

POLITECNICO DI TORINO



Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Progettazione e Analisi Numeriche di un Serbatoio Anti-Sloshing Imbarcato su un UAS per Applicazioni di Dispersione in Agricoltura

Relatori

Prof. Giorgio Guglieri
Ing. Nicoletta Bloise

Candidato

Pietro Surico

Anno Accademico 2021-2022

Tatakae

Sommario

Nel mondo dell'Agricoltura di Precisione, la modernizzazione e l'avanzamento tecnologico sta caratterizzando una nuova visione del lavoro e della sua organizzazione. Si stanno vagliando diverse soluzioni innovative per ottimizzare la produzione, tra le quali spicca l'utilizzo di *Unmanned Aerial Spraying Systems* (UASSs) per l'irrigazione e l'irrorazione di prodotti fitosanitari nei campi. Risulta per questo necessario andare ad indagare e a risolvere le problematiche correlate al loro uso, tra cui l'effetto dovuto allo sloshing del liquido all'interno del serbatoio.

Questo lavoro di tesi si incentra sullo sviluppo di una soluzione per la mitigazione dello *sloshing* basata sull'utilizzo di *baffle plate*, tramite simulazioni *CFD* (*Computational Fluid Dynamics*) mediante l'utilizzo del software *Solidworks Flow Simulation*. Pertanto viene presentato il concept design di un serbatoio esagonale con le due basi a forma di piramide tronca provvisto di piastre forate. Viene infine implementato il simulatore di un esarotore, in ambiente *MATLAB/Simulink*, per osservare l'interazione tra la dinamica del serbatoio, in presenza dello sloshing, con la dinamica dell'esarotore, e per validare il concept del serbatoio ottimizzato.

I risultati mostrano come queste piastre, unite al lavoro svolto dal sistema di controllo del simulatore, risultino efficaci nello smorzamento dei movimenti di fluido all'interno del serbatoio.

Abstract

In the field of Precision Agriculture (PA), the progress of technology and automation is characterizing a new vision of work and farm management. Several innovative solutions are being explored to optimize the yield and minimize time and costs. In particular, the introduction of Unmanned Aerial Spraying Systems (UASSs) for field irrigation and spraying of Plant Protection Products (PPP) stands out. Therefore, it is essential to investigate and solve the issues related to their use, among which the sloshing phenomenon due to the movement of liquid in the tank.

This thesis focuses on developing a solution for sloshing mitigation based on the addition of perforated baffle plates inside the tank through Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis using Solidworks Flow Simulation software. So, a conceptual design of an hexagonal tank with two bases in the shape of a truncated pyramid equipped with perforated plates is presented. Finally, the simulator of a hexacopter is implemented in the MATLAB/Simulink environment to observe the interaction between the dynamics of the tank, in the presence of sloshing, with the dynamics of the system, and then to validate the concept of the optimized tank. The results show how these plates, combined with the work done by the control system, are effective in damping fluid movement within the tank.

Indice

Elenco delle tabelle	3
Elenco delle figure	4
1 Introduzione	6
1.1 UASS nell'Agricoltura di Precisione	6
1.2 Effetto Sloshing	7
1.3 Outline	9
2 Analisi dell'effetto Sloshing nel Serbatoio	11
2.1 Unmanned Aerial Spraying Systems - UASSs	11
2.1.1 Sistema Spray	12
2.2 Caso 1 : Tank di Prova (5L)	14
2.2.1 Anti-Sloshing Baffle Plate	14
2.2.2 Solidworks Flow Simulation	16
2.2.3 Risultati delle simulazioni CFD	19
2.2.4 Fase realizzativa	25
2.3 Caso 2 : Concept Design (10L)	27
2.3.1 Parametri di progetto	27
2.3.2 Concept definitivo	29
2.3.3 Risultati Simulazioni CFD	32
3 Dinamica e Sistema di Controllo	37
3.1 Sistemi di riferimento	37
3.2 Modello dinamico dell'Esarotore	38
3.3 Modello del sistema di controllo - PID	40
3.3.1 Inner Loop	41
3.3.2 Outer Loop	42
3.4 Modello Simulink	43
3.4.1 Sistema di guida	43
3.4.2 Sistema di Variazione di Massa e Inerzie	44
3.4.3 Disturbi Generati dallo Sloshing del Liquido nel Serbatoio	45

4	Simulazioni e risultati	47
4.1	Descrizione dell'Esarotore	47
4.2	Caso 1: Massa Variabile	48
4.2.1	Risultati e Grafici	49
4.3	Caso 2: Massa Fissa	52
4.3.1	Risultati e Grafici	52
5	Conclusioni	68

Elenco delle tabelle

2.1	Dati Plate	15
2.2	Dati Simulazioni CFD	18
2.3	Output delle simulazioni CFD per F_x e T_y	20
2.4	Output delle simulazioni CFD per F_y e T_x	24
2.5	Dati geometrici del serbatoio concept	31
4.1	Dati Geometrici Esarotore MAVtech	48
4.2	Coefficienti PID - Massa Variabile	48
4.3	Coefficienti PID - Massa Fissa	52

Elenco delle figure

1.1	DJI Agras T30	7
1.2	Esempio dell'effetto Sloshing all'interno di un serbatoio rettangolare	8
1.3	Baffle Ball	9
2.1	Tre diverse tipologie di UAS	12
2.2	Schema del Sistema Spray	13
2.3	Serbatoio da 5 L	14
2.4	Anti-Sloshing Baffle Plate	15
2.5	Plate 0 quotato	16
2.6	Andamento dell'accelerazione nel tempo lungo X e Y	18
2.7	Definizione del dominio di calcolo	19
2.8	Tempo di assestamento e picco per F_x	21
2.9	Tempo di assestamento e picco per T_y	21
2.10	Tempo di assestamento e picco per F_y	22
2.11	Tempo di assestamento e picco per T_x	23
2.12	50% - Accelerazione lungo T - Confronto tra No Plate e Plate 0	23
2.13	Maschere delle piastre della configurazione Plate 3	25
2.14	Piastre ritagliate in Forex	26
2.15	Serbatoio completo	26
2.16	Visualizzazione della missione dell' <i>UASS</i>	27
2.17	Concept preliminari	28
2.18	Concept definitivo	30
2.19	Serbatoio	31
2.20	Case Pompe	32
2.21	Settling Time e Peak per F_x e T_y	33
2.22	Andamento nel tempo di F_x	34
2.23	Andamento nel tempo di T_y	34
2.24	Settling Time e Peak per F_y e T_x	35
2.25	Andamento nel tempo di F_y	35
2.26	Andamento nel tempo di T_x	36
3.1	Esarotore con sistema di riferimento Body	38
3.2	Architettura del sistema di controllo	40
3.3	Controllore PID	41
3.4	Inner Loop	42
3.5	Controllo sulla Posizione	43

3.6	Modello Simulink Completo dell'Esarotore	43
3.7	Esempio di Output del Sistema di Guida	44
3.8	Esempio di andamento della massa variabile	44
3.9	Esempio di Output Simulazione - Accelerazioni in assi NED	45
3.10	Esempio di Input dell'accelerazione in <i>Solidworks</i>	46
4.1	Andamento nel tempo di Massa e Inerzia - Zoom	49
4.2	Traiettoria - Massa Variabile	50
4.3	Output del sistema di Controllo	51
4.4	Risultati Simulazione senza Disturbi - Posizione e Assetto	53
4.5	Risultati Simulazione senza Disturbi - Velocità	54
4.6	Risultati Simulazione senza Disturbi - Accelerazioni	55
4.7	Risultati Simulazione senza Disturbi - Output sistema di controllo	56
4.8	Disturbi senza Plate	57
4.9	Accelerazione in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate	58
4.10	Velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate	58
4.11	Accelerazione e velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate	59
4.12	Accelerazioni Angolari - Simulazione con Disturbi senza Plate	59
4.13	Velocità angolare e Angoli di Eulero - Simulazione con Disturbi senza Plate	60
4.14	Vettore dei Comandi - Simulazione con Disturbi senza Plate	61
4.15	Velocità Angolari dei Rotori - Simulazione con Disturbi senza Plate	61
4.16	Disturbi sulla Forza - Caso con Plate	62
4.17	Disturbi sui Momenti - Caso con Plate	62
4.18	Accelerazione e velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi con Plate	63
4.19	Accelerazione e velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate	64
4.20	Accelerazione Angolare - Simulazione con Disturbi con Plate	64
4.21	Velocità angolare e Angoli di Eulero - Simulazione con Disturbi con Plate	65
4.22	Vettore dei Comandi - Simulazione con Disturbi con Plate	66
4.23	Velocità Angolari dei Rotori - Simulazione con Disturbi con Plate	66
4.24	Confronto tra Configurazione Con e Senza Plate - Disturbi	67
4.25	Accelerazione Lungo X_{NED} nei Tre Casi di Studio a Massa Fissa	67

Capitolo 1

Introduzione

Il Ministero delle Politiche Agricole Alimentari e Forestali descrive l'Agricoltura di Precisione (*Precision Agriculture, PA*) come una gestione aziendale (agricola, ma anche forestale e zootecnica) basata sull'osservazione, la misura e la risposta dell'insieme di variabili quanti-qualitative inter ed intra-campo che intervengono nell'ordinamento produttivo. Ciò al fine di definire, dopo analisi dei dati sito-specifici, un sistema di supporto decisionale per l'intera gestione aziendale, con l'obiettivo di ottimizzare i rendimenti nell'ottica di una sostenibilità avanzata di tipo climatico e ambientale, economico, produttivo e sociale.[1]. Nel mondo della PA, la modernizzazione e l'avanzamento tecnologico sta caratterizzando una nuova visione del lavoro e della sua organizzazione. Come spiegato in [2], infatti, la PA aiuta nella gestione dei fattori produttivi delle colture in modo più mirato, ad esempio, utilizzando le conoscenze specifiche del suolo, è possibile indirizzare fertilizzanti, sementi e prodotti chimici in base alle condizioni del terreno, riducendo il carico ambientale applicandoli solo dove e quando sono necessari.

La PA quindi risulta essere fondamentale per la ricerca e il raggiungimento di quella che viene denominata *Sustainable Agriculture*, definita dall'American Society of Agronomy nel 1989 come *"quella che, nel lungo periodo, migliora la qualità dell'ambiente e delle risorse di base da cui dipende l'agricoltura, soddisfa i bisogni umani fondamentali di cibo e fibre, è economicamente redditizia e migliora la qualità della vita degli agricoltori e della società nel suo complesso."*[2]

1.1 UASS nell'Agricoltura di Precisione

Per il raggiungimento degli obbiettivi posti dalla PA, sta prendendo sempre più piede l'utilizzo di UAS (*Unmanned Aircraft Systems*) per diverse applicazioni, analizzate nel dettaglio in [3]. In questo lavoro di tesi si va ad approfondire l'utilizzo degli UASSs, ovvero velivoli a pilotaggio remoto in cui è installato un sistema spray per l'irrigazione e irrorazione di precisione di prodotti fitosanitari. Il loro utilizzo agevola il lavoro degli agricoltori, infatti l'OMS (Organizzazione Mondiale della Sanità) ha stimato come nel mondo l'irrorazione manuale di pesticidi da parte dei lavoratori sia la causa di oltre un milione di casi di malattie [4]. Molte aziende nel mercato si stanno muovendo per soddisfare questa

crescente domanda di UASS, come ad esempio la DJI, un'azienda cinese che ha sviluppato un'intera divisione dedicata all'Agricoltura di Precisione e, in particolare, a sistemi di irrigazione che sfruttano UASS [5] come ad esempio il modello Agras T30 mostrato in figura 1.1, ovvero un drone dotato di sedici ugelli e 30L di capienza del serbatoio, in grado di irrorare 40 acri/ora con una copertura di spruzzo pari a 9 m. In questo senso la ricerca e lo sviluppo stanno facendo passi da gigante, con capacità dei serbatoi sempre maggiori e sistemi di monitoraggio tramite radar e telecamere più precisi e definiti.



Figura 1.1: DJI Agras T30

1.2 Effetto Sloshing

I droni utilizzati per operazioni di irrigazione necessitano uno studio approfondito del sistema spray, facendo particolare attenzione al serbatoio, soprattutto se di elevata capacità interna. Questi infatti subiscono l'effetto dello *sloshing* del liquido al loro interno, ovvero un fenomeno che coinvolge due o più fluidi immiscibili, racchiusi all'interno di un serbatoio, che sono agitati in modo casuale a causa di un cambio repentino della dinamica del recipiente che li contiene. In figura 1.2 sono presenti i fotogrammi di un video nel quale viene mostrato, sul piano XZ, la dinamica caotica del liquido all'interno del serbatoio sul quale è stata applicata una forza di durata $t = 0.5s$ e modulo pari a $\frac{1}{2}g$ all'istante $t = 2s$ lungo la direzione X, partendo da una condizione di quiete. Questo fenomeno è molto dibattuto in ambito scientifico, come dimostrato in [6], nel quale si nota come, dall'inizio degli anni 2000 ad oggi, il numero delle pubblicazioni scientifiche e delle citazioni che riguardano lo sloshing siano cresciute esponenzialmente. Questo aumento è dovuto ai diversi ambiti in cui possiamo riscontrare questo fenomeno, ad esempio, rimanendo in campo aerospaziale, lo sloshing risulta pericoloso per l'integrità strutturale dei velivoli spaziali a propellente liquido, oppure per le cisterne degli autotreni, i quali potrebbero ribaltarsi a causa dell'impatto del liquido sulle pareti laterali del serbatoio.

Negli anni sono state presentate diverse soluzioni che ne vanno a smorzare gli effetti, come ad esempio in [7], in cui viene dimostrato come la presenza di piastre forate abbia un forte effetto smorzante sulle agitazioni del liquido nel serbatoio.

Implementare questo genere di soluzione va, però, a complicare ulteriormente la trattazione del problema, di per se non lineare, infatti in [8] è stato studiato l'effetto dell'altezza della piastra verticale sullo sloshing del liquido in un serbatoio rettangolare tridimensionale in movimento laterale, da cui è emerso come il flusso vada a separarsi ai bordi delle piastre verticali, provocando una conseguente dissipazione di energia.



Figura 1.2: Esempio dell'effetto Sloshing all'interno di un serbatoio rettangolare

Le piastre anti-sloshing non sono l'unica soluzione, infatti [9] confronta sperimentalmente, all'interno di serbatoi di diversa forma, plate non forate con delle *Baffle Ball*, mostrate in figura 1.3, che si sono dimostrate altrettanto valide nello smorzare la dinamica caotica del liquido, risultando però poco pratiche nel caso si dovesse progettare un serbatoio da zero, poiché si dovrebbe pensare ad un modo per inserirle.

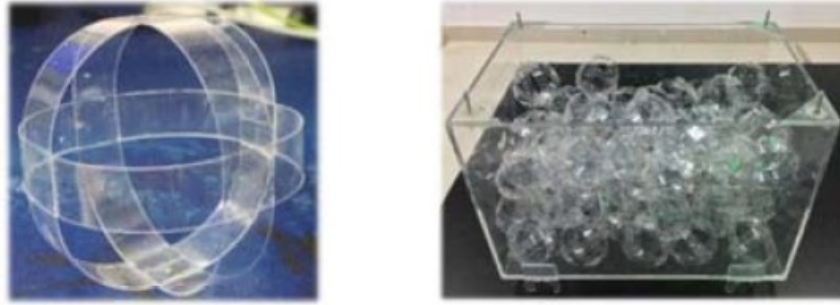


Figura 1.3: Baffle Ball

In accordo con quello detto fin'ora, in questo lavoro si è deciso di puntare su piastre verticali forate, poste perpendicolarmente le prime con le seconde, studiando come le diverse dimensioni dei fori vada a smorzare o meno gli effetti dovuti dallo sloshing. In secondo luogo si andrà a progettare un serbatoio, provvisto di plate, la cui forma sia ottimizzata per andare a contrastarne gli effetti.

1.3 Outline

Il seguente lavoro di tesi è organizzato come segue:

- Il Capitolo 2 illustra il funzionamento del sistema spray di un UASS, analizzandone i componenti e soffermandosi in particolare sul serbatoio. Quindi lo si studia prendendo come primo caso di studio un serbatoio preesistente sul mercato, per il quale vengono progettate e analizzate, mediante analisi CFD, delle piastre che dissipino l'effetto dato dallo sloshing, per poi andare a produrre e assemblare la configurazione, che è risultata essere la più efficace dai risultati delle simulazioni, all'interno serbatoio reale. Infine si espone una soluzione progettuale di un tank, munito di piastre derivanti dalla configurazione ottimale, e di un case adibito a contenere i restanti componenti del sistema spray, che risponda ai parametri di progetto di un UASS il cui scopo è l'irrorazione di prodotti fitosanitari su filari di viti;
- Il Capitolo 3 introduce le nozioni matematiche che sono alla base del modello dinamico dell'esatore, a partire dai sistemi di riferimento coinvolti e le relative matrici di rotazione, arrivando alle equazioni della dinamica e alla definizione di una matrice di comando dipendente dai coefficienti di spinta e resistenza dei rotori. Viene inoltre descritto il simulatore sviluppato in ambiente MATLAB/Simulink, prestando

particolare attenzione al modello del controllore scelto, ovvero un sistema a cascata, suddiviso in loop interno ed esterno, basato sul controllore PID. Infine vengono presentati due funzioni, tradotte in blocchi all'interno del codice: il primo va a simulare il funzionamento del sistema spray, andando a ridurre massa e inerzie in base alla portata data dalle pompe del sistema, il secondo va a introdurre le forze e i momenti generati dallo sloshing all'interno del serbatoio come disturbi esterni, ottenuti dalle simulazioni CFD effettuate nel capitolo 2;

- Il Capitolo 4 descrive, in primo luogo, brevemente, l'esarotore reale sul quale si basa il lavoro simulativo, andando ad illustrare i parametri scelti per le simulazioni. In secondo luogo vengono illustrati i casi di studio su cui si basano le simulazioni effettuate: in primis si valuta come il sistema reagisce al decremento di massa e inerzie durante una manovra di irroramento lungo due filari; in secondo luogo si osserva, a massa e inerzie fissi, come l'aggiunta delle piastre vada a migliorare la dinamica del sistema, confrontando i risultati ottenuti con i casi senza sloshing del liquido e con disturbi ma con il serbatoio privo di plate;
- Il Capitolo 5 riassume i risultati ottenuti durante la trattazione, e propone diverse proposte di lavoro per lavori futuri.

Capitolo 2

Analisi dell'effetto Sloshing nel Serbatoio

In questo capitolo viene presentato un *UASS* nei suoi componenti, in particolare ci si sofferma sul sistema spray e le soluzioni relative alla problematica dell'effetto *sloshing*, analizzando due casi distinti. Il primo si basa sull'utilizzo di un serbatoio presente in commercio, sul quale sono state analizzate diverse soluzioni per quanto riguarda le piastre *anti-sloshing*, la cui efficacia è stata valutata mediante il software di analisi CFD *Solidworks Flow Simulation*. La soluzione migliore è stata successivamente costruita e implementata all'interno del serbatoio per studiarne la fattibilità. Lo stesso processo è stato ripetuto anche per il secondo caso, in cui il serbatoio è stato progettato da zero, dove però è stata applicata solamente la configurazione di piastre migliore sviluppata sul primo serbatoio.

2.1 Unmanned Aerial Spraying Systems - UASSs

Per *UAS* (*Unmanned Aerial Systems*) si intende un sistema composto dall'*APR*, ovvero un Aeromobile a Pilotaggio Remoto, e da tutti i sistemi e componenti necessari per poter permettere al pilota di manovrarlo, ovvero la stazione di controllo a terra *GCS* (*Ground Control Station*).[10]

Gli UAS possono essere utilizzati per vari scopi, sia nell'ambito civile per effettuare rilievo e monitoraggio del suolo, come nel caso del *DJI FPV Combo*[11], mostrato in figura 2.1(a), o per operazioni militari, come per il *MQ-9A Reaper*[12], mostrato in figura 2.1(b).

L'*UAS* studiato in questo lavoro di tesi ha come scopo l'irrorazione di prodotti fitosanitari su filari di viti, di cui un esempio, progettato dalla MAVtech srl[13] viene mostrato in figura 2.1(c), e per questa ragione presenta un sistema di spray che verrà approfondito nel paragrafo 2.1.1.



(a) *DJI FPV Combo*



(b) *General Atomics MQ-9 Reaper*



(c) *Spraying UAS by MAVtech srl*

Figura 2.1: Tre diverse tipologie di UAS

2.1.1 Sistema Spray

Il sistema spray si compone dai seguenti componenti, schematizzati in figura 2.2[14]:

- **Serbatoio:** contiene il liquido che si vuole irrorare, generalmente si tratta di acqua, diserbante o pesticidi. È fondamentale la scelta del liquido in modo che questo non vada a intasare le pompe, nel caso fosse troppo denso o rilasci residui che possono depositarsi nelle tubature o nella pompa stessa;
- **Pompa:** necessaria per spostare il liquido dal serbatoio agli ugelli. In base alla differenza di altezza tra loro, nel caso fosse necessaria più potenza, si possono inserire due o più pompe che lavorino in serie;
- **Switch ON/OFF:** permette l'attivazione e la disattivazione del sistema spray, necessario, ad esempio, quando si passa da un filare all'altro, per evitare sprechi di liquido;
- **Batteria:** necessaria per l'alimentazione del sistema spray. Nel caso in cui il drone fosse dotato di una batteria abbastanza capiente, il sistema spray può alimentarsi collegandosi a quest'ultima. Questa è la soluzione ideale, poiché si va a ridurre il MTOW del drone evitando l'installazione di una batteria ausiliaria;

- **Regolatore di Pressione:** valvola il cui scopo risulta essere l'aumento o la diminuzione di pressione del liquido nel sistema e, quindi, la regolazione del flusso fuoriuscente dagli ugelli. Per il caso di studio la pressione viene regolata a 3 bar, che ne consegue una portata di $2.5 \frac{L}{min}$;
- **Manometro:** mostra il valore di pressione del liquido nel sistema;
- **Ugelli:** permettono la fuoriuscita di fluido nell'ambiente esterno. Vengono posizionati sui bracci delle pale in modo che il flusso d'aria di queste ultime, alla velocità di regime, non vada a interferire con lo spruzzo degli ugelli. Inoltre la loro posizione è fondamentale per la manovra che l'APR dovrà effettuare sui filari. Per il caso di studio sono stati posizionati al 50% del raggio della pala misurato in direzione radiale allineato al verso del flusso, in modo da poter sfruttare al meglio il downwash dei rotori.

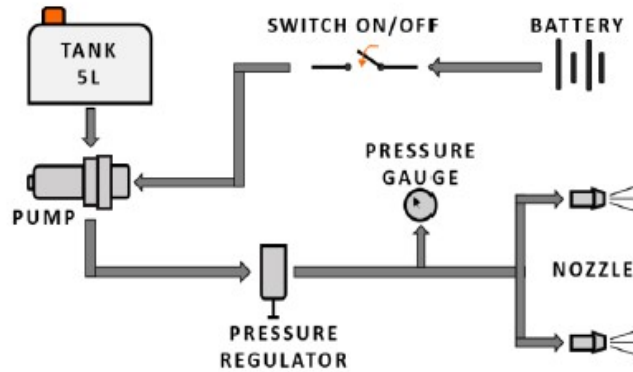


Figura 2.2: Schema del Sistema Spray

Nei seguenti casi di studio si andrà ad agire sul serbatoio, mantenendo invariati gli altri componenti.

In particolare, verranno studiati due casi specifici:

- **Caso 1 - Serbatoio da 5 Litri:** viene utilizzato un tank preesistente, il quale viene riprodotto su CAD tramite *Solidworks* e si testano diverse configurazioni di plate anti-sloshing, per poi realizzare la configurazione migliore e installarla all'interno del serbatoio stesso;
- **Caso 2 - Serbatoio da 10 Litri:** viene ripresa la stessa soluzione scelta come migliore sul serbatoio da 5 litri e la si applica ad un secondo tank, progettato in modo da avere una forma ottimizzata sia per attenuare la problematica dello sloshing, sia per stabilizzare il volo dell'APR.

2.2 Caso 1 : Tank di Prova (5L)

Per questo caso di studio è stato selezionato un serbatoio da 5L, mostrato in figura 2.3a, riportato successivamente in versione CAD tramite il software *SolidWorks*, quotato come in figura 2.3b.

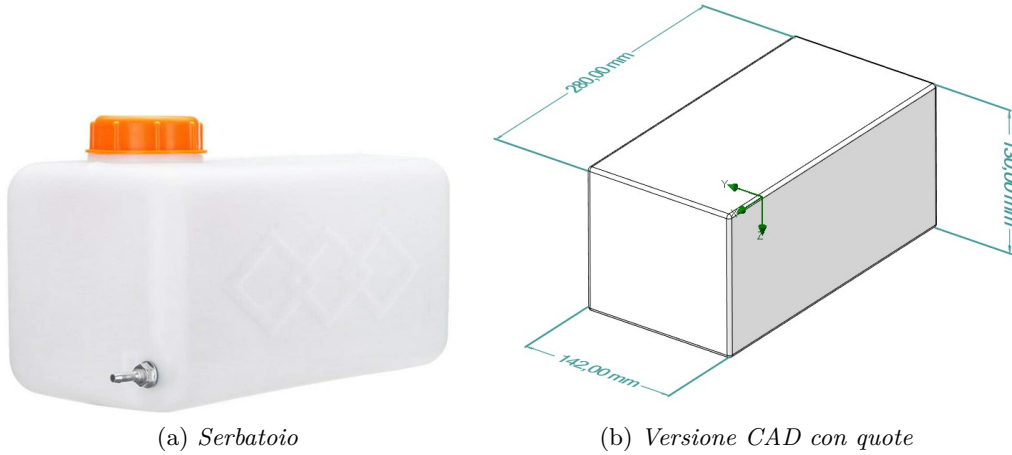


Figura 2.3: Serbatoio da 5 L

Le analisi sono state effettuate per tre diversi volumi di liquido, 25% (1.25L), 50% (2.5L) e 75% (3.75L), in modo da avere un range valido di risultati senza dover effettuare un numero elevato di simulazioni.

2.2.1 Anti-Sloshing Baffle Plate

In accordo con [15],[16] e [17], per andare a smorzare lo sloshing all'interno del serbatoio, si è deciso di implementare quattro diverse configurazioni di baffle plate, mostrate in figura 2.4, che si differenziano tra loro per il numero di fori e i loro relativi diametri. Questo perché si è voluto testare quanto la dimensione del foro fosse impattante nello smorzamento delle onde.

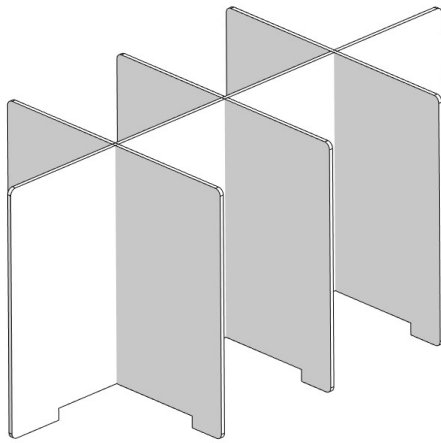
Sono state testate due configurazioni limite, la prima senza alcuna piastra, ed una seconda, denominata *Plate 0*, con quattro piastre non forate, una longitudinale e tre trasversali, le cui quote sono presenti in figura 2.5.

Le restanti configurazioni sono basate sulla geometria, e quindi dimensioni, di Plate 0, ma si differenziano sul diametro, disposizione e numero di fori. In particolare, plate 1 e 2 presentano lo stesso foro, rispettivamente di 1.5 cm e 3 cm, disposti come mostrato in figura 2.4, mentre plate 3 presenta una combinazione alternata dei fori dei plate 1 e 2.

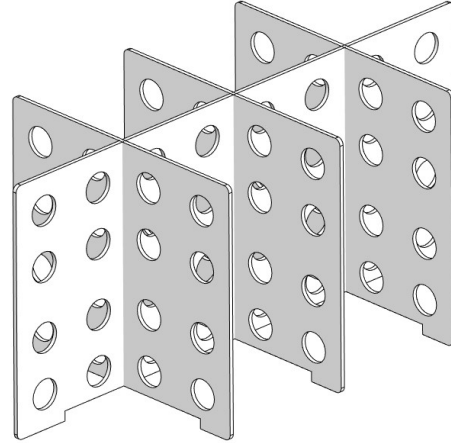
Una sintesi dei dati geometrici delle quattro configurazioni sono raccolti in tabella 2.1.

	Diametro fori [cm]	Area [cm ²]	Area Fori [cm ²]	N° Fori	Volume [cm ³]
Plate 0	-	1724.57	-	-	167.63
Plate 1	1.5	1527.38	197.19	80	140.38
Plate 2	3	1489.69	234.88	20	140.38
Plate 3	3 \ 1.5	1509.05	215.52	10 \ 40	140.41

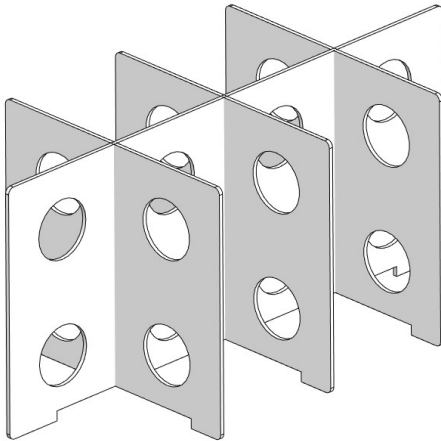
Tabella 2.1: Dati Plate



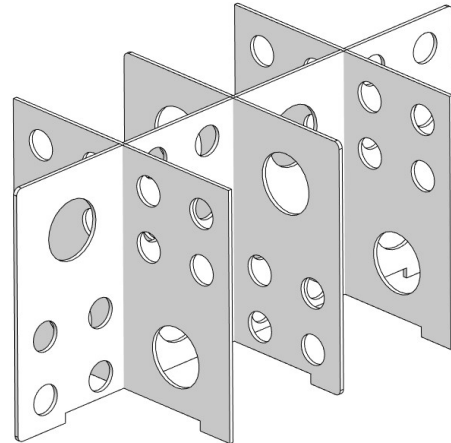
(a) Plate 0 - No Fori



(b) Plate 1



(c) Plate 2



(d) Plate 3

Figura 2.4: Anti-Sloshing Baffle Plate

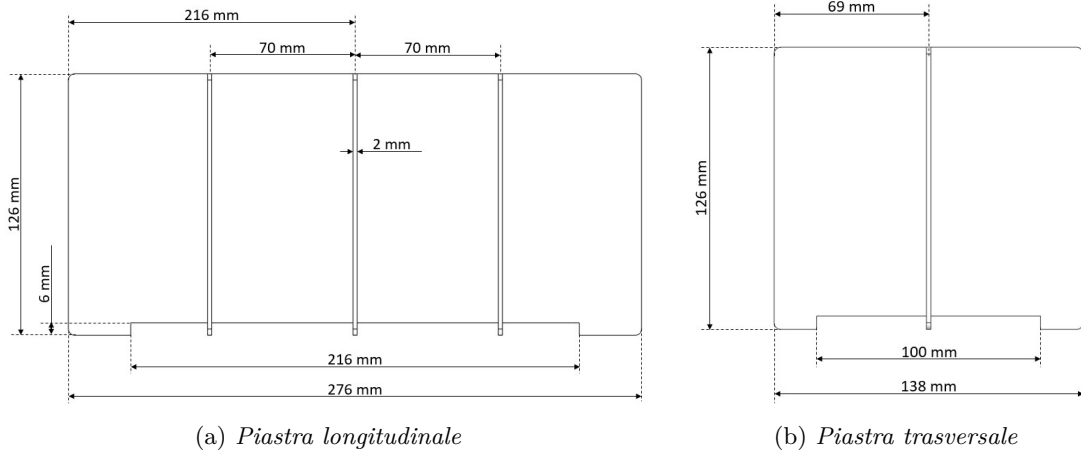


Figura 2.5: Plate 0 quotato

2.2.2 Solidworks Flow Simulation

Sono state effettuate analisi CFD mediante il tool *Flow Simulation* di SolidWorks con lo scopo di analizzare le forze e i momenti generati dallo sloshing del liquido all'interno del serbatoio.

Cenni Teorici

Il programma va a risolvere le equazioni di Navier-Stokes, che sono formulazioni delle leggi di conservazione della massa (eq. 2.1), quantità di moto (eq. 2.2) ed energia (eq. 2.3) per i flussi di fluidi nel sistema di coordinate cartesiane che ruota con velocità angolare Ω attorno a un asse passante per l'origine del sistema di riferimento. [18]

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \frac{\delta(\rho u_i)}{\delta x_i} = S_M^p \quad (2.1)$$

$$\frac{\delta(\rho u_i)}{\delta t} + \frac{\delta(\rho u_i u_j)}{\delta x_j} + \frac{\delta p}{\delta x_i} = \frac{\delta(\tau_{ij} + \tau_{ij}^R)}{\delta x_j} + S_i + S_{Ii}^p, i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3 \quad (2.2)$$

$$\frac{\delta \rho H}{\delta t} + \frac{\delta \rho u_i H}{\delta x_i} = \frac{\delta}{\delta x_i} [u_j (\tau_{ij} + \tau_{ij}^R) + q_i] + \frac{\delta p}{\delta t} - \tau_{ij}^R \frac{\delta u_i}{\delta x_j} + \rho \varepsilon + S_i u_i + S_H^p + Q_H \quad (2.3)$$

$$H = h + \frac{u^2}{2} + \frac{5}{3}k - \frac{\Omega^2 r^2}{2} - \sum_m h_m^0 y_m.$$

dove u è la velocità del fluido, ρ è la sua densità, $S_i = S_i^{poroso} + S_i^{gravità} + S_i^{rotazione}$ è l'insieme delle forze esterne per unità di massa causate dalla porosità del mezzo (S_i^{poroso}), dalla gravità ($S_i^{gravità} = \rho g_i$, dove g_i è la componente dell'accelerazione di gravità lungo la direzione dell' i -esima coordinata), e dalla rotazione del sistema di coordinate ($S_i^{rotazione}$),

h è l'entalpia termica, S_M^p, S_{Ii}^p, S_H^p sono termini aggiuntivi di scambio di interfaccia dovuti all'interazione delle particelle di Eulero-Lagrange, Q_H è una fonte o pozzo di calore per unità di volume, τ_{ij} è il tensore degli sforzi di taglio viscosi, q_i è il flusso di calore diffusivo, Ω è la velocità angolare del sistema di coordinate rotanti, r è la distanza da un punto all'asse di rotazione nel sistema di riferimento rotante, k è l'energia cinetica della turbolenza, h_m^0 è l'entalpia termica individuale del componente m-esimo della miscela, y_m è la concentrazione del componente m-esimo della miscela ed è descritta dall'equazione di conservazione delle specie (eq. 2.4)

$$\sum_m y_m = 1 \quad (2.4)$$

Le equazioni sono integrate da equazioni di stato del fluido, che ne definiscono la natura, e da dipendenze empiriche della densità, viscosità e conducibilità termica del fluido dalla temperatura.

Il programma considera anche fluidi non newtoniani anelastici, possibile grazie all'integrazione di una dipendenza della loro viscosità dinamica dalla velocità di taglio del flusso e dalla temperatura, e i liquidi comprimibili, introducendo una dipendenza della loro densità dalla pressione.

Un particolare problema viene infine specificato attraverso la definizione della sua geometria, delle condizioni al contorno e iniziali.

Il programma, inoltre, permette di modellare il flusso di due fluidi immiscibili, ovvero due fluidi che sono completamente insolubili l'uno nell'altro, tramite l'utilizzo di una *Free Surface*, ovvero viene modellata l'interfaccia tra fluidi immiscibili (come ad esempio liquidi e gas o liquidi e liquidi non newtoniani, escludendo il contatto gas-gas) mediante la tecnica del *Volume of Fluid (VOF)* (eq. 2.5), risolvendo un singolo insieme di equazioni della quantità di moto e tracciando la frazione di volume a_q ($q = 0 \dots N_q - 1$, dove N_q è il numero di fluidi immiscibili) di ciascun fluido in tutto il dominio:

$$\sum_{q=0}^{N_q-1} a_q = 1 \quad (2.5)$$

In un sistema bifase, ad esempio, nelle celle della mesh (volumi di controllo) del liquido $\alpha_0 = 0$ e $\alpha_1 = 1$, mentre nelle celle del gas $\alpha_0 = 1$ e $\alpha_1 = 0$. La posizione di una superficie libera è quella in cui α_q passa da 0 a 1.

Impostazione della simulazione

Si è deciso di simulare, per ogni percentuale di volume e per ogni configurazione di plate, due casi distinti (figura 2.6):

- Accelerazione a gradino di durata $\Delta t = 0.5s$ lungo l'asse X con modulo $a_x = \frac{g}{2}$;
- Accelerazione a gradino di durata $\Delta t = 0.5s$ lungo l'asse Y con modulo $a_y = \frac{g}{2}$;

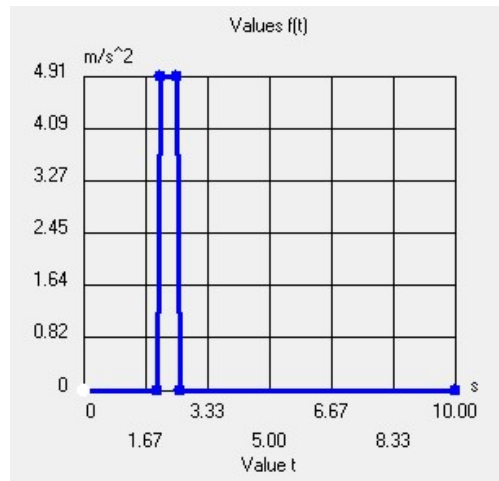
In tabella 2.2 sono stati raccolti i dati principali validi per tutte le simulazioni.

Durata Simulazione	10
Step Time	0.1
Free Surface ON	Acqua e Aria immiscibili
Accelerazione di Gravità	$g = 9.81 \frac{m}{s^2}$
Durata Accelerazione	$dt = 0.5s$
Modulo Accelerazione	$a = 4.905 \frac{m}{s^2}$

Tabella 2.2: Dati Simulazioni CFD

Value t	Values f(t)
0 s	0 m/s^2
2 s	0 m/s^2
2.1 s	4.905 m/s^2
2.5 s	4.905 m/s^2
2.6 s	0 m/s^2
10 s	0 m/s^2

(a) Valori dell'accelerazione nel tempo



(b) Grafico Accelerazione - Tempo lungo

Figura 2.6: Andamento dell'accelerazione nel tempo lungo X e Y

Essendo una simulazione interna, il dominio di calcolo è stato impostato in modo da poter prendere tutto il volume interno del serbatoio (figura 2.7a). É stato impostato, inoltre, il sotto dominio del fluido, indicando che in quest'ultimo di ha la condizione di fluidi immiscibili (figura 2.7b). Viene definita, in ultimo, la mesh, le cui celle base hanno dimensione $N_x = 3.5mm$; $N_y = 3.5mm$ e $N_z = 2mm$, abbastanza piccole per riuscire ad ottenere dei risultati con ridotto margine d'errore, ma non troppo piccole per ridurre i tempi di calcolo (figura 2.7c).

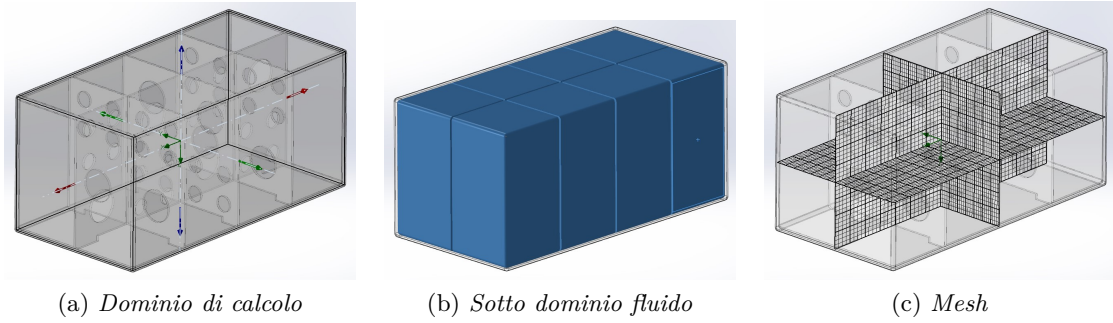


Figura 2.7: Definizione del dominio di calcolo

2.2.3 Risultati delle simulazioni CFD

I risultati prodotti dalle simulazioni CFD sono analizzati valutando due parametri di studio:

- **Settling Time:** tempo necessario affinché la risposta di un sistema dinamico ad un input raggiunga e rimanga all'interno di una banda nell'intorno al valore di regime la cui larghezza risulta essere specificata da una percentuale assoluta del valore finale. Il tempo di assestamento è legato alla costante di tempo maggiore del sistema di controllo [19]. Per le seguenti valutazioni viene considerata una banda di errore pari a $\pm 5\%$. Questo è il parametro più critico, poiché un elevato tempo di assestamento comporta una dinamica che risente maggiormente dello sloshing;
- **Peak:** è il valore massimo di overshoot della risposta di un sistema dinamico ad un input.

Accelerazione lungo l'asse X

Per questo caso i risultati che più mostrano l'efficacia dell'implementazione delle piastre anti-sloshing sono F_x e T_y , rispettivamente la risultante delle forze lungo l'asse X e il momento di beccheggio attorno all'asse Y.

Vengono mostrati il *Settling Time* e il *Peak* per F_x in figura 2.8 e T_y in figura 2.9 in cui si può ben notare come, per tutte le configurazioni, ci sia un'importante variazione di entrambi i parametri rispetto al setup senza plate. In particolare, come mostra la tabella 2.3, la configurazione con piastre piene (*Plate 0*) è efficace nel ridurre il valore di picco per quanto riguarda la forza, tra il 20% e il 30% circa rispetto alla configurazione senza piastre, mentre invece ha un comportamento anomalo per quanto riguarda il momento, il quale ha un picco negativo.

Risulta inefficace invece per la riduzione del tempo di assestamento di F_x , infatti non supera mai il punto percentile, a differenza però per T_y , in cui oscilla tra il 64% e 74%.

Le altre configurazioni invece rispettano le aspettative, andando a ridurre il valore di picco di una percentuale superiore del 20% sia per la forza che per il momento, e il *Settling Time* di oltre il 50%.

		F_x [N]			T_y [Nm]		
		25%	50%	75%	25%	50%	75%
No Plate	Settling Time [s]	10	10	9.96	10	10	9.88
	% Settling Time	-	-	-	-	-	-
	Peak	10.21	19.09	26.38	-0.79	-1.10	-0.85
	% Peak	-	-	-	-	-	-
Plate 0	Settling Time [s]	9.90	9.97	9.97	3.42	2.60	2.56
	% Settling Time	0.97	0.31	-0.07	65.82	74.03	74.04
	Peak	8.01	13.69	18.65	0.24	0.29	0.22
	% Peak	21.51	28.27	29.30	-68.38	-73.82	-74.08
Plate 1	Settling Time [s]	3.72	4.49	4.08	3.37	3.22	3.23
	% Settling Time	62.82	55.05	59.08	66.26	67.81	67.34
	Peak	7.56	13.72	20.29	-0.63	-0.73	-0.57
	% Peak	25.99	28.12	23.07	20.34	33.70	33.19
Plate 2	Settling Time [s]	4.31	6.13	3.96	3.33	3.27	3.52
	% Settling Time	56.90	38.73	60.22	66.66	67.32	64.33
	Peak	7.73	13.60	19.54	-0.60	-0.76	-0.55
	% Peak	24.30	28.77	25.90	23.33	30.61	34.75
Plate 3	Settling Time [s]	3.69	4.55	3.67	3.38	3.26	3.33
	% Settling Time	63.07	54.48	63.13	66.19	67.37	66.33
	Peak	7.73	13.84	20.41	-0.60	-0.72	-0.54
	% Peak	24.23	27.50	22.61	23.61	34.30	36.73

Tabella 2.3: Output delle simulazioni CFD per F_x e T_y

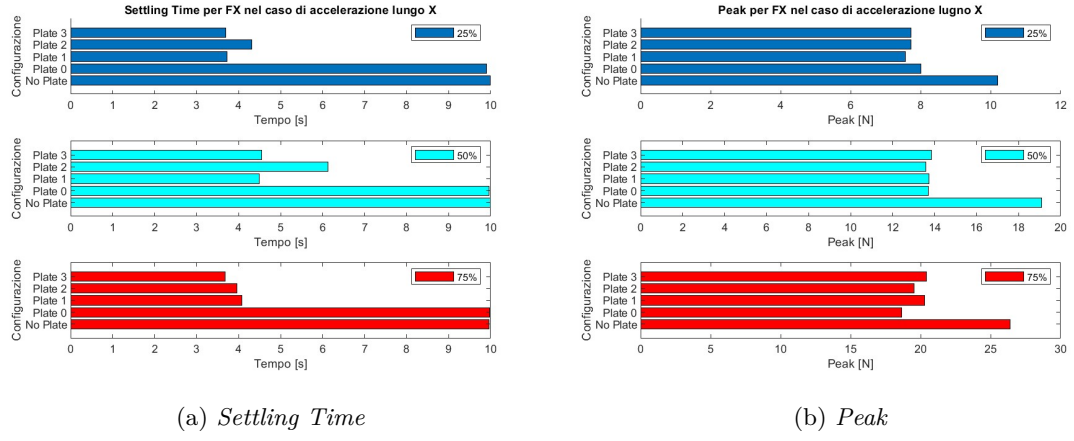


Figura 2.8: Tempo di assestamento e picco per F_x

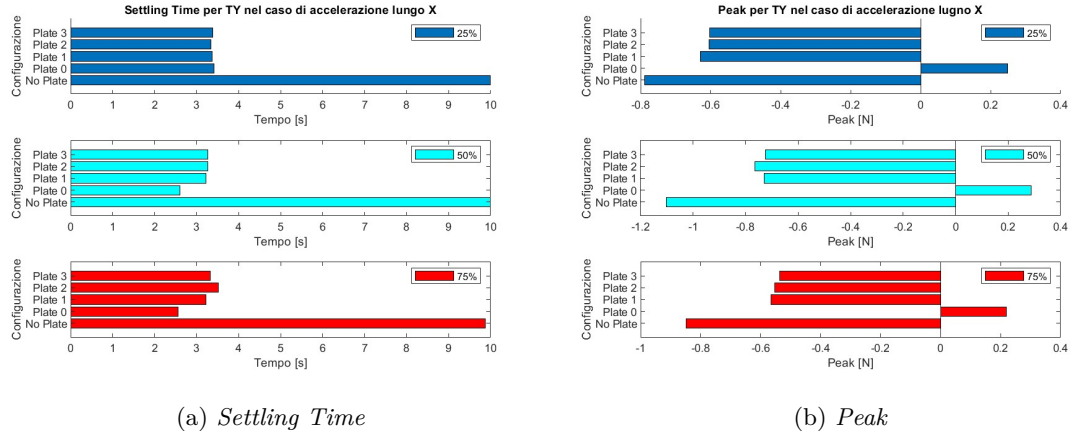


Figura 2.9: Tempo di assestamento e picco per T_y

Accelerazione lungo l'asse Y

Si valutano, per questa casistica, F_y e T_x , di cui vengono mostrati gli andamenti di picco e Settling Time e i valori di output delle simulazioni nelle figure 2.10 e 2.11 e in tabella 2.4. In questo caso i risultati non rispettano le attese. In particolare, in relazione a F_y , si può notare come, per quanto riguarda la riduzione del picco massimo, tutte le configurazioni con piastre si comportino nello stesso modo, con una percentuale di riduzione che si aggira nell'intorno del 15%, mentre, per quanto riguarda il tempo di assestamento, i risultati sono contrastanti tra loro. Infatti, nel caso di riempimento del serbatoio del 25% e 75%, si ha una riduzione simile a quella rilevata per l'accelerazione lungo X, mentre, per il 50% di riempimento, in particolare per la configurazione Plate 2, si ha un tempo di assestamento simile a quello che si è ottenuto con il serbatoio privo di piastre.

Andando ad analizzare in figura 2.12 l'andamento delle due configurazioni, si nota però una notevole riduzione del modulo della forza, inoltre l'errore a regime risulta essere leggermente superiore al $\pm 5\%$ prefissato.

In questo caso il comportamento migliore si ottiene con l'utilizzo del setup Plate 3 e Plate 1, che si differenziano di pochi punti percentuali.

Per quanto riguarda, invece, il momento T_x , si denota come l'utilizzo delle piastre sia penalizzante sia per la riduzione del Settling Time, sia per il comportamento per il picco massimo, in tutte le configurazioni. In particolare, per il 50% di volume di riempimento. Si ha, infatti, un aumento di entrambi i parametri rispetto alla configurazione No Plate. Si denota, infine, anche un cambio di segno del picco per tutti i casi, non solo per Plate 0. Questi dati però non sono preoccupanti poiché questo drone è pensato per percorrere un filare lungo la direzione X, mentre effettuerà una manovra lungo Y solo per lo spostamento tra un filare all'altro. Inoltre i valori di picco del momento sono comunque ridotti a differenza della riduzione del modulo di F_y , il che non giustifica il non utilizzo di piastre trasversali.

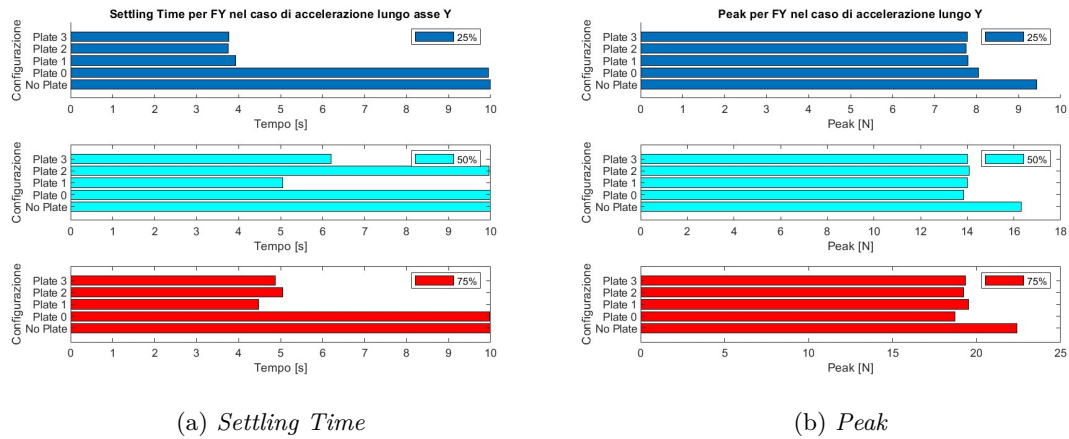


Figura 2.10: Tempo di assestamento e picco per F_y

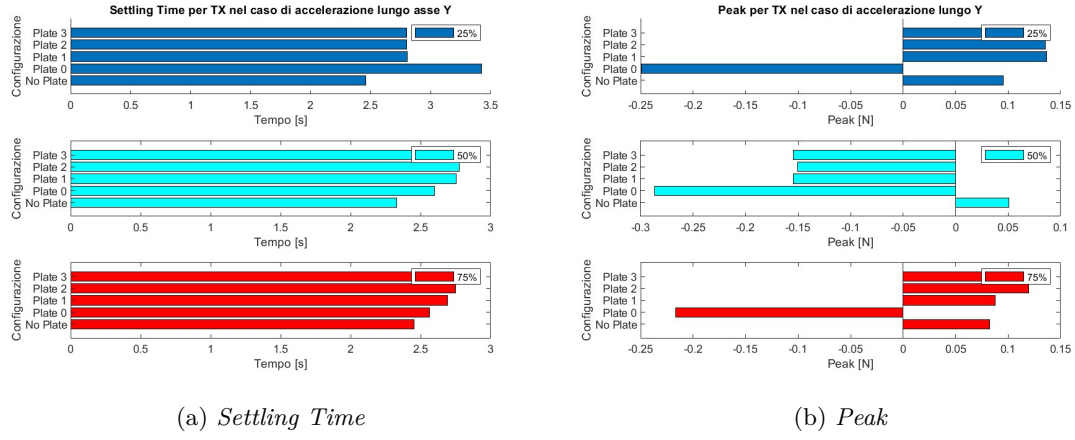


Figura 2.11: Tempo di assestamento e picco per T_x

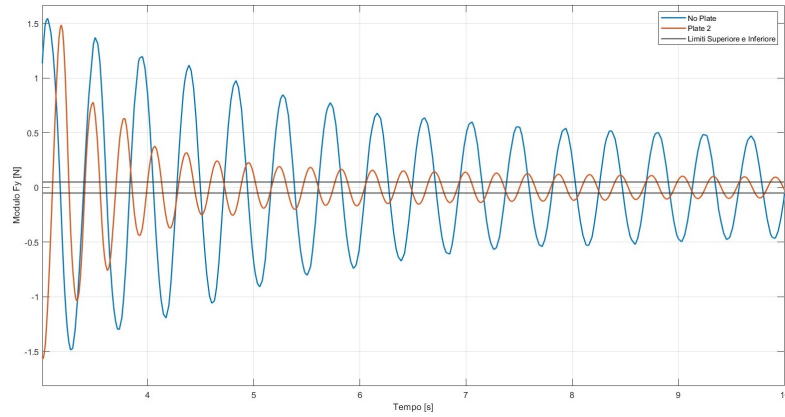
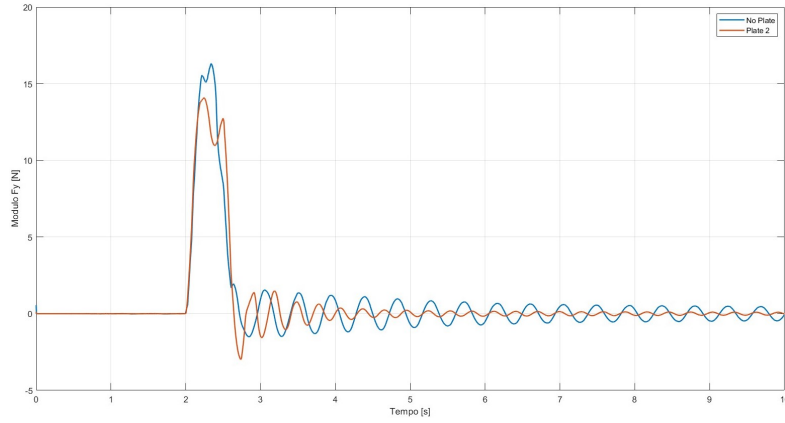


Figura 2.12: 50% - Accelerazione lungo T - Confronto tra No Plate e Plate 0

		F_y [N]			T_x [Nm]		
		25%	50%	75%	25%	50%	75%
No Plate	Settling Time [s]	10	10	10	2.56	2.33	2.45
	% Settling Time	-	-	-	-	-	-
	Peak	9.43	16.32	22.39	0.10	0.05	0.08
	% Peak	-	-	-	-	-	-
Plate 0	Settling Time [s]	9.95	10	9.97	3.43	2.60	2.56
	% Settling Time	0.53	0	0.25	-39.32	-11.50	-4.40
	Peak	8.05	13.84	18.71	-0.25	-0.29	-0.22
	% Peak	14.61	15.18	16.45	-160.99	-461.61	-163.18
Plate 1	Settling Time [s]	3.92	5.05	4.48	2.81	2.76	2.69
	% Settling Time	60.76	49.50	55.20	-14.11	-18.28	-9.61
	Peak	7.80	13.99	19.51	0.14	-0.15	0.09
	% Peak	17.25	14.22	12.87	-43.57	-202.65	-6.53
Plate 2	Settling Time [s]	3.76	9.96	5.05	2.80	2.78	2.75
	% Settling Time	62.44	0.36	49.47	-13.83	-19.18	-12.10
	Peak	7.75	14.09	19.23	0.14	-0.15	0.12
	% Peak	17.76	13.65	14.10	-41.99	-194.88	-45.43
Plate 3	Settling Time [s]	3.77	6.20	4.87	2.80	2.76	2.71
	% Settling Time	62.33	38.02	51.26	-13.99	-18.63	-10.26
	Peak	7.78	14.01	19.35	0.13	-0.154	0.09
	% Peak	17.45	14.75	13.60	-41.26	-202.50	-15.25

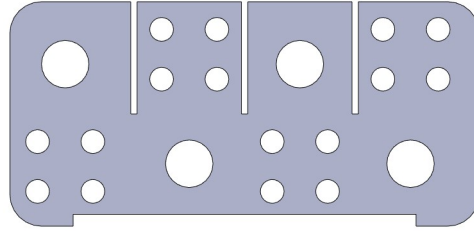
Tabella 2.4: Output delle simulazioni CFD per F_y e T_x

2.2.4 Fase realizzativa

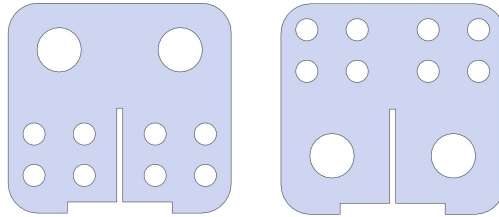
Dalle analisi dei risultati ottenuti si è deciso di produrre un set di piastre per la configurazione Plate 3.

Il materiale scelto per la produzione è il *Forex Classic*[20], un materiale che si presenta come una lastra in PVC rigido a celle chiuse, di colore bianco, leggermente espansa, con una struttura cellulare particolarmente fine e omogenea e superfici opache e setose. Questa scelta è dovuta all'estrema facilità di lavorazione di questo materiale, unito al costo ridotto e alla sua impermeabilità, oltre ad avere un buon compromesso tra leggerezza e rigidità.

Per prima cosa sono stati preparati i modelli delle piastre tramite Solidworks, mostrate in figura 2.13, utilizzati come maschere da applicare sul pannello di Forex per poterle ritagliare, e il serbatoio, il quale è stato tagliato ad 25 mm dalla superficie superiore, in modo da non essere disturbati dalla presenza del raccordo.



(a) Plate XZ



(b) Plate YZ Centrale (c) Plate YZ Laterale

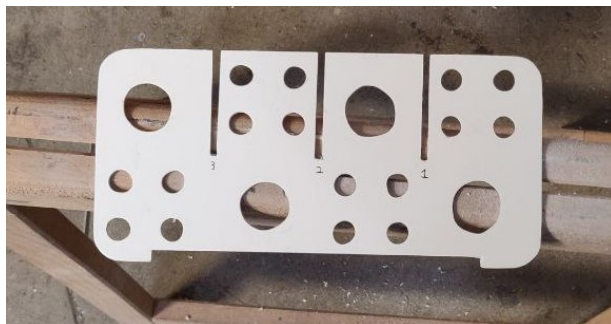
Figura 2.13: Maschere delle piastre della configurazione Plate 3

Successivamente si è passati a ritagliare con un taglierino i plate e a creare i fori e gli intagli per il montaggio utilizzando un taglierino e un Dremel per la rifinitura dei fori. Il risultato viene mostrato in figura 2.14

Con della carta vetrata è stato poi grattato l'interno del serbatoio nelle zone in cui sarebbero state incollate le piastre, infatti quest'ultimo risultava essere troppo liscio, riducendo così l'efficacia dell'incollaggio. Per quest'ultimo è stato utilizzato un collante epossidico grigio bi-componente di media viscosità, molto resistente ed ottimo per incollaggi in cui sono presenti movimenti di lieve entità.

Una volta incollate le piastre e lasciata asciugare la colla, si è passati alla chiusura del serbatoio, applicando una striscia in PVC lungo tutta l'apertura, per aumentare così la zona di incollaggio. Il risultato è mostrato in figura 2.15a.

Una volta sigillato, il serbatoio è stato rimontato all'interno del sistema spray, come in figura 2.15b.



(a) *Piastra Longitudinale*



(b) *Piastre Trasversali*

Figura 2.14: Piastre ritagliate in Forex



(a) *Piastre incollate*



(b) *Serbatoio completo*

Figura 2.15: Serbatoio completo

2.3 Caso 2 : Concept Design (10L)

Una volta capito come le piastre riescano a ridurre efficacemente l'effetto sloshing all'interno del serbatoio, si è passati alla seconda fase, ovvero la progettazione di un serbatoio che fosse ottimizzato sia per la missione affidata all'*UASS* sul quale sarebbe stato montato, sia per ridurre lo sloshing al suo interno.

2.3.1 Parametri di progetto

Per prima cosa bisogna visualizzare bene la missione che il drone dovrà compiere. In particolare, l'*UASS* considerato ha come scopo l'irrorazione di prodotti fitosanitari di filari di viti. Questo verrà effettuato, come mostrato in figura 2.16 [21], seguendo il filare lungo l'asse X lungo il quale sono posizionati i due ugelli. Per cui la prima richiesta per la progettazione dovrà essere sulla forma, infatti bisogna evitare che il serbatoio presenti una parete perpendicolare all'asse lungo il quale il drone si muoverà durante la missione. Inoltre, per permettere una maggiore flessibilità di utilizzo, si può pensare di dare una forma simmetrica su più assi al serbatoio.

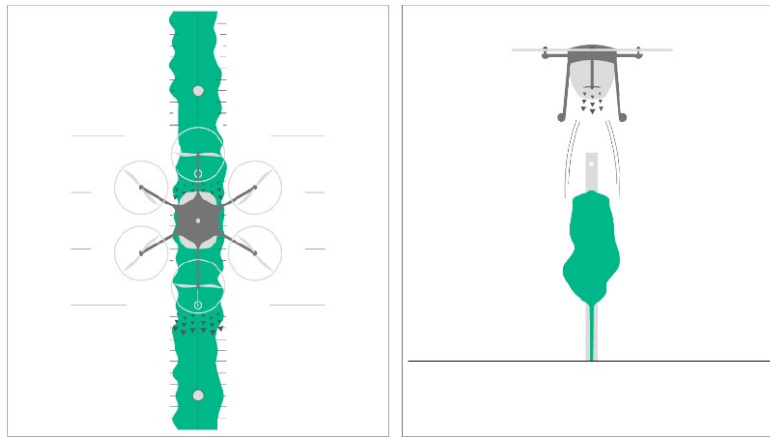


Figura 2.16: Visualizzazione della missione dell'*UASS*

Le soluzioni migliori potrebbero essere due, la prima a forma toroidale, mostrato in figura 2.17a, la seconda a forma ottagonale con le due basi a piramide tronca, o serbatoio "a diamante" (figura 2.17b).

In secondo luogo bisogna capire come il drone riesce a muoversi lungo la direzione prestabilita. Infatti in questo caso si parla di un *APR* avente rotori fissi, per cui lo spostamento è causato dalla differenza di spinta data dai diversi rotori, da cui ne consegue un'inclinazione di qualche grado che permette la formazione di una componente parallela all'asse di moto, permettendo lo spostamento del drone. Ne consegue che anche il serbatoio si inclinerà, portando, soprattutto quando il volume di liquido al suo interno sarà ridotto, il suo contenuto a concentrarsi in un punto diverso dal centro della base inferiore. Sarà necessario dunque andare a progettare quest'ultima in modo da incanalare il fluido in un punto specifico, dal quale dovrà essere estratto dalle pompe del sistema spray. Il serbatoio

a diamante, con la sua base inferiore a piramide ottagonale tronca, risulta essere migliore in questo.

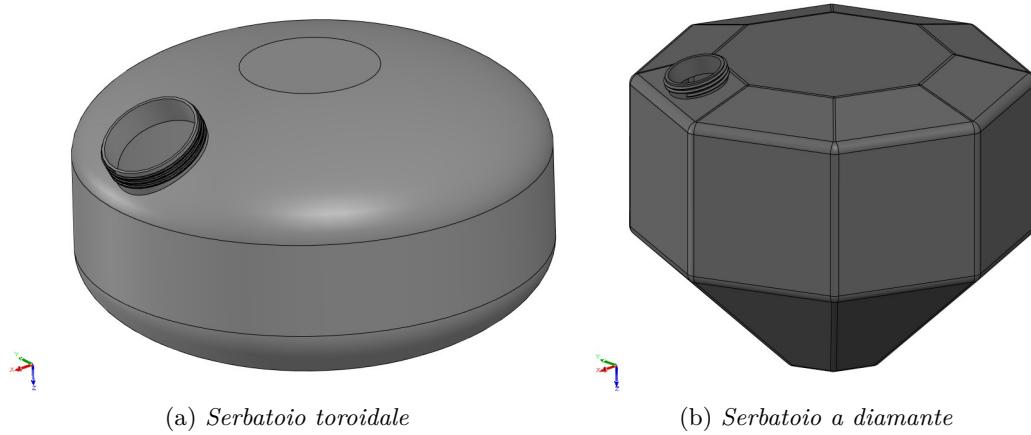


Figura 2.17: Concept preliminari

Un ultimo punto, per quanto riguarda la dinamica del moto del drone, risulta essere la stabilità del sistema. Infatti, è necessario che il serbatoio, con sistema spray annesso, sia il più vicino possibile al baricentro, e soprattutto non vada a estendersi in maniera eccessiva perpendicolarmente all'asse Z del sistema. Questo comporta come il sistema spray debba essere posizionato sopra il drone, a patto che il sistema di pompaggio riesca a vincere la differenza di potenziale data dalla differenza di altezza tra il punto di estrazione di liquido dal serbatoio e la pompa, ovvero, in fase di scelta della/e pompa/e sarà necessario effettuare il *calcolo della prevalenza* della pompa [22].

Una volta considerati tutti i parametri di progetto relativi alla dinamica del drone, bisogna andare a valutare quelli costruttivi del serbatoio e di tutto il sistema spray.

Per prima cosa bisogna decidere come andrà prodotto il serbatoio. Questi, solitamente, vengono prodotti per stampaggio a iniezione, ma questa risulta essere una tecnica alquanto costosa, poiché sarebbe necessario andare a produrre degli stampi in alluminio il cui costo è molto elevato. Bisognerebbe andare a valutare il *Payback Period* basato sul metodo *Payback* di valutazione finanziaria, utilizzato per valutare i progetti di capitale. Questo calcola il rendimento annuo dall'inizio del progetto fino a quando i rendimenti accumulati sono pari al costo dell'investimento, momento in cui si dice che l'investimento è stato ripagato. Il tempo necessario per ottenere questo ritorno è definito, per l'appunto, Payback Period [23]. Nel caso in cui si dovessero produrre pochi componenti, si potrebbe valutare anche la tecnica della stampa 3D. In questo secondo caso andrebbero fatte ulteriori analisi, una su tutte sulle dimensioni massime che la stampante può stampare.

Un altro parametro di progetto fondamentale risulta essere l'assemblaggio. Infatti è necessario andare a considerare a priori come il serbatoio sarà agganciato al sistema spray e come il sistema complessivo sarà agganciato al drone, inoltre va considerata anche la facilità con cui il sistema verrà smontato nei suoi componenti. In questo caso risulta essere migliore la configurazione a diamante, poiché presenta una zona piatta più ampia sulla

superficie superiore, inoltre le pareti verticali permettono un aggancio più semplice del sistema spray.

Particolare attenzione va dato al sistema di refill, che deve permettere il riempimento del serbatoio senza che questo debba essere smontato.

Infine va assicurata l'impermeabilità dei cavi, delle pompe e della batteria, se presente, del sistema spray.

Riassumendo, i parametri di progetto che vanno rispettati sono:

- Assicurare un volume interno di 10 L;
- Evitare pareti perpendicolari all'asse di spostamento del drone;
- Serbatoio simmetrico su uno o più assi;
- Base che incanali il liquido nel punto da cui avviene l'estrazione;
- Serbatoio che si sviluppi principalmente lungo l'asse Z e si allarghi il meno possibile sul piano XY;
- Sistema spray montato al di sopra del drone;
- Vincolo sulle dimensioni principali del serbatoio;
- Facilità nell'assemblaggio/smontaggio;
- Assicurare l'impermeabilizzazione dei componenti del sistema spray;
- Refill del serbatoio senza smontaggio.

2.3.2 Concept definitivo

Dopo varie iterazioni si è arrivati alla soluzione definitiva mostrata, su varie viste, in figura 2.18.

Si è partiti dalla configurazione a diamante, la quale è stata notevolmente modificata per adattarsi a tutte le richieste di progetto. Si può notare, inoltre, la presenza di un case per il sistema spray.

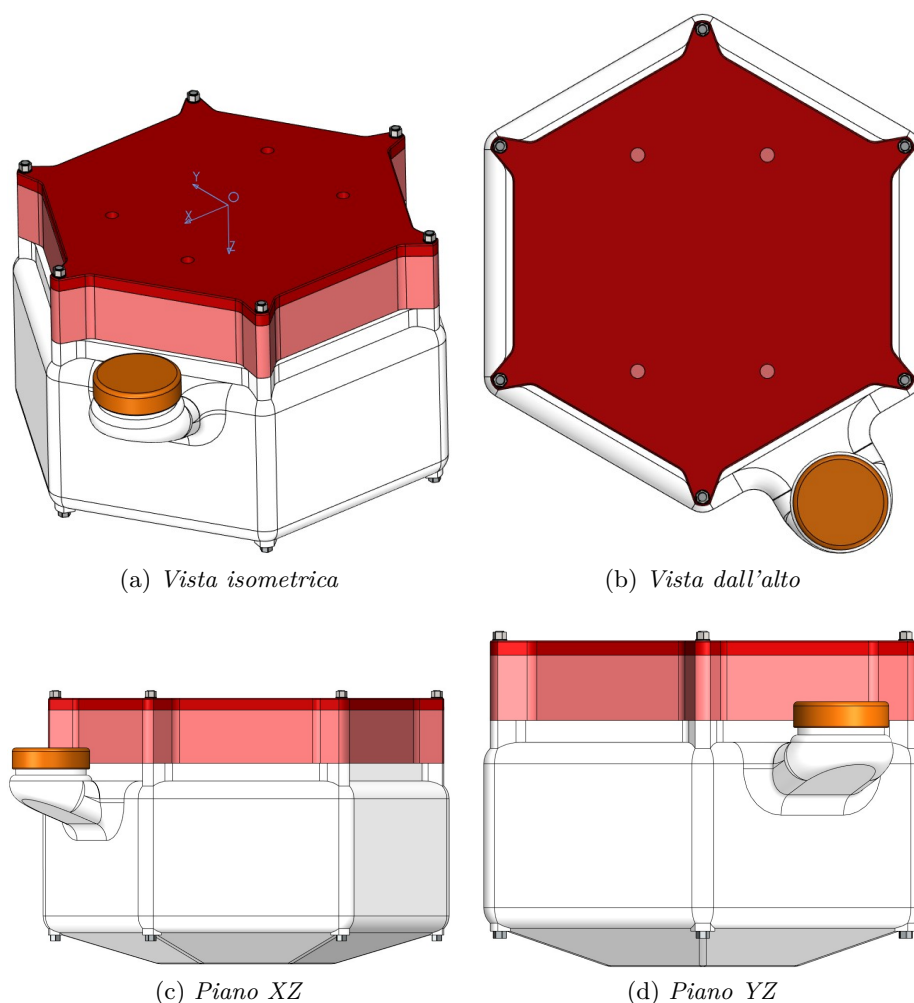


Figura 2.18: Concept definitivo

Serbatoio

Si è deciso di semplificare la geometria del serbatoio passando da una forma ottagonale ad una esagonale, con la base superiore resa piatta e quella inferiore mantenuta a forma di piramide esagonale tronca.

Come si può ben notare dalla figura 2.19, la base superiore piatta è stata predisposta per inserire il case che andrà ad ospitare il sistema spray tramite un incastro sopraelevato rispetto alla superficie di base. Il sistema, inoltre, sarà ancorato tramite sei viti M5 passanti, i cui fori sono visibili in figura 2.19a. In questo modo si evita di filettare nessuna parte del serbatoio o di andare ad inserire a caldo degli inserti, permettendo così un montaggio e uno smontaggio semplice e rapido.

Il bocchettone risulta essere molto pronunciato, permettendo il refill del serbatoio evitando

di sganciarlo dal resto del sistema. Per quanto riguarda il sistema di piastre anti-sloshing, è stata adottata una soluzione basata sulla configurazione Plate 3, riadattata alle dimensioni del serbatoio. I dati geometrici del serbatoio sono riportati in tabella 2.5.

Diametro Serbatoio	[cm]	34.54
Altezza Totale Serbatoio	[cm]	17.00
Altezza Serbatoio - No intercapedine	[cm]	15.50
Volume Interno Disponibile	[L]	11.38
Numero Viti	[-]	6xM5
Lunghezza viti	[cm]	20.71
Altezza Intercapedine Case Pompe	[cm]	1.5
Diametro Intercapedine Case Pompe	[cm]	30.11
Numero Plate	[-]	2
Numero Fori per Piastra	[-]	16 - 4
Diametri Fori Piastra	[cm]	1.5 - 3

Tabella 2.5: Dati geometrici del serbatoio concept

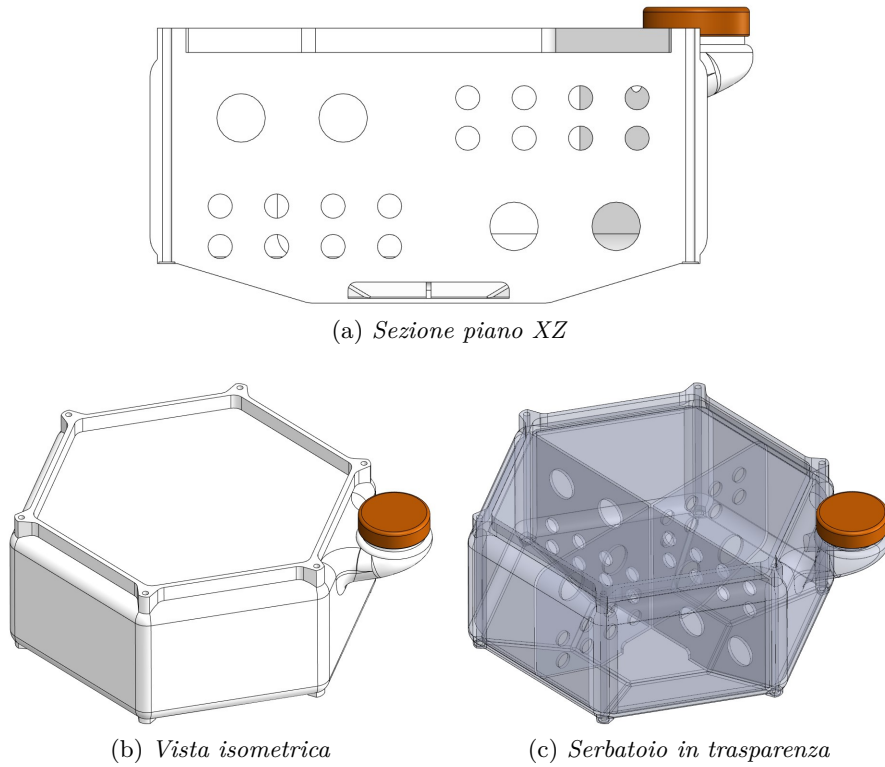


Figura 2.19: Serbatoio

Nel caso in cui si volesse stampare in 3D il serbatoio, bisognerebbe riadattare le dimensioni alla stampante utilizzata, mantenendo costante il volume richiesto. Sempre in questo caso diventa necessario andare a effettuare un trattamento interno di impermeabilizzazione e di anticorrosione che al contempo non vada a corrompere il liquido all'interno del serbatoio. Esistono in commercio molte soluzioni spray che applicano un sottile film impermeabilizzante e anticorrosione. Queste problematiche, nel caso di stampaggio per iniezione, non si presentano, poiché questa tecnica di produzione va a creare una struttura uniforme, a differenza della stampa 3D.

Case per il sistema spray

Per ovviare al problema dell'impermeabilità degli apparecchi elettronici nel sistema spray, si è deciso di progettare un case che li contenga, mostrato in figura 2.20.

Sulla copertura sono presenti quattro fori utili per assemblarci il sistema di aggancio al drone.

Il diametro interno di 28.92 cm e l'altezza di 5.50 cm permettono un'agevole installazione dei vari componenti, come si vede in figura 2.20b, tra cui la valvola di regolazione della portata e il manometro, che dovranno essere accessibili dall'esterno senza doverlo sganciare dal drone. Per questo dovranno essere predisposti due fori su una parete laterale da cui dovranno fuoriuscire lo schermo del manometro e la manopola della valvola di regolazione.

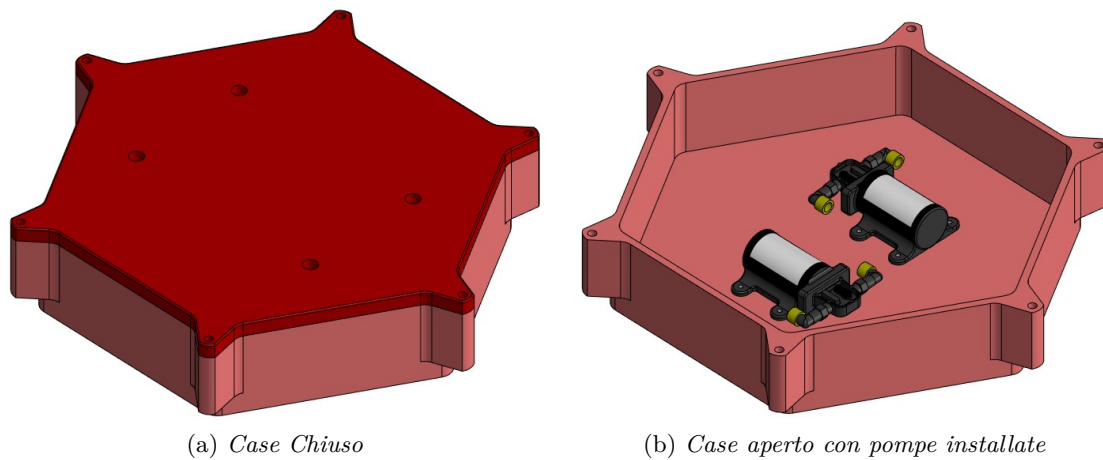


Figura 2.20: Case Pompe

2.3.3 Risultati Simulazioni CFD

Sono state effettuate le stesse simulazioni CFD, già discusse per il serbatoio da 5L, anche per quello da 10L, poiché si vuole validare la scelta della configurazione Plate 3.

Accelerazione lungo X

Anche in questo caso si valuteranno la forza lungo l'asse X, F_x , e il momento attorno all'asse Y, T_y . Di seguito vengono riportati i valori di Settling Time e Peak nei grafici a colonna presenti in figura 2.21 e gli andamenti nel tempo di F_x , in figura 2.22, e T_y , in figura 2.23.

I risultati ottenuti dimostrano la bontà della soluzione progettuale data dal serbatoio a forma esagonale, unita alle piastre precedentemente testate. Infatti si ha una diminuzione media superiore al 60% del Settling Time in tutti i casi rispetto al setup senza piastre, mentre si ha una riduzione media superiore al 15% per quanto riguarda il picco.

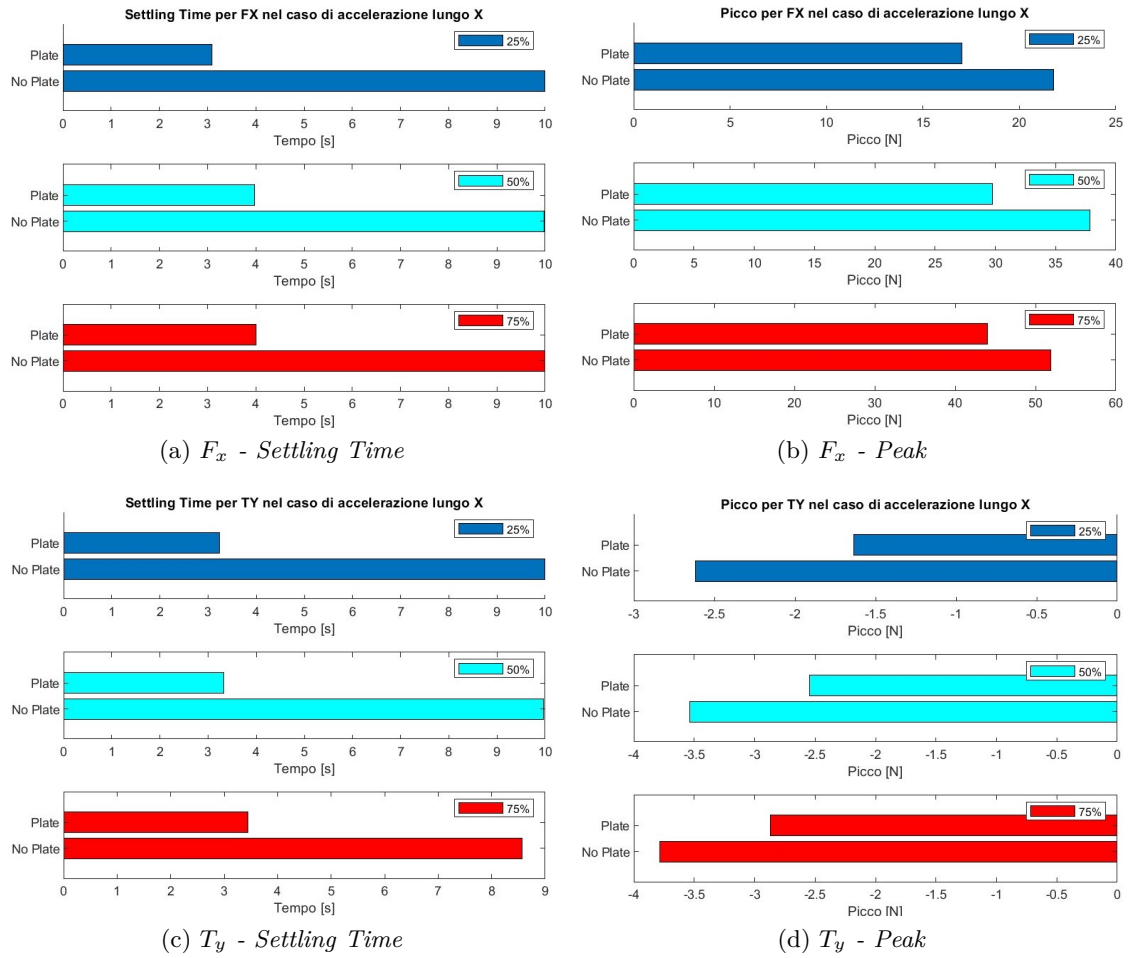


Figura 2.21: Settling Time e Peak per F_x e T_y

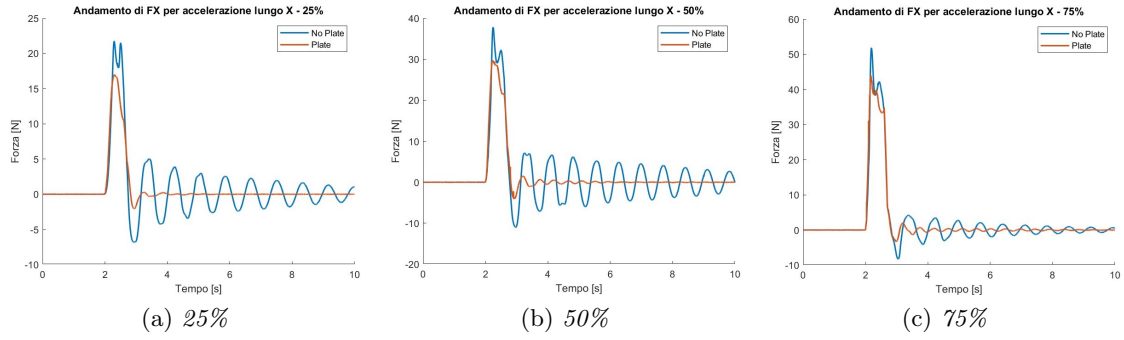


Figura 2.22: Andamento nel tempo di F_x

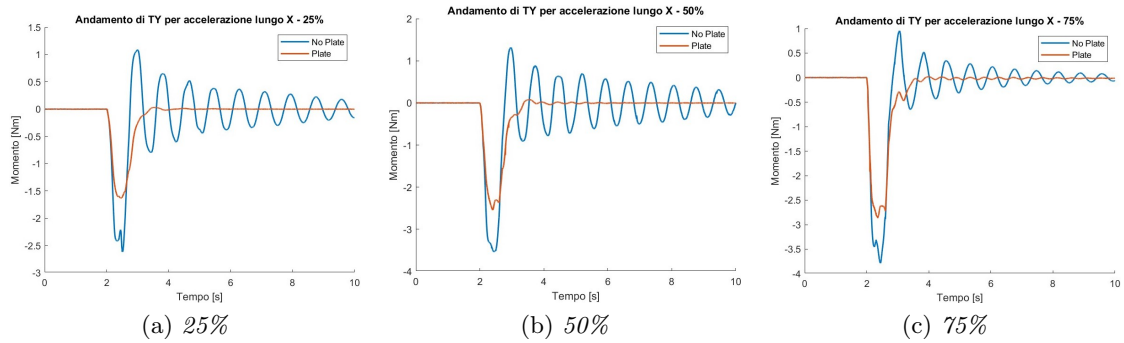


Figura 2.23: Andamento nel tempo di T_y

Accelerazione lungo Y

Si valutano F_y e T_x per questo caso, i cui risultati vengono mostrati in figura 2.24, per quanto riguarda Settling Time e picco, e in figura 2.25 e 2.26 per quanto riguarda gli andamenti nel tempo per forza e momento.

A differenza del caso del serbatoio da 5L, qui si ottengono i risultati attesi, con riduzioni anche in questo caso superiori del 60% per il Settling Time e del 15% per il picco massimo, dimostrando come la simmetria nella forma del serbatoio abbia contribuito a dare delle risposte simili nei due casi di studio e coerenti con le aspettative.

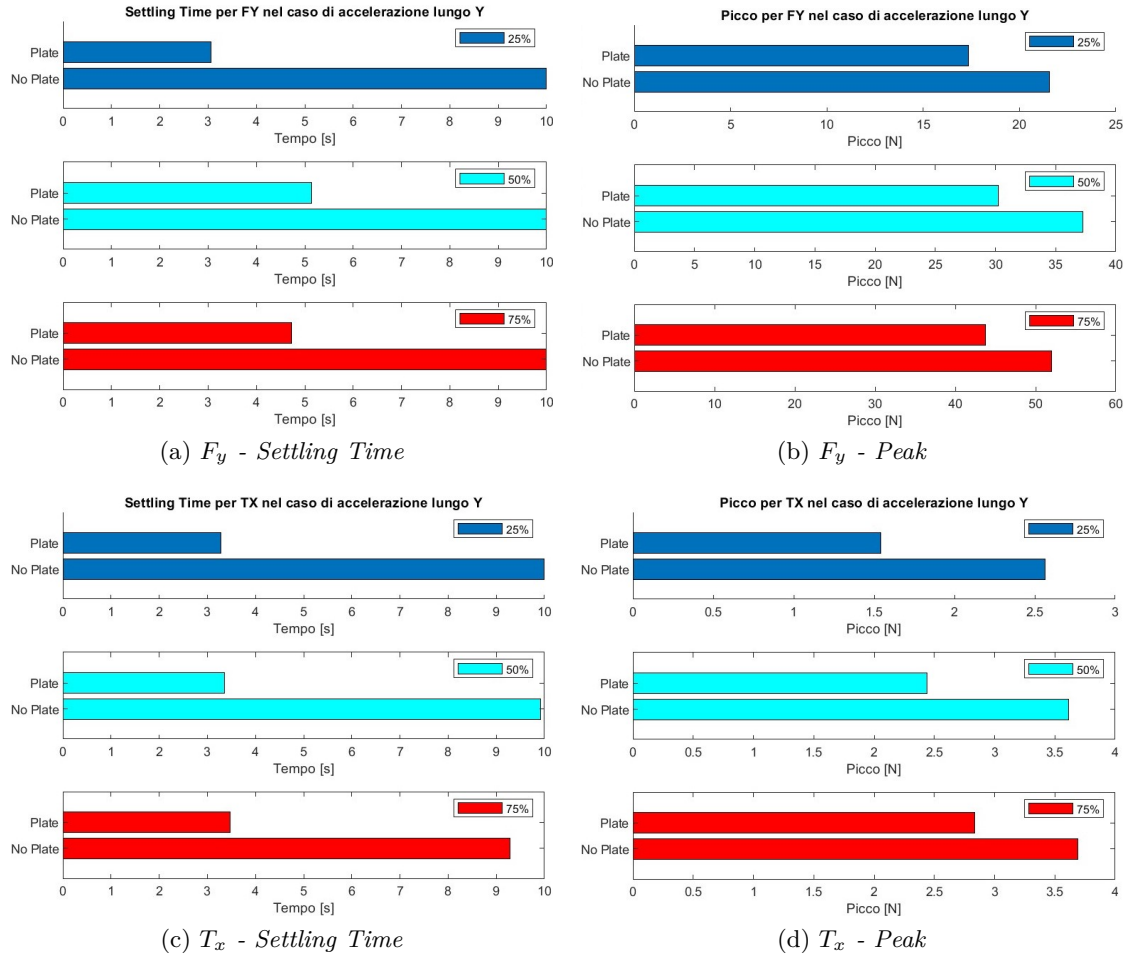


Figura 2.24: Settling Time e Peak per F_y e T_x

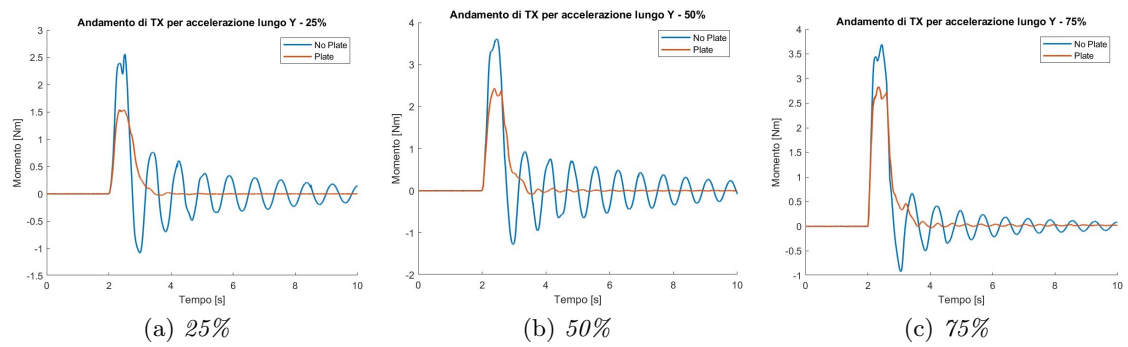


Figura 2.25: Andamento nel tempo di F_y

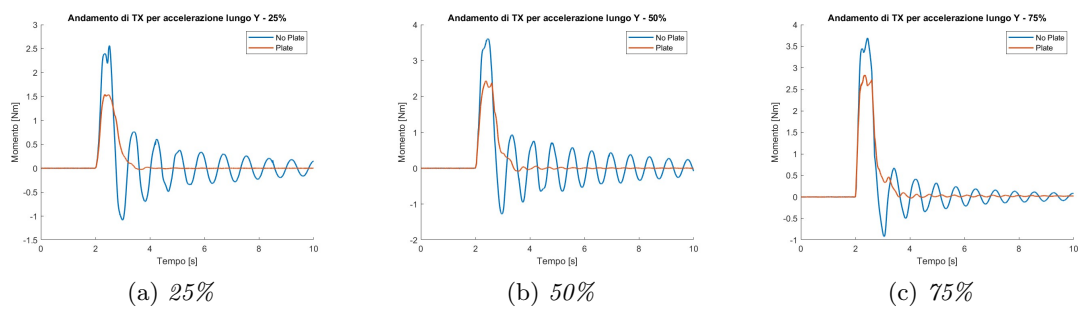


Figura 2.26: Andamento nel tempo di T_x

Capitolo 3

Dinamica e Sistema di Controllo

In questo capitolo vengono presentate le nozioni matematiche preliminari e di base legate all'esarotore, analizzate da [24],[25] e [26], inoltre si descrive il controllore a cascata basato sul controllo PID.

In primo luogo, vengono richiamate le nozioni teoriche sui sistemi di riferimento e sulle trasformazioni spaziali, quindi viene derivato il modello matematico dell'esarotore.

Successivamente, viene analizzato il sistema di controllo a cascata descrivendone i componenti principali.

Infine, viene illustrato il modello dell'esarotore sviluppato in *MATLAB/Simulink*, approfondendone ogni sezione.

3.1 Sistemi di riferimento

Vengono definiti due sistemi di riferimento principali:

- **Sistema di Riferimento NED (*Nord-East-Down*)**: ha origine nel punto di intersezione della retta che unisce il centro della Terra e il CoG (*Center of Gravity*) del velivolo con la Terra stessa. La terna destrorsa è composta da un asse rivolto verso il Nord, uno verso l'Est e uno verso il basso. È un sistema di riferimento quasi inerziale, ovvero si trascurano le forze apparenti dovute al moto di rotazione e precessione terrestre che lo renderebbero non inerziale;
- **Sistema di Riferimento ABC (*Aircraft Body-Coordinates*)**: è un sistema di riferimento non inerziale centrato nel CoG del velivolo, mostrato in figura 3.1 [27][28].

Per poter passare dal sistema di riferimento NED a quello Body, vengono introdotte le matrici di rotazione, le quali sfruttano tre rotazioni, 321 [29], mediante gli angoli di Eulero

$[\phi, \theta, \psi]$:

$$R_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$R_\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$R_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

La matrice di rotazione risultante sarà dunque

$$R = [R_\psi][R_\theta][R_\phi] = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

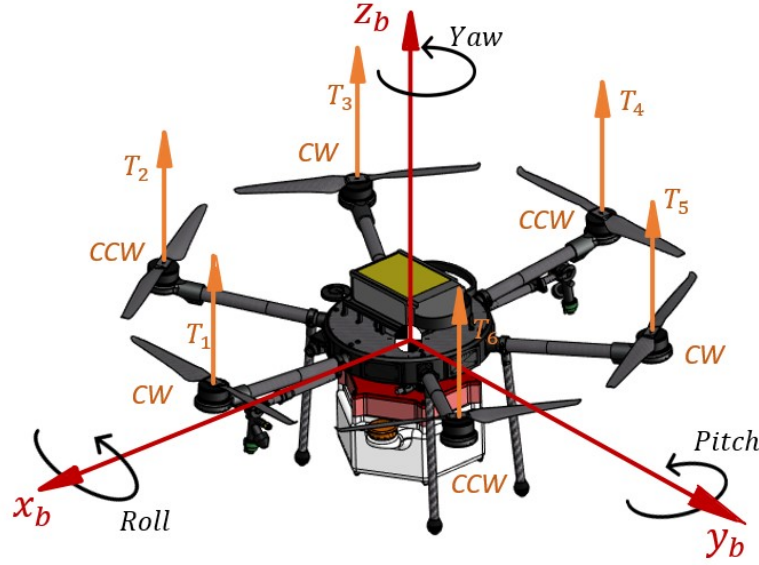


Figura 3.1: Esarotore con sistema di riferimento Body

3.2 Modello dinamico dell'Esarotore

L'esarotore è un sistema sotto-attuato, costituito da sei motori su cui sono fissate delle eliche, con sei gradi di libertà, tre di spostamento e tre di rotazione $[x, y, z, \phi, \theta, \psi]$, e solo quattro ingressi $[u_f, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]$, rispettivamente la spinta complessiva generata dai sei

rotori, e i tre momenti di rollio, beccheggio e imbardata. I rotori sono fissati su dei bracci i quali, a loro volta, sono agganciati ad un telaio simmetrico.

Il suo modello dinamico viene descritto dalle seguenti equazioni:

$$\ddot{x}_{NED} = (\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi)\frac{u_f}{m} \quad (3.5)$$

$$\ddot{y}_{NED} = (\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi)\frac{u_f}{m} \quad (3.6)$$

$$\ddot{z}_{NED} = (\cos\phi\cos\theta)\frac{u_f}{m} - g \quad (3.7)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}qr - \frac{J_{tp}}{I_{xx}}q\Omega + \frac{\tau_\phi}{I_{xx}} \quad (3.8)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}pr + \frac{J_{tp}}{I_{yy}}p\Omega + \frac{\tau_\theta}{I_{yy}} \quad (3.9)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}pq + \frac{\tau_\psi}{I_{zz}} \quad (3.10)$$

dove x_{NED}, y_{NED} e z_{NED} sono le coordinate del CoG nel sistema di riferimento NED, mentre p, q e r sono, rispettivamente, le velocità di rollio, beccheggio e imbardata rispetto al sistema di riferimento NED. I_{xx}, I_{yy} e I_{zz} sono i momenti d'inerzia dell'*APR* lungo i tre assi di inerzia, mentre J_{tp} è l'inerzia del singolo rotore. Da notare come non vengano considerati i momenti di inerzia centrifughi data la simmetria del drone. Infine m è la massa del velivolo e Ω è un disturbo dipendente dalle velocità dei singoli rotori, ed è pari alla sommatoria delle velocità angolari dei rotori al quadrato $\Omega = \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 + \omega_5^2 - \omega_6^2$. I segni sono dovuti al senso di rotazione dei rotori, considerato positivo in senso orario (*CW*) e negativo in senso antiorario (*CCW*).

È possibile andare a legare gli angoli di Eulero con le velocità angolari attorno ai tre assi Body mediante la *Step-down Equation* in forma compatta[28]

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Nelle equazioni che descrivono la dinamica dell'esarotore sono presenti i quattro ingressi precedentemente citati, $[u_f, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]$, i quali dipendono dalle singole spinte T_i e i singoli momenti di resistenza aerodinamica Q_i che, a loro volta, dipendono dalle velocità angolari dei rispettivi rotori, elevata al quadrato ω_i^2 tramite le *Formule di Renard di Prima Specie*[30]:

$$T_i = K_f \omega_i^2 \quad (3.12)$$

$$Q_i = K_q \omega_i^2 \quad (3.13)$$

dove K_f e K_q sono, rispettivamente, i coefficienti di spinta e resistenza aerodinamica. Questi dipendono dalla geometria delle eliche, dalle derivate aerodinamiche C_L e C_D , dalla velocità di volo e dalla densità del mezzo in cui si sta volando.

Tramite queste equazioni si può definire una matrice di comando che va a legare i quattro input alle velocità angolari dei singoli rotori:

$$\begin{bmatrix} u_f \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_f & K_f & K_f & K_f & K_f & K_f \\ 0 & -\frac{\sqrt{3}K_f l}{2} & -\frac{\sqrt{3}K_f l}{2} & 0 & \frac{\sqrt{3}K_f l}{2} & \frac{\sqrt{3}K_f l}{2} \\ -K_f l & -\frac{K_f l}{2} & \frac{K_f l}{2} & K_f l & -\frac{K_f l}{2} & -\frac{K_f l}{2} \\ -K_q & K_q & -K_q & K_q & -K_q & K_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \\ \omega_5^2 \\ \omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

dove l è la lunghezza del braccio sul quale è montato il rotore.

3.3 Modello del sistema di controllo - PID

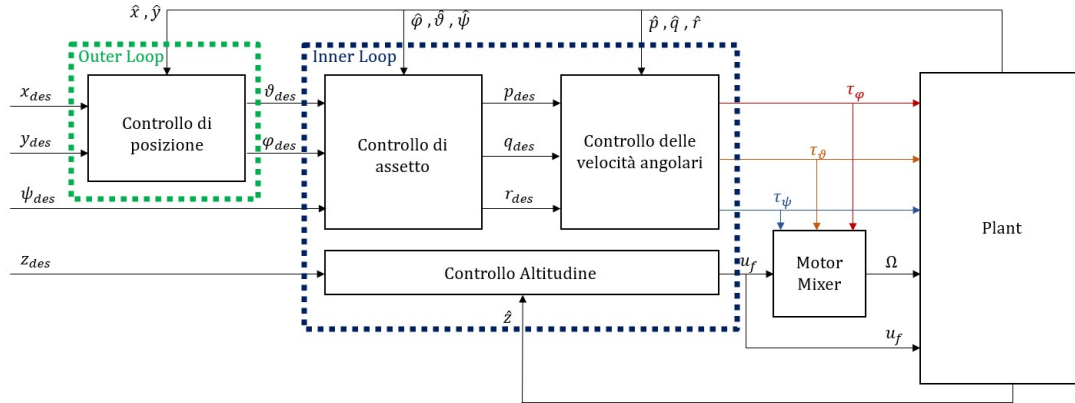


Figura 3.2: Architettura del sistema di controllo

L'architettura del sistema di controllo è stata impostata dividendolo in due macro sezioni, come mostrato in figura 3.2:

- **Outer Loop:** sezione relativa alla dinamica più lenta, ovvero quella che si occupa di inseguire la posizione desiderata in assi NED;
- **Inner Loop:** sezione relativa alla dinamica più veloce del sistema, ovvero quella relativa all'assetto e alle velocità angolari del drone.

Entrambe le sezioni sono basate sul controllore di tipo PID (*Proporzionale-Integrativo-Derivativo*), ovvero un controllore lineare la cui azione di comando viene generata a partire dalla differenza tra il segnale di riferimento del sistema e l'uscita che si vuole controllare, quindi si va a valutare l'errore di una grandezza rispetto al desiderato. La modulazione avviene sia sull'errore, tramite l'azione del Proporzionale, sia sul suo integrale, quindi si agisce valutando la storia dell'errore tramite l'azione dell'Integrativo, sia sulla derivata, agendo sulla velocità di variazione dell'errore grazie all'azione del Derivativo. Questo si traduce nella seguente formulazione, mostrata anche dal diagramma a blocchi in figura 3.3.

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (3.15)$$

dove $e(t) = r(t) - y(t)$ è l'errore tra l'output del sistema e il segnale d'ingresso. Il software *Simulink* presenta un blocco che va ad eseguire la seguente funzione[31].

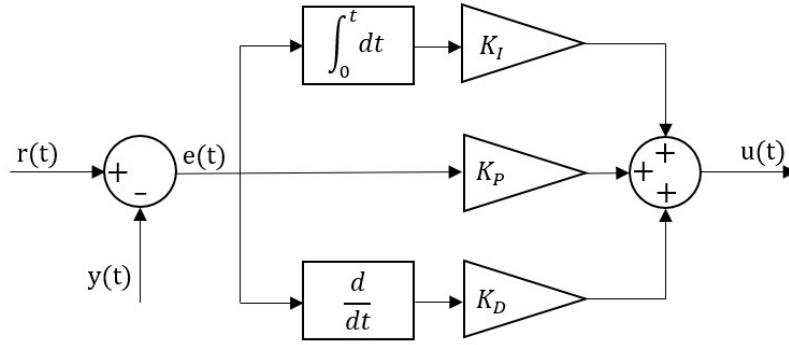


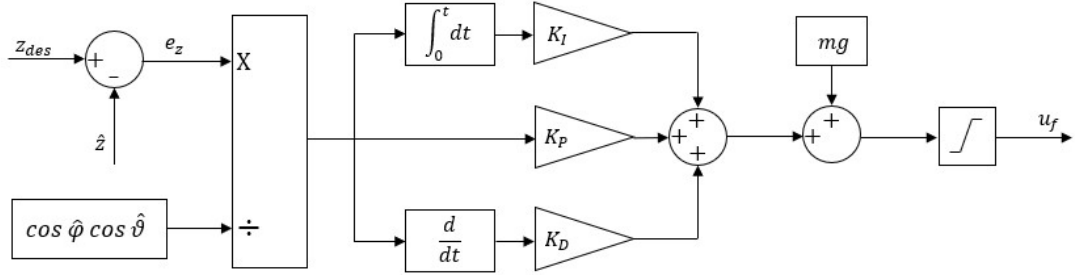
Figura 3.3: Controllore PID

3.3.1 Inner Loop

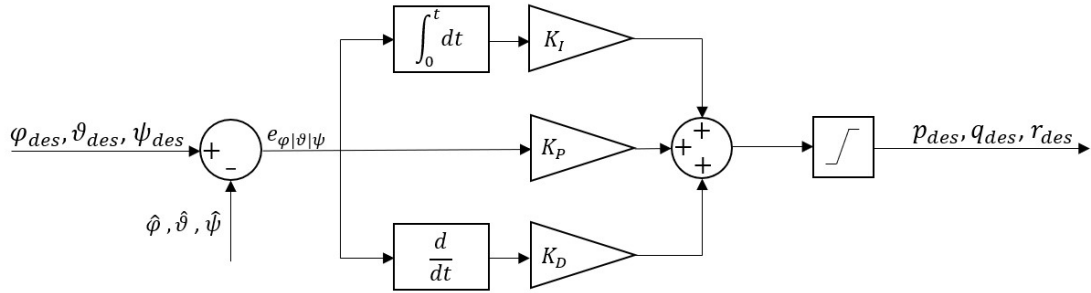
Il loop interno riguarda il controllo dell'assetto, della velocità angolare e dell'altitudine dell'esarotore, ed ha come input l'altitudine z_{DES} e l'assetto $[\phi, \theta, \psi]$ desiderati, mentre l'output risultano essere forze e coppie che andranno a influenzare la dinamica del drone. Viene strutturato come mostrato in figura 3.4.

Il loop è regolato in modo che la spinta totale e i momenti abbiano un'unità di misura fisica, rispettivamente Newton [N] e Newton-metri [Nm], rendendo più intuitiva la regolazione dei coefficienti di controllo.

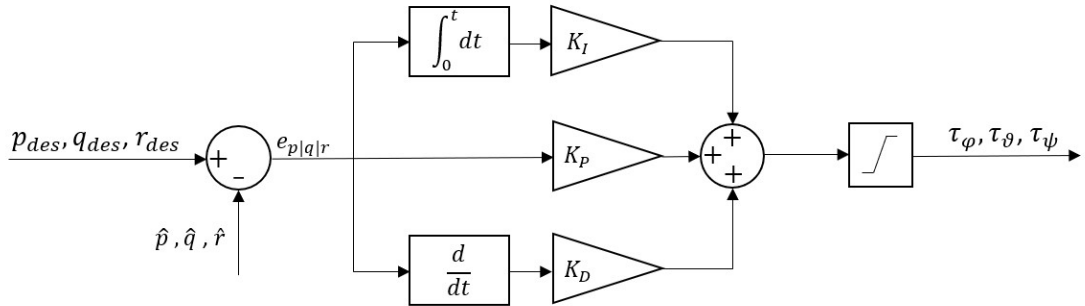
Viene inclusa inoltre una saturazione per l'uscita del loop, in modo tale da avere dei valori coerenti con la natura del drone.



(a) Controllo Altitudine



(b) Controllo Assetto



(c) Controllo Velocità Angolare

Figura 3.4: Inner Loop

3.3.2 Outer Loop

Il loop esterno riguarda il controllo sulla posizione, mostrato in figura 3.5.

Ha come input i valori di x e y desiderati e fornisce in output gli angoli θ e ϕ desiderati per portare a termine la manovra richiesta.

Risulta necessario effettuare questa operazione successivamente al passaggio delle due variabili da coordinate NED a coordinate body.

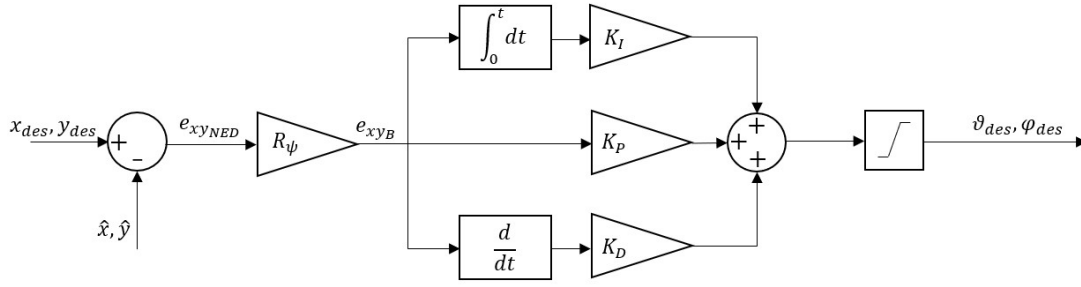


Figura 3.5: Controllo sulla Posizione

3.4 Modello Simulink

Viene presentato, in figura 3.6, il modello *Simulink* dell'esarotore basato sulla dinamica e sul sistema di controllo precedentemente citati.

Il simulatore presenta una struttura standard, comprendente un sistema di guida che immette gli input di comando all'interno del sistema di controllo descritto nel paragrafo 3.3, il quale output va a immettersi all'interno del plant e del motor mixer.

La particolarità è legata ai blocchi relativi ai disturbi dati dallo sloshing nel serbatoio, e alla massa e inerzie variabili.

Di seguito verranno analizzati più nello specifico i vari blocchi, fatta eccezione per il plant, al cui interno si sviluppano le equazioni della dinamica enunciate nel paragrafo 3.2, e del sistema di controllo, già descritto nel paragrafo 3.3.

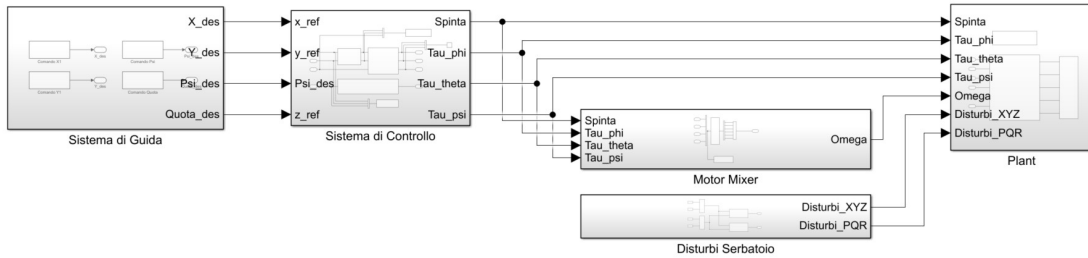


Figura 3.6: Modello Simulink Completo dell'Esarotore

3.4.1 Sistema di guida

Il sistema di guida si basa sull'assegnazione di un valore, o andamento nel tempo, ad una o a più variabili di comando, ovvero la posizione desiderata in assi NED $[x_{DES}, y_{DES}, z_{DES}]$ e l'angolo di imbardata desiderato ψ_{DES} .

In figura 3.7 viene mostrato un esempio di profilo generato dal sistema per una manovra di decollo, crociera su due filari e atterraggio.

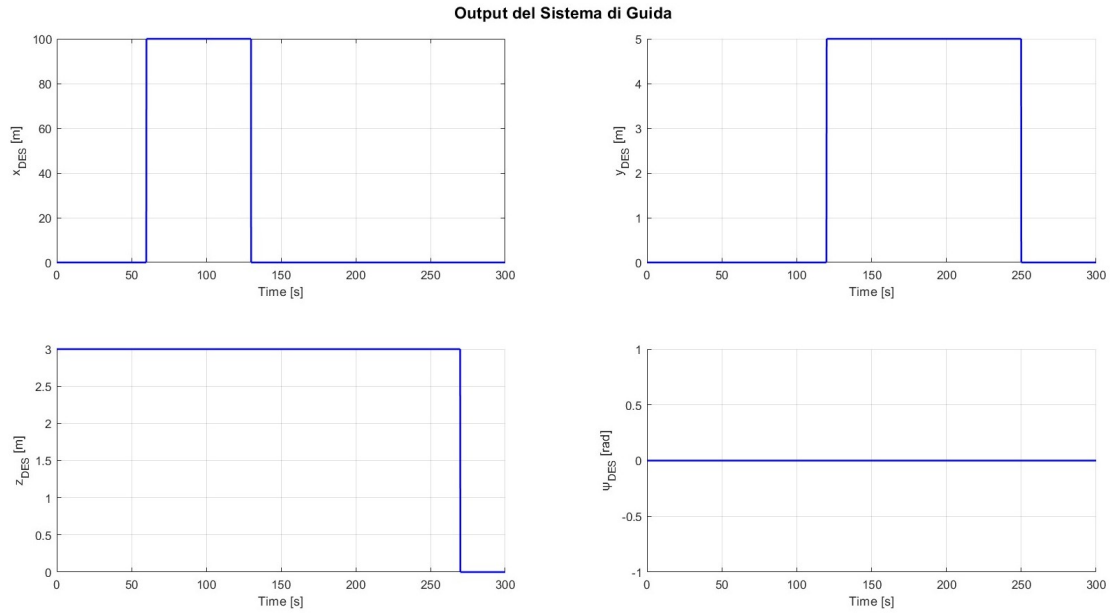


Figura 3.7: Esempio di Output del Sistema di Guida

3.4.2 Sistema di Variazione di Massa e Inerzie

Si è deciso di implementare un blocco che andasse a simulare la perdita di massa di liquido dal serbatoio, e di conseguenza anche la variazione di inerzia del drone, dovuta all'accensione del sistema spray. Per far ciò sono stati presi i valori di massa e inerzie attorno ai tre principali assi d'inerzia per le configurazioni dal 100% allo 0% di volume di liquido all'interno del serbatoio (100%, 75%, 50%, 25%, 0%) dall'assieme CAD del drone su *Solidworks*, per poi andare ad interpolarli tramite le funzioni *polyfit* e *polyval* di *Matlab*. Una volta ottenuti sono stati legati al tempo mediante il valore di portata della pompa del sistema spray, ottenendo degli andamenti come quelli mostrati in figura 3.8.

Per far ciò è necessario che il CAD presenti i materiali corretti per ogni componente, in modo da poter assegnare loro il corretto peso e, quindi, ottenere le inerzie corrette.

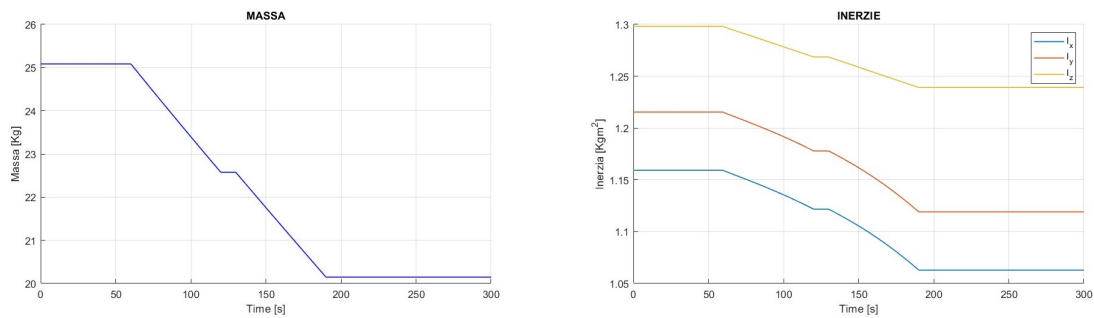


Figura 3.8: Esempio di andamento della massa variabile

3.4.3 Disturbi Generati dallo Sloshing del Liquido nel Serbatoio

Le forze e i momenti generati dall'effetto sloshing all'interno del serbatoio sono stati implementati sotto forma di disturbi esterni.

Il codice permette di scegliere se andare a considerarli o meno nella simulazione e, nel caso si scegliesse di implementarli, se andare a valutarli con la presenza o meno delle piastre all'interno del serbatoio.

Per poter ottenere i valori delle forze e momenti in gioco, è stata effettuata una simulazione senza disturbi della quale sono stati salvati i valori di output delle accelerazioni in assi body nelle tre direzioni principali, di cui un esempio viene mostrato in figura 3.9, in cui la manovra considerata era un semplice spostamento lungo l'asse X partendo da una condizione di hovering il cui input era per $t = 60s$.

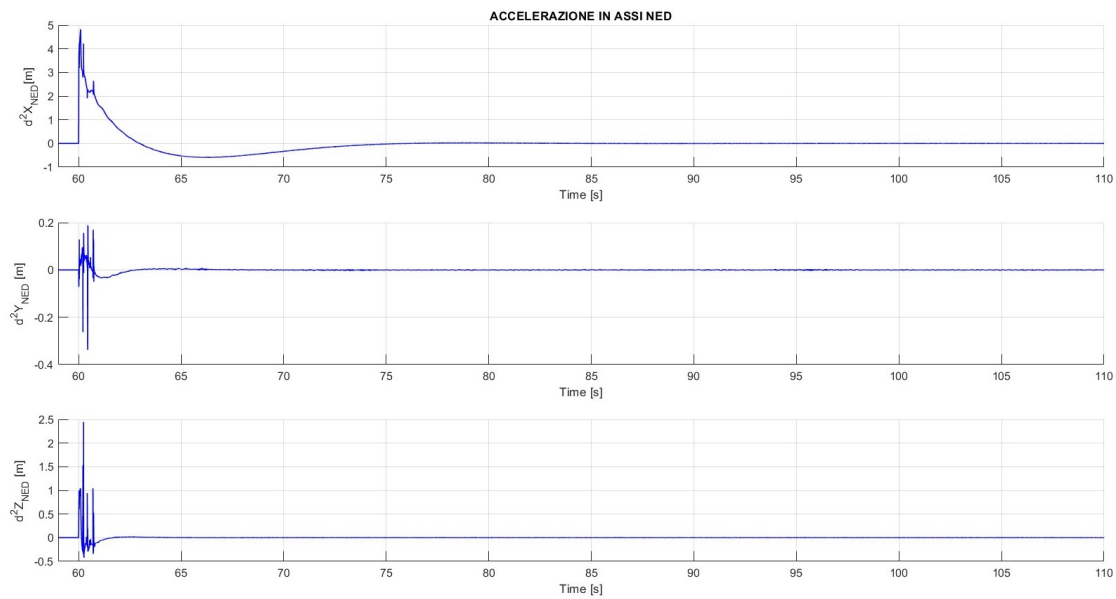
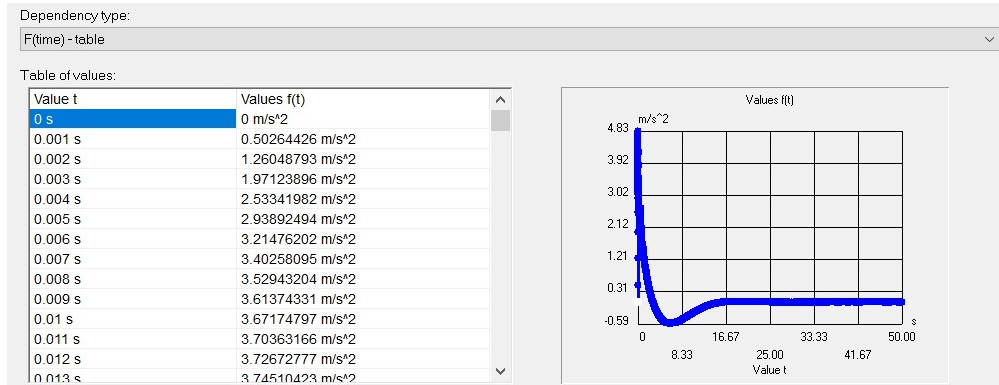


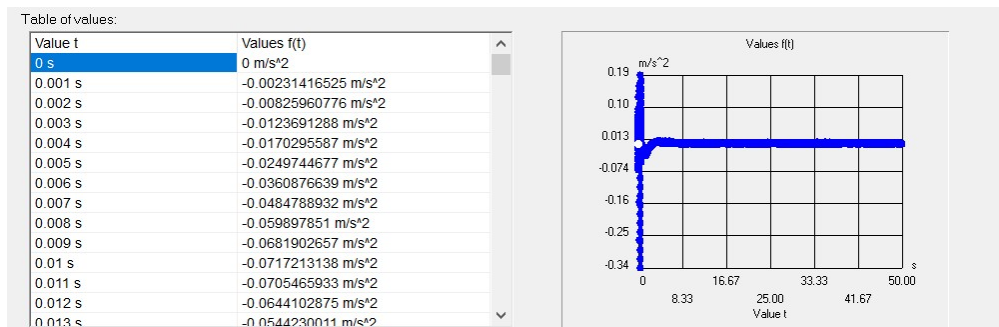
Figura 3.9: Esempio di Output Simulazione - Accelerazioni in assi NED

Una volta ottenuti, questi valori sono stati modificati, in particolare per il tempo che in *Simulink* parte da 60 s e terminava a 110 s, per essere importati all'interno della simulazione CFD in *Solidworks Flow Simulation*, dove la simulazione parte dal tempo 0 s e termina a 50 s, come viene mostrato in figura 3.10.

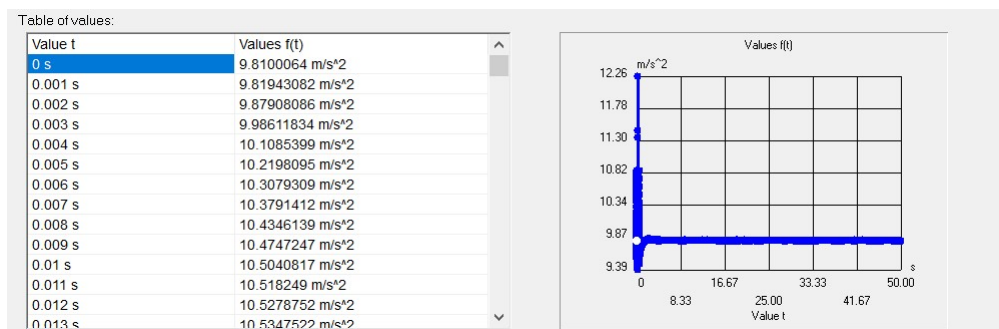
La simulazione CFD da in output le forze lungo i tre assi body e i momenti attorno ad essi. Questi vengono salvati in un file *Excel* per poi essere importati all'interno del codice *Simulink* ed utilizzati nel caso li si volesse includere all'interno della simulazione.



(a) Accelerazione lungo X



(b) Accelerazione lungo Y



(c) Accelerazione lungo Z

Figura 3.10: Esempio di Input dell'accelerazione in *Solidworks*

Capitolo 4

Simulazioni e risultati

In questo capitolo verranno presentate le simulazioni svolte sul simulatore e se ne discuteranno i risultati, il cui scopo sarà validare l'utilizzo dei plate in un contesto più simile alla realtà.

In primo luogo verranno presentati i dati e i parametri relativi al drone, quindi verranno analizzate le due tipologie di simulazione effettuate, in particolare la prima considera la massa e le inerzie variabili, con lo scopo di valutare come quest'ultime vadano ad interferire con la dinamica del sistema, e una seconda in cui vengono fissate massa e inerzie, con lo scopo di valutare gli effetti dello sloshing del liquido sul sistema sia nel caso di serbatoio con piastre, sia senza. Infine saranno presentati i grafici relativi ai risultati.

4.1 Descrizione dell'Esarotore

L'*APR* reale su cui si è basato il lavoro simulativo è un prototipo di esarotore sviluppato con l'aiuto della MAVtech srl.

Il telaio è formato da sei bracci e un corpo centrale, contenente l'hardware di bordo, in fibra di carbonio. Monta sei motori brushless su cui sono presenti eliche bipala in fibra di carbonio da 22 pollici. Le caratteristiche di questo drone, sfruttate all'interno della simulazione, sono elencate in tabella 4.1.

Verranno effettuate due diverse simulazioni:

- **Massa Variabile:** si va ad implementare il sistema spray mediante la riduzione di massa e la conseguente riduzione dei valori d'inerzia, considerando la portata del flusso pari a $2.5 \frac{L}{min}$;
- **Massa Fissa:** si imposta una simulazione con la percentuale di riempimento del serbatoio fissa al 50%.

La scelta relativa alla percentuale di riempimento deriva dall'analisi dei risultati delle simulazioni CFD mostrate nel paragrafo 2.2.3, in cui la configurazione al 50% risulta essere quella per la quale si ottiene la riduzione percentuale sul Settling Time inferiore, sia per spostamenti lungo X che lungo Y, risultando dunque la più conservativa.

Nei paragrafi successivi si andranno ad analizzare i due casi nello specifico.

MTOW [kg]	25.08	Lunghezza Braccio [m]	0.581
Inerzie al MTOW [kgm^2]	I_x 1.1593	Massa Rotore+Motore [kg]	0.446
	I_y 1.2154	Diametro totale Rotore [m]	0.559
	I_z 1.2981	Raggio Portante Rotore [m]	0.2518
Peso a Vuoto [kg]	14.95	Superficie Portante Rotore [m^2]	0.1992
Inerzie a Vuoto [kgm^2]	I_x 0.7729	Inerzia del Motore J_{tp} [kgm^2]	$2.3 \cdot 10^{-3}$
	I_y 0.8291	Coefficiente di Spinta K_f	$2.03 \cdot 10^{-4}$
	I_z 1.1823	Coefficiente di Resistenza K_q	$5.02 \cdot 10^{-6}$

Tabella 4.1: Dati Geometrici Esarotore MAVtech

4.2 Caso 1: Massa Variabile

La simulazione con massa variabile prevede un volo completo, partendo da una fase di take-off iniziale, seguita da un periodo di tempo di assestamento, per poi effettuare l'irrigazione lungo due filari di viti distanti 5m tra loro e lunghi 100m, per poi ritornare nella posizione di partenza e atterrare, con una durata complessiva pari a 300s.

Lo scopo di questa simulazione è quello di valutare se la variazione di massa e inerzia vadano a inficiare la dinamica e la stabilità dell'esarotore.

Di seguito verranno elencati i valori dei coefficienti del controllore PID scelti per questa simulazione in tabella 4.2.

	K_P	K_I	K_D	K_{FILTRO}	Saturazione
X_{DES}	$-5 \cdot 10^{-3}$	$-2.5 \cdot 10^{-6}$	$-6 \cdot 10^{-2}$	55	$\pm 30^\circ$
Y_{DES}	10^{-3}	$2.5 \cdot 10^{-6}$	10^{-1}	55	$\pm 30^\circ$
Z_{DES}	-100	-10	-100	500	495.25/0 N
ϕ_{DES}	15	14	3	100	-
θ_{DES}	15	14	3	100	-
ψ_{DES}	31	22.6	8.06	30	-
p_{DES}	25	7	5	250	$\pm 7.583 \cdot 10^5$ Nm
q_{DES}	25	7	5	250	$\pm 8.756 \cdot 10^5$ Nm
r_{DES}	1.5	$9.1 \cdot 10^{-1}$	$4 \cdot 10^{-2}$	80	$\pm 5.582 \cdot 10^4$ Nm

Tabella 4.2: Coefficienti PID - Massa Variabile

4.2.1 Risultati e Grafici

In figura 4.1 viene mostrato l'andamento di massa e inerzia in output dal blocco della massa variabile.

È interessante andare a valutare la traiettoria risultante e gli andamenti nel tempo di x_{NED} , y_{NED} e z_{NED} confrontati con l'input desiderato in figura 4.2. Si può subito notare come, per quanto riguarda la posizione del drone e la sua traiettoria nello spazio, la variazione di massa non va disturbare la posizione dell'esarotore.

Si va ad analizzare l'andamento dei parametri di output del sistema di controllo, mostrato in figura 4.3, in particolare ci si focalizza sull'andamento della spinta e delle velocità angolari dei rotori. Si può subito notare come il sistema si adatti alla riduzione del peso andando a ridurre la velocità dei rotori, e di conseguenza della spinta, con lo stesso andamento della riduzione della massa. I picchi sono dovuti invece alla variazione di posizione del drone, infatti coincidono temporalmente all'inizio del segnale di input del sistema, sia per X che per Y. Per quanto riguarda la dinamica invece, non vengono registrate anomalie dovute alla variazione di massa, il che denota la robustezza del controllore PID.

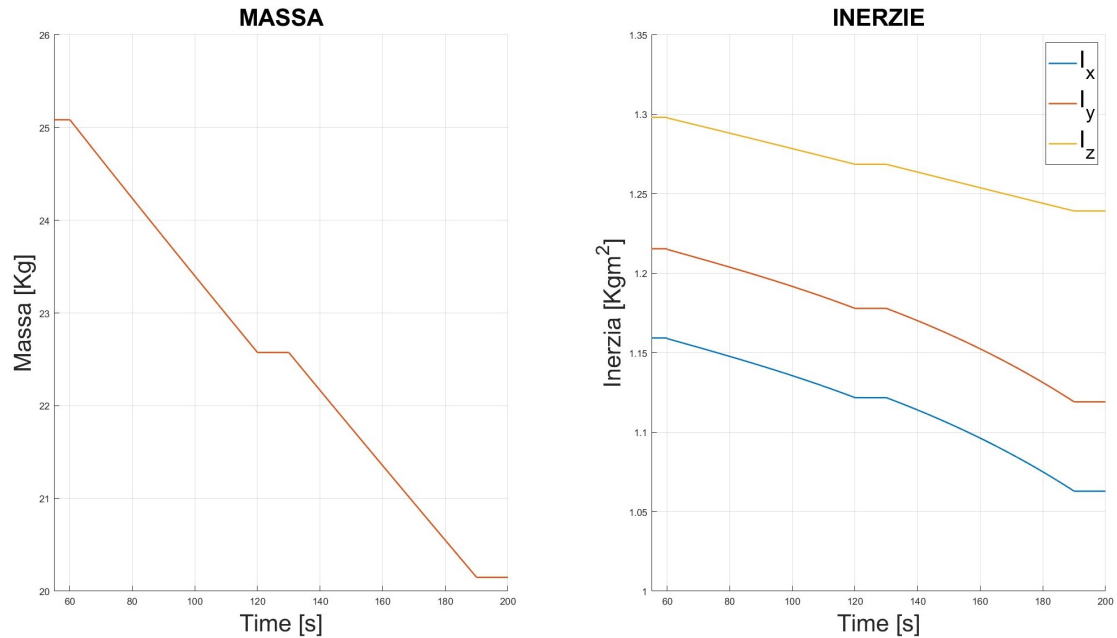
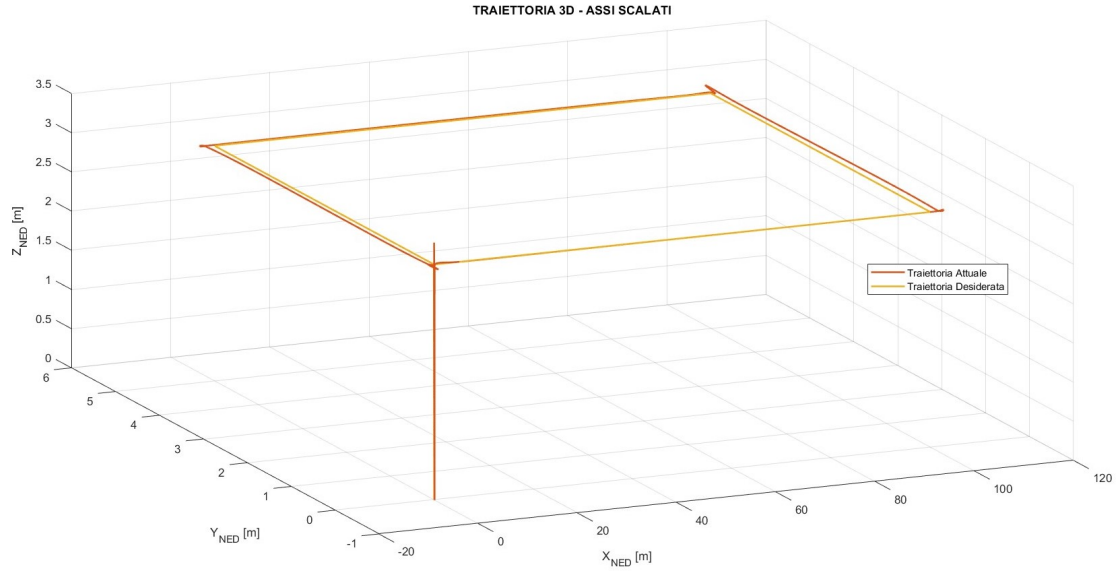
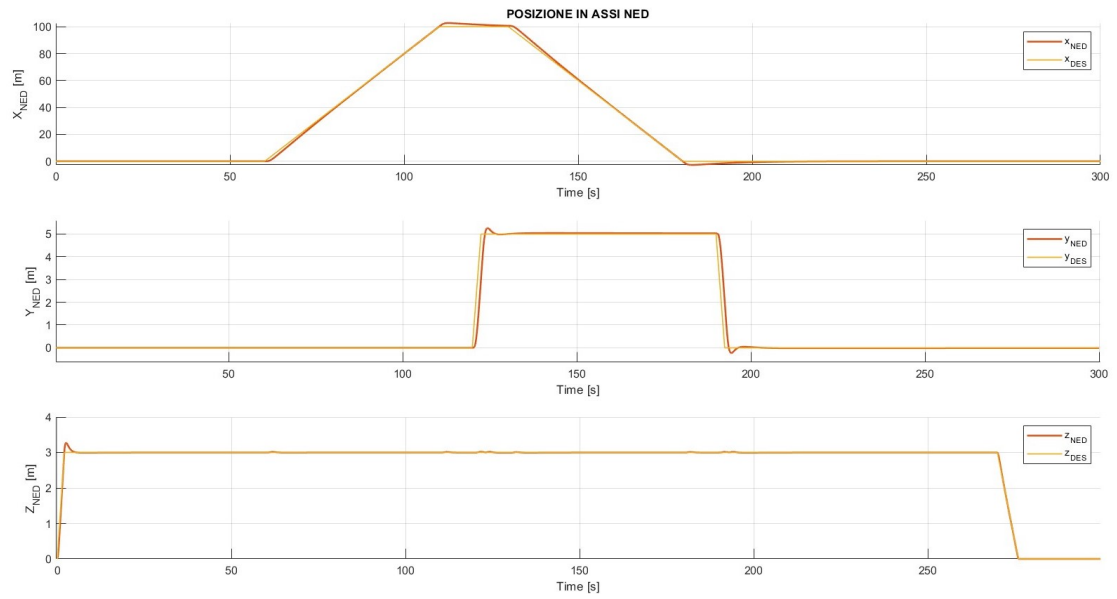


Figura 4.1: Andamento nel tempo di Massa e Inerzia - Zoom

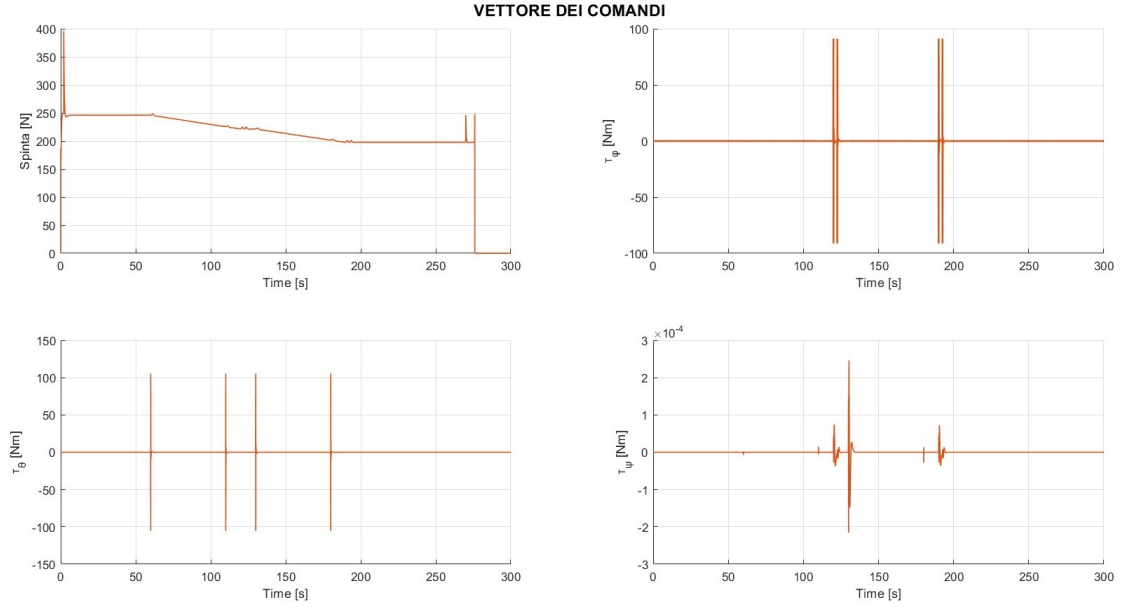


(a) *Traiettoria 3D*

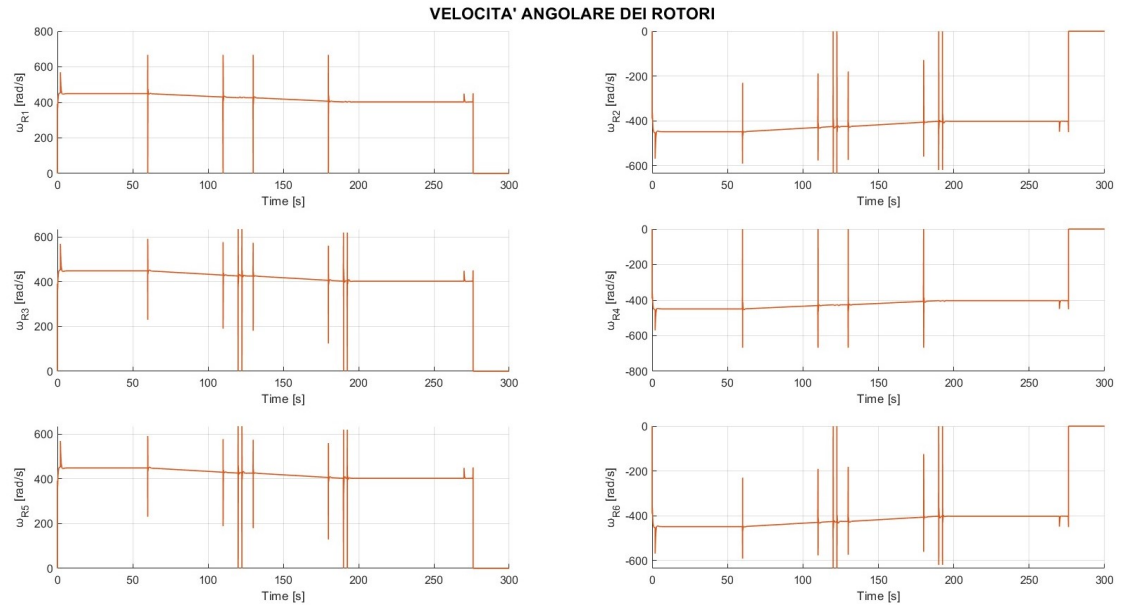


(b) *Andamenti nel Tempo*

Figura 4.2: Traiettoria - Massa Variabile



(a) *Vettore dei comandi*



(b) *Velocità angolari dei rotori*

Figura 4.3: Output del sistema di Controllo

4.3 Caso 2: Massa Fissa

Le simulazioni con massa fissa prevedono tutte un semplicemente una prima fase di take-off seguita spostamento, ad alta velocità, lungo X di 25m, di durata pari a 200s. Lo scopo risulta essere la valutazione e validazione del serbatoio concept, descritto nel paragrafo 2.3, come soluzione al problema derivato dallo sloshing al suo interno, inserito in un contesto più realistico, andando così a coinvolgere non solo la dinamica all'interno del serbatoio, valutata grazie alle simulazioni CFD, bensì comprendendo anche la dinamica dell'intero drone. Per far ciò sono state impostate tre diverse simulazioni, una che considera il serbatoio vuoto, quindi senza i disturbi dati dallo sloshing, mentre altre due con il serbatoio pieno al 50% della capienza massima, delle quali una che considera il serbatoio privo di plate, e l'ultima con i plate.

I coefficienti del controllore PID risultano essere li stessi del caso a massa variabile, tranne che per quelli riguardanti il controllo di posizione, i quali sono riportati in tabella 4.3, questo poiché si vuole ottenere una risposta più aggressiva e veloce da parte del sistema.

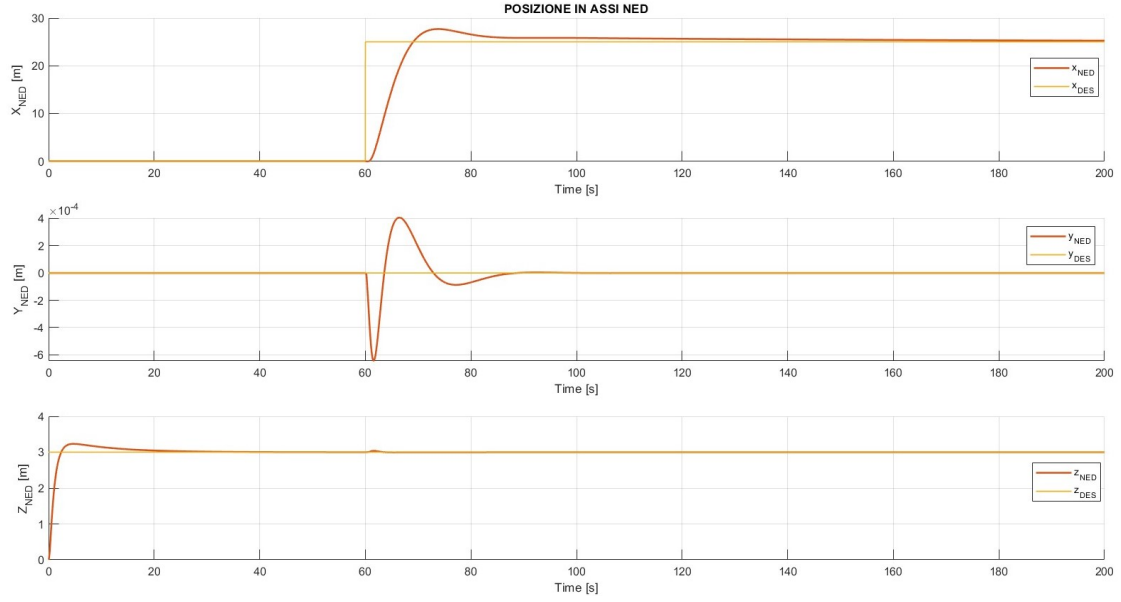
	K_P	K_I	K_D	K_{FILTRO}	Saturazione
X_{DES}	$-9 \cdot 10^{-3}$	-10^{-5}	$-4 \cdot 10^{-2}$	55	$\pm 30^\circ$
Y_{DES}	$9 \cdot 10^{-3}$	10^{-6}	$4 \cdot 10^{-2}$	55	$\pm 30^\circ$

Tabella 4.3: Coefficienti PID - Massa Fissa

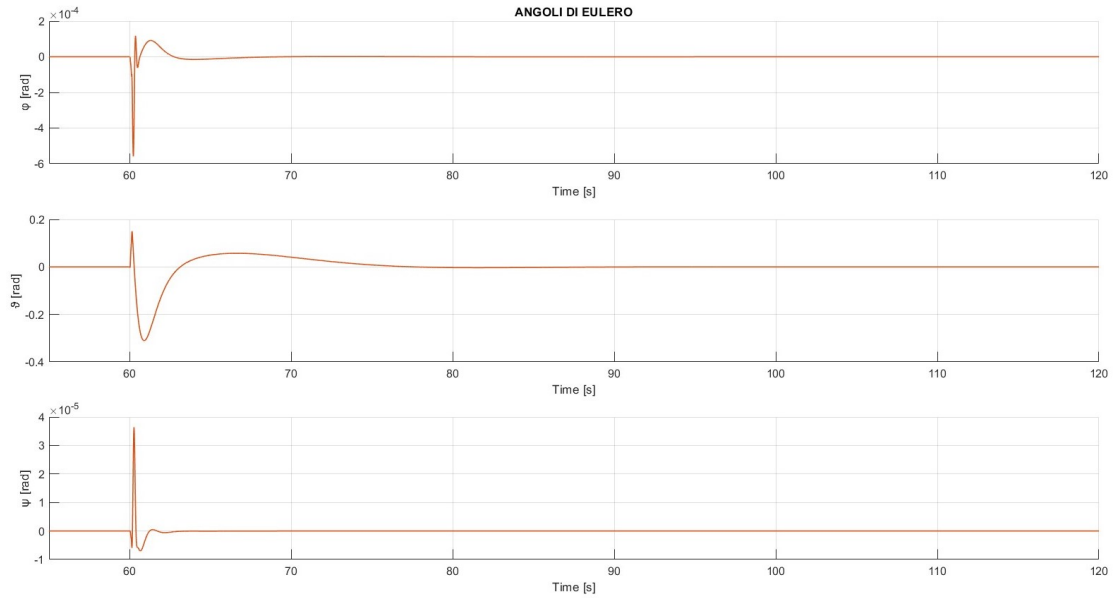
4.3.1 Risultati e Grafici

Simulazione senza Disturbi

La simulazione che considera il serbatoio vuoto, quindi senza disturbi dovuti allo sloshing, viene effettuata con lo scopo di ottenere un benchmark per il confronto con quelle con i disturbi, in particolare per la simulazione in cui viene aggiunta la dinamica del serbatoio con le piastre anti-sloshing. Di seguito, nelle figure 4.4, 4.5, 4.6 e 4.7 vengono presentati i grafici che mostrano i risultati principali della simulazione. Bisogna notare come sia stato effettuato uno zoom su ogni grafico, salvo per quello relativo alla posizione in assi NED in figura 4.4a, andando ad inquadrare solo la variazione del parametro di riferimento durante la manovra.

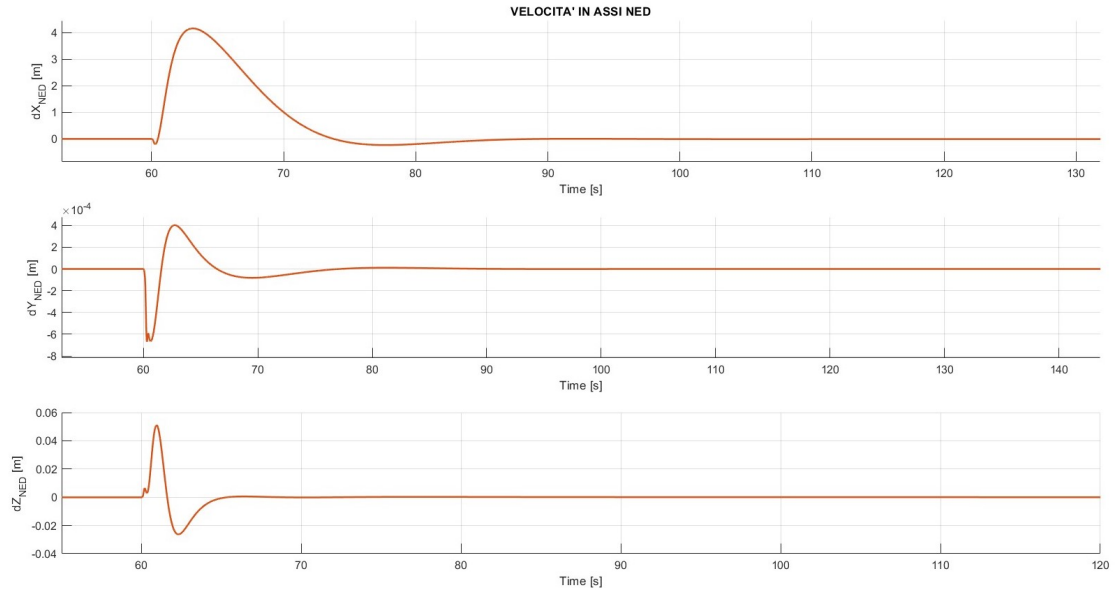


(a) Posizione in assi NED

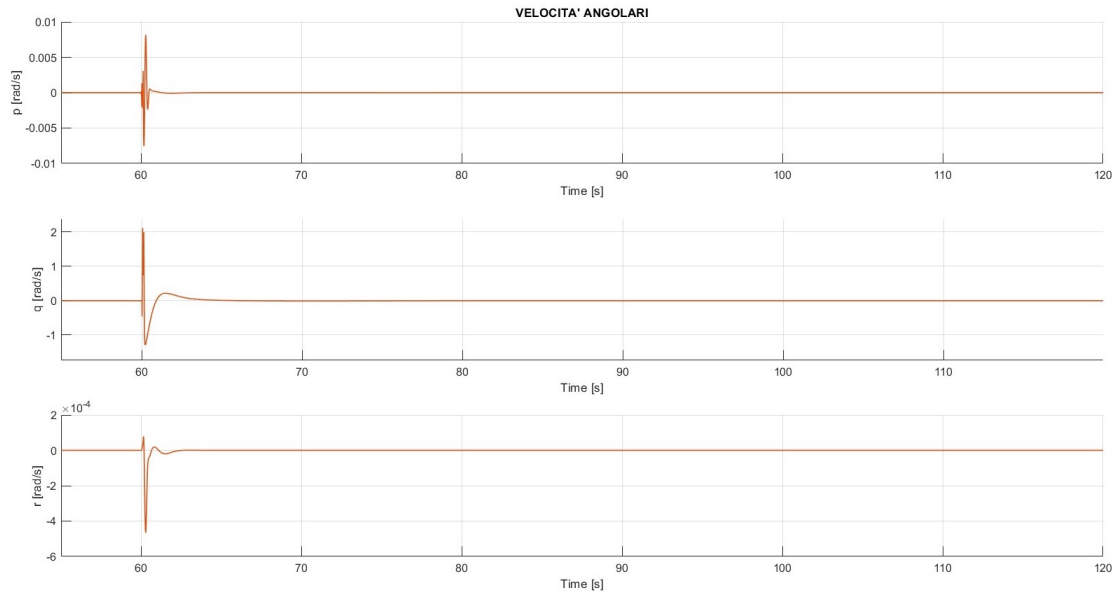


(b) Angoli di Eulero

Figura 4.4: Risultati Simulazione senza Disturbi - Posizione e Assetto

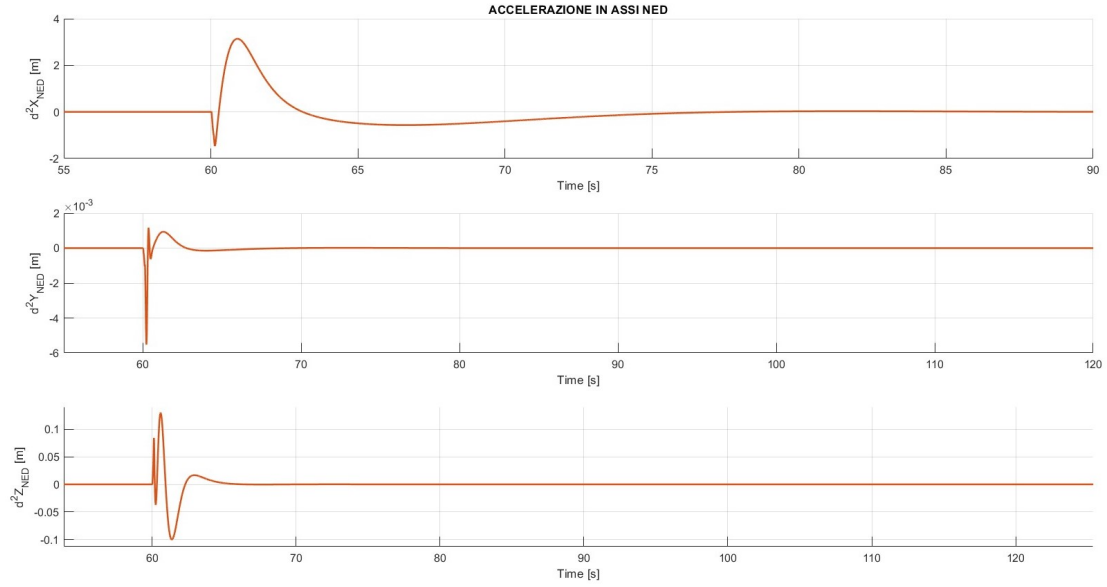


(a) Velocità in assi NED

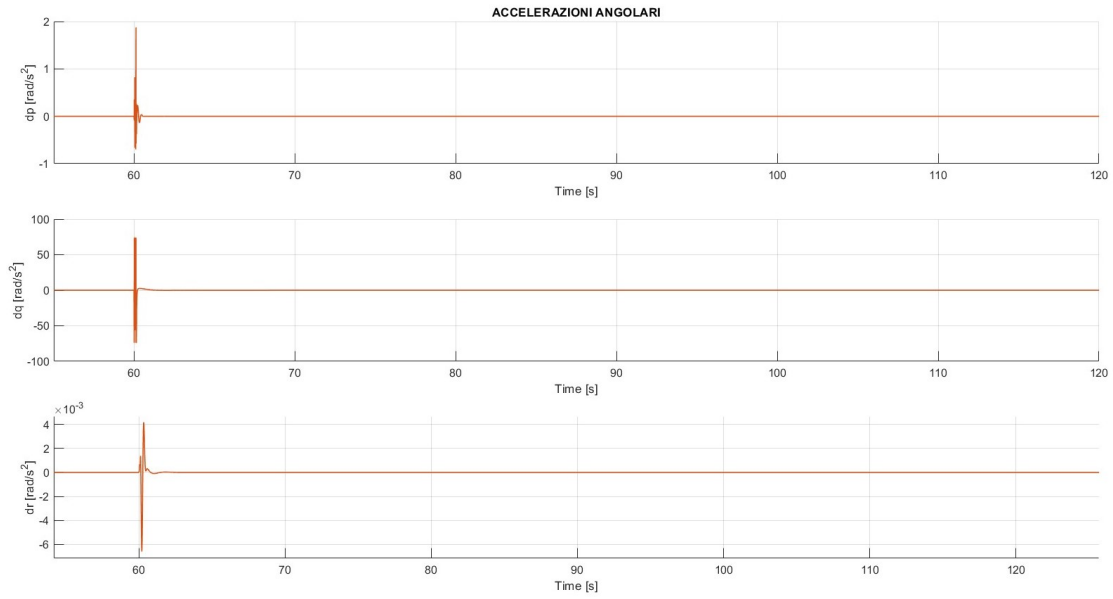


(b) Velocità Angolari

Figura 4.5: Risultati Simulazione senza Disturbi - Velocità

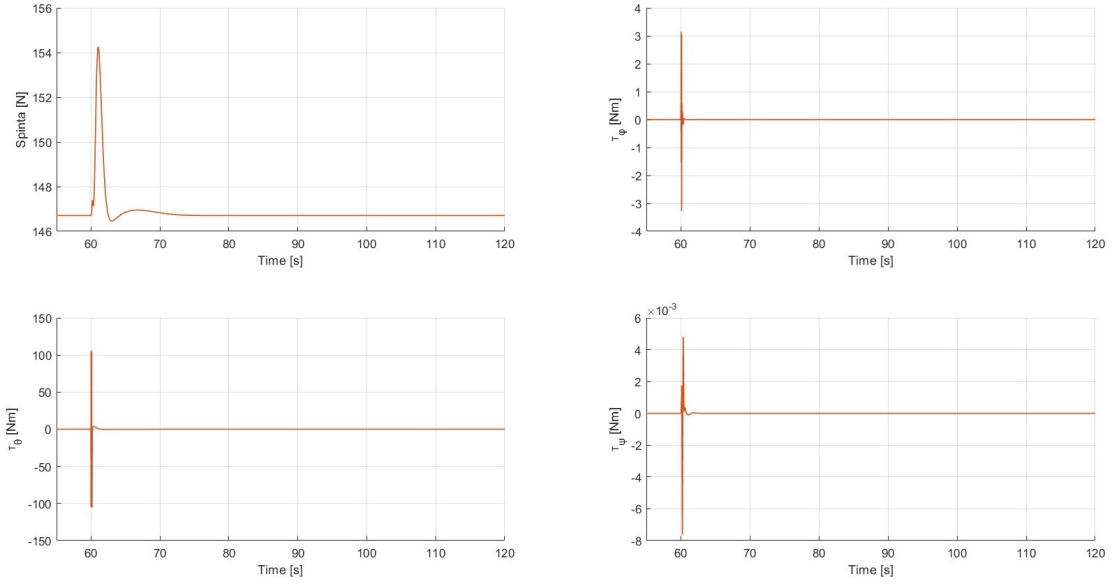


(a) Accelerazione in assi NED

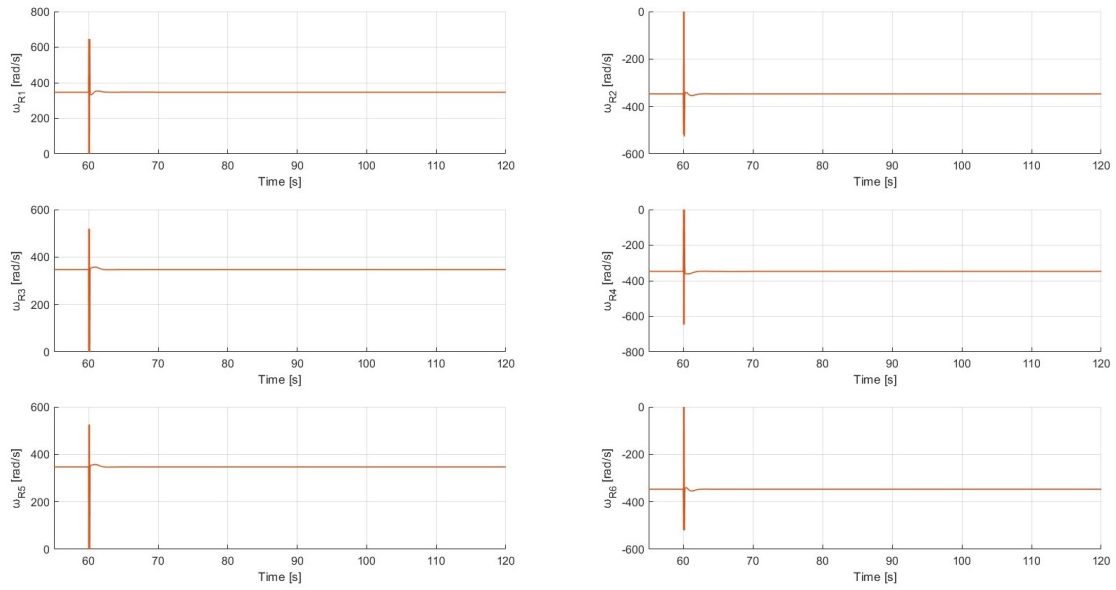


(b) Accelerazioni Angolari

Figura 4.6: Risultati Simulazione senza Disturbi - Accelerazioni



(a) Vettore dei Comandi

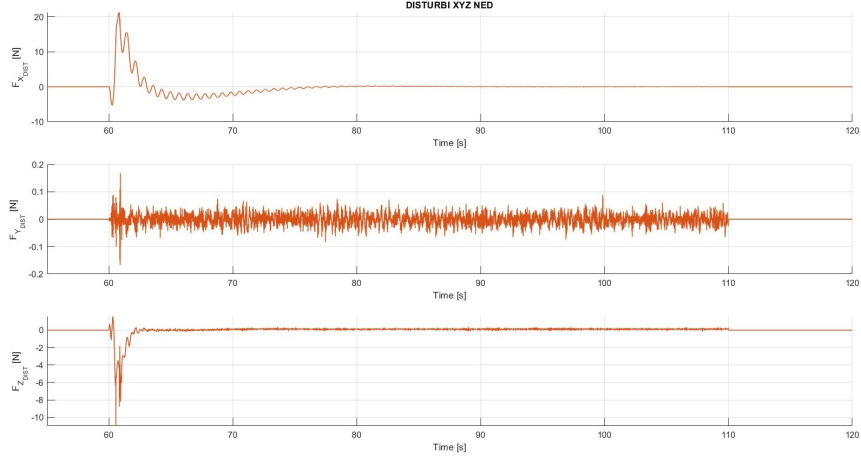


(b) Velocità Angolari dei Rotori

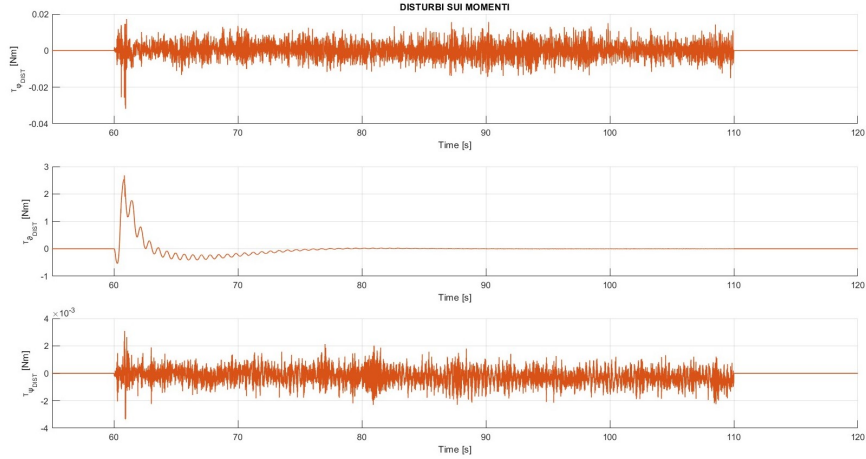
Figura 4.7: Risultati Simulazione senza Disturbi - Output sistema di controllo

Simulazione con Disturbi - No Plate

In questa simulazione vengono introdotti i disturbi dovuti all'effetto sloshing all'interno del serbatoio privo di piastre sotto forma di forze e momenti esterni, come mostrato in figura 4.8. Vengono prodotti come descritto nel paragrafo 3.4.3.



(a) Disturbi sulla Forza



(b) Disturbi sui Momenti

Figura 4.8: Disturbi senza Plate

Si nota subito come i contributi più significativi risultino essere quelli legati alla forza lungo l'asse X_{NED} e il momento attorno all'asse Y, che seguono l'andamento dell'accelerazione del sistema, mostrata in figura 4.6a, ma con un andamento oscillatorio molto pronunciato. Questo va a ripercuotersi negli andamenti dell'accelerazione lungo i tre assi NED, mostrati in figura 4.9. L'accelerazione lungo X, la quale risulta avere lo stesso andamento riscontrato in figura 4.6a, presenta un picco il cui modulo ha subito un aumento del 10% circa rispetto al caso senza disturbi, e un andamento oscillatorio che va a dissiparsi per $t = 80s$.

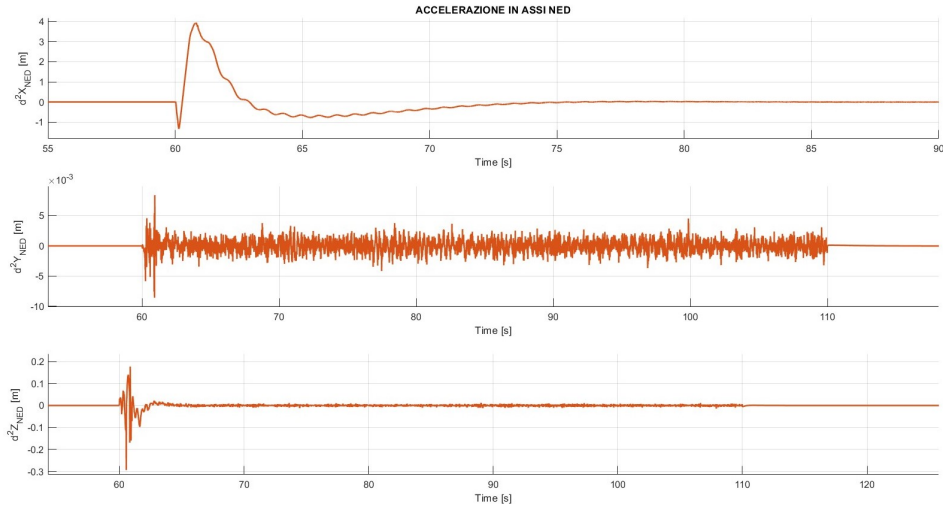


Figura 4.9: Accelerazione in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate

Questo fenomeno risulta essere leggermente smorzato, però, negli andamenti della velocità, in figura 4.10, tranne che per la componente lungo l'asse Y. In particolare, la velocità lungo X non presenta oscillazioni, ma ha un incremento leggermente inferiore al 10% del picco e si attenua annullandosi con quasi 10s di anticipo rispetto al caso senza disturbi, al contrario della componente lungo Z, che presenta oscillazioni leggere, ma che non ne cambiano l'andamento, e un modulo che risulta dimezzato rispetto al benchmark. La velocità lungo Y, invece, presenta un andamento fortemente influenzato dai disturbi, con oscillazioni accentuate che ne hanno modificato anche l'andamento, ma ridotto il modulo di poco meno della metà.

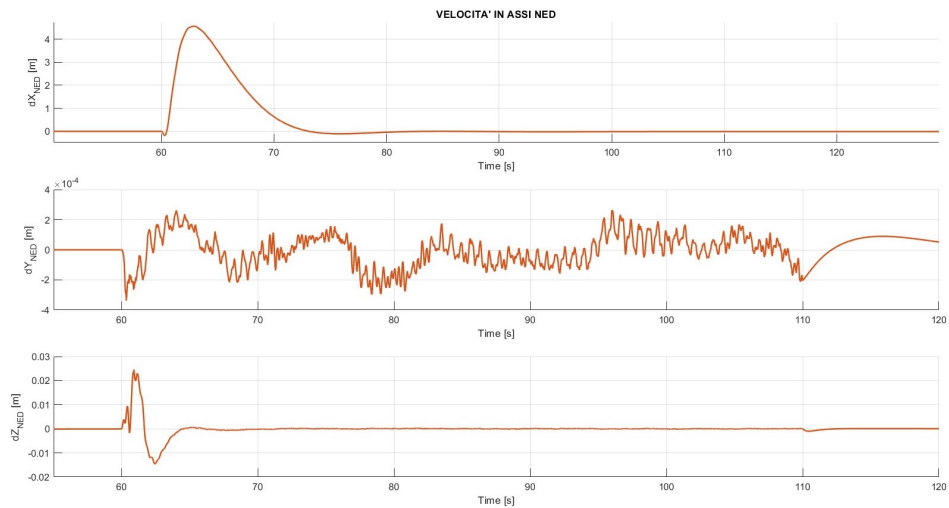


Figura 4.10: Velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate

Per quanto riguarda la posizione, gli andamenti non presentano differenze per X e Z rispetto al benchmark, a differenza della posizione lungo l'asse Y, confrontata tra i due casi (con e senza disturbi) in figura 4.11, in cui inoltre si nota una banda d'errore che nel caso senza disturbi non si presenta. Bisogna constatare però che si parla di valori che oscillano tra 10^{-3} e 10^{-4} , risultando quindi trascurabili ai fini della manovra.

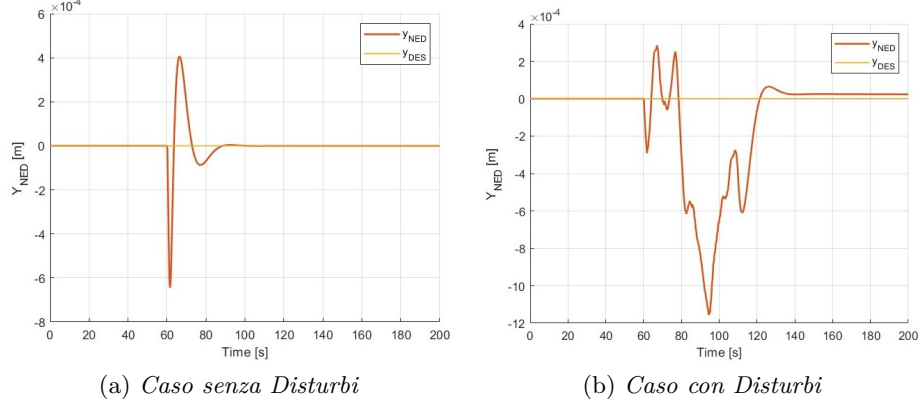


Figura 4.11: Accelerazione e velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate

Anche le variabili relative all'assetto subiscono gli effetti dovuti ai disturbi generati dallo sloshing del liquido, ma con effetti inferiori rispetto a quelli riscontrati per la posizione. In particolare, i moduli per le tre componenti dell'accelerazione angolare, mostrata in figura 4.12, risultano ridotti rispetto al caso senza disturbi, mentre gli andamenti si mantengono gli stessi tranne che per \dot{r} , che mostra delle forti oscillazioni che ne alterano la dinamica, pur rimanendo nell'ordine dei $10^{-3} \frac{rad}{s^2}$.

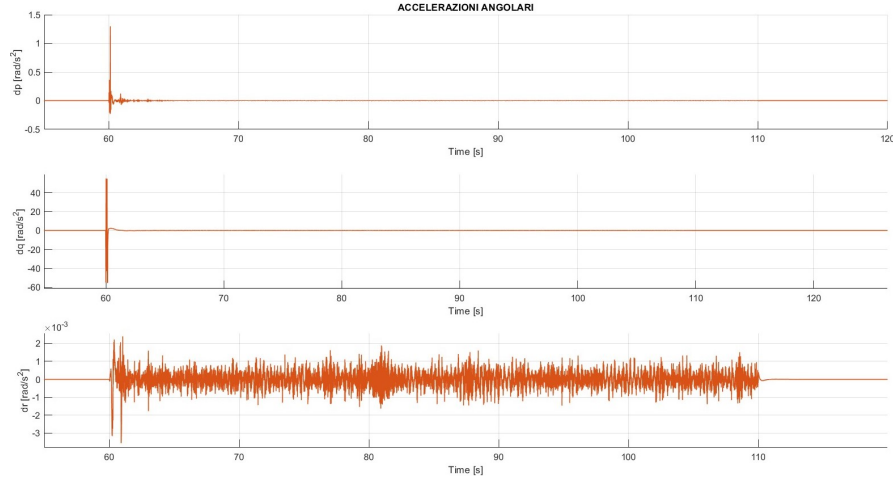
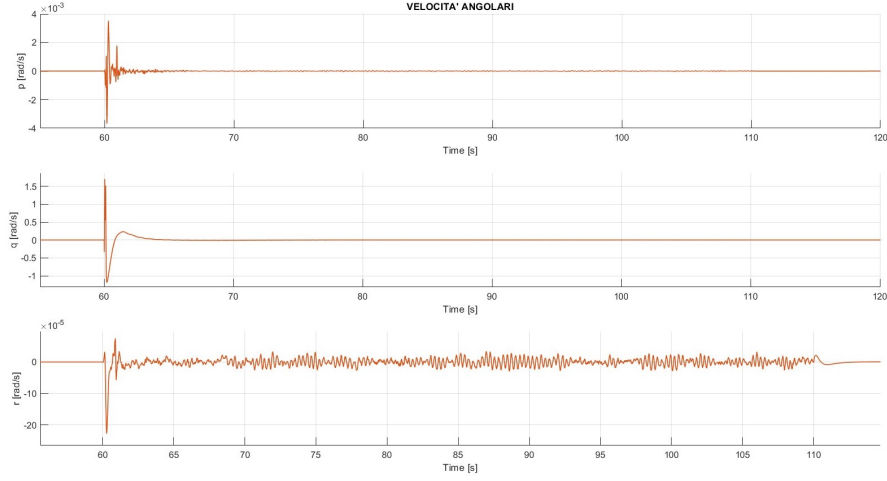
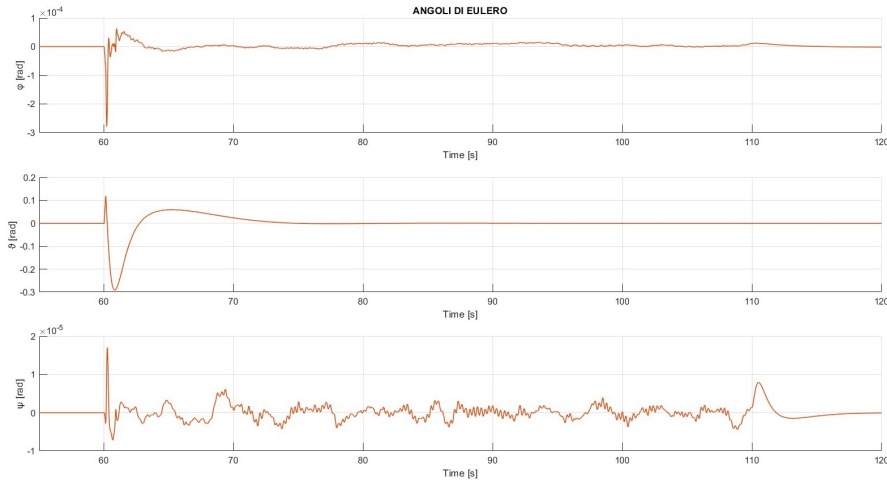


Figura 4.12: Accelerazioni Angolari - Simulazione con Disturbi senza Plate

Le stesse caratteristiche, elencate per le componenti dell'accelerazione angolare, si presentano anche negli andamenti delle velocità angolari e degli angoli di Eulero, mostrate in figura 4.13. Si riscontrano infatti moduli inferiori e andamenti oscillatori per tutte le componenti, fatta eccezione per θ e q , che seguono esattamente l'andamento dei corrispettivi nel caso senza disturbi. Per quanto riguarda ϕ , ψ , p e r si notano delle oscillazioni accentuate, ma con modulo tra 10^{-3} e 10^{-5} , quindi trascurabili.



(a) Velocità Angolari



(b) Angoli di Eulero

Figura 4.13: Velocità angolare e Angoli di Eulero - Simulazione con Disturbi senza Plate

Si valuta, per ultimo, l'output del sistema di controllo, ovvero il vettore dei comandi e, di conseguenza, le velocità angolari dei rotori dell'esacottero. Si nota immediatamente un forte aumento del modulo della spinta, con un conseguente incremento della velocità dei rotori, segno che il sistema si è adattato ai disturbi incrementando la rotazione dei rotori.

Da notare, inoltre, la forte presenza di disturbi per quanto riguarda l'andamento di τ_ψ , il che giustifica l'errore, seppur piccolo, sulla posizione lungo Y nonostante il valore nullo di $Y_{NED_{DES}}$.

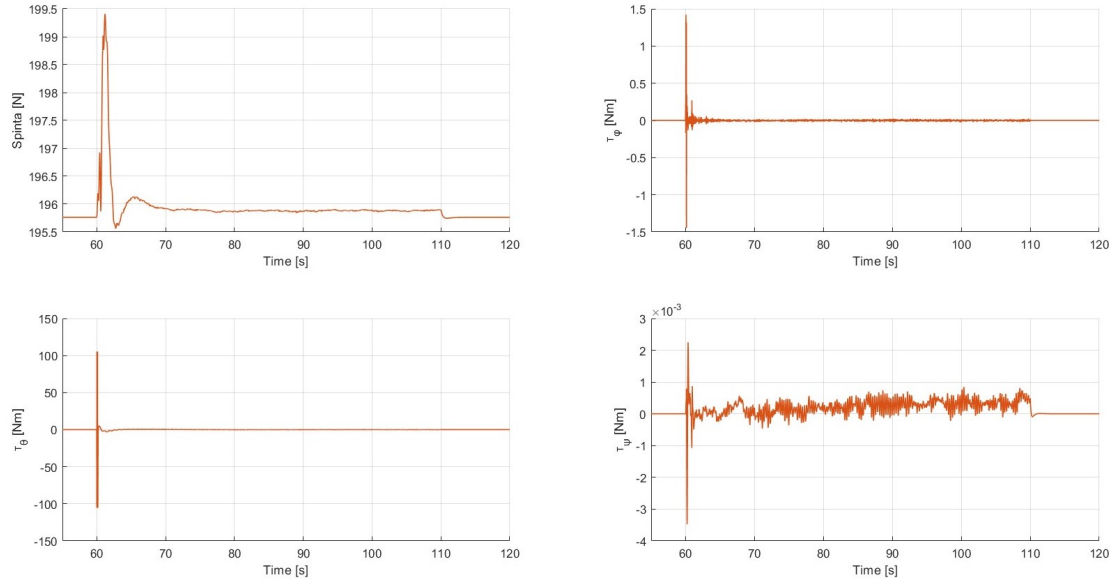


Figura 4.14: Vettore dei Comandi - Simulazione con Disturbi senza Plate

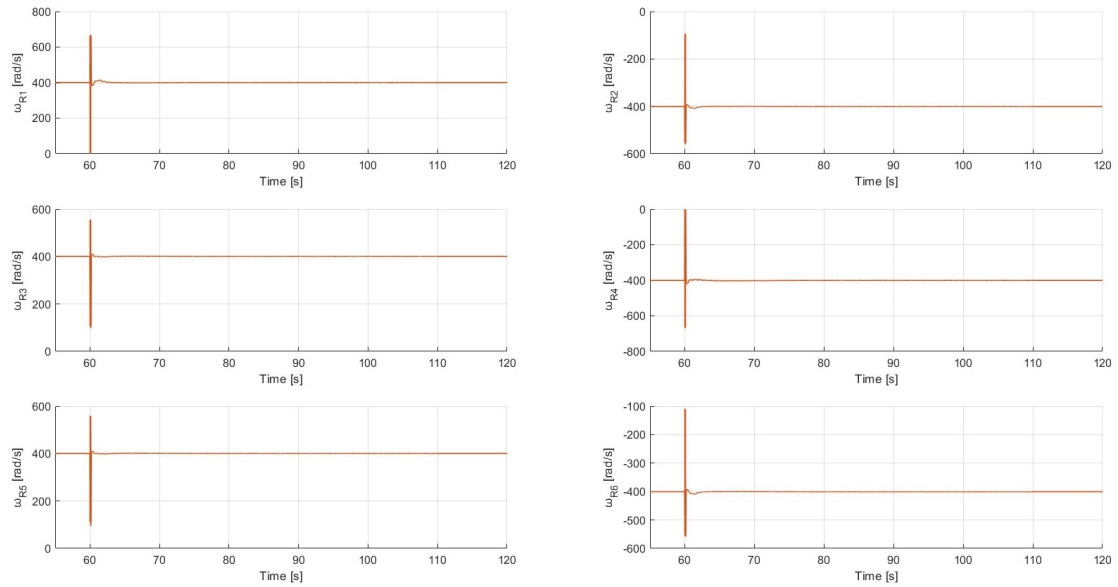


Figura 4.15: Velocità Angolari dei Rotori - Simulazione con Disturbi senza Plate

Simulazione con Disturbi - Plate

Si vanno ad aggiungere alla simulazione anche le piastre progettate per la riduzione dell'effetto sloshing, di cui i disturbi prodotti sono mostrati in figura 4.16 e 4.17. Salta subito all'occhio, nel caso di forza lungo l'asse X_{NED} , lungo Z_{NED} e nel caso del momento attorno a Y_{NED} , come le oscillazioni, rispetto al caso senza piastre, risultino più smorzate, sia per quanto riguarda la loro ampiezza, sia per il tempo di assestamento, sia per quanto riguarda il picco massimo. Tutti gli altri disturbi risultano essere peggiori nei tre parametri precedentemente citati, in particolare le componenti del momento attorno a X_{NED} e Z_{NED} .

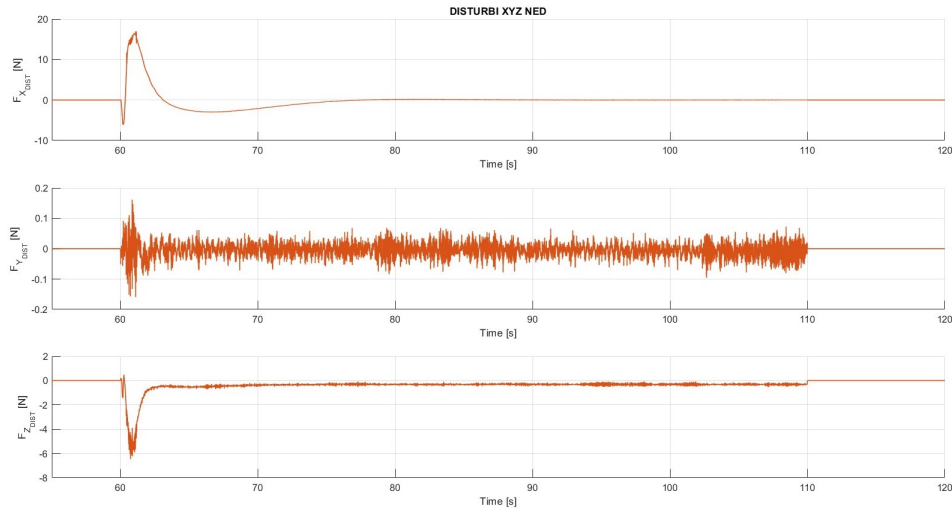


Figura 4.16: Disturbi sulla Forza - Caso con Plate

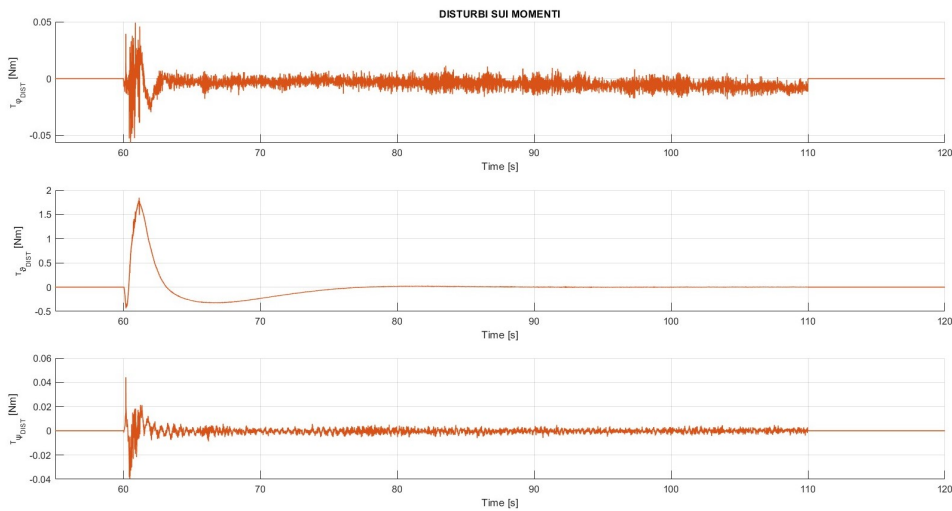
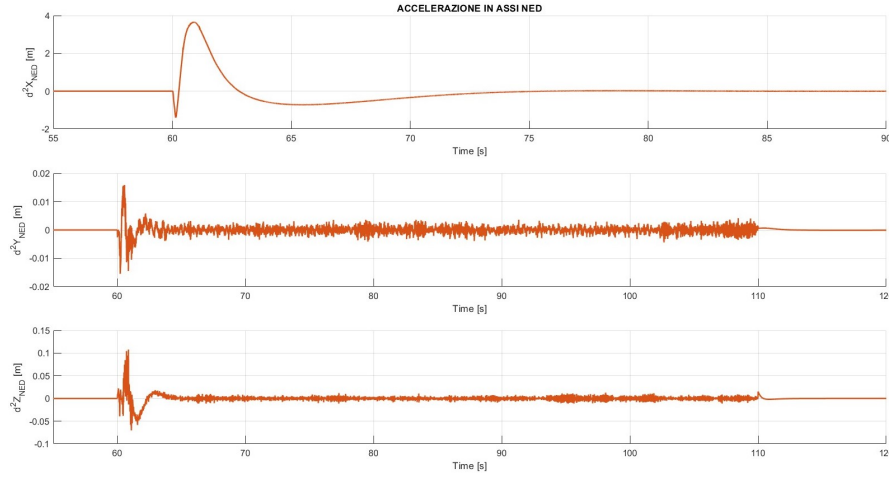


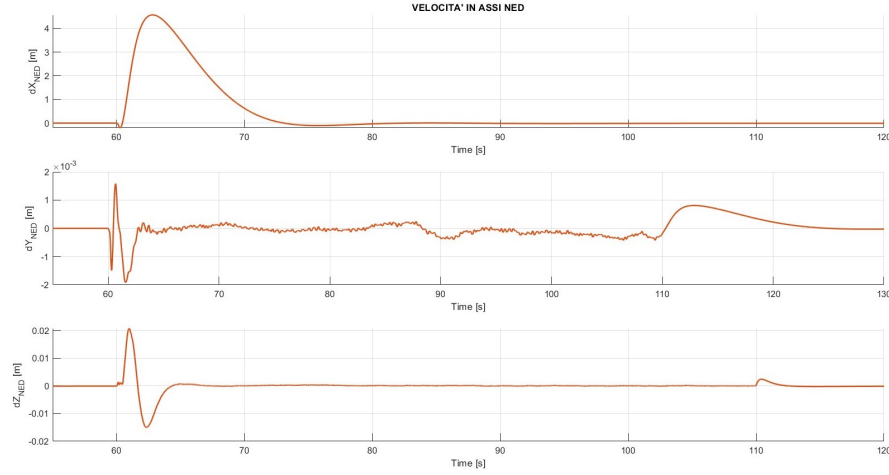
Figura 4.17: Disturbi sui Momenti - Caso con Plate

Valutando la dinamica traslazionale, la riduzione del picco e uno smorzamento superiore delle oscillazioni comportano dei valori di accelerazione lungo l'asse X_{NED} e Z_{NED} che si avvicinano molto a quelli del caso senza disturbi, come si può osservare in figura 4.18a, in particolare nel secondo caso, in cui sono presenti dei disturbi ma con modulo inferiore rispetto al caso senza plate. Questo va a tradursi in un andamento della velocità, mostrata in figura 4.18b, sovrapponibile al caso senza disturbi, dimostrando l'utilità delle piastre anti-sloshing anche nel caso di integrazione col sistema.

Si presenta un peggioramento per quanto riguarda la dinamica lungo Y_{NED} , infatti le oscillazioni presentano un'ampiezza superiore rispetto al caso senza plate, traducendosi in un andamento della velocità che risulta avere un modulo di un ordine di grandezza superiore rispetto alla velocità mostrata in figura 4.10.



(a) Accelerazione lungo i tre assi NED



(b) Velocità lungo i tre assi NED

Figura 4.18: Accelerazione e velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi con Plate

Gli andamenti della posizione, così come per le altre variabili in gioco, come ci si può aspettare dopo la valutazione della dinamica traslazionale, non subiscono alterazioni rispetto al caso senza disturbi, fatta eccezione per l'andamento di posizione lungo l'asse Y_{NED} , la quale viene confrontata con il caso senza piastre in figura 4.19, anche in questo caso con modulo incrementato di un ordine di grandezza. Questo è causato dal modulo superiore sia della forza lungo l'asse Y_{NED} , sia del momento di imbardata, entrambi generati dai disturbi dello sloshing del liquido nel serbatoio.

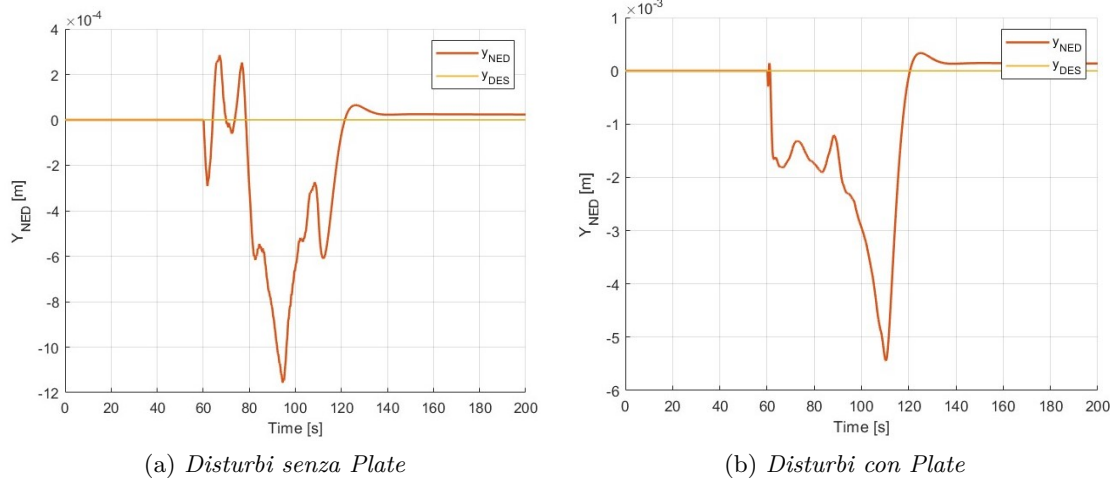


Figura 4.19: Accelerazione e velocità in assi NED - Simulazione con Disturbi senza Plate

Diverso, invece, il discorso relativo alla dinamica rotazionale. Infatti, fatta eccezione per le variabili relative al beccheggio, si constata peggioramenti che raggiungono l'ordine di grandezza in più, come mostrato in figura 4.20 e 4.21.

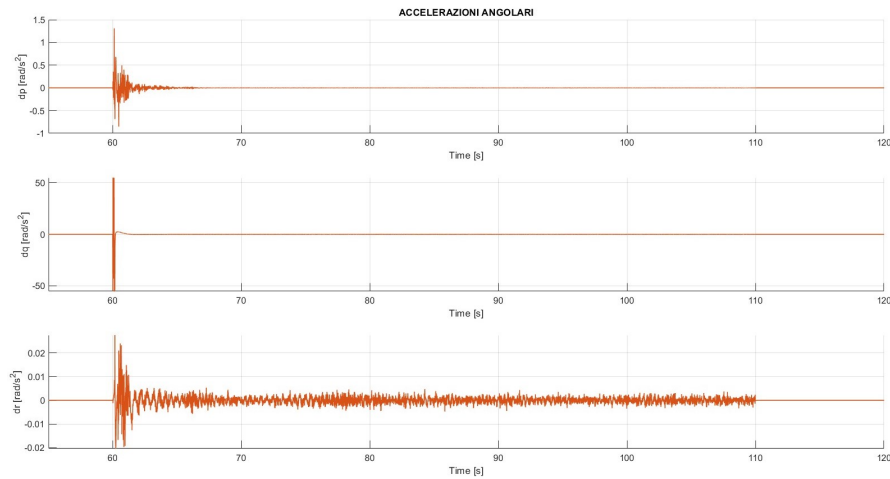
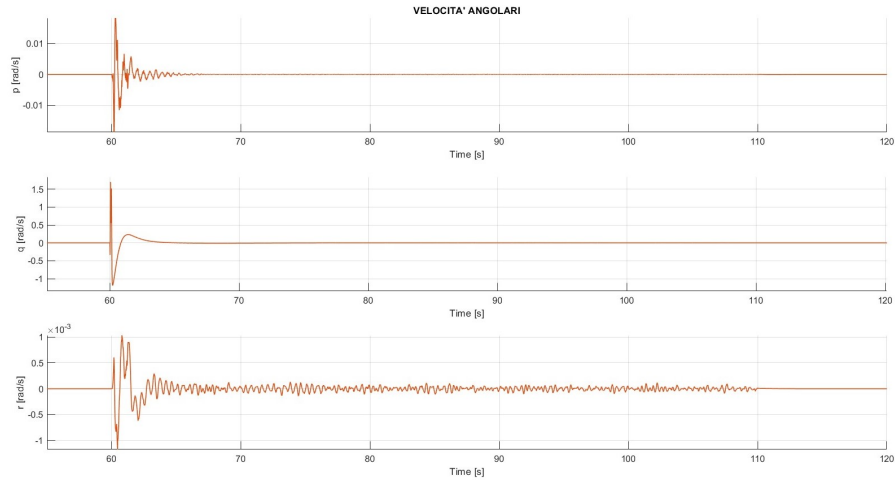
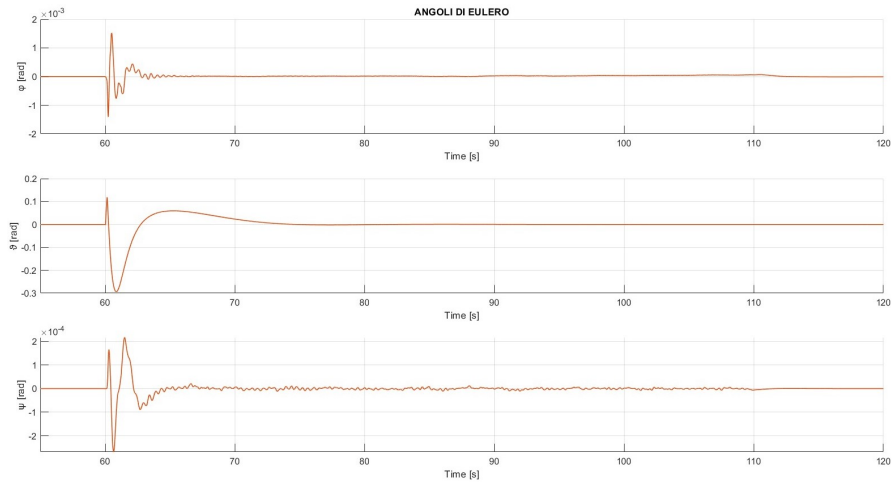


Figura 4.20: Accelerazione Angolare - Simulazione con Disturbi con Plate



(a) *Velocità Angolari*



(b) *Angoli di Eulero*

Figura 4.21: Velocità angolare e Angoli di Eulero - Simulazione con Disturbi con Plate

Si valuta infine l'output del sistema di controllo, il quale presenta una spinta leggermente ridotta rispetto al caso senza piastre, mentre i momenti attorno a X e Z risultano avere oscillazioni di ampiezza superiore, nel secondo caso di circa un ordine di grandezza, questo per andare a contrastare più efficacemente i disturbi generati dallo sloshing del liquido.

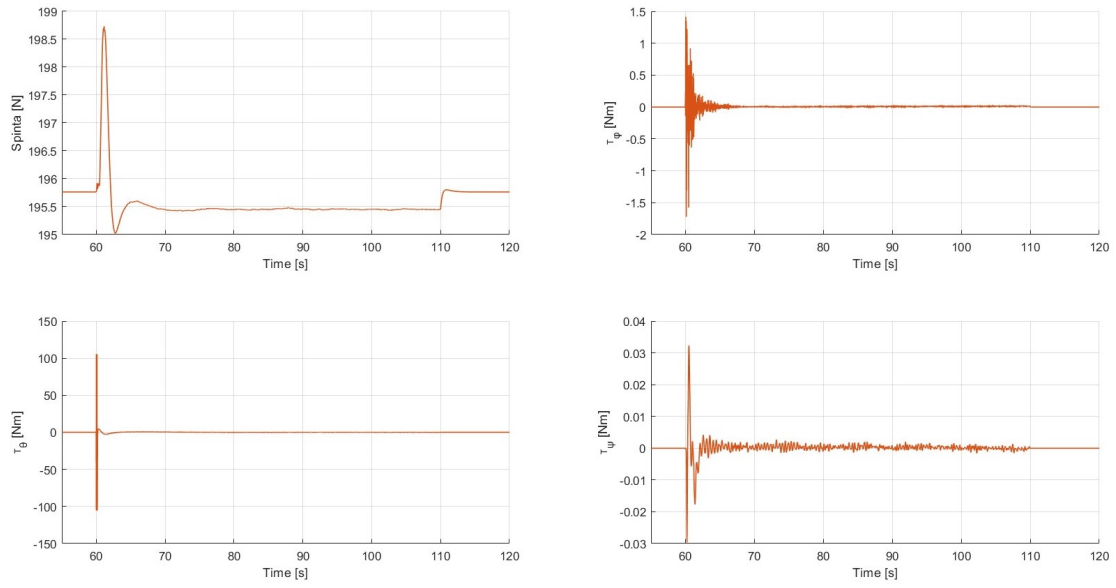


Figura 4.22: Vettore dei Comandi - Simulazione con Disturbi con Plate

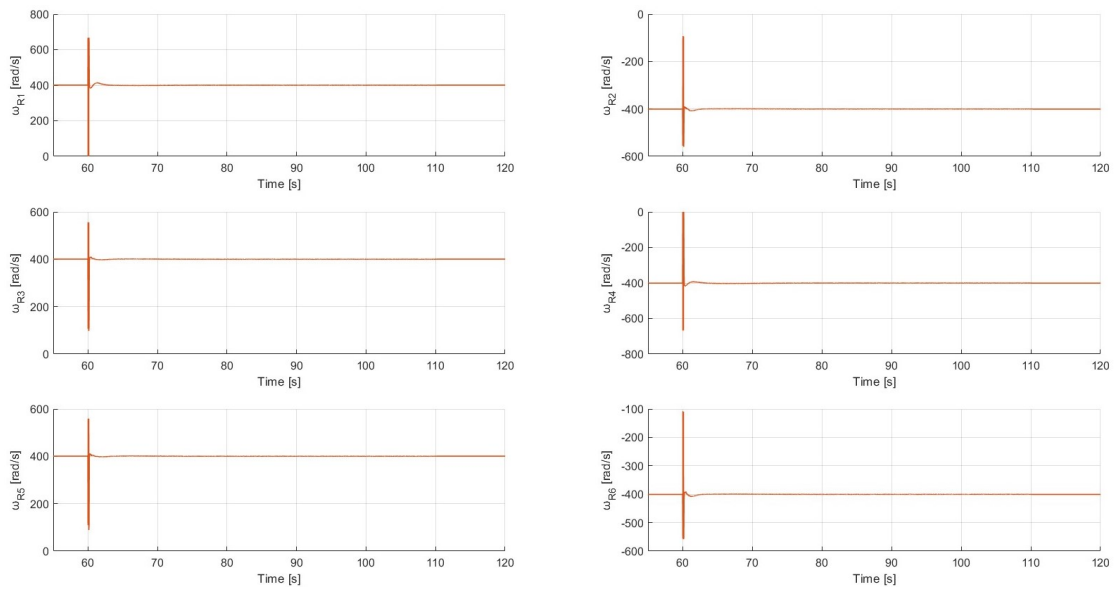


Figura 4.23: Velocità Angolari dei Rotori - Simulazione con Disturbi con Plate

Si può concludere, quindi, che le piastre forate risultano essere efficaci nel contrastare i moti caotici all'interno del serbatoio, e i disturbi sulla dinamica che ne consegue, infatti le forze, i momenti e le accelerazioni in gioco più rilevanti, mostrati in figura 4.24 e 4.25, risultano avere moduli inferiori e oscillazioni smorzate rispetto al caso senza plate, mentre le variabili che risultano peggiori gravitano attorno al millesimo di unità, per cui

trascurabili ai fini della trattazione. L'azione del sistema di controllo, infine, va a lavorare in parallelo alle piastre, andando a generare spinta e momenti in grado di ottenere uno spostamento e un assetto che rendano sicura la missione dell'esacottero.

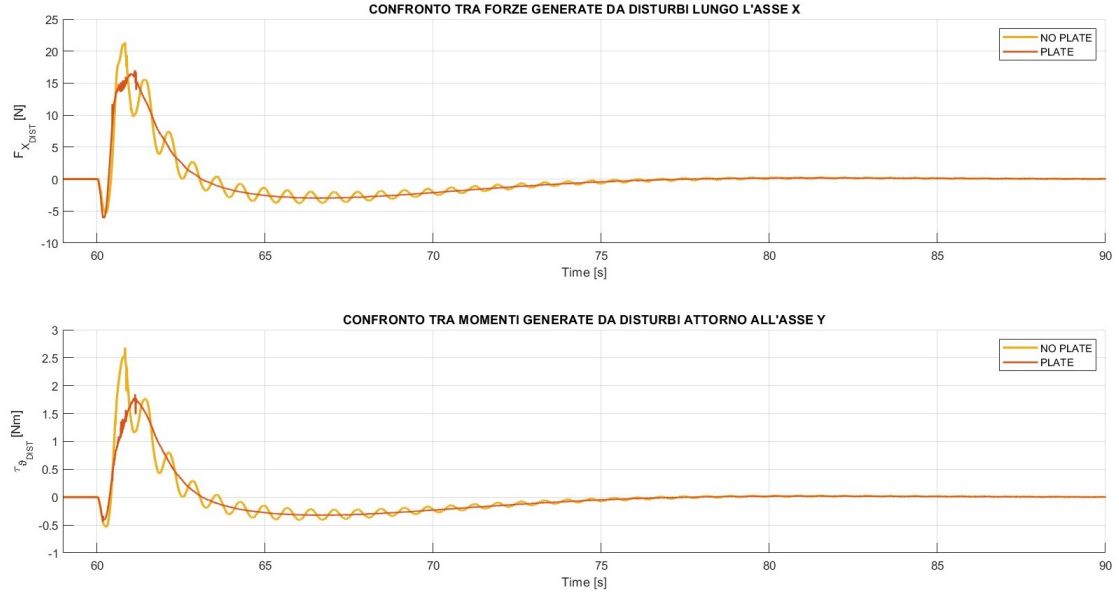


Figura 4.24: Confronto tra Configurazione Con e Senza Plate - Disturbi

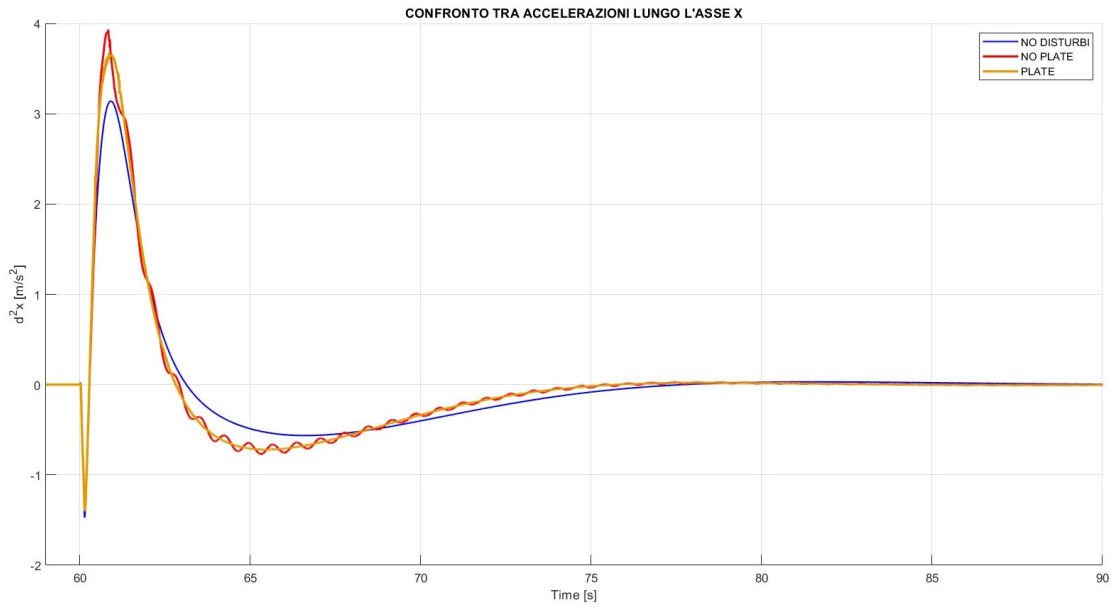


Figura 4.25: Accelerazione Lungo X_{NED} nei Tre Casi di Studio a Massa Fissa

Capitolo 5

Conclusioni

Il crescente utilizzo di UASSs nel mondo dell'Agricoltura di Precisione rende imprescindibile uno studio approfondito delle problematiche relative al sistema spray, in particolare quelle che riguardano lo sloshing del liquido all'interno del serbatoio. Per questo risulta necessaria l'implementazione di sistemi di smorzamento all'interno del tank che vadano a ridurre gli effetti. Le anti-sloshing baffle plate risultano essere una valida soluzione al problema. Le analisi CFD effettuate su un serbatoio rettangolare da 5l hanno dimostrato, infatti, come tutte le soluzioni studiate abbiano dato un forte contributo alla riduzione delle onde nel tank, dimostrando, inoltre, come un diametro dei fori maggiore ne riduca, seppur leggermente, gli effetti smorzanti. É stato dimostrato, inoltre, come una forma ottimizzata del serbatoio, provvisto anch'esso di piastre forate, abbia inciso notevolmente sulla stabilizzazione del fenomeno, ottenendo gli stessi andamenti in ogni direzione studiata. Combinando, infine, l'hardware con il software, ovvero andando ad unire gli dati dalle piastre con un robusto sistema di controllo, ha ridotto ulteriormente l'instabilità generata dal movimento caotico del liquido.

Il lavoro di tesi descritto può essere avvalorato e migliorato andando ad approfondire i seguenti punti:

- Studio di configurazioni di piastre con fori con diametro minore a 1.5 cm;
- Studio di piastre di altezza inferiore a quella interna del serbatoio;
- Studiare piastre non piane;
- Studiare gli effetti di materiali ad elevata porosità sullo sloshing;
- Effettuare uno studio strutturale sul Concept Design del serbatoio in condizioni di hovering e di marcia;
- Integrare il simulatore dell'esarotore con un modello che rappresenti i disturbi atmosferici, ovvero un modello del vento;
- Valutare diversi sistemi di controllo, come ad esempio SMC (*Sliding Mode Control*) e confrontarne l'efficacia con il PID;

- Implementare un modello CFD che includa anche la perdita di massa dovuta al funzionamento del sistema spray, potendo così implementare un modello *MATLAB/Simulink* a massa variabile che possieda anche i disturbi interni dovuti dallo sloshing del liquido nel serbatoio;
- Effettuare prove sperimentali che vadano a validare il modello CFD.

Bibliografia

- [1] Giuseppe Blasi and Michele Pisante. Linee guida per lo sviluppo dell'agricoltura di precisione in italia. Technical report, Ministero delle Politiche Agricole Alimentari e Forestali, 2017.
- [2] Rodolfo Bongiovanni and James Lowenberg-DeBoer. *Precision Agriculture and Sustainability*, volume 5. Procedia Computer Science, 2004.
- [3] P.Radoglou-Grammatikis, P.Sarigiannidis, T.Lagkas, and I.Moscholios. *A compilation of UAV applications for precision agriculture*, volume 172. Computer Networks, 2020.
- [4] UM Rao Mogili and B.B.V.L. Deepak. *Review on Application of Drone Systems in Precision Agriculture*, volume 133. Procedia Computer Science, 2018.
- [5] URL: <https://ag.dji.com/it>.
- [6] Xue Mi-an, Zheng Jin-hai, Peng Dou, and Yu meng He. *A review on liquid sloshing hydrodynamics*, volume 33. Journal of Hydrodynamics, 2021.
- [7] XUE Mi-an, LIN Peng-zhi, ZHENG Jin-hai, MA Yu-xiang, YUAN Xiao-li, and Viet-Thanh NGUYEN. *Effects of Perforated Baffle on Reducing Sloshing in Rectangular Tank: Experimental and Numerical Study*, volume 27. China Ocean Engineering Society and Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013.
- [8] J.H. Jung, H.S.Yoon, C.Y.Lee, and S.C.Shin. *Effect of the vertical baffle height on the liquid sloshing in a three-dimensional rectangular tank*, volume 44. Ocean Engineering, 2012.
- [9] S.Ahmed, H.Xin, M.Faheem, and B.Qiu. *Stability Analysis of a Sprayer UAV with a Liquid Tank with Different Outer Shapes and Inner Structures*, volume 12. Agriculture, 2022.
- [10] Atkins, Ella, Ollero, Anibal, Tsourdos, Antonios, Blockley, Richard, Shyy, and Wei. *UAS*. John Wiley and Sons Inc., 2017.
- [11] URL: <https://www.dji.com/it/dji-fpv?site%20=%20brandsitefrom%20=%20nav>.
- [12] URL: <https://www.ga-asi.com/remotely-piloted-aircraft/mq-9a>.

- [13] URL: <https://www.mavtech.eu/it/>.
- [14] Nicoletta Bloise, Manuel Carreño Ruiz, Domenic D'Ambrosio, and Giorgio Guglieri. *Wind Tunnel Testing of Remotely Piloted Aircraft Systems for Precision Crop-Spraying Applications*. 2021 IEEE International Workshop on Metrology for Agriculture and Forestry (MetroAgriFor), 2021.
- [15] V.D'Alessandro. *Modeling of tank vehicle dynamics by fluid sloshing coupled simulation*. PhD thesis, Politecnico di Milano, 2012.
- [16] Xue Mi-an, Lin Peng-zhi, Zheng Jin-hai, Ma Yu-xiang, Yuan Xiao-li, and Viet-Than Nguyen. *Effects of Perforated Baffle on Reducing Sloshing in Rectangular Tank: Experimental and Numerical Study*, volume 27. Chinese Ocean Engineering Society and Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013.
- [17] Hui Guan, Yifei Xue, Zhijun Wei, and Chuijie Wu. *Numerical simulations of sloshing and suppressing sloshing using the optimization technology method*, volume 36. Applied Mathematics and Mechanics (English Edition), 2018.
- [18] Dassault Systems. *Technical Reference Solidworks Flow Simulation 2021*. Dassault Systems, 2020.
- [19] Katsuhiko Ogata. *Modern Control Engineering*. Pearson College Div, 5th edition, 2009.
- [20] 3A Composites. Technical data sheet for forex classic.
- [21] Nicoletta Bloise, Manuel Carreño Ruiz, Erika Mai, Domenic D'Ambrosio, and Giorgio Guglieri. Analysis and design of unmanned aerial systems for precision agriculture applications on vineyards. In *9th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS)*, 2022.
- [22] Anthony and James. Pumping system head estimation. *Chemical Engineering Progress*, 101:40, 02 2005.
- [23] Frank Lefley. The payback method of investment appraisal: A review and synthesis. *International Journal of Production Economics*, 44(3):207–224, 1996.
- [24] D.Carminati. Design and testing of indoor uas control techniques. Master's thesis, Politecnico di Torino, 2019.
- [25] H.Mazeh, M. Saied, H.Shraim, and C. Francis. *Fault-Tolerant Control of an Hexarotor Unmanned Aerial Vehicle Applying Outdoor Tests and Experiments*, volume 51. IFAC Papersmisc, 2018.
- [26] Kotarski D, P.Piljek, M. Pranjic, C.G. Grlj, and J. Kasac. *A Modular Multirotor Unmanned Aerial Vehicle Design Approach for Development of an Engineering Education Platform*, volume 21. Sensors, 2021.

- [27] A.L.Schwab. *Quaternions and Finite Rotation and Euler Parameters*. Laboratory for Engineering Mechanics, Delft University of Technology, 2002.
- [28] P.Gili. Appunti di meccanica del volo: Parte 3. Corso di Meccanica del Volo, Politecnico di Torino, 2021.
- [29] E.Capello. Appunti di dinamica di posizione e di assetto: Parte2a. Corso di Dinamica e Controllo di Veicoli Spaziali, Politecnico di Torino, 2020.
- [30] P.Gili. Appunti di fondamenti di meccanica del volo. Corso di Fondamenti di Meccanica del Volo, Politecnico di Torino, 2019.
- [31] URL: <https://it.mathworks.com/help/simulink/slref/pidcontroller.html>.