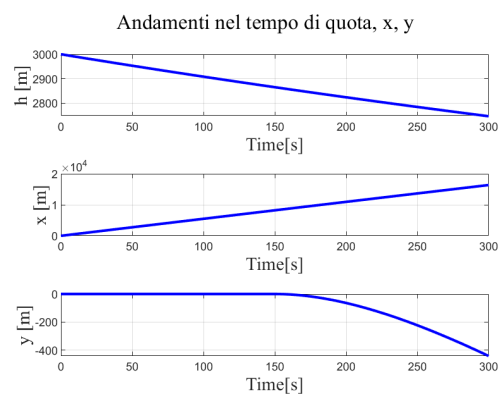


(b) Velocità di rotazione

Si può notare maggiormente l'effetto del comando nella rappresentazione degli angoli  $\alpha$  (angolo di incidenza) e  $\beta$  (angolo di sideslip) in figura 13a. Si osserva come  $\beta$  abbia un picco nel momento di applicazione del comando e che dopo un breve transitorio si stabilizza. Infatti, il comando di timone interviene maggiormente sul piano latero-direzionale, provocando un movimento di imbardata, ma ha anche un'influenza sul piano longitudinale. Nell'angolo  $\alpha$  si nota il transitorio e, a 150 secondi, si nota un picco dato appunto dall'influenza del comando anche sul piano longitudinale. Ciò si può osservare anche nelle velocità di rotazione in figura 13b, dove si nota l'influenza sia sulle velocità riguardanti il piano longitudinale che latero-direzionale.



(a) Angoli di Eulero e sideslip



(b) NED

In figura 14a vengono rappresentati gli angoli di Eulero. Si può notare che l'angolo  $\theta$  (angolo di assetto) ha lo stesso comportamento osservato nella simulazione del mantenimento del trim. L'angolo  $\phi$  (angolo di rollio), invece, varia bruscamente a causa del comando di timone applicato. Infatti, questo tipo di comando genera anche un movimento di rollio, dato

dal braccio tra il punto di applicazione e il baricentro. Successivamente, si nota che il velivolo tende a tornare a un valore nullo, dimostrando che è stabile dinamicamente. Anche l'angolo  $\psi$ , al momento dell'applicazione del comando, inizia a variare inizialmente a causa del comando di timone e successivamente continua a variare a causa della virata del velivolo, provocata dall'angolo di rollio non nullo.

La virata si può osservare anche nella figura 14b, in cui si nota la discesa data dall'angolo  $\gamma = -1$  (angolo di rampa) e la variazione di  $Y$  a valori negativi, che indica una virata del velivolo verso destra secondo gli assi NED.

In figura 15 si può notare la visualizzazione 3D della manovra.

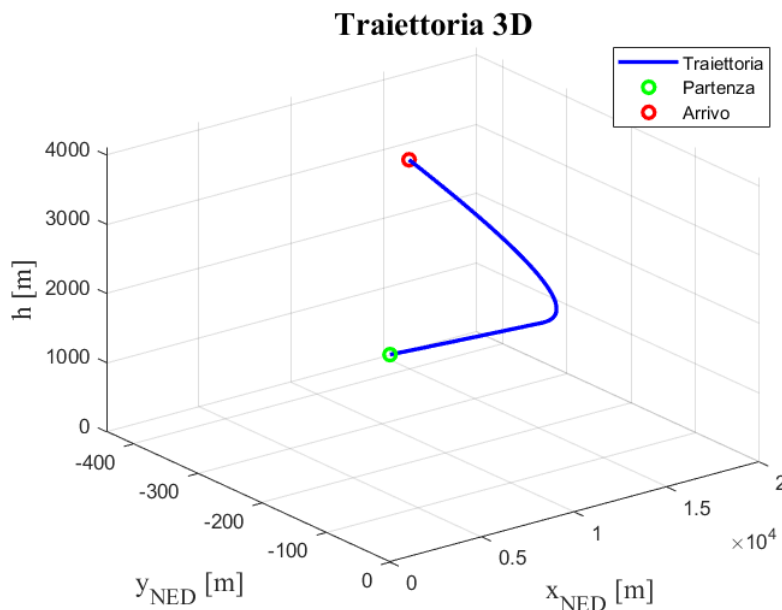


Figura 15: Traiettoria

## 5.5 Manovra combinata: Virata con mantenimento di quota

Per eseguire una virata a quota circa costante vengono applicati i comandi di alettone, equilibratore e manetta.

I comandi eseguiti vengono qui descritti e riportati in figura 16:

1. viene eseguito un comando doublet di alettone di  $5^\circ$  per poter impostare una virata
2. viene poi eseguito un gradino di equilibratore dando un incremento di  $1^\circ$  per mantenere la quota durante il comando di alettone
3. viene inoltre eseguita una rampa di manetta dando un incremento del 10% per mantenere la quota data la tendenza del velivolo a perdere quota in virata

Il fatto di utilizzare comandi caratterizzati da brusche variazioni costituisce un elemento cruciale per il test della robustezza del metodo di integrazione delle equazioni del moto.

Come condizioni di trim vengo mantenute quelle utilizzate nella simulazione del mantenimento del trim:

- $V = 55 \text{ [m/s]}$

- $h = 3000$  [m]
- $\gamma = -1$  [°]

La durata della manovra viene scelta pari a 300 secondi, in modo da analizzare l'intera manovra fino alla fine del transitorio e per limitare la durata delle simulazioni, anche dal punto di vista computazionale.

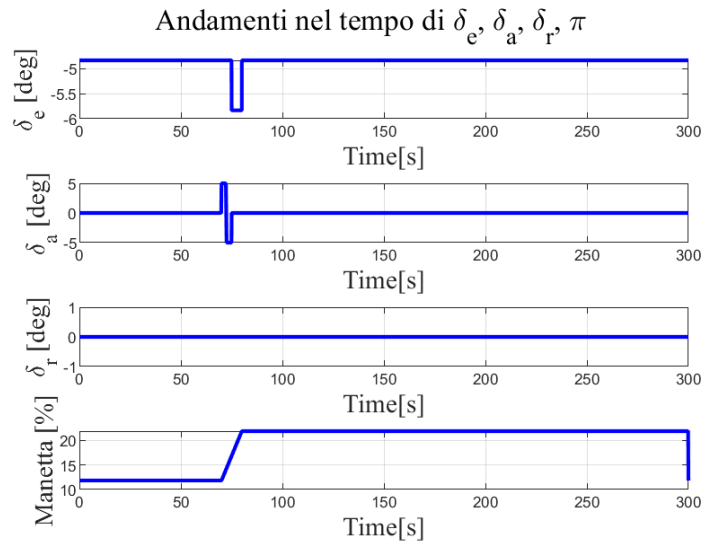
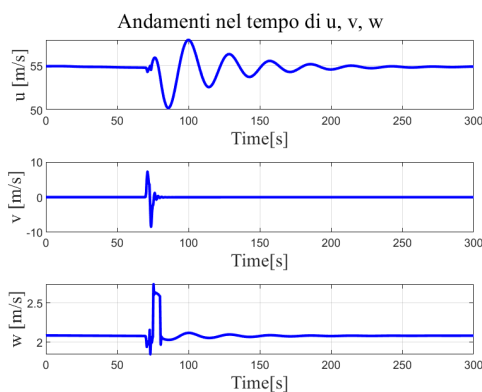
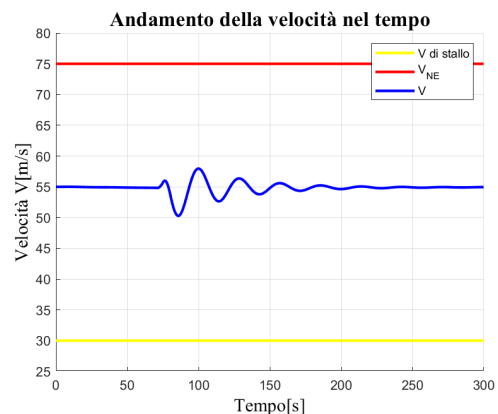


Figura 16: Comandi

Terminata la simulazione vengono ora rappresentati i risultati tramite il post-processing.



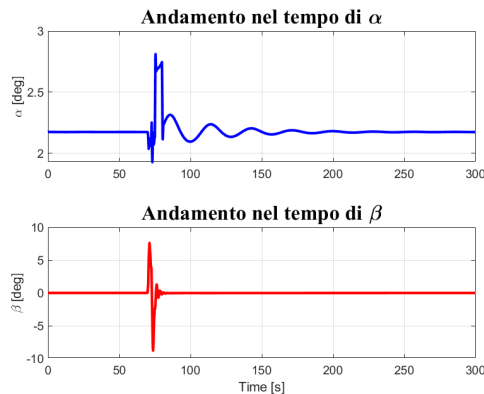
(a) Velocità assi body



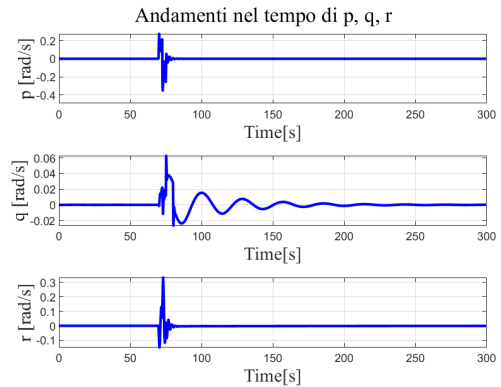
(b) Velocità risultante

Dai risultati mostrati in figura 17a, si può notare che al momento dell'applicazione dei comandi, al tempo di simulazione di 60 secondi, si ha una variazione di tutte le componenti di velocità negli assi body. In particolare, si osserva che la velocità longitudinale ha andamenti tipici del moto fugoide, dovuti all'applicazione della manetta e del comando di equilibratore. La velocità laterale, invece, varia quando viene applicato il comando di alettone. Nella velocità verticale si nota un picco nel momento in cui viene applicato il comando di equilibratore e, successivamente, anche in questo caso, un'oscillazione tipica del moto fugoide. Il moto fugoide

generato dall'applicazione dei comandi si può osservare anche nella risultante delle velocità in figura 17b, che mostra un moto oscillatorio.



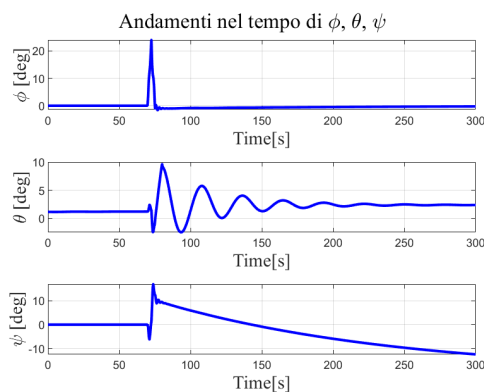
(a) Angoli di incidenza e sideslip



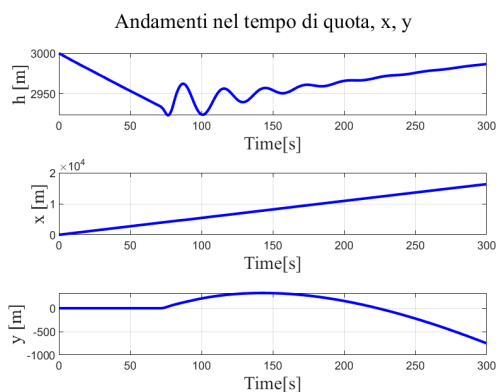
(b) Velocità di rotazione

Si può notare l'effetto dei comandi sugli angoli  $\alpha$  (angolo di incidenza) e  $\beta$  (angolo di sideslip) in figura 18a. Si osserva una variazione dell'angolo  $\beta$  dovuta all'applicazione del comando di alettone, seguita da una successiva stabilizzazione. Infatti, l'applicazione di questo comando genera una variazione dell'angolo di sideslip a causa della differenza di portanza e resistenza sulle ali. Nell'angolo  $\alpha$  si nota un picco causato dall'applicazione del comando di equilibratore e un successivo transitorio fino a ristabilirsi al valore iniziale di trim.

Andamenti simili si possono notare nelle velocità di rotazione in figura 18b, dove si osserva una rapida rotazione sull'asse x ( $p$ ) e sull'asse z ( $r$ ) del velivolo dovuta al comando di alettone, seguita da una successiva stabilizzazione. Inoltre, si nota una variazione della rotazione attorno all'asse y ( $q$ ) causata dal comando di equilibratore, con un successivo transitorio dovuto al moto fugoide del velivolo.



(a) Angoli di Eulero e sideslip



(b) NED

In figura 19a vengono rappresentati gli angoli di Eulero. Si può notare come l'angolo  $\theta$  (angolo di assetto) abbia un andamento oscillatorio nel momento in cui vengono applicati i comandi, causato dall'applicazione della manetta e dell'equilibratore. Questo si riflette anche sulla quota di volo, come mostrato in figura 19b, che inizialmente presenta un andamento decrescente dovuto alle condizioni iniziali di volo, seguito da una successiva oscillazione data dall'applicazione dei comandi, che rappresenta il comportamento del moto fugoide. Una volta

stabilizzato, il velivolo tende a salire a causa dell'aumento della manetta applicata. Si nota anche una variazione dell'angolo di rollio  $\phi$  dovuta al comando di alettone. L'angolo di rollio non torna al valore iniziale pari a zero, ma rimane leggermente negativo, il che porta alla traiettoria mostrata in figura 19b. Inizialmente, si osserva una tendenza verso valori negativi della coordinata  $y$  (destra), seguita da un ritorno verso valori positivi (sinistra), a causa della non completa ristabilizzazione a valore nullo dell'angolo di rollio. Questa traiettoria, che tende a ruotare prima verso destra e successivamente verso sinistra, si può notare anche nell'angolo  $\psi$ , che inizialmente si sposta verso valori positivi a causa dell'applicazione del comando, ma poi tende a stabilizzarsi su valori negativi.

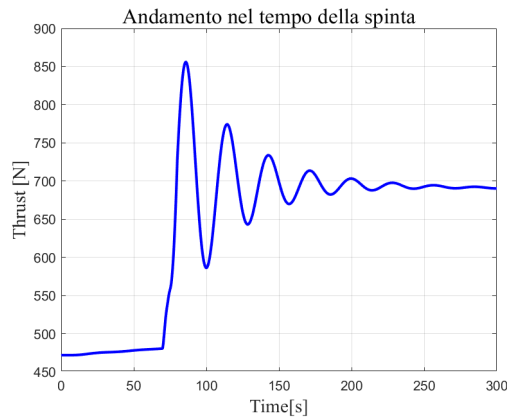


Figura 20: Andamento spinta

In figura 20 si può notare come la spinta oscilli dopo l'applicazione di un comando di manetta e per le variazioni di quota date dal fugaide. Si osserva inoltre che, alla fine del transitorio, la spinta non si stabilizza ai valori iniziali, ma a valori maggiori a causa dell'incremento della manetta.

In figura 21 si può notare la visualizzazione 3D della manovra combinata.

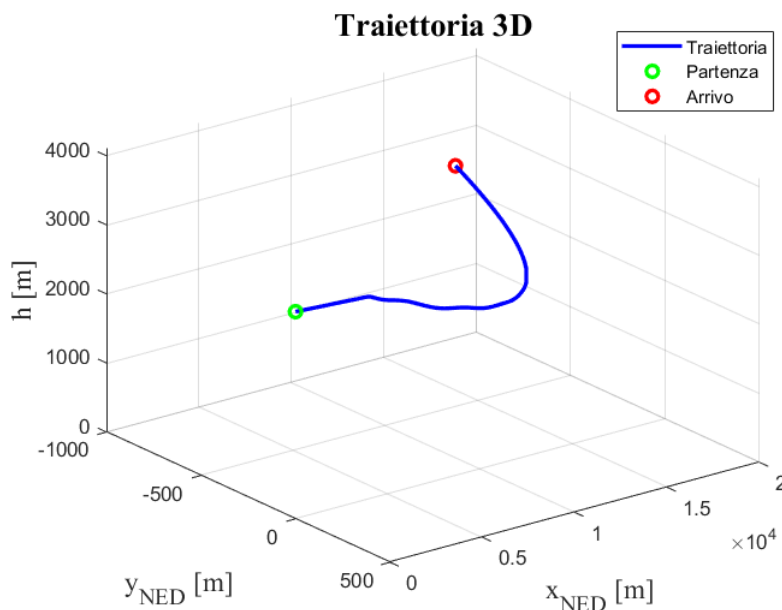


Figura 21: Traiettoria