



**Politecnico di Torino**

---

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA MECCANICA E AEROSPAZIALE (DIMEAS)  
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

TESI DI LAUREA MAGISTRALE

**Analisi di stabilità  
di un sistema AUV per il monitoraggio  
del Mar Mediterraneo**

Seastick 300G AUV

Candidato:  
**Quinci Andrea**  
Matricola S242761

Relatore:  
**Prof. Maggiore Paolo**  
Correlatori:  
**Prof. Ferrero Sergio**  
**Prof. Scaltrito Luciano**

---

Anno Accademico 2017-2018

Dedicato a mio padre.  
Con il piÙ profondo augurio che possa tornare a sorridere.

5 Dicembre 2018

## PREFAZIONE

I droni rappresentano la frontiera tecnologica nell'affrontare i crescenti problemi del monitoraggio ambientale, consentono un rapido accesso ai siti di interesse con la minima invasività ed il minimo costo e permettono il rilevamento morfologico, fisico e chimico dell'area di interesse. Sono molte le attività in corso sia in ambito accademico che industriale ed uno dei maggiori requisiti comune a tutti i tipi di mezzi a navigazione autonoma risiede nella programmazione e nel controllo della missione.

In tale scenario, il Politecnico di Torino sta sviluppando un programma di ricerca dedicato alla realizzazione di una piattaforma sensoristica per il monitoraggio delle acque marine e rivolte alla rilevazione della eventuale presenza di ioni metallici (CrVI, Ni, Zn, Cu). Il sistema di misura, realizzato in collaborazione con il partner industriale Microla Optoelectronics SRL che ha sviluppato l'elettronica di gestione e controllo, è attualmente in fase di test presso il Dipartimento di Scienza Applicata e Tecnologia del Politecnico. Le attività da sviluppare durante questo periodo di ricerca riguarderanno tutti gli aspetti tecnologici affinché una particolare tipologia di droni marini, cosiddetti Autonomous Underwater Vehicle (AUV), possano navigare in modalità autonoma, rilevare le misure richieste dalla missione attivando i dispositivi di bordo installati in appositi payload. Un aspetto di particolare importanza di questa attività sarà lo studio e l'implementazione di un sistema side beam scanner (SONAR) in grado di rilevare il profilo batimetrico dei fondali marini al fine di poter ricostruire la morfologia del fondale con una elevata risoluzione spaziale (inferiore ai 20 cm) ed elevata georeferenziazione (pari a circa 10 cm). L'applicazione di questo sistema di misura sperimentale risulta essere di fondamentale interesse per lo studio ed il monitoraggio della subsidenza dei fondali marini da parte dei geologi, che potranno valutare la variazione dei fondali durante lo sfruttamento di giacimenti con pozzi di risalita installati in mare.

Il sistema di misura progettato verrà installato, insieme a tutti i sensori di supporto, in un payload dedicato e montato a bordo del sistema AUV che è in grado di navigare fino a 300 m di profondità. Principale obiettivo di questa Tesi, oltre al progetto di missione, è lo studio della stabilità statica e dinamica dell'AUV utilizzato, nel secondo caso in termini di risposta rispetto a perturbazioni di piccola scala, e delle caratteristiche fluidodinamiche derivanti dalla geometria, che peraltro sono strettamente legate all'analisi della stabilità.

# INDICE

Elenco delle figure	5
Elenco delle tabelle	6
Acronimi e simboli	7
<b>1 UTILIZZO DI VEICOLI A PILOTAGGIO REMOTO IN AMBIENTI A DIVERSA DENSITÀ</b>	<b>8</b>
1.1 Introduzione	8
1.2 Il mondo degli AUV	9
1.2.1 Formalizzazione della missione	9
1.2.2 Tipologie di missioni	10
1.3 Il veicolo	12
1.3.1 La missione	13
1.3.2 Componenti del payload	16
1.3.3 Sistemi di bordo	19
1.3.4 L'ambiente operativo	19
<b>2 STUDIO DELLA STABILITÀ DEL SISTEMA</b>	<b>22</b>
2.1 Richiami e definizioni	22
2.1.1 Nozioni utili	22
2.1.2 Equazioni della dinamica	22
2.1.2.1 Matrice di massa generalizzata	23
2.1.2.2 Vettore degli stati	23
2.1.2.3 Matrice centripeta di Coriolis	24
2.1.2.4 Vettore delle forze applicate	24
2.1.3 Equazioni della cinematica	31
2.2 Simulatore autonomo di missione	31
2.2.1 Condizioni di equilibrio	32
2.2.2 Evoluzione temporale	32
<b>3 CARATTERISTICHE IDRODINAMICHE DEL VEICOLO</b>	<b>33</b>
3.1 Computer-Aided Design (CAD)	33
3.1.1 Corpo principale	33
3.1.2 Superfici di controllo	34
3.1.3 Eliche	35
3.1.4 Payload	35
3.1.4.1 Involucro	36
3.1.4.2 Determinazione del baricentro	37
3.1.5 Modello CAD semplificato	37
3.2 Simulazioni fluidodinamiche	39
3.2.1 Scelta del software	41
3.2.2 Dati necessari alle simulazioni	42
3.2.3 Modello di simulazione	43
3.2.4 Scelta del dominio di calcolo	45

3.2.5	Scelta della griglia di calcolo	47
3.2.6	Storico delle simulazioni	48
3.3	Caratteristiche idrodinamiche	57
3.3.1	Idrodinamica del veicolo	57
3.3.2	Effetti delle accelerazioni	71
3.3.3	Riepilogo conclusivo	77
4	STABILITÀ IN AVANZAMENTO ORIZZONTALE	86
4.1	Metodi di integrazione	86
4.2	Tipologie di comando	88
4.3	Analisi del listato	88
4.3.1	Script main.m	89
4.3.2	Script inertia_ten.m	91
4.3.3	Script hydro_deriv.m	92
4.3.4	Script accel_deriv.m	93
4.3.5	Script kinematic_matrix.m	94
4.3.6	Script dynamic_matrix.m	94
4.3.7	Script calculaEquilibrium.m	95
4.3.8	Script motionSimulation.m	97
4.3.9	Script commandVector.m	100
4.3.10	Script cEquiVector.m	100
4.3.11	Script cRuddVector.m e cThruVector.m	102
4.3.12	Script plotResults.m	104
4.3.13	Script plotCommand.m	108
4.4	Verifica del codice	108
4.5	Analisi di stabilità al comando	116
4.5.1	Equilibratore	116
4.5.2	Timone	116
4.6	Versione grafica del software	129
4.6.1	Esempi	130
5	CONCLUSIONI	133
5.1	Sviluppi futuri	133
6	RINGRAZIAMENTI	137
	BIBLIOGRAFIA	139

## ELENCO DELLE FIGURE

Figura 1.1	Tipologie di droni per diversi tipi di missione	11
Figura 1.2	AUV Seastick 300G	13
Figura 1.3	Payload a bordo del veicolo illustrato senza guscio esterno	14
Figura 1.4	Componenti della parte ad alta pressione del payload agganciato all'AUV	16
Figura 1.5	Componenti della parte di miscelazione del payload agganciato all'AUV	17
Figura 1.6	Componenti della parte di iniezione del payload agganciato all'AUV	18
Figura 1.7	Componenti della parte di iniezione del payload agganciato all'AUV	18
Figura 2.1	Schema delle forze agenti sul veicolo	25
Figura 3.1	Corpo principale dell'AUV utilizzato	34
Figura 3.2	Realizzazione CAD delle superfici di controllo presenti sull'AUV	34
Figura 3.3	Superfici di controllo presenti sull'AUV	34
Figura 3.4	Corpo propulsori dell'AUV utilizzato	35
Figura 3.5	Involucro del payload montato sull'AUV utilizzato	36
Figura 3.6	Simulazione del payload senza ogiva	36
Figura 3.7	Posizionamento del centro di massa dell'intero veicolo	37
Figura 3.8	Realizzazioni CAD del veicolo	38
Figura 3.9	Schermata di interfaccia per un tipico problema da risolvere in COMSOL Multiphysics®	42
Figura 3.10	Modelli di flusso turbolento a disposizione su COMSOL Multiphysics®	44
Figura 3.11	Visualizzazione dei domini di definizione del problema	46
Figura 3.12	Visualizzazione dei domini di definizione del problema	47
Figura 3.13	Test di correttezza delle impostazioni	48
Figura 3.14	Test di composizione della griglia e delle capacità di convergenza del solutore	49
Figura 3.15	Simulazioni sull'elica	50
Figura 3.16	Differenze fra le funzioni di finalizzazione della geometria proposte da COMSOL Multiphysics®	51
Figura 3.17	Test di convergenza del solutore e dell'algoritmo di assemblaggio correttivo della griglia	52
Figura 3.18	Particolari della soluzione in velocità della simulazione IX	53
Figura 4.1	Possibili tipologie di comando	88
Figura 4.2	Schermata principale dell'editor visuale di MatLab®	129

Figura 4.3	Schermata principale del programma realizzato	130
Figura 4.4	Visualizzazione delle condizioni di equilibrio trovate	130
Figura 4.5	Mantenimento delle condizioni di equilibrio trovate	131
Figura 4.6	Confronto delle traiettorie tra una condizione indisturbata e una con un comando a step	131
Figura 4.7	Confronto di varie traiettorie	132

## ELENCO DELLE TABELLE

Tabella 1.1	Valori caratteristici di Mach e Reynolds di droni a velocità massima	9
Tabella 1.2	Caratteristiche di alcuni dei principali AUV sul mercato	12
Tabella 3.1	Valori delle caratteristiche riportate sui tre diversi domini	47
Tabella 3.2	Valori delle caratteristiche riportate sulle tre diverse griglie	48
Tabella 3.3	Posizione degli equilibratori alle varie percentuali di comando	55
Tabella 3.4	Valori dei coefficienti $C_X$ , $C_Z$ e $C_m$ al variare di $\alpha$	58
Tabella 3.5	Valori dei coefficienti $C_Y$ , $C_n$ e $C_l$ al variare di $\beta$	60
Tabella 3.6	Valori dei coefficienti $C_Y$ , $C_n$ e $C_l$ al variare di $p$	62
Tabella 3.7	Valori dei coefficienti $C_Z$ e $C_m$ al variare di $q$	64
Tabella 3.8	Valori dei coefficienti $C_Y$ , $C_n$ e $C_l$ al variare di $r$	66
Tabella 3.9	Valori dei coefficienti $C_X$ , $C_Z$ e $C_m$ al variare di $\delta_e$	68
Tabella 3.10	Valori dei coefficienti $C_Y$ , $C_n$ e $C_l$ al variare di $r$	70
Tabella 3.11	Valori della componente di forza X al variare di $\dot{u}$	72
Tabella 3.12	Valori della componente Y di forza e di momento di imbardata $n$ al variare di $\dot{v}$	73
Tabella 3.13	Valori della componente verticale di forza Z e del momento di beccheggio M al variare di $\dot{w}$	75
Tabella 3.14	Valori del momento di rollio L al variare di $\dot{p}$	75
Tabella 3.15	Valori della componente verticale di forza Z e del momento di beccheggio M al variare di $\dot{q}$	77
Tabella 3.16	Valori della componente laterale di forza Y e del momento di imbardata N al variare di $\dot{r}$	78
Tabella 3.17	Masse (e inerzie) aggiunte di fluido	80
Tabella 3.18	Coefficienti idrodinamici	81
Tabella 3.19	Telemetrie delle simulazioni di test (per un totale di 6 giorni, 5 ore, 1 minuto e 47 secondi)	82
Tabella 3.20	Telemetrie delle simulazioni (per un totale di 44 giorni, 13 ore, 2 minuti e 23 secondi)	83
Tabella 4.1	Caratteristiche dei solutori proposti da MatLab <sup>®</sup> per problemi stiff (dalla documentazione di MatLab <sup>®</sup> )	87
Tabella 4.2	Limiti dei comandi presenti sull'AUV	88
Tabella 4.3	Condizioni di trim ricavate per i due casi studio analizzati	109

## ACRONIMI E SIMBOLI

APR	Aeromobile a pilotaggio remoto	$\delta_e$	Angolo dell'equilibratore
VAS	Veicolo autonomo sottomarino	$\delta_r$	Angolo del timone
AUV	Autonomous underwater vehicle	$n$	Numero di giri
GPS	Global positioning system	$c$	Corda di riferimento
CAD	Computer-Aided Design	$S$	Superficie di riferimento
CFD	Computational Fluid Dynamics	$V$	Modulo del vettore velocità
$M$	Numero di Mach	$\Delta t$	Intervallo di integrazione temporale
$Re$	Numero di Reynolds	$dx$	Vettore dei residui temporali
$p$	Pressione	$\rho$	Densità dell'acqua
$l_K$	Scala di Kolmogorov	$g$	Accelerazione di gravità
$\nu$	Viscosità cinematica	$I$	Matrice delle inerzie
$\varepsilon$	Energia cinetica turbolenta	$J$	Matrice jacobiana degli spostamenti
$L$	Portanza	$\Omega$	Volume del veicolo
$D$	Resistenza	$m$	Massa del veicolo
$X$	Forza lungo l'asse $x$	$E$	Efficienza idrodinamica
$Y$	Forza lungo l'asse $y$	$x$	Vettore di stato
$Z$	Forza lungo l'asse $z$	$\eta$	Vettore degli spostamenti
$l$	Momento di rollio	$u$	Componente di velocità lungo $x$
$m$	Momento di beccheggio	$v$	Componente di velocità lungo $y$
$n$	Momento di imbardata	$w$	Componente di velocità lungo $z$
$C_X$	Coefficiente di forza lungo $x$	$p$	Velocità angolare attorno $x$
$C_Y$	Coefficiente di forza lungo $y$	$q$	Velocità angolare attorno $y$
$C_Z$	Coefficiente di forza lungo $z$	$r$	Velocità angolare attorno $z$
$C_l$	Coefficiente di momento di rollio	$x$	Spostamento dell'AUV lungo $x$
$C_m$	Coefficiente di momento di beccheggio	$y$	Spostamento dell'AUV lungo $y$
$C_n$	Coefficiente di momento di imbardata	$z$	Spostamento dell'AUV lungo $z$
$\alpha$	Angolo di incidenza	$\theta$	Angolo di beccheggio
$\beta$	Angolo di derapata	$\varphi$	Angolo di rollio
$\gamma$	Angolo di discesa	$\psi$	Angolo di imbardata
$T$	Spinta	$F$	Vettore risultante delle forze
$M$	Matrice di massa	$F_{bg}$	Forza di galleggiamento e gravità
$M_{ad}$	Matrice di massa aggiunta	$F_i$	Vettore delle forze idrodinamiche
$C$	Matrice di Coriolis	$F_{ad}$	Vettore delle forze aggiunte
$C_{ad}$	Matrice di Coriolis aggiunta	$F_T$	Vettore della spinta
$x_{cp}$	Coordinate del centro di pressione		
$y_{cp}$			
$z_{cp}$			

# 1

## UTILIZZO DI VEICOLI A PILOTAGGIO REMOTO IN AMBIENTI A DIVERSA DENSITÀ

In questo Capitolo, dopo aver introdotto la definizione di *drone*, vengono presentate le principali differenze rispetto ad un veicolo operante in aria. Segue un'analisi del tipico profilo di missione di un qualsiasi AUV, corredato dalle descrizioni delle singole fasi, e una classificazione delle tipologie di missioni che generalmente gli AUV assolvono. Dopo la presentazione di una piccola tabella di confronto delle caratteristiche a seconda della missione che il generico AUV deve compiere e del relativo investimento economico, è presente una descrizione minuziosa sia del veicolo il cui studio è oggetto di questa Tesi e della missione che dovrà compiere. A questo proposito vengono illustrati tutti i principali componenti del payload presenti a bordo insieme ai compiti che hanno durante le fasi di operazioni in mare. Infine vengono elencati gli ulteriori sistemi di bordo presenti, utili principalmente alla navigazione, e si analizza l'ambiente in cui il drone si troverà ad operare.

### 1.1 INTRODUZIONE

Il tema principale di questa Tesi riguarda il progetto di missione di un veicolo a pilotaggio remoto in grado di operare in acqua fino ad una certa profondità. Esso appartiene alla più grande categoria dei droni, per la quale risulta opportuno specificare una definizione:

**Definizione 1.1** (drone). Si può definire *drone* un veicolo senza pilota a bordo comandato da una posizione remota rispetto allo stesso in grado di svolgere operazioni nell'ambiente in cui si trova.

Risulta immediatamente chiara la concezione errata della parola *drone*: nella lingua di tutti i giorni il drone è un mezzo aereo, tipicamente multicottero, utilizzato per scopi ricreativi oppure, in ambito militare, un velivolo tipicamente ad ala fissa utilizzato per ricognizioni e sgancio di esplosivi. Entrambi questi casi, che in italiano possono essere più coerentemente chiamati *aeromobili a pilotaggio remoto* (APR), rientrano nella categoria dei droni insieme ad altri veicoli, tra cui quello studiato in questa Tesi. Si tratta infatti di un veicolo a pilotaggio remoto che, però, è in grado di operare sott'acqua: rientra quindi nella più grande categoria dei droni, ma può essere classificato come *veicolo autonomo sottomarino* (VAS<sup>1</sup>). La particolarità di questo tipo di veicoli è che, dovendo operare sott'acqua, si muovono in un ambiente a *diversa* densità (rispetto a quella a cui generalmente lavorano i velivoli, ossia quella dell'aria) e ciò comporta una serie di differenze dal punto di vista dell'analisi

<sup>1</sup> Verrà di seguito usato l'acronimo inglese, AUV, al posto di quello italiano VAS.

di stabilità del velivolo. Gli unici parametri che influenzano, ad esempio, il coefficiente di resistenza di un corpo in una corrente d'aria sono identificate da J. Anderson [1] nei numeri di Reynolds e Mach (e dall'incidenza  $\alpha$ ):

$$M = \frac{V}{c_s} \quad \text{Re} = \frac{\rho VL}{\nu}$$

dove  $V$  indica la velocità del veicolo,  $c_s$  quella del suono nel mezzo in cui opera lo stesso,  $\rho$  e  $\nu$  rispettivamente la densità e la viscosità dinamica del mezzo e  $L$  una dimensione caratteristica del problema. Analizzando quelli

**Tabella 1.1:** Valori caratteristici di Mach e Reynolds di droni a velocità massima

Tipo di veicolo	Reynolds	Mach
Aeromobile a pilotaggio remoto (General Atomics MQ9 Reaper)	$10^8$	0.4
Veicolo autonomo sottomarino (Seastick 300G)	$10^6$	0.01

relativi ad un drone aereo e al sottomarino in questione, come mostra la Tabella 1.1, si nota una grande differenza: sia nei Reynolds che nei numeri di Mach si nota una discrepanza di uno o due ordini di grandezza. Mentre nel caso del velivolo ci si trova sicuramente in condizioni di campo compressibile, ciò non vale per il sottomarino: le analisi andranno allora svolte per un fluido incomprimibile (d'altra parte, i liquidi non sono in grado di comprimersi come i gas).

## 1.2 IL MONDO DEGLI AUV

Oggigiorno è largamente diffuso l'impiego di droni in ambiente marino: essi vengono tipicamente lanciati da vascelli di superficie o da piattaforme fisse (come quelle petrolifere) per l'analisi dell'ambiente marino circostante. Vista l'elevata autonomia degli stessi, che va dalle poche ore dei modelli più semplici ai giorni di quelli più complessi, essi vengono tipicamente utilizzati per un certo numero di rilevamenti nell'intorno del punto da cui vengono lanciati e successivamente, a causa del progressivo scaricarsi della batteria tipicamente autonoma installata a bordo, vengono richiamati per il caricamento a bordo nave o piattaforma.

### 1.2.1 Formalizzazione della missione

La generica missione si può quindi articolare nelle seguenti fasi:

- Fase di *messa in acqua*: in questa fase il veicolo viene calato, manualmente o tramite l'utilizzo di verricelli nel caso di navi ad ampia opera morta<sup>2</sup>, nell'acqua circostante l'imbarcazione. Va da sé che il calo manuale può essere effettuato da altezze sufficientemente basse per non danneggiare il payload contenuto nell'AUV;

<sup>2</sup> L'opera morta di una nave è la parte di essa che fuoriesce dalla superficie dell'acqua: viceversa, l'opera viva è quella posta al di sotto.

- Fase di *avvio e discesa*: in questa fase i propulsori del veicolo, tipicamente eliche, vengono avviati e poi calettati in modo da consentire la discesa, come avviene sul veicolo utilizzato per questa ricerca. Alcune tipologie di AUV sfruttano, piuttosto che il calettamento della trazione, la posizione del baricentro: spostandola in avanti si crea infatti un momento picchiante che tende a portare il veicolo verso il basso in modo che, successivamente, i propulsori lo conducano alla profondità richiesta. Una volta raggiunta si inverte il comando per riportare il moto ad orizzontale<sup>3</sup>;
- Fase delle *operazioni di missione*: in questa fase il veicolo esegue la missione per la quale è stato costruito sfruttando il payload montato su di esso (le varie tipologie di missione verranno affrontate più avanti). Da notare che questa fase prevede il maggior ciclo di scarica della batteria, costringendo il veicolo a rientrare a bordo dell'imbarcazione per essere ricaricato;
- Fase di *risalita*: in questa fase il veicolo si riporta vicino all'imbarcazione e poi esegue la fase di discesa al contrario. Per i veicoli positivi e quando l'ambiente marino è piuttosto calmo, come potrebbe essere in un lago, si può anche pensare di spegnere il motore ed aspettare che il veicolo riemerge autonomamente;
- Fase di *ricarica*: in questa fase il veicolo viene imbarcato a bordo della piattaforma o vascello ospitante per una ricarica completa, al fine di ritornare in esercizio.

Il principale scopo di questa Tesi sarà quindi quello di assicurarsi che il veicolo utilizzato, il Seastick 300G, sia in grado di sopportare stabilmente tutte queste fasi e successivamente attuarle.

### 1.2.2 Tipologie di missioni

Esistono un'infinità varietà di missioni attuabili con un drone sottomarino, alcune di esse descritte da B. Wynn et al. [20]: esse spaziano dalle semplici riprese sottomarine di un amatore fino alle complesse analisi di fondale attuate per controllare l'integrità degli stessi. Per questo motivo è utile effettuare una classificazione a riguardo:

- AUV per *attività civili*, che includono:
  - Scopi ricreativi (esplorazione libera);
  - Indagine di fondali marini;
  - Individuazione di branchi da pescare.

I droni appartenenti a questa categoria hanno in comune un basso livello di autonomia oraria, che si aggira per molti sull'intorno delle ore;

<sup>3</sup> Si precisa che, data la tipica positività degli AUV e quindi a causa della loro intrinseca natura che li porta ad uscire fuori dall'acqua in caso di avaria, si può calettare leggermente la trazione verso il basso in modo che una componente di essa si opponga alla spinta di Archimede.



Figura 1.1: Tipologie di droni per diversi tipi di missione

- AUV per *scopi ambientali*, che includono:
  - Studio dei fenomeni vulcanici;
  - Studio delle correnti idrotermiche marine;
  - Analisi della fuoriuscita di agenti chimici dal sottosuolo;
  - Mappatura della fauna e della flora marina;
  - Analisi di inquinanti nell'acqua.

I droni appartenenti a questa categoria hanno la necessità di avere un'autonomia oraria maggiore e un payload decisamente più pesante per adempiere correttamente alle missioni proposte.

- AUV per *scopi di difesa e militari*: non di particolare interesse per questa Tesi, hanno principalmente il compito di effettuare ricognizioni ed eventualmente attacchi al nemico. È intuitivo comprendere che necessitino di un'ampia autonomia oraria e chilometrica e che debbano essere in grado di sopportare payload anche pesanti a causa della presenza di

un arsenale a bordo e degli innumerevoli sensori. È bene che risultino invisibili ai SONAR, per non essere individuati e abbattuti dal nemico.

Nel caso in analisi la tipologia di missione riguarda scopi ambientali e in particolare *l'analisi di inquinanti presenti nell'acqua*. Come mostrato in Tabella 1.2

Tabella 1.2: Caratteristiche di alcuni dei principali AUV sul mercato

Ditta	Prodotto	Lungh. [m]	Diametro [m]	Profondità [m]	Durata [h]	Velocità [m/s]	Utilizzo
L3 Ocean-Server	Iver3 std	1.5	0.147	100	8 ÷ 14	2	Ambientale
L3 Ocean-Server	Iver4 PW	2.5	0.23	300	–	2.5	Commerciale e difesa
EcaGroup	A27-E	4.5	0.73	300	36	3	Ambientale
Kongsberg	Remus 100	1.70	0.19	100	8	2.6	Tutte
Gabri SRL	Seastick 300G	2.0	0.25	300	10	2	Ambientale
Graal Tech	Folaga AUV	2.222	0.155	80	6	1	Ricerca

è necessario analizzare a fondo i requisiti necessari per l'esecuzione della missione: diversi tipi di veicolo possono avere limitazioni anche piuttosto differenti.

### 1.3 IL VEICOLO

Il veicolo utilizzato è un simil-cilindro con teste leggermente bombate ambo le parti, sia posteriormente che anteriormente, che presenta due eliche tri-pala sui lati destro e sinistro, due dispositivi di controllo dell'assetto nella parte anteriore e quattro (disposti ciascuno su un lato) nella parte posteriore. È presente anche un cilindro fuoriuscente dal corpo centrale utile a contenere alcuni dispositivi e come deriva. Si possono anche apprezzare un gancio posteriore, utile al recupero in caso di avaria, e dei ganci nel corpo centrale, utili al sollevamento e al suo spostamento durante le operazioni a terra. Va ricordato che il veicolo è *positivo*: si definisce così, in gergo marino, un veicolo che – nel caso di un'avaria – tenda a ritornare in superficie. Questo accorgimento serve naturalmente ad evitare che il veicolo venga disperso in mare a causa di un malfunzionamento.

**Configurazione ottimale** Come riportano T. Gao et al. [9], la configurazione di un veicolo sottomarino non è univoca (come d'altra parte non lo è per i velivoli) e a seconda di essa cambiano le caratteristiche idrodinamiche. In particolare lo studio citato considera:

- Configurazione con timone posteriore al propulsore: ciò genera più spinta e un'efficienza più alta, nonché una minore resistenza sul timo-



Figura 1.2: AUV Seastick 300G

ne. Tuttavia aumenta la resistenza del corpo, diminuisce la portanza del timone e crea problemi di assemblaggio della timoneria;

- Configurazione a doppio propulsore: ciò consente di diminuire notevolmente il diametro ma l'efficienza propulsiva diminuisce rispetto al caso con singolo propulsore. Inoltre le eliche potrebbero danneggiarsi perché non si trovano più dietro al corpo, che funge altrimenti da elemento protettivo.

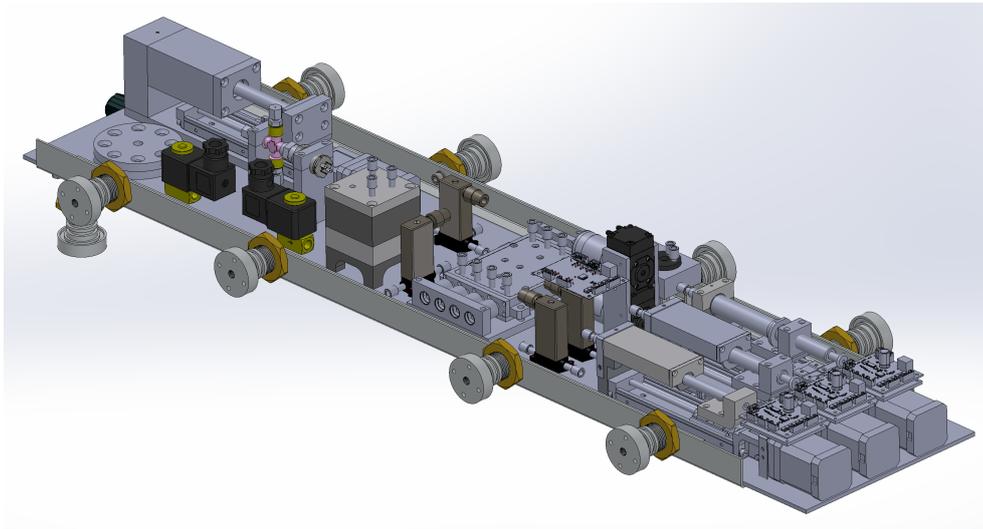
Gao et al. concludono quindi che la configurazione ottimale di un AUV sia a singolo propulsore con timone posteriore: ciò va in parte contro la configurazione dell'AUV analizzato, che invece presenta un doppio propulsore non protetto da alcun elemento. Tuttavia ricompare l'elemento più importante, ossia il timone posto in coda.

### 1.3.1 La missione

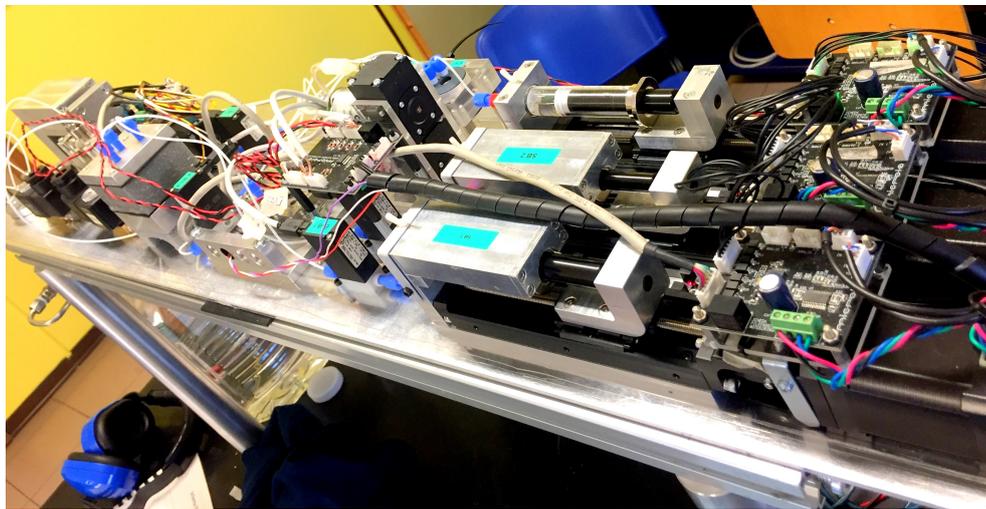
La missione del veicolo sottomarino selezionato necessita di un payload, il quale verrà agganciato nella parte sottostante del velivolo attraverso degli apposite barre di lamiera piegate a sostegno del peso del carico pagante. Esso è sostanzialmente un cilindro chiuso con dei tappi alle due estremità, agganciato sulla parte curva, e contiene tre motosiringhe in grado di prelevare acqua dall'ambiente circostante e analizzarla per individuare particelle inquinanti quali ioni metallici di Nichel, Zinco o Rame. Nel dettaglio le operazioni di missione si articolano in alcune fasi<sup>4</sup>:

- Fase di *aspirazione e depressurizzazione*;
- Fase di *risciacquo*;
- Fase di *scarico post-risciacquo*;
- Fase di *analisi del bianco*;

<sup>4</sup> Le quali, peraltro, hanno guidato anche il progetto elettronico e sono state implementate come diverse funzioni all'interno del firmware del payload.



(a) Prospetto CAD



(b) Prototipo

Figura 1.3: Payload a bordo del veicolo illustrato senza guscio esterno

- Fase di *dosaggio, miscelazione e misura*;
- Fase di *scarico post-misura*;

Le diverse componenti del payload con le quali queste operazioni vengono effettuate sono descritte nel dettaglio nella Sezione 1.3.2, mentre le varie fasi vengono di seguito illustrate nei particolari in questa Sezione.

**Aspirazione e depressurizzazione** L'acqua del mare viene inizialmente filtrata (tramite filtri sinterizzati) mentre passa dall'esterno all'interno del payload: ciò consente di avere elementi spuri ridotti al minimo durante l'analisi del campione. Dall'ingresso principale di liquido, o *porta del mare*, l'acqua passa così ad un secondo filtro. Attraverso una valvola, chiamata nel progetto EVA1 (ad alta pressione, perché sopporta fino a 50 bar), l'acqua viene inserita in una camera da 10 mL, campione necessario per le successive analisi. Subito dopo è presente un pressostato che regola l'apertura in modo che la seconda valvola, EVA2, riceva un massimo di 2 bar.

**Risciacquo** Da qui l'acqua entra nella camera di miscelazione, collegata direttamente con una valvola EVB4 (a bassa pressione), con la camera di misura e con un'altra valvola (questa però a tre vie) chiamata EVB3. Delle tre vie della valvola EVB3:

- La prima è quella da cui proviene l'acqua di mare;
- La seconda è collegata alla siringa di campionamento;
- La terza è collegata allo scarico<sup>5</sup>.

Subito dopo aver depressurizzato l'acqua, dunque, la siringa di campionamento assorbe un campione di liquido che poi rimanda indietro per effettuare un *risciacquo*. In questo modo pulisce tutte le tubature con l'acqua di mare in modo che, ad una misura successiva, essa non sia influenzata da reagenti della precedente ancora presenti durante il rilevamento. Durante il passaggio sono presenti due *bubble trap* (uno tra EVB4 e la camera di misura ed uno tra EVB3 e la siringa di campionamento), costituiti da una membrana semiporosa, in grado di eliminare le bolle che si potrebbero formare nel circuito.

**Scarico post-risciacquo** Una volta effettuato il risciacquo viene chiusa la via della valvola EVB3 che porta alla siringa e aperta quella che conduce allo scarico in modo che l'acqua di risciacquo, eventualmente contaminata da sostanze inquinanti e reagenti, venga inviata nello scarico.

**Analisi del bianco** Dopo aver completato il doppio risciacquo inizia il dosaggio vero e proprio: l'acqua arriva in camera di miscelazione con tutte le valvole chiuse, dopodiché viene presa dalla siringa di campionamento aprendo le opportune valvole EVB4 e EVB3 (naturalmente dopo l'accensione dei *bubble trap*). Una volta entrata in camera di misura viene analizzato il cosiddetto *bianco*, ossia la quantità di luce che riesce a passare attraverso l'acqua: tale misura viene considerata una sorta di *costante di taratura* per il rilevamento con i reagenti e viene effettuata ad ogni ciclo di misurazione. La misura avviene tramite l'utilizzo di laser continui e fotodiodi in grado di leggere la corrente generata dallo stesso una volta attraversata la camera di misura, uno per ogni sostanza metallica da identificare. L'acqua, dato che non sono presenti ulteriori impurità, non viene scaricata per l'analisi con i reagenti.

**Dosaggio, miscelazione e misura** In questa fase si ripete quanto riportato per l'analisi del bianco con la differenza che, in camera di miscelazione, vengono iniettati anche i reagenti attraverso le due motosiringhe di volume più piccolo presenti a monte della camera di miscelazione (nella parte a bassa pressione). Sono presenti reagenti per 100 misure nelle quantità di:

- 10 mL di metanolo e DFC (difetil-carbazide);
- 5 mL di acido solforico.

<sup>5</sup> Data la presenza di reagenti inquinanti, lo scarico è costituito da un sacchetto disposto sotto la plancia di collegamento del payload.

La miscelazione avviene tramite un ciclo di suzione e iniezione ripetuto più volte, in modo che il campione ed i reagenti si mescolino nel migliore dei modi. La misura viene effettuata come quella per l'analisi del bianco con la presenza di un ulteriore controllo: se la misura di un metallo è maggiore della misura del bianco il sistema continua a misurare, in modo da ottenere un valore medio che consenta di non avere falsi positivi. La legge di Lambert-Beer consente di correlare la quantità di luce assorbita all'assorbanza  $A$  del mezzo:

$$A = \log_{10}(\text{media}_{\text{bianco}}) - \log_{10}(\text{media}_{\text{misura}})$$

Essa può essere messa in correlazione con la concentrazione degli ioni metallici all'interno del campione e quindi ciò consente a tutti gli effetti di effettuare il rilevamento.

**Scarico post-misura** Dopo la fase di misura effettiva viene chiusa la valvola EVB4 e la via della EVB3 che porta alla siringa per aprire quella che porta allo scarico, in cui il residuo di acqua complessata viene conservato. Il sacchetto di conservazione è in grado di contenere 50 misurazioni.

### 1.3.2 Componenti del payload

In questa Sezione vengono presentate le principali componenti del payload utilizzato per compiere le fasi descritte sopra.

**Aspirazione e depressurizzazione** L'ingresso principale è costituito da un tubo di plastica che, immerso nel mare, conduce l'acqua dall'esterno all'interno del payload tramite una valvola di ingresso (e prefiltraggio) in grado di sopportare fino a 100 MPa di pressione di ingresso (è sovradimensionata in modo da poter operare anche oltre la quota di sicurezza di 300 m) e poi trafilata per arrivare alla valvola EVA1 – una Bürkert 2400 – che sopporta da 0 Pa a 50 MPa. Da questa si entra nella camera di miscelazione di volu-

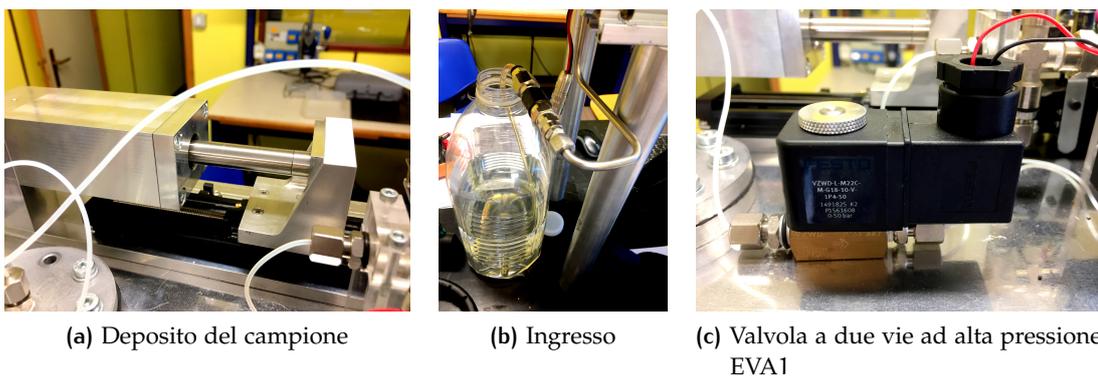


Figura 1.4: Componenti della parte ad alta pressione del payload agganciato all'AUV

me 10 mL e per altra via alla valvola EVA2, identica ad EVA1: nel mezzo compare un pressostato che, misurando la pressione, è in grado di comu-

nicare al sistema l'avvenuta depressurizzazione a 2 bar<sup>6</sup>. Da EVA2 si passa direttamente alla camera di miscelazione.

**Miscelazione e risciacquo** Una volta arrivato in camera di miscelazione, del volume di 10 mL, è presente una valvola di bassa pressione chiamata EVB4 – una Bürkert 0127 – in grado di sopportare fino a 2.5 bar. Sono presenti anche

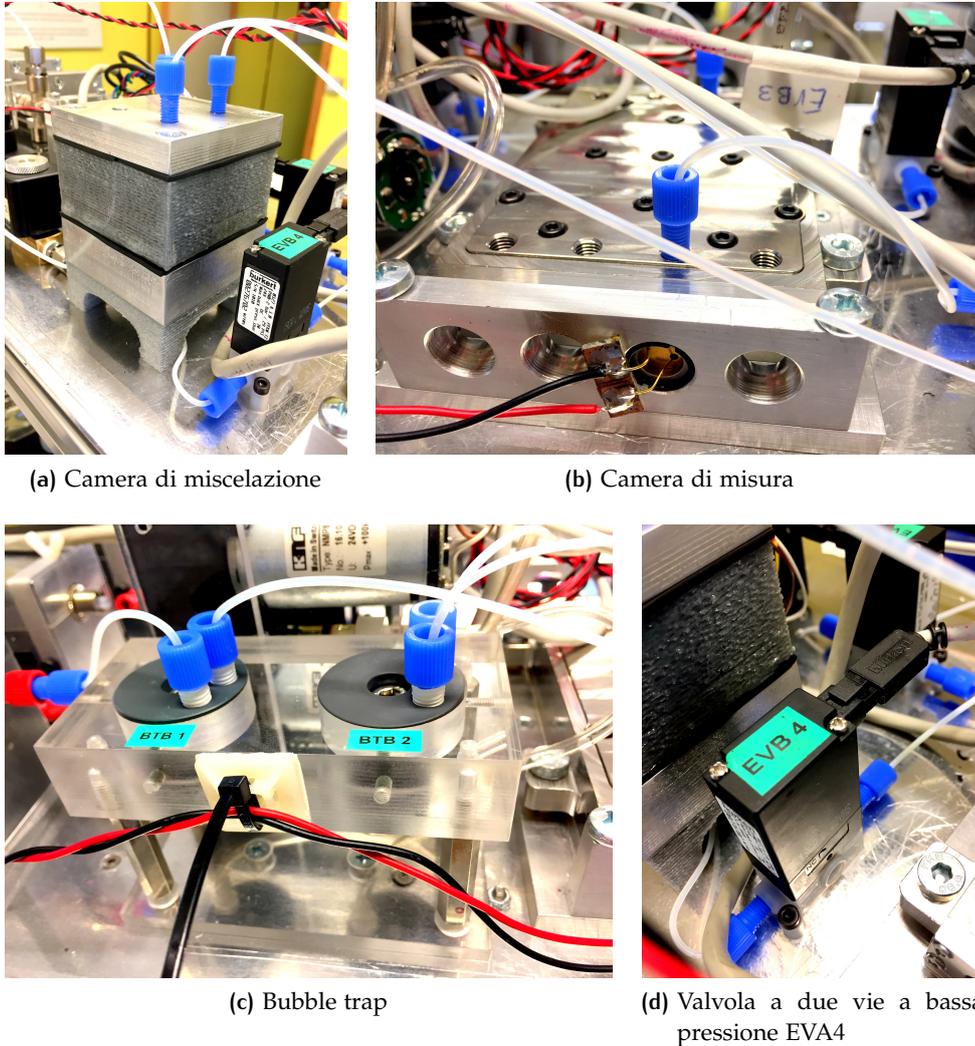


Figura 1.5: Componenti della parte di miscelazione del payload agganciato all'AUV

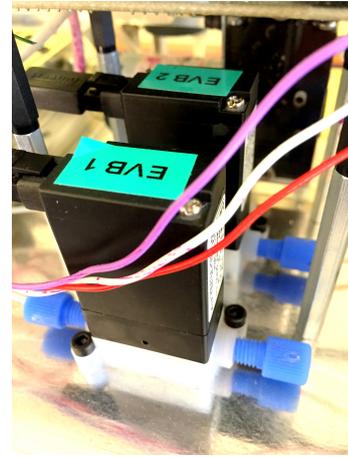
una camera di misura da 1 mL, incastonata in modo che i laser la possano attraversare, e un bubble trap in grado di eliminare, tramite una pompa a membrana, le bolle presenti nel circuito.

<sup>6</sup> Anche le valvole EVA1 ed EVA2 sono sovradimensionate fino a 50 bar, in modo da non distruggersi in caso di malfunzionamento.

**Dispositivi di iniezione** Dal momento che sono presenti due reagenti sono necessari due siringhe, scelte di misura differente per la diversa necessità di reagente per le analisi. Entrambe sono isolate dalla camera di miscelazione



(a) Siringhe

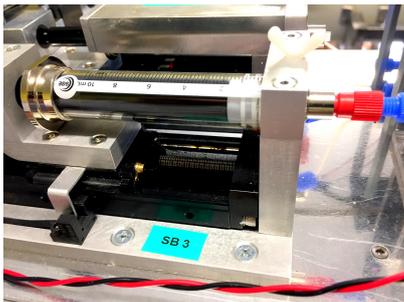


(b) Valvole a due vie a bassa pressione EVB1 e EVB2

**Figura 1.6:** Componenti della parte di iniezione del payload agganciato all'AUV

da due valvole di bassa pressione, tali EVB1 e EVB2, ancora una volta costituite da due una Bürkert 0127. In una è presente metanolo e nell'altra acido solforico.

**Parte finale del circuito** L'ultima parte del circuito è composta dalla siringa di campionamento, da 10 mL, collegata alla camera di misura tramite una valvola a bassa pressione e a tre vie EVB3 – nuovamente una Bürkert 0127, ma con una via in più – collegata nella terza via ad un sacchetto di deposito delle acque sporche da 250 mL. Il bubble trap serve nuovamente ad evitare



(a) Valvola a tre vie a bassa pressione EVB3



(b) Siringa di dosaggio del campione



(c) Deposito delle acque sporche

**Figura 1.7:** Componenti della parte di iniezione del payload agganciato all'AUV

la formazione di bolle nel tratto di circuito tra la siringa, la valvola EVB3 e la camera di misura: ivi la presenza di aria durante il rilevamento ne invaliderebbe il valore.

### 1.3.3 Sistemi di bordo

Oltre al sistema con cui viene svolta la missione sono presenti a bordo una serie di sistemi utili alla navigazione. Sono presenti infatti, nella parte superiore del veicolo:

- Una piattaforma inerziale che consenta di tenere traccia sia degli stati del veicolo che della sua posizione: il segnale del GPS (*global positioning system*), difatti, non è in grado di tracciarlo correttamente quando esso è immerso nell'acqua. Per conoscere la sua posizione è quindi necessario questo dispositivo che, integrando le accelerazioni a cui il veicolo è soggetto istante per istante, è in grado di fornire una corretta localizzazione dello stesso;
- Un DVL (*doppler velocity logger*): come si legge dal sito del produttore, la DVL è responsabile della misurazione di velocità in acqua e serve ad altri strumenti per consentire loro di funzionare correttamente;
- Una telecamera in alta definizione, posizionata nella parte anteriore del veicolo. Essa presenta inoltre dei led bianchi rivolti nella direzione di avanzamento per controllare la zona circostante;
- Una serie di batterie volte a mantenere l'operatività durante la missione.

Tutti questi elementi risultano essenziali per lo svolgimento della missione: senza anche solo uno di essi sarebbe impossibile mantenere il contatto col drone o tracciarne la sua posizione nel tempo.

### 1.3.4 L'ambiente operativo

L'ambiente operativo di questo drone, diversamente da quanto accade per gli UAV, è l'acqua ed in particolare quella salata. Così come nell'atmosfera la pressione ambiente diminuisce all'aumentare della quota (motivo per cui i velivoli vanno pressurizzati a quote troppo alte per gli esseri umani) nel caso dell'acqua la pressione aumenta al progredire della profondità. Difatti una generica porzione di area immersa in ambiente marino ad una certa profondità  $z$  sarà soggetta, oltre al peso della colonna d'aria che si ha al livello del mare, anche a quella della colonna d'acqua sovrastante: data però l'elevata densità dell'acqua – circa  $1000 \text{ kg/m}^3$  – risulta immediato che la variazione di pressione debba essere ben più grande di quella presente in aria. Secondo quanto riporta la National Oceanic and Atmospheric Administration [15] la pressione varia in acqua di  $14.5 \text{ lb/in}^2$  – cioè  $99\,974 \text{ Pa}$ , praticamente la pressione atmosferica – ogni  $33 \text{ ft}$ , ossia  $10 \text{ m}$ . Ciò significa che le pareti dell'AUV, progettato per operare fino a  $300 \text{ m}$  di profondità, debbano poter sopportare una pressione massima di:

$$p_{\max} = 9997.4 \frac{\text{Pa}}{\text{m}} \cdot 300 \text{ m} \simeq 3 \text{ MPa}$$

Per questo motivo il veicolo è realizzato con pareti interne molto spesse, di oltre  $3 \text{ cm}$  di realizzazione additiva. Non è interesse di questa Tesi curare gli

aspetti di solidità strutturale dell'AUV, garantiti dalla ditta produttrice del veicolo.

**Turbolenza** Secondo quanto riporta V. W. Ekman [8] esistono due strati limite in ambienti oceanici in cui agiscono delle correnti: il primo si trova sul fondale marino, dove la sua velocità è nulla a differenza di quella della corrente che è finita; il secondo invece in aria, dove si ha una velocità della corrente d'acqua in contrasto con quella nulla (o pari ad un'altra corrente) dell'atmosfera. Ponendosi però ad una profondità operativa di 300 m si è sia lontani dallo strato limite atmosferico sia da quello generato dal fondale marino che, nel Mar Adriatico (dove opererà il veicolo), si trova fino a 1200 m di profondità. Va comunque considerato che esiste un certo livello di turbolenza: una valida stima è fornita da S. A. Thorpe [18], che mostra in alcuni diagrammi come il rateo di dissipazione a 300 m di profondità sia generalmente molto basso, dell'ordine di  $10 \times 10^{-9}$  W/kg. Lo stesso Thorpe riporta una relazione che consente di identificare la *scala di Kolmogorov*, la più piccola dimensione dei vortici:

$$l_K = \left( \frac{\nu^3}{\varepsilon} \right)^{\frac{1}{4}}$$

Dato però il valore della viscosità cinematica  $\nu$  nell'acqua, circa pari a  $10^{-6}$  m<sup>2</sup>/s, e visto il valore del rateo di dissipazione, si arriva a una stima dell'ordine del millimetro. Naturalmente risulta complesso misurare valori di velocità<sup>7</sup> in una spaziatura di millimetri alla profondità operativa del drone in esame e ciò non consentirebbe comunque di conoscere con esattezza il valore della più piccola dimensione dei vortici (che potrebbe variare con la stagione, la marea, la salinità e molti altri fattori). Per questi e altri motivi nelle simulazioni verranno imposti dei valori di turbolenza coerenti con quanto appena illustrato ma che coinvolgano una situazione conservativa.

**Portanza, resistenza** Un'altra grossa differenza delle operazioni in acqua rispetto a quelle in aria riguarda il diverso ruolo interpretato dalle componenti aerodinamiche principali, ossia *resistenza* e *portanza*. Introdotto un sistema di riferimento ortogonale alla corrente di monte, denominato *assi vento*, Anderson definisce le seguenti:

**Definizione 1.2** (portanza). La *portanza* è la componente di forza esercitata su un corpo investito da una corrente nella direzione perpendicolare a quella di provenienza della stessa.

**Definizione 1.3** (resistenza). La *resistenza* è la componente di forza esercitata su un corpo investito da una corrente nella direzione di provenienza della stessa.

Resistenza e portanza sono legate alle rispettive componenti in *assi body*, ossia assi ortogonali solidali al veicolo, dalle seguenti relazioni:

$$L = Y \cos \alpha - X \sin \alpha$$

$$D = Y \sin \alpha + X \cos \alpha$$

<sup>7</sup> Il rateo di dissipazione è legato al gradiente di velocità.

dove  $X$  ed  $Y$  sono le risultanti in assi body rispettivamente lungo  $x$  ed  $y$ <sup>8</sup>. Sia sui velivoli che sui veicoli subacquei la resistenza costituisce un elemento negativo da controbilanciare con un dispendio di energia, ossia tramite una componente di spinta: per realizzarla si possono adottare, nel caso dei velivoli, una varietà di soluzioni, mentre in campo subacqueo vengono tipicamente utilizzate delle eliche. La portanza, invece, è un fattore positivo: mentre nei velivoli agisce però verso l'alto e controbilancia la forza peso, nei veicoli sottomarini agisce verso il basso (per questo motivo viene più frequentemente chiamata *deportanza*) ed equilibra la spinta di Archimede (già in parte equilibrata dal peso stesso). Cambiano anche gli ordini di grandezza del rapporto tra le due forze: mentre nei velivoli si arriva anche a  $E = L/D \simeq 18$  ( $E$  viene detta *efficienza*), nel caso dei veicoli sottomarini il rapporto cambia consistentemente (come si potrà apprezzare nel seguito). Va infatti ricordato che la superficie alare con la quale il generico velivolo genera la portanza necessaria ad equilibrare quasi tutto il suo peso è molto più grande di quella presente in un AUV, dove tipicamente è costituita solo da piccole superfici di controllo. La portanza della fusoliera di un velivolo costituisce un effetto trascurabile, mentre nell'AUV è il contributo principale di deportanza, almeno nella condizione di equilibrio. Ciò porterebbe ad avere valori di efficienza molto bassi, dell'ordine di  $1/5$ : ciò non deve ingannare, perché la deportanza di un AUV deve equilibrare soltanto una componente della forza di Archimede, perlopiù bilanciata già dal peso<sup>9</sup>.

---

8 Nelle successive simulazioni vengono utilizzate quasi sempre le forze in assi body, più comode da impostare come condizioni al contorno.

9 Spesso il peso viene effettivamente calibrato in funzione della spinta di Archimede del veicolo tramite delle semplici operazioni di taratura: il veicolo viene immerso in acqua ad una certa profondità dopodiché, se risale troppo velocemente, viene appesantito con delle lastre di materiale ad alta densità, tipicamente piombo. Ciò è stato realizzato anche nell'AUV studiato nel Luglio 2018, in cui sono state aggiunte lastre per un totale di circa 60 kg di piombo.

# 2

## STUDIO DELLA STABILITÀ DEL SISTEMA

In questo Capitolo verrà analizzata la risposta del veicolo sottoposto a piccole perturbazioni: per analizzarla è stato creato un simulatore in MatLab<sup>®</sup> che sia in grado, noti alcuni parametri iniziali, di calcolare una condizione di equilibrio agendo sull'equilibratore di coda, sull'incidenza e sulla manetta e successivamente di impostare dei comandi che possano rappresentare piccole perturbazioni nel moto del veicolo. Il simulatore è in grado di predire l'andamento delle variabili di stato – delle quali si parlerà nel seguito – e quindi della traiettoria del veicolo per l'implementazione di eventuali sistemi di controllo.

### 2.1 RICHIAMI E DEFINIZIONI

Per studiare la stabilità del sistema è innanzitutto definire quali siano le equazioni del moto di un veicolo sottomarino. Ci si riferisce pertanto alle equazioni descritte da T. Perez e Thor I. Fossen [16] e reinterpretate da Xiaoxu et al. [7] che riguardano sia la dinamica di un mezzo marino che la sua cinematica.

#### 2.1.1 Nozioni utili

Per giungere alle equazioni compatte di cinematica e dinamica è comodo introdurre preliminarmente alcune definizioni e semplificazioni matematiche.

**Prodotto vettoriale in forma matriciale** Il prodotto vettoriale  $\mathbf{c} = \mathbf{a} \times \mathbf{b}$  si può riscrivere in forma matriciale come:

$$\mathbf{c} = \mathbf{S}(\mathbf{a})\mathbf{b}$$

dove la matrice  $\mathbf{S}(\mathbf{a})$  è la antisimmetrica realizzata a partire dalle coordinate di  $\mathbf{a} = \{a_1, a_2, a_3\}^T$ :

$$\mathbf{S}(\mathbf{a}) \equiv \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

Ciò risulterà molto utile per semplificare la scrittura.

#### 2.1.2 Equazioni della dinamica

Per scrivere le equazioni del moto si parte da quelle di corpo rigido, delle quali quelle utilizzate in aeronautica sono figlie: si tratta di un sistema di equazioni differenziali del primo ordine a cui però si aggiungono dei termini

che in aria possono essere considerati trascurabili. In forma vettoriale si avrebbe:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}(\mathbf{x})\mathbf{x} = \mathbf{F}$$

dove  $\mathbf{M}$  viene chiamata *matrice di massa generalizzata*,  $\mathbf{x}$  è il *vettore degli stati dinamici*,  $\mathbf{C}$  è la *matrice centripeta di Coriolis* e  $\mathbf{F}$  è il vettore delle forze applicate, che verranno analizzate più avanti. I singoli termini vanno ora espressi per poter capire come essi siano stati implementati in MatLab®.

### 2.1.2.1 Matrice di massa generalizzata

La matrice di massa generalizzata è esprimibile come:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m\mathbf{I}_3 & -m\mathbf{S}(\mathbf{G}) \\ m\mathbf{S}(\mathbf{G}) & \mathbf{I}_b \end{bmatrix}$$

dove  $\mathbf{I}_3$  rappresenta la matrice identità di ordine 3,  $\mathbf{G} = \{x_G, y_G, z_G\}^T$  contiene le coordinate del baricentro e  $\mathbf{I}_b$  è il tensore di inerzia:

$$\mathbf{I}_b = \mathbf{I}_g - m\mathbf{S}(\mathbf{G})\mathbf{S}(\mathbf{G})$$

con:

$$\mathbf{I}_g = \int \begin{bmatrix} y^2 + z^2 & -xy & -xz \\ -xy & x^2 + z^2 & -yz \\ -xz & -yz & x^2 + y^2 \end{bmatrix} dm = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Il secondo termine  $-m\mathbf{S}(\mathbf{G})\mathbf{S}(\mathbf{G})$  può non essere considerato perché le equazioni saranno scritte per un punto coincidente col baricentro del veicolo, in cui  $x_G = y_G = z_G = 0$ . Per questo motivo anche altri termini della matrice  $\mathbf{M}$  sono nulli ed essa diventa più semplicemente:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

del tutto simile a quella presente nel caso aeronautico.

### 2.1.2.2 Vettore degli stati

Il vettore degli stati si definisce semplicemente come:

$$\mathbf{x} = \{u, v, w, p, q, r\}^T$$

dove  $u, v$  e  $w$  sono le componenti di velocità e  $p, q$  ed  $r$  di velocità angolare rispettivamente sugli assi  $x, y$  e  $z$  del sistema di coordinate posto nel baricentro. Esso può essere scomposto in due componenti:

$$\mathbf{x}_1 = \{u, v, w\}^T \quad \mathbf{x}_2 = \{p, q, r\}^T$$

tali che  $\mathbf{x} = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2\}^T$ .

### 2.1.2.3 Matrice centripeta di Coriolis

La matrice centripeta di Coriolis  $\mathbf{C}$  viene scomposta da Perez e Fossen [16] in quattro sottomatrici:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{11} & \mathbf{C}_{12} \\ \mathbf{C}_{12} & \mathbf{C}_{22} \end{bmatrix}$$

La prima di esse,  $\mathbf{C}_{11}$ , è una matrice nulla di ordine 3 e rappresenta il fatto che il richiamo di velocità non è causato dalle velocità stesse. La seconda,  $\mathbf{C}_{12}$ , è invece pari a:

$$\mathbf{C}_{12} = -m\mathbf{S}(\mathbf{x}_1) - m\mathbf{S}(\mathbf{S}(\mathbf{x}_2)\mathbf{G}) = -m\mathbf{S}(\mathbf{x}_1)$$

perché nel secondo termine compare  $\mathbf{G}$ , che annulla qualsiasi coefficiente. Si avrà perciò:

$$\mathbf{C}_{12} = -m\mathbf{S}(\mathbf{x}_1) = -m \begin{bmatrix} 0 & -w & v \\ w & 0 & -u \\ -v & u & 0 \end{bmatrix}$$

Infine la matrice  $\mathbf{C}_{22}$  è pari a:

$$\mathbf{C}_{22} = m\mathbf{S}(\mathbf{S}(\mathbf{x}_1)\mathbf{G}) - \mathbf{S}(\mathbf{I}_b\mathbf{x}_2) = -\mathbf{S}(\mathbf{I}_b\mathbf{x}_2)$$

perché, come nel caso sopra, la moltiplicazione per  $\mathbf{G}$  annulla il primo termine. Si avrà dunque:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_{22} &= -\mathbf{S}(\mathbf{I}_b\mathbf{x}_2) = \\ &= -\mathbf{S} \left( \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \right) = -\mathbf{S} \left( \begin{Bmatrix} I_{xx}p + I_{xy}q + I_{xz}r \\ I_{xy}p + I_{yy}q + I_{yz}r \\ I_{xz}p + I_{yz}q + I_{zz}r \end{Bmatrix} \right) = \\ &= \begin{bmatrix} 0 & -I_{xz}p - I_{yz}q - I_{zz}r & I_{xy}p + I_{yy}q + I_{yz}r \\ I_{xz}p + I_{yz}q + I_{zz}r & 0 & -I_{xx}p - I_{xy}q - I_{xz}r \\ -I_{xy}p - I_{yy}q - I_{yz}r & I_{xx}p + I_{xy}q + I_{xz}r & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

La matrice  $\mathbf{C}$  complessiva sarà allora:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & mw & -mv \\ 0 & 0 & 0 & -mw & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & mw & -mv & 0 & -I_{xz}p - I_{yz}q - I_{zz}r & I_{xy}p + I_{yy}q + I_{yz}r \\ -mw & 0 & mu & I_{xz}p + I_{yz}q + I_{zz}r & 0 & -I_{xx}p - I_{xy}q - I_{xz}r \\ mv & -mu & 0 & -I_{xy}p - I_{yy}q - I_{yz}r & I_{xx}p + I_{xy}q + I_{xz}r & 0 \end{bmatrix}$$

In questo caso senza semplificazioni (a parte l'idea di porsi nel baricentro) le equazioni trovate sicuramente vanno risolte insieme a causa dei numerosi accoppiamenti.

### 2.1.2.4 Vettore delle forze applicate

Il vettore delle forze applicate è chiaramente composto da 6 componenti: tre componenti di forza e tre di momento relativi rispettivamente ai tre assi  $x$  longitudinale,  $y$  laterale e  $z$  verticale. Le componenti di forza che agiscono sul veicolo sono:

- Il peso del veicolo, che agisce nel baricentro;
- La spinta di Archimede, anch'essa agente sul baricentro;
- La resistenza e la deportanza della fusoliera e del payload, che agiscono sul centro di pressione dell'intero veicolo, insieme ai momenti – di rollio, beccheggio ed imbardata – che generano intorno ai tre assi;
- I contributi dei singoli comandi (equilibratori anteriori e posteriori e timone), modellizzati nel contributo idrodinamico;
- I contributi delle due eliche;
- I contributi di massa e inerzia *aggiunti* che si generano a causa della lenta risposta del fluido.

come illustrato nella Figura 2.1. Il vettore  $F$  delle forze applicate si può

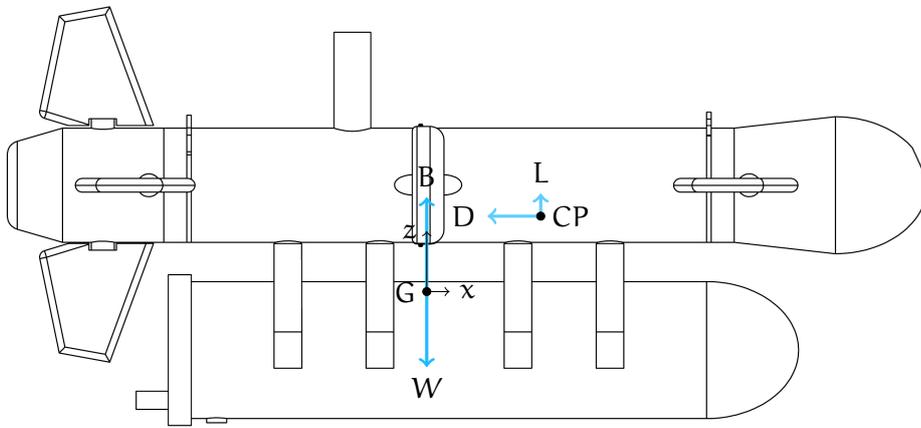


Figura 2.1: Schema delle forze agenti sul veicolo

quindi scomporre in più componenti:

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_{bg} + \mathbf{F}_i + \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_{add}$$

in cui  $F_{bg}$  rappresenta il contributo di peso e spinta di Archimede,  $F_i$  delle forze idrodinamiche,  $F_T$  della spinta e  $F_{add}$  dei contributi di massa e inerzia aggiunti. I contributi verranno ora analizzati singolarmente.

**PESO E SPINTA DI ARCHIMEDE** Per quanto riguarda il peso e la spinta di Archimede, il loro contributo riguarda – essendo il sistema di riferimento posto nel baricentro – soltanto componenti di forza. Sia il peso  $\mathbf{W} = m\mathbf{g}$  che

la spinta di Archimede<sup>1</sup> vengono scomposti nelle tre direzioni secondo gli angoli di Eulero:

$$\mathbf{F}_{bg} = (\rho_a g \Omega - mg) \begin{pmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

dove  $\rho_a$  è la densità dell'acqua. Queste due forze, non derivando da contributi idrodinamici, non sono funzione delle variabili di stato relative alla velocità.

**IDRODINAMICA** Per capire quali simulazioni sia necessario effettuare dovranno essere identificate le forze ed i momenti agenti sul veicolo. In generale, essendo il veicolo in grado di ruotare e traslare lungo tutti e tre i suoi assi, si potranno identificare (rispetto a degli assi solidali con la corrente, in Letteratura chiamati *assi vento*) le seguenti componenti aerodinamiche:

- Una forza  $X$  diretta nella direzione dell'asse  $x$ , il cui contributo è assimilabile alla resistenza  $D$  di un corpo;
- Una forza  $Y$  diretta nella direzione dell'asse  $y$ , il cui contributo è relativo ad una forza laterale;
- Una forza  $Z$  diretta nella direzione dell'asse  $z$ , il cui contributo è assimilabile alla portanza  $L$  di un corpo (chiamata, nel caso particolare di un veicolo sottomarino, deportanza);
- Un momento  $m$  attorno all'asse  $y$ , chiamato *momento di beccheggio* (*pitching moment*);
- Un momento  $l$  attorno all'asse  $x$ , chiamato *momento di rollio* (*rolling moment*);
- Un momento  $n$  attorno all'asse  $z$ , chiamato *momento di imbardata* (*yawing moment*).

Queste componenti aerodinamiche possono essere riscritte in termini delle variabili di stato da cui dipendono, ipotizzando che il loro andamento sia lineare. Va infatti ricordato che, come riportano C. Canuto e A. Tabacco [3], una qualsiasi funzione di più variabili può essere espressa come:

$$f(x, y, z) \simeq f(x_0, y_0, z_0) + \frac{\partial f}{\partial x}(x_0, y_0, z_0)\Delta x + \frac{\partial f}{\partial y}(x_0, y_0, z_0)\Delta y + \frac{\partial f}{\partial z}(x_0, y_0, z_0)\Delta z + \dots$$

<sup>1</sup> Il pedice  $b$  indica *buoyancy*, il termine inglese che si usa per indicare la spinta di galleggiamento.

Assumendo che lo sviluppo sia arrestato al primo ordine e nel caso di un sottomarino si avrebbe, come riportano D. A. Jones et al. [10] (per un caso semplificato come quello in esame):

$$\begin{aligned} X &= X_0 + X_u u + X_w w + X_q q \\ Y &= Y_0 + Y_v v + Y_p p + Y_r r \\ Z &= Z_0 + Z_u u + Z_w w + Z_q q \\ m &= m_0 + m_u u + m_w w + m_q q \\ n &= n_0 + n_v v + n_p p + n_r r \\ l &= l_0 + l_v v + l_p p + l_r r \end{aligned}$$

in cui la generica notazione  $A_b$  indica la derivata di  $A$  rispetto a  $b$ , ossia  $\partial A / \partial b$ . Va detto che, per quanto riguarda la parte idrodinamica, si sfruttano tipicamente coefficienti adimensionati rispetto a quantità note di riferimento, come illustrato nel seguito, per renderli da essi indipendenti. Trascurando per un momento la parte relativa alle derivate in  $u$ , il cui contributo verrà considerato in altro modo e illustrato più avanti, sfruttando quantità adimensionate e il fatto che alcuni termini ( $Y_0$ ,  $n_0$  ed  $l_0$ ) sono nulli per simmetria, si avrà:

$$\begin{aligned} C_X &= C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha \dots \\ C_Y &= C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} p + C_{Y_r} r + \dots \\ C_Z &= C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_q} q + \dots \\ C_m &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} q + \dots \\ C_n &= C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} p + C_{n_r} r + \dots \\ C_l &= C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} p + C_{l_r} r + \dots \end{aligned}$$

È plausibile che alcune dipendenze non siano lineari, per cui verranno eventualmente aggiunti dei coefficienti aggiuntivi per rappresentare al meglio l'involuppo di navigazione. Si noti che i termini in  $\alpha$  sono rappresentativi delle derivate in  $w$  e quelli in  $\beta$  di quelli in  $v$  perché:

$$\tan \alpha = \frac{w}{u} \quad \tan \beta = \frac{v}{u} \quad (2.1)$$

Per verificare che l'andamento sia lineare dovranno essere mappate le variazioni di queste grandezze per almeno tre valori delle variabili di stato. Vanno poi considerati i seguenti comandi:

- Il comando degli equilibratori  $\delta_e$  anteriori e posteriori, che possono ruotare attorno ad un asse di cerniera orizzontale;
- Il comando di timone (posteriore)  $\delta_r$ , che può ruotare attorno ad un asse di cerniera verticale.

Le precedenti equazioni diventano dunque:

$$\begin{aligned} C_X &= C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\delta_e}} \delta_e \\ C_Y &= C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} p + C_{Y_r} r + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_Z &= C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_q} q + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e \\ C_m &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \\ C_n &= C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} p + C_{n_r} r + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \\ C_l &= C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} p + C_{l_r} r + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \end{aligned}$$

Manca infatti, rispetto al caso aeronautico, il comando di alettoni. Andranno quindi imposti:

- Una decina di valori dell'angolo di incidenza  $\alpha$  diversi per ricavare  $C_{X_0}$ ,  $C_{Z_0}$ ,  $C_{m_0}$ ,  $C_{X_\alpha}$ ,  $C_{Z_\alpha}$  e  $C_{m_\alpha}$ ;
- Una decina di valori della percentuale di comando  $\delta_e$  dell'equilibratore per ricavare  $C_{X_{\delta_e}}$ ,  $C_{Z_{\delta_e}}$  e  $C_{m_{\delta_e}}$ ;
- Una decina di valori dell'angolo di derapata  $\beta$  per trovare  $C_{Y_\beta}$ ,  $C_{n_\beta}$  e  $C_{l_\beta}$ ;
- Una decina di valori della velocità angolare di rollio  $p$  per trovare  $C_{Y_p}$ ,  $C_{n_p}$  e  $C_{l_p}$ ;
- Una decina di valori della velocità angolare di imbardata  $r$  per trovare  $C_{Y_r}$ ,  $C_{n_r}$  e  $C_{l_r}$ ;
- Una decina di valori dell'angolo di timone  $\delta_r$  (*rudder*) per trovare  $C_{Y_{\delta_r}}$ ,  $C_{n_{\delta_r}}$  e  $C_{l_{\delta_r}}$ .

Nel caso di un sottomarino subentrano altre derivate importanti dovute alla *massa aggiunta* di fluido che il veicolo muove e che, come non avviene nel caso dell'aria, tende a costituire un'inerzia aggiuntiva. Quanto detto verrà illustrato meglio sempre in questa Sezione, insieme al significato delle derivate aggiuntive ricavate in questo Capitolo e ivi non presentate. Dei valori da impostare nelle simulazioni uno deriva direttamente dalla prima, che consente di ricavare le componenti di forza e momento quando tutte le variabili di stato sono nulle (ad eccezione di  $u$ ). I coefficienti di forze e momenti si ricavano a partire dalle simulazioni: da esse si trovano facilmente i valori delle forze tramite il comando `spf.T_stressx` (analogamente nelle altre direzioni) e successivamente, nota la posizione del centro di pressione nel veicolo, di momenti. In particolare, nota una generica forza  $F$ :

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

dove  $\rho_\infty$  e  $V_\infty$  sono rispettivamente la densità e la velocità all'infinito a monte, mentre  $S$  è una superficie di riferimento, che verrà assunta come quella bagnata dal flusso (e quindi la superficie in pianta del drone). Per un generico momento  $M$  si avrà invece:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S c}$$

dove  $c$  è una corda di riferimento, che verrà assunta la lunghezza del veicolo. Per calcolare i momenti di rollio, beccheggio ed imbardata:

$$L = Y(z_{cp} - z_G) - Z(x_{cp} - x_G)$$

$$M = X(z_{cp} - z_G) + Z(y_G - y_{cp})$$

$$N = Y(x_{cp} - x_G) + X(y_G - y_{cp})$$

Le componenti che moltiplicano  $\Delta y = y_{cp} - y_G$  potrebbero anche essere trascurate perché, data la simmetria del veicolo, il baricentro sarà molto vicino al centro di pressione lungo questa coordinata: tuttavia, visto l'elevato valore di  $X$  ed  $Y$ , l'analisi verrà mantenuta completa da questo punto di vista.

**Valutazione del centro di pressione** J. Anderson [1] riporta, a pg. 28, la definizione del centro di pressione in un profilo alare. La NASA [4] riporta una diversa definizione, sempre per un profilo alare ma più adattabile ad altre circostanze:

$$x_{cp} = \frac{\int_S xp(x) \cdot dx}{\int_S p(x) \cdot dx}$$

dove la superficie  $S$  di integrazione è quella esterna dell'AUV bagnata dal flusso e quindi soggetta a effetti di pressione. Quanto detto è stato ulteriormente esteso per le altre coordinate del centro di pressione, calcolato per ogni simulazione effettuata. Una volta ricavati coefficienti idrodinamici che consentono di esprimere forze  $F$  e momenti  $M$  come:

$$F = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_F$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Mc}$$

si avrà:

$$F_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left\{ \begin{array}{l} -(C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\delta_e}} \delta_e) \\ C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} p + C_{Y_r} r + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{Z_q} q + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e \\ (C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} p + C_{l_r} r + C_{l_{\delta_r}} \delta_r) \cdot c \\ (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{m_q} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) \cdot c \\ (C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} p + C_{n_r} r + C_{n_{\delta_r}} \delta_r) \cdot c \end{array} \right.$$

Si ricordi che andranno eventualmente inseriti dei contributi non lineari.

**SPINTA** La componente propulsiva è valutata tramite la teoria del disco attuatore, introdotta da J. W. M. Rankine [17], della quale si richiamano brevemente le ipotesi:

- Il disco rotorico infinitamente sottile ha area  $A$  e non produce alcuna resistenza all'acqua che lo oltrepassa: in realtà la condizione di disco infinitamente sottile è poco rispettata, ma dato che l'azienda Gabri SRL, produttrice dell'AUV, non ha rilasciato i disegni proprietari non è stato possibile ricavarne con esattezza i dati. La resistenza prodotta, però, è trascurabile rispetto alla trazione generata;
- Analisi puramente unidimensionale: questa ipotesi è pressoché verificata, a patto che si modellizzi la trazione come un unico vettore uscente secondo una direzione perpendicolare al piano del disco;
- La distribuzione di velocità (e di trazione) è uniforme sul disco: in realtà la distribuzione di velocità è influenzata dalla presenza dell'impennaggio orizzontale nella parte frontale, ma già nelle Figure 3.18b e 3.18c si intuisce come non sia particolarmente rilevante visto il ristretto spessore dell'impennaggio;
- Sia nell'infinito a monte che a valle la pressione del flusso libero è uguale alla pressione statica: anche quest'ipotesi, come la precedente, è verificata solo se si suppone che gli impennaggi non abbiano una grande influenza;

- Non sussistono effetti viscosi;
- Il flusso è incomprimibile: gli effetti di compressibilità potrebbero anche essere considerati con opportune correzioni, ma vista la natura dei liquidi ciò non si renderà necessario.

Pur con tutte queste approssimazioni la teoria di Rankine si dimostra essere piuttosto consistente. Essa ipotizza che la trazione sia calcolabile tramite il seguente formalismo:

$$T = 2\dot{m}u = 2\rho Au^2 = 2\rho\pi(ru)^2$$

dove  $\dot{m}$  rappresenta la portata in massa del fluido all'interno del disco rotorico. Ipotizzando di viaggiare alla velocità di crociera, e considerando che il disco ha un raggio di 80 mm, si avrà:

$$T = 2\pi \cdot 1000 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(0.08 \text{ m} \cdot 2 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 = 160.84 \text{ N}$$

Quanto detto è piuttosto in linea con quanto ricavato dalle simulazioni fluidodinamiche della sola elica che, come verrà illustrato nel Capitolo 3, è circa pari a 140 N. Ciononostante verrà considerato un valore di spinta massima di  $T_{\text{max}} = 225 \text{ N}$ , dato dal doppio della spinta prodotta dalla singola elica (secondo la simulazione) moltiplicata, arrotondando, per un rendimento del 20%: l'elica è infatti in grado di ruotare al doppio della velocità inserita nelle successive simulazioni. Il vettore della spinta verrà allora calcolato come:

$$\mathbf{F}_T = \{nT_{\text{max}} \cos i_T, 0, nT_{\text{max}} \sin i_T, 0, nT_{\text{max}} \cos i_T \cdot y_T, 0\}^T$$

I contributi di coppia in rollio, essendo le eliche controrotanti, si elidono vicendevolmente; quelli all'imbardata seguono lo stesso destino a causa della simmetria nel posizionamento dei rotori.

**INERZIA DEL FLUIDO** A causa dell'elevata densità del fluido si aggiungono alle forze applicate dei termini importanti, a volte trascurabili in aria, identificati (in forma semplificata) da Xiaoxu et al. nelle matrici:

$$\mathbf{F}_{\text{add}} = -\mathbf{M}_{\text{add}}\dot{\mathbf{x}} - \mathbf{C}_{\text{add}}(\mathbf{x})\mathbf{x}$$

La matrice  $\mathbf{M}_{\text{add}}$  sarebbe, se esplicitata completamente:

$$\mathbf{M}_{\text{add}} = \begin{bmatrix} X_{\dot{u}} & X_{\dot{v}} & X_{\dot{w}} & X_{\dot{p}} & X_{\dot{q}} & X_{\dot{r}} \\ Y_{\dot{u}} & Y_{\dot{v}} & Y_{\dot{w}} & Y_{\dot{p}} & Y_{\dot{q}} & Y_{\dot{r}} \\ Z_{\dot{u}} & Z_{\dot{v}} & Z_{\dot{w}} & Z_{\dot{p}} & Z_{\dot{q}} & Z_{\dot{r}} \\ L_{\dot{u}} & L_{\dot{v}} & L_{\dot{w}} & L_{\dot{p}} & L_{\dot{q}} & L_{\dot{r}} \\ M_{\dot{u}} & M_{\dot{v}} & M_{\dot{w}} & M_{\dot{p}} & M_{\dot{q}} & M_{\dot{r}} \\ N_{\dot{u}} & N_{\dot{v}} & N_{\dot{w}} & N_{\dot{p}} & N_{\dot{q}} & N_{\dot{r}} \end{bmatrix}$$

mentre la matrice  $\mathbf{C}_{\text{add}}$ <sup>2</sup>:

$$\mathbf{C}_{\text{add}} = \begin{bmatrix} \mathbf{S}(\mathbf{x}_2) & \mathbf{0} \\ \mathbf{S}(\mathbf{x}_1) & \mathbf{S}(\mathbf{x}_2) \end{bmatrix} \cdot \mathbf{M}_{\text{add}}$$

<sup>2</sup> Si sfrutta ancora una volta, per comodità del Lettore, la scrittura semplificata che sfrutta la trasformazione  $\mathbf{S}$  di un prodotto vettoriale. La matrice  $\mathbf{0}$  indica una matrice nulla di dimensione  $3 \times 3$ .

Come si vedrà nella Sezione 3.3.2 alcuni dei coefficienti di massa e di inerzia possono essere imposti nulli a causa del loro contenuto valore e per questioni di simmetria. Fossen considera la matrice di massa aggiunta in forma diagonale già sufficiente per molte applicazioni.

### 2.1.3 Equazioni della cinematica

Le equazioni della cinematica utilizzate per simulatore sono riprese dalle già citate trattazioni di Fossen e Xiaoxu:

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}) \cdot \boldsymbol{x}$$

dove  $\boldsymbol{\eta}$  è il vettore degli spostamenti e degli assetti:

$$\boldsymbol{\eta} = \{x, y, z, \psi, \theta, \varphi\}$$

dove  $\theta$ ,  $\psi$  e  $\varphi$  sono rispettivamente gli angoli di beccheggio, imbardata e rollio. Il vettore può essere scomposto in due componenti:

$$\boldsymbol{\eta}_1 = \{x, y, z\}^T \quad \boldsymbol{\eta}_2 = \{\psi, \theta, \varphi\}^T$$

La matrice  $\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta})$  è data da:

$$\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} \mathbf{R}(\boldsymbol{\eta}_2) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{T}(\boldsymbol{\eta}_2) \end{bmatrix}$$

dove:

$$\mathbf{R}(\boldsymbol{\eta}_2) = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

e infine:

$$\mathbf{T}(\boldsymbol{\eta}_2) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \theta \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix}$$

Vanno poi considerati gli angoli di incidenza e derapata  $\alpha$  e  $\beta$  già definiti nell'Equazione 2.1.

## 2.2 SIMULATORE AUTONOMO DI MISSIONE

Il sistema di equazioni differenziali da implementare nel simulatore sarà quindi:

$$\begin{aligned} (\mathbf{M} + \mathbf{M}_{\text{add}})\dot{\boldsymbol{x}} + (\mathbf{C} + \mathbf{C}_{\text{add}})\boldsymbol{x} &= \mathbf{F}_{\text{bg}} + \mathbf{F}_i + \mathbf{F}_T \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}) \cdot \boldsymbol{x} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Di seguito si analizzerà la parte relativa al calcolo delle condizioni di equilibrio e alla successiva analisi di stabilità.

### 2.2.1 Condizioni di equilibrio

Prima di addentrarsi nello studio della stabilità in condizioni di crociera, dal quale l'AUV non esce praticamente mai<sup>3</sup>, è necessario definire delle condizioni di equilibrio. Vengono allora richieste all'utente due informazioni:

- La velocità di avanzamento orizzontale  $u$ ;
- L'angolo di discesa  $\gamma$ .

In condizioni di equilibrio il vettore delle forze applicate sarà nullo: si ricaverà così l'angolo di incidenza  $\alpha_{\text{trim}}$ , l'angolo di incidenza degli equilibratori  $\delta_{e_{\text{trim}}}$  e la spinta necessaria  $nT_{\text{max}}$  da cui, dato che è stata supposta una relazione lineare, si ottiene  $n$ . Dal momento che  $\theta = \alpha_{\text{trim}} + \gamma$  (per semplici considerazioni geometriche) e che alcuni coefficienti sono funzioni non lineari di altre variabili, si avrà da risolvere un sistema non lineare.

### 2.2.2 Evoluzione temporale

Sono già state esposte le equazioni differenziali che governano il moto dell'AUV nell'acqua: tuttavia, esse vanno integrate nel tempo attraverso un apposito metodo, la cui scelta viene descritta nel dettaglio nel Capitolo 4. I requisiti che esso dovrà soddisfare sono:

- Requisito di *stabilità*: la soluzione generata dal metodo non deve divergere, per cui sarà necessario adottare determinati metodi e sfruttare eventualmente tolleranze più lasche;
- Requisito di *convergenza*: la soluzione generata dal metodo, oltre a non divergere, deve anche tendere a quella corretta.

Visto l'elevato grado di non linearità delle equazioni differenziali proposte e dei numerosi livelli di accoppiamento presenti, il problema – come si analizzerà – è definito come *stiff* e quindi difficile da integrare. MatLab<sup>®</sup> mette a disposizione dell'utente alcuni solutori in grado di garantire una soluzione sufficientemente stabile per questo tipo di applicazioni.

<sup>3</sup> Anche quanto è in posizione per il campionamento, difatti, è progettato per rimanere in circolo sul punto di acquisizione per effettuare l'analisi.

# 3

## CARATTERISTICHE IDRODINAMICHE DEL VEICOLO

Scopo di questo Capitolo è illustrare come siano stati costruiti i principali componenti del modello CAD utilizzati successivamente per tutta l'analisi CFD. Vengono in particolare presentate la realizzazione delle rappresentazioni 3D di tutti i componenti di cui il drone è formato (corpo principale, eliche, payload...), la metodologia di individuazione del baricentro e del calcolo delle caratteristiche inerziali (massa e momenti di inerzia). Successivamente vengono introdotte le semplificazioni adottate sul modello, necessarie per semplificare il costo computazionale, e poi le simulazioni fluidodinamiche necessarie ad individuare le caratteristiche aerodinamiche del drone. In particolare viene analizzata la scelta del software, l'obiettivo delle simulazioni, i dati necessari, il modello scelto di simulazione con le relative equazioni, uno storico delle simulazioni (con i conseguenti risultati) contenente una descrizione piuttosto dettagliata del lavoro svolto e infine le caratteristiche aerodinamiche trovate.

### 3.1 COMPUTER-AIDED DESIGN (CAD)

Il disegno CAD è stato utile perché l'assieme realizzato è importabile da software di altre parti in grado di simulare l'andamento del flusso attorno al veicolo e quindi calcolare le componenti di forza e momento che si distribuiscono su di esso: queste sono necessarie per creare un modello parametrico in grado di simulare l'andamento delle stesse al variare dei gradi di libertà caratteristici, come verrà illustrato nel dettaglio più avanti. Il software scelto per la rappresentazione CAD è SolidWorks della Dassault System, potente software di progettazione tridimensionale e parametrica, il quale consente di esportare i modelli per il simulatore fluidodinamico. I disegni CAD sono stati sviluppati presso l'azienda Microla Optoelectronics SRL.

#### 3.1.1 Corpo principale

Il corpo principale, illustrato nella Figura 3.1, è stato realizzato anzitutto estrudendo lo schizzo di una corona circolare. Sono poi stati aggiunti i due anelli con i ganci di fissaggio, a cui seguono altre estrusioni di corone circolari. L'ultima parte anteriore presenta un tratto a tronco di cono e poi una calotta sferica, mentre nella parte posteriore si ha soltanto la calotta sferica. Successivamente è stata inserita, nella parte superiore, la deriva contenente il dispositivo GPS, dopodiché sono stati predisposti dei fori per l'incastro dei propulsori e delle superfici di controllo.

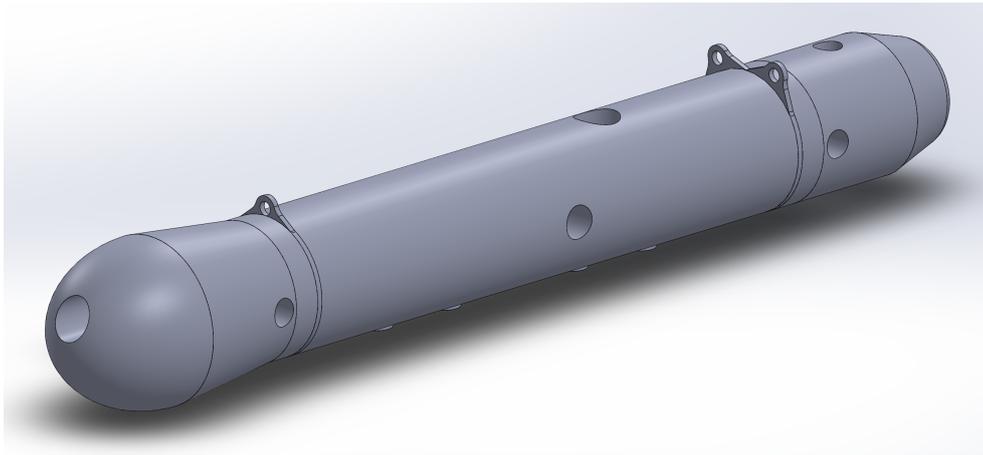


Figura 3.1: Corpo principale dell'AUV utilizzato

### 3.1.2 Superfici di controllo

Le superfici di controllo utilizzate sul velivolo sono di tre diversi tipi, come mostra la Figura 3.2. Le tre diverse superfici di controllo, come si nota, sono

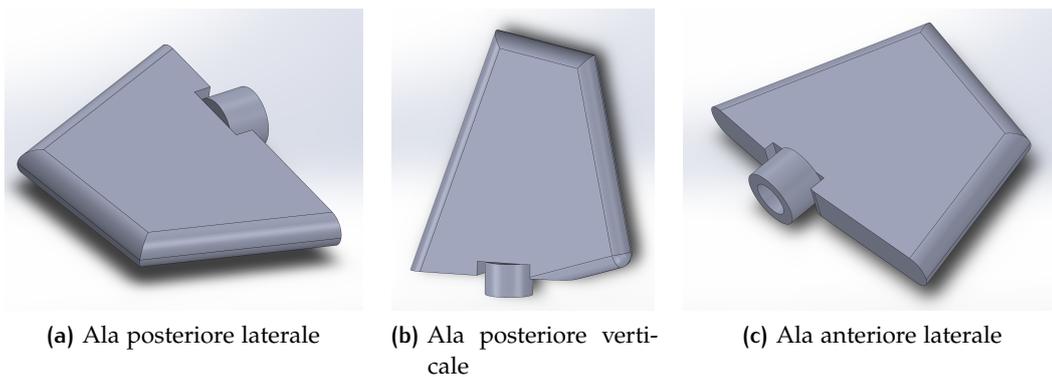


Figura 3.2: Realizzazione CAD delle superfici di controllo presenti sull'AUV



Figura 3.3: Superfici di controllo presenti sull'AUV

molto simili tra loro. L'aggancio al corpo principale del veicolo è simulato con un semplice cilindro a corona circolare che si ipotizza incastrarsi perfet-

tamente con i fori realizzati sul corpo principale. Successivamente è stata realizzata la forma in pianta della superficie di controllo in modo da poterla estrarre ambo le parti, raccordare gli angoli (che nella realtà appaiono smussati) ed effettuare un taglio per consentire l'incastro con il cilindro di aggancio al corpo principale.

### 3.1.3 Eliche

Per quanto riguarda il gruppo eliche è stata realizzata una prima parte che potesse contenere successivamente il profilo dell'elica (che, nel caso reale, è tripala) e poi tale parte è stata assemblata a formare il gruppo illustrato in Figura 3.4. L'elica è stata disegnata sfruttando i profili della sezione di radice

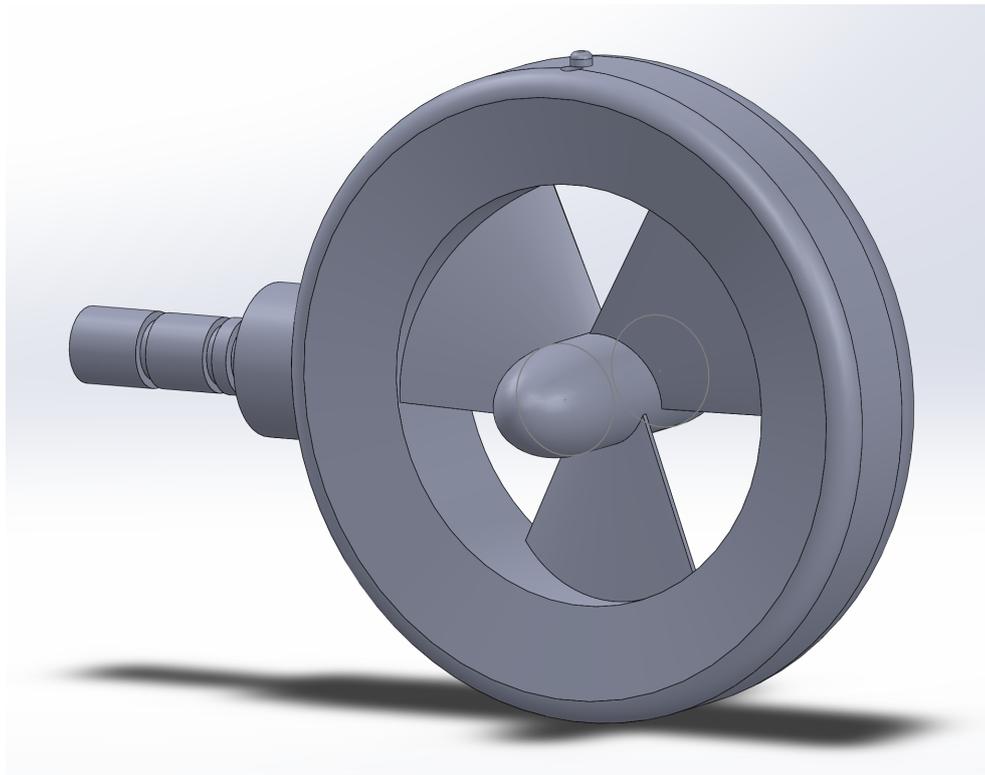


Figura 3.4: Corpo propulsori dell'AUV utilizzato

e di estremità e sfruttando la creazione di una superficie continua fornita da SolidWorks. Non sono stati modellati alcuni elementi, come la griglia di fissaggio retrostante, e il gap presente tra il case e il motore, deleteri per quanto riguarda le simulazioni numeriche.

### 3.1.4 Payload

I componenti sono stati tutti progettati nel dettaglio e poi realizzati fisicamente sulla base del CAD, al quale sono state assegnate tutte le proprietà di materiale. I componenti fondamentali sono stati descritti nella Sezione 1.3.2.

### 3.1.4.1 Involucro

L'involucro del payload è composto unicamente da un cilindro cavo chiuso con due tappi alle estremità, i quali si incastrano perfettamente nei rispettivi fori anteriore e posteriore. Esso, sebbene sia composto da più componen-

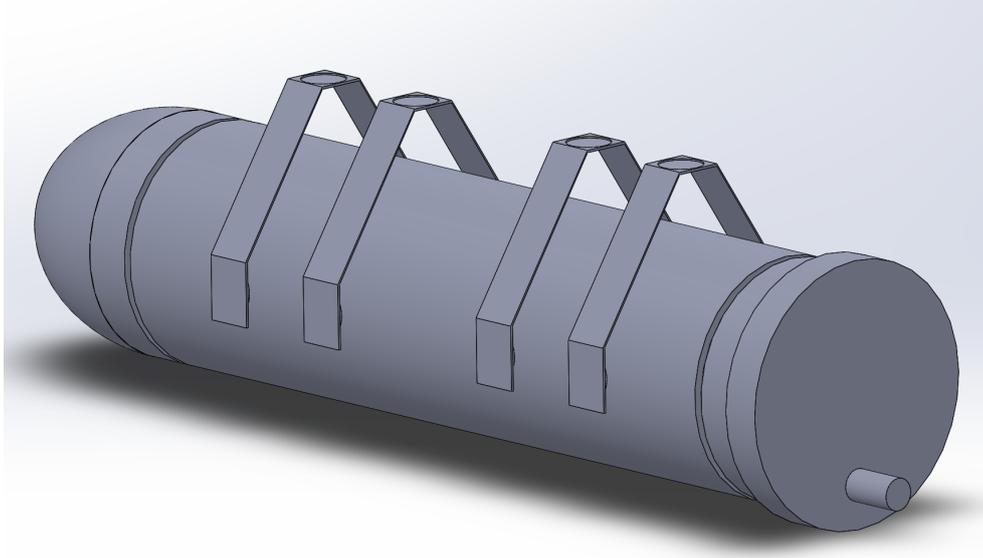


Figura 3.5: Involucro del payload montato sull'AUV utilizzato

ti, è stato realizzato per semplicità in corpo unico aggiungendo i fori per il posizionamento dei sostegni. Il corpo è all'interno cavo: nonostante la somiglianza col modello reale il baricentro e la massa sono stati posizionati manualmente in modo che, una volta inserito il CAD del payload, si potesse avere un'indicazione del baricentro complessivo. Il primo prototipo del payload non aveva l'ogiva in testa: durante le prove in mare la curva di scarico delle batterie del drone è sembrata essere molto rapida, motivo per cui si è cercato di renderlo idrodinamicamente più efficiente dotandolo di questa ulteriore parte frontale. La simulazione senza ogiva, il cui risultato è

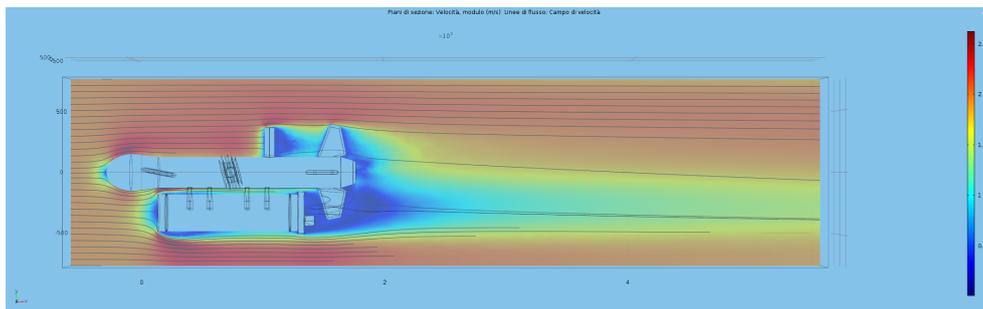


Figura 3.6: Simulazione del payload senza ogiva

riportato in Figura 3.6, ha mostrato una discrepanza di quasi 1500 N di resistenza (essa infatti passa dai 261.4 N del caso con l'ogiva ai 1755.9 N del caso senza). La richiesta al fornitore del drone di dotare il payload di un'ogiva frontale è quindi più che giustificata, perché causa una netta diminuzione della resistenza e quindi un discreto aumento dell'autonomia del veicolo.

### 3.1.4.2 Determinazione del baricentro

Il corpo principale dell'AUV analizzato, escluso quindi il payload e le barre di aggancio dello stesso al corpo principale, è stato consegnato a Microla Optoelectronics già *bilanciato*: l'azienda Gabri SRL ha assicurato la stessa che il baricentro è posizionato nel centro geometrico dell'AUV stesso, almeno dopo l'installazione delle batterie. Per tale motivo l'interno del corpo principale è stato realizzato cavo, con le pareti più spesse per simularne il peso, rendendo il baricentro coincidente col centro geometrico dello stesso. Successivamente è stato opportunamente accoppiato l'involucro del payload con l'apparecchiatura elettronica modellata in CAD da Microla Optoelectronics per valutare il baricentro complessivo. Nella Figura 3.7 è riportata la

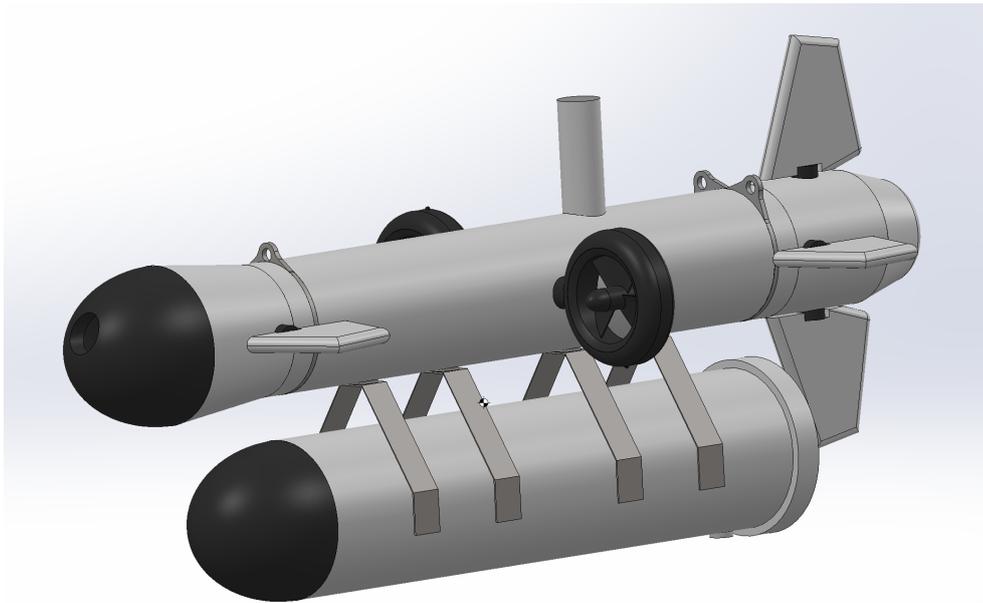


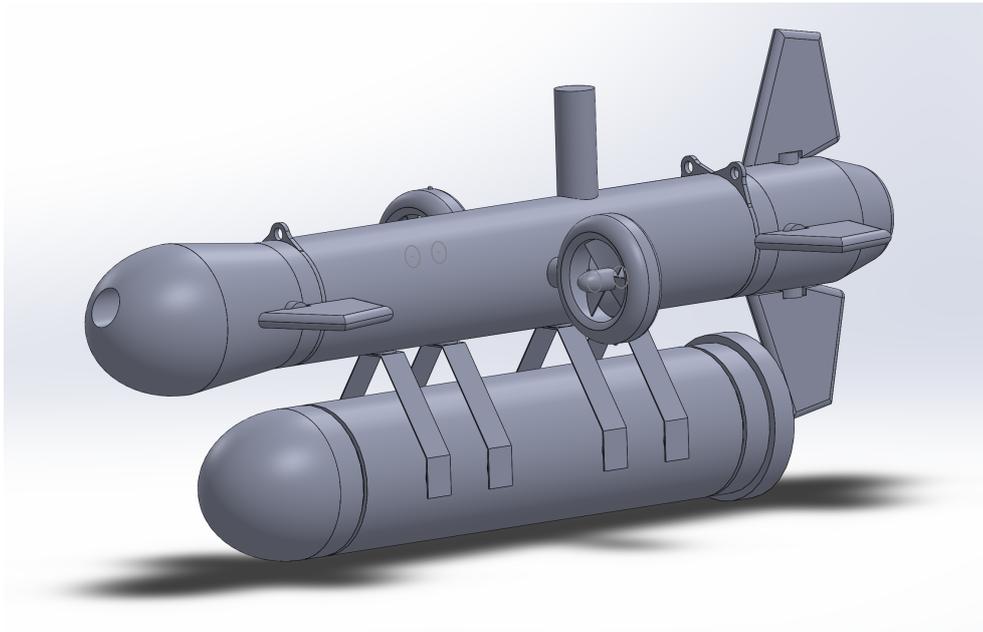
Figura 3.7: Posizionamento del centro di massa dell'intero veicolo

visualizzazione del centro di massa dell'AUV in una vista tridimensionale. Dal momento che non è prevista la presenza di combustibile a bordo, e quindi neanche del suo consumo, la variazione della posizione del baricentro verrà supposta essere ininfluenza rispetto al veicolo stesso<sup>1</sup>.

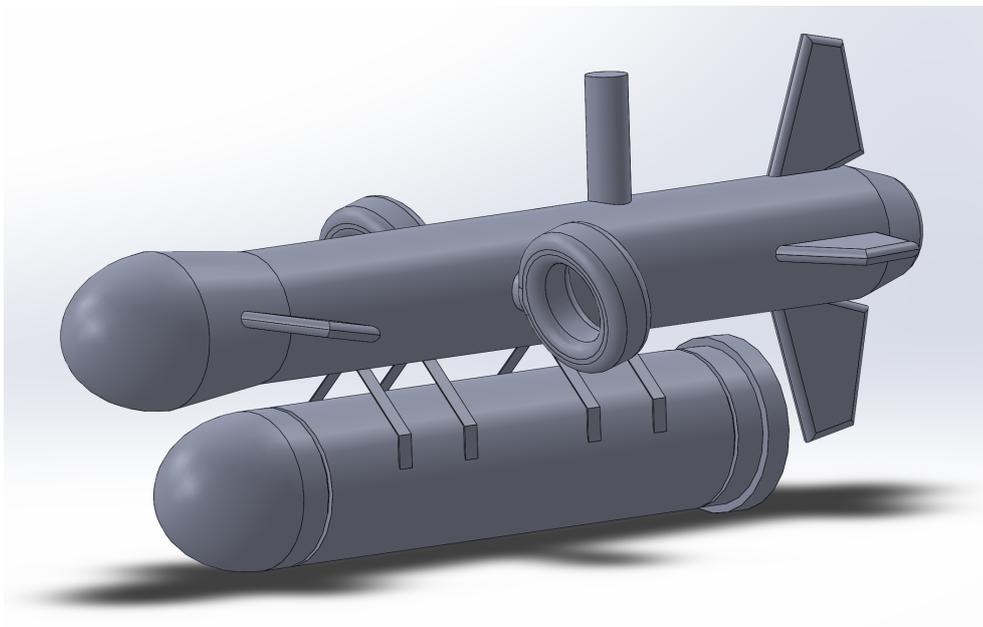
### 3.1.5 Modello CAD semplificato

In Figura 3.8a è riportato il modello CAD completo del veicolo realizzato come assieme delle parti disegnate separatamente sempre in SolidWorks. Una volta importato all'interno del software di simulazione, che come verrà illustrato in seguito è stato COMSOL Multiphysics<sup>®</sup>, tale modello presentava problemi di realizzazione della griglia all'interno del dominio di definizione del problema: nell'accoppiamento dei componenti concentrici di Solid-

<sup>1</sup> L'unica vera variazione di massa a bordo del veicolo avviene all'interno del payload: nella fase di esecuzione della missione, infatti, le motosiringhe presenti al suo interno caricano a bordo una certa quantità di acqua da utilizzare per il rilevamento di sostanze inquinanti. Dato che però la dimensione massima delle motosiringhe è di 20 ml e quella del serbatoio delle acque sporche 250 mL, essa viene considerata ininfluenza.



(a) Veicolo effettivo



(b) Veicolo semplificato

Figura 3.8: Realizzazioni CAD del veicolo

Works, difatti, si generano fessure infinitesimali che il grigliatore identifica come vuoti ma che, data la dimensione minima degli elementi (tra i 2 mm e i 15 mm, almeno inizialmente), non riescono ad essere immessi nella griglia. Inoltre il tempo di calcolo della soluzione, visto l'alto numero di punti di griglia che il solutore deve analizzare per ricavarla, risultava essere troppo elevato per compiere molte simulazioni su questo modello. Si è allora preferito utilizzare un modello semplificato, illustrato in Figura 3.8b, in cui sono state adottate le seguenti accortezze:

- Il CAD completo è stato realizzato in un'unica parte, fatta eccezione

per le eliche che, ruotando, vanno considerate in un dominio a parte. Tutte le aggiunte al corpo principale risultano quindi entranti in esso e unite tramite l'apposita funzione di SolidWorks;

- Sono stati omessi gli organi di collegamento cilindrici presenti tra le superfici di controllo e il corpo del veicolo perché creavano anch'essi delle fessure, scomode per la creazione della griglia, nell'intaglio effettuato sulla superficie di controllo stessa per collegarlo;
- Nei motori non sono state inserite le griglie di sostegno dell'elica: essa risulta quindi sospesa secondo un vincolo di concentricità all'interno del suo case;
- Sono stati eliminati gli agganci di sollevamento del veicolo, presenti nel CAD effettivo: il loro contributo viene supposto trascurabile, ma è stato aggiunto 1 cm di lunghezza al body per ogni anello di sollevamento presente;
- Gli innesti del payload sono stati semplificati e sono considerati entranti sia nel payload che nel body: in questo caso viene però mantenuta la forma, per cui la variazione è davvero minima.

In alcune simulazioni, in cui è stato simulato anche il moto rotatorio delle eliche, non viene simulato nemmeno lo scorrimento della parte interna del case a cui l'elica sarebbe collegata guidata dal motore magnetico *brushless* (non essendo presente la giunzione tra l'elica e il suo case): dato però che le eliche sono controrotanti il loro contributo in termini di forze e momenti si elide e la componente di resistenza si suppone essere minima. Si suppone che tali diversità, come si evince anche dall'illustrazione, comportino minime variazioni delle caratteristiche idrodinamiche: d'altra parte anche in galleria del vento devono essere applicate delle semplificazioni, per cui il modello risulta accettabile.

### 3.2 SIMULAZIONI FLUIDODINAMICHE

La parte più intensa di questa Tesi riguarda l'esecuzione di simulazioni fluidodinamiche volte a caratterizzare idrodinamicamente il corpo dell'AUV nella sua interezza. Le caratteristiche idrodinamiche sono necessarie perché consentono di valutare i coefficienti di deportanza e di momento dell'AUV, da cui direttamente le componenti stesse di forze e momenti che agiscono su di esso: tali valori andranno poi inseriti nelle equazioni del moto<sup>2</sup> per ricavare, tramite integrazione temporale, gli stati dell'AUV ad un istante successivo. In questa Sezione vengono quindi inizialmente descritte le equazioni del moto utilizzate per descrivere il comportamento del drone: da queste sarà possibile comprendere quali siano le caratteristiche idrodinamiche necessarie a caratterizzarle completamente e a consentire l'integrazione temporale. Una volta compresi quali saranno i coefficienti da cercare si potranno svolgere le simulazioni più opportune e quindi ricavare un database

<sup>2</sup> Se ne può utilizzare, come descritto nel seguito, una forma adimensionata sfruttando i coefficienti piuttosto che le grandezze fisiche.

di coefficienti, eventualmente al variare di una delle variabili di stato (spesso viene considerata l'incidenza  $\alpha$ ).

**Tecniche numeriche** L'analisi fluidodinamica in grado di caratterizzare completamente un veicolo, come quella parziale svolta in questa Tesi<sup>3</sup>, viene tipicamente effettuata in galleria del vento. In questo caso, come già anticipato nel Capitolo 1, un modello in scala viene inserito all'interno della galleria e vanno rispettate le condizioni:

$$\text{Re}_{\text{mod}} = \text{Re}_{\text{prot}} \quad M_{\text{mod}} = M_{\text{prot}}$$

dove *mod* e *prot* si riferiscono rispettivamente al modello in scala e al prototipo al vero. Se queste due condizioni sono verificate i vari coefficienti aerodinamici ( $C_L$ ,  $C_D$ ...) ricavati sul modello in scala sono gli stessi del prototipo al vero e si possono utilizzare moltiplicati per il termine dimensionale; ad esempio, nel caso della portanza, una volta ricavato il  $C_L$  sul modello si avrà:

$$L_{\text{prot}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L$$

Va da sé che, vista la definizione del numero di Reynolds introdotta sempre nel Capitolo 1, affinché i Reynolds siano uguali (e diminuendo la dimensione caratteristica del modello), in galleria andrà applicata una velocità maggiore. Deve infatti valere la seguente:

$$\text{Re}_{\text{mod}} = \frac{\rho_{\infty} V_{\text{mod}} \ell_{\text{mod}}}{\mu_{\infty}} = \frac{\rho_{\infty} V_{\text{prot}} \ell_{\text{prot}}}{\mu_{\infty}} = \text{Re}_{\text{prot}}$$

Dato che  $\ell_{\text{prot}}$ , dimensione caratteristica del prototipo, è maggiore di  $\ell_{\text{mod}}$ , dovrà necessariamente valere  $V_{\text{mod}} > V_{\text{prot}}$ , almeno supponendo di non agire su parametri fisici quali temperatura e densità<sup>4</sup>. Volendo analizzare direttamente il prototipo in galleria del vento si dovrebbero considerare invece le diverse caratteristiche del flusso:

$$\text{Re}_{\text{aria}} = \frac{\rho_{\text{aria}} V_{\text{aria}} \ell}{\mu_{\text{aria}}} = \frac{\rho_{\text{acqua}} V_{\text{acqua}} \ell}{\mu_{\text{acqua}}} = \text{Re}_{\text{acqua}}$$

Ne seguirebbe una velocità in aria:

$$V_{\text{aria}} = \frac{\rho_{\text{acqua}}}{\rho_{\text{aria}}} \frac{\mu_{\text{aria}}}{\mu_{\text{acqua}}} V_{\text{acqua}} = \frac{1000 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}{1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} \cdot \frac{1.81 \times 10^{-5} \frac{\text{Pa}}{\text{s}}}{10^{-3} \frac{\text{Pa}}{\text{s}}} \cdot 2 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 29.55 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Questa velocità è perfettamente raggiungibile in galleria del vento e corrisponde ad un Mach di circa  $M = 0.09$ : l'aria è in questo campo pressoché incompressibile e ciò consentirebbe di trasferire i coefficienti aerodinamici di un'analisi in aria sulle caratteristiche idrodinamiche del veicolo. Tuttavia, date le dimensioni del veicolo, ciò significherebbe impiegare una galleria del vento piuttosto grande: per ovviare questo problema si potrebbe ridurre la dimensione del modello, ma questo comporterebbe un contrario aumento della velocità richiesta in galleria che potrebbe compromettere l'incompressibilità del flusso. Per questo motivo, e anche perché economicamente e operativamente più vantaggioso, è stato deciso di adottare la più immediata tecnica delle simulazioni fluidodinamiche.

<sup>3</sup> La motivazione dell'epiteto *parziale* verrà esposta nel Capitolo 5.

<sup>4</sup> Va detto che, per flussi compressibili, dovendo rispettare anche l'uguaglianza del Mach il caso diventa più complesso.

**Tipologia di modelli** Solitamente i modelli si dividono in:

- Modelli *puntuali*, che hanno il vantaggio di descrivere perfettamente il comportamento del veicolo e quindi di predire in modo veritiero il suo andamento in una simulazione: tuttavia necessitano di grandi capacità di calcolo durante l'esecuzione della simulazione di una missione e di un gran numero di valutazioni, elemento che rende necessaria molta più CFD. Inoltre i coefficienti idrodinamici sono avulsi dal contesto in cui si trovano, nel senso che non sono correlabili ad alcun tipo di parametro geometrico o inerziale;
- Modelli *parametrici*, che consentono di descrivere i coefficienti tramite delle semplici relazioni sfruttando variabili per lo più geometriche e quindi facilmente correlabili alle caratteristiche del veicolo: tuttavia esse, essendo globali per tutto l'involucro di navigazione del veicolo, approssimano la predizione dell'andamento e pertanto non sono così precise come i modelli puntuali. Inoltre vanno spesso ridefiniti al cambiare della configurazione del mezzo.

Nel caso in esame molti dei coefficienti verranno supposti costanti al variare di  $\alpha$  (e verranno decisi in seguito alle valutazioni tramite CFD) e costituiranno a tutti gli effetti un parametro, anche se non apparirà evidente il legame con le caratteristiche geometriche del veicolo<sup>5</sup>.

### 3.2.1 Scelta del software

Esistono molti solutori CFD attualmente in commercio in grado di soddisfare le necessità delle simulazioni che verranno effettuate, ossia:

- Ricavare l'integrale della risultante di forza presente su ogni punto della superficie del corpo proiettata lungo le direzioni orizzontale, verticale (e laterale) per ricavare portanza e resistenza (e forza laterale, in gergo *scarrocciamento*) del veicolo ad una data incidenza;
- Ricavare l'integrale delle risultanti su ogni punto di cui sopra moltiplicate per il loro braccio rispetto al centro di pressione per ricavare le componenti di momento rispetto ai tre assi.

Il software scelto per ricavare quanto richiesto è *COMSOL Multiphysics*<sup>®</sup> per la sua possibilità di combinare facilmente le diverse fisiche di un problema: si presta quindi, una volta realizzato quanto necessario, ad eventuali analisi successive dal punto di vista termico o strutturale che non comportano la realizzazione di nuovi modelli. Il Politecnico di Torino fornisce, per questa Tesi, una licenza relativa alla versione 5.1 del software. Il software è infatti in grado di simulare problemi che riguardano:

- Meccanica strutturale;
- Dinamica dei fluidi;

<sup>5</sup> D'altra parte, non essendo il veicolo modificabile dal punto di vista geometrico, risulta impossibile valutare la variazione di determinati parametri dopo l'applicazione di opportune modifiche.

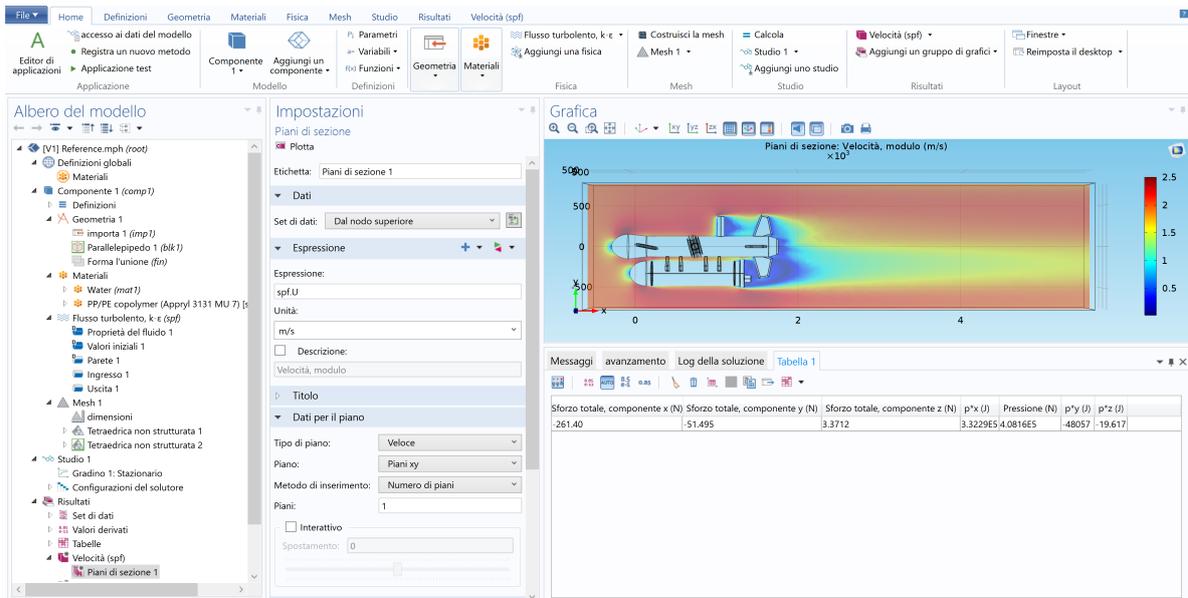


Figura 3.9: Schermata di interfaccia per un tipico problema da risolvere in COMSOL Multiphysics®

- Elettromagnetismo;
- Ingegneria chimica;
- Acustica;
- Trasferimenti di calore;
- Altre fisiche.

Nello specifico quella interessante per lo sviluppo di questa Tesi è la fisica della dinamica dei fluidi: nel prosieguo verranno illustrate tutte le operazioni di configurazione adottate per simulare il modello veicolare.

### 3.2.2 Dati necessari alle simulazioni

Per effettuare le simulazioni fluidodinamiche sono sicuramente necessari alcuni dati fondamentali. Essi sono:

- La velocità nella parete entrante nel dominio: è stato ipotizzato che il sistema lavorasse sempre alla velocità di crociera e che essa sia, come dichiarato dal costruttore, di 2 m/s;
- La pressione nella parete uscente dal dominio: si può impostare qui la pressione alla quota di crociera oppure quella al livello del mare, a seconda di dove si ipotizza che il drone stia operando. Per la maggior parte delle simulazioni è stata imposta la pressione a livello del mare di 101 325 Pa;
- Il numero di giri delle eliche.

L'ultimo di questi punti richiede una trattazione più approfondita.

**Numero di giri delle eliche** Il motore elettrico brushless di cui è dotato il veicolo su entrambi i propulsori è caratterizzato dal comando per numero di

giri, come nella maggior parte dei propulsori elettrici ad elica. Un aumento della manetta – che si può attuare con il movimento del comando analogico dal joystick fornito con il veicolo – corrisponde direttamente ad un aumento del numero di giri in maniera lineare<sup>6</sup>. È necessario ricavare il numero di giri nominale: ciò è stato realizzato sfruttando un dispositivo di Microla Optoelectronics che, sfruttando un'ampolla contenente due fili magnetici e un magnete posto sull'elica durante la rotazione, ha consentito su una rilevazione di 5 min di ricavare una variazione di 3039 giri (il contatore è passato da 878 a 3917) che, mediando, diventano:

$$\omega = \frac{3039 \text{ routes}}{5 \text{ min}} = 607.8 \text{ rpm} \simeq 600 \text{ rpm}$$

Quanto detto ha consentito di impostare su COMSOL Multiphysics<sup>®</sup> una velocità di rotazione dell'elica di 10 rivoluzioni al secondo.

### 3.2.3 Modello di simulazione

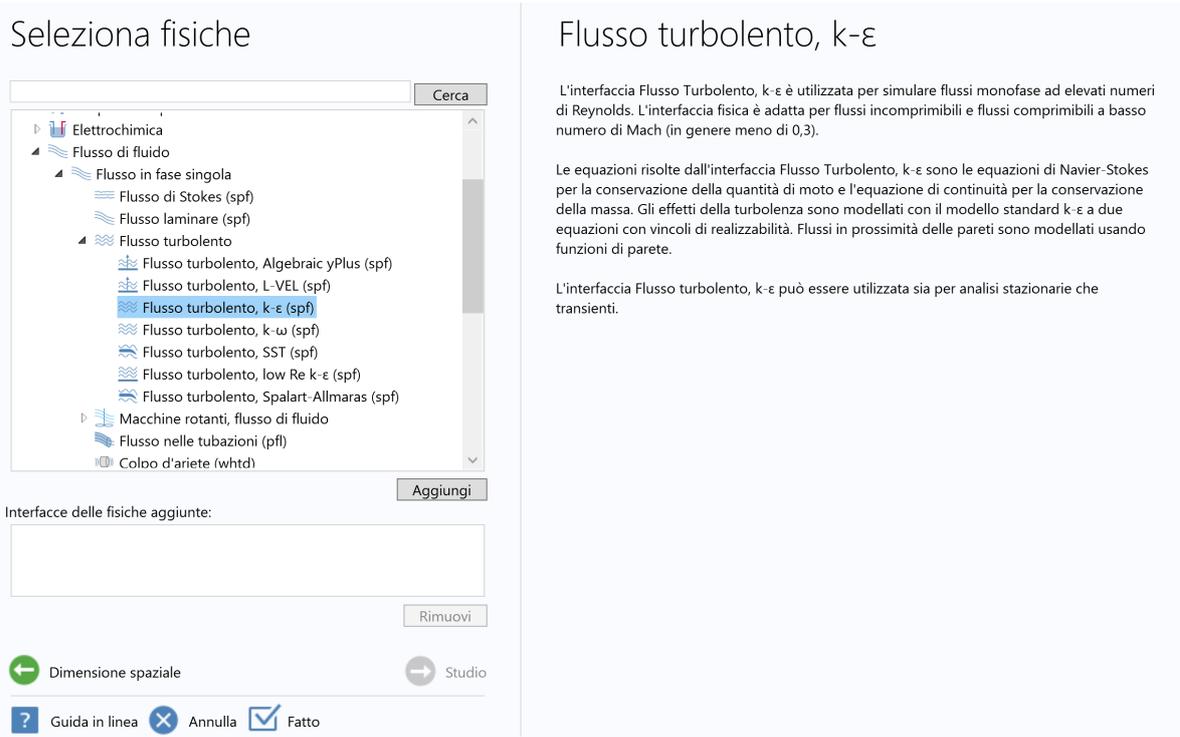
COMSOL Multiphysics<sup>®</sup> consente di utilizzare, per risolvere un flusso turbolento, diversi modelli sviluppati nel corso degli anni da scienziati illustri quali:

- Il modello  $y^+$  algebrico;
- Il modello L-V;
- Il modello k- $\varepsilon$ ;
- Il modello k- $\omega$ ;
- Il modello *shear stress transport* (SST);
- Il modello k- $\varepsilon$  per bassi Reynolds;
- Il modello Spalart-Allmaras.

Le diverse configurazioni matematiche tengono conto di fattori differenti: come riportano T. Kajishima e K. Taira [11] non vi è difatti un unico e universale modello di turbolenza, ma il k- $\varepsilon$  risulta un compromesso tra accuratezza e semplicità nel caso di flussi relativamente poco complessi, ossia stazionari con linee di flusso prevalentemente dritte e con un basso livello di accelerazione. Nelle simulazioni è stato scelto il modello k- $\varepsilon$ , sviluppato inizialmente da B. E. Launder e D. B. Spalding [12] e poi migliorato da S. Patankar, J. C. Rotta ed altri, come riportano B. Mohammadi e O. Pironneau [13]. Il modello si basa sulla costruzione di due equazioni, una per l'energia cinetica turbolenta k e una per il rateo di dissipazione di energia turbolenta  $\varepsilon$ : Mohammadi e Pironneau mostrano i passaggi condotti da Launder e Spalding per arrivare alle equazioni citate a partire da quelle di Navier-Stokes. In particolare, ottengono:

$$\begin{aligned} \partial_t k + \mathbf{u} \nabla k - \frac{c_\mu}{2} \frac{k^2}{\varepsilon} |\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T|^2 - \nabla \cdot \left( c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \nabla k \right) + \varepsilon &= 0 \\ \partial_t \varepsilon + \mathbf{u} \nabla \varepsilon - \frac{c_1}{2} k |\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T|^2 - \nabla \cdot \left( c_\varepsilon \frac{k^2}{\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) + c_2 \frac{\varepsilon^2}{k} &= 0 \end{aligned}$$

<sup>6</sup> In realtà il dispositivo di controllo è programmato per fornire un *overboost*, in modo che in acqua riesca più facilmente a vincere l'inerzia causata dalla densità dell'acqua. Esaurito il transitorio, si assesta su un valore nominale. L'*overboost* può essere anche impostato manualmente con il tasto R2 del joystick, ma non è interesse di questa Tesi.



**Figura 3.10:** Modelli di flusso turbolento a disposizione su COMSOL Multiphysics®

e poi determinano le costanti imponendo certe condizioni. Nel software, in particolare nella sezione *Studio*, si possono trovare le stesse equazioni scritte in un'altra forma (in aggiunta a quelle di Navier-Stokes di conservazione di massa e quantità di moto, mediate alla Reynolds):

$$\begin{aligned}\rho \nabla \cdot \mathbf{u} &= 0 \\ \rho(\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} &= \nabla \cdot \left[ -p \mathbf{I} + (\mu + \mu_T)(\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T) \right] + \mathbf{F} \\ \rho(\mathbf{u} \cdot \nabla) k &= \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \\ \rho(\mathbf{u} \cdot \nabla) \varepsilon &= \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}\end{aligned}$$

avendo appositamente definito:

$$\mu_T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad P_k = \mu_T \left[ \frac{\nabla \mathbf{u}}{\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T} \right]$$

Si intuisce che, con alcuni passaggi algebrici e con l'ipotesi di flusso stazionario ( $\partial_t = 0$ ), le due equazioni sono identiche. L'operazione di media alla Reynolds prevede di scomporre i campi di velocità e pressione in due componenti:

$$\mathbf{u} = \bar{\mathbf{u}} + \mathbf{u}' \quad p = \bar{p} + p'$$

dopodiché sostituire questa notazione all'interno delle equazioni di Navier-Stokes ed effettuare una media nei quali alcuni termini scompaiono: quanto detto consente di trovare la notazione introdotta in precedenza. Il programma sfrutta un solutore per flussi incompressibili (è già stato esposto che il

liquido sia infatti incompressibile) che risolve separatamente le equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds e le due equazioni di modellizzazione della turbolenza: tali solutori vengono detti *segregati* e consentono di ridurre il tempo di simulazione rispetto alla risoluzione completa delle quattro equazioni, come riporta il manuale utente di COMSOL Multiphysics® [6].

**Validazione del modello** Per validare il solutore utilizzato è stato deciso di confrontare i risultati con un modello già noto: il calcolo del coefficiente di resistenza della sfera. Stando a quanto riportato da F. A. Morrison [14] si può scrivere la resistenza  $D$  di una sfera come:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

in cui  $\rho$  è la densità del flusso,  $V$  è la sua velocità ed  $S$  è una superficie di riferimento. Essa è quindi funzione di più parametri, ma tale relazione può essere adimensionalizzata:

$$\frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_D$$

rendendola funzione di un unico coefficiente di resistenza  $C_D$  che dipenda soltanto dal numero di Reynolds della sfera. Morrison descrive questa relazione funzionale, valida in maniera piuttosto consistente da  $10^{-1}$  fino a  $10^6$  ma utilizzabile anche da  $10^{-2}$  fino a  $10^7$ , come segue:

$$C_D = \frac{24}{Re} + \frac{26 \left( \frac{Re}{5.0} \right)}{1 + \left( \frac{Re}{5.0} \right)^{1.52}} + \frac{0.411 \left( \frac{Re}{2.63 \cdot 10^5} \right)^{-7.94}}{1 + \left( \frac{Re}{2.63 \cdot 10^5} \right)^{-8}} + \frac{0.25 \left( \frac{Re}{10^6} \right)}{1 + \left( \frac{Re}{10^6} \right)}$$

Per validare il modello si è scelto di diagrammare il  $C_D$  della sfera a diversi numeri di Reynolds sia in aria che in acqua, calcolando la resistenza della sfera  $D$  tramite la funzione `spf.T.stressx` di COMSOL Multiphysics® e adimensionalizzandola rispetto alle condizioni del flusso in ingresso come previsto dal numero di Reynolds. I risultati sono riportati nel Grafico 3.1. Ciò che si nota è che i test non rispecchiano perfettamente la teoria per l'aria, ma per l'acqua si possono considerare corretti: probabilmente ciò è dovuto ad effetti di compressibilità che subentrano nel momento in cui viene aumentata troppo la velocità in aria.

### 3.2.4 Scelta del dominio di calcolo

Un'altra analisi da effettuare riguarda la scelta del dominio di calcolo. Considerando tre domini di dimensione diversa, come riportato in Figura 3.11, sono stati ottenuti i risultati riportati in Tabella 3.1: naturalmente va utilizzata lo stesso infittimento della griglia nei vari sottodomini di calcolo. L'errore è stato calcolato considerando come *esatto* il dominio  $\Omega_1$  (più esteso) e ponendo:

$$\text{errore}_i = \frac{P_{\Omega_i} - P_{\Omega_1}}{P_{\Omega_1}} \cdot 100$$

dove  $P$  è il generico parametro considerato. L'errore, come si nota dalla Tabella 3.1, è molto importante nella componente  $Y$  e nella posizione del centro

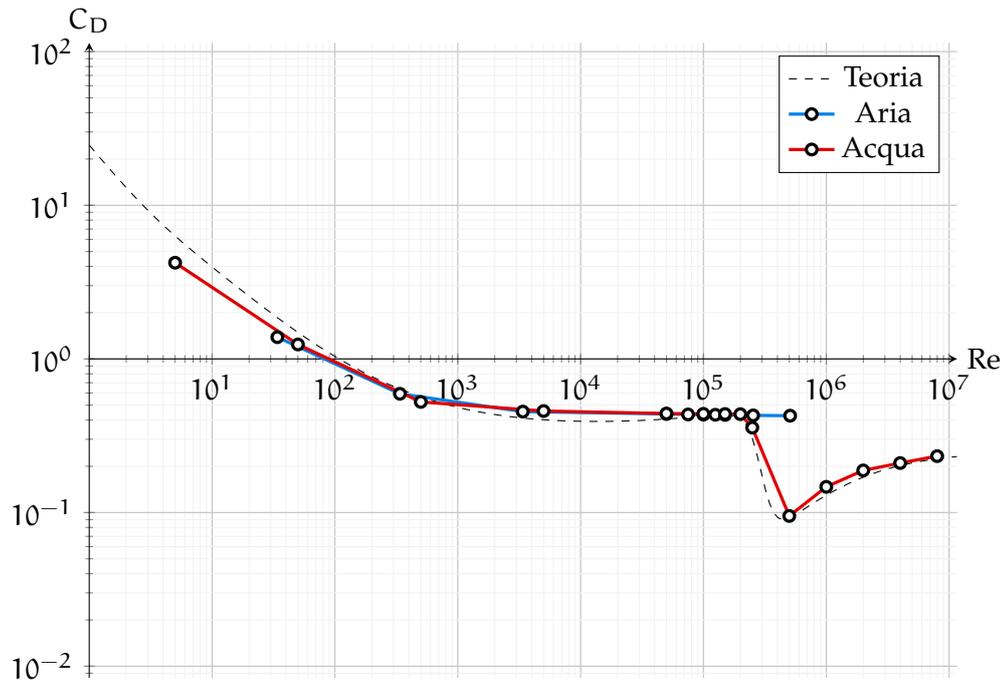
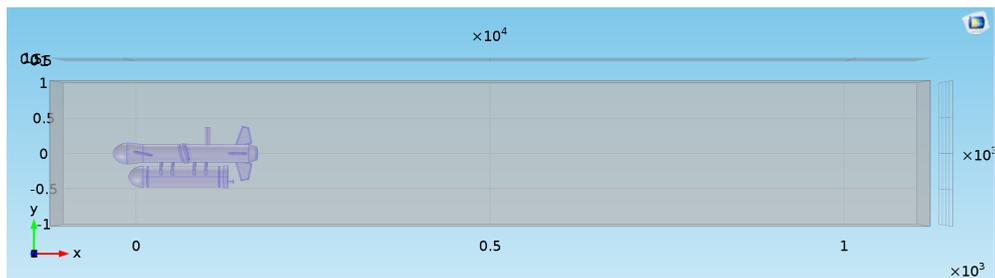
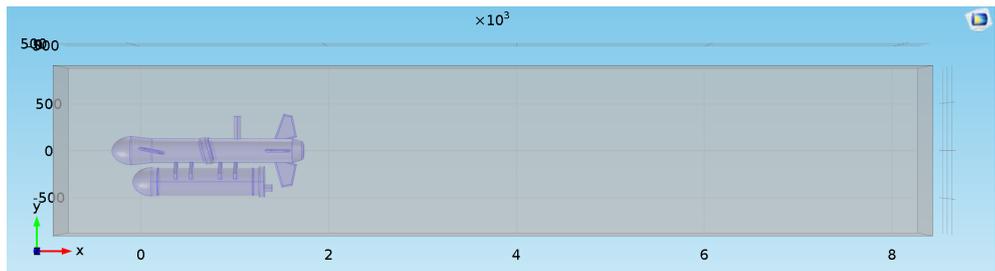


Grafico 3.1: Risultati del confronto del coefficiente di resistenza di una sfera con la teoria nota descritta dalla funzione di F. A. Morrison



(a) Dominio  $\Omega_2$



(b) Dominio  $\Omega_3$

Figura 3.11: Visualizzazione dei domini di definizione del problema

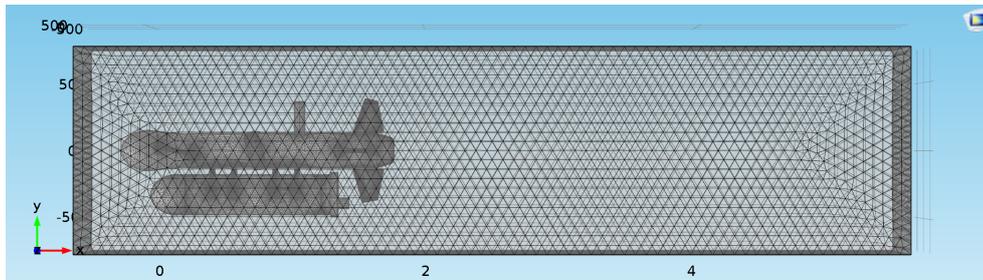
di pressione lungo l'asse Z: ciò non deve preoccupare perché è dovuto ad errori numerici, dal momento che è simmetrico. L'errore del posizionamento del centro di pressione è invece minimo nella altre direzioni mentre è considerevole l'errore sulla resistenza lungo l'asse baricentrale X: ciò è dovuto ad una mancata integrazione di tutta la scia, limitazione dettata dalle esigue risorse computazionali.

Tabella 3.1: Valori delle caratteristiche riportate sui tre diversi domini

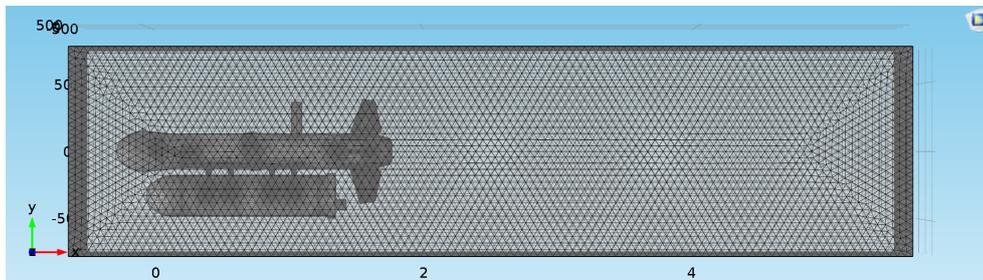
Variabile	Dominio $\Omega_1$	Dominio $\Omega_2$		Dominio $\Omega_3$	
		Valore	Errore	Valore	Errore
Forza X [N]	212.0	193.1	8.9	187.0	11.8
Forza Y [N]	2.5	3.8	50.9	4.4	73.0
Forza Z [N]	48.4	49.9	3.3	50.1	3.6
Posizione $x_{cp}$ [m]	1.01	1.01	0.0	1.01	0.0
Posizione $y_{cp}$ [m]	$4.84 \cdot 10^{-5}$	$5.42 \cdot 10^{-5}$	12.0	$6.27 \cdot 10^{-5}$	29.6
Posizione $z_{cp}$ [m]	$-1.18 \cdot 10^{-1}$	$-1.18 \cdot 10^{-1}$	0.0	$-1.18 \cdot 10^{-1}$	0.0

### 3.2.5 Scelta della griglia di calcolo

Un'ultima analisi da effettuare riguarda la scelta dell'infittimento della griglia di calcolo nei vari sottodomini. Considerando tre griglie di dimensione diversa, come riportato in Figura 3.12, sono stati ottenuti i risultati riportati in Tabella 3.2: naturalmente va utilizzata lo stesso dominio di definizione del problema. L'errore è stato calcolato considerando come *esatto* la griglia



(a) Griglia mediamente fitta sul corpo e fitta nel dominio



(b) Dominio molto fitta sul corpo e mediamente fitta nel dominio

Figura 3.12: Visualizzazione dei domini di definizione del problema

2 (la più fitta di quelle analizzate) e ponendo:

$$\text{errore}_i = \frac{P_2 - P_i}{P_2} \cdot 100$$

dove  $P$  è il generico parametro considerato. Si nota anche in questo caso un errore importante nella componente  $Y$  dati i relativamente piccoli valori presenti in questa direzione. Il veicolo è simmetrico e questi dovrebbero essere pari a zero. Problematico è invece l'errore nella componente  $X$ , dovuto probabilmente alla mancata integrazione di tutta scia (come nel caso precedente) e al fatto che evidentemente soltanto con una griglia più fitta può

Tabella 3.2: Valori delle caratteristiche riportate sulle tre diverse griglie

Variabile	Griglia 1	Griglia 2		Griglia $\Omega_3$	
		Valore	Errore	Valore	Errore
Forza X [N]	212.0	174.5	17.7	ND	ND
Forza Y [N]	2.5	9.4	272.0	ND	ND
Forza Z [N]	48.4	48.5	0.3	ND	ND
Posizione $x_{cp}$ [m]	1.01	1.01	0.0	ND	ND
Posizione $y_{cp}$ [m]	$4.84 \cdot 10^{-5}$	$5.39 \cdot 10^{-5}$	11.4	ND	ND
Posizione $z_{cp}$ [m]	$-1.18 \cdot 10^{-1}$	$-1.18 \cdot 10^{-1}$	0.1	ND	ND

essere identificata meglio la transizione a turbolento. Aumentare l'infittimento della griglia significherebbe ottenere risultati più accurati ma, vista la quantità di risorse computazionali disponibili e il fatto che si ricerca una soluzione di primo tentativo, si può comunque considerare accettabile questo tipo di errore.

### 3.2.6 Storico delle simulazioni

Durante lo studio delle caratteristiche idrodinamiche si sono necessarie più simulazioni dello stesso corpo in condizioni diverse. In questa Sezione, in particolare, si riporta l'analisi delle singole simulazioni (o dei gruppi, qualora venga cambiato un solo parametro): i numeri romani indicano una simulazione di prova delle impostazioni, effettuata per verificare la correttezza dello studio e l'accuratezza del calcolo (nonché per altre prove secondarie) mentre i numeri arabi quelle utilizzate per la caratterizzazione dell'involucro del veicolo.

**Simulazione I** La prima simulazione è stata realizzata unicamente per verificare la correttezza delle impostazioni sul simulatore ed è durata poco meno di due ore. Il corpo utilizzato per la simulazione è stata la parte principa-

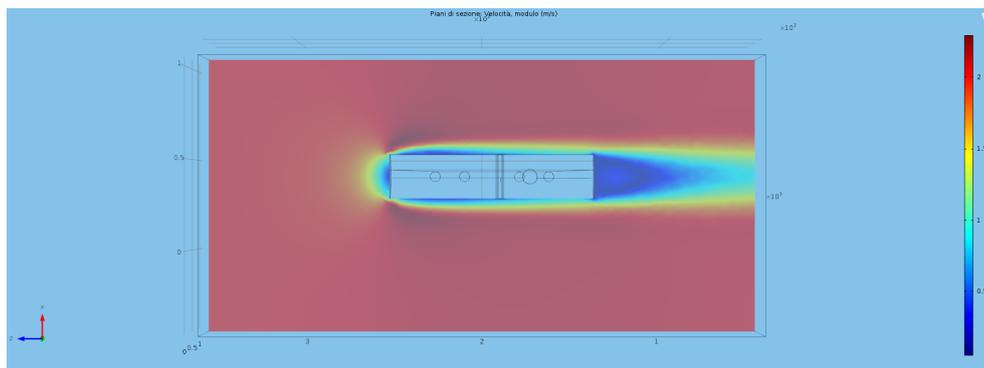


Figura 3.13: Test di correttezza delle impostazioni

le del body, imponendo come materiali acqua nel dominio e un certo tipo di polipropilene per il drone (PP/PE copolymer Appryl 3131 MU 7) e impostando come condizioni al contorno una velocità uniforme orizzontale di 2 m/s (quella massima dichiarata per il drone) e una pressione uniforme e

pari a quella ambiente  $p_{amb} = 101\,325\text{ Pa}$  sul piano parallelo finale del dominio. Lo studio effettuato è composto di una soluzione di flusso turbolento in singola fase secondo il modello  $k-\varepsilon$  che sfrutta le equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds (*Reynolds Averaged Navier-Stokes equations*, RANS) come modello di turbolenza. Dall'analisi dei risultati si deduce la correttezza della simulazione, la quale mostra come la velocità entra uniforme nel dominio da destra e tale rimane finché non incontra il corpo: al centro della sezione di impatto col corpo si forma un punto d'arresto da cui poi la corrente accelera verso l'esterno, formando uno strato limite. Si nota che la parte posteriore del corpo forma una zona in cui la corrente è praticamente ferma e una in cui accelera: la simulazione ha mostrato inoltre che la lunghezza del dominio non è stata sufficiente per analizzare correttamente il problema, perché mancano informazioni sulla parte finale della scia.

**Simulazioni II-III** Alla luce delle difficoltà di costruire una griglia sul modello CAD effettivo si è scelto di sfruttare meglio la potenza computazionale a disposizione costruendo un CAD semplificato ancora carente dei case per le eliche. Mentre la prima di questo gruppo di simulazioni non ha portato

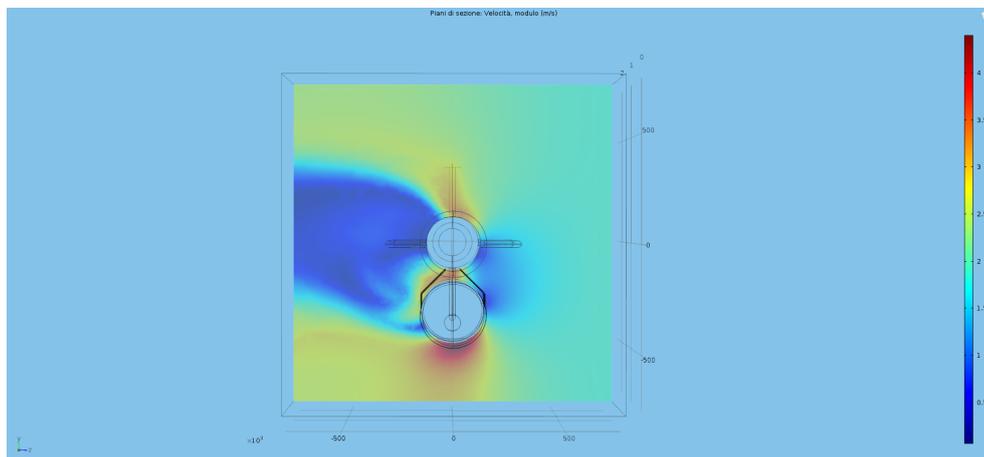
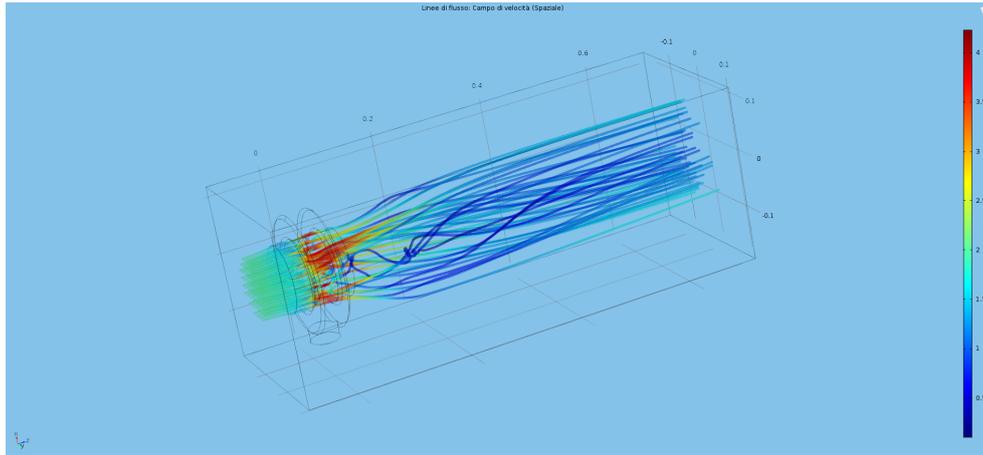


Figura 3.14: Test di composizione della griglia e delle capacità di convergenza del solutore

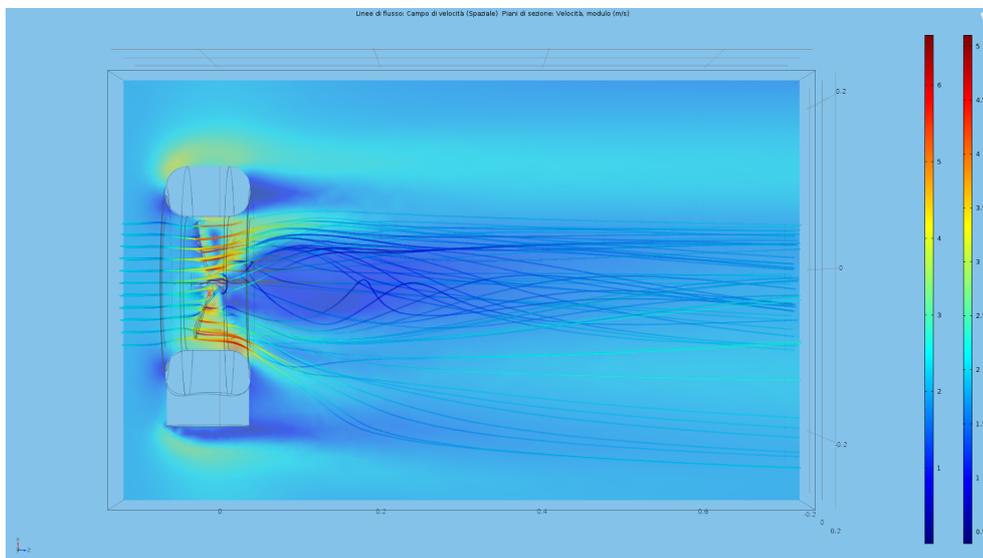
risultati utili a causa di impostazioni errate dei parametri, la seconda in essere ha posto le basi per una stima temporale dei calcoli da effettuare per lo sviluppo di questa Tesi. Una volta sicuri che la griglia poteva essere costruita si è deciso di testare la capacità di convergenza del solutore imponendo una corrente che investe il drone lateralmente e la cui scia fosse a dritta di prua. Lo studio effettuato è composto di una soluzione di flusso turbolento in singola fase secondo il modello  $k-\varepsilon$  che sfrutta le RANS come modello di turbolenza. In questo caso è stato analizzato il piano di sezione frontale posto a circa metà del drone: su di esso si nota la scia tipica di un cilindro, con due punti di arresto quasi frontali, una zona di accelerazione e una più o meno grande zona di ricircolo retrostante.

**Simulazioni IV-VII** Questo gruppo di quattro simulazioni è relativo alla componente propulsiva. In particolare è stata posizionata nella corrente il case sinistro del veicolo o, almeno inizialmente, una sua approssimazione

tridimensionale. Si è sfruttato questa volta uno studio composto di una so-



(a) Elica simile (simulazione di test delle impostazioni)



(b) Elica reale

Figura 3.15: Simulazioni sull'elica

luzione di flusso turbolento in singola fase con macchina rotante secondo il modello  $k-\varepsilon$  che sfrutta le RANS come modello di turbolenza. Il risultato della prima simulazione non viene ivi riportato: è stato imposto un verso di rotazione errato della corrente vicino all'elica e ciò ha portato ad una soluzione non coerente con i risultati attesi. Per quanto riguarda invece la seconda di esse, mostrata in Figura 3.15a, i risultati risultano coerenti col verso di rotazione dell'elica: la corrente, che arriva uniforme da monte, attraversa l'elica accelerando e forma della turbolenza nella parte retrostante a causa della presenza dell'ogiva. Mentre la parte più esterna del disco risulta essere veloce anche a un paio di diametri dal disco stesso, quella più interna ha velocità pressoché nulla quasi fin da subito, ma le particelle vengono trascinate dalle linee di flusso più veloci. Per quanto riguarda l'ultima simulazione, svolta con le stesse impostazioni ma con un disegno CAD più preciso nei confronti del caso reale e con una velocità di rotazione misurata dal caso reale, si notano meglio gli stessi effetti: al centro una componente

di turbolenza a bassa velocità, all'esterno una componente di accelerazione. Entrambe le simulazioni hanno impiegato una quantità di tempo simile per essere risolte, circa pari ad un'ora di calcolo. Va sottolineato che il valore della trazione prodotta non risulta importante ai fini della simulazione della traiettoria, ma è servito per constatare la somiglianza con quella predetta dalla teoria del disco attuatore: la trazione, infatti, verrà valutata con questo semplice formalismo, come verrà esposto nel seguito. L'ultima delle simulazioni, infine, è stata effettuata imponendo un verso di rotazione contrario alle eliche: il modello semplificato di elica utilizzato ha prodotto una resistenza di circa 73 N.

**Simulazioni VIII-XIII** Le simulazioni presentate in questa parte, sempre appartenenti alla fase di test preliminare, hanno coinvolto molte più ore di calcolo. In ognuna di esse è stato richiesto lo studio di una soluzione di flusso turbolento in singola fase secondo il modello  $k-\varepsilon$  che sfrutta le RANS come modello di turbolenza. La prima di esse ha coinvolto una funzionalità di COMSOL Multiphysics® che finora non era stata utilizzata: esso infatti consente, una volta costruiti o importati tutti gli oggetti, di costruire una geometria pronta per la creazione di una griglia. Il programma consente di adottare due vie:

- Funzione *forma un'unione*: i vari corpi inseriti nello spazio vengono interpretati come fossero uno unico diviso in molti domini. La caratteristica principale riguarda i lati (o le superfici) in comune che, quando sono presenti, vengono intesi come un unico ulteriore lato (o superficie) su cui l'eventuale differenza di griglia nei due domini viene attenuata per far coincidere i nodi di un dominio con quelli dell'altro;
- Funzione *forma un'assemblaggio*: i vari corpi sono intesi come entità separate. I nodi presenti su una superficie a contatto sono *incompatibili*, cioè non necessariamente coincidono, e le griglie presenti alla frontiera dei domini possono cambiare drasticamente da un punto ad un altro.

La differenza tra le due geometrie finalizzate, nel semplice caso di dominio birettangolare, è mostrata nella Figura 3.16. Come esposto poco prima, nel-

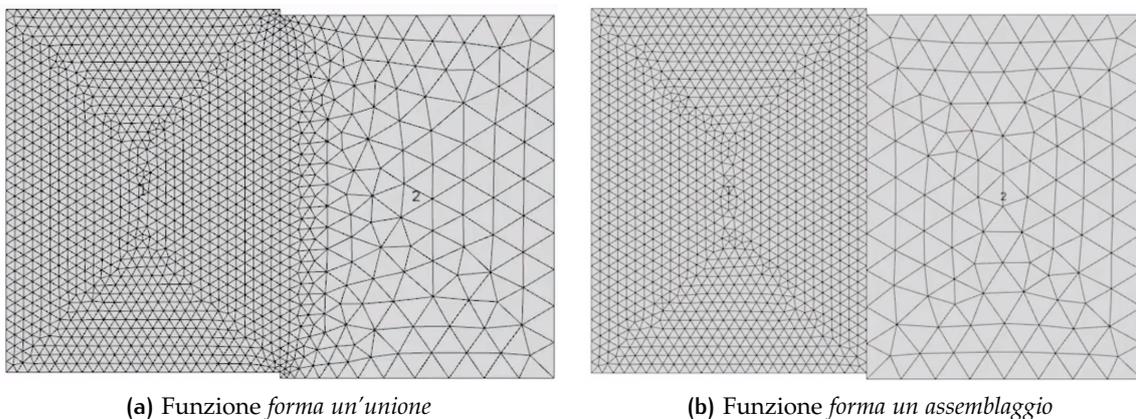
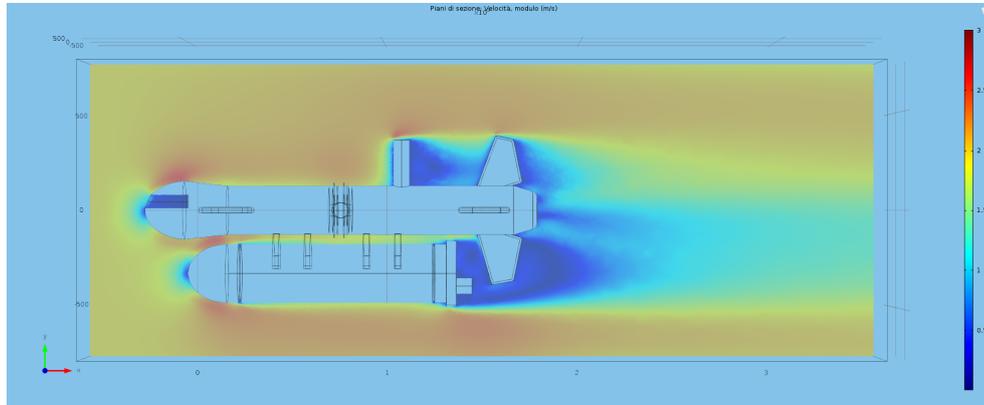
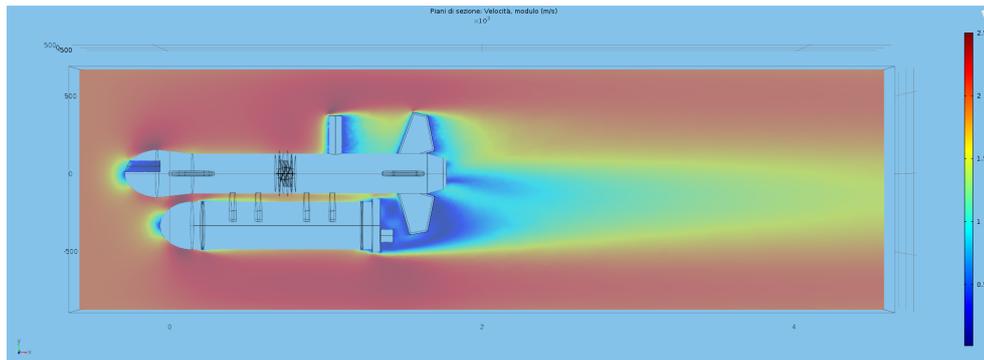


Figura 3.16: Differenze fra le funzioni di finalizzazione della geometria proposte da COMSOL Multiphysics®

la simulazione VII è stata per la prima volta utilizzata la funzione *forma un assemblaggio*, mentre in precedenza era sempre stata utilizzata la finalizzazione realizzata da *forma un'unione*: ciò non ha comunque prodotto risultati accettabili. Per analizzare le caratteristiche del software e la sua capacità di adattarsi il problema si è scelto quindi di testarlo prima sul solo corpo completo dell'AUV, senza eliche: il risultato è riportato in Figura 3.17a. Da



(a) Campo di velocità risultante della simulazione VIII



(b) Campo di velocità risultante della simulazione IX

Figura 3.17: Test di convergenza del solutore e dell'algoritmo di assemblaggio correttivo della griglia

quanto riportato si nota che il flusso presenta frontalmente due punti di arresti, uno sul muso del drone e uno su quello del payload. A seguito di essi si forma una zona di espansione dove il flusso accelera: nonostante la presenza dell'elemento cilindrico e del timone di coda presenti nella parte alta del veicolo si nota che la scia è comunque piuttosto limitata, cosa che non avviene nel caso del payload dove la sezione terminale non viene accompagnata ma termina bruscamente con una discontinuità. Si nota inoltre che la scia non si è completamente esaurita: ciò è stato in parte corretto nella terza di questo gruppo di simulazioni, come si nota in Figura 3.17b. Inoltre in questa simulazione sono state inserite le eliche, anche se ferme, ed è stato aumentato il livello di turbolenza per verificare nuovamente la stabilità del solutore. Non deve ingannare il fatto che il colore risulti di un rosso più vivo: in realtà ciò è dovuto al fatto che, data la presenza di velocità di punta leggermente più basse, la condizione di ingresso è stata riscalata (difatti tutto il campo risulta essere principalmente dello stesso rosso, così come prima era tutto dello stesso giallo). Nella Figura 3.18 sono riportati tre



Figura 3.18: Particolari della soluzione in velocità della simulazione IX

dettagli della Figura 3.17b: il primo mostra l'effetto dell'aumento del livello di turbolenza iniziale, perché si nota meglio la presenza di vortici di larga scala (identificati da parti circolari di flusso pressoché fermo); il secondo la scia dell'impennaggio, pressoché simile a quella di un profilo alare; infine, il terzo mostra come l'elica sia progettata correttamente, nonostante sia ferma: una parte del flusso, identificata da una zona rossa all'interno dell'area di flusso praticamente fermo, viene infatti accelerata verso valle. In tutte queste simulazioni le eliche sono state rimodellate tramite la creazione di una superficie generata da profili di lamina piana, mentre nel caso delle simulazioni IV-VII erano create sempre con la creazione di una superficie ma derivante da spline: il modello è stato ulteriormente semplificato per agevolare il calcolo, ma la trazione prodotta è pressoché la stessa rispetto al caso del solo motore (circa 140 N rispetto ai 160 N previsti dalla teoria del disco attuatore, come illustrato nel Capitolo 2). L'ultima di questa serie di simulazioni ha visto invece il drone nella sua posizione di lavoro, con equilibratori frontali inclinati di  $11.2^\circ$  e case delle eliche calettato di  $-15^\circ$ .

**Simulazioni XIV-XV** In queste due simulazioni, di scarso interesse pratico, è stato analizzato l'intero drone compreso di eliche con motori non calettati per analizzare l'andamento del flusso sugli equilibratori posteriori. I risultati ottenuti sono simili a quanto riportato nella Figura 3.18c. Il caso di reverse flow nelle eliche, invece, non è attuabile sul drone reale, i cui motori non sono progettati per ruotare anche al contrario: ciononostante rimane dimostrato che sarebbe utile in una fase di decelerazione (anche se va detto che il veicolo non ha, a causa della viscosità dell'acqua, difficoltà a fermarsi).

**Simulazioni XVI-XXVII (pareti chiuse)** Effettuare dei test in acqua comporterebbe dimensioni della camera di prova molto ampie e quindi costi insostenibili. Per dimostrare questa affermazione sono state svolte delle simulazioni al variare di  $\alpha$ . Si è sfruttato uno studio composto di una soluzione di flusso turbolento in singola fase secondo il modello  $k-\varepsilon$  che sfrutta le RANS come modello di turbolenza (senza macchina rotante) e il drone nella sua condizione operativa, con motori calettati. L'angolo  $\alpha$  è stato variato considerando che la risultante di velocità dovesse rimanere 2 m/s, per cui ad un aumento di velocità verticale  $w$  si è dovuto compensare con una diminuzione della orizzontale  $u$ . Quanto svolto dimostra, come si nota nel successivo

Grafico 3.2 della Sezione 3.3, che un'analisi di questo tipo genera dei valori spuri di  $C_X$ ,  $C_Y$  e degli altri coefficienti coinvolti perché il flusso che lambisce le pareti forma uno strato limite non trascurabile ed il fluido, essendo incomprimibile, condiziona tutti gli elementi sottostanti.

**Simulazione 1** La prima simulazione utilizzata per il calcolo delle caratteristiche idrodinamiche è stata effettuata considerando il drone nella sua condizione operativa, ossia con l'elica posta a  $-15^\circ$  rispetto alla direzione orizzontale. Pertanto l'elica non investe l'impennaggio retrostante: ciò consente di rimuovere le eliche dalla simulazione per analizzare un caso semplificato di resistenza del solo veicolo, come del resto avviene in galleria del vento per i modelli in scala (dove non viene mantenuto attivo il propulsore). Per questa e per tutte le simulazioni che seguiranno si è sfruttato uno studio composto di una soluzione di flusso turbolento in singola fase secondo il modello  $k-\varepsilon$  che sfrutta le RANS come modello di turbolenza (senza macchina rotante). Questa prima simulazione, in particolare, è necessaria per definire una condizione di riferimento rispetto alla quale calcolare tutte le caratteristiche idrodinamiche necessarie.

**Simulazioni 2-11** In queste simulazioni è stato variato l'angolo  $\alpha$  di incidenza della corrente modificando il parametro  $w$  nel campo di velocità entrante nel volume di controllo. Si notano dei tempi di esecuzione discretamente brevi, dalle 4 alle 8 ore, salvo qualche eccezione. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di  $\alpha$  analizzato si estende da  $\alpha = -25^\circ$  ad  $\alpha = 25^\circ$  con un'intervallo di  $5^\circ$ .

**Simulazioni 12-23** In queste simulazioni è stato variato l'angolo  $\beta$  di derapata della corrente modificando il parametro  $v$  nel campo di velocità entrante nel volume di controllo. Si notano dei tempi di esecuzione leggermente più lunghi, dalle 5 alle 10 ore, salvo qualche eccezione. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di  $\beta$  analizzato si estende da  $\beta = -30^\circ$  a  $\beta = 30^\circ$  con un'intervallo di  $5^\circ$ .

**Simulazioni 24-31** In queste simulazioni è stata variata la velocità  $p$  di rotazione del mezzo inserendo un volume di controllo cilindrico attorno ad esso ed impostandogli una velocità angolare nota. Quanto detto ha reso necessaria la costruzione della griglia su un ulteriore dominio e l'utilizzo del modello precedente di COMSOL Multiphysics® ma con la presenza di una macchina rotante, rappresentata proprio dal mezzo che ruota nel volume di controllo. Si notano dei tempi di esecuzione molto brevi, dalle 2 alle 4 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di  $p$  analizzato si estende da  $p = -20 \text{ deg/s}$  a  $p = 20 \text{ deg/s}$  con un'intervallo di  $5 \text{ deg/s}$ .

**Simulazioni 32-39** In queste simulazioni è stata variata la velocità  $q$  di beccheggio del mezzo inserendo un volume di controllo cilindrico attorno al suo asse body  $Y$  ed impostandogli una velocità angolare nota. Come nel caso precedente, è stata costruita su di esso una griglia ed è stato utilizzato il modello con *rotating machinery* di COMSOL Multiphysics®. Si notano

dei tempi di esecuzione molto brevi, dalle 2 alle 4 ore, salvo un'eccezione. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di  $q$  analizzato si estende da  $q = -20 \text{ deg/s}$  a  $q = 20 \text{ deg/s}$  con un'intervallo di  $5 \text{ deg/s}$ .

**Simulazioni 40-47** In queste simulazioni è stato variata la velocità  $r$  di imbardata del mezzo inserendo un volume di controllo cilindrico attorno al suo asse body  $Z$  ed impostandogli una velocità angolare nota. Come nel caso precedente, è stata costruita su di esso una griglia ed è stato utilizzato il modello con *rotating machinery* di COMSOL Multiphysics®. Si notano dei tempi di esecuzione molto brevi, dalle 2 alle 4 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di  $r$  analizzato si estende da  $r = -20 \text{ deg/s}$  a  $r = 20 \text{ deg/s}$  con un'intervallo di  $5 \text{ deg/s}$ .

**Simulazioni 48-57** In queste simulazioni sono stati variati gli angoli degli equilibratori in funzione della percentuale di comando. Per realizzare

Tabella 3.3: Posizione degli equilibratori alle varie percentuali di comando

Percentuale di comando	Equilibratore anteriore [deg]	Equilibratore posteriore [deg]
0	-26.50	-12.5
10	-18.96	-10.0
20	-11.42	-7.5
30	-3.88	-5.0
40	3.66	-2.5
50	11.20	0.0
60	17.16	2.5
70	23.12	5.0
80	29.08	7.5
90	35.04	10.0
100	41.00	12.5

quanto detto sono stati costruiti diversi modelli CAD con gli equilibratori a diverse incidenze (un CAD per ogni simulazione). Si notano dei tempi di esecuzione discretamente brevi, dalle 4 alle 8 ore, salvo qualche eccezione. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo analizzato copre tutto l'involuppo di movimento del comando, come mostra la Tabella 3.3.

**Simulazioni 58-67** In queste simulazioni è stato variato l'angolo di timone da  $\delta_r = -55^\circ$  a  $\delta_r = 55^\circ$ . Per realizzare quanto detto sono stati costruiti diversi modelli CAD con il timone a diverse incidenze (un CAD per ogni simulazione). Si notano dei tempi di esecuzione discretamente lunghi, dalle 6 alle 9 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di  $\delta_r$  analizzato copre tutto l'involuppo di comando con un'intervallo di  $55 \text{ deg}$ .

**Simulazioni 68-72** In queste simulazioni è stata variata l'accelerazione orizzontale  $\ddot{u}$  inserendo nel volume una forza di volume pari a  $\rho \cdot \ddot{u}$ , dove  $\rho$  è la densità dell'acqua. Si notano dei tempi di esecuzione lunghi, dalle 7 alle 12 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di accelerazioni analizzato si estende da  $0.1 \text{ m/s}^2$  a  $0.25 \text{ m/s}^2$  con una spaziatura di  $0.05 \text{ m/s}^2$ .

**Simulazioni 73-77** In queste simulazioni è stata variata l'accelerazione laterale  $\ddot{v}$  inserendo nel volume una forza di volume pari a  $\rho \cdot \ddot{v}$ . Si notano dei tempi di esecuzione lunghi, dalle 7 alle 12 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di accelerazioni analizzato si estende da  $0.1 \text{ m/s}^2$  a  $0.25 \text{ m/s}^2$  con una spaziatura di  $0.05 \text{ m/s}^2$ .

**Simulazioni 78-82** In queste simulazioni è stata variata l'accelerazione verticale  $\ddot{w}$  inserendo nel volume una forza di volume pari a  $\rho \cdot \ddot{w}$ . Si notano dei tempi di esecuzione lunghi, dalle 7 alle 12 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di accelerazioni analizzato si estende da  $0.1 \text{ m/s}^2$  a  $0.25 \text{ m/s}^2$  con una spaziatura di  $0.05 \text{ m/s}^2$ .

**Simulazioni 83-87** In queste simulazioni è stata variata l'accelerazione angolare  $\ddot{p}$  di rollio inserendo nel volume una forza di volume in un volume di controllo cilindrico con asse longitudinale lungo l'asse body X del drone pari a  $\rho \cdot \ddot{p}$ . Per realizzare quanto necessario e imporre la forza solo nel volume cilindrico è stato creato un sistema di coordinate cilindrico posto ed è stata poi applicata una trasformazione della forza di volume da inserire nel volume cilindrico in assi cartesiani. Si notano dei tempi di esecuzione molto lunghi, dalle 12 alle 20 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di accelerazioni analizzato si estende da  $0.1 \text{ rad/s}^2$  a  $0.25 \text{ rad/s}^2$  con una spaziatura di  $0.05 \text{ rad/s}^2$ .

**Simulazioni 88-92** In queste simulazioni è stata variata l'accelerazione angolare  $\ddot{r}$  di imbardata inserendo nel volume una forza di volume in un volume di controllo cilindrico con asse longitudinale lungo l'asse body Z del drone pari a  $\rho \cdot \ddot{r}$ . Per l'applicazione della forza di volume vale quanto detto nel caso precedente. Si notano dei tempi di esecuzione molto lunghi, dalle 12 alle 20 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di accelerazioni analizzato si estende da  $0.1 \text{ rad/s}^2$  a  $0.5 \text{ rad/s}^2$  con una spaziatura di  $0.1 \text{ rad/s}^2$ .

**Simulazioni 93-97** In queste simulazioni è stata variata l'accelerazione angolare  $\ddot{q}$  di beccheggio inserendo nel volume una forza di volume in un volume di controllo cilindrico con asse longitudinale lungo l'asse body Y del drone pari a  $\rho \cdot \ddot{q}$ . Per l'applicazione della forza di volume vale quanto detto nel caso precedente. Si notano dei tempi di esecuzione molto lunghi, dalle 12 alle 20 ore. Il commento del diagramma dei risultati è rimandato alla Sezione 3.3. Il campo di accelerazioni analizzato si estende da  $0.1 \text{ rad/s}^2$  a  $0.5 \text{ rad/s}^2$  con una spaziatura di  $0.1 \text{ rad/s}^2$ . L'ultima di queste, a  $q = 0.5 \text{ rad/s}^2$ , non è andata a convergenza per il superamento del numero massimo di iterazioni.

### 3.3 CARATTERISTICHE IDRODINAMICHE

Per calcolare le caratteristiche idrodinamiche necessarie è necessario utilizzare un metodo di interpolazione dei dati ricavati tramite CFD. Il modello scelto è il *metodo dei minimi quadrati*, del quale si rimanda allo scritto di J. Wolberg [19] per ulteriori informazioni. Dato che il modello sarà in questa Tesi sempre lineare, si avrà una retta del tipo  $y = mx + q$  che dovrà approssimare una serie di coppie di dati  $(x, y)$  tramite i coefficienti  $m$  e  $q$ . L'espressione analitica dei coefficienti è:

$$m = \frac{N \sum_i x_i y_i - \sum_i x_i \sum_i y_i}{N \sum_i x_i^2 - (\sum_i x_i)^2}$$

$$q = \frac{N \sum_i y_i \sum_i x_i^2 - \sum_i x_i \sum_i x_i y_i}{N \sum_i x_i^2 - (\sum_i x_i)^2}$$

Nel caso invece di rette che debbano necessariamente passare per l'origine, e quindi del tipo  $y = mx$ , si avrà:

$$m = \frac{\sum_i x_i y_i}{\sum_i x_i^2}$$

Software come MatLab<sup>®</sup> o Microsoft Excel<sup>®</sup> sono autonomamente in grado di ricavare sia questi coefficienti che la stima del loro errore: per questa parte di Tesi è stato però sfruttato il più immediato Excel<sup>®</sup> per via della sua velocità nella rappresentazione e modifica in tempo reale dei dati.

#### 3.3.1 Idrodinamica del veicolo

In questa Sezione vengono presentati i risultati relativi all'idrodinamica del veicolo, ossia le risultanti in termini di derivate di stabilità determinate grazie alle simulazioni fluidodinamiche. Tutti i coefficienti ricavati sono considerati costanti al variare dell'incidenza  $\alpha$ : ciò non è del tutto vero, soprattutto per alcuni coefficienti, ma è un'ipotesi necessaria a causa delle discrete risorse computazionali a disposizione. La mappatura dei coefficienti al variare di  $\alpha$ , che consentirebbe di descrivere perfettamente l'evoluzione del veicolo in mare, viene qui proposto come oggetto di uno studio futuro.

**Coefficienti relativi all'angolo di incidenza** Le simulazioni effettuate variando l'angolo di incidenza  $\alpha$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.4 e visivamente nei Grafici 3.2, 3.3 e 3.3.

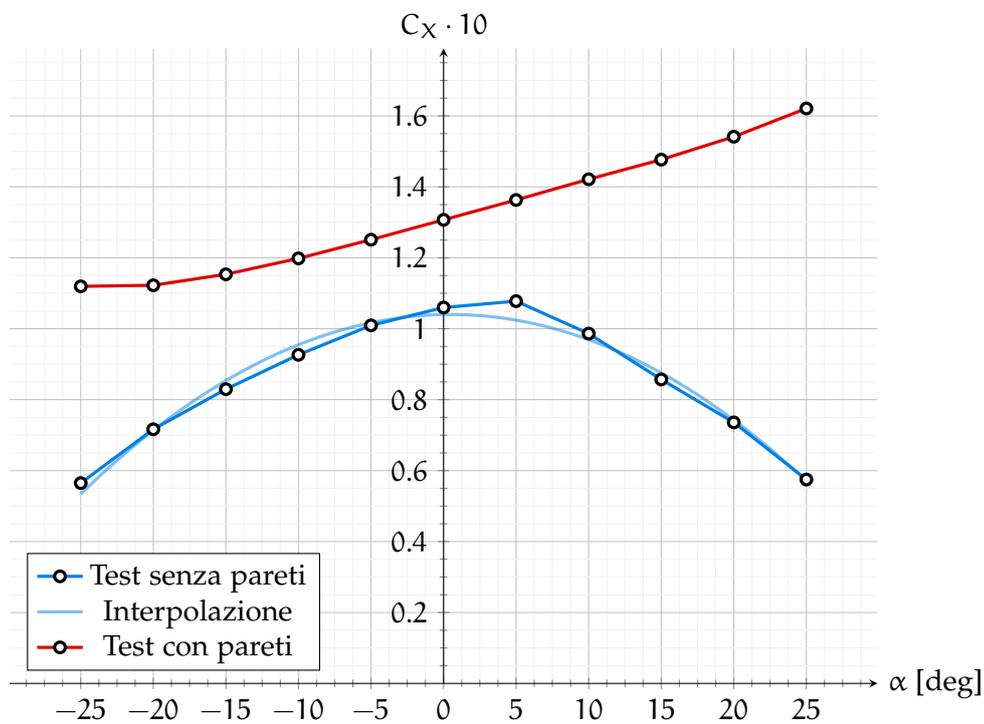
Da tutti i diagrammi si evince che considerare i contorni del dominio come pareti genera dei valori completamente errati: sarebbe stata necessaria una galleria acquatica decisamente più grossa del modello per effettuarvi le prove. Inoltre:

- Dal Grafico 3.2 si nota che  $C_{X_0}$  è positivo e poi diminuisce sia all'aumentare che al diminuire di  $\alpha$ . Dal momento che la relazione non è lineare sarà necessario introdurre un termine  $C_{Z_{\alpha^2}}$  tale che:

$$C_X = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2$$

Tabella 3.4: Valori dei coefficienti  $C_X$ ,  $C_Z$  e  $C_m$  al variare di  $\alpha$ 

Caso studiato	$C_X$	$C_Z$	$C_m$
$\alpha = -25^\circ$	$5.65 \cdot 10^{-2}$	$-6.89 \cdot 10^{-2}$	$3.17 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = -20^\circ$	$7.17 \cdot 10^{-2}$	$-3.04 \cdot 10^{-2}$	$2.98 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = -15^\circ$	$8.30 \cdot 10^{-2}$	$-1.15 \cdot 10^{-2}$	$3.01 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = -10^\circ$	$9.26 \cdot 10^{-2}$	$2.21 \cdot 10^{-3}$	$3.09 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = -5^\circ$	$1.01 \cdot 10^{-1}$	$1.30 \cdot 10^{-2}$	$3.18 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = 0^\circ$	$1.06 \cdot 10^{-1}$	$2.42 \cdot 10^{-2}$	$3.15 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = 5^\circ$	$1.08 \cdot 10^{-1}$	$3.69 \cdot 10^{-2}$	$2.98 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = 10^\circ$	$9.86 \cdot 10^{-2}$	$3.70 \cdot 10^{-2}$	$2.66 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = 15^\circ$	$8.57 \cdot 10^{-2}$	$4.21 \cdot 10^{-2}$	$2.13 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = 20^\circ$	$7.36 \cdot 10^{-2}$	$5.79 \cdot 10^{-2}$	$1.43 \cdot 10^{-3}$
$\alpha = 25^\circ$	$5.75 \cdot 10^{-2}$	$8.97 \cdot 10^{-2}$	$2.99 \cdot 10^{-4}$

Grafico 3.2: Andamento del coefficiente  $C_X$  al variare dell'angolo di incidenza  $\alpha$ 

- Dal Grafico 3.3 si intuisce che la derivata  $C_{Z_\alpha}$  sia sempre positiva, così come  $C_{Z_0}$  (l'ordinata d'origine è infatti positiva): ciò significa che la componente di forza verticale che agisce sul veicolo aumenta al crescere dell'incidenza. La relazione appare lineare soltanto nell'intervallo  $\alpha = -15^\circ \div 5^\circ$ , ma per rappresentare meglio l'involuppo di navigazione si può scegliere un'interpolazione di grado più elevato:

$$C_Z = C_{Z_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3$$

Il  $C_{Z_0}$  è positivo, per cui ad incidenza nulla il veicolo tende a risalire;

- Dal Grafico 3.4 si nota che la derivata  $C_{m_\alpha}$  è sempre negativa e che  $C_{m_0}$

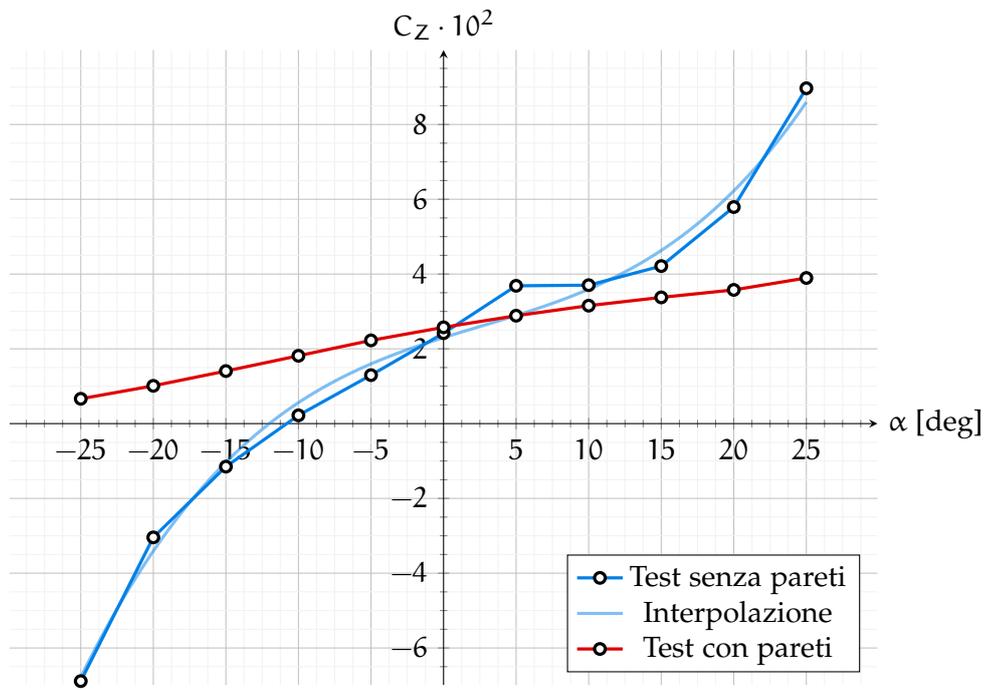


Grafico 3.3: Andamento del coefficiente  $C_Z$  al variare dell'angolo di incidenza  $\alpha$

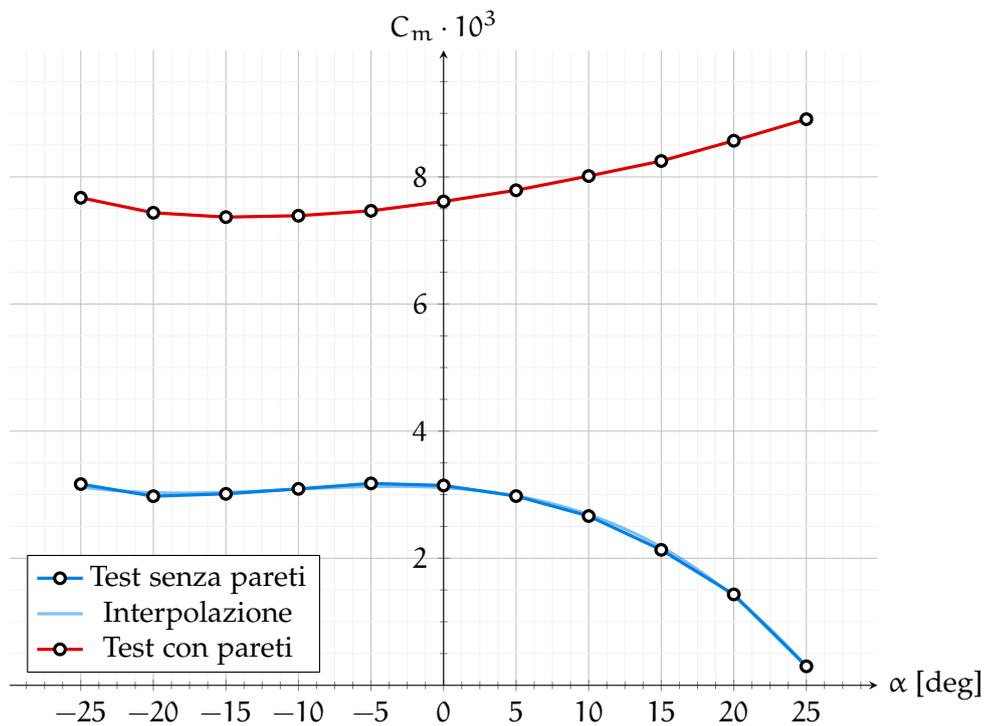


Grafico 3.4: Andamento del coefficiente  $C_m$  al variare dell'angolo di incidenza  $\alpha$

è positivo. Ciò è necessario affinché il veicolo sia stabile, perché consente di individuare un'incidenza di equilibrio in cui  $C_m = 0$ . Inoltre il fatto che  $C_{m\alpha} < 0$  implica che, come nei velivoli, ad una perturbazione esterna e positiva di  $\alpha$  si generi un momento di segno opposto

che tende a riportare il veicolo nella condizione di equilibrio. Ciò risulta positivo dal punto di vista della stabilità, ma vi è comunque un campo tra  $\alpha = -20^\circ \div -5^\circ$  in cui  $C_{m_\alpha}$  è positivo e il veicolo è instabile. Per descrivere meglio l'inviluppo di navigazione è stata scelta un'interpolazione di terzo grado:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{m_{\alpha^3}} \alpha^3$$

Esiste un punto di equilibrio che, ad incidenza nulla, si pone ad  $\alpha > 25^\circ$ : in tale condizione  $C_m = 0$ .

**Coefficienti relativi all'angolo di derapata** Le simulazioni effettuate variando l'angolo di derapata  $\beta$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.5 e visivamente nei Grafici 3.5, 3.6 e 3.7.

Tabella 3.5: Valori dei coefficienti  $C_Y$ ,  $C_n$  e  $C_l$  al variare di  $\beta$

Caso studiato	$C_Y$	$C_n$	$C_l$
$\beta = -30^\circ$	$1.52 \cdot 10^{-1}$	$2.89 \cdot 10^{-3}$	$5.13 \cdot 10^{-3}$
$\beta = -25^\circ$	$9.23 \cdot 10^{-2}$	$1.75 \cdot 10^{-3}$	$3.12 \cdot 10^{-3}$
$\beta = -20^\circ$	$7.54 \cdot 10^{-2}$	$1.42 \cdot 10^{-3}$	$2.55 \cdot 10^{-3}$
$\beta = -15^\circ$	$5.89 \cdot 10^{-2}$	$1.10 \cdot 10^{-3}$	$1.99 \cdot 10^{-3}$
$\beta = -10^\circ$	$3.99 \cdot 10^{-2}$	$7.33 \cdot 10^{-4}$	$1.35 \cdot 10^{-3}$
$\beta = -5^\circ$	$2.20 \cdot 10^{-2}$	$4.00 \cdot 10^{-4}$	$7.47 \cdot 10^{-4}$
$\beta = 0^\circ$	0	0	0
$\beta = 5^\circ$	$-2.28 \cdot 10^{-2}$	$-4.09 \cdot 10^{-4}$	$-7.68 \cdot 10^{-4}$
$\beta = 10^\circ$	$-4.25 \cdot 10^{-2}$	$-7.57 \cdot 10^{-4}$	$-1.43 \cdot 10^{-3}$
$\beta = 15^\circ$	$-6.21 \cdot 10^{-2}$	$-1.10 \cdot 10^{-3}$	$-2.10 \cdot 10^{-3}$
$\beta = 20^\circ$	$-7.72 \cdot 10^{-2}$	$-1.37 \cdot 10^{-3}$	$-2.61 \cdot 10^{-3}$
$\beta = 25^\circ$	$-1.07 \cdot 10^{-1}$	$-1.90 \cdot 10^{-3}$	$-3.62 \cdot 10^{-3}$
$\beta = 30^\circ$	$-1.59 \cdot 10^{-1}$	$-2.83 \cdot 10^{-3}$	$-5.41 \cdot 10^{-3}$

- Dal Grafico 3.5 si nota che la derivata  $C_{Y_\beta}$  è negativa per tutto l'inviluppo di  $\beta$  analizzato, come nei velivoli. La relazione, però, è lineare solo in  $\beta = -25^\circ \div 25^\circ$ : il simulatore restituirà perciò un errore se si uscirà da questo inviluppo.
- Dal Grafico 3.6 si intuisce la derivata  $C_{n_\beta}$  è negativa per tutto l'inviluppo di  $\beta$  analizzato, a differenza di quanto avviene per i velivoli. Come nel caso precedente la relazione è lineare solo in  $\beta = -25^\circ \div 25^\circ$ ;
- Dal Grafico 3.7 si nota che la derivata  $C_{l_\beta}$  è negativa per tutto l'inviluppo di  $\beta$  analizzato, come avviene per i velivoli. Come nel caso precedente la relazione è lineare solo in  $\beta = -25^\circ \div 25^\circ$ .

**Coefficienti relativi alla velocità angolare di rollio** Le simulazioni effettuate variando la velocità angolare di rollio  $p$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.6 e visivamente nei Grafici 3.8, 3.9 e 3.10.

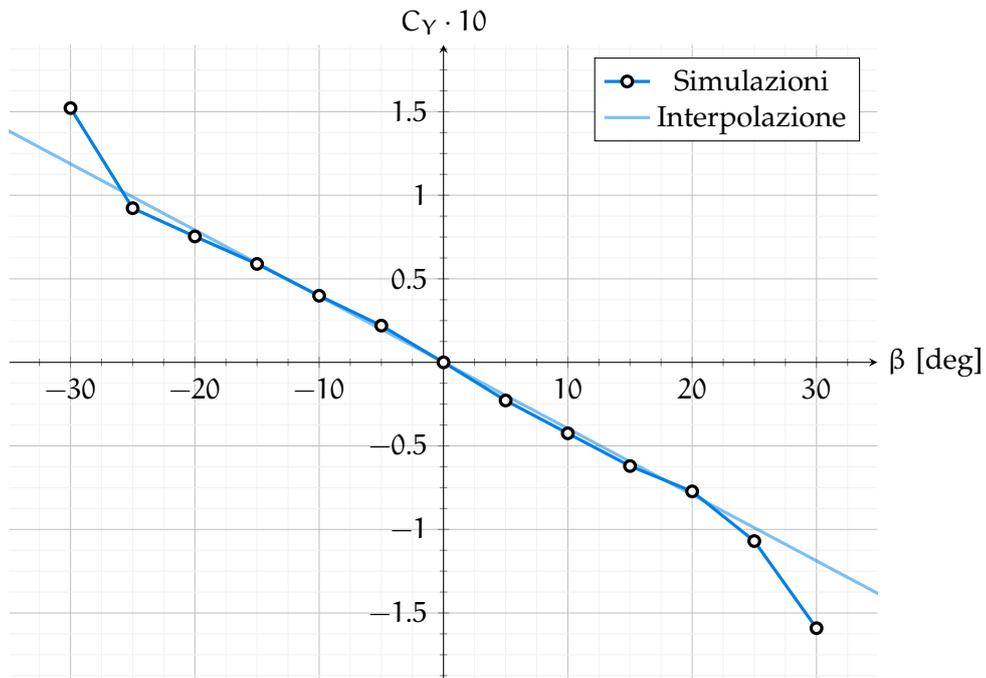


Grafico 3.5: Andamento del coefficiente  $C_Y$  al variare dell'angolo di incidenza  $\beta$

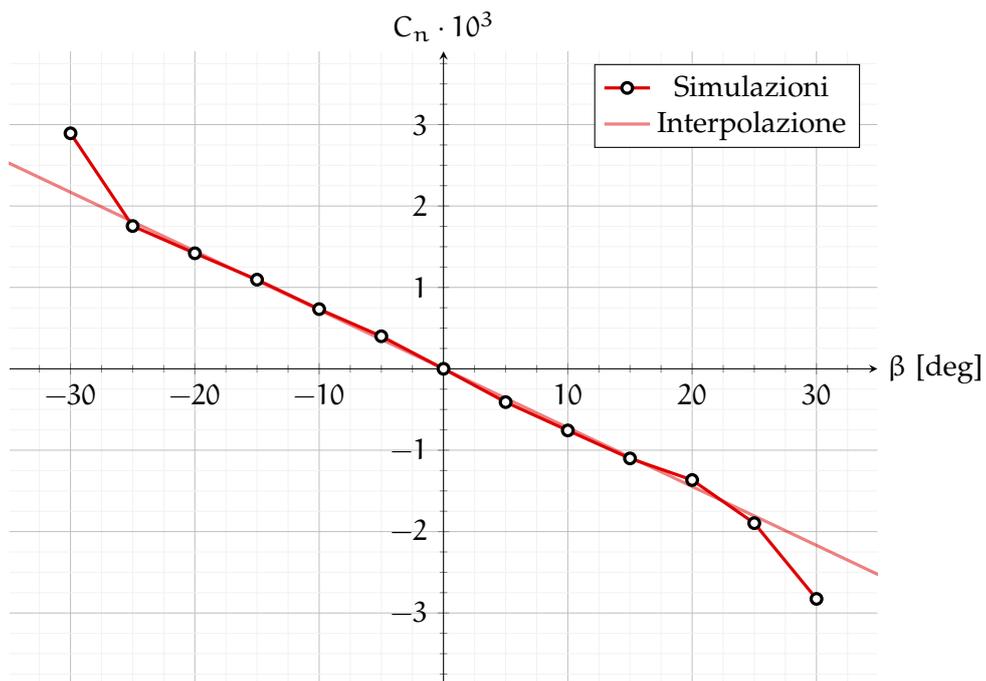


Grafico 3.6: Andamento del coefficiente  $C_n$  al variare dell'angolo di incidenza  $\beta$

- Dal Grafico 3.8 si nota che quando aumenta la velocità di rollio aumenta anche la componente di forza laterale a causa della generazione di portanza sull'impennaggio verticale in direzione opposta a quella dell'asse Y. Tale contributo esiste anche sui velivoli dove, essendo presente un solo impennaggio (senza un secondo che funga anche da deriva),

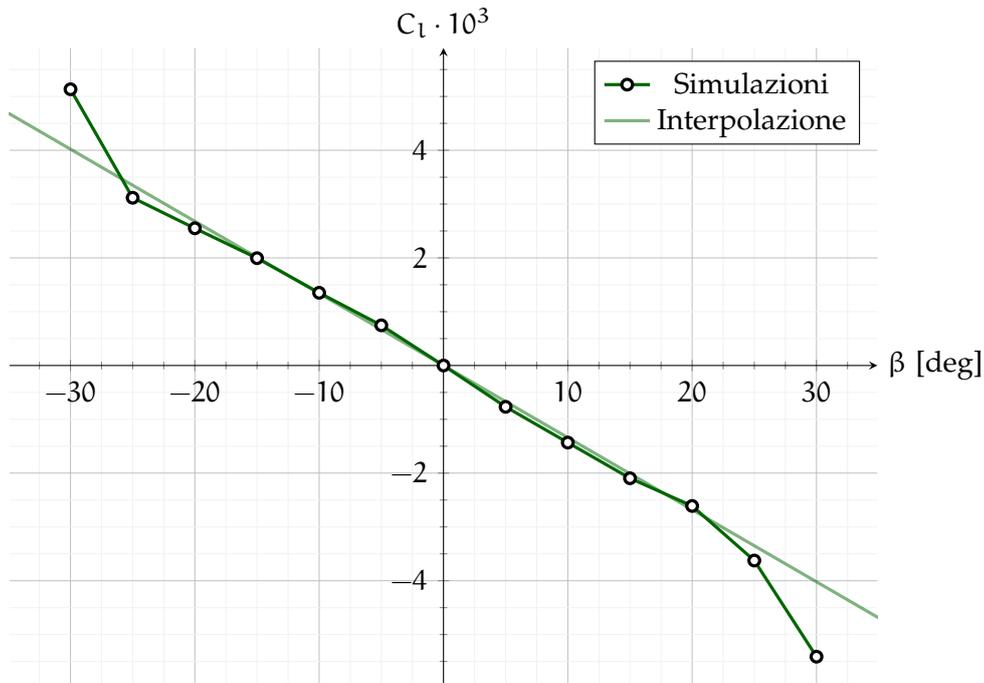


Grafico 3.7: Andamento del coefficiente  $C_l$  al variare dell'angolo di incidenza  $\beta$

Tabella 3.6: Valori dei coefficienti  $C_Y$ ,  $C_n$  e  $C_l$  al variare di  $p$

Caso studiato	$C_Y$	$C_n$	$C_l$
$p = -20 \text{ deg/s}$	$1.36 \cdot 10^{-2}$	$2.43 \cdot 10^{-4}$	$4.59 \cdot 10^{-4}$
$p = -15 \text{ deg/s}$	$9.79 \cdot 10^{-3}$	$1.75 \cdot 10^{-4}$	$3.32 \cdot 10^{-4}$
$p = -10 \text{ deg/s}$	$5.94 \cdot 10^{-3}$	$1.06 \cdot 10^{-4}$	$2.02 \cdot 10^{-4}$
$p = -5 \text{ deg/s}$	$2.03 \cdot 10^{-3}$	$3.59 \cdot 10^{-5}$	$7.02 \cdot 10^{-5}$
$p = 0 \text{ deg/s}$	0	0	0
$p = 5 \text{ deg/s}$	$-5.97 \cdot 10^{-3}$	$-1.08 \cdot 10^{-4}$	$-2.00 \cdot 10^{-4}$
$p = 10 \text{ deg/s}$	$-9.96 \cdot 10^{-3}$	$-1.80 \cdot 10^{-4}$	$-3.35 \cdot 10^{-4}$
$p = 15 \text{ deg/s}$	$-1.39 \cdot 10^{-2}$	$-2.51 \cdot 10^{-4}$	$-4.67 \cdot 10^{-4}$
$p = 20 \text{ deg/s}$	$-1.77 \cdot 10^{-2}$	$-3.20 \cdot 10^{-4}$	$-5.97 \cdot 10^{-4}$

risulta essere inferiore (a parità di impennaggio);

- Dal Grafico 3.9 si intuisce che il  $C_{n_p}$ , come nei velivoli, è negativo: l'impennaggio verticale superiore genera un contributo positivo controbilanciato da quello negativo dell'inferiore e si ha quindi il solo contributo dell'ala. Nonostante non sia presente sull'AUV una vera e propria superficie alare il contributo negativo alla derivata  $C_{n_p}$  è preponderante;
- Dal Grafico 3.10 si nota che anche il  $C_{l_p}$ , come per i velivoli, è negativo. Ciò è dovuto al fatto che la componente di forza che si genera sull'impennaggio verticale superiore, essendo diretta in direzione opposta all'asse  $Y$ , genera un momento di rollio contrario alla velocità di rotazione. Viceversa per quello inferiore, ma sempre in senso opposto alla velocità di rotazione.

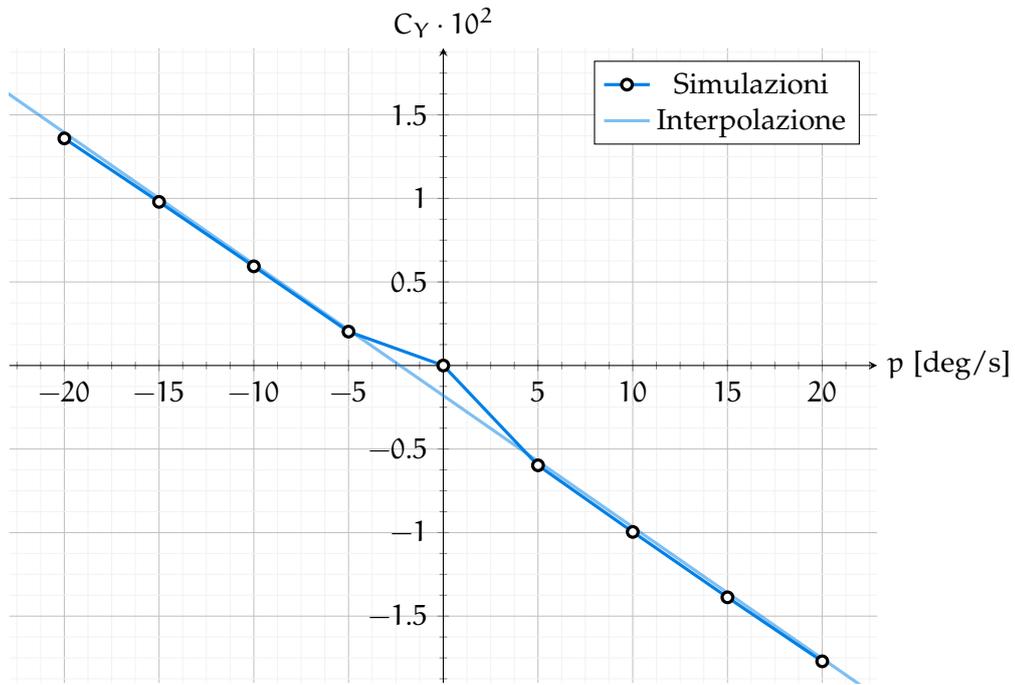


Grafico 3.8: Andamento del coefficiente  $C_Y$  al variare della velocità angolare di rollio  $p$

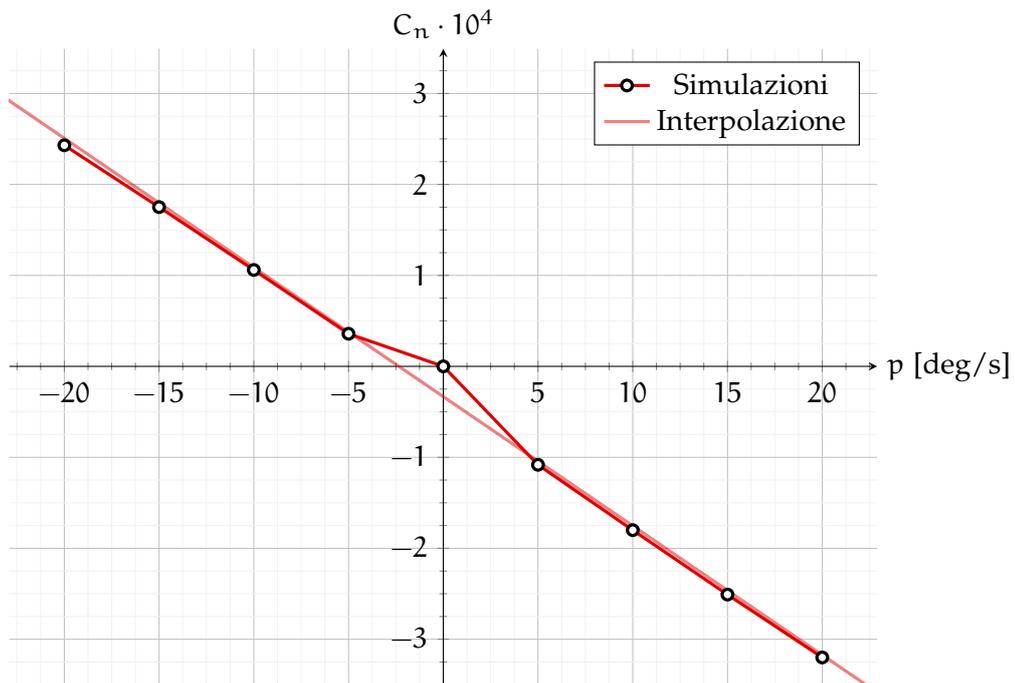


Grafico 3.9: Andamento del coefficiente  $C_n$  al variare della velocità angolare di rollio  $p$

In generale si nota che sia  $C_{n_p}$  che  $C_{l_p}$  sono derivate molto piccole, a differenza di  $C_{Y_p}$ : non sarebbe errato assumere che le prime due siano trascurabili rispetto alla terza ed elidere quindi il rispettivo contributo dall'espressione

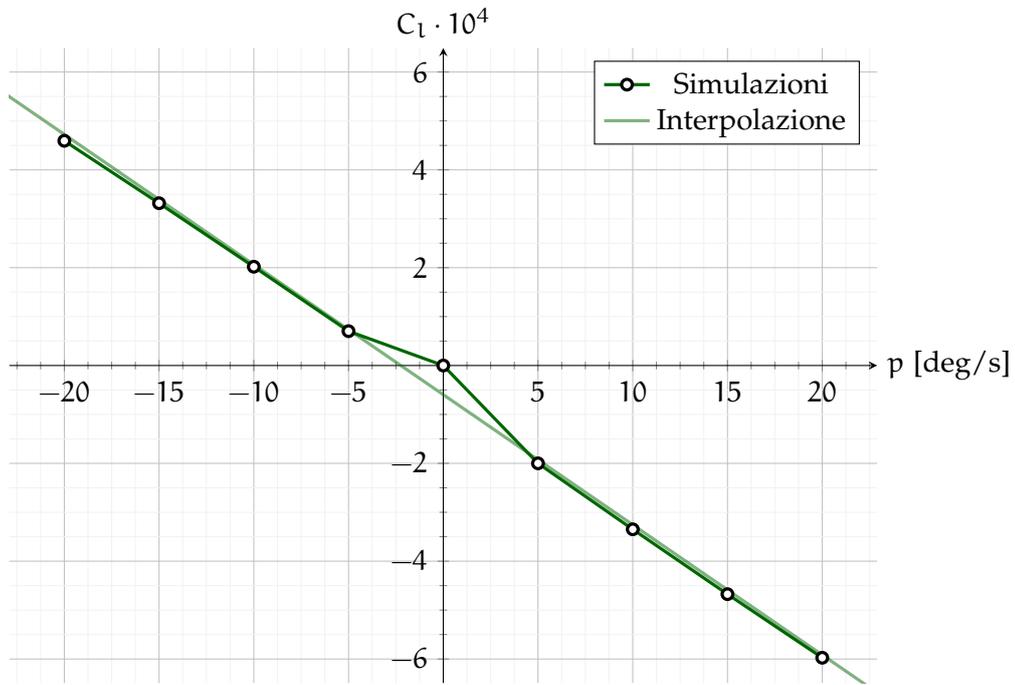


Grafico 3.10: Andamento del coefficiente  $C_l$  al variare della velocità angolare di rollio  $p$

del  $C_n$ .

**Coefficienti relativi alla velocità angolare di beccheggio** Le simulazioni effettuate variando la velocità angolare di beccheggio  $q$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.7 e visivamente nei Grafici 3.11 e 3.12.

Tabella 3.7: Valori dei coefficienti  $C_z$  e  $C_m$  al variare di  $q$

Caso studiato	$C_z$	$C_m$
$q = -20 \text{ deg/s}$	$-1.60 \cdot 10^{-1}$	$4.41 \cdot 10^{-3}$
$q = -15 \text{ deg/s}$	$-1.26 \cdot 10^{-1}$	$3.16 \cdot 10^{-3}$
$q = -10 \text{ deg/s}$	$-8.37 \cdot 10^{-2}$	$2.09 \cdot 10^{-3}$
$q = -5 \text{ deg/s}$	$-3.80 \cdot 10^{-2}$	$1.00 \cdot 10^{-3}$
$q = 0 \text{ deg/s}$	0	0
$q = 5 \text{ deg/s}$	$3.08 \cdot 10^{-2}$	$-1.41 \cdot 10^{-4}$
$q = 10 \text{ deg/s}$	$6.40 \cdot 10^{-2}$	$-4.47 \cdot 10^{-4}$
$q = 15 \text{ deg/s}$	$1.16 \cdot 10^{-1}$	$-8.08 \cdot 10^{-4}$
$q = 20 \text{ deg/s}$	$1.42 \cdot 10^{-1}$	$-1.09 \cdot 10^{-3}$

- Dal Grafico 3.11 si nota che la derivata  $C_{z_q}$  è positiva. Ciò significa che all'aumentare della velocità angolare di beccheggio si genera un'ulteriore componente di portanza;
- Dal Grafico 3.12 si intuisce la derivata  $C_{m_q}$  è negativa. All'aumentare di  $q$ , che tende a far picchiare il veicolo, si genera una componente

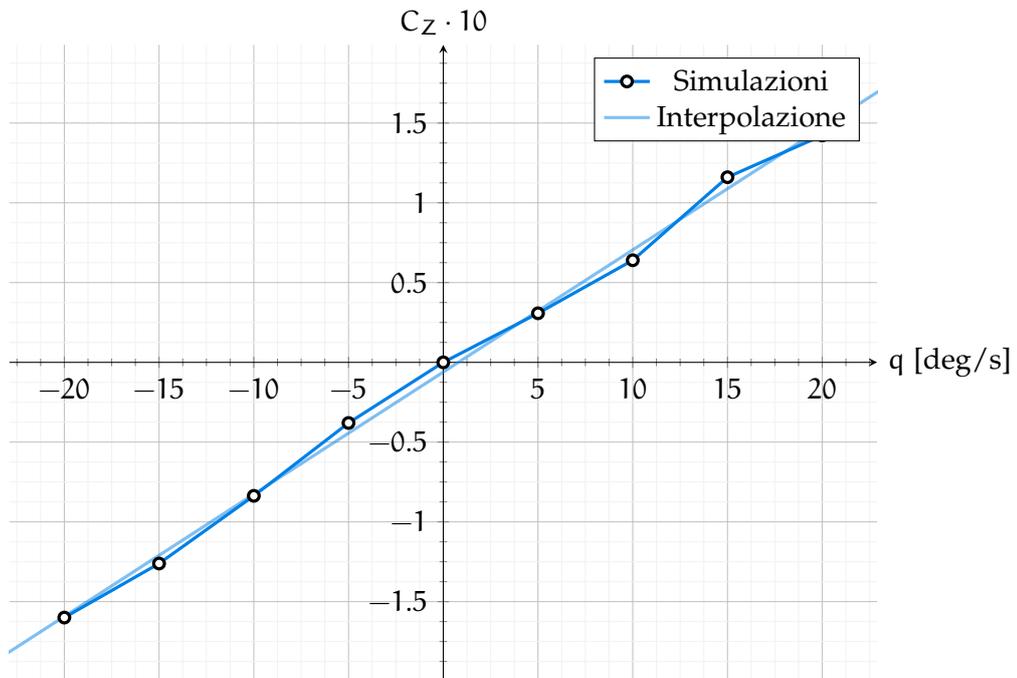


Grafico 3.11: Andamento del coefficiente  $C_z$  al variare della velocità angolare di beccheggio  $q$

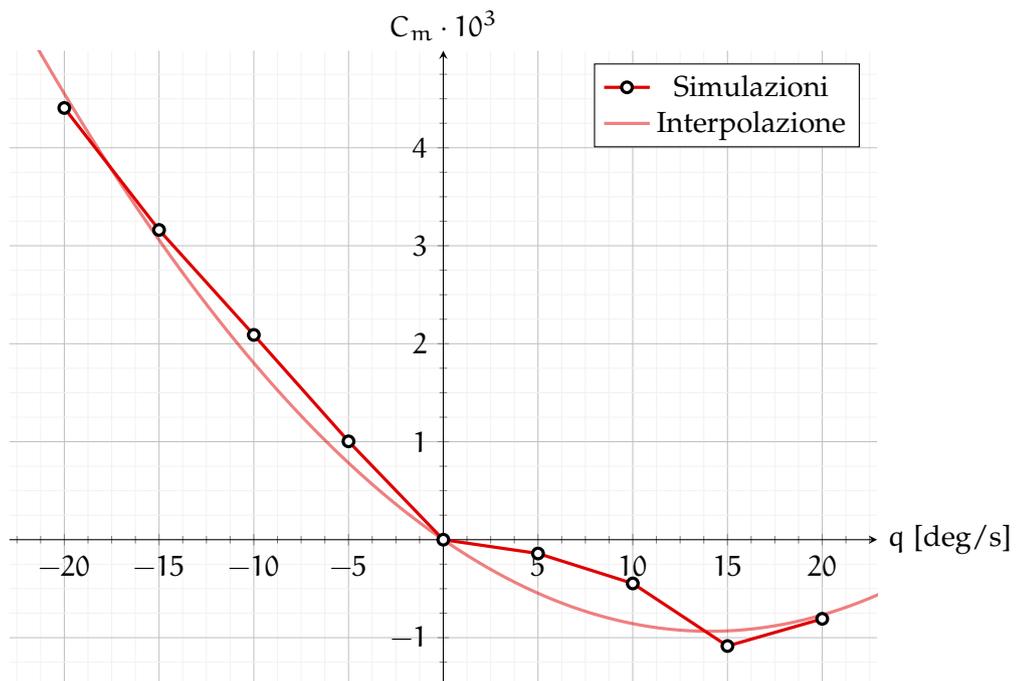


Grafico 3.12: Andamento del coefficiente  $C_m$  al variare della velocità angolare di beccheggio  $q$

di momento che tende a stabilizzarlo, perché tendente a farlo cabrare. Essendo la relazione non lineare per un'elevata porzione dell'involup-

po di  $q$  studiato, si è scelta una funzione interpolatoria del secondo ordine:

$$C_m = \dots + C_{m_q} q + C_{m_{q^2}} q^2 + \dots$$

**Coefficienti relativi alla velocità angolare di imbardata** Le simulazioni effettuate variando la velocità angolare di imbardata  $r$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.8 e visivamente nei Grafici 3.13, 3.14 e 3.15.

Tabella 3.8: Valori dei coefficienti  $C_Y$ ,  $C_n$  e  $C_l$  al variare di  $r$

Caso studiato	$C_Y$	$C_n$	$C_l$
$r = -20 \text{ deg/s}$	$-2.09 \cdot 10^{-1}$	$-3.78 \cdot 10^{-3}$	$-7.06 \cdot 10^{-3}$
$r = -15 \text{ deg/s}$	$-1.51 \cdot 10^{-1}$	$-2.74 \cdot 10^{-3}$	$-5.10 \cdot 10^{-3}$
$r = -10 \text{ deg/s}$	$-1.04 \cdot 10^{-1}$	$-1.90 \cdot 10^{-3}$	$-3.52 \cdot 10^{-3}$
$r = -5 \text{ deg/s}$	$-5.51 \cdot 10^{-2}$	$-1.00 \cdot 10^{-3}$	$-1.85 \cdot 10^{-3}$
$r = 0 \text{ deg/s}$	0	0	0
$r = 5 \text{ deg/s}$	$5.92 \cdot 10^{-2}$	$1.05 \cdot 10^{-3}$	$2.01 \cdot 10^{-3}$
$r = 10 \text{ deg/s}$	$1.11 \cdot 10^{-1}$	$1.96 \cdot 10^{-3}$	$3.75 \cdot 10^{-3}$
$r = 15 \text{ deg/s}$	$1.58 \cdot 10^{-1}$	$2.79 \cdot 10^{-3}$	$5.35 \cdot 10^{-3}$
$r = 20 \text{ deg/s}$	$2.17 \cdot 10^{-1}$	$3.80 \cdot 10^{-3}$	$7.33 \cdot 10^{-3}$

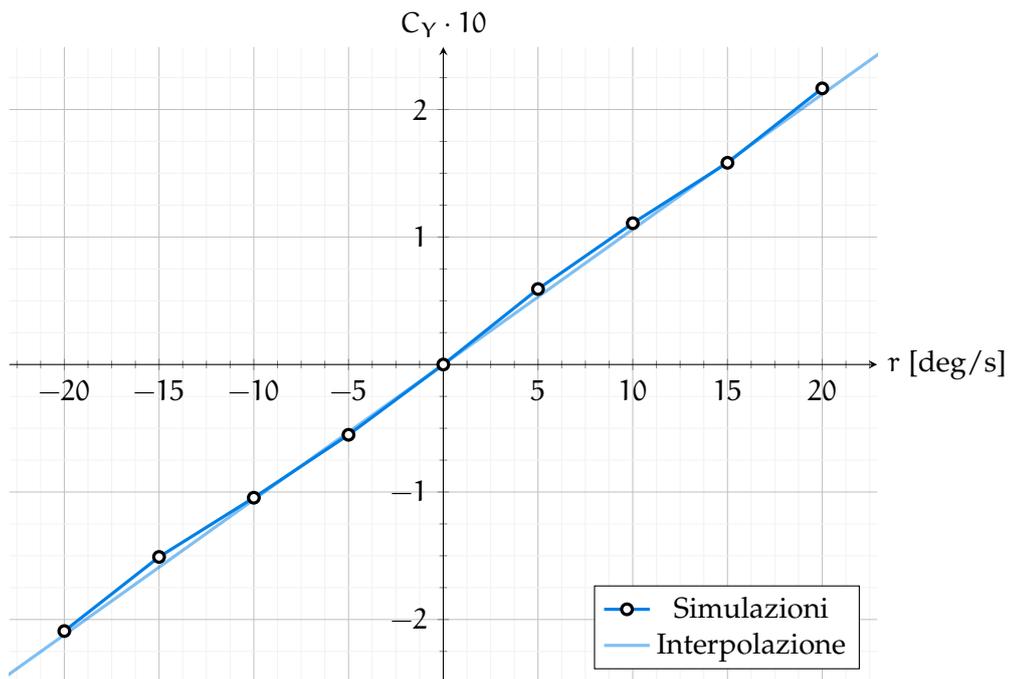


Grafico 3.13: Andamento del coefficiente  $C_Y$  al variare della velocità angolare di imbardata  $r$

- Dal Grafico 3.13 si nota che la derivata  $C_{Y_r}$  è positiva, come avviene per i velivoli. L'unico contributo a questa derivata riguarda l'impennaggio verticale, che quando  $r > 0$  genera una componente di portanza diretta nella direzione dell'asse  $Y$  e quindi positiva;

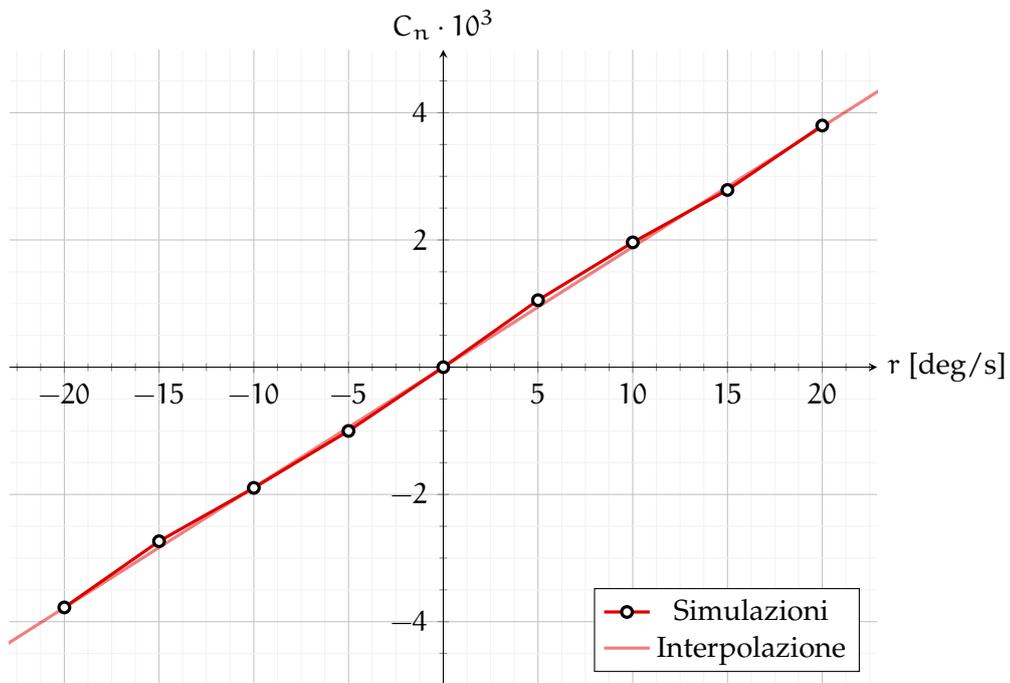


Grafico 3.14: Andamento del coefficiente  $C_n$  al variare della velocità angolare di imbardata  $r$

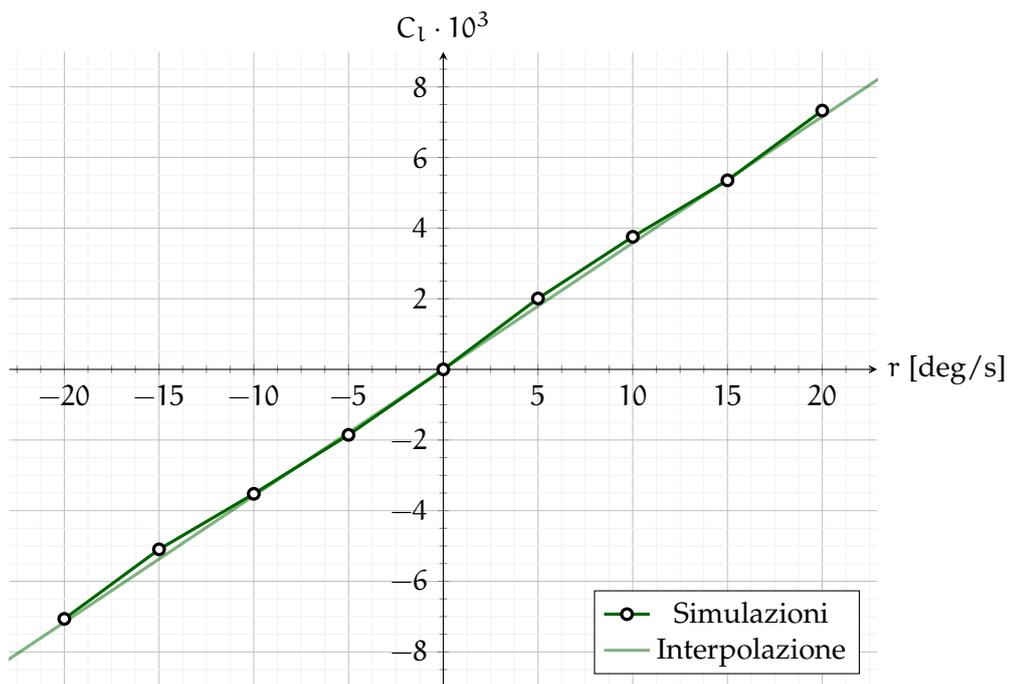


Grafico 3.15: Andamento del coefficiente  $C_l$  al variare della velocità angolare di imbardata  $r$

- Dal Grafico 3.14 si intuisce la derivata  $C_{n_r}$  è positiva, a differenza di quanto avviene per i velivoli;
- Dal Grafico 3.15 si nota che la derivata  $C_{l_r}$  è positiva, come avviene per

i velivoli. Non vi è ancora una volta il contributo dell'ala, ma è l'impennaggio verticale a generare una componente di momento di rollio per via delle diverse configurazioni che incontrano le due superfici di controllo superiore ed inferiore.

**Coefficienti relativi all'angolo di equilibratore** Le simulazioni effettuate variando l'angolo dell'equilibratore<sup>7</sup>  $\delta_e$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.9 e visivamente nei Grafici 3.16, 3.17 e 3.18. Inoltre:

Tabella 3.9: Valori dei coefficienti  $C_X$ ,  $C_Z$  e  $C_m$  al variare di  $\delta_e$

Caso studiato	$C_X$	$C_Z$	$C_m$
$\delta_e = 0\%$	$1.62 \cdot 10^{-2}$	$-8.81 \cdot 10^{-2}$	$2.14 \cdot 10^{-3}$
$\delta_e = 10\%$	$5.55 \cdot 10^{-3}$	$-7.62 \cdot 10^{-2}$	$1.55 \cdot 10^{-3}$
$\delta_e = 20\%$	$8.00 \cdot 10^{-5}$	$-5.76 \cdot 10^{-2}$	$1.03 \cdot 10^{-3}$
$\delta_e = 30\%$	$-2.88 \cdot 10^{-3}$	$-3.60 \cdot 10^{-2}$	$5.47 \cdot 10^{-4}$
$\delta_e = 40\%$	$-3.60 \cdot 10^{-3}$	$-3.68 \cdot 10^{-2}$	$5.35 \cdot 10^{-4}$
$\delta_e = 50\%$	0	0	0
$\delta_e = 60\%$	$5.43 \cdot 10^{-3}$	$1.59 \cdot 10^{-2}$	$-8.22 \cdot 10^{-5}$
$\delta_e = 70\%$	$1.07 \cdot 10^{-2}$	$2.49 \cdot 10^{-2}$	$-6.49 \cdot 10^{-5}$
$\delta_e = 80\%$	$1.52 \cdot 10^{-2}$	$3.10 \cdot 10^{-2}$	$-2.18 \cdot 10^{-5}$
$\delta_e = 90\%$	$2.44 \cdot 10^{-2}$	$4.65 \cdot 10^{-2}$	$2.41 \cdot 10^{-6}$
$\delta_e = 100\%$	$3.48 \cdot 10^{-2}$	$5.78 \cdot 10^{-2}$	$1.37 \cdot 10^{-4}$

- Dal Grafico 3.16 si nota che il contributo degli equilibratori non è lineare al variare della percentuale di comando. Per tale motivo, come già svolto per il contributo di momento rispetto alla velocità angolare di beccheggio, viene assunto uno sviluppo quadratico. Si nota che la componente di forza assiale aumenta quando si aumenta il comando, mentre diminuisce viceversa: superata una certa percentuale, ossia entrando nel campo inferiore al 20%, si ha comunque un aumento della risultante lungo l'asse body X;
- Dal Grafico 3.17 si intuisce che il contributo degli equilibratori alla forza verticale è praticamente lineare. Aumentando il comando aumenta la componente di forza verso l'alto e viceversa: questo è difatti il compito degli equilibratori in un AUV, oltre a garantire una condizione di equilibrio<sup>8</sup>;
- Dal Grafico 3.18 si nota che il contributo degli equilibratori non è lineare: viene allora assunto uno sviluppo quadratico. Il coefficiente di momento si modifica molto quando il comando viene diminuito, mentre rimane sostanzialmente invariato quanto esso viene incrementato.

<sup>7</sup> Il  $\delta_e$  si riferisce all'equilibratore posteriore ma varia insieme a quello dell'equilibratore anteriore, anche se diversamente.

<sup>8</sup> Nei velivoli civili classici hanno praticamente soltanto il compito di garantire una condizione di trimmaggio.

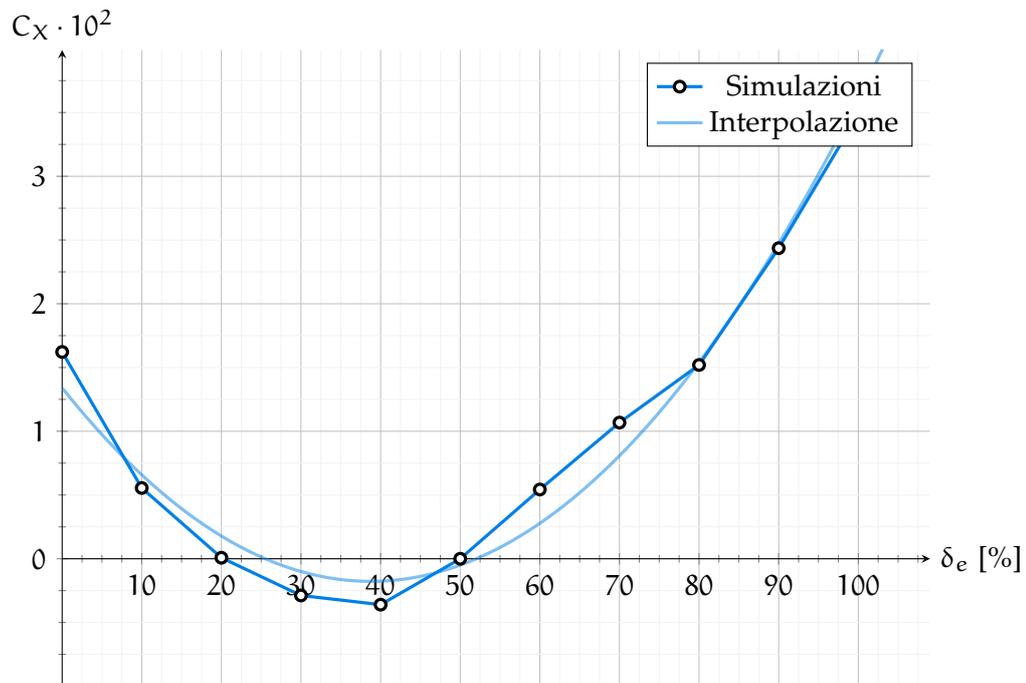


Grafico 3.16: Andamento del coefficiente  $C_x$  al variare dell'angolo di equilibratore  $\delta_e$

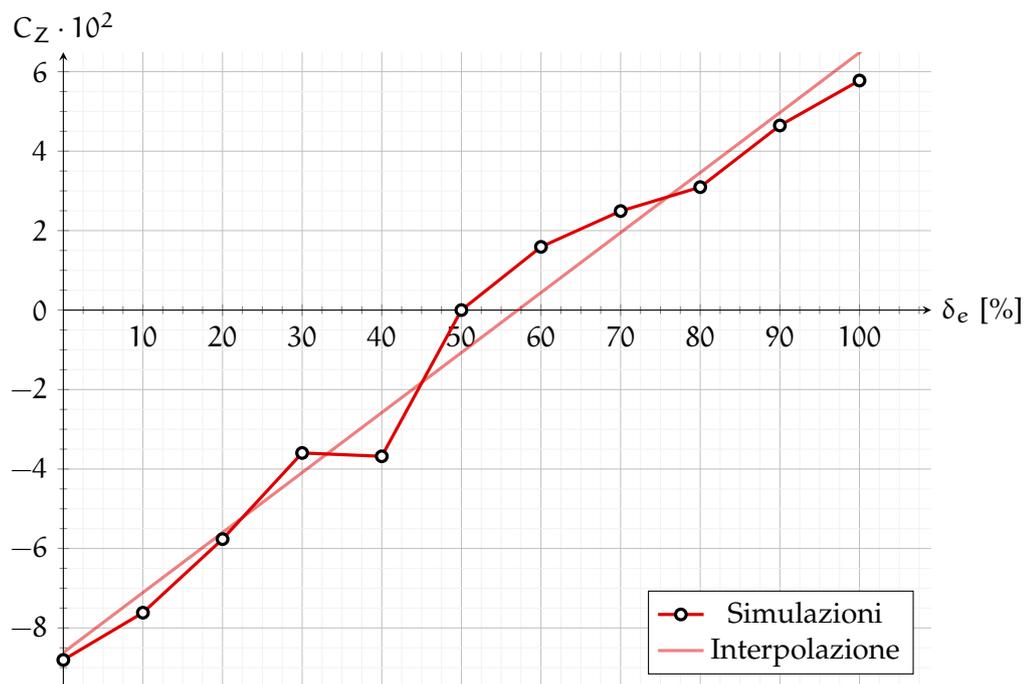


Grafico 3.17: Andamento del coefficiente  $C_z$  al variare dell'angolo di equilibratore  $\delta_e$

**Coefficienti relativi all'angolo della timoneria** Le simulazioni effettuate variando l'angolo del timone  $\delta_r$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.10 e visivamente nei Grafici 3.19, 3.20 e

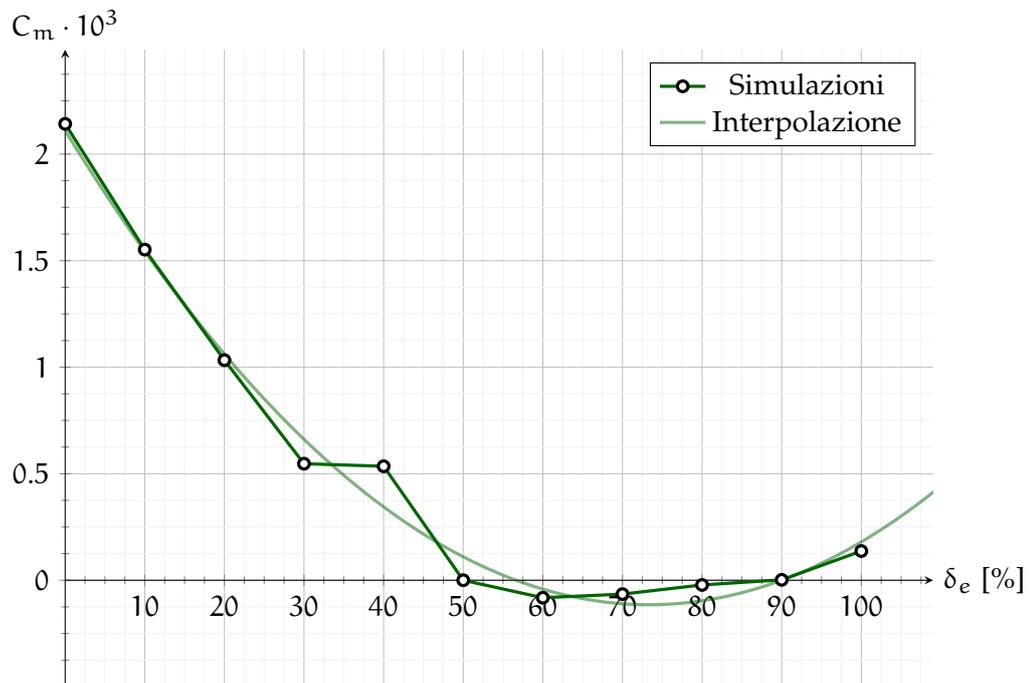


Grafico 3.18: Andamento del coefficiente  $C_m$  al variare dell'angolo di equilibratore  $\delta_e$

### 3.21. Inoltre:

Tabella 3.10: Valori dei coefficienti  $C_Y$ ,  $C_n$  e  $C_l$  al variare di  $r$

Caso studiato	$C_Y$	$C_n$	$C_l$
$\delta_r = 55^\circ$	$-2.94 \cdot 10^{-2}$	$-4.94 \cdot 10^{-4}$	$-1.02 \cdot 10^{-3}$
$\delta_r = 44^\circ$	$-3.09 \cdot 10^{-2}$	$-5.19 \cdot 10^{-4}$	$-1.06 \cdot 10^{-3}$
$\delta_r = 33^\circ$	$-2.81 \cdot 10^{-2}$	$-4.76 \cdot 10^{-4}$	$-9.67 \cdot 10^{-4}$
$\delta_r = 22^\circ$	$-2.00 \cdot 10^{-2}$	$-3.46 \cdot 10^{-4}$	$-6.82 \cdot 10^{-4}$
$\delta_r = 11^\circ$	$-1.38 \cdot 10^{-2}$	$-2.38 \cdot 10^{-4}$	$-4.65 \cdot 10^{-4}$
$\delta_r = 0^\circ$	0	0	0
$\delta_r = -11^\circ$	$1.33 \cdot 10^{-2}$	$2.23 \cdot 10^{-4}$	$4.55 \cdot 10^{-4}$
$\delta_r = -22^\circ$	$2.10 \cdot 10^{-2}$	$3.43 \cdot 10^{-4}$	$7.17 \cdot 10^{-4}$
$\delta_r = -33^\circ$	$2.85 \cdot 10^{-2}$	$4.39 \cdot 10^{-4}$	$9.69 \cdot 10^{-4}$
$\delta_r = -44^\circ$	$3.01 \cdot 10^{-2}$	$4.41 \cdot 10^{-4}$	$1.02 \cdot 10^{-3}$
$\delta_r = -55^\circ$	$3.03 \cdot 10^{-2}$	$4.28 \cdot 10^{-4}$	$1.02 \cdot 10^{-3}$

- Dal Grafico 3.19 si nota che il contributo del timone alla componente laterale di forza non può essere considerato lineare: per tale motivo viene assunto uno sviluppo polinomiale di terzo grado, in grado di rappresentare correttamente tutto l'involuppo di comando;
- Quanto detto vale anche per i Grafici 3.20 e 3.21.

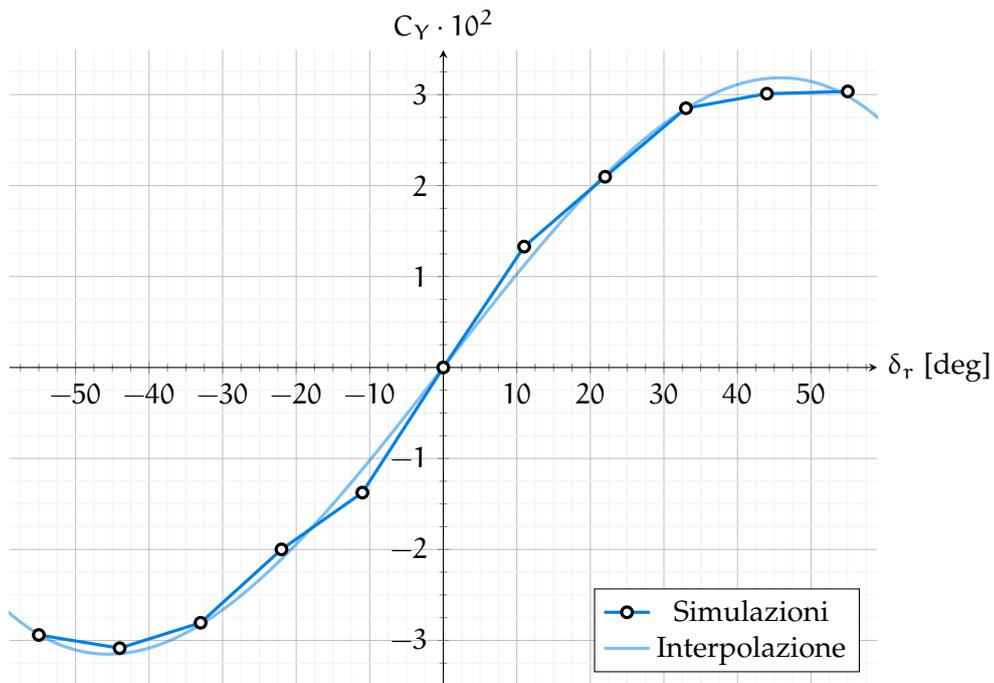


Grafico 3.19: Andamento del coefficiente  $C_Y$  al variare dell'angolo del timone  $\delta_r$

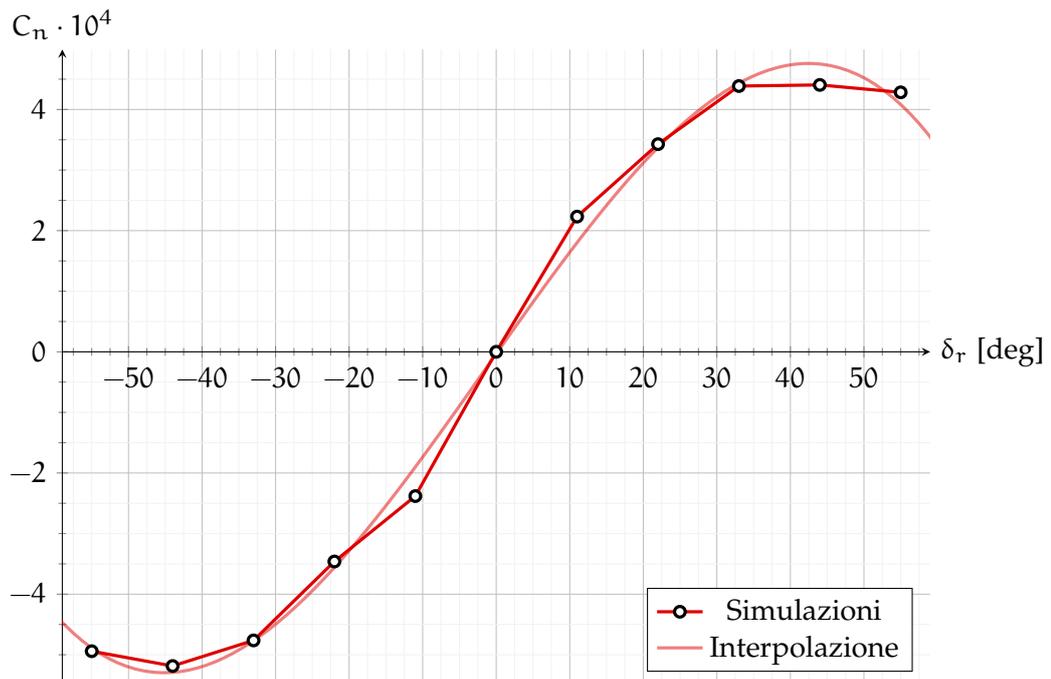


Grafico 3.20: Andamento del coefficiente  $C_n$  al variare dell'angolo del timone  $\delta_r$

### 3.3.2 Effetti delle accelerazioni

A causa della molto più elevata densità dell'acqua rispetto all'aria è necessario considerare dei termini di massa aggiuntivi. Essi sono individuati, per un AUV, da D. Xiaoxu et al. [7]. Le derivate che questi termini coinvolgono

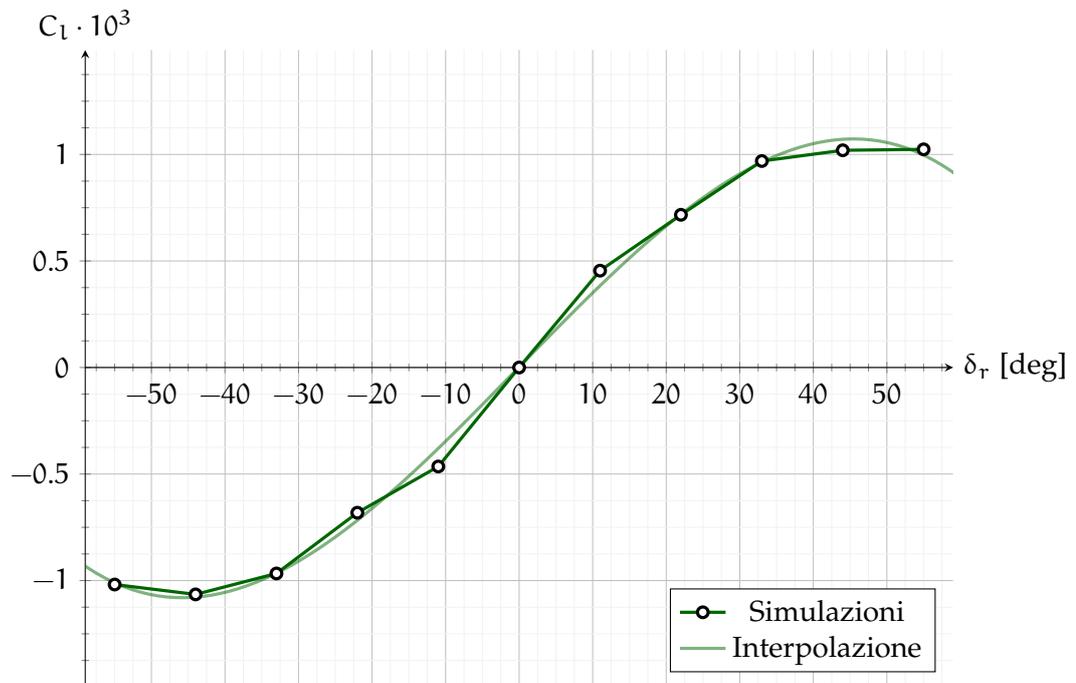


Grafico 3.21: Andamento del coefficiente  $C_l$  al variare dell'angolo del timone  $\delta_r$ .

si ritrovano sia nella matrice di massa che in quella di Coriolis, come verrà dimostrato nel Capitolo 2: alcune di esse verranno trascurate, mentre sono state calcolate  $X_{\ddot{u}}$ ,  $Y_{\ddot{v}}$ ,  $Z_{\ddot{w}}$ ,  $L_{\ddot{p}}$ ,  $M_{\ddot{q}}$ ,  $N_{\ddot{r}}$ ,  $Z_{\dot{q}}$ ,  $Y_{\dot{r}}$ ,  $M_{\dot{w}}$  e  $N_{\dot{v}}$ , le principali identificate da Xiaoxu et al. per descrivere l'andamento di un drone privo di payload. Una possibile futura analisi riguarda quindi le derivate mancanti, ossia  $X_{\dot{v}}$ ,  $X_{\dot{w}}$ ,  $X_{\dot{p}}$ ,  $X_{\dot{q}}$  e così via, insieme al loro andamento al variare di  $\alpha$  o  $\beta$  (a seconda della variabile).

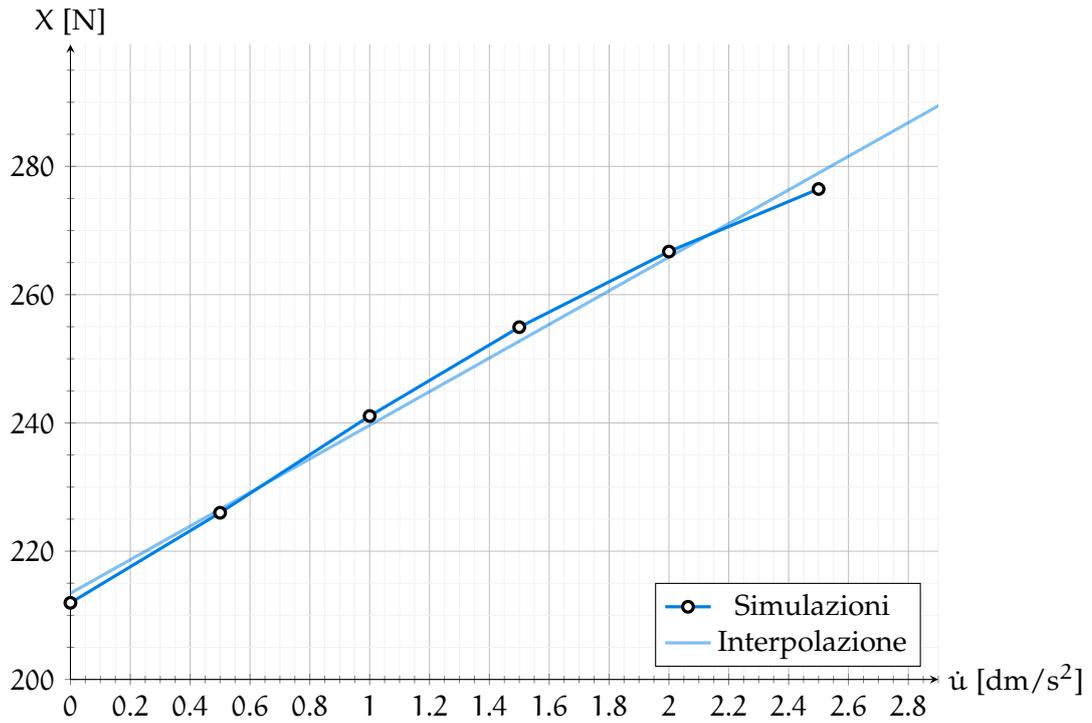
**Derivate dell'accelerazione orizzontale** Le simulazioni effettuate variando l'accelerazione orizzontale  $\dot{u}$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.11 e visivamente nel Grafico 3.22. Inoltre

Tabella 3.11: Valori della componente di forza  $X$  al variare di  $\dot{u}$

Caso studiato	$X$
$\dot{u} = 0 \text{ m/s}^2$	211.95
$\dot{u} = 0.05 \text{ m/s}^2$	225.99
$\dot{u} = 0.10 \text{ m/s}^2$	241.08
$\dot{u} = 0.15 \text{ m/s}^2$	254.93
$\dot{u} = 0.20 \text{ m/s}^2$	266.72
$\dot{u} = 0.25 \text{ m/s}^2$	276.47

dal Grafico 3.22 si nota che l'incremento di massa è consistente.

**Derivate dell'accelerazione laterale** Le simulazioni effettuate variando l'accelerazione laterale  $\dot{v}$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.12 e visivamente nei Grafici 3.23 e 3.24. Da en-



**Grafico 3.22:** Andamento della componente assiale di forza X al variare dell'accelerazione orizzontale  $\ddot{u}$

**Tabella 3.12:** Valori della componente Y di forza e di momento di imbardata n al variare di  $\dot{v}$

Caso studiato	Y [N]	n [Nm]
$\dot{v} = 0 \text{ m/s}^2$	-2.52	0.51
$\dot{v} = 0.05 \text{ m/s}^2$	7.09	0.95
$\dot{v} = 0.10 \text{ m/s}^2$	20.35	1.56
$\dot{v} = 0.15 \text{ m/s}^2$	23.90	1.74
$\dot{v} = 0.20 \text{ m/s}^2$	31.28	2.09
$\dot{v} = 0.25 \text{ m/s}^2$	38.46	2.43

trambi i diagrammi si nota un aumento consistente: nel primo caso aumenta la massa, nel secondo l'inerzia.

**Derivate dell'accelerazione verticale** Le simulazioni effettuate variando l'accelerazione verticale  $\dot{w}$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.13 e visivamente nei Grafici 3.25 e 3.26. Da entrambi i diagrammi si nota un aumento consistente: nel primo caso aumenta la massa, nel secondo l'inerzia.

**Derivate dell'accelerazione di rollio** Le simulazioni effettuate variando l'accelerazione di rollio  $\dot{p}$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.14 e visivamente nel Grafico 3.27. Inoltre dal Grafico 3.27 si nota che l'accelerazione angolare  $\dot{p}$  provoca un aumento dell'inerzia sull'asse body x.

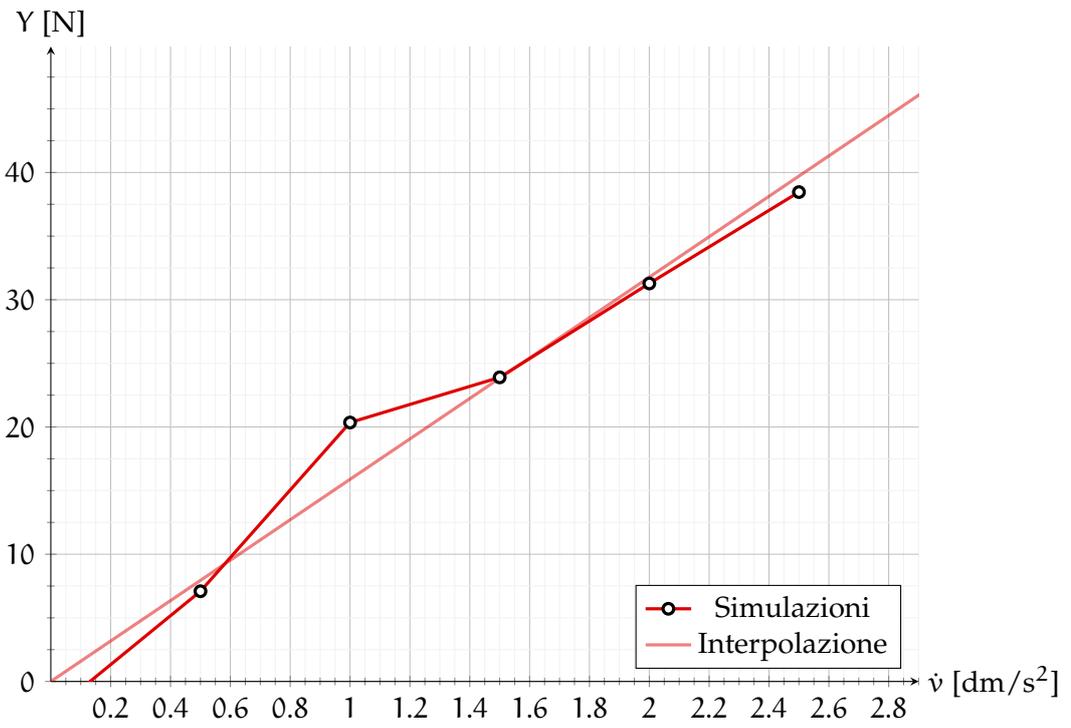


Grafico 3.23: Andamento della componente Y di forza al variare dell'accelerazione laterale  $\dot{v}$

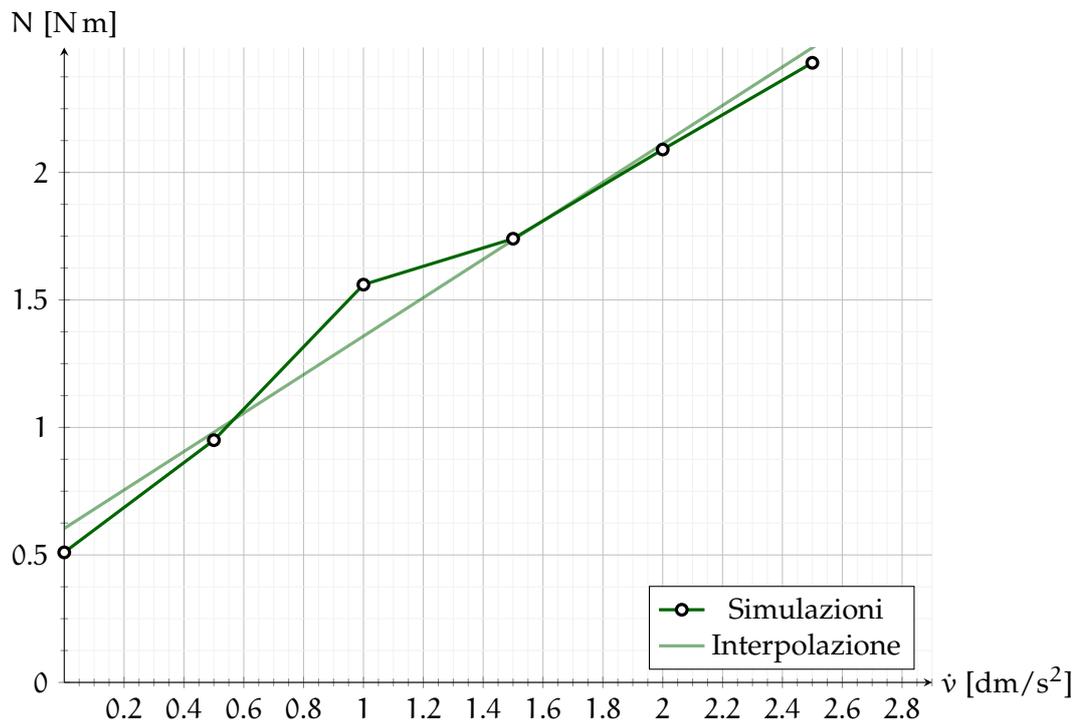
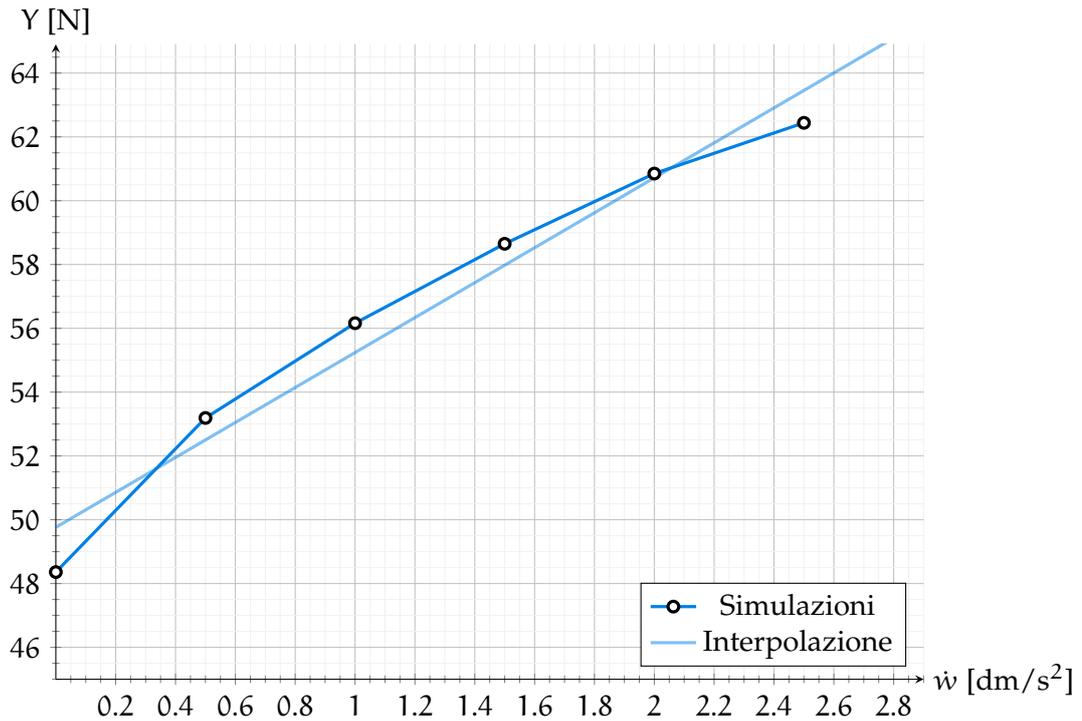


Grafico 3.24: Andamento del momento di imbardata n al variare dell'accelerazione laterale  $\dot{v}$

**Tabella 3.13:** Valori della componente verticale di forza  $Z$  e del momento di beccheggio  $M$  al variare di  $\dot{w}$

Caso studiato	$Z$ [N]	$M$ [][N m]
$\dot{w} = 0 \text{ m/s}^2$	48.36	15.73
$\dot{w} = 0.05 \text{ m/s}^2$	53.19	15.87
$\dot{w} = 0.10 \text{ m/s}^2$	56.16	16.42
$\dot{w} = 0.15 \text{ m/s}^2$	58.65	16.96
$\dot{w} = 0.20 \text{ m/s}^2$	60.85	17.46
$\dot{w} = 0.25 \text{ m/s}^2$	62.44	17.96



**Grafico 3.25:** Andamento della componente verticale di forza  $Z$  al variare dell'accelerazione verticale  $\dot{w}$

**Tabella 3.14:** Valori del momento di rollio  $L$  al variare di  $\dot{p}$

Caso studiato	$L$ [N m]
$\dot{p} = 0 \text{ rad/s}^2$	0.35
$\dot{p} = 0.01 \text{ rad/s}^2$	0.45
$\dot{p} = 0.10 \text{ rad/s}^2$	1.28
$\dot{p} = 0.15 \text{ rad/s}^2$	1.74
$\dot{p} = 0.20 \text{ rad/s}^2$	2.20
$\dot{p} = 0.25 \text{ rad/s}^2$	2.65

**Derivate dell'accelerazione di beccheggio** Le simulazioni effettuate variando l'accelerazione di beccheggio  $\dot{q}$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.15 e visivamente nei Grafici 3.28 e 3.29. Da entrambi i diagrammi si nota un aumento consistente: nel primo

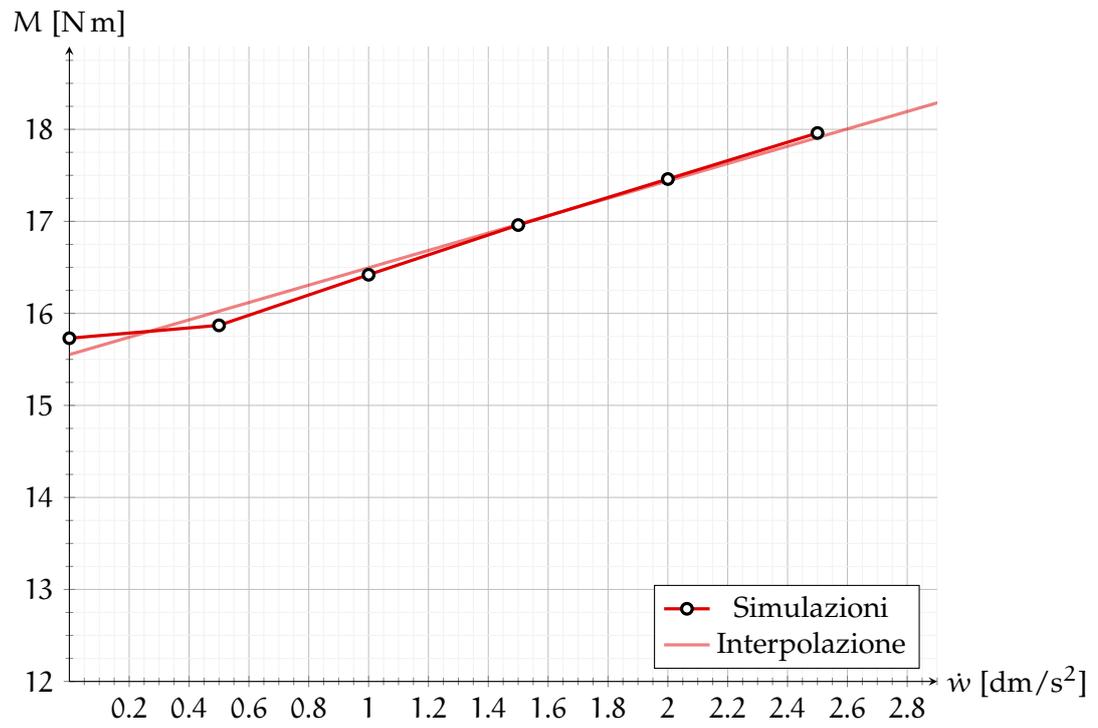


Grafico 3.26: Andamento del momento di beccheggio  $M$  al variare dell'accelerazione verticale  $\dot{w}$

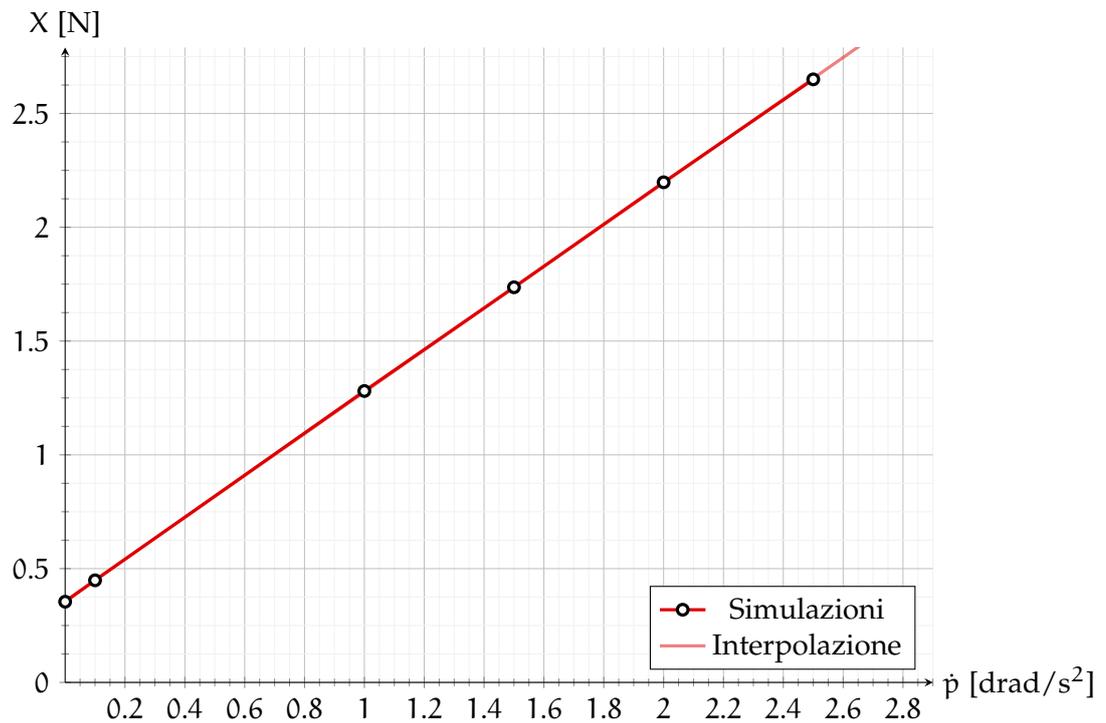
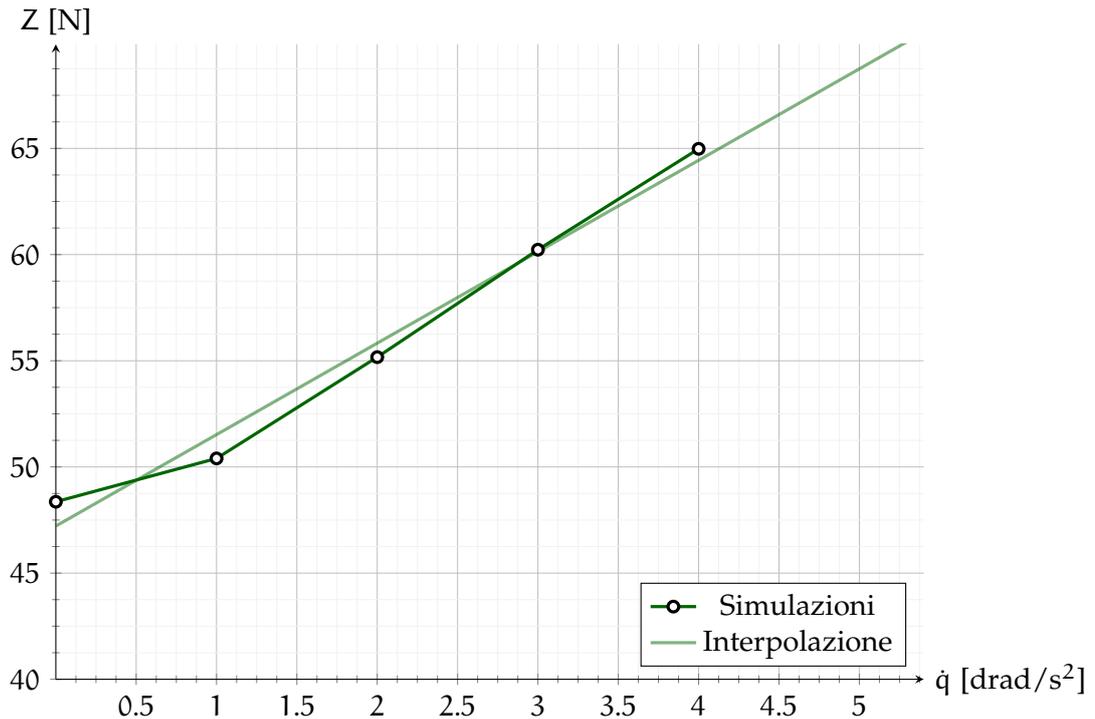


Grafico 3.27: Andamento del momento di rollio  $L$  al variare dell'accelerazione di rollio  $\dot{p}$

**Tabella 3.15:** Valori della componente verticale di forza  $Z$  e del momento di beccheggio  $M$  al variare di  $\dot{q}$

Caso studiato	$Z$ [N]	$M$ [Nm]
$\dot{q} = 0 \text{ rad/s}^2$	48.36	15.73
$\dot{q} = 0.1 \text{ rad/s}^2$	50.40	16.43
$\dot{q} = 0.2 \text{ rad/s}^2$	55.17	16.17
$\dot{q} = 0.3 \text{ rad/s}^2$	60.23	15.89
$\dot{q} = 0.4 \text{ rad/s}^2$	64.98	15.61
$\dot{q} = 0.5 \text{ rad/s}^2$	ND	ND



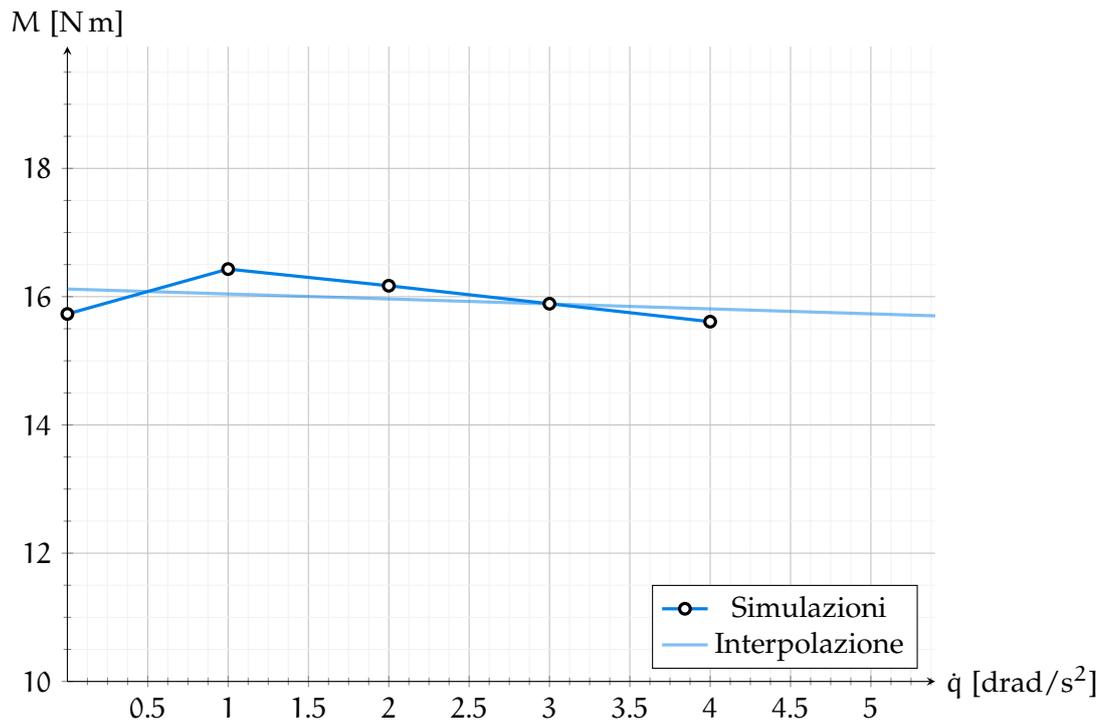
**Grafico 3.28:** Andamento della componente verticale di forza  $Z$  al variare dell'accelerazione di beccheggio  $\dot{q}$

caso aumenta la massa, nel secondo l'inerzia.

**Derivate dell'accelerazione di imbardata** Le simulazioni effettuate variando l'accelerazione di imbardata  $\dot{r}$  hanno permesso di identificare i risultati riportati numericamente nella Tabella 3.16 e visivamente nei Grafici 3.30 e 3.31. Da entrambi i diagrammi si nota un aumento consistente: nel primo caso aumenta la massa, nel secondo l'inerzia.

### 3.3.3 Riepilogo conclusivo

In questa Sezione sono riportati tutti i coefficienti da inserire all'interno delle equazioni del moto: nella Tabella 3.18 è riportata la parte idrodinamica, mentre nella Tabella 3.17 quella relativa alle masse aggiunte di fluido. Infine



**Grafico 3.29:** Andamento del momento di beccheggio  $M$  al variare dell'accelerazione di beccheggio  $\dot{q}$

**Tabella 3.16:** Valori della componente laterale di forza  $Y$  e del momento di imbardata  $N$  al variare di  $\dot{r}$

Caso studiato	$Y$ [N]	$N$ [Nm]
$\dot{r} = 0 \text{ rad/s}^2$	2.52	-0.51
$\dot{r} = 0.05 \text{ rad/s}^2$	10.70	-0.16
$\dot{r} = 0.10 \text{ rad/s}^2$	12.48	-0.08
$\dot{r} = 0.15 \text{ rad/s}^2$	13.70	-0.02
$\dot{r} = 0.20 \text{ rad/s}^2$	14.18	0
$\dot{r} = 0.25 \text{ rad/s}^2$	13.86	-0.02

nelle Tabelle 3.19 e 3.20 sono riportate i tempi di esecuzione delle simulazioni, coi relativi totali, divise nei due gruppi di svolgimento: simulazioni di test e di rilevamento dei coefficienti necessari.

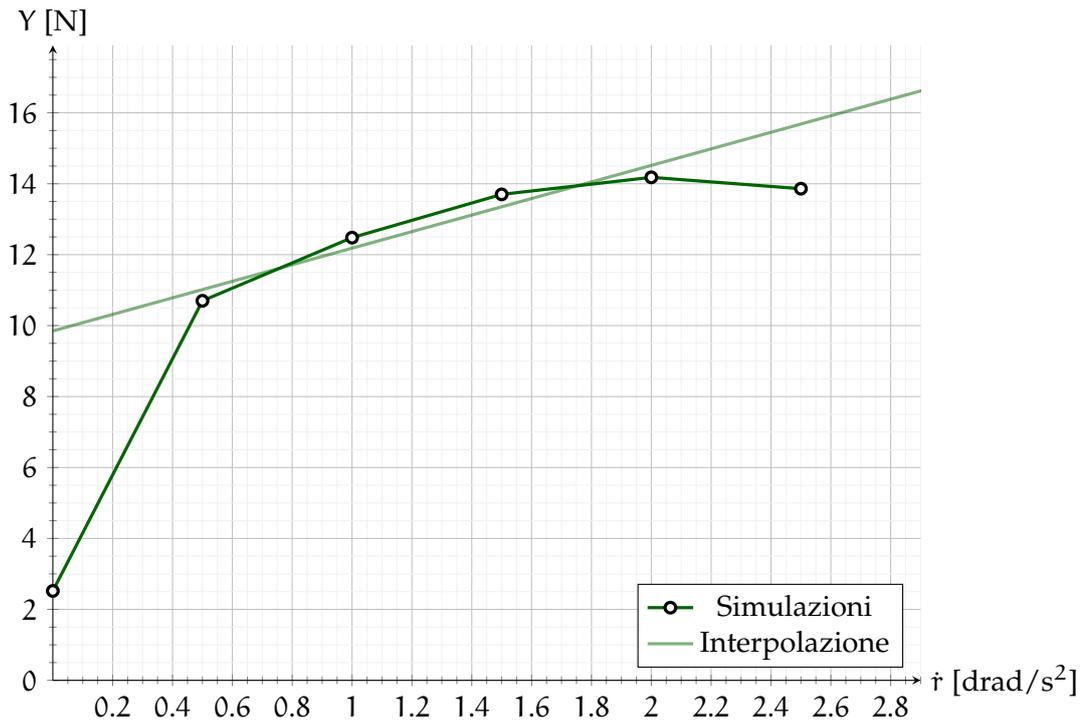


Grafico 3.30: Andamento della componente laterale di forza  $Y$  al variare dell'accelerazione di imbardata  $\dot{r}$

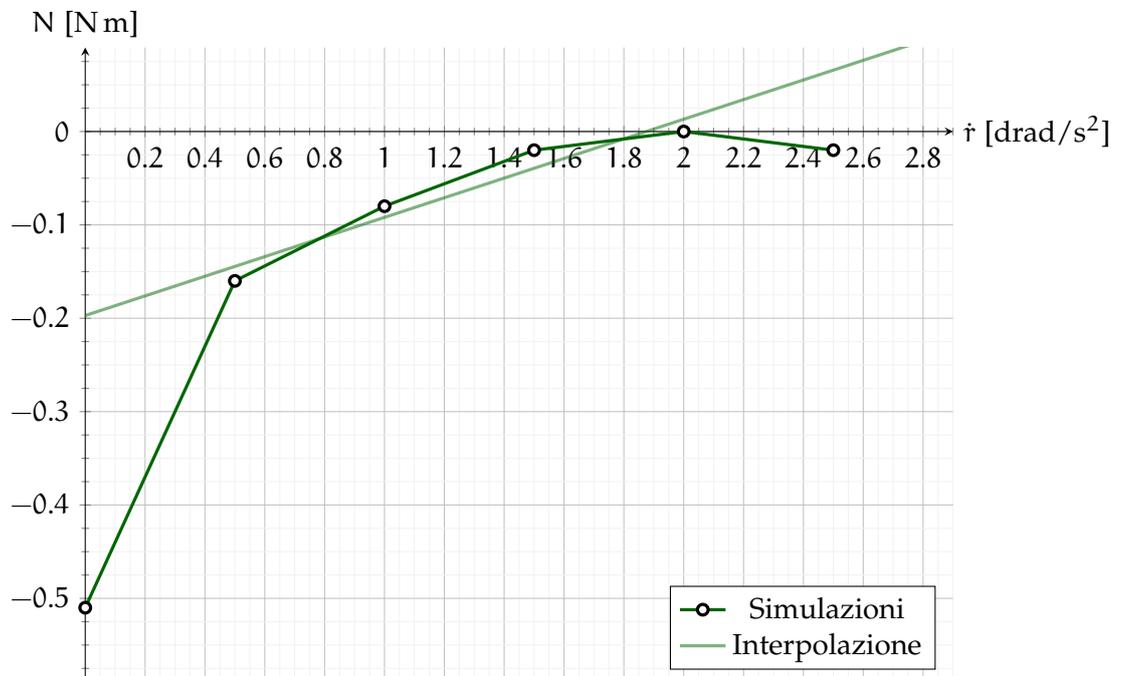


Grafico 3.31: Andamento del momento di imbardata  $N$  al variare dell'accelerazione di imbardata  $\dot{r}$

Tabella 3.17: Masse (e inerzie) aggiunte di fluido

Componente	Coefficiente	Valore
Accelerazioni lineari	$X_{\ddot{u}}$	262.08 kg
	$Y_{\ddot{v}}$	158.87 kg
	$Z_{\ddot{w}}$	54.775 kg
	$N_{\dot{v}}$	7.541 kg m
	$M_{\dot{w}}$	9.4345 kg m
Accelerazioni angolari	$L_{\ddot{p}}$	9.187 kg m <sup>2</sup> /rad
	$M_{\dot{q}}$	0 kg m <sup>2</sup> /rad
	$N_{\dot{r}}$	1.051 kg m <sup>2</sup> /rad
	$Z_{\dot{q}}$	43.059 kg m/rad
	$Y_{\dot{r}}$	23.336 kg m/rad

Tabella 3.18: Coefficienti idrodinamici

Componente	Coefficiente	Valore
Forza orizzontale	$C_{X_0}$	$1.04 \cdot 10^{-1}$
	$C_{X_\alpha}$	$7.24 \cdot 10^{-5}$
	$C_{X_{\alpha^2}}$	$-7.80 \cdot 10^{-5}$
	$C_{X_{\delta_e}}$	$2.27 \cdot 10^{-4}$
	$C_{X_{\delta_e^2}}$	$1.01 \cdot 10^{-5}$
Forza laterale	$C_{Y_\beta}$	$-3.96 \cdot 10^{-3}$
	$C_{Y_p}$	$-7.87 \cdot 10^{-4}$
	$C_{Y_r}$	$1.06 \cdot 10^{-2}$
	$C_{Y_{\delta_r}}$	$1.04 \cdot 10^{-3}$
	$C_{Y_{\delta_r^2}}$	$8.01 \cdot 10^{-8}$
Forza verticale	$C_{Z_0}$	$2.30 \cdot 10^{-2}$
	$C_{Z_\alpha}$	$1.22 \cdot 10^{-3}$
	$C_{Z_{\alpha^2}}$	$-2.23 \cdot 10^{-5}$
	$C_{Z_{\alpha^3}}$	$2.97 \cdot 10^{-6}$
	$C_{Z_q}$	$7.66 \cdot 10^{-3}$
	$C_{Z_{\delta_e}}$	$1.51 \cdot 10^{-3}$
Momento di rollio	$C_{l_\beta}$	$-1.34 \cdot 10^{-4}$
	$C_{l_p}$	$-2.66 \cdot 10^{-5}$
	$C_{l_r}$	$3.58 \cdot 10^{-4}$
	$C_{l_{\delta_r}}$	$3.54 \cdot 10^{-5}$
	$C_{l_{\delta_r^2}}$	$-1.87 \cdot 10^{-9}$
	$C_{l_{\delta_r^3}}$	$-5.67 \cdot 10^{-9}$
Momento di beccheggio	$C_{m_0}$	$3.11 \cdot 10^{-3}$
	$C_{m_\alpha}$	$-1.31 \cdot 10^{-5}$
	$C_{m_{\alpha^2}}$	$-2.24 \cdot 10^{-6}$
	$C_{m_{\alpha^3}}$	$-6.95 \cdot 10^{-8}$
	$C_{m_q}$	$-1.21 \cdot 10^{-4}$
	$C_{m_{q^2}}$	$4.53 \cdot 10^{-6}$
	$C_{m_{\delta_e}}$	$-1.93 \cdot 10^{-5}$
$C_{m_{\delta_e^2}}$	$4.14 \cdot 10^{-7}$	
Momento di imbardata	$C_{n_\beta}$	$-7.23 \cdot 10^{-5}$
	$C_{n_p}$	$-1.42 \cdot 10^{-5}$
	$C_{n_r}$	$1.89 \cdot 10^{-4}$
	$C_{n_{\delta_r}}$	$1.72 \cdot 10^{-5}$
	$C_{n_{\delta_r^2}}$	$-1.38 \cdot 10^{-8}$
$C_{n_{\delta_r^3}}$	$-2.99 \cdot 10^{-9}$	

**Tabella 3.19:** Telemetrie delle simulazioni di test (per un totale di 6 giorni, 5 ore, 1 minuto e 47 secondi)

(a) Impostazioni			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
I	12 : 41 : 30	00 : 52 : 15	13 : 33 : 45
II	16 : 53 : 25	01 : 43 : 10	18 : 36 : 35
III	21 : 09 : 13	06 : 06 : 44	03 : 15 : 57

(b) Eliche			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
IV	12 : 03 : 38	00 : 45 : 13	12 : 48 : 51
V	13 : 10 : 05	00 : 46 : 49	13 : 56 : 54
VI	21 : 50 : 31	00 : 39 : 12	22 : 29 : 43
VII	11 : 58 : 36	00 : 50 : 45	12 : 49 : 21

(c) Body ed eliche			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
VIII	09 : 48 : 26	03 : 15 : 09	13 : 03 : 35
IX	23 : 03 : 38	04 : 25 : 27	03 : 29 : 05
X	00 : 14 : 27	08 : 18 : 34	08 : 33 : 01
XI	12 : 34 : 16	11 : 25 : 54	00 : 00 : 10
XII	14 : 00 : 00	12 : 29 : 35	02 : 29 : 35
XIII	12 : 04 : 43		interrotta

(d) Verso di rotazione			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
XIV	16 : 08 : 25	14 : 05 : 05	06 : 13 : 30
XV	09 : 41 : 13	18 : 53 : 12	04 : 34 : 25

(e) Condizioni al contorno			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
XVI	18 : 36 : 17	04 : 40 : 53	23 : 17 : 10
XVII	00 : 04 : 26	02 : 13 : 32	02 : 17 : 58
XVIII	09 : 15 : 04	02 : 20 : 11	11 : 35 : 15
XIX	11 : 47 : 52	02 : 17 : 01	14 : 04 : 53
XX	14 : 58 : 00	03 : 22 : 23	18 : 20 : 23
XXI	08 : 49 : 16	03 : 04 : 29	11 : 53 : 45
XXII	12 : 17 : 12	02 : 53 : 31	15 : 10 : 43
XXIII	15 : 45 : 12	05 : 47 : 43	21 : 32 : 55
XXIV	15 : 54 : 16	03 : 42 : 29	19 : 36 : 45
XXV	23 : 17 : 12	02 : 39 : 27	01 : 56 : 39
XXVI	14 : 10 : 52	03 : 01 : 36	17 : 12 : 28
XXVII	09 : 30 : 17	04 : 52 : 28	14 : 22 : 45

**Tabella 3.20:** Telemetrie delle simulazioni (per un totale di 44 giorni, 13 ore, 2 minuti e 23 secondi)

(a) Incidenza			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
1	11 : 42 : 49	05 : 06 : 16	16 : 49 : 05
2	00 : 36 : 23	04 : 29 : 28	05 : 05 : 51
3	08 : 24 : 32	05 : 30 : 33	13 : 55 : 05
4	09 : 57 : 23	10 : 35 : 36	20 : 32 : 59
5	14 : 29 : 58	05 : 36 : 42	20 : 06 : 40
6	23 : 34 : 05	11 : 43 : 17	11 : 17 : 22
7	12 : 35 : 54	03 : 38 : 23	16 : 14 : 17
8	09 : 11 : 28	07 : 58 : 26	17 : 09 : 54
9	18 : 31 : 27	08 : 48 : 03	03 : 19 : 30
10	06 : 56 : 04	08 : 09 : 56	15 : 06 : 00
11	21 : 05 : 06	08 : 00 : 57	05 : 06 : 03
(b) Incidenza laterale			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
12	14 : 15 : 18	11 : 46 : 37	02 : 01 : 55
13	21 : 29 : 23	05 : 33 : 38	03 : 03 : 01
14	11 : 20 : 26	10 : 19 : 17	21 : 39 : 43
15	16 : 56 : 14	05 : 13 : 59	22 : 10 : 13
16	07 : 47 : 12	08 : 05 : 41	15 : 52 : 53
17	03 : 05 : 07	07 : 54 : 30	10 : 59 : 37
18	12 : 26 : 12	08 : 17 : 31	20 : 43 : 43
19	21 : 33 : 10	08 : 07 : 01	05 : 40 : 11
20	07 : 52 : 22	08 : 36 : 41	16 : 29 : 03
21	17 : 15 : 34	10 : 19 : 37	03 : 35 : 11
22	22 : 29 : 56	03 : 55 : 18	02 : 25 : 14
23	07 : 49 : 43	04 : 41 : 22	12 : 31 : 05
(c) Velocità angolare di rollio			
Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
24	23 : 36 : 43	03 : 10 : 57	02 : 47 : 40
25	09 : 11 : 23	03 : 16 : 29	12 : 27 : 52
26	12 : 52 : 59	03 : 08 : 55	16 : 01 : 54
27	18 : 56 : 31	03 : 25 : 24	22 : 21 : 55
28	18 : 53 : 22	02 : 41 : 26	21 : 34 : 48
29	22 : 48 : 36	02 : 32 : 48	01 : 21 : 24
30	08 : 37 : 39	02 : 37 : 30	11 : 15 : 09
31	11 : 54 : 19	02 : 36 : 18	14 : 30 : 37

## (d) Velocità angolare di beccheggio

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
32	23 : 24 : 41	02 : 52 : 55	02 : 17 : 36
33	09 : 14 : 27	03 : 35 : 23	12 : 49 : 50
34	12 : 56 : 31	04 : 04 : 18	17 : 00 : 49
35	18 : 24 : 00	03 : 12 : 22	21 : 36 : 22
36	08 : 10 : 24	03 : 19 : 34	11 : 29 : 58
37	08 : 38 : 37	17 : 08 : 57	01 : 47 : 34
38	03 : 08 : 17	03 : 16 : 24	06 : 24 : 41
39	23 : 06 : 15	03 : 30 : 07	02 : 36 : 22

## (e) Velocità angolare di imbardata

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
40	23 : 34 : 58	03 : 52 : 21	03 : 27 : 19
41	06 : 56 : 09	04 : 04 : 31	11 : 00 : 40
42	23 : 31 : 24	02 : 48 : 48	02 : 20 : 12
43	17 : 08 : 23	03 : 32 : 21	20 : 40 : 44
44	20 : 56 : 24	03 : 48 : 29	00 : 44 : 53
45	08 : 41 : 46	02 : 42 : 58	11 : 24 : 44
46	11 : 44 : 32	03 : 02 : 17	14 : 46 : 49
47	19 : 29 : 54	02 : 42 : 32	22 : 12 : 26

## (f) Equilibratori

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
48	00 : 59 : 12	04 : 51 : 25	05 : 50 : 37
49	11 : 55 : 15	08 : 44 : 29	20 : 39 : 44
50	20 : 43 : 04	03 : 35 : 31	00 : 18 : 35
51	07 : 15 : 14	04 : 14 : 51	11 : 30 : 05
52	19 : 03 : 42	04 : 23 : 03	23 : 26 : 45
53	15 : 04 : 54	03 : 34 : 50	18 : 39 : 44
54	18 : 42 : 16	03 : 53 : 40	22 : 35 : 56
55	22 : 52 : 44	04 : 33 : 24	03 : 26 : 08
56	08 : 09 : 49	04 : 45 : 07	12 : 54 : 56
57	01 : 01 : 23	10 : 50 : 11	11 : 51 : 34

## (g) Timone

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
58	09 : 43 : 21	06 : 17 : 03	16 : 00 : 24
59	17 : 48 : 03	08 : 46 : 59	02 : 35 : 02
60	18 : 11 : 09	09 : 49 : 14	04 : 00 : 23
61	19 : 16 : 56	09 : 00 : 23	04 : 17 : 19
62	18 : 14 : 41	08 : 42 : 43	02 : 57 : 24
63	07 : 57 : 23	08 : 12 : 22	16 : 09 : 45
64	07 : 14 : 03	08 : 35 : 07	15 : 49 : 10
65	08 : 30 : 22	09 : 16 : 49	17 : 47 : 11
66	08 : 10 : 20	09 : 08 : 10	17 : 18 : 30
67	11 : 58 : 03	09 : 32 : 48	21 : 30 : 51

## (h) Accelerazione orizzontale

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
68	21 : 38 : 45	07 : 41 : 09	05 : 19 : 54
69	08 : 23 : 07	10 : 33 : 58	18 : 57 : 05
70	14 : 48 : 32	13 : 55 : 51	04 : 44 : 23
71	22 : 32 : 17	14 : 23 : 53	12 : 56 : 10
72	14 : 04 : 36	14 : 46 : 10	04 : 50 : 46

## (i) Accelerazione verticale

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
73	18 : 46 : 03	07 : 41 : 19	02 : 27 : 22
74	13 : 48 : 23	16 : 26 : 52	06 : 15 : 15
75	10 : 55 : 41	18 : 17 : 56	05 : 13 : 37
76	23 : 12 : 14	20 : 38 : 43	19 : 50 : 57
77	10 : 15 : 26	18 : 28 : 34	04 : 44 : 00

## (j) Accelerazione laterale

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
78	08 : 12 : 34	10 : 15 : 54	18 : 28 : 28
79	09 : 23 : 42	19 : 02 : 35	04 : 26 : 17
80	12 : 45 : 38	03 : 45 : 59	16 : 31 : 37
81	22 : 01 : 01	06 : 57 : 07	04 : 58 : 08
82	21 : 23 : 42	06 : 01 : 11	03 : 24 : 53

## (k) Accelerazione di rollio

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
83	08 : 17 : 38	13 : 40 : 33	21 : 58 : 11
84	00 : 29 : 30	11 : 49 : 42	12 : 19 : 12
85	06 : 59 : 23	11 : 22 : 00	18 : 21 : 23
86	21 : 12 : 17	11 : 50 : 49	09 : 03 : 06
87	08 : 12 : 34	08 : 42 : 04	16 : 54 : 38

## (l) Accelerazione di beccheggio

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
88	18 : 04 : 53	19 : 04 : 01	13 : 08 : 54
89	00 : 23 : 24	13 : 06 : 47	13 : 30 : 11
90	20 : 36 : 13	12 : 21 : 16	08 : 57 : 29
91	07 : 42 : 37	12 : 29 : 19	20 : 11 : 56
92	21 : 52 : 24	13 : 06 : 47	10 : 59 : 11

## (m) Accelerazione di imbardata

Numero	Ora di inizio	Durata	Ora di fine
93	13 : 20 : 41	15 : 59 : 50	05 : 20 : 31
94	07 : 23 : 42	00 : 40 : 21	08 : 04 : 03
95	21 : 12 : 49	09 : 36 : 39	06 : 49 : 28
96	10 : 34 : 59	13 : 59 : 11	00 : 34 : 10
97	21 : 26 : 24	12 : 26 : 15	09 : 52 : 39

# 4

## STABILITÀ IN AVANZAMENTO ORIZZONTALE

In questo Capitolo viene effettuata una minima analisi di stabilità del veicolo oggetto di questa Tesi. Viene analizzata, in particolare, la risposta nel tempo nei confronti di due tipologie di comando: equilibratore e timone nella forma di risposta impulsiva ed indiciale. Vengono proposti due algoritmi risolutivi originali: uno sfrutta il metodo di Eulero esplicito implementato attraverso il metodo dei residui; il secondo, invece, sfrutta un solutore di MatLab<sup>®</sup> per problemi *stiff* difficili da integrare numericamente.

### 4.1 METODI DI INTEGRAZIONE

Una volta calcolate le condizioni di equilibrio iniziale, ammesso che esse esistano<sup>1</sup>, è necessario calcolare l'andamento delle variabili di stato a partire da queste. Per realizzare quanto detto si può sfruttare il *metodo di Eulero esplicito* implementato con il *metodo dei residui*, il quale assume la linearità delle equazioni del moto tra un istante e quello successivo. Introdotto  $k$  passo della simulazione, esso consente di scrivere:

$$\mathbf{x}(t^{k+1}) = \mathbf{x}(t^k) + \Delta t \cdot d\mathbf{x}$$

in cui  $d\mathbf{x}$  rappresenta il vettore dei residui, calcolato a partire dalle equazioni del moto:

$$d\mathbf{x} = (\mathbf{M} + \mathbf{M}_{\text{add}})^{-1} [-(\mathbf{C} + \mathbf{C}_{\text{add}})\mathbf{x} + \mathbf{F}_{\text{bg}} + \mathbf{F}_i + \mathbf{F}_T]$$

Tutte le variabili presenti a secondo membro sono calcolate all'istante  $t^k$ , non riportato per comodità di lettura. Il metodo di Eulero esplicito, come si noterà nel prosieguo, non porterà a risultati accettabili a causa della natura degli autovalori della matrice di stato. Si può quindi sfruttare uno dei quattro solutori per problemi *stiff* proposti da MatLab<sup>®</sup>:

- Solutore `ode15s`;
- Solutore `ode23s`;
- Solutore `ode23t`;
- Solutore `ode23tb`;

Durante lo sviluppo di questa Tesi sono stati sperimentati anche i solutori espliciti integrati di MatLab<sup>®</sup>, ossia `ode45`, `ode23` e `ode113`, ma non hanno portato ad alcun risultato utile. Un'equazione differenziale si definisce *stiff* quando:

**Definizione 4.1** (stiff ODE). Un'equazione differenziale si dice *stiff* quando l'intervallo di integrazione temporale per garantire

<sup>1</sup> Il simulatore restituisce un errore nel caso in cui non ci sia una condizione di equilibrio.

**Tabella 4.1:** Caratteristiche dei solutori proposti da MatLab<sup>®</sup> per problemi stiff (dalla documentazione di MatLab<sup>®</sup>)

Solutore	Accuratezza	Utilizzo
ode15s	Low to medium	Try ode15s when ode45 fails or is inefficient and you suspect that the problem is stiff.
ode23s	Low	The solver ode23s can be more efficient than ode15s at problems with crude error tolerances. It can solve some stiff problems for which ode15s is not effective. ode23s computes the Jacobian in each step, so it is beneficial to provide the Jacobian via odeset to maximize efficiency and accuracy. If there is a mass matrix, it must be constant.
ode23t	Low	Use ode23t if the problem is only moderately stiff and you need a solution without numerical damping.
ode23tb	Low	Like ode23s, the ode23tb solver might be more efficient than ode15s at problems with crude error tolerances.

un'integrazione stabile va reso forzatamente piccolo rispetto al tempo totale di integrazione anche in una regione in cui la curva soluzione dell'equazione è morbida.

*dalla guida di MatLab<sup>®</sup>*

Una stima dell'ampiezza dell'intervallo di integrazione temporale necessario a garantire una soluzione stabile, per un problema del tipo  $\dot{x} = Ax$ , è data da  $\Delta t \propto -2\text{Re}(\lambda_{\max})/|\lambda_{\max}|^2$ . Se si considera il sistema dell'Equazione (2.2) scritto senza termini forzanti per le equazioni della dinamica si ricava dunque:

$$\dot{x} = \underbrace{-M^{-1}Cx}_A$$

Se si considera anche la cinematica il sistema diventa  $12 \times 12$ :

$$\dot{x} = \underbrace{\begin{bmatrix} -M^{-1}Cx & \mathbf{0}^{6 \times 6} \\ \mathbf{0}^{6 \times 6} & J(x) \end{bmatrix}}_A x$$

Studiando gli autovalori nella condizione di equilibrio è facile notare che il vincolo temporale non è troppo stringente: dato però che sia la matrice  $C$  che  $J$  sono in qualche modo funzione del vettore di stato, possono verificarsi durante l'integrazione condizioni di velocità tali per cui la stabilità non è più garantita. Effettivamente nelle prime sperimentazioni, attuate con Eulero esplicito, si è notata la divergenza della soluzione in maniera repentina soltanto dopo un certo istante temporale, probabilmente dovuta ad effetti di alta non linearità e cancellazione numerica.

## 4.2 TIPOLOGIE DI COMANDO

Molto importante per la missione del drone utilizzato è la stabilità in avanzamento orizzontale, poiché esso risulta essere per la maggior parte del tempo operativo in questa fase. Essa è caratterizzata da avere un'unica componen-

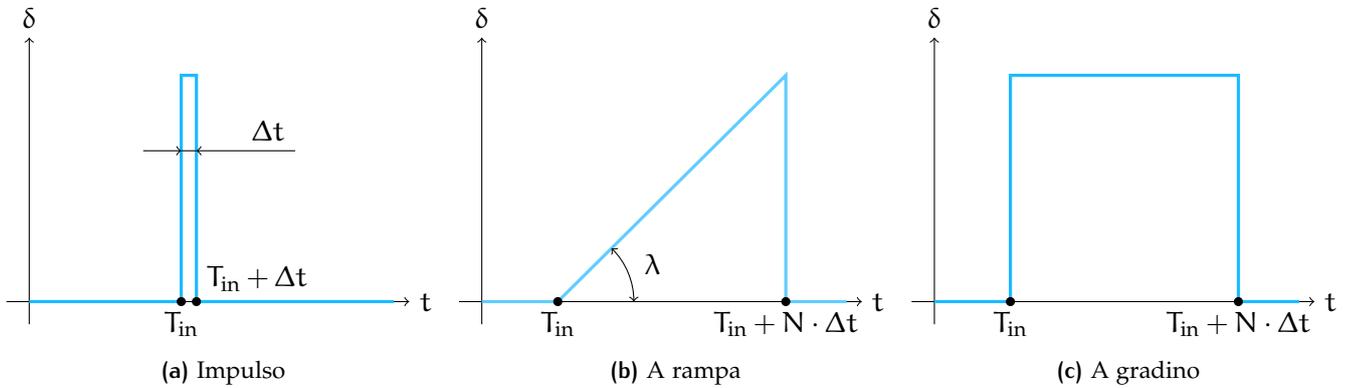


Figura 4.1: Possibili tipologie di comando

te di velocità – orizzontale – e dall'utilizzo dei comandi di bordo che può essere:

- *Volontario*, se imposto dal pilota o dal sistema di controllo missione implementato da Gabri SRL;
- *Involontario*, causato da particolari movimenti dell'ambiente marino.

Verranno pertanto simulate risposte *indiciali*, che portano il valore di un comando istantaneamente ad un altro valore, e risposte *impulsive*, che invece generano un comando *istantaneo* simulato tramite il suo annullamento già all'istante temporale successivo. Il vettore dei comandi consente di imporre anche un comando a rampa, come mostra la Figura 4.1. I possibili comandi

Tabella 4.2: Limiti dei comandi presenti sull'AUV

Comando	Simbolo	Minimo	Regime	Massimo
Eq. anteriore	–	$-26.5^\circ$	$11.2^\circ$	$41^\circ$
Eq. posteriore	$\delta_e$	$-12.5^\circ$	$0^\circ$	$12.5^\circ$
Timone	$\delta_r$	$-55^\circ$	$0^\circ$	$55^\circ$
Manetta	$n$	0 rpm	600 rpm	1200 rpm

riguardano la posizione del timone, degli equilibratori e del numero di giri delle eliche coi limiti – imposti dal costruttore – riassunti nella Tabella 4.2.

## 4.3 ANALISI DEL LISTATO

Il codice sorgente utilizzato per implementare il simulatore di traiettoria si compone di molti script. Il principale di esso è denominato `main` e gestisce l'intero diagramma di flusso del programma componendosi di:

- Assegnazione variabili globali;
- Assegnazione delle inerzie e delle derivate idrodinamiche e delle accelerazioni (script `inertia_ten`, `hydro_deriv` e `accel_deriv`);
- Costruzione delle matrici di dinamica e cinematica (script `kinematic_matrix` e `dynamic_matrix`);
- Costruzione delle funzioni per la creazione dei vettori delle forze;
- Calcolo delle condizioni di equilibrio (script `calcolaEquilibrium`);
- Calcolo della traiettoria (script `motionSimulation`), a sua volta diviso in assegnazione del vettore dei comandi (`commandVector`, calcolo della traiettoria e visualizzazione dei risultati (script `plotResults`).

Alcuni script vengono riportati in varie versioni interscambiabili.

#### 4.3.1 Script `main.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `main.m`:

```

1 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2 %%%                                TRAJECTORY SIMULATOR                %%%
3 %%%                                created by Andrea Quinci              %%%
4 %%%                                for Seastick 300G AUV                 %%%
5 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
6
7 clc; clear variables; close all;
8 format long g
9 digits(64);
10
11 %% Global variables declarations
12 global CX0 CXa CXa2 CXde CXde2 CYb CYdr CYdr2 CYdr3 Cyp CYr ...
13 CZ0 CZa CZa2 CZa3 CZde CZq CLb CLdr CLdr2 CLdr3 CLp CLr CM0 ...
14 CMa CMa2 CMa3 CMde CMde2 CMq CMq2 CNb CNdr CNdr2 CNdr3 CNp CNr;
15 global rho g;
16 global Xu Yv Yr Zw Zq Lp Nr Nv Mq Mw;
17 global m Ohm Ixx Iyy Izz Ixy Ixz Iyz I Tmax iT zT gamma S c;
18 global CX CY CZ CL CM CN;
19 global Fbg Fhydro Ft Fwi Ftot Fwater;
20 global nresearch atrim detrim ntrim trimFlag startvel;
21 global Mrb Mad M Crb Cad C;
22 global deltaefun deltarfun nfun
23
24 %% Presentation
25 fprintf('-----\n');
26 fprintf('----- TRAJECTORY SIMULATOR by Andrea Quinci -----\n');
27 fprintf('-----\n\n');
28
29 fprintf('Which velocity do you want to start with?\n');
30 fprintf('[This input request a value from 0 to 2 m/s]\n');
31 startvel = input('');
32
33 fprintf('And which ramp angle?\n');
34 fprintf('[This input request a value from -5 to 5 deg]\n');

```

```

35 gamma = input('');
36
37 %% Data allocation
38
39 % Environment data
40 rho = 1000; % water density [kg/m3]
41 g = 9.8055; % gravity [m/s2]
42
43 % Derivatives
44 inertia_ten;
45 hydro_deriv;
46 accel_deriv;
47
48 % Matrix construction
49 kinematic_matrix;
50 dynamic_matrix;
51
52 %% Trim condition
53
54 % Buoyancy-gravity vector allocation
55 B = rho*g*Ohm;
56 G = -m*g;
57 Fbg = @(theta, psi, phi) ([[sin(theta); ...
58     cos(theta)*sin(phi); cos(theta)*cos(phi)]*(B+G); ...
59     zeros(3,1)]);
60
61 % Hydrodynamic forces vector allocation
62 Fhydro = @(a, b, p, q, r, de, dr) ([...
63 CX(a, de); ...
64 CY(b, p, r, dr); ...
65 CZ(a, q, de); ...
66 CL(b, p, r, dr); ...
67 CM(a, q, de); ...
68 CN(b, p, r, dr)]);
69
70 % Thrust vector allocation
71 Ft = @(n) ([n.*Tmax.*cosd(iT); 0; -n.*Tmax.*sind(iT); ...
72     0; -n.*Tmax.*cosd(iT)*zT; 0]);
73
74 % Water inertia trim vector allocation
75 Fwi = @(vel, angvel) (-Cad(vel, angvel)*[vel; angvel]);
76
77 % Total force vector allocation
78 Ftot = @(theta, psi, phi, a, b, p, q, r, de, dr, n, V) ...
79     (Fbg(theta, psi, phi) + ...
80     1/2*rho*V^2*S*Fhydro(a, b, p, q, r, de, dr) + Ft(n));
81
82 calculaEquilibriumV2;
83
84 %% Trajectory simulation
85 if (trimFlag == 1)
86     motionSimulationV2;
87 end

```

Lo script serve a creare la struttura gerarchica del programma che eseguirà la simulazione. Esso è composto da una prima parte di dichiarazione delle

variabili globali che devono passare attraverso i *workspace* dei diversi script. Esse sono:

- Variabili legate alla definizione del vettore delle forze idrodinamiche: si tratta di tutti i coefficienti  $C_{X_0}$ ,  $C_{X_\alpha}$  e altri che consentono di determinare le forze idrodinamiche a partire dalle variabili di stato;
- Variabili ambientali, essenzialmente la densità  $\rho$  e l'accelerazione di gravità  $g$ ;
- Le masse e le inerzie aggiunte da inserire nella matrice  $M_{ad}$  per determinare la matrice di massa completa;
- Le proprietà di massa e geometriche dell'AUV analizzato (massa, volume, inerzie lungo tutti gli assi, spinta massima, calettamento  $i_T$  e posizionamento  $z_T$  della spinta, angolo di discesa, superficie e corda di riferimento dell'AUV);
- Coefficienti totali delle forze idrodinamiche: essi si ricaveranno a partire dai coefficienti illustrati nel primo punto tramite delle *function handle* di MatLab;
- Funzioni per ricavare i vettori di peso e spinta di galleggiamento, risultanti idrodinamiche, spinta e resistenza aggiunta a causa dell'elevata densità dell'acqua;
- Variabili per la ricerca delle condizioni di equilibrio (numero di analisi effettuate, incidenza, angolo di equilibratori e numero di giri di equilibrio, un flag che riporti un errore nel caso in cui l'analisi non venga completata, velocità iniziale);
- Matrici necessarie all'integrazione numerica delle equazioni della dinamica e della cinematica (alcune di esse implementate tramite *function handle*;
- Funzioni di comando per equilibratore, timone e manetta.

Successivamente segue una breve parte in cui il simulatore chiede all'utente la velocità iniziale (in metri al secondo) e l'angolo di discesa (in gradi). Il simulatore fornisce anche i valori limite per entrambi i parametri ma non effettua un controllo su di essi. Successivamente vengono assegnati i principali dati noti e create le *function handle* necessarie al corretto calcolo di forze, matrici e vettori durante l'integrazione: questi elementi verranno discusse nel dettaglio nell'analisi dei singoli script. A questo punto viene effettuata un'analisi delle condizioni di equilibrio che, se ha successo, porta poi all'integrazione delle equazioni del moto e al successivo plottaggio dei risultati.

#### 4.3.2 Script `inertia_ten.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `inertia_ten.m`:

```

1 m = 2.21E2;
2 Ohm = 2.25E-1;
3 S = 1;      % reference surface [m2]
4 c = 2.5;    % reference chord   [m]
5 Ixx = 1.19E1;
6 Iyy = 5.37E1;
7 Izz = 6.24E1;
8 Ixy = 2.40E-2;
9 Ixz = -1.57;
10 Iyz = -1.41E-2;
11
12 I = [Ixx Ixy Ixz; Ixy Iyy Iyz; Ixz Iyz Izz];
13
14 Tmax = 225; % maximum thrust [N]
15 iT = 15;   % thrust angle  [deg]
16 zT = 0.20221; % thrust height [m]

```

Come si può notare in questo script vengono soltanto assegnate le proprietà già precedentemente descritte. Si precisa che l'angolo  $i_T$  di calettamento della spinta è da considerarsi positivo verso il basso.

### 4.3.3 Script `hydro_deriv.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `hydro_deriv.m`:

```

1 CX0 = 1.04E-1;
2 CXa = 7.24E-5;
3 CXa2 = -7.80E-5;
4 CXde = 2.27E-4;
5 CXde2 = 1.01E-5;
6
7 CYb = -3.96E-3;
8 CYp = -7.87E-4;
9 CYr = 1.06E-2;
10 CYdr = 1.04E-3;
11 CYdr2 = 8.01E-8;
12 CYdr3 = -1.66E-7;
13
14 CZ0 = 2.30E-2;
15 CZa = 1.22E-3;
16 CZa2 = -2.23E-5;
17 CZa3 = 2.97E-6;
18 CZq = 7.66E-3;
19 CZde = 1.51E-3;
20
21 CLb = -1.34E-4;
22 CLp = -2.66E-5;
23 CLr = 3.58E-4;
24 CLdr = 3.54E-5;
25 CLdr2 = -1.87E-9;
26 CLdr3 = -5.67E-9;
27
28 CM0 = 3.11E-3;
29 CMa = -1.31E-5;
30 CMa2 = -2.24E-6;

```

```

31 CMa3 = -6.95E-8;
32 CMq = -1.21E-4;
33 CMq2 = 4.53E-6;
34 CMde = -1.93E-5;
35 CMde2 = 4.14E-7;
36
37 CNb = -7.23E-5;
38 CNp = -1.42E-5;
39 CNr = 1.89E-4;
40 CNdr = 1.72E-5;
41 CNdr2 = -1.38E-8;
42 CNdr3 = -2.99E-9;
43
44 CX = @(a, de) (-(CX0+CXa.*a+CXa2.*a.^2+CXde.*de+...
45     CXde2.*de.^2));
46 CY = @(b, p, r, dr) (CYb.*b+CYp.*p+CYr.*r+CYdr.*dr+...
47     CYdr2.*dr.^2+CYdr3.*dr.^3);
48 CZ = @(a, q, de) (CZ0+CZa.*a+CZa2.*a.^2+CZa3.*a.^3+...
49     CZq.*q+CZde.*de);
50 CL = @(b, p, r, dr) (c.*(CLb.*b+CLp.*p+CLr.*r+CLdr.*dr+...
51     CLdr2.*dr.^2+CLdr3.*dr.^3));
52 CM = @(a, q, de) (c.*(CM0+CMa.*a+CMa2.*a.^2+CMa3.*a.^3+...
53     CMq.*q+CMq2.*q.^2+CMde.*de+CMde2.*de.^2));
54 CN = @(b, p, r, dr) (c.*(CNb.*b+CNp.*p+CNr.*r+CNdr.*dr+...
55     CNdr2.*dr.^2+CNdr3.*dr.^3));

```

In questo script vengono assegnati i coefficienti idrodinamici ricavati tramite le simulazioni numeriche e vengono implementate le *function handle* necessarie a calcolare i coefficienti di forza e momento totali agenti sul veicolo, funzioni delle opportune variabili di stato e di comando.

#### 4.3.4 Script `accel_deriv.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `accel_deriv.m`:

```

1 Xu = 262.08;
2 Yv = 158.87;
3 Zw = 54.775;
4 Nv = 7.541;
5 Mw = 9.4345;
6
7 Lp = 9.187;
8 Mq = 0;
9 Nr = 1.051;
10 Zq = 43.059;
11 Yr = 23.336;

```

Lo script, molto banalmente, assegna alle variabili indicate il valore della derivata di quanto riportato nel primo carattere rispetto all'accelerazione di quanto riportato nel secondo. Ad esempio, la variabile `Xu` rappresenta la derivata della forza assiale `X` rispetto a `u`.

### 4.3.5 Script `kinematic_matrix.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `kinematic_matrix.m`:

```

1 % Equation matrices
2 REA = @(phi, theta, psi) ([...
3     cos(theta).*cos(psi) ...
4     sin(theta).*cos(psi).*sin(phi)-sin(psi).*cos(phi) ...
5     sin(theta).*cos(psi).*cos(phi)+sin(psi).*sin(phi); ...
6     ...
7     cos(theta).*sin(psi) ...
8     sin(theta).*sin(psi).*sin(phi)+cos(psi).*cos(phi) ...
9     sin(theta).*sin(psi).*cos(phi) - cos(psi).*sin(phi)
10    ...
11    -sin(theta) ...
12    cos(theta).*sin(phi) ...
13    cos(theta).*cos(phi)];]);
14
15 TEA = @(phi, theta, psi) ([...
16     1     sin(phi).*tan(theta)     cos(phi)*tan(theta); ...
17     0     cos(phi) -sin(phi); ...
18     0     sin(phi)/cos(theta) cos(phi)/cos(theta)];]);
19
20 J = @(phi, theta, psi) ([...
21     REA(phi, theta, psi)     zeros(3,3); ...
22     zeros(3,3)               TEA(phi, theta, psi)]]);

```

In questo script vengono implementate le *function handle* che consentono di determinare le due matrici che governano la cinematica. La matrice REA moltiplica, in particolare, le prime tre componenti del vettore di stato (ossia  $u$ ,  $v$  e  $w$ , le tre componenti di velocità) mentre la matrice TEA moltiplica le successive tre (ossia  $p$ ,  $q$  ed  $r$ , le tre componenti di velocità angolare). Entrambe sono riportate da Fossen e vengono da lui inserite in un'unica matrice  $J$ , completamente funzione delle sole ultime tre componenti del vettore di stato (ossia  $\phi$ ,  $\theta$  e  $\psi$ , gli angoli di Eulero).

### 4.3.6 Script `dynamic_matrix.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `dynamic_matrix.m`:

```

1 % Mass matrix
2 Mrb = [ m*eye(3)     zeros(3);
3         zeros(3)     I];
4
5 Mad = [ Xu  0  0  0  0  0; ...
6         0  Yv  0  0  0  Yr; ...
7         0  0  Zw  0  Zq  0; ...
8         0  0  0  Lp  0  0; ...
9         0  0  Mw  0  Mq  0; ...
10        0  Nv  0  0  0  Nr];
11
12 M = Mrb + Mad;
13
14 % Centripetal matrix
15 Crb = @(vel, angvel) ...

```

```

16     ([zeros(3), ...
17     -SSF(Mrb(1:3,1:3)*vel+Mrb(1:3,4:6)*angvel); ...
18     -SSF(Mrb(1:3,1:3)*vel+Mrb(1:3,4:6)*angvel), ...
19     -SSF(Mrb(4:6,1:3)*vel+Mrb(4:6,4:6)*angvel)]);
20
21 Cad = @(vel, angvel) ...
22     ([zeros(3)      SSF(vel); ...
23     SSF(vel)      SSF(angvel)]*Mad);
24
25 C = @(vel, angvel) (Crb(vel,angvel) + Cad(vel, angvel));

```

In questo script viene anzitutto costruita la matrice di stato (costante, come richiede un requisito del solutore `ode23s`) tramite la composizione di quella di corpo rigido `Mrb` (*rigid body*) e quella di massa aggiunta `Mad` (*added*). Successivamente viene costruita la matrice che moltiplica il vettore di stato a partire da quelle proposte da Fossen: i suoi elementi cambiano al variare del vettore di stato e per questo è implementata tramite *function handle*.

#### 4.3.7 Script `calcolaEquilibrium.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `calcolaEquilibrium.m`:

```

1 infbound = [-25 -50 0];
2 supbound = [25 50 1];
3 prog = waitbar(0,'Calculating trim condition...');
4
5 V = startvel;
6 gamma = degtorad(gamma);
7 nresearch = 1;
8
9 while nresearch < 25
10  alpha = linspace(infbound(1), supbound(1), 21);
11  alpharad = degtorad(alpha);
12  deltae = linspace(infbound(2), supbound(2), 21);
13  n = linspace(infbound(3), supbound(3), 21);
14
15  it = 1;
16  trim = zeros(4, length(alpha)*length(deltae)*length(n));
17
18  for i=1:length(alpha)
19    for j=1:length(deltae)
20      for k=1:length(n)
21        trim(:,it) = [alpha(i); deltae(j); n(k); 0];
22        theta = alpharad(i) + gamma;
23        qinfy = 1/2*rho*V^2*S;
24
25        Fbg_try = Fbg(theta, 0, 0);
26        Fhydro_try = Fhydro(alpha(i), 0, 0, 0, ...
27        0, deltae(j), 0)*qinfy;
28        Ft_try = Ft(n(k));
29        Fwi_try = Fwi([V*cos(alpharad(i)); 0; ...
30        V*sin(alpharad(i))], [0; 0; 0]);
31
32        resX = Fbg_try(1) + Fhydro_try(1) + Ft_try(1) + ...
33        Fwi_try(1);

```

```

34     resZ = Fbg_try(3) + Fhydro_try(3) + Ft_try(3) + ...
35         Fwi_try(3);
36     resY = Fbg_try(5) + Fhydro_try(5) + Ft_try(5) + ...
37         Fwi_try(5);
38     trim(4,it) = sqrt(resX^2+resZ^2+resY^2);
39     fprintf('alpha: %.2f          deltae: %.2f          ...
40           thrust: %.2f          residual: %E\n',alpha(i),...
41           deltae(j),n(k),trim(4,it));
42     it = it + 1;
43
44     end
45 end
46 waitbar(((nresearch-1)*21^3+it)/(25*21^3),prog,...
47         sprintf('Determining the %d of %d combinations...',...
48             ((nresearch-1)*21^3+it),25*21^3));
49 end
50
51 [trimValue, trimIndex] = min(trim(4,:));
52
53 infbound = [max(-25,trim(1,trimIndex)-25/nresearch^3) ...
54            max(-50,trim(2,trimIndex)-50/nresearch^3) ...
55            max(0,trim(3,trimIndex)-0.5/nresearch^3)];
56 supbound = [min(25,trim(1,trimIndex)+25/nresearch^3) ...
57            min(50,trim(2,trimIndex)+50/nresearch^3) ...
58            min(1,trim(3,trimIndex)+0.5/nresearch^3)];
59 nresearch = nresearch + 1;
60 end
61
62 delete(prog)
63
64 trim(:,trimIndex);
65 if (trim(4,trimIndex) < 10)
66     trimFlag = 1;
67     fprintf('-----\n');
68     fprintf('Trim condition for gamma: %.2f deg and V: %.2f...
69           m/s found!\n', radtodeg(gamma), V);
70     fprintf('alpha: %.2f          deltae: %.2f          thrust: %.2f
...
71           residual: %E\n',trim(1,trimIndex),trim(2,trimIndex),...
72           trim(3,trimIndex),trim(4,trimIndex));
73     fprintf('-----\n');
74     fprintf('Press ANY KEY to continue...\n');
75     pause;
76     atrim = trim(1,trimIndex);
77     detrim = trim(2,trimIndex);
78     ntrim = trim(3,trimIndex);
79 else
80     fprintf('Trim condition not found!\n');
81     fprintf('-----\n');
82     fprintf('Press ANY KEY to esc...\n');
83     pause;
84     return
85 end

```

Lo script in analisi è uno dei più importanti dell'intero simulatore. Esso prevede la risoluzione di un sistema altamente non lineare a causa dei contribu-

ti anche cubici del coefficienti di forza generalmente eseguibile attraverso la routine `fsolve` di MatLab®: dal momento che essa, tuttavia, non consente di specificare degli opportuni limiti per la soluzione trovata, è stato scritto un apposito script di risoluzione. Esso è così strutturato:

- Supposte note le condizioni iniziali, ossia velocità  $V$  e angolo di discesa  $\gamma$ , lo script assegna due vettori contenenti i limiti per le tre variabili da ricavare. Il vettore `alpha` contiene inizialmente valori da  $-25^\circ$  a  $25^\circ$ , il vettore `deltae` da  $-50$  a  $50$  e il vettore `n` della manetta tra  $0$  e  $1$ ;
- Lo script divide i tre possibili campi in  $21$  valori: il valore non è casuale, ma dettato dalle esigenze computazionali e dalla velocità di convergenza. Dividere il campo in  $21$  valori significa avere  $21^3$  possibili combinazioni, del tutto analizzabili in meno di una decina di secondi da un qualsiasi laptop del XIX secolo. Per ognuna di queste combinazioni lo script calcola l'angolo  $\theta = \alpha + \gamma$  (a meno di una conversione in radianti) per poi determinare il vettore di peso e spinta di galleggiamento, della risultante delle forze aerodinamiche, dei componenti di spinta e infine di massa e inerzia aggiunte;
- Sommando i rispettivi contributi si possono introdurre dei residui:

$$res_i = (F_{bg})_i + (F_{hydro})_i + (F_t)_i + (F_{wi})_i$$

A rigore questa somma andrebbe eseguita per tutte le componenti dei vettori, ma difatto esistono soltanto la prima, la terza e la quinta, relative all'equilibrio lungo  $X$ ,  $Z$  e attorno a  $Y$  (moto di avanzamento orizzontale, verticale e rotazione di beccheggio). Le altre componenti di forze sono automaticamente nulle perché si suppone una condizione di equilibrio non ruotato nel piano latero-direzionale. Si effettua dunque una norma due del residuo totale per darne un valore complessivo.

- Il valore di residuo trovato serve a determinare la componente di minimo residuo: l'analisi si ripeterà a partire da questo valore in un campo più ristretto, coi nuovi limiti determinati da un'apposita funzione cubica del numero di ricerca `nresearch`;
- L'analisi viene ripetuta  $25$  volte, un ottimo compromesso tra accuratezza e tempo di esecuzione.

Terminata l'analisi delle condizioni di equilibrio, si possono verificare due condizioni: nel primo caso il residuo della combinazione di minimo trovata nell'ultima analisi è inferiore alla tolleranza imposta di  $10$ , mentre nel secondo è superiore. Se ci si trova nel primo caso il programma assegna un flag che consenta ai successivi script di proseguire il calcolo, altrimenti il flag rimane nullo e si attende l'uscita del programma.

#### 4.3.8 Script `motionSimulation.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `motionSimulation.m` nelle sue due versioni:

**Prima versione** Nella prima versione le equazioni del moto vengono integrate con il metodo di Eulero esplicito:

```

1 % gamma rad
2 % atrim deg
3 % detrim -50/50
4 % ntrim perc
5
6 close all
7
8 % Time allocation
9 global tStart tEnd
10 tStart = 0;
11 tEnd = 10;
12 timeStep = 1e-2; % time integration step [s]
13 t = tStart:timeStep:tEnd;
14
15 % Trim vector allocation
16 theta = gamma + degtorad(atrim);
17 V = startvel;
18 xstate = [V*cos(degtorad(atrim)) 0 V*sin(degtorad(atrim)) 0 0 0]';
19 etastate = [0 0 0 0 theta 0]';
20 qinfty = 1/2*rho*V^2*S;
21
22 % Preparing the integration...
23 F = Fbg(theta, 0, 0) + ...
24     qinfty*Fhydro(atrim, 0, 0, 0, 0, detrim, 0) + ...
25     Ft(ntrim);
26
27 % Command vectors allocation
28 commandVector;
29
30 X = zeros(6,length(t));
31 X(:,1) = xstate;
32
33 E = zeros(6,length(t));
34 E(:,1) = etastate;
35
36 prog = waitbar(0,'Drawing trajectory...');
37 motion = @(X,i) (M\F-C(X(1:3,i),X(4:6,i))));
38
39 for i=1:length(t)-1
40 X(:,i+1)=M\M*X(:,i)+timeStep*motion(X,i)*X(:,i);
41 E(:,i+1)=E(:,i)+timeStep*J(E(4,i), E(5,i), E(6,i))*X(:,i);
42 a = atan(X(3,i+1)/X(1,i+1));
43 b = atan(X(2,i+1)/X(1,i+1));
44 V = norm(X(1:3,i+1),2);
45 qinfty = 1/2*rho*V^2*S;
46 F = Fbg(E(5,i+1), E(6,i+1), E(4,i+1)) + ...
47     qinfty*Fhydro(radtodeg(a), radtodeg(b), ...
48     radtodeg(X(4,i+1)), radtodeg(X(5,i+1)), ...
49     radtodeg(X(6,i+1)), deltaefun(t(i)), ...
50     deltarfun(t(i))) + Ft(nfun(t(i)));
51 waitbar(t(i)/tEnd,prog,sprintf('Evaluating time ...
52     %.6f s of %d s requested...',t(i),tEnd));
53 end

```

```

54
55 delete(prog)
56 plotResultsV1;

```

Lo script inizia con la definizione piuttosto intuitiva degli istanti di integrazione. Successivamente crea il vettore di stato iniziale attraverso quanto trovato con l'analisi delle condizioni di trimmaggio. Il programma calcola così il vettore di forza totale che agisce sul veicolo e, una volta assegnate anche le funzioni dei comandi, inizia l'integrazione. Una volta calcolata la componente  $i$ -esima del vettore  $X$  di stato, corrispondente ad un certo istante di integrazione, il programma calcola le nuove incidenze  $\alpha$  e  $\beta$  insieme alla nuova velocità, così da poter determinare  $q_\infty$  e quindi il vettore delle forze applicate. L'integrazione avviene finché non viene esaurito il vettore temporale precedentemente inizializzato tra  $tStart$  e  $tEnd$ . Durante l'integrazione non viene effettuato alcun tipo di controllo sull'andamento delle variabili. Durante l'analisi viene aggiornata una barra progressiva che indica lo stato dell'analisi. Successivamente, tramite lo script `plotResultsV1.m`, vengono riportati i risultati dell'integrazione in forma grafica, che verranno analizzati più avanti.

**Seconda versione** Nella seconda versione viene utilizzato, per integrare le equazioni del moto, il solutore per problemi stiff di MatLab<sup>®</sup>:

```

1 % gamma rad
2 % atrim deg
3 % detrim -50/50
4 % ntrim perc
5
6 close all
7
8 % Time allocation
9 global tStart tEnd
10 tStart = 0;
11 tEnd = 30;
12 tSpan = [tStart tEnd];
13
14 % Trim vector allocation
15 theta = gamma + degtorad(atrim);
16 V = startvel;
17 xstate = [V*cos(degtorad(atrim)) 0 V*sin(degtorad(atrim)) ...
18 0 0 0]';
19 etastate = [0 0 0 0 theta 0]';
20 qinfty = 1/2*rho*V^2*S;
21
22 % Command vectors allocation
23 commandVector;
24
25 % Preparing the integration
26 F = Ftot(theta, 0, 0, atrim, 0, 0, 0, 0, detrim, 0, ntrim, V);
27 F = F + Fwi([V*cos(degtorad(atrim)); 0; V*sin(degtorad(atrim))], ...
28 [0; 0; 0]);
29 Y0 = [xstate; etastate];
30
31 dynMot = @(t,Y) ([ ...

```

```

32 M\(Ftot(Y(11), Y(12), Y(10), atand(Y(3)/Y(1)), atand(Y(2)/Y(1)), ...
33 radtodeg(Y(4)), radtodeg(Y(5)), radtodeg(Y(6)), deltaefun(t), ...
34 deltarfun(t), nfun(t), norm(Y(1:3),2))-C(Y(1:3),Y(4:6))*Y(1:6)); ...
35 J(Y(10), Y(11), Y(12))*Y(1:6)];
36
37 options = odeset('RelTol',1,'AbsTol',1e-12);
38 [T, Y] = ode23s(dynMot,tSpan,Y0,options);
39
40 plotResultsV2;

```

Lo script è molto simile al primo caso, ma l'intero sistema differenziale è descritto nella forma:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{F}(t, \mathbf{y})$$

in cui  $\mathbf{F}$  rappresenta un'opportuna funzione vettoriale per ciascuna delle variabili del vettore di stato  $\mathbf{y}$ . Va detto che in questo caso si ha un'unico vettore di stato: non compaiono cioè separatamente il vettore per le componenti di velocità  $\mathbf{x}$  e quello per le variabili spaziali  $\mathbf{E}$ , ma semplicemente un unico vettore  $\mathbf{Y}$  che contiene la concatenazione verticale dei due. In questo modo è possibile scrivere un'unica *function handle*, qui denominata `dynMot`, da essere inserita nei parametri del solutore `ode23s`. Nelle opzioni è stato necessario impostare una `RelTol` piuttosto alta, a causa dell'elevata *stiffness* del problema in esame. Anche in questo caso non è stato implementato nessun controllo sulle variabili. Successivamente i risultati contenuti in  $\mathbf{T}$ , vettore temporale, ed  $\mathbf{Y}$ , vettore delle 12 componenti da integrare, sono riportati in forma grafica dallo script `plotResultsV2.m`.

#### 4.3.9 Script `commandVector.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `commandVector.m`:

```

1 % Creating vectors...
2 cEquiVector;
3 cRuddVector;
4 cThruVector;
5
6 % Plotting defined commands
7 plotCommand;

```

Lo script è molto semplice e prevede l'assegnazione dei tre comandi (equilibratore, timone e manetta, al massimo un comando ciascuno) e la visualizzazione in forma grafica dei comandi assegnati.

#### 4.3.10 Script `cEquiVector.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `cEquiVector.m`:

```

1
2 fprintf('-----\n');
3 fprintf('--- SETTING EQUILIBRATORS ---\n');
4 fprintf('-----\n\n');
5
6 % Equilibrators
7 fprintf('Which type of command for equilibrators?\n');

```

```

8 fprintf(' - 0 - none\n');
9 fprintf(' - 1 - step\n');
10 fprintf(' - 2 - linear\n');
11 fprintf(' - 3 - impulsive\n');
12 typeEqui = input('');
13
14 switch typeEqui
15
16 case 0
17     deltaefun = @(t) (detrin)*(t ~=-1);
18
19 case 1
20     fprintf('What time does command start in second?\n');
21     timeEqui = input('');
22     fprintf('Which value of command do you want to apply?\n');
23     fprintf('[This input request a value from -50 to 50]\n');
24     valueEqui = input('');
25     deltaefun = @(t) detrim.*(t < timeEqui) + ...
26         (valueEqui).*(t >= timeEqui);
27
28 case 2
29     fprintf('What time does command start in second?\n');
30     timeEquiStart = input('');
31     fprintf('What time does command end in second?\n');
32     timeEquiEnd = input('');
33     fprintf('Which value of command do you want to reach?\n');
34     fprintf('[This input request a value from -50 to 50]\n');
35     valueEqui = input('');
36     deltaefun = @(t) detrim.*(t < timeEquiStart) +...
37         (detrin+(valueEqui-detrin)*(t-timeEquiStart)/...
38         (timeEquiEnd-timeEquiStart)).*((t >= timeEquiStart)...
39         .*(t < timeEquiEnd)) + valueEqui.*(t >= timeEquiEnd);
40
41 case 3
42     fprintf('What time is the command in second?\n');
43     timeEqui = input('');
44     fprintf('Which value of command do you want to apply?\n');
45     fprintf('[This input request a value from -50 to 50]\n');
46     valueEqui = input('');
47     deltaefun = @(t) detrim.*(t < timeEqui-0.1) + detrim...
48         .*(t > timeEqui+0.1) + (valueEqui).*((t >= timeEqui-0.1)...
49         .*(t <= timeEqui+0.1));
50
51 otherwise
52     fprintf('Invalid choice!')
53     cEquiVector;
54
55 end

```

Dopo una breve separazione visiva dal calcolo dell'equilibrio, il programma chiede il tipo di comando da assegnare per l'equilibratore, che può essere:

- Nessuno, digitando 0 e premendo Invio;
- A gradino, digitando 1 e premendo Invio;
- Lineare, digitando 2 e premendo Invio;
- Impulsivo, digitando 3 e premendo Invio;

Nel primo caso il programma assegna direttamente il valore trovato nell'analisi dell'equilibrio `detrim` come unico valore costante in funzione del tempo. Nel secondo caso, invece, richiede l'istante in cui il comando inizia e il nuovo valore raggiunto. Nel terzo chiede anche a che istante il comando finisce: al suo termine esso si mantiene costante. Nell'ultimo caso è richiesto soltanto l'istante del comando e la sua intensità: il comando ritorna immediatamente dopo alla condizione di trimmaggio. Se la scelta dovesse risultare invalida lo script ricomincia finché non si ottiene un valore corretto della scelta: tuttavia non viene effettuato alcun controllo sui dati forniti in ingresso dall'utente, i cui limiti sono comunque suggeriti ad ogni scelta.

#### 4.3.11 Script `cRuddVector.m` e `cThruVector.m`

Dal momento che questi script sono praticamente identici a `cEquiVector.m`, ne viene soltanto riportato il listato. Di seguito il listato di `cRuddVector.m`:

```

1 fprintf('-----\n');
2 fprintf('---  SETTING RUDDER  ---\n');
3 fprintf('-----\n\n');
4
5 % Equilibrators
6 fprintf('Which type of command for rudder?\n');
7 fprintf(' - 0 - none\n');
8 fprintf(' - 1 - step\n');
9 fprintf(' - 2 - linear\n');
10 fprintf(' - 3 - impulsive\n');
11 typeRudd = input('');
12
13 switch typeRudd
14
15 case 0
16     deltarfun = @(t) 0.*(t >= 0);
17
18 case 1
19     fprintf('What time does command start in second?\n');
20     timeRudd = input('');
21     fprintf('Which value of command do you want to apply?\n');
22     fprintf('[This input request a value from -55 to 55]\n');
23     valueRudd = input('');
24     deltarfun = @(t) 0.*(t < timeRudd) + (valueRudd).*(t >= timeRudd);
25
26 case 2
27     fprintf('What time does command start in second?\n');
28     timeRuddStart = input('');
29     fprintf('What time does command end in second?\n');
30     timeRuddEnd = input('');
31     fprintf('Which value of command do you want to reach?\n');
32     fprintf('[This input request a value from -55 to 55]\n');
33     valueRudd = input('');
34     deltarfun = @(t) 0.*(t < timeRuddStart) +...
35         (0+(valueRudd)*(t-timeRuddStart)/(timeRuddEnd-timeRuddStart))...
36         .*((t >= timeRuddStart).*(t < timeRuddEnd)) + valueRudd...
37         .*(t >= timeRuddEnd);
38

```

```

39 case 3
40     fprintf('What time is the command in second?\n');
41     timeRudd = input('');
42     fprintf('Which value of command do you want to apply?\n');
43     fprintf('[This input request a value from -55 to 55]\n');
44     valueRudd = input('');
45     deltarfun = @(t) 0.*(t < timeRudd-0.1) + 0.*(t > timeRudd+0.1) ...
46     + (valueRudd).*((t >= timeRudd-0.1).*(t <= timeRudd+0.1));
47
48 otherwise
49     fprintf('Invalid choice!')
50     cRuddVector;
51
52 end

```

mentre per quanto riguarda `cThruVector.m`:

```

1
2 fprintf('-----\n');
3 fprintf('--- SETTING THRUST ---\n');
4 fprintf('-----\n\n');
5
6 % Equilibrators
7 fprintf('Which type of command for thrust?\n');
8 fprintf(' - 0 - none\n');
9 fprintf(' - 1 - step\n');
10 fprintf(' - 2 - linear\n');
11 fprintf(' - 3 - impulsive\n');
12 typeThru = input('');
13
14 switch typeThru
15
16 case 0
17     nfun = @(t) (ntrim)*(t ~= -1);
18
19 case 1
20     fprintf('What time does command start in second?\n');
21     timeThru = input('');
22     fprintf('Which value of command do you want to apply?\n');
23     fprintf('[This input request a value from 0 to 1]\n');
24     valueThru = input('');
25     nfun = @(t) ntrim.*(t < timeThru) + (valueThru).*(t >= timeThru);
26
27 case 2
28     fprintf('What time does command start in second?\n');
29     timeThruStart = input('');
30     fprintf('What time does command end in second?\n');
31     timeThruEnd = input('');
32     fprintf('Which value of command do you want to reach?\n');
33     fprintf('[This input request a value from 0 to 1]\n');
34     valueThru = input('');
35     nfun = @(t) ntrim.*(t < timeThruStart) +...
36     (ntrim+(valueThru-ntrim)*(t-timeThruStart)/...
37     (timeThruEnd-timeThruStart)).*((t >= timeThruStart)...
38     .*(t < timeThruEnd)) + valueThru.*(t >= timeThruEnd);
39

```

```

40 case 3
41     fprintf('What time is the command in second?\n');
42     timeThru = input('');
43     fprintf('Which value of command do you want to apply?\n');
44     fprintf('[This input request a value from 0 to 1]\n');
45     valueThru = input('');
46     nfun = @(t) ntrim.*(t < timeThru-0.1) + ntrim...
47     .* (t > timeThru+0.1) + (valueThru).*((t >= timeThru-0.1)...
48     .* (t <= timeThru+0.1));
49
50 otherwise
51     fprintf('Invalid choice!')
52     cThruVector;
53
54 end

```

Essi consentono di assegnare, in modo analogo all'equilibratore, i comandi di timone e di manetta. Anche in questo caso non è previsto alcun controllo dei valori assegnati dall'utente.

#### 4.3.12 Script `plotResults.m`

Anche in questo caso sono state scritte due versioni dello stesso script, uno per i risultati che provengono da `motionSimulationV1.m` e l'altro per quelli di `motionSimulationV2.m`: entrambe vengono riportate di seguito.

**Prima versione** Di seguito il listato della prima versione:

```

1 figure('NumberTitle','off','Name','Stati',...
2 'units','normalized','outerposition',[0 0 1 1]);
3
4 subplot(3,3,2);
5 plot(t,X(4,:), 'LineWidth',1);
6 grid on
7 xlabel('t [s]');
8 ylabel('p [rad/s]');
9 %ylim([-1 1]);
10
11 subplot(3,3,5);
12 plot(t,X(5,:), 'LineWidth',1, 'Color', [0.8500 0.3250 0.0980]);
13 grid on
14 xlabel('t [s]');
15 ylabel('q [rad/s]');
16 %ylim([-1 1]);
17
18 subplot(3,3,8);
19 plot(t,X(6,:), 'LineWidth',1, 'Color', [0.9290 0.6940 0.1250]);
20 grid on
21 xlabel('t [s]');
22 ylabel('r [rad/s]');
23 %ylim([-1 1]);
24
25 subplot(3,3,1);
26 plot(t,X(1,:), 'LineWidth',1, 'Color', [0.4940 0.1840 0.5560]);
27 grid on

```

```

28 xlabel('t [s]');
29 ylabel('u [m/s]');
30 %ylim([20 80]);
31
32 subplot(3,3,4);
33 plot(t,X(2,:), 'LineWidth',1, 'Color',[0.4660 0.6740 0.1880]);
34 grid on
35 xlabel('t [s]');
36 ylabel('v [m/s]');
37 %ylim([-10 10]);
38
39 subplot(3,3,7);
40 plot(t,X(3,:), 'LineWidth',1, 'Color',[0.3010 0.7450 0.9330]);
41 grid on
42 xlabel('t [s]');
43 ylabel('w [m/s]');
44 %ylim([-10 10]);
45
46 subplot(3,3,3);
47 plot(t,E(4,:)*180/pi, 'LineWidth',1, 'Color',[0.6350 0.0780 0.1840]);
48 grid on
49 xlabel('t [s]');
50 ylabel('\phi [deg]');
51
52
53 subplot(3,3,6);
54 plot(t,E(5,:)*180/pi, 'LineWidth',1, 'Color',[0 0.4470 0.7410]);
55 grid on
56 xlabel('t [s]');
57 ylabel('\theta [deg]');
58
59
60 subplot(3,3,9);
61 plot(t,E(6,:), 'LineWidth',1, 'Color',[0.8500 0.3250 0.0980]);
62 grid on
63 xlabel('t [s]');
64 ylabel('\psi [deg]');
65 %ylim([-30 50]);
66
67
68
69 figure('NumberTitle','off','Name','Traiettorie',...
70 'units','normalized','outerposition',[0 0 1 1]);
71
72 subplot(3,2,[1 3 5]);
73 plot3(E(1,:),E(2,:),E(3,:), 'LineWidth',1)
74 xlabel('x [m]');
75 ylabel('y [m]');
76 zlabel('Quota [m]');
77 zlim([-200 200]);
78 grid on
79
80 subplot(3,2,2);
81 plot(E(1,:),E(2,:), 'LineWidth',1, 'Color',[0 0.4470 0.7410]);
82 xlabel('x [m]');

```

```

83 ylabel('y [m]');
84 grid on
85
86 subplot(3,2,4);
87 plot(E(1,:),E(3:,:), 'LineWidth',1, 'Color',[0 0.4470 0.7410]);
88 xlabel('x [m]');
89 ylabel('z [m]');
90 grid on
91
92 subplot(3,2,6);
93 plot(E(2,:),E(3:,:), 'LineWidth',1, 'Color',[0 0.4470 0.7410]);
94 xlabel('y [m]');
95 ylabel('z [m]');
96 grid on

```

Si nota che i limiti dei grafici si possono decommentare in funzione di ciò che si vuole analizzare.

**Seconda versione** Nel secondo caso, invece, i limiti dei diagrammi sono già assegnati ma comunque modificabili:

```

1 figure('NumberTitle','off','Name','Stati',...
2 'units','normalized','outerposition',[0 0 1 1]);
3
4 subplot(3,3,2);
5 plot(T(:),Y(:,4), 'LineWidth',1);
6 grid on
7 xlabel('t [s]');
8 ylabel('p [rad/s]');
9 ylim([-1 1]);
10
11 subplot(3,3,5);
12 plot(T(:),Y(:,5), 'LineWidth',1, 'Color',[0.8500 0.3250 0.0980]);
13 grid on
14 xlabel('t [s]');
15 ylabel('q [rad/s]');
16 ylim([-1 1]);
17
18 subplot(3,3,8);
19 plot(T(:),Y(:,6), 'LineWidth',1, 'Color',[0.9290 0.6940 0.1250]);
20 grid on
21 xlabel('t [s]');
22 ylabel('r [rad/s]');
23 ylim([-1 1]);
24
25 subplot(3,3,1);
26 plot(T(:),Y(:,1), 'LineWidth',1, 'Color',[0.4940 0.1840 0.5560]);
27 grid on
28 xlabel('t [s]');
29 ylabel('u [m/s]');
30 ylim([0 2]);
31
32 subplot(3,3,4);
33 plot(T(:),Y(:,2), 'LineWidth',1, 'Color',[0.4660 0.6740 0.1880]);
34 grid on
35 xlabel('t [s]');

```

```

36 ylabel('v [m/s]');
37 ylim([-2 2]);
38
39 subplot(3,3,7);
40 plot(T(:),Y(:,3),'LineWidth',1,'Color',[0.3010 0.7450 0.9330]);
41 grid on
42 xlabel('t [s]');
43 ylabel('w [m/s]');
44 ylim([-1 1]);
45
46 subplot(3,3,3);
47 plot(T(:),Y(:,10)*180/pi,'LineWidth',1,'Color',[0.6350 0.0780 0.1840]);
48 grid on
49 xlabel('t [s]');
50 ylabel('\phi [deg]');
51
52
53 subplot(3,3,6);
54 plot(T(:),Y(:,11)*180/pi,'LineWidth',1,'Color',[0 0.4470 0.7410]);
55 grid on
56 xlabel('t [s]');
57 ylabel('\theta [deg]');
58
59
60 subplot(3,3,9);
61 plot(T(:),Y(:,12),'LineWidth',1,'Color',[0.8500 0.3250 0.0980]);
62 grid on
63 xlabel('t [s]');
64 ylabel('\psi [deg]');
65 %ylim([-30 50]);
66
67
68
69 figure('NumberTitle','off','Name','Traiettoria',...
70 'units','normalized','outerposition',[0 0 1 1]);
71
72 subplot(3,2,[1 3 5]);
73 plot3(Y(:,7),Y(:,8),Y(:,9),'LineWidth',1)
74 xlabel('x [m]');
75 ylabel('y [m]');
76 zlabel('Quota [m]');
77 zlim([-200 200]);
78 grid on
79
80 subplot(3,2,2);
81 plot(Y(:,7),Y(:,8),'LineWidth',1,'Color',[0 0.4470 0.7410]);
82 xlabel('x [m]');
83 ylabel('y [m]');
84 grid on
85
86 subplot(3,2,4);
87 plot(Y(:,7),Y(:,9),'LineWidth',1,'Color',[0 0.4470 0.7410]);
88 xlabel('x [m]');
89 ylabel('z [m]');
90 grid on

```

```

91
92 subplot(3,2,6);
93 plot(Y(:,8),Y(:,9),'LineWidth',1,'Color',[0 0.4470 0.7410]);
94 xlabel('y [m]');
95 ylabel('z [m]');
96 grid on

```

Si nota la presenza di un unico vettore di stato, mentre prima era chiara la distinzione tra X e E.

#### 4.3.13 Script `plotCommand.m`

Viene di seguito riportato il listato dello script `plotCommand.m`:

```

1 figure('NumberTitle','off','Name','Comandi',...
2 'units','normalized','outerposition',[0 0 1 1]);
3
4 subplot(2,2,1)
5 plot(linspace(tStart,tEnd,tEnd+1),...
6 deltaefun(linspace(tStart,tEnd,tEnd+1)),...
7 'LineWidth',1,'Color',[0 0.4470 0.7410]);
8 grid on
9 xlabel('t [s]');
10 ylabel('\delta_e [%]');
11 ylim([-50 50]);
12
13 subplot(2,2,2)
14 plot(linspace(tStart,tEnd,tEnd+1),...
15 deltarfun(linspace(tStart,tEnd,tEnd+1)),...
16 'LineWidth',1,'Color',[0.8500 0.3250 0.0980]);
17 grid on
18 xlabel('t [s]');
19 ylabel('\delta_r [deg]');
20 ylim([-55 55]);
21
22 subplot(2,2,3)
23 plot(linspace(tStart,tEnd,tEnd+1),...
24 nfun(linspace(tStart,tEnd,tEnd+1)),...
25 'LineWidth',1,'Color',[0.9290 0.6940 0.1250]);
26 grid on
27 xlabel('t [s]');
28 ylabel('n [%]');
29 ylim([0 1]);

```

Lo script riporta in forma grafica le componenti assegnate dei comandi.

## 4.4 VERIFICA DEL CODICE

Affinché il codice sia valido, è necessario verificarlo. In particolare, una volta calcolate le condizioni di equilibrio, esso deve essere in grado di mantenerle costanti per un certo periodo di tempo ritenuto idoneo. Vanno lanciate allora almeno due simulazioni in condizioni diverse per verificare se ciò avvenga davvero. Sono state scelte dunque le seguenti condizioni:

- Velocità  $V = 1 \text{ m/s}$  e angolo di discesa  $\gamma = 5^\circ$ ;
- Velocità  $V = 1.2 \text{ m/s}$  e angolo di discesa  $\gamma = 0^\circ$ ;

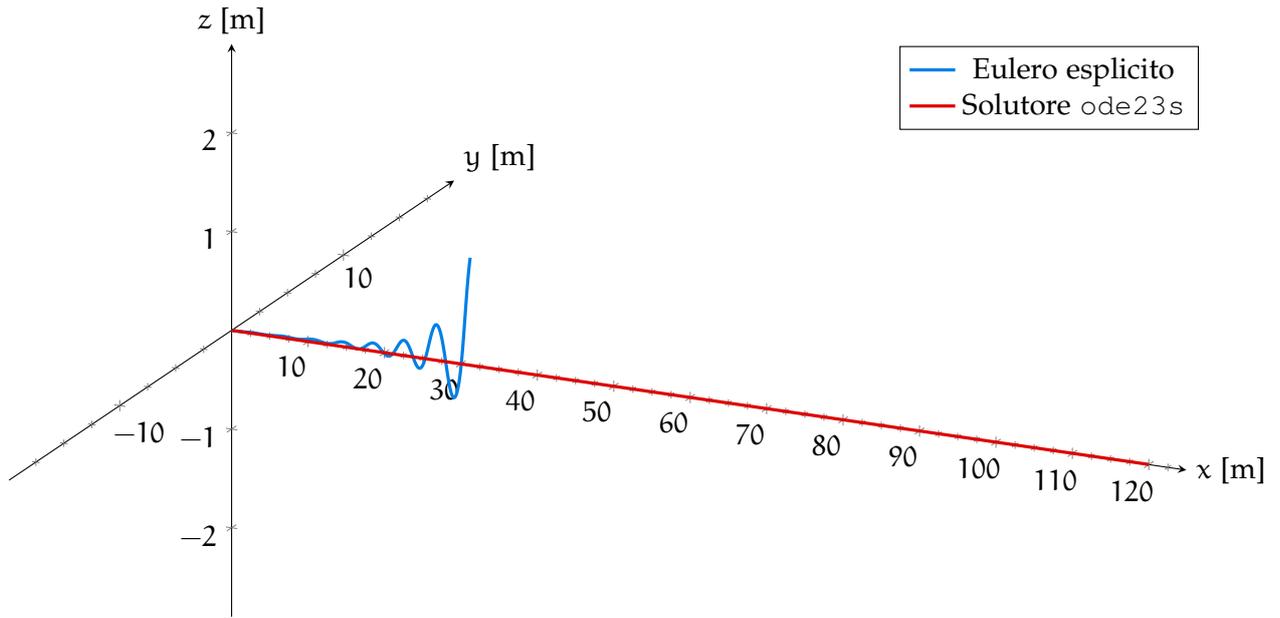
Le condizioni di equilibrio ricavate per i due casi sono riportate nella Tabella 4.3. A riprova del fatto che le condizioni di equilibrio sono ricavate correttamente, è stato effettuato un ulteriore tentativo con  $V = 2.5 \text{ m/s}$  e  $\gamma = 30^\circ$  che, come dovrebbe essere, non ha portato a convergenza. Nei

Tabella 4.3: Condizioni di trim ricavate per i due casi studio analizzati

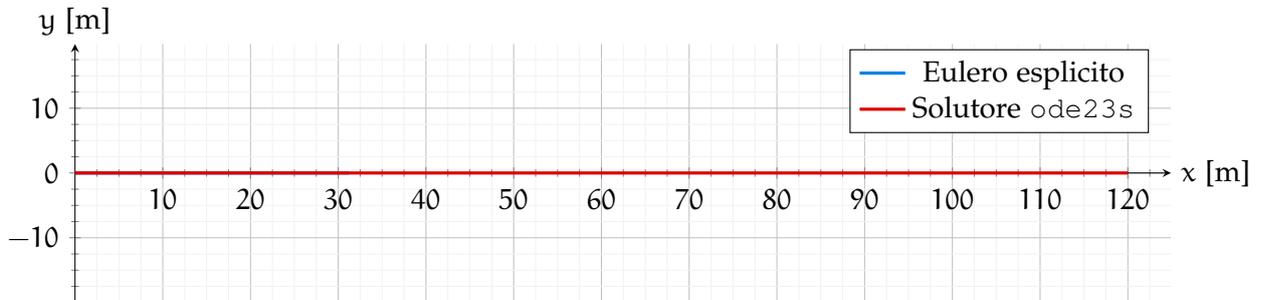
Caso studiato	$\alpha_{\text{trim}}$ [deg]	$\delta e_{\text{trim}}$ [ $\Delta\%$ ]	$n_{\text{trim}}$ [%]	Residuo
$V = 1 \text{ m/s}$ e $\gamma = 5^\circ$	$-1.3519^\circ$	$-46.6245$	$0.2534$	$4.8803 \cdot 10^{-4}$
$V = 1.2 \text{ m/s}$ e $\gamma = 0^\circ$	$-1.5609^\circ$	$-31.0962$	$0.3574$	$6.3674 \cdot 10^{-4}$

successivi Grafici è riportato l'andamento della traiettoria e delle variabili di stato al variare del tempo e del solutore utilizzato (Eulero esplicito con  $\Delta t = 0.01 \text{ s}$  o il solutore *stiff* di MatLab<sup>®</sup> *ode23s*).

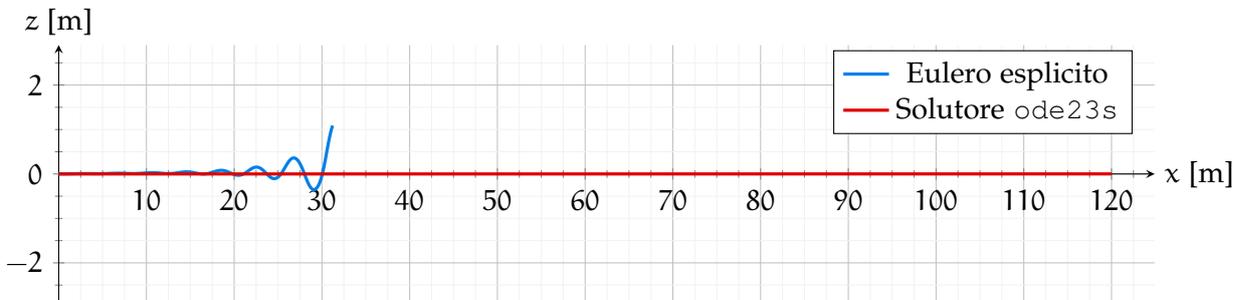
**Commenti sulla verifica del codice** Dai diagrammi riportati nelle pagine successive si nota facilmente che il solutore realizzato tramite Eulero esplicito è instabile già nei primi istanti temporali, nonostante il periodo di integrazione sia già piuttosto basso ( $\Delta t = 0.01 \text{ s}$ ). Ad ogni modo è stato comunque abbassato tale valore fino a  $\Delta t = 10^{-5} \text{ s}$  senza che le curve cambiassero: ulteriori diminuzioni non sarebbero comunque accettabili per via dell'enorme tempo impiegato ad integrare soltanto i primi 10 s. Il solutore *ode23s*, al contrario, ha un comportamento corretto: perde circa  $10^{-3} \text{ m}$  di quota ogni 100 s di integrazione, risultato più che accettabile per questa prima forma di risoluzione. Si nota inoltre che la variazione delle variabili longitudinali, in assenza di componenti di velocità angolare, non influenza la stabilità sugli altri piani. Si nota inoltre la differenza tra il numero di passi compiuti: mentre nel caso dell'*ode23s* sono stati compiuti una trentina di passi in entrambi i casi per integrare 100 s, nel caso di Eulero esplicito sono stati impiegati 2500 passi per soli 25 s.



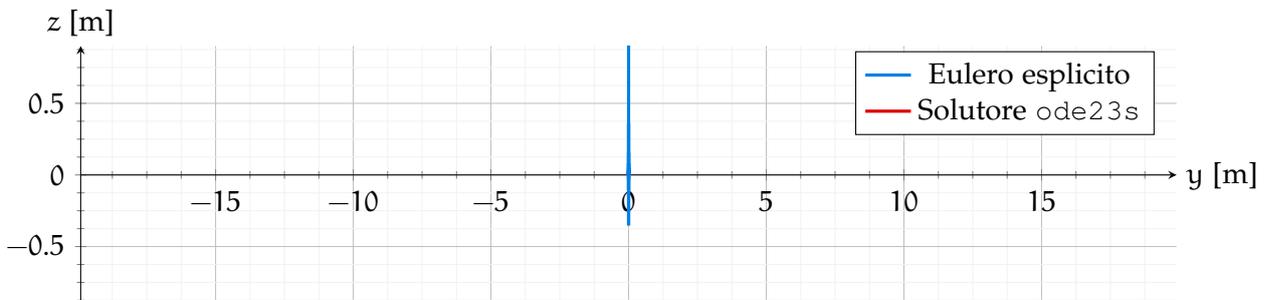
(a) Traiettoria tridimensionale



(b) Proiezione sul piano xy (coincidenti)



(c) Proiezione sul piano xz



(d) Proiezione sul piano yz

Grafico 4.1: Risultati della verifica per  $\gamma = 0$  e  $V = 1.2 \text{ m/s}$

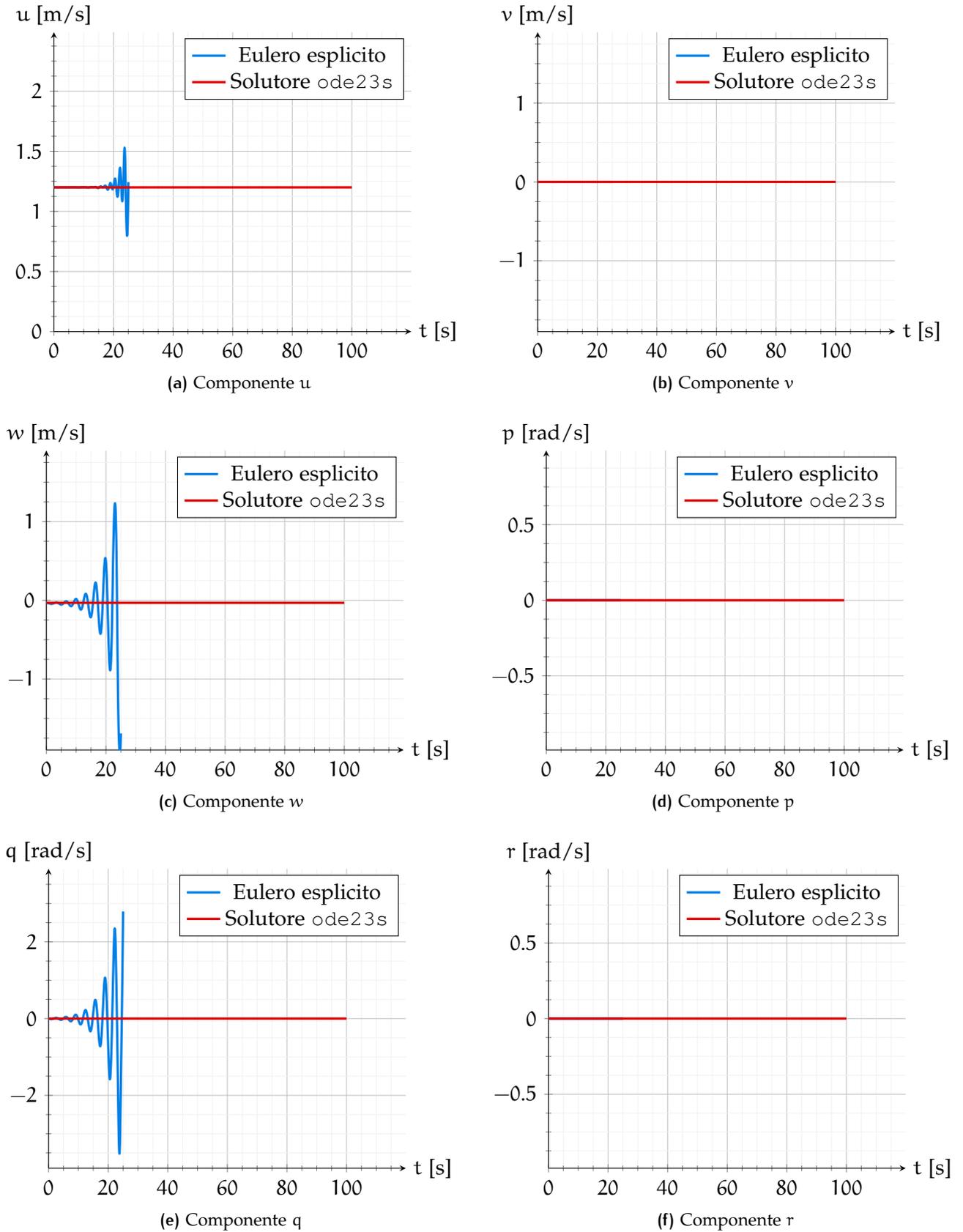
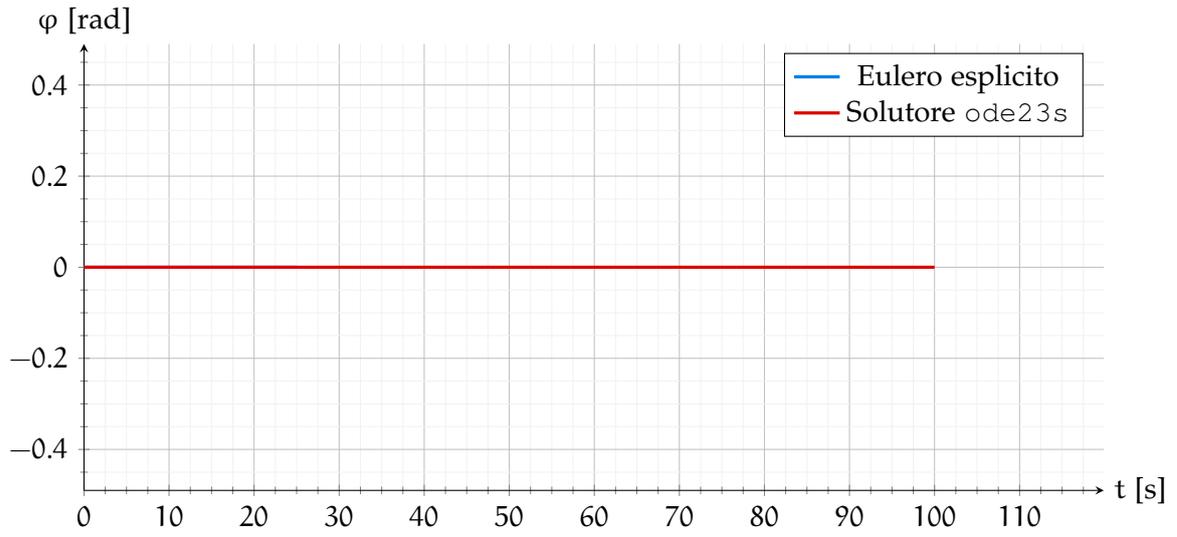
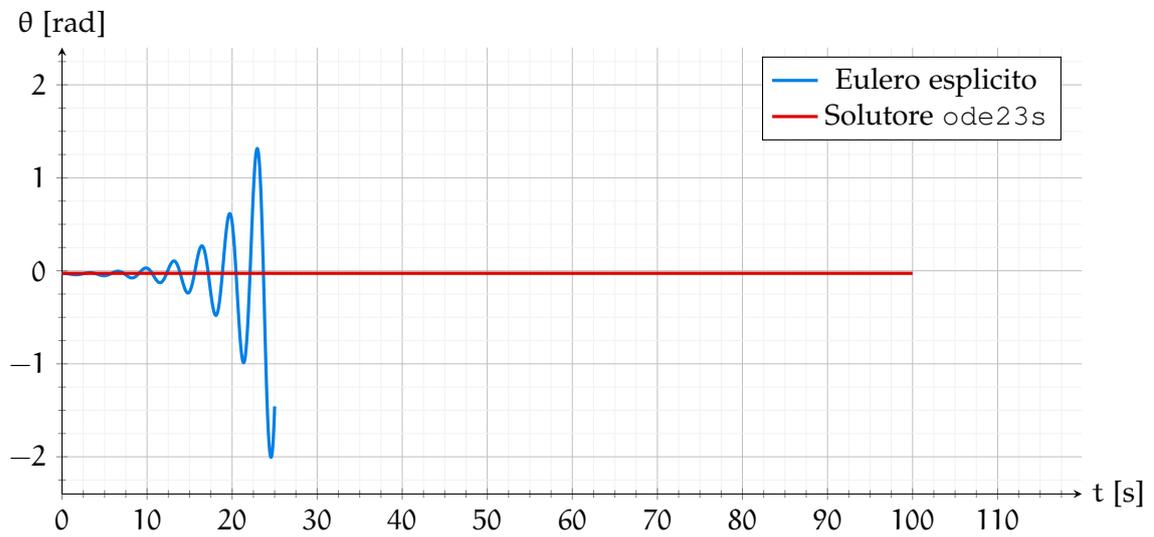
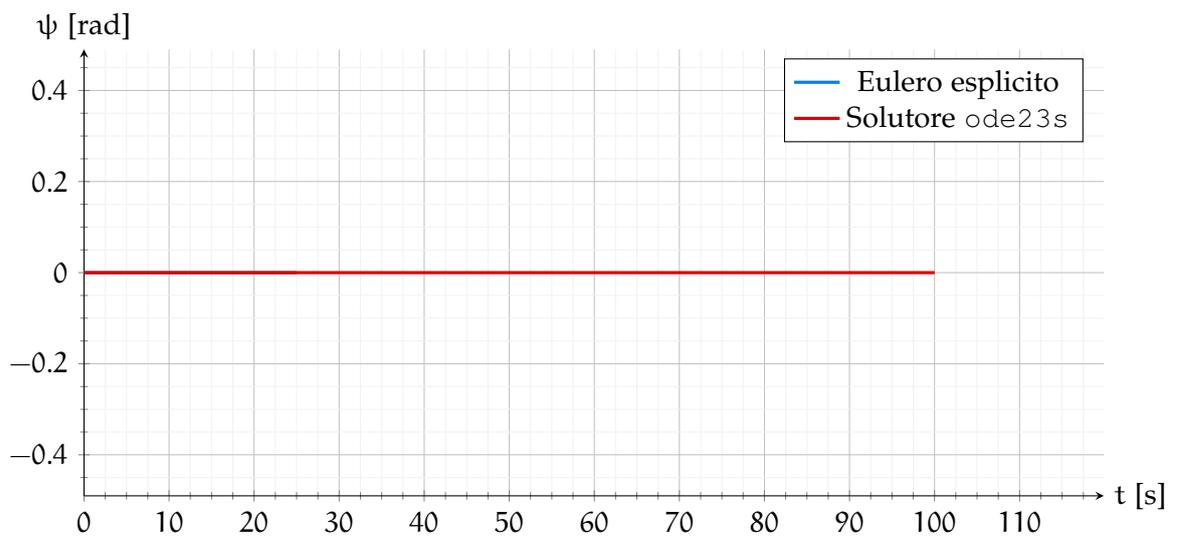
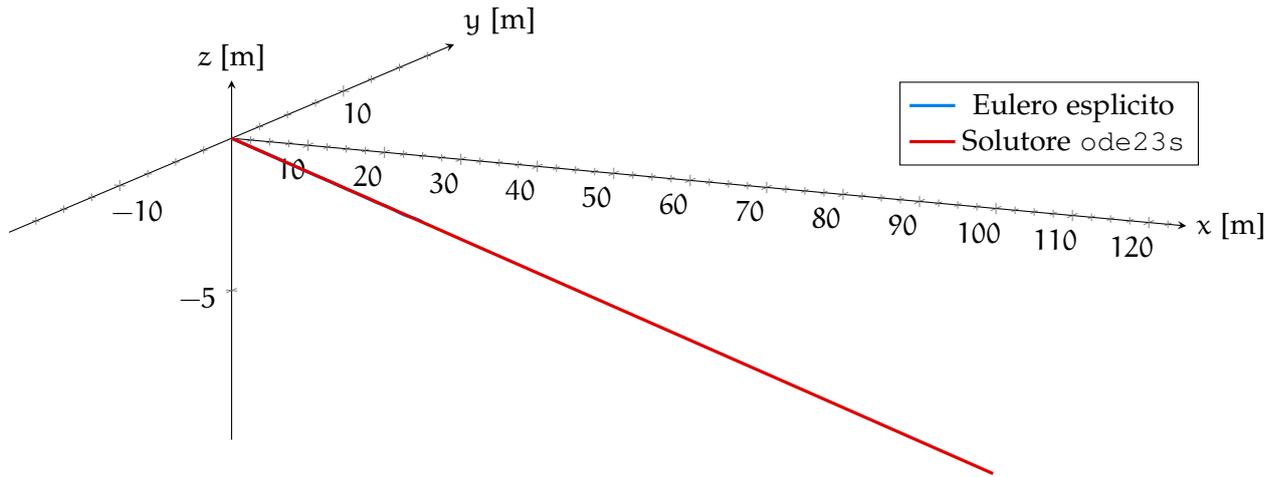
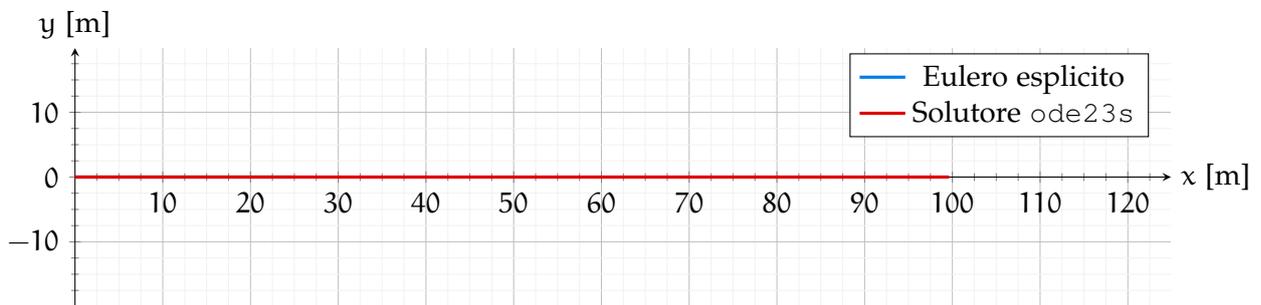


Grafico 4.2: Risultati della verifica per  $\gamma = 0$  e  $V = 1.2$  m/s

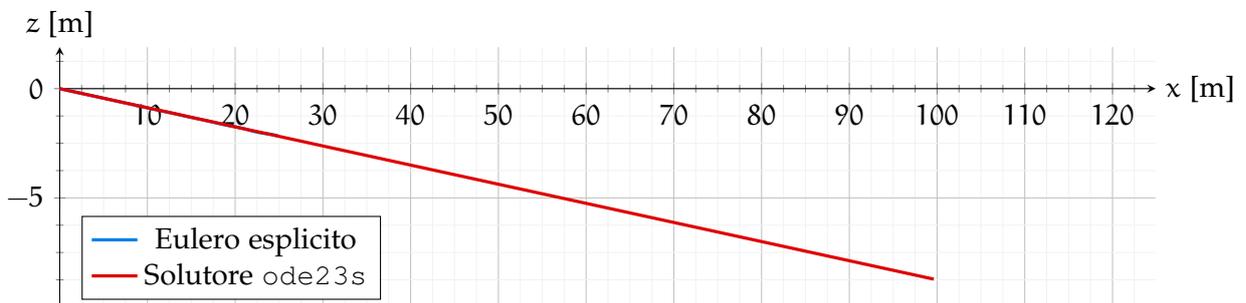
(a) Componente  $\varphi$ (b) Componente  $\theta$ (c) Componente  $\psi$ Grafico 4.3: Risultati della verifica per  $\gamma = 0$  e  $V = 1.2$  m/s



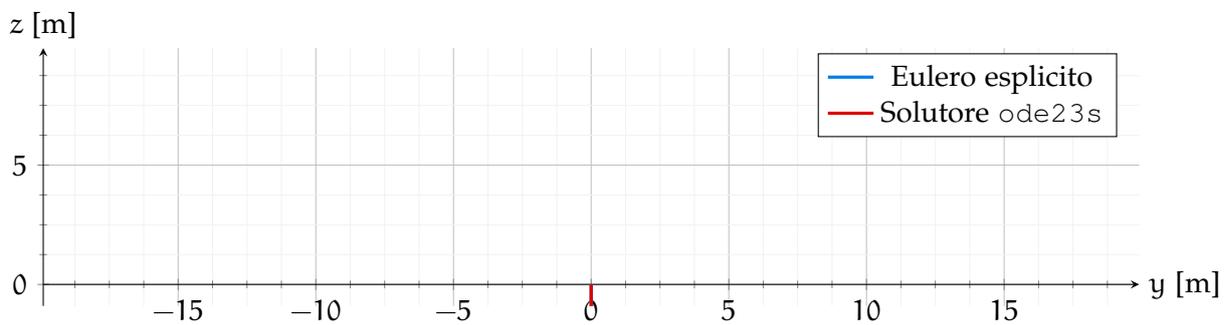
(a) Traiettoria tridimensionale



(b) Proiezione sul piano xy (coincidenti)

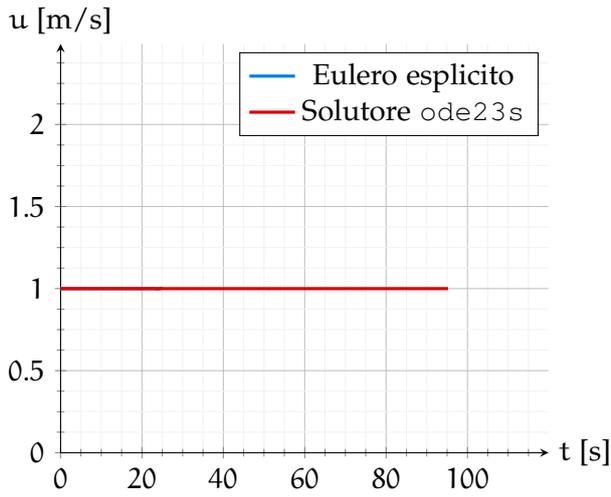
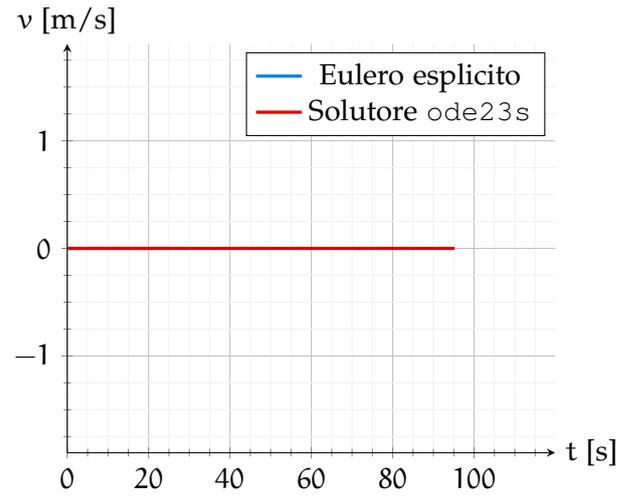
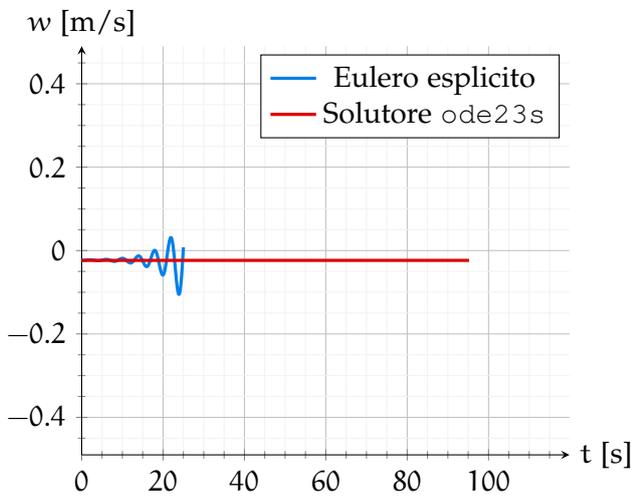
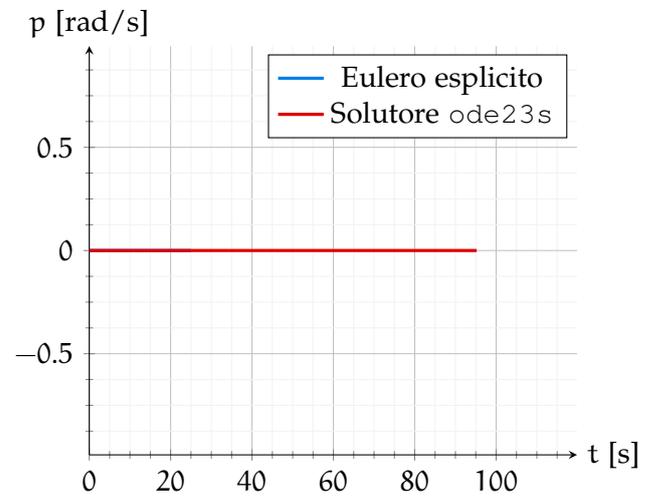
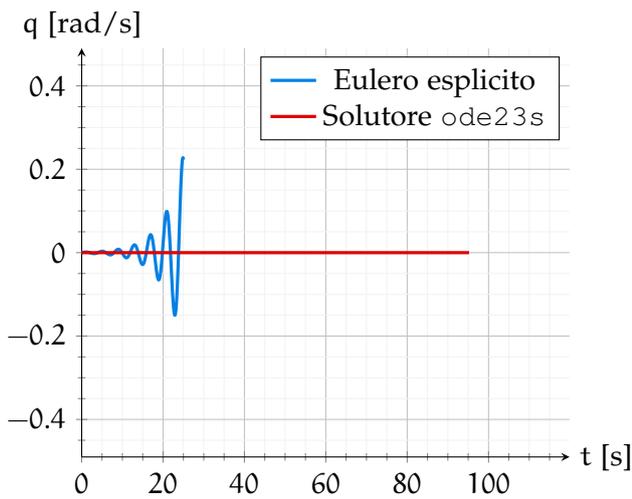
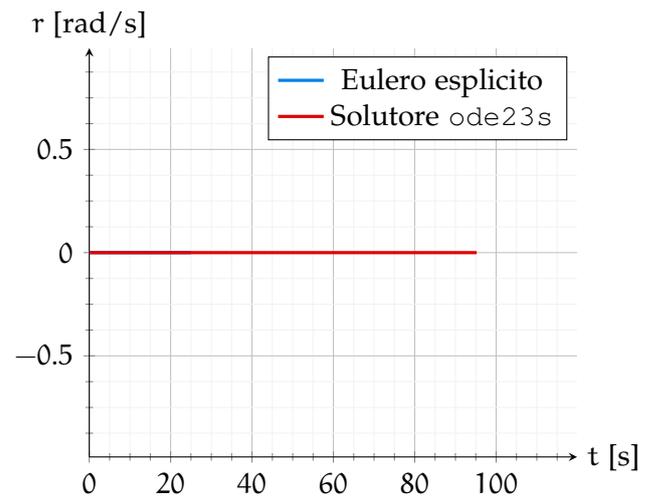


(c) Proiezione sul piano xz



(d) Proiezione sul piano yz

Grafico 4.4: Risultati della verifica per  $\gamma = 5$  e  $V = 1$  m/s

(a) Componente  $u$ (b) Componente  $v$ (c) Componente  $w$ (d) Componente  $p$ (e) Componente  $q$ (f) Componente  $r$ Grafico 4.5: Risultati della verifica per  $\gamma = 5$  e  $V = 1$  m/s

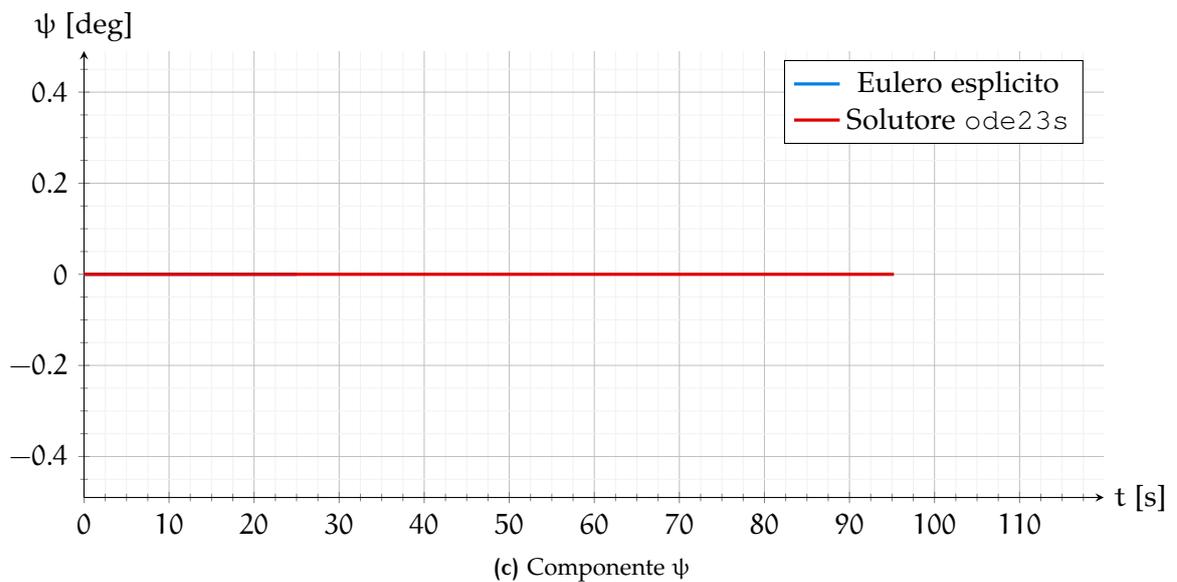
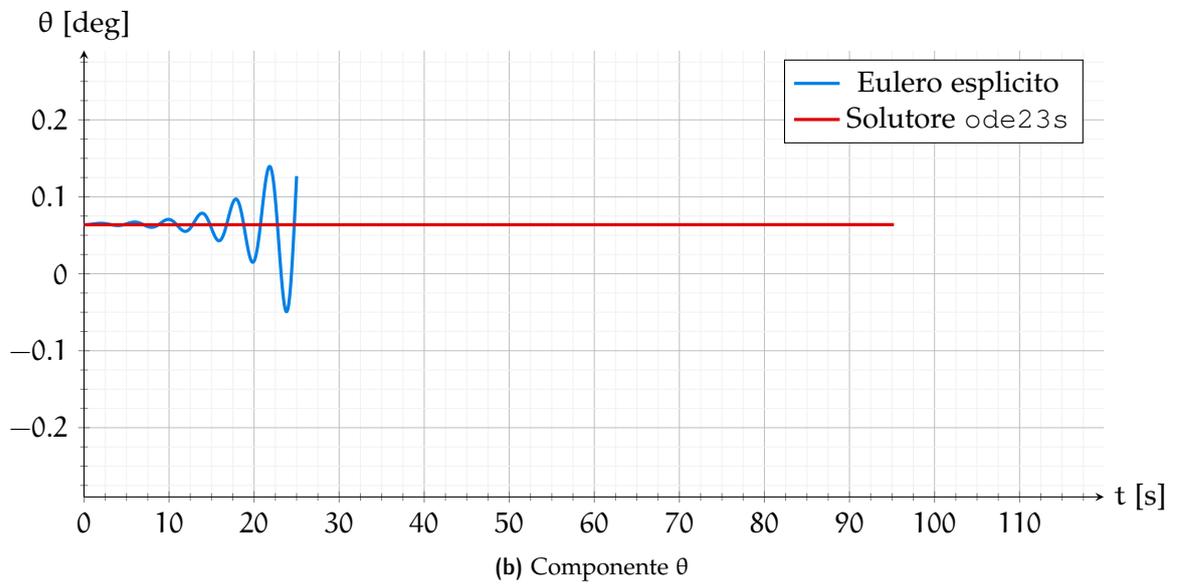
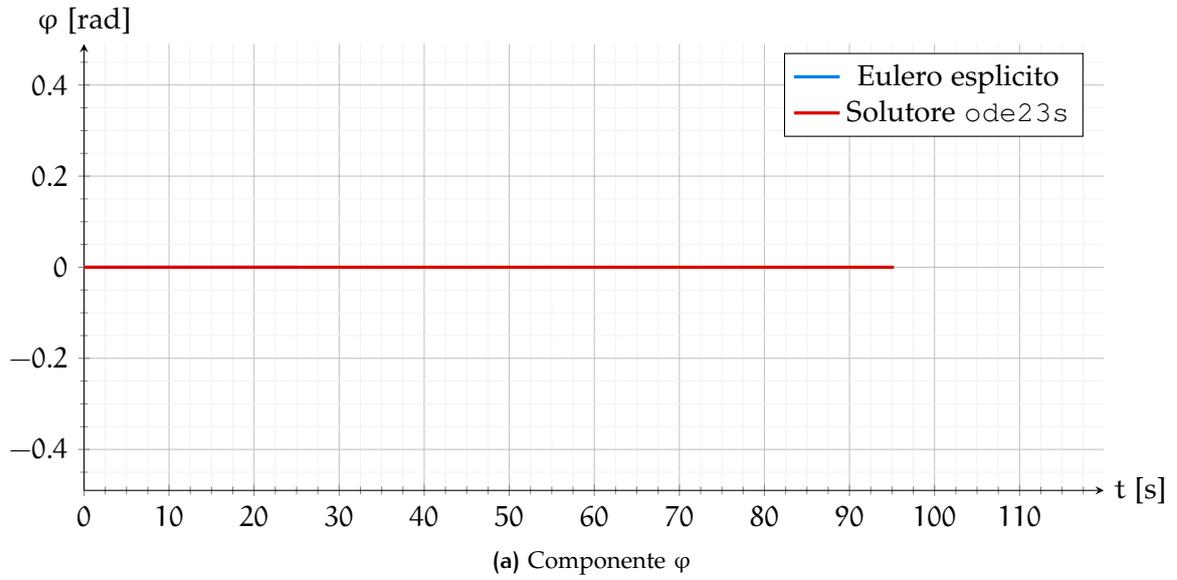


Grafico 4.6: Risultati della verifica per  $\gamma = 5$  e  $V = 1$  m/s

## 4.5 ANALISI DI STABILITÀ AL COMANDO

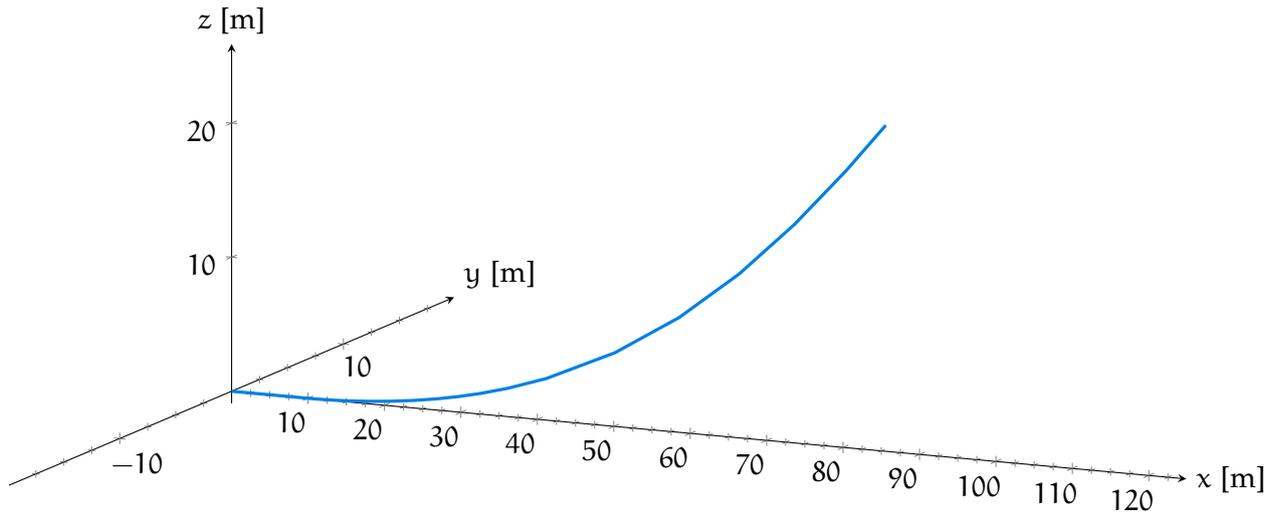
Vengono di seguito proposti i risultati delle simulazioni relativi al comando di equilibratore e timone.

### 4.5.1 Equilibratore

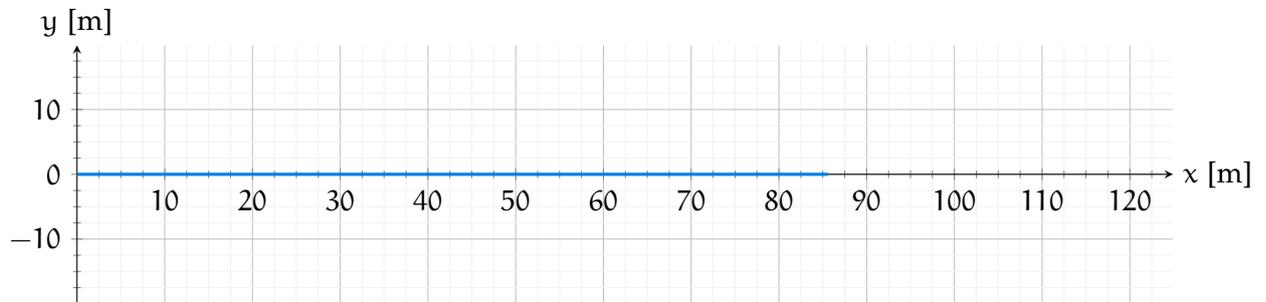
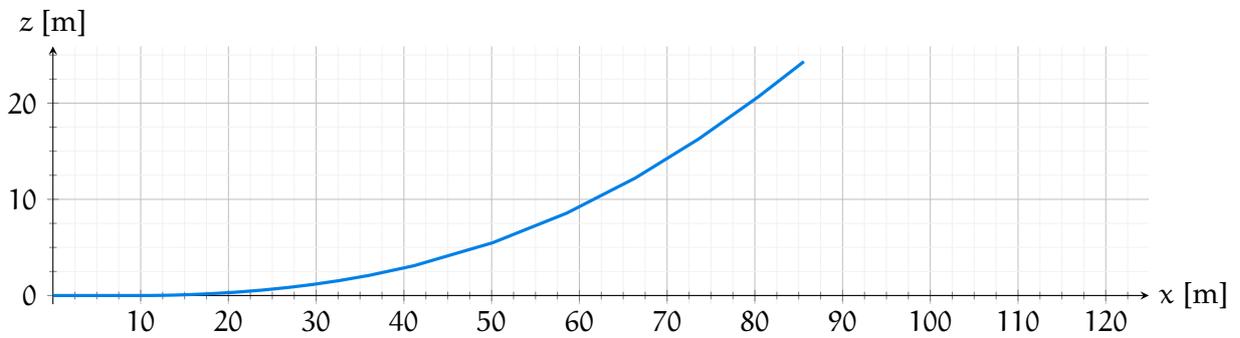
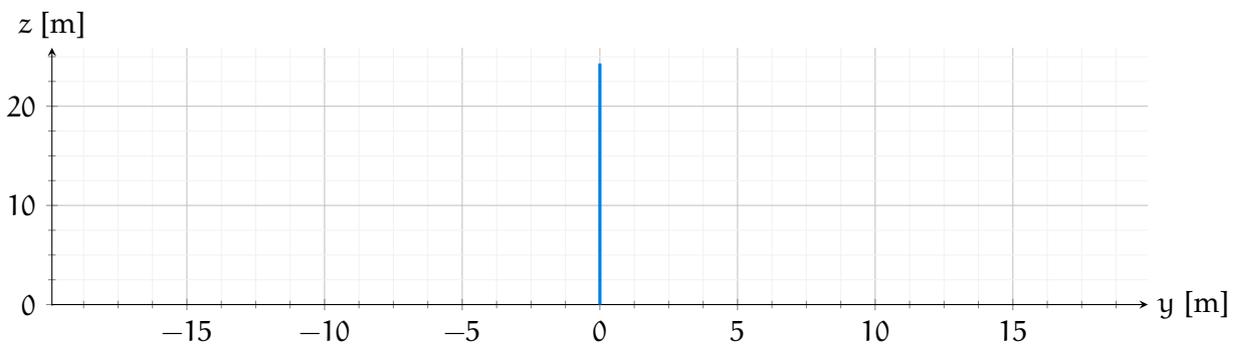
Dal Grafico 4.7 al 4.12 sono riportati i diagrammi nel caso indiciale ed impulsivo per l'equilibratore. Si nota che il veicolo è piuttosto stabile in termini di equilibratore: in particolare, è stato assegnato in entrambi i casi un comando a 10 s e che portasse l'equilibratore a  $-40\%$  rispetto alla condizione nulla. Il drone tende a risalire con il comando a gradino, mentre risulta praticamente insensibile al comando impulsivo. Queste due condizioni portano a pensare che il veicolo sia stabile per quanto riguarda questo comando.

### 4.5.2 Timone

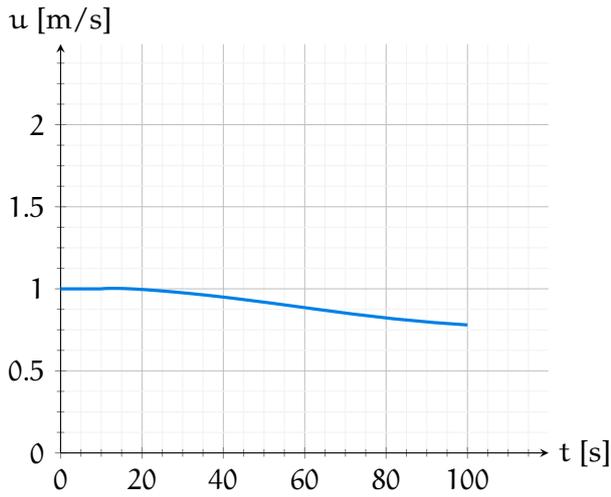
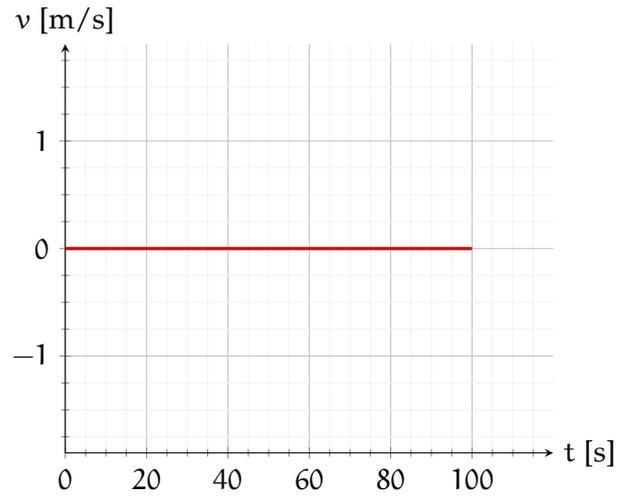
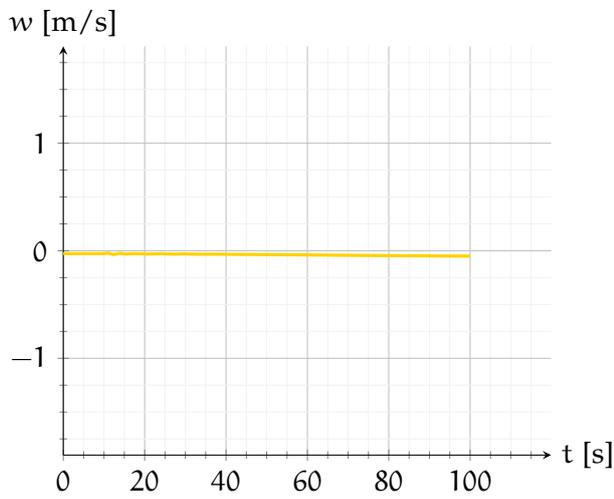
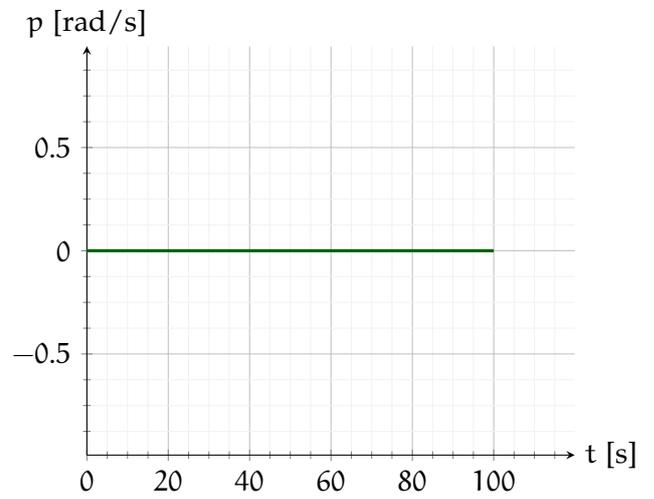
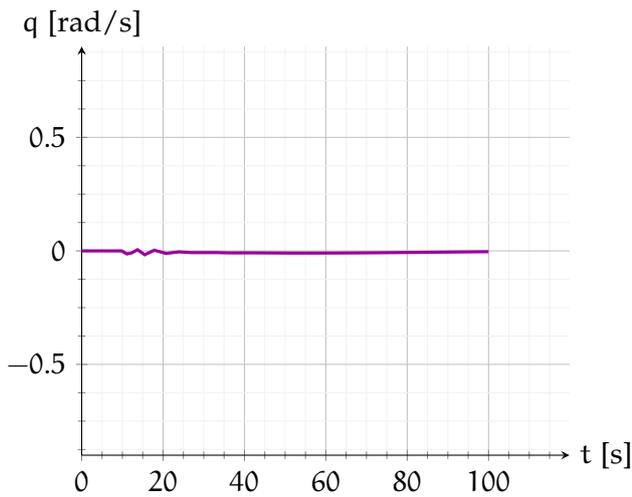
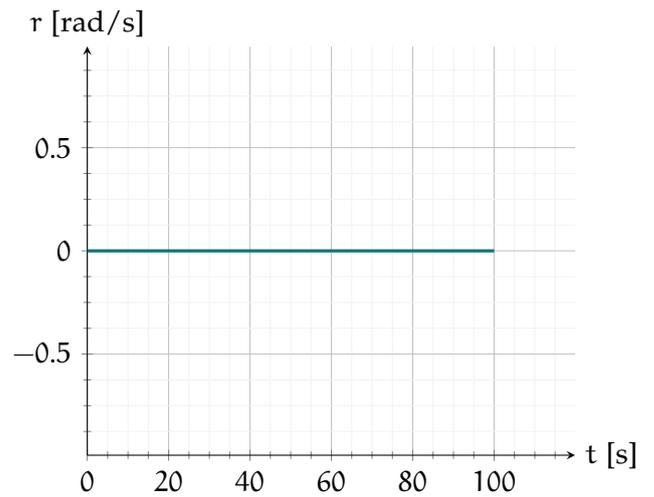
Dal Grafico 4.14 al 4.18 sono riportati i diagrammi nel caso indiciale ed impulsivo per il timone. In entrambi i casi è stato imposto un comando a 10 s che portasse l'equilibratore a  $\delta_r = 1^\circ$ . Nel caso di comando a gradino il veicolo comincia a guadagnare subito in angolo di rollio, condizione che porta poi nell'instabilità anche in altre variabili. Quanto detto si verifica anche nel caso indiciale, anche se in maniera leggermente meno evidente. Queste due osservazioni portano a pensare che il veicolo sia instabile alle perturbazioni e ai comandi di timone, motivo per cui è necessario sul veicolo un sistema di controllo del rollio. Tale sistema è realizzato, per il Seastick 300G, tramite una piattaforma inerziale che, nota la velocità angolare di rollio, agisce sugli equilibratori frontali utilizzandoli come alettoni e riportando quindi il veicolo in una condizione stabile.



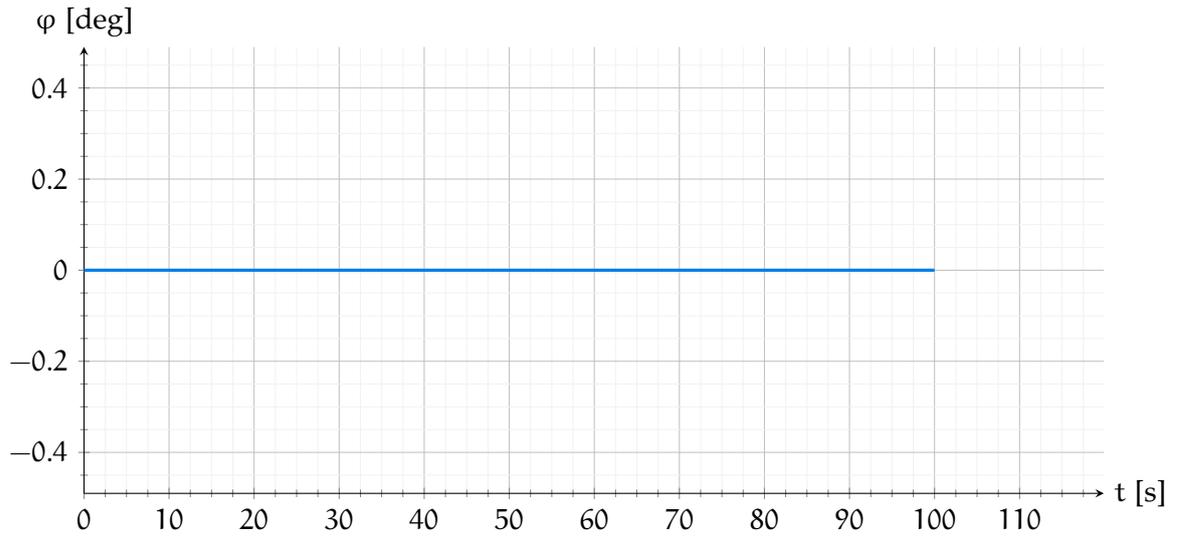
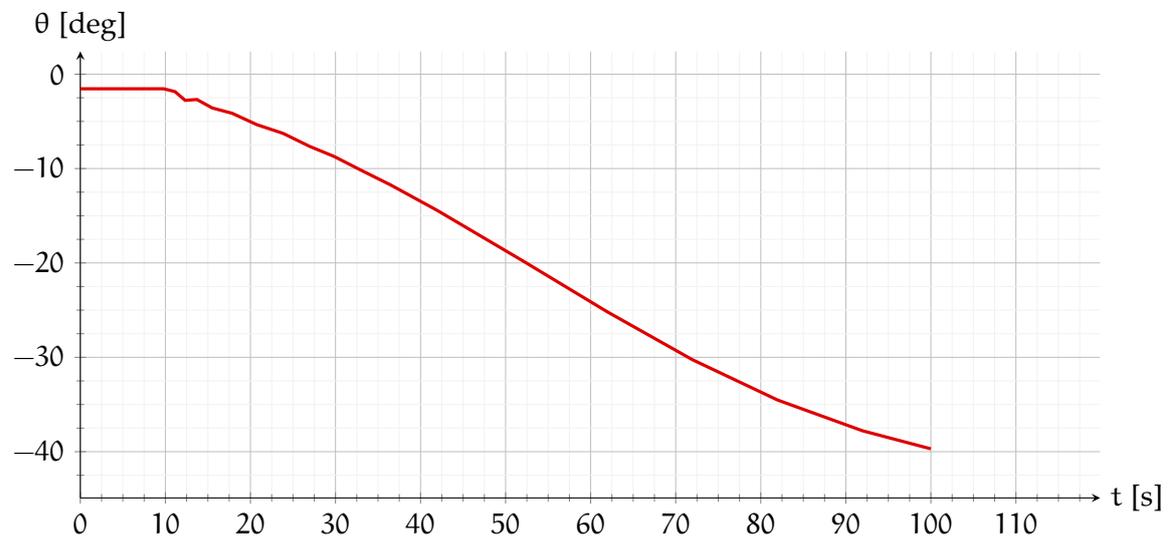
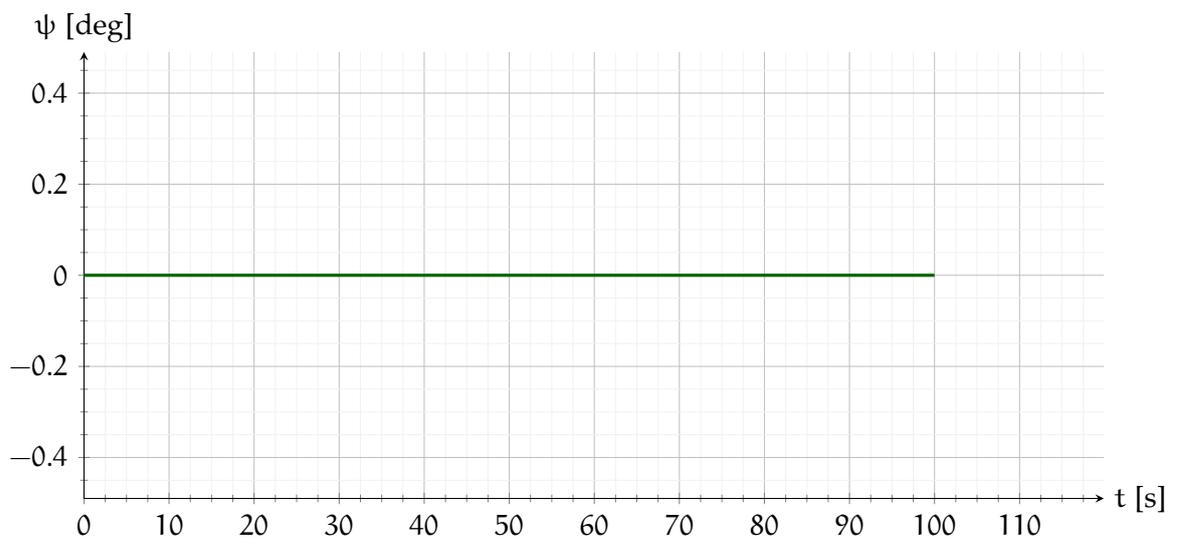
(a) Traiettoria tridimensionale

(b) Proiezione sul piano  $xy$  (coincidenti)(c) Proiezione sul piano  $xz$ (d) Proiezione sul piano  $yz$ 

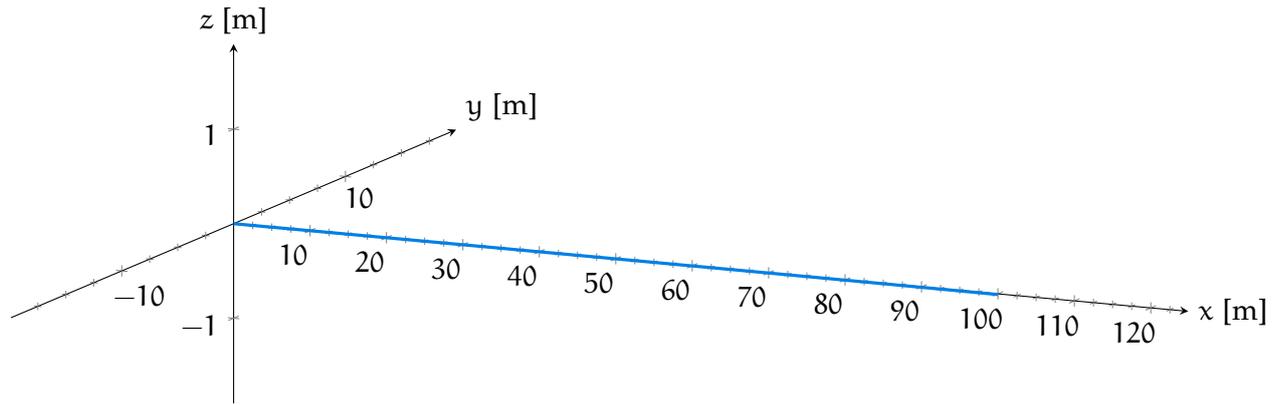
**Grafico 4.7:** Analisi del comando indiciale di equilibratore assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_e$  che passa dal valore di trim a  $\gamma = 0^\circ$  e  $V = 1$  m/s al valore di  $-40\%$ : componenti della traiettoria

(a) Componente  $u$ (b) Componente  $v$ (c) Componente  $w$ (d) Componente  $p$ (e) Componente  $q$ (f) Componente  $r$ 

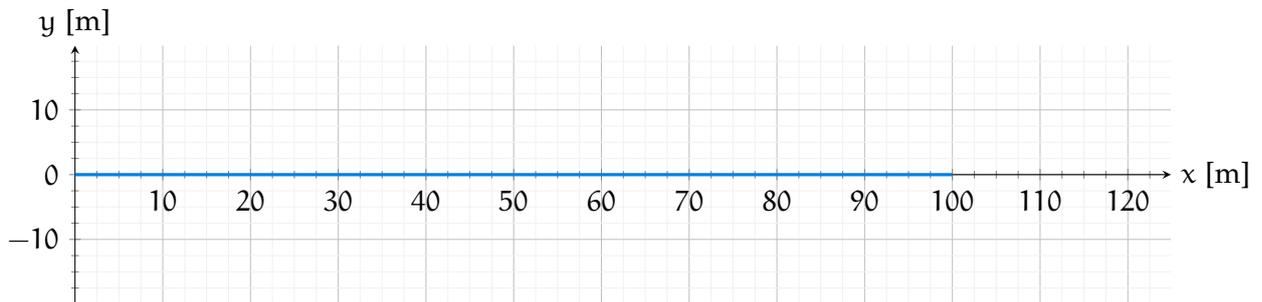
**Grafico 4.8:** Analisi del comando indiciale di equilibratore assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_e$  che passa dal valore di trim a  $\gamma = 0^\circ$  e  $V = 1$  m/s al valore di  $-40\%$ : variabili di stato

(a) Componente  $\varphi$ (b) Componente  $\theta$ (c) Componente  $\psi$ 

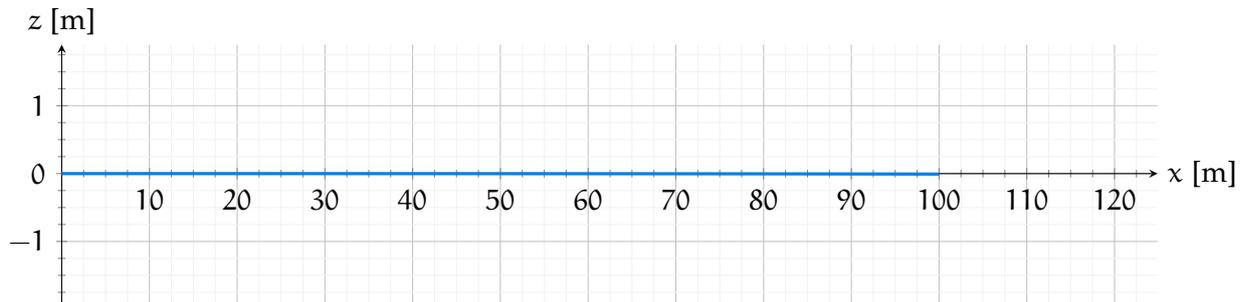
**Grafico 4.9:** Analisi del comando indiciale di equilibratore assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_e$  che passa dal valore di trim a  $\gamma = 0^\circ$  e  $V = 1$  m/s al valore di  $-40\%$ : angoli di Eulero



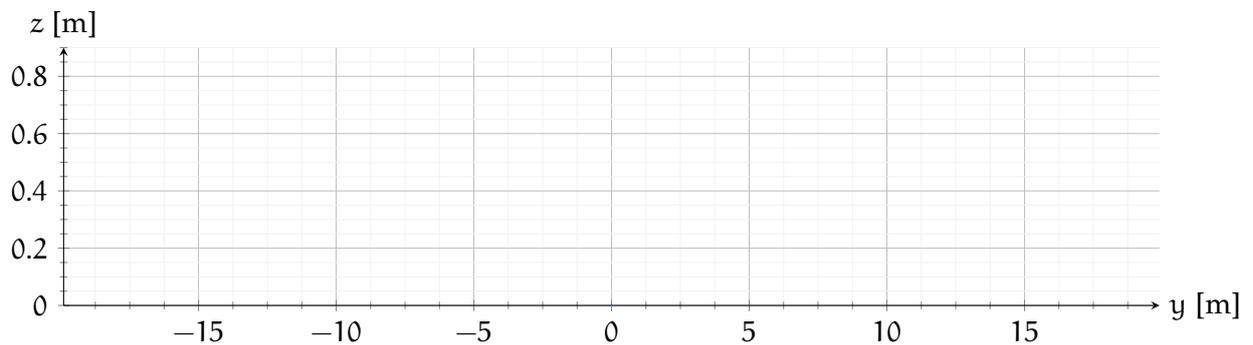
(a) Traiettoria tridimensionale



(b) Proiezione sul piano xy (coincidenti)

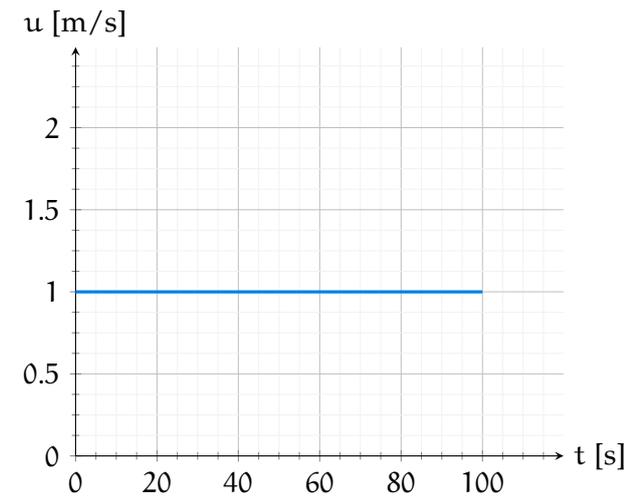
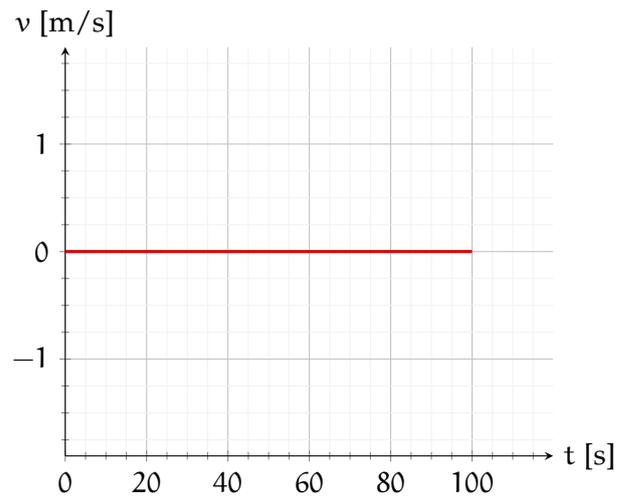
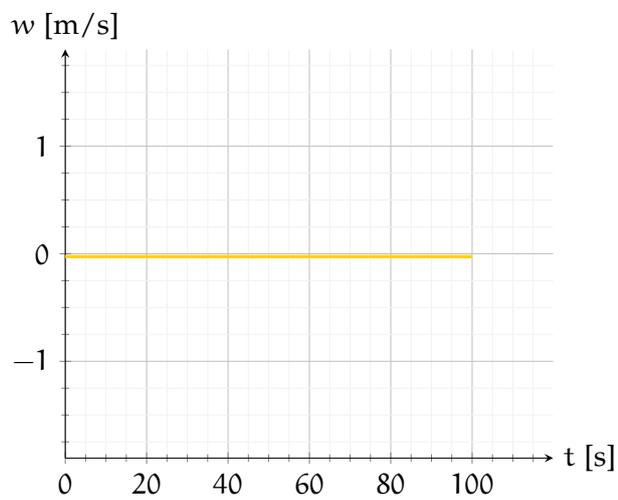
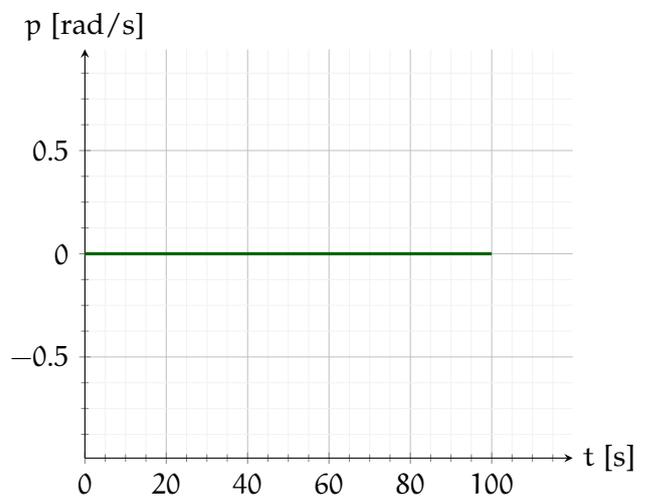
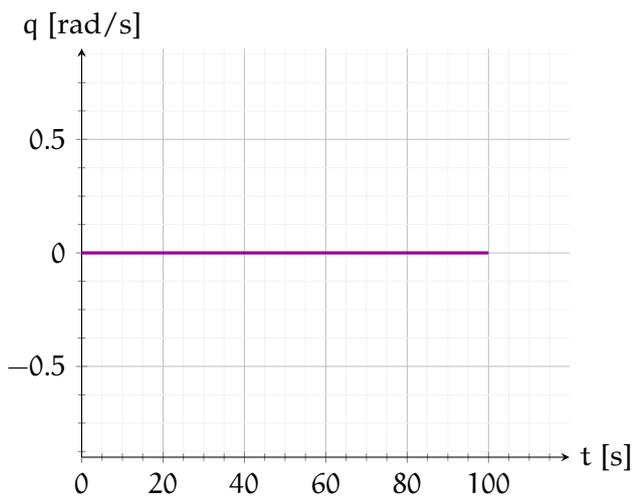
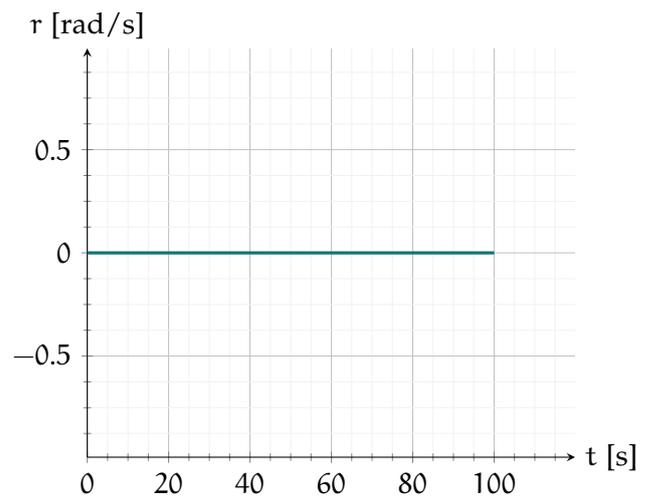


(c) Proiezione sul piano xz

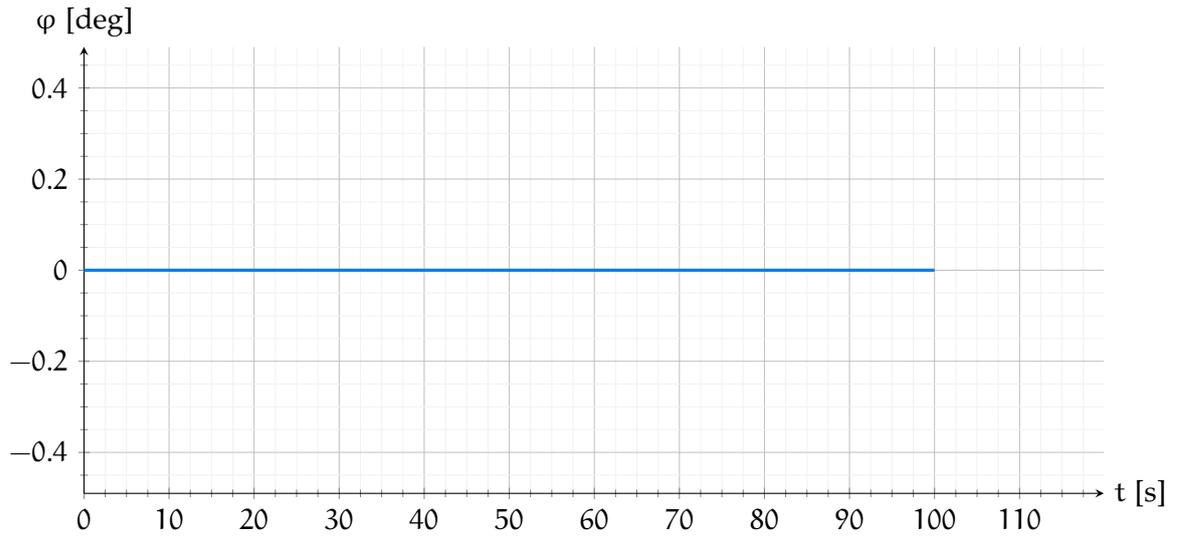
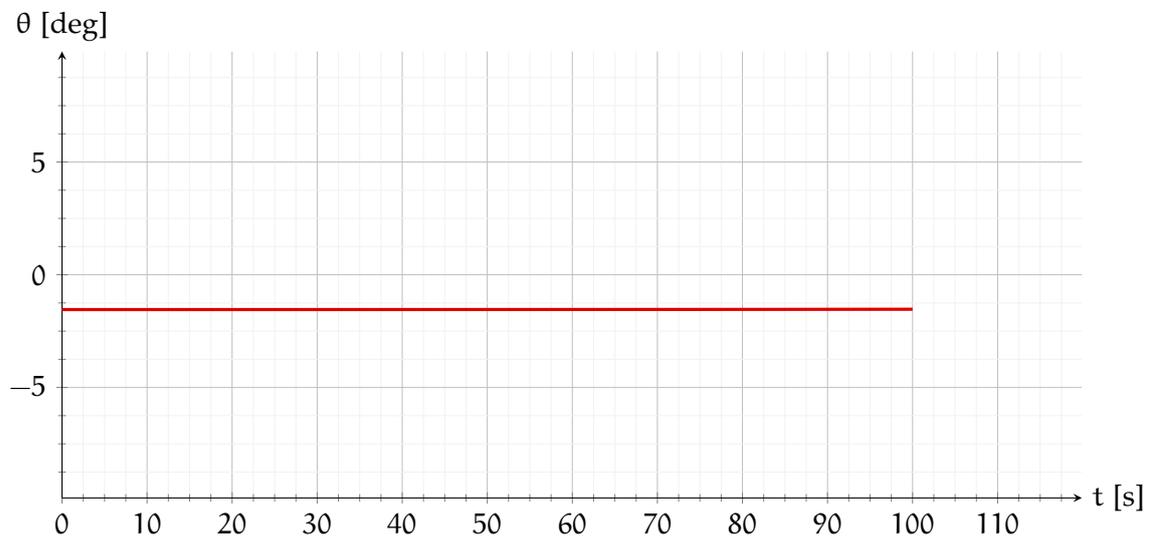
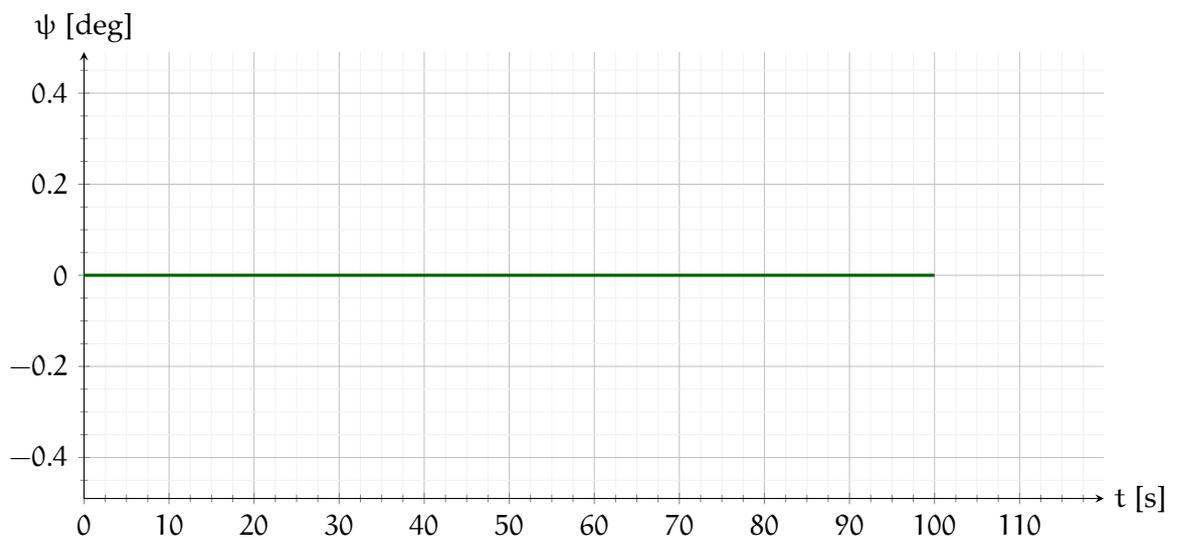


(d) Proiezione sul piano yz

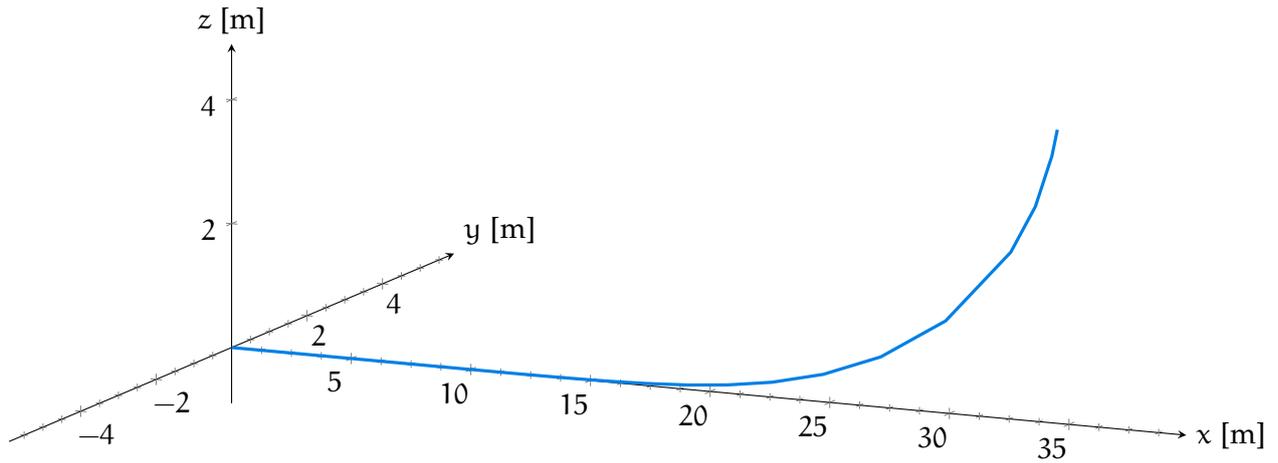
**Grafico 4.10:** Analisi del comando impulsivo di equilibratore assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_e$  che passa dal valore di trim a  $\gamma = 0^\circ$  e  $V = 1$  m/s al valore di +10%: andamento della traiettoria

(a) Componente  $u$ (b) Componente  $v$ (c) Componente  $w$ (d) Componente  $p$ (e) Componente  $q$ (f) Componente  $r$ 

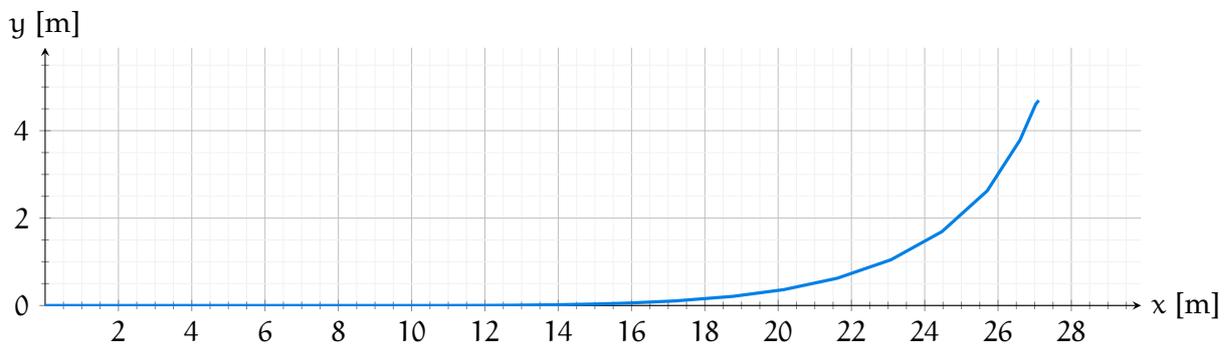
**Grafico 4.11:** Analisi del comando impulsivo di equilibratore assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_e$  che passa dal valore di trim a  $\gamma = 0^\circ$  e  $V = 1$  m/s al valore di +10%: variabili di stato

(a) Componente  $\varphi$ (b) Componente  $\theta$ (c) Componente  $\psi$ 

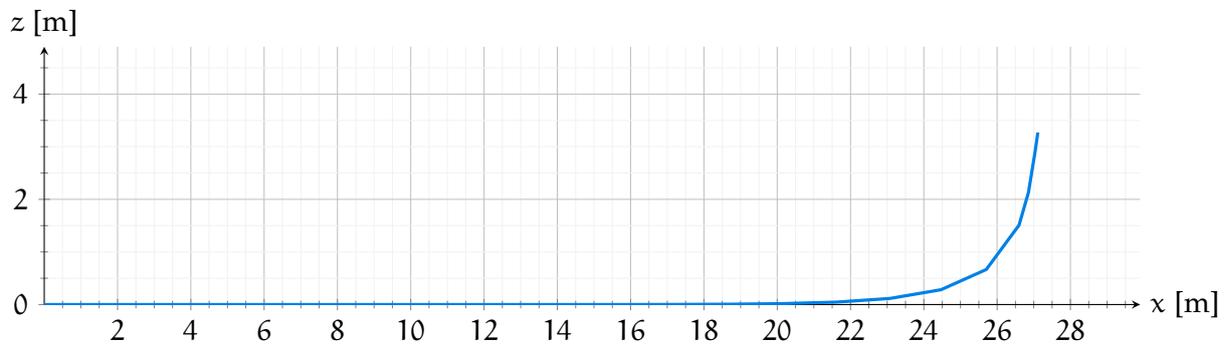
**Grafico 4.12:** Analisi del comando impulsivo di equilibratore assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_e$  che passa dal valore di trim a  $\gamma = 0^\circ$  e  $V = 1$  m/s al valore di +10%: angoli di Eulero



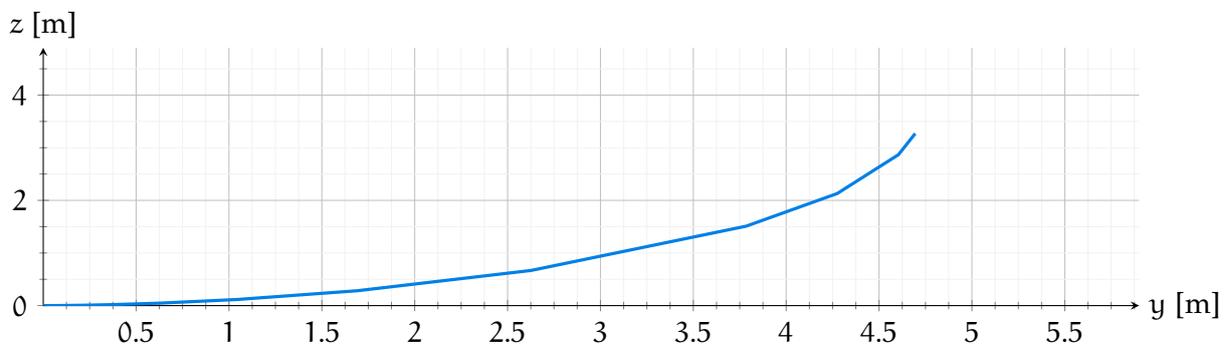
(a) Traiettoria tridimensionale



(b) Proiezione sul piano xy (coincidenti)

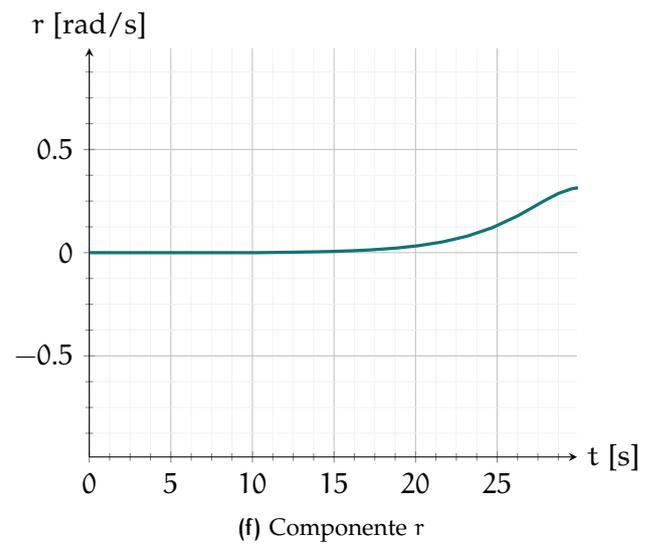
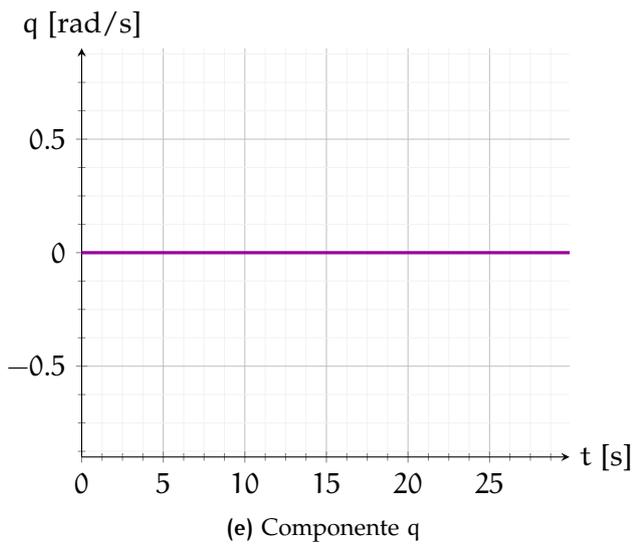
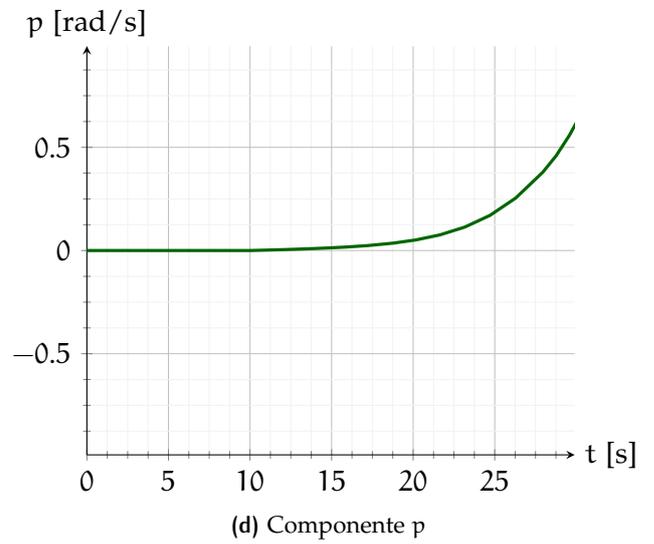
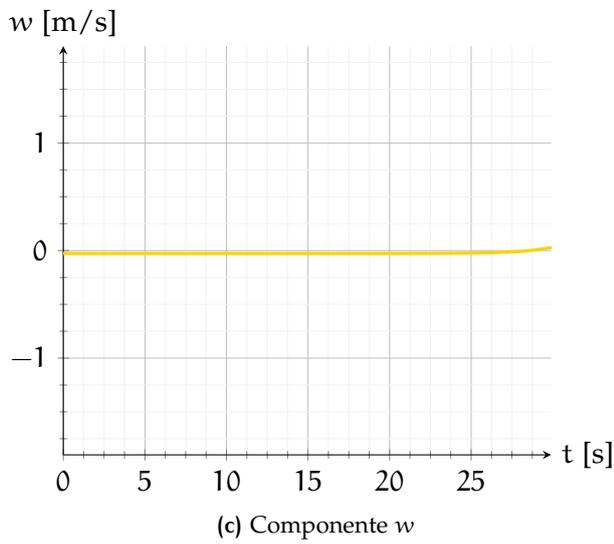
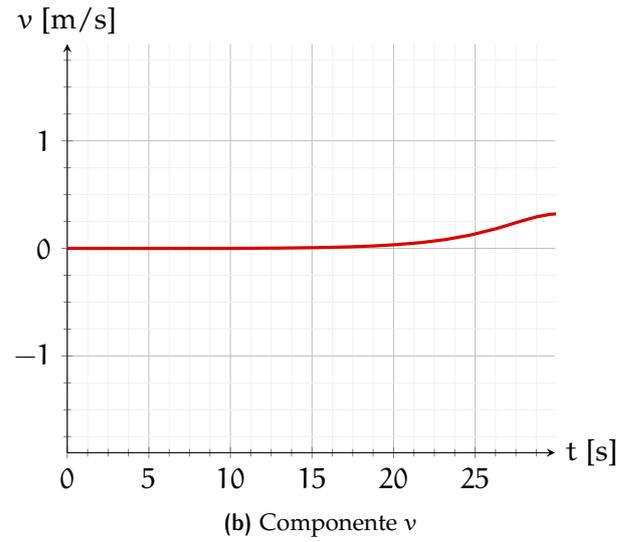
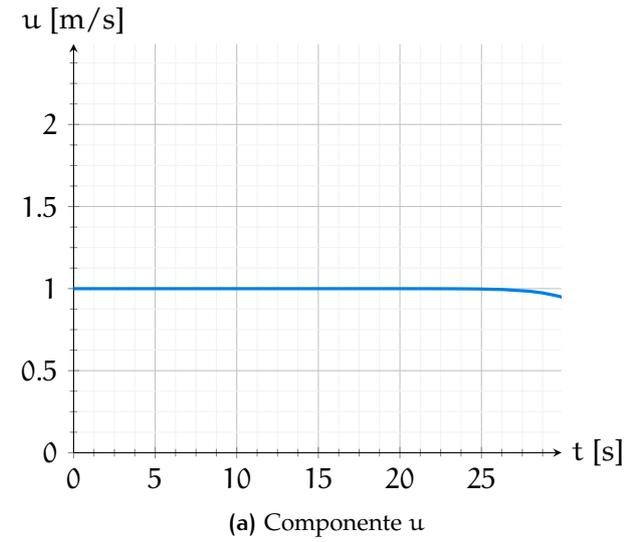


(c) Proiezione sul piano xz



(d) Proiezione sul piano yz

**Grafico 4.13:** Analisi del comando indiciale di timone assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_r$  che passa dal valore nullo a  $1^\circ$ : andamento della traiettoria



**Grafico 4.14:** Analisi del comando indiciale di timone assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_r$  che passa dal valore nullo a  $1^\circ$ : variabili di stato

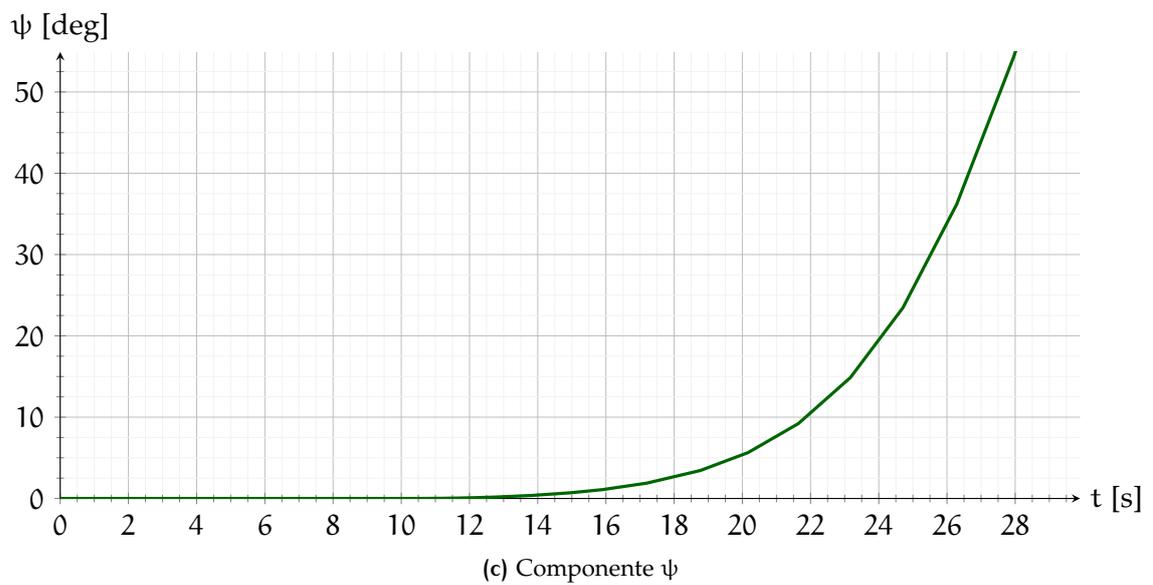
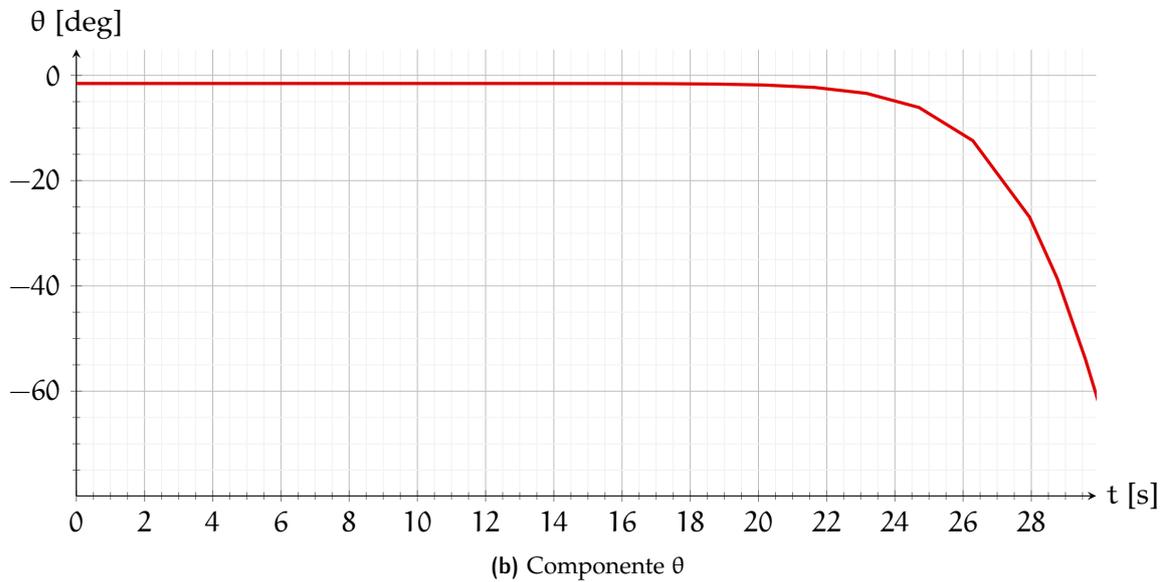
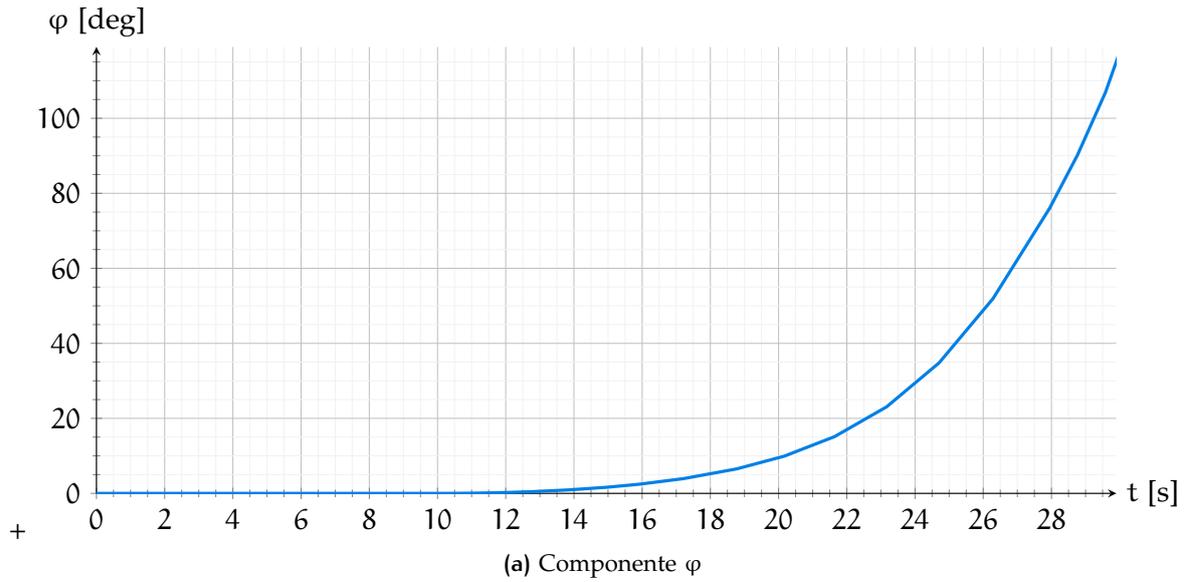
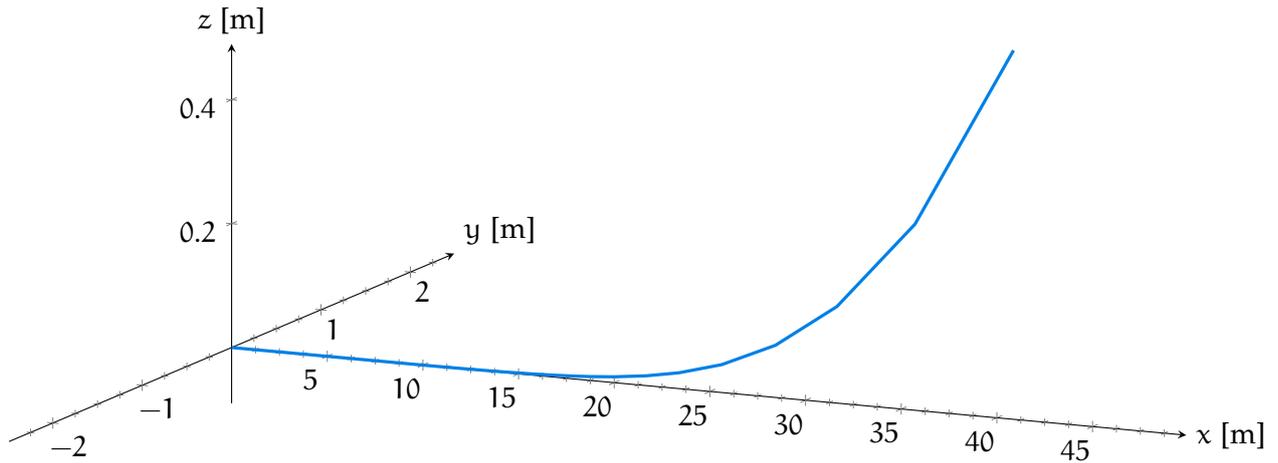
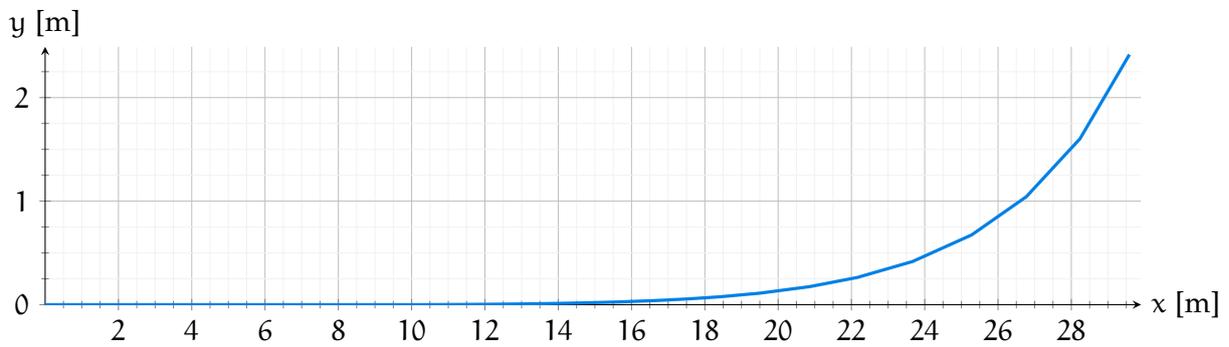


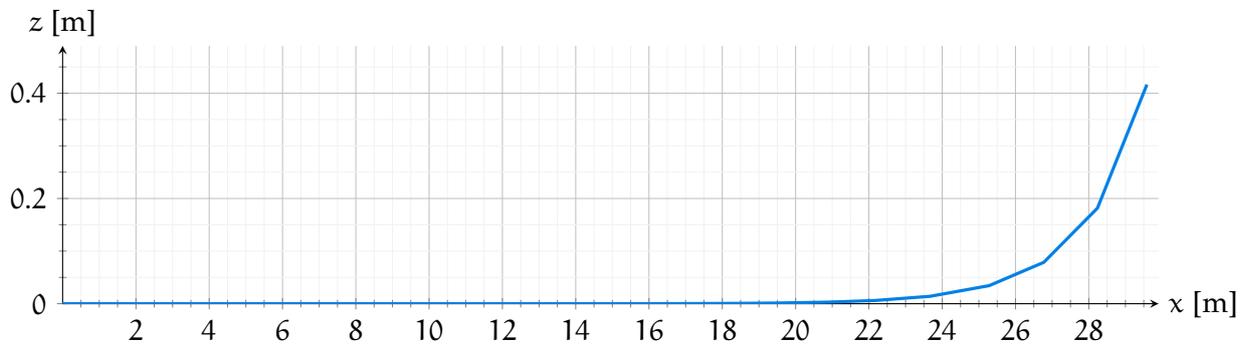
Grafico 4.15: Analisi del comando indiciale di timone assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_r$  che passa dal valore nullo a  $1^\circ$ : angoli di Eulero



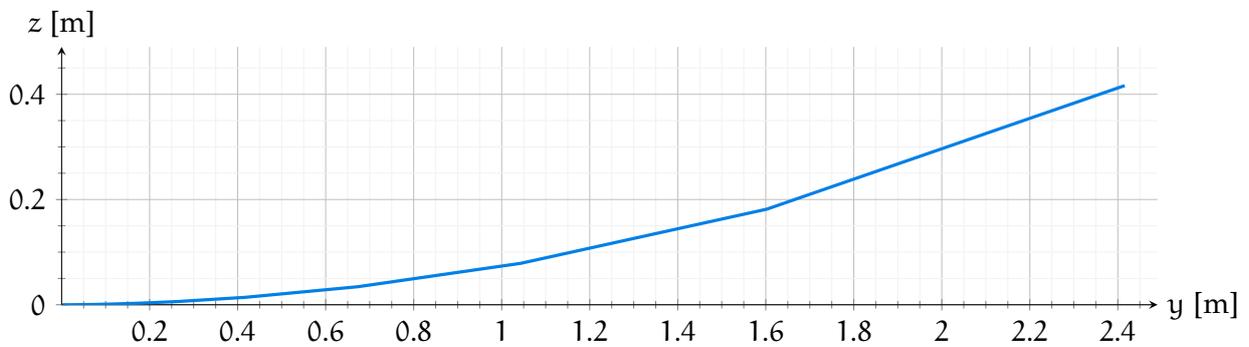
(a) Traiettoria tridimensionale



(b) Proiezione sul piano xy (coincidenti)

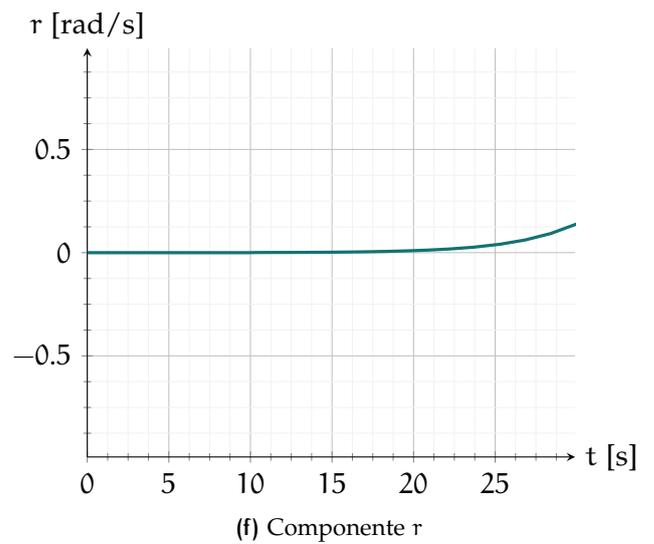
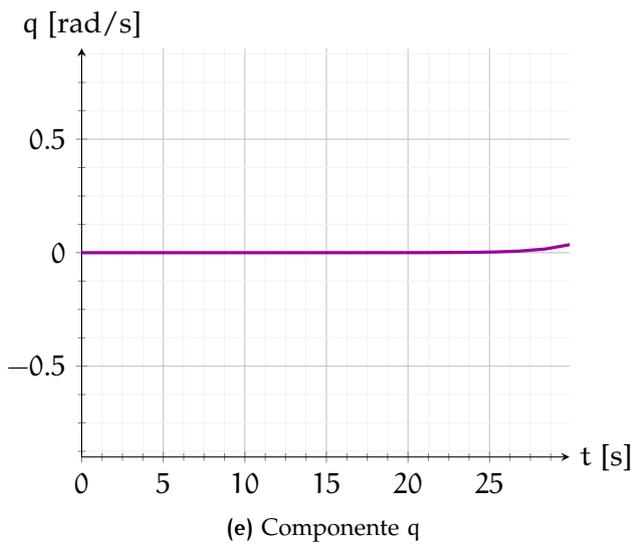
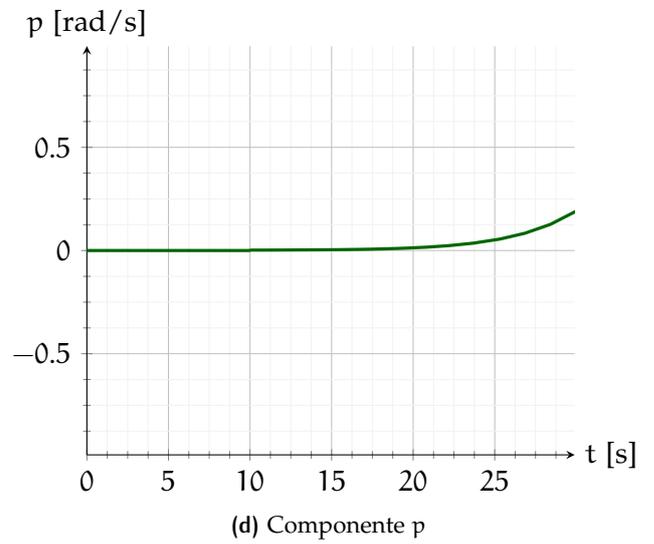
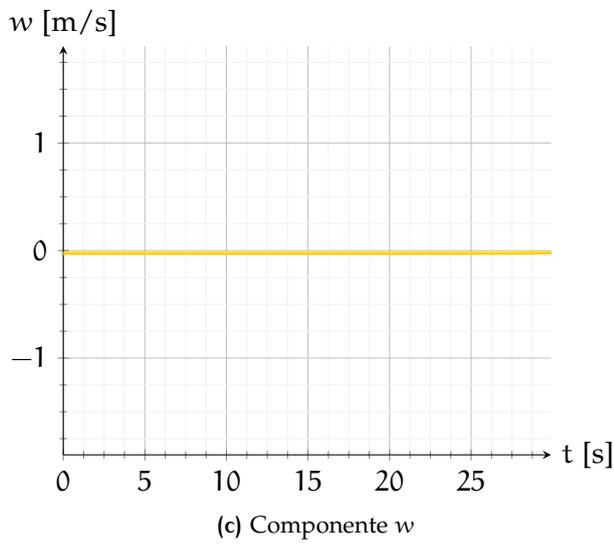
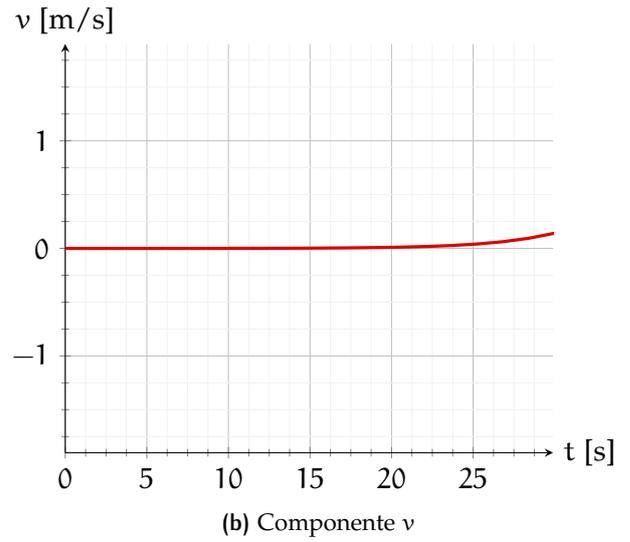
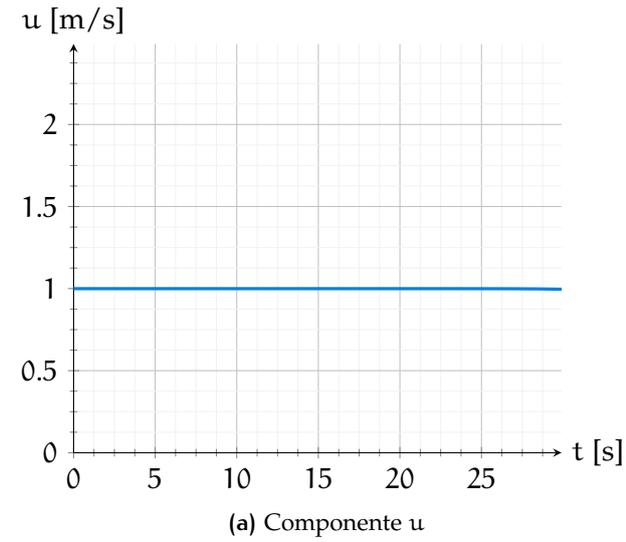


(c) Proiezione sul piano xz

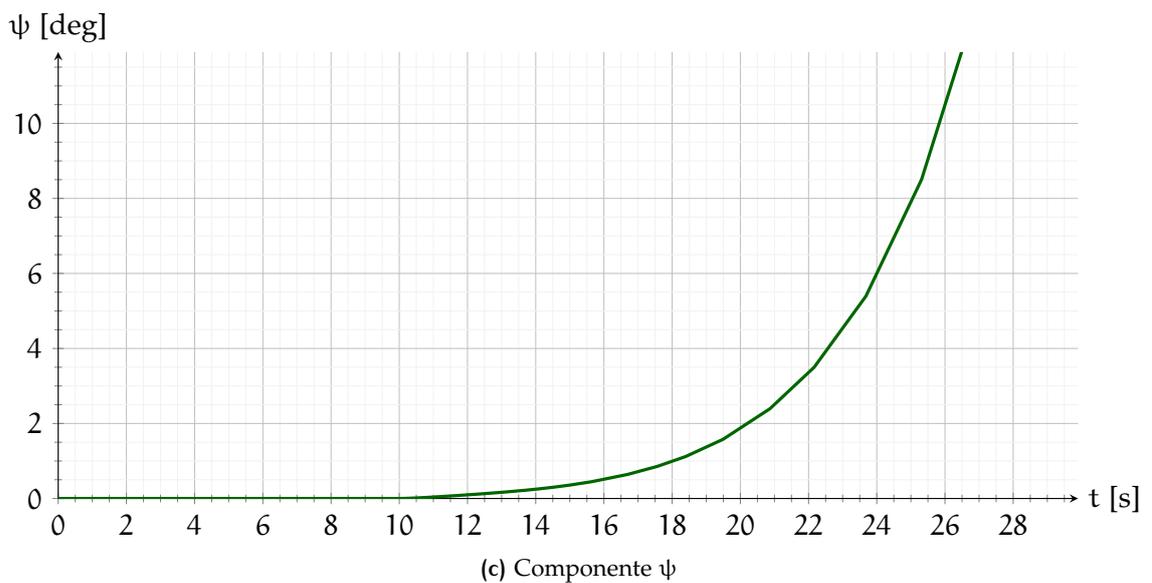
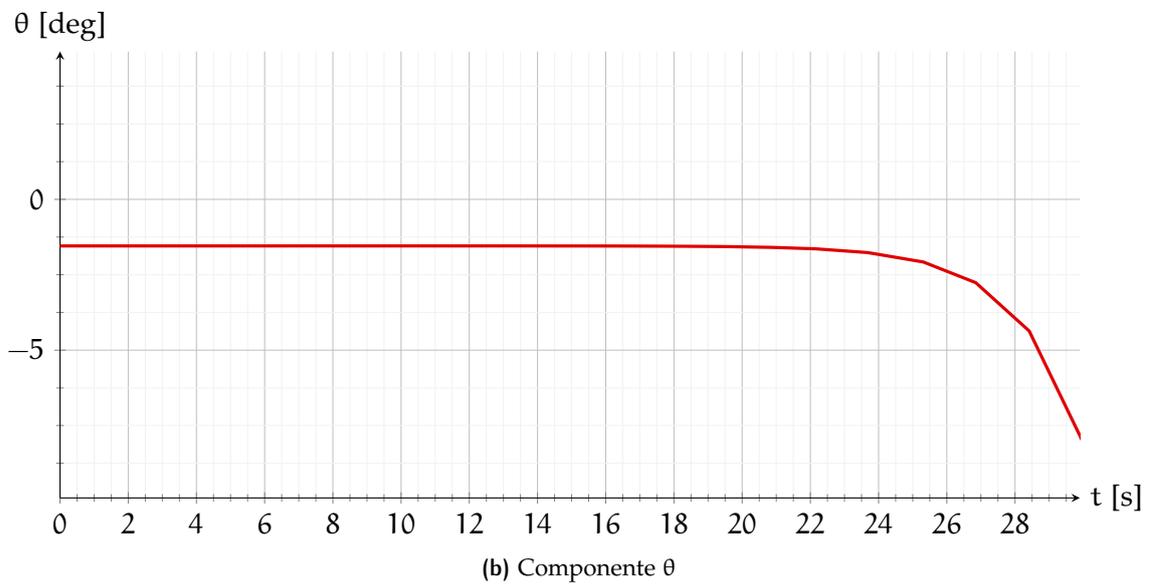
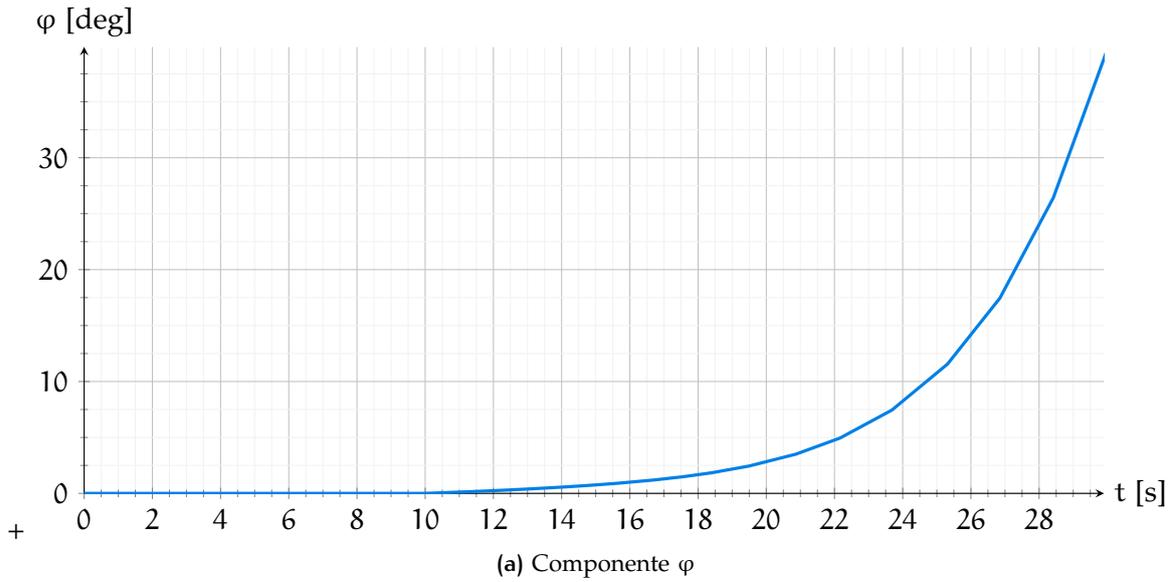


(d) Proiezione sul piano yz

**Grafico 4.16:** Analisi del comando impulsivo di timone assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_r$  che passa dal valore nullo a  $1^\circ$ : andamento della traiettoria



**Grafico 4.17:** Analisi del comando impulsivo di timone assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_r$  che passa dal valore nullo a  $1^\circ$ : variabili di stato



**Grafico 4.18:** Analisi del comando impulsivo di timone assegnato a  $t = 10$  s per un valore di  $\delta_r$  che passa dal valore nullo a  $1^\circ$ : angoli di Eulero

## 4.6 VERSIONE GRAFICA DEL SOFTWARE

Data la possibilità di MatLab<sup>®</sup> di creare interfacce grafiche (*grafic user interface*, di seguito più semplicemente GUI) si è deciso di dotare il simulatore di una GUI. Attraverso il comando `guide` di MatLab<sup>®</sup> si è quindi aperto l'editor visuale che consente di impostare i comandi selezionabili dall'utente, ottenendo quanto riportato in Figura 4.2. Il codice è stato quindi trasfor-

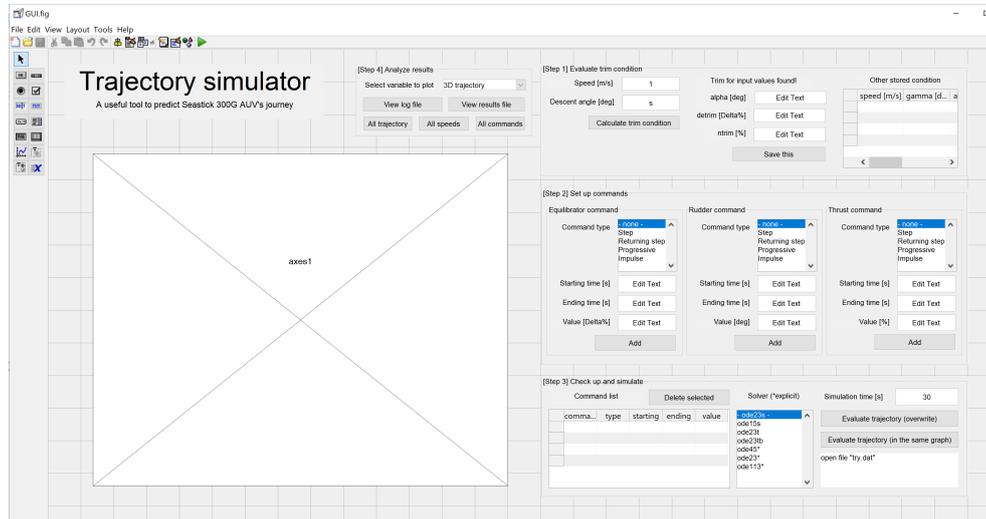


Figura 4.2: Schermata principale dell'editor visuale di MatLab<sup>®</sup>

mato da script a funzione garantendo comunque le funzionalità principali. Vengono richieste nello step 1 le condizioni di partenza nelle quali ricercare le condizioni di equilibrio, con opportuni messaggi di errore o di warning sui valori inseriti, dopodiché vengono calcolate (premendo sul tasto *Calculate trim condition*) le condizioni di trim, riportate poi nelle etichette a lato e salvabili nella tabella riportata nello stesso riquadro. Nello step 2 possono essere inseriti invece tutti e tre i tipi di comando (equilibratore, timone e manetta), con opportuni valori di inizio e di durata. I comandi, in questa versione, sono sovrapponibili anche per quanto riguarda lo stesso comando (possono cioè essere inseriti due o più comandi dello stesso tipo) ed è stato aggiunto il tipo *returning step*, che funziona come il comando a gradino ma riporta il valore del comando a quello di trim all'istante indicato in *ending time*. Il generico valore di comando, inoltre, viene assegnato come differenza e non più come valore assoluto. Attraverso lo step 3 si possono controllare i comandi inseriti, scegliere il solutore<sup>2</sup> e diagrammare la traiettoria nelle condizioni di equilibrio selezionate nella tabella dello step 1 negli assi presenti a sinistra (può essere creato un nuovo grafico oppure aggiungere una nuova traiettoria ad una eventualmente già esistente). Nello step 4 si può infine scegliere di visualizzare i file dei risultati, salvati nel formato `.mat` di MatLab<sup>®</sup>, il file di log con tutte le operazioni effettuate oppure più semplicemente le schermate che riportano l'andamento della traiettoria e delle sue proiezioni, delle variabili di stato o dei comandi assegnati. Dal menù a tendina è invece possibile visualizzare, singolarmente, il diagramma selezionato nel grafico sottostante.

<sup>2</sup> Sono presenti anche solutori espliciti, sebbene non portino a soluzioni valide e coerenti.

### 4.6.1 Esempi

Si consideri la GUI iniziale, riportata in Figura 4.3. La prima operazione da

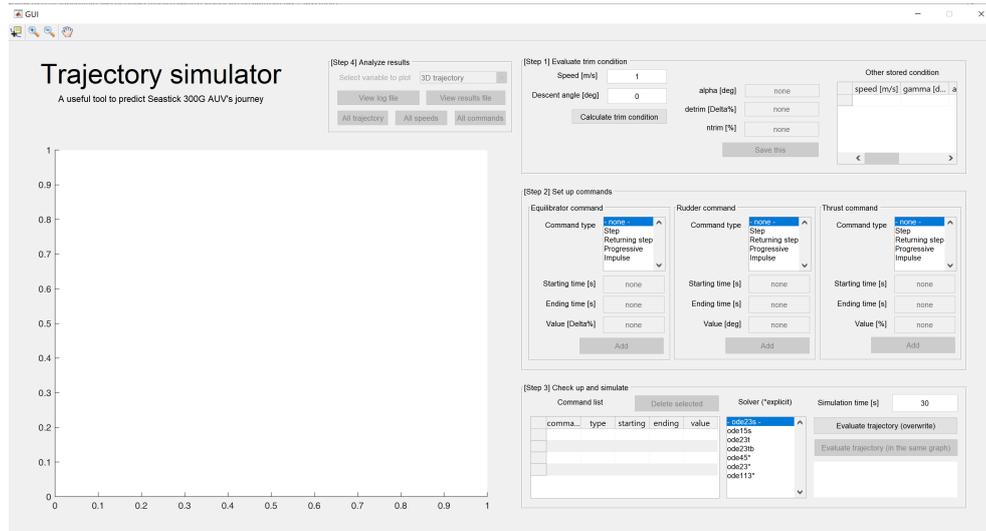


Figura 4.3: Schermata principale del programma realizzato

svolgere è settare la velocità iniziale e l'angolo di discesa, in questo esempio pari a 1.3 m/s e  $-3^\circ$ . Cliccando su *Calculate trim condition* apparirà un messaggio di avviso per comunicare all'utente la sovrascrittura del file di log in caso di prosecuzione (è necessario cliccare *Yes, continue* per poter proseguire). Una barra di progresso comunica quindi all'utente l'avanzamento della soluzione del sistema non lineare da risolvere per ottenere le condizioni di equilibrio. Una volta terminata la sua risoluzione un messaggio informa l'utente che i valori di  $\alpha_{trim}$ ,  $\delta_{e_{trim}}$  e  $n_{trim}$  sono riportati nelle etichette del pannello step 1 (se viene trovata la soluzione; altrimenti, si interrompe il processo e devono inserite nuove condizioni di partenza). Una volta salvate col comando *Save this* esse appariranno nella tabella e potranno quindi essere selezionate ed utilizzate, come riportato in Figura 4.4. Cliccando ora

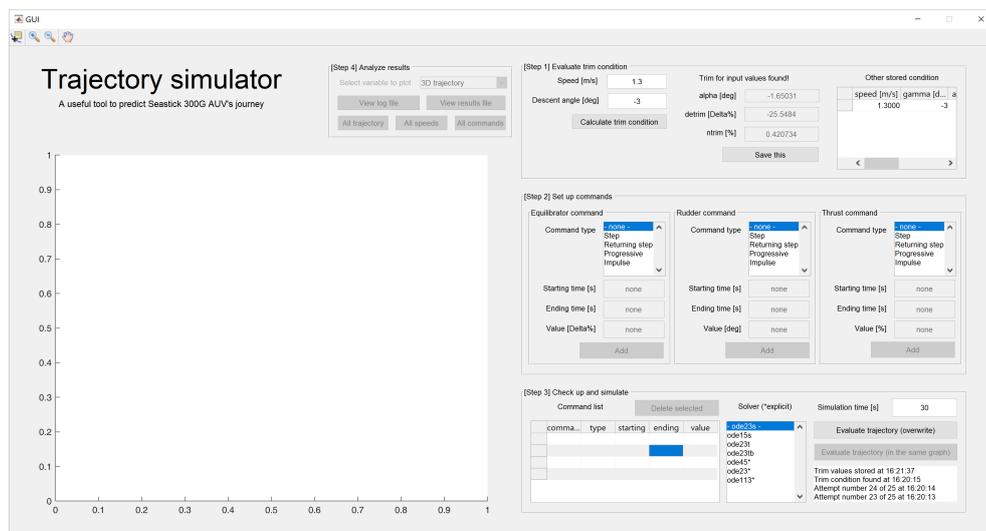


Figura 4.4: Visualizzazione delle condizioni di equilibrio trovate

semplicemente su *Evaluate trajectory (overwrite)* si ottiene sulla sinistra la verifica del codice: il veicolo prosegue indisturbato in maniera rettilinea, cioè mantiene le condizioni di equilibrio, come mostra la Figura 4.5. Ora, asse-

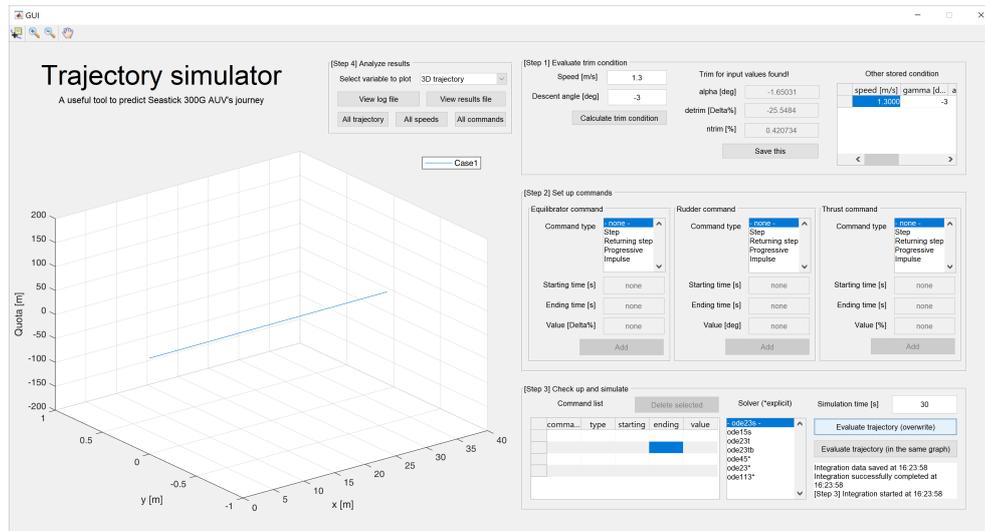


Figura 4.5: Mantenimento delle condizioni di equilibrio trovate

gnando un comando di equilibratore a step che aumenti il valore di +10% e che parta all'istante  $t = 2$  s, si può premere il pulsante *Evaluate trajectory (in the same graph)* per confrontare le due traiettorie. Per ottenere la stessa schermata della Figura 4.6 è necessario selezionare *XZ trajectory* dal menù a tendina dello step 4. Si nota che nel primo caso (indisturbato) il veicolo sale

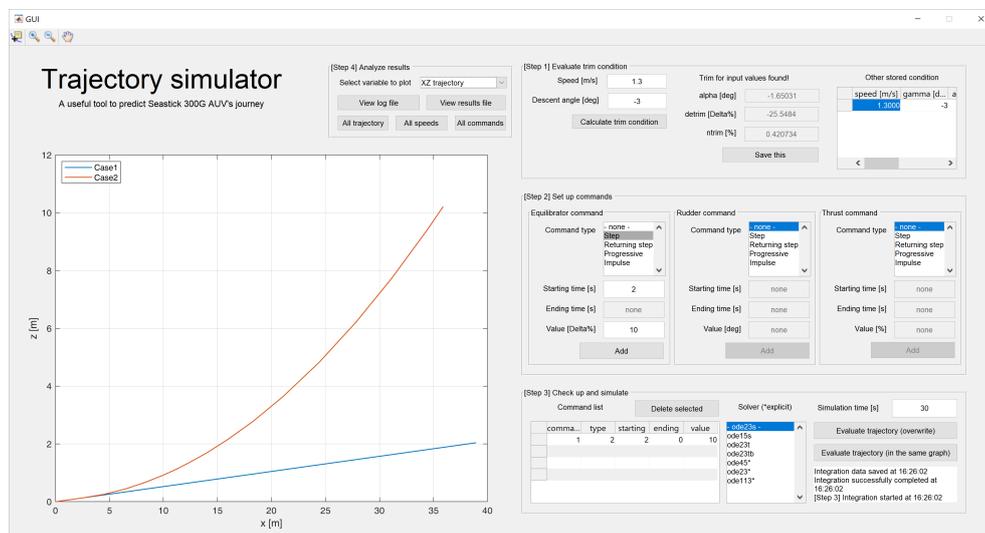


Figura 4.6: Confronto delle traiettorie tra una condizione indisturbata e una con un comando a step

di  $3^\circ$  come previsto dalle condizioni imposte in partenza, mentre nel secondo caso la ritrazione degli equilibratori porta il veicolo a guadagnare quota. Impostando infine un altro comando di equilibratore che parta a  $t = 10$  s e che diminuisca il valore di equilibratori di  $-20\%$  si ottiene la traiettoria mostrata nella Figura 4.7. In questo caso si nota che il veicolo tende inizialmente a salire ma, successivamente, ritorna a guadagnare profondità perché

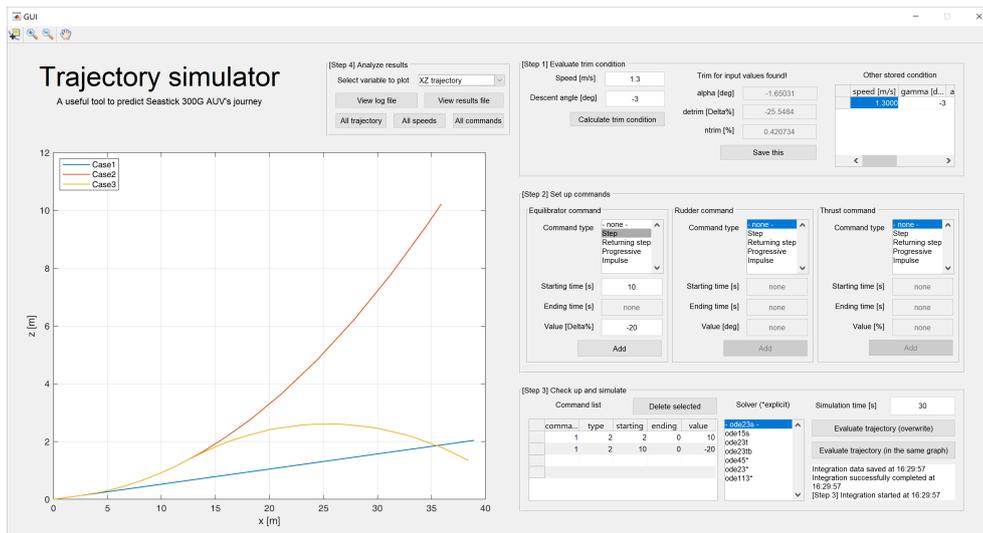


Figura 4.7: Confronto di varie traiettorie

gli equilibratori si pongono al di sotto della condizione di equilibrio trovata. Quanto detto può naturalmente essere esteso ai comandi di timone e di manetta: nel primo caso apparirà evidente l'instabilità e MatLab® fornirà dei warning durante l'esecuzione della simulazione a causa delle difficoltà di integrazione. Per quanto riguarda la manetta, invece, un suo aumento comporta il guadagno di profondità del veicolo a causa del calettamento dei motori, ma anche dell'aumento nell'angolo di assetto in beccheggio a causa del braccio della spinta rispetto al baricentro (il veicolo tende cioè a picchiare, anche se non di molto). Il simulatore è ancora una versione embrionale ma consente già una minima analisi di stabilità del mezzo e consente quindi di capire come potervi intervenire per migliorarne le prestazioni e le qualità di movimento.

# 5 | CONCLUSIONI

Durante lo sviluppo di questa Tesi sono stati raggiunti tre principali obiettivi:

- È stato costruito un modello CAD del veicolo al vero e uno semplificato in grado di soddisfare le esigenze computazionali di creazione di una griglia numerica;
- È stato ricavato un primo database di caratteristiche idrodinamiche dell'AUV che consentisse di simulare al meglio il comportamento del drone;
- È stato implementato un simulatore di traiettoria che fosse in grado di prevedere l'andamento delle variabili di stato nel corso del tempo sfruttando l'integrazione temporale delle equazioni del moto.

L'analisi idrodinamica del veicolo ha consentito di ricavare le principali derivate idrodinamiche: alcune di esse sono coerenti con quanto si verifica nei velivoli, altre sono contrarie sia per la mancata presenza di un'ala principale sia per la presenza di un timone inferiore, completamente assente nel caso dei velivoli. Queste incoerenze nei segni delle derivate si è ripercossa successivamente nelle simulazioni di traiettoria: mentre la risposta al comando di equilibratore è perfettamente coerente con quanto ci si aspetterebbe da un qualsiasi veicolo, la risposta al comando di timone – anche decisamente piccolo – è visivamente instabile perché produce dei ratei angolari laterali troppo elevati fin dai primi istanti dopo il comando. Il drone vira ma perde completamente l'assetto e per questo motivo necessita di un sistema di controllo del rollio che controbilanci l'effetto del comando di imbardata.

## 5.1 SVILUPPI FUTURI

Seppur i dati ricavati dalle simulazioni hanno permesso di identificare delle traiettorie coerenti con quanto ci si aspettava dall'analisi visiva del drone, vanno però precisati alcuni aspetti sui quali per esigenze pratiche sono state effettuate delle semplificazioni. In particolare queste hanno riguardato tutte le parti dello sviluppo e sono implementazioni alle prestazioni di base offerte da quanto già costruito.

**Modello CAD** Il modello CAD ha previsto delle semplificazioni importanti a causa della necessità di costruirvi una griglia intorno. Coerentemente con le risorse computazionali disponibili, potrebbe essere implementato un modello completamente realistico del veicolo che consideri anche le fessure presenti tra le superfici di controllo ed il veicolo stesso e consenta di identificare interferenze particolari che il modello adottato non considera.

**Costruzione e rotazione delle eliche** Le eliche costruite sul modello CAD reale non sono esattamente quelle originali: si potrebbe reperire il modello CAD dell'elica per poterlo inserire all'interno e simulare così anche la rotazione delle eliche in maniera esatta. In questo modo potrebbero essere anche effettuate delle misure sui livelli di spinta ed eventualmente costruire un modello non necessariamente lineare di spinta in funzione del numero di giri.

**Estensione del dominio di analisi** È necessario ricordare che come condizione al contorno delle simulazioni effettuate è stata inserita una condizione di outlet anche sulle pareti laterali. Affinché l'analisi risulti ancora più corretta queste dovrebbero essere considerate come pareti effettive, elemento che però necessita un'ampia estensione spaziale del dominio di definizione del problema a causa degli elevati effetti viscosi che generano uno strato limite più consistente rispetto a quello presente su una parete lambita dall'aria.

**Griglia di calcolo** La griglia di calcolo è l'elemento che più incide su tempo di calcolo e accuratezza delle misurazioni. Per poter identificare al meglio le caratteristiche idrodinamiche sarebbe necessario costruire griglie molto più fitte sulle quali calcolare le componenti di velocità e pressione (insieme alle grandezze relative alla turbolenza nel caso del modello adottato), ma ciò avrebbe significato un aumento insostenibile dei tempi di calcolo a causa delle scarse risorse computazionali. Eventualmente potrebbe essere costruito un dominio più grande con una griglia meno fitta ed uno interno con una griglia molto fitta che simuli anche l'intero effetto della scia.

**Database aerodinamico** Il database aerodinamico costruito, seppur copra piuttosto bene un involucro soddisfacente del veicolo, è limitato. Si potrebbe implementare un modello lineare a tratti per quanto riguarda le curve meno lineari, come  $C_X(\alpha)$  e  $C_Z(\alpha)$ , mentre per quanto concerne tutte le altre curve esse andrebbero valutate al variare di  $\alpha$ , in modo da poter coprire più realisticamente l'intero involucro. È infatti ipotizzabile che alcune derivate laterali, come  $C_{l_p}$  piuttosto che  $C_{n_r}$ , siano dipendenti da  $\alpha$ . La modifica, realizzabile tramite un campionamento effettuato considerando un numero di simulazioni pari a quelle effettuate moltiplicate per i campionamenti di  $\alpha$ , si ripercuoterebbe anche sul simulatore, che dovrà autonomamente ricavare i valori delle derivate partendo da quelli noti interpolandoli linearmente. Inoltre dovrà essere infittito il campionamento, in modo da rendere ancora più veritiero il comportamento del veicolo. Infine, per verificare la correttezza della teoria di Buckingham nella scrittura adimensionale dei coefficienti idrodinamici, sarebbe necessario provare che a diverse velocità cambiano le forze risultanti complessive, ma non i coefficienti adimensionali.

**Effetto del calettamento** Nel veicolo studiato i motori possono variare il proprio calettamento portandosi a  $i_T = 0^\circ$  o  $i_T = 90^\circ$ . La prima di queste configurazioni è praticamente inutilizzata, mentre la seconda può avere una sua utilità nel caso ci fosse la necessità di un'emersione rapida da una ingente profondità (tuttavia, l'autopilota del veicolo è pensato per operare, in tutti i regimi, con il calettamento a  $i_T = 15^\circ$ ). Se si riuscisse a costruire

un database anche per le altre configurazioni l'involuppo di movimento del veicolo risulterebbe completo. Va considerata, però, la capacità del drone di muoversi verticalmente.

**Messaggi di errore in `main.m`** Nello script `main.m` sarà necessario implementare dei controlli sui parametri forniti in ingresso dall'utente di velocità e angolo di discesa: assegnare velocità sopra i 2 m/s è inutile oltretutto errato, perché l'AUV non potrà mai trovarsi in questa condizione. Per quanto riguarda l'angolo di discesa  $\gamma$  esso necessita di valori ristretti: assegnare  $\gamma = 30^\circ$  può portare  $\alpha_{\text{trim}}$  ad essere fuori dall'involuppo campionato. Ciò non risulta essere un problema particolare in questa prima analisi perché, per valori troppo elevati di  $\gamma$  o di  $V$ , il calcolo delle condizioni di equilibrio non converge.

**Messaggi di errore in `commandVector.m`** Nello script `commandVector.m` di assegnazione dei comandi vanno implementati dei controlli sui comandi inseriti, sia in termini temporali (un comando non può terminare dopo il tempo massimo di integrazione) che in termini di escursione limite. Il simulatore, in questa sua prima versione, fornisce delle indicazioni sui valori da assegnare.

**Messaggi di errore in `motionSimulation.m`** Nello script `motionSimulation` andrà inserita la possibilità per l'utente di scegliere la tolleranza relativa di risoluzione del solutore `ode23s`, al momento assegnabile solo tramite la modifica dello script. Inoltre sarà necessario implementare delle condizioni per lo script, al superamento di una serie di valori limite di velocità o di accelerazione, sia in grado di interrompersi o fornire un avviso. Allo stato attuale la simulazione va comunque avanti ma i risultati potrebbero non essere sensati e vanno razionalmente analizzati dall'utente, che dovrà essere in grado di interpretarli.

**Jacobiano** Per migliorare l'integrazione delle equazioni del moto si potrebbe, come suggerisce la guida di MatLab<sup>®</sup>, fornire lo jacobiano della funzione  $F(t, \mathbf{y})$  dell'equazione differenziale:

$$\dot{\mathbf{x}} = F(t, \mathbf{y})$$

Questo consentirebbe al solutore di determinare le derivate necessarie all'integrazione tramite valutazioni di funzione e non tramite differenze finite all'indietro, migliorando l'accuratezza dell'integrazione.

**Effetto del comando di alettoni** Dal momento che il veicolo è instabile al rollio, sarà necessario inserire un comando di alettoni che, nel sistema di controllo del veicolo in esame, è implementato sull'equilibratore anteriore. Esso può infatti, basandosi sui dati della piattaforma inerziale, annullare l'effetto di rollio con un'opportuno funzionamento degli equilibratori come alettoni. Per valutare il loro effetto si potrebbe procedere in due modi:

- Rimuovendo tutti gli effetti di rollio che si possono generare sul veicolo;

- Effettuando ulteriori simulazioni fluidodinamiche che ne descrivano l'effetto aggiuntivo tramite l'inserimento di ulteriori termini nei coefficienti dipendenti dal comando di alettoni  $\delta_a$ .

Il primo metodo è sicuramente più veloce, ma non garantisce un'analisi accurata perché rimuoverebbe necessariamente degli accoppiamenti (potrebbe essere svolto come esercizio o come analisi di primo tentativo). Il secondo è più oneroso ma consentirebbe, con molte valutazioni, la descrizione dell'inviluppo in maniera praticamente perfetta.

**Equazione per il consumo** Si potrebbe implementare un'ulteriore tredicesima equazione del moto che sia in grado di diagrammare la curva di scarico della batteria: questa potrebbe essere indipendente dalle altre, se si considera un consumo specifico della batteria, oppure dipendente, nel caso in cui si decida di ricavare la potenza consumata attraverso un bilancio energetico delle forze applicate.

**Analisi nel dominio delle frequenze** Un'ultima analisi che si potrebbe effettuare col simulatore è quella nel dominio delle frequenze, che consentirebbe di ricavare per quali frequenze di comando la risposta del veicolo diventa inconsistente.

# 6

## RINGRAZIAMENTI

Durante lo sviluppo di questa Tesi e nel corso di Studi che ho scelto ho intrapreso rapporti con molte persone, alle quali vorrei porgere un generoso e sentito ringraziamento.

**Microla Optoelectronics** Un sentito grazie va in primo luogo all'azienda partner di questa Tesi, Microla Optoelectronics, che mi ha fornito sia un caloroso ufficio in cui scrivere l'elaborato finale sia un supporto continuo e costante durante tutta l'attività di ricerca. Ringrazio i proff. Paolo Maggiore, Sergio Ferrero e Luciano Scaltrito per il sempre disponibile aiuto, la cortesia e per l'accoglienza che mi hanno riservato in Microla. Ringrazio Francesco Perrucci, uno dei primi che mi ha consentito di entrare in contatto con questa piccola ma strabiliante realtà, e Felice Catania, che mi ha assistito nei primi mesi di sviluppo e ha fornito molte idee interessanti durante la ricerca. Un particolare ringraziamento va anche ad Andrea Piscitelli, con cui ho avuto l'onore di condividere l'ufficio sia dal punto di vista materiale che intellettuale: alcune delle idee più interessanti proposte in questa Tesi sono anche merito suo, frutto di conversazioni informali a cui in altri contesti non avrei dato peso. Un grazie va anche a tutti gli altri componenti di Microla per il loro caloroso benvenuto e per la fraterna convivenza che mi hanno offerto: Giorgio Damosso, Gianluca Melis, Paolo Sirianni, Matteo Manachino, Massimiliano Messere, Matteo Fissore, Elena Di Matteo ed Alessio Testa.

**Partnership** Desidero a ringraziare, sia a nome mio che di Microla Optoelectronics, l'Ufficio Nazionale Minerario per gli Idrocaruri e le Georisorse (UNMIG), una divisione della Direzione Generale per la Sicurezza (DGS) anche ambientale delle attività minerarie ed energetiche operante all'interno del Ministero dello Sviluppo Economico. Quest'ultima, tramite il progetto *CLYPEA: innovation network for future energy* ha permesso l'acquisto e il perfezionamento di questo veicolo che, nei prossimi mesi, si troverà ad operare realmente per ottenere rilevamenti di qualità dell'acqua marina. Ringrazio anche il Politecnico di Torino, che mi ha messo in contatto con Microla Optoelectronics e mi ha consentito di svolgervi la Tesi.

**Amicizie** Durante questi due anni di Laurea Magistrale ho conosciuto e lasciato amici che mi hanno saputo dare molto. In primis Massimiliano Porta, mio compagno di vita così come di appunti, con il quale ho studiato insieme per ogni singolo esame della Laurea Magistrale. In secundis non posso non menzionare Andrea Nalin che, con il suo modo di fare, mi ha sempre dato la voglia di mettermi in gioco e di perseverare nella conquista della Laurea. Ringrazio anche il mio coinquilino Alessandro Ponte, sia per la pazienza quando non parlavo altro che di Tesi sia per la condivisione delle idee e della loro analisi critica. Ringrazio Sergio Zanola, compagno di esami difficili

come *Progetto di velivoli aerospaziali* o *Gasdinamica* e un sempre attento ascoltatore di tutti i problemi di cui gli raccontavo. Un grazie anche ad Anna Kristo e alla sua famiglia, che hanno condiviso con me momenti belli e brutti durante questi anni ma che mi hanno sempre mostrato il loro sorriso per andare avanti. Ringrazio anche tutti gli amici della mia città natale conosciuti alle superiori e con i quali ho condiviso molti sabati sera in compagnia: Enrico Vena, Alessio Zanelli Bono, Damiano Porcu, Mattia Delbuono, Federico Roba, Eleonora Poggi e Anna Zhu. Ringrazio anche la IV squadra della Croce Verde di Torino, che in pochi mesi mi ha fornito esperienze di vita essenziali che credo mi abbiano insegnato a vivere e a meglio rapportarmi col mondo esterno: Federico Borello, Emanuele Calajò, Flavio Maurutto, Piermario Rosso, Elena Bertero, Chiara Berardino, Michele Tommasini, Luciano Bonivardo, Massimo Col, Luca De Vivo, Silvia Tamietto, Alessia Cattaneo, Cristina Andreella e tutti gli altri componenti della squadra e non con i quali ho avuto il piacere e l'onore di condividere molti istanti di questi due anni di studi.

**Famiglia** Per quanto riguarda la famiglia devo anzitutto ringraziare la mia fidanzata, Federica Moraglio, per avermi sopportato e supportato in ogni modo durante il lavoro di sviluppo domestico di questa Tesi e durante le crisi d'ansia prima degli esami. Un ringraziamento va anche a mio fratello che, anche se da lontano, in questi due anni mi ha sempre sostenuto e invogliato a fare del mio meglio, e a mio padre, che ha sempre avuto parole di ammirazione ed orgoglio nei miei confronti. Voglio ringraziare anche i genitori della mia ragazza, Paola ed Enrico, per aver ascoltato i miei problemi, le mie paure e per avermi sostenuto in tutti i modi possibili quando più ce ne fosse il bisogno.

E infine vorrei porgere un caloroso ringraziamento a mia madre, che dà lassù ha vegliato su di me in questi anni, proteggendomi e consentendomi di conseguire questo importante risultato.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] John D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. A cura di McGraw-Hill. 1991, 17–21 and 28–30 and 50–56.
- [2] N. A. Berkoff. «Effects of obstacles in a high speed shallow water flow». Master of Physics. University of Cambridge, 2008, pp. 7–18.
- [3] Claudio Canuto e Anita Tabacco. *Mathematical Analysis II*. A cura di Springer. 2008, pp. 171–172.
- [4] Glenn Research Center, cur. *Beginner's Guide to Aerodynamics. Center of pressure*. NASA. 2015. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/cp.html>.
- [5] Brent R. Cobleigh e John Del Frate. *Water Tunnel Flow Visualization Study of a 4.4% Scale X-31 Forebody*. Rapp. tecn. 104276. Washington, Stati Uniti: National Aeronautics e Space Administration, 1994, p. 3.
- [6] COMSOL Multiphysics® *User's Guide*. 2012.
- [7] Xiaoxu Du, Hang Cui e Zhengdong Zhang. «Dynamics model and maneuverability of a novel AUV with a deflectable duct propeller». In: *Ocean Engineering* 163 (2018), pp. 191 –206.
- [8] V. Walfried Ekman. *Eddy-viscosity and skin-friction in the dynamic of winds and ocean-currents*. 1928.
- [9] Ting Gao, Zhuoyi Yang e Yaxing Wang. «Optimum Design of an AUV by Using Computational Fluid Dynamic Analysis». In: *International Conference on Mechanical Engineering and Material Science*. A cura di Wuhan University of Technology. 2012.
- [10] D. A. Jones et al. *The Calculation of Hydrodynamic Coefficients for Underwater Vehicles*. Maritime Platforms Division Platforms Sciences Laboratory, 2002.
- [11] Takeo Kajishima e Kunihiko Taira. *Computational Fluid Dynamics*. A cura di Springer. 2017.
- [12] B. E. Launder e D. B. Spalding. *Mathematical Models of Turbulence*. A cura di Academic Press. 1972.
- [13] Bijan Mohammadi e Olivier Pironneau. *Analysis of the K-Epsilon Turbulence Model*. A cura di Masson. 1994.
- [14] Faith A. Morrison. *Data Correlation for Drag Coefficient for Sphere*. A cura di Department of Chemical Engineering. Michigan Technological University, Houghton, MI. 2016. URL: [www.chem.mtu.edu/fmorrison/DataCorrelationForSphereDrag2016.pdf](http://www.chem.mtu.edu/fmorrison/DataCorrelationForSphereDrag2016.pdf).
- [15] NOAA. «How does pressure change with ocean depth?» In: *National Ocean Service website* ().

- [16] Tristan Perez e Thor I. Fossen. «Kinematic Models for Manoeuvring and Seakeeping of Marine Vessels». In: *Modeling, Identification and Control*. A cura di Norwegian Society of Automatic Control. Vol. 28. 2007, pp. 19–30.
- [17] W. J. M. Rankine. *On the mechanical principles of the action of propellers*. A cura di Trans. Inst. Nav. Arch. Vol. 6. 1865, p. 13.
- [18] Steve A. Thorpe. *An Introduction to Ocean Turbulence*. A cura di Cambridge University Press. 2007.
- [19] John Wolberg. *Data Analysis Using the Least-Squares Method*, pp. 36–53.
- [20] Russel B. Wynn et al. «Autonomous Underwater Vehicles (AUVs): Their past, present and future contributions to the advancement of marine geoscience». In: *Marine Geology* 352 (2014). 50th Anniversary Special Issue, pp. 451–468. ISSN: 0025-3227.