POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea

Analisi CFD di uno streamliner a propulsione umana

Relatori:

Prof. Cristiana Delprete

Ing. Paolo Baldissera

Candidato:

Giovanni Iacobello

Luglio 2013

ad Aurora

Sommario

Introduzione 1

Capitolo 1: *La bici reclinata, tra passato e futuro* 3

1.1 Cenni storici 3

1.2 Competizioni e competitori 5

1.2.1 Evoluzione degli *speedbike* nelle competizioni 9

1.3 Oltre i record 17

Capitolo 2: *I Fondamenti di Aerodinamica* 19

2.1 Introduzione 19

2.2 Forze, momenti e relativi coefficienti 20

2.3 Resistenza per veicoli a propulsione umana 23

2.3.1 Resistenza dell'aria 24

2.4 Strato limite e Numero di Reynolds 28

2.5 Coefficiente di Resistenza per varie forme 33

2.6 Profili alari NACA 35

Capitolo 3: *Modellazione CAD e Simulazione CFD* 37

3.1 Introduzione 37

3.2 Progettazione delle carene 37

3.2.1 Analisi e misurazioni preliminari 38

3.2.2 Realizzazione del modello della carena 39

3.2.3 Galleria del vento virtuale 44

3.2.4 Assieme completo e sezionato 44

3.3 Considerazioni generali sulla CFD 46

3.3.1 Premesse sul calcolo numerico 46

3.3.2 Sviluppi della fluidodinamica computazionale 48

3.3.3 Software di simulazione e procedure di analisi 52

3.4 Realizzazione della simulazione 55

3.4.1 Geometria e Topologia di Simulazione 56

3.4.2 Configurazione e generazione della *Mesh* 60

3.4.3 Fisica della simulazione 74

3.4.4 Preparazione per l'analisi e avvio della simulazione 81

Capitolo 4: *Analisi e comparazione dei risultati* 85

4.1 Introduzione 85

4.1.1 Risultati di carattere generale 86

4.2 Risultati delle azioni aerodinamiche 87

4.2.1 Analisi delle forze 87

4.2.2 Analisi dei coefficienti aerodinamici 91

4.3 Interazione funzioni di campo - carene 93

4.3.1 Sviluppo e distribuzione di resistenza 93

4.3.2 Campi di pressione e velocità 97

4.4 Riepilogo dei risultati delle simulazioni 102

4.5 Confronto tra Pulse2 e altri veicoli simulati 104

4.5.1 Considerazioni generali 104

4.5.2 Comparazione delle prestazioni 106

Conclusioni 113

Appendice A: *Dimostrazioni* 115

A.1 Incompressibilità del fluido 115

A.2 Relazione tra numero di Knudsen, di Mach e di Reynolds 116

Appendice B: *Ottimizzazione dello strato limite* 119

B.1 Teoria dello strato limite 119

B.1.1 Concetto di strato limite 119

B.1.2 *The Law of the Wall*: La legge di parete 120

B.1.3 Stima dello spessore dello strato limite 123

B.2 Evoluzione dello strato limite in ambiente CFD 125

B.2.1 Evoluzione della *mesh* per lo strato limite 125

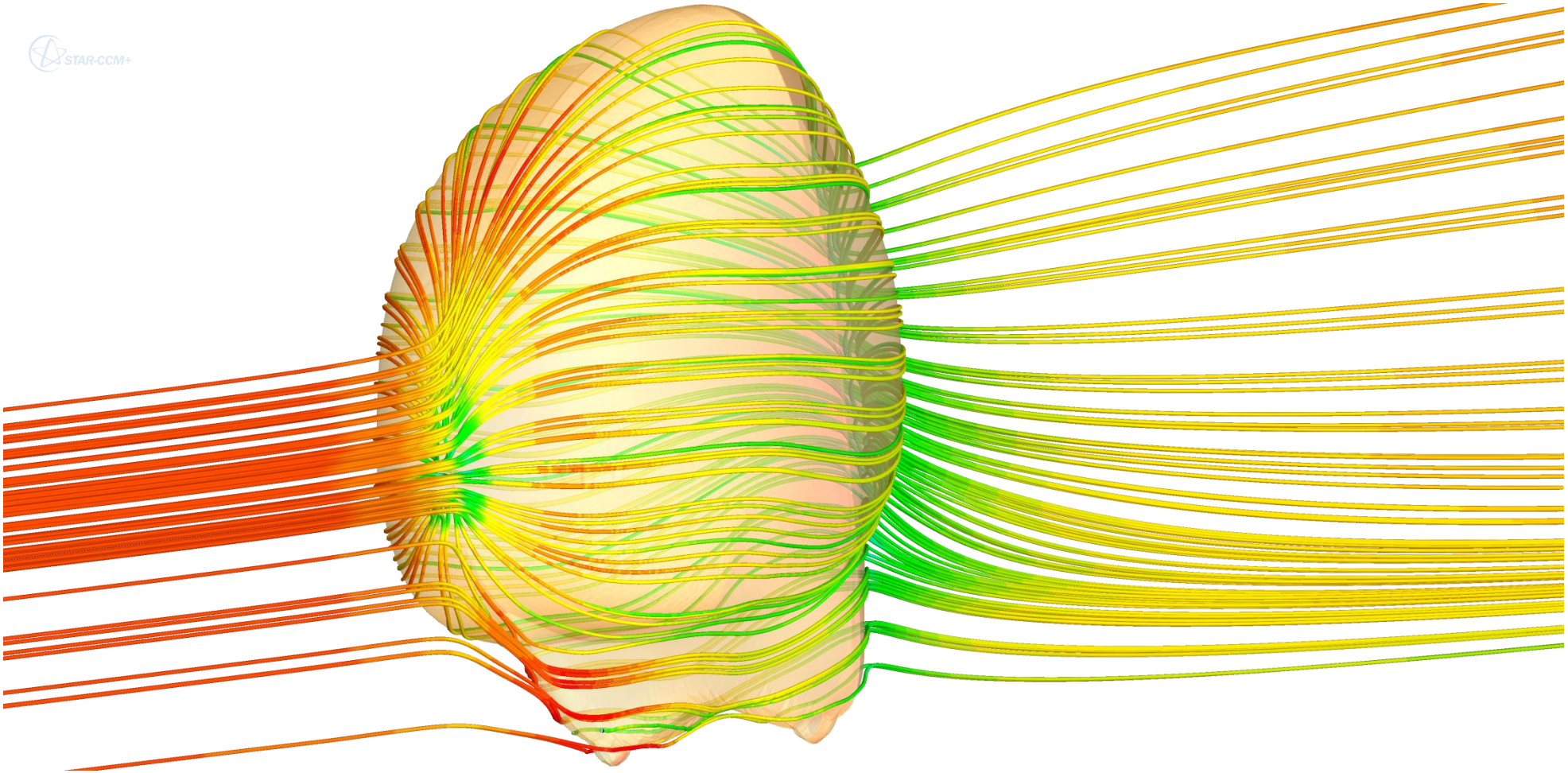
Bibliografia 135

Introduzione

Il presente lavoro di tesi nasce dall'esigenza di uno studio aerodinamico per un prototipo di veicolo terrestre da competizione, detto *streamliner*, a propulsione umana, nell'ambito del progetto studentesco del team Policumbent.

Il team nasce nel 2009 con l'intento di promuovere i veicoli a propulsione umana, in particolare a postura reclinata, elevandoli da semplici strumenti di attività fisica a parte integrante della mobilità quotidiana. Il primo prototipo da competizione realizzato è *C.O.R.A. 1.0*, una bicicletta reclinata non carenata; in seguito sono stati apportati dei miglioramenti, come l'aggiunta di code carenate, che ne hanno ottimizzato le prestazioni. L'uso di una carenatura totale, dunque, comporta dei notevoli vantaggi in termini di dispendio energetico da parte del ciclista; con questo presupposto, nell'a.a. 2011-2012 nacque il prototipo Pulse, veicolo *full faired* che raggiunse una velocità massima di circa 80 km/h. Il divario con il record ufficiale di circa 133 km/h apparve, dunque, troppo grande da colmare apportando solo delle piccole modifiche; nel Settembre del 2012 così iniziò la progettazione di *Pulse2.0*, con l'obiettivo di colmare il suddetto divario e di portare di fatto il nome del team nella scena internazionale dei veicoli a propulsione umana. È di conseguenza impossibile prescindere da un'analisi aerodinamica se il fine è tanto ambizioso.

Con questo elaborato, si è cercato di fornire una solida base fatta di dati e informazioni, ricavate da un attento utilizzo degli strumenti di simulazione fluidodinamica computazionale (CFD), accompagnando così l'evoluzione della geometria del futuro prototipo e comparandola con alcuni dei veicoli che attualmente dominano la scena.


STAR-CCM+

Capitolo 1:

La bici reclinata, tra passato e futuro

1.1 Cenni storici

Storicamente, la prima bicicletta effettivamente concepita come mezzo di trasporto viene attribuita al tedesco Karl von Drais nel 1817 col nome, datogli dalla stampa, di *draisine* (in Italia draisina) e successivamente di *velocipede*. La draisina era solo una bozza in confronto alla bicicletta come la conosciamo oggi. Una fondamentale innovazione si ebbe nel 1884 quando il britannico John K. Starley realizzò la prima bicicletta con trasmissione a catena e ruote di ugual dimensione chiamata "Rover"; in questo modo venne incrementata la comodità e soprattutto la sicurezza (baricentro più basso) rispetto al biciclo tanto da essergli attribuito l'appellativo di "safety bicycle". Di lì in avanti piccoli dettagli, a volte importanti come l'avvento del cambio, contribuirono alla formazione della bicicletta come oggi la conosciamo.

La bicicletta reclinata (o *Recumbent Bicycle*) fece la sua comparsa in scena col nome di *Velocar* solo nella prima metà del XX secolo, nonostante i primi progetti risalivano a quasi un secolo prima, come evoluzione di un'automobile a pedali a quattro ruote e alternativa economica alle auto a motore. La *velomobile* allora venne sviluppata sulla base del concetto di bici reclinata ma con l'aggiunta di una carena parziale o totale; essa può avere dalle quattro alle due ruote: in quest'ultimo caso si parla di *streamliner* o *speedbike*, veicoli adatti alle competizioni.

Figura 1.1-1: Foto d'epoca in cui si vede l'evoluzione della bicicletta da biciclo a reclinata. [1]

Fin da subito quindi la *velomobile* si colloca in un'ottica di alternativa ma, è oggi più che mai che svolge appieno questo ruolo, data la necessità di mobilità leggera e sostenibile dal punto di vista ambientale.

La storia delle biciclette reclinate ebbe la sua epoca buia a partire dall'anno 1934: quell'anno si svolse la famosa riunione dell'UCI (*Union Cycliste Internationale*) che, su pressione dei costruttori di bici tradizionale, impose dei vincoli di partecipazione alle gare internazionali per cui le bici reclinate, di fatto, venivano escluse. Il rinascimento delle reclinate si ebbe in USA (che insieme a Germania e Olanda divennero i maggiori produttori di *recumbent*) circa mezzo secolo dopo, nel 1976, quando fu fondata l'IHPVA (*International Human-Powered Vehicle Association*) un'organizzazione no-profit rivolta al miglioramento, all'innovazione e alla creatività nell'uso della propulsione umana, in particolare nel design e nello sviluppo di veicoli *Human-Powered*. La storia dell'IHPVA è stata un po' rocambolesca: nel 1997, infatti, l'IHPVA fu riorganizzata, essendo in origine di stampo prettamente statunitense, in un'organizzazione internazionale i cui membri erano organizzazioni nazionali mondiali e la componente americana dunque cambiò nome in HPVA. Nel 2004 l'HPVA abbandonò l'IHPVA per conflitti su copyright e assegnazione dei record e nel 2008 decise di cambiare nome nuovamente in IHPVA senza che la già esistente IHPVA intendesse abbandonare il proprio nome: si ebbe così un periodo in cui esistettero due organizzazioni con lo stesso nome. Nel

frattempo però l'IHPVA americano occupò il dominio internet *ihpva.org*; questo portò l'IHPVA mondiale a cambiare obbligatoriamente nome e nel 2009 dunque nacque la *World Human Powered Vehicle Association* (WHPVA).

Attualmente i record mondiali per gare su biciclette reclinate vengono registrati e riconosciuti dall'IHPVA, principalmente, e dalla WHPVA.

1.2 Competizioni e competitori

Una delle mete più ambite nell'ambiente delle bici reclinate carenate è il *World Human Powered Speed Challenge* (WHPSC), organizzato dall'IHPVA, che si tiene a Settembre a Battle Mountain, in Nevada. L'evento, per la prima volta organizzato nel 1999, si sviluppa nel corso di una settimana e ospita ogni anno ciclisti da ogni parte del mondo. Dall'altro canto, la WHPVA dal 2009 (con il nuovo nome, dal 2002 con il precedente nome di IHPVA) organizza il *WHPVA World Championships*: in realtà l'evento, nonostante il nome, è prettamente europeo a differenza del WHPSC e questo lo rende meno competitivo. Le ragioni di questa ristrettezza di orizzonti emerge immediatamente se si considera che undici membri su dodici appartenenti al WHPVA sono europei e che l'unico membro non-europeo è l'Australia.

Figura 1.2-1: Ciclisti con i loro *streamliner* durante un evento a Battle Mountain. [2]

Sostanzialmente, le competizioni sono raggruppabili in due categorie: il record di velocità e il cosiddetto "record dell'ora", ovvero la maggior distanza percorsa in un'ora di tempo. Ogni categoria poi viene divisa in varie sotto-categorie in base al genere (uomo o donna), alla tipologia di veicoli utilizzati e all'età (sono presenti infatti anche delle sezioni Junior con età variabili da 11 a 17 anni).

L'evento di Battle Mountain viene fatto percorrendo un tratto rettilineo di sola andata tra le 4 e le 5 miglia (un miglio equivale a 1609.344 m), che permette di guadagnare velocità prima del rilevamento della velocità massima negli ultimi 200 metri; il tratto ha una pendenza totale in discesa dello 0.6439% (Figura 1.2-2)[2.1].

Mile Marker (mile)	Elevation (ft)	Delta (ft)	Grade (%)
5.0	4790	At Start	Parking Lot
4.5	4777	-13	-0.49%
4.0	4761	-16	-0.61%
3.5	4744	-17	-0.64%
3.0	4723	-21	-0.80%
2.5	4703	-20	-0.76%
2.0	4682	-21	-0.80%
1.5	4664	-18	-0.68%
1.0	4649	-15	-0.57%
0.5	4632	-17	-0.64%
0.0	4620	-12	-0.45%
-0.5	4613	-7	-0.27%
-1.0	4613	0	0.00%

170 foot drop in 5 miles = 0.6439% grade overall

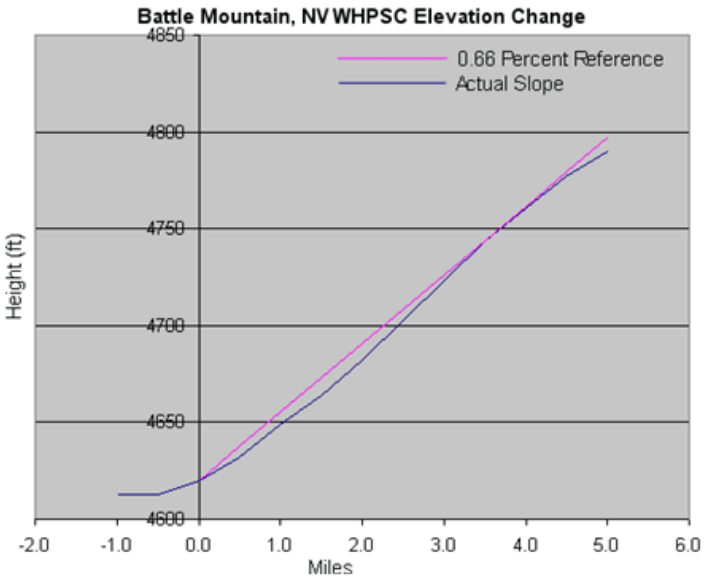


Figura 1.2-2: A sinistra: rilevamenti altimetrici del percorso stradale di Battle Mountain; a destra: profilo altimetrico (in blu) e profilo limite di riferimento fissato al 0.66% (in rosa). [2.2]

Il tratto rettilineo si trova inoltre ad una quota di 1408 metri dal livello del mare e questo lo rende un evento unico nel suo genere: all'aumentare della quota infatti diminuisce il valore della densità e, come si vedrà in seguito, la resistenza aerodinamica è direttamente proporzionale alla densità, cosicché al diminuire della densità diminuisce la resistenza. Ciò permette di raggiungere velocità superiori a quelle che si raggiungerebbero con le stesse condizioni ma al livello del mare. La regola dell'IHPVA stabilisce inoltre che i record di velocità per essere validi devono essere rilevati su di una pista con pendenza in discesa minore dello 0.66% [2.1], quindi il percorso di Battle Mountain è al limite del consentito; per questo motivo

l'evento è stato criticato da alcuni competitori. Uno tra questi è lo svizzero Francesco Russo: un post sul suo sito internet nell'Agosto del 2011 recitava infatti: "Battle Mountain - NO THANKS!" [3]. Dopo una breve descrizione dell'evento, Russo infatti invitava i suoi sostenitori a non chiedergli più di partecipare all'evento di Battle Mountain proprio per l'elevata pendenza; piuttosto avrebbe preferito battere il record dell'amico Damjan Zabovnik di 107.2 km/h al Dekra Test Oval, in Germania. Russo continua il suo post suggerendo che "Battle Mountain dovrebbe essere corso in andata/ritorno come a Bonneville"[3], quindi non solo andata come a Battle Mountain. Qui si riferisce al *Bonneville Salt Flats*, una pianura ricoperta di sale nello Utah sede di numerose competizioni anche motociclistiche e automobilistiche. Il messaggio di Russo ha avuta grande risonanza, in quanto parere di un ottimo ciclista, attuale detentore del record dell'ora con 91.55 km percorsi a Schipkau, in Germania, il 3 Agosto 2011. Russo è contemporaneamente designer e costruttore del suo *speedbike* chiamato *Ristretto*; ma non è con questo veicolo che ha battuto il record dell'ora bensì con l'*Eiviestretto.*

Figura 1.2-3: Francesco Russo dentro l'*Eiviestretto*. Si nota che il ciclista è rivolto verso il retro dello *speedbike*.[3.2]

Questo nasce dalla collaborazione tra Russo e il già citato Zabovnik, il quale aveva precedentemente stabilito il record dell'ora con lo *speedbike Eivie II* a Schipkau nel 2008; l'Eiviestretto dunque è stato concepito, in sostanza, come evoluzione dell'*Eivie III* di Zabovnik. Dal punto di vista tecnico, l'Eiviestretto ha una bassa

"superficie resistente" (si veda il Capitolo 2) di circa 0.015 m^2, la carena e il telaio sono costruiti con una struttura a nido d'ape in fibra di carbonio; una caratteristica degna di nota è la posizione del ciclista, che è opposta rispetto al senso di marcia per cui è necessario l'uso di un sistema di specchi (Figura 1.2-3) imponendo necessariamente una trazione sulla ruota posteriore [3.1].

Nonostante le critiche mosse, l'evento di Battle Mountain rimane unico nel suo genere ed essendo un riferimento mondiale assoluto da circa 15 anni per quanto riguarda i record di velocità, tale è destinato a rimanere. Il team Policumbent ha tra i propri obbiettivi battere il record di velocità per uomini sui 200 metri piani a Battle Mountain per cui a seguire ci soffermeremo su questa specifica competizione.

IHPVA Official Speed Records LAND

LAND - MEN'S 200 METER FLYING START SPEED TRIAL (Single Rider)											
Alt.	Speed (mph)	Speed (kph)	Time (sec)	Type	Name	Designer	Rider	Location	Date (mm/dd/yy)	IHPVA publication	Elevation (meters)
	43.02	69.23	10.400	-1	Teledyne Titan	Chester Kyle	Ron Skarin	Los Alamitos, CA	11/11/74	HP1	10
	44.69	71.93	10.010	-1	Teledyne Titan	Chester Kyle	Ron Skarin	Irwindale, CA	04/05/75	HP1	305
	47.80	76.92	9.360	-2		Allan Abbott	Allan Abbott	Irwindale, CA	04/24/76	HP1	305
	49.38	79.47	9.060	-3	Aeroshell	Paul VanValkenburgh	Ralph Therrio	Ontario, CA	04/30/77	HP1	301
	50.84	81.82	8.800	-2	Easy Racer	Gardner Martin	Fred Markham	Ontario, CA	05/06/79	82 PGM	301
	56.55	91.01	7.911	-4	Vector	Al Voigt	Dave Grylls	Ontario, CA	05/04/80	80 Results	301
	58.89	94.77	7.597	-4	Vector	Al Voigt	Dave Grylls	Ontario, CA	10/27/80	82 PGM	301
	59.10	95.11	7.570	-10	Moby 3	T. Hreno	Carl Sundquist	Indianapolis, IN	09/27/85	ND85N JF86N	233
	59.68	96.05	7.496	-11	Allegro	Don Witte	John Seibert	Alamosa County, CO	08/24/85	ND84N(+)	2438
	60.43	97.26	7.403	-11	Allegro	Don Witte	Peter Thron	Alamosa County, CO	08/24/85	May87N(+)	2438
	61.94	99.68	7.223	-11	Allegro	Don Witte	John Seibert	Alamosa County, CO	08/28/85	ND85N(+)	2438
>L	62.17	100.06	7.196	-10	Varna	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Blainville, Canada	07/29/98	Record(-)	65
>L	62.51	100.60	7.157	-10	Varna Mephisto	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Blainville, Canada	07/30/99	Record(-)	65
	63.01	101.41	7.100	-11	Allegro	Don Witte	Peter Thron	Alamosa County, CO	05/06/86	N93N (+)	2438
	65.48	105.39	6.832	-10	Gold Rush	Gardner Martin	Fred Markham	Mono Lake, CA	05/11/86	May86N	1524.4
	68.72	110.60	6.510	-10	Cheta	Franz,Osborn,Gabarin	Chris Huber	Alamosa County, CO	09/22/92	Record(+)	2438
H	72.75	117.07	6.150	-10	Varna Mephisto	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Battle Mountain, Nv USA	10/13/99	Record(+)	1407
H	80.55	129.64	5.554	-10	Varna Diablo	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Battle Mountain, NV	10/6/01	Record(+)	1407
H	81.00	130.36	5.523	-10	Varna Diablo II	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Battle Mountain, NV	10/5/02	Record(+)	1407
H	82.33	132.50	5.434	-10	Varna Diablo 3	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Battle Mountain, NV	09/18/08	Record(+)	1407
H	82.438	132.67	5.427	-15	Varna Tempest	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Battle Mountain, NV	09/15/2009	Record(+)	1407
H	82.819	133.28	5.402	-15	Varna Tempest	Georgi Georgiev	Sam Whittingham	Battle Mountain, NV	09/18/2009	Record(+)	1407

LAND - JUNIOR MEN'S 200 METER FLYING START SPEED TRIAL (Age 15 to 17 years)												
Alt.	Speed (mph)	Speed (kph)	Time (sec)	Type	Name	Designer	Rider	Location	Date (mm/dd/yy)	IHPVA publication	Elevation (meters)	Age (years)
H	60.75	97.77	7.36	-16	Virtual Rush	Matt Weaver	Mackie Martin	Battle Mountain, NV	10/05/2002	Results (+)	1407	15
H	61.45	98.89	7.281	-16	Virtual Rush	Matt Weaver	Mackie Martin	Battle Mountain, NV	09/18/2003	Results (+)	1407	16

Figura 1.2-4: Principali record di velocità sui 200 metri per uomini (adulti e giovani) registrati dall'IHPVA. [4]

Come è possibile vedere dalla Figura 1.2-4, il primo record attribuito a R. Skarin sul *Teledyne Titan* disegnato da C. Kyle di 69.23 km/h nel '74 è stato, addirittura, quasi raddoppiato dall'attuale detentore del record S. Wittingham: con il suo *streamliner* completamente carenato a trazione anteriore *Varna Tempest*, infatti, ha raggiunto la velocità notevole di 133.28 km/h nel Settembre 2009.

L'anno seguente, la francese B. Buatois stabilì il record di velocità femminile con 121.82 km/h pedalando con lo stesso veicolo.

Figura 1.2-5: Lo *streamliner* carenato Varna Tempest. [5]

1.2.1 Evoluzione degli *speedbike* nelle competizioni

Nella storia, seppur breve, delle competizioni per il record di velocità alcuni prototipi si sono distinti per le loro prestazioni e le novità che hanno apportato nel modo di concepire gli *streamliner*; ne metteremo quindi in risalto i punti salienti in ordine cronologico di realizzazione.

Il primo *streamliner* che ha oltrepassato il limite dei 65 mph (miglia all'ora, circa 104 km/h) è il *Gold Rush* nel 1986: realizzato negli USA, ideato dal designer G. Martin nel 1985 e usato dal corridore F. Markham, presenta una forma quasi triangolare nella parte superiore, molto schiacciata ai lati e la parte anteriore molto bassa; inoltre utilizza il modello detto "interasse lungo" o *Long Wheel-Base* (LWB) cioè le ruote sono lontane tra di loro e il movimento di pedalata quindi si trova in mezzo (Figura 1.2-8). Questa configurazione era molto in uso in quegli anni, come si può vedere confrontandola con le carene del *Lightning X2* e del *Bluebell*. Il Gold Rush presenta delle buone caratteristiche aerodinamiche per l'epoca: il suo coefficiente di resistenza aerodinamica (che verrà ampiamente spiegato nel capitolo successivo) vale circa 0.1; la sua area frontale è di circa 0.47 m^2 il che si traduce in una superficie resistente $C_D \cdot A \cong 0.047\ m^2$ [6]. Attualmente è esposto al prestigioso Smithsonian Museum, negli Stati Uniti.

Figura 1.2-6: In alto: Bluebell a sinistra (1982) e Gold Rush a destra (1985); Lightning X2 in basso (1986). [7]

Qualche anno dopo, nel 1989, sempre in USA fece la sua comparsa il *Cutting Edge*. Designer e ciclista, Matt Weaver fu il primo a battere il Gold Rush col suo nuovo *speedbike* durante una competizione.

Figura 1.2-7: A sinistra, M. Weaver e il suo Cutting Edge in una foto pubblicata su un giornale [7]; a destra, testa a testa tra Cutting Edge e Gold Rush durante una gara. [7.1]

Il Cutting Edge non viene ricordato per alcun record ma è fondamentale nella storia degli *speedbike* poiché è il primo ad adottare il modello *Short Wheel-Base* (SWB), cioè la distanza tra le ruote è minore rispetto a prima e di conseguenza il movimento di pedalata si trova oltre la ruota anteriore, come mostrato nella Figura 1.2-8.

Figura 1.2-8: Modello Long Wheel-Base a sinistra; modello Short Wheel-Base a destra.

Battendo il Gold Rush, Weaver dimostrò così l'efficacia del nuovo modello adottato che in seguito verrà preferito rispetto al Long Wheel-Base. Il Cutting Edge rispetto al Gold Rush ha un coefficiente di resistenza leggermente superiore (C_D=0.11) ma ha un'area frontale minore, pari a circa 0.26 m^2: questo fa sì che la sua superficie resistente sia minore rispetto al suo diretto rivale, in particolare risulta $C_D \cdot A \cong 0.0286\ m^2$. [6]

L'asticella del record di velocità fu alzata nel 1992 a 68.73 mph (circa 110.6 km/h) da un altro *streamliner* statunitense: il *Cheetah* (o *Cheta*).

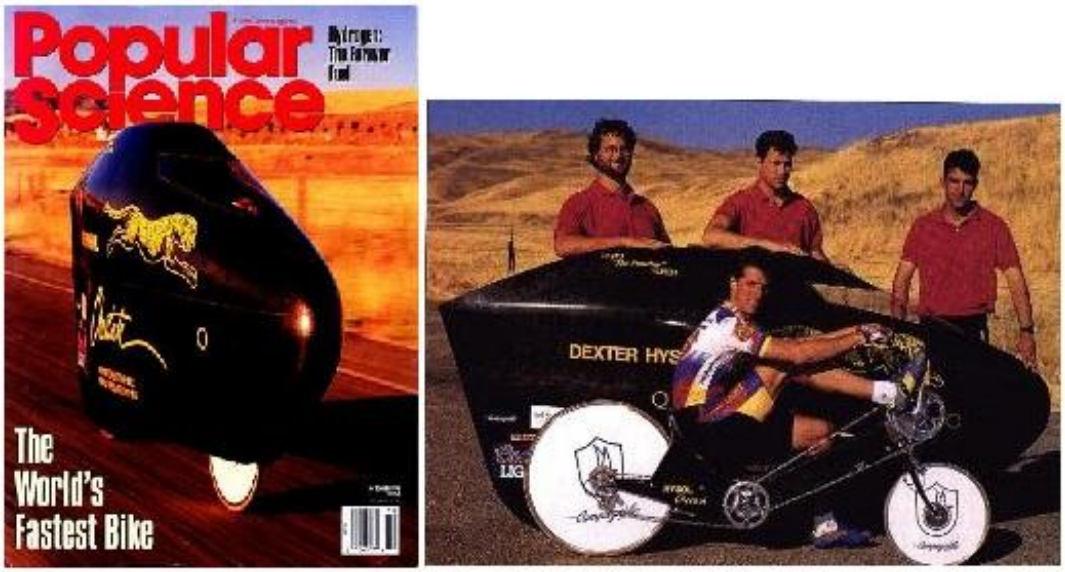


Figura 1.2-9: Lo *speedbike* Cheetah in copertina di una rivista e in una foto col team. [7]

Questo si presenta grossomodo come il Gold Rush quindi con le parti laterali pressoché piatte e una parte triangolare superiore ma adesso le forme sono molto più sinuose, l'anteriore è rialzato e la coda termina con una punta. Ufficialmente viene considerato un veicolo LWB ma, come si può vedere nella Figura 1.2-9, i

pedali si trovano proprio sopra la ruota anteriore quindi in realtà è una via di mezzo tra un LWB ed uno SWB, cioè un *Mid Wheel-Base* (MWB). Riguardo i dati tecnici, il Cheetah ha una superficie frontale notevole, superiore anche a quella del Gold Rush, pari a circa 0.51 m^2 ma ha un coefficiente di resistenza aerodinamica molto più basso rispetto ai suoi predecessori: il C_D infatti è di circa 0.055, la metà rispetto al Cutting Edge, per via delle sua forma "pulita" aerodinamicamente, senza molti sbalzi di curvatura. Questo fa precipitare il valore del $C_D \cdot A$ fino a circa 0.03 m^2 [6].

Al Cheetah, o meglio al suo team, è legato un curioso aneddoto per cui i designer Franz, Osborn e Gabarin e il ciclista Huber dichiararono alla CNN: "L'inviluppo di velocità per l'umanità è giunto al termine … abbiamo raggiunto il limite" [7]. Ovviamente non sapevano cosa e chi sarebbe arrivato successivamente.

La gloria del Cheetah perdurò per quasi un decennio: durante la prima edizione dello Speed Challenge di Battle Mountain nel 1999 infatti il canadese Sam Wittingham stabilì il primo di numerosi record con il *Varna Mephisto* a 72.75 mph (circa 117.1 km/h). L'anno successivo il record del Cheetah fu infranto nuovamente dal *Kyle Edge* anche questo statunitense.

Figura 1.2-10: Kyle Edge in vista laterale. La posizione della videocamera è indicata dal cerchio rosso.[7]

Come suggerisce il nome, il Kyle Edge è una rivisitazione del Cutting Edge, entrambi messi a punto da Matt Weaver ma il Kyle risulta sicuramente più ambizioso del suo predecessore. Passerà alla storia come il primo *streamliner* ad avere un ampia superficie laminare dovuta anche alla mancanza della visiera: il

Kyle Edge è infatti il primo veicolo ad adottare una videocamera per osservare la strada. Da questo momento in poi la maggior parte dei competitori utilizzerà la modalità Short Wheel-Base. La storia degli *Edge* ideati da Weaver non termina qui: nel 1995 infatti viene realizzato il *Virtual Edge*.

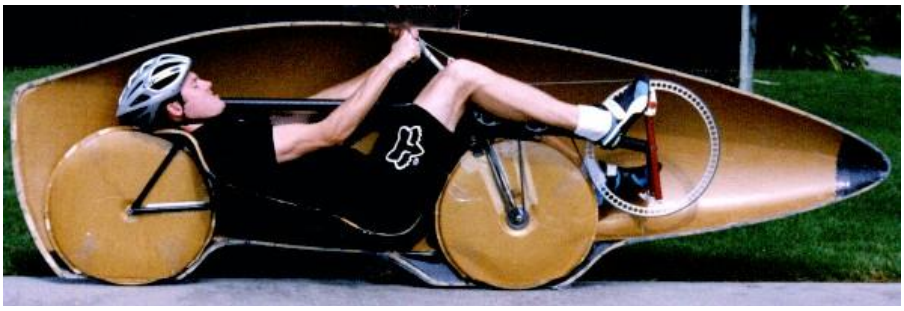


Figura 1.2-11: Virtul Edge in vista laterale in cui è possibile osservale la disposizione relativa delle varie parti interne. [7]

Come il suo precursore presenta un'ampia zona di flusso laminare, anche questo utilizza una videocamera per osservare la strada e adotta una configurazione a trazione anteriore. In realtà il Virtual Edge non farà gran successo: nel 2000 infatti durante dei test di prova raggiunse i 56 mph prima di arrestarsi per problemi meccanici. Nel 2002 però Gardner Martin lo acquistò e lo rinominò *Virtual Rush* aggiungendogli un impennaggio verticale in coda (Figura 1.2-12).

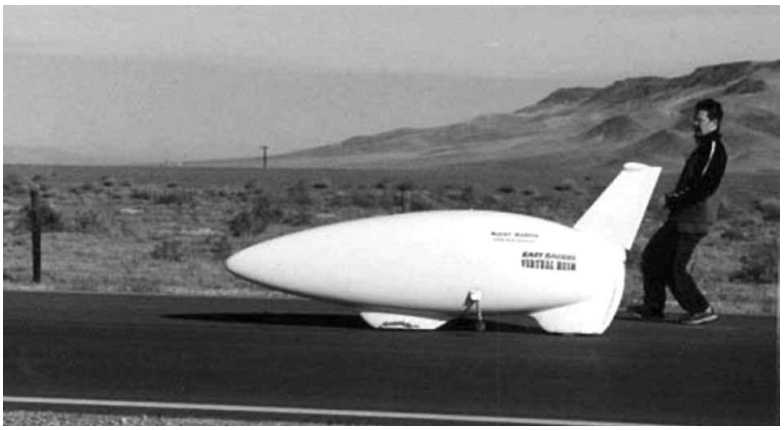


Figura 1.2-12: Foto del Virtual Rush. [8]

Usando il Virtual Rush, lo stesso anno e l'anno successivo, il giovane M. Martin stabilì i record mondiali di velocità partecipando all'evento di Battle Mountain categoria junior, prima con la velocità di 60.75 mph poi migliorando a 61.45 mph nel 2003.

Come si può vedere nella Figura 1.2-4, dal 1998/1999 in poi il record di velocità ha un solo nome: *Varna*. Ideato da Georgi Georgiev e usato dall'ormai noto Sam Wittingham, negli ultimi 13 anni ha dominato la scena mondiale delle gare di velocità per *streamliner*. Il Varna ha avuto almeno sei differenti versioni ognuna delle quali ha messo il proprio nome nella storia dei record di Battle Mountain e di sempre. Il primo *speedbike* a fare il record di velocità fu il Varna Mephisto; fin da subito si erano delineati i caratteri distintivi dei Varna: una forma molto affusolata, le ruote quasi del tutto coperte, modalità Long Wheel-Base — nonostante i collaudati successi della serie degli *Edge* — trazione anteriore, la "gobbetta" sull'anteriore per motivi di ingombro di pedalata, la calotta sporgente per osservare la strada che pone il ciclista più rialzato ma ne diminuisce la lunghezza complessiva del veicolo, riducendo la resistenza legata all'attrito.

Figura 1.2-13: Varna Mephisto a sinistra e Varna Diablo sulla destra.[2.3][7]

Dopo il Mephisto iniziò la serie dei *Diablo*. Il Varna Diablo partecipò alla competizione di Battle Mountain nel 2001 portando il record per la prima volta sopra gli 80 mph (circa 128.8 km/h). Come i precedenti Gold Rush e Cutting Edge, il Diablo ha un coefficiente di resistenza intorno a 0.104 ma grazie alla sua ridotta area frontale (persino più piccola del Cutting Edge) la sua superficie resistente è di circa 0.021 m^2, quasi un terzo in meno rispetto ai *record-vehicles* che lo hanno preceduto. L'anno successivo, il *Varna Diablo II* raggiunse gli 81 mph in virtù di una minore area frontale (circa 0.19 m^2) rispetto alla versione precedente (circa 0.2 m^2) e di un minore coefficiente di resistenza (approssimativamente 0.097) [6].

Per spostare nuovamente l'asticella del record bisogna attendere il 2008: stesso posto, stesso pilota, *speedbike* leggermente differente ma sicuramente migliore. Un nuovo record viene registrato dunque per Georgiev e Wittingham a bordo del *Diablo III* il quale raggiunge gli 82.33 mph. L'anno successivo S.W. impose un nuovo record, di poco superiore al precedente, ancora imbattuto, con uno *speedbike* leggermente più corto, il Varna Tempest, mostrato nella Figura 1.2-5.

Last but non least. Ultimo, ma non meno importante. Essendo il Policumbent un team studentesco universitario, è più che doveroso citare nella nostra carrellata di veicoli *recumbent* carenati il *VeloX* appartenente al team studentesco delle università TU Delft e VU Amsterdarm. Il Team nasce nel 2010 e fin da subito entra in scena da protagonista: alla prima occasione utile, nel mese di Settembre del 2011 a Battle Mountain, il VeloX stabilisce il record di velocità europeo e studentesco raggiungendo gli 80 mph. L'anno successivo, uno dei due ciclisti Sebastiaan Bowier a bordo del *VeloX2* non riuscì a infrangere il record di Wittingham ripetendo pressoché la prestazione dell'anno precedente. Attualmente è in fase di realizzazione il *VeloX3*.

La logica che ha portato alla realizzazione del VeloX è differente rispetto agli altri *streamliner*: non è stato realizzato *ad hoc* per un singolo ciclista ma secondo il concetto di "integrare la massima propulsione possibile in grado di fornire la massima e più lunga accelerazione possibile"[8]. Gli altri *streamliner* sono adattati al ciclista per rendere minore possibile l'area frontale e lunghezza del veicolo; ciclisti piccoli riducono il $C_D A$ ma possono erogare potenze minori rispetto a ciclisti più imponenti fisicamente. Wittingham, ad esempio, è alto circa 1.70 m, pesa intorno a 73 kg ed eroga una potenza di circa 650 Watt negli ultimi 30 secondi di un tentativo di record; Bowier invece è alto circa 1.95 m e pesa intorno ai 95 kg erogando una potenza di 1000 W durante gli ultimi 30 secondi di una gara di velocità [8]. Dunque come una bilancia si è giocato su propulsione da un lato e resistenza dall'altro: aumentare la resistenza ma aumentare anche la potenza erogata per poter compensare.

Come la maggior parte degli *speedbike* in circolazione, il team di Delft ha optato per una finestra frontale, evitando videocamere, specchi e altri sistemi simili; adotta inoltre una configurazione di pedalata SWB a trazione anteriore.

Figura 1.2-14: VeloX1 in alto [9]; VeloX2 in basso. [9.1]

Dal punto di vista aerodinamico, il $C_D A$ del VeloX trovato in simulazione CFD è di 0.0062 (m^2, n.d.a.); successivamente il prototipo è stato testato in galleria del vento in scala 1:3 ottenendo un $C_D A$ di 0.013 m^2. Data la disparità dei risultati si è modificato il modello di simulazione CFD ottenendo un $C_D A$ di 0.015 m^2 quindi è stato nuovamente testato in galleria del vento in scala 1:1 ottenendo una superficie resistente di 0.03 m^2 [10].

1.3 Oltre i record

Il raggiungimento di tali velocità — per bici reclinate in posizione supina non carenate si hanno anche velocità parecchio elevate — presuppone la presenza di notevoli vantaggi rispetto ad una bicicletta con postura tradizionale; in particolare:

- fornisce una maggiore comodità per via della forma ergonomica dello schienale che distribuisce maggiormente il peso, evitando carichi concentrati nelle zone lombari; permette alle braccia di rimanere più rilassate in quanto non devono sopportare il peso del corpo; anche il collo e la colonna vertebrale non vengono sollecitati intensamente, consentendo una visuale della strada ottimale se l'inclinazione non è eccessiva;
- limita la sezione frontale riducendone la resistenza aerodinamica. Questo comporta una riduzione del dispendio energetico da parte del ciclista con conseguente incremento delle prestazioni.

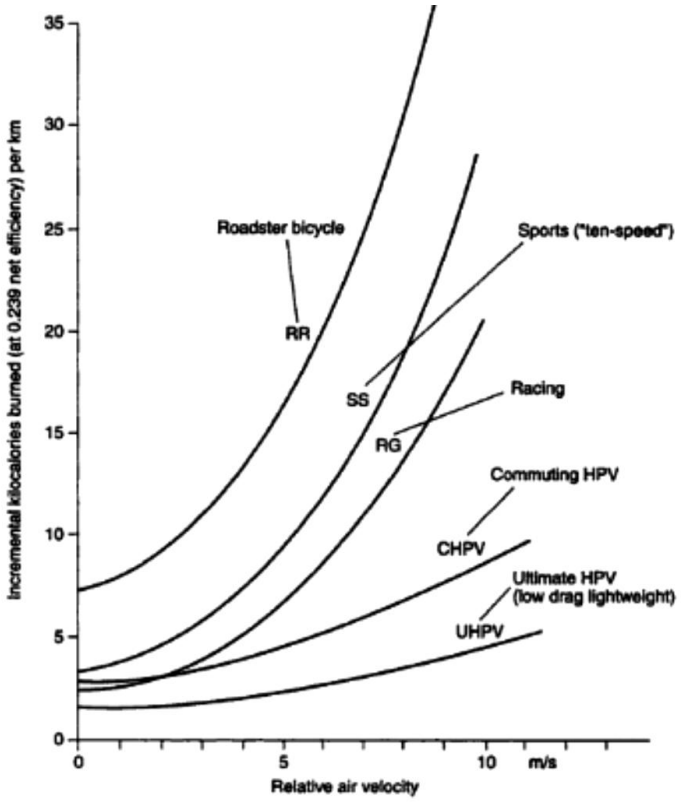


Figura 1.3-1: Consumo di energia in [kcal/km], nel caso di un'efficienza metabolica del 23.9%.[11]

Uno studio fatto dal professore D.G. Wilson del MIT rivela che, a parità di velocità di percorrenza, un ciclista su una bicicletta *racing* tradizionale consumerà più energia rispetto ad uno che utilizzi una bicicletta reclinata UHPV (*Ultimate HPV*). In particolare, come si evince dalla Figura 1.3-1, a 10 m/s il dispendio energetico in Kcal/km su una *racing* tradizionale è più di quattro volte superiore a quello realizzato su di una UHPV.

Nonostante, quindi, lo sviluppo e l'interesse degli ultimi decenni, oggi le bici reclinate non fanno ancora parte del grande mercato globale; l'incontro UCI del 1934 pare tuttora seguire come un'ombra il mondo delle *recumbent*, ma è auspicabile che nell'arco di pochi anni ci si liberi di questo fardello, non potendo fare a meno di considerare gli evidenti vantaggi rispetto ad una bicicletta tradizionale.

Qual è allora l'aspetto che accomuna tutto il mondo *recumbent*? Certamente la passione per gli HPV è uno di questi: si tratta di un mondo composto principalmente da privati che per hobby ideano e materialmente costruiscono il loro *velomobile* o *streamliner* personali, a volte con forme bizzarre, o università che puntano alla sviluppo e all'ottimizzazione degli HPV nell'ambito della ricerca scientifica e, come già accennato, della sostenibilità economica e ambientale; costoro, nonostante la longevità delle reclinate, possono considerarsi a buon diritto i pionieri di un futuro *exploit* mondiale delle biciclette *recumbent*.

Figura 1.3-2: Il prototipo Pulse del team Policumbent durante un test di prova.

Capitolo 2:

I Fondamenti di Aerodinamica

2.1 Introduzione

L'aerodinamica è la scienza derivata dalla fluidodinamica che si propone lo studio del moto dell'aria attorno a corpi o entro condotti chiusi. In particolare, lo scopo dello studio aerodinamico esterno è quello di determinare in che modo un corpo in movimento immerso in un fluido in quiete perturba il fluido stesso e quali sono le forze che entrambi si scambiano reciprocamente. Per poter meglio studiare e analizzare questa interazione biunivoca corpo-fluido dobbiamo ricorrere al *principio di reciprocità*. Quando un corpo si muove in un fluido in quiete, ogni particella fluida che inizialmente era in quiete si sposta all'avvicinarsi del corpo per lasciarlo passare, per poi ritornare alla posizione iniziale. Dunque il campo di moto non è permanente poiché le velocità delle particelle fluide variano nel tempo. Per rendere permanente il campo di moto è sufficiente fissare il sistema di riferimento con il corpo stesso: quest'ultimo, quindi, risulterà fermo mentre ogni particella fluida avrà la stessa velocità relativa (al corpo) che aveva prima ma diversa velocità assoluta (rispetto al nuovo sistema di riferimento). In particolare, se il corpo si muoveva con velocità V e il fluido all'infinito a monte e a valle del corpo si trovava in quiete, dopo il cambiamento di sistema di riferimento il corpo avrà velocità nulla mentre il fluido all'infinito a monte e a valle avrà velocità $\mathrm{V}_\infty = -\mathrm{V}$. [12]

In base al suddetto principio, quindi, le forze di pressione che si scambiano un corpo e un fluido dipendono solo dalle velocità relative corpo-fluido e non da quelle assolute. Così facendo potremo più agevolmente simulare ciò che avviene nella realtà, emulando ciò che praticamente si fa in una galleria del vento.

Per la nostra analisi utilizzeremo l'aria come fluido con le sue caratteristiche di pressione, temperatura, densità e viscosità in funzione dell'altezza dal livello del mare, secondo i modelli di atmosfera standard internazionale ICAO (*International Civil Aviation Organization*). Studieremo inoltre l'interazione corpo-aria con velocità dell'ordine di 100 km/h; questo ci permette di considerare il moto subsonico quindi incompressibile e a densità costante (Appendice A.1).

2.2 Forze, momenti e relativi coefficienti

Il flusso d'aria che incontra un generico corpo deve deviare la sua traiettoria originale per poter superare l'ostacolo e tali deviazioni comportano variazioni di velocità dell'aria e, per la costanza del binomio di Bernoulli, della pressione esercitata dall'aria sul corpo stesso. Come risultato di questo processo, il corpo subisce forze aerodinamiche e momenti. Il sistema di riferimento usato per identificare forze e momenti aerodinamici è quello degli *Assi Vento*, con origine nel baricentro del corpo, che ha la particolarità di avere l'asse X allineato con la velocità V del corpo relativa all'aria.

Si hanno quindi le seguenti forze [13]:

- *Portanza (o Lift)*: è la componente di forza che agisce "verso l'alto" perpendicolarmente alla direzione della velocità V; viene indicata con la lettera L ed ha direzione -Z;
- *Resistenza (o Drag)*: è la componente di forza che si oppone al moto del corpo lungo la direzione del flusso relativo; ha verso -X e si indica solitamente con la lettera D;
- *Cross-wind Force*: è la componente di forza che agisce "lateralmente", perpendicolarmente sia alla portanza che alla resistenza; si indica con la lettera Y ed ha come direzione +Y;

e momenti:

- *Momento di beccheggio (o Pitching moment)*: è il momento che tende a far ruotare il corpo intorno all'asse trasversale Y e si indica con la lettera M;
- *Momento di rollio (o Rolling moment)*: è il momento che tende a far ruotare il corpo intorno all'asse longitudinale X e si indica con la lettera L_R;
- *Momento di imbardata (o Yawing moment)*: è il momento che tende a far ruotare il corpo intorno all'asse verticale Z e si indica con la lettera N.

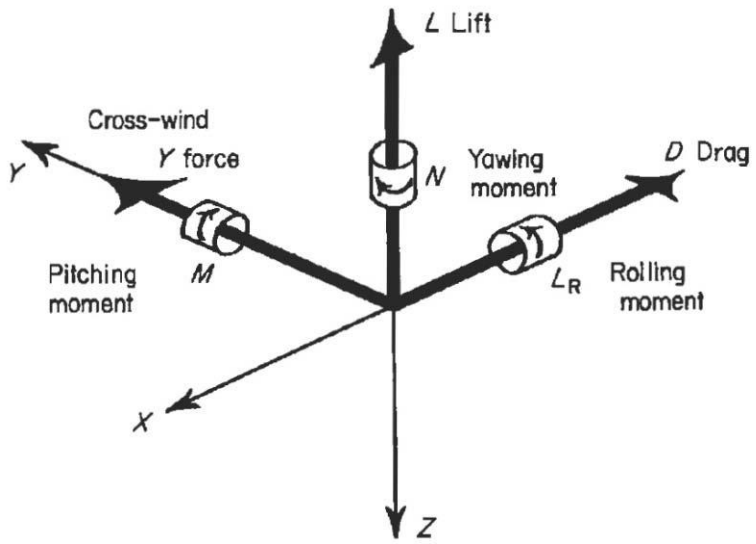


Figura 2.2-1: Sistema di componenti di forza e momento. [13]

Per ogni forza e momento (quindi ogni loro componente) è possibile ricavare dei coefficienti adimensionali, in rapporto alla pressione dinamica dell'aria.

Si ricavano quindi i seguenti, fondamentali, coefficienti:

- *Coefficiente di portanza (C_L)*:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \tag{2.2-1}$$

- *Coefficiente di resistenza (C_D)*:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \tag{2.2-2}$$

- *Coefficiente di momento(C_M)*:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 SL} \tag{2.2-3}$$

dove $\frac{1}{2}\rho V^2$ è la pressione dinamica, S è la superficie di riferimento che varia a seconda del corpo in esame, L è il braccio relativo che genera il momento.

L'utilità di lavorare con i coefficienti adimensionali è duplice:

- anzitutto, i singoli coefficienti permettono di uniformare la trattazione su forze e momenti a tutti i soggetti della stessa o di differente natura; è possibile quindi valutare, ad esempio, con modelli in scala, l'entità della portanza e della resistenza per un profilo alare: a parità di densità e velocità i coefficienti risulteranno uguali per il modello originale e quello in scala ma, nel momento in cui vengono moltiplicati per la propria superficie di riferimento, i valori di forza saranno diversi a seconda della scala adottata. Questo è molto utile per lo studio in gallerie del vento che non possono ospitare il modello originale (o una eventuale sua copia).
- in secondo luogo, l'adimensionalità dei coefficienti evita eventuali confusioni tra unità di misura adottate, il che li rende universali.

Riguardo la superficie di riferimento S, può essere definita come:

- sezione frontale o maestra: tipicamente adottata per corpi tozzi;
- superficie in pianta: usata solitamente per corpi aerodinamici come l'ala di un aereo;
- superficie bagnata: normalmente utilizzata quando si parla di pura resistenza d'attrito.

È importante valutare correttamente la superficie che si considera per evitare di commettere errori in fase di progettazione, a volte grossolani.

2.3 Resistenza per veicoli a propulsione umana

Entrando più nel dettaglio, considereremo come corpo in esame una bicicletta o più in generale un HPV da strada ed analizzeremo quali forze il ciclista dovrà resistere per poter mantenere un'andatura costante. Innanzitutto il pilota dovrà esercitare una forza propulsiva $F_{\text{Propulsiva}}$ contro il terreno, a questa poi verranno sommati i vari contributi di resistenza (in segno negativo) e otterremo così la legge del moto.

Essenzialmente si possono incontrare 4 tipi di resistenza diversi [11]:

- Resistenza dell'aria (D), dovuta al movimento relativo tra veicolo (più il ciclista) e l'aria;
- Resistenza di pendenza (F_{Slope}), la forza che misureremmo se ponessimo il veicolo fermo su un piano inclinato, trattenendolo dal rotolamento tramite dinamometro parallelo alla superficie del piano;
- Resistenza di rotolamento (F_{Rolling}), dovuta alla deformazione e lo strofinamento della gomma delle ruote durante il loro rotolamento;
- Resistenza media d'urto (F_{Bump}), dovuta agli urti (anche minimi) con la superficie ruvida del terreno.

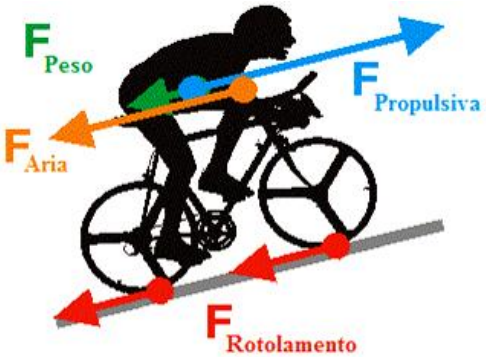


Figura 2.3-1: Principali forze agenti sul sistema veicolo-ciclista.

Ogni eccesso (o mancanza) di forza propulsiva rispetto alla somma delle forze di resistenza genererà un'accelerazione (o decelerazione) del sistema veicolo+ciclista. Sia 'm' la massa di tale sistema e 'a' l'accelerazione (decelerazione) subita, allora risulterà che [11]

$$F_{\text{Propulsiva}} - \left(D + F_{\text{Slope}} + F_{\text{Rolling}} + F_{\text{Bump}}\right) = m \cdot a = F \qquad (2.3\text{-}1)$$

che identifica l'equazione del moto.

La potenza esercitata da un ciclista è uguale al prodotto della forza F (che agisce sulle ruote) per la velocità di avanzamento. Tale potenza è quella fornitaci dalla ruota motrice $\dot{W}_{\text{W}}$ che considereremo praticamente uguale a quella fornita dal ciclista $\dot{W}_{\text{R}}$. Nel caso in cui sia richiesta una maggiore precisione si utilizzerà la relazione [11]

$$\dot{W}_{\text{W}} = \dot{W}_{\text{R}} \cdot \eta_{\text{m}} \qquad (2.3\text{-}2)$$

dove η_{m} è il rendimento di trasmissione che varia tra 0.85 e 0.97.

2.3.1 Resistenza dell'aria

Se si considerano un terreno liscio e piano allora per velocità inferiori alle velocità tipiche di *jogging* — circa 3 m/s — il contributo maggiore alla resistenza viene dato dalla resistenza di rotolamento; ma se le velocità aumentano, tipicamente maggiori di 7 m/s, allora rapidamente inizia a diventare sostanziale il contributo dato dalla resistenza dell'aria rispetto alle altre resistenze [11]. La componente di forza aerodinamica che si oppone al moto, detta appunto *resistenza*, può essere scomposta idealmente in varie tipologie per meglio comprendere quanto ciascun fattore contribuisca alla resistenza aerodinamica totale.

La *Resistenza Totale* (*Total Drag* o semplicemente *Drag*) formalmente viene definita come la forza corrispondente alla diminuzione di quantità di moto in direzione del flusso esterno indisturbato attorno al corpo; tale decrescita viene calcolata tra punti a distanza infinita a valle e a monte del corpo stesso [8].

Sostanzialmente possiamo dividere la resistenza totale in due contributi, *Pressure Drag* e *Skin-friction Drag* [8]:

- La *Pressure Drag* è il contributo alla *Total Drag* dato dalle componenti di forza dovute alla pressione che agisce normalmente a tutti i punti della superficie del corpo. A sua volta la *Pressure Drag* può essere suddivisa in:
    - *Lift-induced Drag* o semplicemente *Induced Drag*, è la resistenza indotta dalla portanza che si presenta ogni qual volta un oggetto in movimento cambia la direzione del flusso d'aria che va verso di esso, per esempio alle estremità alari;
    - *Wave Drag*, è la resistenza d'onda legata alla formazione di onde d'urto nel passaggio da moto subsonico a supersonico;
    - *Form Drag*, è la resistenza di forma dovuta alla viscosità del fluido tramite il meccanismo di separazione delle linee di flusso.
- La *Skin-Friction Drag* è il contributo alla *Total Drag* dato dalle componenti della trazione dovuta agli sforzi di taglio che agiscono sulla superficie del corpo. Sostanzialmente la trazione è dovuta alla viscosità ed agisce tangenzialmente alla superficie in tutti i punti di questa, opponendosi al flusso esterno.

Dal punto di vista matematico, la resistenza aerodinamica può essere scritta come

$$D = \frac{C_{\mathrm{D}}}{2}(\rho S V)V \qquad (2.3\text{-}3)$$

che esprime la conservazione della quantità di moto come testé detto; in questa espressione troviamo il termine ρSV che rappresenta la portata in massa di aria "spazzata" nel tempo t dal ciclista, mentre C_{D} è il coefficiente di resistenza, solitamente minore dell'unità [11]; la quantità 1/2 viene aggiunta per convenzione.

Come si vede, dunque, la resistenza aerodinamica D dipende dalla velocità al quadrato per un fattore di resistenza aerodinamica

$$\mathrm{K_A} = C_{\mathrm{D}}\rho S/2 \qquad (2.3\text{-}4)$$

la cui unità di misura nel S.I. è kg/m, o equivalentemente N/(m^2/s^2). Per un ciclista su una bicicletta, il fattore di resistenza aerodinamica è tipicamente compreso tra 0.1 kg/m (persona piccola, posizione reclinata, vestiti attillati, in aria calda, umida e a bassa pressione) e 0.3 kg/m (persona robusta seduta verticalmente, con vestiti ingombranti, in aria fredda, asciutta e ad alta pressione) [11]. Per un veicolo streamliner con una parte sostanziale di flusso laminare (bassa resistenza) il fattore K_A può precipitare a valori intorno a 0.01 kg/m.

Bisogna ricordare infine che in presenza di vento contrario con velocità V_W la resistenza D diventa proporzionale al quadrato del binomio (V+V_W). L'espressione della potenza sarà dunque $\dot{W}_W = K_A\, V\, (V + V_W)^2$ il cui andamento per diversi valori di K_A è dato dalla Figura 2.3-2.

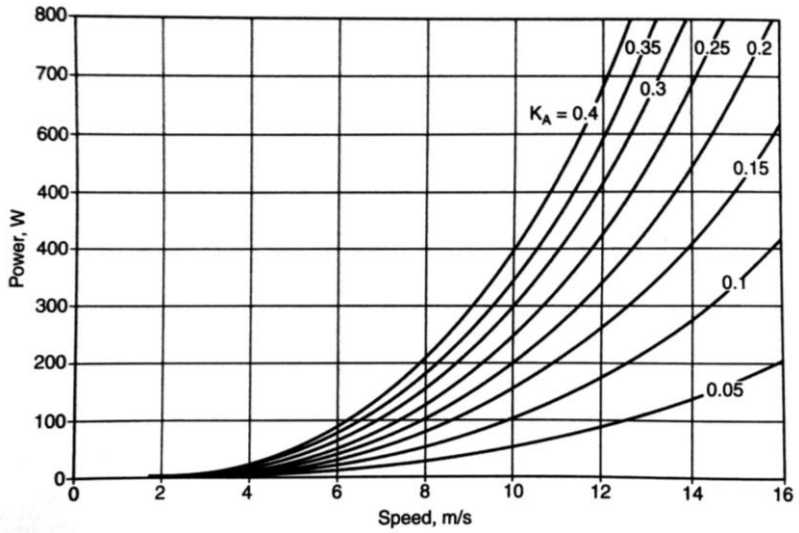


Figura 2.3-2: Potenza di resistenza aerodinamica in funzione della velocità al variare di K_A.[11]

Risulta evidente così che per raggiungere elevate velocità, per un dato valore di potenza, bisogna avere valori bassi di K_A: si potrebbero adottare delle pose accovacciate da parte del ciclista che ridurrebbero la superficie frontale S, gareggiare in alta quota che ridurrebbe la densità ρ ma sfortunatamente queste non contribuiscono notevolmente alla riduzione del fattore K_A; l'unico modo significativo per ridurre quest'ultimo in maniere drastica è adottare una posizione reclinata (che riduce la superficie d'impatto frontale S) e una carenatura aerodinamica (che riduce il coefficiente C_D) [11].

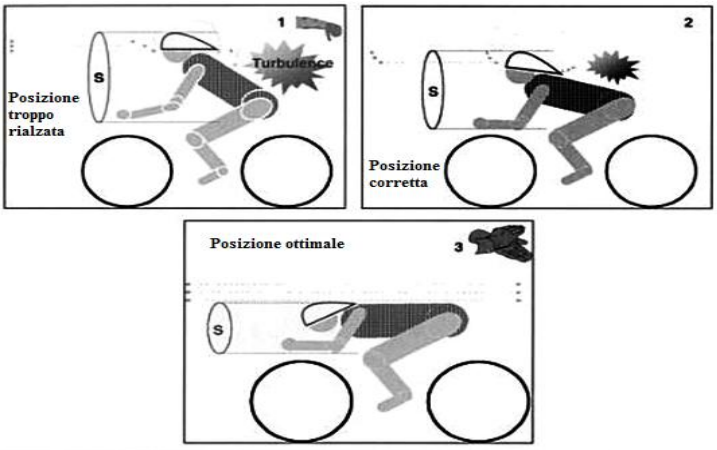


Figura 2.3-3: Variazione dell'area frontale S e della postura del ciclista in tre posizioni differenti. I flussi d'aria sono illustrati con dei puntini. Le turbolenze sono indicate in grigio dietro la schiena. [15]

Nella Figura 2.3-4 si evidenziano i campi di prevalenza della resistenze dovute all'aria e alla pendenza congiunta con gli effetti di rotolamento:

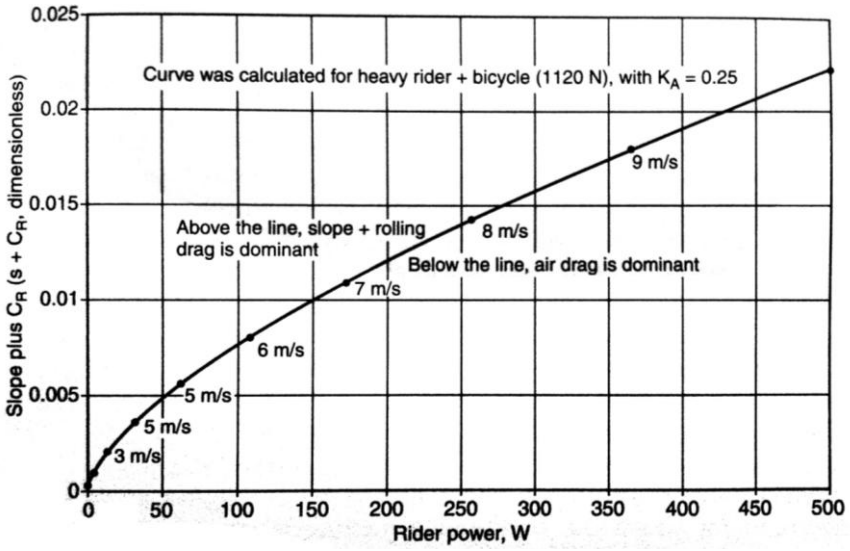


Figura 2.3-4: Velocità per le quali la resistenza dell'aria eguaglia la somma della resistenza dovuta alla pendenza e al rotolamento per un ciclista medio in un tipico range di potenza.[11]

dove la curva di delimitazione delle due aree è stata calcolata per K_A =0.25 kg/m, 's' è la pendenza e C_R è il coefficiente adimensionale di resistenza a rotolamento

$$C_R = \frac{F_{Rolling}}{m \cdot g}. \qquad (2.3\text{-}5)$$

Al di sotto di tale curva è dominante la resistenza dell'aria mentre al di sopra sono predominanti gli effetti della pendenza e del rotolamento.

2.4 Strato limite e Numero di Reynolds

Finora non si è fatto cenno degli effetti della viscosità dell'aria; in effetti per la maggior parte dei problemi aerodinamici la viscosità del fluido è relativamente piccola. La legge di Newton [15]

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y}, \tag{2.4-1}$$

dove τ è lo sforzo di taglio (Pa), μ la viscosità dinamica (Pa · s), $\frac{\partial u}{\partial y}$ il gradiente di velocità 'u' nella direzione y normale alla superficie (vedi la Figura 2.4-1), ci suggerisce che, a meno di gradienti di velocità trasversale non sono elevati, per valori di μ dell'ordine di 10^{-5} Pa · s, gli sforzi di taglio sono molto piccoli.

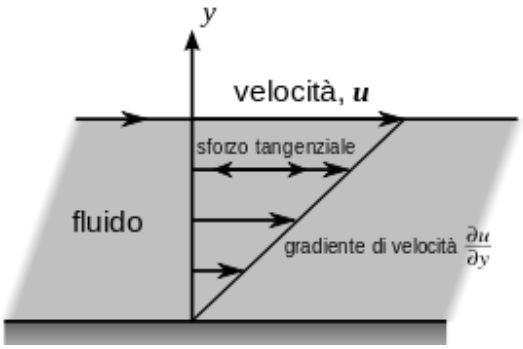


Figura 2.4-1: Sforzi tangenziali agenti su un fluido in moto dovuti alla viscosità.[17]

Studi fatti su diversi flussi mostrano che i gradienti di velocità $\partial u/\partial y$ sono solitamente molto piccoli dappertutto eccetto in un sottile strato di fluido immediatamente adiacente alla superficie del solido detto *strato limite* (Appendice B.1.1). All'interno di questo sottile strato i gradienti di velocità dunque sono tutt'altro che trascurabili: qui infatti il profilo di velocità deve raccordarsi tra il valore che possiede la corrente sovrastante e il valore nullo imposto sulla superficie del corpo, per via della scelta del sistema di riferimento solidale con quest'ultimo. Lo strato limite dunque svolge il ruolo fondamentale di "legante" tra il corpo in esame e la corrente esterna ed è qui che opera la *Skin-friction Drag* sotto forma di sforzi di taglio.

In generale, il flusso nello strato limite può esistere in forme diverse [15]:

- laminare, nel quale gli strati di fluido scorrono regolarmente uno sull'altro;
- turbolento, nel quale lo strato limite è in gran parte composto da piccoli ma intensi ristretti vortici che incrementano notevolmente l'attrito di superficie;
- separato, dove lo strato limite o si riattacca alla superficie divenendo turbolento se era laminare (fase di transizione), o abbandona la superficie separandosi in grandi vortici liberi se era già turbolento.

Dunque se si vuole realizzare un veicolo a bassa resistenza bisogna fare in modo che il flusso di strato limite sia del tutto laminare. Ciò non è sempre possibile in quanto lo strato limite laminare è estremamente sensibile ed ha una elevata tendenza a separarsi dalla superficie, provocando un aumento notevole di resistenza per via della mancanza di recupero di pressione a valle del punto di separazione. Un compromesso si raggiunge con uno strato limite turbolento: la resistenza è comunque maggiore rispetto al caso di strato limite laminare ma, adesso, il flusso rimane maggiormente attaccato, riducendo le dimensioni della scia e di conseguenza anche la resistenza rispetto ad una separazione anticipata [15].

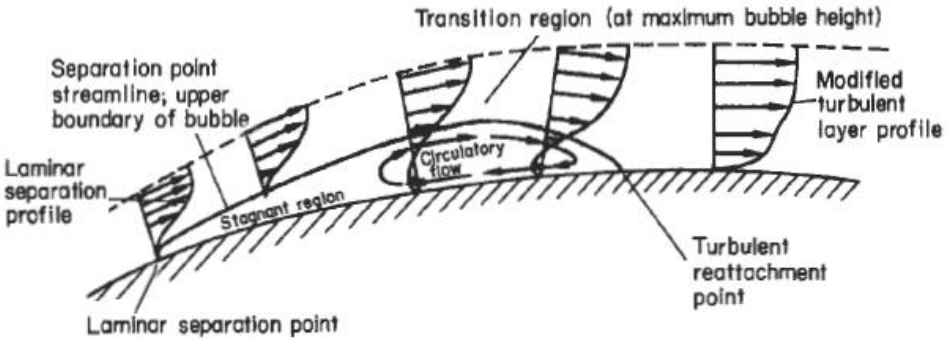


Figura 2.4-2: Separazione laminare e riattacco turbolento. [13]

Qualunque forma un corpo assuma, il parametro che controlla l'evoluzione del fluido attorno al corpo stesso e indica sotto quali condizioni lo strato limite passa da uno stato all'altro è il Numero di Reynolds, definito come [15]

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \tag{2.4-2}$$

dove L è la distanza caratteristica per il corpo in esame, gli altri termini sono già stati definiti. Per una sfera e un cilindro a sezione circolare in flusso trasversale all'asse del cilindro, la lunghezza caratteristica L è il diametro. Per corpi aerodinamici, invece, si preferisce usare la lunghezza del corpo in direzione del flusso: per un profilo alare, questa distanza viene chiamata corda.

La Figura 2.4-3, in scala bi-logaritmica, mostra i valori di C_D in funzione del numero di Reynolds per diversi profili.

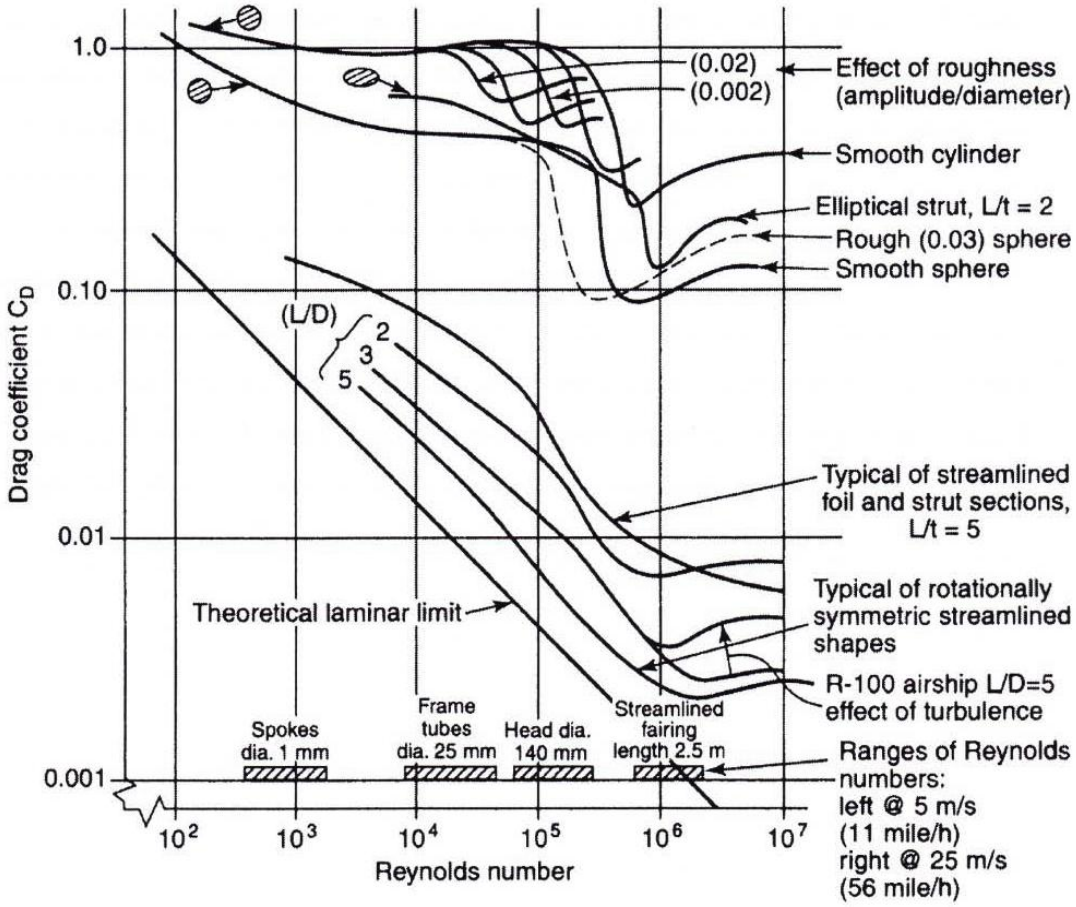


Figura 2.4-3: Coefficiente di resistenza in funzione del numero di Reynolds per alcuni corpi.[11]

Si nota subito che, con opportune distinzioni, tutti tendono a seguire una stessa tendenza generale; consideriamo il caso di un cilindro a sezione circolare [15]:

- per bassi *Re* il coefficiente di resistenza aerodinamica segue l'andamento

$$C_D \propto \frac{1}{Re}$$

che implica di conseguenza $D \propto V$, cioè per bassi numeri di Reynolds la resistenza D è proporzionale alla velocità (e non al suo quadrato); questo è un risultato generale, valido non soltanto per il cilindro;

- all'aumentare di *Re* il C_D si mantiene approssimativamente costante, mentre in altri corpi continua a decrescere più o meno ripidamente, fino a circa $Re=10^5$ e questo implica la proporzionalità $D \propto V^2$, come ampiamente argomentato; anche questo fatto ha validità generale: per *Re* elevati quindi il *Drag* è proporzionale al quadrato della velocità;
- nell'intervallo $3 \cdot 10^5 < Re < 3 \cdot 10^6$ si osserva un repentino crollo del C_D, meno evidente per profili aerodinamici ma molto più marcato per sfere e cilindri, dovuto al passaggio dallo strato limite laminare allo strato limite turbolento. Solitamente la caduta del coefficiente di resistenza all'aumentare della velocità o del numero di Reynolds non è abbastanza rapido da contrastare la necessità di una potenza propulsiva maggiore, aumentando questa col cubo del modulo della velocità. Inoltre, si nota che, paradossalmente, la presenza di rugosità sulla superficie porta a livelli più bassi di resistenza: questo è dovuto proprio al passaggio "forzato" dal regime laminare a quello turbolento tramite la rugosità superficiale che riduce l'ampiezza di scia.
- Per velocità ancora maggiori il C_D comincia ad aumentare, diventando i fenomeni sempre più turbolenti, fin quando non si raggiungono velocità sufficientemente elevate da non poter più trascurare il numero di Mach e quindi gli effetti di compressibilità dell'aria.

Come si evince dalla Figura 2.4-3, le forme aerodinamiche non mostrano una transizione repentina da alti *Drag* (flusso separato) a bassi *Drag* (flusso attaccato) all'aumentare del Numero di Reynolds. Poiché il punto di transizione dello strato limite da laminare a turbolento con l'aumento di *Re* tende a risalire a valle della corrente, verso il bordo d'attacco del corpo, allora il coefficiente di resistenza per questi corpi mostra un continua caduta ma non un salto netto compensato appunto dalla risalita del punto di transizione. [11]

Dietro ogni corpo che si muove in un fluido esiste una scia, visibile nel caso ad esempio di imbarcazioni che si muovono in acqua ma solitamente meno visibile e più percepibile nel caso di movimento in aria. La scia è un buon indicatore dell'entità della resistenza del corpo: la resistenza totale qui appare come una perdita di quantità di moto ma un aumento di energia. La perdita di quantità di moto si traduce in una riduzione della velocità media del fluido, mentre l'incremento di energia è messo in evidenza dalla presenza di violenti vortici.[8]

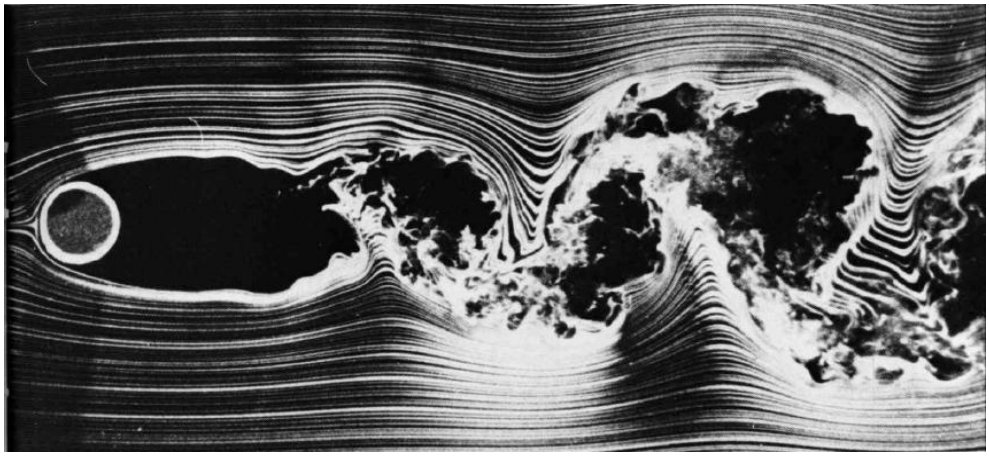


Figura 2.4-4: Scia a valle di un cilindro circolare per *Re=10,000*. [16]

2.5 Coefficiente di Resistenza per varie forme

Un esempio di come varia il C_D in funzione della forma del corpo in esame si osserva nella Figura 2.5-1.

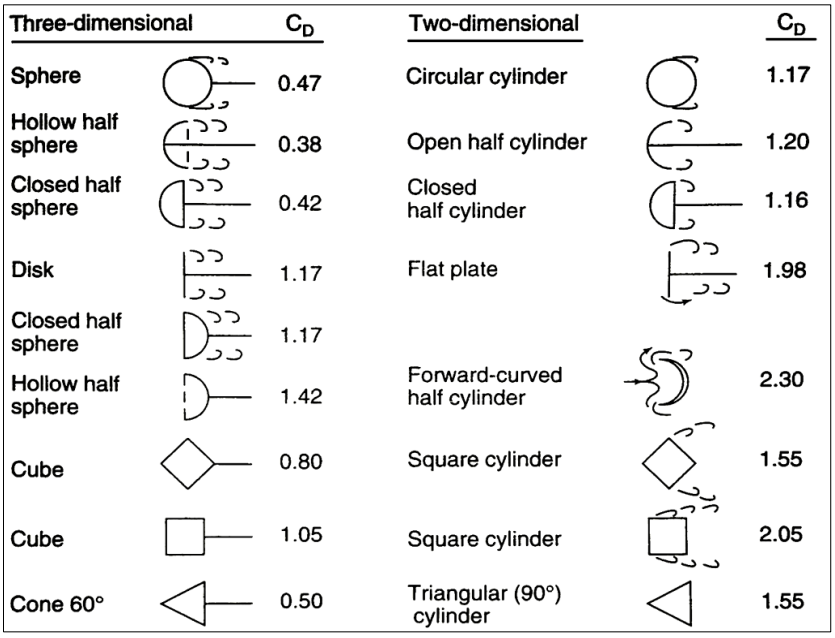


Figura 2.5-1: Coefficiente di resistenza aerodinamica per alcune forme per $Re = 10^4 \div 10^6$.[11]

Come si vede, i valori del coefficiente di resistenza possono variare considerevolmente in funzione della forma (*Shape*) e quindi della superficie di riferimento S. Analizziamo alcuni [8]:

- *Lamina piana orizzontale (Parallel flat plate)*: in questo caso la resistenza aerodinamica è data interamente dagli sforzi di attrito superficiali, nonostante possano esistere distribuzioni di pressione normali alla lamina ma che non hanno componenti lungo la direzione su cui viene calcolato il *Total Drag*.

Figura 2.5-2: Distribuzione di Skin-Friction Drag su una lamina piana.[13]

- *Piastra piana verticale (Flate plate)*: in questo caso la resistenza è data interamente dagli sforzi di pressione normali alla piastra, generati soprattutto da forti pressioni negative sul lato posteriore. Nonostante esistano delle

trazioni viscose, queste agiscono lungo la superficie della piastra, normale alla direzione del flusso, e quindi non hanno alcuna componente in direzione della resistenza.

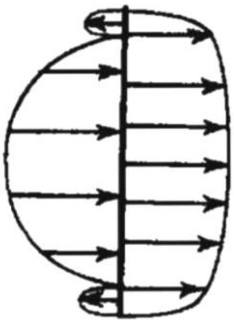


Figura 2.5-3: Distribuzione di pressione su una piastra piana verticale.[13]

- *Cilindro a sezione circolare (Circular cylinder)*: la Figura 2.5-4 mostra la distribuzione di pressione normale ad una sezione del cilindro sia per un fluido inviscido sia per un fluido viscoso. L'esatta simmetria della distribuzione di pressione nel caso di flusso inviscido evidenzia che non c'è alcuna forza risultante sul cilindro. La drastica variazione di distribuzione di pressione dovuta alla viscosità è evidente: in questo caso circa il 5% della resistenza totale è rappresentato dalla *Skin-friction Drag*, mentre il restante 95% è dovuto alla resistenza di forma, legato alla pressione, ricordando che tali proporzioni sono legate al Numero di Reynolds.

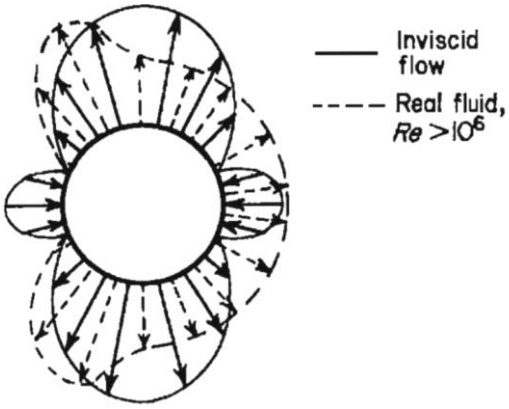


Figura 2.5-4: Distribuzione di pressione su un cilindro circolare con asse normale alla direzione del flusso.[13]

- *Profilo alare (Streamline strut* o *Airfoil)*: le distribuzioni di pressione mostrate nella Figura 2.5-5 indicano che, a differenza del cilindro a sezione

circolare, l'effetto della viscosità è molto meno marcato e quindi anche la resistenza di forma risulta minore. In questo caso la percentuale relativa alla *Total Drag* degli sforzi di attrito rientra tipicamente nell'intervallo 40% - 80%, nonostante diversi fattori influiscano come il rapporto spessore/corda ovvero il Numero di Reynolds ed altri fattori ancora.

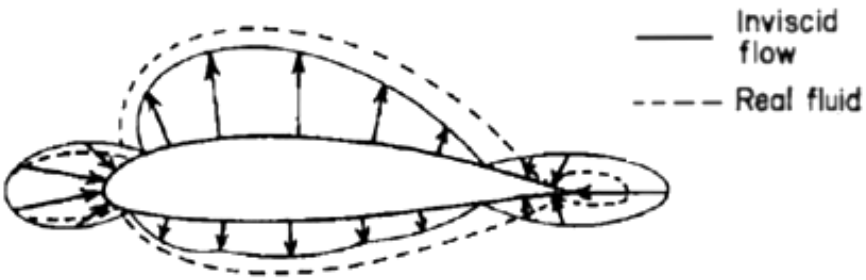


Figura 2.5-5: Distribuzione di pressione su un profilo alare. [13]

2.6 Profili alari NACA

In ogni ala è possibile distinguere una superficie superiore detta *dorso* e una inferiore detta *ventre*, inoltre è possibile stabilire un piano di simmetria longitudinale che la separa in due semiali; se si seziona una parte di semiala con un piano parallelo al piano di simmetria si ottiene una curva chiusa detta *profilo alare*. [12] Consideriamo ora un generico profilo alare e definiamone ogni sua parte.

Secondo le nome NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*, oggi NASA), l'arco di curva che va dal punto A al punto B e che genera il profilo per distribuzioni di spessore a(x) viene detta *linea media* o *linea d'asse* del profilo. Il punto A viene chiamato *bordo d'attacco* mentre il punto B viene detto *bordo di fuga*. La distanza tra A e B, come già menzionato, è detta corda del profilo (indicata con l nella Figura 2.6-1). Se la linea media coincide con la corda allora il profilo è detto *simmetrico*. Il rapporto tra la massima freccia f della linea media e la lunghezza della corda viene detto *inarcamento relativo* del profilo; il rapporto tra il massimo spessore t del profilo e la lunghezza della corda viene detto *spessore relativo* del profilo. Ne risulta che per un profilo simmetrico l'inarcamento relativo è nullo. [12]

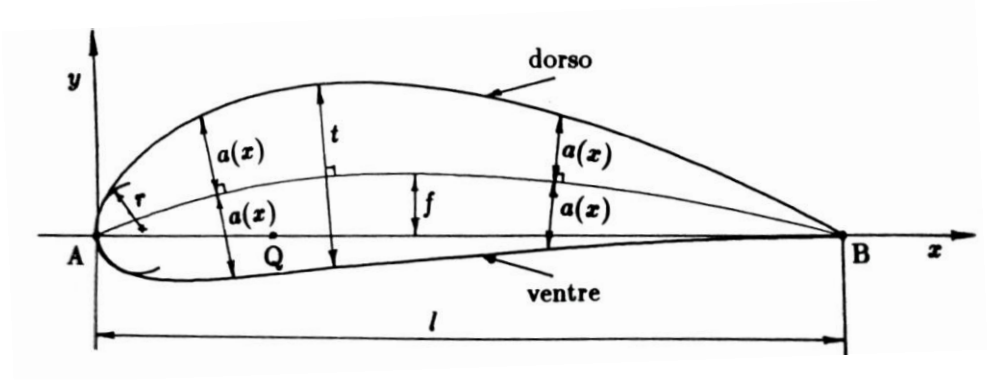


Figura 2.6-1: Profilo alare. [12]

Quando iniziarono gli studi sui profili alari sorse la necessità di creare dei criteri di standardizzazione data la grande varietà di profili generabile; questi furono definiti per la prima volta dalla NACA nel 1932. Dunque fu scelta una modalità detta, appunto, profilo NACA a quattro cifre. Questa si presenta nella forma $NACA\ XYZZ$ [17.1] dove:

- X è il valore della freccia massima in percentuale della corda;
- Y è la distanza dal bordo d'attacco della posizione della freccia massima, in decimi della corda;
- ZZ indica lo spessore massimo, in percentuale della corda.

Ad esempio il profilo NACA 2415 indica che il valore della freccia massima è il 2% della corda, la sua posizione rispetto al bordo d'attacco è al 40 % della corda e che lo spessore massimo è il 15% della corda. In seguito furono stabiliti profili anche a 5 cifre o profili NACA a 4 cifre più l'aggiunta di altre due, in particolare quest'ultime vennero definite come [17.1]:

- 1ª cifra, è il raggio del bordo d'attacco in percentuale della corda;
- 2ª cifra, la distanza dal bordo d'attacco del massimo spessore in decimi della corda.

L'uso dei profili NACA ci sarà di grande utilità quando definiremo la forma della carena in pianta per via della loro elevata efficienza aerodinamica, in confronto ad altre forme geometriche.

Capitolo 3:

Modellazione CAD e Simulazione CFD

3.1 Introduzione

Nel presente capitolo si darà, inizialmente, una breve descrizione di come siano state disegnate due carene per lo streamliner Pulse2 e la relativa galleria del vento virtuale, tenendo presente che materialmente la progettazione CAD è stata effettuata da un altro membro del team; in seguito verranno presentati i caratteri generali delle simulazioni numeriche, la loro nascita, gli sviluppi e i diversi approcci sviluppati nel tempo; infine saranno illustrate tutte le procedure e le assunzioni adottate per le simulazioni numeriche di entrambe le carene.

Si tiene a precisare fin da ora che tutto ciò che verrà mostrato per la simulazione di una delle due carene di Pulse2 è valida esattamente anche per l'altra, a meno di piccoli particolari che verranno messi in evidenza; nel capitolo successivo saranno opportunamente messe in risalto le differenze, le quali esisteranno solamente dal punto di vista dei risultati ottenuti.

3.2 Progettazione delle carene

Lo streamliner Pulse2 è nato sulle orme del precedente Pulse ma se ne distacca in molti punti chiave, manifestandosi così più ambizioso rispetto al suo predecessore. In particolare, si è cercato di ridurre al minimo gli spazi inutilizzati pur mantenendo una forma più aerodinamica possibile e più comoda possibile per il pilota all'interno. Per questi motivi, si sono effettuate dapprima delle misurazioni riguardanti gli ingombri fondamentali come l'altezza e la misura delle spalle del

ciclista o gli ingombri di pedalata; successivamente, tali misure sono state riportate su un software di disegno tecnico su cui sono stati realizzati gli schizzi generatori della carena e infine la superficie stessa della carena tramite apposite funzioni. Per la modellazione 3D è stato utilizzato il software SolidWorks®, il quale nasce come software appositamente dedicato per la progettazione di apparati meccanici, anche complessi, ma che permette anche di lavorare con utili strumenti di realizzazione, ottimizzazione e analisi di superficie.

3.2.1 Analisi e misurazioni preliminari

Essendo Pulse2 un veicolo da competizione, si è adottato il metodo "tailoring" cioè si sono adattate le dimensioni della carena ad hoc in base agli ingombri specifici del ciclista, sia statici sia dinamici durante la pedalata. All'interno della carena, oltre al ciclista bisogna inserire il telaio che lo sorregga, gran parte delle ruote e tutta la trasmissione a catena; quindi è necessario pensare la carena come la parte che interagisce sia con l'esterno che con tutto il suo interno. Poiché il movimento centrale è posto nella parte anteriore del veicolo (la parte in verde nella Figura 3.2-1), è stato necessario prestare particolare attenzione al sovrapporsi di due fenomeni contrastanti: da un lato la carena che nella parte anteriore ha ancora una sezione abbastanza ristretta, non potendola aumentare drasticamente per evidenti ragioni aerodinamiche; dall'altra un elevato ingombro risultante dal movimento naturale di pedalata.

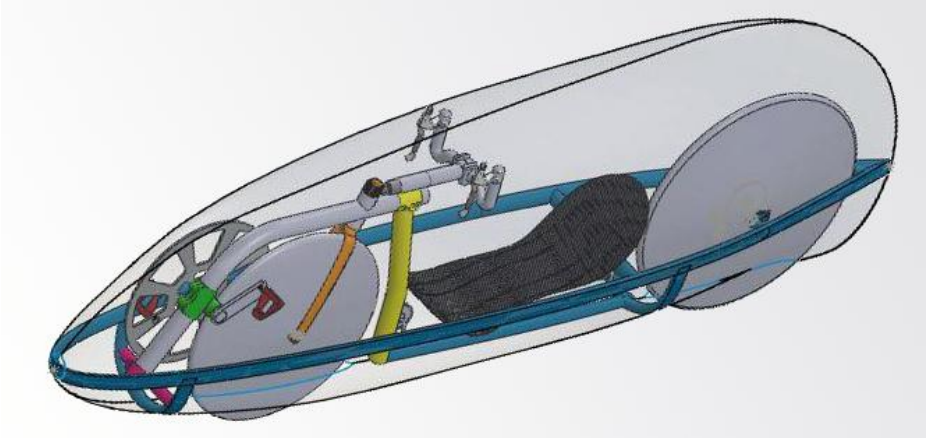


Figura 3.2-1: La prima bozza di assieme della carena di Pulse2 e del suo interno.

Quest'ultimo può essere visualizzato nella Figura 3.2-2, idealmente assunto come una circonferenza con diametro pari a 540 mm e centro corrispondente al movimento centrale, quest'ultimo indicato con un cerchio di diametro 50 mm.

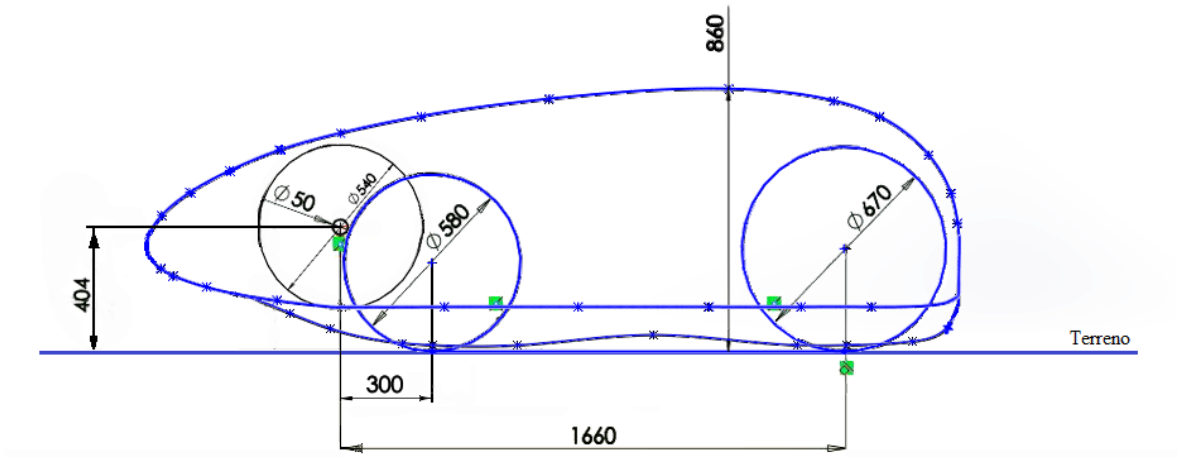


Figura 3.2-2: Schizzo della prima carena in vista laterale con quote significative riportate in mm.

Frontalmente la distanza rilevante, nonché la massima in vista frontale, è quella delle spalle che corrisponde a circa 400 mm ma importante risulta anche la distanza tra le parti esterne delle scarpe durante la pedalata, in corrispondenza del movimento centrale. Anche le ruote sono state scelte ad hoc le più grandi possibili: l'anteriore per motivi di attrito e stabilità, la posteriore per aumentare la percorrenza oltre alla stabilità. Nel dettaglio, la ruota anteriore è stata scelta da 24" (24 pollici) mentre la posteriore da 28"; entrambe sono indicate nella Figura 3.2-2 con delle circonferenze di diametro rispettivamente 580 mm e 670 mm.

3.2.2 Realizzazione del modello della carena

A partire dunque dalle misure e dagli ingombri notevoli evidenziati al punto precedente si è passati alla realizzazione della carena. Per far ciò, sono stati disegnati in ognuno dei tre piani coordinati (frontale, laterale e superiore), o su piani paralleli a questi, gli schizzi tramite il comando *Spline* (linea curva) e questi successivamente sono stati usati come curve guida per l'estrusione in 3D tramite *Loft*.

Sul piano frontale, come detto, la misure fondamentali da tener conto sono la distanza delle spalle e le parti esterne delle scarpe; quindi sono stati creati dei profili simmetrici rispetto alla verticale su piani paralleli al piano frontale come mostrato dalla Figura 3.2-3.

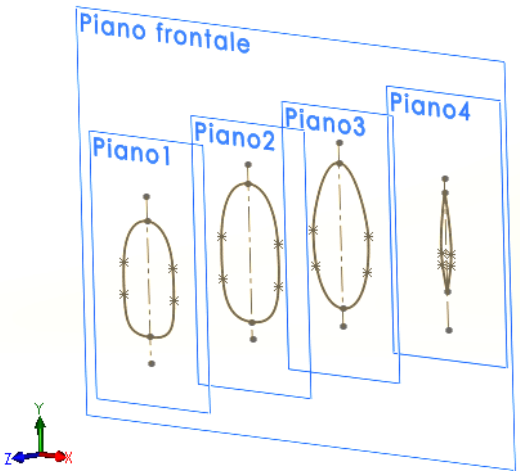


Figura 3.2-3: Schizzi dei profili della carena su piani paralleli al piano frontale.

Sul piano superiore le due versioni della carena si differenziano per il bordo d'attacco. Per la prima versione è stato adottato un profilo simmetrico partendo da due profili alari NACA: il primo è un profilo NACA 0015-35 per la parte posteriore mentre per la parte anteriore è stato scelto un profilo NACA 0015 con massimo spessore al 41% della corda. Dall'unione di questi due si è arrivato al profilo definitivo visualizzato in blu nella Figura 3.2-4.

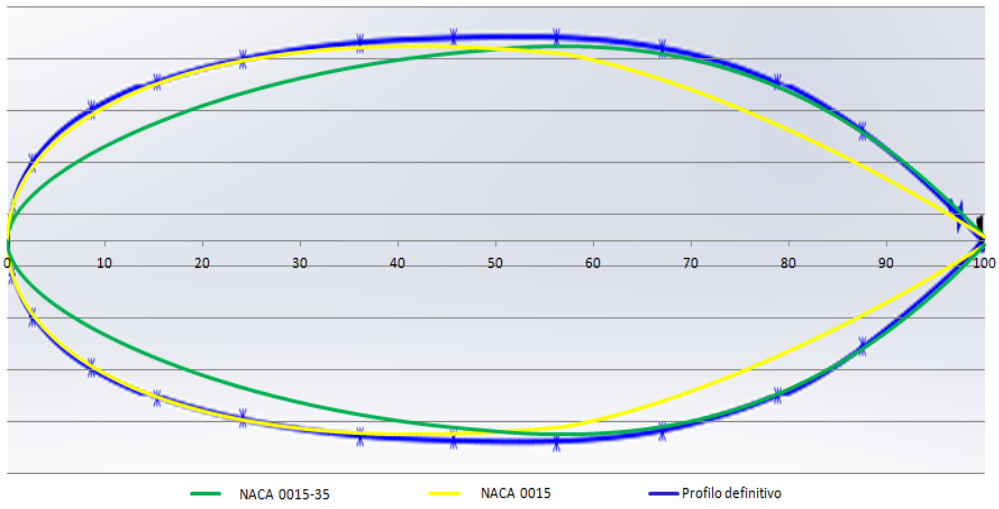


Figura 3.2-4: Sovrapposi grafica non in scala dei profili alari NACA usati per il primo profilo definitivo.

Per la seconda versione è stato mantenuto il profilo NACA 0015 per la coda mentre la parte anteriore è stata solamente allungata e raccordata come mostrato nella Figura 3.2-5, in cui sono riportate le quote delle corde espresse in millimetri.

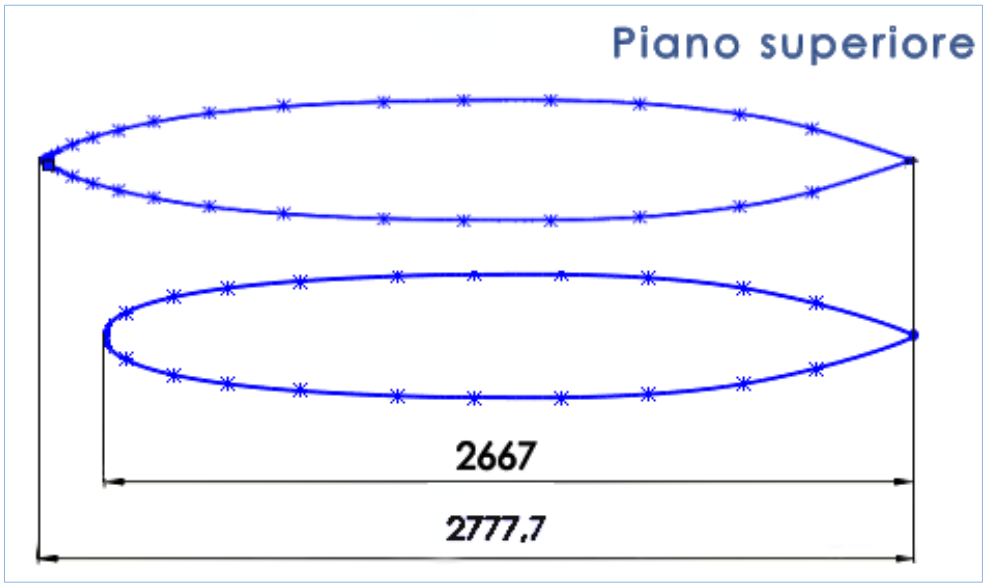


Figura 3.2-5: Confronto tra i profili della prima versione di Pulse2 (in basso) e della seconda (in alto).

La copertura inferiore invece è stata realizzata con uno schizzo su un piano inclinato rispetto al piano superiore (Figura 3.2-6).

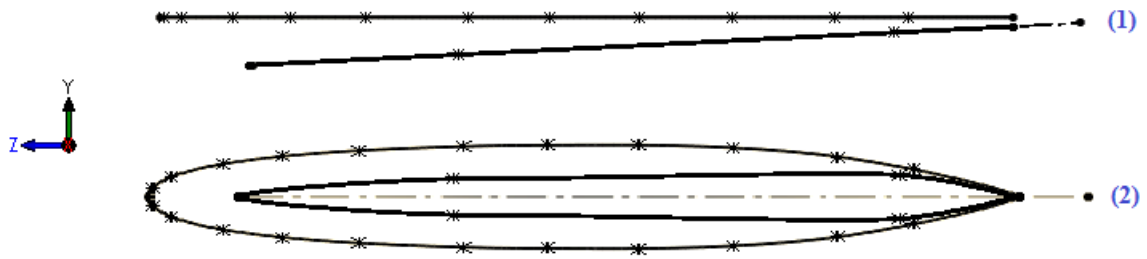


Figura 3.2-6: Schizzo della copertura in vista laterale (1) e superiore (2) rispetto al profilo della prima versione della carena.

Il profilo in vista laterale con l'aggiunta dello schizzo delle due ruote è quello già visto nella Figura 3.2-2, che viene riproposto nella Figura 3.2-7.

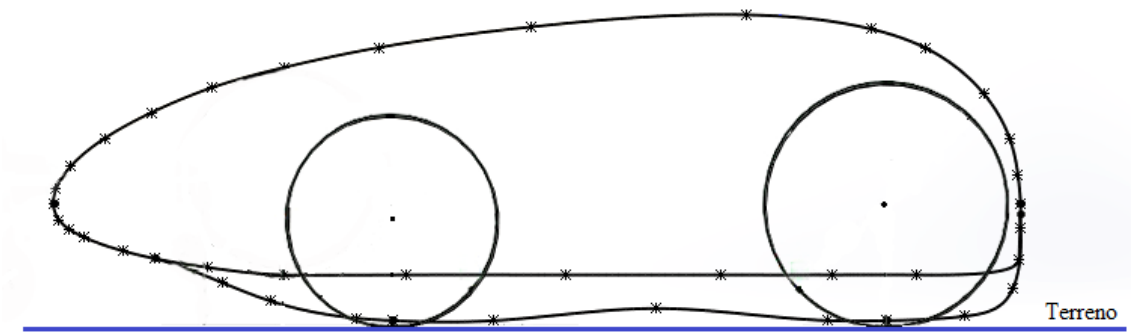


Figura 3.2-7: Schizzo del profilo della prima versione della carena e delle due ruote in vista laterale.

Giunti a questo punto si è proceduto alla realizzazione delle superfici chiuse tramite l'uso del comando *Loft*, selezionando gli schizzi che le generano, evidenziati in blu nelle figure a seguire, prestando attenzione che l'opzione aggiuntiva *Chiudi Loft* sia attivata la quale consente di evitare di lasciare delle superfici aperte che potrebbero creare dei problemi in ambiente di simulazione CFD.

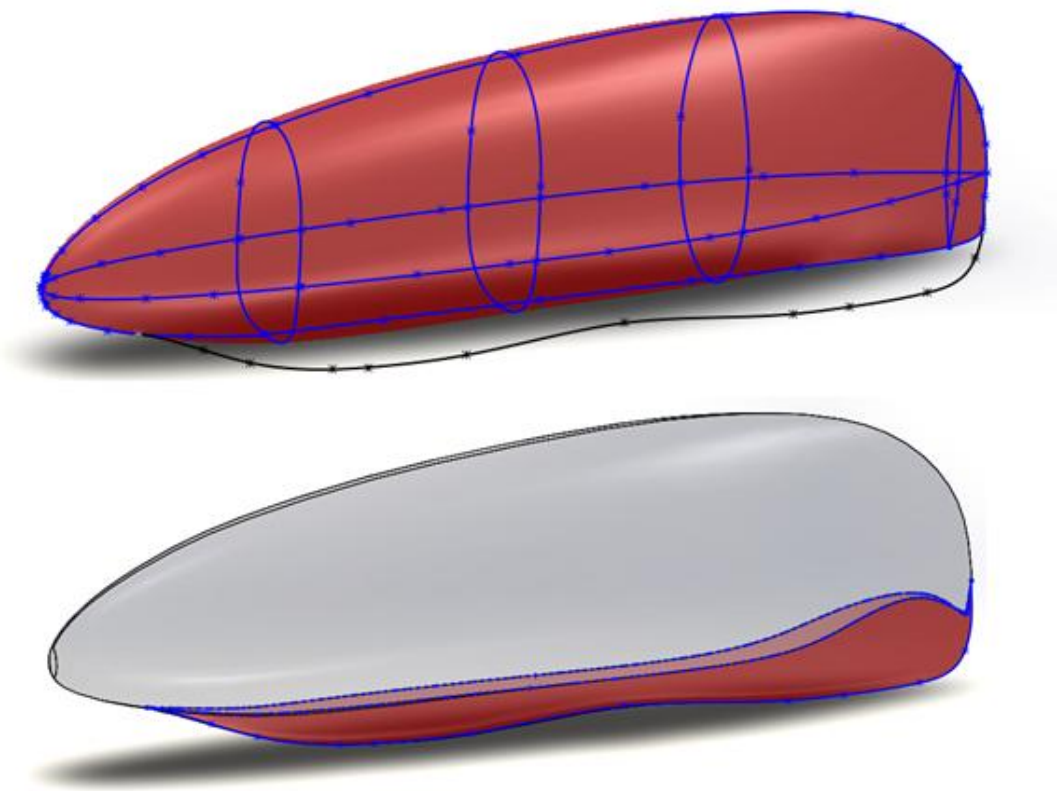


Figura 3.2-8: Realizzazione dei loft (in rosso) tramite gli schizzi (in blu) della prima carena.

Si fa notare che a questo livello di modellazione le ruote non sono state estruse, ma verranno realizzate separatamente, come parti separate, che verranno accoppiate

successivamente alla carena in un assieme che comprenderà anche la galleria del vento virtuale.

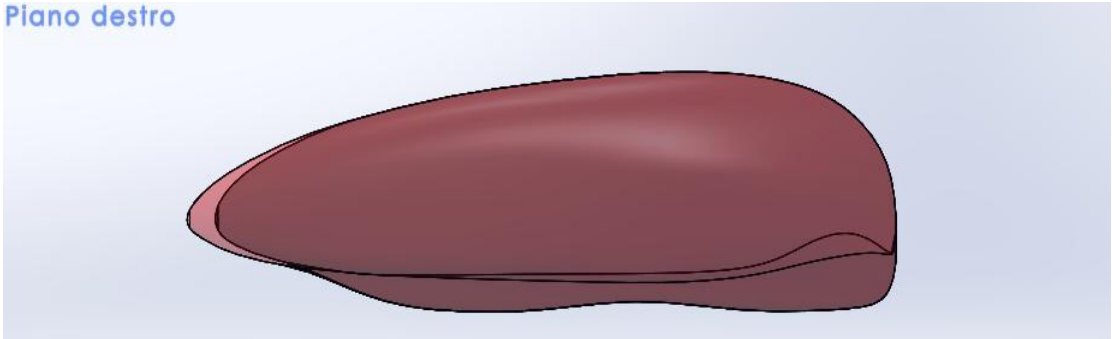


Figura 3.2-9: Sovrapposizione delle due versioni della carena. La prima è colorata in nero, la seconda in rosso: come si vede la prima coincide esattamente con la seconda (parte bordeaux).

Giunti a questo punto si è divisa la carena a metà, utilizzando il piano laterale. Ciò è stato possibile grazie al fatto che la carena è simmetrica rispetto al suo piano longitudinale e questo ci permetterà di simularne solo metà, riducendo i tempi di computo o a parità di tempi si potrà avere un livello di dettagli superiore. Lo stesso discorso verrà logicamente applicato alle due ruote. Per far ciò si è utilizzata la funzione *Taglia con superficie*.

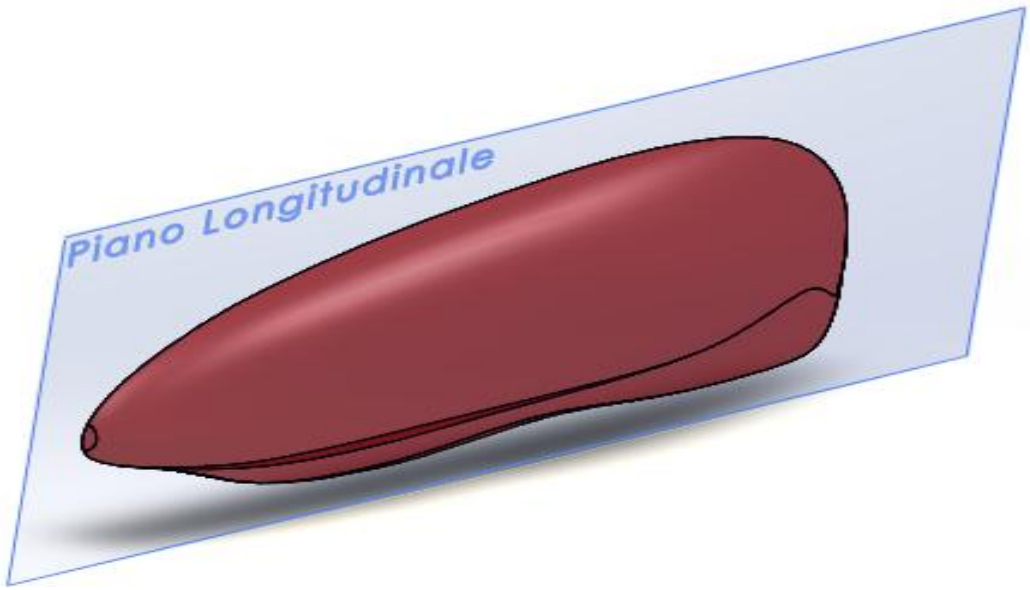


Figura 3.2-10: Visualizzazione della prima carena tagliata a metà.

3.2.3 Galleria del vento virtuale

Per la realizzazione della galleria del vento si è semplicemente realizzato, usando una nuova parte, uno schizzo rettangolare sul piano laterale che poi è stato estruso in 3D usando la funzione *Estrusione base*. Il piano laterale così viene assunto come piano di simmetria longitudinale.

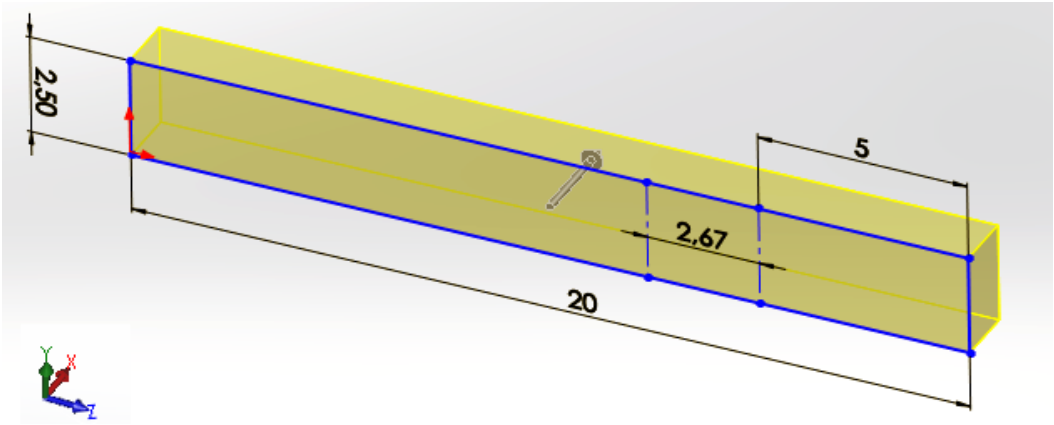


Figura 3.2-11: Estrusione dello schizzo generatore della galleria del vento (quote in metri).

La Figura 3.2-11 mostra lo schizzo (in blu) e le relative quote (in nero) usate per l'estrusione (in giallo) lungo la direzione indicata dalla freccia (in grigio); l'entità dell''estrusione è di 1.5 m. La linea tratteggiata che dista 5 metri dalla parte anteriore della galleria indica a che distanza si troverà il bordo d'attacco della carena, indicata nella stessa figura con un'altra linea tratteggiata distante dalla prima 2.67 m.

3.2.4 Assieme completo e sezionato

Una volta realizzata la galleria del vento virtuale si è creato un assieme che comprendesse le varie parti finora realizzate con gli opportuni accoppiamenti. Si hanno così i seguenti accoppiamenti, validi per entrambe le versioni della carena:

- tra la superficie tagliata di una carena e il piano di simmetria della galleria del vento virtuale;
- la superficie tagliata di una carena e le superfici tagliate delle ruote;
- tra la linea dei 5 metri anteriori e il bordo d'attacco di una carena;

- tra il piano inferiore della galleria del vento e la parte inferiore delle ruote;
- tra il bordo delle ruote e lo schizzo appartenente ad una carena, in modo che siano concentrici.

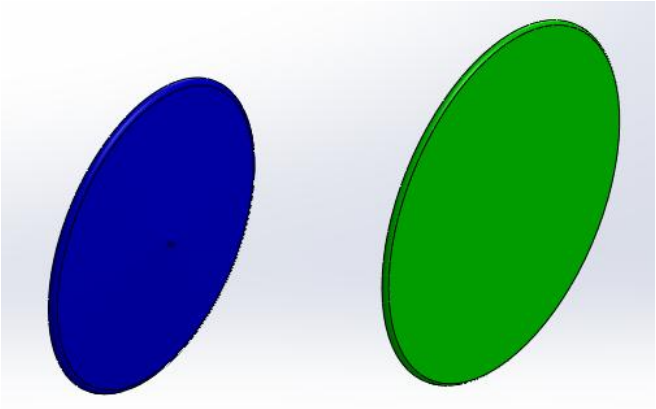


Figura 3.2-12: Le due ruote sezionate.

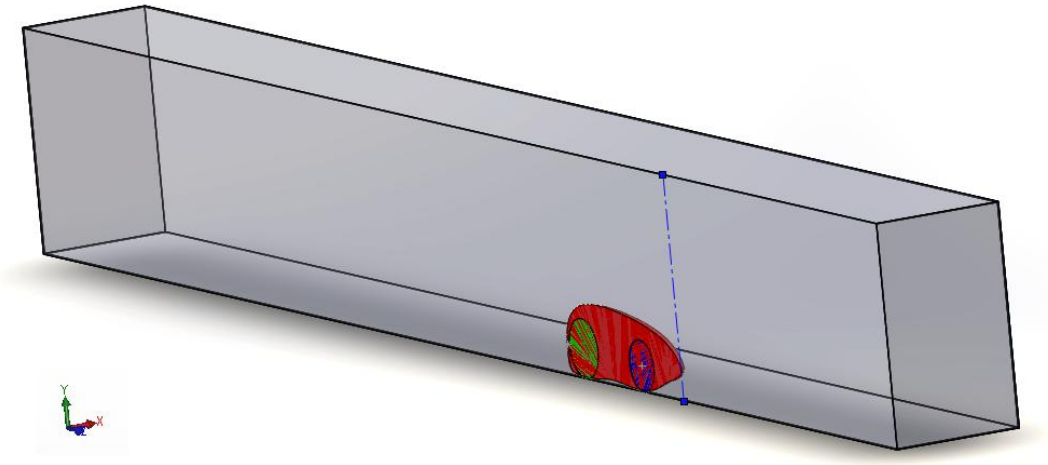


Figura 3.2-13: Assieme completo composto da carena (rosso), ruote (verde, blu), galleria del vento (grigio).

3.3 Considerazioni generali sulla CFD

3.3.1 Premesse sul calcolo numerico

Nel Capitolo 2 si è introdotta la definizione di aerodinamica come scienza derivata dalla fluidodinamica, intesa come la parte della meccanica dei fluidi che studia il comportamento di liquidi e gas in movimento, sia interni che esterni. La fluidodinamica computazionale (*Computational Fluid Dynamics*, CFD) è quella branca della fluidodinamica che utilizza dei metodi numerici e degli algoritmi, tramite hardware e software, per risolvere i problemi legati al moto dei fluidi [17.2].

Dal punto di vista storico, i primi metodi di CFD furono sviluppati intorno alla metà del secolo scorso, inizialmente soltanto per problemi bidimensionali. Il primo modello tridimensionale fu pubblicato nel 1967 da J. Hess e A.M.O. Smith della Douglas Aircraft: tale metodo discretizzava le geometrie di superfici tramite l'uso di pannelli, dando vita a quello che sarà chiamato appunto *Metodo dei Pannelli.* [17.2] Da allora sono stati sviluppati numerosi metodi e modelli sempre più raffinati, di cui si parlerà brevemente in seguito.

Dal punto di vista matematico, il comportamento dei fluidi viene modellizzato tramite delle equazioni differenziali alle derivate parziali dette *Equazioni di Navier-Stokes*. Tali equazioni, valide per una singola fase (o gas o liquido, non entrambe insieme) sono la formalizzazione di tre principi fisici fondamentali, sotto le condizioni di fluido continuo, chimicamente omogeneo e in assenza di interazione con campi elettromagnetici [18]:

- principio di conservazione della massa, o equazione di continuità;
- principio di conservazione della quantità di moto, o II legge di Newton;
- principio di conservazione dell'energia.

L'ipotesi di fluido continuo, o in generale di continuo spaziale, verrà ripresa successivamente ma è importante chiarirne il significato. Per poter considerare un volume fluido, al cui interno è presente una certa fisica, come un *continuum* è

necessario che il rapporto tra il libero cammino medio l — definito come la distanza mediamente percorsa tra due urti successivi da una molecola — e la lunghezza caratteristica del corpo considerato L (in questo caso la lunghezza della carena) sia molto minore dell'unità; tale rapporto viene detto *Numero di Knudsen* [19]

$$Kn = l/L\,. \tag{3.3-1}$$

Nel caso in cui Kn>1 allora il fluido verrebbe considerato rarefatto e richiederebbe un altro tipo di trattazione. Considerazioni derivanti dalla meccanica statistica portano a concludere che il rapporto tra numero di Mach M e numero di Reynolds Re sarà circa uguale al numero di Knudsen (Appendice A.2). Per la presente simulazione, è possibile calcolare il numero di Reynolds, in base a quanto argomentato nel Paragrafo 2.4, per cui risulta

$$Re \cong 4.53 \cdot 10^6 \tag{3.3-2}$$

avendo considerato una velocità di marcia di 100 km/h, la lunghezza caratteristica pari a 2.667 m (Figura 3.2-5) e — usando l'atmosfera standard ICAO alla quota di Battle Mountain — una densità di 1.07 kg/m^3 ed una viscosità dinamica di $1.75 \cdot 10^{-5}$ Pa·s. Quindi, per Mach bassi e numeri di Reynolds alti (dell'ordine di 10^6) il numero di Knudsen è molto inferiore all'unità, il che ci permette di lavorare con fluidi assunti come continui [18].

Per studiare il moto dei fluidi, dunque, bisogna risolvere il sistema di equazioni di Navier-Stokes — il cui il numero è molto minore del numero delle incognite, anche se a queste vengono associate le cosiddette *condizioni al contorno* o *condizioni iniziali* — che, data la loro non-linearità, risultano attualmente non risolvibili per via analitica (viene addirittura annoverato come uno dei 7 problemi del millennio [20]), a meno di problemi semplici su corpi regolari come le lamine piane. Per risolverle allora si ricorre ai metodi dell'analisi numerica e dei calcolatori, prestando particolare attenzione al fatto che tali metodi forniscono solamente delle soluzioni approssimate, il cui grado di approssimazione dipende dai metodi adottati e dalle ipotesi fatte.

I vantaggi derivanti dalla fluidodinamica computazionale sono sia di natura scientifica, quindi dal punto di vista dell'analisi delle interazioni tra fluidi e fra fluidi e solidi, quindi della comprensione dei fenomeni anche complessi legati a queste interazioni, ma anche di natura economica e pratica: i computer infatti, attraverso i software di simulazione, permettono di elaborare dei cicli di creazione, modifica, eliminazione e ri-creazione di oggetti, ovvero informazioni, virtuali che riproducono la realtà, con costi e tempi notevolmente inferiori rispetto agli stessi cicli reali [21]. Per questi motivi la CFD trova applicazioni in numerosi settori: dall'aerospazio all'ambiente, dalla biomedica ai prodotti chimici, dall'*automotive* alle turbomacchine, dagli edifici pubblici all'elettronica.

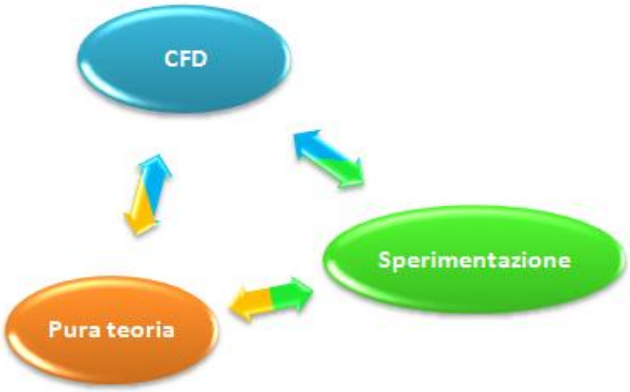


Figura 3.3-1: Relazione fra le tre dimensioni della fluidodinamica.

3.3.2 Sviluppi della fluidodinamica computazionale

Come è possibile dunque far interagire il modello CAD, oggetto delle simulazioni, con le equazioni che regolano l'andamento del flusso? Per far ciò si ricorre a una *discretizzazione* dello spazio (virtuale): questa tecnica consiste nel suddividere il dominio di simulazione attraverso delle griglie (dette *mesh*) composte da elementi geometrici accostati tra di loro [22]. I metodi di discretizzazione in ambienti di simulazione CFD, o in qualsiasi altro ambiente di calcolo computazionale, sono la base su cui poggia l'intera simulazione e sono fondamentali dal punto di vista della stabilità del calcolo.

Vengono di seguito citati brevemente i più noti e usati [17.2]:

- *Finite Volume Method* (FVM), o *Metodo dei Volumi Finiti*: è il metodo più usato nei codici CFD; consiste nel suddividere l'intero dominio di simulazione (la galleria del vento virtuale e l'oggetto in questione per intendersi) in tantissimi volumi di controllo finiti, corrispondenti alle celle tridimensionali della griglia di calcolo, sufficientemente piccoli da poter considerare al loro interno le grandezze fisiche costanti. Le equazioni della fluidodinamica e le condizioni al contorno vengono quindi applicate ad ogni volumetto di controllo in forma integrale.

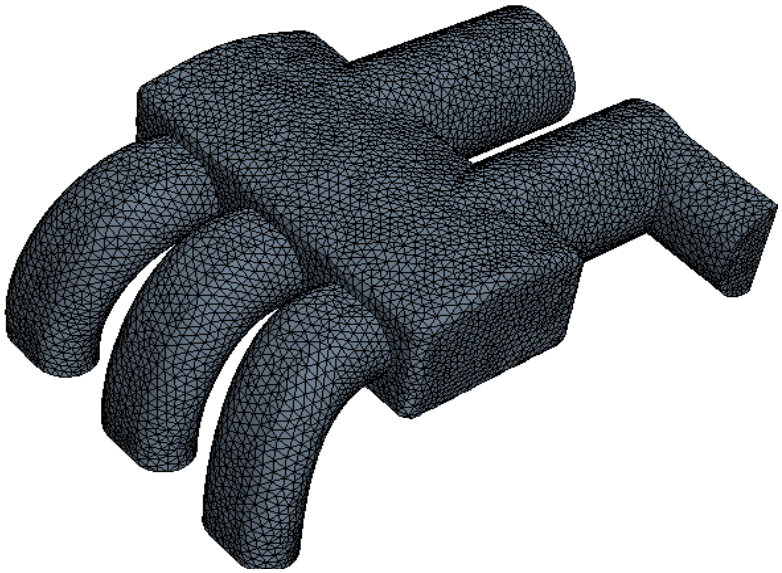


Figura 3.3-2: Discretizzazione (mesh) superficiale di un collettore per impianto di aspirazione. [22]

- *Finite Element Method* (FEM), o *Metodo agli Elementi Finiti*: è il metodo tipicamente usato nell'analisi strutturale di solidi ma trova applicazione anche per i fluidi. Anche qui viene diviso il dominio in piccoli volumi finiti, ma la soluzione del problema viene espressa tramite combinazione lineare di *funzioni di base*, ad esempio polinomiali, la cui accuratezza dipende dal grado del polinomio. Il FEM in generale è più stabile del FVM ma risulta più lento e richiede più memoria [23].

Al di là del metodo o dalla discretizzazione scelti, la risoluzione numerica delle equazioni di Navier-Stokes richiede dei costi computazionali elevati, specialmente quando compaiono fenomeni di turbolenza.

Figura 3.3-3: Analisi CFD su una bicicletta Cervelo S5 in cui è visualizzabile la pressione sul sistema pilota+bicicletta e il comportamento del flusso d'aria nella scia. [24]

Per quest'ultimi sono stati fatti dei modelli più o meno accurati che permettono di ottenere le quantità di interesse, come velocità o pressione.

Tra i principali ricordiamo:

- *Direct Numerical Solution* (DNS), o *Soluzione Numerica Diretta*: è il metodo più semplice concettualmente in quanto consiste nel discretizzare spazio e tempo con delle griglie le cui dimensioni dipendono dalle lunghezze di scala dei fenomeni considerati, in modo da coprire tutto il *range* di scale spazio-temporali. In realtà questo metodo è usato per risolvere le equazioni di Navier-Stokes senza ulteriori modelli di turbolenza, ma è anche il più costoso in termini computazionali, basti pensare che il numero di operazioni richieste è proporzionale al numero di Reynolds al cubo [25].

- *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) *equations*, o *equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds*: è l'approccio più vecchio usato per modellizzare la turbolenza; viene assunto che si possa vedere il moto del fluido come somma di un moto d'insieme *medio* più un moto (fluttuazione) variabile nel tempo la cui media temporale risulta nulla. Le equazioni di

partenza vengono, quindi, mediate in un certo intervallo di tempo e così facendo si riducono i tempi di computo, poiché le scale di grandezza del moto medio risultano maggiori di quelle del moto turbolento. Questo modello necessita di ulteriori ipotesi, quindi ulteriori equazioni, per "chiudere il problema", cioè avere tante equazioni quante incognite [22].

- *Large Eddy Simulation* (LES), o *Simulazione dai Grandi Vortici*: consiste nell'adoperare dei filtri numerici che selezionano i fenomeni di scala turbolenta più grande modellizzando opportunamente i fenomeni di scala più piccola [22]. Questo permette di avere delle soluzione in generale più accurate del modello RANS ma meno dispendiose in termini computazionali delle DNS e per questo motivo sono in forte sviluppo [25].

- *Detached Eddy Simulation* (DES), o *Simulazione dai Vortici Indipendenti*: è una variazione del modello RANS per cui il modello stesso varia a seconda della scala di turbolenza considerata. Nelle zone vicine alle pareti solide o dove la lunghezza di scala turbolenta è minore, il modello utilizza l'approccio RANS; nelle zone in cui la lunghezza di scala turbolenta è superiore alla lunghezza caratteristica della griglia usata per la discretizzazione allora il modello utilizza l'approccio LES [22]. Pertanto, la risoluzione della griglia non è esigente come per un puro modello LES e ciò riduce notevolmente i costi di calcolo [17.2].

Questi sono solo alcuni dei modelli di turbolenza adottati; nel corso del tempo se ne sono sviluppati tanti altri che rispondessero anche a delle esigenze particolari come, ad esempio, il *Vorticity confinement method* usato per meglio studiare gli effetti di scia turbolenta in presenza di grossi vortici [22].

3.3.3 Software di simulazione e procedure di analisi

Per la simulazione delle due carene di Pulse2 è stato utilizzato il software (in realtà un pacchetto di software) STAR-CCM+® rilasciato dall'azienda multinazionale CD-adapco, la quale si occupa di *Computer-Aided Engineering* (CAE), ovvero software di supporto all'ingegneria, ma in particolare software riguardanti la CFD. Il nome è formato dall'unione di due acronimi: "STAR" che vuol dire *Simulation of Turbulent flow in Arbitrary Regions* [26], cioè Simulazione di flussi Turbolenti in Regioni Arbitrarie, e "CCM" che sta per *Computational Continuum Mechanics*, cioè la meccanica computazionale dei continui che comprende, in un sottoinsieme, la fluidodinamica computazionale (Figura 3.3-4).

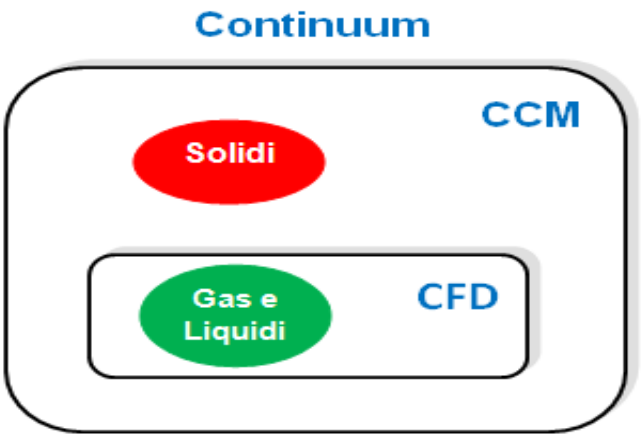


Figura 3.3-4: CCM e CFD visti come sottoinsiemi del continuo spaziale.

STAR-CCM+®, infatti, non è solamente un risolutore CFD, ma comprende anche processi di risoluzione di flussi di calore o sollecitazioni; consente inoltre di lavorare con domini di simulazione virtuali multi-fase e multi-fisica, divisi in *regioni* [22]. Il software è basato sulla tecnologia di programmazione ad oggetti; è pensato per gestire grandi modelli in modo rapido ed efficiente, usando un'architettura *client-server* unica che, su più risorse di calcolo in seriale o in parallelo, contemporaneamente genera *mesh* continue, risolve le equazioni e rielabora i risultati [22]. All'interno di STAR-CCM+®, inoltre, è presente anche un modellatore CAD 3D che permette di realizzare degli oggetti solidi *in loco*, a partire da degli schizzi, o di modificare i file CAD importati; è possibile infine avviare delle simulazioni usando direttamente i software di CAD grazie a delle tecniche di

incorporamento *CAD Embedding*, che permettono di riprodurre in maniera semplificata le procedure che si seguirebbero se si lavorasse su STAR-CCM+®.

In generale, comunque, a prescindere dagli approcci utilizzati, la procedura di analisi segue sempre, a grandi linee, lo stesso schema; solitamente la sequenza di operazioni si esplica in un diagramma sequenziale di tipo *top-down* per cui, partendo dall'alto, si svolgono le operazioni richieste (Figura 3.3-5).

Gli elementi principali del flusso di lavoro, dunque, sono:

- importazione o creazione del file CAD da simulare;
- assegnazione di uno o più domini (regioni) virtuali alla geometria, o in gergo *costruzione della topologia di simulazione;*
- generazione delle *mesh*, più o meno fitte in base alle esigenze;
- definizione della fisica per l'intero dominio, o per le singole regioni se il sistema è multi-fisico;
- assegnazione delle condizioni iniziali, tipicamente di velocità, pressione e temperatura e preparare i report per le grandezze di interesse da visualizzare;
- avvio della simulazione e analisi dei risultati (*Post-processing*).

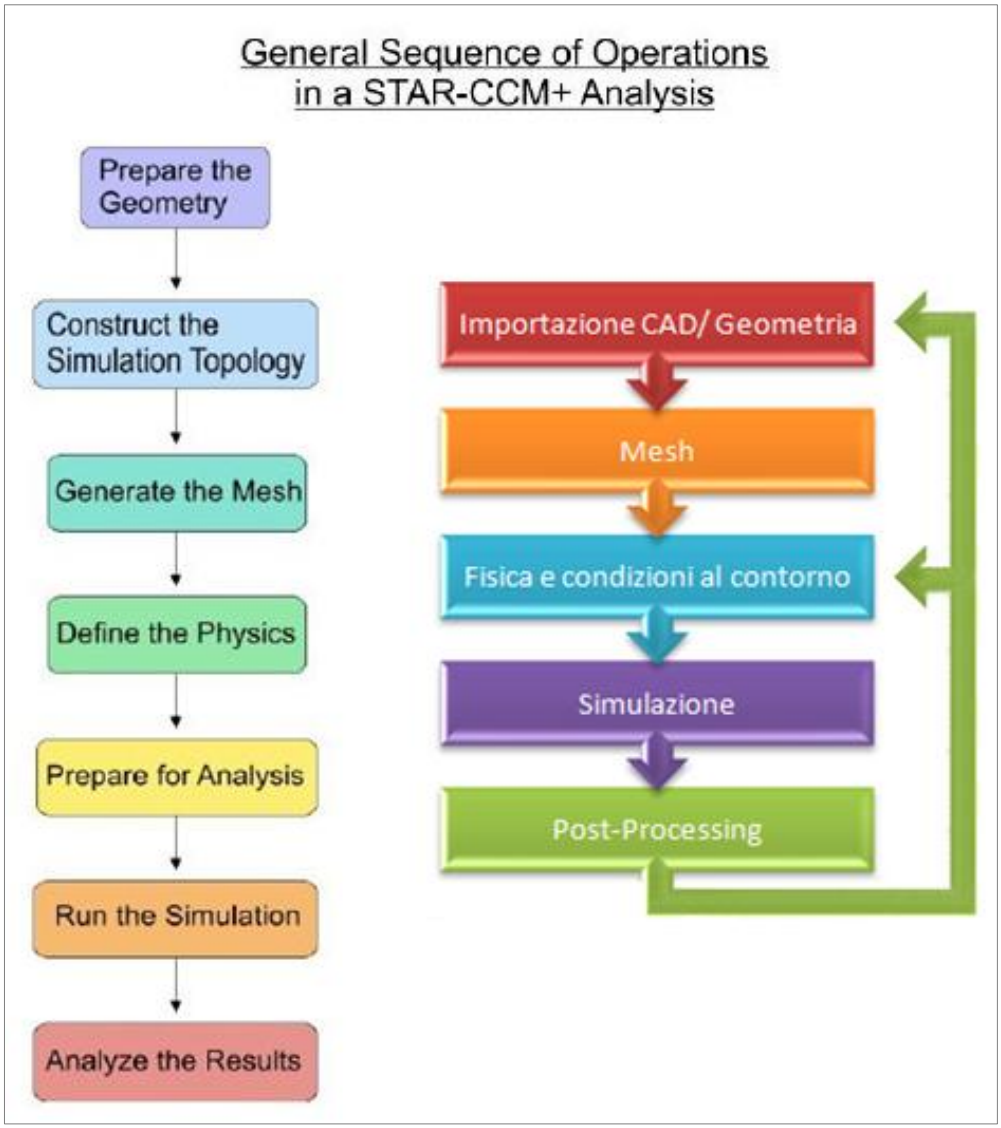


Figura 3.3-5: Diagrammi di flusso per la sequenza delle operazioni da eseguire: lineare a sinistra [22]; ciclica a destra.

Dopo aver analizzato i risultati è probabile che questi siano parzialmente o del tutto invalidi, al di là dell'approssimazione intrinseca della simulazione stessa, e ciò significa che qualche parametro deve essere modificato per ottenere dei risultati più congrui. Il diagramma di destra della Figura 3.3-5 mostra che, dopo aver analizzato i risultati, il diagramma può ritornare indietro per cui si possono modificare i parametri fisici e/o le condizioni al contorno o addirittura tornare a livello della geometria, sostituendo o modificando parti non idonee; così facendo il diagramma non risulta più lineare ma si creano dei *loop* (i cicli di cui si accennava alla fine del Paragrafo 3.3.1) che permettono iterativamente di raggiungere delle soluzioni col maggior grado di accuratezza possibile.

3.4 Realizzazione della simulazione

In questa sezione saranno descritte tutte le principali azioni compiute in ambiente STAR-CCM+®, seguendo lo schema mostrato nella Figura 3.3-5, che porteranno alla realizzazione della simulazione per le due carene di Pulse2. Nel seguito, come già anticipato, tutte le procedure e le immagini si riferiranno alla prima versione della carena, quella più corta nella Figura 3.2-9.

La natura del codice ad oggetti del programma può essere visualizzata nell'interfaccia utente mostrata nella Figura 3.4-1.

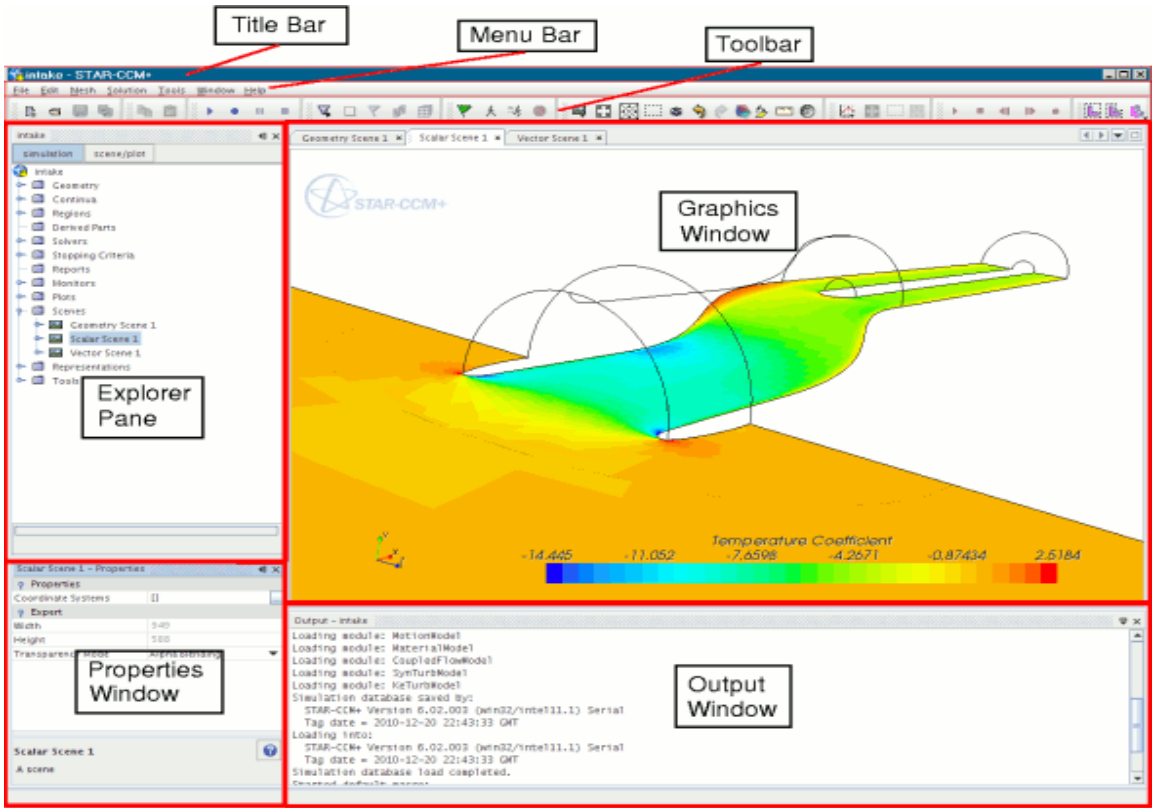


Figura 3.4-1: Interfaccia utente di STAR-CCM+®.[22]

Un menù ad albero viene presentato per ogni simulazione (*Explorer Pane*) sulla sinistra, contenente rappresentazioni e proprietà degli oggetti e di tutti i dati associati con la simulazione; la finestra grafica (*Graphics Window*) al centro mostra le cosidette *scene*, atte alla visualizzazione di geometrie, *mesh* e delle soluzioni — le quali possono presentarsi per via scalare, vettoriale o tramite grafici (*plots*) e parti derivate (*derived parts*), come piani di sezione e linee di corrente. Nella parte alta è

possibile trovare alcune barre di strumenti utili (*Toolbar*), di immediato utilizzo; nella parte inferiore sono visualizzabili una finestra delle proprietà (*Properties Window*) delle singole voci del menù ad albero ed infine una finestra di output, che dà una descrizione testuale dettagliata di tutti gli avvenimenti all'interno della simulazione, con la possibilità di poterla salvare in un file di testo.

3.4.1 Geometria e Topologia di Simulazione

Il primo passo nel compimento della simulazione CFD è la definizione della geometria; questa può essere creata direttamente nell'ambiente di simulazione, grazie al *3D-CAD Modeler* messo a disposizione da STAR-CCM+® , o importare il file creato con un software specializzato. In questo caso si scelto il secondo approccio: il modello realizzato con SolidWorks® (come descritto al Paragrafo 3.2) infatti è stato prima salvato in formato *Parasolid* (estensione .x_t) per motivi di compatibilità e successivamente è stato importato all'interno del solutore CFD, tramite il comando *Import Surface Mesh* ; tutti i parametri delle opzioni di importazione sono stati lasciati come da default. Dopo la conferma dell'importazione, STAR-CCM+® crea una nuova parte geometrica sottoforma di assieme, una prima *mesh* superficiale molto grossolana ed una nuova scena in cui mostrare la geometria; inoltre navigando nell'elenco ad albero degli oggetti è possibile visualizzare le singole parti. In seguito è stato orientato tutto l'assieme in modo tale che la direzione di marcia sia lungo il semiasse delle X positive e che l'asse Y sia rivolto verso l'alto.

Giunti a questo punto, la galleria del vento è stata divisa in 5 parti, tramite il comando *Split by Patch*, in base alla loro funzione (Figura 3.4-2):

- *Inlet*: è la parte anteriore, corrispondente idealmente all'infinito a monte della carena, dove è noto il profilo di velocità;
- *Outlet*: è la parte posteriore, corrispondente idealmente all'infinito a valle della carena, dove è noto il profilo di pressione;
- *Ground*: è la parte inferiore, corrispondente al terreno;

- *SymmetryPlane*: è il piano di simmetria longitudinale con il quale è stata divisa in due la carena;
- *Sides*: sono i rimanenti due lati del parallelepipedo, cioè la superfici superiore e quella opposta al piano di simmetria; non hanno alcuna utilità pratica e vengono assunte come pareti della galleria del vento in cui non agiscono sforzi di taglio.

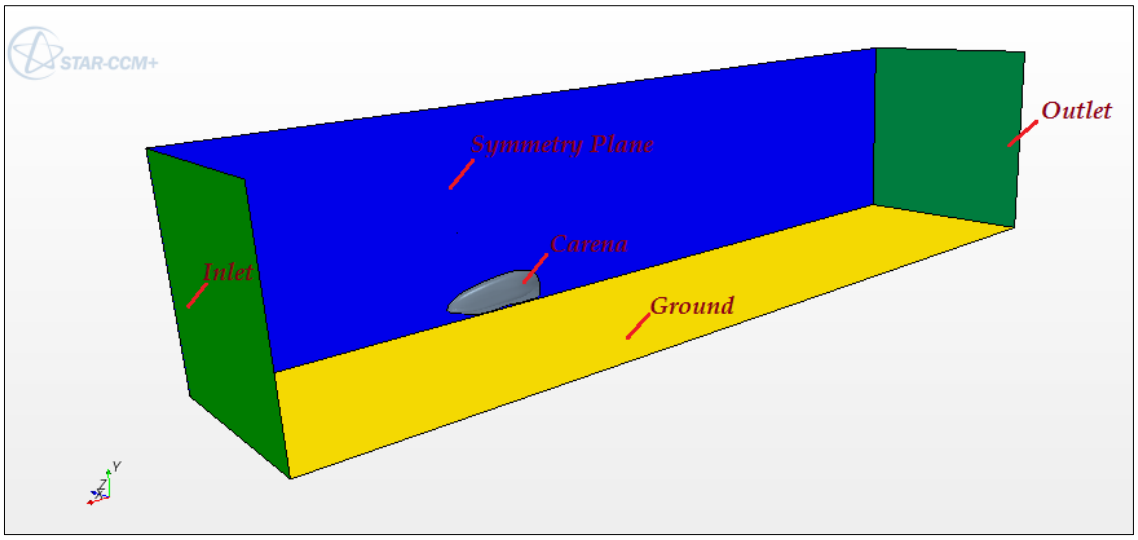


Figura 3.4-2: Le parti dell'assieme, ciascuna col proprio nome.

Le parti geometriche vengono usate solamente per definire facce, spigoli e vertici che compongono le superfici del modello geometrico; per la successiva generazione della *mesh*, dell'assegnazione della fisica e della risoluzione è tuttavia necessario lavorare con regioni, bordi (*boundaries*) e interfacce (*interfaces*) che costituiscono il dominio di simulazione vero e proprio.

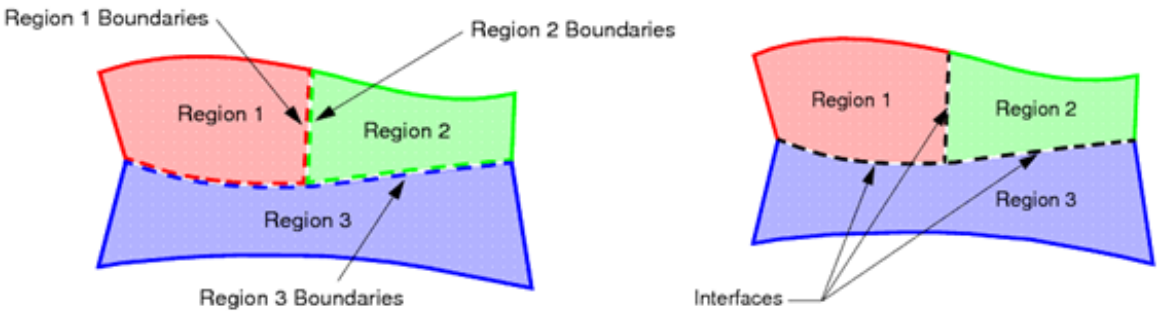


Figura 3.4-3: Differenza tra Regioni (*Region*), Interfacce (*Interfaces*) e Bordi (*Boundaries*).[22]

Una parte essenziale nel processo di costruzione della simulazione è quindi definire le relazioni tra parti geometriche e il dominio di simulazione stesso. Essendo il sistema considerato in questa simulazione mono-fasico — solamente aria — e mono-fisico, è stata creata una sola regione rinominata *Air*: è buona pratica, infatti, chiamare le singole regioni con il tipo di fluido o fisica adottata (ad esempio: *Air*; *Water*; *Air-turbulent*; *Air-laminar*; *Solid*; e così via).

Per creare la regione *Air* è stato utilizzato il comando *Assign Parts to Regions* associato all'assieme, dopo il quale appare la finestra di dialogo mostrata nella Figura 3.4-4 .

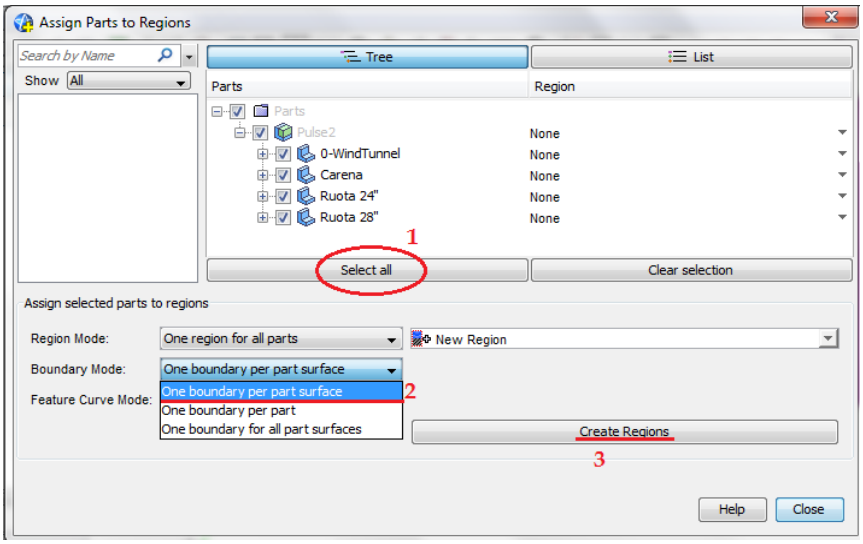


Figura 3.4-4: Finestra di dialogo per la creazione della regione *Air*.

È necessario assicurarsi quindi che tutte le parti geometriche siano spuntate (per far ciò è stato usato il comando *Select All*) e che l'opzione *One boundary per part surface* della modalità *Boundary Mode* sia selezionata: quest'ultima opzione assocerà un singolo bordo per ogni singolo componente dell'assieme, altrimenti non distinguibili.

Il passo successivo, molto importante, è quello di assegnare le condizioni di bordo (o *boundary conditions*) ad ogni singola componente della regione appena creata: queste comunicheranno al risolutore (*solver*) di STAR-CCM+® come la sostanza all'interno della regione comunichi con l'ambiente esterno. Le condizioni di bordo associate alle superfici delle parti sono visualizzabili nella Tabella 3.4-1.

Tabella 3.4-1: Corrispondenze tra superfici di frontiera(*boundaries*) e tipologie di bordo. [22]

Part Surface	Boundary Type
Inlet	*Velocity Inlet*
Outlet	*Pressure Outlet*
SymmetryPlane	*Symmetry Plane*
Ground	*Wall*
Sides	
Carena	
Ruota 24"	
Ruota 28"	

dove le tipologie di bordo hanno il seguente significato [22]:

- *Velocity Inlet*: rappresenta la sezione di un condotto in cui è noto il profilo di velocità in ingresso;
- *Pressure Outlet*: rappresenta la sezione di un condotto in cui è noto il profilo di pressione in uscita;
- *Symmetry Plane*: rappresenta un piano immaginario di simmetria della simulazione e non ostacola il fluido al suo passaggio (non viene applicata alcuna fisica);
- *Wall*: rappresenta una superficie solida impenetrabile dal fluido.

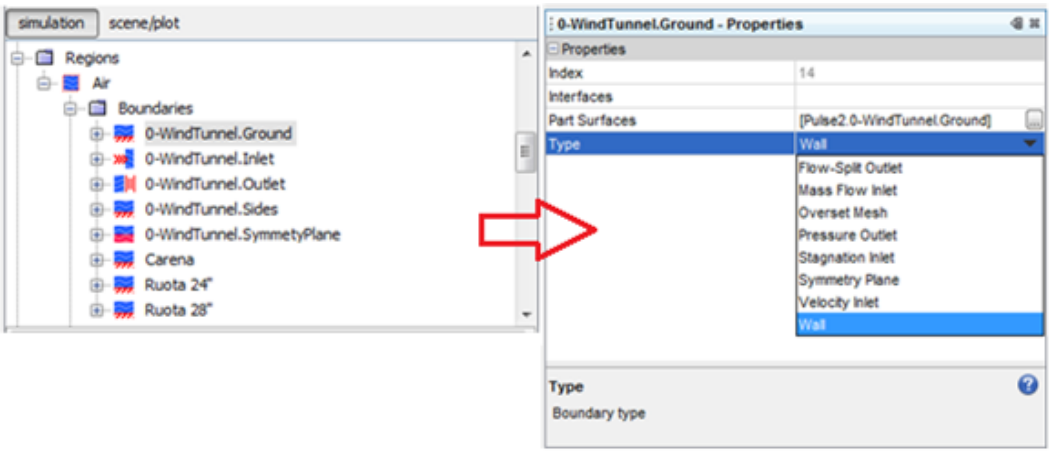


Figura 3.4-5: Assegnazione del tipo di *boundary* nella regione *Air*.

È importante notare che le superfici laterali *Sides* sono state definite come pareti solide e non come pareti di flusso libero: questo perché rappresentano le pareti della galleria del vento e non lo spazio aperto; alla fine del Paragrafo 03.4.3 verranno quindi aggiunte altre condizioni che ne specificheranno meglio le proprietà.

3.4.2 Configurazione e generazione della *Mesh*

Dopo aver definito la topologia di simulazione occorre creare le griglie di calcolo. Per costruire una *mesh*, STAR-CCM+® utilizza delle entità di base: vertici, curve caratteristiche, facce e celle; il diagramma nella Figura 3.4-6 ne mostra i significati e una rappresentazione grafica.

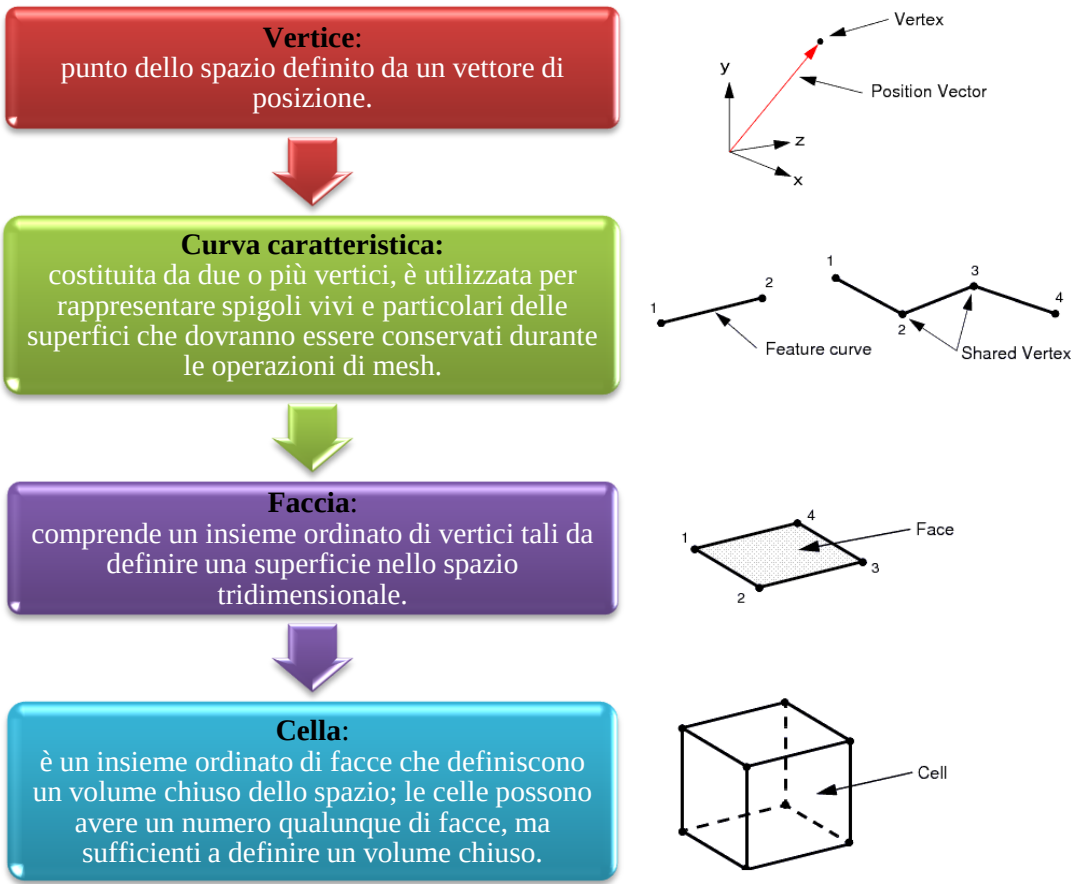


Figura 3.4-6: Elementi fondamentali di una mesh: a sinistra la loro descrizione; a destra la loro rappresentazione grafica. [22]

Per creare una nuova *mesh*, dunque, è stato necessario eseguire le seguenti operazioni: nel menù ad albero alla voce "*Continua*", usando il tasto destro del mouse, è stata selezionata l'opzione *New* > *Mesh Continuum* (Figura 3.4-7).

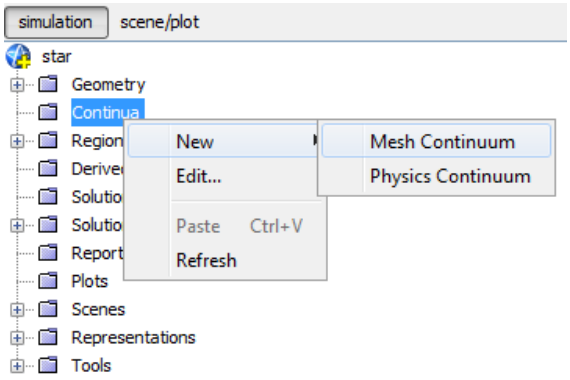


Figura 3.4-7: Generazione di una nuova Mesh Continuum.

A questo punto STAR-CCM+® aggiunge un nuovo elemento alla voce *Continua* nominato "Mesh1" che possiede tre sotto-livelli:

- *Models*, che consente di selezionare i modelli di *mesh*;
- *Reference Values*, in cui vengono impostasti i parametri delle *mesh*;
- *Volumetric controls*, consentono di specificare la densità di *mesh* in una specifica zona della regione.

I modelli selezionabili si dividono in due categorie [22]:

- Modelli di *mesh* di superficie (*Surface Mesh*), che creano delle griglie bidimensionali di elevata qualità sulle superfici del dominio, ottimizzando il processo di *mesh* globale; queste sono fondamentali poiché le superfici del modello CAD non sempre sono collegate fra loro, quindi è necessario creare delle superfici di inviluppo continue per il corretto funzionamento del *solver*.
- Modelli di *mesh* di volume (*Volume Mesh*), che consentono di creare la *mesh* 3D vera e propria, a partire dalla *mesh* di superficie; questi contengono dei modelli opzionali che forniscono ulteriori miglioramenti, come ad esempio l'ottimizzazione della *mesh* nelle zone di strato limite.

Per la presente simulazione sono quindi stati utilizzati i seguenti modelli [22]:

➢ *Surface Mesh:*

- *Surface Wrapper*, letteralmente "involucro di superficie", è un modello unico nel suo genere che permette di inviluppare le superfici

all'interno della regione, come si farebbe applicando una pellicola su di un corpo, con diversi gradi di "aderenza";

- *Surface Remesher*, viene usato per ri-triangolizzare la *mesh* di superficie generata dal *surface wrapper*, migliorandone la qualità e preparandola al meglio per la *mesh* di volume.

➢ *Volume Mesh:*

- *Trimmer*, da *trim* ovvero tagliare, consente la creazione di *mesh* di volume su tutto il dominio con celle esaedriche (o dodecaedriche), e celle poliedriche in prossimità delle superfici, che possono essere considerate delle celle esaedriche tagliate (*trimmed*);

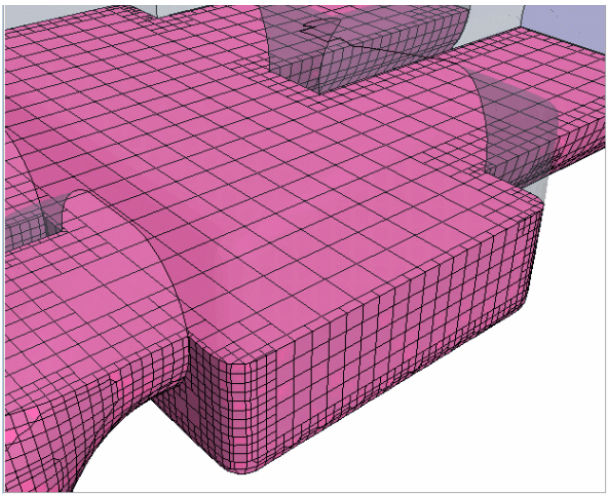


Figura 3.4-8: Esempio di mesh di volume generato col modello *Trimmer*.[22]

- *Prism layer mesher*: è usato per generare celle prismatiche ortogonali nelle vicinanze di una parete solida; è indispensabile per migliorare l'accuratezza delle soluzioni in prossimità delle superfici e quindi degli strati limite.

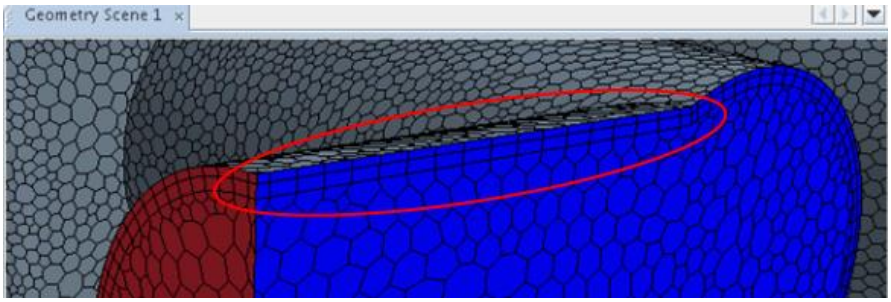


Figura 3.4-9: Esempio di mesh di volume con due *prism layers* a ridosso della superficie. [22]

STAR-CCM+® mette a disposizione altri due modelli di *Volume Mesh*: quello tetraedrico e quello poliedrico. Il *Tetrahedral Mesher* è il più veloce generatore di *mesh* di volume (in termini di numero di celle generate al minuto) ed è il metodo che usa la minor quantità di memoria; tuttavia, in termini di qualità della soluzione, è necessario generare da cinque a otto volte in più il numero di celle rispetto ai modelli poliedrico e *trimmer* per avere la stessa accuratezza.[21] Per un dato numero di celle, quindi, le esaedriche e le poliedriche producono soluzioni più accurate rispetto alle tetraedriche. Per problemi di *mesh* complessa tuttavia, la qualità complessiva delle maglie poliedriche può soffrire rispetto ad una *mesh* tetraedrica, partendo da una stessa superficie. [22] Nel caso in cui si stia lavorando con domini multi-regione è opportuno non utilizzare il modello *trimmer* poiché sulle interfacce (si veda la Figura 3.4-3) non vengono prodotte *mesh* conformi e continue, quindi sarebbe necessario generare *mesh* differenti per regioni differenti.[21] Il *trimmer* non è direttamente dipendente dalla *mesh* di superficie e per questo è molto più probabile ottenere *mesh* di buona qualità per molte situazioni; a differenza di questo, gli altri due modelli sono molto sensibili alla qualità della *surface mesh* [22].

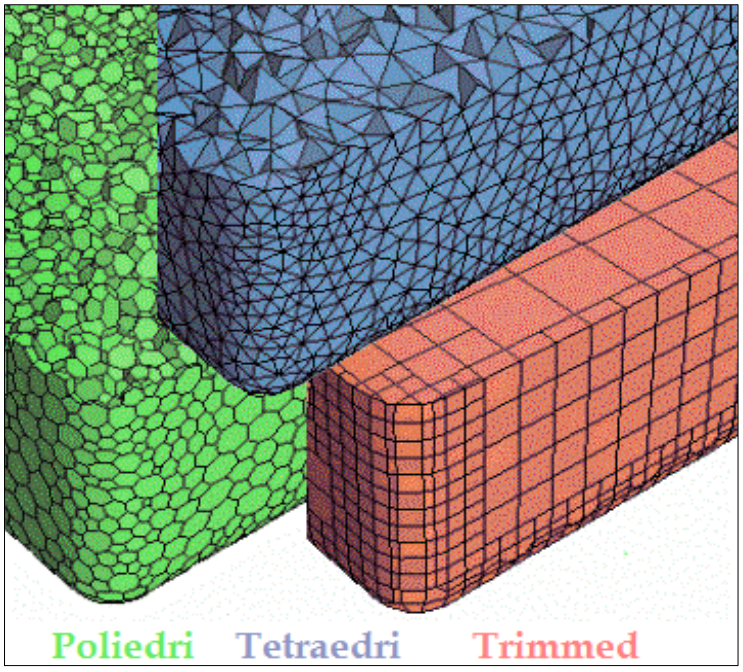


Figura 3.4-10: Confronto fra i tre modelli di *volume mesh* utilizzabili in ambiente STAR-CCM+®.[22]

Il passo successivo consiste nell'impostare i valori delle proprietà (*Reference Values*) di ciascun modello di *mesh* selezionato. Tali impostazioni possono avvenire su tre livelli sequenziali: impostazioni di *mesh* globale, *mesh* locale sulle superfici e *mesh* relativa a volumi di controllo. Il primo livello serve a generare una *mesh* più grossolana, valida soprattutto per le zone periferiche del dominio di simulazione (*Inlet*, *Outlet*, *Sides* etc); il secondo invece serve per avere *mesh* migliori nelle parti di maggior interesse ma riconducibili a delle *boundary*; infine il terzo livello migliora la *mesh* entro volumi geometrici che possono comprendere una o più *boundary* e zone specifiche di dominio di simulazione, come la zona di scia.

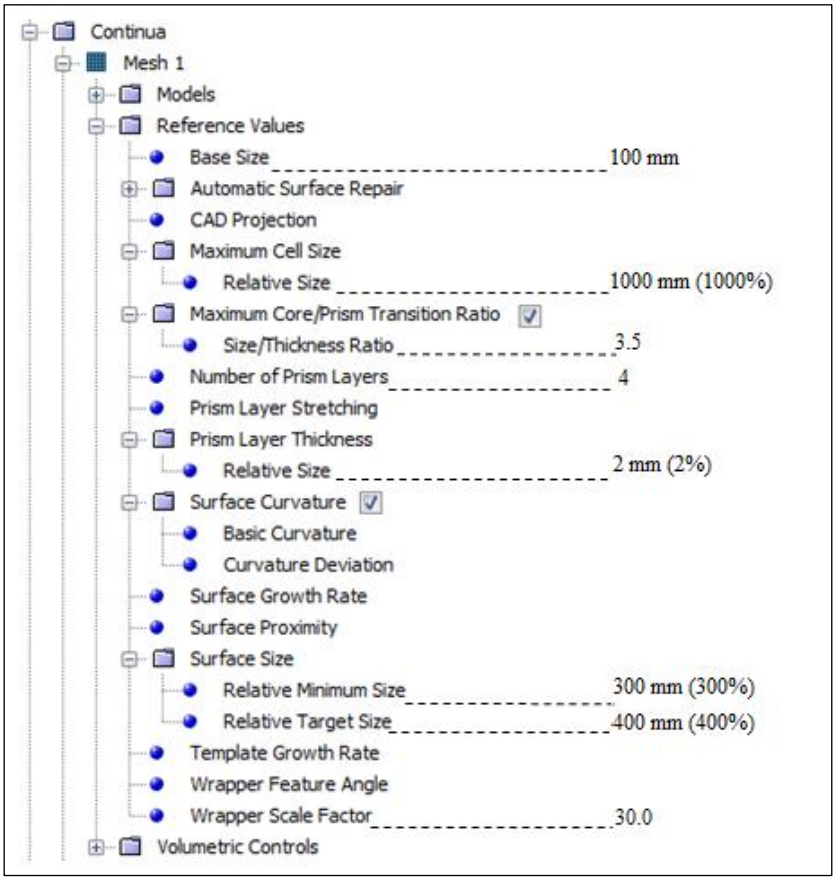


Figura 3.4-11: Valori associati alle proprietà modificate dei modelli di mesh .

La Figura 3.4-11 mostra le proprietà e i valori globali che tali proprietà assumono in valore assoluto o in percentuale in rapporto alla *Base Size*; quest'ultima è la dimensione caratteristica del modello usato, regolabile dall'utente, su cui possono fare riferimento le altre proprietà impostando la modalità *Relative to Base*. Tutti gli altri parametri non specificati nella Figura 3.4-11 sono stati lasciati come da default.

Le proprietà modificate hanno il seguente significato [22]:

- *Maximum cell size*: è una proprietà del *volume mesh* e impone la massima dimensione ammessa per le celle; il valore viene calcolato sul lato di maggiore larghezza, ovvero la diagonale per celle cubiche.
- *Maximum Core/Prism Transition Ratio*: appartiene al modello *prism layer mesh* e regola il rapporto tra celle *trimmed* e quelle modificate dal *prism layer mesher*; può assumere valori tra 5 — ovvero le celle *trimmate* sono rifinite in modo tale da essere al massimo cinque volte la dimensione delle celle *prism layer* adiacenti — e 2 (Figura 3.4-12).

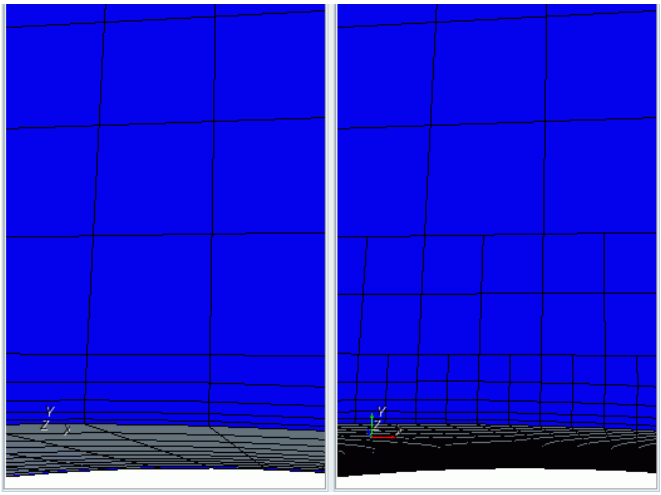


Figura 3.4-12: Effetto dell'uso del rapporto *Core/Prism*: a sinistra disattivato, a destra attivato.[22]

- *Number of prism layers*: indica il numero di strati di celle generate dal *prism layer mesher* subito sopra una superficie o un bordo.
- *Prism layer thickness*: imposta lo spessore globale di tutti i *prism layers* (Figura 3.2-1).

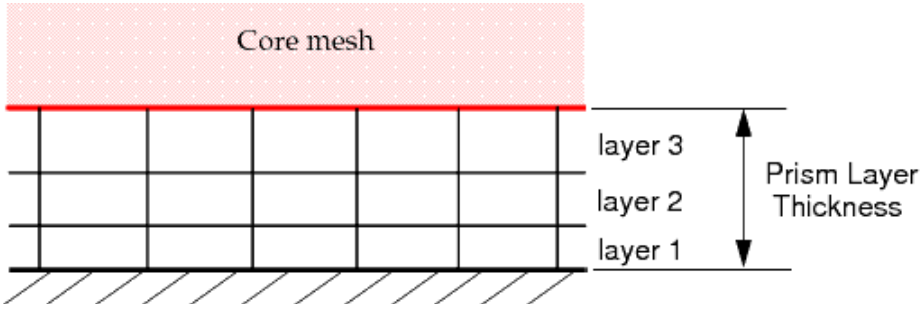


Figura 3.4-13: Rappresentazione bidimensionale di un *prism layer* costituito da 3 strati. [22]

- *Surface size*: questa proprietà si applica sia alle *mesh* di superficie che al trimmer; nel primo caso determina le dimensioni delle facce e quindi degli spigoli delle facce stesse, nel secondo caso determina le dimensioni degli spigoli delle celle nelle vicinanze delle superfici. È possibile applicare tre metodi diversi nell'uso del *surface size*: minimo e riferimento (*target*), minimo e massimo, solo minimo. È stato scelto il metodo minimo e riferimento (Figura 3.4-11) che consente di impostare un valore minimo per le dimensioni degli spigoli e un valore di riferimento preciso, coi seguenti significati: il generatore di *mesh* tende a creare degli spigoli per le facce in modo da rispettare il valore di riferimento, a prescindere dalle dimensioni della superficie iniziale; nel caso in cui siano presenti dei modelli di rifinitura della *mesh*, le dimensioni degli spigoli non vanno al di sotto del valore minimo.
- *Wrapper Scale Factor*: questa proprietà scala tutte le dimensioni di rifinitura (ad esempio il *surface size*) tramite un fattore comune durante il processo di *surface wrapper*; questo permette di generare delle *wrapped mesh* con valori diversi in varie zone del dominio di simulazione ma con la possibilità di poterle scalare, riducendole in percentuale, tutte insieme contemporaneamente.

Giunti a questo punto della configurazione della griglia di calcolo, si potrebbe già eseguire il comando di generazione delle *mesh* ma è opportuno fare delle ulteriori considerazioni per migliorare la qualità della *mesh*, prima con ottimizzazioni locali sulle *boundaries* poi con volumi di controllo.

A livello globale è stata impostata una dimensione caratteristica delle facce nel *surface size* molto grossolana (Figura 3.4-11), la quale può andar bene per le pareti della galleria del vento ma non per la carena e le ruote, le quali necessitano una *mesh* più fitta. Per migliorare quindi la reticolazione si è dovuto eseguire le seguenti operazioni: dal menù a tendina, si è spuntata l'opzione *Region*> *Air*> *Boundaries*> *Carena*> *Mesh Conditions*> *Custom Surface Size*> *Customize Surface Size*; così

facendo viene aggiunta in automatico la voce *Mesh Values* e il sotto-livello *Surface Size*, i cui valori sono stati modificati rispettivamente:

- *Relative Minimum Size*: 20 mm
- *Relative Target Size*: 20 mm

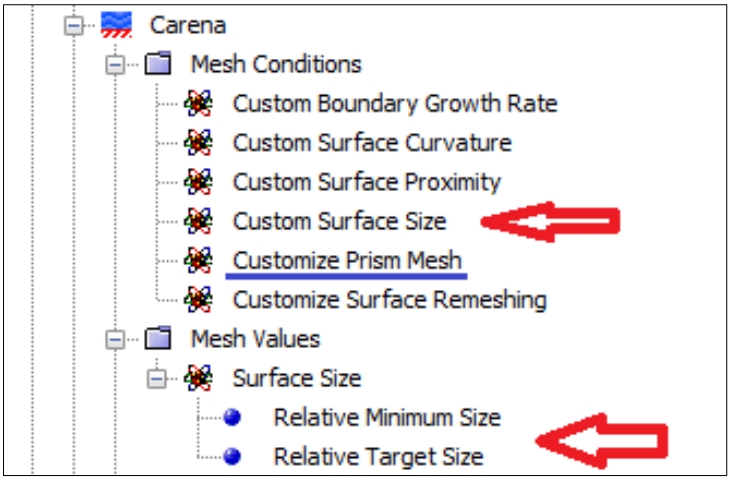


Figura 3.4-14: Procedura di ottimizzazione della mesh superficiale per la carena.

Le stesse operazioni appena concluse per la carena sono state effettuate per entrambe le ruote con i valori:

- *Relative Minimum Size*: 10 mm
- *Relative Target Size*: 10 mm

Un altro fatto da tener conto, per risparmiare tempo computazionale, è la rimozione del modello *prism layer mesh* ai lati della galleria del vento, i quali non necessitano di uno studio di strato limite in questa trattazione. Per far ciò sono selezionate le parti in cui disattivare il *prism layer* — cioè S*ides, SymmetryPlane, Inlet e Outlet* — e, ancora una volta in *Mesh Conditions*, alla voce *Customize Prism Mesh* (evidenziata in blu nella Figura 3.4-14) si è indicato il valore *Disable* (disabilitato).

Impostando dei valori precisi per le dimensioni della *mesh*, può succedere che in alcune zone a cavallo o nelle vicinanze di due superfici non troppo distanti tra di loro, il *surface wrapper* crei delle superfici di inviluppo non desiderate, unendo di fatto le facce senza che sia rispettata la geometria di base. Ciò è particolarmente evidente, ad esempio, nella zona compresa tra il fondo della carena o le ruote e il

terreno. Per evitare che questo accada si usa il *Contact Prevention* (prevenzione al contatto), il quale si trova tra le proprietà generali della regione *Air*, sotto la voce *Mesh Values*. Il funzionamento è abbastanza immediato: si scelgono due *boundaries* (o due gruppi di queste) e si imposta un valore, detto *Search Floor*, che rappresenta la minima distanza tra le superfici per la quale il *contact prevention* viene garantito.

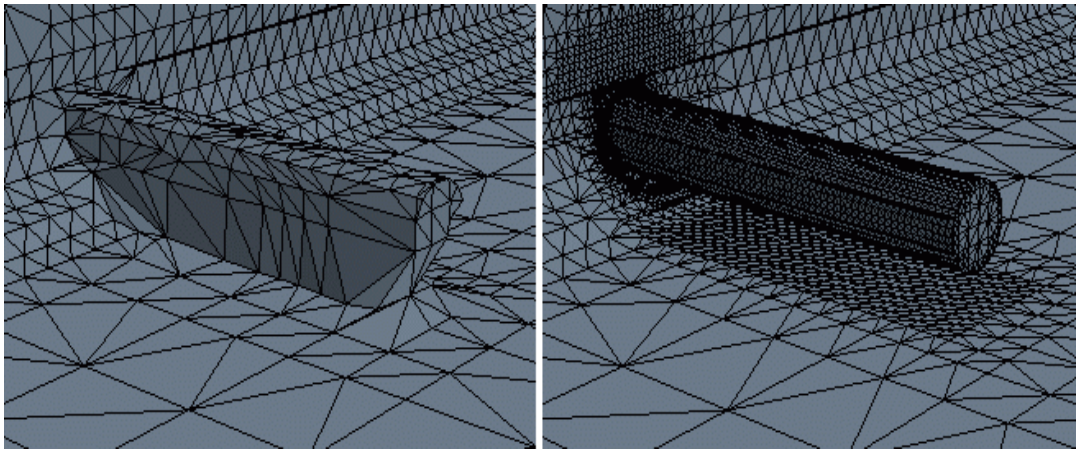


Figura 3.4-15: Un esempio dell'uso del *contact prevention*, attivato nell'immagine di destra, unito ad un'ottimizzazione della mesh. [22]

Per le presenti simulazioni sono quindi stati attivati i *contact prevention* visualizzabili nella Tabella 3.4-2:

Tabella 3.4-2: Parametri dei *contact prevention* creati per la simulazione.

	Boundaries		**Search floor**
	Gruppo 1	**Gruppo 2**	
Contact prevention 1	Carena	Ground	2 cm
Contact prevention 2	Ruota 24"; Ruota 28"	Ground	0.1 mm

L'ultima operazione da eseguire prima di generare le *mesh* è l'ottimizzazione della griglia di calcolo nella zona attorno e dietro la carena, la quale rappresenta la zona di scia. Il modello *trimmer* consente l'uso dell'opzione *Trimmer Wake Refinement*

che automatizza il processo di ottimizzazione della *mesh* nella scia; anche questa opzione si trova sotto *Mesh Values* delle proprietà generali della regione.

Nodes	Values
Wake Refinement Set 1	
Relative/Absolute	Relative to base
Boundaries/Feature Curves	[Air: Carena, Air: Ruota 28", Air: Ruota 24"]
Distance	10.0 m
Direction	[-1.0, 0.0, 0.0]
Default Growth Rate	Slow
Boundary Growth Rate	Very Slow
Customize anisotropic size	
Relative Size	
Percentage of Base	10.0
Absolute Size	10.0 mm

Figura 3.4-16: Schema con le proprietà e i rispettivi valori per il *wake refinment* nella simulazione.

La Figura 3.4-16 mostra i parametri e i valori impostati per il *wake refinment*, i quali hanno i seguenti significati:

- *Relative/Absolute*, indica se il valore della *mesh* per la scia è in valore assoluto o in rapporto alla *Base Size;*
- *Boundaries/Feature Curves*, specifica i bordi o le curve caratteristiche attorno ai quali si desidera migliorare la *mesh* in scia;
- *Distance*, la lunghezza della scia, calcolata a partire dal punto più a valle delle *boundaries* selezionate;
- *Direction*, è il vettore che indica direzione e verso in cui si desidera generare il *wake refinment*;
- *Default Growth Rate* e *Boundary Growth Rate*, entrambi controllano il rateo di crescita delle celle nelle zone in cui agisce il *wake refinment*; in particolare, il primo indica quanto "velocemente" le celle passano dalle dimensioni impostate per il *trimmer wake refinment* e le dimensioni delle celle impostate per il dominio di simulazione (Figura 3.4-17), mentre il secondo parametro regola il rateo di crescita nelle zone attorno ai bordi delle superfici selezionate;

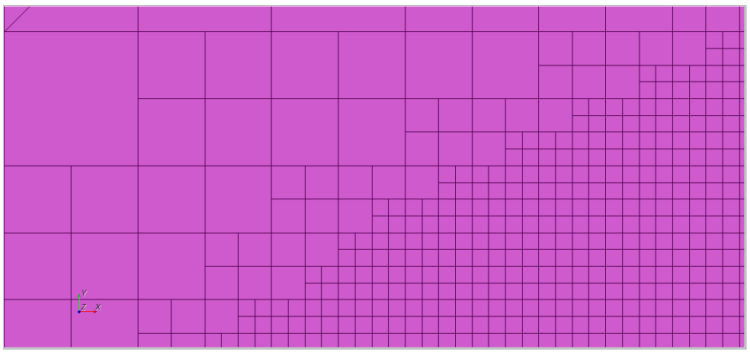


Figura 3.4-17: Visualizzazione bidimensionale dell'evoluzione spaziale delle celle generate dal *wake refinment* sulla parte terminale della scia, in particolare l'azione del *Default Growth Rate*.

- *Percentage of base*: valore del *surface size* (inteso come relativo al *trimmer*) in percentuale della *Base Size*; è importante notare che questo valore non si riferisce alla massima lunghezza della cella (la diagonale) come per le proprietà *maximum cell size* o *surface size* impostate precedentemente, ma alla lunghezza del lato nella direzione imposta.

Giunti a questo punto è possibile generare le *mesh*, prima di superficie poi di volume; si proceduto quindi con il comando *Generate Surface Mesh* presente nella barra degli strumenti (*Toolbar*, Figura 3.4-1). Una volta compiuto questo passo è possibile verificare la qualità della *mesh* creando una nuova scena, detta appunto *Mesh Scene*, dalla barra degli strumenti. Prima di generare la *mesh* di volume però è anche necessario verificare che quella di superficie sia stata generata correttamente, soprattutto nelle zone più critiche; nell'eventualità in cui vi siano delle zone in cui la *mesh* non è adatta, è necessario aggiungere dei *volumetric controls* (di cui si è fatto cenno all'inizio della trattazione sulla *mesh*). I *volumetric controls* sono dei volumi specificati dall'utente tramite *shapes* (parallelepipedi, cilindri, sfere o coni) in cui è possibile modificare i parametri della *mesh* (tendenzialmente infittendola) sia di superficie sia di volume; l'idea di fondo è la stessa che ha portato al miglioramento della *mesh* sulla carena e le due ruote (Figura 3.4-14), ma adesso l'ottimizzazione è apportata su un volume generico all'interno del dominio di simulazione, che comprenda o meno una o più *boundaries*. Una volta creati o modificati i volumi di controllo bisogna rigenerare la *mesh*, che verrà

quindi aggiornata, e questa operazione verrà ripetuta tante volte finché non si otterrà una *mesh* soddisfacente; la Figura 3.4-18 mostra questo processo iterativo.

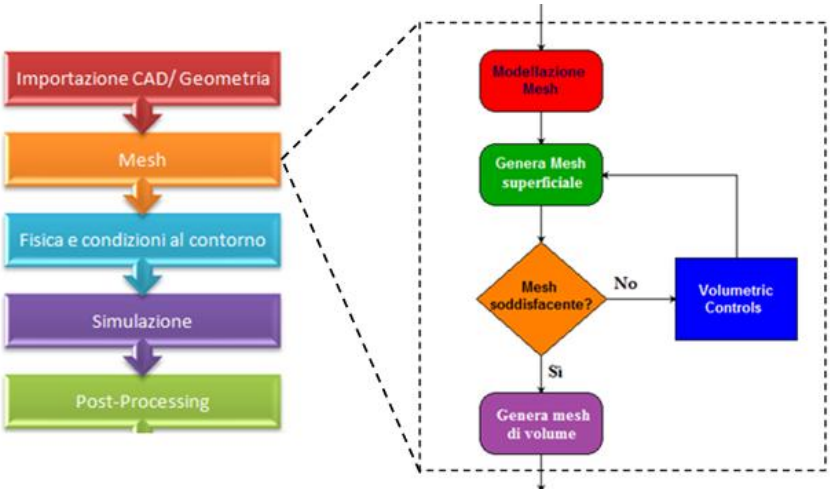


Figura 3.4-18: Sviluppo ciclico delle operazioni di mesh.

Ogni modello CAD necessita dei propri *volumetric controls* a seconda delle zone più delicate da ottimizzare; per entrambe le carene sono stati selezionati solo i *surface mesh models* (questo significa che il *trimmer* non subirà variazioni sui volumi di controllo) ma, mentre per la prima versione della carena — quella più corta — si è impostato il valore del *surface size* a 4 mm, per la seconda carena — quella più lunga — si è impostato a 7 mm (Figura 3.4-19).

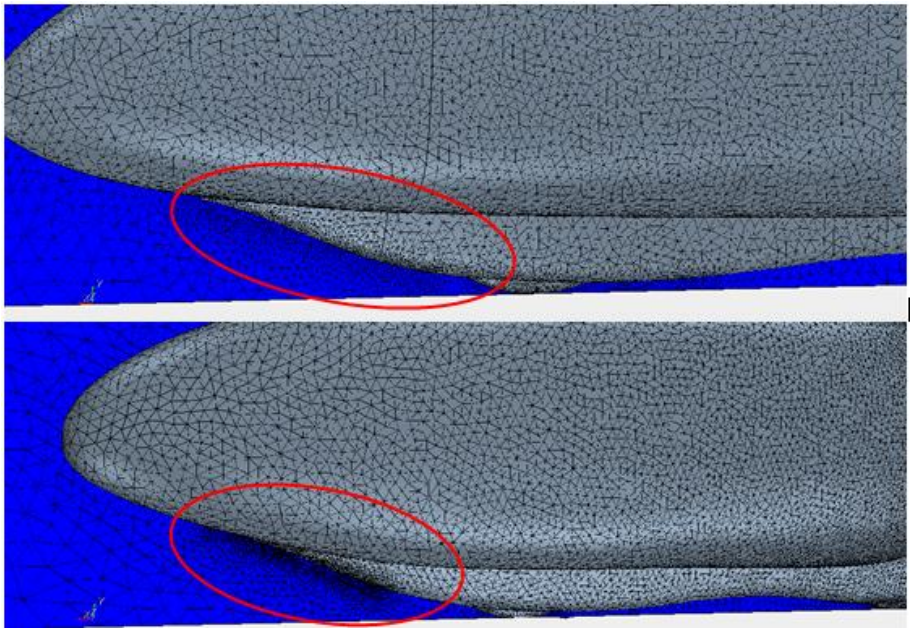


Figura 3.4-19: Visualizzazione della *remeshed surface* nelle zone in cui sono stati aggiunti i volumi di controllo (di forma cilindrica); in basso la prima versione della carena, in alto la seconda.

Conclusa la fase di ottimizzazione della *mesh* superficiale, si è passati alla generazione della *mesh* di volume tramite il comando *Generate Volume Mesh* , anche questo presente nella barra degli strumenti. A processo concluso, STAR-CCM+® fornisce un altro strumento di verifica della *mesh* chiamato *Mesh Diagnostics*, che consente di avere un resoconto statistico, visualizzabile nella finestra di output, sulla qualità della *mesh*. Sostanzialmente è opportuno verificare due aspetti:

- che sia presente il messaggio "MESH VALIDITY: Mesh is topologically valid and has no negative volume cells.", il quale indica che non ci sono celle con volume negativo che, altrimenti, devono essere individuate ed eliminate;
- che la maggior parte delle celle siano comprese nell'intervallo della voce "Volume change" — la quale indica il rapporto tra volumi di celle vicine tra loro — fra 10^{-2} e 1: il valore 1 indica che due o più celle adiacenti tra loro hanno stesso volume o di poco superiore.

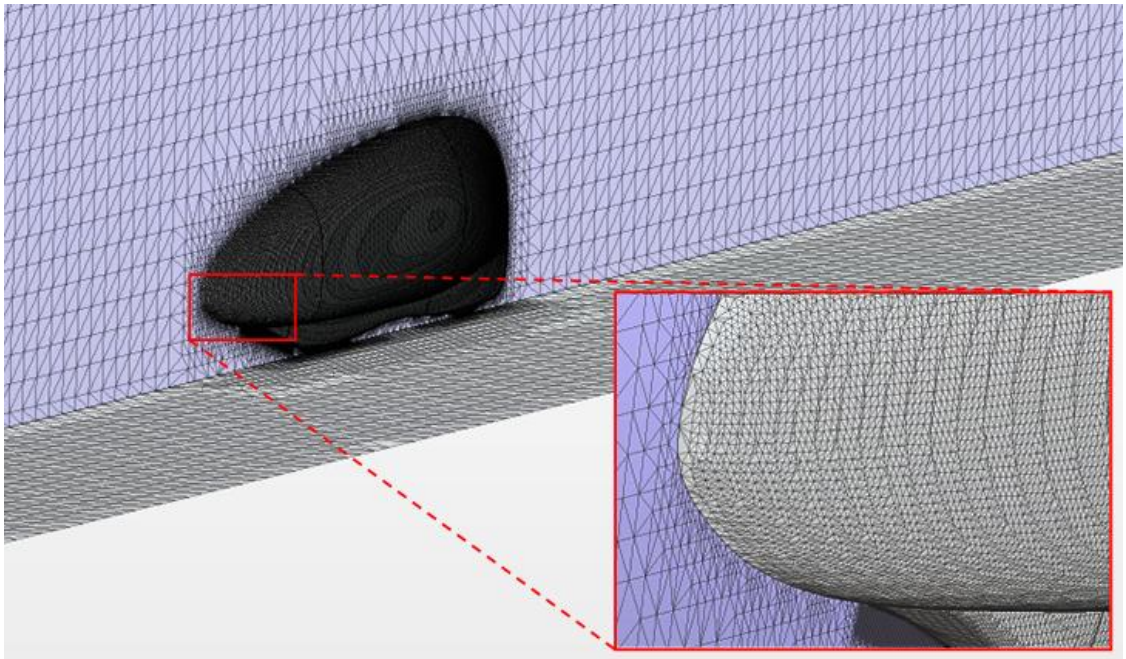


Figura 3.4-20: Visualizzazione della mesh generata dal *surface wrapper*; si nota come la mesh non sia ancora di buona qualità ma racchiuda le superfici e gli spigoli molto bene.

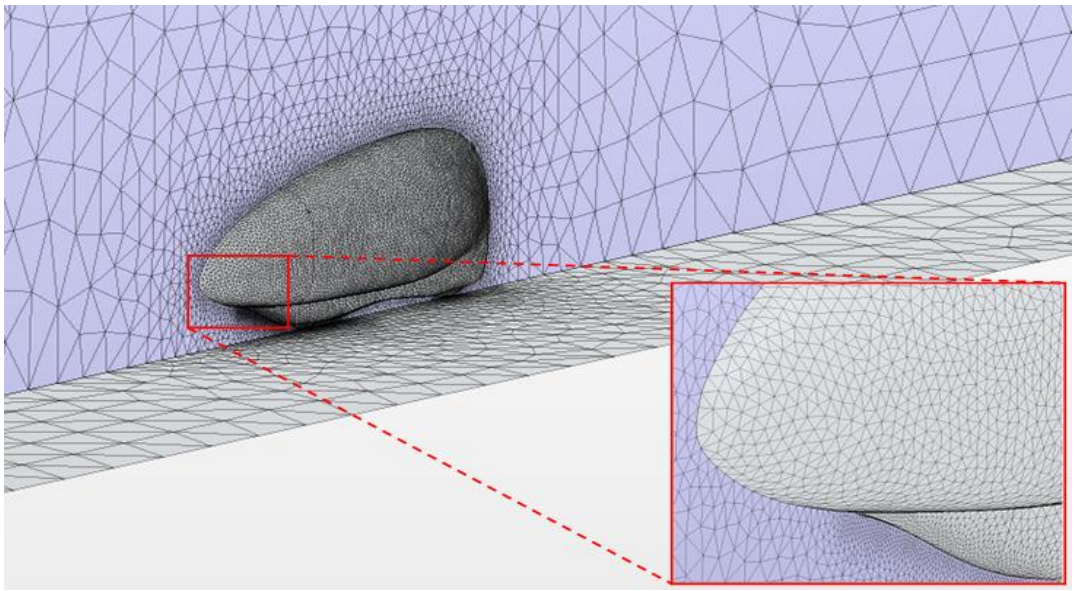


Figura 3.4-21: Visualizzazione della mesh generata dal *surface remesher*; adesso la mesh è stata ri-triangolizzata e risulta di qualità superiore rispetto al solo *surface wrapper.*

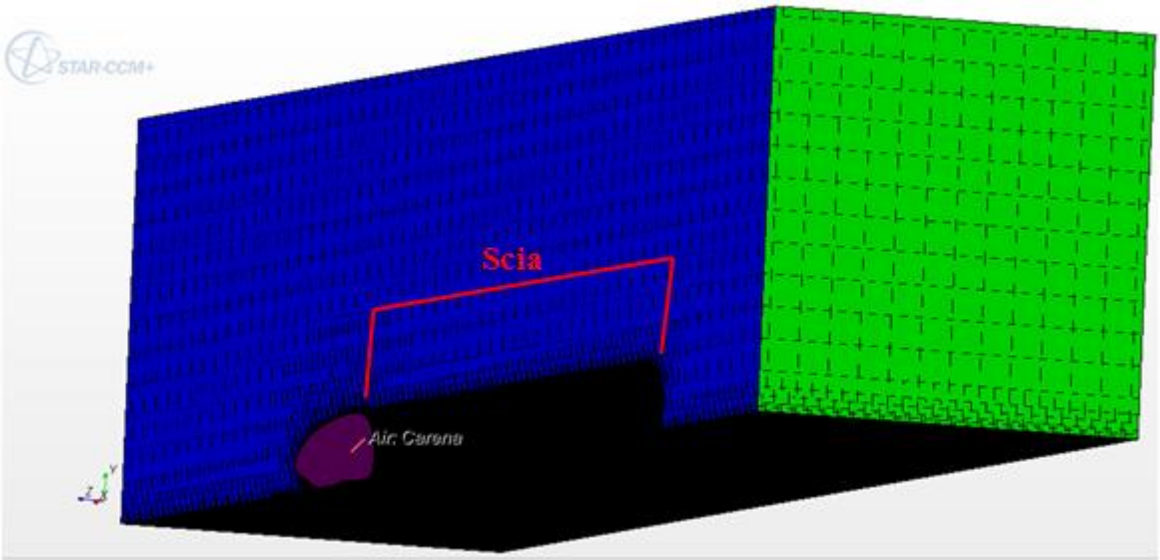


Figura 3.4-22: Visualizzazione della mesh di volume generata dal *trimmer, di cui* è possibile notare la natura esaedrica (cubica) delle celle sulle superfici SymmetryPlane e Outlet; le zone in nero presentano un mesh troppo fina per essere visualizzata da lontano.

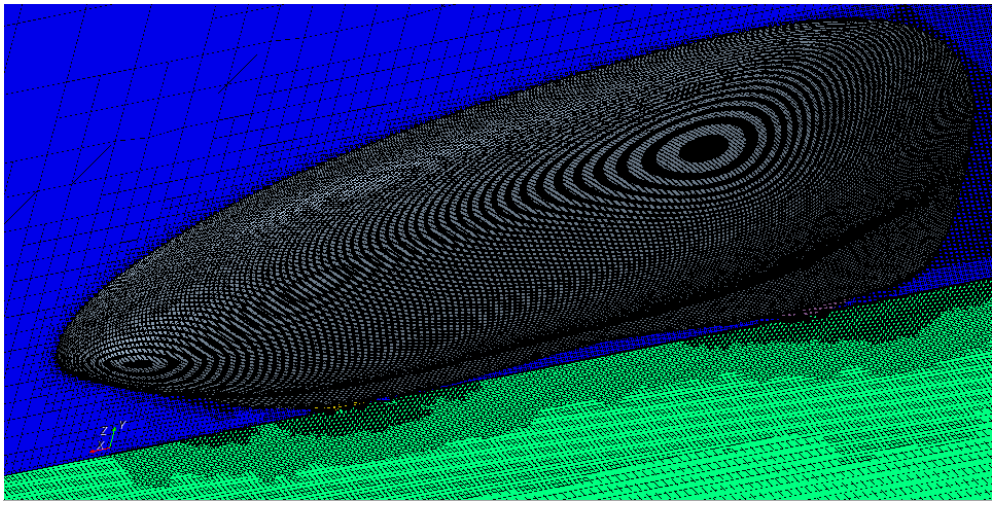


Figura 3.4-23: Zoom della mesh di volume sulla carena; è possibile notare come il *wake refinment* gradualmente abbia infittito la mesh man mano che ci si avvicina alla carena.

3.4.3 Fisica della simulazione

Dopo aver impostato e generato la *mesh* di volume, il passo successivo è definire la fisica da applicare al dominio di simulazione. Così come la *mesh*, anche la fisica costituisce un *continuum*, quindi per poter creare un nuovo modello fisico in STAR-CCM+® è necessario eseguire la stessa procedura che ha portato alla creazione di una nuova *mesh* (Figura 3.4-7), ovvero: nel menù ad albero alla voce *Continua*, usando il tasto destro del mouse, si è selezionato *New > Physics Continuum*. STAR-CCM+® aggiunge allora un nuovo elemento alla voce *Continua* nominato "Physics1" che, similmente al caso della *mesh*, possiede tre sotto-livelli (Figura 3.4-24):

- *Models*, che consente di selezionare i modelli per la fisica in questione;
- *Reference Values*, sono dei valori di riferimento per le grandezze fisiche;
- *Initial Conditions*, specificano le condizioni di campo iniziali della fisica continua; per simulazioni stazionarie, la convergenza della simulazione dovrebbe essere indipendente dai valori di campo iniziale, tuttavia la convergenza sarà influenzata da questi, quindi la scelta delle condizioni iniziali dovrà essere fatta con cura, specialmente quando la fisica del modello è molto complessa [22].

È opportuno verificare, a questo punto, che le proprietà della regione *Air* cui fanno riferimento i modelli di *mesh* e fisica siano correttamente selezionati (Figura 3.4-24).

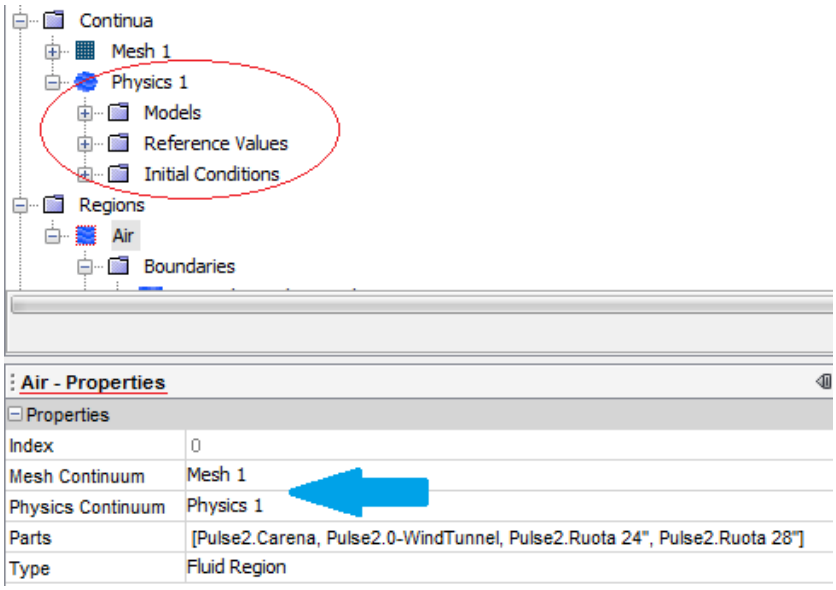


Figura 3.4-24: Proprietà della R*egion Air* (in basso) e menù ad albero del *Physics1* (in alto).

Dalla finestra di dialogo che appare usando il tasto destro del mouse su *Models* e selezionando *Select models*, si è spuntata l'opzione *Auto-select recommended models*; sono stati scelti quindi, in ordine, i seguenti modelli fisici [22]:

- *Three Dimensional*: appartiene alla categoria fisica *Space* e indica che la fisica verrà applicata a modelli di *mesh* 3D; viene aggiunto in automatico.
- *Steady*: vuol dire stazionario, appartiene alla categoria *Time* la quale indica come si comporta il fluido nel tempo.
- *Gas*: appartiene alla categoria *Material*, la quale specifica la fase della materia con la quale si sta lavorando (per la singola regione a cui è associato il modello *Physics 1*).
- *Segregated Flow*: letteralmente "flusso non accoppiato", è un modello nel quale le equazioni del flusso (una per ogni componente di velocità ed una aggiuntiva per la pressione) vengono risolte in maniera disaccoppiata, per cui il collegamento tra le grandezze avviene tramite un approccio predittivo-correttivo. Il suo complementare è il modello *Coupled Flow* in cui, invece, le

equazioni sono accoppiate fra di loro e vengono risolte simultaneamente con approcci di tipo temporale. La scelta del modello *Segregated Flow* è dovuta al fatto che si presta meglio alla risoluzione di flussi incompressibili e stazionari ed utilizza meno memoria rispetto al modello *Coupled Flow*, il quale è più adatto per studiare flussi compressibili o problemi di convezione naturale; tuttavia, presenta il difetto di richiedere un numero di iterazioni superiore per raggiungere la convergenza delle grandezze fisiche computate rispetto al *Coupled Flow*.

- *Costant Density*: appartiene alla categoria *Equation of State* in cui si specifica la legge di stato per il gas in questione; come detto nel Paragrafo 2.1, le assunzioni fatte per la presente simulazione portano a considerare la densità pressoché costante, da qui la scelta adottata.
- *Turbulent*: appartiene alla categoria *Viscous Regime* in cui si specifica come agisce la viscosità nel modello fisico; per elevati numeri di Reynolds e forme geometriche non semplici si ricade nel regime turbolento, il quale richiede di essere modellizzato, anche se in alcune zone sono presenti flussi in parte laminari.
- *Standard Spalart-Allmaras Turbulence*: è un modello di turbolenza, derivato dalle RANS, ad una singola equazione di trasporto, che determina la viscosità turbolenta; questo è in contrasto con la maggior parte dei modelli a singola equazione di trasporto che tendono a determinare l'energia cinetica turbolenta. Il modello si adatta bene a problemi con geometrie aerodinamiche con piccole zone di separazione del flusso, quindi con strati limite pressoché attaccati.
- *All y+ Wall Treatment:* viene aggiunto in automatico dal programma poiché è stata spuntata l'opzione *Auto-select recommended models*. Il *Wall Treatment* (trattamento a parete) in STAR-CCM+® è un insieme di ipotesi di modellizzazione delle zone vicine alle pareti, messe a disposizione per ciascun modello di turbolenza.

In generale, sono disponibili tre alternative di trattamento a parete:

- *High y+ Wall Treatment*,
- *Low y+ Wall Treatment*,
- *All y+ Wall Treatment*,

ma per il modello *Standard Spalart-Allmaras Turbulence* sono utilizzabili solo gli ultimi due. Sommariamente, questi modelli gestiscono i rapporti tra *mesh* a parete — ovvero i *prism layers* — e la fisica dello strato limite, in particolare riguardo la cosiddetta *Law of the Wall* (legge della parete); per dettagli consultare l'Appendice B.2.1 .

Prima di continuare l'impostazione della fisica per la simulazione, è opportuno giustificare la scelta del modello, o meglio del sotto-modello, di turbolenza *Spalart-Allmaras*. STAR-CCM+® fornisce diversi sotto-modelli per i modelli RANS, LES e DES; la procedura guidata e la natura preliminare della presente simulazione han portato alla scelta del modello RANS che fornisce i seguenti sotto-modelli: *k-epsilon* (k-ε), *k-omega (k-ω), Spalart-Allmaras Turbulence* e *Reynolds Stress Turbulence* (RST). Per avere un criterio di scelta tra questi, è stata realizzata una simulazione iniziale per ciascuno dei primi tre sotto-modelli, tutti con le stesse impostazioni sia di *mesh* che fisiche, e, dopo aver ottenuto i valori di resistenza e portanza (e rispettivi coefficienti), si è fatta una media di questi valori ed infine si è scelto il modello che dava valori più vicini alla media.

Tabella 3.4-3: Resistenza e portanza (e rispettivi coefficienti) per i modelli di turbolenza analizzati.

Modello di turbolenza	Drag (N)	C_D*Area (m^2)	C_D	Lift (N)	C_L*Area (m^2)	C_L	Area Frontale (m^2)
K-ε	7.640	1.846E-02	3.492E-02	8.640	2.090E-02	3.954E-02	0.264
Spalart-Allmaras	9.068	2.195E-02	4.151E-02	8.255	1.998E-02	3.779E-02	
K-ω	9.414	2.279E-02	4.310E-02	8.394	2.030E-02	3.840E-02	
Media	8.707	2.106E-02	3.985E-02	8.430	2.039E-02	3.858E-02	

I risultati ottenuti (visualizzabili nella Tabella 3.4-3 e nelle Figure 3.4-25 e 3.4-26) hanno portato alla conclusione che il sotto-modello *Spalart-Allmaras* fornisse valori più vicini alla media. Questo è confermato dal fatto che il modello scelto, essendo ad una equazione e risolvendo direttamente la viscosità turbolenta, non richiede dei costi di calcolo elevati come i modelli in cui viene calcolata

l'energia cinetica turbolenta *K*, la quale varia fortemente nelle zone vicine a parete [25]. Oltre a ciò, si sono seguiti i consigli e i suggerimenti della guida utente di STAR-CCM+® [22], dal punto di vista del *solver* e da esperienze passate fornite; queste considerazioni, sinergicamente, hanno portato alla suddetta scelta.

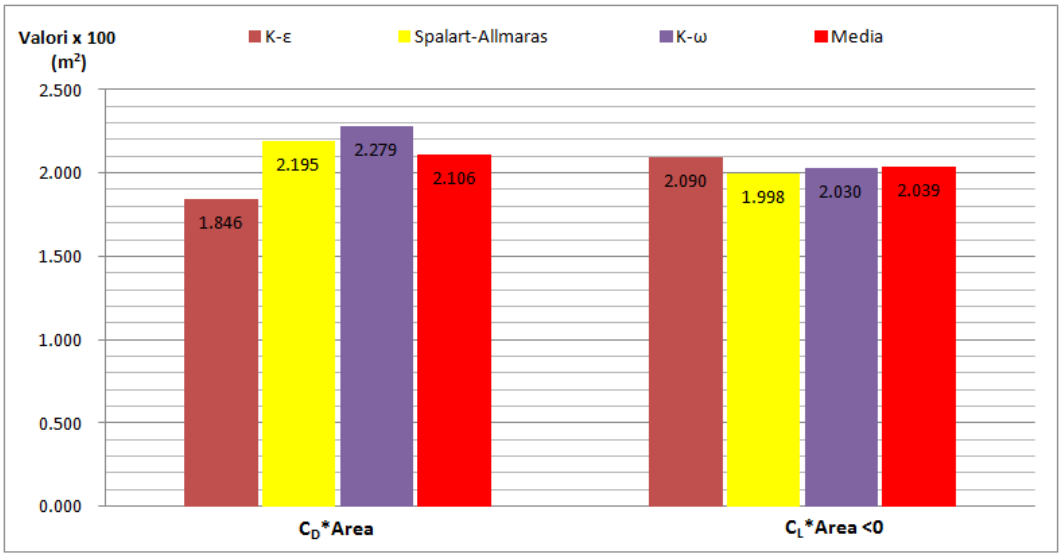


Figura 3.4-25: Grafico dei valori di superficie resistente (a sinistra) e superficie portante (a destra) estratti dalla Tabella 3.4-3; il simbolo "minore di zero" indica una superficie portante negativa.

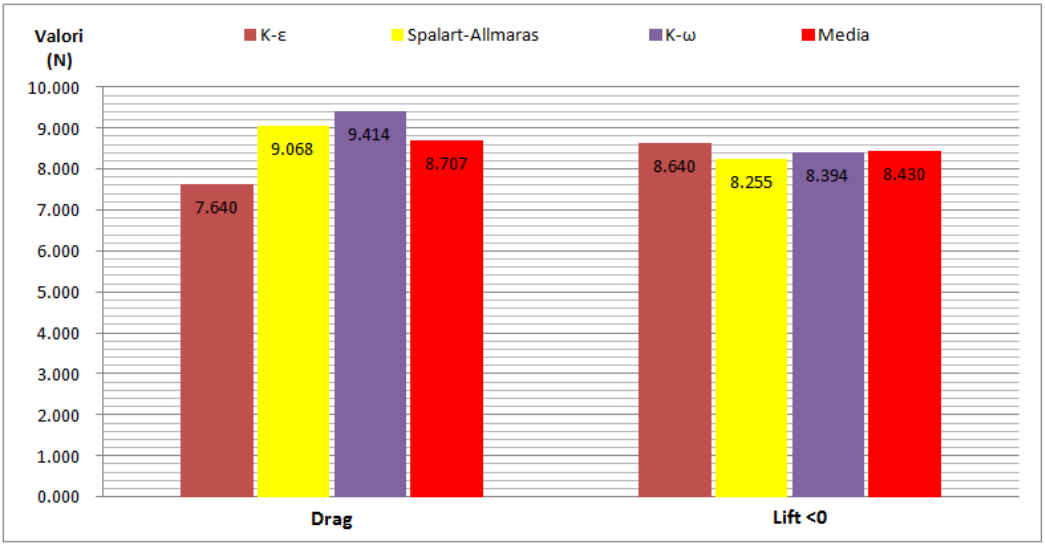


Figura 3.4-26: Grafico dei valori di resistenza (a sinistra) e portanza (a destra) estratti dalla Tabella 3.4-3; il simbolo "minore di zero" indica portanza negativa (deportanza).

Il successivo, ed ultimo, passo nella modellazione della fisica consiste nell'impostare le condizioni iniziali per la simulazione; per tale scopo si distinguono tre azioni, il cui ordine non è rilevante:

- impostare le proprietà del gas considerato — in questo caso l'aria — quindi imporre i valori di densità e viscosità, entrambi assunti costanti; per far ciò, alla voce del menù ad albero Physics 1, si è raggiunta la proprietà *Air* tramite la sequenza di passaggi *Physics1>Models>Gas>Air>Material Properties* e sono stati indicati i seguenti valori
    - densità: 1.07 kg/m^3,
    - viscosità dinamica: $1.75 \cdot 10^{-5}$ Pa·s ,

  ricavati alla quota in cui si svolge Battle Mountain (1408 m), secondo i criteri ICAO per l'atmosfera standard.
- Impostare le condizioni iniziali generali per i dati di campo tra cui, ad esempio, pressione, temperatura, velocità, intensità di turbolenza etc; queste sono elencate alla voce del menù ad albero *Physics1>Initial Conditions.* Per la presente simulazione sono stati modificati solamente i valori di pressione — anche questa ottenuta secondo i modelli ICAO — e velocità di marcia, lasciando i valori predefiniti per le altre grandezze (Figura 3.4-27).

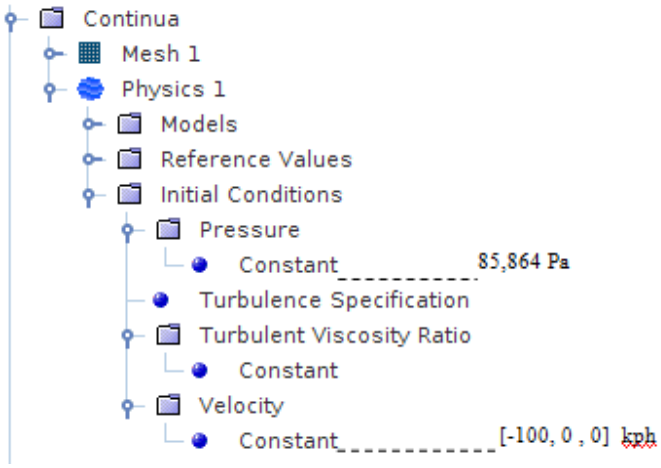


Figura 3.4-27: Impostazione delle condizioni iniziali per la fisica della simulazione.

- I valori di pressione e velocità impostati nella Figura 3.4-27 sono gli stessi da indicare per l'*Inlet* e l'*Outlet*, in quanto quest'ultime, appunto, sono state

definite rispettivamente come superfici di note velocità e pressione. Riguardo l'*Inlet* è necessario stabilire la velocità in termini vettoriali, quindi alle voci *Flow Direction Specification* e *Velocity Specification*, presenti sotto *Regions>Boundaries>0-WindTunnel.Inlet>Physics Conditions*, sono state date rispettivamente le proprietà *Components* (ovvero il vettore viene specificato in componenti cartesiane) e *Magnitude+Direction* (cioè vengono specificati separatamente il modulo e il versore del vettore velocità). Infine, alla voce *Physics Values*, immediatamente al di sotto di *Physics Conditions* pocanzi indicata, sono state assegnate le proprietà di direzione e intensità della velocità sull'*Inlet*:

- *Physics Values>Flow Direction>Constant>* [-1.0, 0.0, 0.0], i cui valori entro le parentesi quadre indicano le componenti cartesiane (*x*,*y*,z) del versore della direzione del flusso;
- *Physics Values>Velocity Magnitude>Constant>* 100.0 kph (ovvero km/h), il cui valore indica l'intensità della velocità di marcia.

Per quanto riguarda l'*Outlet* il procedimento è pressoché identico, con la semplificazione però che la pressione è uno scalare e non ha bisogno di precisazioni di natura direzionale. In realtà, alla pressione (per sua stessa definizione) sono associati dei versori i quali hanno sempre direzione normale alla superficie su cui la pressione agisce; quindi, STAR-CCM+® impone di default come direzione dei versori quella normale alla superficie dell'*Outlet*. Per modificare il valore della pressione è stato necessario recarsi alla voce del menù ad albero *Physics Values>Pressure>Constant* è immettere il valore 85,864 Pa.

La trattazione sulla fisica sarebbe a questo punto conclusa; è bene ricordare però che le *boundaries* chiamate *Sides* erano state definite come *Wall* al Paragrafo 3.4.1 e nella Tabella 3.4-1, ovvero pareti solide impenetrabili, nonostante l'oggetto di questa simulazione non comprenda uno studio accurato su tali superfici. Per evitare quindi uno studio accurato sulle *Sides*, si usa la condizione *Slip* (scivolamento) la quale indica che sulla superficie solida non agiscono gli sforzi viscosi e, di

conseguenza, il valore della velocità a parete non è nullo ma ha il valore della corrente indisturbata; tutte le restanti parti definite *Wall* hanno invece la condizione pre-impostata di *No-Slip*. La suddetta proprietà è modificabile alla voce *Physics Conditions>Shear Stress Specification>Method* per le *Wall boundaries* della regione (Figura 3.4-28).

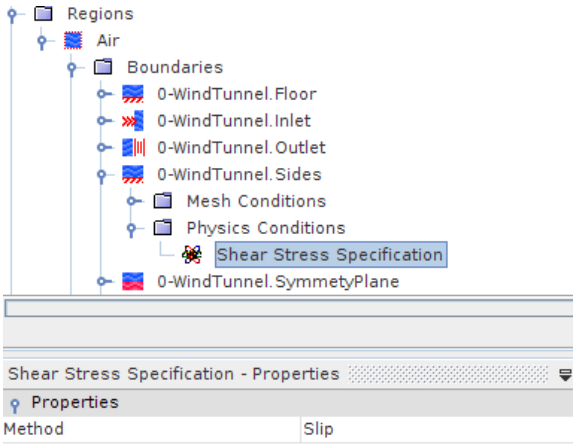


Figura 3.4-28: Impostazione della condizione di scivolamento a parete per i bordi *Sides*.

3.4.4 Preparazione per l'analisi e avvio della simulazione

Prima di poter far partire la simulazione, è necessario impostare il numero di iterazioni massime che il programma dovrà eseguire e che varrà come condizione di interruzione della simulazione stessa. Oltre a ciò è opportuno in questa fase creare i report delle grandezze principali da visualizzare poi a simulazione conclusa, anche se questa operazione può avvenire durante o a simulazione conclusa.

Per quanto riguarda l'impostazione del numero massimo di iterazioni, nella voce del menù ad albero *Stopping Criteria>Maximum Steps*, è stato assegnato il valore 2000 alla proprietà *Maximum Steps* (Figura 3.4-29).

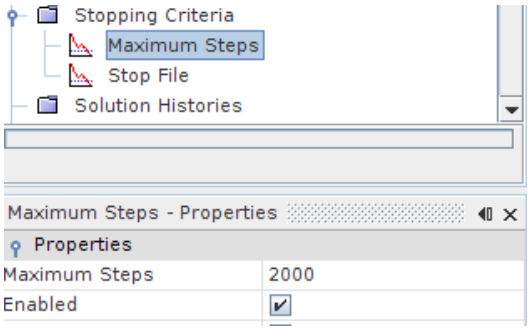


Figura 3.4-29: Visualizzazione delle proprietà per lo *Stopping Criteria*.[22]

Le grandezze che si desidera visualizzare per la simulazione sono sostanzialmente quattro: la resistenza aerodinamica, la portanza e i loro coefficienti adimensionali. In realtà per poter definire questi ultimi due occorre conoscere l'area di riferimento presente al denominatore delle equazioni 2.2-1 e 2.2-2, quindi, anziché calcolare i coefficienti adimensionali, sono stati calcolati i coefficienti per superficie unitaria, ovvero le superfici resistenti; questo ci permette di prescindere dalla definizione della superficie di riferimento, essendo, tra l'altro di natura del tutto arbitraria. La creazione dei resoconti per le suddette grandezze è effettuabile dall'apposita voce del menù ad albero *Reports* tramite il comando *New report*; dall'elenco che appare si sono scelti quindi due report di tipo forza (*Force*) e due di tipo coefficiente di forza (*Force Coefficient*), rinominati rispettivamente *Drag*, *Lift*, *Drag Coefficient* e *Lift Coefficient*. Per quanto riguarda i report di forza, il programma richiede sei parametri (Figura 3.4-30):

- *Force Option*, che specifica la natura della forza da calcolare, quindi se derivante dalla pressione, dagli sforzi viscosi o da entrambi;
- *Direction*, che specifica la direzione su cui viene proiettata la forza;
- *Reference Pressure*, appare quando è compresa la proprietà *Pressure* in *Force Option* e specifica il valore della pressione relativa nella formula

$$\boldsymbol{f}_n^{\text{Pressure}} = (p_n - p_{\text{relativa}}) \cdot \boldsymbol{a}_n \qquad (3.4\text{-}1)$$

dove $\boldsymbol{f}_n^{\text{Pressure}}$ è il vettore forza agente sull'n-esima superficie, p_n è la pressione e $\boldsymbol{a}_n$ il vettore con direzione normale all'n-esima superficie e modulo pari all'area della superficie stessa;

- *Coordinate System*, indica il sistema di riferimento usato;
- *Parts*, specifica le *boundaries* sulle quali calcolare la forza;
- *Units*, specifica l'unità di misura della forza.

Drag Force - Properties	
Properties	
Force Option	Pressure + Shear
Direction	[-1.0, 0.0, 0.0]
Reference Pressure	85864.0 Pa
Coordinate System	Laboratory
Parts	[Air: Carena, Air: Ruota 24'', Air: Ruota 28'']
Units	N

Figura 3.4-30: Valori dei parametri per il report della resistenza aerodinamica.

I valori dei parametri per il report della portanza saranno esattamente uguali a quelli della resistenza, con l'unica eccezione per la direzione della forza, la quale avrà come versore [0.0, 1.0, 0.0], ovvero rivolta verso l'alto.

I parametri per i coefficienti di forza sono uguali ai loro corrispettivi report di forza, ma ora bisogna specificare anche i valori della pressione dinamica $\frac{1}{2}\rho V^2$, cioè:

- *Reference Density*, la densità di riferimento per il modello;
- *Reference Velocity*, la velocità di riferimento della simulazione;
- *Reference Area*, la superficie di riferimento che, come preannunciato, viene assunta unitaria.

Drag Coefficient - Properties	
Properties	
Reference Density	1.070 kg/m^3
Reference Velocity	100.0 kph
Reference Area	1.0 m^2
Force Option	Pressure + Shear
Direction	[-1.0, 0.0, 0.0]
Reference Pressure	85864.0 Pa
Coordinate System	Laboratory
Parts	[Air: Carena, Air: Ruota 24'', Air: Ruota 28'']
Units	

Figura 3.4-31: Valori dei parametri per il report del coefficiente di resistenza aerodinamica.

Così come per il *Lift*, anche il coefficiente di portanza ha gli stessi valori del corrispettivo coefficiente di resistenza (Figura 3.4-31), a meno della direzione, che ancora una volta sarà [0.0, 1.0, 0.0]. I resoconti appena creati hanno una natura di

tipo testuale; per poter visualizzare i valori delle grandezze in uno o più grafici a dispersione occorre creare questi adesso (da qui la scelta di creare i report prima dell'avvio della simulazione), poiché verranno aggiornati ad ogni iterazione. Per far ciò bisogna selezionare tutti i report appena creati nel menù ad albero e, usando il tasto destro del mouse, selezionare la voce *Create Monitor and Plot from Report*, facendo attenzione a scegliere la modalità *Multiple Plots* nella finestra di avviso che appare: quest'ultima opzione consentirà di creare un singolo grafico per ogni singolo report.

Nella Figura 3.4-32, oltre ai *plot* appena creati, è possibile notare la presenza di un ulteriore grafico chiamato *Residuals*, il quale viene creato in automatico da STAR-CCM+® che contiene la visualizzazione grafica dei residui.

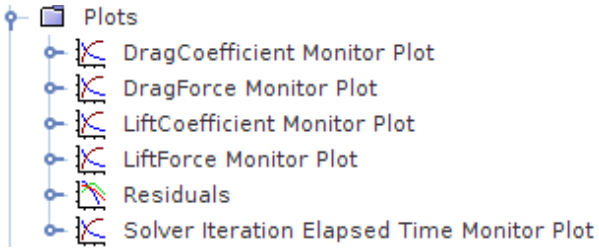


Figura 3.4-32: Elenco dei grafici (*Plots*) disponibili.

Questi ultimi rappresentano, nelle celle, il grado di accuratezza con cui l'equazione di campo discretizzata è soddisfatta; in una soluzione perfettamente convergente, i residui per ciascuna variabile per ogni cella corrispondono al grado di approssimazione della macchina in uso [22].

Giunti a questo punto è possibile eseguire la simulazione; per far ciò è sufficiente usare il comando *Run* presente nella *Toolbar*.

Il passo successivo consiste nell'analizzare i risultati ottenuti dalla simulazione cioè effettuare i cosiddetto *post-processing* (l'ultimo blocco del diagramma di sinistra della Figura 3.3-5). Tutte le assunzioni, i valori, i modelli e i parametri scelti e adottati in questo capitolo hanno un senso logico, dettato dal buon senso e dalla letteratura scientifica in merito; saranno solamente i risultati a chiarirne la validità fisica.

Capitolo 4:

Analisi e comparazione dei risultati

4.1 Introduzione

In questo capitolo verranno illustrati, analizzati e comparati i risultati ottenuti nelle simulazioni effettuate usando le metodologie esposte nel Capitolo 2. Inizialmente verranno presentati i risultati per le due versioni di Pulse2 dal punto di vista delle azioni aerodinamiche; successivamente, verranno analizzate le funzioni di campo — come velocità e pressione — in relazione alle prestazioni, quindi alla distribuzione di resistenza; infine, sarà fatto un confronto tra la versione di carena che risulterà migliore e altri *speedbike* da competizione.

Come già detto precedentemente, i risultati ottenuti sono solo una approssimazione ottimistica della realtà derivanti da numerosi fattori: *in primis* il modello CAD che risulta una idealizzazione del modello reale, la generazione della *mesh* che discretizza le superfici, l'impostazione approssimata dei modelli fisici. Nonostante ciò, i risultati possono fornire un buon punto di partenza per ulteriori analisi.

Inoltre, è opportuno ricordare che i valori ottenuti nel computo delle azioni aerodinamiche risultano pari alla metà dei valori effettivi: ciò deriva dal fatto che si è considerato metà modello, diviso dal piano di simmetria; per mettere in evidenza questo fatto verrà associata al valore dimezzato la dicitura "2x" col significato, appunto, che i valori effettivi sono "due per" i valori indicati. Dove non specificato si intenderanno i valori interi senza alcun dimezzamento.

4.1.1 Risultati di carattere generale

Per entrambe le simulazioni di Pulse2, il *solver* ha impiegato circa 18 ore per raggiungere le 2000 iterazioni impostate. I residui delle quantità di moto — lungo le tre direzioni cartesiane — e dell'equazione di continuità hanno raggiunto la convergenza già dalle 600 alle 800 iterazioni in poi, mentre la diffusività turbolenta (*Sa_nut*) — definita come la viscosità dinamica turbolenta diviso la densità — è iniziata a convergere dopo le 1700 iterazioni (Figura 4.1-1, Figura 4.1-2).

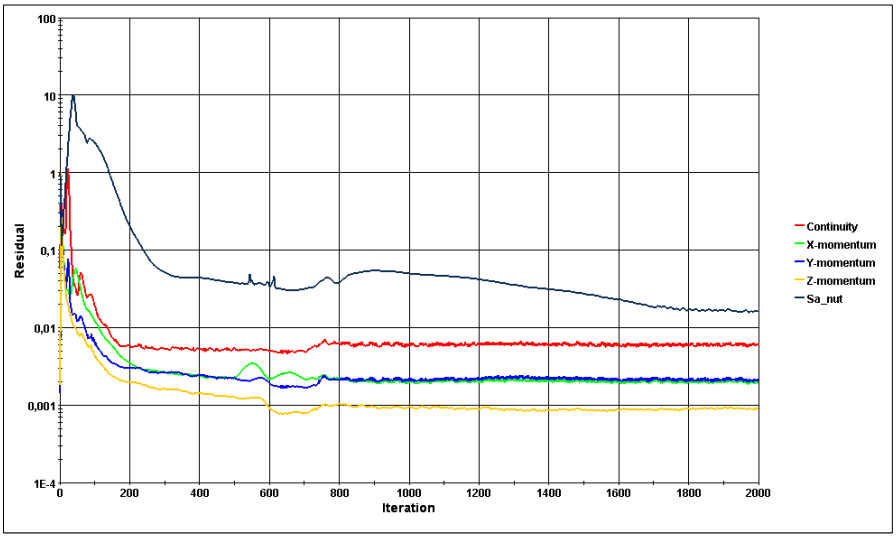


Figura 4.1-1: Grafico con l'andamento dei residui di Pulse2-1 in funzione delle iterazioni.

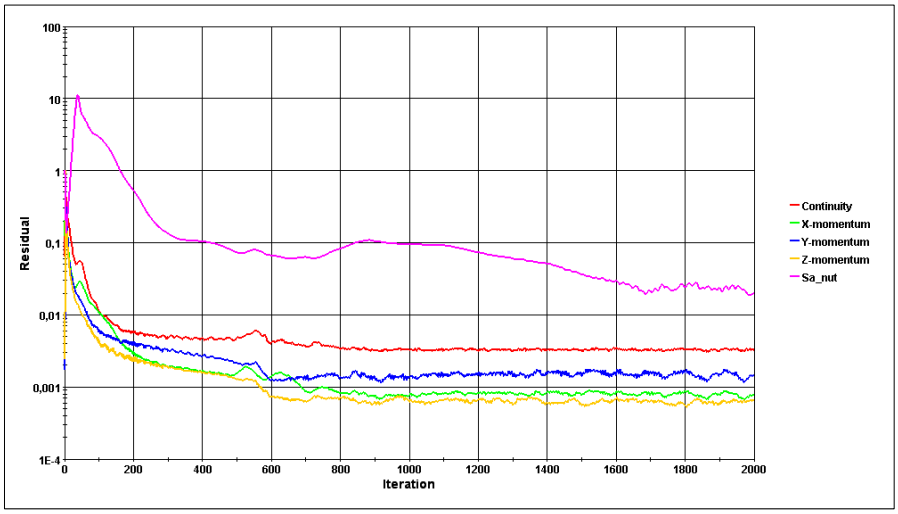


Figura 4.1-2: Grafico con l'andamento dei residui di Pulse2-2 in funzione delle iterazioni.

Come anticipato al Paragrafo 3.2, la seconda carena differisce dalla prima per aver il muso più allungato di circa 12 cm, quindi la parte anteriore risulta più

appuntita rispetto alla prima versione. D'ora in poi, per motivi di leggibilità, la prima versione verrà indicata con la dicitura "Pulse2-1" mentre la seconda con l'equivalente "Pulse2-2".

4.2 Risultati delle azioni aerodinamiche

L'interazione tra il fluido in movimento e la carena genera su quest'ultima delle forze aerodinamiche che, per via della simmetria del modello ed essendo la direzione del fluido parallela al piano XY, giacerà sul piano di simmetria. La creazione anticipata dei report, ha permesso di avere dei *monitor* che seguissero iterazione dopo iterazione i valori delle azioni aerodinamiche sulla superficie delle carene, i quali sono stati usati per la creazione di grafici bidimensionali.

4.2.1 Analisi delle forze

Come è possibile osservare dalle Figure 4.2-1 e 4.2-2, i valori della resistenza aerodinamica e della portanza (negativa, quindi una *deportanza*) per Pulse2-1 e Pulse2-2 convergono con buona approssimazione dopo circa 850 iterazioni, entro un intervallo di soli 0.002 N.

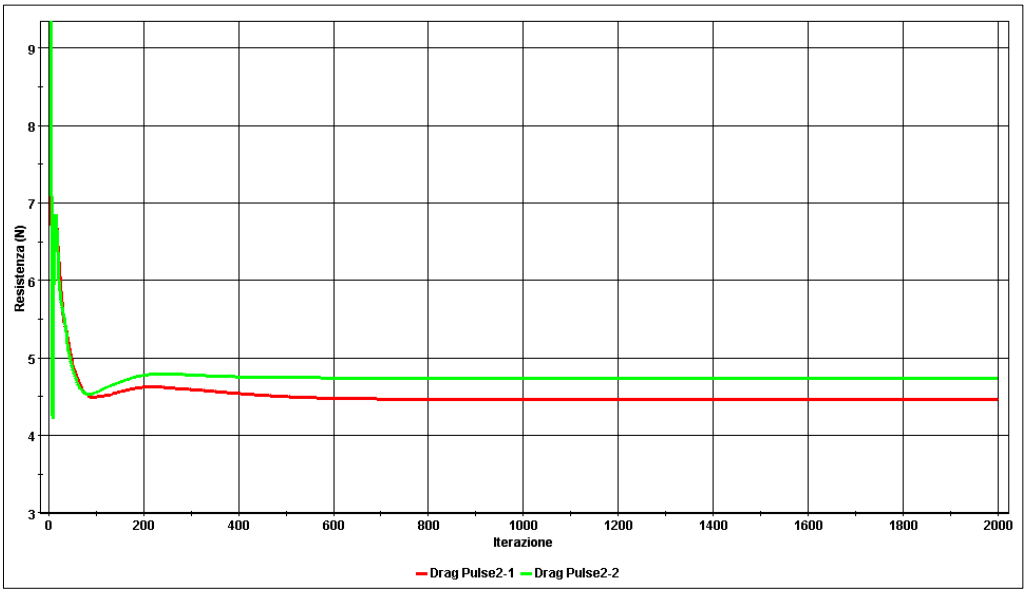


Figura 4.2-1: Grafico dell'andamento del *Drag* (2x) di Pulse2-1 e Pulse2-2 in funzione delle iterazioni.

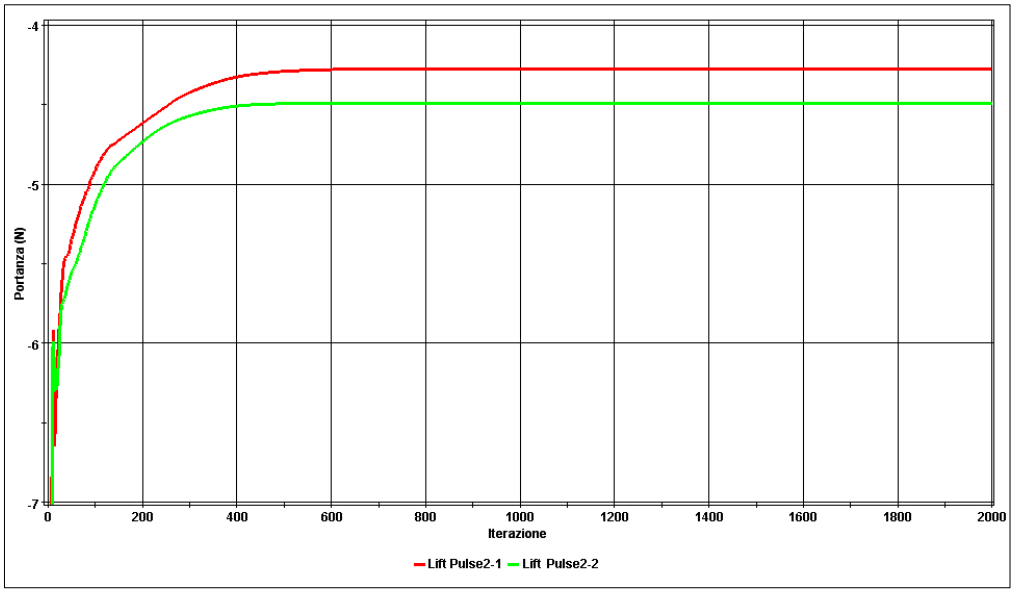


Figura 4.2-2: Grafico dell'andamento della portanza (2x) di Pulse2-1 e Pulse2-2 in funzione delle iterazioni.

Si hanno così le seguenti forze agenti su Pulse2-1:

Tabella 4.2-1: Schema riassuntivo delle forze aerodinamiche agenti su Pulse2-1.

Resistenza aerodinamica (2x)				Deportanza (2x)		
Parte	Pressione (N)	Sforzi di taglio (N)	Netto (N)	Pressione (N)	Sforzi di taglio (N)	Netto (N)
Carena	$9.15 \cdot 10^{-1}$	3.54	4.45	3.85	$-2.53 \cdot 10^{-2}$	3.88
Ruota 24"	$-7.82 \cdot 10^{-3}$	$1.07 \cdot 10^{-2}$	$2.89 \cdot 10^{-3}$	$2.90 \cdot 10^{-1}$	$9.85 \cdot 10^{-4}$	$2.91 \cdot 10^{-1}$
Ruota 28"	$3.67 \cdot 10^{-4}$	$8.07 \cdot 10^{-3}$	$8.43 \cdot 10^{-3}$	$1.03 \cdot 10^{-1}$	$4.73 \cdot 10^{-4}$	$1.03 \cdot 10^{-1}$
Totale:	**$9.07 \cdot 10^{-1}$**	**3.56**	**4.47**	**4.25**	**$2.68 \cdot 10^{-2}$**	**4.27**

Come era logico aspettarsi, il maggior contributo alla resistenza è dovuto agli sforzi di taglio, i quali sono per lo più rivolti lungo la direzione di avanzamento del flusso (opposta a quella di marcia), mentre non si hanno grossi contributi derivanti dalla pressione per via della forma *aerodinamica* della carena; viceversa, il maggior contributo alla portanza è dovuto alla pressione che agisce normalmente alle superfici di carena e ruote. Queste ultime in generale non influiscono

sostanzialmente sulle forze totali: ciò è positivo ai fini dell'ottimizzazione aerodinamica, poiché le ruote sono solo fonte di disturbo e deviano dalla curvatura ideale della carena.

La Tabella 4.2-2 mostra invece le azioni aerodinamiche agenti su Pulse2-2:

Tabella 4.2-2: Schema riassuntivo delle forze aerodinamiche agenti su Pulse2-2.

Resistenza aerodinamica (2x)				Deportanza (2x)		
Parte	Pressione (N)	Sforzi di taglio (N)	Netto (N)	Pressione (N)	Sforzi di taglio (N)	Netto (N)
Carena	1.11	3.62	4.73	4.08	$5.95 \cdot 10^{-4}$	4.09
Ruota 24"	$-8.82 \cdot 10^{-3}$	$1.22 \cdot 10^{-2}$	$3.35 \cdot 10^{-3}$	$3.16 \cdot 10^{-1}$	$1.06 \cdot 10^{-3}$	$3.17 \cdot 10^{-1}$
Ruota 28"	$-2.79 \cdot 10^{-4}$	$8.90 \cdot 10^{-3}$	$8.62 \cdot 10^{-3}$	$8.79 \cdot 10^{-2}$	$7.34 \cdot 10^{-4}$	$8.86 \cdot 10^{-2}$
Totale:	**1.10**	**3.65**	**4.74**	**4.49**	**$2.35 \cdot 10^{-3}$**	**4.49**

Le considerazioni fatte riguardo Pulse2-1 valgono anche per Pulse2-2: infatti, come emerge dalla Tabella 4.2-2, i valori di resistenza dipendono soprattutto dagli sforzi di taglio piuttosto che dalla pressione (Figura 4.2-3), viceversa per la deportanza; anche per questa versione, inoltre, le ruote non influenzano notevolmente il valore delle forze totali.

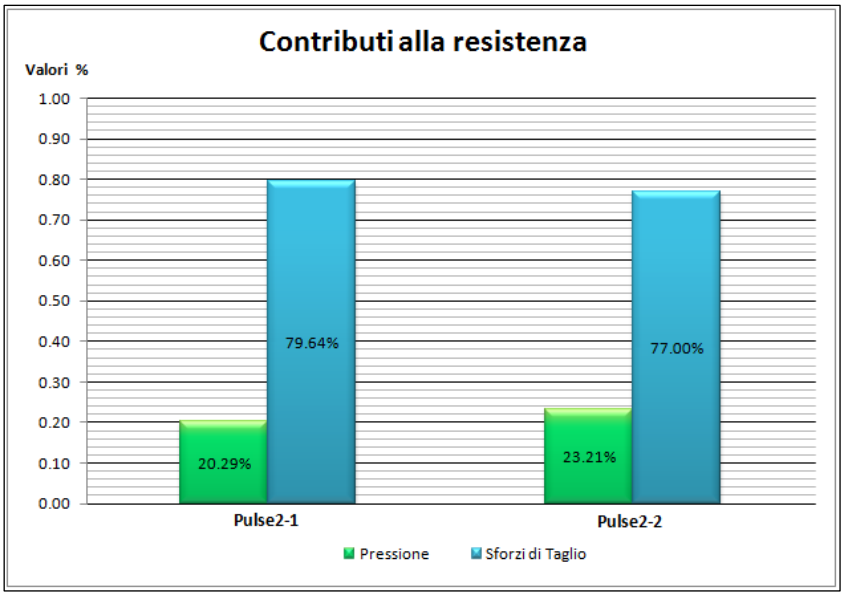


Figura 4.2-3: Grafico dei contributi percentuali delle forze di pressione e degli sforzi di taglio alle resistenze agenti su ambedue le carene.

La Figura 4.2-4 mette in evidenza le differenze di prestazioni per entrambe le carene dal punto di vista delle forze, per cui emerge che, sia dal punto di vista della resistenza che della deportanza, Pulse2-1 è più efficiente.

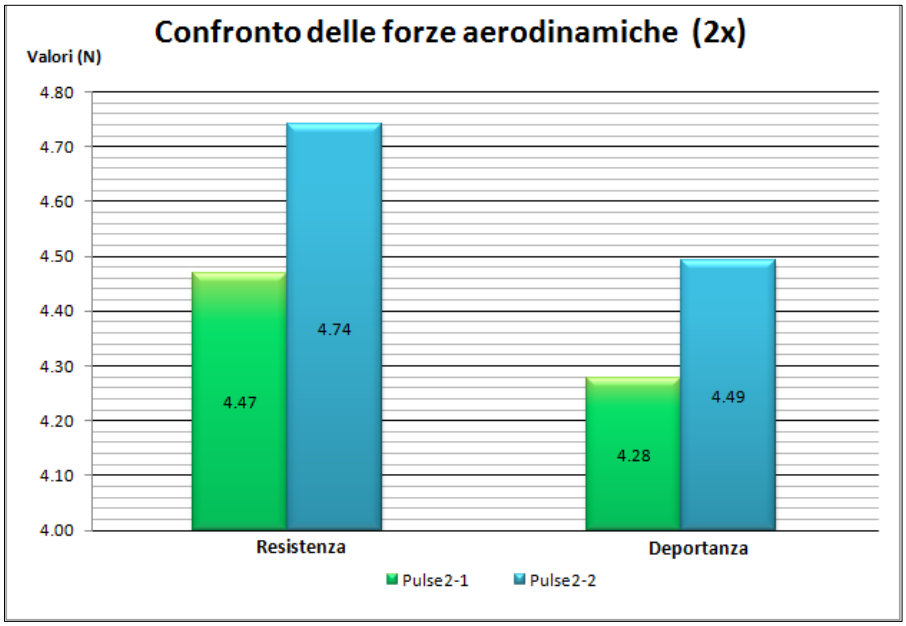


Figura 4.2-4: Confronto dei valori di resistenza e deportanza di Pulse2-1 e Pulse2-2.

In realtà i valori della portanza non influiscono notevolmente sulla potenza totale, nonostante siano dello stesso ordine di grandezza della resistenza. Ciò è dovuto al fatto che, nell'equazione (2.3-1), il valore della portanza L incide solamente sulla resistenza a rotolamento F_{Rolling}, che quindi assume la forma

$$F_{\mathrm{Rolling}} = \mathrm{C_R}(\mathrm{m} \cdot \mathrm{g} - L) \tag{4.2-1}$$

con $L < 0$, essendo, come visto, una deportanza. Nell'equazione (4.2-1), L è tipicamente dall'uno ai due ordini di grandezza più piccolo rispetto al peso del sistema *streamliner*+ciclista ed inoltre il coefficiente di rotolamento è genericamente compreso tra 0.002 e 0.01 [11]: in definitiva, quindi, nel computo della potenza totale, L influisce per meno dell' 1.5%.

4.2.2 Analisi dei coefficienti aerodinamici

I coefficienti adimensionali, essendo proporzionali alle rispettive forze, seguono il loro stesso andamento, per cui il maggior contributo proviene dalla carena piuttosto che dalle ruote, i cui valori risultano di ben tre ordini di grandezza più piccoli. In realtà, dalle simulazioni effettuate, sono stati ricavati i valori di superficie resistente e portante — cioè i rispettivi coefficienti adimensionali moltiplicati per un area di riferimento; quindi, per ottenere i valori dei C_L e C_D delle equazioni (2.2-1) e (2.2-2), è stata calcolata come superficie di rifermento rispettivamente l'area frontale e la superficie in pianta, per cui risultano i seguenti valori:

Tabella 4.2-3: Schema riassuntivo dei coefficienti aerodinamici delle due versioni di Pulse2.

	Pulse2-1 (2x)	**Pulse2-2 (2x)**
C_DA (m^2)	$1.08 \cdot 10^{-2}$	$1.15 \cdot 10^{-2}$
C_LA (m^2)	$1.03 \cdot 10^{-2}$	$1.09 \cdot 10^{-2}$
Area frontale (m^2)	$1.32 \cdot 10^{-1}$	$1.34 \cdot 10^{-1}$
Superficie in pianta (m^2)	$4.33 \cdot 10^{-1}$	$4.41 \cdot 10^{-1}$
$C_D = C_DA$/Area frontale	$8.18 \cdot 10^{-2}$	$8.59 \cdot 10^{-2}$
$C_L = C_LA$/ Superficie in pianta	$2.39 \cdot 10^{-2}$	$2.47 \cdot 10^{-2}$

calcolati secondo le modalità descritte al Paragrafo 3.4.4, Figura 3.4-31; è da sottolineare il fatto che i coefficienti adimensionali risultano gli stessi a prescindere dal dimezzamento o meno, in quanto rapporto tra due grandezze che vengono entrambe divise per due.

L'area frontale e la superficie in pianta di Pulse2-2 sono di poco superiori a quelle di Pulse2-1, nonostante le due carene differiscano solo per la parte anteriore, poiché nel raccordare questa con la parte posteriore, il comando *Loft* tende ad aumentare la superficie del modello.

Le Figure 4.2-5 e 4.2-6 mettono in evidenza le differenze di valori dei coefficienti per entrambe le carene sviluppate:

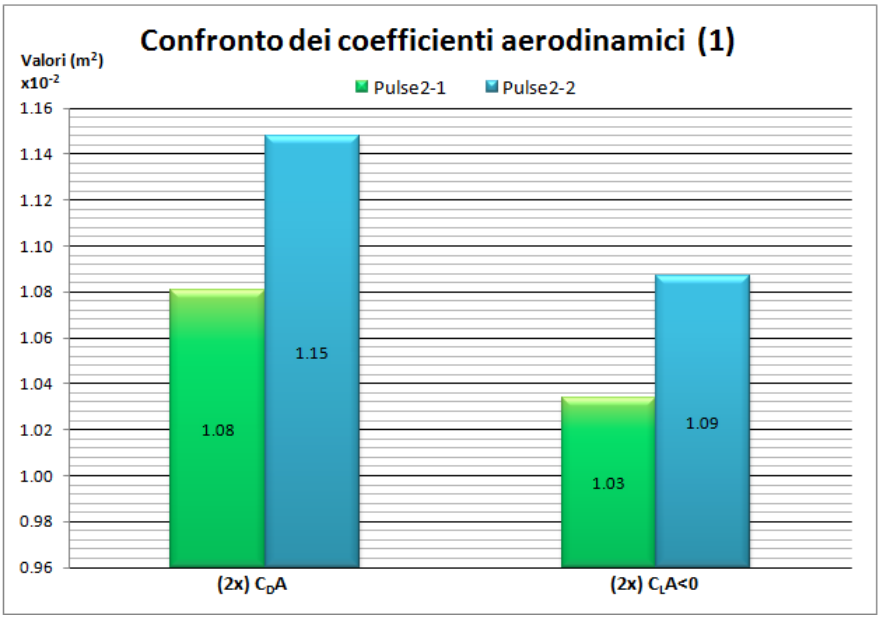


Figura 4.2-5: Grafico comparativo delle superfici resistenti e deportanti per Pulse2-1 e Pulse2-2.

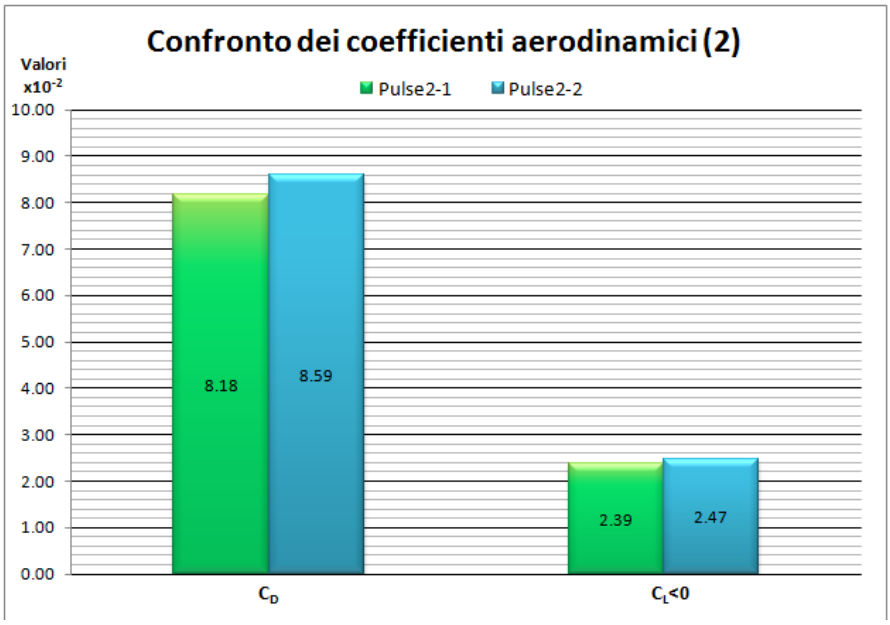


Figura 4.2-6: Grafico comparativo dei coefficienti adimensionali per Pulse2-1 e Pulse2-2.

L'andamento dei coefficienti rispecchia quello delle forze, soprattutto per quanto riguarda il *Drag*, dato che l'area frontale è pressoché uguale per entrambi gli *speedbike*, mentre per il C_L subisce una più grande ridimensionata a causa della maggior differenza di grandezza delle superfici in pianta.

4.3 Interazione funzioni di campo - carene

4.3.1 Sviluppo e distribuzione di resistenza

Il grafico della Figura 4.3-1 mostra come si distribuisce la resistenza aerodinamica sulla superficie della carena e delle ruote di Pulse2-1, lungo la direzione di avanzamento del flusso; in particolare, mostra la sagoma del profilo in vista laterale ed il valore della resistenza calcolata su tutta la superficie (in rivoluzione) per quella data posizione in ascissa — quest'ultima valutata nel sistema di riferimento assunto con l'origine sulla punta della carena.

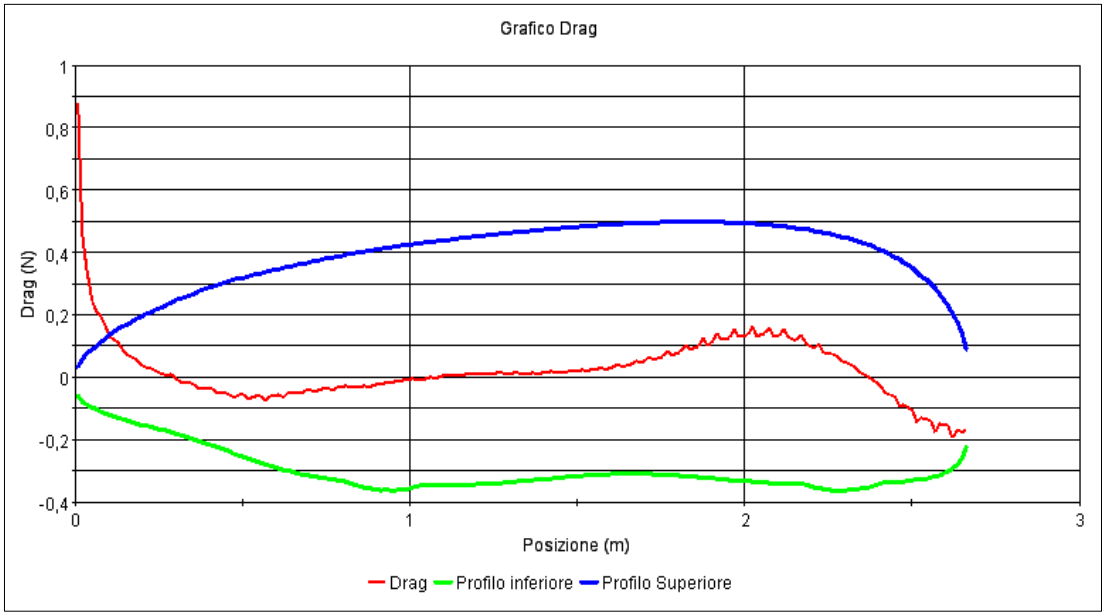


Figura 4.3-1: Andamento della resistenza in funzione della posizione e il profilo di Pulse2-1 (non in scala lungo l'asse Y).

Nell'andamento generale delle forze delle due carene è possibile riscontrare delle differenze ma anche delle analogie. Innanzitutto, per entrambe le carene, l'andamento del *Drag* è molto simile all'andamento delle forze di pressione piuttosto che da quelle di taglio, le quali tuttavia rimanendo sempre positive andranno ad incidere notevolmente sul valore finale della resistenza. Gli sforzi di taglio non influiscono nettamente sull'andamento della resistenza poiché non subiscono grosse variazioni (Figura 4.3-2).

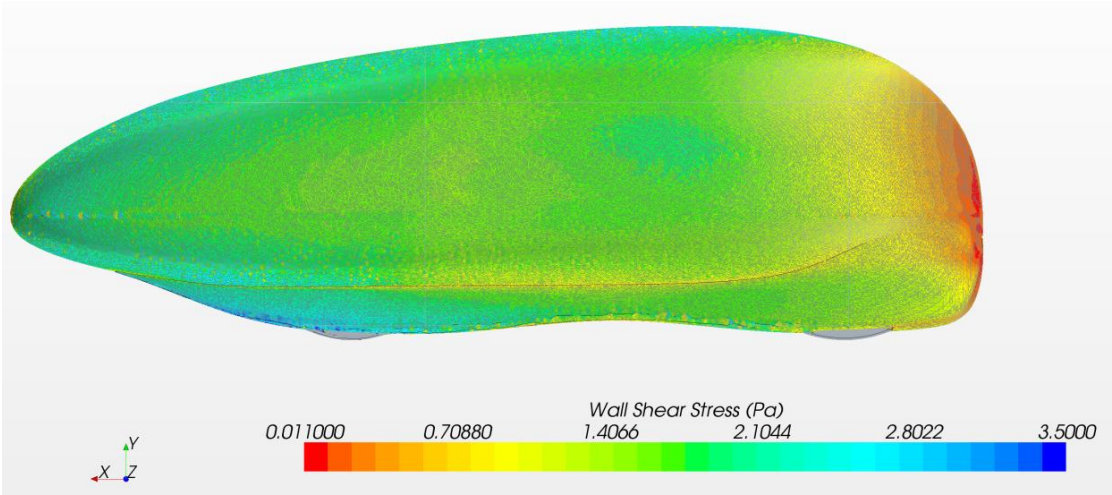


Figura 4.3-2: *Wall Shear Stress* su Pulse2-1.

Le Figure 4.3-3 e 4.3-4 mostrano i valori di resistenza per entrambi gli *speedbike* e i loro contributi di pressione e sforzi di taglio, in cui è possibile verificare quanto testé detto riguardo gli apporti al *Drag*.

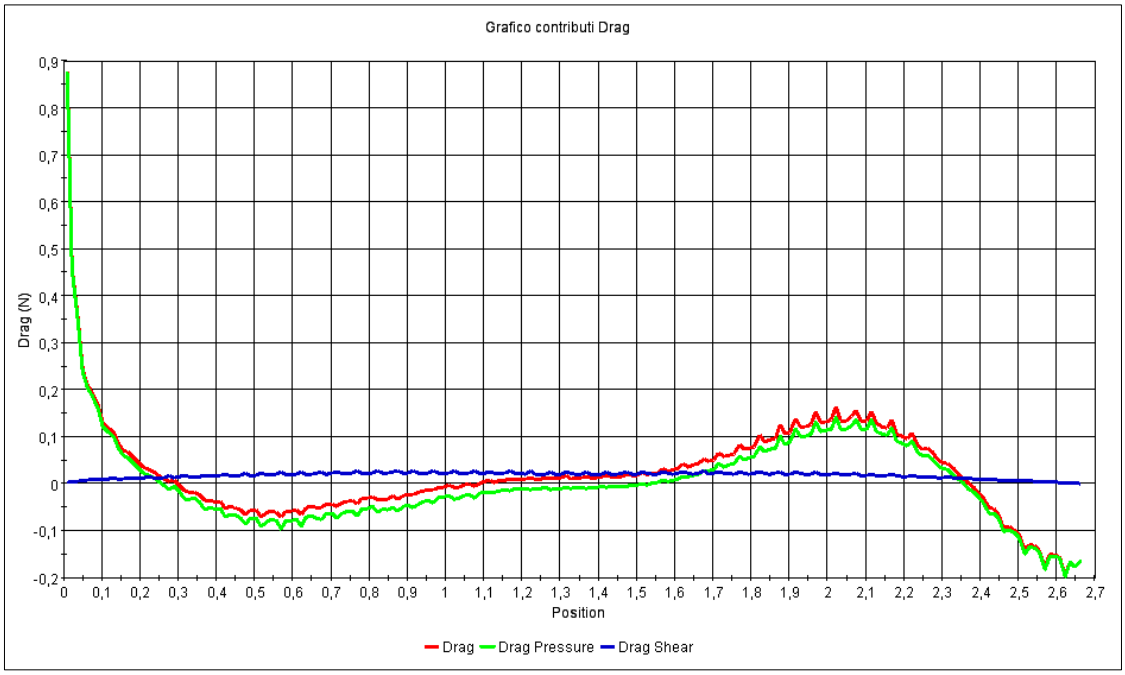


Figura 4.3-3: Grafico dei contributi alla resistenza da parte delle forze calcolate sulla pressione e gli sforzi di taglio per Pulse2-1.

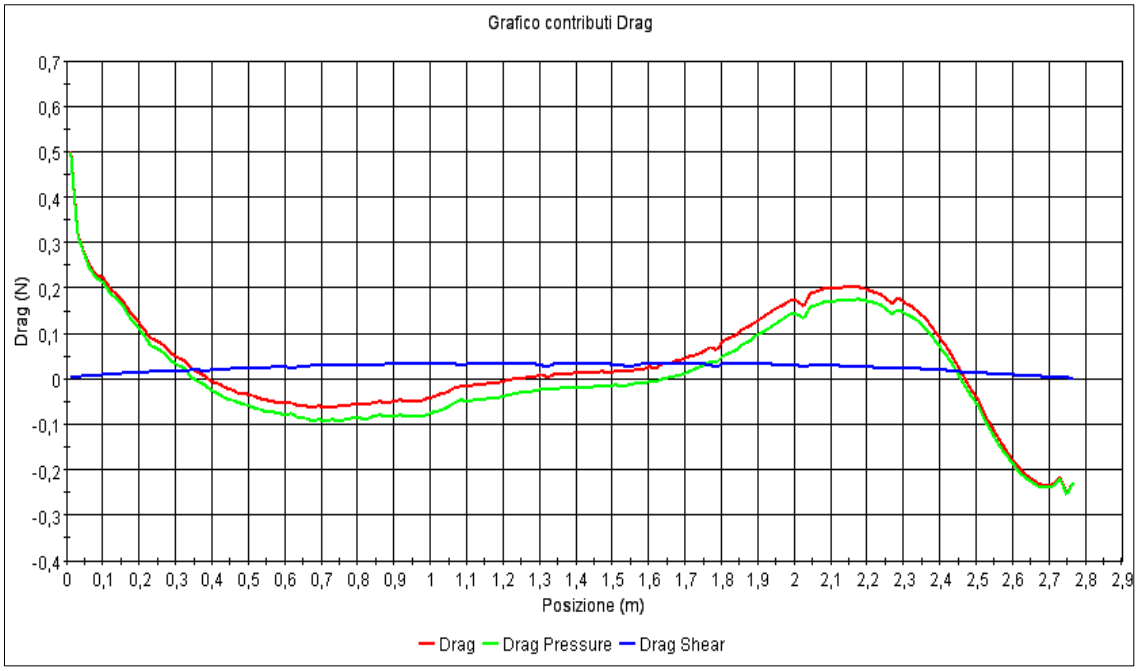


Figura 4.3-4: Grafico dei contributi alla resistenza da parte delle forze calcolate sulla pressione e gli sforzi di taglio per Pulse2-2.

La maggiore resistenza di Pulse2-2 rispetto alla prima versione è evidente se si osservano le aree sottese dai grafici della forza e dei suoi contributi, le quali corrispondono al computo totale delle forze; si avranno così forze maggiori (minori) quando il grafico delle forze giacerà di più al di sopra (al di sotto) dell'asse delle ascisse, dando rispettivamente contributi positivi (negativi) alla resistenza.

Il valore della resistenza ha un massimo assoluto in corrispondenza della punta della carena, poiché coincide col punto di arresto del flusso; in questo punto quindi si ha anche il massimo di pressione: nella seconda versione però il valore della resistenza risulta minore — circa 0.5 N — rispetto a Pulse2-1 — circa 0.88 N. Man mano che il fluido devia attorno alla carena, il valore della resistenza decresce, sostanzialmente perché precipita il valore della pressione (e quindi le forze legate a quest'ultima), fino ad un'ascissa dal bordo d'attacco di circa 0.55 m per Pulse2-1 (Figura 4.3-5) e di circa 0.7 m per Pulse2-2 (Figura 4.3-6).

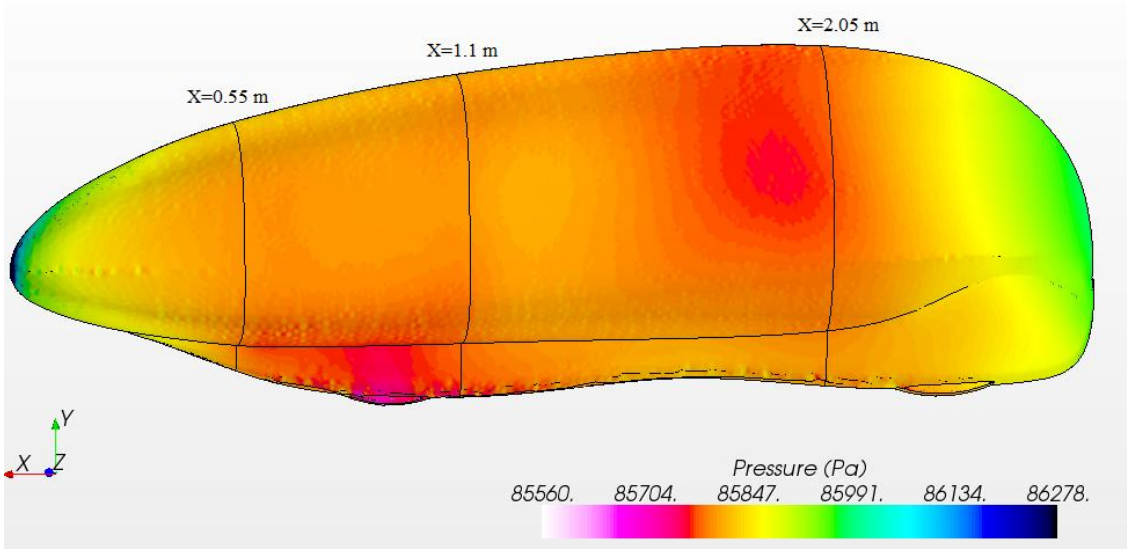


Figura 4.3-5: Pressione assoluta su Pulse2-1; le linee verticali indicano dove le forze di pressione iniziano a variare il loro comportamento di crescita/decrescita.

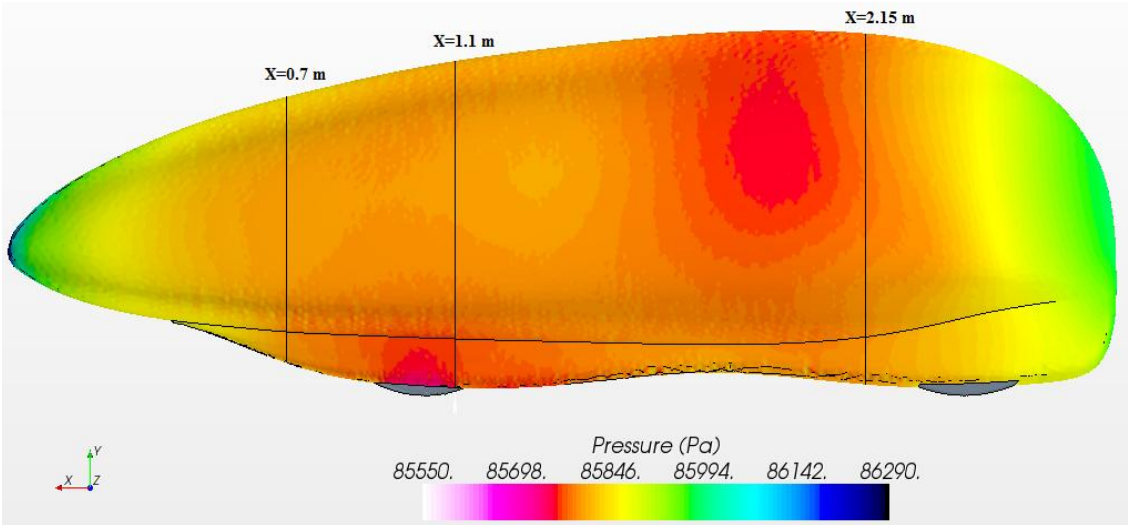


Figura 4.3-6: Pressione assoluta su Pulse2-2; le linee verticali indicano dove le forze di pressione iniziano a variare il loro comportamento di crescita/decrescita.

Nell'intervallo di ascisse $0.55/0.7\ \mathrm{m} \leq X \leq 1.1\ \mathrm{m}$, il valore del *Drag* — così come quello delle forze di pressione — inizia ad aumentare, nonostante la pressione nello stesso intervallo stia ancora diminuendo: ciò è dovuto al fatto che la superficie su cui calcolare le forze sta aumentando più rapidamente di quanto non diminuisca la pressione. Questo comportamento si protrae, più o meno intensamente, fino ad un'ascissa di circa 2.05 m per Pulse2-1 e di circa 2.15 m per Pulse2-2, in cui la pressione continua a diminuire ma senza poter compensare l'aumento di sezione frontale, per cui le forze di pressione continuano ad aumentare. In questa zona, inoltre, gli sforzi di taglio cominciano a diminuire poiché il fluido inizia a faticare a

rimanere attaccato alla superficie preannunciando un probabile distacco della vena fluida (che sia laminare o turbolenta) nella coda della carena. Nel tratto finale, quindi, la resistenza e le forze di pressione precipitano fino ad un minimo assoluto nel bordo di fuga, nonostante vi sia un recupero di pressione tuttavia compensato dalla repentina riduzione di sezione frontale.

4.3.2 Campi di pressione e velocità

Oltre che graficamente seguendo l'andamento delle forze totali, la minor resistenza di Pulse2-1 rispetto a Pulse2-2 emerge sulla base di due fattori inerenti l'andamento della pressione esterna:

- nella punta di Pulse2-2 la "bolla" di sovrappressione — cioè pressione maggiore della pressione relativa di 85,864 Pa — si estende fino ad un'ascissa di circa 0.35 m dal bordo d'attacco, mentre nella punta di Pulse2-1 la sovrappressione si estende solo fino ad un'ascissa di 0.25 m, per cui nel secondo caso l'impatto frontale con l'aria è più contenuto;
- nella coda di Pulse2-2 la "bolla" di sovrappressione è più piccola rispetto a quella di Pulse2-1, il punto di massima pressione locale è posticipato (Figura 4.3-6), quindi si ha un minor recupero di pressione.

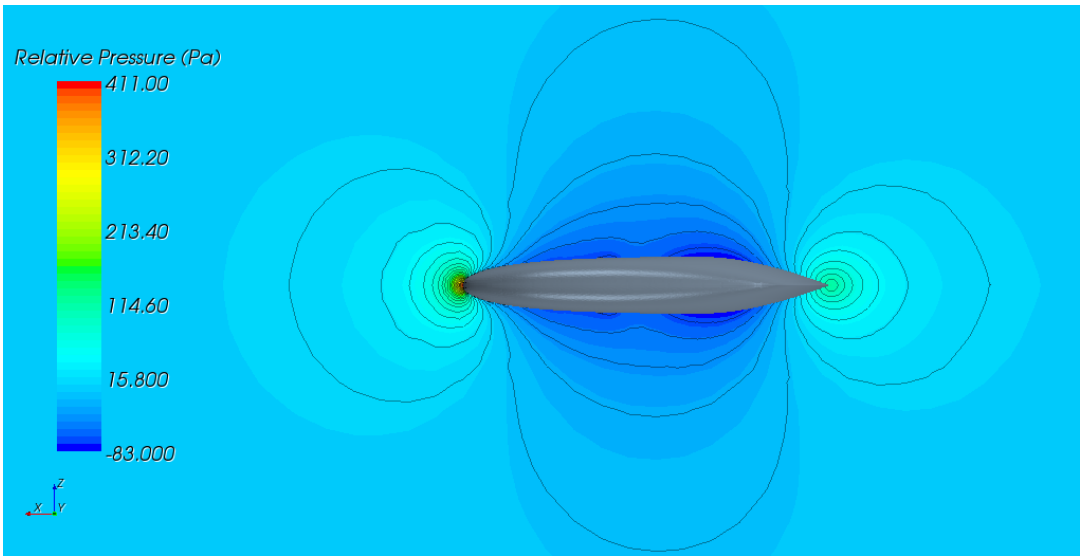


Figura 4.3-7: Campo di pressione relativa (pressione di riferimento 85864 Pa) su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena per Pulse2-1; le linee circolari indicano degli isovalori.

Nel tratto centrale si hanno invece delle "bolle" di depressione che, tuttavia, non presentano particolari differenze nel confronto tra le due carene, fin quando non ci si avvicina ai limiti con le "bolle" di sovrappressione.

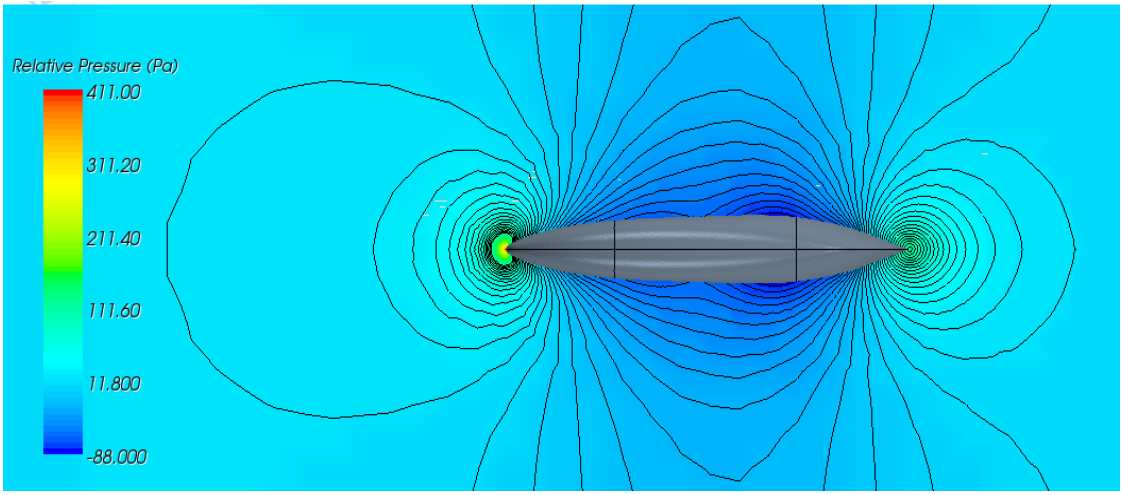


Figura 4.3-8: Campo di pressione relativa (pressione di riferimento 85864 Pa) su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena per Pulse2-2; le linee circolari indicano degli isovalori.

I punti in cui si passa da sovrappressione a depressione corrispondono all'intersezione tra l'asse delle ascisse e il grafico delle forze di pressione nelle Figure 4.3-3 e 4.3-4.

Una prova della validità delle simulazioni può essere ottenuta confrontando i lobi di pressione relativa su un profilo alare — secondo la letteratura scientifica — e quelli ottenuti in simulazione, da cui emerge la somiglianza delle forme, tenendo conto delle differenze di scala.

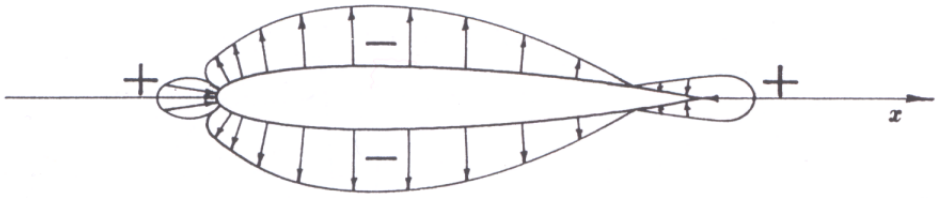


Figura 4.3-9: Lobi di sovrappressione (+) e di depressione (-) su un profilo alare simmetrico. [12]

Le variazioni di pressione sono legate alle quelle di velocità dal binomio di Bernoulli [12]

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{cost.} \tag{4.3-1}$$

— valido su tutto il campo di moto se questo è permanente, irrotazionale e il fluido è incompressibile, o valide su ogni linea di corrente se il moto è rotazionale — per cui piccole variazioni di velocità comportano grandi variazioni di pressione. La velocità, per la conservazione della portata del fluido ρVA, aumenta (o diminuisce) con la sezione frontale delle carene perché quest'ultima, ingrandendosi (o rimpicciolendosi), riduce (incrementa) l'area A fra la superficie delle carene e le pareti della galleria del vento.

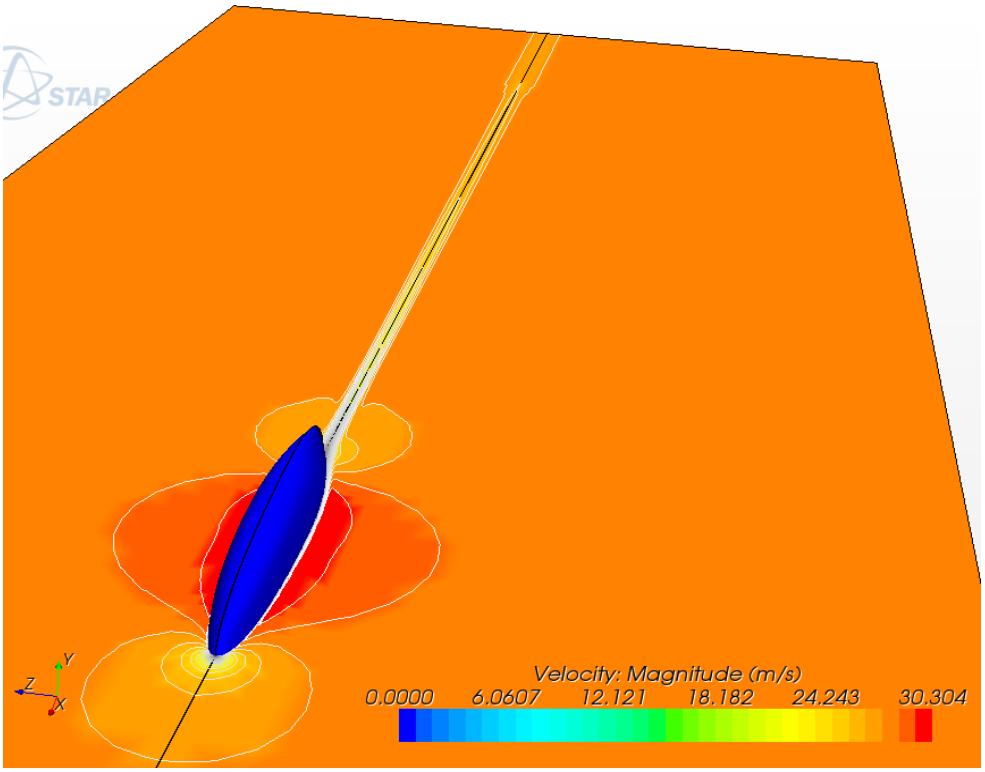


Figura 4.3-10: Campo di velocità su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena di Pulse2-1; le linee in bianco indicano degli isovalori di velocità.

L'andamento su un piano parallelo al terreno della velocità attorno a Pulse2-1 è mostrato nella Figura 4.3-10: ovviamente la carena ha il valore nullo di velocità essendo ferma, mentre si possono notare le "bolle" dove la velocità diminuisce (punta e coda) e aumenta (sui fianchi). In particolare, in coda la velocità diminuisce

bruscamente, per poi aumentare lungo tutta la scia fino a raccordarsi col valore della corrente indisturbata (Figura 4.3-11 e Figura 4.3-12).

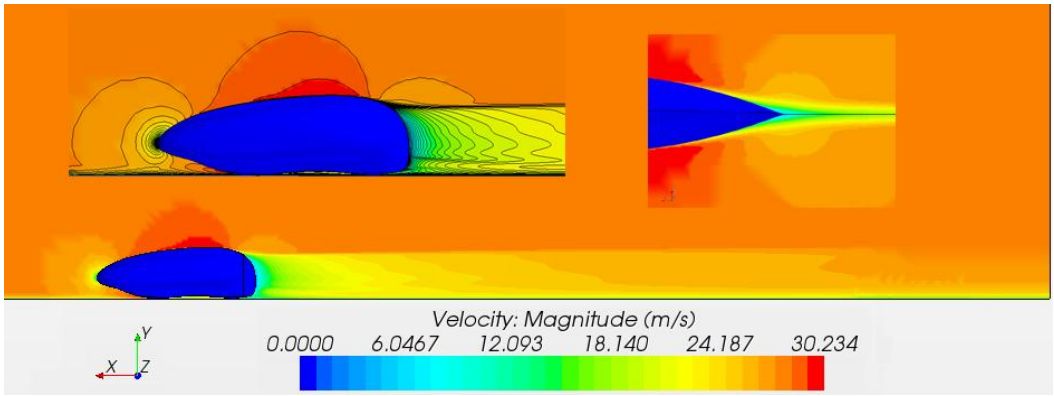


Figura 4.3-11: Campo di velocità in vista laterale sul piano di simmetria, in cui viene mostrata la scia di Pulse 2-1 e due *zoom* per i dettagli; in particolare quello a destra in vista dall'alto.

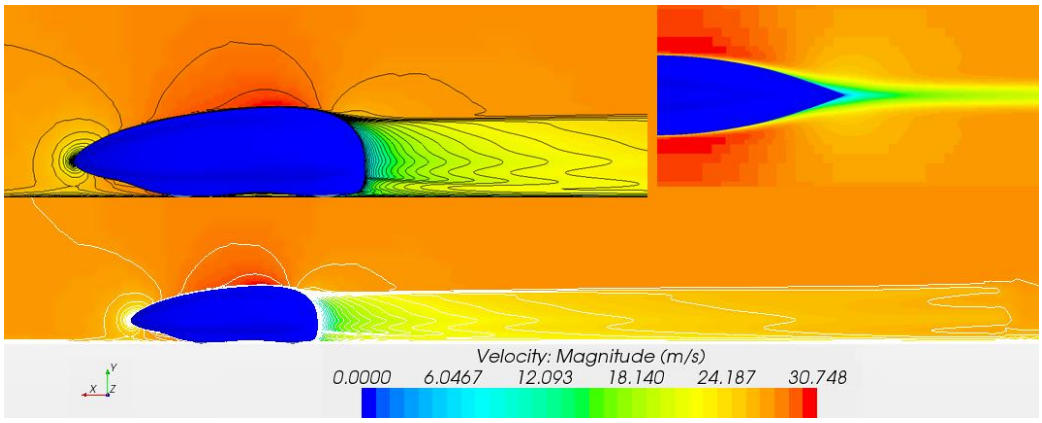


Figura 4.3-12: Campo di velocità in vista laterale sul piano di simmetria, in cui viene mostrata la scia di Pulse 2-2 e due *zoom* per i dettagli, in particolare quello a destra in vista dall'alto.

Nel tratto finale inoltre iniziano a divenire sostanziali gli effetti della viscosità turbolenta μ_t (Figura 4.3-13), indicativa della dissipazione dei moti turbolenti, in quanto ci si avvicina alla scia; il valore di μ_t inizia crescere già nella parte anteriore per via degli effetti di parete del terreno.

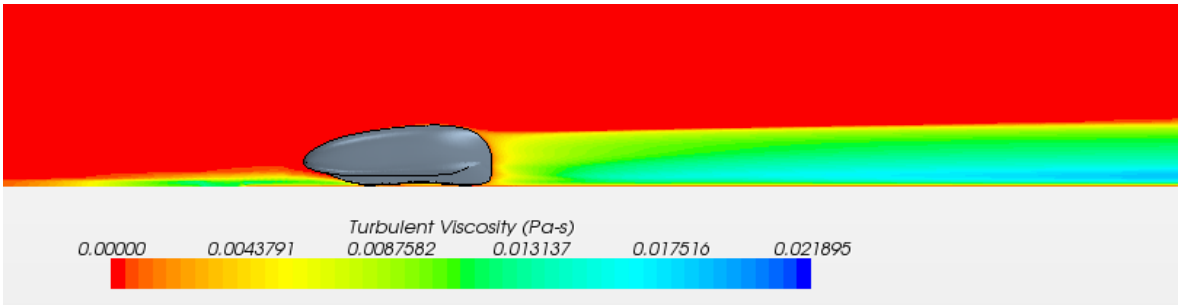


Figura 4.3-13: Viscosità turbolenta sul piano di simmetria per Pulse2-1.

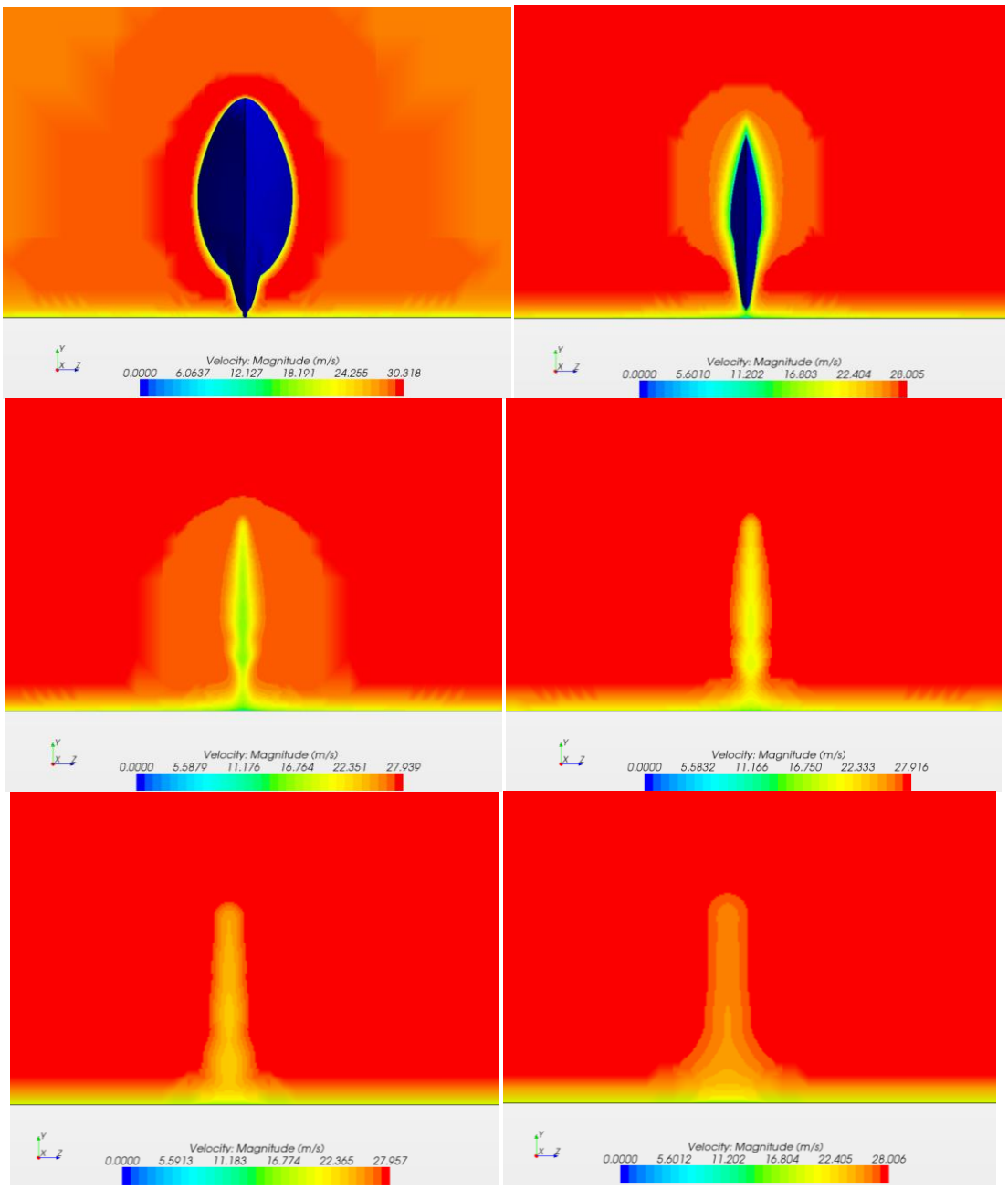


Figura 4.3-14: Sviluppo della scia di Pulse2-1 rispettivamente (da sinistra a destra, dall'alto in basso) alle ascisse — calcolate dalla punta della carena — di 2, 2.5, 3, 3.5, 5 e 8 metri.

4.4 Riepilogo dei risultati delle simulazioni

I grafici delle Figure 4.4-1 e 4.4-2 mostrano — oltre alla sagoma della carena in vista laterale — gli andamenti della resistenza, della forza di pressione e di taglio *accumulate*, cioè la somma dei valori che le forze assumono all'avanzare dell'ascissa: il valore finale, quindi, coincide con il valore effettivo della forza considerata sulla superficie.

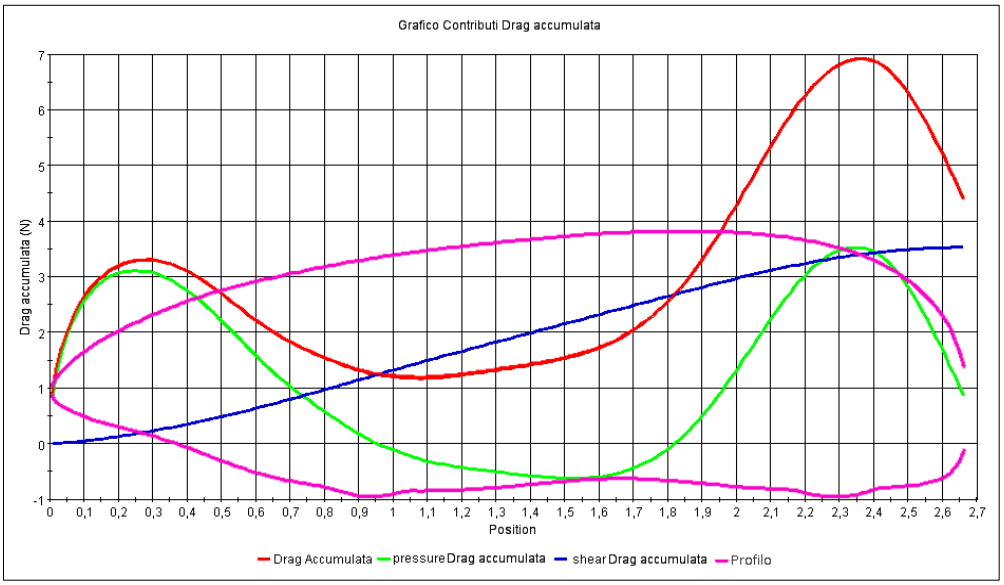


Figura 4.4-1: Grafico dei contributi alla resistenza accumulata delle forze accumulate di pressione e sforzi di taglio per Pulse2-1 (profilo non in scala lungo l'asse Y).

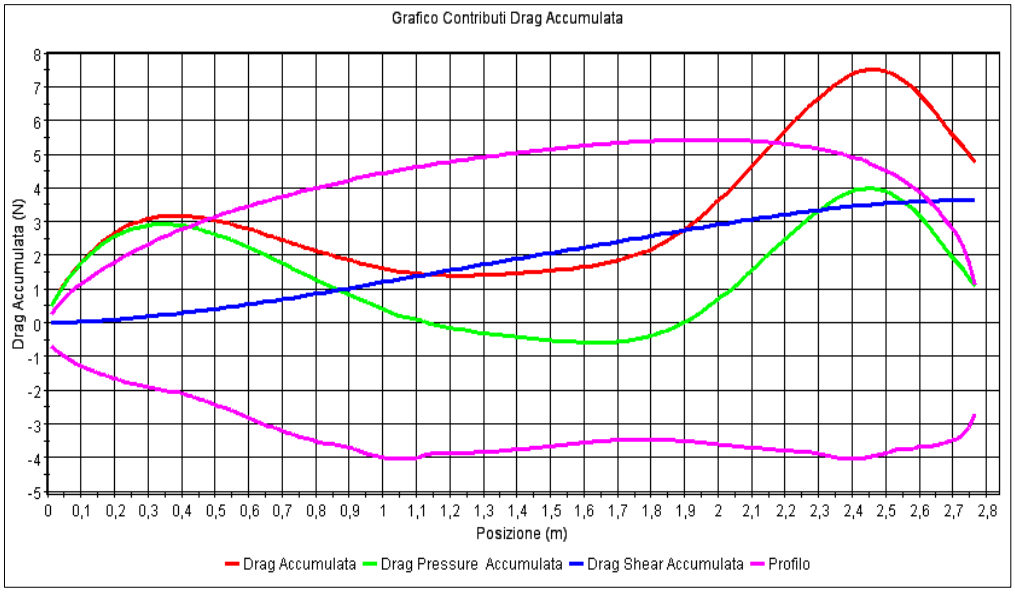


Figura 4.4-2: Grafico dei contributi alla resistenza accumulata delle forze accumulate di pressione e sforzi di taglio per Pulse2-2 (profilo non in scala lungo l'asse Y).

Come già indicato nel grafico della Figura 4.2-4, e confermato dallo sviluppo delle funzioni di campo, il maggior contributo al valore della resistenza totale (in rosso) è data dalle forze dovute agli sforzi di taglio sulle superfici (in blu) piuttosto che da quelle dovute alla pressione (in verde). Ciò era già stato anticipato al Paragrafo 4.3.1, in particolare osservando le Figure 4.3-3 e 4.3-4, per cui nonostante le forze di pressione facciano variare di molto la resistenza, alla fine il valore finale dipende dalla positività degli sforzi di taglio lungo tutta la lunghezza dello *streamliner*.

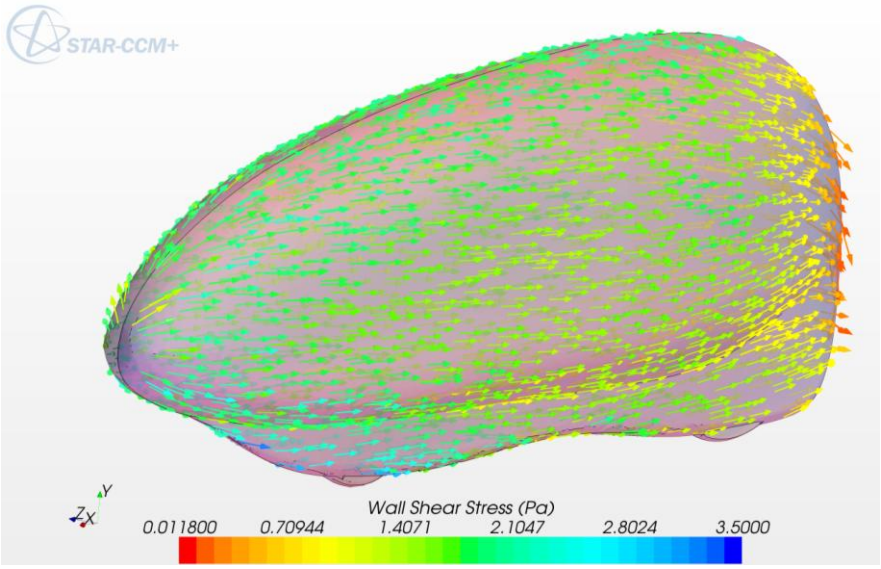


Figura 4.4-3: Andamento vettoriale degli sforzi di taglio sulla carena di Pulse2-1.

Ne consegue, infine, che la prima versione della carena denominata Pulse2-1 è aerodinamicamente migliore rispetto alla seconda.

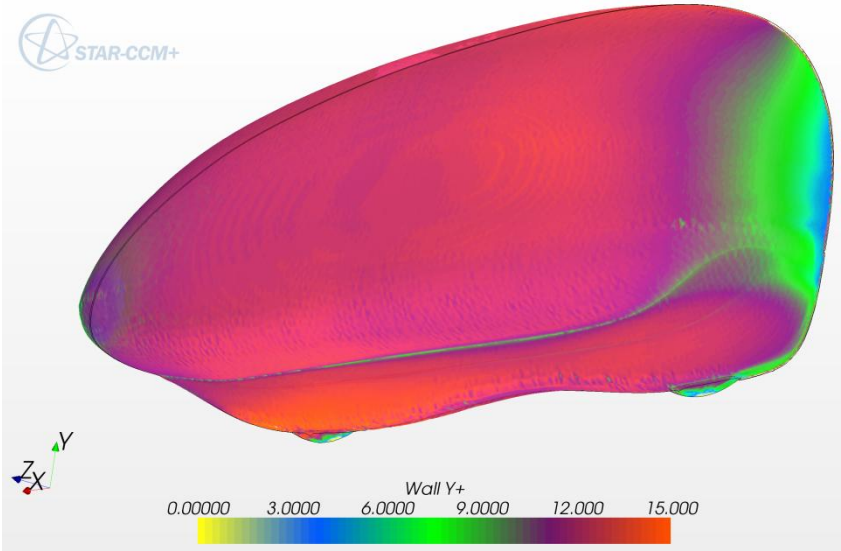


Figura 4.4-4: Funzione *Wall Y+* su Pulse2-1.

4.5 Confronto tra Pulse2 e altri veicoli simulati

4.5.1 Considerazioni generali

Da questo momento verrà abbandonata la distinzione tra le due versioni delle carene, identificando con Pulse2 la prima versione che, alla luce dei risultati finora analizzati, è risultata aerodinamica migliore.

Oltre a Pulse2 sono stati simulati altri tre *speedbike*; in particolare:

- Pulse: è il modello predecessore di Pulse2, realizzato dal team Policumbent nell'a.a. 2011/2012;

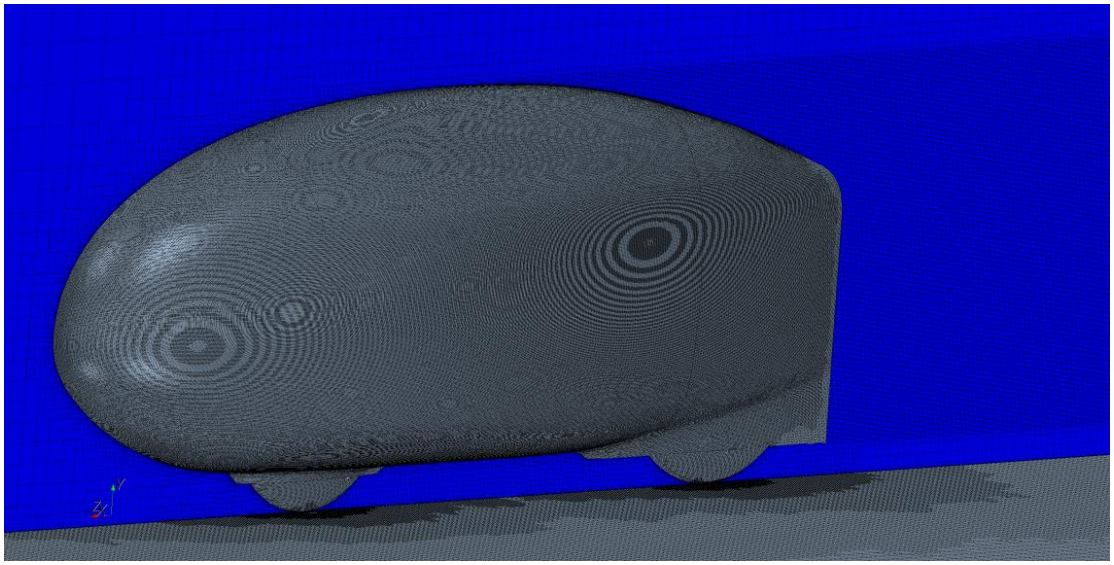


Figura 4.5-1: Mesh di volume su Pulse.

- VeloX1: è lo *streamliner* di cui si parlato nel Paragrafo 1.2, realizzato dal team delle università TU Delft e VU Amsterdarm, che ha gentilmente concesso il modello CAD;

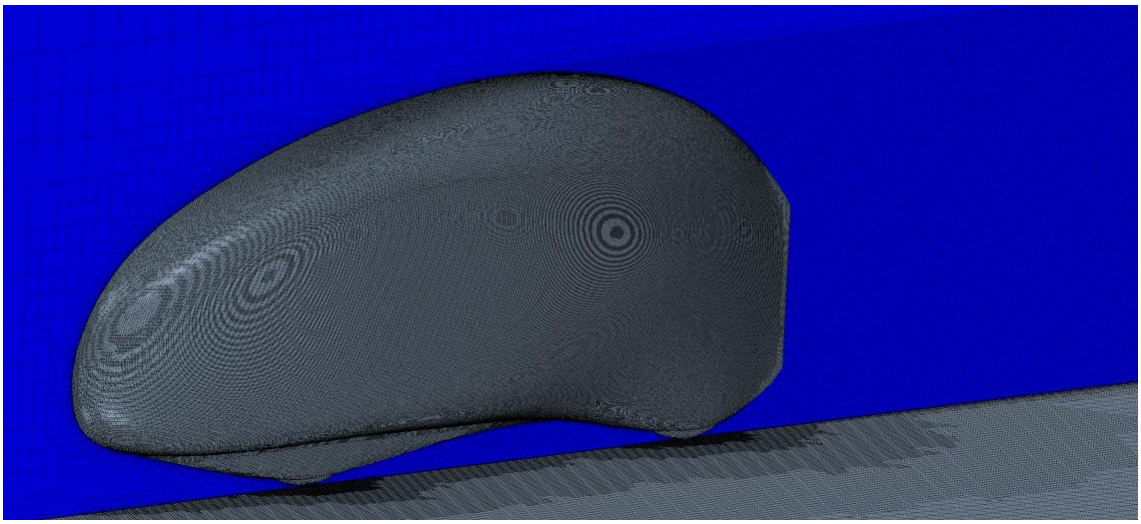


Figura 4.5-2: Mesh di volume sul Velox1.

- Varna Tempest: è lo *streamliner* usato dalla ciclista Buatois, modellato al CAD da un altro membro del team Policumbent, a partire dalle foto del prototipo durante le varie competizioni;

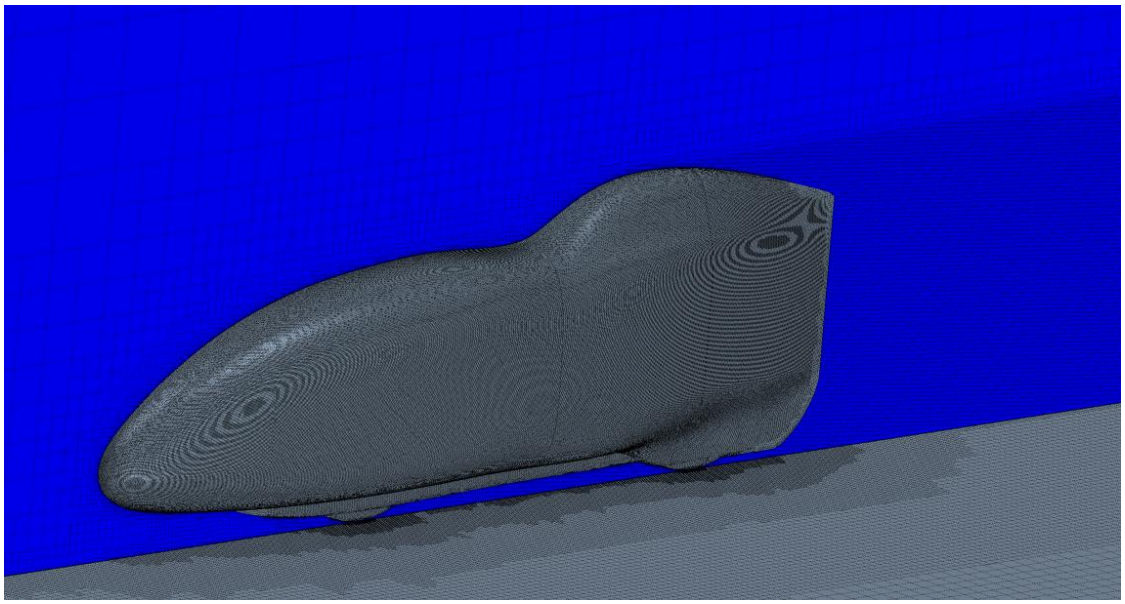


Figura 4.5-3: Mesh di volume sul Varna Tempest.

Le simulazioni sono state effettuate seguendo le procedure e i parametri indicati nel Capitolo 2, onde evitare incongruenze tra i risultati derivanti da assunzioni fisico-topologiche differenti.

4.5.2 Comparazione delle prestazioni

La Figura 4.5-4 mostra le diverse forme in vista laterale dei veicoli considerati, in cui è possibile notare le differenze di dimensioni in lunghezza e altezza

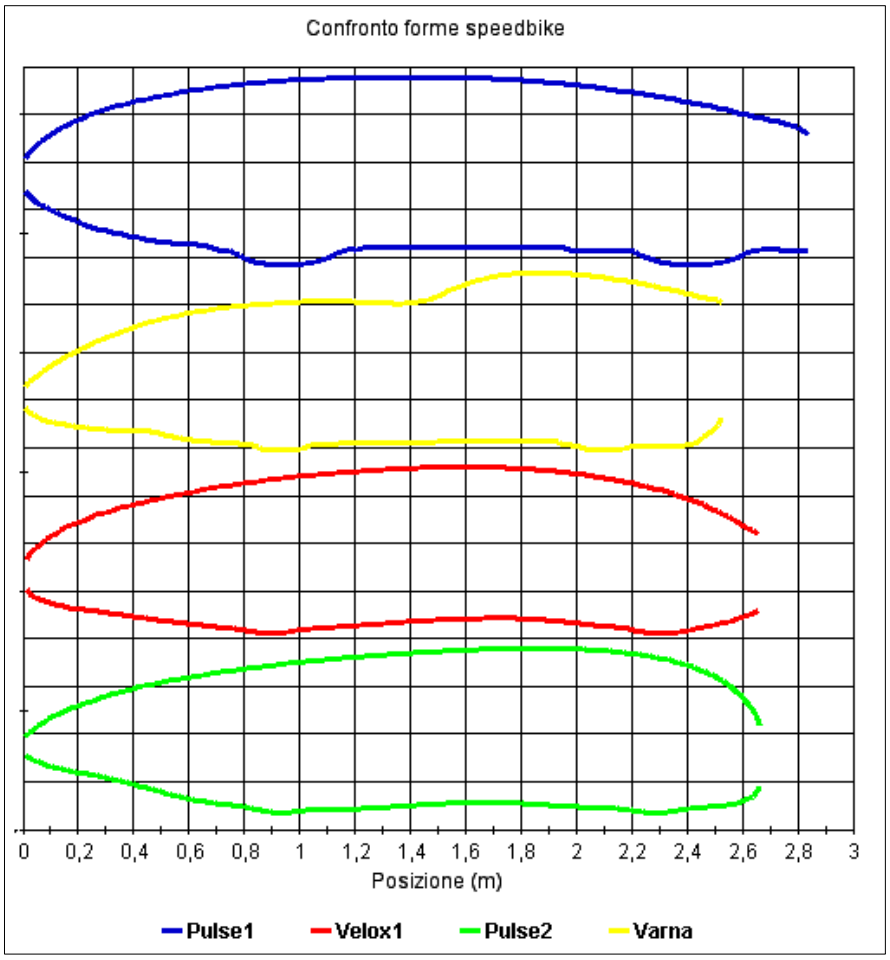


Figura 4.5-4: Confronto dei profili in vista laterale degli *streamliner* simulati.

mentre la Tabella 4.5-1 riassume i valori della sezione frontale e in pianta:

Tabella 4.5-1: Riepilogo valori delle sezione frontale e della superficie in pianta, per i quattro *speedbike* simulati, in ordine decrescente.

Veicolo	Sezione frontale (m^2)	Superficie in pianta(m^2)
Pulse	0.435	1.214
Velox1	0.363	1.003
Pulse2	0.264	0.866
Varna	0.243	0.737

Nel grafico della Figura 4.5-5 è possibile distinguere i diversi valori dei coefficienti di resistenza e portanza, da cui emerge che il C_D minore appartiene a Pulse e il maggiore al Varna, mentre la deportanza minore appartiene a Pulse2 e la maggiore a Pulse.

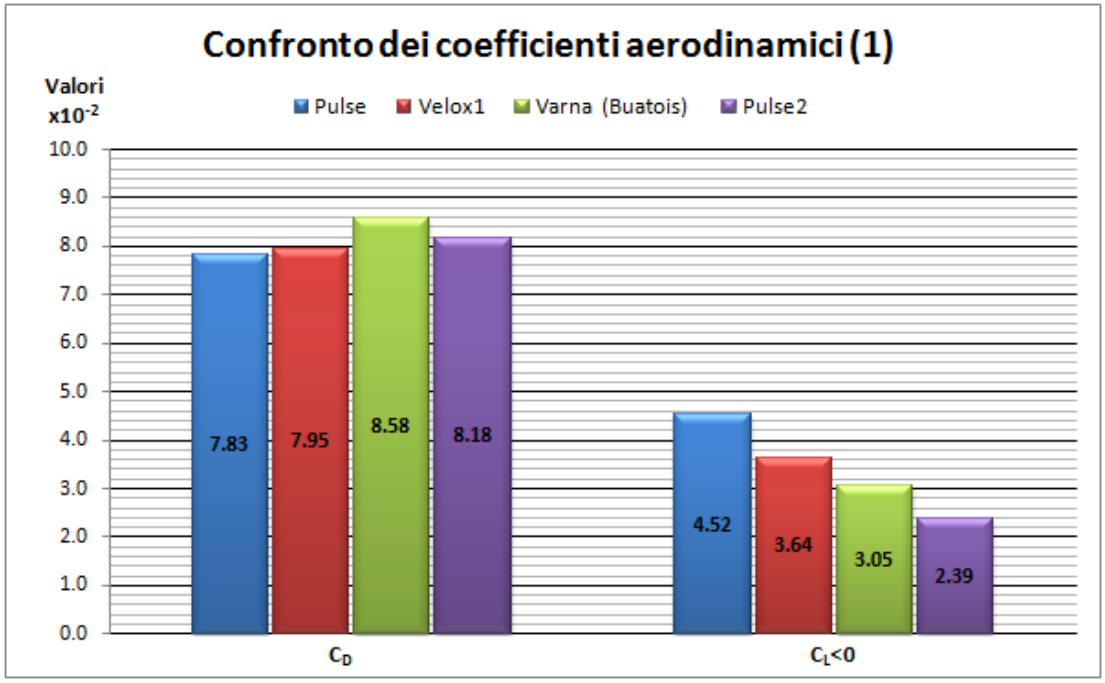


Figura 4.5-5: Grafico comparativo dei coefficienti adimensionali per i quattro veicoli simulati.

Si potrebbe pensare che anche il *Drag* e la deportanza abbiano lo stesso andamento di tali coefficienti, in realtà non è così, almeno per la resistenza. Come già ampiamente argomentato, infatti, la formulazione dei coefficienti adimensionali prescinde dalla definizione arbitraria di superficie di riferimento (Figura 4.5-6): nel caso del C_D, le discrepanze di sezione frontale incidono notevolmente, al punto da invertire l'andamento dei C_DA rispetto ai C_D; nel caso del C_L invece, le superfici in pianta avvicinano i valori del C_LA di Pulse2 e Varna — poiché quest'ultimo è molto piatto ai lati — tuttavia non cambiandone l'ordine.

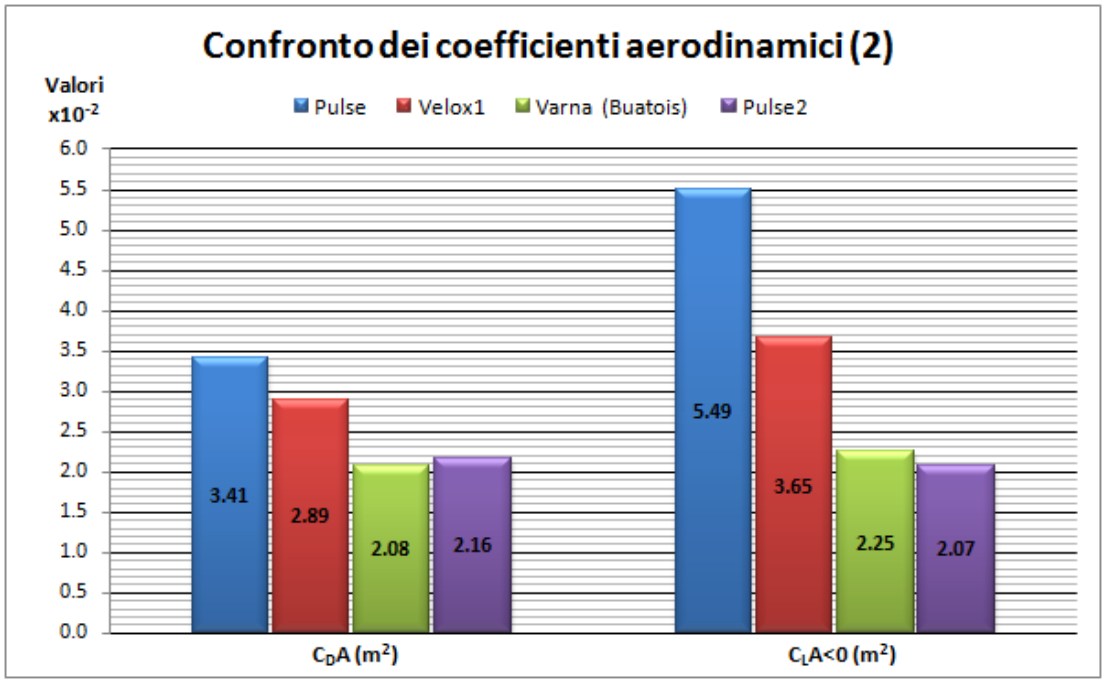


Figura 4.5-6: Grafico comparativo delle superfici resistenti e deportanti per i quattro veicoli simulati.

Essendo, inoltre, le forze aerodinamiche proporzionali ai coefficienti aerodinamici e alle superfici di riferimento, tramite la pressione dinamica, il loro andamento, mostrato nella Figura 4.5-7, sarà semplicemente scalato rispetto ai C_DA e C_LA.

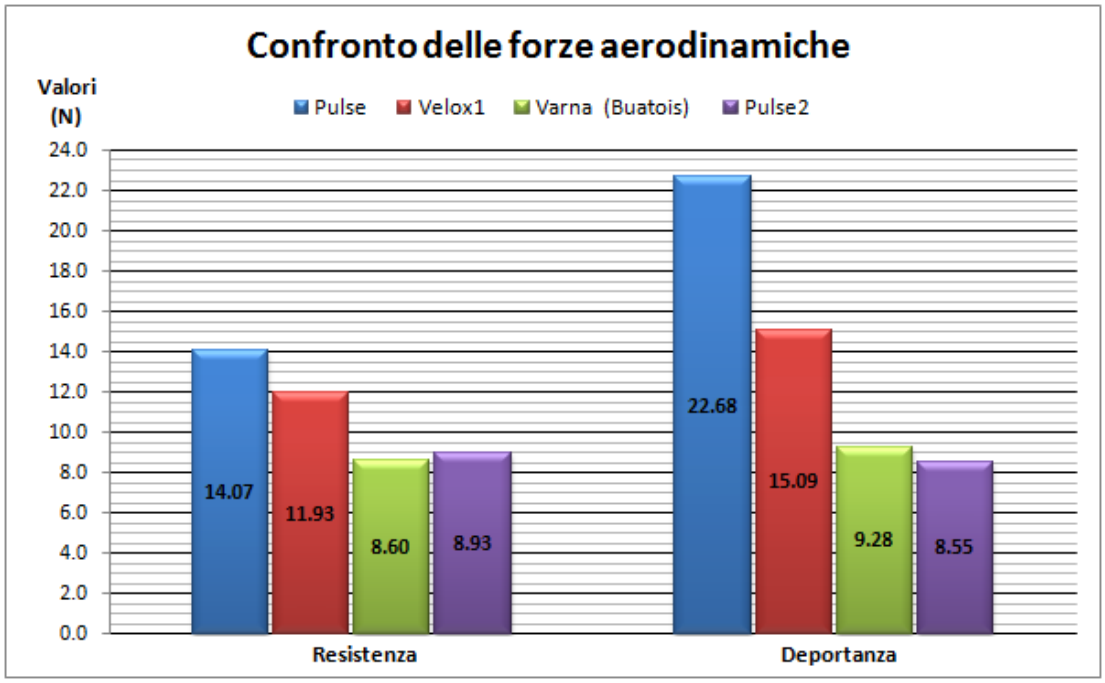


Figura 4.5-7: Grafico comparativo delle resistenze e deportanze per i quattro veicoli simulati.

Lo *streamliner* che genera una minor resistenza, dunque, è il Varna, con un lieve margine sul Pulse2, mentre gli altri due *speedbike* hanno resistenze sensibilmente più elevate; lo stesso discorso vale per quando riguarda la deportanza, con la differenza che Pulse2 è leggermente meno deportante del Varna. È importante ricordare che nella logica di fondo del team del Velox, è previsto un aumento della resistenza, che poi verrà compensata dalla grande potenza sviluppata dal ciclista (Paragrafo 1.2.1).

L'andamento generale delle forze si riflette anche nel calcolo delle potenze necessarie: il grafico nella Figura 4.5-8 rivela in particolare che, nonostante Pulse2 sia meno deportante del Varna, il contributo di *L* alla potenza totale non influisce tanto quanto il *Drag* (come detto alla fine del Paragrafo 4.2.1), per cui la potenza totale segue lo stesso andamento della potenza calcolata semplicemente dalla resistenza.

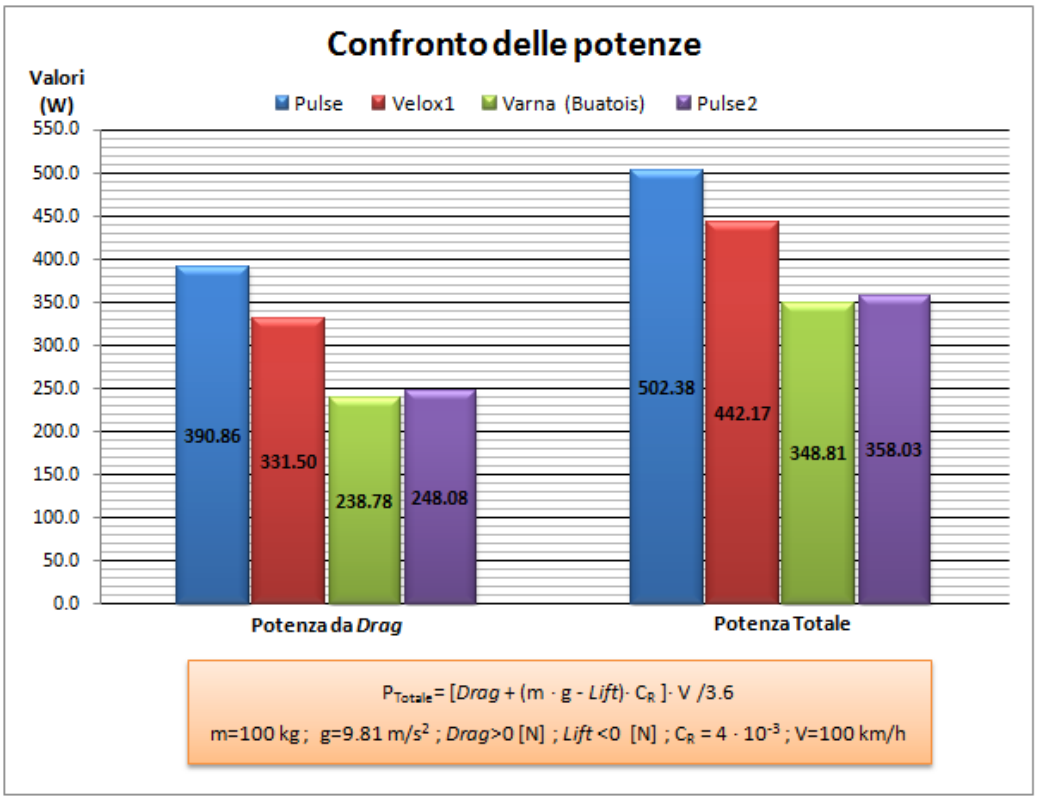


Figura 4.5-8: Grafico comparativo delle potenze richieste per i quattro veicoli simulati.

Entrando nel dettaglio, è possibile visualizzare i contributi delle forze di pressione (Figura 4.5-10) e degli sforzi di taglio (Figura 4.5-11) alla resistenza

totale (Figura 4.5-9): così come per Pulse2, anche per gli altri veicoli le forze derivanti dagli sforzi di taglio influiscono maggiormente sul *Drag* totale rispetto alle forze di pressione.

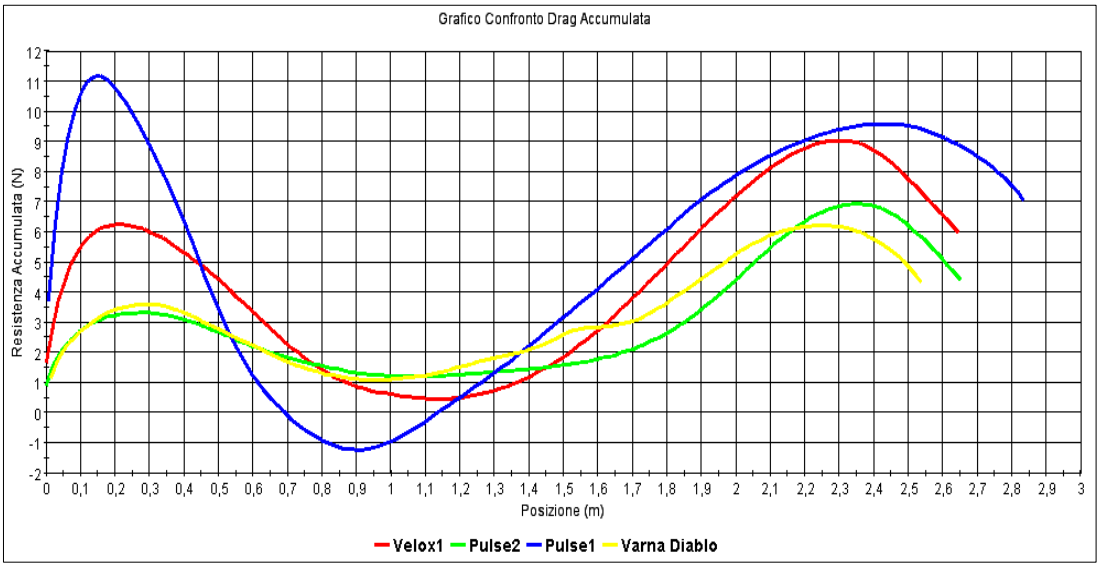


Figura 4.5-9: Grafico della resistenza accumulata per i quattro veicoli simulati.

I valori dei contributi alla resistenza seguono lo stesso ordine decrescente del *Drag* stesso, da Pulse al Varna, con l'unica eccezione riguardante le forze di pressione di Pulse2, le quali risultano leggermente minori di quelle del Varna.

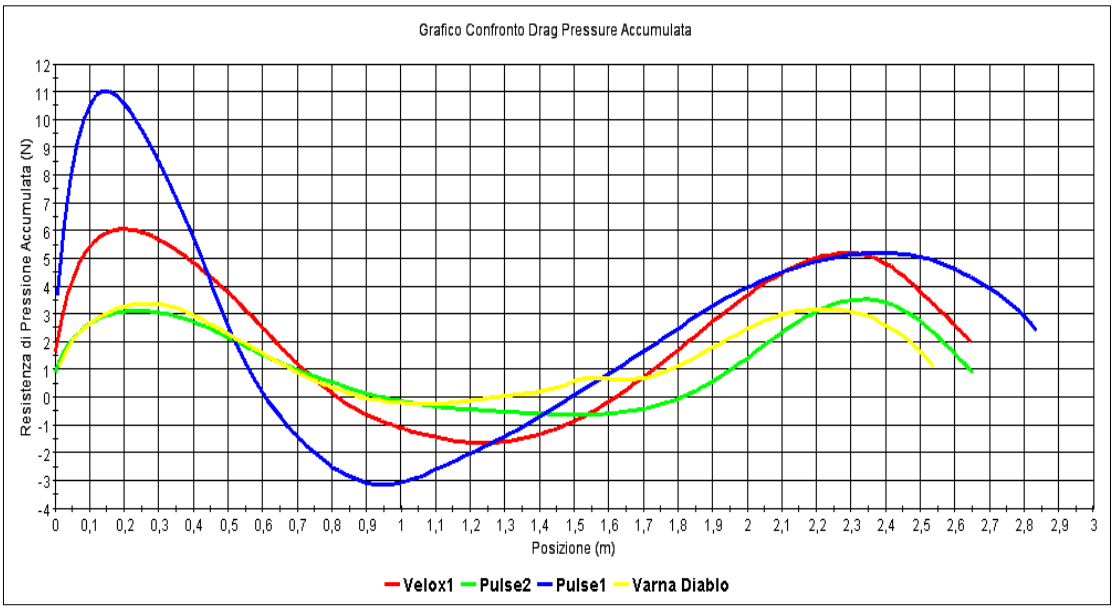


Figura 4.5-10: Grafico dei contributi alla resistenza da parte delle forze di pressione per i quattro veicoli simulati.

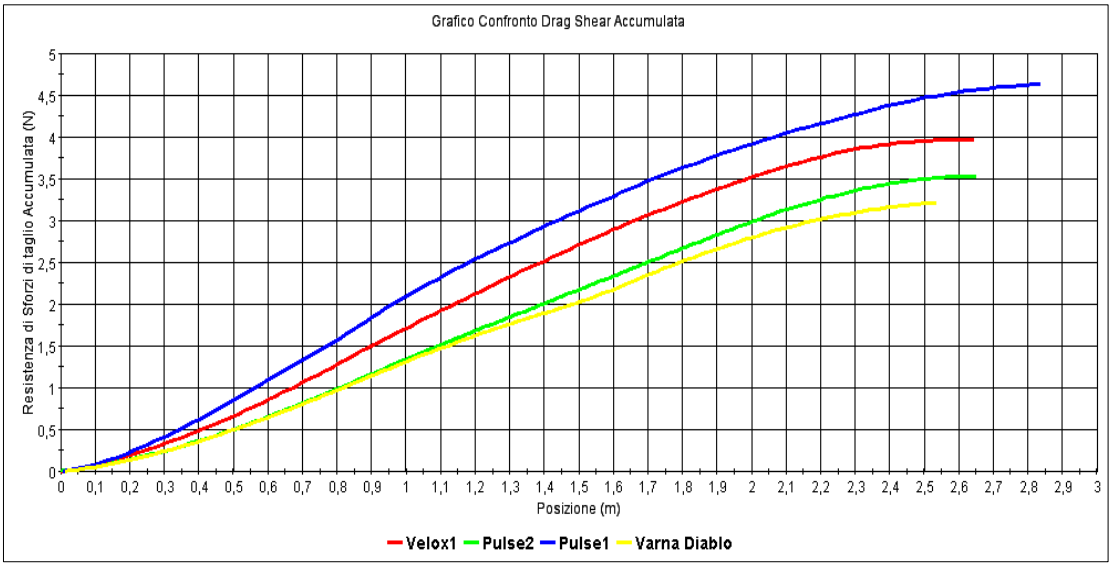


Figura 4.5-11: Grafico dei contributi alla resistenza da parte delle forze degli sforzi di taglio per i quattro veicoli simulati.

Osservando più da vicino l'andamento delle forze derivanti dagli sforzi di taglio (Figura 4.5-11) ed escludendo l'andamento di Pulse, emerge che vi sono quattro zone di rilevante interesse:

- la prima zona va dal bordo d'attacco (ascissa nulla) fino a circa 0.5 m, dove le forze derivanti dagli sforzi di taglio hanno lo stesso andamento per i tre veicoli considerati (con il Velox1 che aumenta maggiormente per via della maggiore area frontale fin dalla punta);
- la seconda zona va da circa 0.5 m a circa 1.1 m, dove le forze su Pulse2 e Varna hanno pressoché gli stessi valori, mentre quelle sul Velox1 continuano ad aumentare maggiormente con la sezione frontale;
    - da circa 1.1 m l'andamento delle forze sia sul Velox1 che sul Varna comincia a cambiare pendenza, diminuendo: ciò è dovuto probabilmente alla differente forma di chiusura della carena nella parte inferiore; da un'ascissa di circa 1.5 m a circa 2 m quindi le pendenze ritornano ad essere simili a quella di Pulse2, anche se traslate.
- La quarta ed ultima zona è quella in coda, dove si ha ancora una volta una differenza di pendenze, possibilmente suggerita dalle diverse chiusure in coda per cui, mentre per Pulse 2 viene ancora mantenuta la divisione tra

parte superiore della carena ed inferiore che funge da copri-ruote, per il Varna e il Velox invece la parte terminale è un tutt'uno con la parte superiore di carena, evitando così spigoli in zone critiche di turbolenza (Figura 4.5-12).

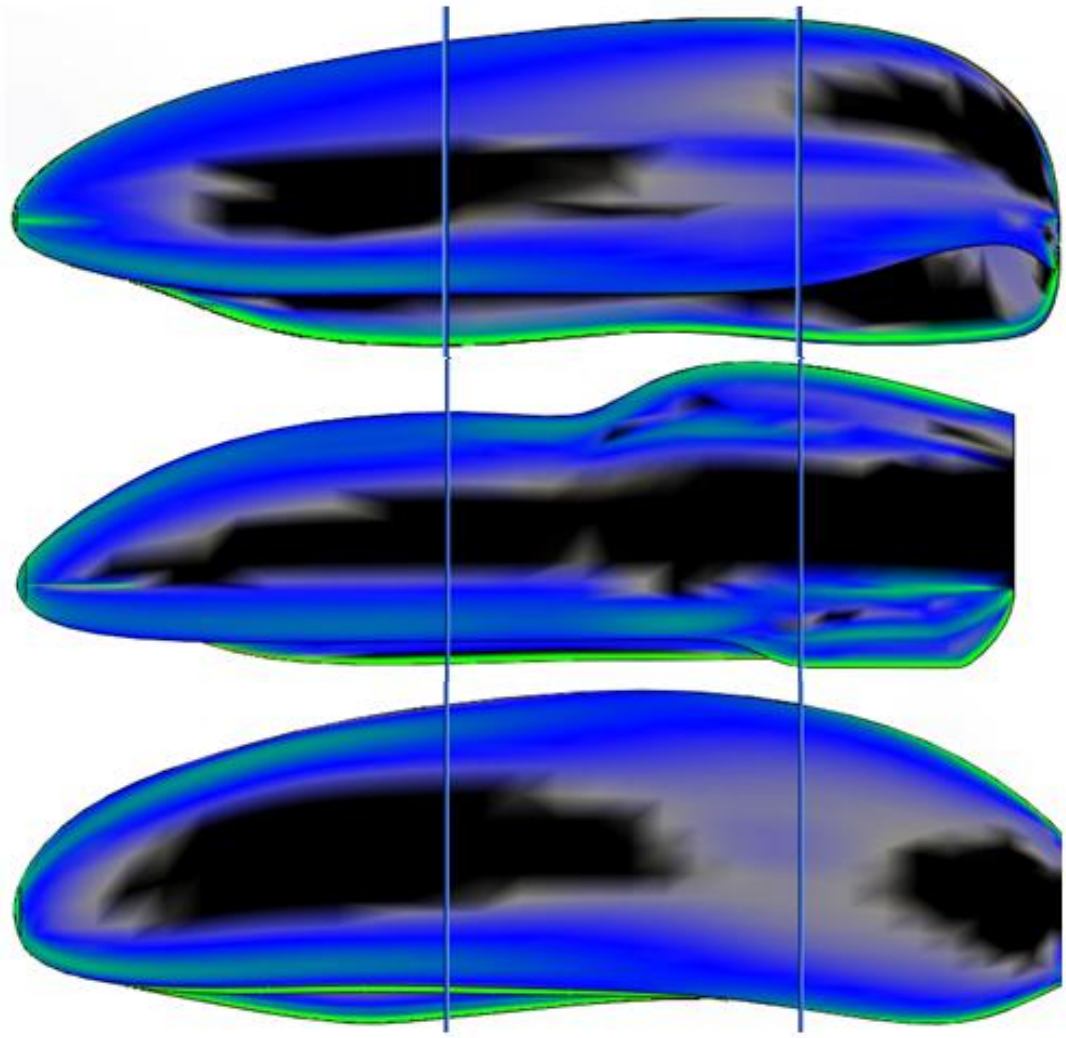


Figura 4.5-12: Curvatura delle superfici delle carene di Pulse2, Varna e Velox1; il nero indica un raggio di curvatura maggiore mentre il verde uno minore. Le linee di divisione distinguono le tre zone in cui cambia la pendenza delle forze legate agli sforzi di taglio.

Conclusioni

L'obiettivo principale del presente lavoro di tesi era fornire una stima della qualità aerodinamica del prototipo carenato Pulse2, modellato in due varianti; in conseguenza di ciò, era fondamentale, inoltre, provvedere ad avere un confronto con altri veicoli, in particolare quelli già validati da prestazioni di livello internazionale. Sulla base di queste premesse, si è cercato dunque di ottenere delle prestazioni le più elevate possibili in rapporto ad altri veicoli della stessa categoria. Se si osservano i risultati ottenuti nel Capitolo 4, si nota come tale obiettivo non sia stato ottenuto in pieno; tuttavia, lo scarto di prestazioni rispetto al principale competitore — il Varna Tempest — è stato ridotto entro i limiti di confidenza del metodo di simulazione e presenta ulteriori margini di riduzione.

Entrando nel dettaglio dei risultati, un miglioramento può essere ottenuto modificando la parte sottostante la carena atta a coprire le ruote, in particolar modo nella parte posteriore, cercando il più possibile di evitare spigoli vivi e cambi repentini di curvatura. In futuro sarà quindi possibile sviluppare delle simulazioni più accurate sia dal punto di vista della *mesh* (infittendola ancora di più e perfino ingrandendo la galleria del vento) che della fisica, aggiungendo la rotazione delle ruote — anche se di poco sporgenti — o altri effetti come la gravità, la rugosità o anche la presenza di vento laterale. Infine sarebbe utile uno studio in galleria del vento per validare le simulazioni CFD e avere un maggior numero di informazioni sul problema.

Appendice A:

Dimostrazioni

A.1 Incompressibilità del fluido

Considerando l'equazione di conservazione della massa e della quantità di moto, per il caso unidimensionale, adiabatico e moto permanente, le variazioni relative di densità ρ sono proporzionali alle variazioni relative di velocità *V* tramite il quadrato del numero di Mach *M* [12]

$$\frac{d\rho}{\rho} + M^2 \frac{dV}{V} = 0 \qquad \text{(A.1-1)}$$

Quest'ultimo viene definito in ogni punto del campo di moto come rapporto tra la velocità *V* della corrente e la velocità del suono '*c*' misurata nello stesso punto [12]:

$$M = \frac{V}{c} \qquad \text{(A.1-2)}$$

Assumendo un valore di *c*=335 m/s=1,206 km/h il valore del numero di Mach è *M*=0.083, valore molto al di sotto dell'unità, il che ci permette di trascurarlo nell'equazione (A.1-1). Questa si semplifica, dunque, in

$$\frac{d\rho}{\rho} \cong 0 \qquad \text{(A.1-3)}$$

ovvero le variazioni di densità sono trascurabili, che si traduce in fluido incompressibile a densità costante.

A.2 Relazione tra numero di Knudsen, di Mach e di Reynolds

Dalla meccanica statistica, è possibile ricavare la definizione di velocità di agitazione termica per un dato sistema entro un volume gassoso [18]

$$v_{at} = \sqrt{\frac{3RT}{M}} \tag{A.2-1}$$

dove R è la costante universale dei gas, M è la massa molare del gas e T la sua temperatura assoluta.

Partendo dalla sua definizione, la velocità del suono può essere espressa in funzione della temperatura assoluta del gas secondo la relazione

$$c = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M}} \tag{A.2-2}$$

in cui γ rappresenta il rapporto tra i calori specifici.[18] Confrontando le due equazioni (A.2-1) e (A.2-2) emerge che la velocità del suono e quella di agitazione termica sono dello stesso ordine di grandezza, poiché γ è solitamente dell'ordine dell'unità.

Considerazioni puramente dimensionali, ma che trovano una giustificazione fisica, portano a concludere che l'espressione della viscosità dinamica a livello molecolare è data da [18]

$$\mu \cong \rho v_{\mathrm{at}} l \tag{A.2-3}$$

dove ρ è la densità del gas, l il libero cammino medio.

Dunque, facendo il rapporto fra numeri di Mach e di Reynolds, secondo le definizioni date con le equazioni (A.1-2) e (2.4-2), risulta

$$\frac{M}{Re} = \frac{V}{c} \cdot \frac{\mu}{\rho V L} \tag{A.2-4}$$

per cui, usando la (A.2-3)

$$\frac{M}{Re} \cong \frac{\rho v_{\mathrm{at}} l}{c \rho L} \tag{A.2-5}$$

e semplificando, ricordando che la velocità del suono c è dello stesso ordine di grandezza di v_{at}, si ottiene infine

$$\frac{M}{Re} \cong \frac{l}{L} \doteq Kn\,. \tag{A.2-6}$$

Appendice B:

Ottimizzazione dello strato limite

B.1 Teoria dello strato limite

B.1.1 Concetto di strato limite

Flussi di fluidi con valori di viscosità bassi e quindi con numeri di Reynolds elevati sono molto frequenti nelle applicazioni; considerare quindi il limite $Re = \infty$ può essere una buona approssimazione fintanto che non ci si avvicini alle superfici solide, per cui non viene più rispettata la condizione di *no-slip* [27]. Il fatto che la velocità a parete debba avere valore nullo, presuppone, quindi, che tra flusso esterno e parete ci sia uno strato di fluido in cui gli effetti viscosi non sono più trascurabili, i quali porteranno la velocità ad annullarsi. Tale transizione per numeri di Reynolds elevati avviene in un sottile strato vicino a parete chiamato da L. Prandtl (1904) *strato limite* (*boundary-layer*) [27]. Questo concetto quindi implica che il flusso per alti *Re* può essere diviso in due regioni:

- nella maggior parte della regione del fluido (*core layer*) gli effetti della viscosità possono essere trascurati, e quindi il fluido può essere considerato inviscido;
- un sottile strato vicino alla parete dove, oltre agli effetti inerziali, è necessario considerare gli effetti della viscosità.

Un aspetto importante, perciò, è capire il limite fra queste due regioni, o meglio quanto è spesso lo strato limite.

B.1.2 *The Law of the Wall*: La legge di parete

Consideriamo ora il problema del flusso alla *Couette* turbolento, cioè un puro flusso di taglio — non essendoci forze di pressione esterne — turbolento, che si sviluppa entro due pareti piane parallele e il cui valore dello sforzo di taglio è ovunque costante nel campo di moto; i risultati ottenuti per il flusso che si sviluppa nelle vicinanze delle pareti potranno essere assunti con validità universale. [27] Considereremo le equazioni del moto mediate alla Reynolds (RANS), per cui ogni grandezza sarà la somma di un moto medio d'insieme (indicato con un trattino sopra il simbolo della grandezza) più un termine fluttuante (indicato dall'apice) [18]

$$u = \bar{u} + u' \tag{B.1-1}$$

tale che $\overline{u'} = 0$. Supponiamo quindi di collocare il sistema di riferimento solidale con la lastra inferiore la quale risulta fissa (Figura B.1-1), che tra le due pareti vi sia una distanza 2H e che la lastra superiore si muova con velocità $u_{wu} = 2\,\bar{u}_c$ parallela alla lastra inferiore, con $\bar{u}_c$ velocità al centro del condotto *y*=H. [27]

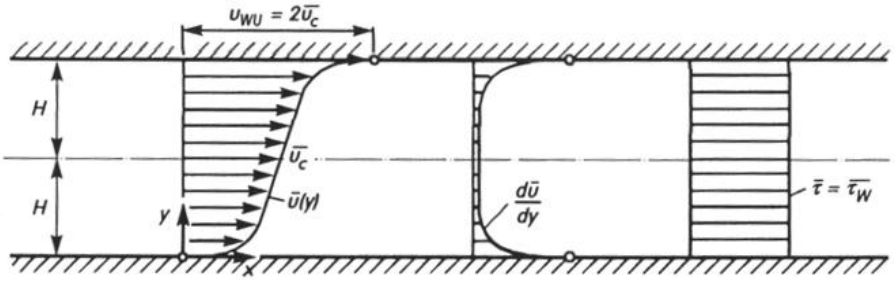


Figura B.1-1: Flusso turbolento alla *Couette.* [27]

Lo sforzo di taglio, costante, è dato da due contribuiti [27]

$$\bar{\tau} = \bar{\tau}_w = \bar{\tau}_v + \tau_t = cost. \tag{B.1-2}$$

il primo dovuto agli effetti della viscosità, secondo la legge di Newton, mentre il secondo è dovuto alle fluttuazioni turbolente (dette anche *sforzi di Reynolds*)

$$\bar{\tau}_v = \mu \frac{d\bar{u}}{dy}\,, \quad \tau_t = -\rho\,\overline{u'v'} \tag{B.1-3}$$

con $\bar{u} = f(y, \mathrm{H}, \mu, \bar{\tau}_w)$ e *v* componente della velocità lungo l'asse *y*.

Introducendo la velocità di attrito a parete [27]

$$u_\tau = \sqrt{\bar{\tau}_w/\rho} \tag{B.1-4}$$

e le grandezze adimensionali

$$\eta = \frac{y}{\mathrm{H}}\,, \qquad u^+ = \frac{\bar{u}}{u_\tau}\,, \qquad Re_\tau = \frac{\rho u_\tau \mathrm{H}}{\mu}\,, \qquad \tau_t^+ = \frac{\tau_t}{\rho\, u_\tau^2} \tag{B.1-5}$$

l'equazione (B.1-2) può essere riscritta, tenendo conto delle (B.1-3) ed essendo $u^+ = f(\eta, Re_\tau)$, come

$$\frac{1}{Re_\tau}\frac{du^+}{d\eta} + \tau_t^+ = 1 \tag{B.1-6}$$

Per ragioni di simmetria considereremo solamente la regione $0 < \eta < 1$ — cioè metà condotto — e quindi avremo le seguenti condizioni al contorno [27]

$$\begin{aligned} &\eta = 0\text{:} \quad u^+ = 0, \quad \tau_t^+ = 0 \\ &\eta = 1\text{:} \quad \frac{d^2u^+}{d\eta^2} = 0 \end{aligned} \tag{B.1-7}$$

la seconda delle quali appare evidente se si cambia il sistema di riferimento con la lastra inferiore mobile e quella superiore fissa. Il problema composto dall'equazione (B.1-6) con le condizioni al contorno (B.1-7) però non è chiuso, poiché fornisce una sola equazione per due incognite (u^+ e τ_t^+): la seconda equazione verrà fornita dal modello di turbolenza scelto. A prescindere dal modello di turbolenza, è possibile però ancora fare alcune considerazioni. Nel caso limite in cui $\frac{1}{Re_\tau} = 0$, la (B.1-6) implica $\tau_t^+ = 1$, cioè per numeri di Reynolds elevati il trasferimento molecolare di quantità di moto dovuto alla viscosità può essere trascurato in confronto al trasferimento di quantità di moto turbolenta. Questo è vero, come anticipato al Paragrafo B.1.1, solo nel *core layer*; nelle zone vicino a parete invece gli effetti della viscosità sono evidenti e per *y*=0 deve risultare $\tau_t^+ = 0$ (per la condizione di *no-slip*).

Introducendo la coordinata caratteristica (scalata) a parete [27]

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} = \eta Re_\tau \tag{B.1-8}$$

l'equazione (B.1-6) e le condizioni (B.1-7) diventano

$$\begin{gathered} \frac{du^+}{dy^+} + \tau_t^+ = 1 \\ y^+ = 0: \quad \frac{du^+}{dy^+} = 1 \end{gathered} \tag{B.1-9}$$

La distribuzione di velocità e di sforzo di taglio dovuti alle fluttuazioni turbolente nello strato limite hanno dunque la forma $u^+ = f(y^+)$ e $\tau_t^+ = f(y^+)$ ed hanno carattere *universale*, cioè sono valide per strati limite di tutti i flussi turbolenti ad elevati numeri di Reynolds con valori di sforzi di taglio a parete finiti [27]. La Figura B.1-2 mostra tali distribuzioni comparate con misure sperimentali.

È inoltre possibile suddividere in varie zone lo strato limite, in base al valore di y^+, secondo la Tabella B.1-1:

Tabella B.1-1: Regioni nelle vicinanze delle pareti e loro proprietà/definizioni [25]

Regione	Posizione	Proprietà
Regione viscosa a parete	$y^+ < 50$	I contributi viscosi agli sforzi di taglio sono significanti
Strato esterno	$y^+ > 50$	Gli effetti della viscosità su $\bar{u}$ sono trascurabili
Regione delle legge logaritmica (*log-law*)	$y^+ > 30$, $y/H < 0.3$	u^+ assume la forma logaritmica $u^+ = \frac{1}{k}\ln y^+ + C^+$, con k e C^+ costanti
Substrato viscoso	$y^+ < 5$	Gli sforzi di Reynolds sono trascurabili comparati con gli sforzi viscosi; $u^+ = y^+$
Strato tampone (*buffer layer*)	$5 < y^+ < 30$	La regione tra il substrato viscoso e la regione *log-law*; il comportamento di u^+non è né lineare né logaritmico

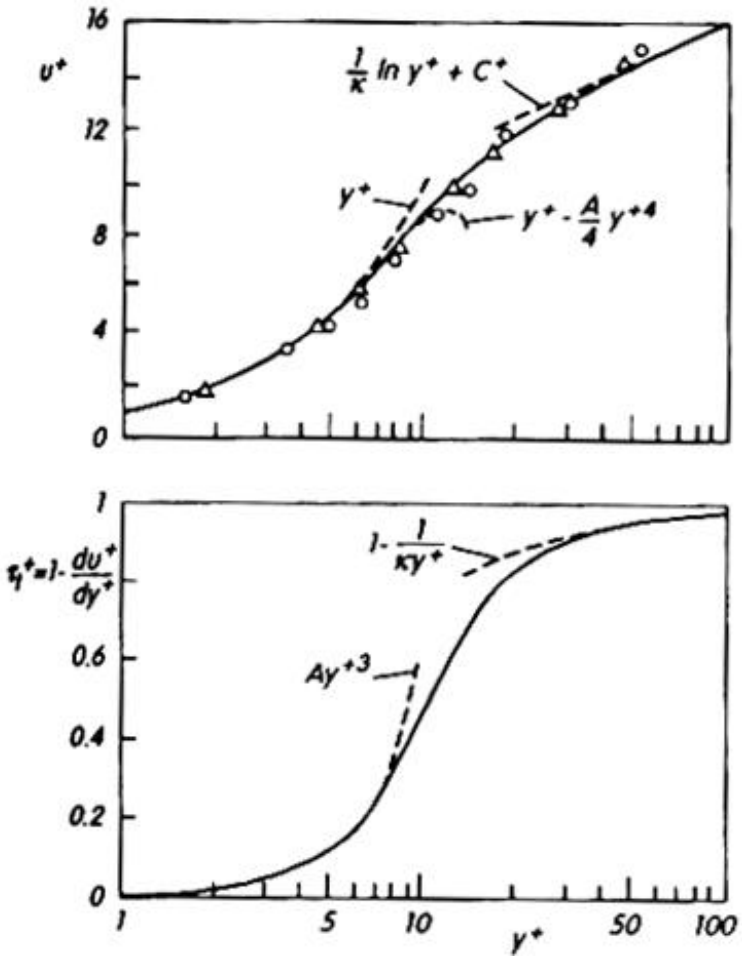


Figura B.1-2: Distribuzioni universali di $u^+(y^+)$ e $\tau_t^+(y^+)$ nello strato limite per parete liscia. Le linee continue indicano il grafico delle equazioni teoriche, quelle tratteggiate i loro asintoti; i punti tondi indicano le misurazioni di J. Kestin e P.D. Richardson (1963) mentre i triangoli indicando le misurazioni fatte da E.R. Lindgren. [27]

B.1.3 Stima dello spessore dello strato limite

Lo spessore dello strato limite, solitamente indicato con δ, non è sempre facilmente individuabile, anzi è anche difficilmente definibile: una definizione di spessore, detto *spessore geometrico*, è dato dalla distanza normale dalla parete *y* per la quale la velocità *u* raggiunge il 99% oppure il 99.5% della velocità del flusso esterno U_e indisturbato.[18] Una definizione più indicativa può essere data introducendo il cosiddetto *spessore di spostamento* (*displacement thickness*)

$$\delta^* = \int_{y=0}^{\infty} \frac{1}{U_e}(U_e - u)dy \qquad \text{(B.1-10)}$$

il cui significato può meglio essere compreso analizzando la Figura B.1-3:

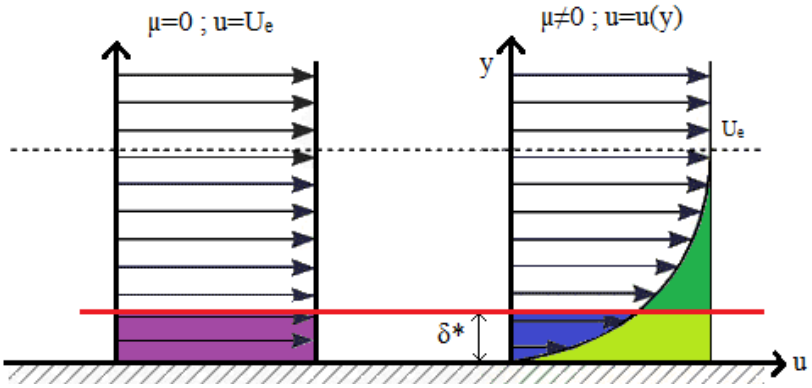


Figura B.1-3: Profili di velocità bidimensionali nelle vicinanze della parete. A sinistra: fluido inviscido; a destra: fluido reale.

nel caso ideale in cui il fluido fosse inviscido, il profilo di velocità sarebbe piatto, come illustrato nella parte sinistra; nel caso reale però, a causa della differenza di velocità (U_e - u) — tutta la parte in verde — la portata di fluido nello strato limite risulta minore. La distanza di spostamento, quindi, indica a che valore dell'ordinata y dovremmo idealmente alzare la parete affinché il flusso ideale abbia la stessa portata dell'effettivo flusso viscoso [28]; in termini geometrici, la portata indicata in viola del caso ideale eguaglia la somma delle portate indicate in blu e in verde chiaro ma, per stessa definizione di spessore di spostamento, l'area in verde scuro e quella blu risultano uguali, cosicché alzando idealmente la parete di una distanza δ^* verso l'alto, la portata mancante in verde scuro viene ad essere compensata da quella effettiva in blu. Una definizione simile a quella di distanza di spostamento è lo *spessore di quantità di moto* (*momentum thickness*) [18]

$$\vartheta = \int_{y=0}^{\infty} \frac{u}{U_e}\left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \qquad \text{(B.1-11)}$$

che indica l'ammontare del flusso di quantità di moto in meno rispetto al caso ideale [28]. Il rapporto tra lo spessore di spostamento e di quantità di moto regola la forma del profilo di velocità e viene detto *fattore di forma* (*shape factor*) [18]

$$H = \delta^* / \vartheta \qquad \text{(B.1-12)}$$

B.2 Evoluzione dello strato limite in ambiente CFD

In questa sezione verrà analizzata l'evoluzione dell'ottimizzazione dello strato limite per la prima carena, essendo la versione più prestante.

Dal punto di vista della modellazione computazionale, lo strato limite, per essere studiato correttamente, necessita di una discretizzazione accurata e separata rispetto alla restante *mesh*; quindi sono state effettuate due ulteriori simulazioni per ottimizzare la *mesh* nella zona vicino a parete della carena.

B.2.1 Evoluzione della *mesh* per lo strato limite

La parametrizzazione e la discretizzazione dello strato limite tramite *prims layers*, indicata nel Paragrafo 3.4.2, prevedeva uno spessore globale di 2 mm diviso in 4 strati in progressione geometrica di ragione 1.5; questi in realtà erano dei valori provvisori che ovviamente necessitavano di un ulteriore miglioramento. Per tale scopo sono fondamentali due parametri:

- la distanza adimensionale Y+ (detta anche *Wall Y+*), definita — in ambiente STAR-CCM+® — secondo l'equazione (B.1-8) ma ora la variabile *y* ha il significato di distanza normale alla parete tra quest'ultima e il centro (*core*) del primo strato di *prism layer* (Figura B.2-1) [22];

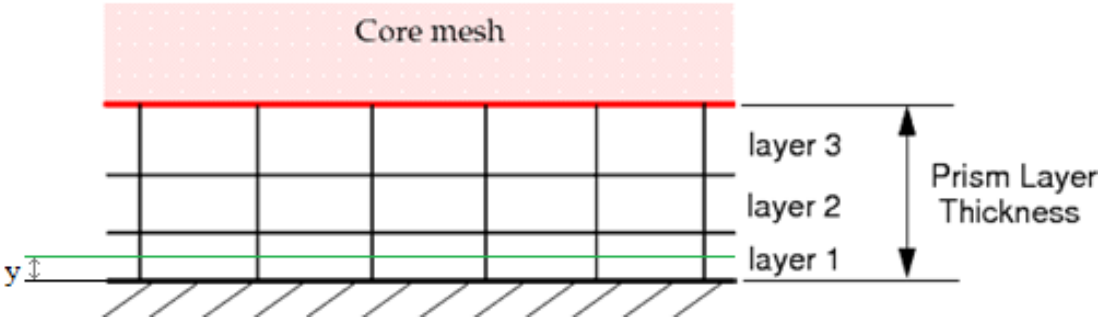


Figura B.2-1: Rappresentazione della *mesh* a parete, usando il modello *prism layer*, con particolare riferimento alla distanza *y*.[22]

- il rapporto di viscosità turbolenta (*Turbulent Viscosity Ratio*), inteso come rapporto tra la viscosità turbolenta e quella laminare [22]; quest'ultima è la

viscosità costante impostata al Paragrafo 3.4.3, per cui il rapporto di viscosità turbolenta, in questo caso, in realtà, è una misura proporzionale della viscosità turbolenta.

Il valore di Y+, quindi, dipende da quanto è fitta la mesh a ridosso della parete: secondo le necessità di modellazione allora, è possibile fare in modo che Y+ sia minore di 5, compresa tra 5 e 30 oppure maggiore di 30 in modo da poter modellare correttamente, rispettivamente, il substrato viscoso, il *buffer layer* o la *log-law region*. Alla luce di quando detto, i modelli elencati nel Paragrafo 3.4.3 assumono così i seguenti significati [22]:

- *High y+ Wall Treatment*: questo trattamento implica che le celle vicine a parete giacciano all'interno della regione *log-law*;
- *Low y+ Wall Treatment*: questo trattamento assume che il substrato viscoso sia correttamente modellato e risolto;
- *All y+ Wall Treatment*: è un trattamento ibrido che tende a emulare l' *High y+ Wall Treatment* per *mesh* a parete grossolane e il *Low y+ Wall Treatment* per *mesh* più fitte a parete.

Il valore del rapporto di viscosità turbolenta, invece, indica se sono più intensi i fenomeni dissipativi turbolenti (rapporto elevato) oppure quelli laminari viscosi (rapporto basso): dunque, ci si aspetterà un basso rapporto nelle vicinanze della parete (poiché i fenomeni turbolenti sono trascurabili rispetto a quelli puramente viscosi) e a grande distanza da questa (poiché i fenomeni turbolenti tendono a dissiparsi col flusso esterno), mentre valori più intensi in mezzo (nelle zone del *buffer layer* e *log-law region*). [29]

Partendo da questi presupposti, è possibile giustificare quanto detto pocanzi riguardo la provvisorietà della modellazione dello strato limite. Il valore di Y+ a parete nella prima simulazione, infatti, è di circa 13 sia nella parte anteriore (Figura B.2-2) che nella parte posteriore della carena di Pulse2 (Figura B.2-3):

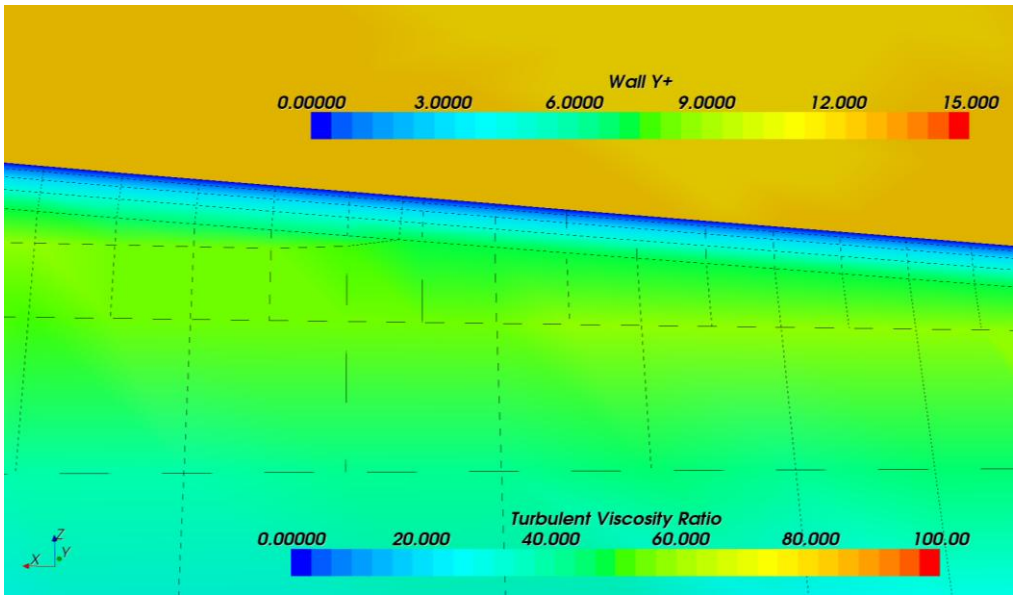


Figura B.2-2: Funzione *Wall Y+* sulla punta della carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (prima simulazione).

cioè vuol dire che si sta modellando lo strato limite a partire dal *buffer layer*, saltando del tutto il substrato viscoso; inoltre lo spessore globale dei *prism layer* è ampiamente insufficiente — dovendo raggiungere quanto meno le zone in giallo/verde [29.1] — e di conseguenza anche il loro numero.

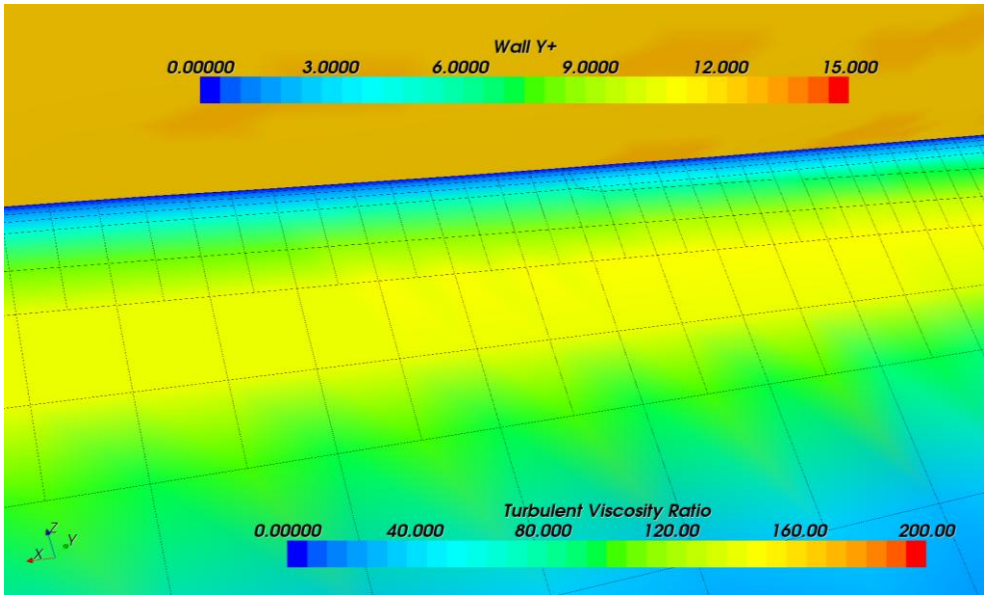


Figura B.2-3: Funzione *Wall Y+* a metà carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (prima simulazione).

Un miglioramento si ha, innanzitutto, cercando di abbassare il valore della funzione *Wall Y+*, aumentando il numero di *layer* da 4 a 20 e lo spessore globale da

2 mm a 3 mm ed abbassando la ragione della progressione da 1.5 a 1.2; così facendo, infatti, si diminuisce il valore di *y* — che fa abbassare Y+ — e si migliora la risoluzione discretizzata dello strato limite. Le Figure B.2-4 e B.2-5 mostrano che il valore di Y+ (in una seconda simulazione) è ampiamente all'interno del substrato viscoso — sia in punta che in coda — ma lo spessore globale dei *prism layer* non riesce nuovamente a coprire tutto lo spessore dello strato limite, che aumenta all'avanzare delle ascissa in direzione del flusso.

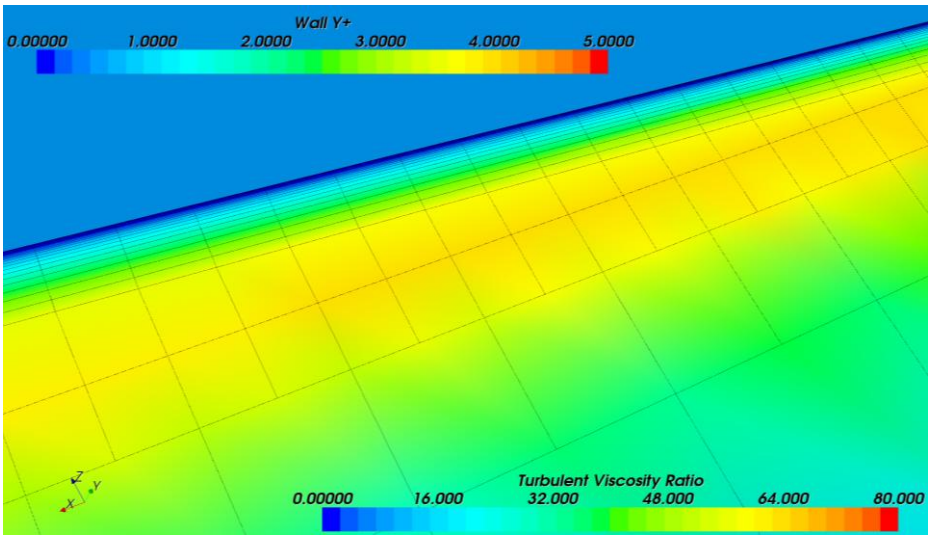


Figura B.2-4: Funzione *Wall Y+* a metà carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (seconda simulazione).

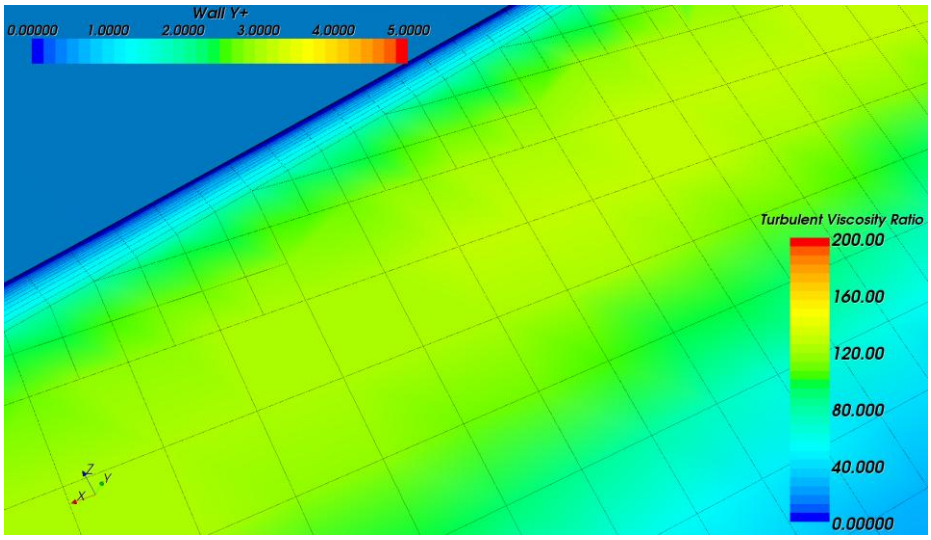


Figura B.2-5: Funzione *Wall Y+* sulla coda della carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (seconda simulazione).

A questo punto, per avere una corretta modellizzazione, è necessario considerare che non è possibile parametrizzare lo strato limite con dei parametri fissi, poiché, appunto, lo spessore non è costante nel passare da bordo d'attacco al bordo di fuga. Per tale scopo quindi è necessario l'utilizzo di volumi di controllo in cui specificare particolari parametri di *mesh*; inoltre, è necessario tener conto anche di un'altra variabile, ovvero la velocità di attrito a parete (B.1-4), che in STAR-CCM+® viene indicata con la funzione *Ustar*.

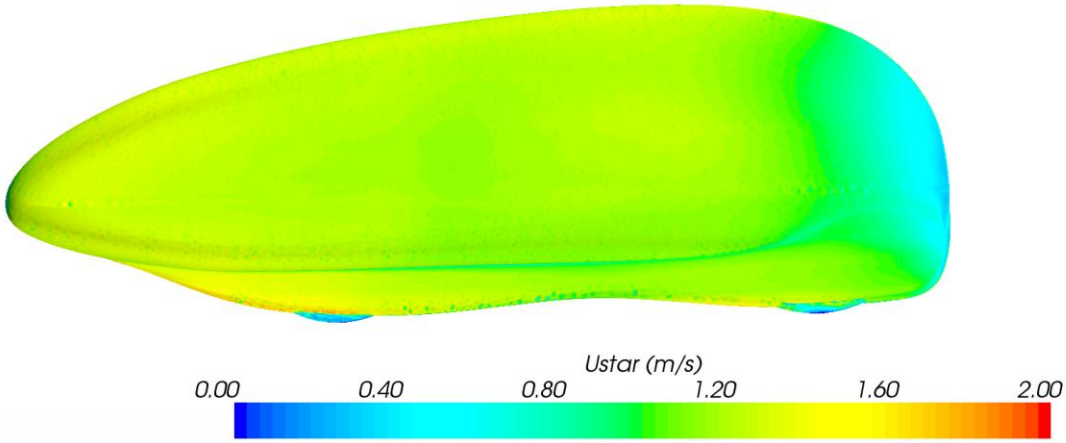


Figura B.2-6: Velocità di attrito a parete *Ustar* su Pulse2 (seconda simulazione).

Dunque, considerando l'evoluzione dello spessore dello strato limite, osservata nelle precedenti simulazioni, sono stati creati cinque *volumetric controls* (Figura B.2-7), mentre la parte finale viene modellata secondo le impostazioni globali di *mesh*.

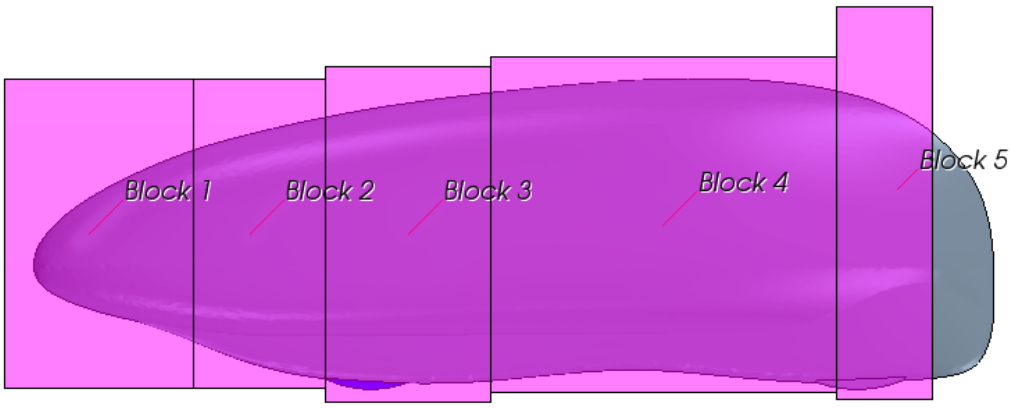


Figura B.2-7

A questo punto, supponendo di voler modellare il substrato viscoso, è stato ottenuto il numero di *prism layer* minimo, assumendo costanti all'interno dei blocchi i valori

di *Ustar* e spessore globale dello strato limite, mentre Y+, ragione della progressione geometrica dei *layer* e viscosità cinematica uguali e costanti per tutti i blocchi.

Tabella B.2-1: Parametri per la generazione dei *prism layer* per la terza simulazione su Pulse2.

Ragione progressione geometrica	1.1					
Viscosità cinematica (m^2/s)	$1.634 \cdot 10^{-5}$					
Y+	3					
	Block 1	***Block 2***	***Block 3***	***Block 4***	***Block 5***	***Mesh* globale**
***Ustar* (m/s)**	1.4	1.7		1.5	0.8	
Spessore globale strato limite (mm)	3.5	15	23	35.5	52	60
Numero di *prism layer*	19	35	39	43	40	42

L'incremento notevole dei *prism layer* (all'inizio erano quattro ovunque) ha aumentato anche i tempi di convergenza della viscosità *Sa_nut*, fino a circa 3200 iterazioni. Al termine della simulazione sono stati ottenuti i risultati mostrati nelle figure successive, in cui è possibile notare come il valore della funzione *Wall Y+* sulla carena sia sempre inferiore a 5 — tranne per il blocco 5 in cui probabilmente è stato scelto un valore di *Ustar* troppo basso, ma comunque l'errore non è eccessivo poiché si ottiene un valore di circa 6 (Figura B.2-12) — mentre le variazioni di viscosità turbolenta sono tutte all'interno del massimo spessore dei *prism layer*, nonostante l'aumento di spessore di strato limite dal bordo d'attacco a quello di fuga. Il valore finale del *Drag* (8.93 N), infine, non risente molto dell'ottimizzazione rispetto alla prima simulazione, ma i contributi della pressione e degli sforzi di

taglio cambiano: la resistenza da pressione cresce del 34% mentre quella derivante dagli sforzi di taglio decresce dell' 8.5%.

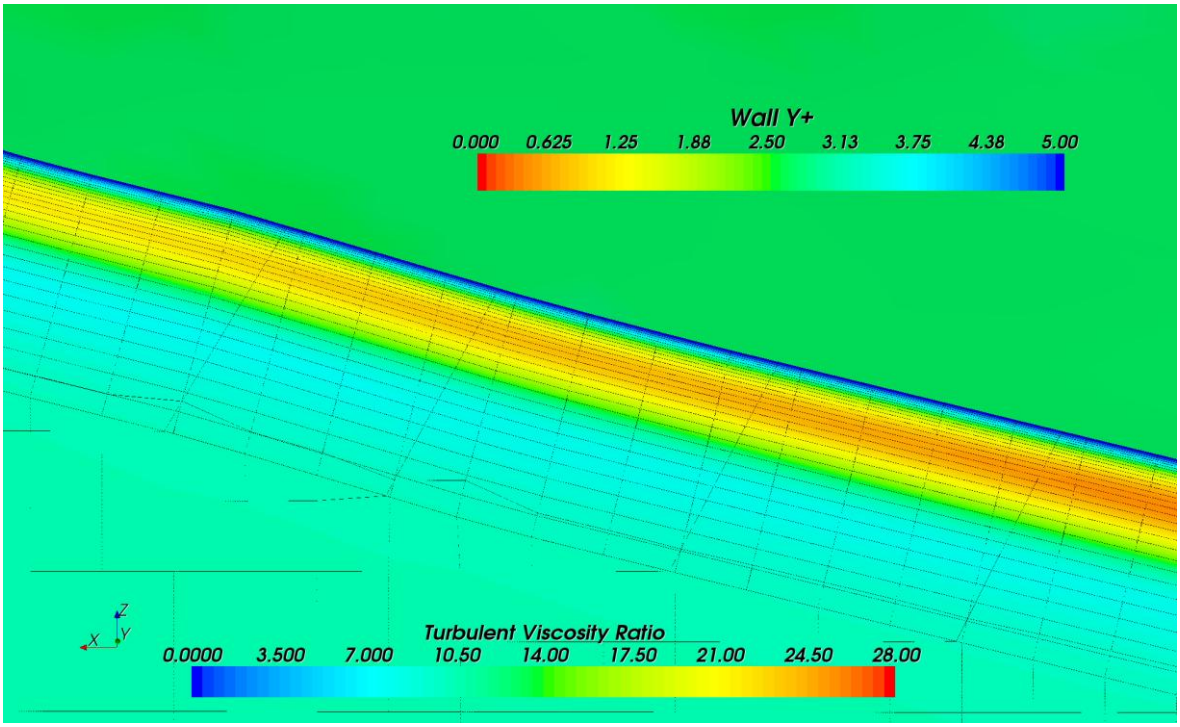


Figura B.2-8: Funzione *Wall Y+* sulla carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (Block 1, terza simulazione).

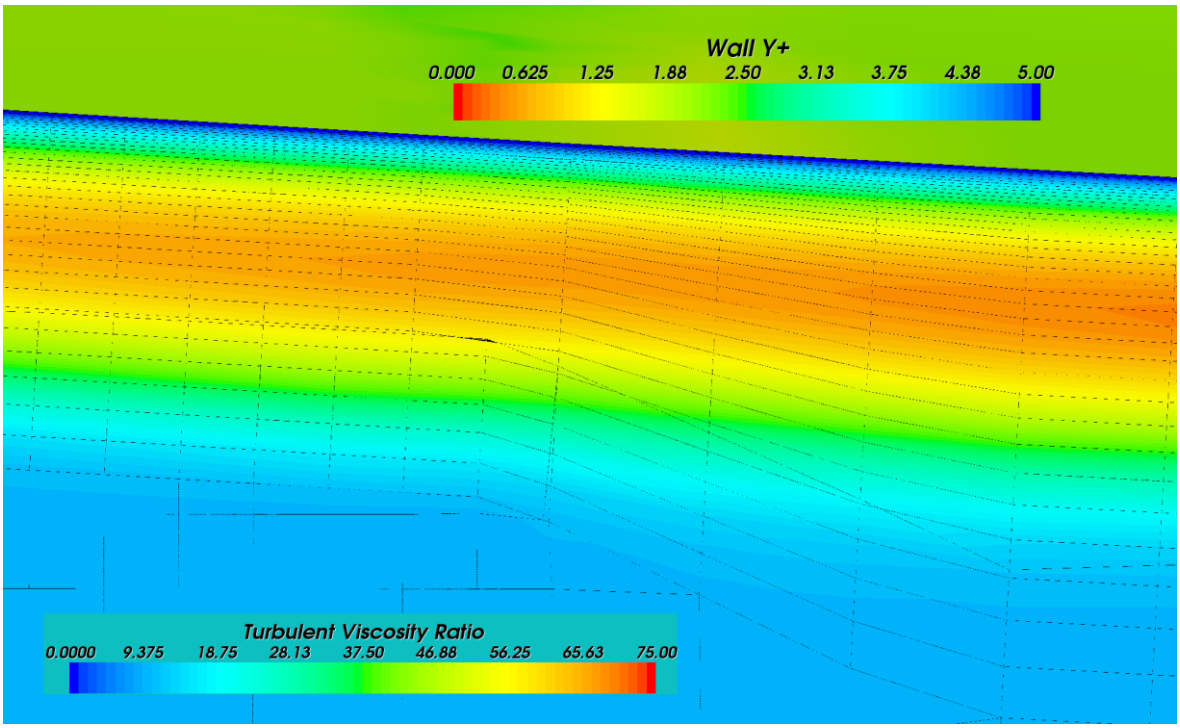


Figura B.2-9: Funzione *Wall Y+* sulla carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (Block 2, terza simulazione); è possibile notare anche l'evoluzione dello spessore dei *layer* nel passaggio dal blocco 2 al blocco 3.

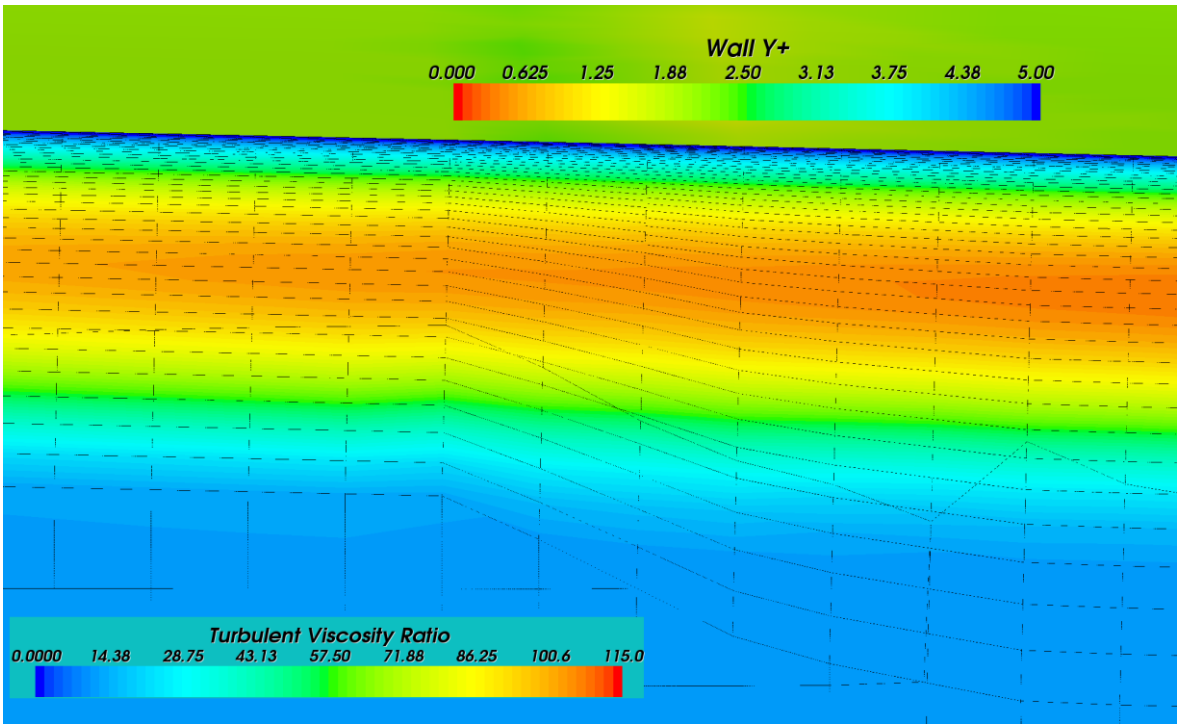


Figura B.2-10: Funzione *Wall Y+* sulla carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (Block 3, terza simulazione); è possibile notare anche l'evoluzione dello spessore dei *layer* nel passaggio dal blocco 3 al blocco 4.

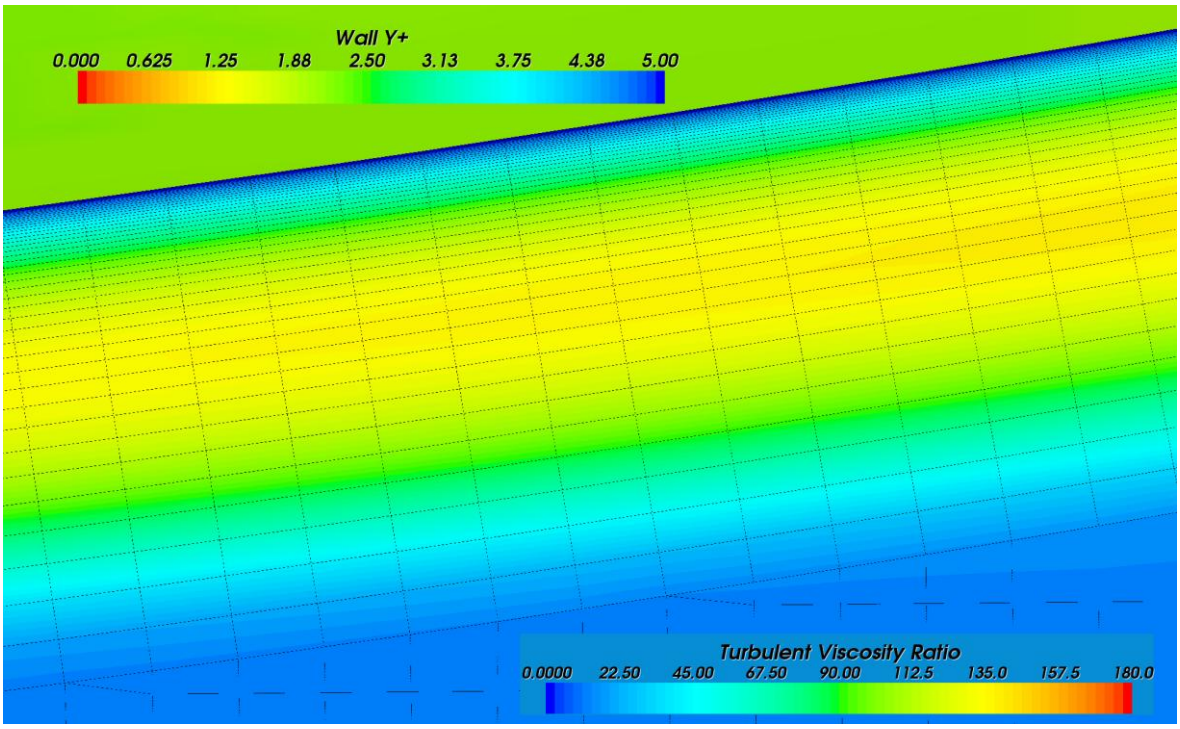


Figura B.2-11: Funzione *Wall Y+* sulla carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (Block 4, terza simulazione); è possibile notare come lo spessore massimo dei *layer* comprenda tutto il *range* di variazione della viscosità turbolenta, dal valore nullo a parete al valore nullo di raccordo con la corrente esterna.

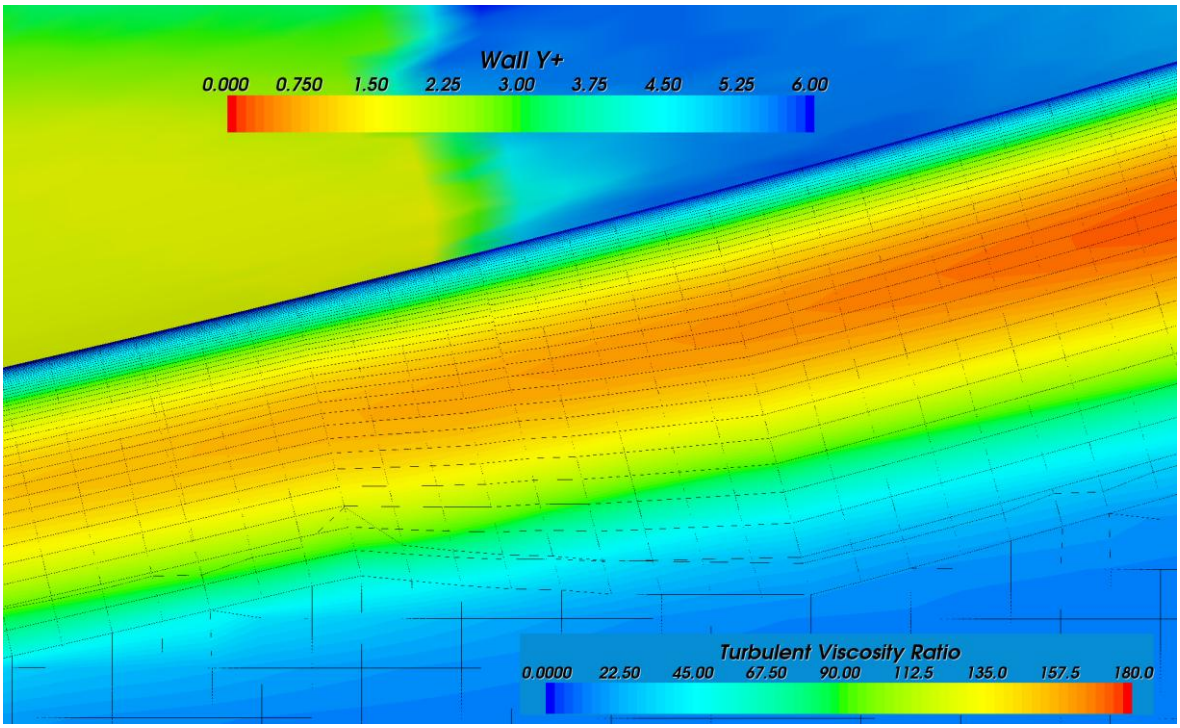


Figura B.2-12: Funzione *Wall Y+* sulla carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (Block 4, terza simulazione); è possibile notare anche l'evoluzione dello spessore dei *layer* nel passaggio dal blocco 4 al blocco 5.

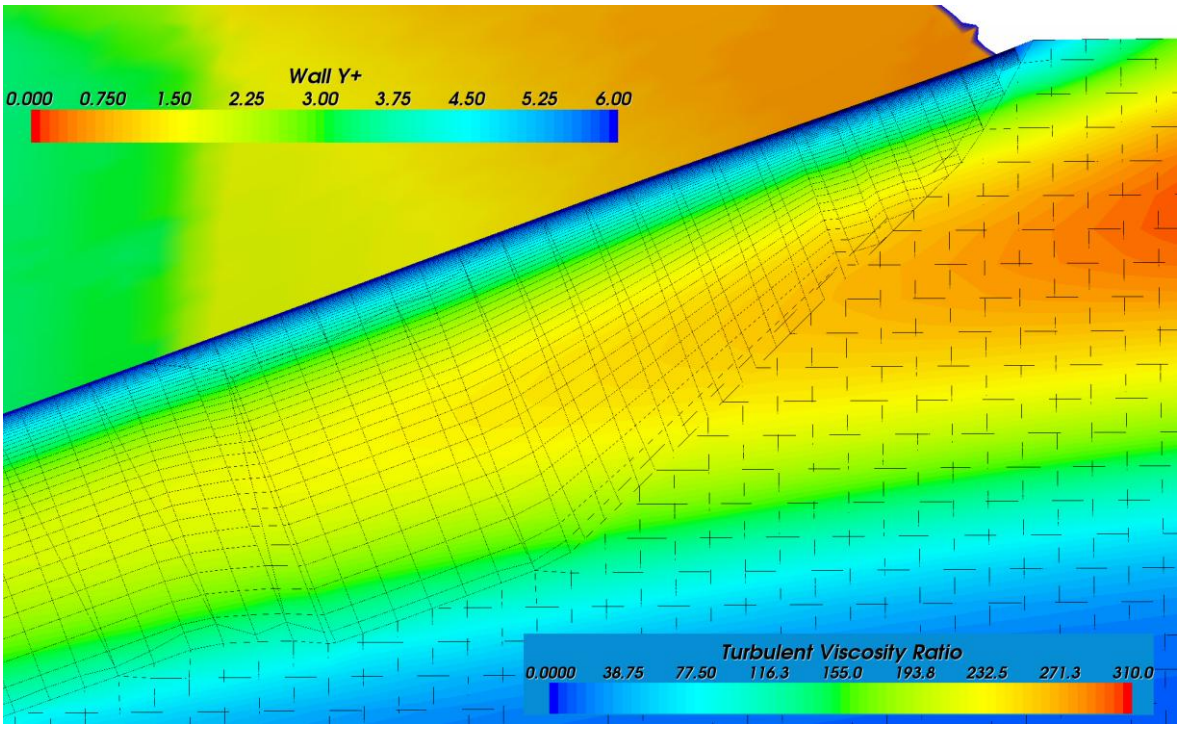


Figura B.2-13: Funzione *Wall Y+* sulla carena di Pulse2 e rapporto di viscosità turbolenta su un piano parallelo al suolo all'altezza della punta della carena (Block 5, terza simulazione); è possibile notare anche l'evoluzione dello spessore dei *layer* nel passaggio dal blocco 5 alla mesh globale, la quale è modificata dal *wake refinement*.

Bibliografia

I collegamenti ai siti internet sono disponibili in data 01/06/2013.

[1] «Recumbent Aerodynamics Blog» 27 Luglio 2010. [Online]. Link: *lonniemorse.files.wordpress.com/2010/07/recumbent11.png*

[2] «RECUMBENTS.COM, CYCLES FOR THE NEW CENTURY» [Online]. Link: *recumbents.com/wisil/whpsc2012/images/MowettSat2/ group%20Photo%20(18).JPG*

[2.1] Link: *www.recumbents.com/wisil/whpsc2012/whpsc_site.htm*

[2.2] Link: *www.recumbents.com/wisil/whpsc2005/site/site_elevation_plot.gif*

[2.3] Link:*www.wisil.recumbents.com/wisil/whpsc2005/images/Thursday/ fredThurs.jpg*

[3] F. Russo, «RUSSO SPEEDBIKE,» 12 Agosto 2011. [Online]. Link: *www.russo-speedbike.com/news.html?no_cache=1&tx_ frpnewsandinfos_pi1%5Bfrom%5D=21*

[3.1] Link: *www.russo-speedbike.com/eiviestretto.html*

[3.2] Link: *www.russo-speedbike.com/uploads/pics/IMG_0801.JPG*

[4] «International Human Powered Vehicle Association» [Online]. Link: *www.ihpva.org/hpvarec3.htm#nom01*

[5] «BICINEWS» [Online]. Link: *www.bicinews.net/wpcontent/uploads/2012/11/ VarnaTempest.jpg*

[6] A. Christensen, M. Cohen, A. Eckerson e J. Vesely II. «The Eckersonian» 28 Febbraio 2013. "Table 1: Specifications for Different Human Powered Vehicles" [Online]. Link: *eckersonian.org/cadence/documents /me491%20-%20FINAL%20design%20report.pdf.*

[7] «Speed101.com» [Online]. Link: *www.speed101.com/image_speedbike.htm*

[7.1] Link: *www.speed101.com/images/sb/cuttingedge_pass_goldrush_1990.jpg*

[8] C. Kyle e M. D. Weaver. «Aerodynamics of human-powered vehicles.» *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy* 2004 218: 141

[9] «HUMAN POWER TEAM DELFT & AMSTERDAM» [Online]. Link: *www.hptdelft.nl/en/images/stories/fotos/plaatjes_2.jpg*

[9.1] Link: *hptdelft.nl/en/images/bdm-20120617-0153-human-powered-team-velox2.jpg*

[10] Epemaa, van den Branda, Gregoora, Kooijmanb, Perebooma, Wielemakera, van der Zweepc. *Bicycle Design: A different approach to improving on the world human powered speed records*. 2012. 9th Conference of the International Sports Engineering Association (ISEA)

[11] D.G. Wilson. *Bicycling Science*. 2004. The MIT Press.

[12] F. Quori. *Aerodinamica*. 1998. Levrotto & Bella, Torino.

[13] E.L. Houghton, P.W. Carpenter. *Aerodynamics for Engineering Students*. 2003. Butterworth-Heinemann.

[14] Frédéric Grappe. *Cyclisme et optimisation de la performance, Sciences et méthodologie de l'entraînement*. 2005. De Boeck Université.

[15] G. Chiocchia, M. Germano. *Termofluidodinamica*. 2007. Levrotto & Bella.

[16] Milton Van Dyke. *An Album Of Fluid Motion*. 1982. Stanford University. The Parabolic Press.

[17] «Wikipedia, The Free Encyclopedia» [Online]. Link: *upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/7/7d/Laminar_shear_it.svg/350px-Laminar_shear_it.svg.png*

[17.1] Link: *it.wikipedia.org/wiki/Profilo_alare*

[17.2] Link: *en.wikipedia.org/wiki/Computational_fluid_dynamics*

[18] M. Germano. *Appunti di Gasdinamica*. 2012. Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Torino.

[19] H. W. Liepmann, A. Roshko. *Elements of Gasdinamics*. 2001. Dover

[20] «Clay Mathematics Institute, Dedicated to increasing and disseminating mathematical knowledge» [Online]. Link: *www.claymath.org/millennium/*

[21] «CD-adapco» Video on Demand. [Online]. Link: *www.cd-adapco.com/it/webinar/quali-sono-i-vantaggi-della-fluidodinamica-computazionale-cfd*

[22] CD-Adapco. *User Guide, STAR-CCM+ 8.02.008*. 2013.

[23] K. H. Huebner, E. A. Thornton, T. D. Byron. *The Finite Element Method for Engineers*. 1995. Wiley Interscience.

[24] «CD-adapco» Gallery. [Online]. Link: *www.cd-adapco.com/sites/default/files/cervelo-drupal.jpg*

[25] S. B. Pope. *Turbulent Flows*. 2000. Cambridge University Press

[26] «HLRN, Norddeutsche Verbund für Hoch- und Höchstleistungsrechnen» Software. STAR-CCM+. [Online]. Link: *https://www.hlrn.de/home/view/System/STAR-CCM*

[27] H. Schlichting, K. Gersten. *Boundary-Layer Theory, 8th Revised and Enlarged Edition*. 2000. Springer

[28] «Note del Corso di Meccanica dei Fluidi, Corso di Laurea in Ingegneria Meccanica - Facoltà di Milano Bovisa» [Online]. Link: *www.diiar.polimi.it/franz/MdF-laurea-bovisa/appunti/A-0Strato_limite.pdf*

[29] «Leap Australia Computational Fluid Dynamics Blog (CFD)» Tips and Tricks. Turbulence Part 3. [Online].
Link: *www.computationalfluiddynamics.com.au/turbulence-part-3-selection-of-wall-functions-and-y-to-best-capture-the-turbulent-boundary-layer/*

[29.1] Link: *www.computationalfluiddynamics.com.au/tips-tricks-turbulence-part-4-reviewing-how-well-you-have-resolved-the-boundary-layer/*