

Università di Pisa



Dipartimento di Ingegneria Civile e Industriale

Tesi di Laurea Specialistica

Prove sperimentali e analisi CFD della manovra di decollo di un idrovolante ultraleggero Prandtlplane

Candidato

Marco Bugossi

Relatori

Prof. Ing. Aldo Frediani

Dott. Ing. Vittorio Cipolla

Anno Accademico 2012-2013

Alla mia famiglia che mi ha educato all'onestà e all'impegno.

E a Valentina che "è divenuta ad esser la vita della mia vita".

Marco

Sommario

Gli argomenti trattati nel presente elaborato s'inseriscono all'interno dell'attività di ricerca svolta presso il "Dipartimento di Ingegneria civile e industriale", sezione di Ingegneria Aerospaziale, relativa allo sviluppo, costruzione e sperimentazione di un velivolo anfibia ultraleggero con configurazione Prandtlplane. L'obiettivo del presente lavoro di tesi è quello di analizzare il decollo effettuando, con l'ausilio del software CFD STAR-CCM+ della CD-adapco, completa simulazione dell'intera manovra. Tutto ciò è preceduto, in una prima fase, da una campagna di validazione delle prove sperimentali "High-speed" condotte in vasca navale presso l'Istituto Nazionale di Studi ed Esperienze di Architettura Navale del CNR di Roma al fine di effettuare una verifica del codice numerico CFD utilizzato.

Abstract

The topics discussed in this thesis are part of inside the Research work carried out by the "Department of Civil and Industrial Engineering " Aerospace Engineering division. This research concerns the development, construction and testing of an amphibious ultralight aircraft with Prandtlplane wing configuration . The aim of this thesis is to analyze the take-off carrying out, with the help of CFD software STAR-CCM + of CD-adapco, the complete simulation of the manoeuvre. This is preceded, in a first step, by a campaign for the validation of the "High-speed" experimental tests conducted in the towing tank at the National Institute of Studies and Experiences in Naval Architecture from the CNR of Rome in order to check the numerical code CFD used.

Indice

1	Introduzione.	1
2	Prove in vasca navale.	5
3	Validazione delle prove high-speed.	14
3.1	Modellazione CAD e mesh di superficie.	15
3.2	Dominio di calcolo e mesh di volume.	17
3.2.1	Dominio di calcolo.	17
3.2.2	Mesh di volume.	19
3.3	Sistemi di riferimento.	23
3.4	Modelli fisici.	23
3.4.1	Three dimensional model.	24
3.4.2	Implicit unsteady model.	25
3.4.3	6-DOF motion model.	27
3.4.4	VOF, Volume Of Fluid, model.	30
3.4.5	VOF Waves model.	35
3.4.6	Segregate Flow model.	36
3.4.7	RANS (Reynolds Average Navier Stokes) model.	37
3.4.8	Modelli di Turbolenza	38
3.4.8.1	Two Layer All- y^+ wall treatment.	41
3.4.9	Cell Quality Remediation.	44
3.5	Prove high-speed a 5.2 gradi di assetto longitudinale.	46

3.5.1	Corsa a 7.4m/s	47
3.5.2	Corsa a 8.7m/s	49
3.5.3	Corsa a 10.6m/s	51
3.5.4	Corsa a 13.5m/s	53
3.5.5	Corsa a 17.0m/s.	55
3.5.6	Corsa a 20.7m/s.	57
3.6	Prove high-speed a 8.2 gradi di assetto longitudinale.	59
3.6.1	Corsa a 7.4m/s.	59
3.6.2	Corsa a 8.6m/s.	61
3.6.3	Corsa a 10.6m/s.	63
3.6.4	Corsa a 13.5m/s.	65
3.6.5	Corsa a 17.0m/s.	67
3.6.6	Corsa a 20.7m/s.	69
3.7	Prove high-speed a 10.2 gradi di assetto longitudinale.	71
3.7.1	Corsa a 7.4m/s.	71
3.7.2	Corsa a 8.7m/s.	73
3.7.3	Corsa a 10.6m/s.	75
3.7.4	Corsa a 13.5m/s.	77
3.7.5	Corsa a 17.0m/s.	79
3.7.6	Corsa a 20.7m/s.	81
3.8	Analisi dei risultati.	83

3.9	Confronto con le prove sperimentali.	84
4	Manovra di decollo.	93
4.1	Forze e momenti agenti sul velivolo.	94
4.1.1	Spinta motore e relativo momento.	95
4.1.2	Momento dovuto agli elevatori.	98
4.1.3	Deflessione dei flap in decollo e loro effetto sulla stabilità longitudinale.	100
4.1.4	Condizioni di stabilità del velivolo rispetto ai momenti.	101
4.2	Simulazione CFD del decollo.	102
4.2.1	Modellazione CAD	103
4.2.2	Mesh di superficie.	104
4.2.3	Mesh di volume.	105
4.2.4	Settaggio della simulazione.	105
4.2.5	Risultati.	106
4.2.5.1	Analisi del contributo del momento dovuto alla spinta del motore.	106
4.2.5.2	Analisi del contributo del momento derivante dalla movimentazione dei flap.	108
4.2.5.3	Analisi del contributo del momento derivante dalla movimentazione degli elevatori.	109
4.5.2.4	Corsa di decollo con fowler flap retratto, plain flap deflesso a 20° ed elevatori deflessi a 20°.	110
5	Conclusioni e sviluppi futuri.	114

Bibliografia.	114
--------------------	-----

Elenco delle figure

1.1.	Configurazione finale dell'IDINTOS.	1
1.2.	Distribuzione di portanza nella configurazione "Best Wing System".	2
1.3.	Le grandezze b e G nell'ala a box.	2
1.4.	Resistenza indotta di un biplano e di un "Best Wing System" come rapporto di un monoplano equivalente.	3
2.1.	Un momento delle prove. Foto di Massimo Guerra, vincitrice del concorso fotografico "Riscattiamo la Scienza".	5
2.2.	Modello di vasca nevale in configurazione T400 e T700.	6
2.3.	Test-rig EDI.	7
2.4.	Particolare dello snodo e dell'asta di bloccaggio dell'assetto.	8
2.5.	Caratteristiche idrodinamiche dello scafo ([5]).	11
2.6.	Stima della resistenza aerodinamica nell'air tare.	12
2.7.	Andamento della resistenza idrodinamica nelle prove "high-speed" ([5]).	13
3.1.	Un momento dell'attività sperimentale.	14
3.2.	Lo scafo dell'IDINTOS nelle simulazioni high-speed.	14
3.3.	Vista esterna del semi-scafo dell'IDINTOS.	15
3.4.	Vista interna del semi-scafo dell'IDINTOS.	16
3.5.	Volume di controllo utilizzato.	17
3.6.	Un dettaglio della mesh di superficie.	17
3.7-a.	Mesh di volume e condizioni imposte alle superfici del dominio – <i>Symmetry Plane</i> <i>e Inlet</i>	18

3.7-b.	Condizioni imposte alle superfici del dominio – <i>Outlet, Wall, Symmetry Plane</i> .	19
3.8.	Volumi di controllo e dimensioni delle celle che li costituiscono.	21
3.9.	Volumi di controllo.	22
3.10.	Infittimento attorno allo scafo.	22
3.11.	Sistemi di riferimento utilizzati.	23
3.12.	Modelli utilizzati.	24
3.13.	Residui del processo iterativo.	27
3.14.	Finestra di dialogo del <i>6-DOF model motion</i> .	28
3.15.	Dimensioni della versione ID06.	29
3.16.	Frazione volumetrica in tre celle contigue appartenenti al dominio.	31
3.17.	Interfaccia tra aria e acqua.	33
3.18.	Finestra di dialogo del modello <i>VOF</i> .	34
3.19.	Proprietà del volume d'acqua nel modello <i>Flat of wave</i> .	35
3.20.	Finestra di dialogo del modello <i>Segregate Flow</i> .	37
3.21.	Verifica attraverso STAR-CCM+ del galleggiamento statico dello scafo.	46
3.22.	Corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	47
3.23.	Corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	47
3.25.	Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto.	48
3.26.	Traslazione verticale nella corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto.	48
3.27.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	48
3.28.	Corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	49
3.29.	Corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	49

3.30.	Andamento della resistenza nella corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto	
	longitudinale.	50
3.31.	Traslazione verticale nella corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto.	50
3.32.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	50
3.33.	Corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	51
3.34.	Corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	51
3.35.	Andamento della resistenza nella corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto	
	longitudinale.	52
3.36.	Traslazione verticale nella corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto.	52
3.37.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	52
3.38.	Corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	53
3.39.	Corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	53
3.40.	Andamento della resistenza nella corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto	
	longitudinale.	54
3.41.	Traslazione verticale nella corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto.	54
3.42.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	54
3.43.	Corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	55
3.44.	Corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	55
3.45.	Andamento della resistenza nella corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto	
	longitudinale.	56
3.46.	Traslazione verticale nella corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto.	56
3.47.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	56

3.48.	Corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	57
3.49.	Corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	57
3.50.	Andamento della resistenza nella corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale.	58
3.51.	Traslazione verticale nella corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto.	58
3.52.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	58
3.53.	Corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	59
3.54.	Corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	59
3.55.	Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale.	60
3.56.	Traslazione verticale nella corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto.	60
3.57.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	60
3.58.	Corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	61
3.59.	Corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	61
3.60.	Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale.	62
3.61.	Traslazione verticale nella corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto.	62
3.62.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	62
3.63.	Corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	63
3.64.	Corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	63
3.65.	Andamento della resistenza nella corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale.	64

3.66.	Traslazione verticale nella corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto.	64
3.67.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	64
3.68.	Corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	65
3.69.	Corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	65
3.70.	Andamento della resistenza nella corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale.	66
3.71.	Traslazione verticale nella corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto.	66
3.72.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	66
3.73.	Corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	67
3.74.	Corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	67
3.75.	Andamento della resistenza nella corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale.	68
3.76.	Traslazione verticale nella corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto.	68
3.77.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	68
3.78.	Corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	69
3.79.	Corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	69
3.80.	Andamento della resistenza nella corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale.	70
3.81.	Traslazione verticale nella corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto.	70
3.82.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	70
3.83.	Corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	71
3.84.	Corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	71

3.85.	Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale.	72
3.86.	Traslazione verticale nella corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto.	72
3.87.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	72
3.88.	Corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	73
3.89.	Corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	73
3.90.	Andamento della resistenza nella corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale.	74
3.91.	Traslazione verticale nella corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto.	74
3.92.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	74
3.93.	Corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	75
3.94.	Corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	75
3.95.	Andamento della resistenza nella corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale.	76
3.96.	Traslazione verticale nella corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto.	76
3.97.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	76
3.98.	Corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	77
3.99.	Corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	77
3.100.	Andamento della resistenza nella corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale.	78
3.101.	Traslazione verticale nella corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto.	78
3.102.	Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	78

3.103. Corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	79
3.104. Corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	79
3.105. Andamento della resistenza nella corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale.	80
3.106. Traslazione verticale nella corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto.	80
3.107. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	80
3.108. Corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale).	81
3.109. Corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica).	81
3.110. Andamento della resistenza nella corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale.	82
3.111. Traslazione verticale nella corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto.	82
3.112. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso.	82
3.113. Valori del coefficiente di resistenza per le prove a 5.2 gradi di assetto longitudinale.	86
3.114. Valori del coefficiente di momento al variare della velocità nelle prove a 5.2 gradi di assetto longitudinale.	87
3.115. Andamento della variazione di immersione.	88
3.116. Valori del coefficiente di resistenza per le prove a 8.2 gradi di assetto longitudinale.	89
3.117. Valori del coefficiente di momento al variare della velocità nelle prove a 8.2 gradi di assetto longitudinale.	90
3.118. Andamento della variazione di immersione.	90
3.119. Valori del coefficiente di resistenza per le prove a 10.2 gradi di assetto longitudinale.	91

3.120. Valori del coefficiente di momento al variare della velocità nelle prove a 10.2 gradi di assetto longitudinale.	92
3.121. Andamento della variazione di immersione.	92
4.1. Momento del decollo su STAR-CCM+.	93
4.2. Forze e momenti agenti sul velivolo in fase di decollo.	94
4.3. Propulsore Rotax 912.	95
4.4. Prestazioni del propulsore Rotax 912.	96
4.5. Curva spinta-velocità.	97
4.6. Posizione degli elevatori.	98
4.7. Deflessione degli elevatori nel verso positivo.	99
4.8. Momento di equilibratore al variare della velocità e dell'angolo di deflessione. . .	99
4.9. Posizione dei flap.	100
4.10. Curve di stabilità.	102
4.11-a. Modello del velivolo in configurazione di decollo.	103
4.11-b. Modello del velivolo in configurazione di decollo.	104
4.12-a. Mesh di superficie nella configurazione di decollo.	104
4.12-b. Mesh di superficie nella configurazione di decollo.	105
4.13. Confronto assetto.	107
4.14. Grafico riassuntivo prove low-speed.	107
4.15. Confronti assetto con effetto elevatore.	109
4.16. Andamento delle pressioni sullo scafo a 5m/s e 3,5 gradi di assetto.	111
4.17. Andamento delle pressioni sullo scafo a 9,3 m/s e 7 gradi di assetto.	111
4.18. Andamento dell'assetto longitudinale del velivolo.	112

4.19.	Andamento della resistenza dello scafo.	112
4.20.	Andamento della velocità nella corsa di decollo.	113

Elenco Tabelle

3.1	Pesi della versione ID06.	29
3.2.	Riassunto risultati prove high-speed.	83

1 Introduzione

Il progetto di ricerca IDINTOS (IDrovolante INnovativo TOScano) è stato co-finanziato dalla Regione Toscana e condotto da un partenariato di aziende e Università toscane, sotto la guida del Dipartimento di Ingegneria Civile e Industriale (Sezione Aerospaziale) dell'Università di Pisa. Il progetto ha portato alla definizione di un velivolo anfibio ultraleggero in configurazione PrandtlPlane. Quest'ultima è stata adottata in quanto caratterizzata da minori consumi, minor impatto ambientale, maggior sicurezza e da grande flessibilità di impiego.

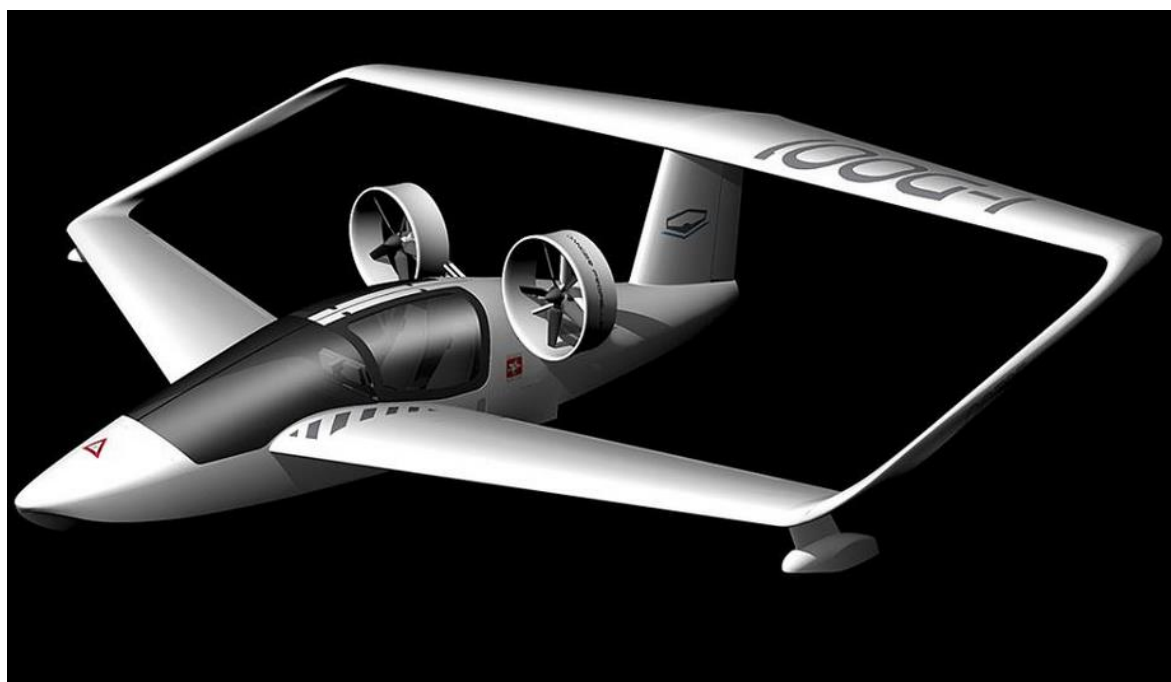


Figura 1.1. Configurazione finale dell'IDINTOS

Tale configurazione si fonda sul concetto di "Best Wing System" di Ludwig Prandtl.

La configurazione PrandtlPlane ([1]) è il frutto dell'applicazione all'ingegneria aeronautica dei concetti fisico-matematici definiti da Prandtl per i sistemi multi-ala, secondo cui il sistema alare che, a parità di apertura alare e portanza globale, genera la minor resistenza indotta è un sistema a box in cui la distribuzione di portanza è composta da una

componente ellittica sovrapposta ad una costante sulle ali orizzontali ed una distribuzione a farfalla sulle ali verticali, dette paratie.

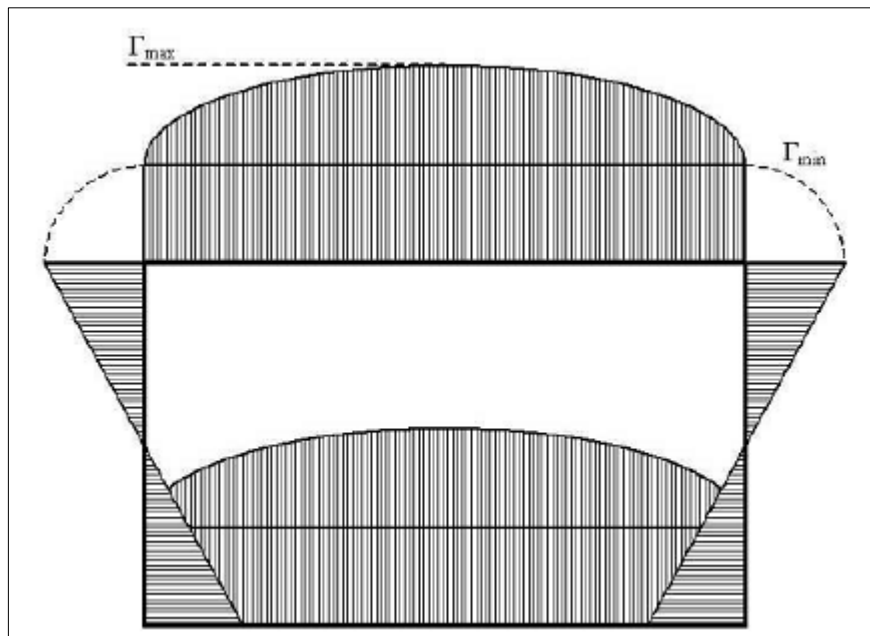


Figura 1.2. Distribuzione di portanza nella configurazione “Best Wing System”

L’efficienza di tale sistema è funzione del rapporto, G/b , tra la distanza verticale delle ali e l’apertura alare.

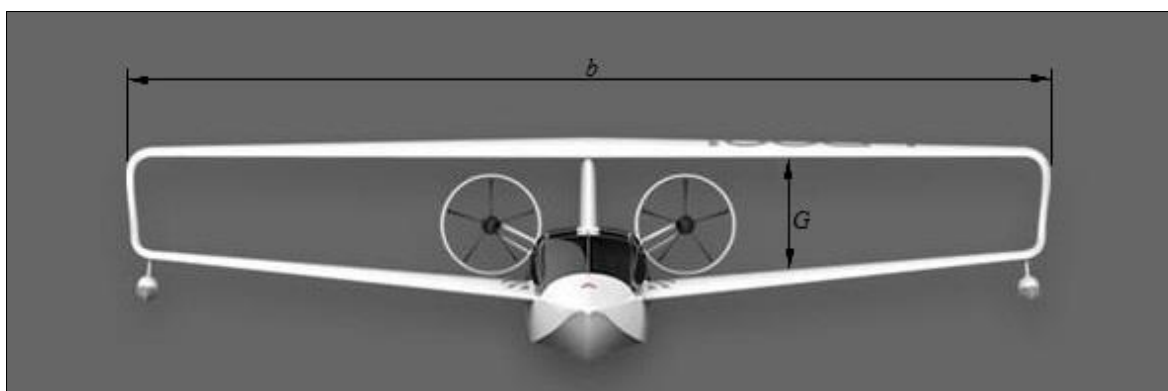


Figura 1.3. Le grandezze b e G nell’ala a box

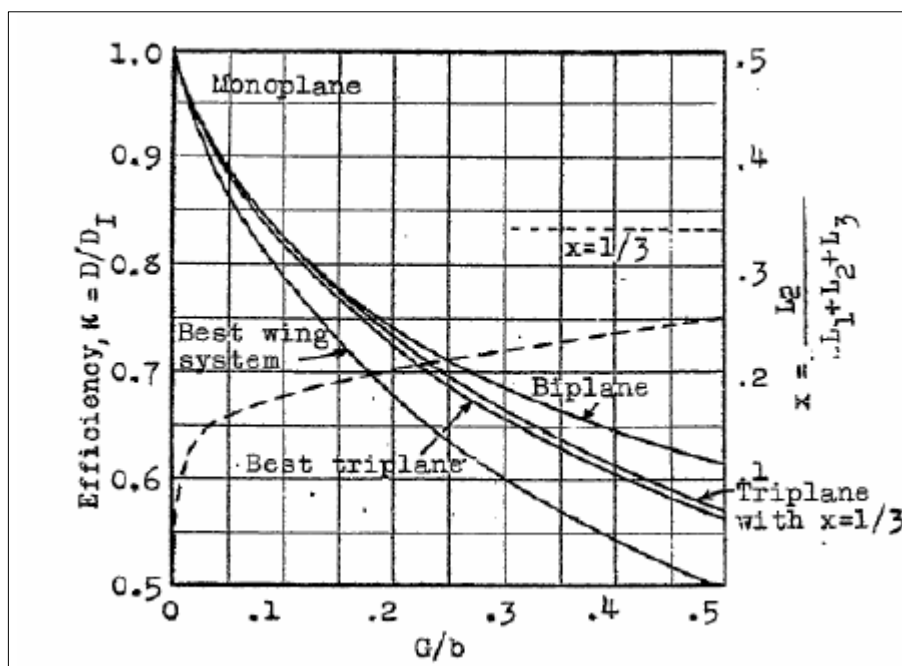


Figura 1.4. Resistenza indotta di un biplano e di un "Best Wing System" come rapporto di un monoplano equivalente

Nel campo di valori di applicazione pratica, 0.1-0.2, del suddetto rapporto si evidenzia una diminuzione di resistenza indotta circa del 20% rispetto a quella di un monoplano caratterizzato da uguale apertura alare e stessa portanza totale.

Alla luce di quanto appena detto risulta evidente che il naturale campo di applicazione di tale configurazione è quello dei grandi velivoli da trasporto commerciale; per i quali l'effetto della resistenza indotta è, come noto, maggiore.

Altra peculiarità della configurazione PrandtlPlane sta nell'avere un naturale effetto anti-stallo dovuto alla reciproca interazione tra le due ali. Infatti, il downwash generato dall'ala anteriore determina un abbassamento del coefficiente di portanza locale sull'ala posteriore. Così al verificarsi dello stallo sull'ala anteriore, l'ala posteriore non ancora stallata introdurrà un momento picchiante che tenderà a riportare l'areo in condizione di sicurezza. Va menzionata anche la possibilità offerta da questa particolare architettura alare di effettuare il controllo del velivolo in beccheggio con una coppia pura esercitata per mezzo di due elevatori controrotanti posizionati alla radice delle ali, con un comando di elevata efficacia.

Con l'intento di facilitare il processo di trasferimento tecnologico del concetto PrandtlPlane dal campo della ricerca a quello dell'industria aeronautica e, vista la grande espansione avuta negli ultimi anni dal volo da diporto e sportivo, si è proceduto alla progettazione e realizzazione di una versione idrovolante ultraleggera per mezzo del lavoro di ricerca svolto all'interno del progetto IDINTOS.

Il presente lavoro di tesi si inserisce nelle attività svolte dal Dipartimento di Ingegneria Civile e Industriale (Sezione Aerospaziale) dell'Università di Pisa a contributo di tale progetto. Nello specifico, questa tesi ha come obiettivo quello di analizzare il decollo effettuando, con l'ausilio del software CFD STAR-CCM+ della CD-adapco, simulazione della manovra. Tutto ciò è preceduto, in una prima fase, da una campagna di validazione delle prove sperimentali "High-speed" condotte, mediante un modello in scala 1/3, in vasca navale presso l'INSEAN (Istituto Nazionale di Studi ed Esperienze di Architettura Navale) del CNR di Roma al fine di effettuare una verifica del codice numerico CFD utilizzato.

2 Prove in vasca navale

Le prove in vasca navale sono state svolte su un modello dello scafo dell'idrovolante IDINTOS, allo scopo di verificare e affinare gli strumenti e le tecniche di progetto utilizzate. Lo svolgimento di prove sperimentali su ampia scala comporta tempi di realizzazione decisamente lunghi e costituisce un notevole costo in termini economici. Pertanto si è operata la scelta, nelle fasi preliminari del progetto, di definire le caratteristiche principali del velivolo affidandosi a codici numerici CFD ed eseguire, solo in un secondo momento, prove sperimentali su un numero ristretto di combinazioni di configurazioni e assetti dello scafo. Nello specifico, in vasca navale, sono state condotte prove su due configurazioni dello scafo denominate T400 e T700 (mostrate in figura 2.2) che si differenziano per la posizione dello step situato nella parte ventrale dello scafo, il quale imponendo la separazione del flusso, genera un campo di pressione di natura idrodinamica che, sommandosi alla pressione idrostatica, comporta un incremento di spinta verso l'alto. La figura 2.1 mostra un momento dell'attività sperimentale.

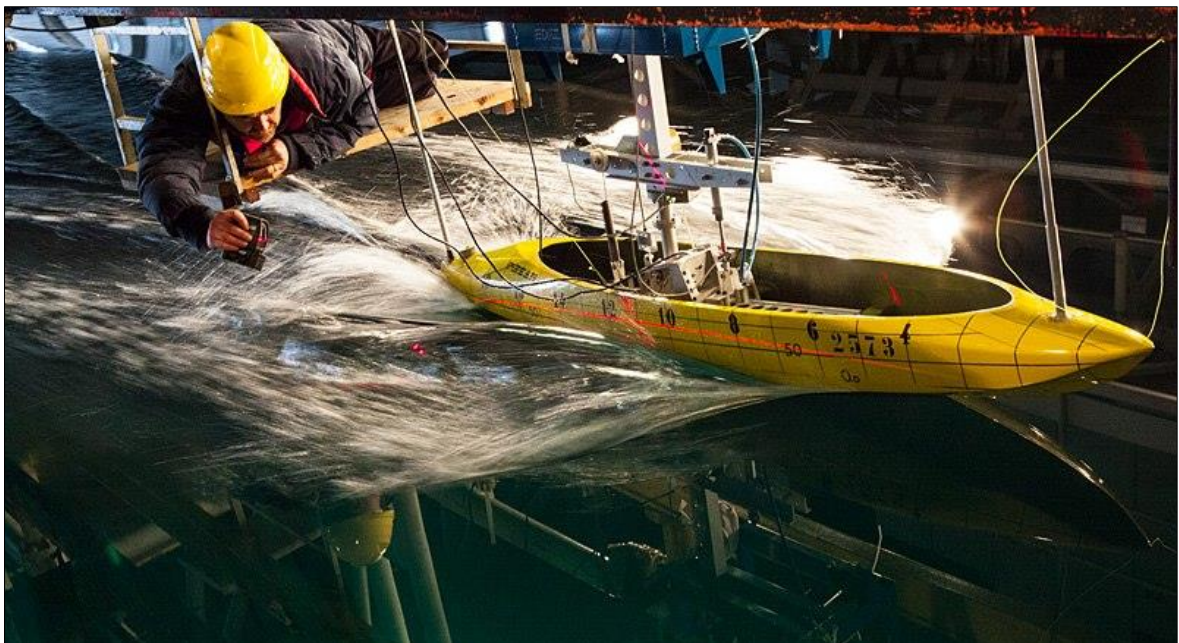


Figura 2.1. Un momento delle prove. Foto di Massimo Guerra, vincitrice del concorso fotografico "Riscattiamo la Scienza"

Durante la corsa di decollo, sotto l'effetto delle forze propulsive, lo scafo passa da una condizione di velocità nulla a quella di decollo; durante tale manovra si manifestano due distinte condizioni idrodinamiche: la prima, detta dislocante, si protrae fino al punto in cui si perviene al massimo valore della resistenza per poi passare alla fase planante in cui il velivolo “sale sullo scalino”, presente nella parte ventrale della fusoliera, riducendo la sua impronta sull'acqua e, di conseguenza, la sua resistenza all'avanzamento fino al momento del decollo.

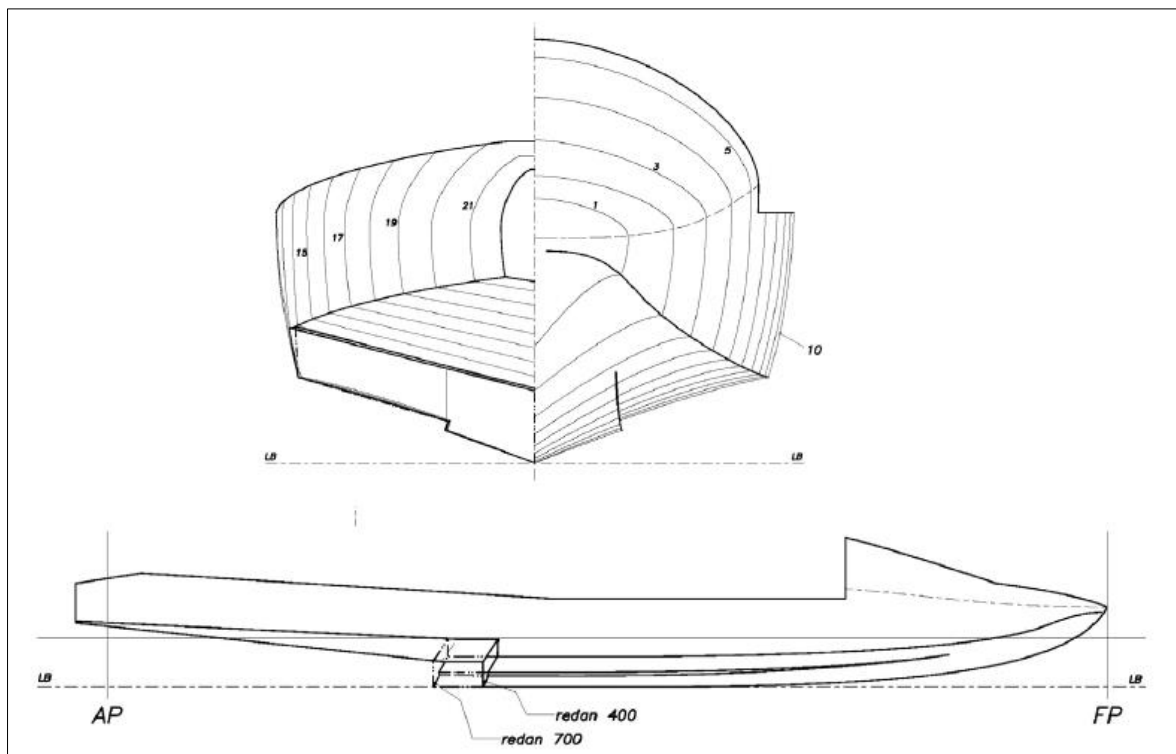


Figura 2.2. Modello di vasca navale in configurazione T400 e T700

In linea con la pratica comune per questo tipo di prove ([6]), il modello (realizzato in fibra di carbonio in scala 1:3 rispetto allo scafo reale) viene trainato per mezzo di un carro dinamometrico, al quale è stato collegato grazie al dispositivo Test-rig realizzato dalla società EDI Progetti (mostrato nelle figure 2.3 e 2.4), specificamente ideato e realizzato al fine di poter effettuare prove su idrovolanti in vasca navale. Il test-rig ([5]) è concepito per tenere lo scafo in rotta rettilinea e trainarlo per effettuare prove in assetto libero e in assetto

bloccato. Inoltre è in grado di applicare forze verticali volte a ridurre il carico sull'acqua simulando la portanza delle ali.

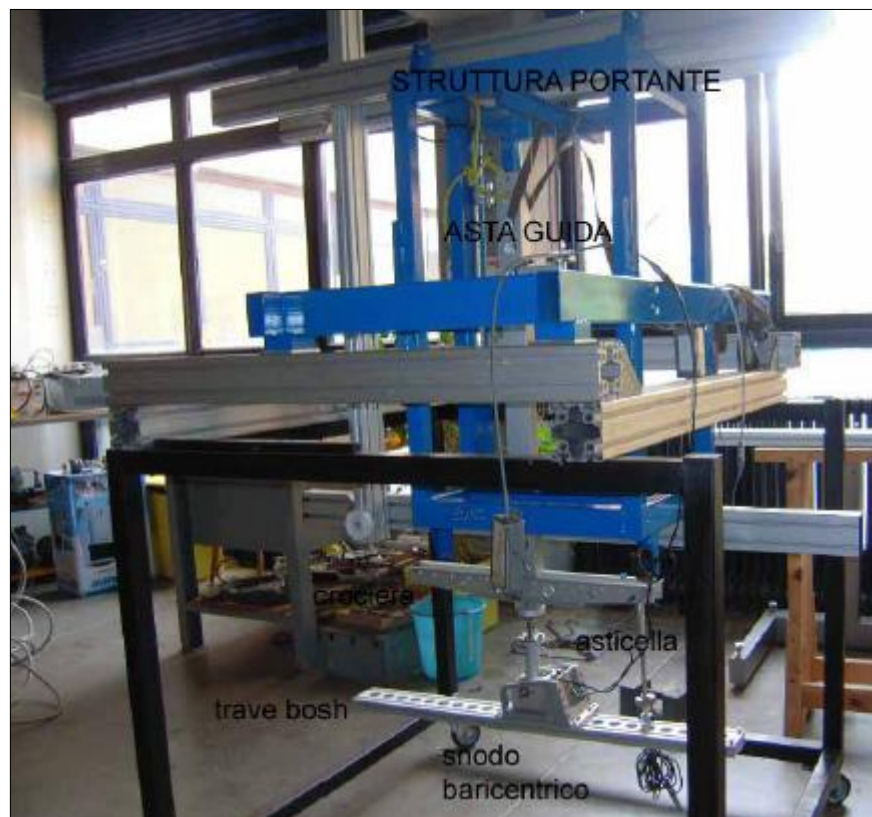


Figura 2.3. Test-rig EDI

Il test-rig è formato da una gabbia, posizionata sui binari del carro dinamometrico, che fa da struttura portante a un sistema costituito da un'asta, a sezione quadrata per tenere in rotta rettilinea lo scafo durante le prove, libera di scorrere verticalmente lungo il binario di guida e tenuta in posizione da cuscinetti a rullo gommati. Tale asta (visibile in dettaglio in figura 2.4) traina in corsa il modello che è collegato ad essa attraverso una cerniera posta in coincidenza del baricentro, la quale è vincolata assialmente alla struttura solidale al modello stesso (trave *Bosch*) attraverso una cella di carico che misura la componente di forza agente lungo la direzione del moto. Un inclinometro assoluto fissato alla trave *Bosch* misura l'angolo di assetto longitudinale θ . La variazione d'immersione del baricentro dello scafo in corsa è misurata da una sonda ad ultrasuoni fissata sulla struttura portante, che ha come bersaglio un piatto di plastica solidale all'asta di tiro, la cui superficie è nel cono di misura della sonda. L'immersione è pertanto misurata come variazione della distanza tra la

sonda e il bersaglio. Le traslazioni verticali dello scafo misurate durante l'esecuzione delle prove sono state riferite alla misura di galleggiamento ottenuta con lo scafo, a velocità nulla, immerso in acqua calma e unloading nullo, eseguite ad ogni assetto considerato nelle prove high-speed.



Figura 2.4. Particolare dello snodo e dell'asta di bloccaggio dell'assetto

Al fine di garantire i criteri di similitudine, le velocità del modello e dello scafo reale sono state rapportate per mezzo del numero di Froude volumetrico,

$$Fr_V = \frac{V}{\sqrt{g \nabla^{1/3}}} ,$$

dove V è la velocità del corpo, g l'accelerazione di gravità e ∇ volume dello scafo; si è imposta per tanto l'uguaglianza di tale numero adimensionale per il modello e per la fusoliera. In conseguenza di ciò la velocità del modello è legata a quella reale tramite la relazione

$$V_{modello} = V_{scafo} / \lambda^{(1/2)} ;$$

il carico sull'acqua influenza l'impronta dello scafo sull'acqua stessa e, di conseguenza, la resistenza all'avanzamento. Per introdurre l'effetto scaricante delle ali, nelle prove "high-speed", l'unloading è stato variato in accordo alla relazione che approssima le ali ad incidenza costante. Ciò si traduce nella seguente relazione

$$\Delta = \Delta_0 \left[1 - \left(\frac{V}{V_{T0}} \right)^2 \right],$$

dove Δ è la differenza tra il peso e la portanza aerodinamica, $\Delta_0=584\text{Kg}$ è il dislocamento, pari al peso di riferimento del velivolo, $V_{T0}=30\text{m/s}$ è la velocità al decollo e V quella di svolgimento della prova. Noto il carico sull'acqua si calcola il coefficiente di carico tramite la relazione

$$C_{\Delta} = \frac{\Delta}{wb^3},$$

dove w è il peso specifico dell'acqua (pari a 1000.52kg/m^3 per le prove in questione) e $b=1.05\text{ m}$ è la larghezza massima dello scafo allo step.

Le prove finalizzate a determinare le prestazioni idrodinamiche del velivolo ([5] e [6]), sono state condotte in acqua calma facendo eseguire al modello, avente le caratteristiche precedentemente descritte, corse a velocità costante seguendo due tipologie di prova a seconda del valore di velocità in esame:

1. Le prove denominate *low-speed* si caratterizzano per un campo di velocità compreso tra 2.6 e 10.4 m/s, coefficiente di carico, C_{Δ} , preso in valore medio pari a 0.50, con traslazione verticale libera e rotazione non vincolata poiché, per queste prove a bassa velocità si sono ritenuti trascurabili gli effetti dei momenti introdotti dalle superfici aerodinamiche.
2. Le prove denominate *high-speed* si caratterizzano per un campo di velocità compreso tra 7.4 e 20.7 m/s, coefficiente di carico variabile tra 0.474 e 0.265 al crescere della portanza nelle ali, secondo una curva parabolica di unloading, traslazione verticale libera e assetto fissato a valori di 2° , 5° , 8° e 10° , poiché per

questa seconda tipologia di prove si è ritenuto che nell'intervallo di velocità in esame i comandi di volo possano contrastare le forze di tipo idrodinamico, bloccando il velivolo al valore di assetto desiderato.

Inoltre, con la finalità di analizzare i fenomeni di instabilità che possono verificarsi in fase di decollo, si sono svolte prove *dinamiche*, con traslazione verticale e rotazione in beccheggio non vincolati. In tale condizione si possono verificare, contemporaneamente, oscillazioni non smorzate lungo l'asse verticale e attorno all'asse di beccheggio (porpoising). Per ripristinare le condizioni effettive di moto sono applicate le forze e i momenti aerodinamici introdotti dalle superfici portanti agenti sullo scafo, di modo da riprodurre fedelmente la rigidità in beccheggio e i momenti smorzanti che caratterizzano il velivolo.

Ad alta velocità la resistenza dello scafo, come confermato dalla sperimentazione ([6]), diversamente dalla bassa velocità, può essere considerata non più funzione del numero di Froude ma del solo carico sull'acqua ($R=f(\Delta)$), poiché la componente idrodinamica della spinta diviene predominante e pertanto

$$\frac{R}{\frac{\rho}{2} L^2 V^2} = f\left(\frac{V^2}{gL}\right) \quad \text{diviene} \quad \frac{R}{\frac{\rho}{2} L^2 V^2} = \text{cost},$$

dove ρ è la densità del fluido ed L è la dimensione lineare di riferimento.

Con l'intento di generalizzare i risultati e facilitarne il confronto con la scala reale, si è proceduto ad adimensionalizzare la relazione facendo ricorso ai coefficienti NACA ([5]) e, pertanto come

$$\frac{\sqrt{C_R}}{C_V} = f\left(\frac{\sqrt{C_\Delta}}{C_V}\right),$$

con

$$C_V = \frac{V}{\sqrt{g \cdot b}},$$

coefficiente di velocità (numero di Froude basato sulla lunghezza b).

Provvedendo a successiva interpolazione, sono state tracciate isolinee di $\sqrt{C_R}/C_V$ o di C_M (momento di beccheggio) su grafici $\theta - \sqrt{C_\Delta}/C_V$, che risultano così di immediata comprensione, potendo avere visione generale delle caratteristiche idrodinamiche del velivolo. Il grafico così ottenuto, relativo alle prove eseguite sul modello della configurazione T400, è mostrato in figura 2.5.

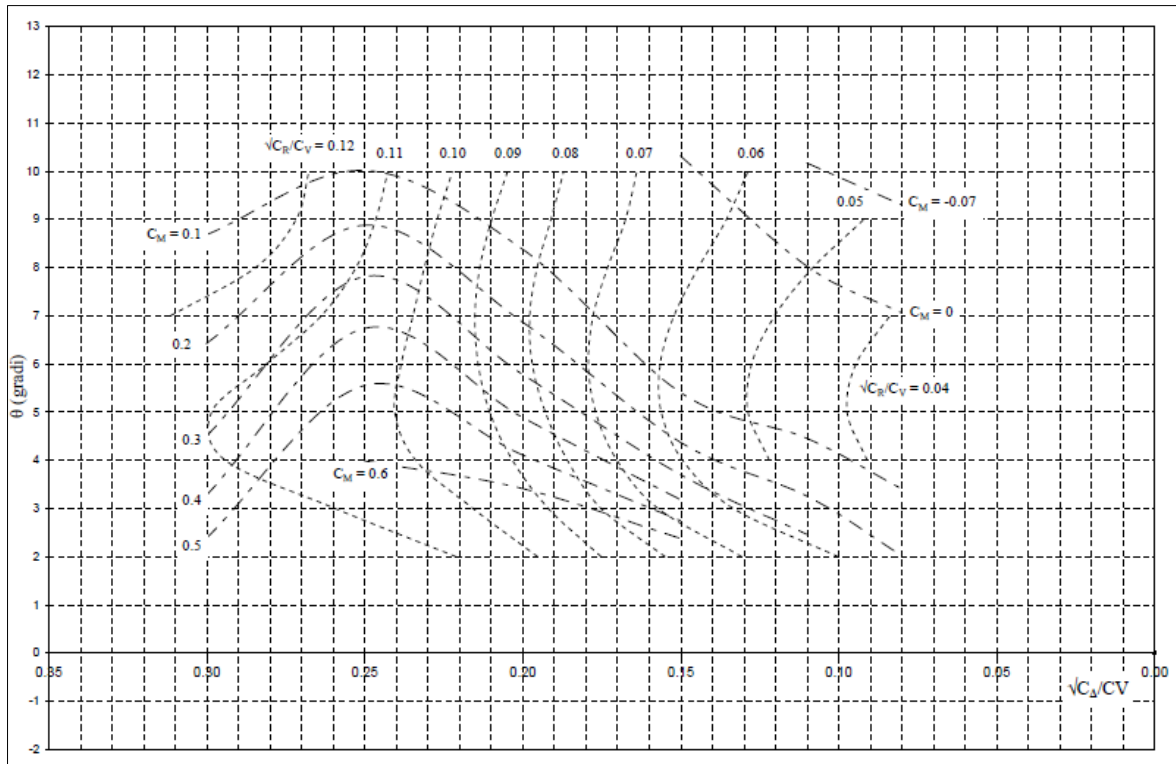


Figura 2.5. Caratteristiche idrodinamiche dello scafo dalle prove di vasca navale ([5])

In figura 2.5 la scala delle ascisse è invertita al fine di porre la condizione $\sqrt{C_\Delta}/C_V = 0$, corrispondente al decollo, sulla destra del grafico; da sinistra a destra la velocità è crescente.

Al fine di effettuare una stima della sola componente aerodinamica della resistenza del modello ([5]) sono state eseguite corse in aria, con il modello a sfiorare il pelo libero dell'acqua, a valori di velocità e angolo di assetto tali da coprire gli intervalli di valori delle prove in acqua. I risultati di tali prove sono riassunti in figura 2.6 per la configurazione T400 insieme ad un solo valore relativo alla configurazione T700; si osserva un andamento

circa parabolico della resistenza (riportata in valore assoluto in mancanza di fattori di adimensionalizzazione). Con i valori di resistenza così ottenuti è stata effettuata una correzione di prima approssimazione della resistenza totale, per depurare la resistenza totale misurata dal contributo aerodinamico; dato che questo non è realistico sia per l'incompletezza del modello e sia per la distorsione del campo ad opera del carro dinamometrico con il quale il modello è trainato.

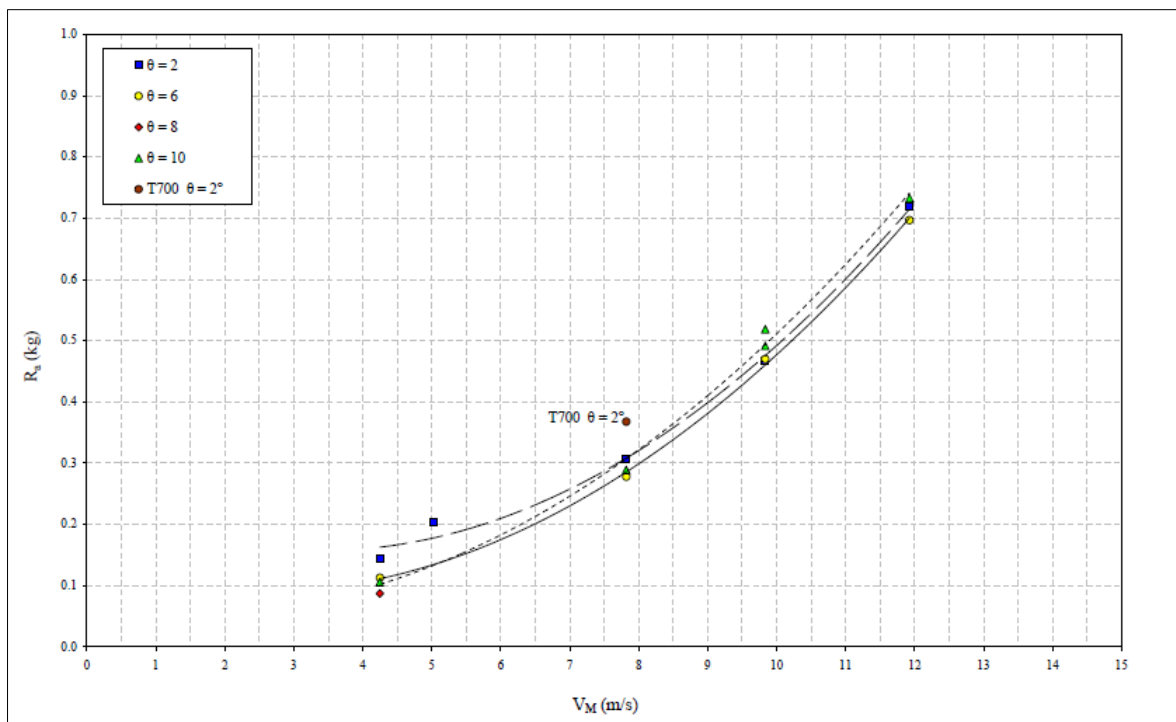


Figura 2.6. Stima della resistenza aerodinamica nell'air tare

Non è stato fatto uso di stimolatori di turbolenza in acqua vista la difficoltà di individuare una superficie bagnata dello scafo che sia invariante in tutto l'intervallo di velocità di interesse, dal momento che il bordo d'attacco della superficie bagnata varia con la velocità stessa. Infatti la posizione dell'interfaccia tra aria e acqua varia lungo lo scafo con la velocità a cui viene eseguita la corsa e di conseguenza, si rende evidente l'impossibilità di determinare un posizionamento efficace per tutte le prove.

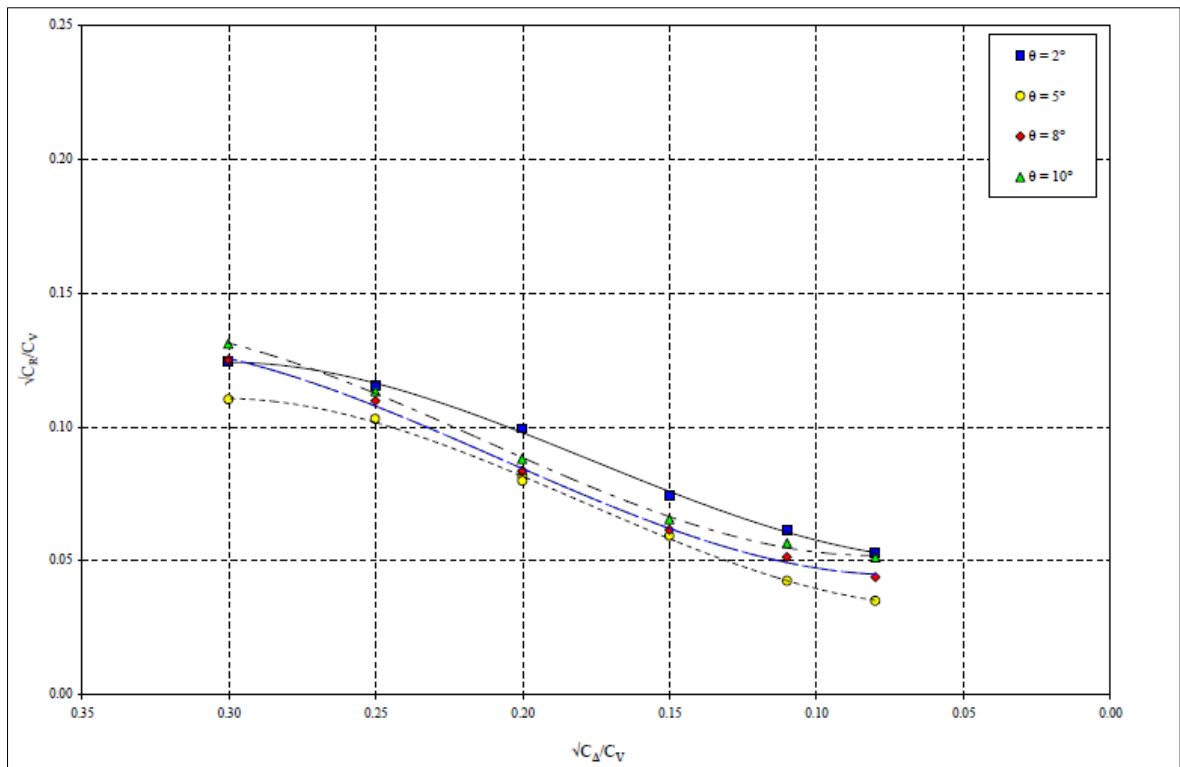


Figura 2.7. Andamento della resistenza idrodinamica nelle prove “high-speed” per la configurazione T400 ([5])

3 Validazione delle prove high-speed

Nella prima parte del presente lavoro di tesi si è proceduto alla simulazione delle prove “high-speed” effettuate in vasca navale, per mezzo del software CFD STAR-CCM+ della CD-adapco. Sono state effettuate simulazioni sullo scafo reale, in configurazione T400, al fine di verificare la corrispondenza tra simulazioni stesse e dati sperimentali. Un esempio di prova in vasca navale è illustrato in figura 3.1 e la corrispondente simulazione è visibile in figura 3.2. Le prove di vasca navale, come già detto, sono state condotte su un modello in scala 1:3, di modo da rispettare i criteri di similitudine in riferimento allo scafo reale e essere compatibile con le caratteristiche del bacino. Nelle simulazioni, al fine di ridurre i costi computazionali, si è schematizzato solo metà dello scafo sfruttandone la simmetria sul piano longitudinale.



Figura 3.1. Un momento dell'attività sperimentale

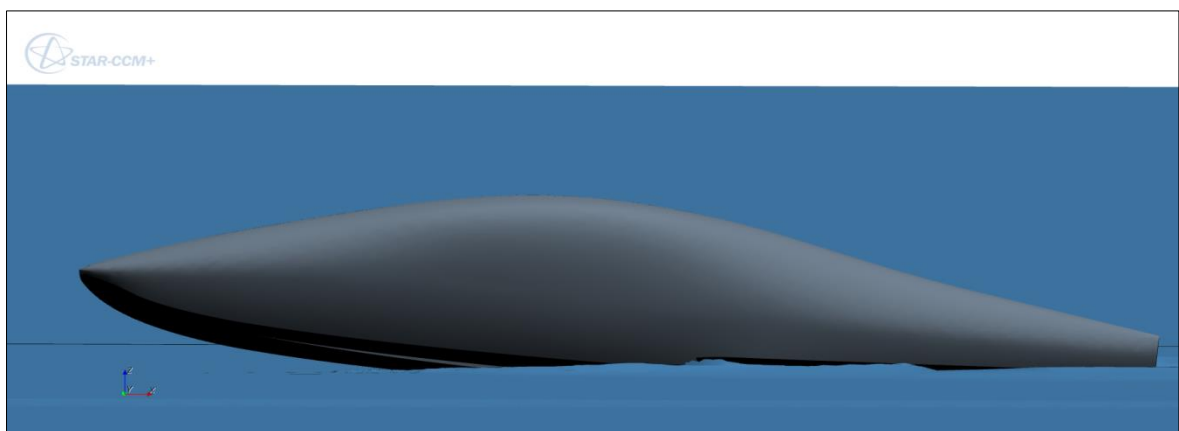


Figura 3.2. Lo scafo dell'IDINTOS nelle simulazioni high-speed

In accordo alle prove in vasca navale, anche nelle simulazioni CFD è stata considerata la sola fusoliera, completa del canopy, ad assetto (θ) bloccato e traslazione verticale libera; come nel caso sperimentale, si è inoltre inserito un unloading per tenere conto dell'effetto della portanza nelle ali all'incidenza relativa all'assetto, θ , assegnato ricorrendo alla relazione descritta nel capitolo precedente.

3.1 Modellazione CAD e mesh di superficie

Prima di effettuare la simulazione si è provveduto alla preparazione del modello CAD dello scafo per mezzo del software Dassault Systemes-CATIA V5. Al fine di ridurre i costi computazionali in fase di simulazione, sfruttando la simmetria longitudinale del velivolo, si è considerato metà modello dell'IDINTOS (mostrato nelle figure 3.3 e 3.4). Si sono rimosse le superfici aerodinamiche, le eliche e i condotti nei quali sono alloggiate e ad ogni simulazione si è posto lo scafo nella posizione di assetto longitudinale opportuna a riprodurre le condizioni delle prove di vasca navale.

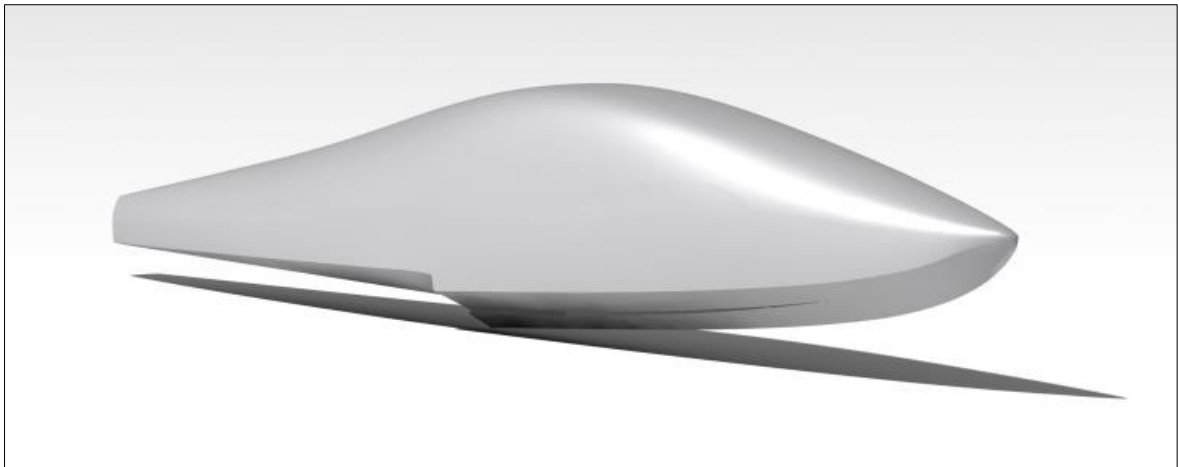


Figura 3.3. Vista esterna del semi-scafo dell'IDINTOS

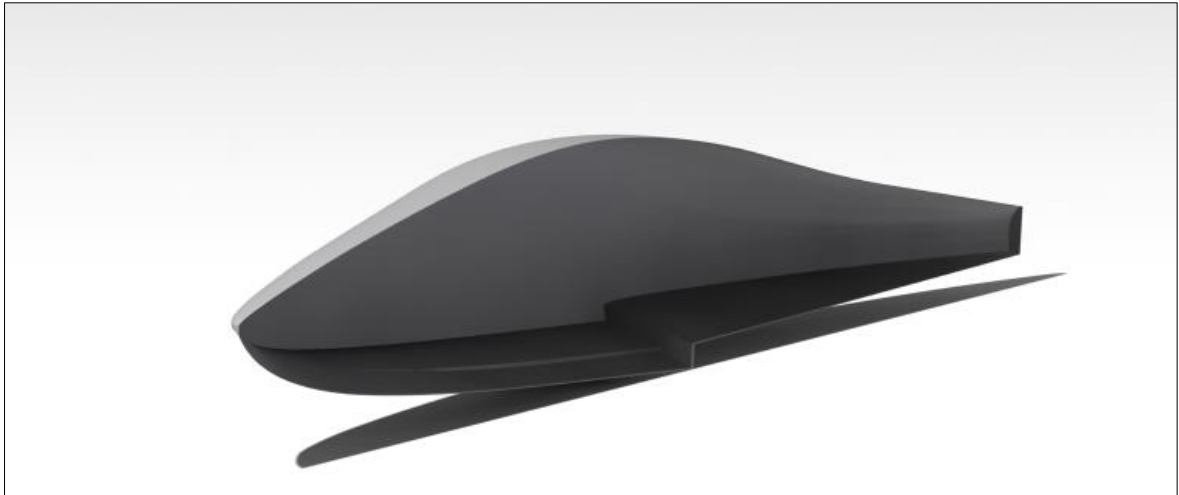


Figura 3.4. Vista interna del semi-scafo dell'IDINTOS

Successivamente si è predisposto un opportuno volume di controllo attorno al modello, che in fase di simulazione costituirà il limite del dominio di calcolo. La scelta delle dimensioni del volume di controllo è stata effettuata tenendo in considerazione gli studi svolti in precedenti lavori di tesi ([4]) riguardanti la validazione delle prove low-speed. Si è scelto pertanto un dominio avente le caratteristiche riportate in figura 3.5.

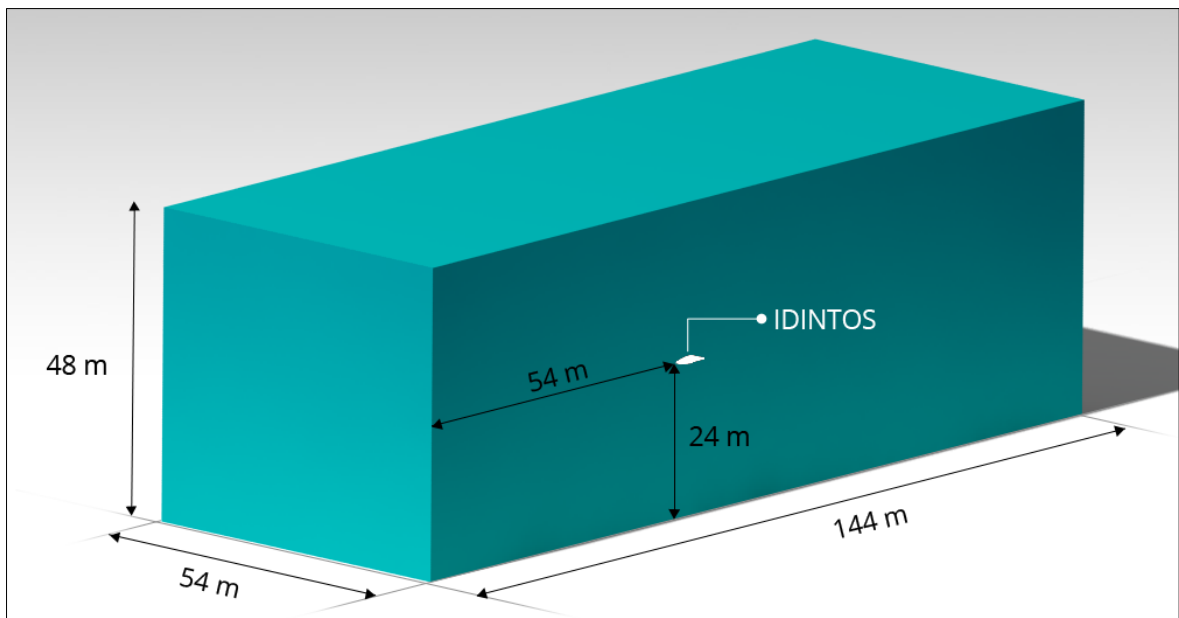


Figura 3.5. Volume di controllo utilizzato

Si è effettuata successivamente la mesh di superficie utilizzando il software ANSA V13.02. Questo permette di realizzare una mesh variando la densità delle celle, permettendo così di effettuare dei raffinamenti locali nelle zone dove si ha bisogno di maggior sensibilità. Si mostra in figura 3.6 un dettaglio della mesh realizzata nella zona del muso e delle chines.

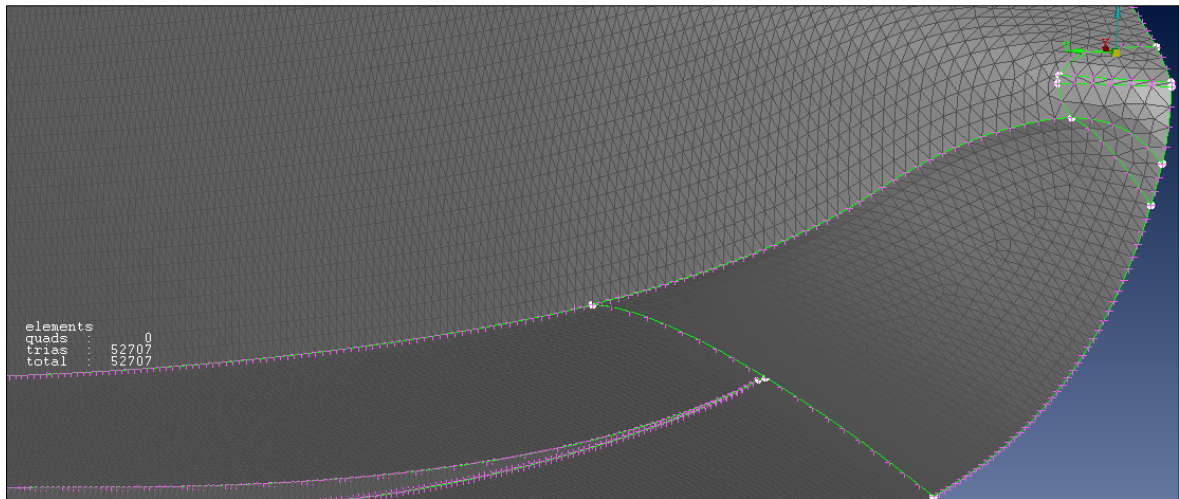


Figura 3.6. Un dettaglio della mesh di superficie

3.2 Dominio di calcolo e mesh di volume

3.2.1 Dominio di calcolo

Nelle simulazioni effettuate il dominio di calcolo è costituito dal volume, composto di aria ed acqua, delimitato, internamente, dal velivolo ed, esternamente, dalle sei superfici del volume predisposto al momento della modellazione CAD. Come anticipato, vista la simmetria rispetto al piano longitudinale, si procederà a effettuare il lavoro di simulazione solo su metà dominio.

A seconda della condizione da definire sulle superfici di controllo che definiscono il dominio, il software consente di imporre condizioni sul vettore velocità (*Velocity Inlet*), sulla pressione statica (*Pressure Outlet*), sulla simmetria (*Symmetry Plane*) e sulla non

permeabilità (*Wall*), mostrate nelle figure 3.7 a e b. In dettaglio, la condizione *Velocity Inlet*, particolarmente utilizzata in flussi incomprimibili, viene imposta al fine di rappresentare la superficie laterale di un condotto in cui è noto il vettore velocità; nel nostro caso, si tratta di tutte le superfici che definiscono il volume di controllo ad eccezione del piano di simmetria longitudinale e di quella posteriore. Quest'ultima realizza lo sbocco del condotto e ad essa è applicata la condizione *Pressure Outlet*, fissando il valore di pressione statica. Alla superficie di simmetria longitudinale è stata applicata la condizione *Symmetry Plane* al fine di riferire i calcoli ad una sola metà del dominio. Infine alla superficie del velivolo si è imposta la condizione di non permeabilità per mezzo della condizione *Wall* in cui si ha che la velocità relativa di scorrimento del flusso rispetto alla fusoliera è nulla.

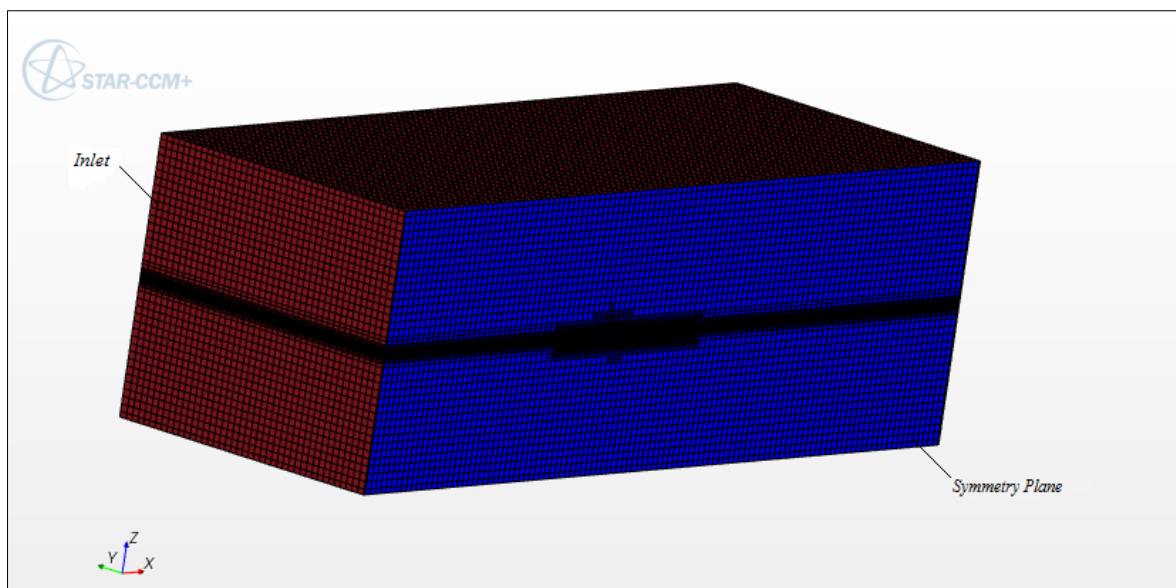


Figura 3.7-a. Mesh di volume e condizioni imposte alle superfici del dominio – *Symmetry Plane* e *Inlet*

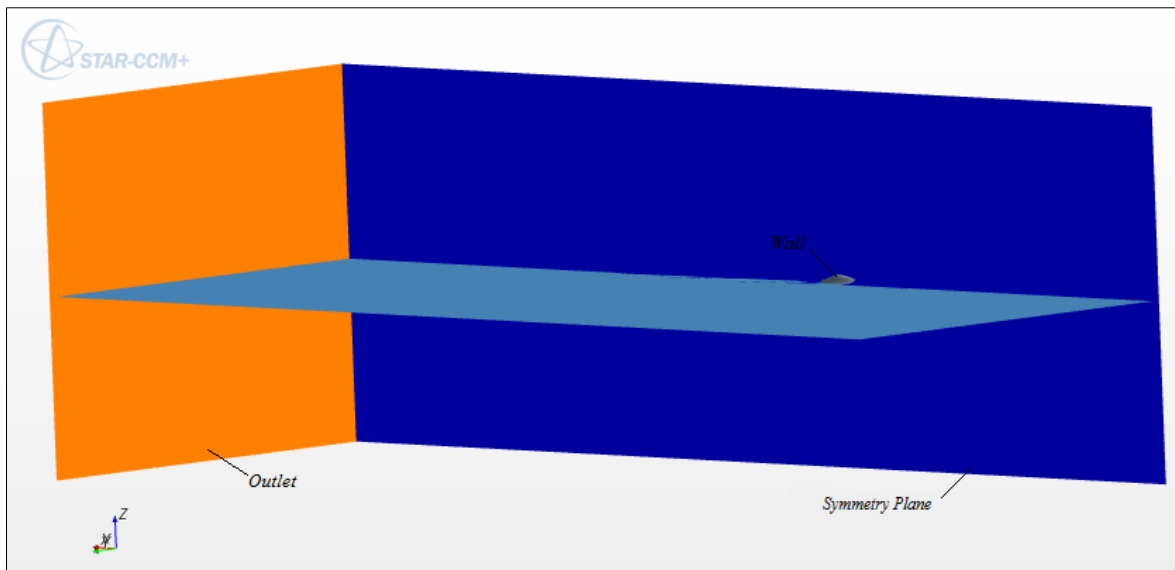


Figura 3.7-b. Condizioni imposte alle superfici del dominio – *Outlet*, *Wall*, *Symmetry Plane*

3.2.2 Mesh di volume

All'interno del dominio di calcolo si è provveduto a realizzare una mesh di volume non strutturata, partendo dalle superfici delimitanti il dominio di calcolo, utilizzando il generatore automatico disponibile all'interno del software STAR-CCM+; tra quelli a disposizione si è fatto uso di tre modelli: *Surface Remesher*; *Trimmer*; *Prism Layer Mesher*.

Il primo dei modelli, *Surface Remesher*, è utilizzato per ottimizzare la mesh volumetrica effettuando ulteriori triangolazioni delle superfici esistenti; il procedimento avviene tenendo conto di eventuali spigoli presenti e della curvatura delle superfici, in cui la mesh viene raffinata, oltre che delle dimensioni minima e massima dell'elemento da meshare.

Il secondo modello, *Trimmer*, è stato adottato perché, ([3]) è il più adatto in presenza di più fluidi contemporaneamente, permettendo altresì di contenere il numero di celle nel dominio di calcolo rispetto ad una mesh poliedrica. Infatti con questa tipologia di mesh il software provvede automaticamente ad un eventuale raffinamento della maglia ottimizzando la distribuzione delle celle nel dominio. Come messo in luce in precedenti lavori, ([3]) e ([4]), al fine di ottenere maggior precisione nella stima delle forze agenti

sulla fusoliera e descrivere meglio l'evoluzione della scia è opportuno che si predisponga un ulteriore infittimento, per mezzo di un adeguato volume di controllo, in corrispondenza dell'interfaccia tra aria e acqua.

Infine il terzo modello, *Prism Layer Mesher*, è utilizzato con lo scopo di introdurre gli effetti legati allo strato limite e gli effetti dovuti alla turbolenza in prossimità della fusoliera. Questo si traduce in un certo numero di celle prismatiche ortogonali alla parete, 8 in questo caso, progressivamente più fitte in prossimità della fusoliera per assecondare i movimenti di quest'ultima allo stesso modo dello strato limite.

Come precedentemente accennato, è inoltre necessario predisporre adeguati volumi di controllo allo scopo di infittire la mesh in quei particolari punti dove è richiesta una maggior precisione nell'effettuare stime di forze e momenti o nel cogliere in modo corretto particolari fenomeni fluidodinamici. In questo ciclo di simulazioni si sono eseguiti due infittimenti: il primo interessa l'interfaccia tra aria e acqua ed è stato fatto utilizzando un volume di controllo che comprende il pelo libero dell'acqua in tutta la grandezza del dominio; il secondo interessa la zona attorno alla fusoliera. La posizione dei volumi di controllo all'interno del dominio di calcolo è mostrata nelle figure 3.9 e 3.10 e le dimensioni delle celle che li compongono sono mostrate in figura 3.8.

Volumetric Controls		
Infitto		
Parts		...
Shapes	[Block 1]	...
Mesh Conditions		
Mesh Values		
Trimmer Anisotropic Size		
Relative/Absolute	Relative to base	▼
Custom X size	<input checked="" type="checkbox"/>	
Custom Y size	<input checked="" type="checkbox"/>	
Custom Z size	<input checked="" type="checkbox"/>	
Relative X Size		
Percentage of Base	16.0	
Absolute Size	0.16 m	...
Relative Y Size		
Percentage of Base	16.0	
Absolute Size	0.16 m	...
Relative Z Size		
Percentage of Base	4.0	
Absolute Size	0.04 m	...
Pelo libero		
Parts		...
Shapes	[Block 2]	...
Mesh Conditions		
Mesh Values		
Trimmer Anisotropic Size		
Relative/Absolute	Relative to base	▼
Custom X size	<input checked="" type="checkbox"/>	
Custom Y size	<input checked="" type="checkbox"/>	
Custom Z size	<input checked="" type="checkbox"/>	
Relative X Size		
Percentage of Base	60.0	
Absolute Size	0.6 m	...
Relative Y Size		
Percentage of Base	60.0	
Absolute Size	0.6 m	...
Relative Z Size		
Percentage of Base	16.0	
Absolute Size	0.16 m	...

Figura 3.8. Volumi di controllo e dimensioni delle celle che li costituiscono

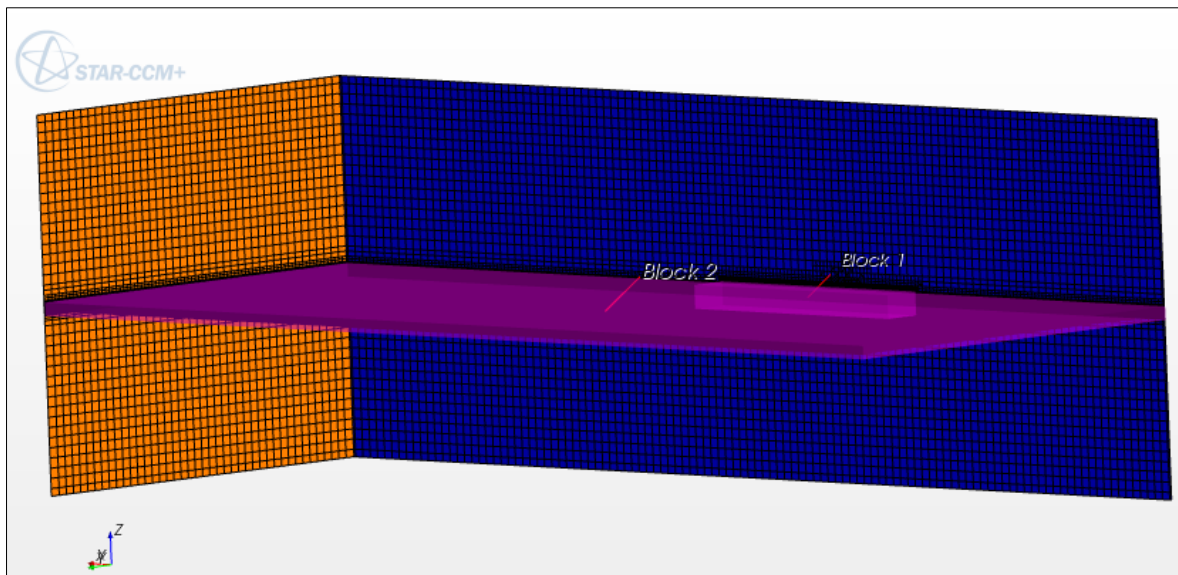


Figura 3.9. Volumi di controllo

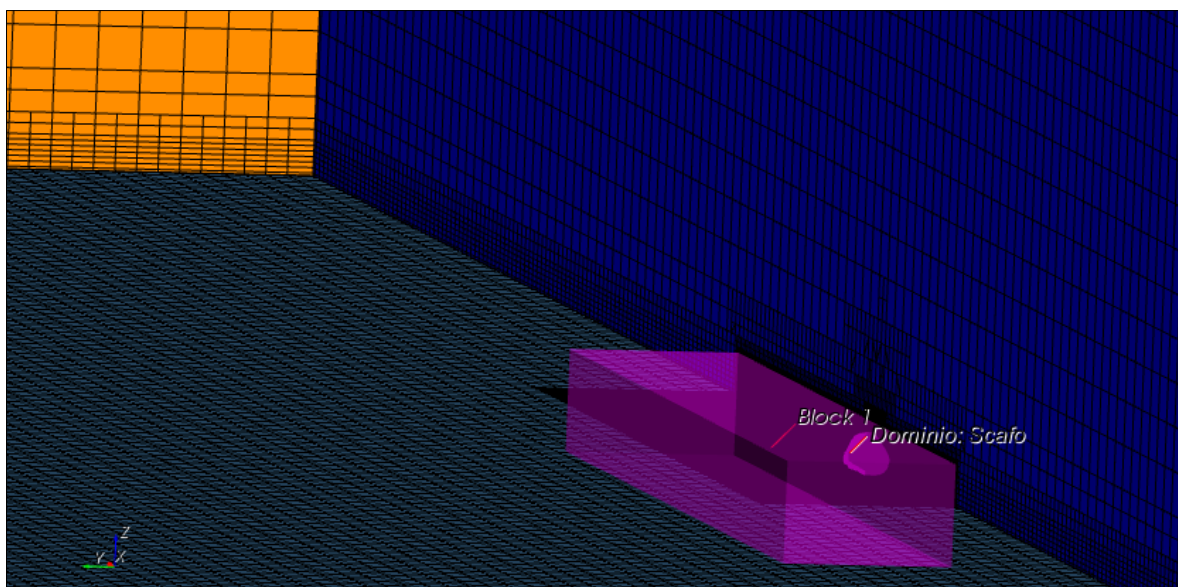


Figura 3.10. Infitimento attorno allo scafo

3.3 Sistemi di riferimento

Nel presente lavoro si sono utilizzati il sistema di riferimento *Laboratory* ed il *Body-ICSys*. Il sistema di riferimento, cartesiano, *Laboratory* è quello rispetto al quale tutti gli altri, locali, sono riferiti. Esso è sempre definito e proprio per quanto appena detto non può essere cancellato. Si è fatto uso del sistema *Laboratory* per la definizione della mesh, per il riferimento dei volumi di controllo e per procedere al calcolo dei vari *Report* ad eccezione del momento idrodinamico che è stato riferito al sistema *Body-ICSys*. Quest'ultimo è un sistema di riferimento cartesiano, la cui origine è posta in coincidenza del baricentro del velivolo, è un sistema in assi corpo. I sistemi di riferimento utilizzati per la validazione delle prove high-speed sono mostrati in figura 3.11.

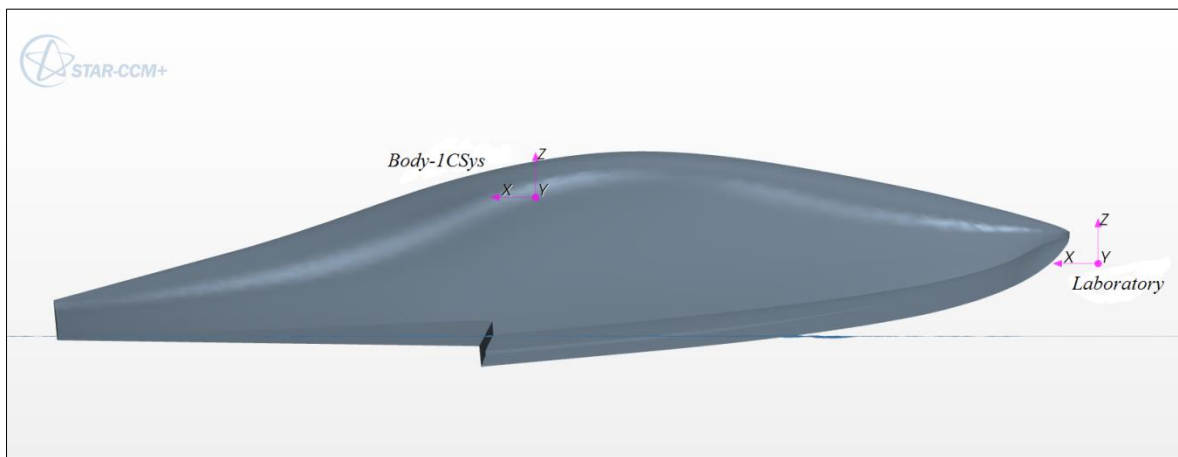


Figura 3.11. Sistemi di riferimento utilizzati

3.4 Modelli fisici

In ogni simulazione viene operata una scelta dei modelli fisici e dei loro solutori associati, che saranno utilizzati dal software. La figura 3.12, raffigurante la finestra di interfaccia con il software, mostra i modelli fisici utilizzati per effettuare la validazione delle prove high-speed.

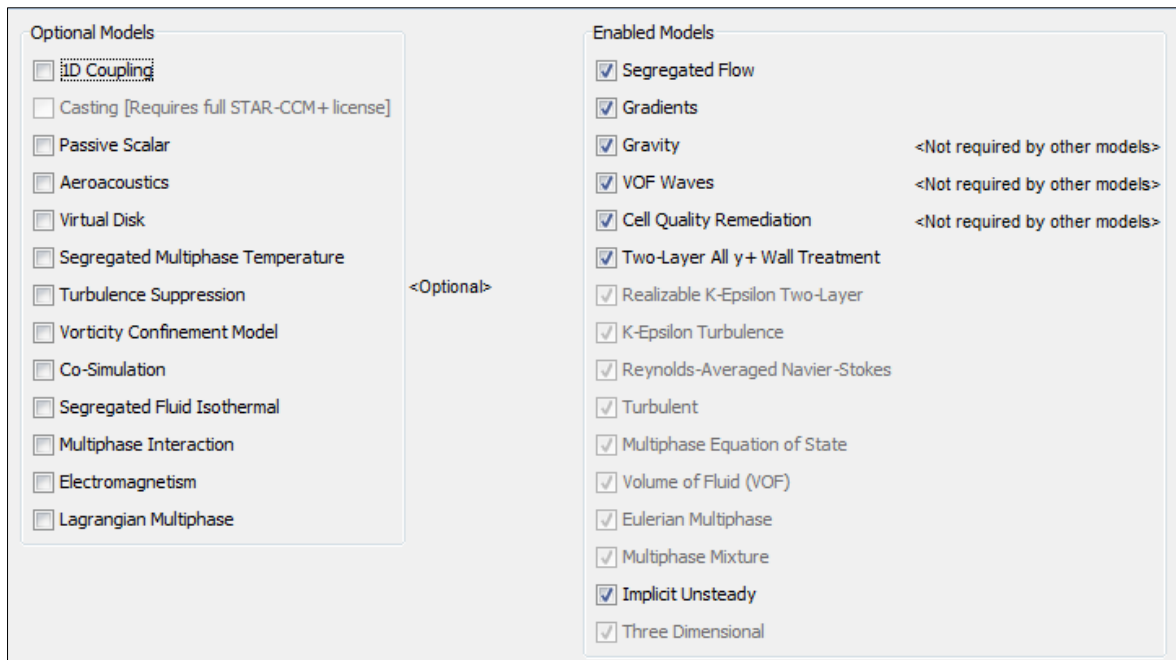


Figura 3.12. Modelli utilizzati

Di seguito si fornisce descrizione dei modelli utilizzati.

3.4.1 Three dimensional model

Attraverso il *three dimensional model* si esegue la modellizzazione spaziale tridimensionale in STAR-CCM+. L'utilizzo di questo modello si rende necessario quando, come in questo caso, si opera con una mesh tridimensionale. Funzione primaria della modellizzazione spaziale in STAR-CCM+ ([7]) è quella di fornire metodi per il calcolo e la realizzazione della mesh quali il volume delle celle, la superficie delle loro facce e i relativi centroidi, gli indici delle facce e l'angolo di skewness.

3.4.2 Implicit unsteady model

In STAR-CCM+ la discretizzazione temporale ha come funzione primaria quella di provvedere al controllo delle iterazioni e/o del time-stepping (discretizzazione temporale) nel caso non stazionario. Si è fatto ricorso al modello non stazionario di tipo implicito (*Implicit Unsteady*) poiché è il solo utilizzabile con il modello *Segregated Flow* che sarà descritto in seguito. Il modello *Implicit Unsteady* fa ricorso a un solutore implicitamente non stazionario che richiede, da parte dell'operatore, la scelta dello schema di discretizzazione temporale da utilizzare, del *time-step* e delle *inner iterations* ossia il numero di iterazioni per ognuno di essi. In questo caso, si è utilizzata un'approssimazione temporale al primo ordine e si sono fissati rispettivamente in 0.005s il time-step e in 10 le iterazioni per ognuno di essi. In particolare la scelta del time-step è una scelta ingegneristica (al pari di quanto raffinare la mesh) infatti, come detto, compete all'operatore comprendere le scale temporali del fenomeno fisico. Inoltre tale scelta andrà a influire, assieme agli altri parametri appena descritti, sul costo computazionale della simulazione valutabile come

$$\text{Costo computazionale (h)} = \frac{\text{Physical time}}{\text{Time step}} \cdot \text{Inner iterations} \cdot \frac{1}{\text{iterazioni/ora}}$$

dove il *Physical time* è il tempo fisico della simulazione, espresso in secondi.

Come accennato si è fatto ricorso ad uno schema di approssimazione temporale al primo ordine ([7]), il quale discretizza il termine instabile, ϕ , tramite la soluzione al tempo attuale, $n+1$, e quella allo step precedente, n , come segue

$$\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_0 = \frac{(\rho_0\phi_0)^{n+1} - (\rho_0\phi_0)^n}{\Delta t} V_0 .$$

STAR-CCM+, data la non linearità del problema, esegue un procedimento iterativo che si compone di un loop esterno, che controlla l'aggiornamento della soluzione e di uno interno che controlla le iterazioni del sistema linearizzato. Mentre il loop esterno è regolato dal physical time e dal time-step quello interno dipende dalle inner iterations.

Con riferimento al termine instabile ϕ tale procedimento può essere scritto come

$$a_p \phi_p^{k+1} + \sum_n a_n \phi_n^{k+1} = b ,$$

dove la sommatoria si intende estesa a tutti gli n nodi della cella p , a_p e ϕ_p sono coefficienti derivanti dal processo di discretizzazione e b è un termine esplicito che deriva dal procedimento iterativo ed è calcolato al passo k -esimo del procedimento iterativo.

Qualora si utilizzi un generico fattore ω , il procedimento iterativo prende la forma

$$\frac{a_p}{\omega} \phi_p^{k+1} + \sum_n a_n \phi_n^{k+1} = b + \frac{a_p}{\omega} (1 - \omega) \phi_p^k ;$$

ponendo poi

$$\Delta \phi_p = \phi_p^{k+1} - \phi_p^k ,$$

si perviene alla forma

$$\frac{a_p}{\omega} \Delta \phi_p + \sum_n a_n \Delta \phi_n = b - a_p \phi_p^k - \sum_n a_n \phi_n^k ,$$

in cui la parte a destra dell'uguale costituisce il residuo del procedimento iterativo

$$R = b - a_p \phi_p^k - \sum_n a_n \phi_n^k ,$$

R sarebbe nullo se la soluzione fosse soddisfatta esattamente.

La figura 3.13 mostra l'andamento dei residui calcolati nell'arco di una simulazione delle prove high-speed

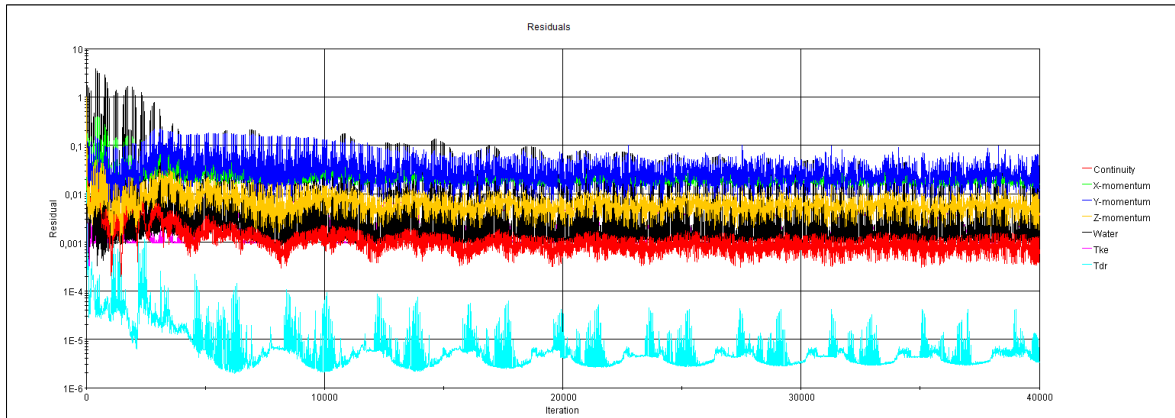


Figura 3.13. Residui del processo iterativo

dove:

- *X-Momentum* è il residuo relativo al bilancio della quantità di moto lungo l'asse X,
- *Y-Momentum* è il residuo relativo al bilancio della quantità di moto lungo l'asse Y,
- *Z-Momentum* è il residuo relativo al bilancio della quantità di moto lungo l'asse Z,
- *Continuity* è il residuo relativo all'equazione di bilancio di massa,
- *Water* è il residuo relativo al calcolo della posizione e forma dell'interfaccia tra le fasi,
- *Tke* è il residuo relativo all'energia cinetica turbolenta,
- *Tdr* è il residuo relativo al tensore di deformazione S.

3.4.3 6-DOF motion model

Il movimento può essere definito come la variazione di posizione di un corpo riferita a un sistema di riferimento; nel moto relativo tra corpo e fluido, tale movimento può essere impartito al fluido in contatto con la superficie del corpo (e viceversa) e deve essere considerato in un'analisi del comportamento del fluido. In STAR-CCM+ è possibile

modellizzare il moto di corpi a sei gradi di libertà in combinazione con il sistema fluido, pertanto in questo caso si è provveduto ad effettuare la modellizzazione del moto dello scafo del velivolo per mezzo del modello *6-DOF motion model*. In modo concorde alla procedura sperimentale, nelle simulazioni relative al caso high-speed la fusoliera è schematizzata come un corpo rigido a sei gradi di libertà al quale sono state inibite tutte le rotazioni e gli è consentito soltanto di traslare verticalmente per effetto delle forze idrodinamiche e aerodinamiche. All'operatore è richiesto di inserire, oltre alla sua orientazione rispetto ad un opportuno sistema di riferimento (*Laboratory*), alcune caratteristiche del corpo quali il suo peso, la posizione del baricentro e la sua matrice d'inerzia. In figura 3.14 è riportata la finestra di dialogo.















Nodes	Values
 Scafo	
Parts	[Dominio: Scafo] 
Body Mass	292.0 kg 
Release Time	0.0 s 
Ramp Time	0.0 s 
Moments of Inertia	[320.0, 568.5, 745.0] kg-m ² 
Initial Center of Mass	[3.494, 0.0, 0.411] m 
Initial Velocity	[0.0, 0.0, 0.0] m/s 
Initial Angular Velocity	[0.0, 0.0, 0.0] radian/s 
Initial Coordinate System	Laboratory ▼
Body Motion Option	Free Motion ▼
Off Diagonal Moments of Inertia	[0.0, 0.0, 0.0] kg-m ² 
 Free Motion	
X Motion	<input type="checkbox"/>
Y Motion	<input type="checkbox"/>
Z Motion	<input checked="" type="checkbox"/>
X Rotation	<input type="checkbox"/>
Y Rotation	<input type="checkbox"/>
Z Rotation	<input type="checkbox"/>
 External Forces and Moments	
 Fluid Force and Moment	
 Gravity Force	

Figura 3.14. Finestra di dialogo del *6-DOF model motion*

In figura 3.15 e nella tabella 3.1 sono riportate le dimensioni e i pesi della versione definitiva dell'IDINTOS chiamata ID06.

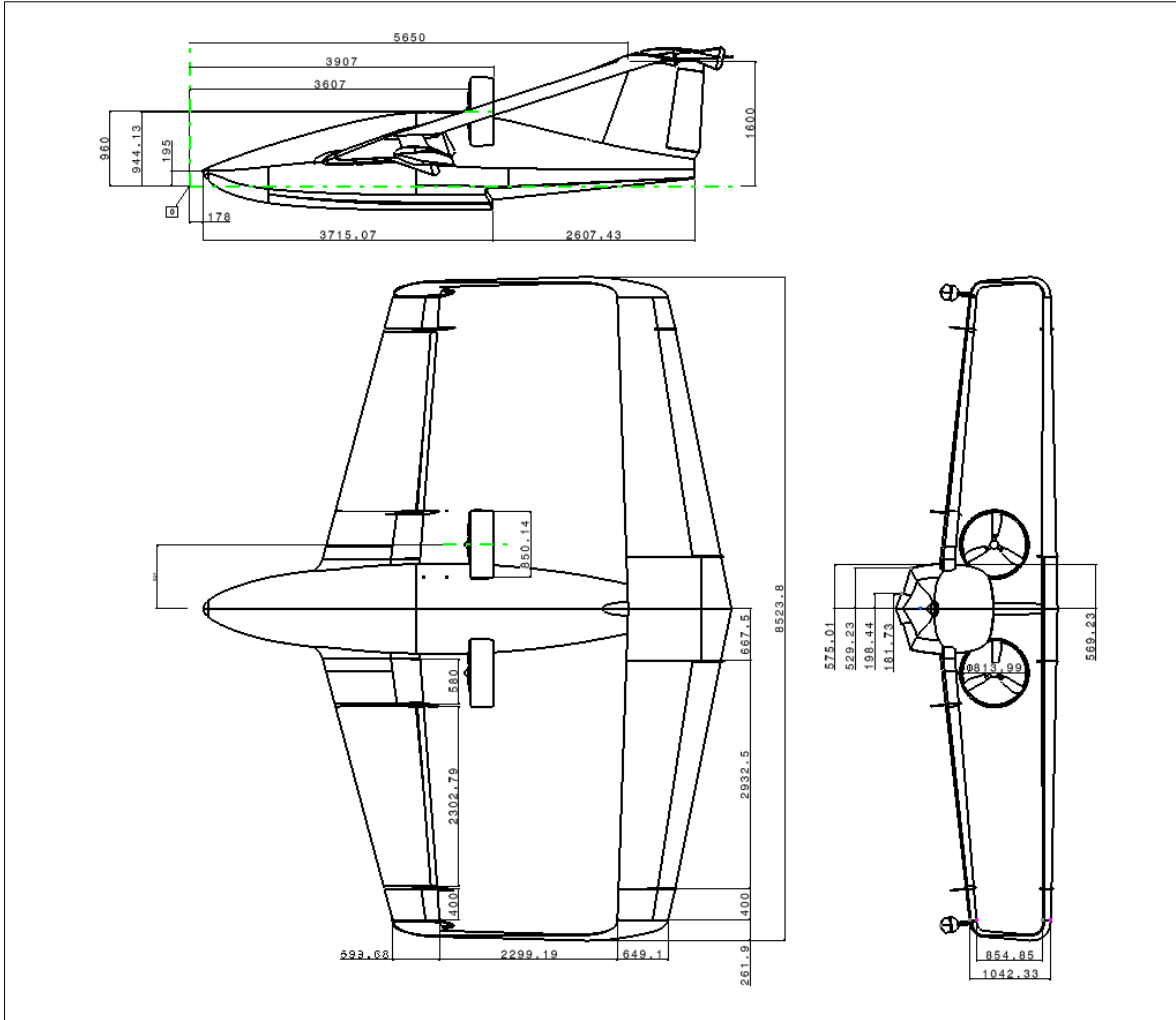


Figura 3.15. Dimensioni della versione ID06

<i>Peso a vuoto operativo</i>	<i>329 Kg</i>
<i>MTOW</i>	<i>495 Kg</i>
<i>Design MTOW</i>	<i>586 Kg</i>

Tabella 3.1. Pesi della versione ID06

3.4.4 VOF, Volume Of Fluid, model

Dovendo simulare il comportamento di un idrovolante, il flusso è multifase, cioè con un sistema caratterizzato dalla coesistenza di diverse fasi con interfacce definite tra l'una e l'altra. Una fase può essere definita come una quantità di materia che ha presenti in sé ben definite caratteristiche fisiche e che la distinguono dalle altre facenti parte del sistema. È da non confondere con gli stati della materia. Se in un sistema si hanno diverse regioni in cui siano presenti diversi stati della materia allora si avranno diverse fasi, anche se appartenenti alla stessa sostanza (ad esempio acqua e vapor d'acqua). STAR-CCM+ ([7]) consente tre distinti approcci alla modellizzazione di flussi multifase; in questo caso si è scelto il modello *Volume Of Fluid (VOF)*. Questo modello, formulato seguendo un approccio euleriano, è utilizzabile quando, come in questo caso, si ha a che fare con due fasi immiscibili (dove ogni fase occupa uno spazio non trascurabile, ben distinto da quello occupato dalle altre). Grazie alla sua capacità di cogliere i movimenti all'interfaccia tra i fluidi (per mezzo del parametro *Shapering Factor*), è il modello più utilizzato per applicazioni marine. Eseguire eccessivi affinamenti della mesh in prossimità dell'interfaccia tra fluidi, aumentando il valore dello *Shapering Factor* e ciò può portare a una visualizzazione non veritiera del pelo libero.

La diffusione di ciascuna fase nello spazio è definita in termini di frazione volumetrica, definita come il rapporto tra il volume occupato dalla i-esima fase costituente il sistema ed il volume totale del sistema stesso

$$\alpha_i = V_i/V .$$

Le equazioni di conservazione della massa, dell'energia e della quantità di moto sono risolte per un fluido equivalente avente proprietà fisiche che sono funzione delle proprietà delle fasi che lo costituiscono e della loro frazione volumetrica. Densità e viscosità dinamica sono calcolate per il fluido equivalente per mezzo delle seguenti relazioni

$$\rho = \sum_i \rho_i \alpha_i ,$$

$$\mu = \sum_i \mu_i \alpha_i .$$

Le proprietà dei fluidi costituenti il sistema, aria ed acqua, sono state definite per mezzo del modello *Eulerian Multiphase*, si sono poste le loro densità costanti al fine di escludere l'equazione dell'energia e lavorare con le sole equazioni di conservazione della massa e della quantità di moto, determinando un risparmio sensibile in termini di costo computazionale.

Il modello *Volume Of Fluid* ([7]) fa ricorso allo schema di calcolo esposto di seguito.

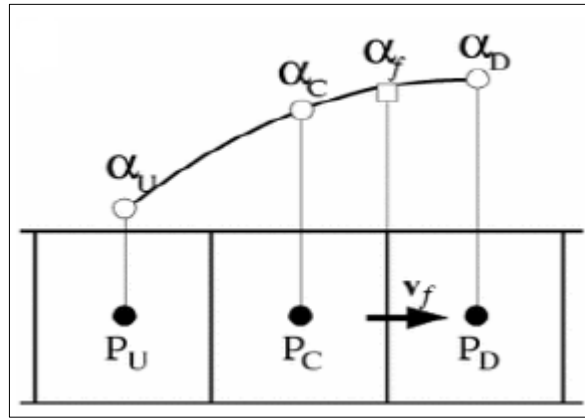


Figura 3.16. Frazione volumetrica in tre celle contigue appartenenti al dominio

La figura 3.16 mostra tre celle appartenenti al dominio di calcolo, poste in prossimità della faccia “ f ” della quale è nota la velocità V_f attraverso di essa. Con α_U , α_C ed α_D si sono indicati i valori nodali della variabile α_i calcolati ciascuno nei rispettivi punti di controllo indicati con P_U , P_C e P_D .

Dopo aver calcolato α_i in ciascun nodo “ r ” delle tre celle si procede a definire la variabile normalizzata

$$\xi(r) = \frac{\alpha(r) - \alpha_U}{\alpha_D - \alpha_U}$$

e in riferimento alla faccia “ f ”

$$\xi_f = \frac{\alpha_f - \alpha_U}{\alpha_D - \alpha_U}.$$

Il solutore procede al calcolo della suddetta variabile servendosi di una funzione dipendente dalla seguente relazione

$$\xi_C = \frac{\alpha_C - \alpha_U}{\alpha_D - \alpha_U},$$

dove ξ_f è legata alla ξ_C per mezzo del seguente sistema di equazioni

$$\xi(f) = \begin{cases} \xi_C & \text{se } \xi_C < 0 \text{ o } \xi_C \geq 1 \\ 2\xi_C & \text{se } 0 \leq \xi_C < 0.5 \\ 1 & \text{se } 0.5 \leq \xi_C < 1 \end{cases}$$

il valore così calcolato è successivamente corretto in accordo al numero di Cuorant locale, definito come

$$Cu = \frac{v_f \cdot a_f}{V_{PC}} \delta t ;$$

in accordo con il criterio di disponibilità ([7]), che afferma che il fluido che attraversa la faccia di una cella, di superficie a_f , in un intervallo temporale δt , deve essere minore o uguale alla quantità di fluido disponibile nella cella “donatrice”. La correzione della variabile ξ_f con il numero di Cuorant viene eseguita in accordo con la seguente relazione

$$\xi_f^* = \begin{cases} \xi_f & \text{se } Cu \leq Cu_l \\ \xi_C + (\xi_f - \xi_C) \frac{Cu_u - Cu}{Cu_u - Cu_l} & \text{se } Cu_l \leq Cu < Cu_u \\ \xi_C & \text{se } Cu \geq Cu_u \end{cases}$$

essa svolge la sua funzione nei transitori delle simulazioni al fine di garantire stabilità e robustezza alla soluzione. Cu_l e Cu_u hanno valori predefiniti, pari rispettivamente a 0.5 e 1; essi definiscono il campo d'applicazione dell'equazione precedente. Lo schema correttivo mostrato funziona bene nel caso considerato di flusso perpendicolare all'interfaccia tra le fasi. Se invece, come nel nostro caso, si ha un flusso parallelo ad essa e velocità elevata, lo schema correttivo appena mostrato tende a generare un increspamento dell'interfaccia. Alla luce di ciò il solutore in questi casi utilizza una correzione che tiene conto dell'angolo θ compreso tra la normale locale all'interfaccia n_i e la normale alla faccia della cella a_f (mostrati in figura 3.17)

$$\xi_f^{**} = \xi_f^* (\cos \theta)^{C_\theta} + \xi_C (1 - (\cos \theta)^{C_\theta}),$$

il termine C_0 presente nella precedente relazione prende il nome di *angle factor* il cui valore di default è 0.05. Qualora l'interfaccia tra le fasi non sia liscia e non segua le linee della mesh l'operatore può incrementare il valore di questo parametro.

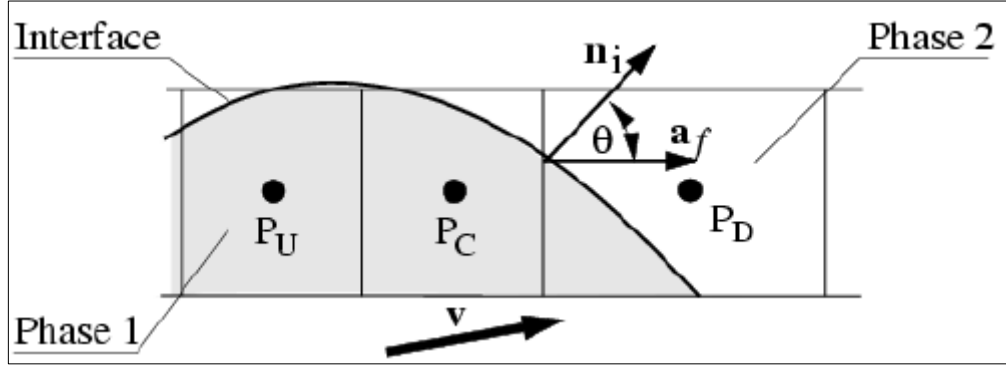


Figura 3.17. Interfaccia tra aria e acqua

Unitamente all'utilizzo del modello del *VOF* si può avere l'insorgere di un errore computazionale che prende il nome di *ventilazione* ([4] e [7]). Tale problema, legato alla diffusività numerica, si verifica all'interfaccia tra fusoliera e acqua ed è caratterizzato da un ingiustificato aumento della frazione volumetrica dell'aria a scapito di quella dell'acqua. Tutto ciò si traduce in un “cuscino” d'aria che va ad interporsi tra lo scafo e l'acqua.

Risulta immediatamente evidente l'importanza di tale fenomeno ai fini della stima della resistenza d'attrito sulla fusoliera. Infatti le azioni tangenziali sulla superficie della fusoliera sono stimate tramite la relazione

$$\tau_w = \tau_{w_{acqua}} - \alpha_{aria}(\rho_{acqua} - \rho_{aria})(u^*)^2,$$

la funzione u^* introduce gli effetti legati alla produzione di turbolenza alla parete dello scafo del velivolo ed è definita come segue

$$u^* = \sqrt{g \frac{vu}{y} + 0.3k(1 - g)},$$

dove i vari termini che compaiono nella precedente espressione sono

$$g = e^{-\frac{1}{11}Re_y},$$

$$Re_y = \sqrt{k} \frac{y}{\nu},$$

y è la distanza dalla parete, ν è la viscosità cinematica, u è la velocità tangenziale e k è l'energia cinetica turbolenta.

Sulla base di quanto appena visto è facile comprendere come il fenomeno della *ventilazione* determini una sovrastima della funzione di parete u^* , in quanto la viscosità cinematica del miscuglio aria-acqua è maggiore di quella della sola acqua, determinando in questo modo una sottostima delle azioni tangenziali agenti sulla superficie dello scafo. Qualora si manifestino problemi di ventilazione sarà necessario agire sul numero di Courant, essendo questo alla base dello schema di calcolo utilizzato dal modello *Volume Of Fluid*. Ciò può essere fatto agendo sul time-step o su quei termini, come *angle factor*, Cu_l e Cu_u , che regolano il modello in esame. Modificare il time-step ha sicuramente grande efficacia al fine di far variare il Courant ma, di contro, determina un sensibile aumento del costo computazionale. Mentre, agendo sugli altri parametri, si può pervenire ad una condizione in cui la soluzione perde di significato dal punto di vista fisico poiché la situazione all'interfaccia tra fluidi non rappresenta la realtà. Nella figura 3.18 si riportano i valori dei suddetti parametri utilizzati nelle simulazioni.


Nodes	Values
 Volume of Fluid (VOF)	
Convection	2nd-order ▼
Sharpening Factor	0.0
Angle Factor	0.5
CFL_l	0.5
CFL_u	1.0

Figura 3.18. Finestra di dialogo del modello *VOF*

3.4.5 VOF Waves model

Questo modello, usato congiuntamente al *VOF model*, permette di simulare correttamente i moti d'onda che avvengono all'interfaccia tra aria e acqua; inoltre, permette di imporre opportune condizioni, sulle regioni del dominio e al contorno, allo scopo di controllare lo smorzamento delle onde in prossimità di un corpo e ridurre così la riflessione. In questo lavoro si è utilizzato il modello, *Flat Of Wave*, che permette la creazione di un'interfaccia aria-acqua piana, completamente priva di onde. Si è effettuata questa scelta in linea con il fatto che IDINTOS è un velivolo ultraleggero concepito per operare da specchi d'acqua chiusi, come laghi e fiumi, con acqua calma o poco mossa. Da parte del software è richiesto all'operatore di specificare proprietà del volume d'acqua quali: la posizione del piano del pelo dell'acqua rispetto a quella del baricentro; la direzione normale rispetto al piano appena descritto; la velocità dell'acqua e dell'aria e le loro densità. In figura 3.19 è mostrato il menu pop-up relativo al modello *Flat Of Wave*.










Nodes	Values
 VOF Waves	
Damping Constant 1	10.0
Damping Constant 2	10.0
Damping Exponent	2.0
Enable Theory Comparison	<input type="checkbox"/>
 Waves	
 FlatVofWave 1	
Point On Water Level	[0.0, 0.0, -0.2] m 
Vertical Direction	[0.0, 0.0, 1.0] 
Current	[10.6, 0.0, 0.0] m/s 
Wind	[10.6, 0.0, 0.0] m/s 
Light Fluid Density	1.225 kg/m ³ 
Heavy Fluid Density	100.52 kg/m ³ 

Figura 3.19. Proprietà del volume d'acqua nel modello *Flat of wave*.

I valori della velocità dell'aria e dell'acqua sono stati variati di volta in volta a seconda della prova simulata, mentre quelli delle loro densità rispecchiano quelli delle prove di vasca navale. Al fine di velocizzare la convergenza, si è inserito quale livello di galleggiamento iniziale il valore emerso da simulazioni svolte in acqua calma a 5, 8 e 10 gradi con unloading nullo, cioè considerando il peso al decollo del velivolo, stimato in 581Kg. Il valore del galleggiamento così trovato è stato utilizzato anche come riferimento rispetto a cui calcolare le traslazioni verticali effettuate dallo scafo nelle corse alle varie velocità.

3.4.6 Segregate Flow model

Il modello *Segregate Flow* ([7]) risolve le equazioni del flusso, una per ciascuna componente di velocità e una per la pressione, in modo disaccoppiato. Il legame tra le equazioni di moto e di continuità di massa è realizzato per mezzo di un approccio predizione-correzione. Questo modello è particolarmente adatto a descrivere flussi caratterizzati da densità costante. È in grado di gestire flussi poco comprimibili e a basso numero di Raleigh (contenuti moti convettivi), non è adatto a descrivere l'insorgere di onde d'urto e flussi caratterizzati da elevati numeri di Mach e di Raleigh. Le equazioni alla base del modello *Segregate Flow*, rispettivamente conservazione della massa e quantità di moto, possono essere scritte nella forma riportata di seguito

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_i \rho_i) + \nabla(\alpha_i \rho_i v_i) = 0 ,$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_i \rho_i v_i) + \nabla(\alpha_i \rho_i v_i v_i) = -\alpha_i \nabla P + \alpha_i \rho_i g + \nabla \alpha_i \tau_i + M_i ,$$

M_i è la quantità di moto per unità di volume che viene scambiata tra aria e acqua. La sommatoria delle M_i deve risultare nulla.

Anche in questo caso è richiesto l'intervento da parte dell'operatore per caratterizzare la tipologia di flusso, esplicitando a quale schema convettivo fare riferimento. Di seguito si riporta, in figura 3.20, la finestra di dialogo relativa al modello *Segregate Flow*.



Nodes	Values
 Segregated Flow	
Convection	2nd-order ▼
Secondary Gradients	On ▼
Minimum Absolute Pressure	0.0 Pa 
Flow Boundary Diffusion	<input checked="" type="checkbox"/>
Delta-V Dissipation	Off ▼

Figura 3.20. Finestra di dialogo del modello *Segregate Flow*

La scelta di un modello energetico e di flusso include automaticamente la scelta di una serie di altri modelli che interagiscono con esso. In questo caso unitamente al modello *Segregate Flow* si è scelto, tra i vari disponibili, un approccio *Multiphase Equation of State*, in cui si procede al calcolo della densità e delle sue variazioni in funzione di quelle di temperatura e pressione. Qui, come anticipato, si è scelto di utilizzare il modello che considera la densità costante per entrambe le fasi in tutto il dominio al fine di ridurre i costi computazionali.

3.4.7 RANS (Reynolds Average Navier Stokes) model

Da un punto di vista ingegneristico non si è interessati a cogliere in dettaglio fenomeni che avvengono sulle scale della turbolenza, mentre è interessante cogliere gli effetti in media utilizzando le RANS (Reynolds Average Navier Stokes); le equazioni di Navier-Stokes vengono soddisfatte di media, in cui i valori di velocità e pressione istantanea sono espressi come la somma di una parte media e una oscillante. L'operazione di media è da intendere come media d'insieme; in altri termini, il concetto di media è applicato ad una storia temporale. Le equazioni così ottenute, per la parte media, sono praticamente identiche a quelle originarie ad eccezione di un termine supplementare presente nell'equazione della quantità di moto, il quale rappresenta l'effetto della turbolenza sul campo fluido e che prende il nome di Tensore di Reynolds.

$$T_t \equiv -\rho \overline{v'v'} = \begin{bmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{w'u'} & \overline{w'v'} & \overline{w'w'} \end{bmatrix}$$

Il Tensore di Reynolds è simmetrico e pertanto porta con sé sei incognite, facendo divenire il problema mal posto in quanto il numero delle incognite eccede quello delle equazioni. Inoltre i valori medi che si ottengono variano al variare dell'entità della turbolenza, quindi si hanno soluzioni diverse a seconda della turbolenza, ovvero si è perso l'effetto locale della turbolenza. Il modo per recuperarlo è inserendo un modello di turbolenza, il cuore della CFD. Il modello di turbolenza introduce sei incognite aggiuntive nel problema matematico; si devono individuare legami tra le nuove variabili che si introducono (quelle del Tensore di Reynolds) e quelle primarie (velocità, temperatura, pressioni medie). Dal punto di vista matematico ciò si traduce nell'imporre sei relazioni, rendendo così il problema ben posto. In altri termini il modello di turbolenza costituisce una scelta arbitraria che si va ad introdurre nel modello matematico. Il termine “arbitraria” è legato alla validità delle sei relazioni introdotte, per cui è necessario verificare la validità del modello di turbolenza che si assume. I modelli di turbolenza costituiscono rappresentazioni inesatte dei fenomeni fisici che vogliamo rappresentare e non esiste un modello di turbolenza valido per tutti gli usi, per cui quando si sceglie un modello piuttosto che un altro il problema è minimizzare l'errore.

3.4.8 Modelli di Turbolenza

In STAR-CCM+ ([7]) sono presenti quattro classi di modelli di turbolenza, che si differenziano per il loro campo di applicabilità:

1. Il modello *Spalart-Allmaras* rappresenta una buona scelta nel caso di strati limite in gran parte attaccati o nel caso si abbiano separazioni di piccola entità. Questo modello per applicazioni RANS non è adatto a descrivere flussi in cui si ha presenza di forti ricircolazioni, in particolare con scambio di calore, e convezione naturale. Fa eccezione a quanto detto il modello *Spalart-Allmaras* a vortice indipendente.

2. Il modello *K-Epsilon* fornisce un buon compromesso tra robustezza del modello, costo computazionale e precisione. Molto utilizzato per applicazioni di tipo industriale in cui sono presenti complesse zone di ricircolo, sia in presenza che in assenza di scambio di calore.
3. Il modello *K-Omega* allo stesso modo del modello *K-Epsilon*, comporta l'aggiunta di due equazioni di trasporto (algebriche) ma si differenzia per la scelta della seconda variabile di turbolenza. Risulta simile al precedente anche in termini di costo computazionale, mentre come campo di applicabilità è simile al modello *Spalart-Allmaras*.
4. Il modello *Reynolds stress transport* costituisce il modello più complesso e costoso dal punto di vista computazionale. È consigliato per flussi caratterizzati da turbolenza fortemente anisotropa.

Nel caso in esame è stato scelto il modello *K-Epsilon*, in considerazione di quanto emerso da precedenti lavori condotti in fase di progetto concettuale ([3]) e in fase di validazione delle prove low-speed ([4]), nell'ambito del progetto IDINTOS.

Il modello di turbolenza *K-Epsilon* è completamente algebrico in quanto comporta l'aggiunta di due equazioni di trasporto, algebriche appunto; una è risolta rispetto all'energia cinetica turbolenta k e una per il tasso di dissipazione della turbolenza ε . STAR-CCM+ permette di scegliere tra sette differenti versioni del modello *K-Epsilon*; qui si è optato per la versione *Realizable K-Epsilon*, versione recentemente sviluppata da Shih, che utilizza una nuova formulazione per l'equazione di trasporto per il tasso di dissipazione della turbolenza. Mentre nella sua forma originale il modello lavorava con una determinata funzione di parete, è stato successivamente modificato per permettere di scegliere tra due diversi approcci per risolvere il substrato viscoso. Qui si è scelto l'approccio detto *Two-layer*. La formulazione *Realizable K-Epsilon*, appena esposta matematicamente si traduce nel sistema di equazioni sottostanti ([7])

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \int_V \rho k dV + \int_A \rho k (v - v_g) dA = \int_A \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k dA + \int_V [G_k + G_D - \rho((\varepsilon - \varepsilon_0) + \gamma_M) + S_k] dV \\ \frac{d}{dt} \int_V \rho \varepsilon dV + \int_A \rho \varepsilon (v - v_g) dA = \int_A \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon dA + \int_V \left[C_{\varepsilon 1} S_\varepsilon + \frac{\varepsilon}{k} \left(C_{\varepsilon 1} C_{\varepsilon 2} G_b C_{\varepsilon 3} \rho (\varepsilon - \varepsilon_0) \right) + S_\varepsilon \right] dV \end{cases}$$

S_k e S_ε sono termini in cui confluiscono rispettivamente gli effetti della produzione e della dissipazione della turbolenza e il termine ε_0 rappresenta il valore medio della turbolenza con riferimento alla zona in cui è presente l'effetto della dissipazione. Relativamente alla prima equazione del sistema, il termine di produzione della turbolenza, G_k è definito come

$$G_k = \mu_t S^2 - \frac{2}{3} \rho k \nabla v - \frac{2}{3} \mu_t (\nabla v)^2 ,$$

dove S è il modulo del tensore di deformazione media.

Mentre il termine G_b rappresenta la produzione di turbolenza dovuta alle forze verticali esercitate dal fluido (galleggiamento) ed è esprimibile come

$$G_b = \beta \frac{\mu_t}{\sigma_t} (\nabla T \cdot g) ,$$

dove β è il coefficiente di espansione termica, σ_t è il numero della turbolenza di Prandtl e g è il vettore accelerazione di gravità. Il termine y_M costituisce un termine correttivo che tiene conto della comprimibilità del fluido ed è esprimibile come

$$y_M = \frac{C_M k \varepsilon}{a^2} ,$$

dove $C_M = 2$ e il termine al denominatore è la velocità del suono al quadrato. In ultimo la viscosità turbolenta μ_t è definita come

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} ,$$

dove il termine C_μ è un coefficiente che è funzione del tensore di deformazione media S .

Seguendo l'approccio *Two-layer* si procede al calcolo del precedente sistema di equazioni dividendo lo spazio in “due strati”. Infatti nella parte adiacente alla parete il tasso di dissipazione della turbolenza ε e il coefficiente di viscosità turbolenta μ_t sono espresse in funzione della distanza dalla parete, calcolata come la distanza tra il centroide della cella e la parete più vicina. Il valore di ε calcolato in prossimità della parete è corretto con il valore soluzione dell'equazione di trasporto lontano dalla parete. L'equazione per l'energia cinetica turbolenta è risolta per l'intero flusso. Quanto detto si traduce numericamente nelle relazioni sottostanti

$$\varepsilon = \frac{k^{3/2}}{l_\varepsilon} ;$$

dove l_ε è una funzione parametrica dipendente dalla distanza dalla parete, y , e dal numero di Reynolds così definito

$$Re_y = \sqrt{k} \frac{y}{\nu},$$

in cui k è l'energia cinetica turbolenta e ν è la viscosità cinematica.

Il solutore di default utilizza la modellizzazione eseguita da Wolfstein ma, in alternativa offre anche quella di Norris-Reynolds. In questo lavoro si è scelta la prima con la seguente relazione relativa al calcolo della funzione parametrica l_ε

$$l_\varepsilon = C_l y \left[1 - \exp \left(-\frac{Re_y}{A_\varepsilon} \right) \right],$$

in cui si ha

$$A_\varepsilon = 2C_l ,$$

$$C_l = k C_\mu^{-3/4} ,$$

dove i coefficienti k e C_μ sono calcolati empiricamente e valgono rispettivamente 0.09 e 0.42. In STAR-CCM+ la formulazione *Two-layer*, valida in tutto il dominio, è in grado di lavorare sia con mesh in cui si ha $y^+ \approx 1$ e bassi numeri di Reynolds, sia con mesh caratterizzate da $y^+ > 30$ in cui si utilizzano funzioni di parete, mentre per valori di Reynolds superiori a 60 le equazioni della turbolenza sono risolte normalmente.

3.4.8.1 Two Layer All- y^+ wall treatment

Per ogni modello di turbolenza è necessario scegliere un pacchetto di modelli, *Wall Treatment*, per definire il comportamento del flusso alla parete. Ciò è da non confondere con la funzione di parete, la quale è tipicamente riferita ad un solo *Wall Treatment* e

costituisce l'insieme di relazioni matematiche che forniscono la condizione al contorno nel sistema di equazioni che descrivono il comportamento del flusso nel continuo. Le formulazioni *Wall Treatment* disponibili in STAR-CCM+ fanno riferimento al parametro y^+ , che rappresenta la distanza adimensionale del primo punto appartenente alla mesh dalla parete, ed è definito come

$$y^+ = \frac{yu^*}{\nu},$$

inoltre si definisce la velocità adimensionale alla parete come

$$u^+ = \frac{u}{u^*},$$

e la temperatura adimensionale alla parete come

$$t^+ = (T - T_w) \frac{\rho C_p u^*}{q''},$$

dove

- y è la distanza, misurata perpendicolarmente alla parete, tra la parete stessa e il centroide della cella ad essa più vicina,
- u è la componente di velocità parallela alla parete misurata nella cella in prossimità della parete,
- T è la temperatura nella cella prossima alla parete,
- T_w è la temperatura alla parete,
- q'' è il flusso di calore scambiato alla parete,
- ν è la viscosità cinematica,
- ρ è la densità,
- C_p è il calore specifico,
- u^* è la velocità di riferimento.

Anche se la velocità di riferimento u^* è correlata agli sforzi di taglio alla parete, τ_w , tramite la relazione $u^* = \sqrt{\tau_w/\rho}$, in pratica è derivata da una quantità turbolenta specifica del modello utilizzato.

Le tre diverse formulazioni *Wall Treatment* disponibili in STAR-CCM+, utilizzabili a seconda del modello di turbolenza scelto, sono:

1. Il *High- y^+ wall treatment* implica un approccio tipo funzione di parete per cui si considera la cella prossima alla parete all'interno della regione logaritmica dello strato limite.
2. Il *Low- y^+ wall treatment* è utilizzabile soltanto congiuntamente al modello di turbolenza *low-Reynolds number* il quale è il solo in grado di fornire soluzioni corrette per il substrato vorticoso a bassi numeri di Reynolds.
3. Il *All- y^+ wall treatment* è una trattazione ibrida in quanto tenta di coniugare l'approccio dell'*High- y^+ wall treatment* per le mesh grossolane e quello del *Low- y^+ wall treatment* per mesh più raffinate. È stato concepito con l'intento di fornire soluzioni corrette anche in presenza di mesh con media risoluzione.

Ciascun *Wall Treatment* è specializzato per un preciso modello di turbolenza, poiché per ciascun modello devono essere fatte ipotesi specifiche per le condizioni alla parete in relazione all'entità della turbolenza. Utilizzando l'*High- y^+* o l'*All- y^+ wall treatment* è necessario specificare il profilo di velocità per lo strato limite turbolento; ciò è fatto per mezzo di una descrizione matematica delle quantità medie del flusso nello strato limite turbolento che prende il nome di "legge di parete". Queste ultime forniscono u^+ e t^+ (e le loro derivate) come funzione dell' y^+ e altre quantità di rilievo, quali numero molecolare e numero di Prandtl turbolento. La legge di parete è assegnata automaticamente dal software in conseguenza del modello di turbolenza adottato.

Un approccio attraverso una funzione di parete risulta essere corretto in molte applicazioni, mentre in alcune è necessario procedere ad un infittimento nella zona interessata dagli effetti dovuti alla viscosità. Se la risoluzione della mesh in prossimità della parete non è coerente con le ipotesi di modellazione fatte, si possono verificare significativi errori. A tal fine la CD-adapco, produttore del codice STAR-CCM+, fornisce le seguenti linee guida ([7]):

- Il *High- y^+ wall treatment* congiuntamente all'utilizzo di alcuni modelli utilizzati in presenza di alti numeri di Reynolds, in virtù del fatto che non viene calcolata la distanza dalla parete, si può avere un risparmio di memoria del calcolatore. È adatto all'utilizzo unitamente a modelli che non prevedono esplicitamente uno smorzamento della turbolenza nella zona prossima alla parete (come lo *Spalart-Allmaras high-Reynolds number model*, lo *Standard K-Epsilon model*, il *Realizable K-Epsilon model*, lo *Standard K-Omega model* e lo *SST K-Omega model*). Mentre buona regola generale è fare in modo che il centroide della cella

più vicina alla parete sia situato nella regione logaritmica dello strato limite ($y^+ > 30$), è improbabile che si verifichino errori per valori dell' y^+ maggiori di 12. È inevitabile che alcune celle, specialmente in zone di ristagno o separazione, mostrino valori bassi dell' y^+ , ma questo è accettabile.

- Il *Low- y^+ wall treatment* non effettua alcuna ipotesi esplicita di modellazione. Dovrebbe essere utilizzato solo se la mesh è abbastanza raffinata da far sì che il valore dell' y^+ è prossimo all'unità.
- Il *All- y^+ wall treatment* è la trattazione più generale tra le presenti e se ne consiglia l'utilizzo quando possibile, compatibilmente ai modelli scelti.

Le precedenti linee guida sia per il *Low- y^+ wall treatment* che per l'*High- y^+ wall treatment* riflettono le limitazioni imposte dal vincolo sul minimo valore di y^+ . Mentre quando viene utilizzata una funzione di parete il limite massimo sull' y^+ è determinato da molteplici fattori tra cui, in particolare, il numero di Reynolds ed eventuali gradienti di pressione. Inoltre, poiché la possibilità di generare errore aumenta in presenza di elevati valori dell' y^+ , è buona norma puntare ad avere valori compresi tra 30 e 300, per flusso completamente attaccato, se come in questo caso si utilizza il modello *K-Epsilon*. Mentre nel caso vi sia separazione del flusso, essendo l' y^+ indicativo dello spessore dello strato limite, i valori riscontrabili risulteranno più elevati di quelli prima menzionati.

Verificata la compatibilità con i modelli adottati e vista la sua grande flessibilità di utilizzo, in accordo con le linee guida appena descritte si è optato per l'approccio *All- y^+ wall treatment*.

3.4.9 Cell Quality Remediation

Il modello *Cell Quality Remediation* può essere attivato con l'intento di ottenere soluzioni soddisfacenti anche in presenza di mesh di scarsa qualità. Questo modello ([7]), infatti, identifica le celle di scarsa qualità basandosi su un insieme di criteri predefiniti, come ad esempio se l'angolo di skewness eccede un certo valore di soglia o confrontando tra la posizione relativa del centroide di una cella e quella dei centroidi di quelle a essa adiacenti. I gradienti calcolati, nelle celle così identificate ed in quelle a esse immediatamente adiacenti, vengono corretti in modo da migliorare la robustezza della soluzione. In genere

l'effetto del *Cell Quality Remediation* è limitato all'area immediatamente prossima alla cella di scarsa qualità e/o degenerare di modo da rendere trascurabile l'effetto sull'accuratezza complessiva della soluzione. Un possibile effetto collaterale legato all'utilizzo di questo modello è che i valori delle grandezze utilizzati per marcare le celle di scarsa qualità vengono ricalcolati ogni volta che si ha un cambiamento nella mesh. Per tanto l'utilizzo del presente modello può essere sconsigliabile quando si ha una mesh in movimento, in quanto per il meccanismo appena descritto si avrebbe un aumento significativo del costo computazionale della simulazione. Nel presente lavoro, essendo la mesh di buona qualità, questo modello viene attivato in via precauzionale.

3.5 Prove high-speed a 5.2 gradi di assetto longitudinale

Nel presente paragrafo viene descritto in dettaglio il lavoro di validazione svolto relativamente alle corse effettuate, a varie velocità e assetto fissato a 5.2 gradi. Utilizzando le impostazioni descritte nel precedente paragrafo circa il dominio e le impostazioni della mesh, in presenza di questo particolare assetto dello scafo si è ottenuta una mesh composta da 1.095.929 celle. In questo, come nei successivi gruppi di simulazioni, allo scopo di velocizzare la convergenza, si è provveduto ad inizializzare la simulazione inserendo il valore del galleggiamento stimato tramite STAR-CCM+ eseguendo una simulazione con lo scafo immerso, fermo, in acqua.

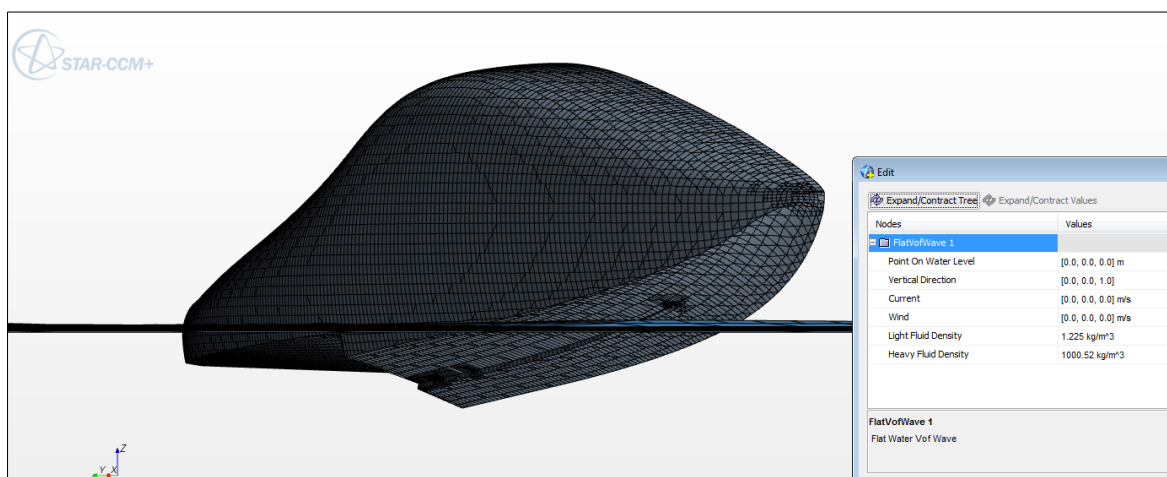


Figura 3.21. Verifica attraverso STAR-CCM+ del galleggiamento statico dello scafo

La figura 3.21 mostra la verifica effettuata rispetto al galleggiamento in condizione di equilibrio statico per lo scafo, tale condizione si caratterizza pertanto per avere unloading nullo, e quindi il peso è quello del velivolo al decollo (584Kg). Il valore del galleggiamento così determinato identifica la distanza verticale tra la posizione del pelo libero dell'acqua e quella del piano in cui giacciono gli assi coordinati X e Y appartenenti al sistema di riferimento *Laboratory* (la cui origine è posta 190mm sotto e 178mm davanti al muso del velivolo). Per questo particolare assetto dello scafo la misura del galleggiamento statico trovata è di 320mm. La stima così ottenuta è stata successivamente

utilizzata per riferire le traslazioni verticali calcolate nelle corse eseguite in tutto l'intervallo di velocità delle prove high-speed.

Le simulazioni delle corse effettuate a 5.2 gradi di assetto longitudinale sono state effettuate simulando un tempo di prova di 20s, o comunque fino ad avvenuta convergenza.

Di seguito si riportano gli andamenti delle grandezze misurate nelle singole corse.

3.5.1 Corsa a 7.4m/s

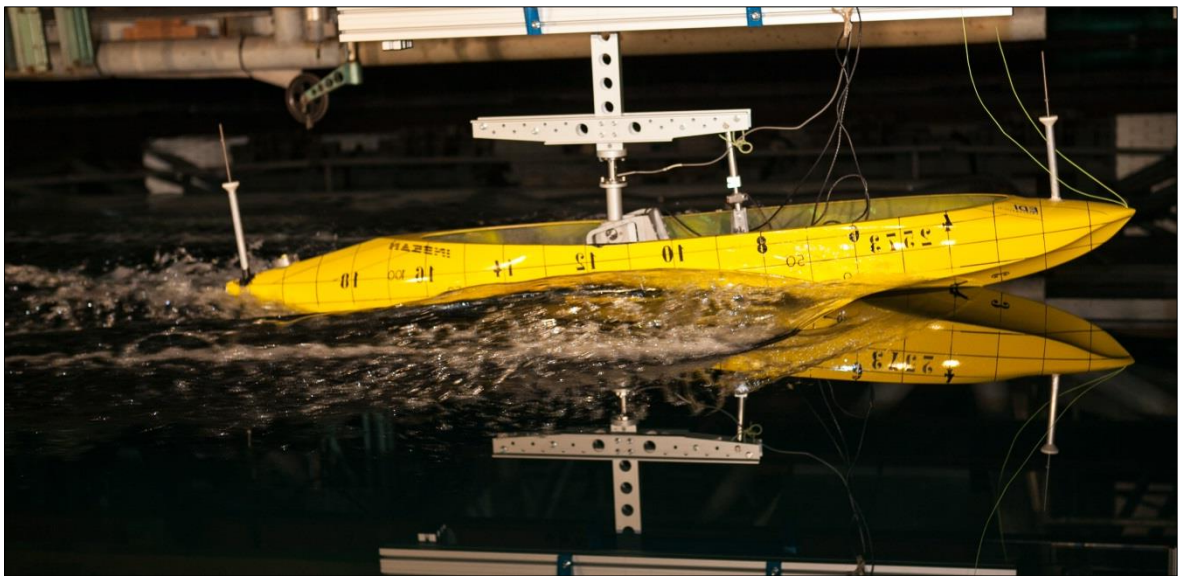


Figura 3.22. Corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

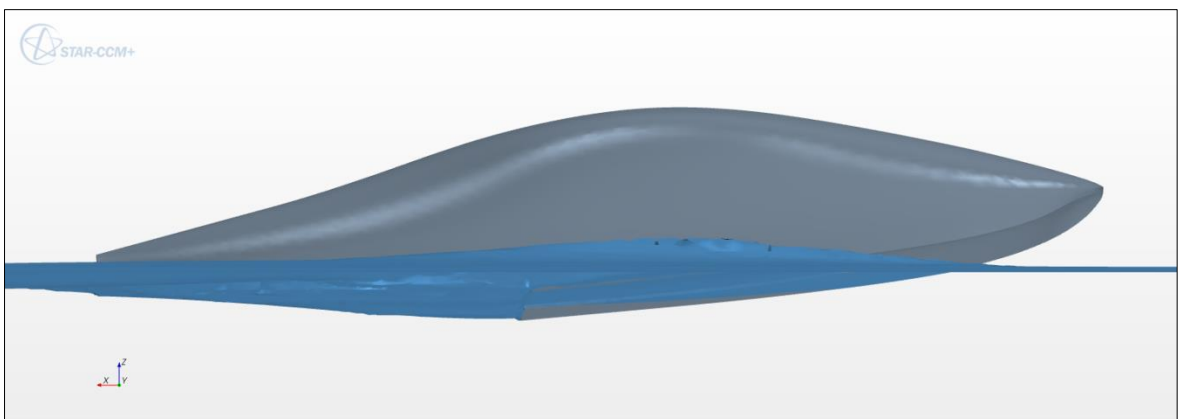


Figura 3.23. Corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

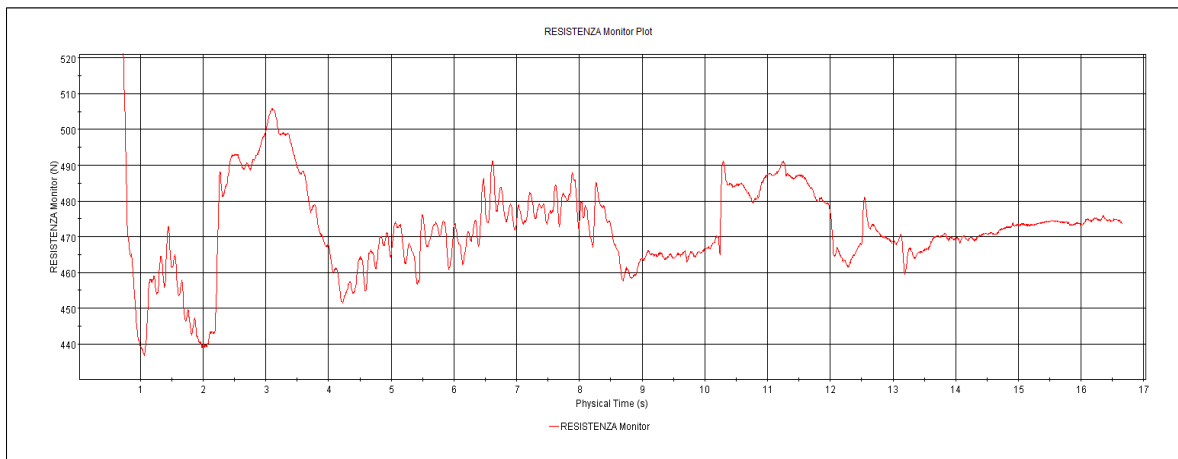


Figura 3.25. Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto

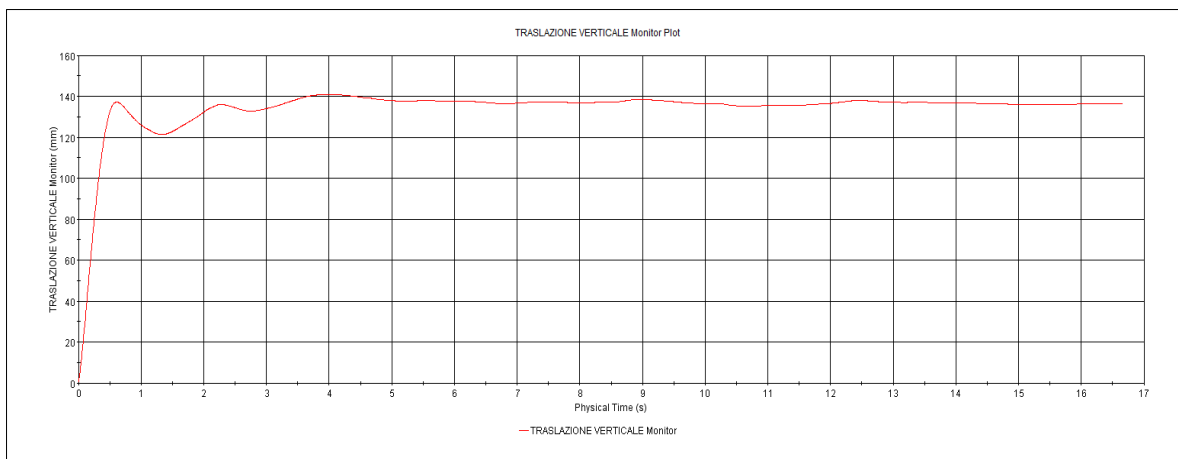


Figura 3.26. Traslazione verticale nella corsa a 7.4m/s e 5.2 gradi di assetto

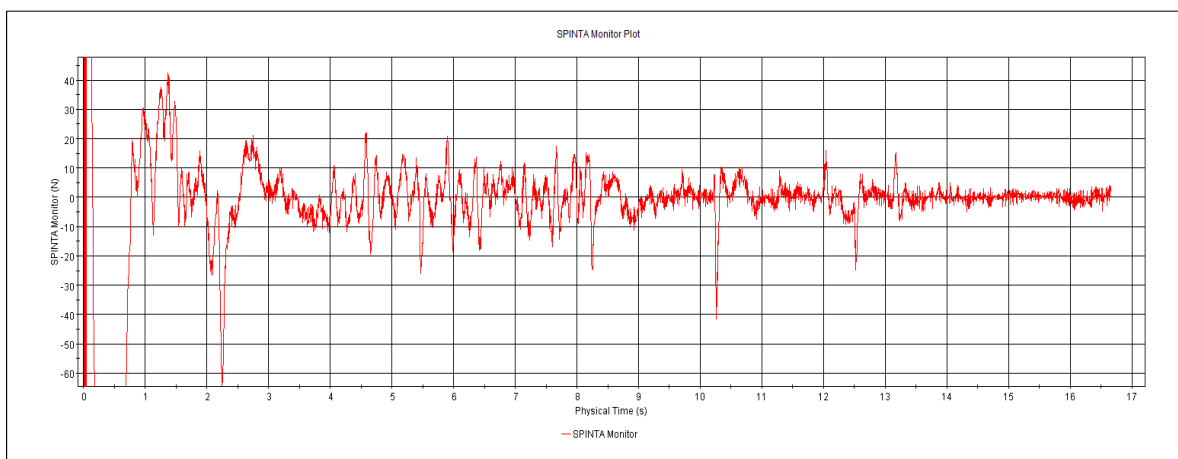


Figura 3.27. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.5.2 Corsa a 8.7m/s

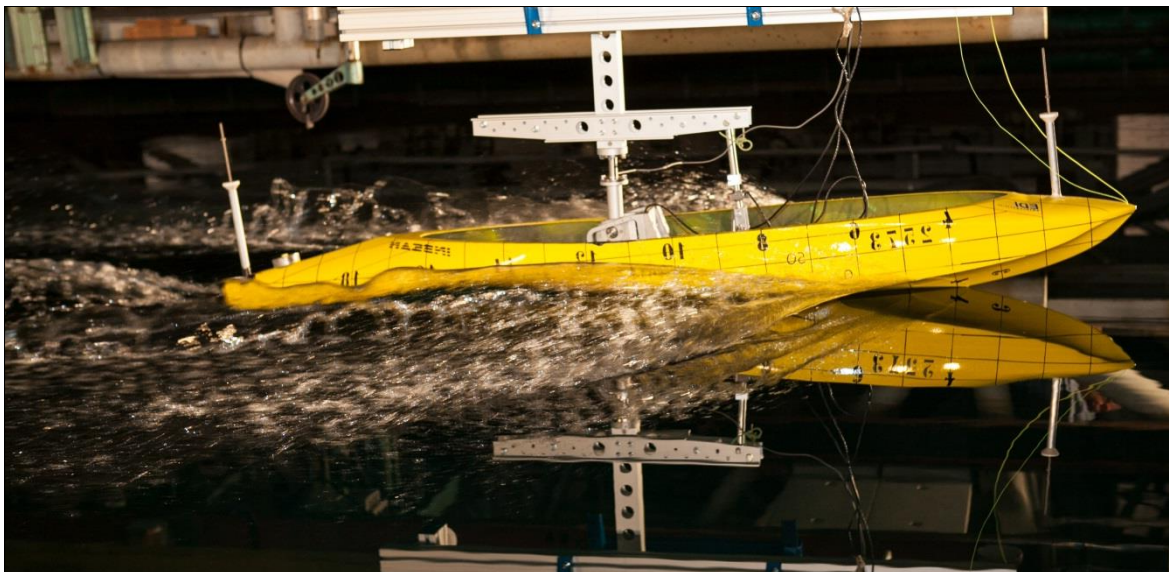


Figura 3.28. Corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

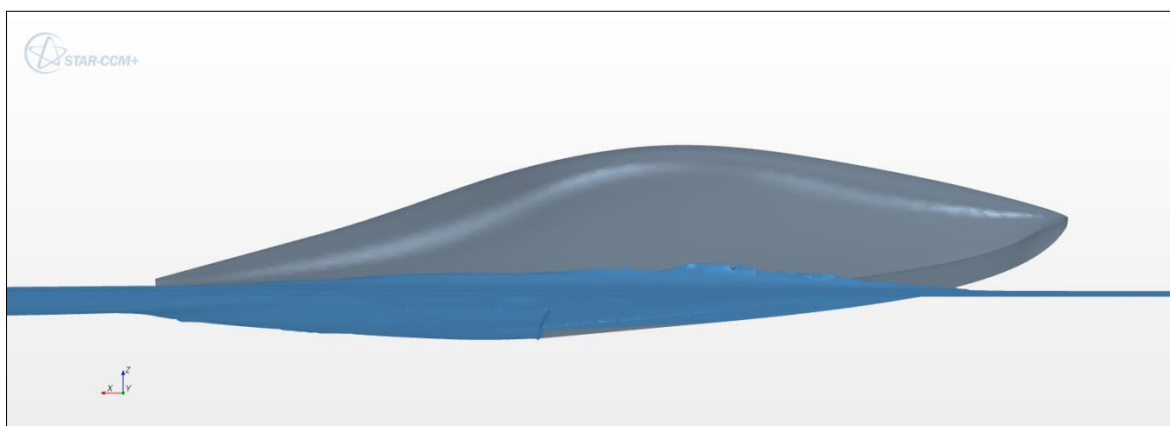


Figura 3.29. Corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

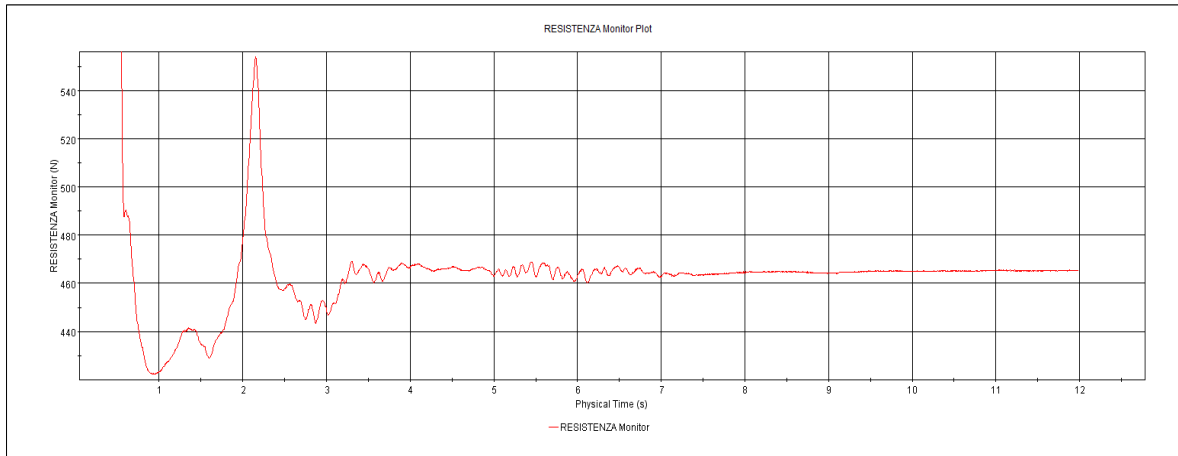


Figura 3.30. Andamento della resistenza nella corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale

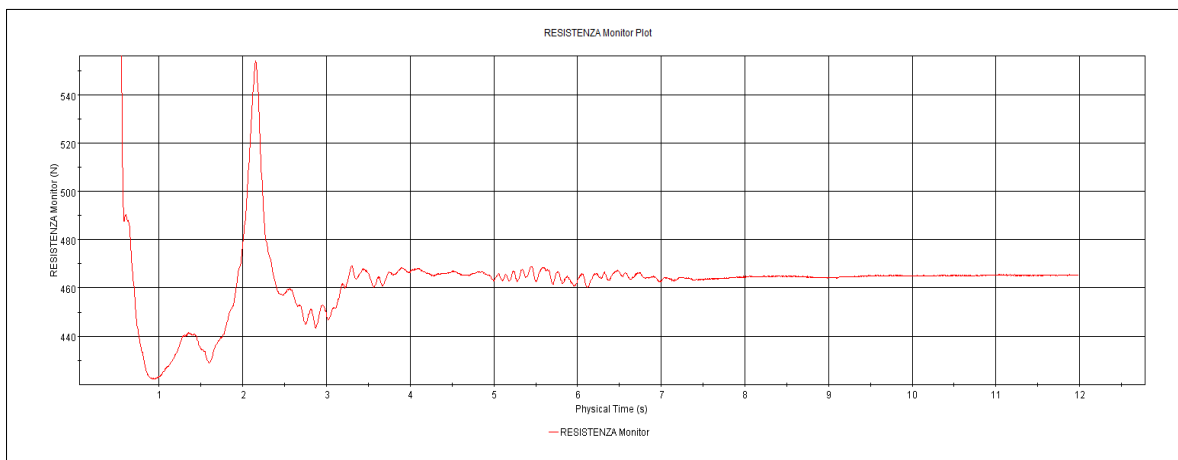


Figura 3.31. Traslazione verticale nella corsa a 8.7m/s e 5.2 gradi di assetto

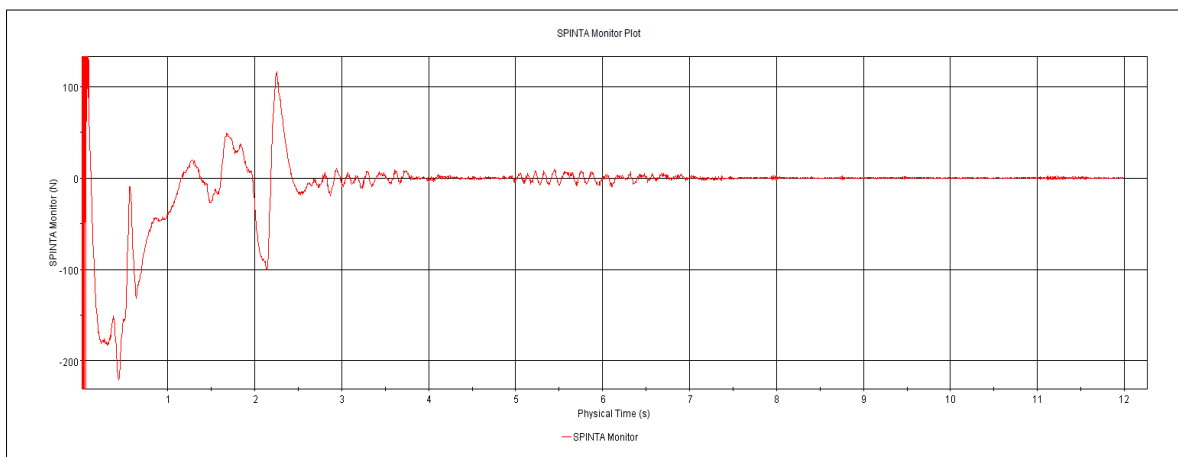


Figura 3.32. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.5.3 Corsa a 10.6m/s

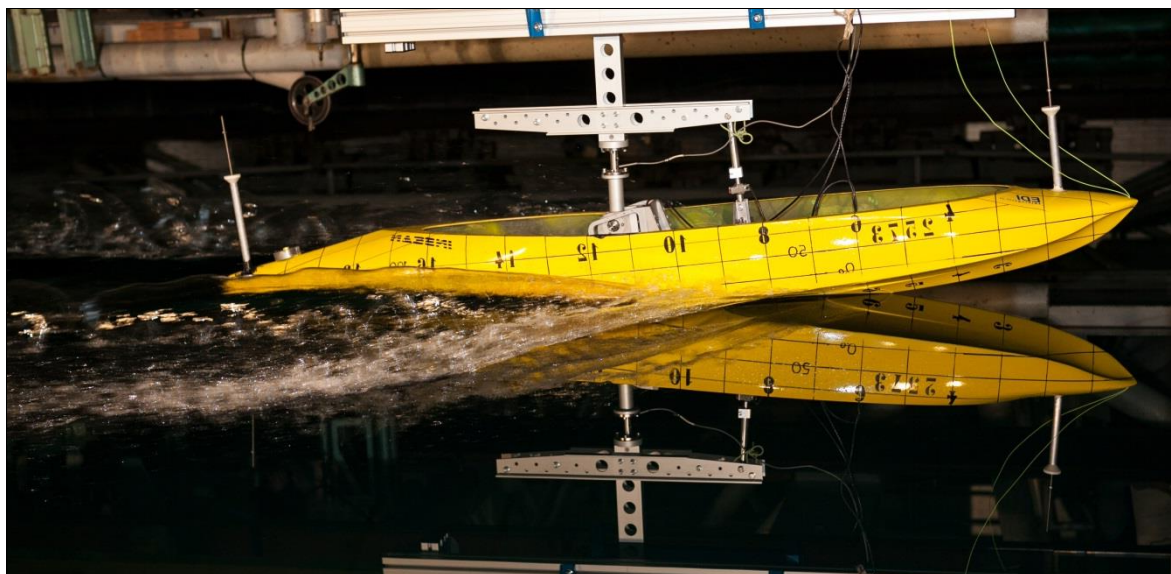


Figura 3.33. Corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

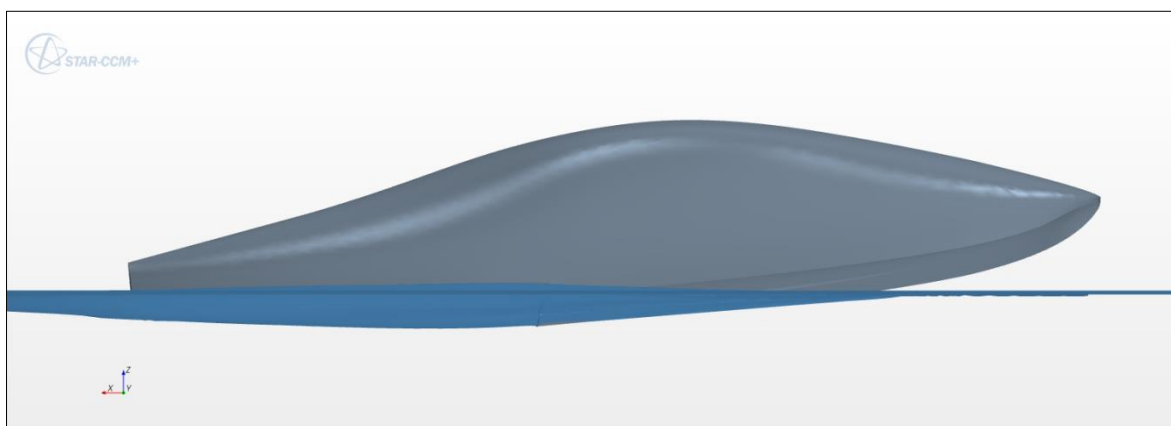


Figura 3.34. Corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

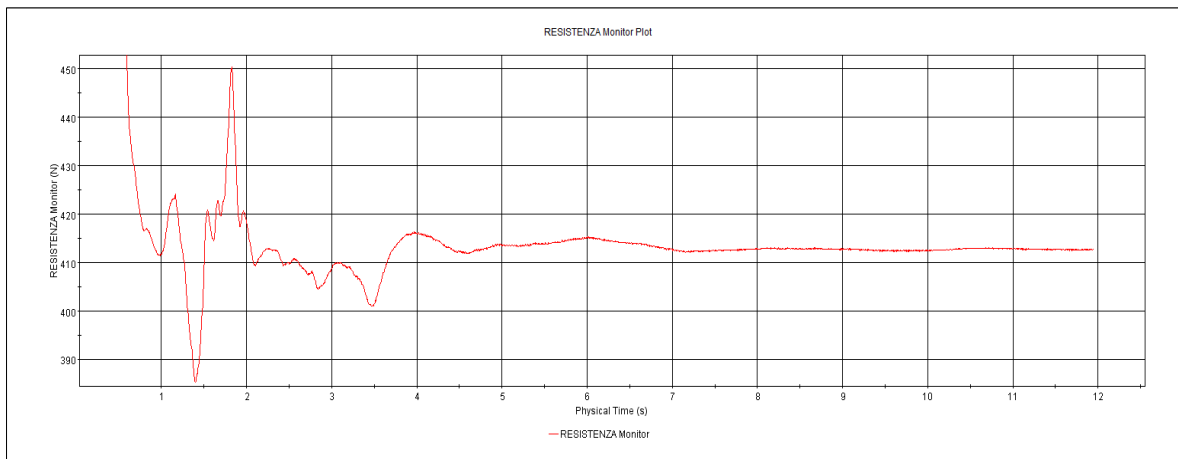


Figura 3.35. Andamento della resistenza nella corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale

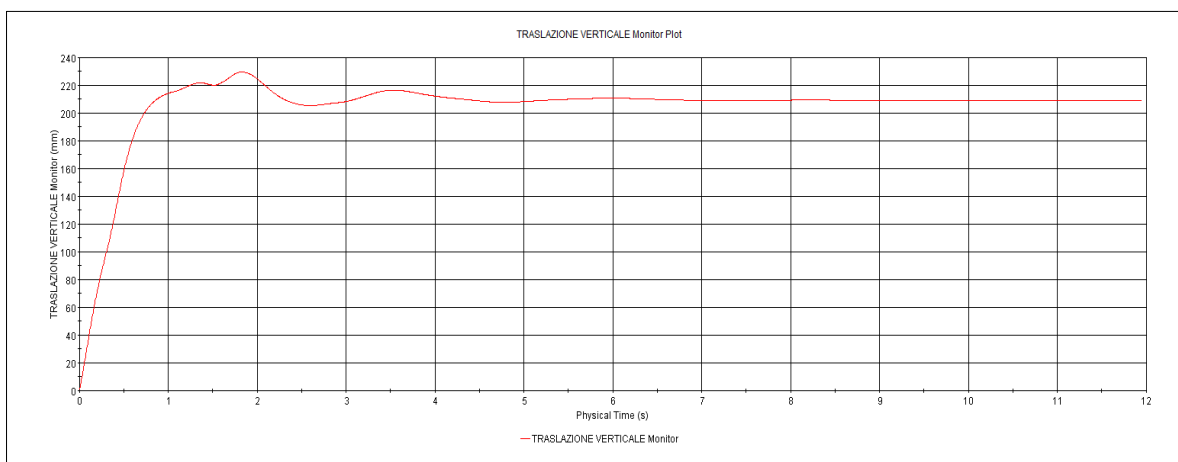


Figura 3.36. Traslazione verticale nella corsa a 10.6m/s e 5.2 gradi di assetto

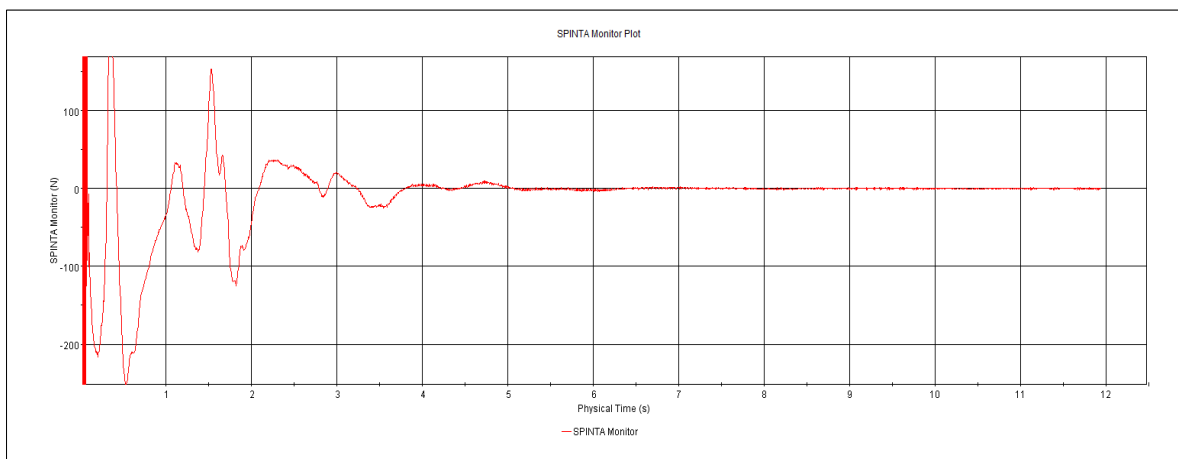


Figura 3.37. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.5.4 Corsa a 13.5m/s

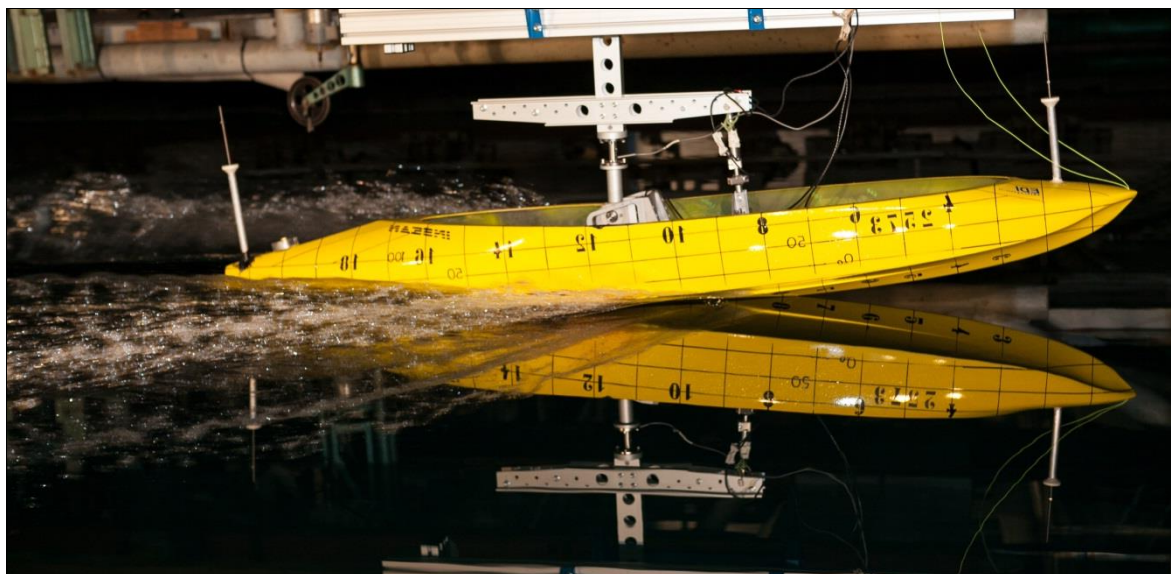


Figura 3.38. Corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

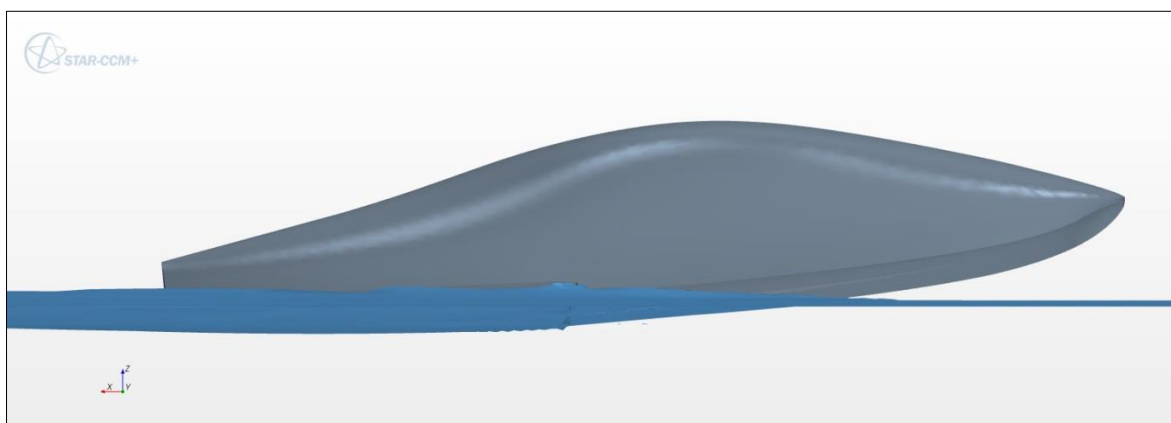


Figura 3.39. Corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

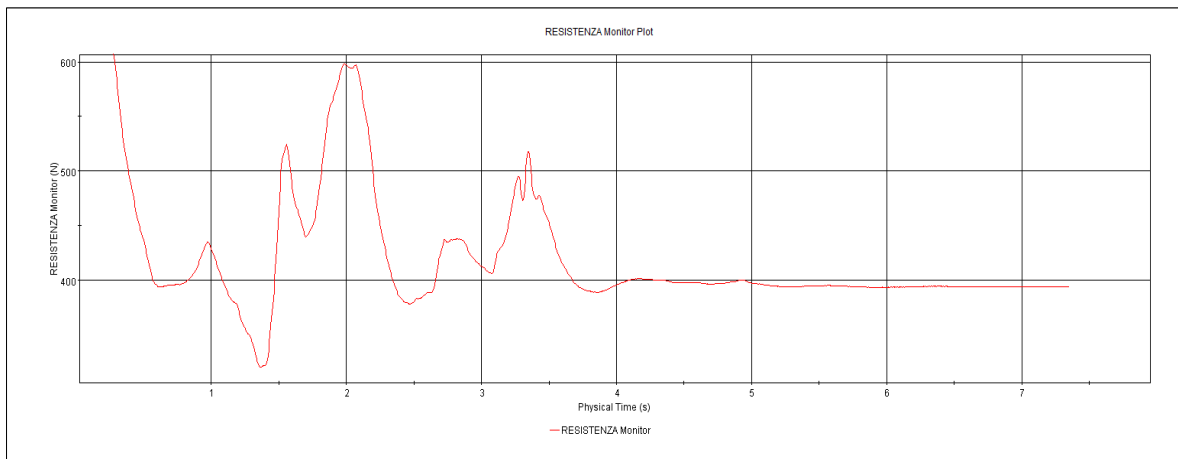


Figura 3.40. Andamento della resistenza nella corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale

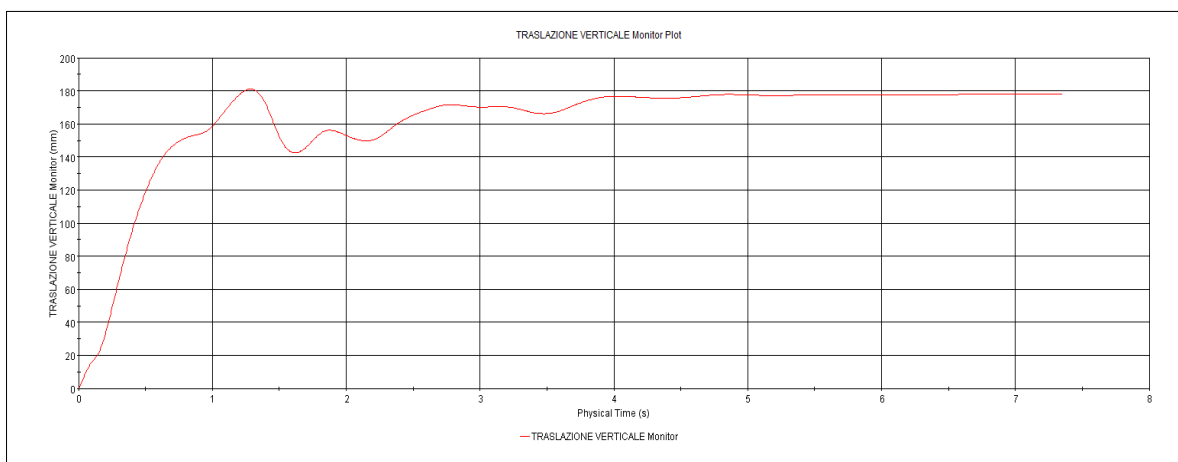


Figura 3.41. Traslazione verticale nella corsa a 13.5m/s e 5.2 gradi di assetto

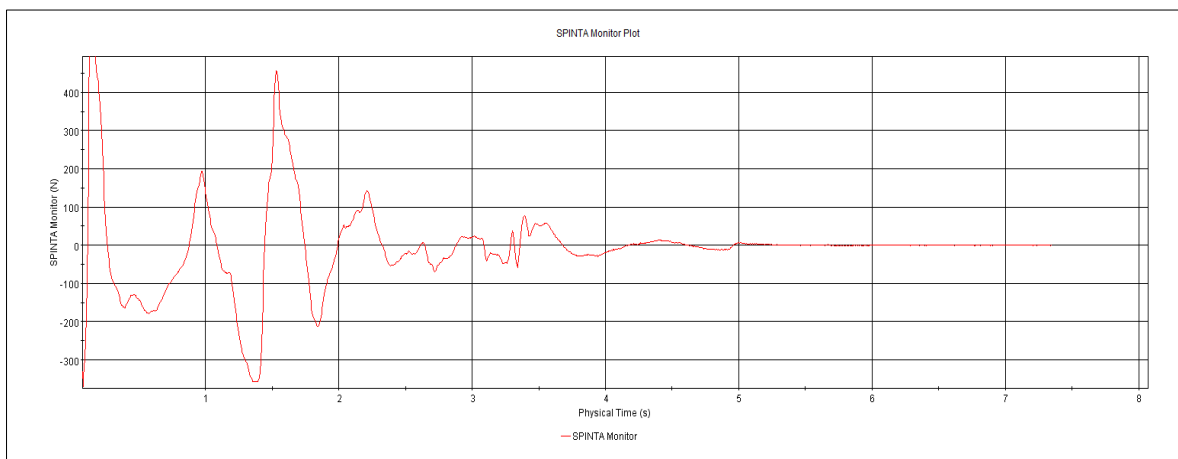


Figura 3.42. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.5.5 Corsa a 17.0m/s

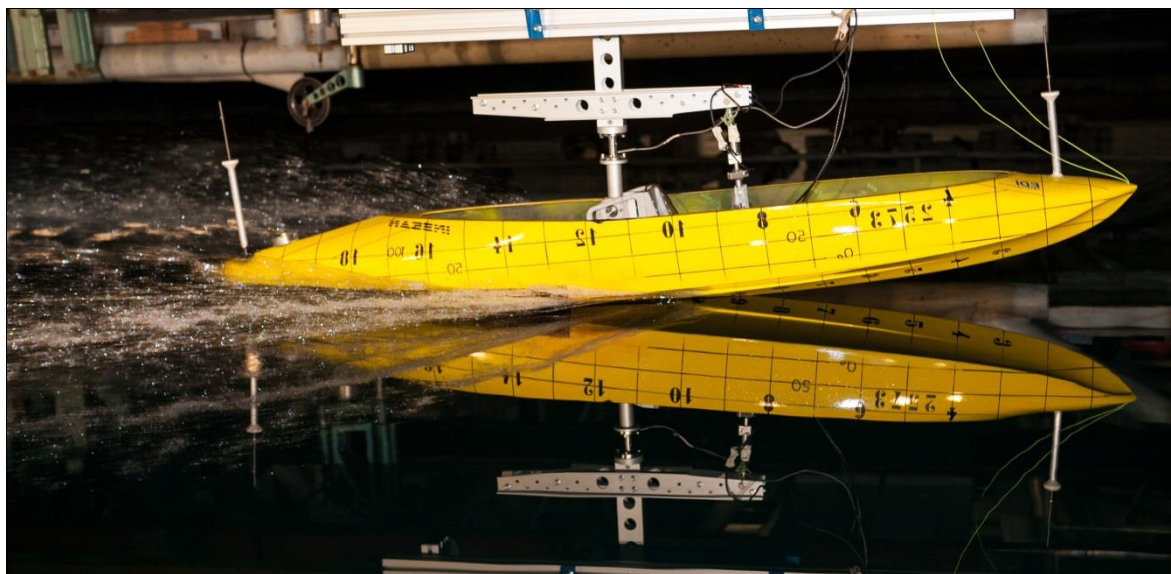


Figura 3.43. Corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

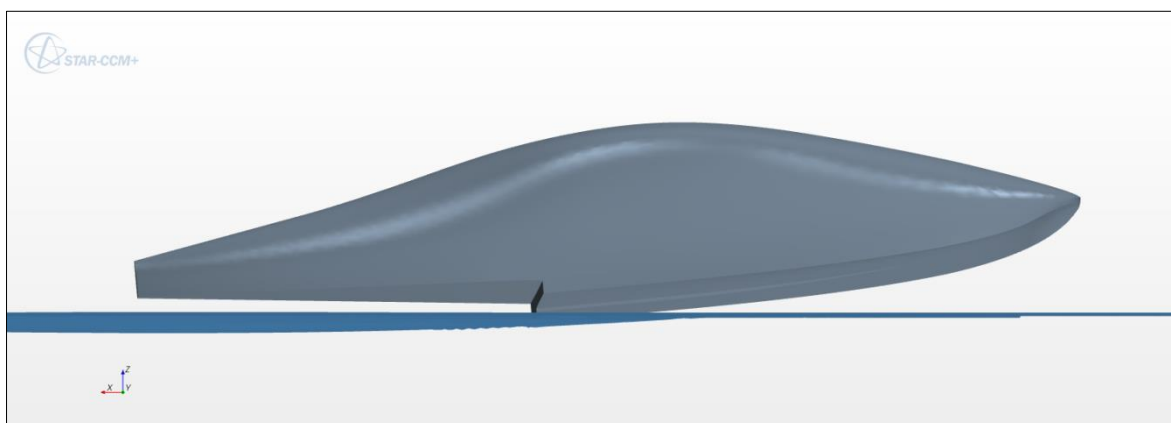


Figura 3.44. Corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

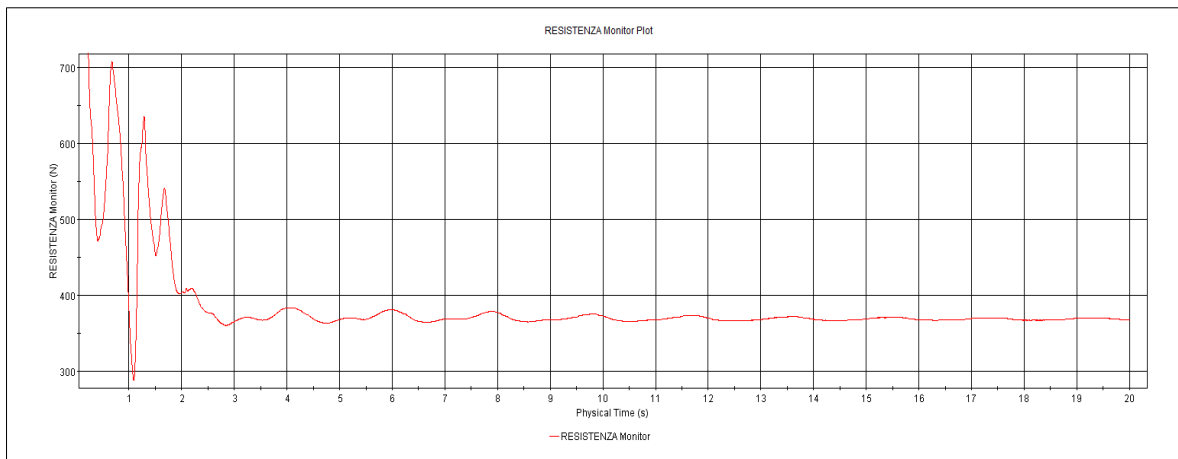


Figura 3.45. Andamento della resistenza nella corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale

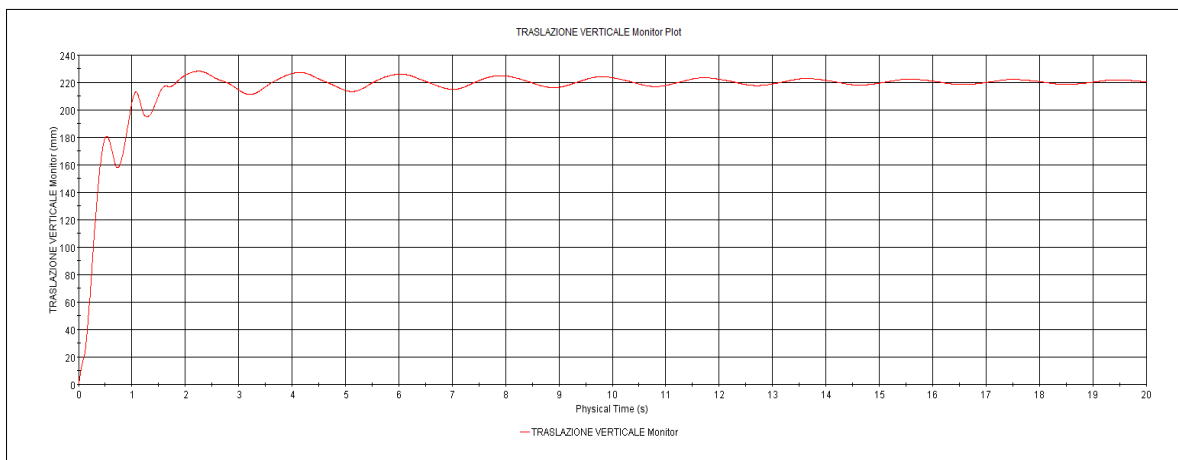


Figura 3.46. Traslazione verticale nella corsa a 17.0m/s e 5.2 gradi di assetto

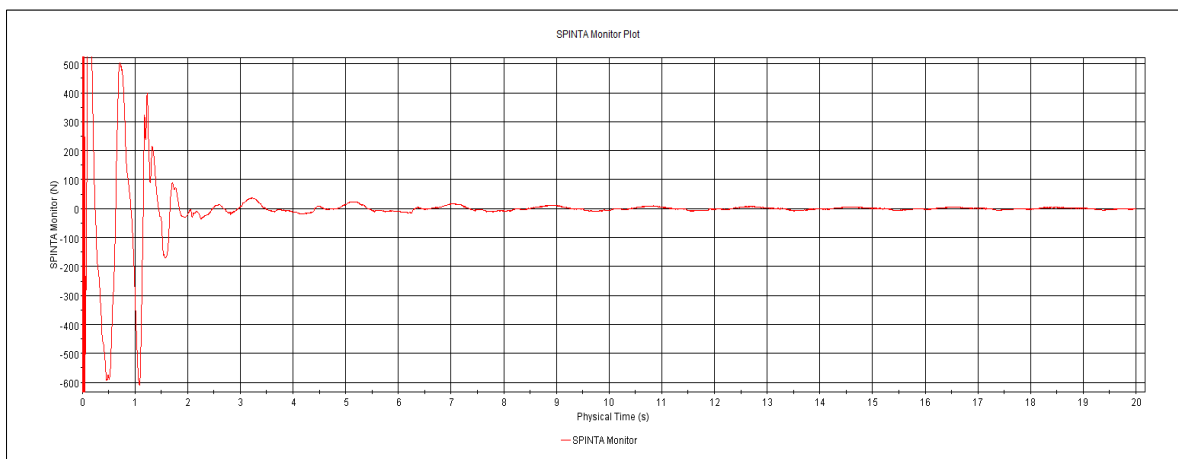


Figura 3.47. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.5.6 Corsa a 20.7m/s

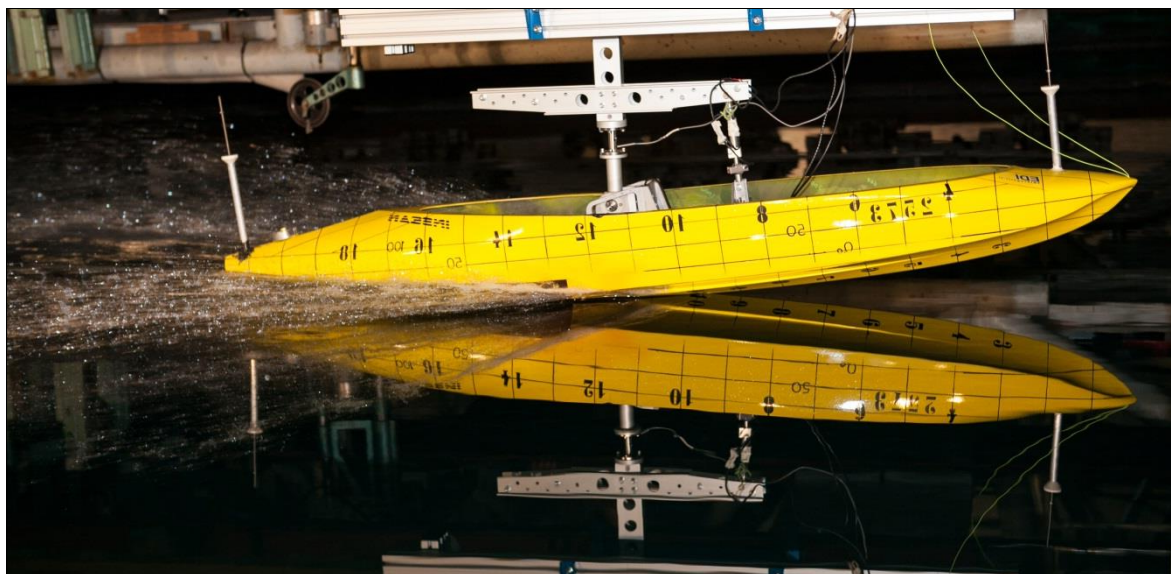


Figura 3.48. Corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

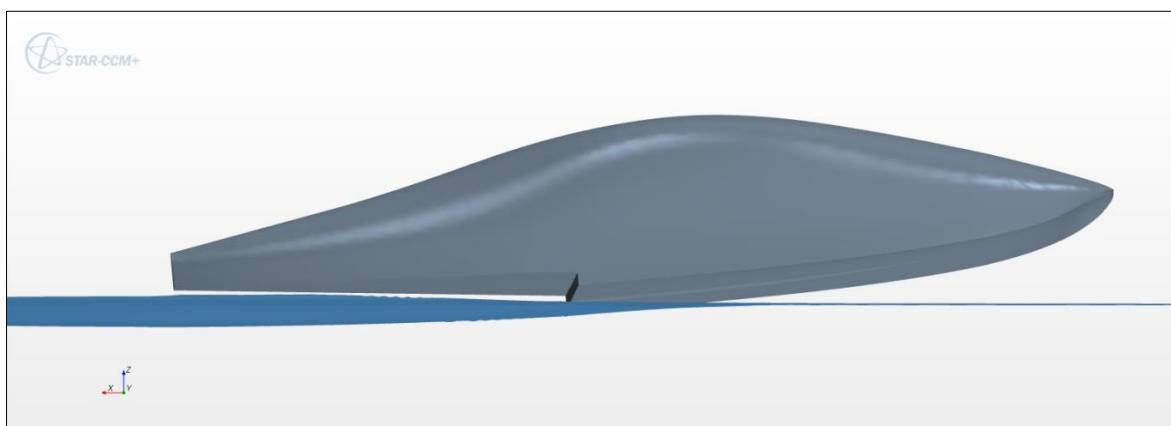


Figura 3.49. Corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

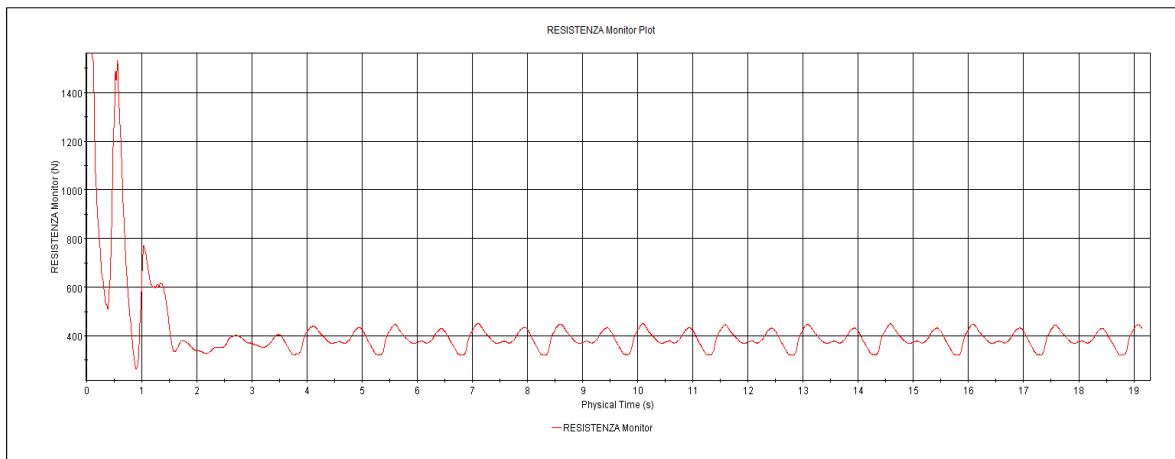


Figura 3.50. Andamento della resistenza nella corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto longitudinale

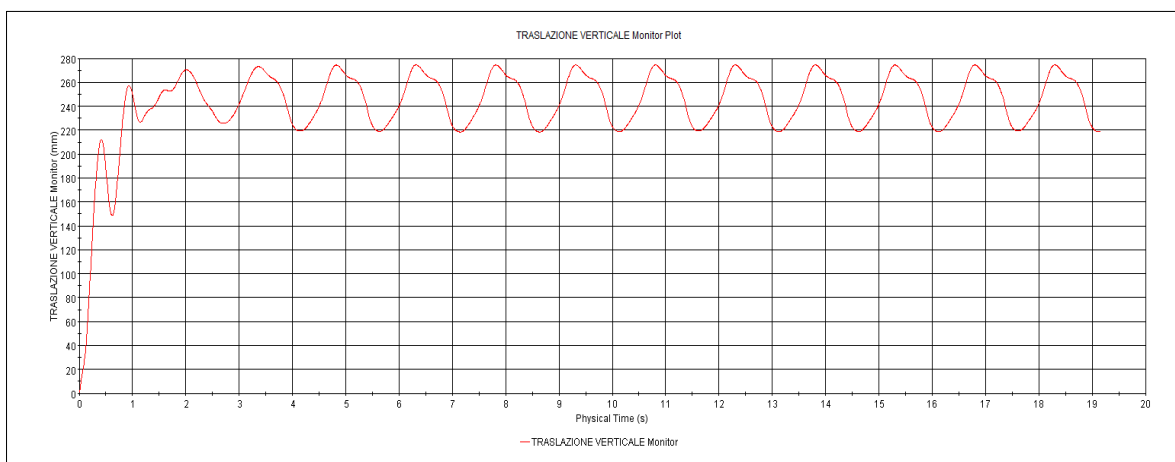


Figura 3.51. Traslazione verticale nella corsa a 20.7m/s e 5.2 gradi di assetto

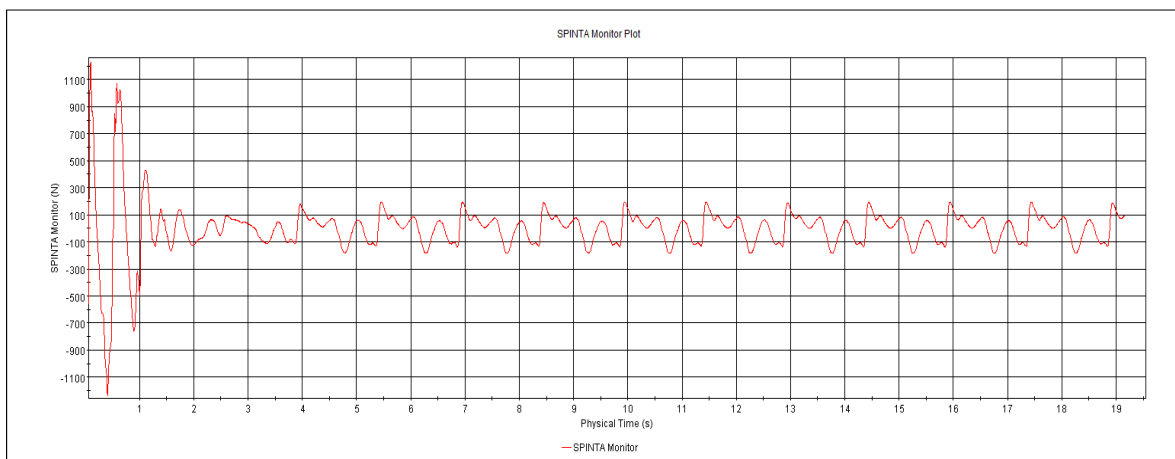


Figura 3.52. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.6 Prove high-speed a 8.2 gradi di assetto longitudinale

Nel presente paragrafo si riporta in dettaglio il lavoro di validazione svolto relativamente alle corse eseguite in vasca navale a varie velocità ed assetto longitudinale bloccato a 8.2 gradi. Per questo particolare assetto del velivolo, utilizzando le impostazioni descritte in precedenza, si è ottenuta una mesh composta da 1099795 celle. Mentre dalla verifica di galleggiamento statica si è ottenuto un valore di 525mm. Anche in questo caso, si è simulato un tempo di prova di 20s e si è inizializzata la simulazione con il valore del pescaggio derivante da verifica precedentemente eseguita in acqua calma attraverso STAR-CCM+. Anche per questo gruppo di simulazioni si riportano di seguito gli andamenti delle grandezze oggetto di misura.

3.6.1 Corsa a 7.4m/s

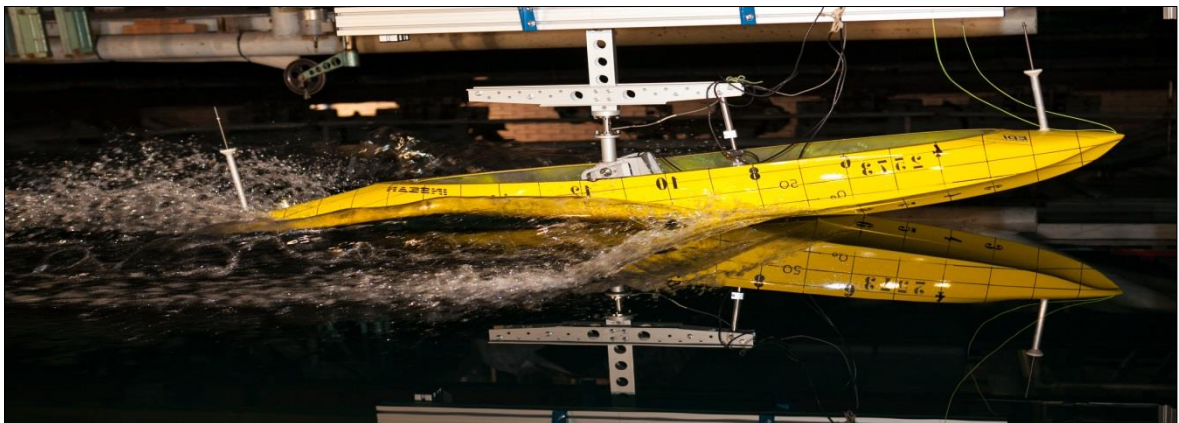


Figura 3.53. Corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

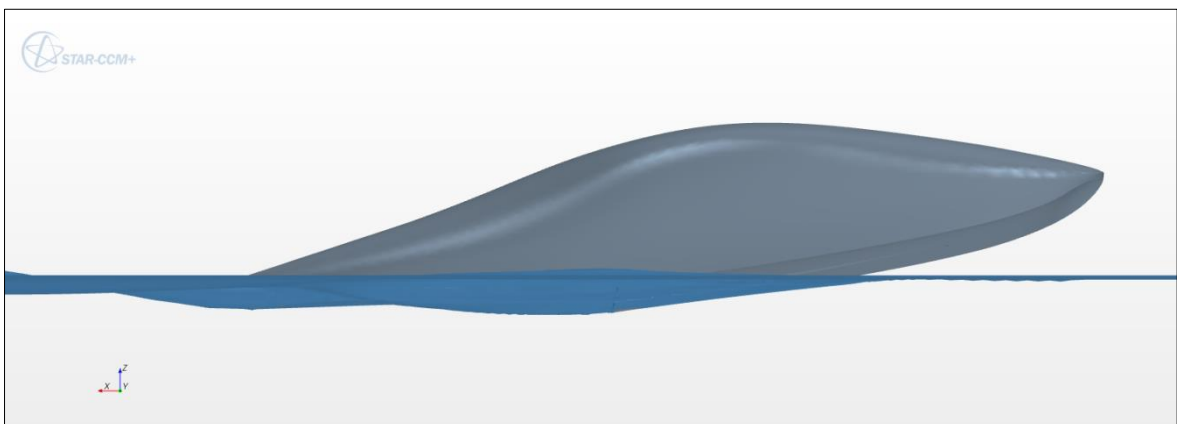


Figura 3.54. Corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

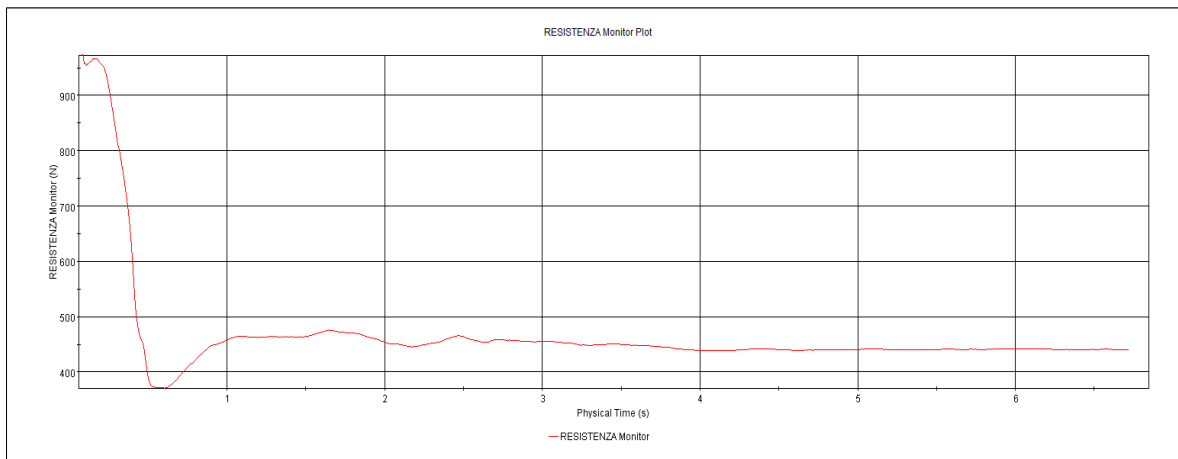


Figura 3.55. Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale

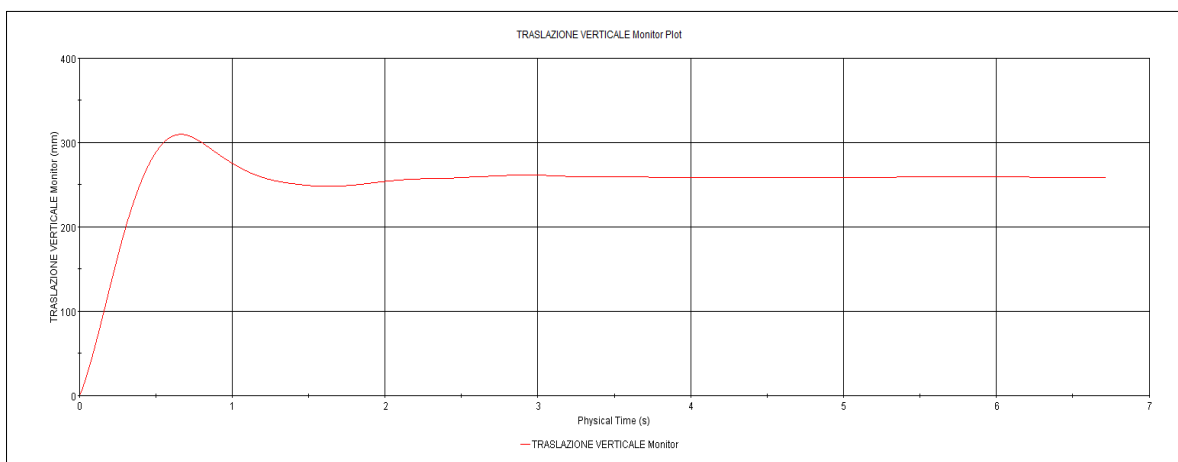


Figura 3.56. Traslazione verticale nella corsa a 7.4m/s e 8.2 gradi di assetto

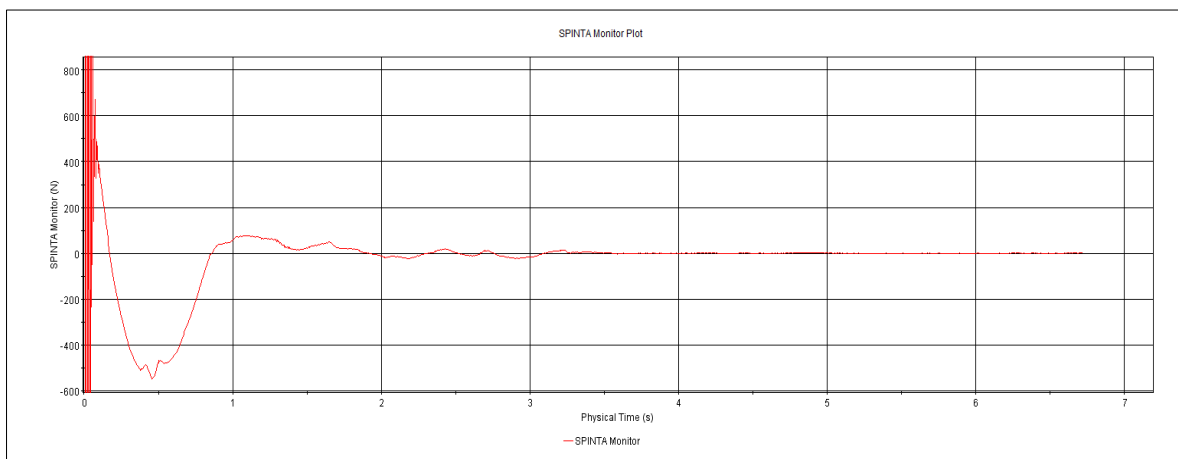


Figura 3.57. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.6.2 Corsa a 8.6m/s

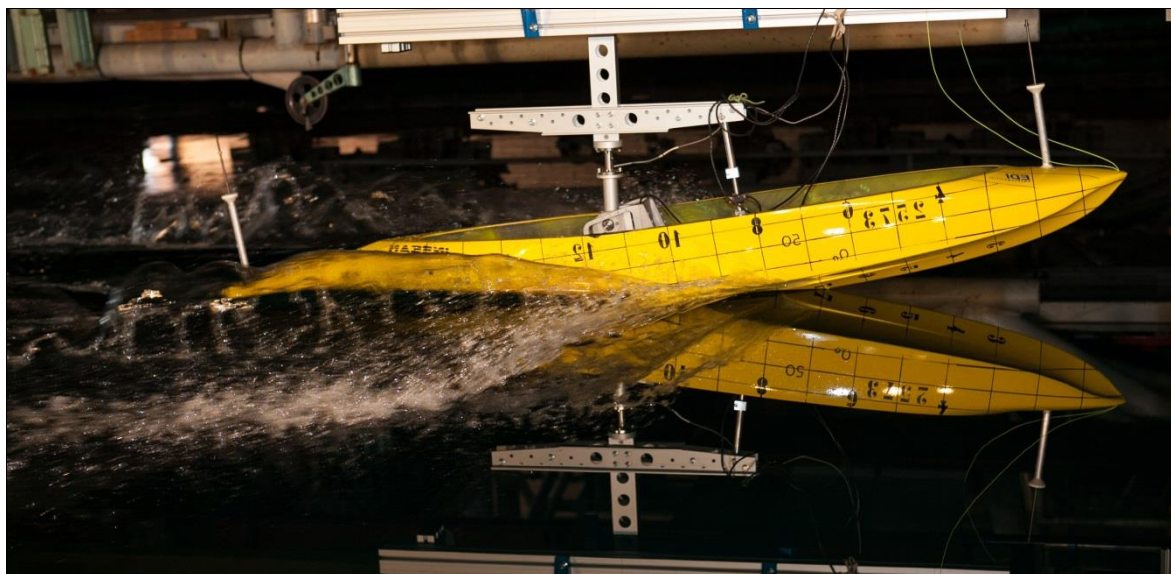


Figura 3.58. Corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

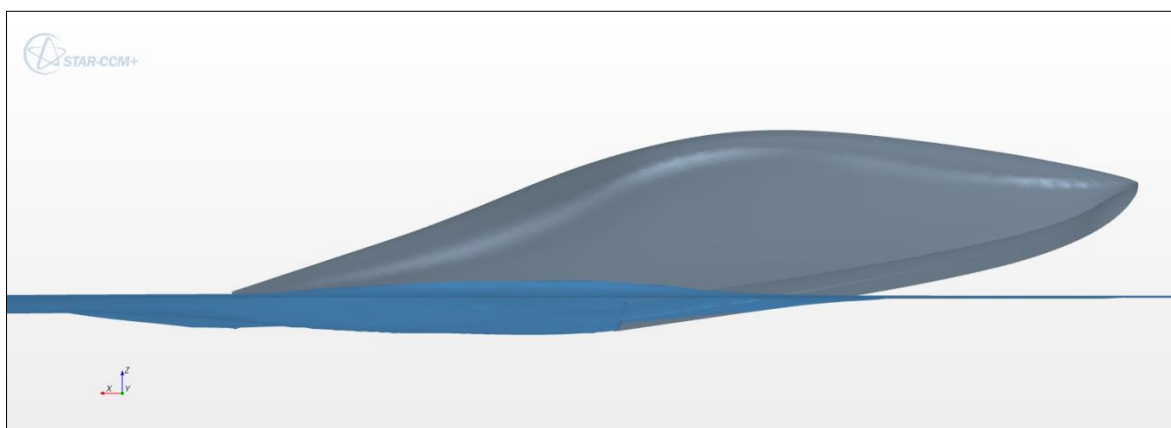


Figura 3.59. Corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

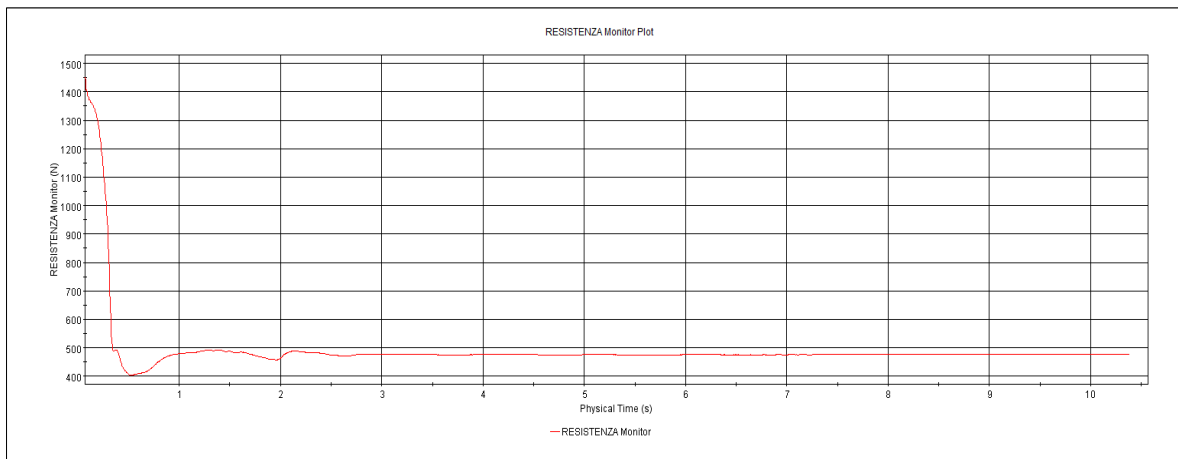


Figura 3.60. Andamento della resistenza nella corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale

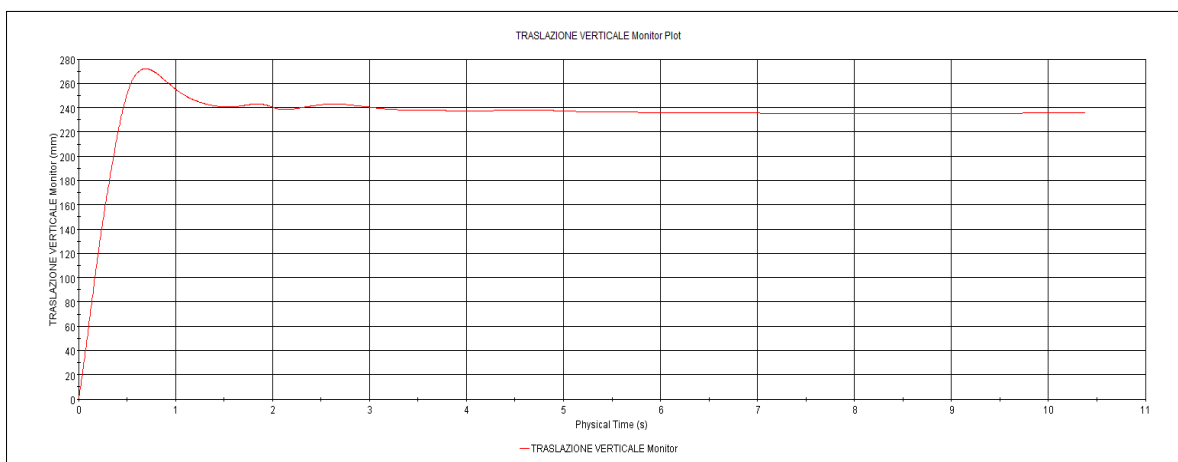


Figura 3.61. Traslazione verticale nella corsa a 8.7m/s e 8.2 gradi di assetto

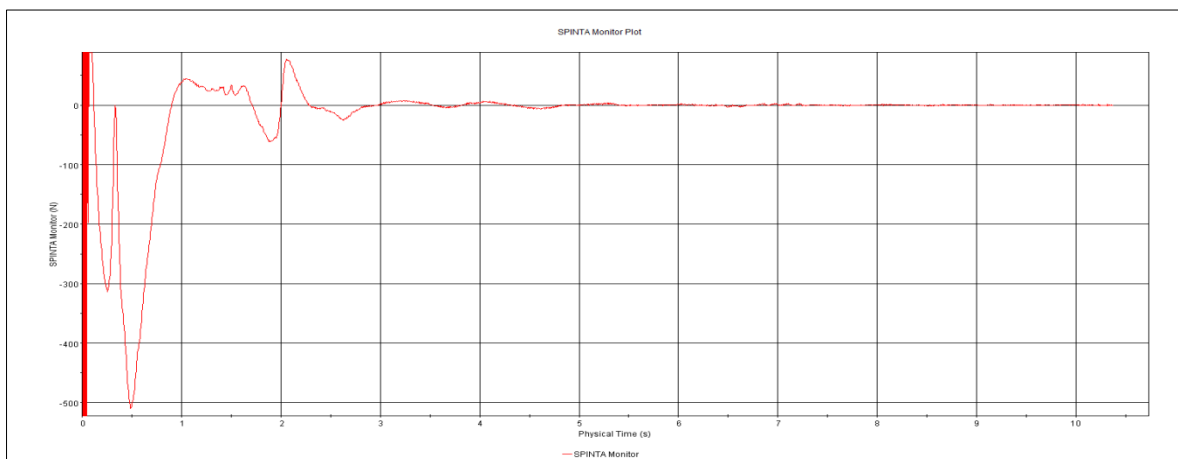


Figura 3.62. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.6.3 Corsa a 10.6m/s

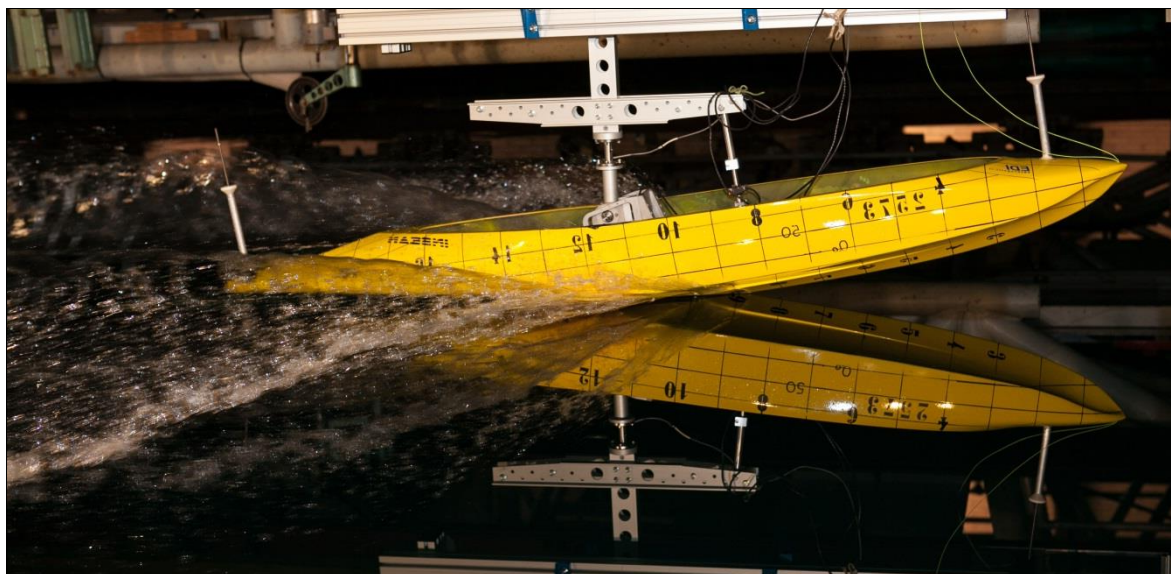


Figura 3.63. Corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

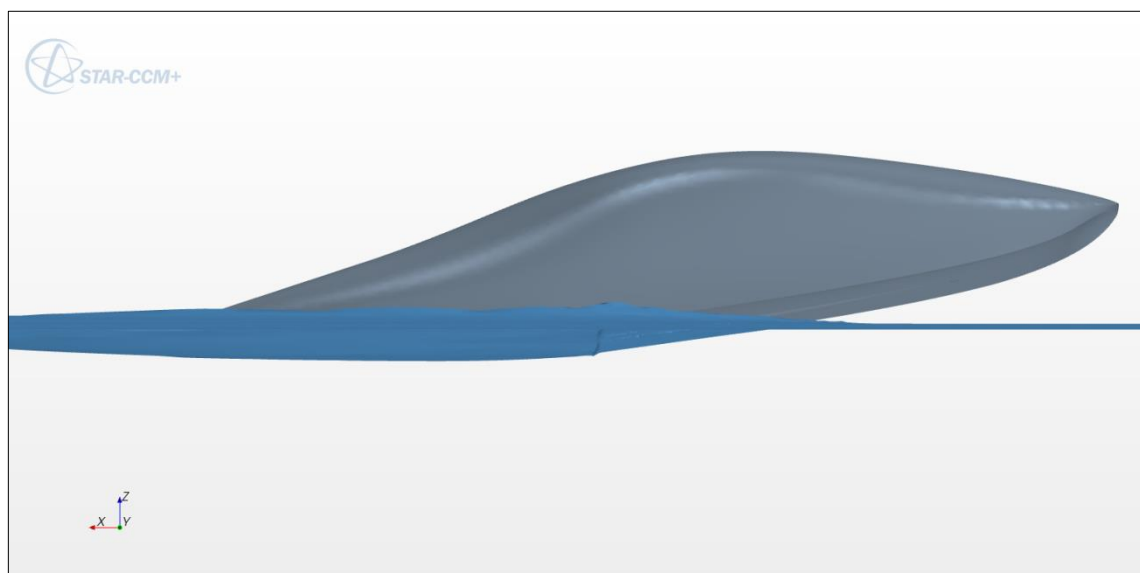


Figura 3.64. Corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

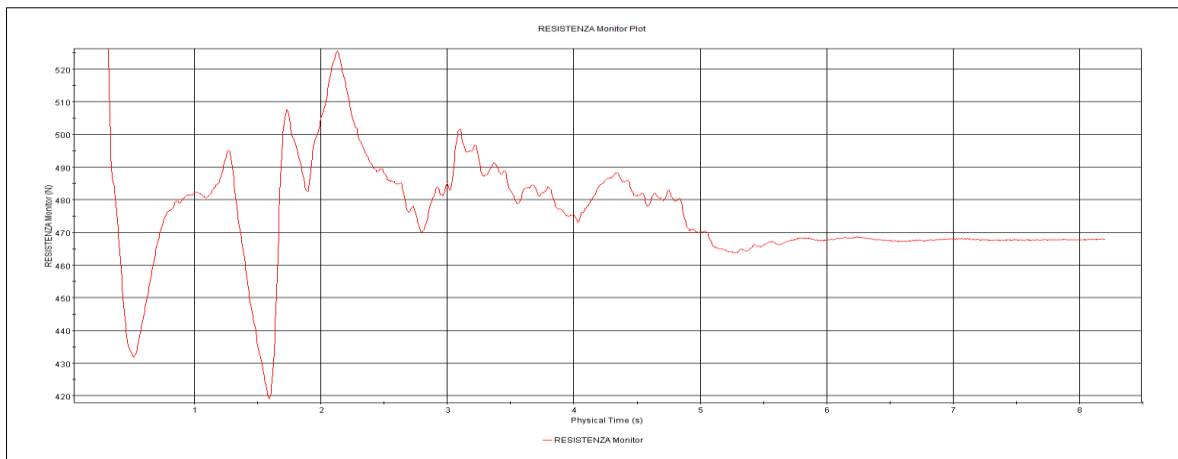


Figura 3.65. Andamento della resistenza nella corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale

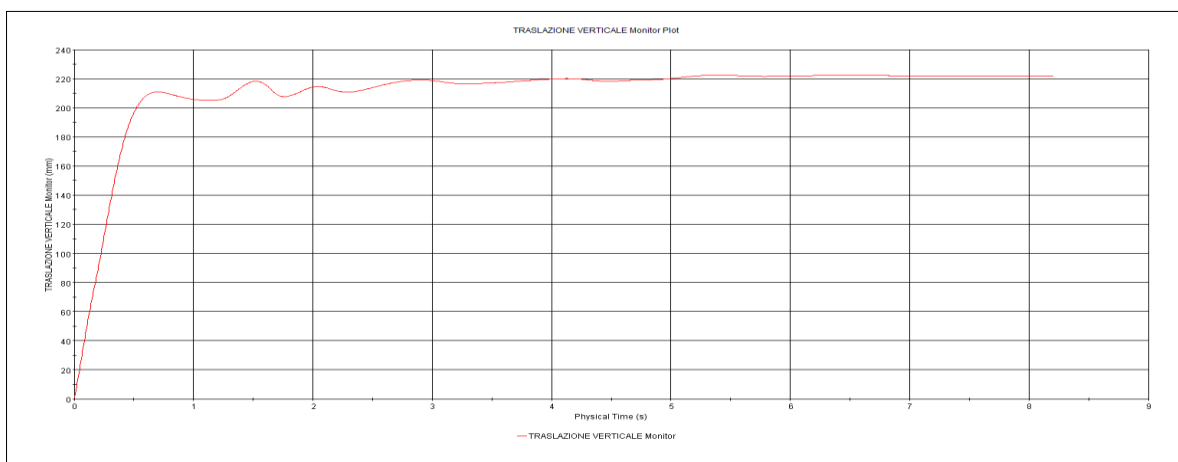


Figura 3.66. Traslazione verticale nella corsa a 10.6m/s e 8.2 gradi di assetto

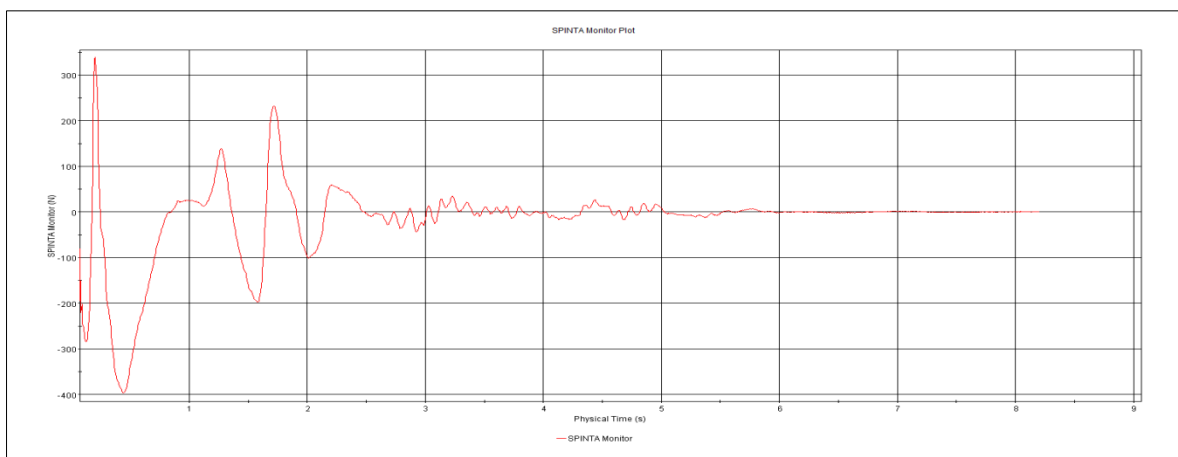


Figura 3.67. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.6.4 Corsa a 13.5m/s

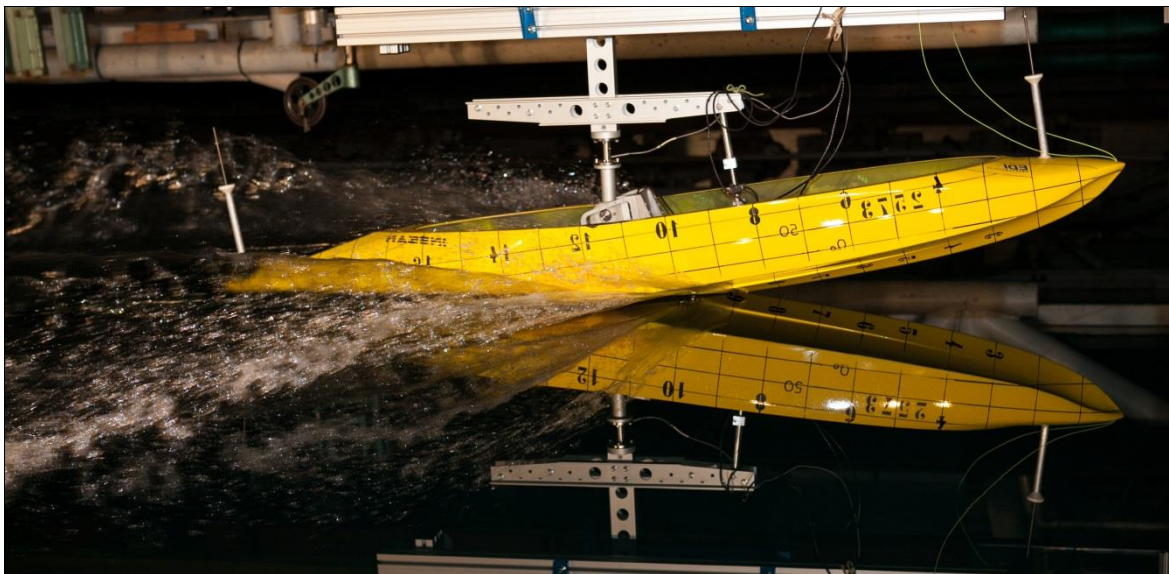


Figura 3.68. Corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

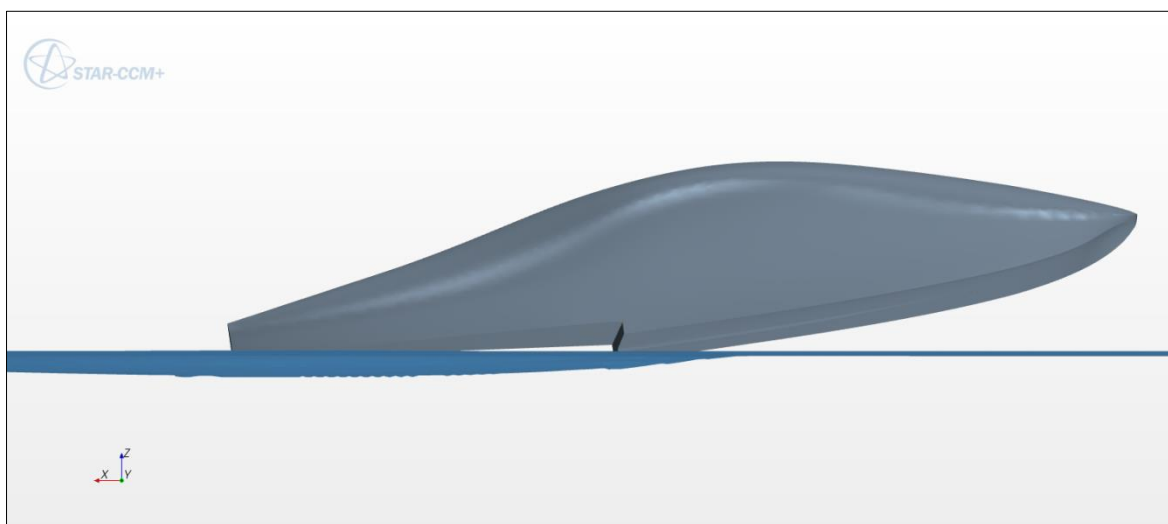


Figura 3.69. Corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

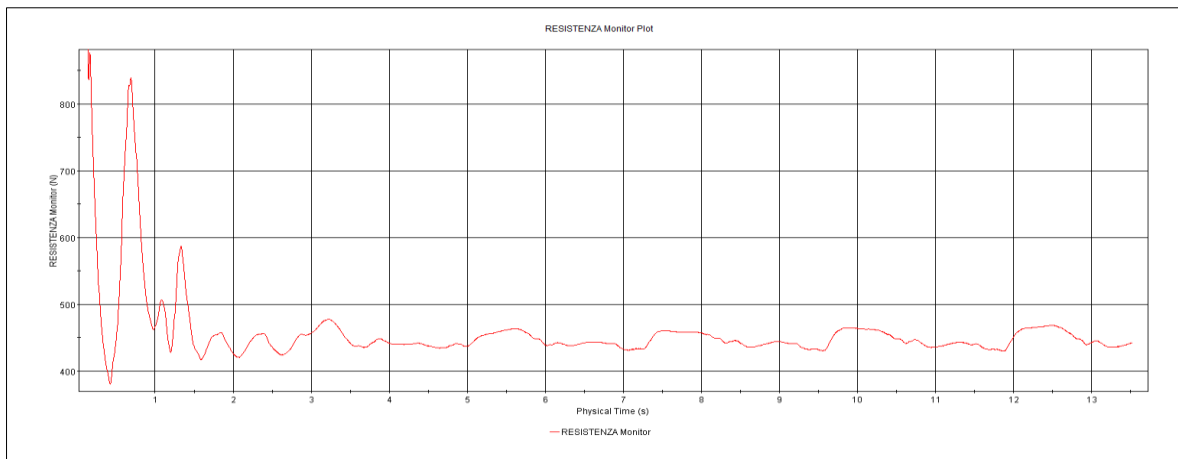


Figura 3.70. Andamento della resistenza nella corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale

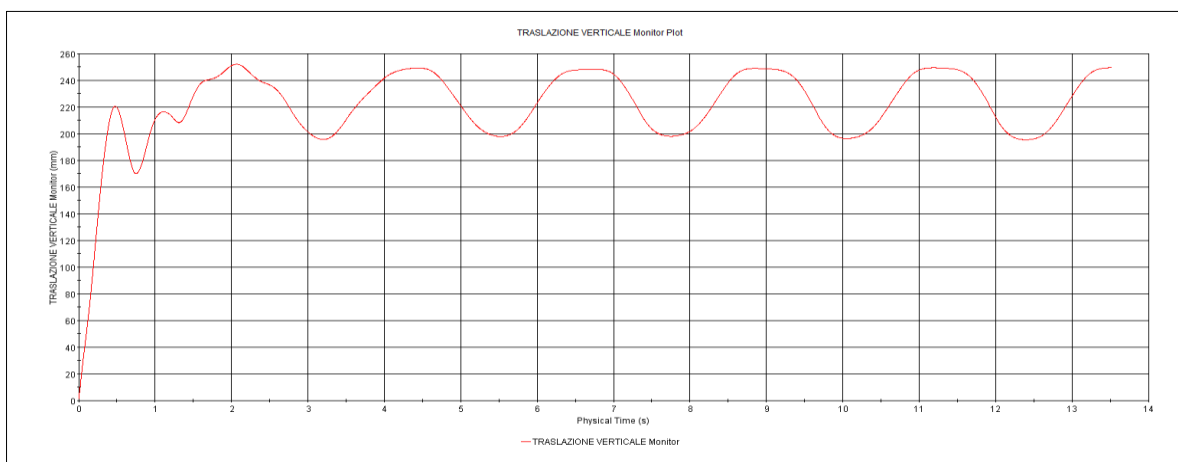


Figura 3.71. Traslazione verticale nella corsa a 13.5m/s e 8.2 gradi di assetto

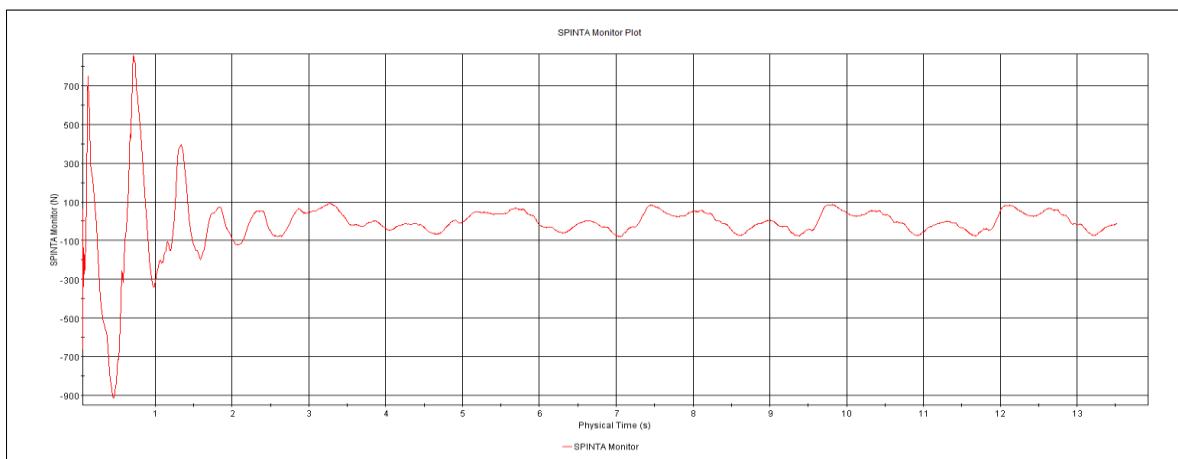


Figura 3.72. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.6.5 Corsa a 17.0m/s

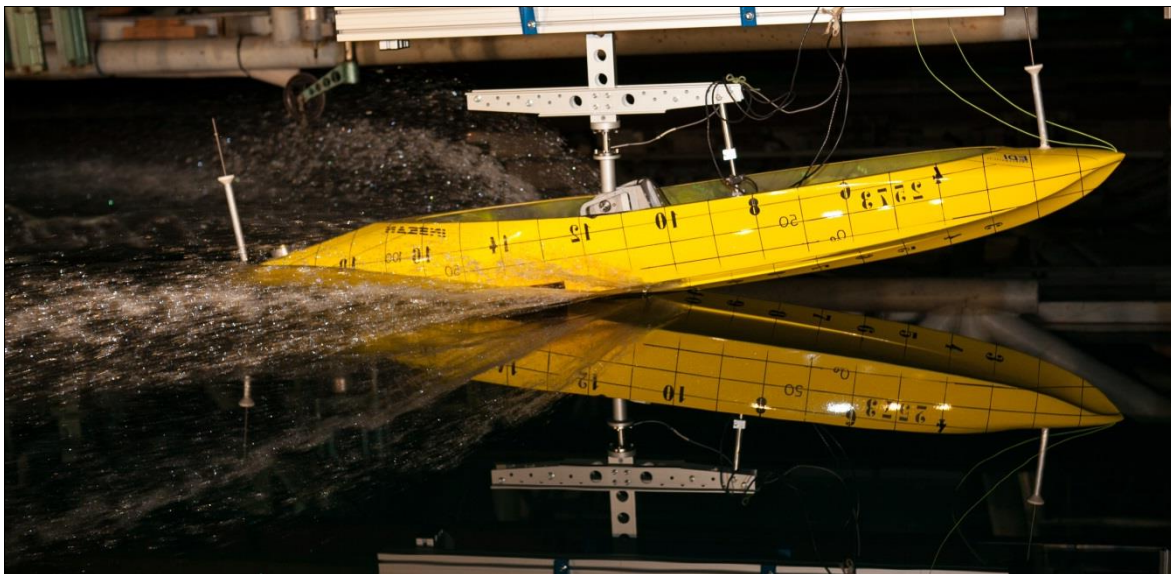


Figura 3.73. Corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

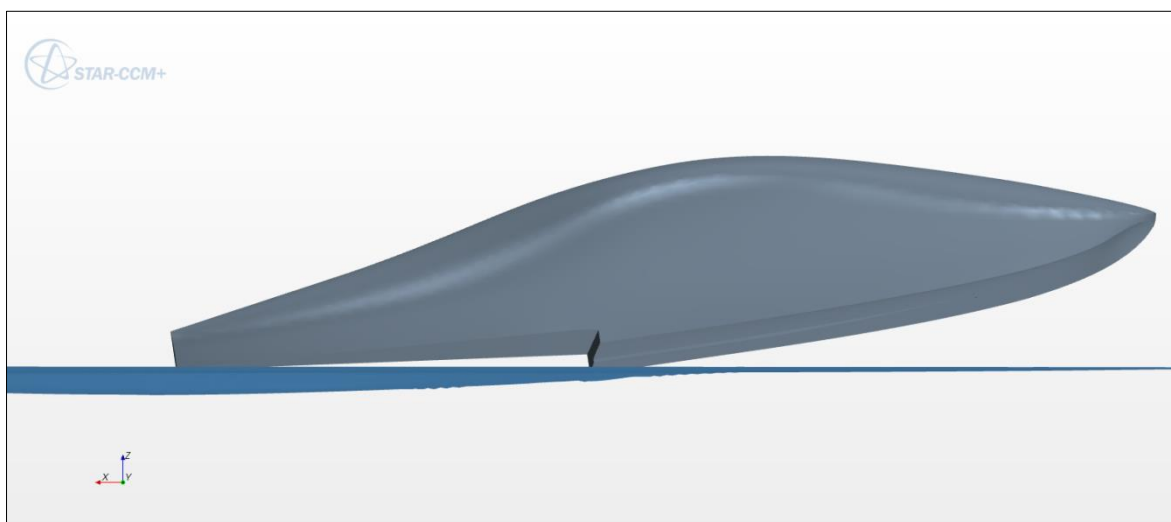


Figura 3.74. Corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

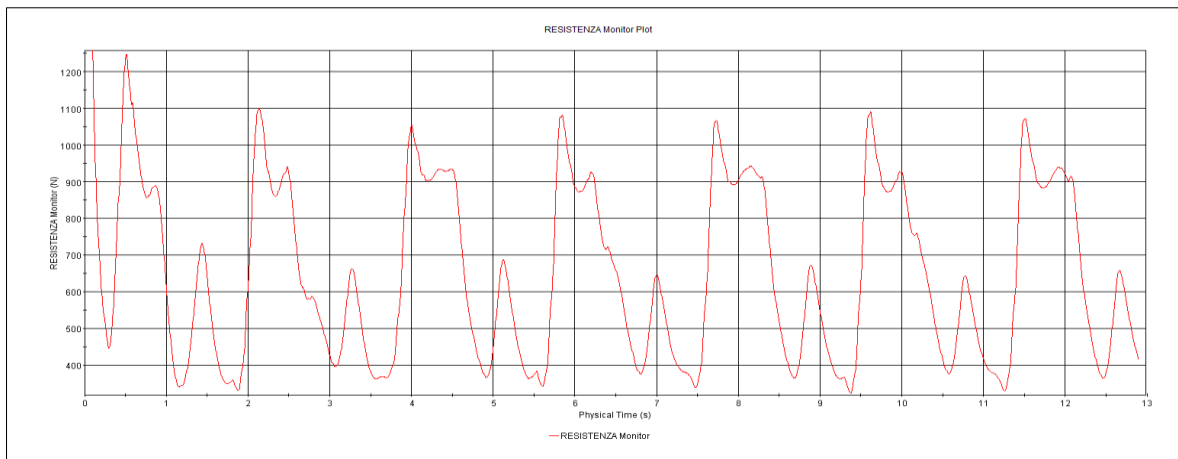


Figura 3.75. Andamento della resistenza nella corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale

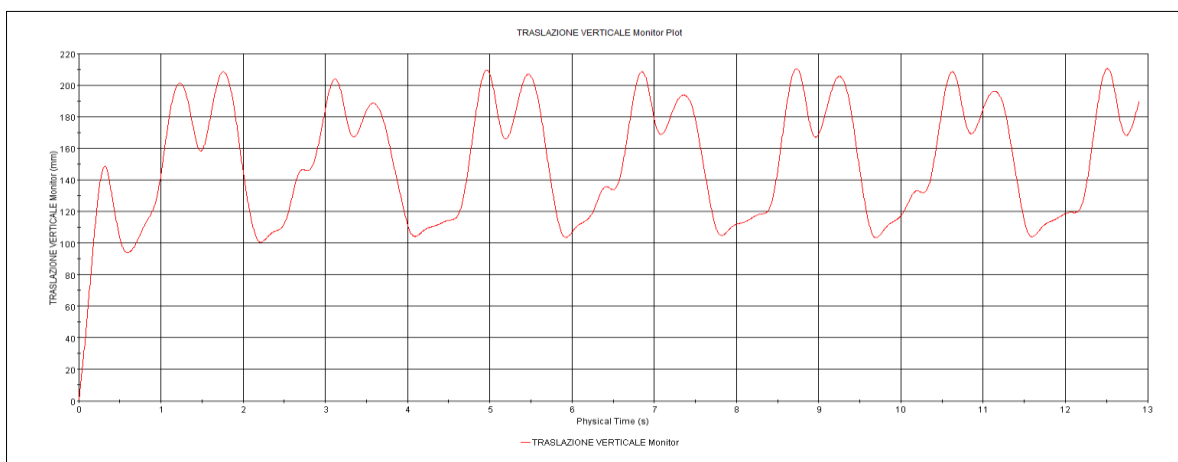


Figura 3.76. Traslazione verticale nella corsa a 17.0m/s e 8.2 gradi di assetto

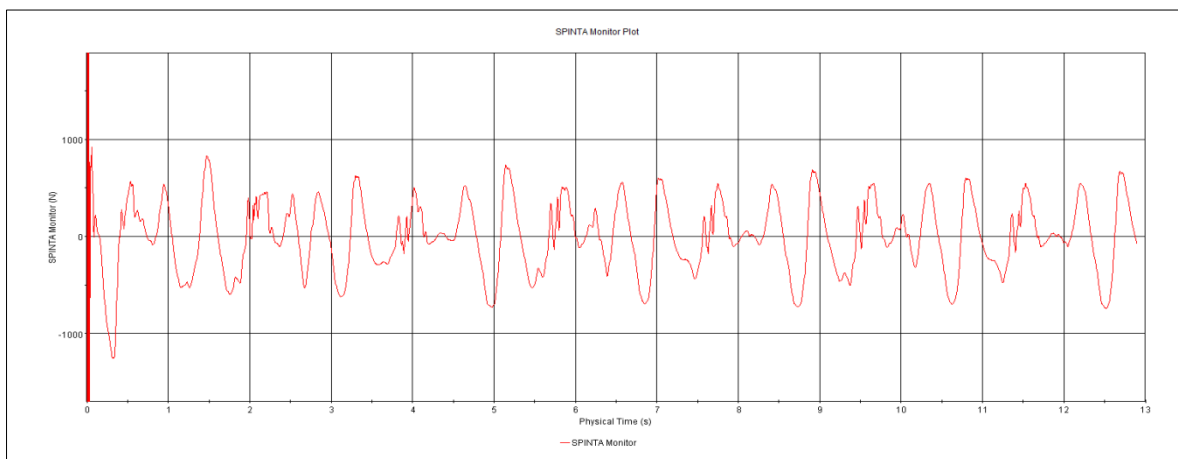


Figura 3.77. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.6.6 Corsa a 20.7m/s

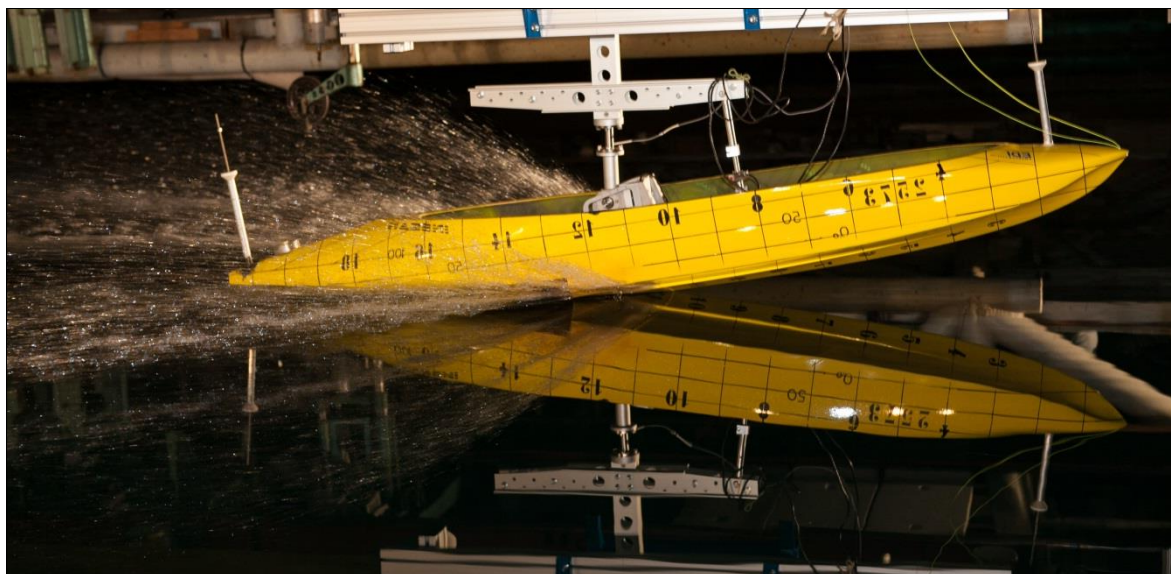


Figura 3.78. Corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

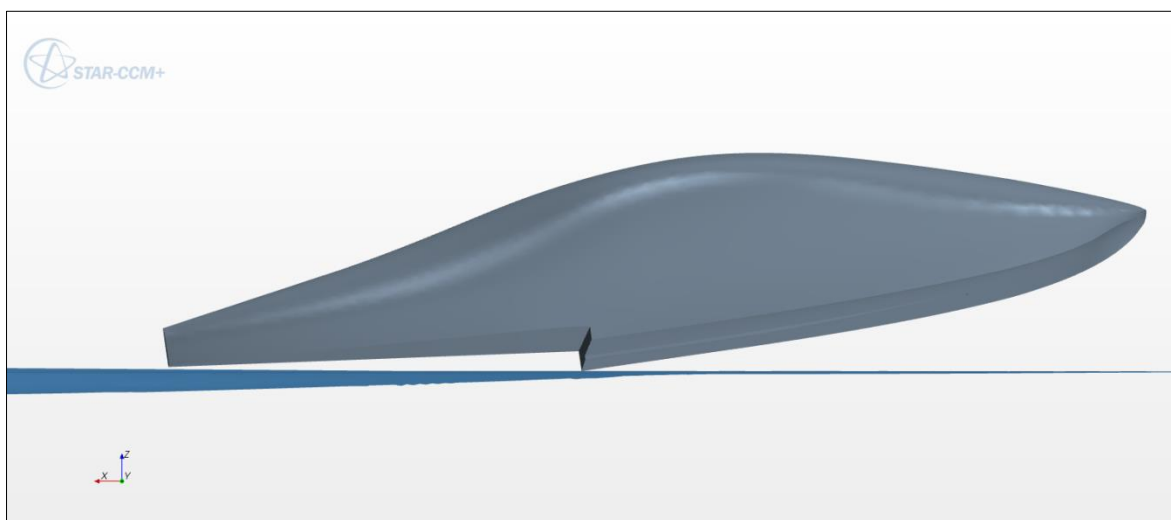


Figura 3.79. Corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

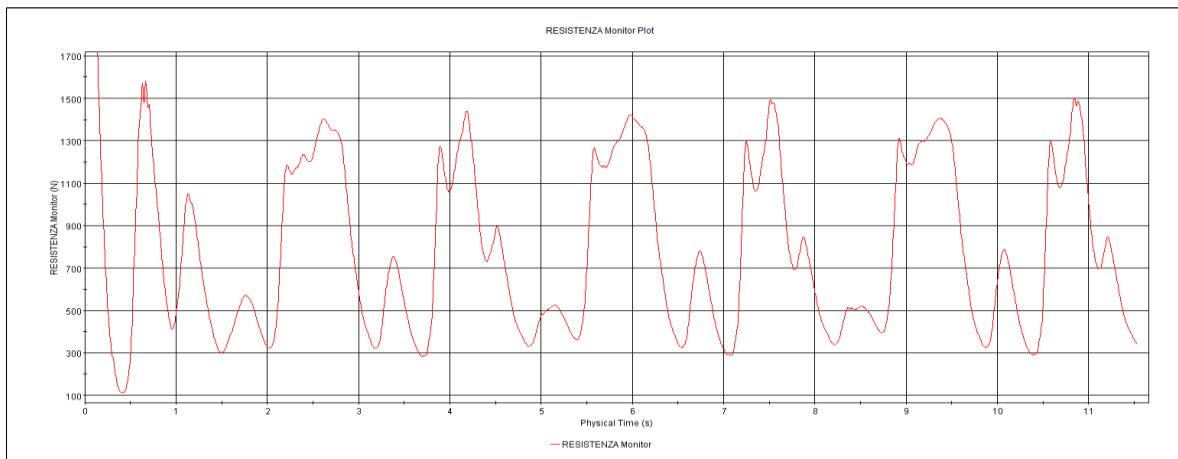


Figura 3.80. Andamento della resistenza nella corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto longitudinale

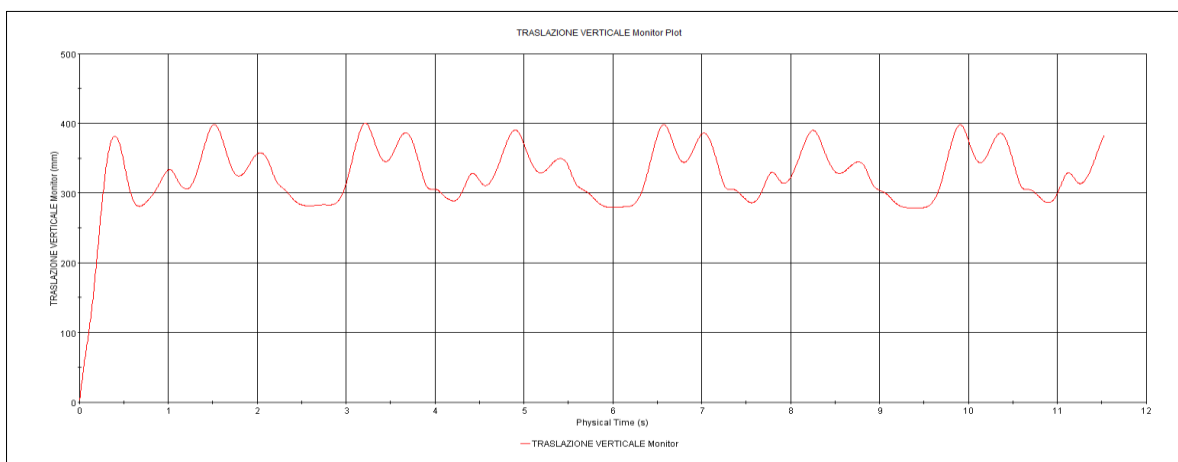


Figura 3.81. Traslazione verticale nella corsa a 20.7m/s e 8.2 gradi di assetto

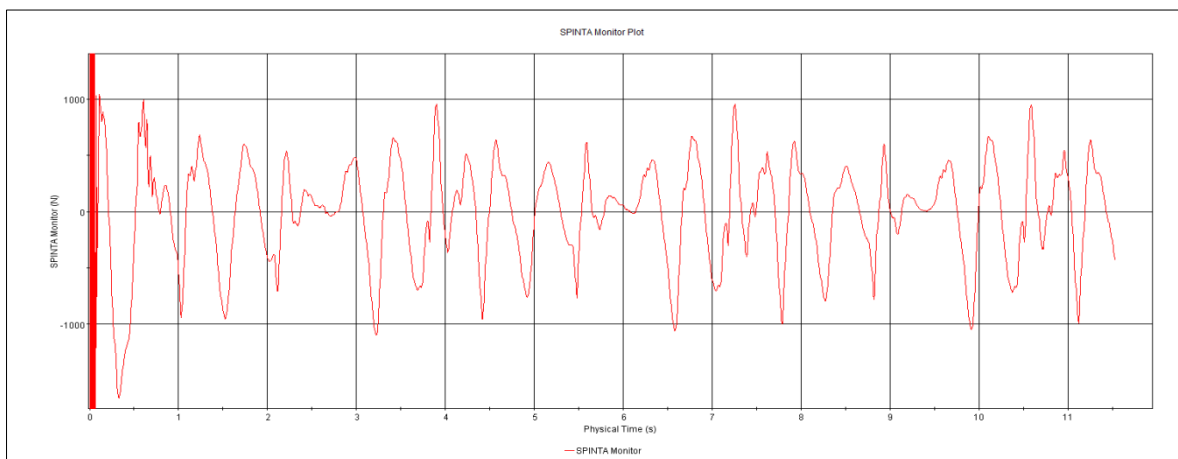


Figura 3.82. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.7 Prove high-speed a 10.2 gradi di assetto longitudinale

In questo paragrafo si descrive in dettaglio il lavoro di validazione svolto in riferimento alle prove condotte in vasca navale a varie velocità e assetto longitudinale bloccato a 10.2 gradi. Dalla verifica del galleggiamento statico eseguita con STAR-CCM+ si è ottenuto un valore pari a 654mm. Si è eseguita la mesh di volume utilizzando le impostazioni descritte al paragrafo 3 del presente capitolo ottenendo, con questo particolare assetto del velivolo, una mesh costituita da 1156143 celle. I valori del pescaggio a velocità nulla sono stati, anche in questo caso, ottenuti tramite simulazione eseguita in acqua calma. Si riportano di seguito gli andamenti delle grandezze misurate nelle singole corse.

3.7.1 Corsa a 7.4m/s



Figura 3.83. Corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

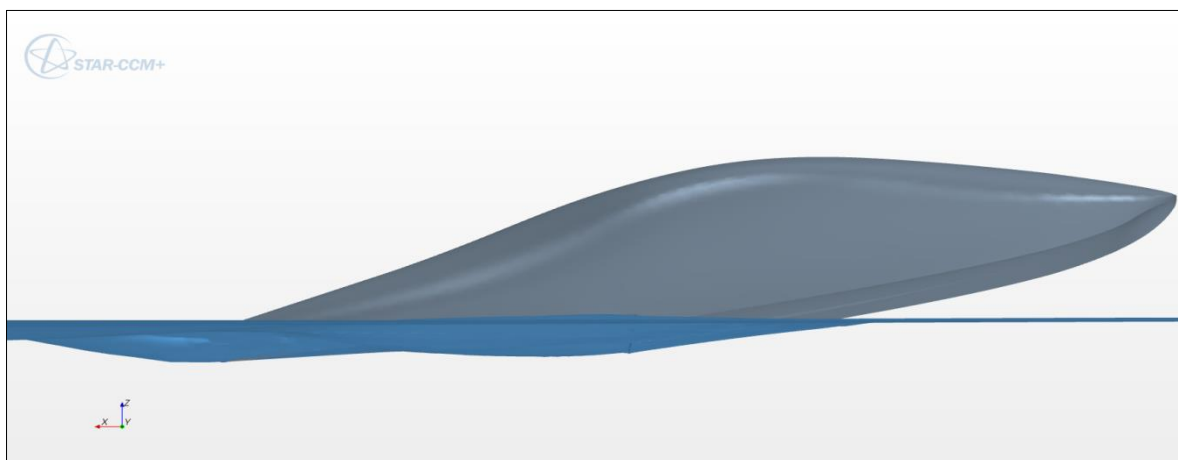


Figura 3.84. Corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

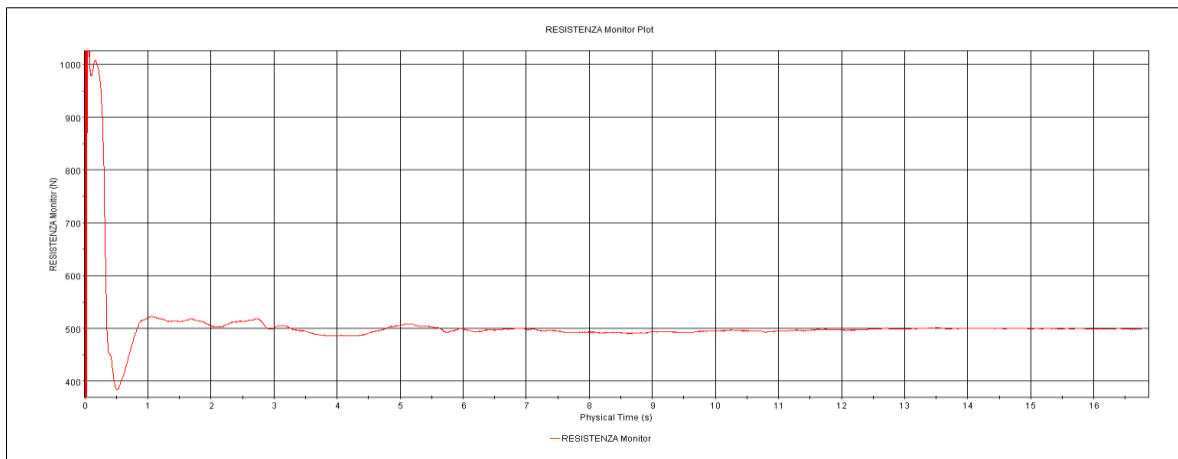


Figura 3.85. Andamento della resistenza nella corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale

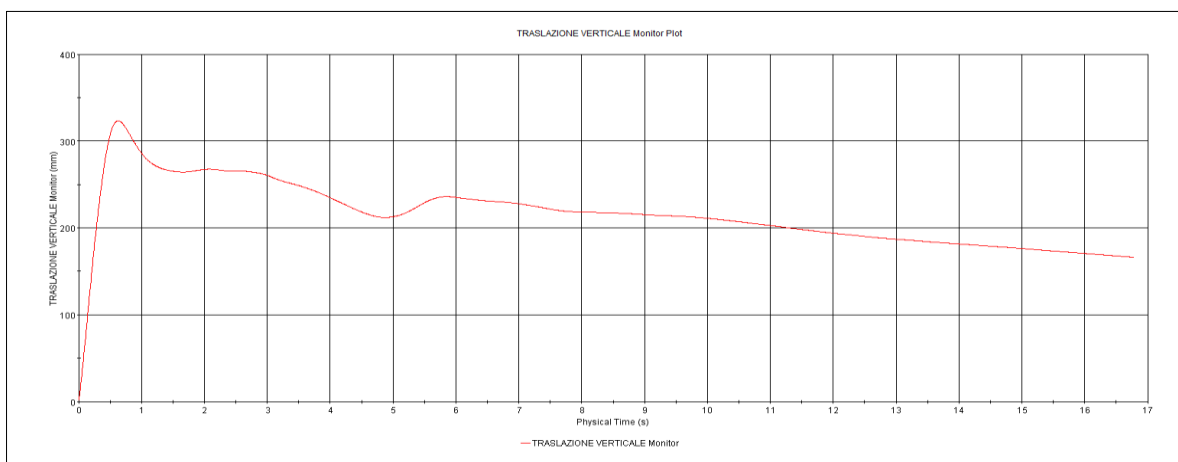


Figura 3.86. Traslazione verticale nella corsa a 7.4m/s e 10.2 gradi di assetto

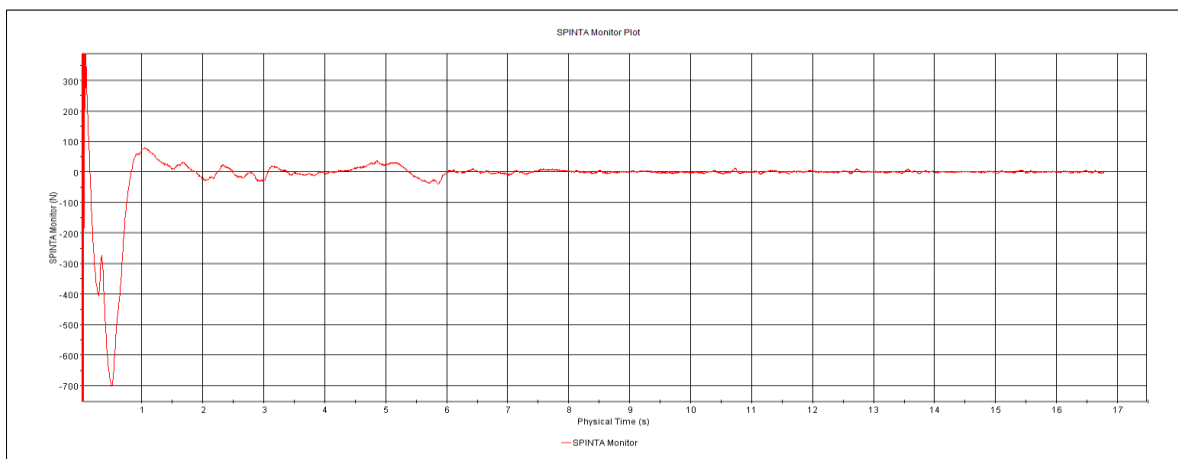


Figura 3.87. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.7.2 Corsa a 8.7m/s

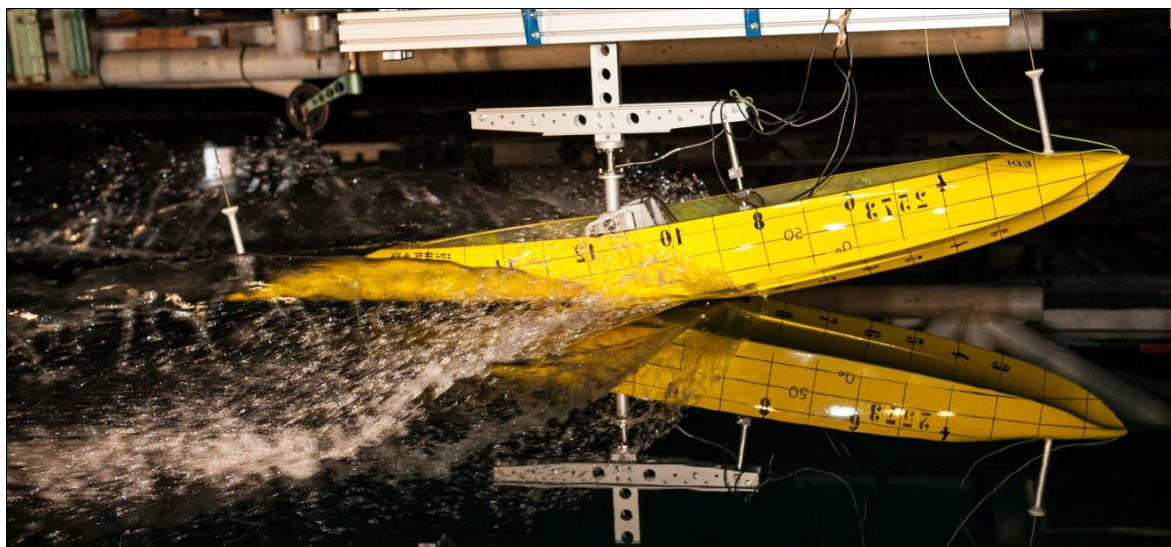


Figura 3.88. Corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

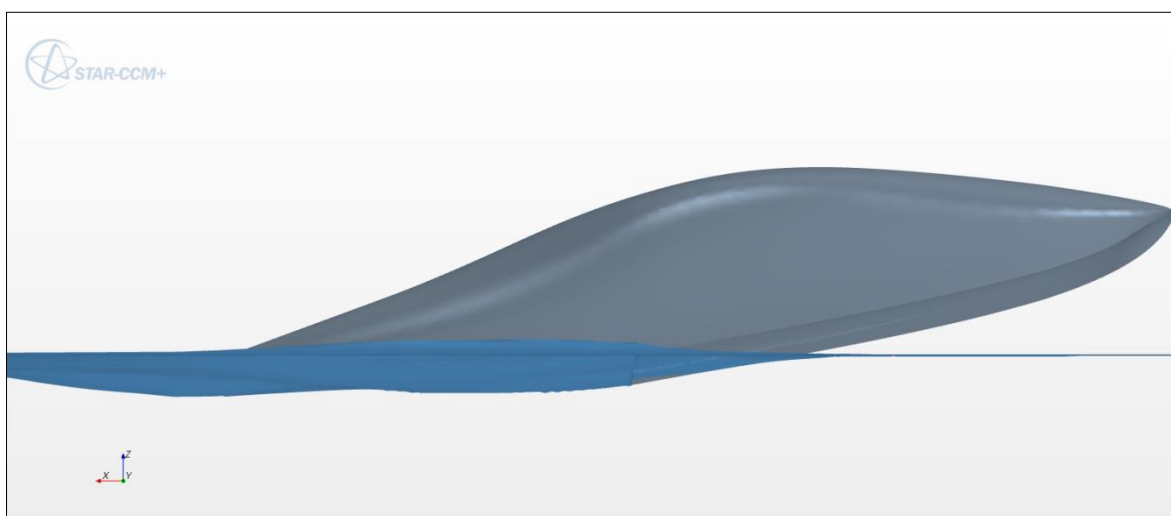


Figura 3.89. Corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

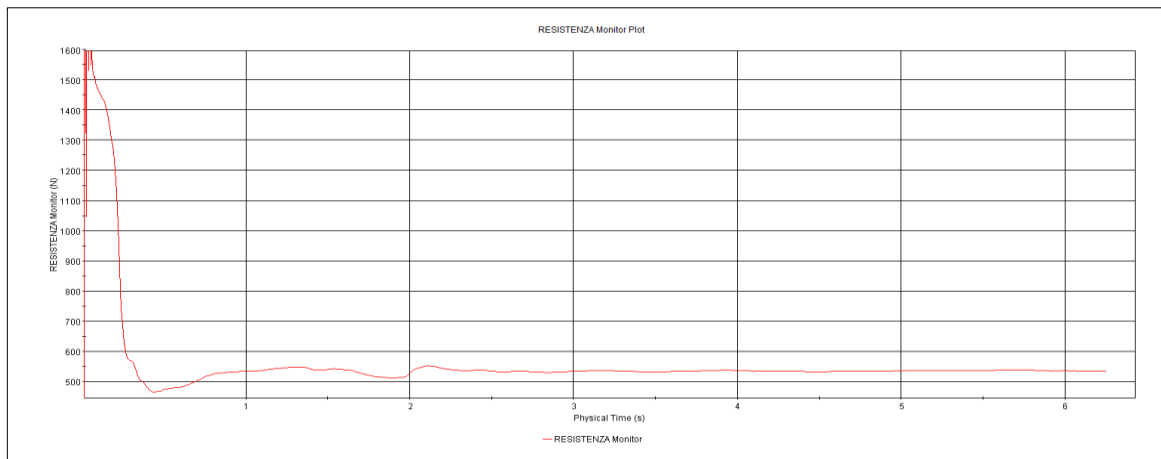


Figura 3.90. Andamento della resistenza nella corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale

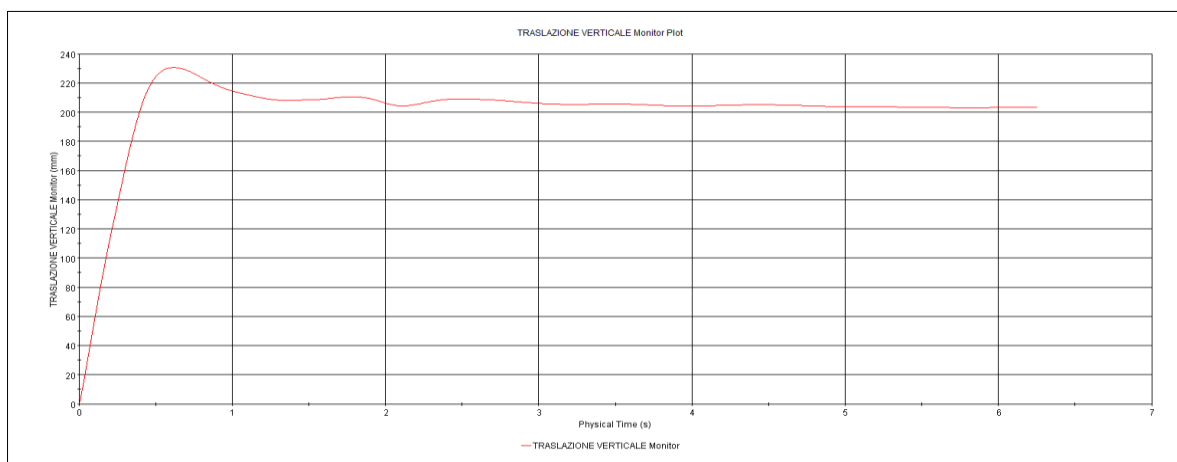


Figura 3.91. Traslazione verticale nella corsa a 8.7m/s e 10.2 gradi di assetto

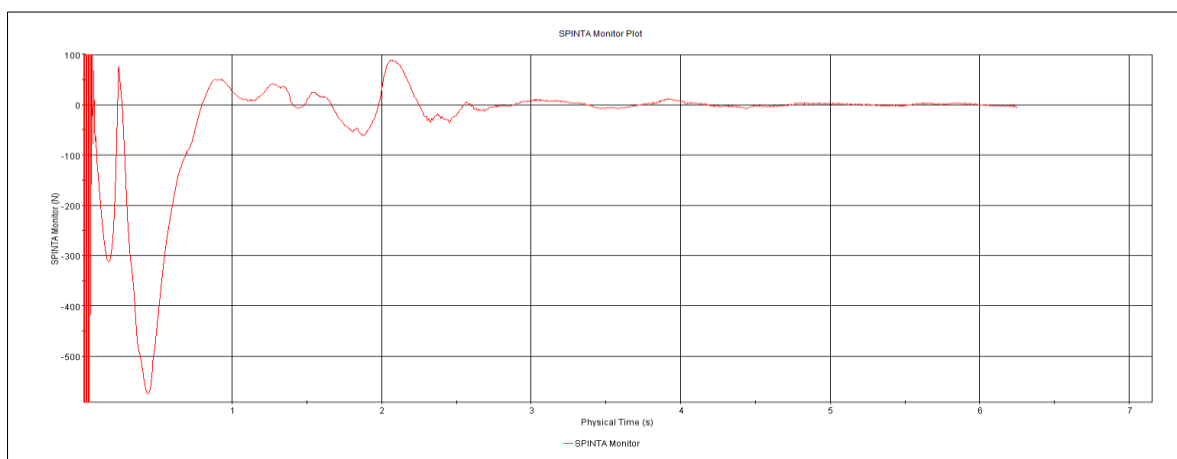


Figura 3.92. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.7.3 Corsa a 10.6m/s

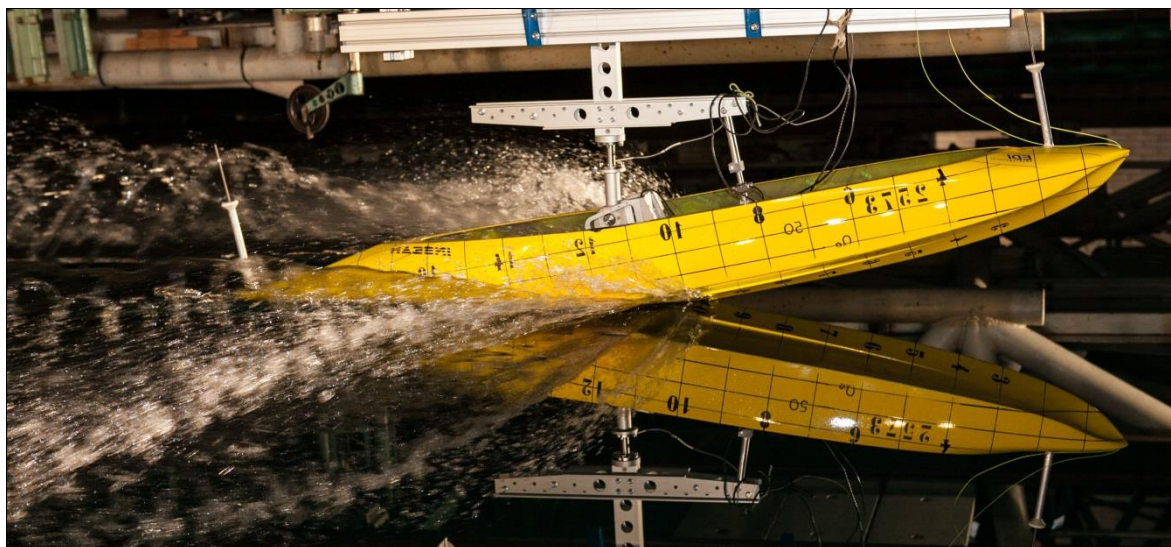


Figura 3.93. Corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

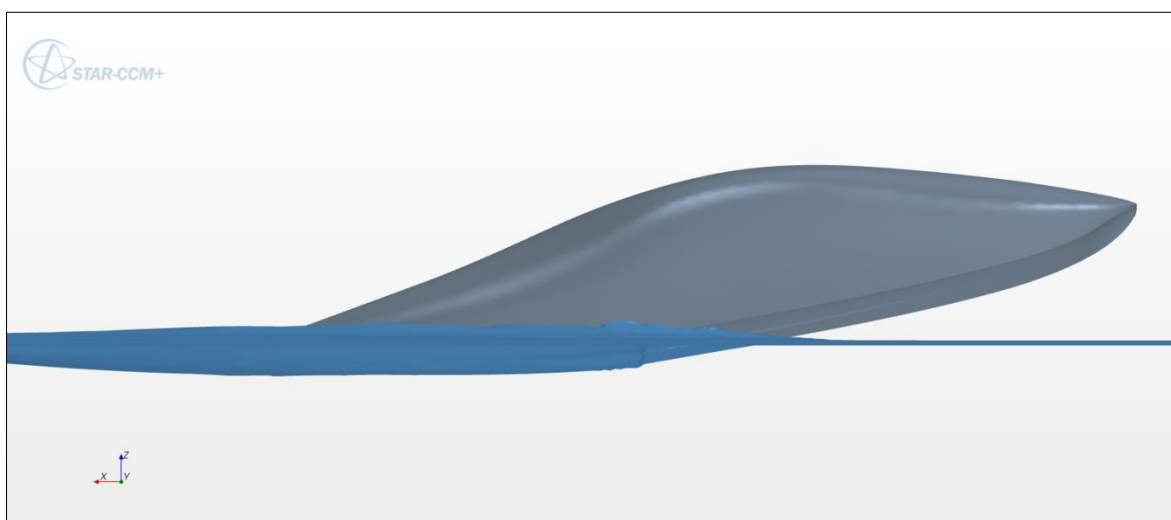


Figura 3.94. Corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

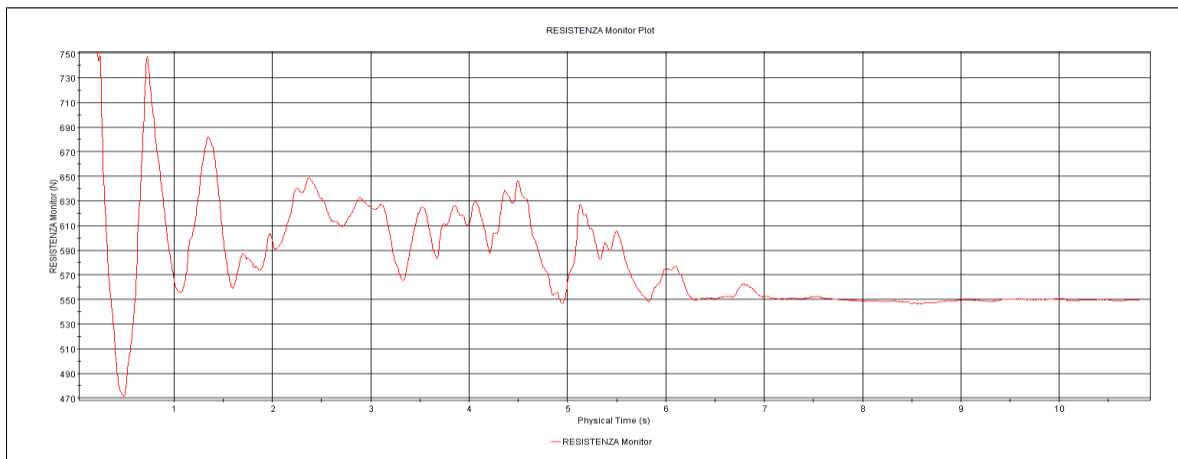


Figura 3.95. Andamento della resistenza nella corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale

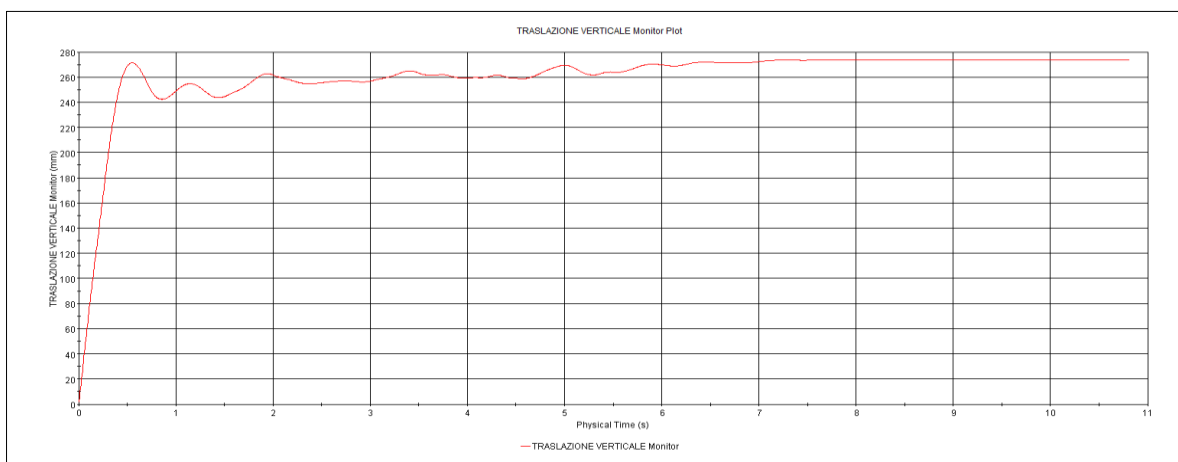


Figura 3.96. Traslazione verticale nella corsa a 10.6m/s e 10.2 gradi di assetto

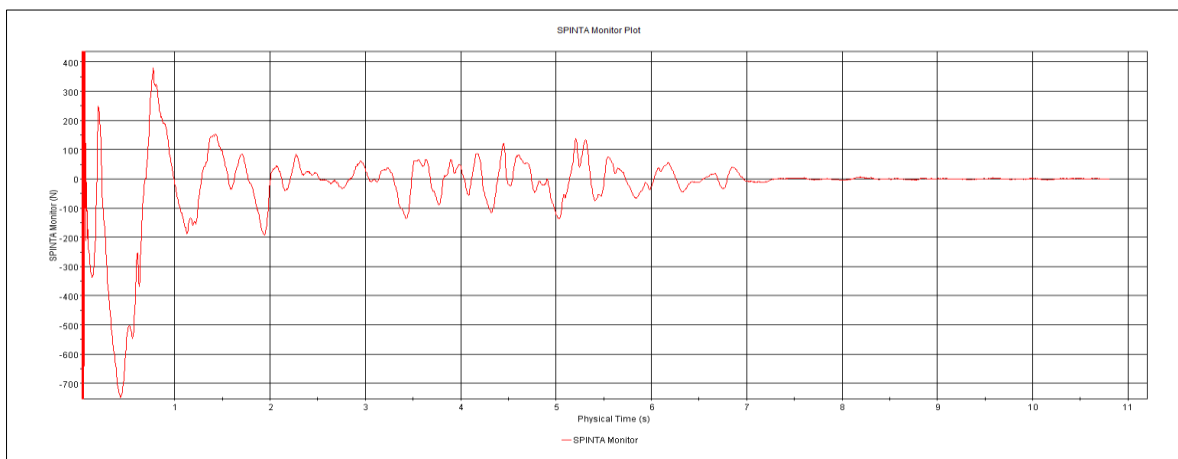


Figura 3.97. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.7.4 Corsa a 13.5m/s



Figura 3.98. Corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

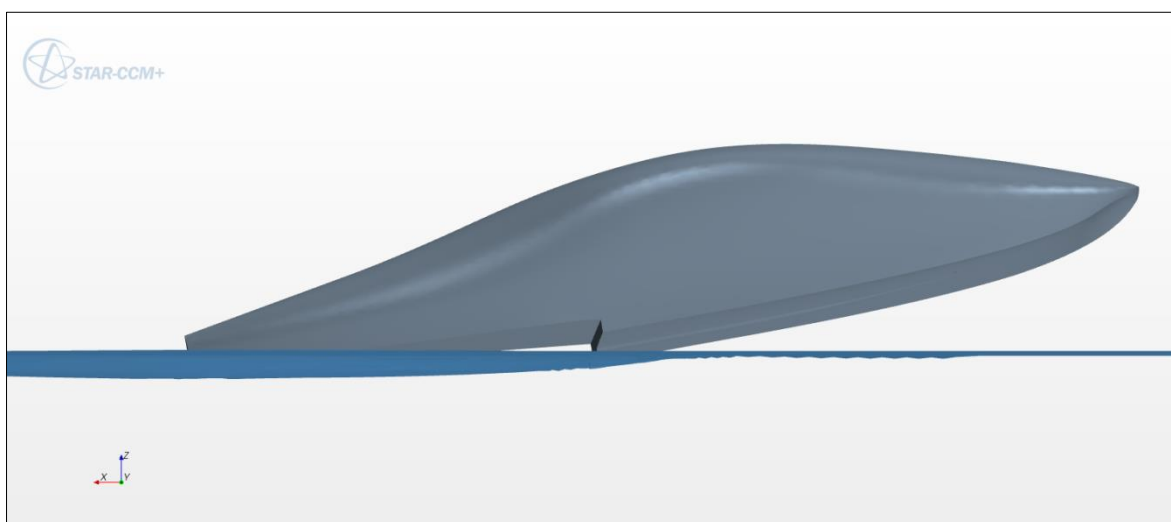


Figura 3.99. Corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

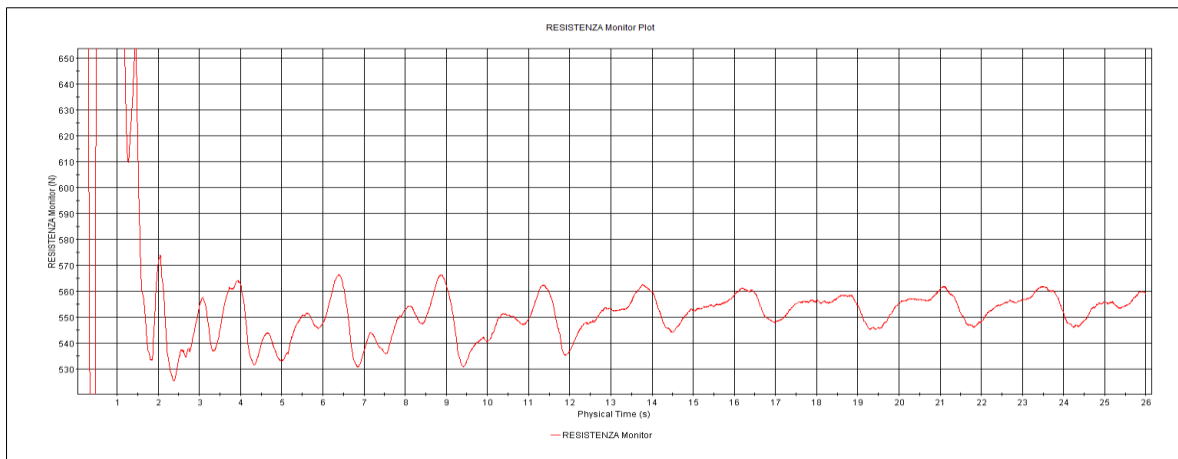


Figura 3.100. Andamento della resistenza nella corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale

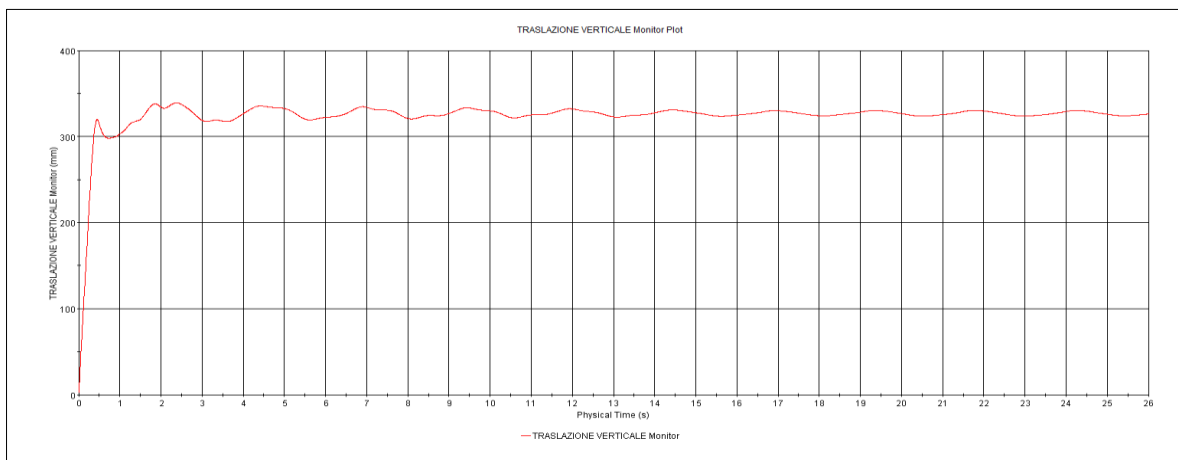


Figura 3.101. Traslazione verticale nella corsa a 13.5m/s e 10.2 gradi di assetto

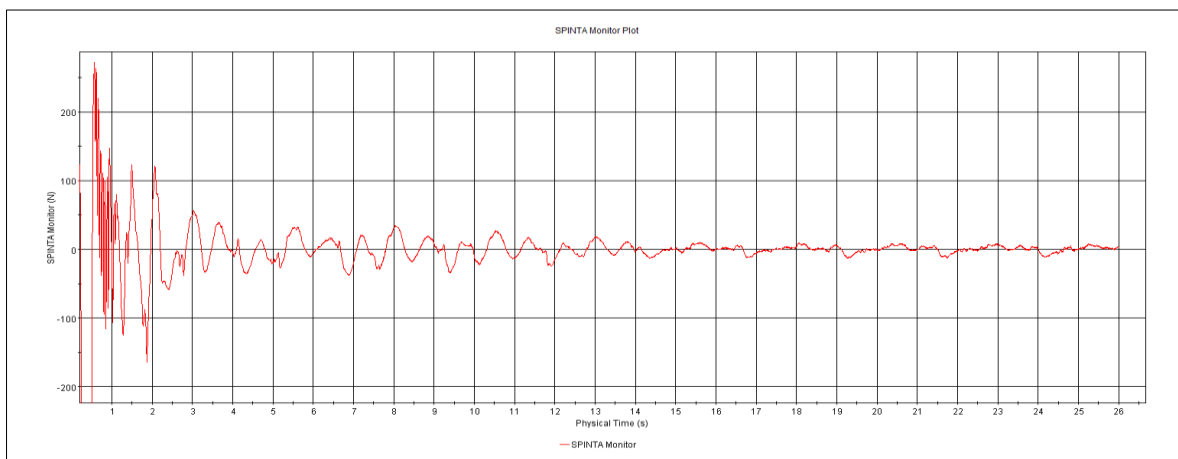


Figura 3.102. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.7.5 Corsa a 17.0m/s

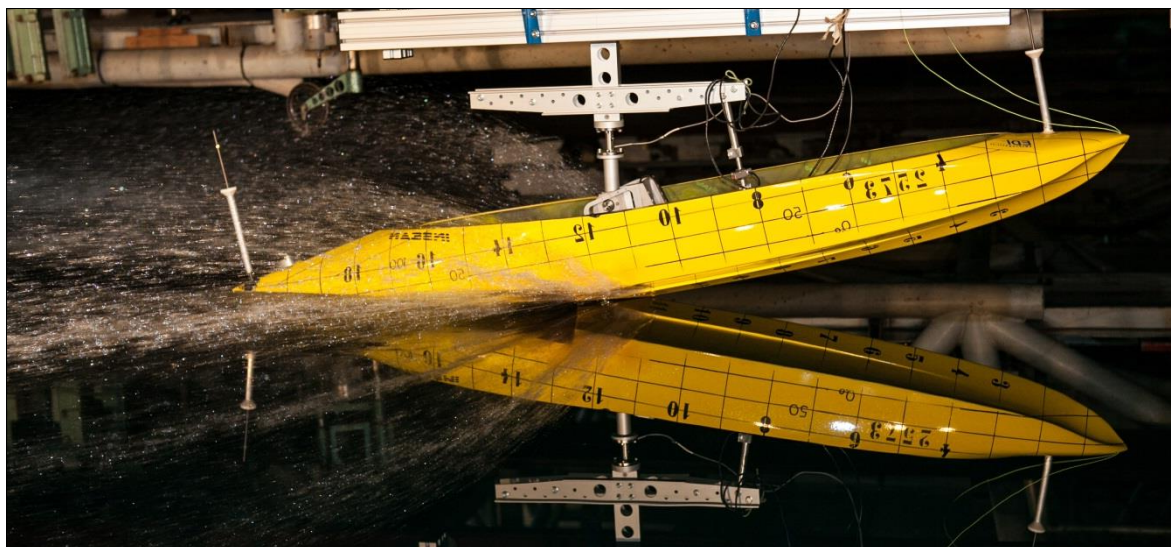


Figura 3.103. Corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

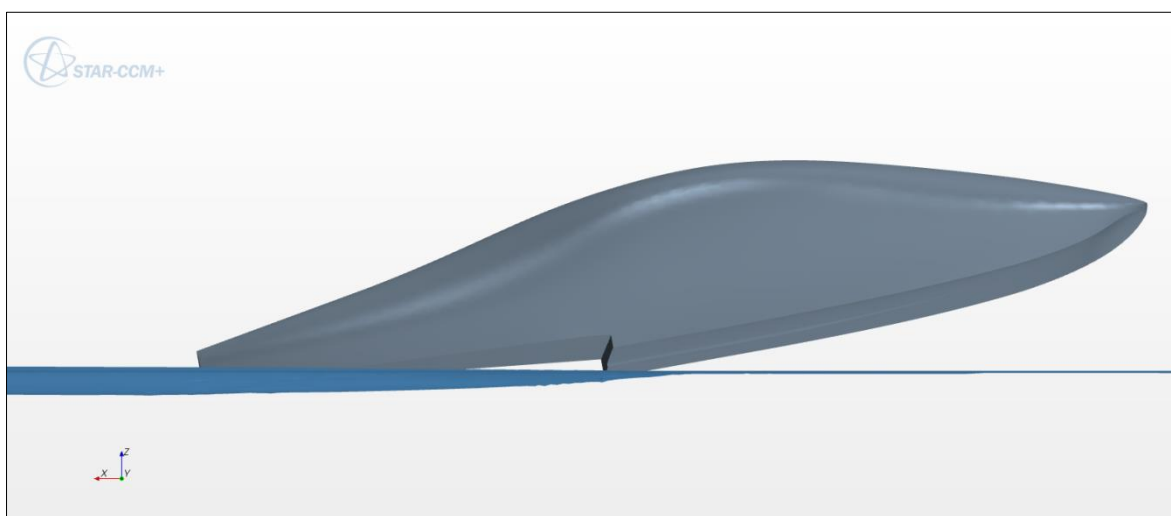


Figura 3.104. Corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

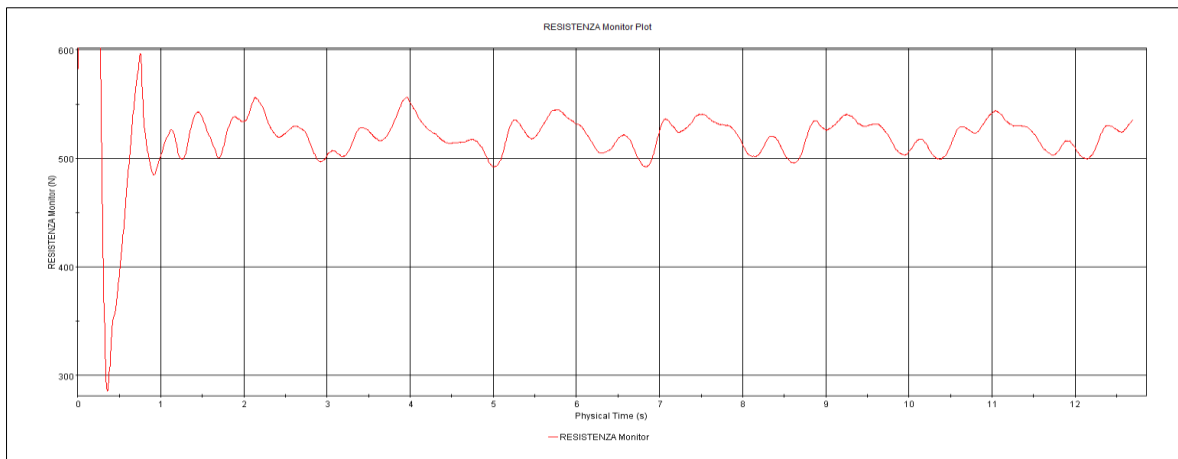


Figura 3.105. Andamento della resistenza nella corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale

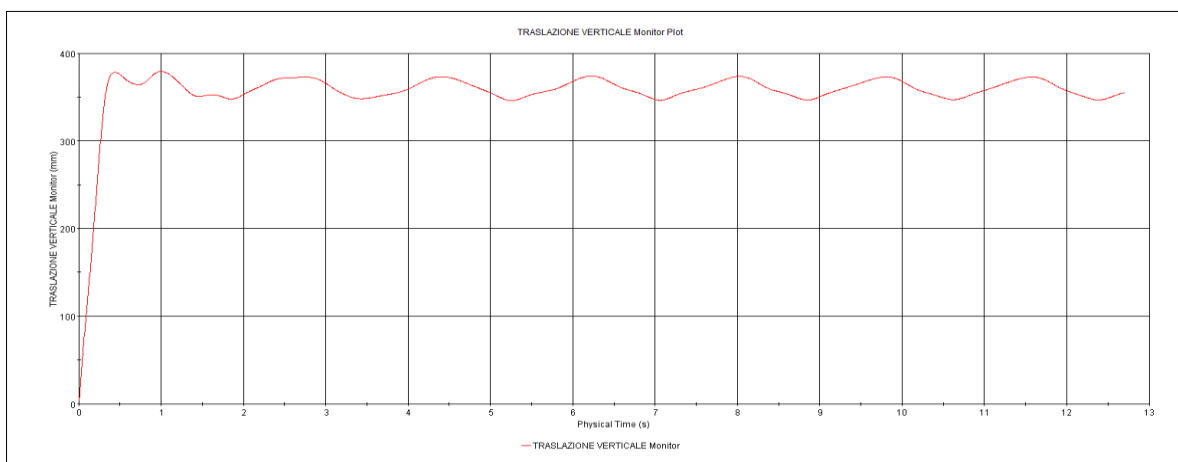


Figura 3.106. Traslazione verticale nella corsa a 17.0m/s e 10.2 gradi di assetto

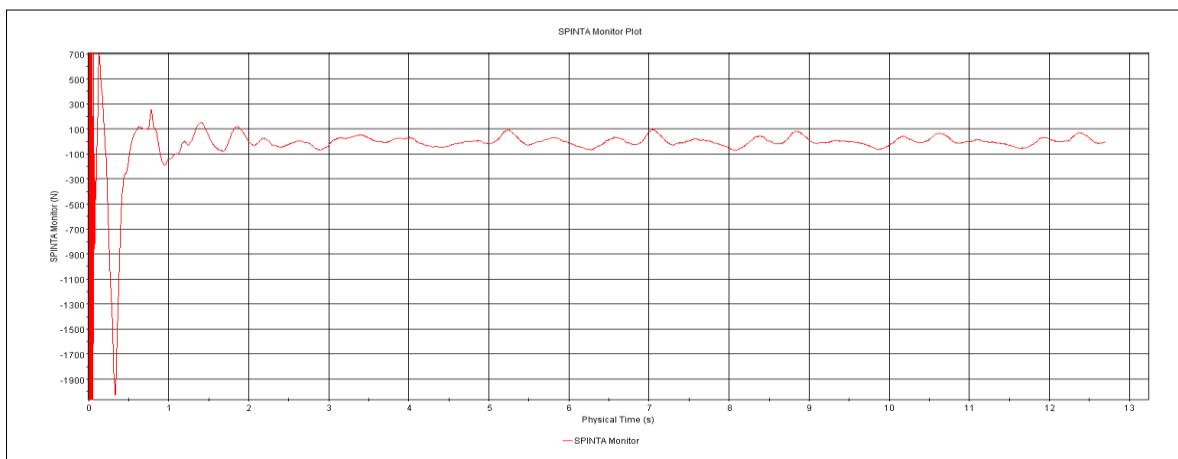


Figura 3.107. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.7.6 Corsa a 20.7m/s

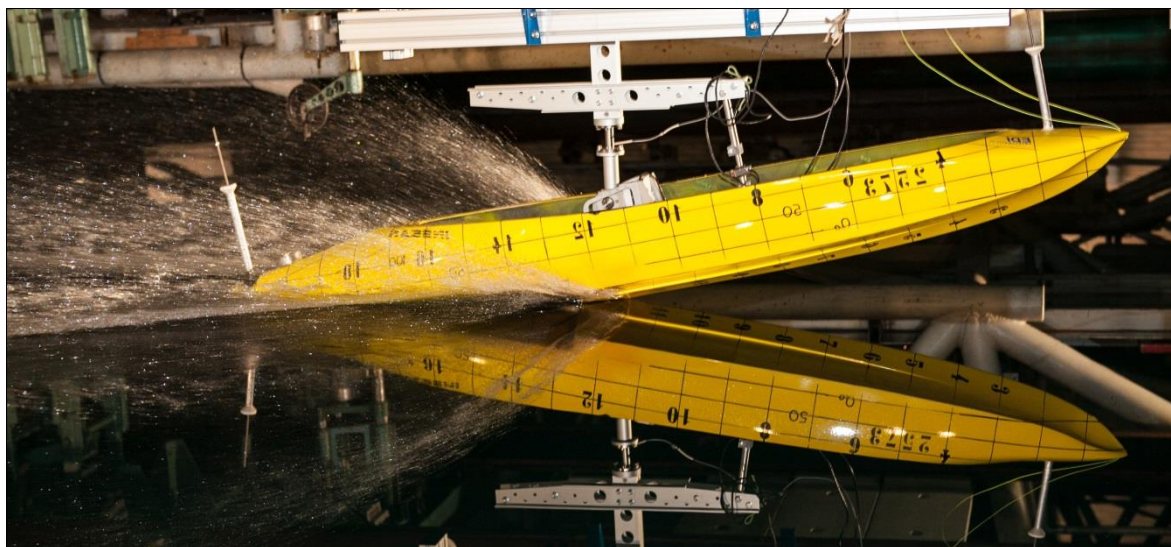


Figura 3.108. Corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (sperimentale)

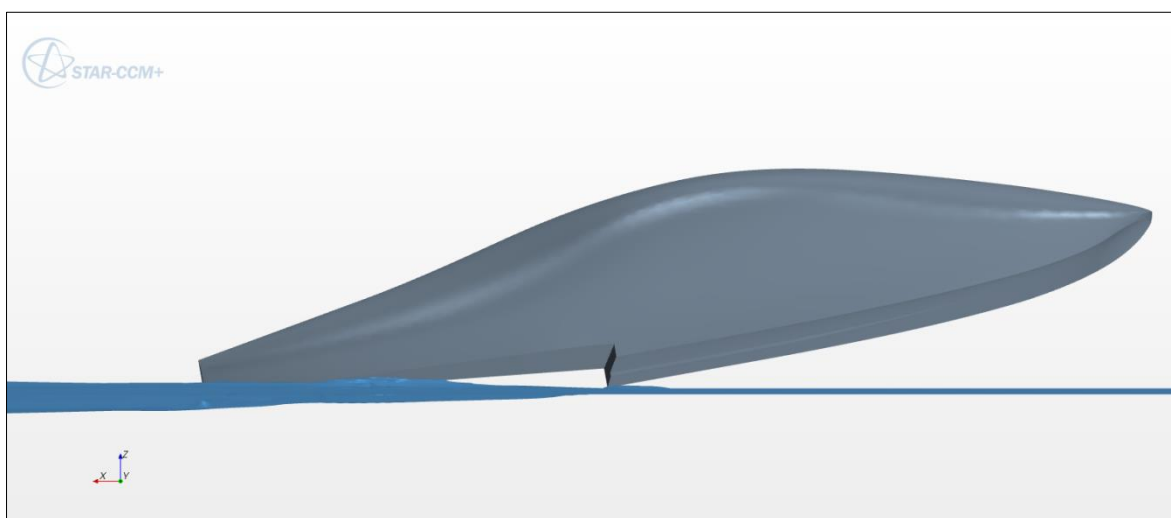


Figura 3.109. Corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale (numerica)

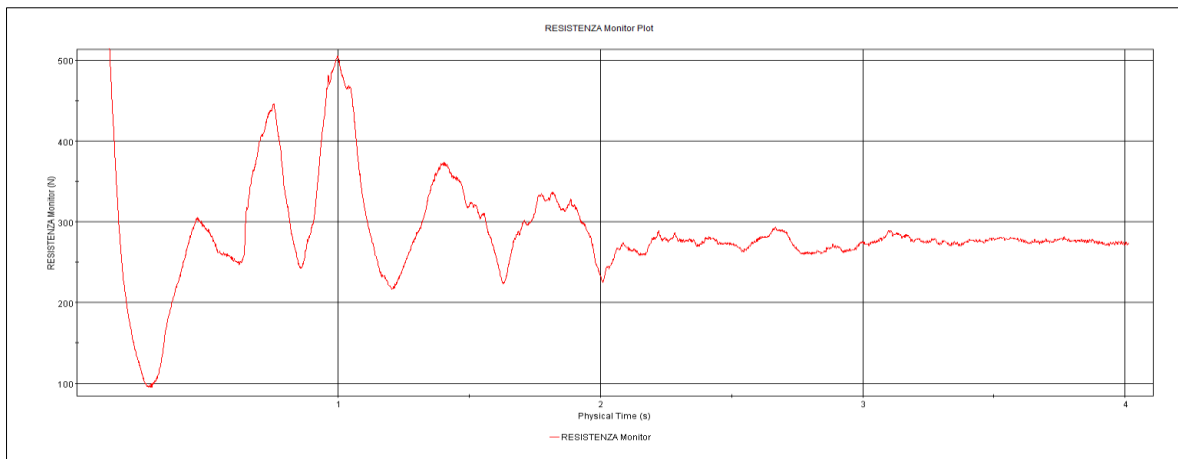


Figura 3.110. Andamento della resistenza nella corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto longitudinale

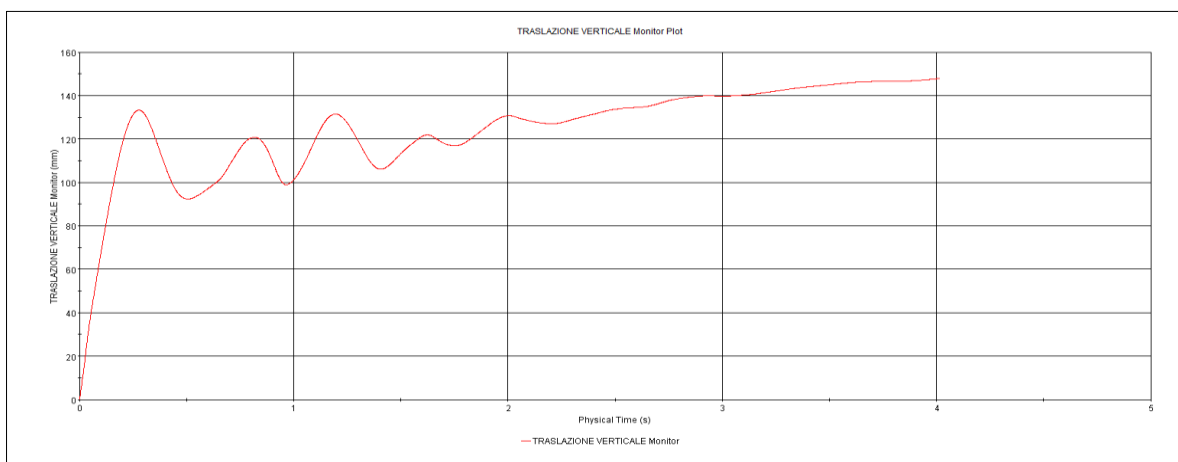


Figura 3.111. Traslazione verticale nella corsa a 20.7m/s e 10.2 gradi di assetto

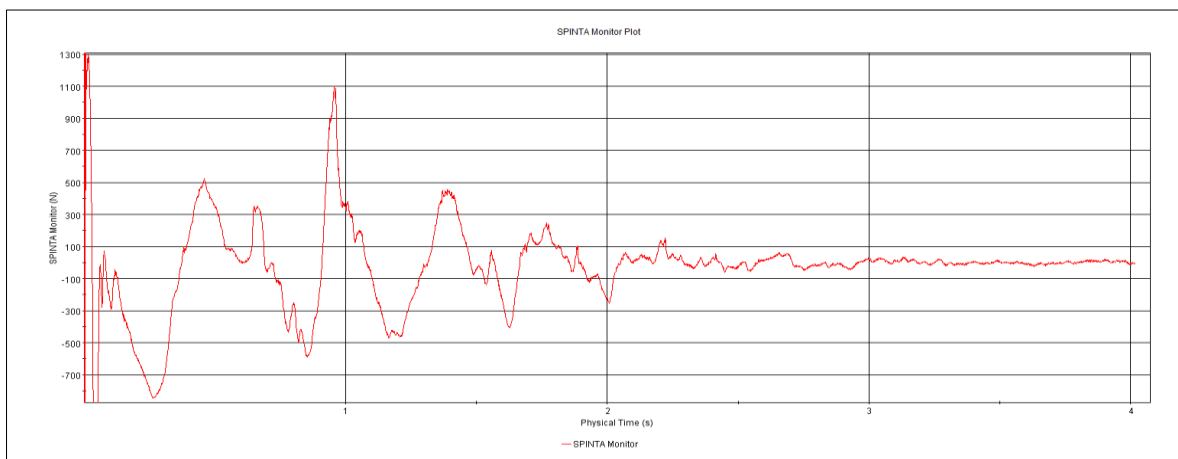


Figura 3.112. Andamento del differenziale tra spinta verticale e forza peso

3.8 Analisi dei risultati

Si riportano nella seguente tabella, in maniera riassuntiva, i risultati ottenuti nelle simulazioni high-speed.

<i>Assetto [deg]</i>	<i>Velocità [m/s]</i>	<i>Resistenza[Kg]</i>	<i>Traslazione verticale[mm]</i>	<i>Momento [N-m]</i>
5.2	7.4	96,6	10	2851.36
	8.7	94,6	21	5922.56
	10.6	84,0	72	5526.46
	13.5	80,3	170	2869,58
	17.0	75,0	284.3	2446,98
	20.7	78,0	334	2392,29
8.2	7.4	90,0	558	625,82
	8.7	97,3	585	2024,73
	10.6	95,2	672	1909,02
	13.5	91,4	722	1450
	17.0	100,3	757	1850
	20.7	115,0	788	600
10.2	7.4	102,0	727	-1167,50
	8.7	109,4	753	-500
	10.6	112,0	823	-63,01
	13.5	112,6	876	191,13
	17.0	105,8	910	-236,42
	20.7	130,0	997	-5841,28

Tabella 3.2. Riassunto risultati prove high-speed

Dalle simulazioni svolte nell'ambito della campagna di validazione delle prove high-speed, effettuate in vasca navale, emerge che la condizione caratterizzata da 5.2 gradi di assetto

longitudinale è quella corrispondente alla condizione di minimo per la resistenza idrodinamica in tutto il campo di velocità oggetto delle prove.

In linea con quanto riscontrato nel caso sperimentale, si registrano oscillazioni nel valore della traslazione verticale dello scafo nelle prove eseguite alle velocità più elevate. Tali oscillazioni (e le loro naturali conseguenze, in termini di variazione degli altri parametri, quali resistenza e spinta idrodinamica) essendo di entità contenuta, nell'ordine dei 20-30 mm nel caso massimo, e non riguardando congiuntamente altri gradi di libertà, sono da ritenere assimilabili al normale comportamento di un velivolo in procinto di decollare, in cui la forza di portanza dovuta alle ali è prossima a quella necessaria al sostentamento del velivolo. Il comportamento dello scafo è da ritenersi stabile in tutte le combinazioni di velocità e angoli di assetto longitudinale oggetto delle prove high-speed.

3.9 Confronto con le prove sperimentali

Nelle prove di rimorchio ([5]), eseguite in vasca navale sullo scafo dell'IDINTOS, insieme alla misura della resistenza all'avanzamento, si è effettuata anche una rilevazione in corsa delle traslazioni verticali (sul muso e in coda allo scafo del velivolo), rapportandole al valore del galleggiamento statico. Durante l'esecuzione delle corse, si è inoltre provveduto a rilevare i punti di distacco dell'acqua dallo scafo (esso è dotato di una griglia di misura) allo scopo di effettuare una stima dell'effettiva lunghezza (L') e della superficie bagnata (S') dello scafo stesso. La resistenza è l'unica grandezza misurata in modo diretto; per le altre si effettua una scalatura per similitudine meccanica (moltiplicando ad esempio le misure lineari per λ o la massa per λ^3).

La resistenza totale del modello, R_{TM} , si esprime in forma adimensionale attraverso la seguente relazione

$$C_{TM} = \frac{R_{TM}}{\frac{1}{2} \rho_M S'_M V_M^2}$$

R_{TM} è composta principalmente da una componente di attrito superficiale e una d'onda. Per la legge di Froude, solamente la componente di attrito, C_{FM} , è dipendente dalla scala,

mentre la rimanente aliquota residua, C_R , costituita fondamentalmente dalla componente d'onda, resta invariata; quest'ultima viene stimata come differenza tra la misura di C_{TM} e la valutazione di C_{FM}

$$C_R = C_{TM} - C_{FM} ,$$

il coefficiente C_{FM} viene espresso tramite la relazione che fornisce il coefficiente per una lastra piana di pari lunghezza, incrementando il numeratore del 12% allo scopo di tenere conto della tridimensionalità dello scafo, ovvero

$$C_{FM} = \frac{0.075}{(\log_{10} Re_M - 2)^2} , \quad (I)$$

in cui Re_M è il numero di Reynolds relativo al modello ed è espresso come

$$Re_M = \frac{V_M L'_M}{\nu_M} ,$$

poiché, essendo il coefficiente di resistenza residua è lo stesso per il modello e per lo scafo reale, si calcola il coefficiente di resistenza totale al vero attraverso la relazione generale

$$C_{TS} = C_R + C_{FS} + C_A ,$$

dove C_{FS} è il coefficiente di resistenza d'attrito dello scafo al vero, calcolato mediante la relazione (I) con il valore Re_S dello scafo al vero. Il termine C_A è introdotto al fine di tenere conto degli incrementi di resistenza dovuti agli effetti di rugosità dello scafo, ma nel caso di scafi plananti viene posto uguale a zero.

Dal coefficiente di resistenza totale dello scafo al vero si possono calcolare la resistenza totale

$$R_{TS} = \frac{1}{2} \rho_S S'_S V_S^2 C_{TS} ,$$

e la potenza effettiva

$$P_E = R_{TS} V_S .$$

Come precedentemente detto, tutte le altre grandezze sono espresse in forma adimensionale; infatti, le traslazioni verticali rilevate nelle varie corse sono normalizzate per il valore della larghezza massima dello scafo misurata allo scalino B_{px} .

Il confronto tra i valori ottenuti dalle prove di vasca navale e i risultati ottenuti dalle simulazioni è fatto di seguito in termini di coefficienti adimensionali al fine di fornire al lettore un confronto di immediata comprensione.

Si riporta di seguito (in figura 3.113) in forma grafica la comparazione tra i valori della resistenza nelle corse eseguite a 5.2 gradi di assetto longitudinale.

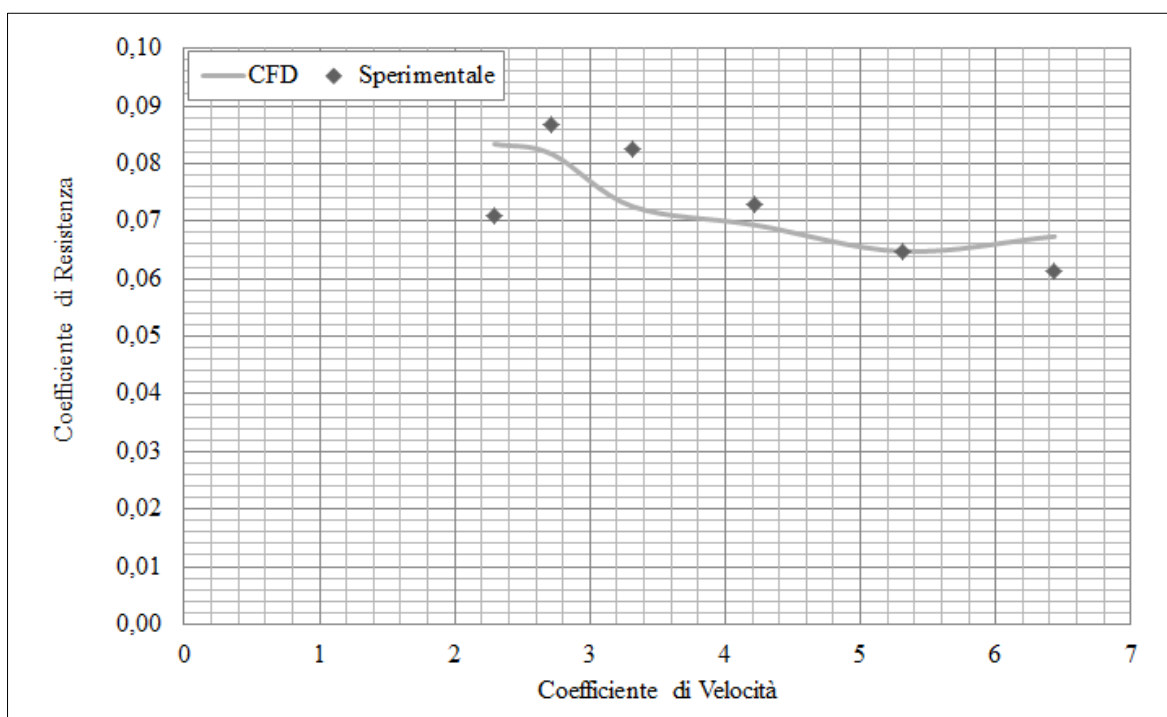


Figura 3.113. Valori del coefficiente di resistenza per le prove a 5.2 gradi di assetto longitudinale

Questo gruppo di simulazioni ha fornito risultati in linea con il caso sperimentale, con un errore massimo percentuale sulla singola prova del 12.0%, e un errore medio tra le prove di questa trince dello 0.8%. Come si è già detto, i valori di resistenza misurati in vasca navale sono stati epurati della componente aerodinamica, mentre in quelli emersi dalle simulazioni, questa, è presente.

Nel seguente grafico (figura 3.114) si è eseguito il confronto tra i valori del coefficiente di momento misurati in vasca navale e calcolati per mezzo della CFD.

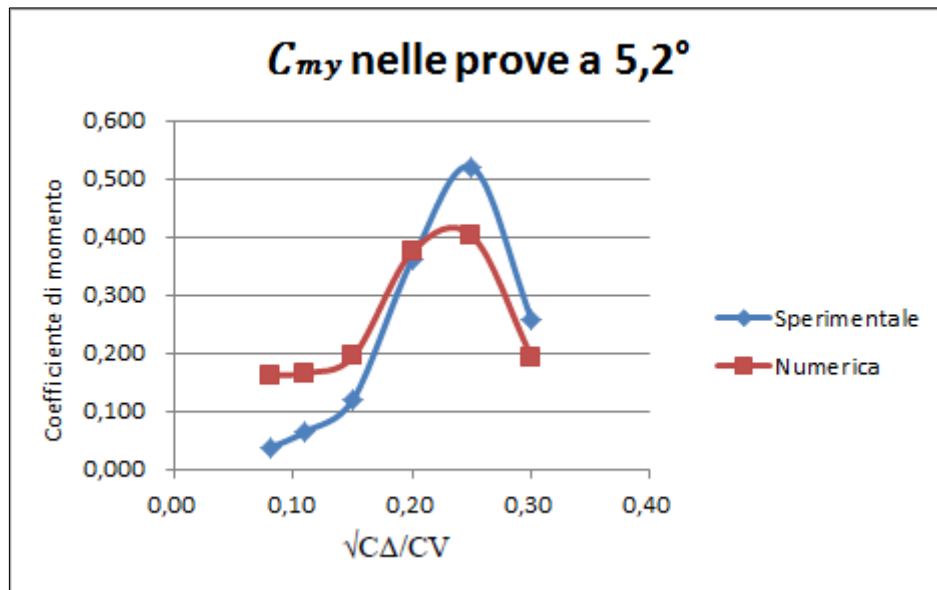


Figura 3.114. Valori del coefficiente di momento al variare della velocità nelle prove a 5.2 gradi di assetto longitudinale

Come si può vedere dal grafico le simulazioni hanno fornito un andamento del coefficiente di momento di beccheggio in linea con il caso sperimentale.

Mentre in figura 3.115 si effettua il confronto tra gli andamenti delle traslazioni verticali del velivolo, espresse in forma adimensionale, tra il caso sperimentale e la CFD. Come anticipato i valori delle traslazioni calcolati per mezzo della CFD sono riferiti a quello emerso dalla prova eseguita in acqua calma. Entrambe le serie di valori sono espresse in funzione del rapporto adimensionale tra la radice quadrata del coefficiente di carico ($\sqrt{C_A}$) e il coefficiente di velocità C_V .

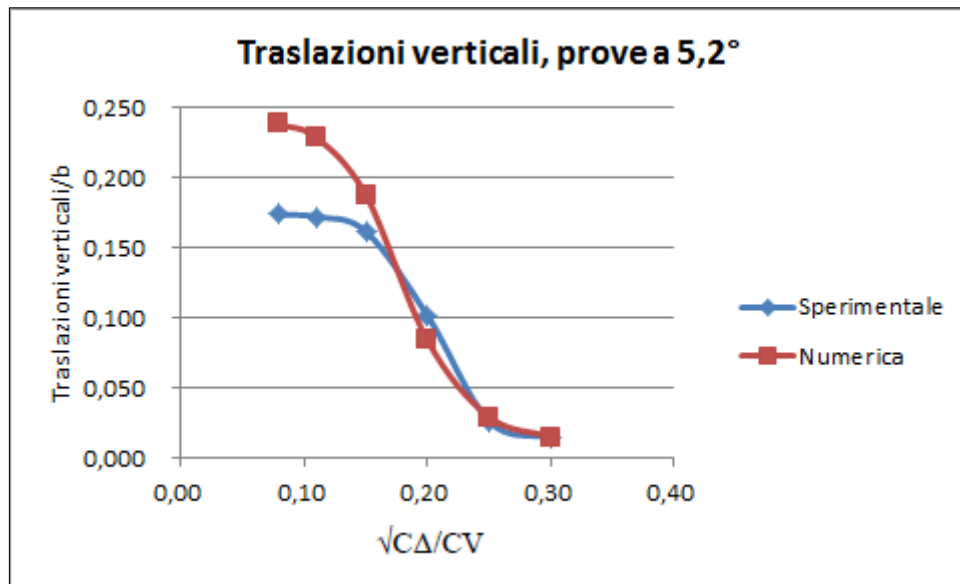


Figura 3.115. Andamento della variazione di immersione

Come rilevabile dalla precedente figura, si ha una sostanziale concordanza nell'andamento dei valori delle traslazioni verticali ad eccezione delle due prove caratterizzate da velocità più elevate, in cui si registrano emersioni dello scafo di maggiore entità nelle simulazioni numeriche rispetto al caso sperimentale.

Per quanto riguarda le prove eseguite a 8.2 gradi di assetto longitudinale si hanno, relativamente alla resistenza idrodinamica, gli andamenti mostrati nel seguente grafico riportato in figura 3.116.

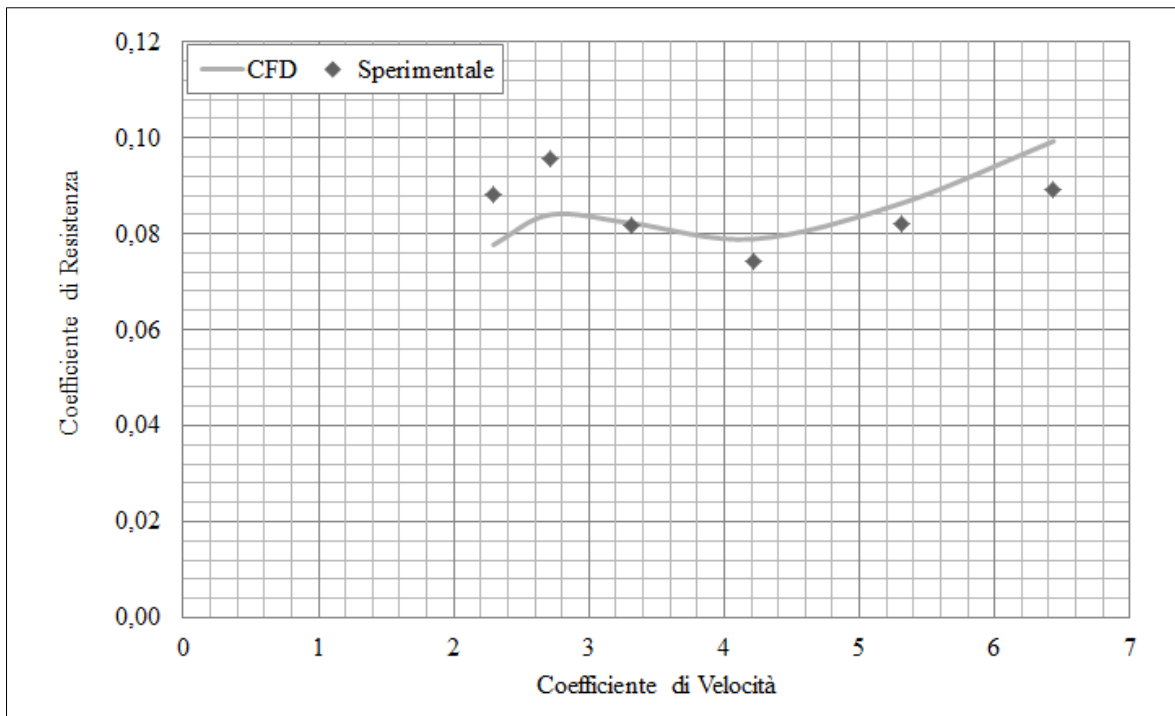


Figura 3.116. Valori del coefficiente di resistenza per le prove a 8.2 gradi di assetto longitudinale

Come si può vedere nel grafico appena mostrato, si ha concordanza sull'andamento dei valori della resistenza idrodinamica. Si è registrato un errore massimo percentuale, sulla singola prova, del 12.0% ed un errore medio percentuale dello 0.0% rispetto alle prove sperimentali.

Si riporta in figura 3.117, in forma grafica, una comparazione tra i valori del coefficiente di momento relativi alle prove condotte a 8.2 gradi di assetto longitudinale.

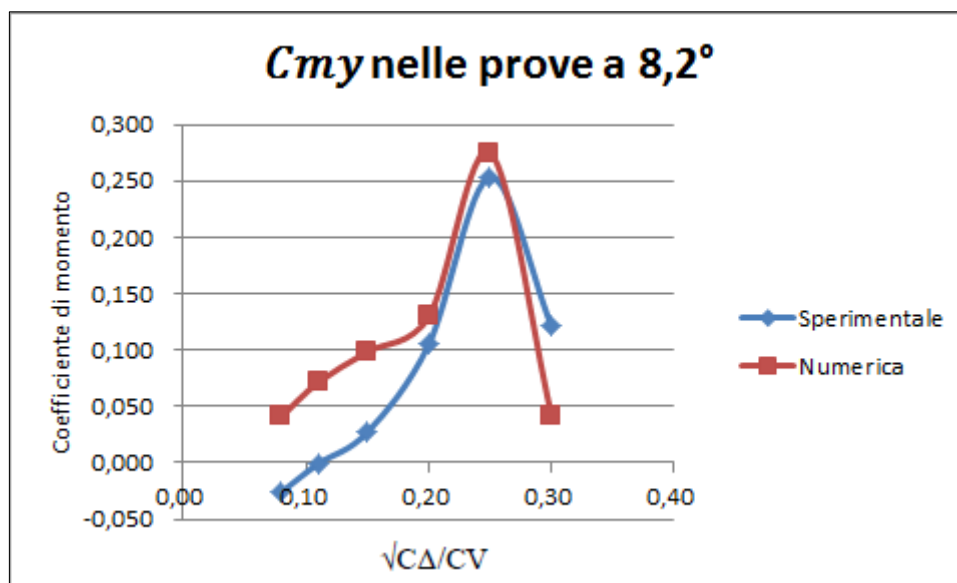


Figura 3.117. Valori del coefficiente di momento al variare della velocità nelle prove a 8.2 gradi di assetto longitudinale

Dall'analisi dei risultati si può riscontrare una generale similitudine nell'andamento dei valori del coefficiente di momento per questo gruppo di simulazioni.

Il confronto tra gli andamenti delle traslazioni verticali del velivolo, espresse in forma adimensionale, è mostrato nella figura 3.118.

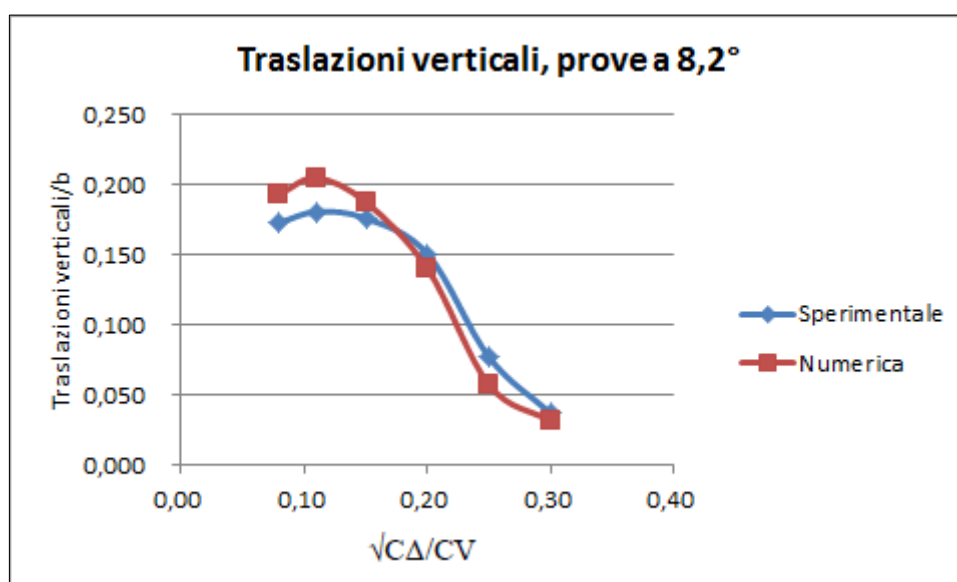


Figura 3.118. Andamento della variazione di immersione

Ed infine riguardo alle prove caratterizzate da 10.2 gradi di assetto, relativamente alla resistenza idrodinamica, gli andamenti mostrati nel seguente grafico riportato in figura 3.119.

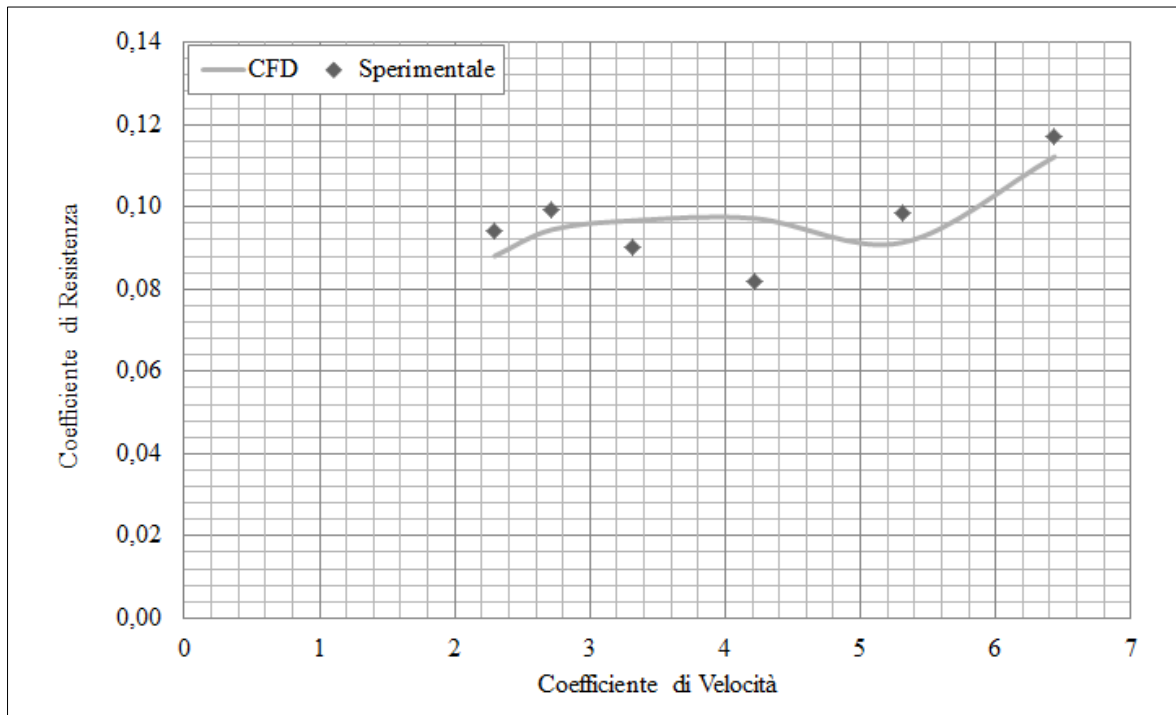


Figura 3.119. Valori del coefficiente di resistenza per le prove a 10.2 gradi di assetto longitudinale

Anche in quest'ultimo gruppo di simulazioni, riguardo alla resistenza idrodinamica, si sono ottenuti risultati perfettamente in linea con il caso sperimentale, con un errore massimo percentuale sulla singola prova del 10%, e un errore medio tra le prove di questa trince dello 0.5%.

Mentre in figura 3.120 sono riportati i valori del coefficiente di momento, relativi al caso sperimentale e alla numerica.

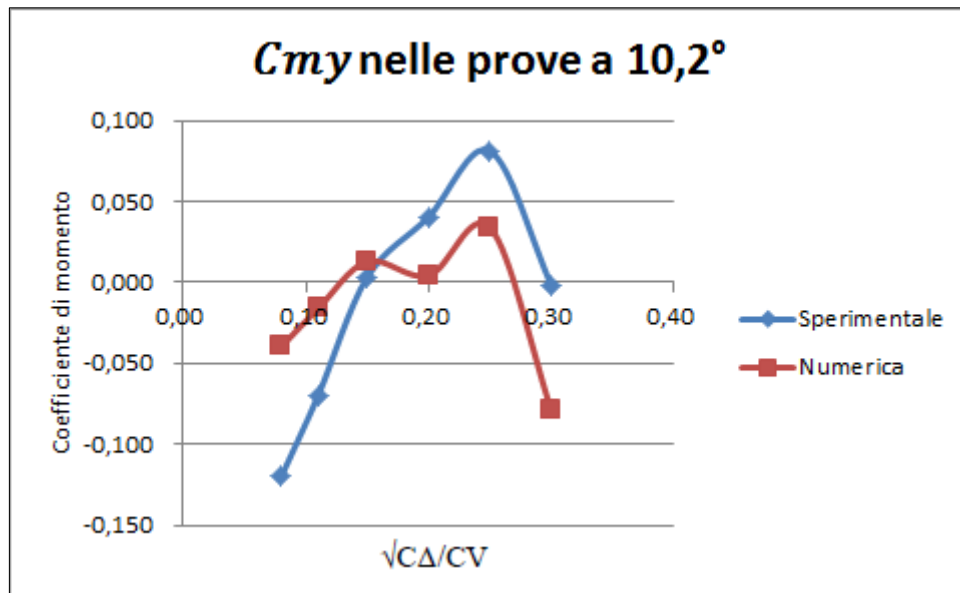


Figura 3.120. Valori del coefficiente di momento al variare della velocità nelle prove a 10.2 gradi di assetto longitudinale

Infine, si riporta in figura 3.121 l'andamento delle traslazioni verticali del velivolo, in forma adimensionale.

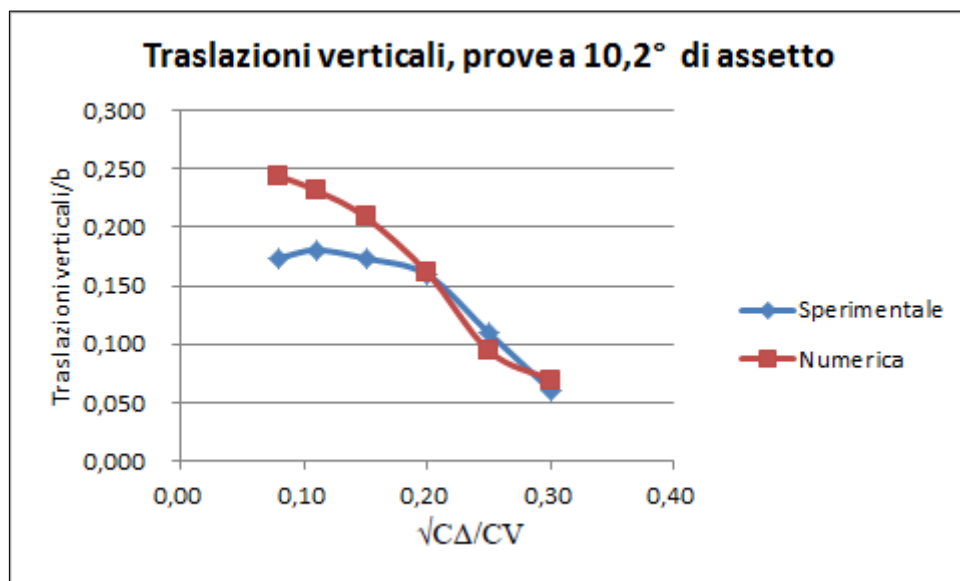


Figura 3.121. Andamento della variazione di immersione

Anche in quest'ultimo caso si evidenzia un andamento concorde tra i valori delle traslazioni verticali emersi dalla numerica e dal caso sperimentale.

4 Manovra di decollo

Scopo di questa parte del lavoro è quello di caratterizzare il comportamento del velivolo durante la manovra di decollo eseguita in acqua calma. Nell'esecuzione di questa manovra, il velivolo accelera per effetto della spinta dovuta al motore, cambia il proprio assetto e progressivamente si solleva sull'acqua, fino a distaccarsene. Qui si è provveduto ad analizzare la manovra, le forze e relativi momenti agenti sul velivolo, i loro effetti e il modo più opportuno e corretto di riportare tutto ciò nell'ambito della analisi numerica. L'analisi così effettuata ha, in particolare, lo scopo di fornire informazioni circa il comportamento del velivolo al variare della posizione dei flap e/o degli elevatori ed effettuare una stima di come l'effetto suolo influenzi l'equilibrio longitudinale del velivolo, rimandando a successivi lavori lo studio della fase di salita.

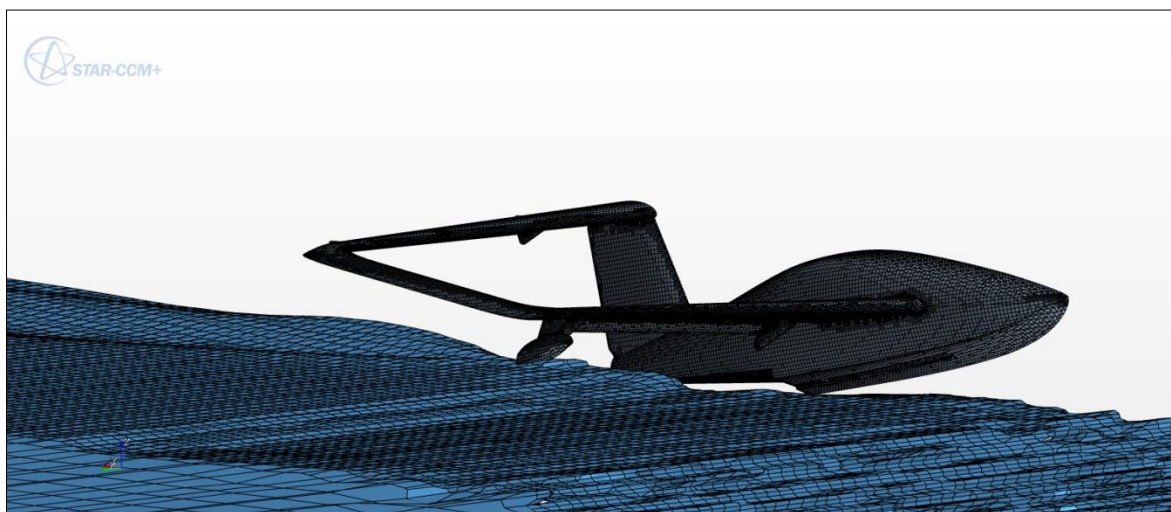


Figura 4.1. Momento del decollo su STAR-CCM+

L'IDINTOS, appartenendo alla categoria dei velivoli ultraleggeri, è concepito e realizzato per poter effettuare la manovra di decollo da specchi d'acqua chiusi, quali laghi o fiumi, e con condizioni di acqua calma o poco mossa. Da qui, come già fatto per il caso high-speed, si effettuerà la simulazione del decollo in acqua calma.

Nel seguito si dà descrizione di tutti gli aspetti riguardanti l'esecuzione della manovra di decollo.

4.1 Forze e momenti agenti sul velivolo

Al fine di facilitare la comprensione del problema trattato si riporta di seguito uno schema illustrativo delle forze e dei momenti agenti sul velivolo (figura 4.2).

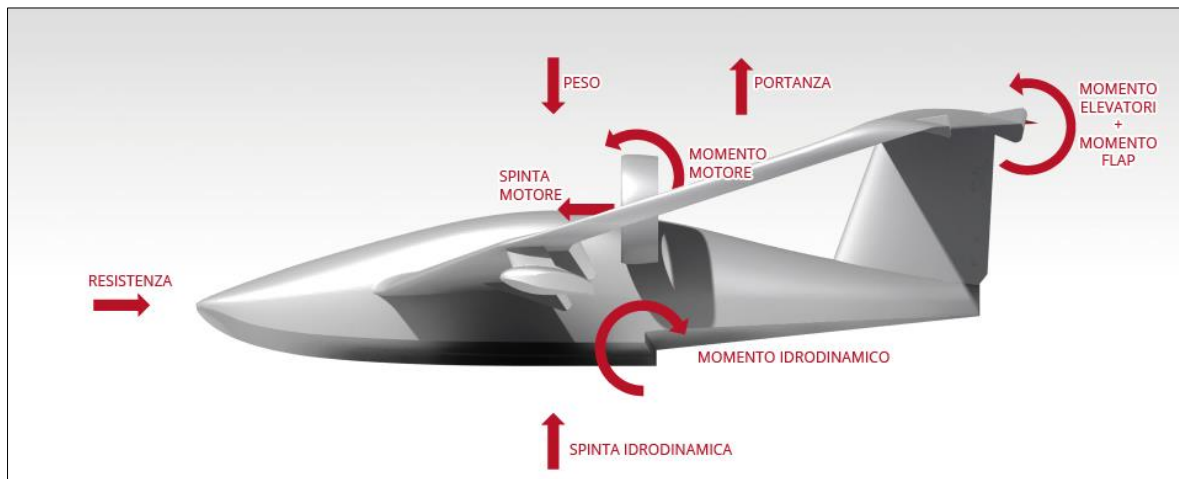


Figura 4.2. Forze e momenti agenti sul velivolo in fase di decollo

dove

- $L(v)$ è la forza di portanza sviluppata dal sistema alare,
- $T(v)$ è la forza dovuta alla spinta del motore, è funzione della velocità,
- W è la forza peso,
- $D(v)$ è la resistenza, funzione della velocità, data dalla somma di quella aerodinamica e di quella idrodinamica,

- $M_a(v)$ è il momento aerodinamico totale, dato dalla somma del momento dovuto alla configurazione alare a superfici mobili indeflesse, quello dovuto alla deflessione dei flap $M_F(v)$ e quello dovuto all'azione dell'equilibratore $M_E(v)$,
- $M_T(v)$ è il momento dovuto alla spinta motore,
- $M_q(v)$ è il momento idrodinamico.

Nel seguito, si individuano le relazioni che regolano la dipendenza dalla velocità, dei momenti dovuti all'azione dell'equilibratore, dei flap, della spinta del motore.

4.1.1 Spinta motore e relativo momento

Per equipaggiare l'IDINTOS è stato scelto il motore Rotax 912 ULS, mostrato in figura 4.3.



Figura 4.3. Propulsore Rotax 912

Questo propulsore rappresenta attualmente quello più diffuso tra i velivoli appartenenti alla categoria degli ultraleggeri, poiché offre, tra i motori della sua categoria, un buon rapporto

potenza/peso e un TBO (time between overhauls) di 2000 ore. Si riporta in figura 4.4 la scheda tecnica del propulsore.

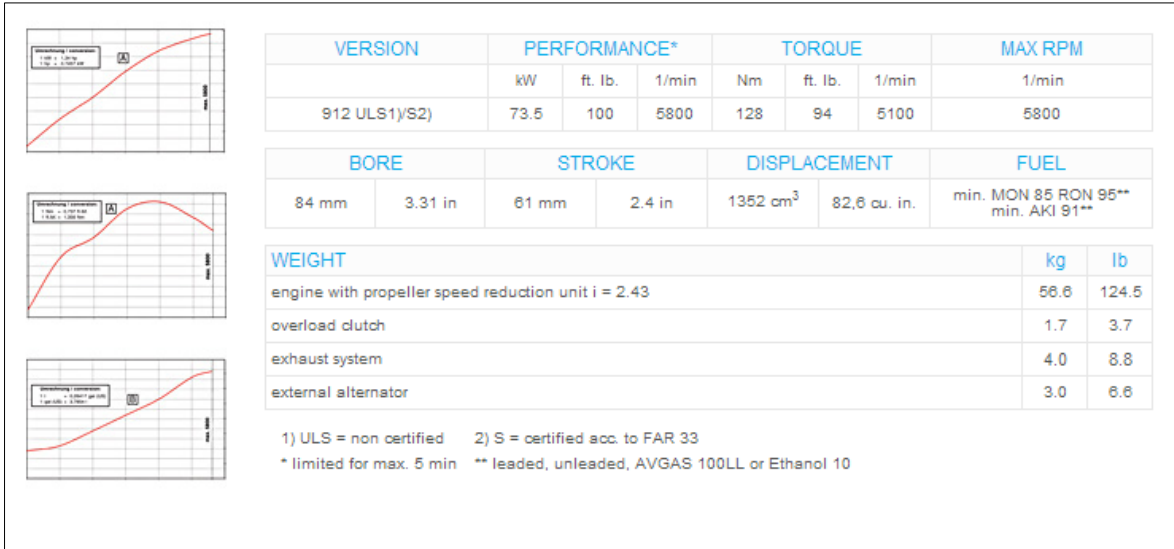


Figura 4.4. Prestazioni del propulsore Rotax 912

Nel nostro velivolo, il Rotax 912 andrà a movimentare due eliche, progettate in [8] nell’ambito del progetto IDINTOS, presso la Sezione Aerospaziale del Dipartimento di Ingegneria Civile e Industriale dell’Università di Pisa. Sulla base di tale lavoro è stato possibile definire l’andamento della spinta in funzione della velocità di volo, e utilizzare tali dati per effettuare la simulazione della manovra di decollo. Si riporta in figura 4.5 il grafico che mostra l’andamento della curva della spinta massima in funzione della velocità.

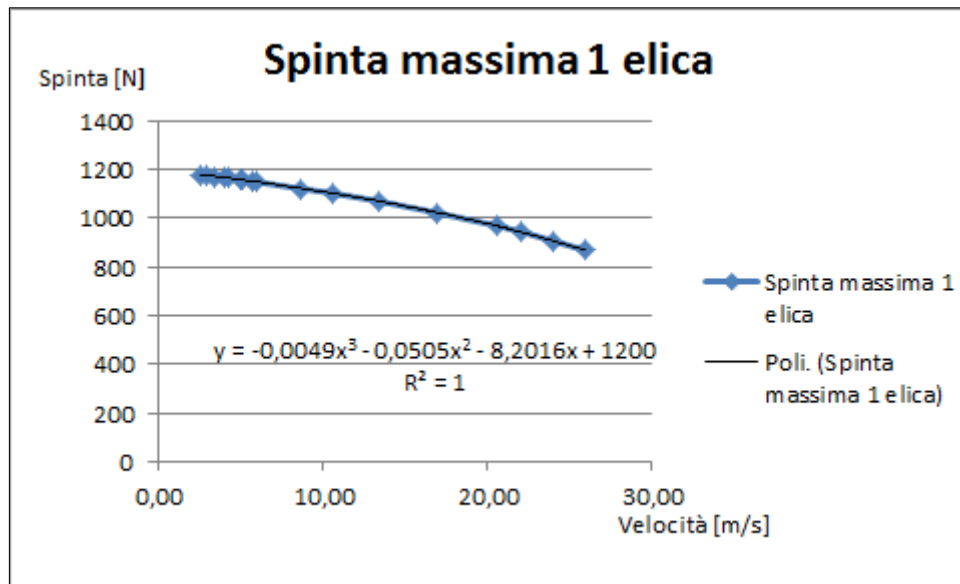


Figura 4.5. Curva spinta-velocità

Si è considerata la spinta fornita da una sola elica poiché, come nelle simulazioni relative alle prove high-speed, si è schematizzato soltanto metà velivolo al fine di ridurre i costi computazionali.

La curva spinta-velocità mostrata in figura 4.5 è approssimabile per mezzo del seguente polinomio

$$y = -0.0049x^3 - 0.0505x^2 - 8.2016x + 1200.$$

Il momento picchiante derivante dalla spinta del motore in funzione della velocità, è il prodotto la spinta per il relativo braccio, costituito dalla distanza verticale tra il mozzo dell'elica e il baricentro del velivolo, ovvero

$$M_T = T(v) \cdot b,$$

dove $T(v)$ è la forza di spinta in funzione della velocità e $b = 0.499\text{m}$ è il braccio.

4.1.2 Momento dovuto agli elevatori

Gli elevatori, in fase di decollo, vengono movimentati dal pilota al fine di equilibrare il velivolo, per contrastare l'effetto dei momenti agenti sullo stesso. Come visto al primo capitolo, il controllo longitudinale in questa tipologia di velivolo viene effettuato in coppia pura, per mezzo di equilibratori controrotanti posizionati alla radice delle ali, ottenendo così un comando di elevata efficacia. La loro posizione è mostrata in figura 4.6.

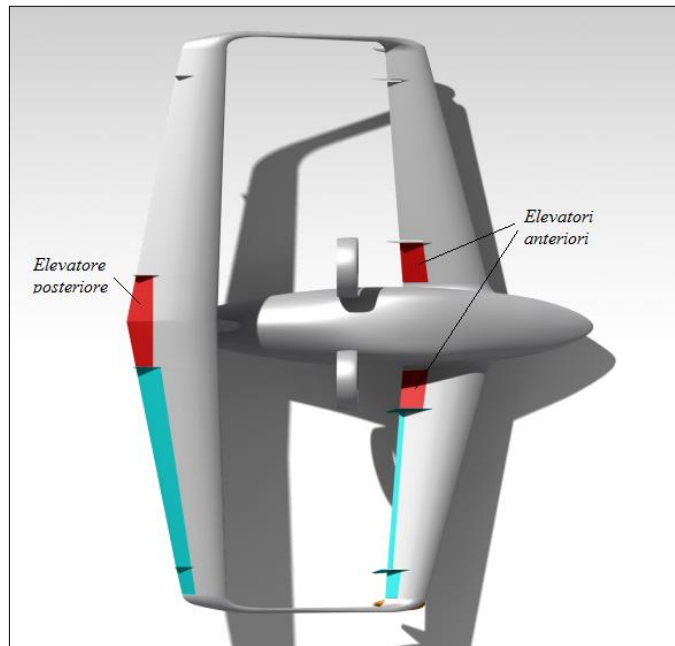


Figura 4.6. Posizione degli elevatori

Il valore del momento derivante dalla movimentazione degli elevatori può essere espresso per mezzo della seguente relazione

$$M_E = \frac{1}{2} \rho S v^2 c C_{m_{\delta e}} \delta_e(v)$$

dove $S = 14.1m^2$ è la superficie alare in pianta; $c = 1m$ è la corda media aerodinamica; $C_{m_{\delta e}} = -0.0183$ rappresenta la variazione media di coefficiente di momento al variare dell'angolo di deflessione dell'elevatore; $\delta_e(v)$ è l'angolo di deflessione dell'elevatore, funzione della velocità. Si è presa convenzionalmente come positiva la condizione per cui

gli elevatori anteriori sono deflessi verso l'alto e quello posteriore verso il basso della stessa quantità, come mostrato in figura 4.7.

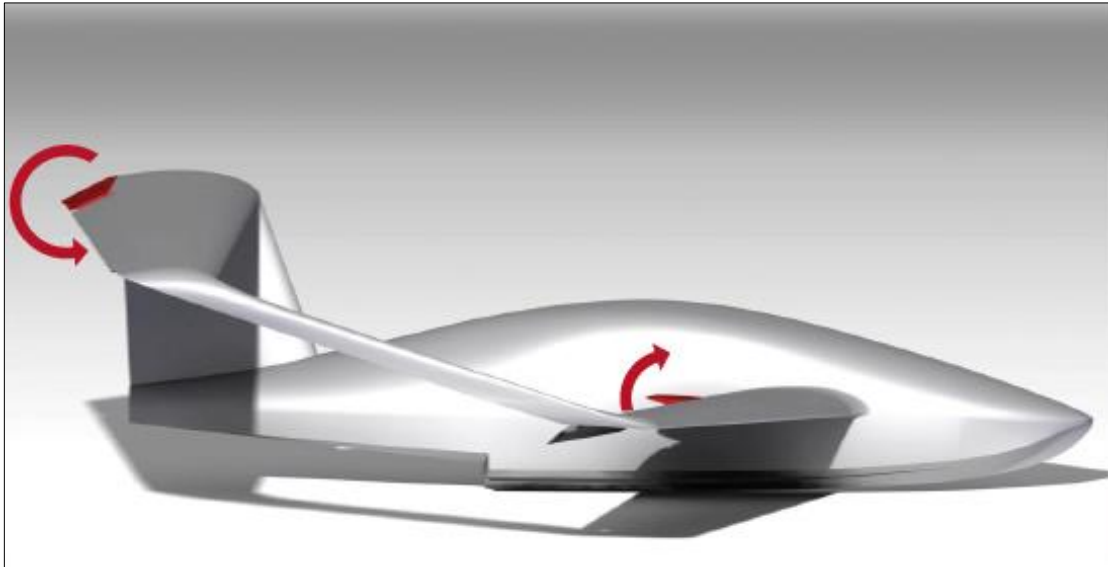


Figura 4.7. Deflessione degli elevatori nel verso positivo

L'entità del momento derivante dalla deflessione degli elevatori è mostrata in figura 4.8, al variare della velocità e dell'angolo di deflessione.

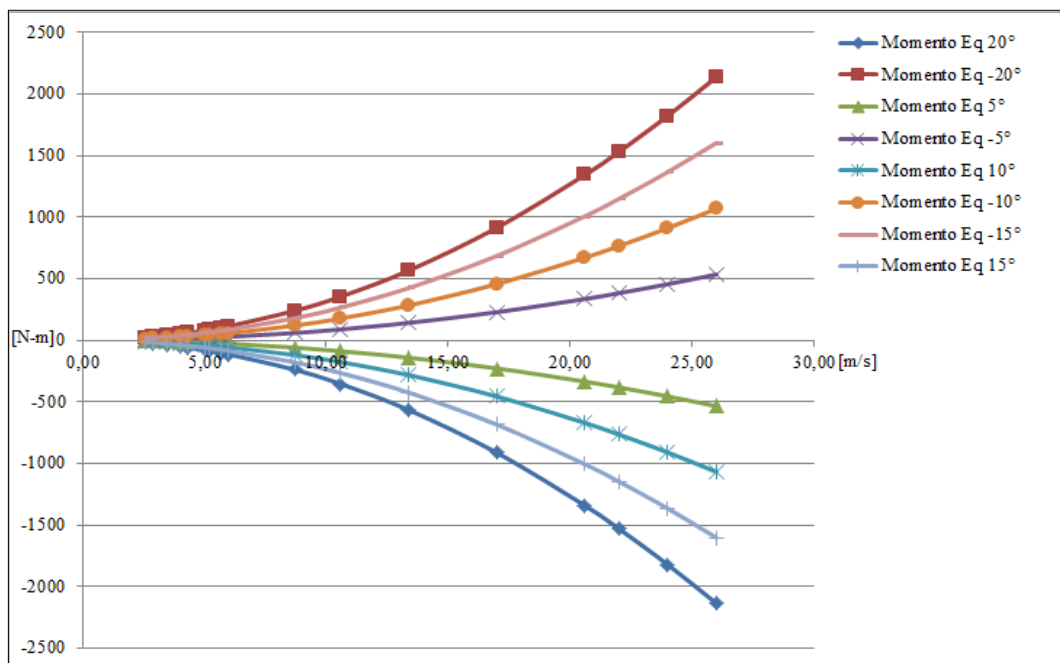


Figura 4.8. Momento di equilibratore al variare della velocità e dell'angolo di deflessione

4.1.3 Deflessione dei flap in decollo e loro effetto sull'equilibrio longitudinale

Durante la manovra di decollo diviene necessario estrarre i flap introducendo un momento aerodinamico addizionale; pertanto si ricerca la condizione per la quale l'effetto cabrante dovuto all'estrazione e rotazione del fowler-flap anteriore viene compensato da quello picchiante dovuto alla rotazione del plain-flap posteriore, in presenza di effetto suolo particolarmente sentito nell'ala anteriore, vista la sua vicinanza all'acqua. In fase di decollo, è necessario individuare un giusto compendio tra l'esigenza di incrementare il coefficiente di portanza, di modo da non incrementare eccessivamente il valore della velocità di stallo, e non penalizzare eccessivamente il velivolo in termini di riduzione dell'efficienza aerodinamica. Infatti, valori troppo alti della velocità di stallo determinerebbero un aumento significativo della corsa di decollo, mentre un valore eccessivo del coefficiente di portanza al decollo avrebbe come conseguenza quella di ridurre il valore del rateo di salita del velivolo appena si distacca dall'acqua. Entrambe le superfici aerodinamiche sono mostrate in figura 4.9.

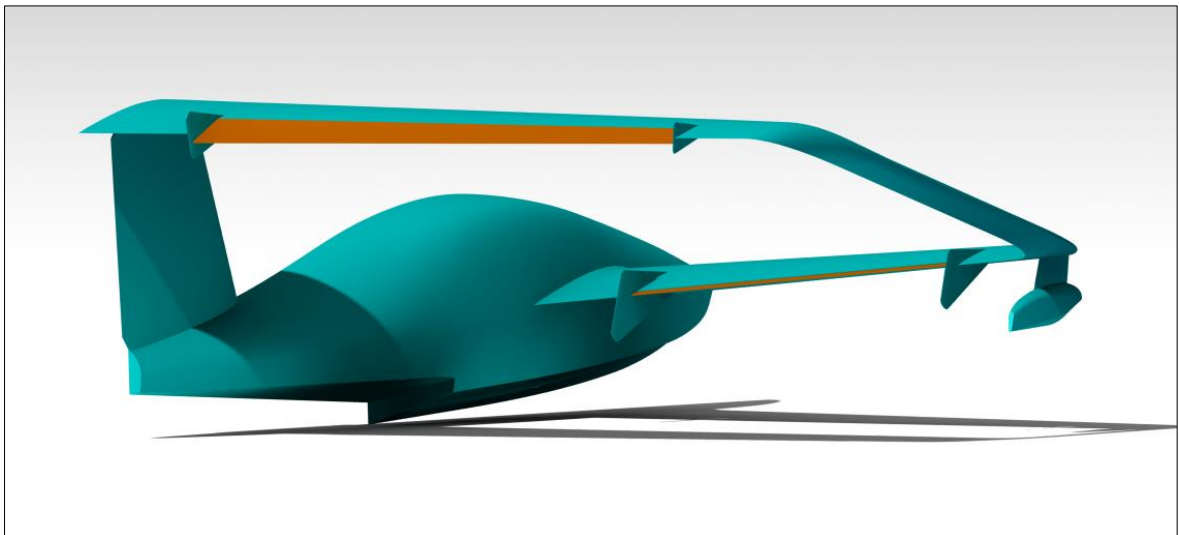


Figura 4.9. Posizione dei flap

Il momento derivante dalla rotazione del plain flap posteriore può essere stimato attraverso la seguente relazione

$$M_{PF} = \frac{1}{2} \rho S v^2 c C_{m_{\delta pf}} \delta_{pf}(v)$$

dove $S = 14.1m^2$ è la superficie alare in pianta; $c = 1m$ è la corda media aerodinamica; $C_{m_{\delta pf}} = -0.04$ rappresenta la variazione media di coefficiente di momento al variare dell'angolo di deflessione del flap posteriore; $\delta_{pf}(v)$ è l'angolo di deflessione del plain flap posteriore, funzione della velocità.

Mentre per quanto riguarda il momento del fowler flap anteriore è funzione della sua deflessione (come per il plain flap) e dell'aumento virtuale della superficie in pianta per effetto della sua estrazione.

4.1.4 Condizioni di stabilità del velivolo rispetto ai momenti

In vasca navale al fine di verificare le condizioni di stabilità longitudinale in fase di decollo sono state svolte le prove *dinamiche*. Da queste prove si sono ottenute curve caratteristiche mostrate in figura 4.10.

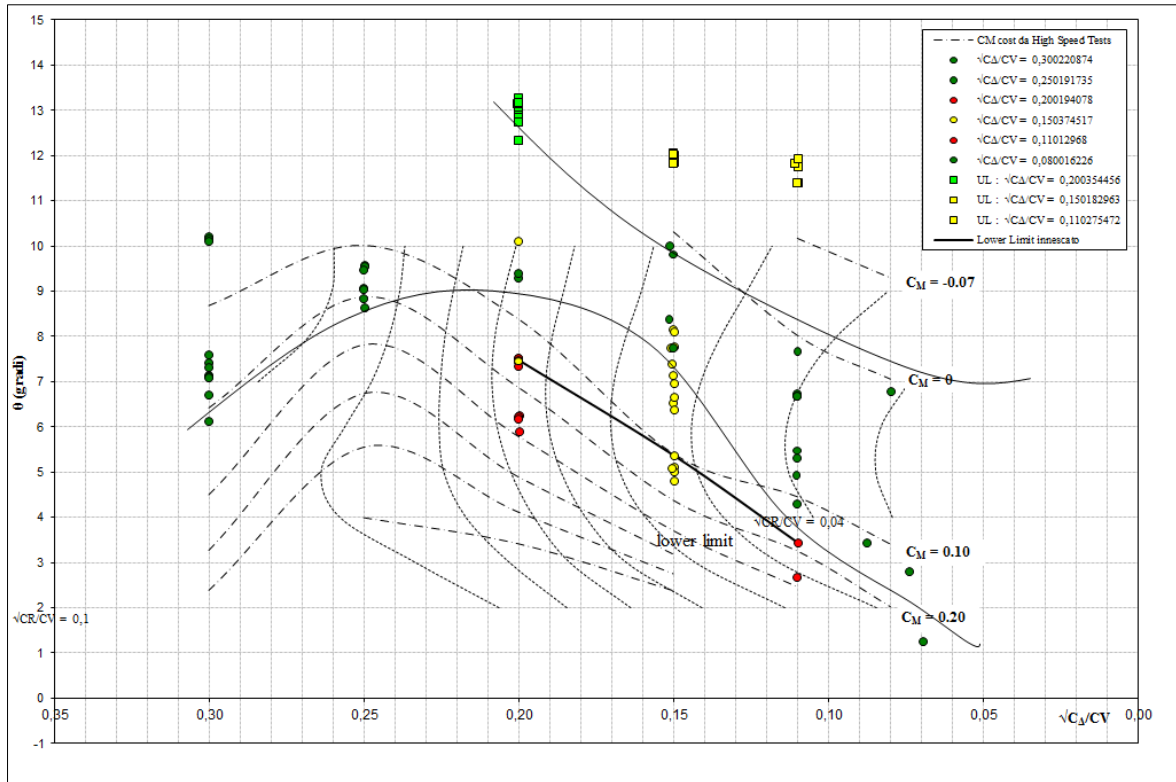


Figura 4.10. Curve di stabilità

La figura 4.10 mostra le combinazioni di velocità, assetto longitudinale e momento totale per cui si hanno condizioni stabili per il velivolo. Le curve presenti in figura sono tracciate a coefficiente di momento costante, dove quest'ultimo è definito come

$$C_M = \frac{M}{\rho \Omega v^2 b} \text{ o alternativamente } C_M \frac{M}{\rho (b/\lambda)^4}$$

dove M è il momento totale applicato al velivolo, Ω è l'area della sezione trasversale dello scafo, b è la larghezza massima dello scafo misurata allo step, λ è il rapporto di similitudine e ρ è la densità dell'acqua.

Pertanto la somma degli effetti dei vari momenti agenti sul velivolo deve essere all'interno del campo di ammissibilità delineato nelle prove *dinamiche*, contraddistinto dai marcatori verdi visibili in figura 4.10.

4.2 Simulazioni CFD della corsa di decollo

4.2.1 Modellazione CAD

Anche in questo caso, prima di effettuare ogni simulazione, si è provveduto alla modellazione del velivolo per mezzo del software Dassault Systemes-CATIA V5. Come in precedenza fatto, sfruttando la simmetria longitudinale del velivolo, si è schematizzato metà modello della configurazione definitiva dell'IDINTOS, chiamata ID_06 e si è realizzato un volume di controllo delle stesse dimensioni di quello predisposto per le simulazioni delle prove high-speed. Si è inoltre provveduto a porre il velivolo nella propria condizione di equilibrio statico, corrispondente a 3,15 gradi di assetto longitudinale, dalla quale partire per effettuare il decollo e, di volta in volta, deflettere le superfici mobili nella posizione di interesse per lo svolgimento della simulazione. Nelle figure 4.11-a e 4.11-b è mostrato il modello CAD, della configurazione ID_06, predisposto per la simulazione della manovra di decollo.

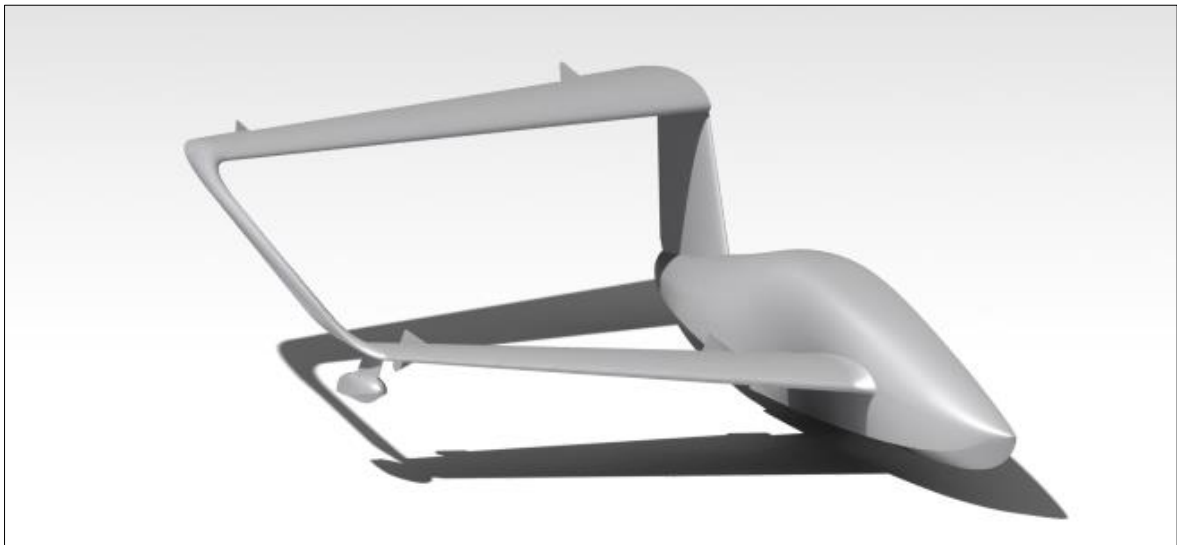


Figura 4.11-a. Modello del velivolo in configurazione di decollo



Figura 4.11-b. Modello del velivolo in configurazione di decollo

4.2.2 Mesh di superficie

A seguito della modellazione CAD si è effettuata la mesh di superficie tramite il software ANSA V13.02. Anche in questo caso si è sfruttata la sua capacità di generare mesh con densità variabile delle celle, effettuando così dei raffinamenti come mostrato nelle immagini 4.12-a e 4.12-b.

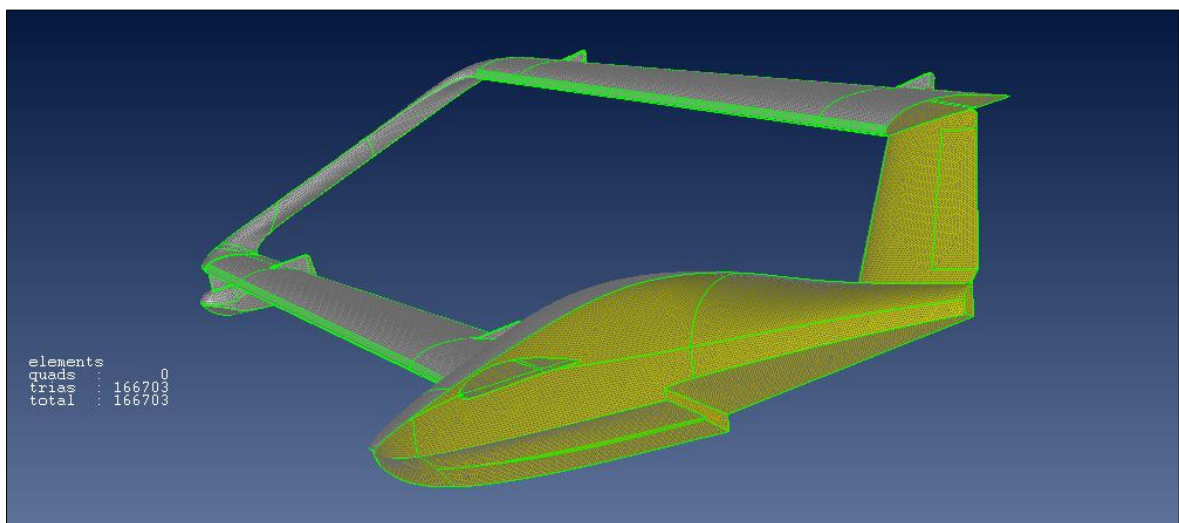


Figura 4.12-a. Mesh di superficie nella configurazione di decollo

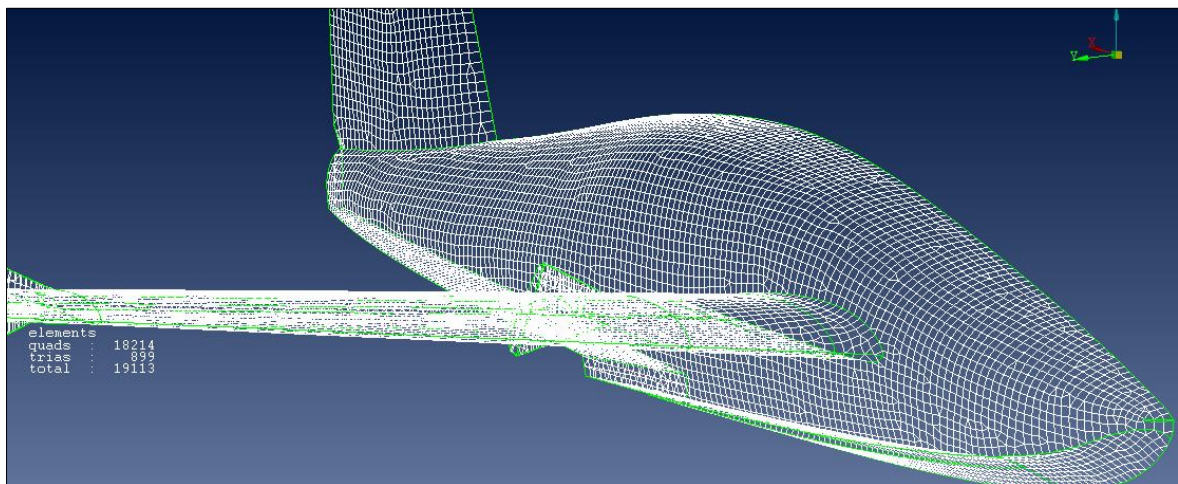


Figura 4.12-b. Mesh di superficie nella configurazione di decollo

4.2.3 Mesh di volume

Si è provveduto alla generazione della mesh di volume per mezzo del generatore automatico presente nel software STAR-CCM+, utilizzando le impostazioni già usate per le prove high-speed e mostrate al capitolo 3, ottenendo così una mesh di volume composta da 2.361.589 celle su un volume avente le stesse dimensioni di quello precedentemente utilizzato per la validazione delle prove di vasca navale.

4.2.4 Settaggio delle simulazioni

Per effettuare la simulazione della manovra di decollo, alle varie configurazioni, si è utilizzato lo stesso settaggio utilizzato per la validazione delle prove high-speed, esposto nel terzo capitolo, con due differenze. La prima, riguarda l'angolo di assetto iniziale dello scafo, posto a 3.15 gradi, coincidente con l'assetto statico del velivolo misurato in vasca navale e verificato tramite CFD. La seconda riguarda il settaggio del *6-DOF motion model*

infatti, in questo caso, si è permesso al velivolo di traslare in senso longitudinale e ruotare attorno all'asse di beccheggio.

4.2.5 Risultati

Coscienti dell'impossibilità, durante le simulazioni CFD, di effettuare un controllo attivo istante per istante della macchina, quale quello eseguito dal pilota, in questo lavoro si sono condotte una serie di simulazioni con il fine principale di fornire indicazioni utili al pilota circa il comportamento del velivolo nelle fasi dislocante, prima, e planante, poi, compiendo una stima dei vari contributi all'equilibrio longitudinale e un'analisi del loro apporto all'equilibrio stesso.

4.2.5.1 Analisi del contributo del momento dovuto alla spinta del motore

Inizialmente si è considerata la spinta fornita dal motore agente sul baricentro della macchina allo scopo di analizzare il comportamento tenuto dal velivolo in assenza del contributo picchiante dovuto alla coppia del motore e poter effettuare un confronto con il caso in cui questo contributo è invece presente. Queste corse sono state eseguite con il fowler flap, anteriore, deflesso di 20° ed il plain flap, posteriore, di 8° . Dal confronto emerge come il contributo alla stabilità del velivolo offerto dal momento picchiante dato dalla spinta del motore sia positivo, contribuendo a contrastare l'effetto cabrante fornito dall'azione idrodinamica, particolarmente nei primi istanti del moto. Quanto detto si rende evidente nella comparazione effettuata in figura 4.13, in cui si mostra l'andamento dell'angolo di assetto longitudinale dall'inizio della corsa fino all'avvenuto passaggio alla fase planante.

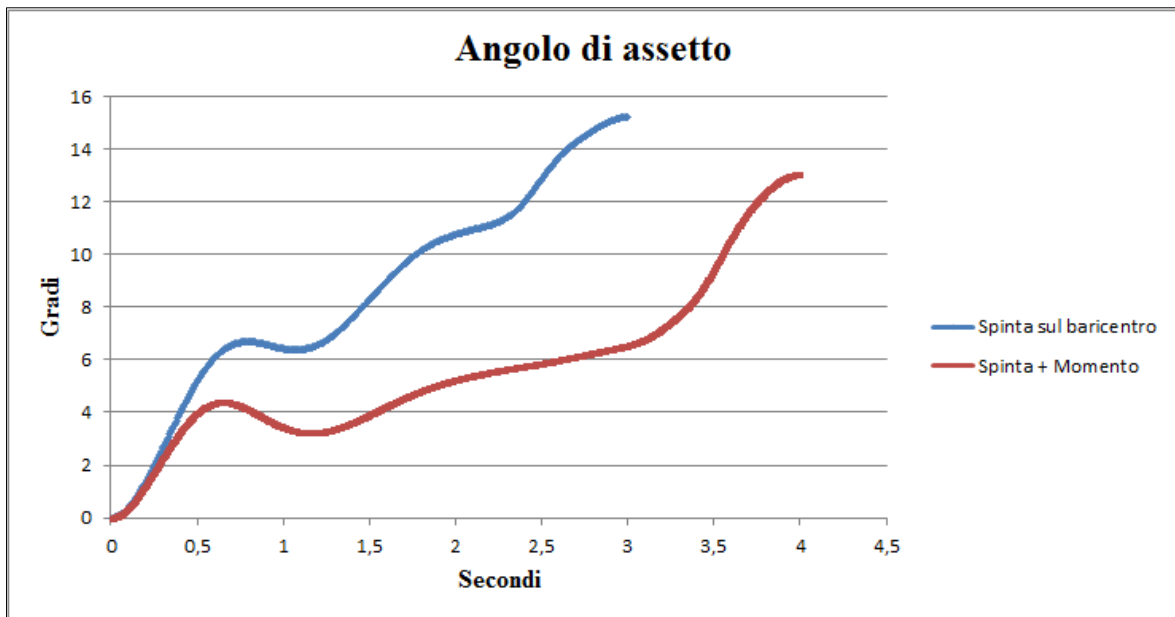


Figura 4.13. Confronto assetto

In entrambi i casi dalle simulazioni CFD emergono risultati in linea con il comportamento manifestato dal velivolo nelle prove condotte in vasca navale, riassunto nel grafico di figura 4.14 (punti gialli).

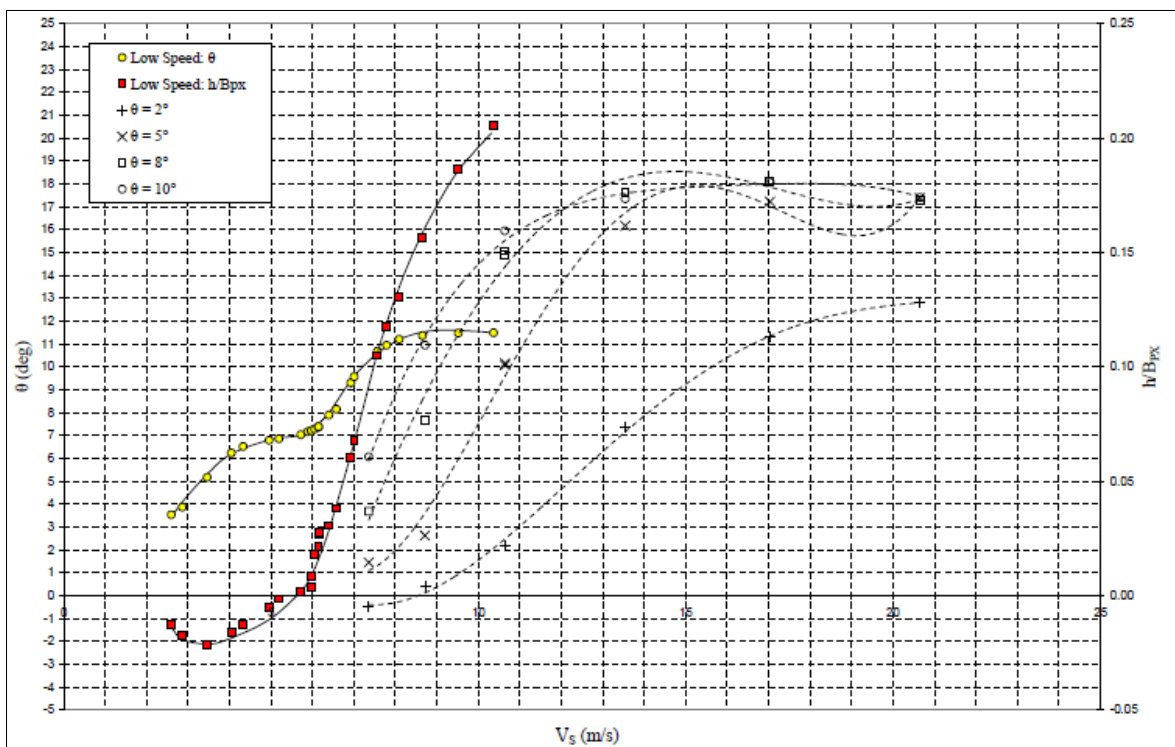


Figura 4.14. Grafico riassuntivo prove low-speed

Nell'immagine precedente è mostrato l'andamento dell'assetto del velivolo misurato durante l'esecuzione di corse a momento totale applicato nullo. Pertanto, essendo per lo scafo l'assetto a 5° quello caratterizzato dalla minor resistenza, risulta evidente l'effetto benefico, picchiante, introdotto dal momento dovuto alla spinta del motore.

4.2.5.2 Analisi del contributo del momento derivante dalla movimentazione dei flap

Allo scopo di verificare l'influenza che diverse deflessioni ed estrazioni delle superfici mobili aerodinamiche hanno sul comportamento del velivolo in fase di decollo, si sono eseguite simulazioni della manovra con il velivolo in varie configurazioni, osservandone gli effetti sull'equilibrio longitudinale della macchina. Si sono effettuate corse di decollo con il fowler flap, anteriore, estratto a 20° e movimentando il plain flap, posteriore, a partire da un angolo di estrazione di 8° fino ad arrivare a 20° . In queste simulazioni è subito emerso, dal confronto con i dati ottenuti dall'attività sperimentale condotta in galleria del vento, come la vicinanza del sistema alare all'acqua, e in particolare dell'ala anteriore, determini un momento cabrante aggiuntivo rispetto ad una stessa configurazione in assenza dell'effetto suolo. Alla luce di quanto detto, e vista la necessità di andare a contrastare l'effetto cabrante del momento idrodinamico, si è deciso di analizzare il comportamento delle configurazioni caratterizzate dall'avere il fowler flap anteriore represso (determinando così un decremento della capacità portante dell'ala anteriore rispetto al caso con il flap estratto, ma anche una riduzione del momento cabrante) ed il plain flap con angoli di deflessione compresi tra 8° e 20° . Da questa serie di simulazioni si è riscontrato che la configurazione migliore per l'equilibrio longitudinale è quella con il plain flap deflesso di 20° . Inoltre, nelle configurazioni con il plain flap deflesso di 14° e 20° , è stato analizzato il contributo dovuto all'azione degli elevatori.

4.2.5.3 Analisi del contributo del momento derivante dalla movimentazione degli elevatori

Allo scopo di contrastare l'effetto cabrante dovuto alla spinta idrodinamica e cercare di mantenere il velivolo ad assetti quanto più prossimi possibile a quello di minima resistenza, è stata studiata l'influenza della movimentazione degli elevatori. Si sono effettuate prove con suddette superfici deflesse a 10° e 20° (nel verso positivo, secondo la convenzione mostrata in figura 4.7) di modo da ottenere un contributo picchiante. In figura 4.15 si effettua la comparazione in termini di andamento di assetto longitudinale del velivolo tra i casi in cui è presente il contributo degli elevatori deflessi a 10° e quelli in cui sono deflessi 20° .

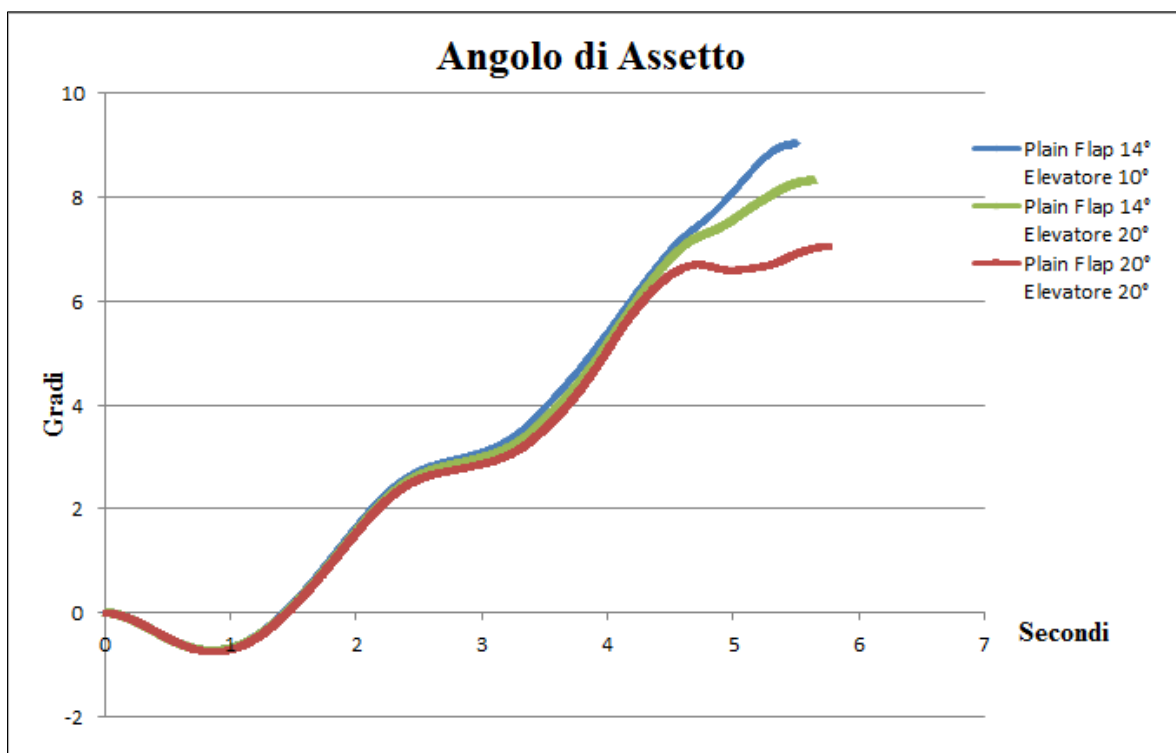


Figura 4.15. Confronti assetto con effetto elevatore

Nella figura precedente la condizione corrispondente allo zero in figura corrisponde a quella di equilibrio statico del velivolo in acqua, ovvero 3.15 gradi a cabrare (espressi in assi corpo) e tutte le successive variazioni sono riferite a questa quantità. Come visibile in

figura 4.15 la configurazione caratterizzata da una deflessione pari a 20° del plain flap posteriore e di 20° degli elevatori (a picchiare) è quella più vantaggiosa ai fini dell'equilibrio longitudinale del velivolo. Infatti la coppia picchiante che deriva dal posizionamento sopraindicato di plain flap ed elevatori, contrastando l'effetto cabrante della spinta idrodinamica, permette al velivolo di realizzare una condizione di equilibrio longitudinale caratterizzata da angoli di assetto più bassi che negli altri casi, di modo da avere una minor resistenza all'avanzamento.

4.2.5.4 Corsa di decollo con fowler flap retracts, plain flap deflesso a 20° ed elevatori deflessi a 20°

A seguito dell'analisi dei vari contributi all'equilibrio longitudinale è emerso che la configurazione più vantaggiosa ai fini dell'equilibrio longitudinale è quella caratterizzata dall'avere il fowler flap retratto, il plain flap deflesso a 20° e gli elevatori deflessi a 20° .

Avendo ben presente l'impossibilità, con il solo utilizzo del software CFD, di poter effettuare il controllo attivo del velivolo, si è effettuata una corsa di decollo con il velivolo nella configurazione precedentemente definita al fine di fornire un'indicazione al pilota riguardo a quello che potrà essere il comportamento del velivolo in fase dislocante, durante la transizione e nella prima fase della planata. Si mostra in figura 4.16 l'andamento delle pressioni sullo scafo del velivolo in fase planante alla velocità di 5m/s e 3,5 gradi di assetto longitudinale.

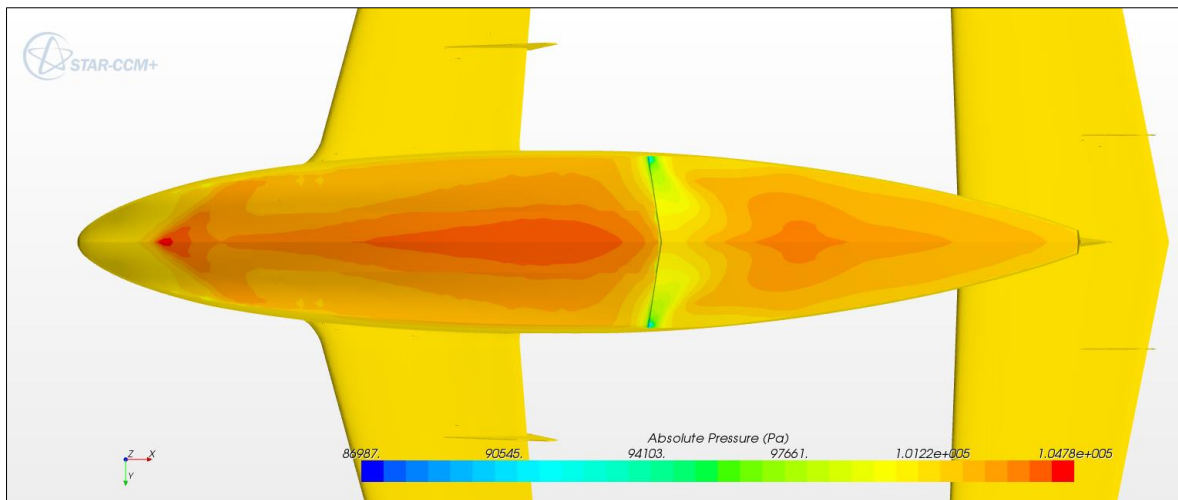


Figura 4.16. Andamento delle pressioni sullo scafo a 5m/s e 3,5 gradi di assetto

Mentre in figura 4.17 si mostra l'andamento delle pressioni sullo scafo del velivolo in fase planante, a seguito della “salita sullo scalino”, a una velocità di 9,3 m/s e 7 gradi di assetto.

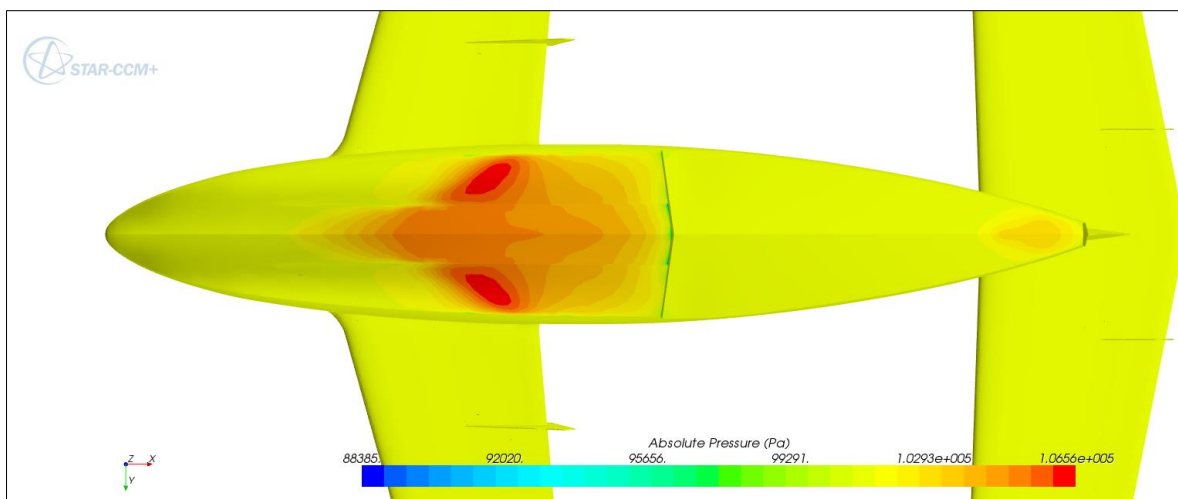


Figura 4.17. Andamento delle pressioni sullo scafo a 9,3 m/s e 7 gradi di assetto

Dalle precedenti figure si può notare la variazione del punto di applicazione delle azioni idrodinamiche e del loro valore all'aumentare della velocità. Risulta per tanto evidente come la spinta idrodinamica determini un contributo cabrante e un aumento di incidenza del velivolo passando dalla fase dislocante a quella planante. L'evoluzione del velivolo in termini di variazione di assetto, rispetto a quello di equilibrio statico, è mostrata in figura 4.18 per la fase dislocante e nella prima parte della planata.

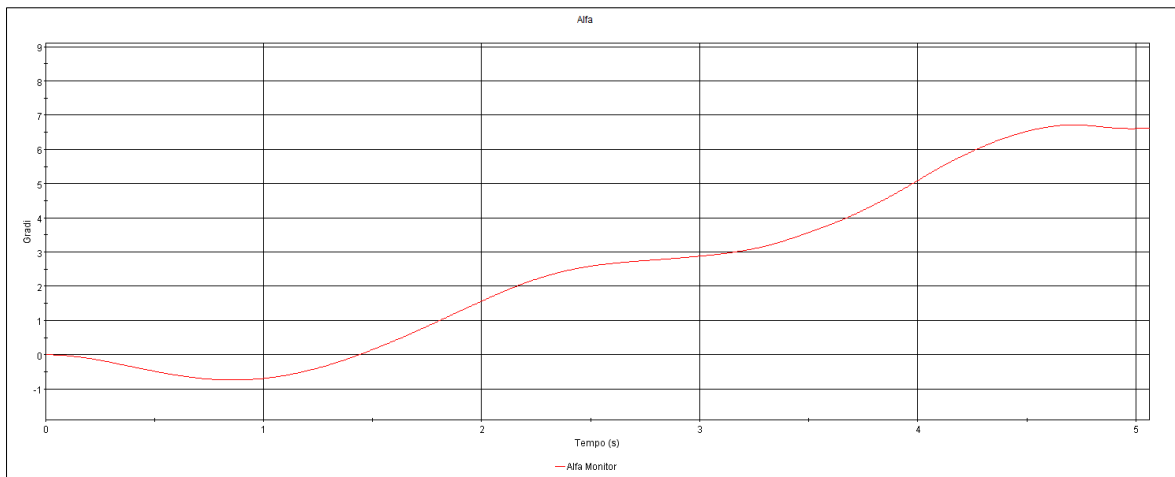


Figura 4.18. Andamento dell'assetto longitudinale del velivolo

Mentre in figura 4.19 si riporta l'andamento della resistenza dello scafo

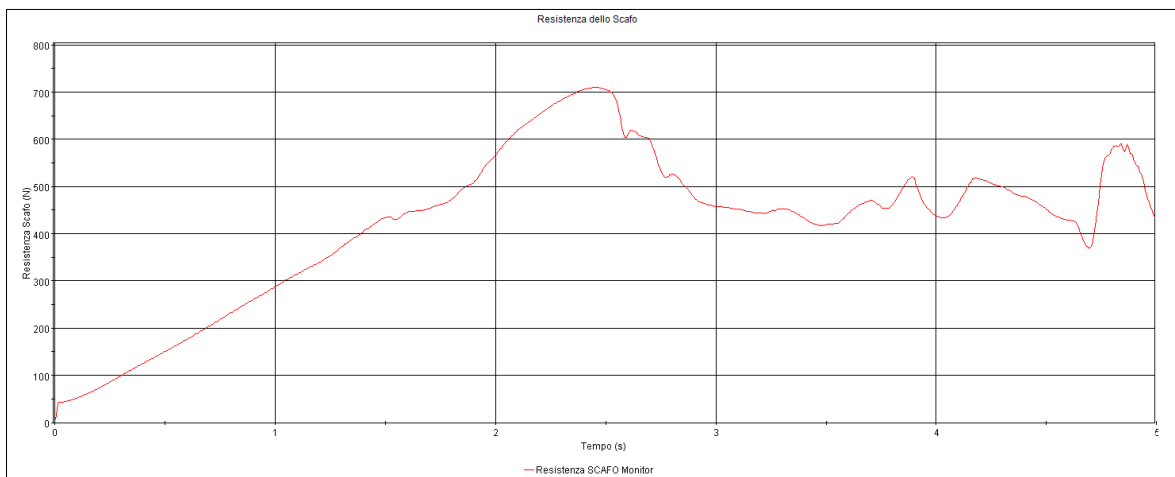


Figura 4.19. Andamento della resistenza dello scafo

Nella precedente figura è ben visibile il salto effettuato dal valore della resistenza a seguito della “salita sullo scalino” ed il conseguente passaggio alla fase planante. Anche in questo caso si è trovata buona coincidenza con quanto emerso dalle prove condotte in vasca navale in termini di entità del salto e di velocità al quale esso avviene. Al fine di permettere una completa comprensione degli eventi in figura 4.20 si riporta l'andamento della velocità al variare del tempo.

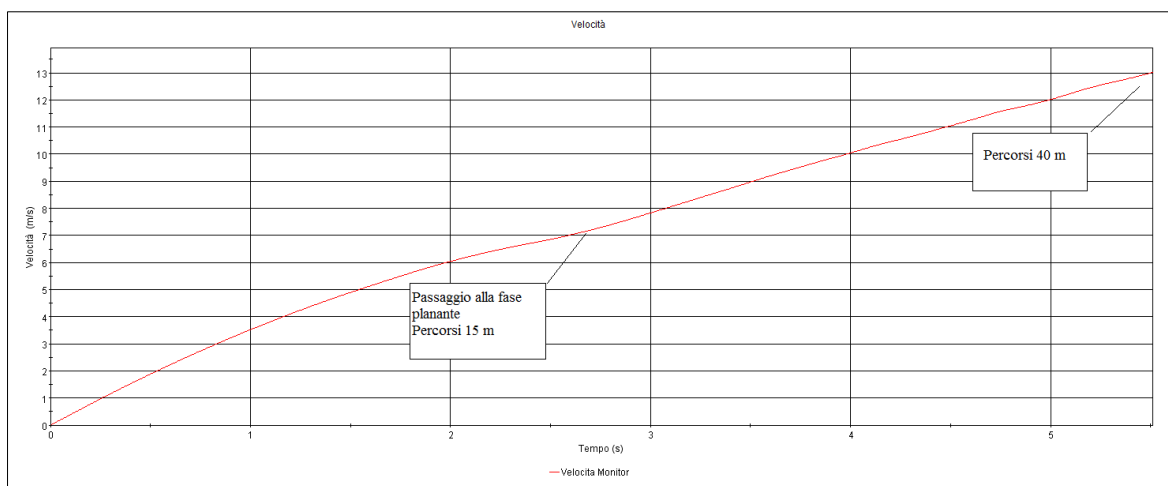


Figura 4.20. Andamento della velocità nella corsa di decollo

5 Conclusioni e sviluppi futuri

Il presente lavoro di tesi ha riguardato la configurazione aerodinamica e idrodinamica dell'idrovolante ultraleggero PrandtlPlane IDINTOS e, in particolare, si è focalizzato sulla caratterizzazione idrodinamica dello scafo e di quella aerodinamica della configurazione alare del velivolo in fase di decollo, eseguita tramite l'utilizzo del software CFD STAR-CCM+ della CD-adapco. Ciò è stato fatto procedendo, in una prima parte di questo lavoro, alla validazione delle prove high-speed svolte in vasca navale, presso il CNR INSEAN di Roma, su un modello in scala 1:3. Il lavoro di validazione è stato condotto confrontando i risultati emersi dalle simulazioni effettuate sullo scafo, nelle dimensioni al vero, con i valori estrapolati da quelli misurati nelle prove sperimentali. Si è trovata una buona corrispondenza con i risultati sperimentali, sia nei valori della resistenza dello scafo, sia in quelli del momento di beccheggio che in quelli delle traslazioni verticali, confermando la validità del codice CFD utilizzato. Tutta questa prima fase è servita, a verificare l'effettiva corrispondenza tra i risultati ottenuti dalla analisi numerica e quelli estrapolati dall'attività sperimentale ma, soprattutto, a fornire indicazioni in termini di comportamento dello scafo in fase planante utili per affrontare la caratterizzazione dello scafo nella corsa di decollo. Infatti, basandosi su quanto emerso dal lavoro di validazione, si è proceduto ad analizzare i singoli contributi offerti dal momento dovuto alla spinta del motore e dalle superfici aerodinamiche del velivolo, fornendo così ai piloti preziose indicazioni sia circa la configurazione del velivolo da tenere al decollo, sia riguardo il comportamento del velivolo stesso durante l'esecuzione di questa manovra. Completata questa analisi, pur nell'impossibilità di effettuare un controllo attivo del velivolo quale quello esercitato dal pilota durante l'esecuzione del decollo, si è proceduto a simulare una corsa di decollo con il velivolo nella configurazione delineata dall'analisi sull'equilibrio longitudinale della macchina, ovvero quella caratterizzata dal fowler flap retratto, il plain flap deflesso di 20° gli elevatori deflessi a 20° . Si è riscontrato un comportamento dello scafo in linea con quanto emerso dall'attività sperimentale e si è potuto verificare quale sia il comportamento tenuto dal sistema alare in effetto suolo alla configurazione di decollo.

La configurazione di decollo definita per mezzo dell'attività di simulazione svolta nella seconda parte del presente lavoro di tesi sarà utilizzata per effettuare la manovra di decollo sul prototipo volante dell'IDINTOS. Tutto ciò sarà preceduto dal roll-out di un modello

volante radiocomandato in scala 1:4 sul quale sperimentare preventivamente la configurazione qui definita e verificare ogni altro aspetto riguardante l'esecuzione della manovra di decollo.

Bibliografia

1. **Frediani A., Montanari G., Pappalardo M.**, “Sul problema di Prandtl della minima resistenza indotta di un sistema portante”, Reprints of the XV AIDAA (Associazione Italiana di Aeronautica e Astronautica), Torino, November 1999.
2. **Prandtl L.**, "Induced Drag of Multiplanes", NACA TN-182, 1924.
3. **Lippi T., Lucchesi M.**, “Progetto concettuale e analisi CFD di uno scafo per anfibia PrandtlPlane ultraleggero”, Tesi di Laurea Specialistica, Pisa 2011.
4. **Luci S.**, “Utilizzo del codice STAR-CCM+ nello studio delle manovre di decollo ed atterraggio di un idrovolante ultraleggero Prandtlplane”, Tesi di Laurea Specialistica, Pisa, 2012.
5. **Di Ciò F., Roccaldo M.**, Rapporto di Prova n° C.2573-09CT11-RAP01, CNR INSEAN, Roma, 2013.
6. **F.W.S. Locke Jr.**, ”General Resistance Tests on Flying-Boat Hull Model”, N.A.C.A. Wartime Report No. W-70, February 1944.
7. **CD-adapco**, “User guide STAR-CCM+ Version 6.04.014”, 2011.
8. **L. Menna**, “Progetto preliminare di eliche libere e intubate per velivoli ultraleggeri”, Tesi di Laurea Magistrale, Pisa 2014

Sitografia

1. <http://www.idintos.ue>
2. <http://www.flyrotax.com>
3. <http://www.cd-adapco.com>