



TOR VERGATA
UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI ROMA

**UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI ROMA
TOR VERGATA**

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

Corso di riferimento "Tecnica delle Costruzioni Meccaniche"

Tesi

**Ottimizzazione dell'aerodinamica di una retrocamera
mediante analisi CFD e mesh morphing**

Candidato Lorenzo D'Anastasio

Anno Accademico 2022/2023

Relatore: Professor Marco Evangelos Biancolini

Correlatori: Ing. Ubaldo Cella, Ing. Gabriele Mirasoli

Indice

1	Introduzione	1
2	Riferimenti fluidodinamici teorici	5
2.1	Concetto di Fluido	6
2.2	Equazioni di equilibrio	9
2.2.1	Bilancio di massa	10
2.2.2	Bilancio di quantità di moto	10
2.2.3	Bilancio di energia	11
2.3	Strato limite	12
2.4	Forza di resistenza e di portanza	15
3	Soluzioni aerodinamiche dei veicoli	17
3.1	Appendici aerodinamiche	18
3.2	Generatori di vortici	20
3.3	Metodi di valutazione teorico-analitico-pratico	21
4	Analisi della geometria ASMO	23
4.1	Software utilizzati	23
4.1.1	OpenFOAM	23
4.1.2	HELYX	24

4.1.3	RBF Morph	24
4.1.4	Ansys SpaceClaim	24
4.1.5	ParaView	24
4.2	ASMO solutore OpenFOAM	25
4.2.1	Condizioni al contorno	25
4.2.2	Morphing di Superficie	32
4.2.3	Morphing di Volume	35
4.3	ASMO solutore HELYX	38
4.3.1	Condizioni al contorno	39
4.3.2	Morphing di Superficie	45
4.3.3	Morphing di Volume	45
4.4	Confronto risultati pre-post morphing	47
5	Analisi AeroSUV	60
5.1	Configurazione	62
5.1.1	Condizioni al contorno	63
5.1.2	Risultati	63
5.2	Analisi AeroSUV con tetto Volvo	64
5.2.1	Trasformazioni e semplificazioni geometriche	66
5.2.2	Condizioni al contorno	68
5.2.3	Morphing di Superficie	75
5.2.4	Morphing di Volume	75
5.2.5	Confronto risultati pre-post morphing	79
6	Conclusioni	88

A	Struttura dei codici in linguaggio C++ per OpenFOAM	90
B	Ringraziamenti	94
	Elenco dei simboli	96
	Elenco delle figure	98
	Elenco delle tabelle	102
	Bibliografia	103

Capitolo 1

Introduzione

Il seguente lavoro di tesi sperimentale si pone come obiettivo lo studio aerodinamico di una retrocamera e la sua ottimizzazione geometrica, nella fattispecie saranno condotte analisi CFD che porteranno alla luce i diversi valori delle forze di resistenza aerodinamica, prima e dopo le modifiche della griglia di calcolo. Prima di affrontare il caso industriale, saranno spiegati i modelli teorici grazie ai quali è stato possibile studiare approfonditamente l'interazione fluido-struttura e, una volta verificati, si passerà a una analisi aerodinamica di una geometria semplificata quale l' "Aerodynamishes Studien *MO*dell" (*ASMO*) 1.1.

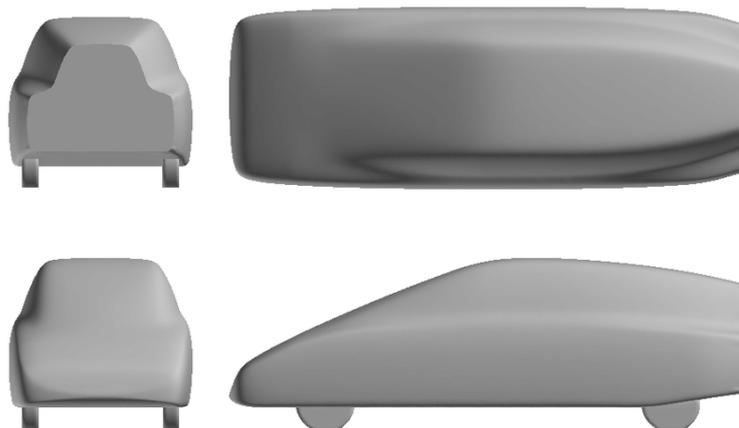


Figura 1.1: ASMO in varie proiezioni

In virtù dei risultati prodotti dalle analisi sulla *ASMO*, il caso industriale potrà essere studiato con la stessa sequenza di iterazioni.

Al giorno d'oggi le telecamere per auto sono diventate un dispositivo quasi standard su tutti i modelli. Le loro tecnologie prevedono l'utilizzo di un teleobiettivo per migliorare le capacità di rilevamento a lunga distanza e una lente fish-eye che invece lavora sulle distanze brevi con un campo visivo più ampio. In particolar modo le retrocamere aiutano il conducente in primis a evitare situazioni di pericolo per altre persone e anche urti con altri veicoli. Tale sistema visivo si attiva con l'inserimento della retromarcia, fornendo linee guida sullo schermo con annessi allarmi sonori dati dai sensori di posizione. Queste linee forniscono un percorso sicuro da compiere valutando anche le distanze tra il proprio veicolo e gli oggetti nelle vicinanze, come si nota dalla Figura 1.2.

Appare quindi evidente come il loro funzionamento efficiente sia direttamente imputabile alla pulizia della superficie del visore, di conseguenza l'obiettivo del lavoro di Tesi sarà quello di diminuire il più possibile la resistenza aerodinamica della retrocamera.



Figura 1.2: Azione di una retrocamera con riscontro visivo sul monitor

Il tetto del modello Volvo a cui è stata applicata la retrocamera verrà adattato a una geometria resa disponibile dal sito [1], denominata *AeroSUV*, la quale è disponibile in diverse configurazioni di carrozzeria quali berlina, coupé o familiare e differenti parti come ad esempio sospensioni, motore, ruote con cerchi in lega, sistema di scarico, ecc. Tutte queste varianti che completano il modello hanno il ruolo di rendere ancora più specifico lo studio che si vuole eseguire. Nel lavoro condotto l'assieme sarà composto dalle seguenti parti:

- Tetto con retrocamera
- Carrozzeria
- Ruote anteriori e posteriori
- Sottoscocca piatto

Inoltre essendo verificata la simmetria a livelli di carichi, di geometria e di materiali si potrà investigare solamente una mezzeria del modello totale risparmiando notevolmente sull'onere computazionale con conseguenti vantaggi in termini di tempistiche di calcolo.



Figura 1.3: Modello AeroSUV con tetto Volvo

Come si può notare dalla Figura 1.3, il tetto provenendo da una altra vettura produce un miss match tra le parti, il quale verrà risolto tramite successive operazioni geometriche pervenendo così alla configurazione definitiva mostrata dalla Figura 1.4



Figura 1.4: Modello AeroSUV con tetto Volvo definitivo

Una volta ottenuta la configurazione definitiva del modello si procederà con le analisi numeriche, le quali produrranno dei risultati che saranno confrontati con le successive, aventi la configurazione con griglia di calcolo variata. Per poter modificare la mesh, saranno prodotte due differenti soluzioni, nello specifico, tramite codice *python*, una prima andrà a produrre la nuova mesh superficiale mentre una seconda agirà direttamente sulla mesh di volume.

Capitolo 2

Riferimenti fluidodinamici teorici

La fluidodinamica è quella branca della meccanica del continuo grazie alla quale possono essere studiate le molteplici dinamiche dei fluidi. In natura è possibile definire tre stati di aggregazione della materia come illustrato dalla Figura 2.1 e descritti come segue:

- *Solido* in cui le forze intermolecolari sono tali da mantenere le molecole fisse e inibire qualsiasi tipo di moto attorno ai tre assi, questo si tramuta nel conferire ai corpi solidi un mantenimento di forma e volume proprio.
- *Liquido* in cui i legami intermolecolari cominciano a essere meno restringenti e le molecole acquistano dei moti vibrazionali che le portano a ottenere differenti posizioni nell'intorno spaziale, descrivendo così un volume proprio e la capacità di adattarsi allo spazio in cui sono contenuti.
- *Gassoso o Aeriforme* in cui le interazioni tra molecole sono così numerose da poter trascurare il valore delle forze intermolecolari, in quanto anche per istanti temporali infinitesimi avremo il susseguirsi di numerose formazioni e mutazioni dei sistemi di forze, sintomo della spiccata reattività molecolare. Tutto ciò implica che si avranno ulteriori moti, non solo vibratorii, ma anche di traslazione e di rotazione, dovuti all'agitazione prodotta dai continui scambi energetici tra di esse.

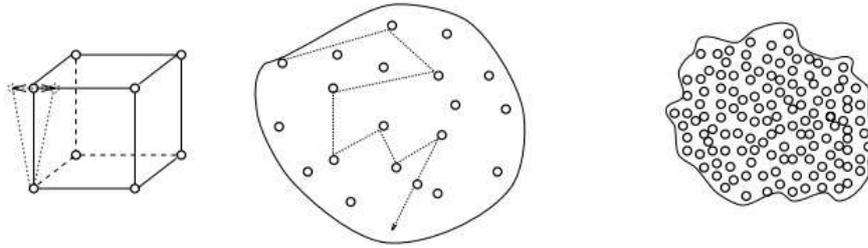


Figura 2.1: Schematizzazione delle strutture dei solidi, gas e liquidi

È quindi di fondamentale importanza caratterizzare e studiare il comportamento macroscopico di un flusso, attraverso l'utilizzo di grandezze fisiche sperimentalmente misurabili quali temperatura, pressione, velocità e densità. L'aria presente nell'atmosfera terrestre è una miscela di gas composta in percentuale dal 78% di Azoto, dal 20% di Ossigeno e il restante 2% da altri gas quali Anidride Carbonica e Argon. In condizioni standard, temperatura di $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ e pressione di 1 atm , una mole di ogni gas contiene circa un numero di molecole pari a $6.023 \cdot 10^{23}$, definito come Numero di Avogadro dalla rispettiva legge di Avogadro, e occupa un volume di circa 22.414 m^3 . Dunque in altri termini, anche in un volume infinitesimale saranno contenute migliaia di particelle gassose che daranno luogo ad altrettante forze e interazioni.

2.1 Concetto di Fluido

Un fluido è un materiale, il quale se eventualmente sottoposto a sforzi di tipo tangenziali, esibisce una indefinita deformazione e successivamente alla rimozione delle tensioni non recupera la sua forma iniziale[2]. A tale descrizione di materiale appartengono *Gas* e *Liquidi*, quindi in aggiunta un fluido in condizioni di quiete resiste solo agli sforzi di tipo normali.

Ipotesi fondamentale per poter studiare i fenomeni che caratterizzano un fluido è quella del *continuo* o di *continuità*, il che equivale ad assumere che non vi sia discontinuità nella mate-

ria, pertanto all'interno di un volume, di analisi non vuoto e contenente particelle, le medie sulle grandezze risultano essere indipendenti dal numero stesso di elementi contenuti nello stesso volume. Per tramite di questa ipotesi sarà possibile descrivere le proprietà del fluido senza considerare le caratteristiche delle singole molecole, con conseguenti vantaggi di un approccio macroscopico. Nelle applicazioni di interesse ingegneristico il comportamento del fluido può essere notevolmente semplificato grazie all'utilizzo di tale teoria. Affinché sia valida, si considerino elementi piccoli ma sufficientemente macroscopici, tali da poter avere associato ciascuno un valore di singola proprietà e che essa vari in modo *continuo*, per elementi contigui e nel dominio temporale. Lo sforzo nel *continuo* è la caratteristica che regola il moto delle particelle, esse quindi variano il loro stato di quantità di moto in ragione delle *forze* agenti sui loro contorni. Il vettore di forza superficiale σ_n è esprimibile per tramite di tre sforzi, relativi ad altrettante direzioni indipendenti su un determinato orientamento della superficie S , il quale a sua volta può variare in tutte le direzioni. Pertanto sarà necessario definire le nove componenti del tensore, rappresentato nella Figura 2.2.

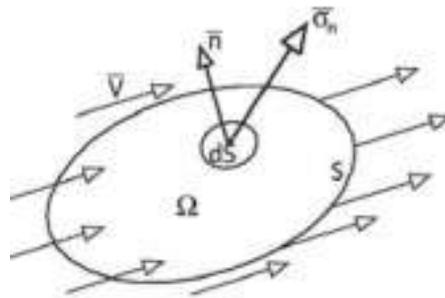


Figura 2.2: Generico volume di controllo Ω soggetto al campo di moto V , da cui ha origine il tensore σ_n

Il generico stato di *tensione idrostatico* può essere descritto dalla seguente relazione vettoriale:

$$\sigma_n = -pn + \tau_n \quad (2.1.1)$$

L'equazione 2.1.1 mette in luce come uno stato generico di *tensione idrostatico* può essere caratterizzato da una quota parte di componente compressiva ($-pn$), alla quale si somma il contributo degli effetti viscosi (τ_n) qualora essi siano non trascurabili.

Il vettore τ_n si definisce come il prodotto scalare tra il tensore τ e la normale n , come riportato nelle successive relazioni:

$$\tau_n = \tau \cdot n \quad (2.1.2)$$

$$\tau = \begin{pmatrix} \tau_{11} & \tau_{12} & \tau_{13} \\ \tau_{21} & \tau_{22} & \tau_{23} \\ \tau_{31} & \tau_{32} & \tau_{33} \end{pmatrix} \quad (2.1.3)$$

Per la natura delle entità che si sommano nella relazione 2.1.1, si potrà descriverle come una parte idrostatica ($-pn$) e una parte viscosa/dinamica (τ_n). Il campo di moto di una particella fluida è essenzialmente descritto mediante la variazione del campo velocità intorno a un punto di dato interesse, ciò che è significativo ai fini della descrizione del moto è dato dalle nove derivate spaziali del campo velocità rispetto alle direzioni della terna di assi i, j, k .

$$\frac{\partial v_i}{\partial x_j} = \frac{1}{2} * \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \frac{1}{2} * \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) = \varepsilon_{ij} + \omega_{ij} \quad (2.1.4)$$

In un fluido in moto, grazie alla 2.1.4, si può asserire che le componenti di *velocità* variano da punto a punto e quindi un suo elemento in generale si deforma per ε_{ij} e ruota per ω_{ij} . Viene propriamente detto un *fluido newtoniano* quando vi è una relazione diretta tra il tensore τ e il solo tensore simmetrico ε_{ij} per tramite della costante μ .

$$\tau_{ij} = \mu * \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) = 2\mu \varepsilon_{ij} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot V \delta_{ij} \quad (2.1.5)$$

2.2 Equazioni di equilibrio

Il moto di un elemento *fluidido*, come ampiamente dimostrato nel paragrafo 2.1, risulta essere una combinazione tra una generica *traslazione* e una *rotazione*, in aggiunta la forma può risultare distorta, come si nota dalla Figura 2.3.

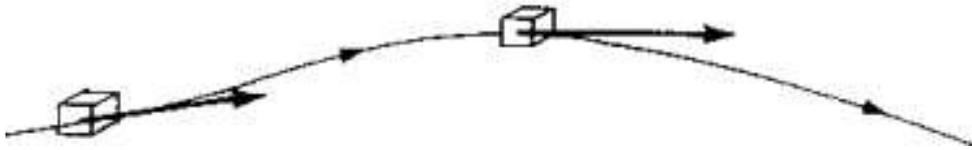


Figura 2.3: Modalità di deformazione di una particella fluida lungo una triettoria

Nell'analisi del moto vi sono due approcci:

- *Lagrangiano o materiale* nel quale si può seguire l'evoluzione di una particella o di un volume finito di materiale, il quale è caratterizzato dal contenere sempre le medesime particelle al variare del tempo. Quindi definiti i valori di *volume materiale*, così come la posizione delle differenti particelle al suo interno x_o , i parametri termo-fluidodinamici saranno funzione esclusivamente di (x_o, t) .
- *Euleriano o del volume di controllo* nel quale si prevede l'osservazione di un determinato *volume* nel dominio, costante nel *tempo*, in cui vi transitano diverse particelle nei vari istanti temporali. Questo ultimo approccio è nettamente utile per applicazioni in campo ingegneristico, in quanto le variabili termo-fluidodinamiche risulteranno essere funzione dello spazio generico x e del tempo t .

Nel caso in cui si debba derivare una generica funzione rispetto al tempo, seguendo la particella, si deve tener conto della variabilità della posizione attuale, mediante la cosiddetta

derivata materiale.

Definizione della derivata materiale per uno scalare $\phi_{x,t}$:

$$\frac{D\phi_{x,t}}{Dt} = \frac{\partial\phi}{\partial t} + V \cdot \nabla\phi \quad (2.2.1)$$

Definizione della divergenza del campo velocità:

$$\nabla \cdot V = \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = \frac{1}{d\Omega} \frac{D(d\Omega)}{Dt} \quad (2.2.2)$$

Operando alcune manipolazioni algebriche sulle due equazioni 2.2.1 e 2.2.2, si perviene alla seguente relazione di notevole importanza per i successivi bilanci:

$$\frac{D}{Dt} \int_{\Omega} d\Omega \phi = \int_{\Omega} \frac{D\phi}{Dt} d\Omega + \int_{\Omega} \phi \nabla \cdot V d\Omega \quad (2.2.3)$$

2.2.1 Bilancio di massa

L'equazione di equilibrio di massa, definita per un volume materiale dalla 2.2.4, afferma che essa non varia nel tempo, in altri termini mediante l'approccio *euleriano* si definisce che il valore della *derivata materiale* della quantità di massa contenuta nel volume infinitesimo che investighiamo nel tempo è nulla.

$$\frac{D}{Dt} \int_{\Omega} \rho d\Omega = \int_{\Omega} \frac{\partial\rho}{\partial t} d\Omega + \int_{\Omega} \nabla \cdot (\rho V) d\Omega = 0 \quad (2.2.4)$$

Una ulteriore forma della 2.2.4 può essere ricavata mediante il teorema di Green Gauss in cui gli integrali di volume si riscrivono come integrali di superficie nella seguente:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial\rho}{\partial t} d\Omega + \int_S \rho V \cdot n dS = 0 \quad (2.2.5)$$

2.2.2 Bilancio di quantità di moto

Il *bilancio della quantità di moto* è fondamentalmente il secondo principio della dinamica e può essere espresso per un generico volume materiale attraverso la seguente equazione:

$$\frac{D}{Dt} \int_{\Omega} \rho V d\Omega = \int_{\Omega} f d\Omega + \int_S \sigma_n dS \quad (2.2.6)$$

La quale applicando il teorema di Green Gauss può essere riscritta nell'ulteriore forma:

$$\frac{D}{Dt} \int_{\Omega} \rho V d\Omega = \int_{\Omega} \frac{\partial(\rho V)}{\partial t} d\Omega + \int_S \rho V (V \cdot n) dS \quad (2.2.7)$$

2.2.3 Bilancio di energia

Il primo principio della termodinamica o meglio la sua derivata prima nel tempo (in forma istantanea) può essere espresso mediante la relazione sottostante:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho e d\Omega + \int_S \rho e V \cdot n dS = \dot{L} + \dot{Q} \quad (2.2.8)$$

$$\dot{Q} = \int_S -q \cdot n dS \quad (2.2.9)$$

$$\dot{L} = \int_S -pn \cdot V dS + \int_S \tau_n \cdot V dS \quad (2.2.10)$$

Come si evince dalla prima equazione 2.2.8, il bilancio energetico di un sistema sarà pari alla somma di due termini, nello specifico \dot{L} definita come la *potenza meccanica* riconducibile agli sforzi di pressione e di viscosità/attrito e \dot{Q} *potenza termica* che può essere sviluppata mediante la forma di *Fourier*. Appare quindi molto evidente la scissione tra i due termini, in quanto risultano essere in qualche modo alternativi l'uno con l'altro, vale a dire per definizione di *macchina* avremo un \dot{L} predominante, viceversa negli *scambiatori di calore* la parte \dot{Q} nettamente superiore. L'equazione differenziale 2.2.8, utilizzando *Green Gauss* e trascurando il lavoro delle *Forze di Volume* diventa l'equazione valida per la funzione integranda detta *Energia (e)*, la quale disciplina l'andamento della cinetica all'interno del dominio fluido, non indipendente dalla equazione della quantità di moto.

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e V) = -\nabla \cdot q + \nabla \cdot (\tau \cdot V) - \nabla \cdot (pV) \quad (2.2.11)$$

2.3 Strato limite

La teoria dello *Strato limite* o *Boundary layer* viene inizialmente proposta e in seguito dimostrata dall'ingegnere e fisico tedesco Ludwig Von Prandtl all'inizio del secolo scorso, il quale, nel "*Third Congress of Mathematicians at Heidelberg*", ne diede la seguente definizione[3]:

"A very satisfactory explanation of the physical process in the boundary layer between a fluid and a solid body could be obtained by the hypothesis of an adhesion of the fluid to the walls, that is, by the hypothesis of a zero relative velocity between fluid and wall. If the viscosity was very small and the fluid path along the wall not too long, the fluid velocity ought to resume its normal value at a very short distance from the wall. In the thin transition layer however, the sharp changes of velocity, even with small coefficient of friction, produce marked results."

In altri termini, la zona in cui non risultano trascurabili le entità viscosive, sotto forma di sforzi, prende il nome di *Strato limite* (Figura 2.4). La estensione di tale strato viene espressa per tramite della distanza δ , entro la quale la differenza tra la velocità interna ed esterna alla regione limite risulti inferiore all'1%.

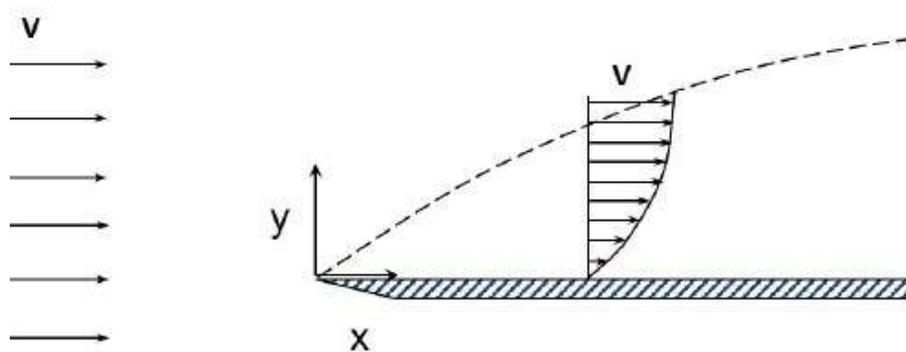


Figura 2.4: Strato limite caso lastra piana

Per poter applicare le equazioni di *Bilancio di massa* e di *Bilancio di quantità di moto* al caso bidimensionale della lastra piana occorre assumere le seguenti ipotesi:

- viscosità fluido costante
- sforzo tangenziale in direzione y trascurabile
- stazionarietà del moto
- fluido incomprimibile ($\rho \simeq \text{cost.}$)
- gradiente di pressione in direzione y trascurabile

Da cui saranno formulate le equazioni di Navier-Stokes particolarizzate al caso lastra piana:

- *Conservazione della massa*

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (2.3.1)$$

- *Conservazione della quantità di moto lungo x*

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (2.3.2)$$

Dove l'entità tra parentesi tonde al secondo membro della equazione 2.3.2 definisce lo sforzo tangenziale a parete. Già da questo semplice caso è possibile capire come le soluzioni esatte, qualora esistano, debbano essere correlate da numerose semplificazioni molto importanti. Un parametro fondamentale adimensionale da cui dipende tale grandezza e geometria dello *strato limite* è il numero di *Reynolds*, definito come segue:

$$Re = \frac{\rho V H}{\mu} \quad (2.3.3)$$

Ha senso parlare di *boundary layer* solo nel momento in cui il numero di Reynolds acquista valori notevoli, ad esempio per $Re \geq 10^5$, quindi è presto detto come per le applicazioni di tipo ingegneristico non possa che essere relativamente alto. Ulteriore complicazione del modello può essere data dalla evoluzione dei profili di velocità, con andamenti dapprima convessi e poi concavi con la formazione dei punti di flesso 2.5.

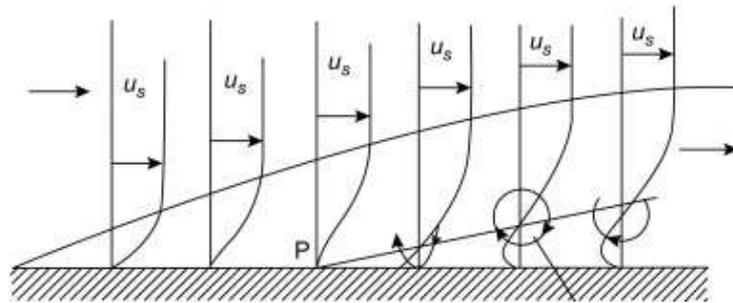


Figura 2.5: Andamento del profilo di velocità

In linea di massima all'interno dello *strato limite* si distinguono zone particolari, tra cui una di sviluppo esclusivamente *laminare* (la quale è sempre presente), e opzionalmente, può essere seguita posteriormente da una zona caratterizzata da flusso *turbolento*. Tra questi due strati si estende la zona di *transizione a turbolenza*, composta da vari substrati che a seconda della loro zona condividono le proprietà *laminari* o *turbolente*.

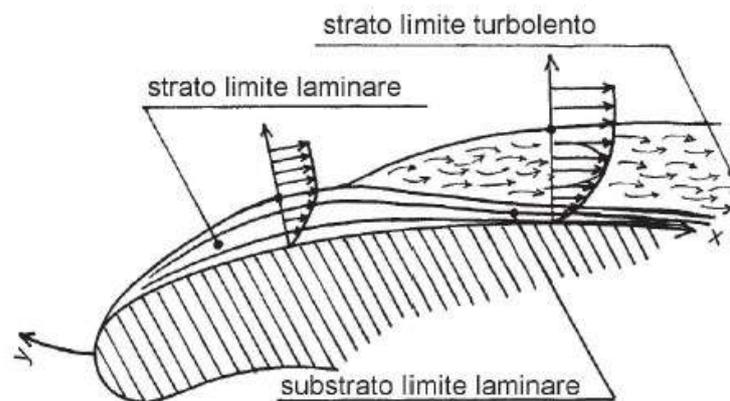


Figura 2.6: Propagazione dello strato limite su un generico profilo

2.4 Forza di resistenza e di portanza

Le forze e i rispettivi momenti risultanti, qualsiasi il corpo investigato, sono dipesi da due sorgenti:

- Distribuzione di pressione
- Distribuzione di sforzi tangenziali

Data la natura vettoriale differente delle distribuzioni, la pressione incide perpendicolarmente alla superficie mentre gli sforzi tangenzialmente, integrandole sulla intera superficie di riferimento si ottiene la *risultante* R ; a loro volta tali azioni di superficie scomposte in direzione parallela al flusso e ortogonale definiscono le componenti rispettivamente di *drag* D e di *lift* L .

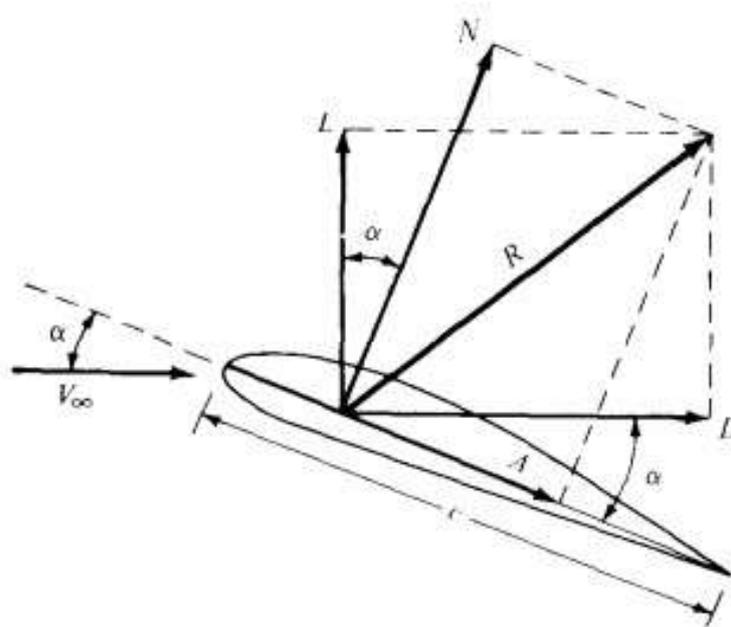


Figura 2.7: Forze agenti sul generico profilo alare

Le azioni di queste due forze vengono anche descritte da due importanti coefficienti adimensionali, espressi dalle seguenti relazioni:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.4.1)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.4.2)$$

È di facile intuizione come i valori dei coefficienti riportati siano direttamente collegati alla preferenza di uno specifico profilo soggetto a un flusso rispetto a un altro, in particolar modo sin dai primi sviluppi di airfoil l'obiettivo principe è stato quello di ottenere C_D contenuti e C_L relativamente alti in modo da promuovere portanza.

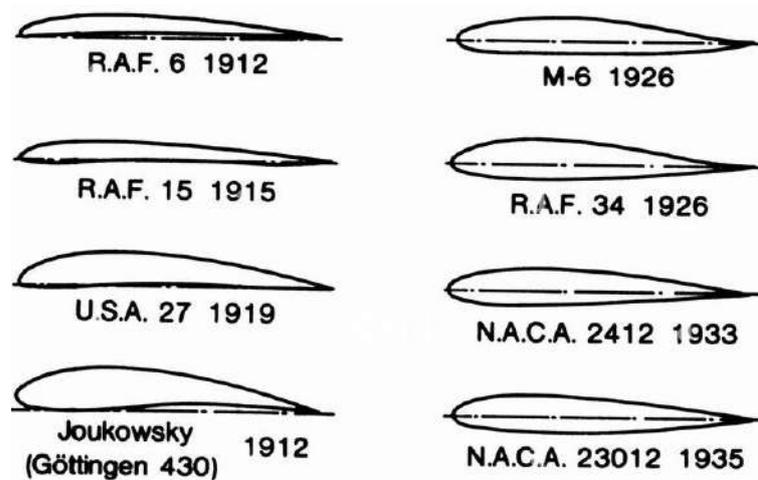


Figura 2.8: Evoluzione dei profili alari

I passaggi algebrici scritti in forma estesa delle equazioni riportate nel capitolo 2 e le rispettive manipolazioni complete sono presenti nel libro [4] e nel libro [5], oltre che una loro fedele semplificazione nelle slide [6].

Capitolo 3

Soluzioni aerodinamiche dei veicoli

Una importante categoria della fluidodinamica è rappresentata dallo studio dell'aerodinamica che caratterizza i veicoli terrestri. Sin dai suoi albori la ricerca di ottimizzare le forme dei profili, intervenendo o direttamente sulla carrozzeria o con l'ausilio di parti post-montate, mirava a ottenere una diminuzione dei *coefficienti di drag* e *di lift*, in quanto strettamente legati alle performance del veicolo e alla sua adesione al suolo. Nel corso dei decenni si sono sviluppate e susseguite una moltitudine di forme, per garantire anche un minimo miglioramento della resistenza aerodinamica, come testimonia la Figura 3.1.

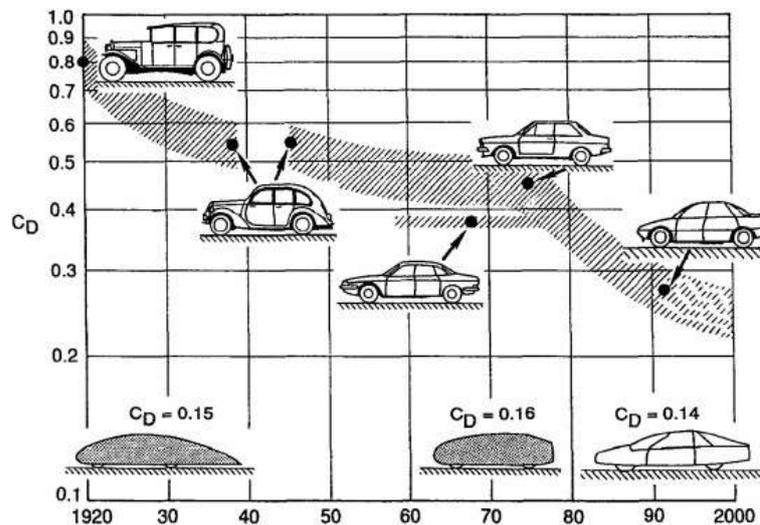


Figura 3.1: Evoluzione dei profili di veicoli e dei C_D nel corso degli anni

Si potrebbe pensare, erroneamente, che spendere centinaia di ore in calcoli e relativi costi per ottenere limitati miglioramenti nei coefficienti non sia il miglior modo di ottimizzare le efficienze del veicolo. In realtà anche le più piccole variazioni di questi portano il mezzo ad assumere comportamenti differenti; limitatamente nei mezzi autostradali ed estremamente diversi nel caso di mezzi da competizione, ove il raggiungimento di prestazioni ottimali è una ricerca assidua e costante. Il flusso attorno a un generico profilo è influenzato da qualsiasi parete che investe [7], ad esempio dalle forme dei paraurti, dal frontale, dai bordi di giunzione tra vetro e carrozzeria, dalla forma del tetto, dal sottoscocca, dalla forma dei vetri, dai collegamenti tra le varie parti, dai cerchi.

3.1 Appendici aerodinamiche

Uno dei primi approcci per generare *deportanza* fu quello di aggiungere delle *inverted wings* alle auto da competizione [8], chiaramente generando questa risultante che spinge l'auto a terra influenza direttamente il suo comportamento in fase di accelerazione e nelle traiettorie curve. Tale innovazione comportava però delle complicazioni, nello specifico la forza varia come il quadrato delle velocità mentre il rotolamento degli pneumatici dipende molto meno dal campo di moto, questo si tramutava nell'aver sospensioni con rigidzze che non lavoravano perfettamente in simbiosi tra le risposte della carrozzeria e quelle delle ruote. L'evoluzione fu quella di avere dei dispositivi con capacità di variare l'*angolo di attacco* o del *flap* a seconda delle velocità. Di pari passo per produrre *downforce* venne utilizzato il corpo stesso del mezzo, questo perché avendo a disposizione una area notevole e generando una minima depressione al di sotto di esso possono essere indotti dei carichi aerodinamici rilevanti. Per realizzare tali migliorie furono prese in prestito dalla industria aerospaziale i profili di successo, ma i risultati non furono dei migliori, dovuti all'esistenza di intrinseche differenze tra le due applicazioni che portarono a tentativi fallimentari.

Possiamo riassumere i contributi differenti nel seguente elenco:

- Le ali anteriori lavorano con delle fortissime interazioni con il terreno (*effetto suolo* o *ground effect*), infatti è stato dimostrato come avvenga uno spiccato aumento della portanza quando gli aerei si avvicinano al terreno[9], da cui un'*ala inversa* lavorerà tanto meglio con altezze limitate dal suolo. Minore la distanza dal suolo e maggiori saranno anche le relazioni con esso, quindi nei risultati una quota parte saranno influenzati con le sue condizioni [10].
- Le ali posteriori hanno un ridotto rapporto tra le dimensioni (*aspect ratio*), nei primi tentativi vennero utilizzati profili alari con *AR* molto elevati aventi distribuzioni delle pressioni risultanti non ottimali. Limitando questo *rapporto dimensionale* sono state introdotte anche delle superfici di contorno laterali, esempio nelle Formula *Indy* con *AR* unitario, denominate *alette laterali/piastre terminali* o *end plates*.
- Le interdipendenze tra le ali e le altre parti (carrozzeria, ruote, ulteriori ali) non sono assolutamente trascurabili, infatti rappresentano le forti interazioni con la superficie portante che determinano le molteplici configurazioni di ali(anche più di una messe contigue) e il loro posizionamento nella carrozzeria.

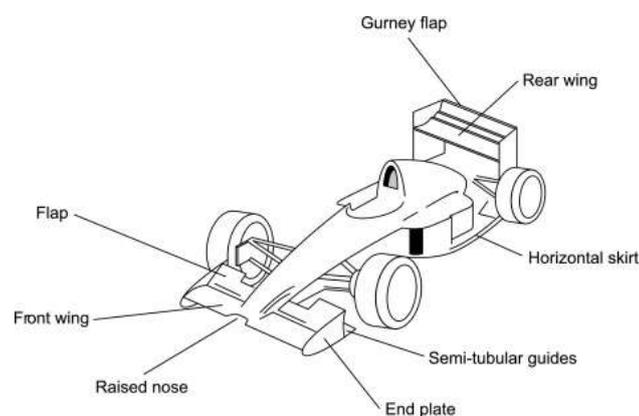


Figura 3.2: Soluzioni aerodinamiche applicate a una monoposto a ruote scoperte

3.2 Generatori di vortici

Qualora non siano sufficienti le metodologie descritte nel paragrafo 3.1 per aumentare la deportanza, un mezzo può essere dotato di componenti aggiuntivi quali i *generatori di vortici* o *vortex generator*. A differenza delle applicazioni aeree, in cui i VG svolgono la funzione di controllare lo sviluppo del flusso nello *strato limite* ed hanno dimensioni comparabili con il suo spessore, nel motorsport garantiscono la formazione di una scia a spirale stabile e lunga con lo scopo di generare depressione. Generalmente possono essere collocati nella parte anteriore del sottoscocca o lungo di essa come visibile dalla Figura 3.3.

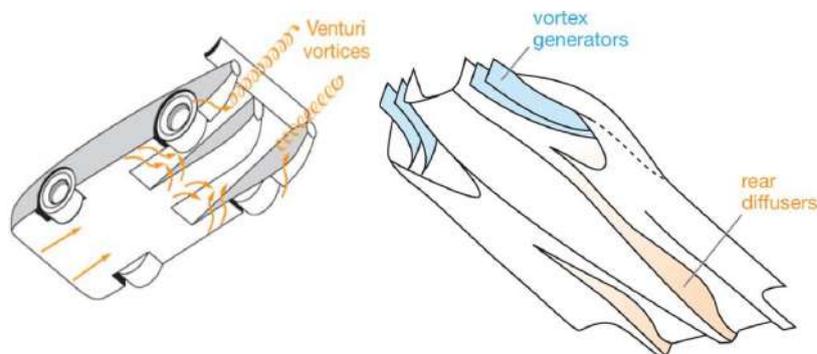


Figura 3.3: Sottoscocca con presenza di diffusori e generatori di vortici

Svariate sono le geometrie quali rettangolari, triangolari, parabolici e a ogiva 3.4.

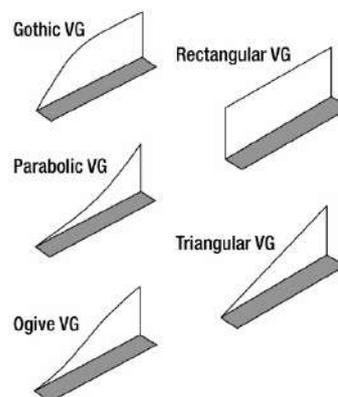


Figura 3.4: Tipologie di generatori di vortice

3.3 Metodi di valutazione teorico-analitico-pratico

La valutazione e il miglioramento aerodinamico sono processi che non si limitano alla sola fase iniziale di studio, ma fanno costantemente parte dello sviluppo ingegneristico legato al particolare progetto condotto.

Gli strumenti di valutazione e analisi di cui si può disporre, non sempre di tutti, sono tipicamente:

- Galleria del vento, la quale rappresenta il metodo più conforme alla realtà in quanto si sottopone il mezzo direttamente alle condizioni di flusso. Estremamente particolareggiata per produrre l'effetto del suolo in movimento, di zone di aspirazione, di soffiaggio e di rotolamento degli pneumatici attraverso differenti nastri e rulli che scorrono con varie velocità per simulare le fasi di sterzata e/o di accelerazione.
- Analisi fluidodinamica computazionale o numerica, rappresentano al tempo attuale una risorsa primaria data dalle enormi potenze di calcolo rese disponibili anche con pc portatili. Uno dei vantaggi fondamentali è quello di poter lavorare a un case-study particolarizzandolo altamente e così fornire molteplici risultati da poter essere manipolati e consultati in tempi brevi. Chiaramente possono condursi questi modelli numerici a monte di qualsiasi catena produttiva e quindi sono svincolati dalla costruzione della geometria reale.
- Test in pista, correlati da sensori quali accelerometri, oscilloscopi da cui poter ricevere dati e confrontare i vari settaggi conferiti al mezzo. Ovviamente deve essere presente il mezzo in una configurazione funzionante, quindi tale test viene effettuato e dipende direttamente con il modello reale già prodotto.

Per nobilitare il più possibile uno studio sarebbe necessario averli tutti, ciò non toglie che, qualora non si disponga di una galleria del vento o della possibilità di effettuare test pratici sul mezzo, si possa raggiungere risultati molto attinenti e veritieri anche con il solo utilizzo dei modelli numerici.



Figura 3.5: Galleria del vento per il calcolo della aerodinamica



Figura 3.6: Galleria del vento per il calcolo della aerodinamica con particolare sulle linee di flusso

Capitolo 4

Analisi della geometria ASMO

Nel seguente capitolo verranno descritti i passaggi che hanno caratterizzato lo sviluppo delle analisi numeriche sul caso fisico di una *ASMO* e prendendo come riferimento lo studio [11], dapprima imponendo le opportune condizioni al contorno e poi operando le modifiche di forma alla griglia di calcolo.

4.1 Software utilizzati

I modelli numerici sono stati svolti per tramite di codici open source, valida alternativa ad altri software non liberi, che consentono, per la loro natura, collaborazione tra gruppi di lavoro. Per diminuire le tempistiche è stato sfruttato il calcolo in parallelo tra più processori.

4.1.1 OpenFOAM

OpenFOAM (Open Field Operation and Manipulation) è un software CFD gratuito e open source sviluppato principalmente da OpenCFD Ltd dal 2004 e rappresenta un insieme di strumenti utili alla risoluzione delle equazioni di campo, quindi è utilizzabile non solo in fluidodinamica, ma anche in dinamica dei solidi e nell'elettromagnetismo. Ha una struttura modulare, redatta in C++, gerarchica, completamente accessibile e, perciò, altamente espandibile [12].

4.1.2 HELYX

HELYX è un pacchetto software completo *CFD* per l'analisi ingegneristica e l'ottimizzazione della progettazione di applicazioni aziendali, basato sul motore di simulazione open source di ENGYS [13]. Avendo a disposizione una interfaccia grafica, a differenza di *OpenFOAM*, si ha una maggiore facilità di settaggio e di passaggio tra i vari set up e inoltre può essere fatto al suo interno il post-processing. Lavorando con entrambi, il primo 4.1.1 risulta inizialmente molto difficile non essendoci un riscontro grafico, ma una volta implementate le varie cartelle di calcolo appare ordinato e con alto tasso di controllo sul problema. Il secondo 4.1.2 di tipo "user friendly" quindi altamente intuibile, diminuisce notevolmente i tempi, ma per avere una idea chiara su come il programma vada a gestire tutte le info caricate, si deve consultare assolutamente i log file nelle apposite cartelle.

4.1.3 RBF Morph

RBF Morph è un programma di modifica di forma della griglia di calcolo, il quale combina un controllo molto accurato dei parametri geometrici con una deformazione della mesh estremamente rapida sfruttando la tecnica delle *Radial Basis Functions*, completamente integrata nel processo di risoluzione [14].

4.1.4 Ansys SpaceClaim

SpaceClaim è un programma di modellazione 3D leggera per risposte rapide e semplici, fornendo strumenti per accelerare la preparazione della geometria e consentendo un risparmio di tempi per arrivare alla simulazione [15].

4.1.5 ParaView

ParaView è un'applicazione multiplatforma per la visualizzazione interattiva. [15].

4.2 ASMO solutore OpenFOAM

La cartella di lavoro dell'analisi *ASMO* si presenta con le seguenti sottocartelle:

- 0, nella quale sono contenute tutte le condizioni del problema fisico ovvero velocità, pressione, viscosità, dissipazione di energia cinetica e condizioni iniziali.
- constant, nella quale sono collocati i file della geometria in esame, le proprietà del fluido, il modello di turbolenza e, dopo averla assegnata, la mesh.
- system, nella quale troviamo le assegnazioni della galleria del vento, della decomposizione in parallelo, della tipologia di mesh con rispettive qualità da rispettare, dei metodi di calcolo, degli output (forze, momenti, coefficienti, strato limite).

4.2.1 Condizioni al contorno

Data la simmetria, è stato operato un taglio lungo il piano di simmetria per poterne studiare solamente una metà, risparmiando sugli oneri computazionali.

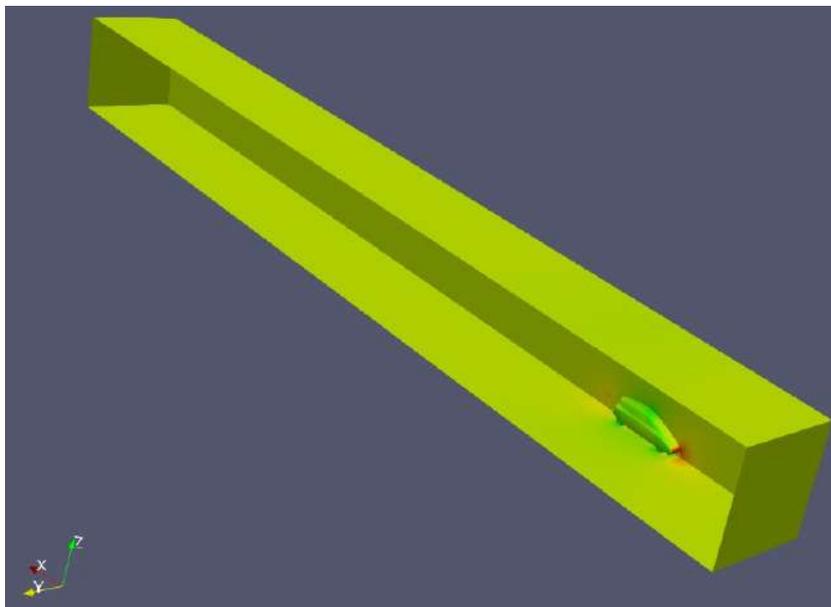


Figura 4.1: Galleria del vento

La galleria del vento in Figura 4.1 viene suddivisa in sei aree, ovvero la parete di ingresso e uscita (*inlet* e *outlet*), la parete superiore e inferiore (*upperWall* e *lowerWall*) e infine le laterali quali il piano di simmetria (*front*) e l'opposta *back*.

Proprietà	Galleria del vento	Cella	ASMO
Dimensione lungo X [m]	11.5	0.1	0.81
Dimensione lungo Y [m]	1.1	0.08	0.14
Dimensione lungo Z [m]	1.2	0.08	0.28

Tabella 4.1: Misure galleria del vento e ASMO

Il flusso è caratterizzato da fluido *aria* avente velocità di 50 m/s in direzione X, con relativo scorrimento del pavimento inferiore e flusso nullo all'*outlet*. La pressione del valore di 101325 Pascal agisce sulle zone di *inlet*, *outlet*, *lowerWall* e della *ASMO* in modalità *zeroGradient*. La *energia cinetica turbolenta* e la *turbulentOmega* [16] sono state calcolate con le seguenti relazioni:

$$k = \frac{3}{2}(|V|I)^2 \quad \omega = \frac{k^{0.5}}{C_{\mu}^{0.25}l_m} \quad (4.2.1)$$

Una volta ricavate, vengono assegnate alle patches *outlet*, *lowerWall* e *ASMO* rispettivamente come *kqRWallFunction* e *omegaWallFunction*.

Il modello scelto per l'implementazione delle *funzioni a parete* o *wall function* adattive appartiene alla famiglia dei modelli $k-\omega$; la variante in questione prende il nome di $k-\omega$ SST e la sua efficacia risiede nel fatto di essere altamente modulabile, ovvero se ci si trova in prossimità della parete tale funzione sposterà il modello $k-\omega$ viceversa allontanandosi avremo il modello $k-\varepsilon$. Tale modello di turbolenza si basa sulla risoluzione diretta di un'equazione per il trasporto dello *sforzo di Reynolds* o *sforzo viscoso* (SST ovvero Shear-

Stress Transport) e modelli del primo ordine a due equazioni. La sua natura quindi lo rende particolarmente adatto per simulare flussi complessi in cui vi è la possibilità di transizioni laminari-turbolente, come, nel caso di flusso attorno a veicoli e aeromobili. Tuttavia rappresentando una approssimazione dei modelli $k-\omega$ potrebbe non essere ottimale il suo impiego in particolari casi, in cui sono richiesti modelli più complessi e completi e un aumento dell'efficienza della discretizzazione spaziale e temporale del problema fisico.

La griglia di calcolo è stata assegnata utilizzando la strategia *snappyHexMesh* interna al solutore, la quale opera cercando di adattare iterativamente e automaticamente la griglia del dominio al solido fornito, ed eventualmente eliminare degli elementi per inserire ulteriori strati di celle più fitti nelle zone con elevata presenza di gradienti. Il passo successivo è stato la sua implementazione attraverso diversi *refinement*, aventi celle sempre più piccole con il diminuire della distanza alla superficie. L'idea fondamentale è stata quella di andare a cogliere il più possibile nel particolare il flusso generato al posteriore utilizzando tre diversi *refinementRegions*.

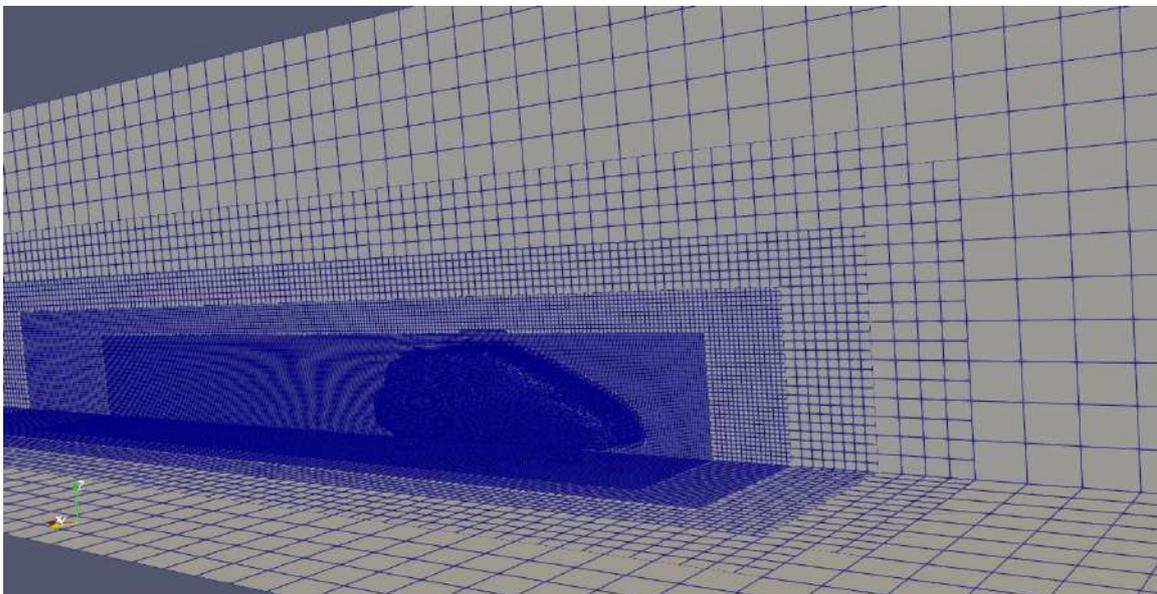


Figura 4.2: Strategia di mesh, con vari refinement in prossimità del modello

Al mantello della geometria sono stati assegnati 5 layers, con un rapporto di altezze tra due layer adiacenti ovvero *expansionRatio* di 1.2, un *finalLayerThickness* pari a 0.5 che rappresenta il rapporto tra l'ultima cella dello strato limite e la contigua nella mesh superficiale e infine un *minThickness* di 0.01, che conferisce lo spessore minimo dei layer al di sotto del quale verranno automaticamente accorpati in uno unico. Il risultato di queste scelte può essere osservato nella Figura 4.3.

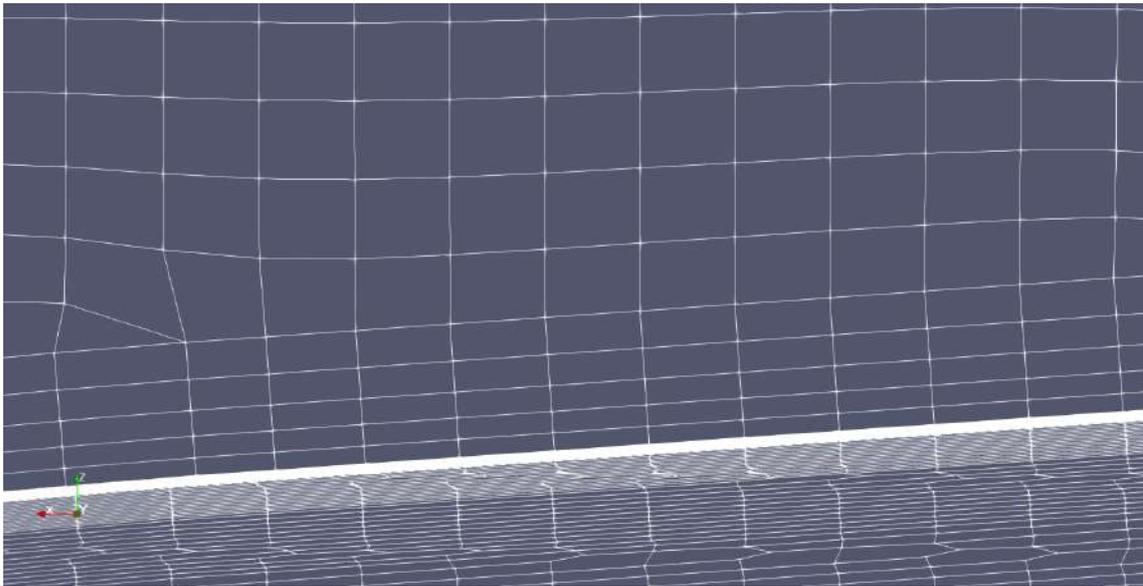


Figura 4.3: Focus dello strato limite

Una volta assegnata anche la strategia di mesh, si può impostare la tipologia di calcolo, mediante il file *controlDict* nella directory *system*. Trattandosi di un flusso caratterizzato da variazioni di densità pressoché trascurabili, turbolento e stazionario potrà utilizzarsi l'algoritmo di calcolo presente in *OpenFOAM* sotto il termine di *simpleFoam* ovvero "Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations". In tale documento sono presenti la tipologia di solutore (*simpleFoam*), gli intervalli temporali *startTime* e *endTime* rispettivamente pari a 0 e 1, il passo di integrazione o time-step di 0.001 denominato *deltaT* e infine le funzioni di cui si vogliono stampare i risultati.

Terminata la compilazione dei file *0*, *constant*, *system* l'analisi può essere intrapresa per tramite dei comandi conferiti con il seguente ordine cronologico:

1. Aprire il terminale nella directory di riferimento dello studio e assegnare il comando "wsl" con il quale si accede a OpenFOAM nella macchina virtuale.
2. Creazione della galleria del vento attraverso il comando "blockMesh" per realizzare il parallelepipedo meshato.
3. Intersezione della ASMO con il parallelepipedo, a cui è stata applicata la griglia di calcolo, mediante il comando "surfaceFeatureExtract".
4. Ora possiamo decomporre il file in parallelo e copiare la cartella *0* tramite il comando "decomposePar -copyZero", tale decomposizione avrà le caratteristiche scritte nel file *decomposeParDict*, nello specifico il numero di *Subdomains* che devono risultare minori o uguali ai core del pc, il metodo che può essere *simple*, *hierarchical* o *scotch* e i coefficienti, i quali moltiplicati tra loro devono restituire un valore pari al numero di sottodomini. Una volta finita la decomposizione rientrando nella cartella generale si noteranno le nuove cartelle *processor0...processor-i* (pari al numero di divisioni del dominio) dove è stata partizionata la geometria e la mesh del parallelepipedo.
5. Generazione della strategia di calcolo della mesh partizionata con il comando "mpirun -np 6 snappyHexMesh -overwrite -parallel | tee log.snappy" ovvero si utilizza il run in parallelo di 6 processori per creare una griglia di tipo snappy, la quale sarà sovrascritta alla precedente e salvata nel log file denominato log.snappy. A seguire per validare la bontà della stessa mediante un controllo qualità, verrà assegnato il comando "checkMesh | tee log.check".

6. Ricostruzione della mesh tramite "reconstructParMesh -constant" in una sola all'interno della cartella *constant*, dove saranno salvate le cartelle *polyMesh* e *extendedFeatureEdgeMesh*.
7. Conferimento delle condizioni iniziali all'interno della mesh globale per mezzo di un "patchSummary".
8. Inizializzazione dei campi di moto per aiutare e velocizzare il processo di convergenza tramite "potentialFoam".
9. Adesso per svolgere il calcolo *simpleFoam* quello che si deve fare è scomporre di nuovo la griglia nei domini precedenti, quindi si procede a eliminare le vecchie cartelle *processor0...processor-i* con il comando "rm -r processor*" e in automatico saranno eliminate tutte, a cui seguirà la nuova partizione senza copiare la cartella *0* con il comando "decomposePar".
10. Assegnazione della simulazione, caratterizzata dal calcolo in parallelo con integrazione di tipo *simpleFoam* e salvata in un log file, avente il comando da terminale "mpirun -np 6 simpleFoam -parallel | tee log.simpleFoam".
11. Al termine della simulazione quello che si fa è ricostruire i 6 sottodomini in uno unico con comando "reconstructPar" e se ci interessa solo l'ultima iterazione utilizzeremo "reconstructPar -latestTime", in modo da poter visionare e consultare i risultati nel programma *ParaView*.
12. Per valutare la bontà e il modo di evolversi del calcolo, occorre avere un riscontro dei residui con il comando "foamLog log.simpleFoam" grazie al quale compare una cartella *logs* nella directory generale, dove sono contenuti tutti i file.dat dei residui pronti per essere plottati in un grafico.

Come descritto dai 12 comandi riportati nella pagina precedente, ogni singola analisi oltre a essere impostata in modo corretto nelle cartelle e sottocartelle, la sua esecuzione vera e propria richiede il giusto approccio cronologico, altrimenti in caso contrario il solutore rimanderà a degli errori dovuti al metodo sbagliato con cui si assegnano i vari comandi. In altri termini ogni singola dichiarazione utilizzata e scritta delle variabili è strettamente collegata allo sviluppo dello studio e, quindi, al modo di porre l'analisi al solutore stesso, di conseguenza ne derivano notevoli tempistiche oltre che per configurarla anche nella sua attuazione. Considerando l'insieme di tutto l'algoritmo, un'analisi completa per questo caso si aggira intorno ai 210 minuti. Inoltre per completezza si riporta nella Figura 4.4, l'algoritmo dei passi fondamentali aventi caratterizzato l'analisi fluidodinamica sulla *ASMO* con *OpenFOAM*.

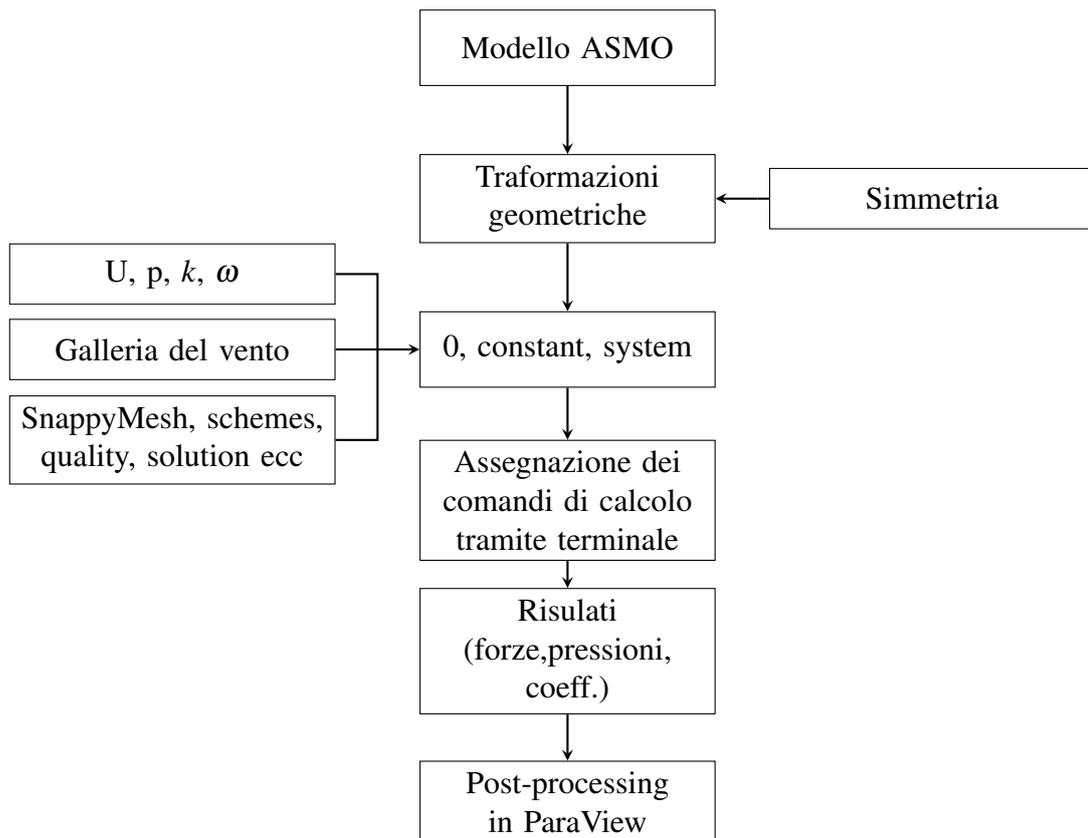


Figura 4.4: Workflow del processo di assegnazione delle analisi su OpenFOAM

4.2.2 Morphing di Superficie

Una volta portata a termine l'analisi fluidodinamica, si passa allo studio delle metodologie di ottimizzazione di forma, conferite mediante modifica della griglia attraverso l'utilizzo di un codice *Python* che restituisca, a seconda dei casi, le nuove configurazioni pronte per poter essere studiate. Le modifiche sono pensate per ottenere una diminuzione dei carichi aerodinamici ovvero di forze e coefficienti di drag, di conseguenza si agirà sulle proporzioni del tetto, sul suo abbassamento e sulle proporzioni dei fianchi laterali posteriori [17]. In prima battuta si importa la geometria dentro il software *RBF-viewer* in formato STEP a cui sarà associata una mesh "leggera" ovvero non dettagliata, in modo da poter manipolare al meglio le operazioni successive. Come vincolo si è imposto quello di operare tutte le

modifiche di forma a parità di area frontale invariata. Le trasformazioni dei punti sorgente permesse, in cui è divisa la mesh, sono quelle di traslazione, di scaling e di rotazione, tutte lungo i 3 assi coordinati. Si tiene presente come la logica con cui eseguire le manipolazioni è di tipo "master-slave", pertanto si assegnano dapprima i vincoli e poi le trasformazioni vere e proprie, altrimenti in caso contrario otterremo delle configurazioni in cui saranno presenti compenetrazioni o lacerazioni tra le parti. Si riporta l'elenco delle lavorazioni consequenziali effettuate:

1. RBF-Regione 1, in cui sono presenti tutte le entità aventi trasformazione di traslazione nulla, a cui seguirà una RBF-Sorgente 1 delimitante i vettori posizione del sottoscocca con trasformazione di traslazione nulla.
2. (a) RBF-Sorgente 2 la quale delimita il vetro anteriore e il tetto con trasformazioni nulle, a cui sarà collegata una RBF-Sorgente 3 e RBF-Sorgente 4 rispettivamente di delimitazione degli edges che collegano cofano con vetro anteriore e vetro anteriore con il tetto.
(b) RBF-Sorgente 5 collegata ai confini estremali del tetto a cui si assegnerà una trasformazione di scaling unitaria in X e Z, e di 0.5 lungo Y; collegando una RBF-Sorgente 6 alle stesse entità si assegna la traslazione negativa lungo Z di valore 0.04 m.
(c) RBF-Sorgente 7 connessa ai fianchi laterali i quali riceveranno uno scaling unitario nelle direzioni X e Z e in direzione Y di 0.9.

Per avere una idea migliore delle trasformazioni assegnate, si riportano nella Figura 4.5 le varie mappe di spostamento.

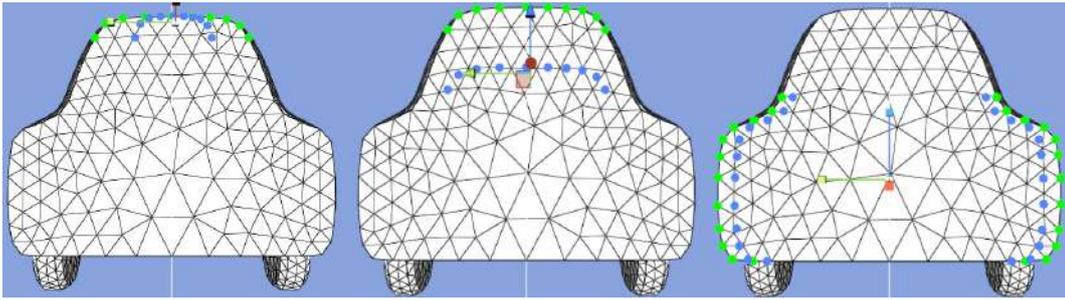


Figura 4.5: Trasformazioni di scaling tetto (RBF-Sorgente 5), traslazione tetto (RBF-Sorgente 6) e scaling fianchi (RBF-Sorgente 7)

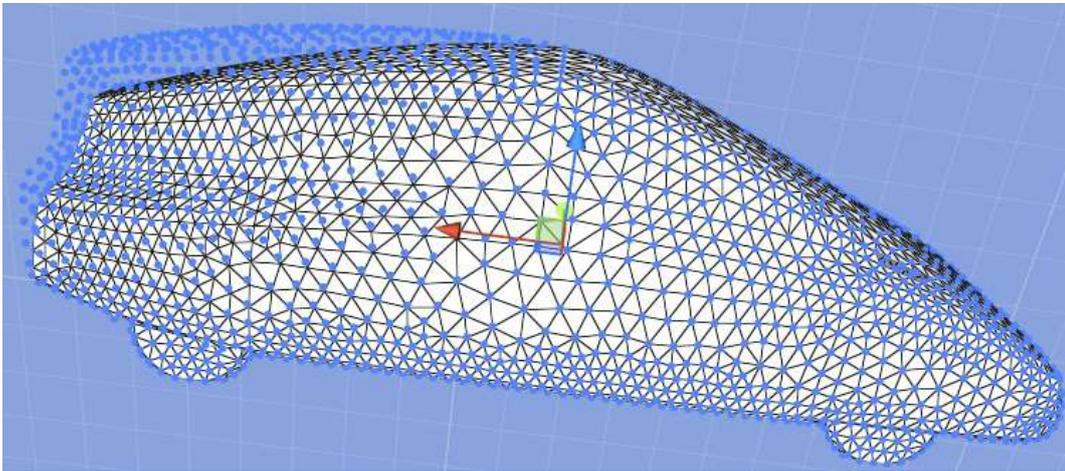


Figura 4.6: ASMO con le modifiche di forma in configurazione finale

Al fine di poter avere un nuovo file STL con cui eseguire le rispettive analisi, si estrapola un file pts grazie al quale sono descritti tutti i valori di spostamento dei nodi. Taluni valori di trasformazioni, stampati per ogni singolo punto della griglia, verranno utilizzati nello script *Python*, il quale sarà in grado di assegnare il morphing. La logica di tale codice è quella di definire all'inizio le terne dei punti chiamate X, Y e Z assieme alla terna di variazione degli stessi denominati DX, DY e DZ. Questi vettori, posizione e spostamento, verranno associati ai nodi con il loro numero specifico in lettura dal codice, ai quali seguirà un filtraggio delle loro cifre significative con lunghezze prestabilite. Completato l'ordinamento

delle terne, si procede a dare in ingresso il file.pts ottenuto precedentemente e in seguito si inizieranno dei nuovi array, in modo tale da avere una coincidenza dei sistemi di riferimento locale e lavorare con un singolo sistema di riferimento globale. Sfruttando le librerie *RBF* si può applicare la nuova configurazione e stamparla all'interno della mesh finale. In sintesi con il seguente codice si è creato un collegamento tra differenti programmi quali solutore CFD e software di modifica mesh, di notevole importanza per poter proseguire con una vera e propria geometria ottenuta sottoforma di STL. Adesso il workflow è lo stesso identico descritto dalla Figura 4.4.

4.2.3 Morphing di Volume

Una variante alla modifica di forma superficiale è quella della variazione della griglia di calcolo volumetrica, vale a dire modificare oltre la geometria della *ASMO*, anche tutte le sue celle limitrofe. Tutto ciò è possibile mediante un ulteriore codice *Python*, il quale si pone come risultato quello di variare direttamente la mesh di volume e non solo quella della geometria, sostituendola ai file points della mesh iniziale. Il criterio sui cui si basa lo script è simile a quello descritto nel paragrafo 4.2.2, ma in questo caso si deve aggiungere il cosiddetto *encap*, il quale delimita il raggio di azione del mesh morphing.

Nel caso specifico, essendo le modifiche limitate alla parte posteriore, lavorare con un *encap* che prenda tutta la carrozzeria risulterebbe parzialmente corretto ma superfluo, quindi la regione di *encapsulation* sarà assegnata nelle solo zone posteriori interessate (Figura 4.7).

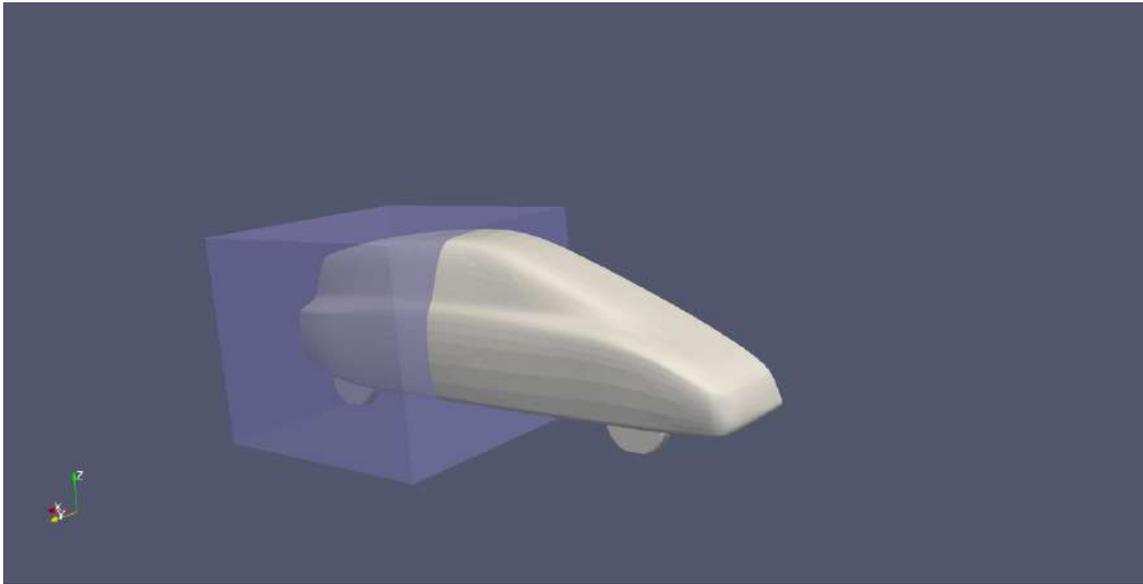


Figura 4.7: Regione del morphing di volume

Si ponga molta attenzione all'impostazione dell'*encapsize*, che permette di definire il livello di accuratezza dei punti di campionamento. È una decisione che si tramuta direttamente in imprecisioni di mesh, variazioni minime dei risultati o tempi elevati di calcolo. Un dimensionamento troppo alto porterebbe a condurre calcoli su un volume pressoché identico e quindi cambiamenti infinitesimi nei risultati, viceversa una risoluzione troppo bassa aumenta notevolmente l'onere computazionale portando alla formazione di distorsioni o lacerazioni delle celle. Una ulteriore considerazione riguarda la vicinanza o meno a parti con curvature elevate, in quanto se applichiamo le trasformazioni a ridosso di tali zone dovremo eccedere con le misure per permettere al morphing di agire in maniera appropriata, senza avere troncature e malformazioni che porterebbero a elevati gradienti e quindi soluzioni non pertinenti ed errate.

Delimitazioni	X min.	X max.	Y min.	Y min.	Z min.	Z max.
Encap	0	0.85	-0.2	0.2	0	0.35
Encapsize	0.05	0.05	0.05	0.05	0.05	0.05

Tabella 4.2: Misure regione di encap e relativo dimensionamento

Una volta definito il volume di controllo e la sua accuratezza di morphing, il codice prevede la lettura di ogni singola riga del file *points* presente nella directory *constant* nella sottocartella *polyMesh* e, a seconda della posizione dei punti, subiranno o meno le manipolazioni geometriche. Quello che avviene è una vera e propria divisione tra i punti sorgente che appartengono al dominio di morphing e quelli che ne risultano al di fuori. Anche in questo caso lo script riesce a collegare i due programmi, *OpenFOAM* e *RBF Morph*, fornendo una nuova mesh di volume. A differenza del caso 4.2.2, questa volta l'esecuzione dei comandi è differente in quanto avremo già presente la mesh definitiva e, perciò, si procederà direttamente da terminale con il seguente ordine di comandi:

1. Validazione accuratezza mesh tramite "checkMesh | tee log.check".
2. Assegnazione delle condizioni iniziali all'interno della mesh di volume per mezzo di un "patchSummary".
3. Inizializzazione dei campi di moto mediante "potentialFoam" per aiutare e velocizzare il processo di convergenza.
4. Attribuzione del calcolo in parallelo della simulazione per mezzo del comando "mpirun -np 6 simpleFoam -parallel | tee log.simpleFoam".

4.3 ASMO solutore HELYX

L'analisi condotta per mezzo di *HELIX* prevede la sua compilazione attraverso un ordine gerarchico, in cui categoria per categoria si assegnano le varie informazioni in dettaglio. Avviato il programma si presenta, come prima assegnazione, la tipologia di partizione che si desidera avere e in quanti domini. La schermata iniziale presenta in alto 5 caselle denominate:

- File, dalla quale può essere caricato lo studio.
- Mesh, in cui è presente tutto l'algoritmo che la contraddistingue.
- Setup, ove si vanno a conferire sia le condizioni di bordo della analisi, sia le tipologie di integrazione e le funzioni di cui si vuole avere un riscontro attraverso grafici.
- Solver, grazie a essa possiamo avere il post-processing direttamente integrato, con le funzioni di cui monitoriamo l'andamento al tempo reale di simulazione.
- View, dalla quale possiamo consultare i risultati applicati alla geometria con i vari contour di pressioni, forze, campi di moto, vettori velocità ecc.

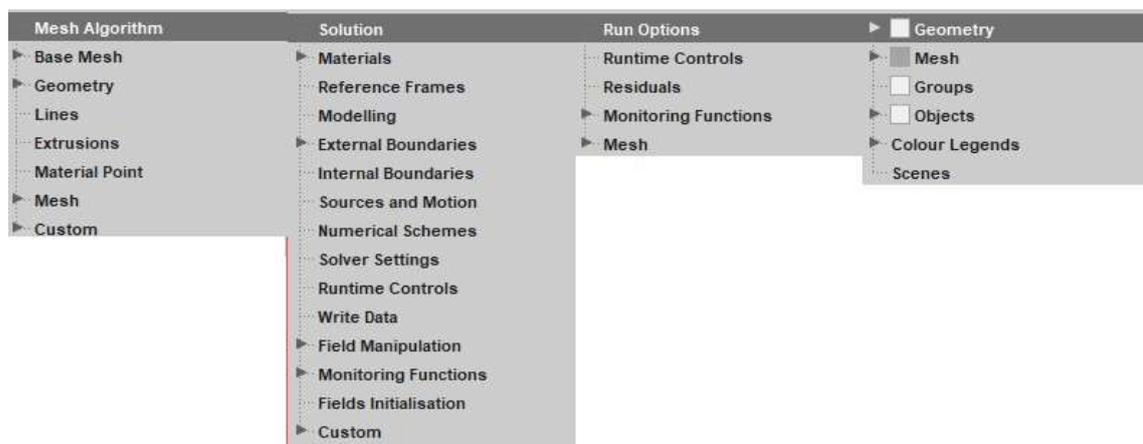


Figura 4.8: Alberi delle assegnazioni di Mesh, Setup, Solver e View

4.3.1 Condizioni al contorno

Le condizioni di bordo sono le medesime descritte nel paragrafo 4.2.1, con la importante differenza che in questo caso sono assegnate attraverso la compilazione di schede dal riscontro visivo, in quanto sono realizzate in tempo reale. Il modus operandi per la griglia di calcolo prevede in ordine il *BoundingBox*, che rappresenta la forma definita dall'utente utilizzando le quote minime e massime lungo i tre assi e le divisioni in elementi lungo gli stessi. Creando tale parallelepipedo compaiono 6 superfici che rappresentano inlet, outlet, front, back, lowerWall e upperWall.

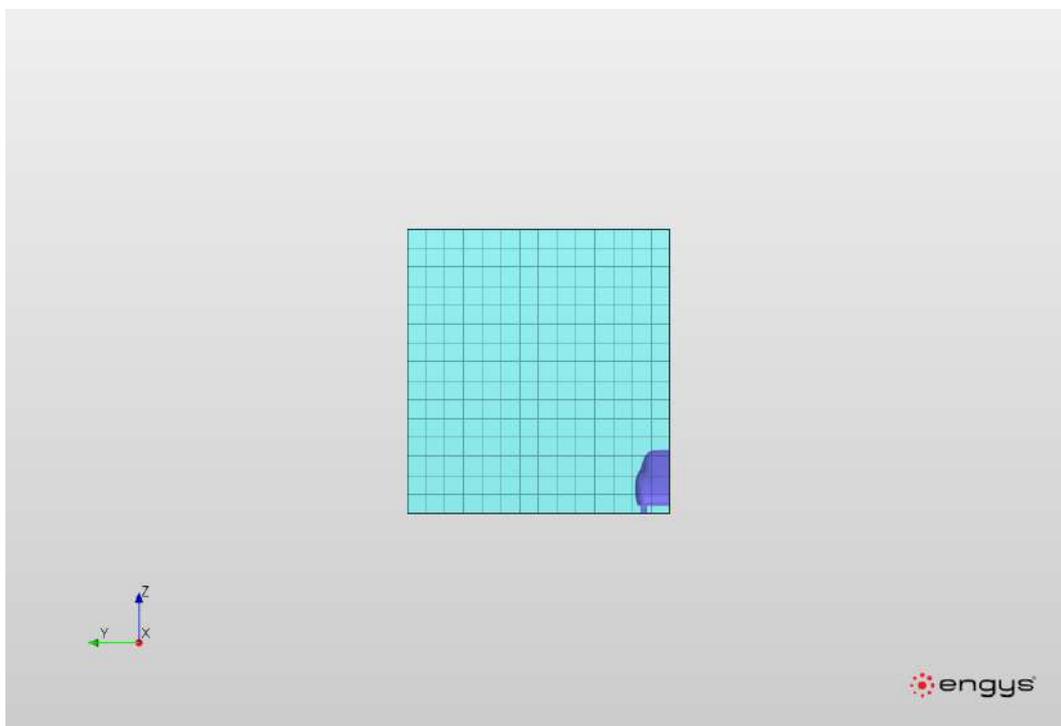


Figura 4.9: Galleria del vento vista dall'inlet

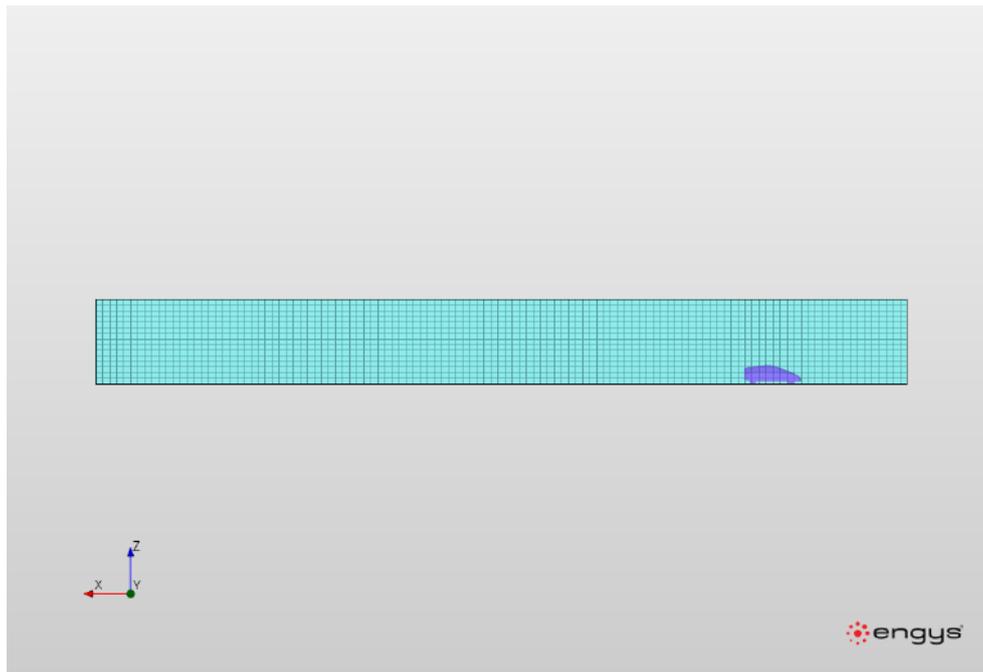


Figura 4.10: Galleria del vento vista dal back

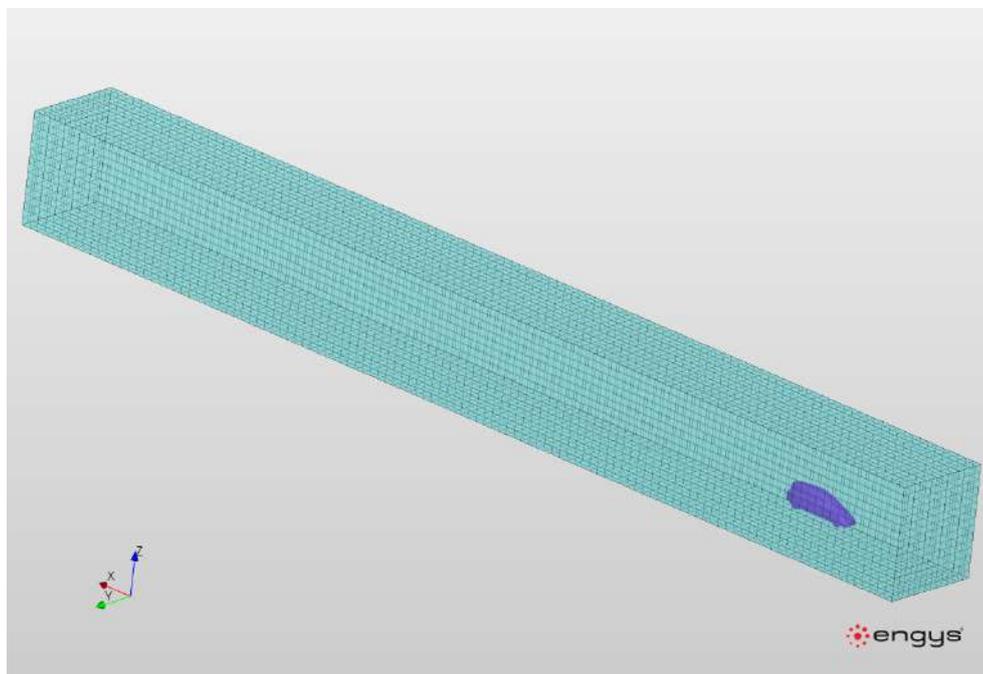


Figura 4.11: Galleria del vento vista tridimensionale

Seguendo l'ordine verticale in maniera discendente, importiamo la geometria e la convertiamo nel formato binario interno al solutore. A essa saranno associate il livello di accuratezza mesh, lo strato limite con i parametri che ne derivano quale il numero di layer (*Number of Layers*, il rapporto tra gli ultimi elementi contigui (*Final Layer Thickness Ratio*) e di propagazione (*Layer Stretching*). Una volta presente la geometria si procede con la creazione dei box di raffinamento descritti nella tabella seguente 4.3.

Proprietà	Box1	Box2	Box3	Cella Box1	Cella Box2	Cella Box3
Dimensione X [m]	2.6	3.4	4.6	0.00625	0.0125	0.025
Dimensione Y [m]	0.3	0.4	0.5	0.00625	0.0125	0.025
Dimensione Z [m]	0.3	0.4	0.5	0.00625	0.0125	0.025

Tabella 4.3: Misure dei box e rispettive intensificazioni delle celle

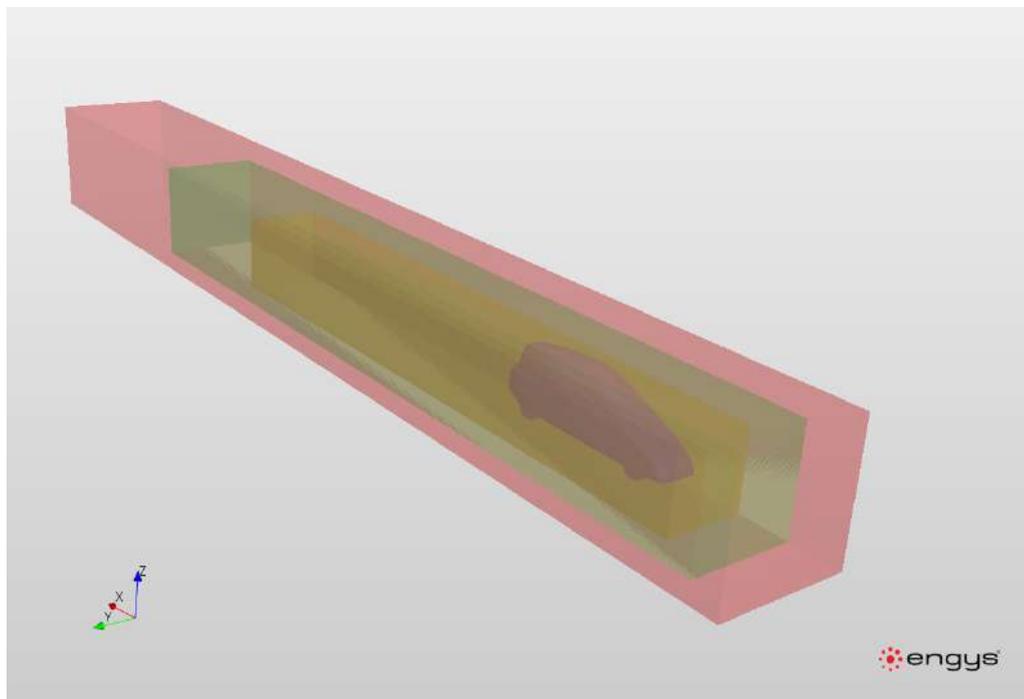


Figura 4.12: Refinement box denominati partendo dall'interno Box1, Box2, Box3

Per terminare le specifiche della casella di *Mesh*, vi è la creazione della stessa attraverso l'icona *Create*. In questo caso il log file con tutte le partizioni e fasi di avanzamento viene salvato in automatico all'interno di una cartella *log*. Il programma riesce a eseguirla in circa 7 minuti, con un numero di celle di poco superiore ai 4 milioni, le quali risultano prive di errori e a cui seguirà un controllo della qualità attraverso il tasto *Check Mesh*. Tale controllo prevede la valutazione di differenti parametri come ad esempio il campo *nonOrthogonality*, calcolato come prodotto scalare normalizzato del vettore area A_i con un vettore c_i che parte dal baricentro di cella verso il centroide della contigua.

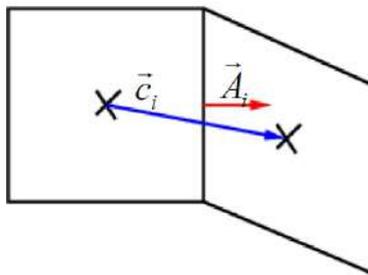


Figura 4.13: Vettore area A_i e il vettore c_i per il calcolo della nonOrthogonality

Ulteriore parametro considerato è l'asimmetria della faccia ovvero la *skewness*, ottenuta come il modulo del vettore d_i , definito come la distanza dal centro della faccia al centro della cella, in rapporto al modulo del vettore c_i .

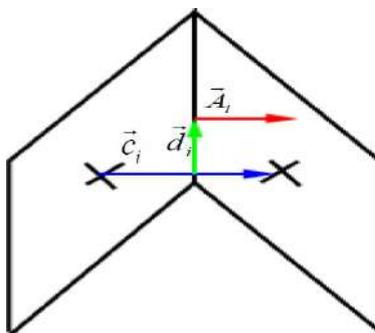


Figura 4.14: Vettore distanza d_i e il vettore c_i per il calcolo della skewness

Un altro controllo viene effettuato sulla superficie minima detto *minArea* e sul volume minimo denominato *minVol* della piramide cellulare; quest'ultimo è pari ad $1/3$ del prodotto scalare del vettore area A_i con il vettore centrale b_i .

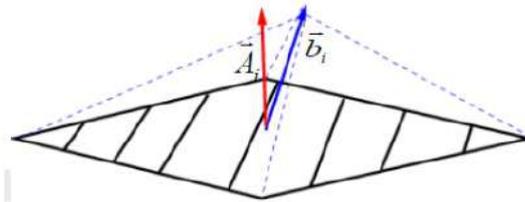


Figura 4.15: Vettore distanza A_i e il vettore b_i per il calcolo del volume minimo

Ulteriori criteri riguardando gli elementi che vengono riconfigurati come triangolari utilizzando il loro centro e se ne tiene conto con il *minTwist*, i loro tensori calcolati partendo dal vettore area *minDeterminant*, le minime distanze che vengono a formarsi tra i centri di celle contigue *minFaceWight*.

Nella casella *Setup*, la prima assegnazione che compare è quella del *Solution* svincolata dalla variabile temporale ovvero *Steady*. Il materiale del flusso è aria in condizioni di temperatura ambiente di 300 K , densità 1.205 kg/m^3 e di viscosità cinematica pari a $1.5 \cdot 10^{-5}\text{ m}^2/\text{s}$. La categoria di turbolenza, presente nella casella *Modelling*, è conferita con metodo di tipo *RANS* (Reynolds Averaged Navier Stokes) facente utilizzo del modello *k- ω SST*. Successivamente si presentano le sette *External Boundaries*, di cui sei sono le superfici della galleria del vento e una la superficie del mezzo. Tali parti sono le patches con cui il programma effettua il calcolo e sono descritte nella seguente Tabella 4.4.

Tipo di B.C.	Descrizione
patch	Patch generico.
wall	Il fluido non penetra all'interno della parete.
inlet	Fornisce il campo di moto all'ingresso della galleria.
outlet	Fornisce il campo di moto all'uscita della galleria.
simmetryPlane	Regione di simmetria.
wedge	Pareti frontali e posteriori per geometrie a forma di cuneo.
empty	Per ridurre da 3d (default) a un problema bi/mono-dimensionale.
cyclic	Per raggruppare due patch come fossero fisicamente connesse.

Tabella 4.4: Tipologie di condizioni di bordo B.C.

Da cui, note le loro caratteristiche, si procede a particolarizzarle per le sette superfici nel seguente modo:

- ASMO tipo wall, stationary wall, no-slip.
- back tipo wall, stationary wall, slip.
- front tipo symmetry plane.
- inlet tipo inlet conferita con velocità in componenti cartesiane (50, 0, 0).
- lowerwall tipo wall, moving wall con velocità in componenti cartesiane (50, 0, 0).
- outlet tipo outlet, pressione con gradiente nullo.
- upperWall tipo wall, stationary wall, no-slip.

Per la calibrazione del solutore si sono lasciati di default i metodi lineari di Gauss e i settings dei valori di residui. In questo caso, data la natura del programma che permette

un post-processing integrato, si assegnano le funzioni di cui si vuole avere traccia nella sezione *Monitoring Functions*. Terminata la compilazione delle parti della casella *Setup*, si assegna la sua inizializzazione cliccando *Initialise*, il quale formerà i vari algoritmi di calcolo indicizzati per l'istante temporale iniziale. Segue quindi la fase di calcolo vero e proprio nella casella *Solver* cliccando nell'apposita icona *Run Solver*. L'analisi viene finita con circa 140 minuti.

4.3.2 Morphing di Superficie

Lo script utilizzato è il medesimo per il caso OpenFOAM, con la notevole differenza che in questa occasione non occorre aggiornare tutti i campi per la nuova configurazione geometrica. Occorre semplicemente caricare nello schema della casella *Mesh* la ASMO risultante dal morphing superficiale, a cui seguirà la nuova griglia, l'*Initialise* dei campi e il *Run Solver*.

4.3.3 Morphing di Volume

Anche in questo caso la modifica della griglia volumetrica prevede l'uso dello stesso codice del caso OpenFOAM. Agendo direttamente sui file *points* delle cartelle *processor* dove è contenuta la partizione di mesh, il nuovo caso con morphing di volume richiederà solamente l'*Initialise* dei campi e il *Run Solver*.

Si rammenta come le analisi descritte nella sezione 4.2 e 4.3, godono delle medesime caratteristiche, quello che cambia è solamente la metodologia con cui esse vengono conferite data la differente tipologia dei programmi.

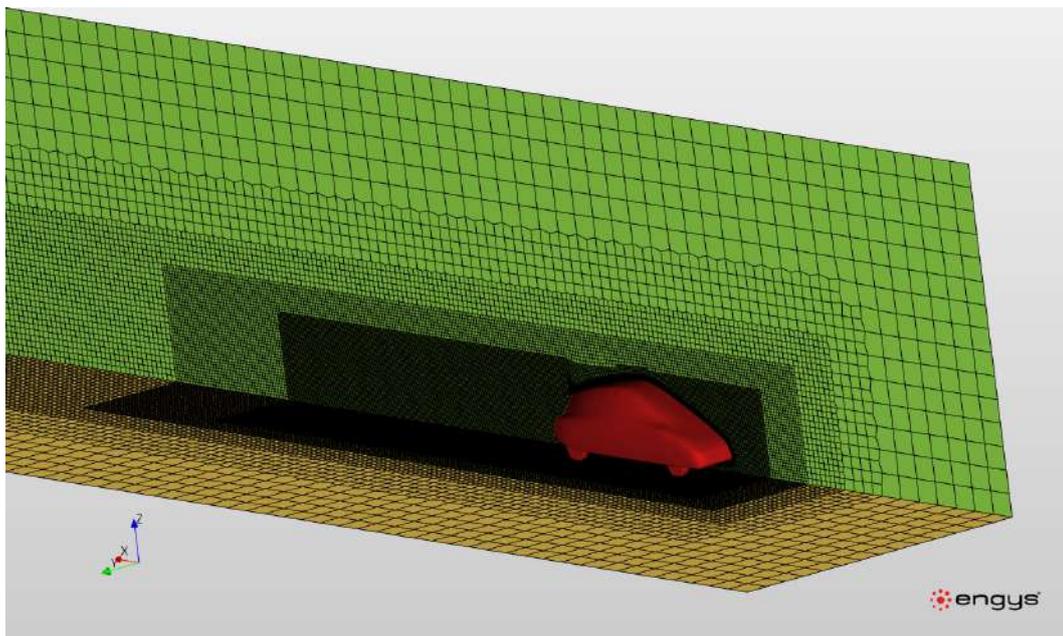


Figura 4.16: ASMO con morphing di volume vista tridimensionale

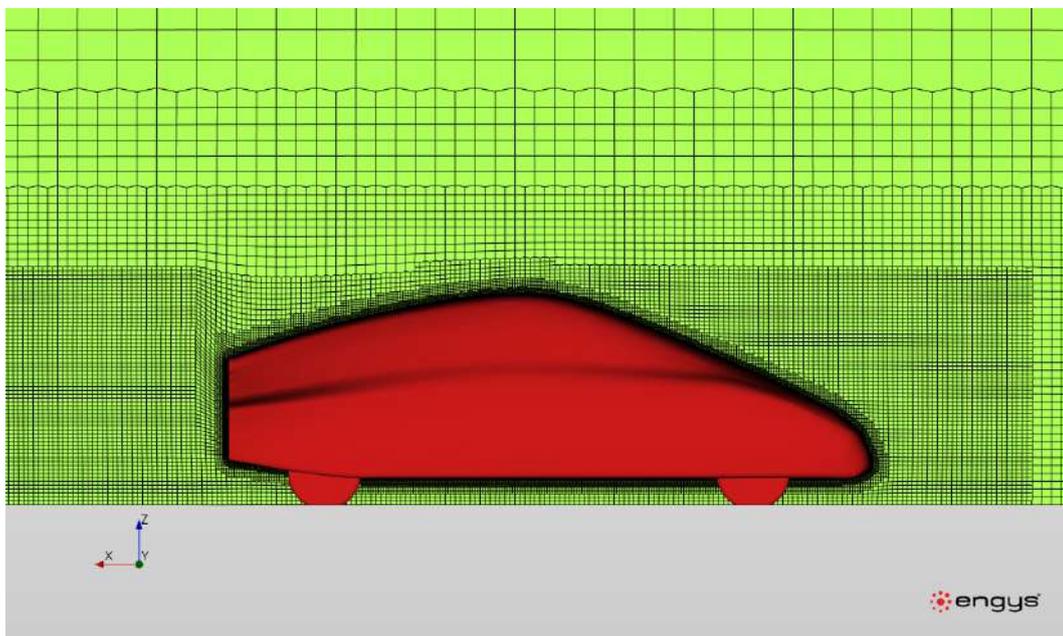


Figura 4.17: ASMO con morphing di volume vista laterale

4.4 Confronto risultati pre-post morphing

Le analisi condotte con i due programmi sono state messe a confronto con quelle riportate dallo studio [11], in modo da poter calibrare un corretto metodo per studiare il caso industriale. In tale documento sono presenti sia risultati da galleria del vento che da simulazioni numeriche, quest'ultime sono caratterizzate da mesh dell'ordine di 13.5 milioni di celle e costi computazionali per un tempo totale di circa 23 ore, quindi altamente specifici e fuori dalla portata di un normale pc.

I risultati proposti vengono riportati nella tabella 4.5 sottostante.

Tipologia di analisi	Coefficiente di drag
Galleria del vento Volvo	0.158
Galleria del vento Daimler Benz	0.153
Programma FloEFD Siemens	0.154
CFD 01 (metodo $k - \epsilon$)	0.185
CFD 02	0.171
CFD 03	0.169
CFD 04	0.151

Tabella 4.5: Risultati proposti dallo studio "Comparison of the ASMO Car Model with Experimental Data and Simulations"

Nelle pagine successive si riportano i grafici degli andamenti dei coefficienti di resistenza aerodinamica, i residui e alcune immagini che descrivono i campi di moto. Grafici e immagini sono relativi ai due solutori e anche alle configurazioni standard, con modifica di superficie e di volume.

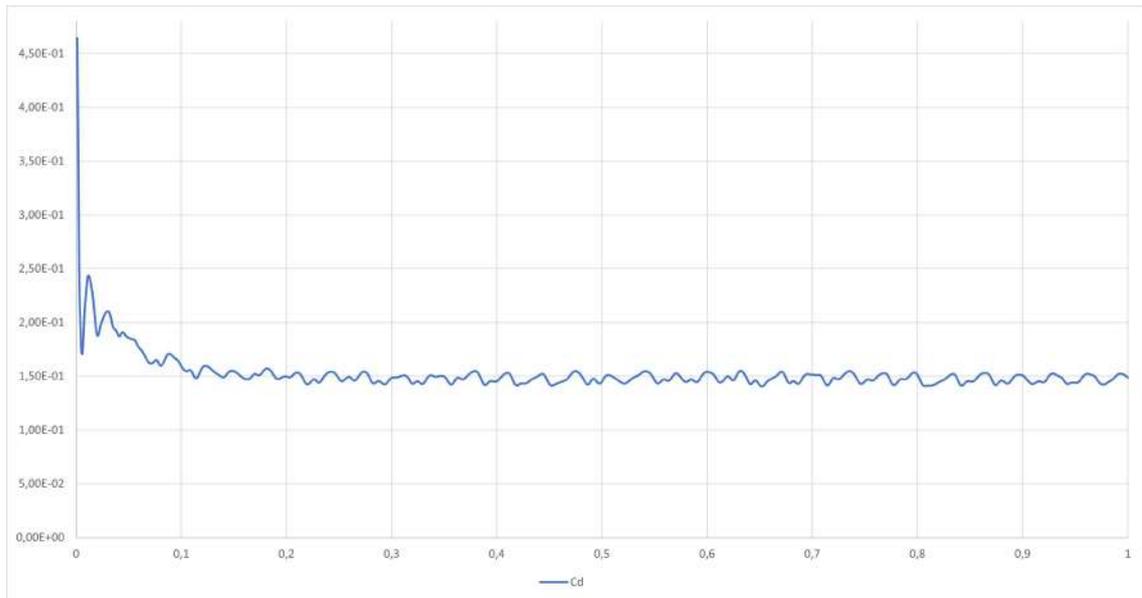


Figura 4.18: Andamento C_D ASMO solutore OpenFOAM vs time-step

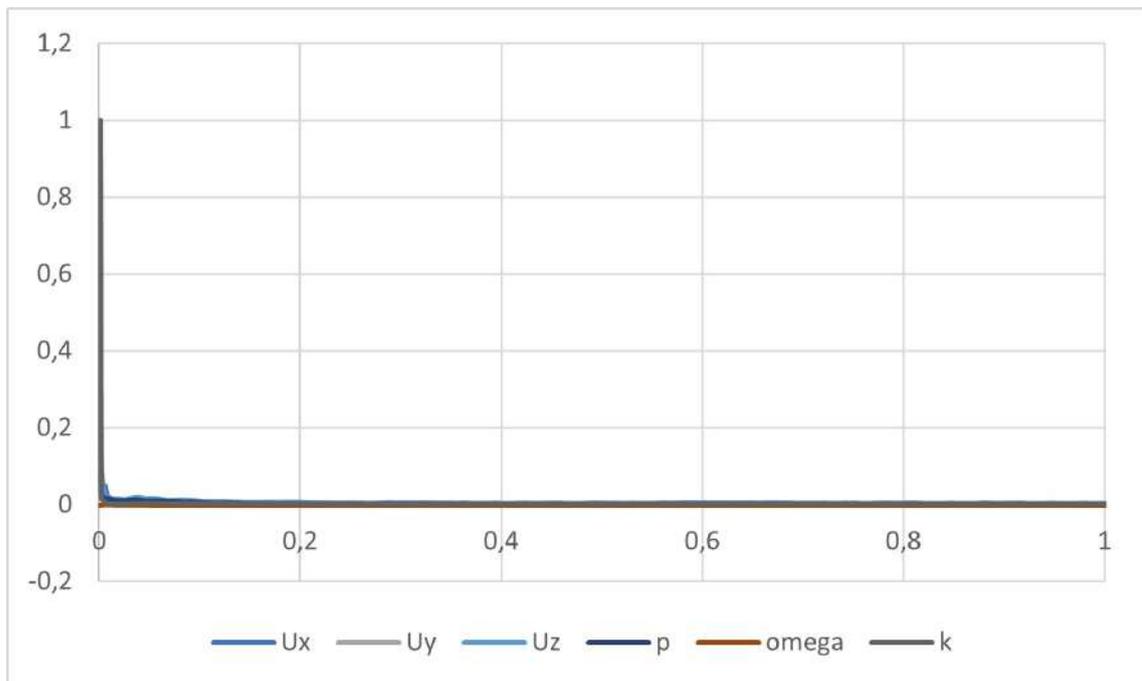


Figura 4.19: Andamento solutore OpenFOAM dei residui (U, p, ω , k) vs time-step

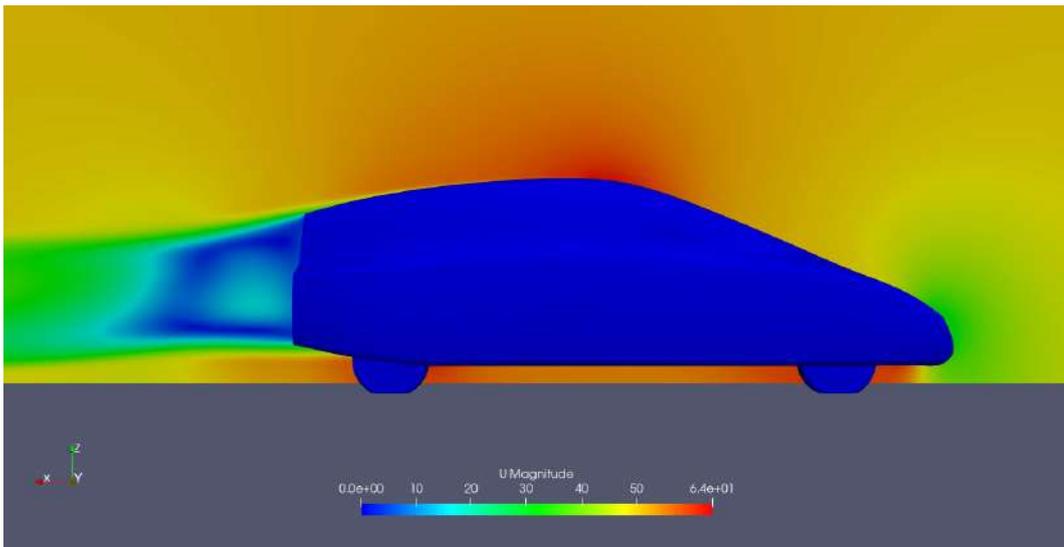


Figura 4.20: ASMO solutore OpenFOAM flusso

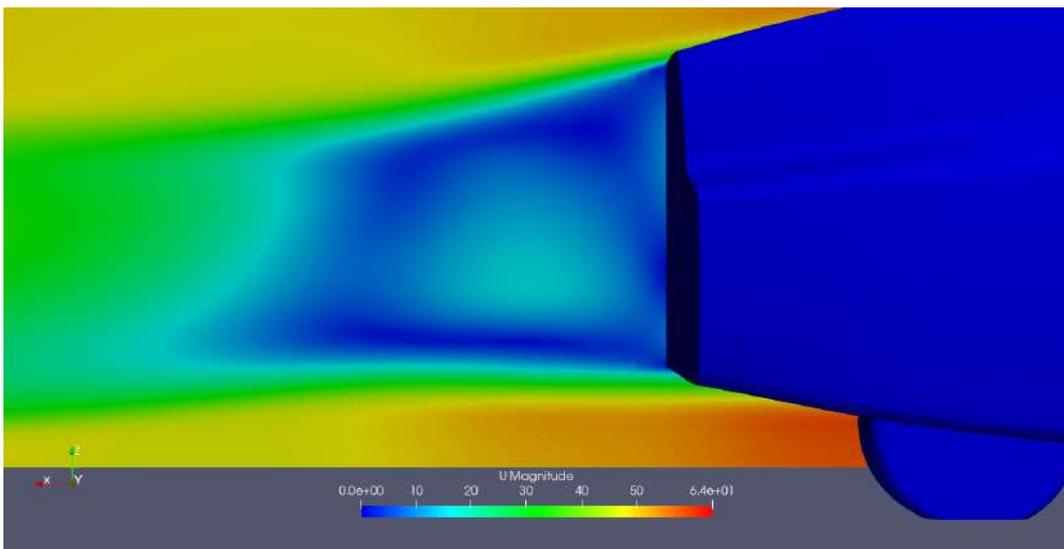


Figura 4.21: ASMO solutore OpenFOAM flusso nel posteriore

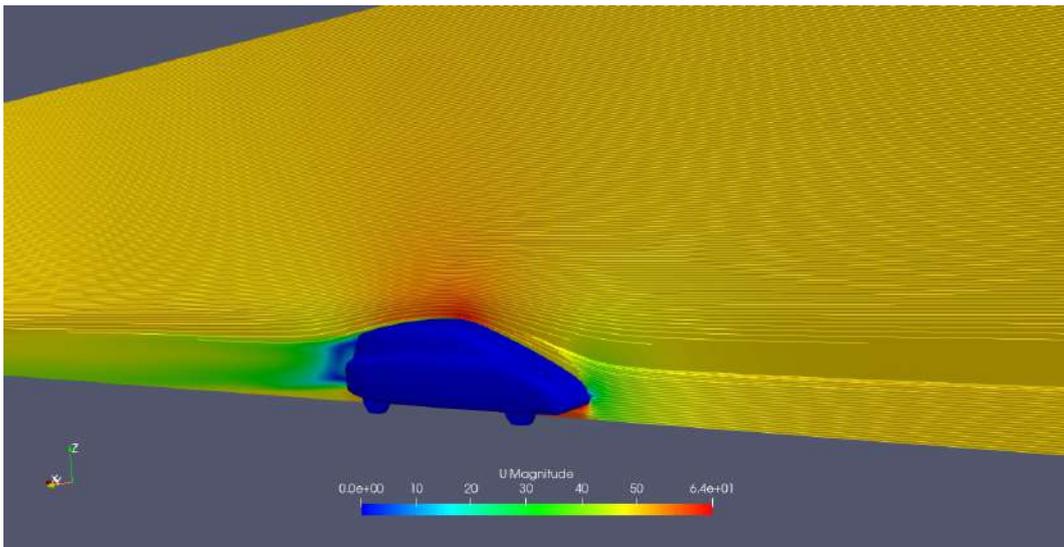


Figura 4.22: ASMO solutore OpenFOAM linee di corrente

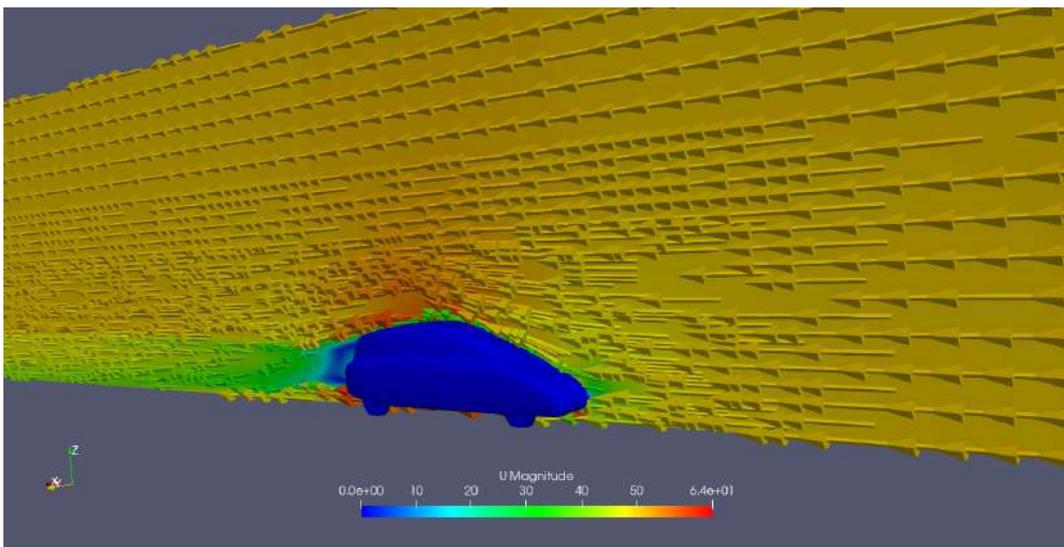


Figura 4.23: ASMO solutore OpenFOAM vettori velocità

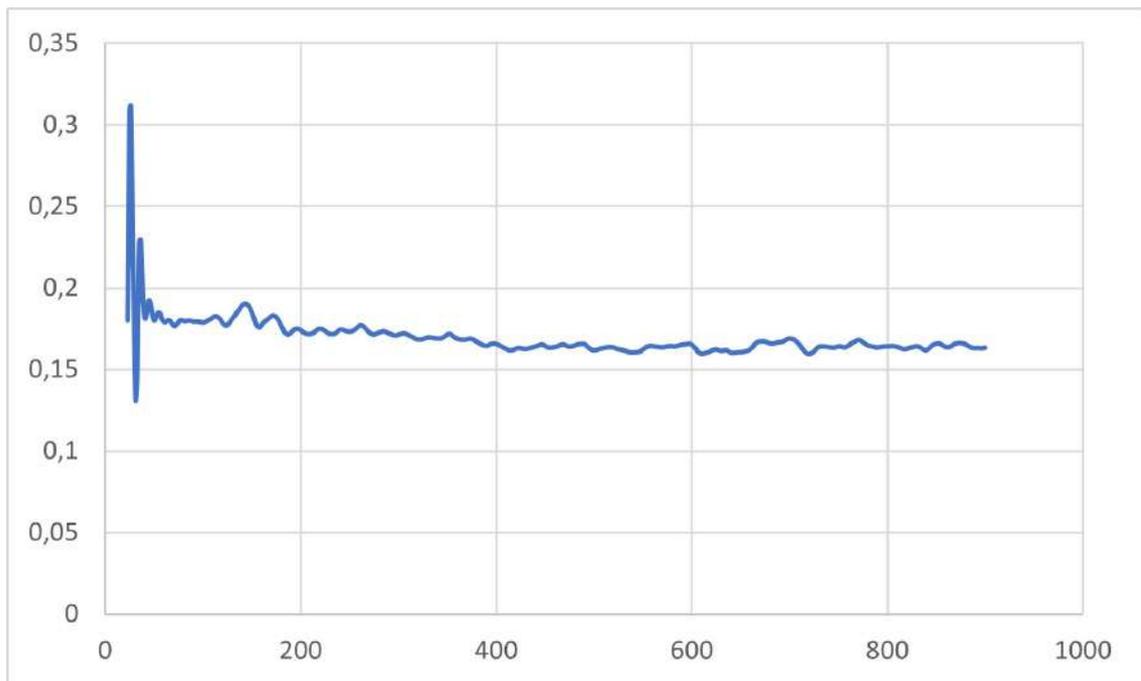


Figura 4.24: Andamento C_D ASMO solutore HELYX vs iterazioni

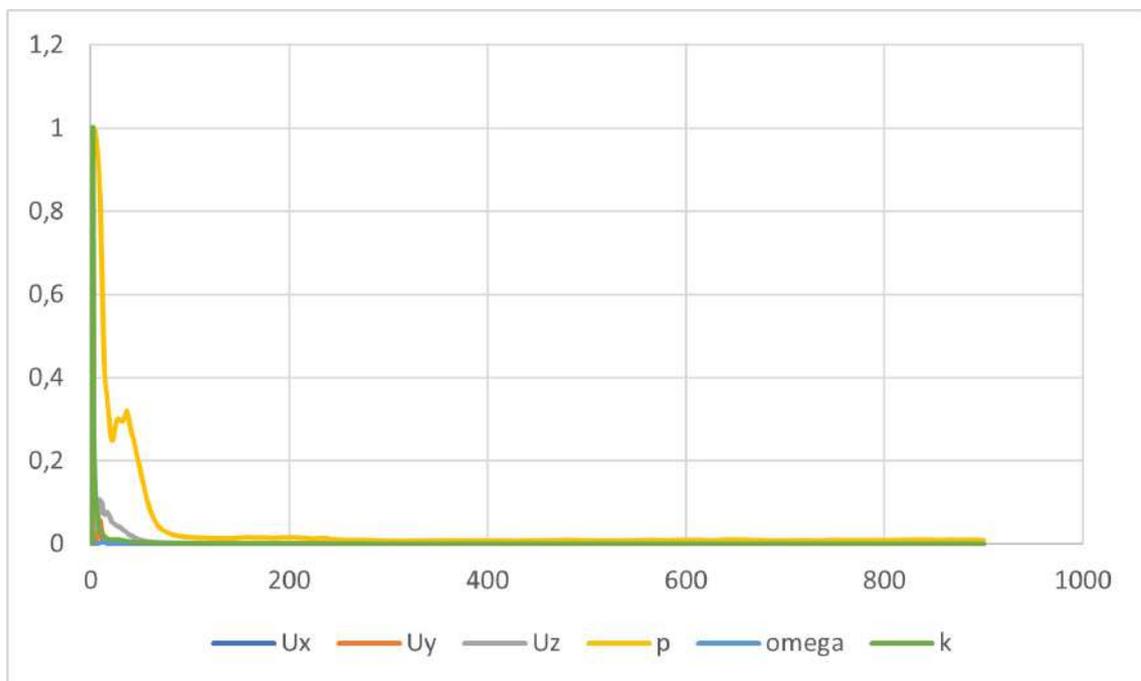


Figura 4.25: Andamento solutore HELYX dei residui (U , p , ω , k) vs iterazioni

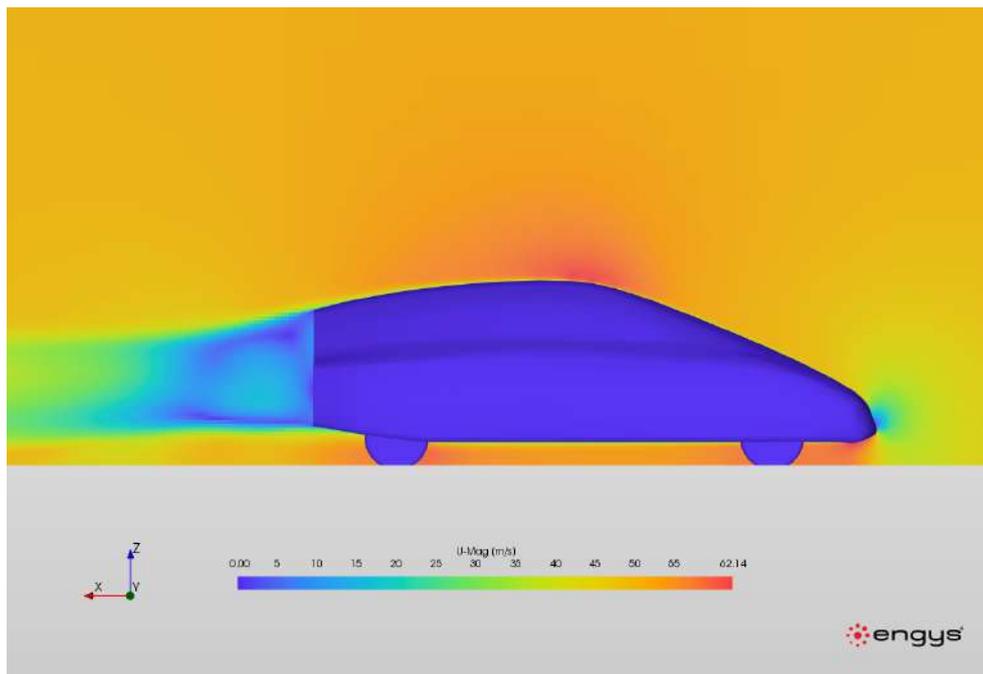


Figura 4.26: ASMO solutore HELYX flusso

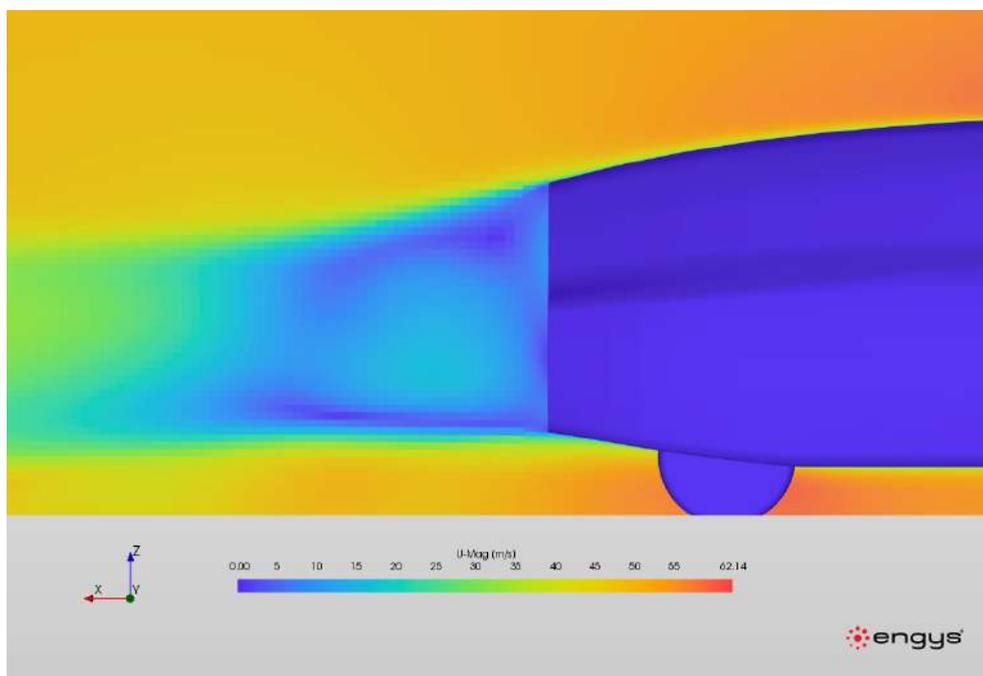


Figura 4.27: ASMO solutore HELYX flusso nel posteriore

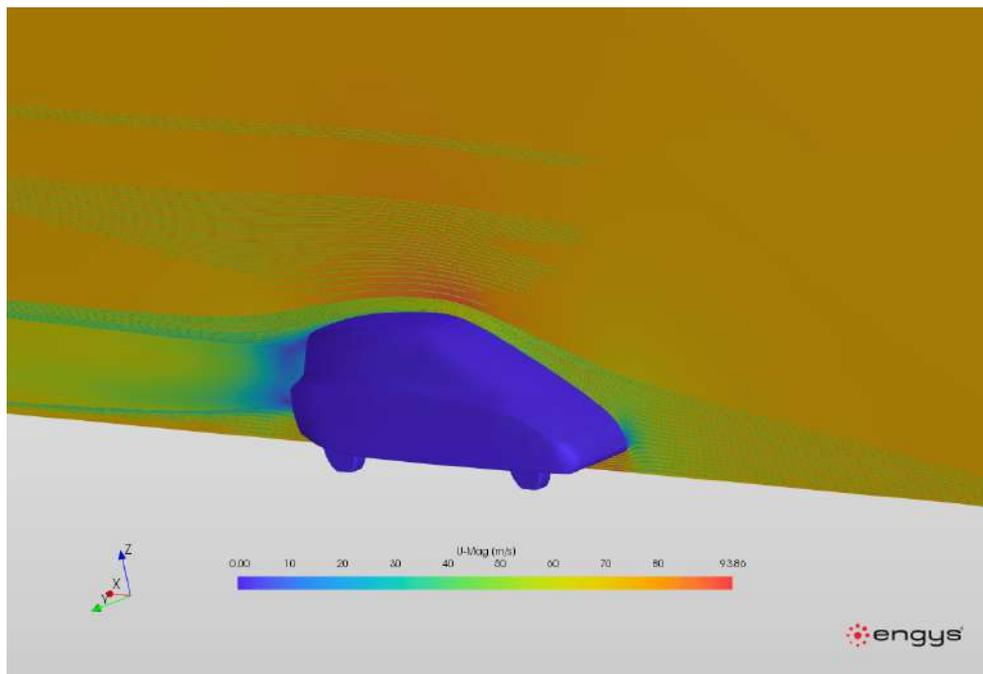


Figura 4.28: ASMO solutore HEYLX linee di corrente

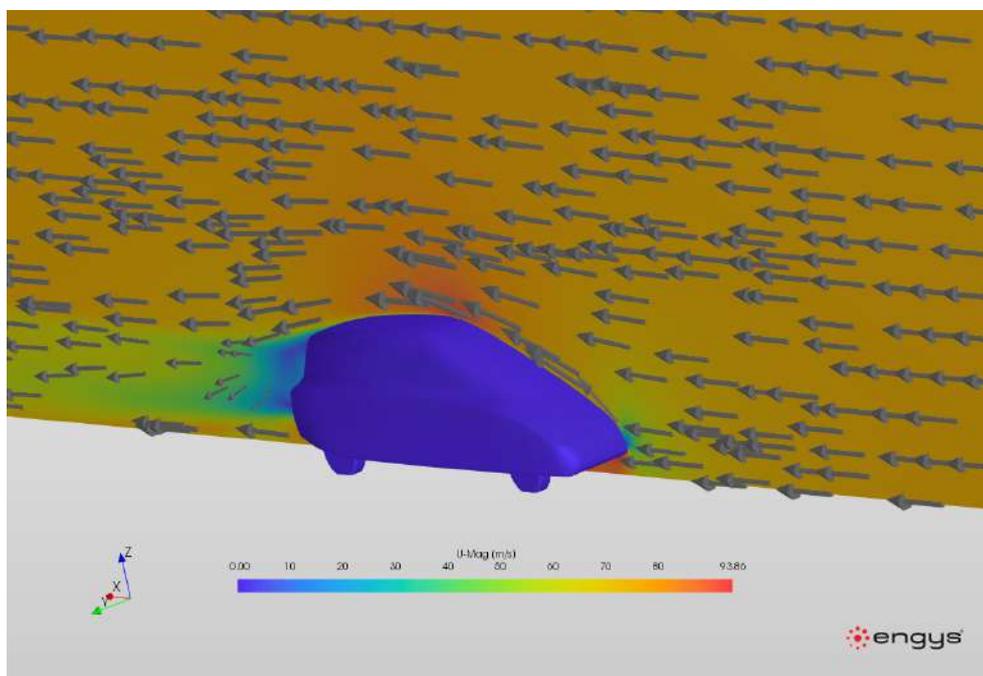


Figura 4.29: ASMO solutore HELYX vettori velocità

Per snellezza della trattazione si riportano solamente i grafici dell'andamento dei coefficienti di drag per le configurazioni con morphing.

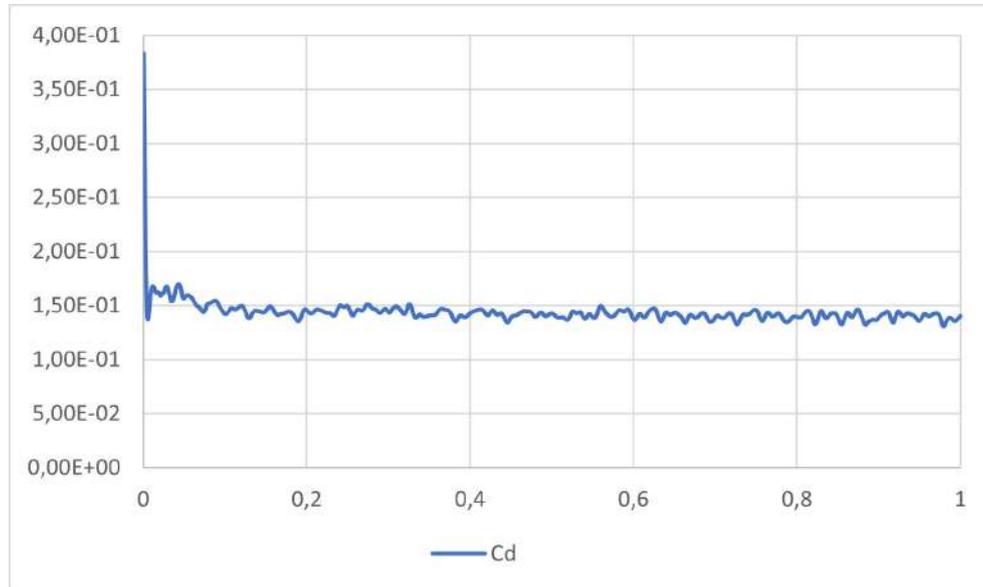


Figura 4.30: Andamento C_D ASMO morph di Sup. solutore OpenFOAM vs time-step

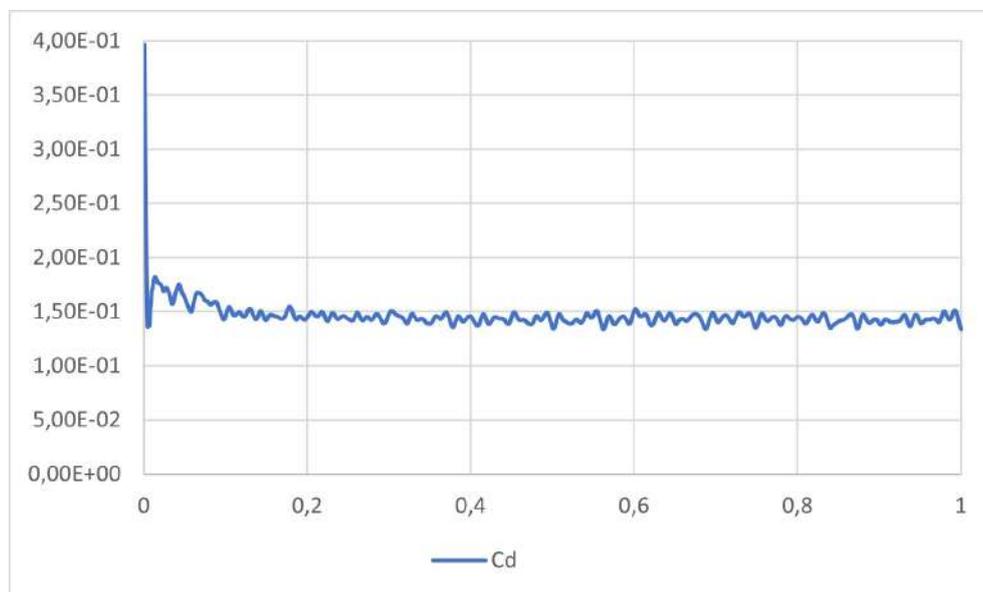


Figura 4.31: Andamento C_D ASMO morph di Vol. solutore OpenFOAM vs time-step

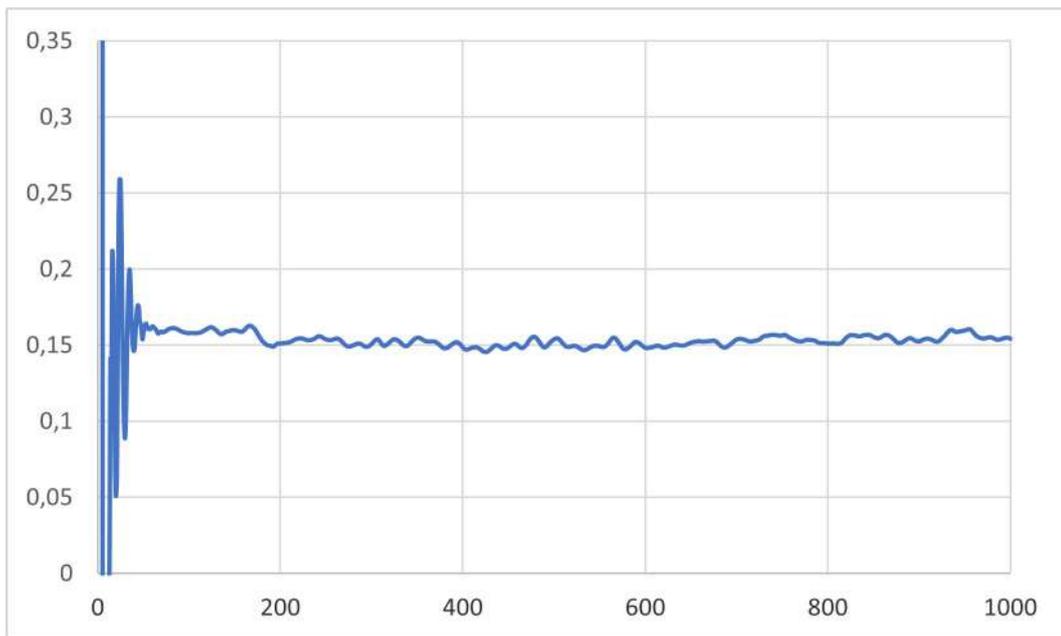


Figura 4.32: Andamento C_D ASMO morph di Sup. solutore HELYX vs iterazioni

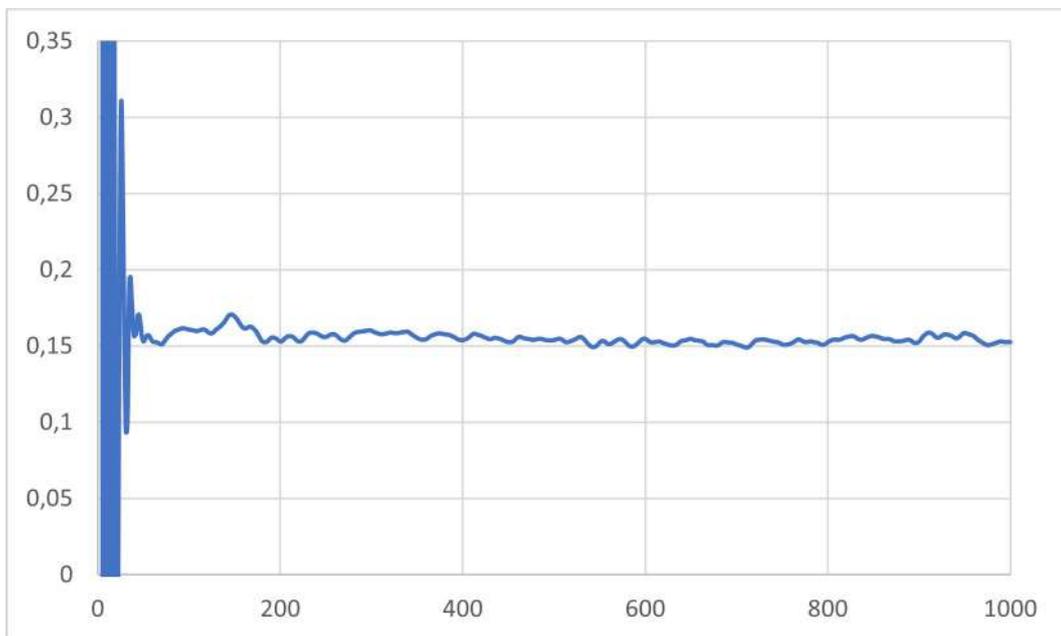


Figura 4.33: Andamento C_D ASMO morph di Vol. solutore HELYX vs iterazioni

Per snellezza della trattazione si riportano solamente le immagini del flusso per entrambe le configurazioni con morphing del solo programma OpenFOAM.

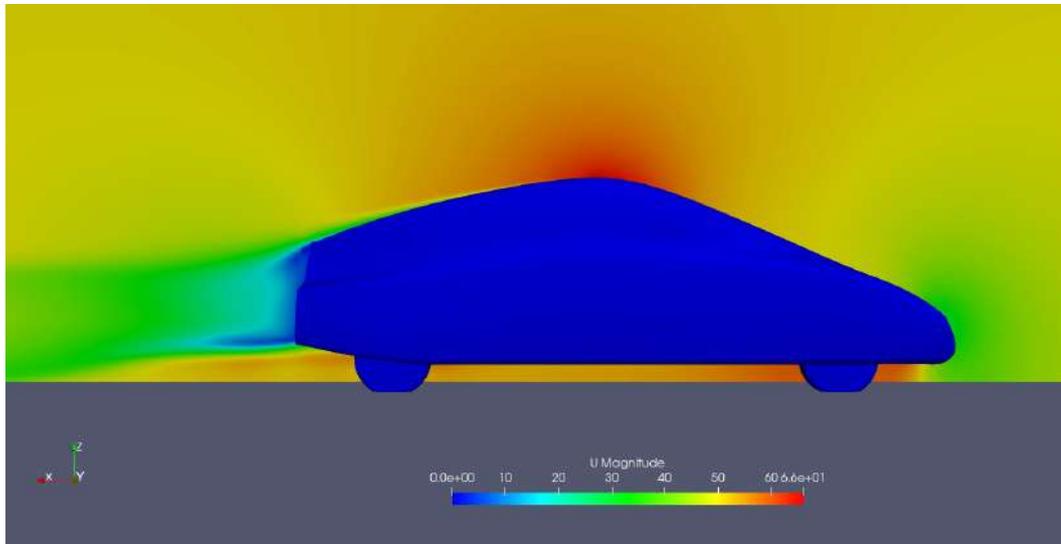


Figura 4.34: ASMO morph di Sup. solutore OpenFOAM flusso

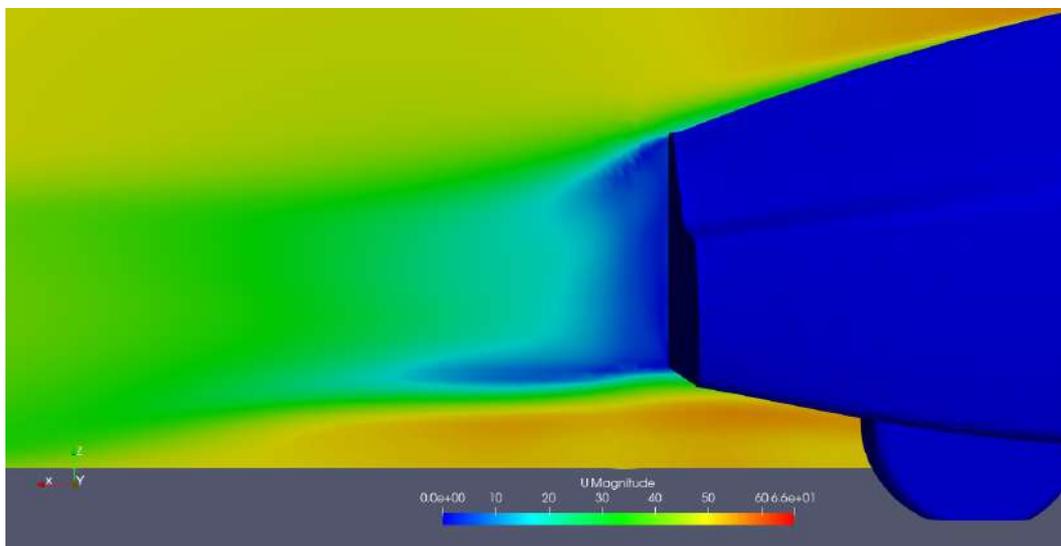


Figura 4.35: ASMO morph di Sup. solutore OpenFOAM flusso nel posteriore

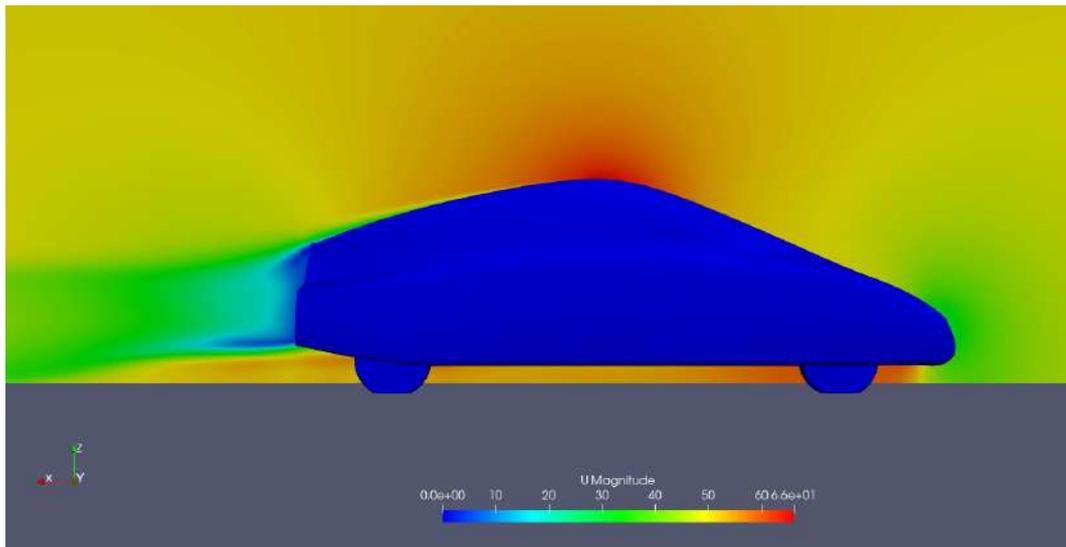


Figura 4.36: ASMO morph di Vol. solutore OpenFOAM flusso

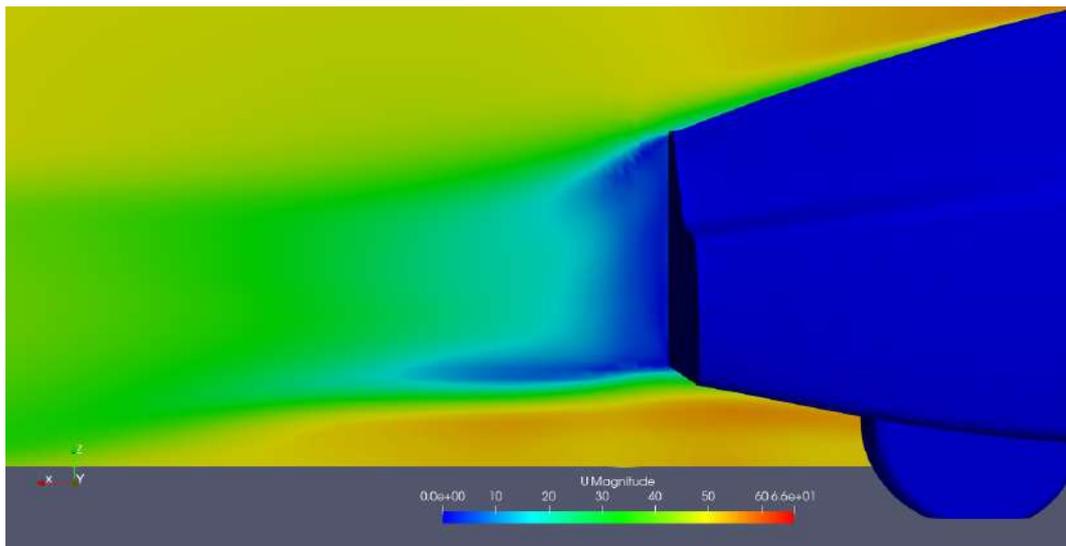


Figura 4.37: ASMO morph di Vol. solutore OpenFOAM flusso nel posteriore

Si nota dalle figure 4.34 e 4.36, con i rispettivi focus sulla parte di coda, come la zona di distacco della vena fluida sia stata notevolmente ristretta e confinata, tanto da non avere più il suo propagarsi per svariate lunghezze. Ciò è un chiaro sintomo di come le modifiche alla carrozzeria abbiano portato degli ingenti miglioramenti dal punto di vista della resistenza

aerodinamica. Come si evince dai grafici sugli andamenti del coefficiente di resistenza, esso possiede valori oscillanti dovuti alla natura del fenomeno stesso e alla natura delle RANS. Tuttavia tali oscillazioni sono nettamente contenute all'interno di valori altamente plausibili. Da taluni grafici saranno estrapolati i valori dei coefficienti per mezzo di una media aritmetica.

I risultati delle simulazioni pre-post modifiche, con il confronto allo studio [11], possono essere consultati nella seguente tabella 4.6.

Tipologia di analisi	Coefficiente di drag
Galleria del vento Volvo	0.158
Galleria del vento Daimler Benz	0.153
Programma FloEFD Siemens	0.154
CFD 01 (metodo $k - \varepsilon$)	0.185
CFD 02	0.171
CFD 03	0.169
CFD 04	0.151
ASMO sol. OpenFOAM	0.152
ASMO sol. OpenFOAM morph Sup.	0.144
ASMO sol. OpenFOAM morph Vol.	0.146
ASMO sol. HELYX	0.162
ASMO sol. HELYX morph Sup.	0.153
ASMO sol. HELYX morph Vol.	0.153

Tabella 4.6: Risultati proposti dallo studio "Comparison of the ASMO Car Model with Experimental Data and Simulations" & quelli ottenuti con OpenFOAM e HELYX

Dai valori dei coefficienti ottenuti si può affermare come la analisi condotte con la *ASMO* in configurazione standard, risultano essere ampiamente consoni alle aspettative, avendo valori prossimi a quelli derivati da test di galleria. Ulteriore riprova di come le modifiche di forma abbiano portato benefici alla aerodinamica, è rappresentata dalle diminuzioni dei coefficienti, che si tramutano in migliore efficienza del flusso attorno alla geometrica.

Tali vantaggi possono essere espressi numericamente come segue:

- Solutore OpenFOAM, con il morphing produce una diminuzione del C_D di circa il 6% per il superficiale e di circa il 4% per il morphing di volume.
- Solutore HELYX, con il morphing produce una diminuzione del C_D di circa il 6% per entrambe le modifiche.

I contributi delle analisi condotte con questi due solutori hanno portato alla luce come le calibrazioni adottate siano consone per poter affrontare la simulazione di un flusso attorno a un veicolo, inoltre qualora sia verificata una simmetria è opportuno sfruttarla per ridurre il volume del dominio investigato. Lo sviluppo di questi modelli "leggeri" ha ridotto drasticamente le tempistiche di calcolo, pur mantenendo un livello elevato di accuratezza nel verificare e risolvere il fenomeno. In virtù di quanto ottenuto, avendo sviluppato il giusto approccio al problema, si può procedere ad affrontare il caso industriale.

Capitolo 5

Analisi AeroSUV

Sin dalla creazione e presentazione del modello di geometria open source *DrivAer*, tramite collaborazioni tra *TU Munich*, *Audi AG* e gruppo *BMW*, si sono sviluppate notevoli attività di ricerca aerodinamica che si basano sull'aver una forma di carrozzeria generica, ma allo stesso tempo molto dettagliata. Tale geometria, in Figura 5.1, è caratterizzata dalla possibilità di adattarsi a varie configurazioni stilistiche, ma quello di cui è sprovvista è la categoria *SUV*.

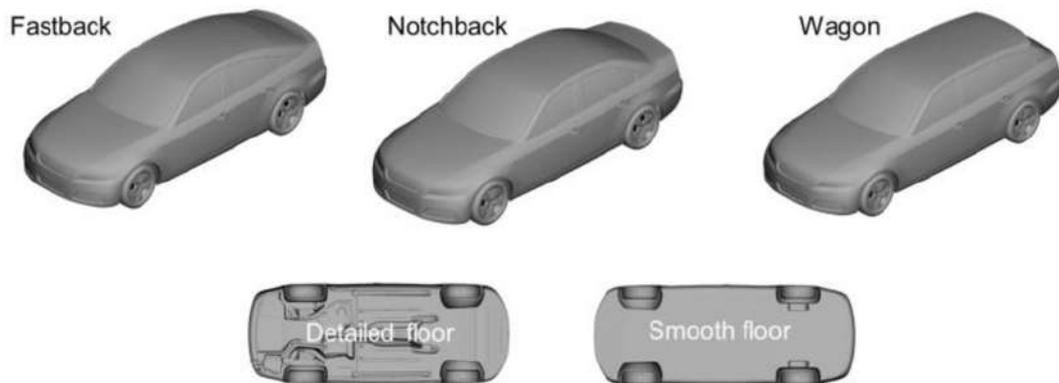


Figura 5.1: Varie tipologie di DrivAer

Si può intuire quindi come, il modello di cui sopra, abbia una ottima adattabilità a differenti casistiche, non solo cambiando stile, ma anche optando per un particolare componente

meccanico piuttosto che un altro (sistema di scarico, cerchi, pneumatici ecc). Tali veicoli di utilità sportiva (*Sport Utility Vehicle*), negli ultimi decenni, hanno preso una gran parte del mercato automobilistico, con la conseguenza, quindi, di avere molte case produttrici che ne sostengono e promuovono lo sviluppo della ricerca in maniera costante. Per porre rimedio a tale assenza di una geometria *SUV* con cui svolgere le analisi numeriche, è stato introdotto l'*AeroSUV* [18]. La struttura della geometria introdotta è simile a quella del *DrivAer*, infatti il posteriore è il medesimo, pur rappresentando un tipico veicolo di classe media e inoltre completamente gratuita da scaricare.

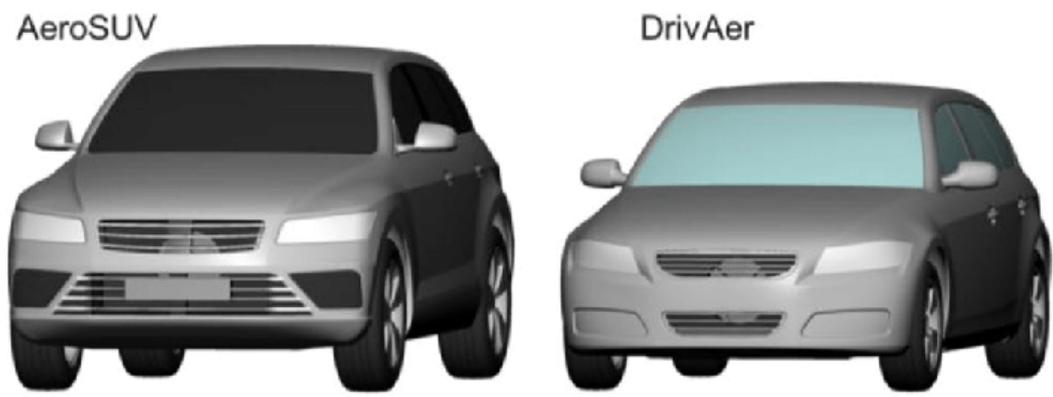


Figura 5.2: Confronto tra l'AeroSUV e il DrivAer

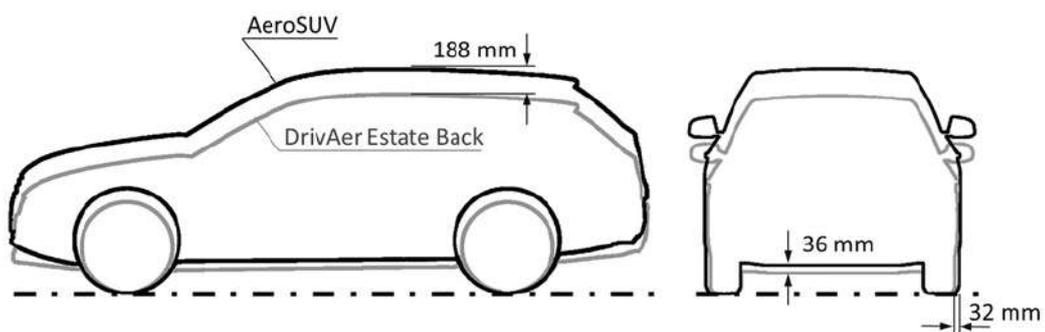


Figura 5.3: Confronto laterale e frontale tra l'AeroSUV e il DrivAer

5.1 Configurazione

Dell'*AeroSUV*, essendo il modello relativamente recente, ancora non è disponibile una estesa "storia dell'arte", ma comunque vengono messi a disposizione diversi esperimenti condotti in galleria del vento, di cui si possono consultare le schede tecniche come [19], [20] e [21]. Le variabili che maggiormente influenzano l'aerodinamica dello stesso, sono gli stili che si adottano ovvero station wagon, fastback e tre volumi.

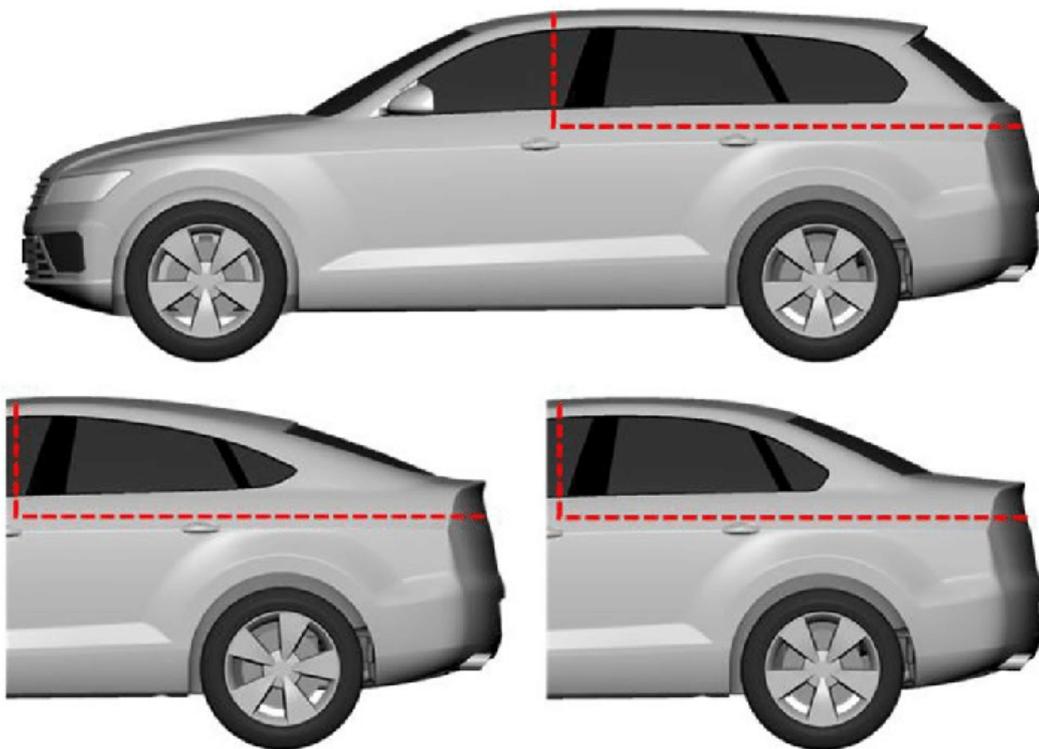


Figura 5.4: AeroSUV con diversi posteriori montati, in alto station wagon e in basso a sinistra fastback e a destra tre volumi

Anche di esso sono disponibili molteplici calibrazioni a partire dal sottoscocca che può essere a fondo piatto o dettagliato, sospensioni, motore, sistema di scarico, griglie anteriori superiori e inferiori, specchietti laterali, cerchi anteriori e posteriori, così come l'intero compartimento adibito allo smaltimento del calore con il sistema di raffreddamento.

5.1.1 Condizioni al contorno

Le condizioni utilizzate in galleria del vento sono:

- Modello in scala 1:4
- Flusso del vento con velocità pari a 50 m/s
- Scorrimento del suolo con velocità pari a 50 m/s

5.1.2 Risultati

I risultati di cui abbiamo traccia grazie ai test in galleria del vento possono essere riassunti in termini di coefficienti aerodinamici con la seguente tabella.

Stile di AeroSUV	Coefficiente di drag
AeroSUV station wagon	0.314
AeroSUV fastback	0.286
AeroSUV tre volumi	0.286

Tabella 5.1: Risultati derivanti da test in galleria del vento con griglie di raffreddamento aperte

Stile di AeroSUV	Coefficiente di drag
AeroSUV station wagon	0.323
AeroSUV fastback	0.293
AeroSUV tre volumi	0.294

Tabella 5.2: Risultati derivanti da test in galleria del vento con griglie di raffreddamento chiuse

5.2 Analisi AeroSUV con tetto Volvo

Da anni ormai, specialmente nel corso dell'ultimo ventennio, le case automobilistiche hanno introdotto notevoli tecnologie per aiutare il guidatore e aumentare il livello di sicurezza al volante. "Advanced Driver Assistance Systems" o più comunemente *ADAS* è il nome dato all'insieme delle soluzioni che consentono all'utente di evitare o di non provocare il più possibile situazioni di pericolo.

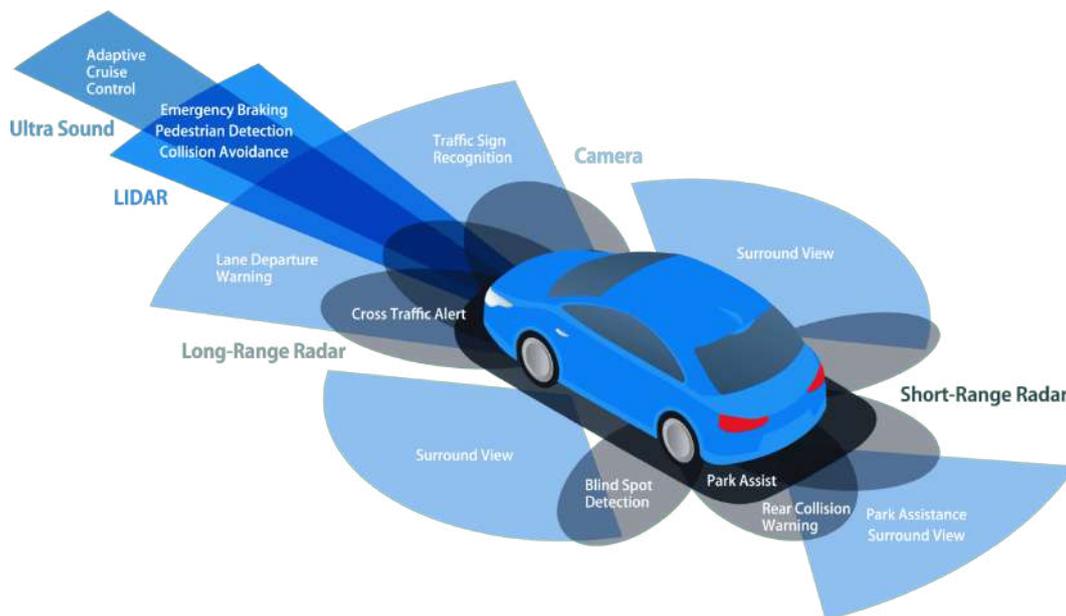


Figura 5.5: Esempio di azione dei sistemi di sicurezza ADAS su una auto

Fra gli esempi di maggior diffusione sul mercato troviamo gli avvisi di cambio corsia, il riconoscimento automatico della segnaletica stradale, sensori che avvertono il conducente in caso di distrazione, stanchezza o improvvisi malori e inoltre il rilevamento in retromarcia tramite l'utilizzo di sensori e retrocamere. A livello europeo, la valutazione della bontà di un veicolo al rispetto di determinate classi di sicurezza è effettuata dall'European New Car Assessment Programme o *Euro NCAP*, il quale introduce specifici test per mettere alla prova i mezzi [22]. Dal 2009, oltre ai test della cosiddetta sicurezza passiva, ha sviluppato

e promosso nuovi test per il riscontro della sicurezza attiva, di cui ne fanno parte i dispositivi con telecamere. Esistono varie configurazioni di visori, nello specifico possono essere montate anteriormente nella zona inferiore del paraurti, sotto agli specchietti laterali oppure nell'abitacolo in prossimità del tetto come in Figura 5.6, e anche posteriormente sullo spoiler dello stesso.

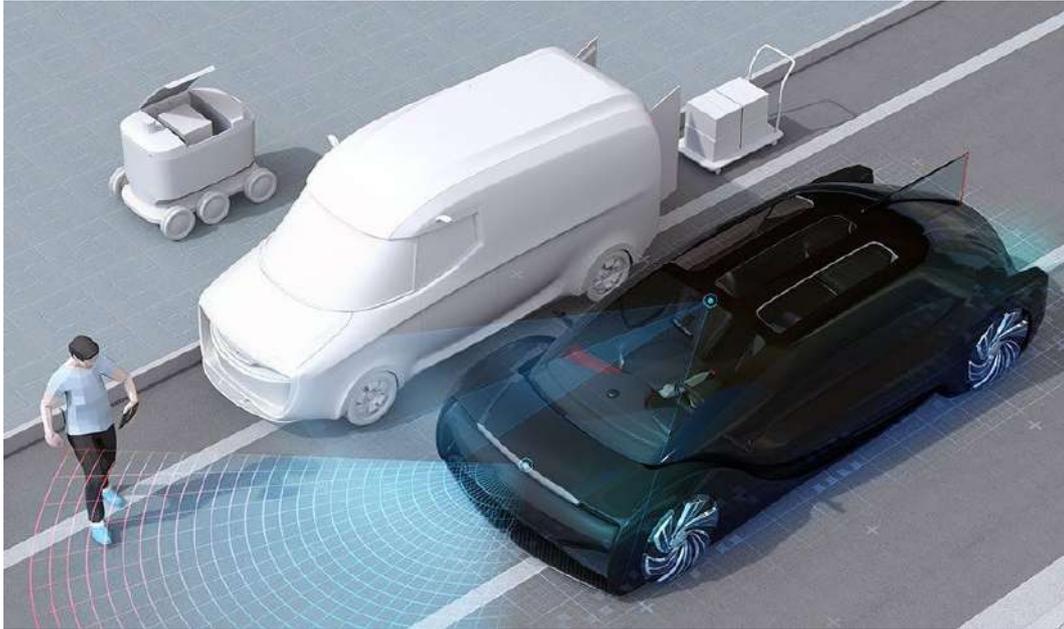


Figura 5.6: Campo di azione di un visore montato sul tetto

Il loro compito è quello di tracciare delle zone di delimitazione entro le quali intervenire con richiami acustici o visivi a seconda del campo di pericolo, in altri termini pongono all'attenzione del guidatore quelle zone ove la semplice vista non riesce ad arrivare. Appare quindi essenziale mantenere la loro superficie visiva priva di contaminazioni, le quali porterebbero di conseguenza a una drastica diminuzione di efficienza. L'analisi aerodinamica e conseguenti variazioni di forma di conseguenza si rivolgono a ottenere una conformazione fisica quanto più possibile avversa all'accumularsi di polvere e/o sporcizia sulla retrocamera.

5.2.1 **Trasformazioni e semplificazioni geometriche**

Avendo a disposizione solamente una parziale geometria del tetto con retrocamera Volvo, sono state necessarie delle operazioni geometriche per adattarlo quanto più possibile al modello *AeroSUV*. La strategia intrapresa è stata quella di porre come "master" il tetto e come geometria "slave" il SUV, il quale subirà diverse manipolazioni geometriche. L'assieme totale di studio è formato dalle seguenti 4 parti:

- Carrozzeria
- Tetto con retrocamera
- Ruota anteriore
- Ruota posteriore

Al contempo le semplificazioni adottate sono quelle di studiarne una metà, essendo un caso simmetrico, e quella di porre un fondo scocca piatto, in quanto non oggetto di studio la sua rappresentazione in dettaglio. Sin dall'inizio, importando le parti in *SpaceClaim*, si nota una evidente disomogeneità tra esse, le posizioni risultano diverse e in aggiunta vi è una ampia regione di vuoto che intercorre tra tetto e carrozzeria. In primo luogo le parti carrozzeria e ruote hanno subito una trasformazione omotetica lungo le tre direzioni di 0.82 per colmare la disomogeneità, che si traduce all'interno dell'ambiente CAD nell'utilizzare l'opzione di modifica presente nello strumento *Trascinare* chiamata *Riproduci in scala il corpo*. In seguito le stesse tre parti sono state spostate per ridurre le distanze dal tetto, andando a portare il baricentro nelle posizioni finali X_f , Y_f , Z_f rispettivamente 0.509 m , 0.419 m e 0.643 m. Tale trasformazione è stata prodotta all'intero dell'ambiente di modellazione tramite lo strumento di modifica *Sposta*, assegnando i valori finali con l'opzione *Immetti coordinate XYZ*.

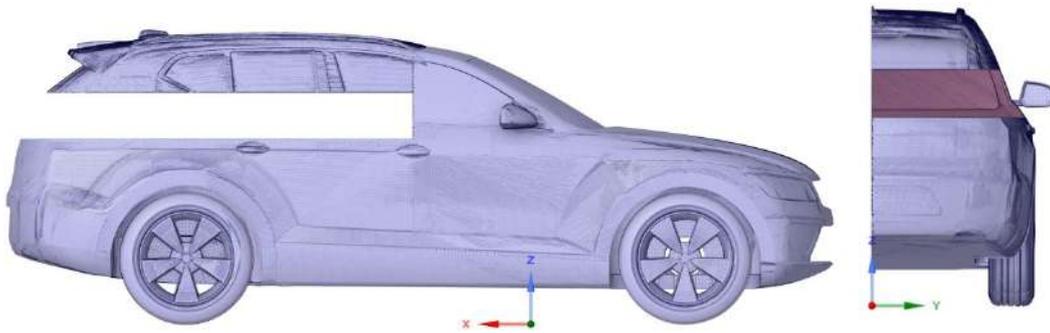


Figura 5.7: AeroSUV scalato rispetto al tetto in diverse viste

La configurazione dopo queste due operazioni descritte è quella di Figura 5.7, in cui è presente la zona di collegamento tetto e carrozzeria priva di entità che vadano a colmarne il gap. Per porre rimedio a questo distacco, è stato costruito un insieme di curve tridimensionali che andassero a percorrere i contorni di tetto e carrozzeria, in modo da creare un circuito chiuso da cui far passare delle superfici di riempimento. La sequenza delle operazioni in *SpaceClaim* si caratterizza nella creazione di un piano orizzontale per il tetto e di due piani orizzontale e verticale per la carrozzeria, nei quali si disegnano le curve che percorrono i bordi delle geometrie. Una volta definito tale insieme di curve, si chiude il tutto con l'ausilio dello strumento di modifica noto come *Superficie di raccordo*. Anche per chiudere le sezioni delle griglie anteriori è stata utilizzata la stessa strategia descritta in precedenza, pervenendo così alla geometria finale di Figura 5.8.

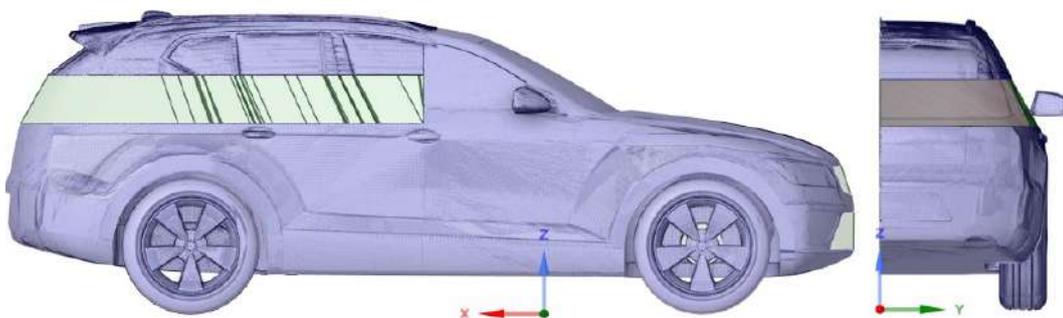


Figura 5.8: Geometria finale utilizzata nelle analisi CFD

5.2.2 Condizioni al contorno

Le strategie utilizzate all'interno di *HELIX* si rivolgono ad avere una quanto più possibile trattazione fedele al case study, assegnando una mesh che sia tanto più accurata nelle prossimità della retrocamera. In aggiunta si assegnerà anche il rotolamento degli pneumatici per aumentare l'accuratezza della soluzione. Dato l'ordine consequenziale del solutore, la prima impostazione in *Mesh* è quella di creare una galleria del vento, la quale sarà descritta dalla Tabella 4.1.

Proprietà	Galleria del vento	Cella	AeroSUV
Dimensione lungo X [m]	24	0.34	3.77
Dimensione lungo Y [m]	3	0.15	0.83
Dimensione lungo Z [m]	5	0.2	1.36

Tabella 5.3: Misure galleria del vento e AeroSUV

Il parallelepipedo così formato presenta sei superfici, rispettivamente di ingresso e uscita ovvero *inlet* e *outlet*, di simmetria e la sua opposta denominate *front* e *back* e infine il suolo con il cielo definite *lowerWall* e *upperWall*. Si procede successivamente al caricamento delle quattro parti dell'assieme, convertendole nel formato binario del programma. Per quanto riguarda la griglia di calcolo le parti carrozzeria e ruote avranno un livello di precisione pari a 4 mentre il tetto un livello di accuratezza superiore e pari a 5, con una misura di cella rispettivamente di 0.02 m e 0.01 m. Per l'assieme lo strato limite viene caratterizzato da tre parametri, in particolar modo, il numero di layer uguale a 5, il rapporto tra celle contigue finali di 0.4 e infine un valore pari a 1.2 per il rapporto di espansione. La mesh è stata ponderata in modo da conferire tre zone di refinement all'assieme e due che delimitassero l'intorno della retrocamera; questi due ultimi box sono mirati a ottenere un

livello elevato di accuratezza non solo nella scia posteriore alla retrocamera, ma anche rispetto alla sua zona anteriore ove è montata l'antenna del mezzo che influenza direttamente la soluzione aerodinamica. I valori di questi settings sono riassunti nella Tabella 5.4.

Proprietà	Box1	Box2	Box3	Box1 retrocamera	Box2 retrocamera
Dimensione in X [m]	3.9	7	10	0.8	0.31
Dimensione in Y [m]	1.2	1.6	2	0.14	0.04
Dimensione in Z [m]	1.15	2.2	2.6	0.26	0.07
Dimensione Cella [m]	0.04	0.08	0.16	0.005	0.001

Tabella 5.4: Misure dei box e degli elementi nel modello AeroSUV

Sfruttando il calcolo in parallelo e decomponendo il dominio in 6 processori, la griglia di calcolo viene eseguita ottenendo un numero di circa 4.15 milioni di celle con un tempo di calcolo di 20 minuti. Di seguito si riportano alcune immagini dei vari box e della griglia ottenuta.

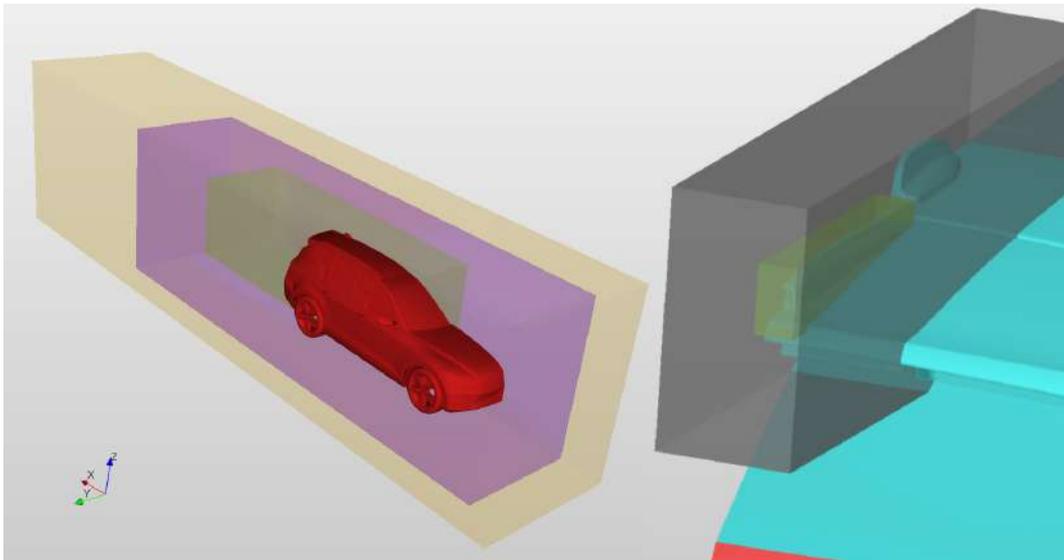


Figura 5.9: Box assegnati al modello completo, con focus nella zona retrocamera

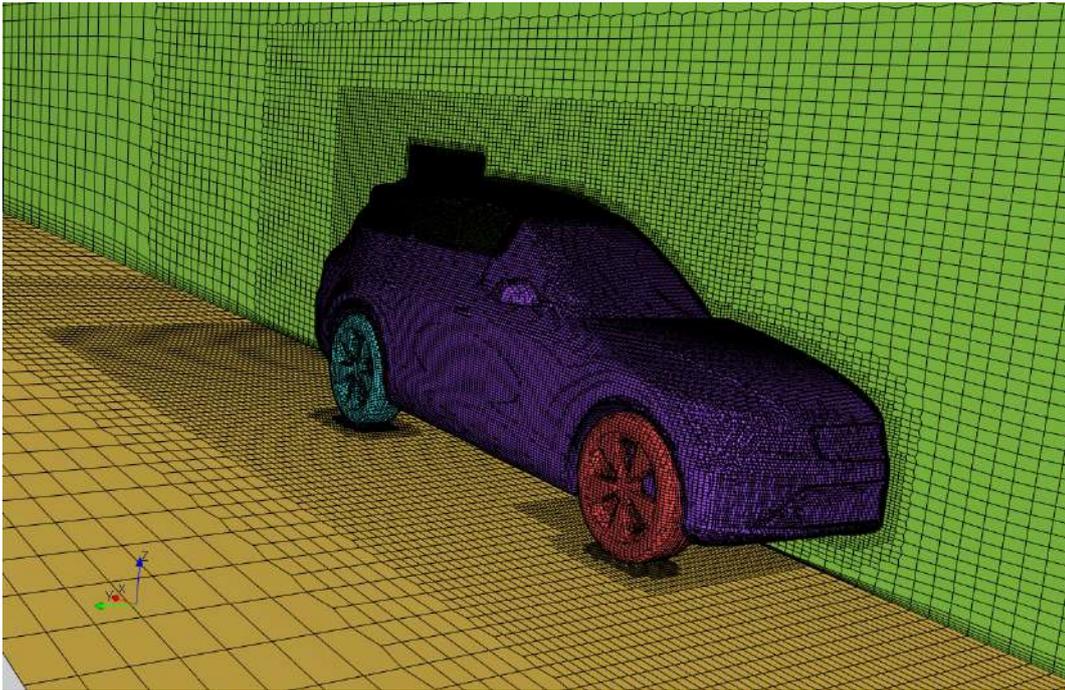


Figura 5.10: Griglia di calcolo dell'AeroSUV

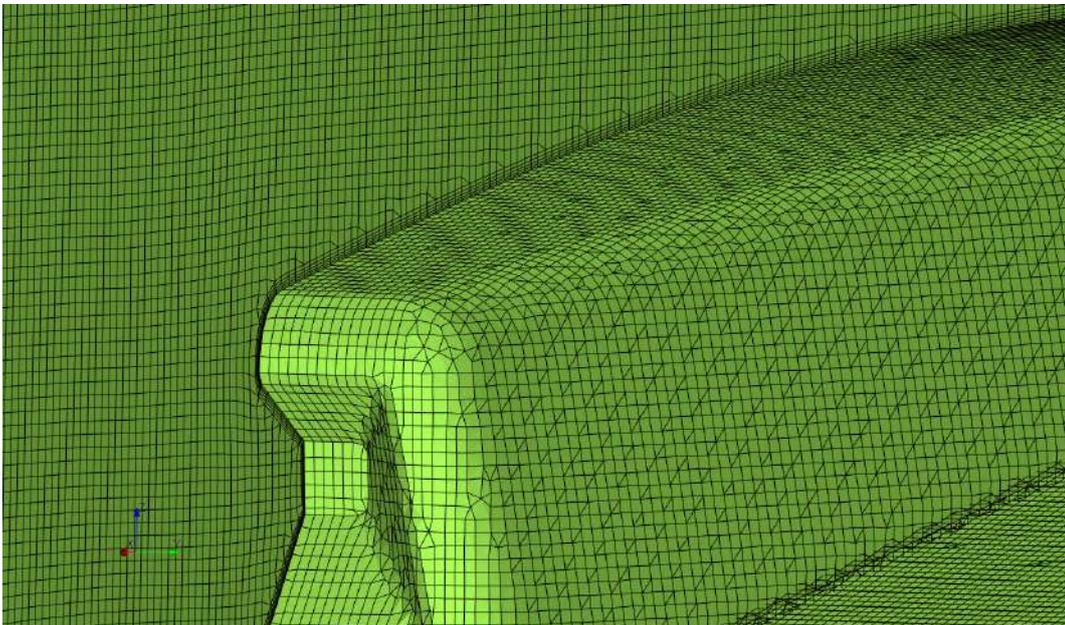


Figura 5.11: Griglia di calcolo focus sulla retrocamera

Terminata la mesh, la quale risulta dal corrispettivo log file priva di errori, sarà valutata la sua qualità attraverso un *Check Mesh*, anche esso dall'esito positivo. Finita la fase di assegnazione della griglia di calcolo, si calibra il *Setup* dello studio, assegnando come prima variabile il materiale ovvero l'aria e le sue proprietà come densità 1.205 kg/m^3 , viscosità cinematica pari a $1.5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ e temperatura ambiente di 300 K . L'assegnazione del rotolamento delle due ruote è reso possibile grazie alla definizione di due sistemi di riferimento, i quali avranno le loro origini coincidenti rispettivamente con le posizioni dei due baricentri degli pneumatici. Tali sistemi introdotti specificheranno il valore di velocità di rotazione e l'asse attorno al quale avviene il moto rotativo. All'interno di *HELYX*, nella sezione *Reference Frames* si aggiungono due componenti attraverso il tasto *Add* che simboleggiano i due sistemi di rotazione. Ogni singolo componente ha le seguenti funzioni caratteristiche:

- *Motion Function*, in cui sono presenti molteplici tipologie di moto dalla rototraslazione, ai moti oscillatori e persino di sloshing dei liquidi in pressione all'interno dei serbatoi. Per il nostro caso si seleziona *Wheel Motion*.
- *Contact Radius*, il quale assegna la distanza dal centro di rotazione, coincidente quindi a metà del diametro dello pneumatico.
- *Vehicle Speed*, il quale definisce il profilo di velocità che nel nostro caso sarà costante e pari a 50 m/s .
- *Coordinate System*, nel quale viene conferito il tipo di sistema tra cartesiano e cilindrico (verrà selezionato il secondo), l'origine e il verso di rotazione.

Successivamente si può passare alle *External Boundaries*, dove sono presenti le sei superfici della galleria del vento e le quattro dell'assieme. La carrozzeria, il tetto e le due ruote sono di tipo *Wall*, *Stationary Wall*, *No-slip*, con le prime due superfici aventi come

Reference Frame il globale mentre le ruote avranno i rispettivi sistemi di rotazione come riferimento. Il piano di simmetria è dato dalla superficie *front*, mentre *back* e *upperWall* sono di tipo *Wall*, *Stationary Wall*, *Slip*. L'area di ingresso del flusso detta *inlet* è di tipo *inlet* con sistema di riferimento globale e profilo di velocità costante con valore di 50 m/s in direzione X. La sezione di uscita è di tipo *outlet*, caratterizzata in modo tale da risultare nullo il valore di pressione. In conclusione il suolo è descritto da un *Wall*, *Moving Wall*, nel quale si fissa il valore di velocità tangenziale costante pari a 50 m/s nella sola direzione X. Per maggiore chiarezza si rimanda alla spiegazione delle singole caratteristiche dettagliate scritte nella Tabella 4.4. Proseguendo nel *Setup*, si trova la sezione dei *Numerical Schemes* che definisce gli schemi di discretizzazione da usare per i diversi termini delle equazioni. Tra le varie opzioni presenti vi è la possibilità di scegliere tra una discretizzazione temporale Euleriana implicita, una discretizzazione dei gradienti e del termine convettivo con schema lineare (alle differenze centrali), una discretizzazione del termine diffusivo con schema lineare e senza correzioni non ortogonali dei gradienti normali alle superfici oppure anche una interpolazione lineare dei valori alle facce delle celle. Nel nostro caso per i campi velocità, pressione, k , ω verrà selezionata una discretizzazione temporale Euleriana di tipo implicita. In seguito con la selezione dei *Solver Settings* vengono conferiti i metodi risolutivi per i sistemi lineari associati alle equazioni discrete e le istruzioni per l'algoritmo di accoppiamento velocità-pressione. In primo luogo l'algoritmo di risoluzione è impostato come *SIMPLE*, il quale permette di risolvere flussi turbolenti, in regime stazionario, sotto l'ipotesi di incomprimibilità e utilizzando modelli di turbolenza RANS. A esso seguirà la calibrazione delle procedure di risoluzione per i campi delle equazioni, in particolar modo all'interno di ogni iterazione esse vengono considerate "arrivate a convergenza" se sono raggiunti residui dell'ordine della tolerance imposta (*Residual Control* del valore 0.00001) o se i residui si riducono rispetto al valore di partenza di un determinato fattore.

Inoltre è anche possibile definire coefficienti di rilassamento o criteri di convergenza globali detti *Relaxation Factors*, i quali per velocità, k e ω sono pari a 0.7 mentre per la pressione hanno valori 0.3 e infine un valore di 0.05 per la densità.

Una volta terminata l'assegnazione dei *Solver Settings* si può procedere con la sezione dei *Runtime controls*, nella quale si conferisce il valore del tempo di partenza e fine simulazione rispettivamente 0 e 1000, l'intervallo temporale con cui scrivere i risultati pari a 250, il tipo di formato con cui riportare le iterazioni e la precisione delle cifre decimali di scrittura. Come ultima assegnazione, prima di inizializzare il *Setup*, vi sono i campi di cui si vuole avere un riscontro e le funzioni da monitorare, nella fattispecie sono i coefficienti e le forze di resistenza con i residui della simulazione. Le grandezze che verranno inizializzate sono il campo di moto, la pressione, la dissipazione di energia cinetica turbolenta k e la ω ; queste ultime due si ricavano grazie alle equazioni 4.2.1, nelle quali si sostituiranno le costanti con i valori inerenti all'AeroSUV di velocità V e lunghezza l_m .

L'analisi nella sua totalità si assesta su tempistiche di poco superiori ai 180 minuti di calcolo. In sintesi si riporta nella pagina successiva un diagramma del flusso di lavoro 5.12, il quale mette in luce le operazioni consequenziali che hanno caratterizzato lo studio AeroSUV con tetto Volvo in *HELYX*.

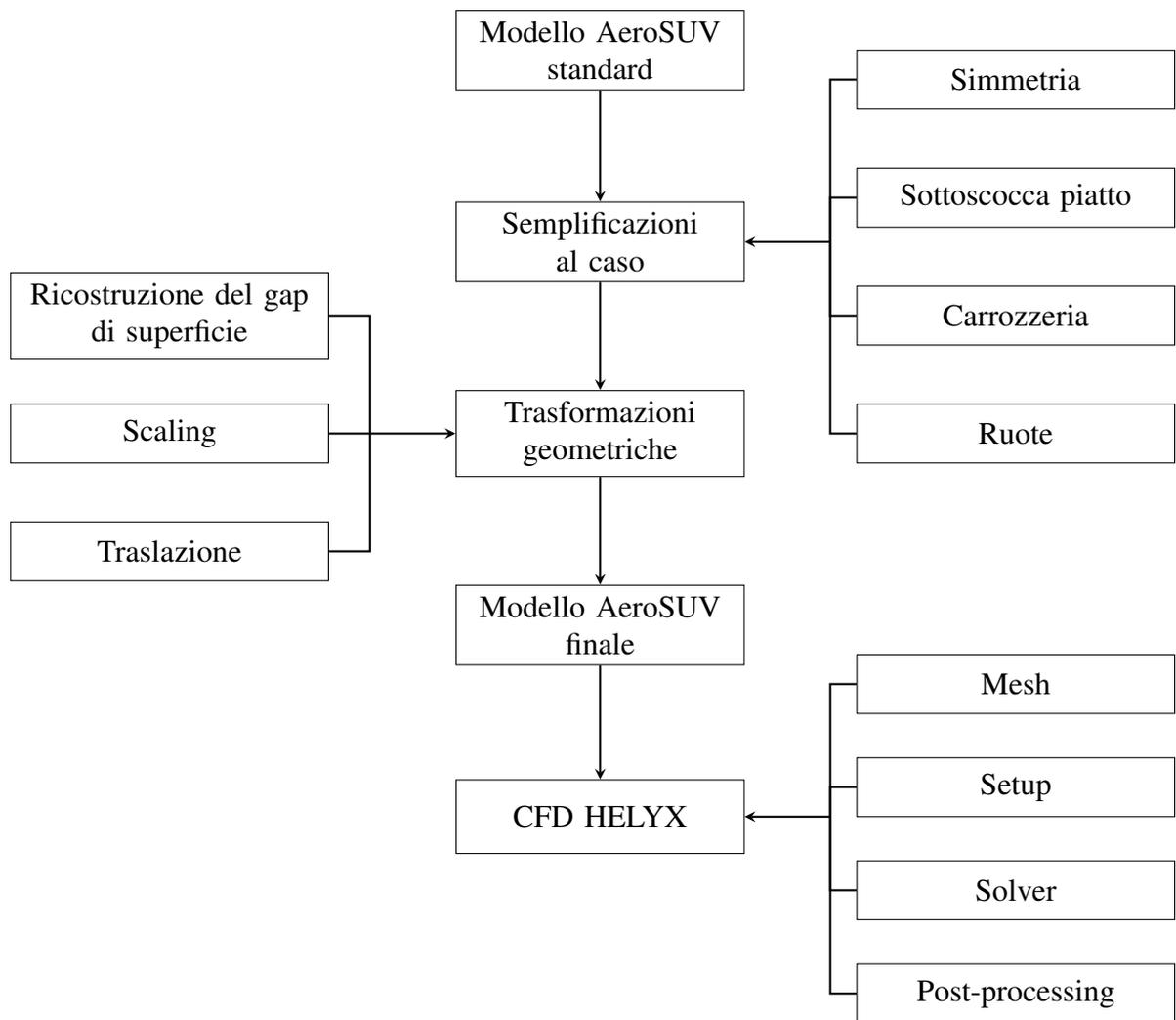


Figura 5.12: Workflow del processo dell'analisi AeroSUV con tetto Volvo

5.2.3 Morphing di Superficie

Il morphing di Superficie prevede l'utilizzo dello script *Python* per assegnare le variazioni di forma con la successiva produzione del formato STL voluto. L'algoritmo di assegnazione è simile a quello descritto nei paragrafi 4.2.2 e 4.3.2, ma in questo caso si opta di agire direttamente sulla sola retrocamera senza avere anche i punti della mesh del tetto. Tuttavia per diminuire le tempistiche, si lavorerà con il solo metodo di variazione volumetrica della griglia di calcolo.

5.2.4 Morphing di Volume

Prima di poter affrontare le modifiche di forma vere e proprie, è stato effettuato un profondo lavoro di ricostruzione della superficie del tetto Volvo. Tale operazione è dovuta alla tipologia di geometria, in particolare all'interno dell'ambiente *SpaceClaim* essa viene riconosciuta e definita attraverso delle *sfaccettature* o *facets*, le quali rappresentano una entità inerente alla mesh. Questo particolare formato è molto utile per trasferire file di elevate dimensioni, ma di contro non permette una sua facile manipolazione essendo scomposto in numerosi elementi, pari a quelli della griglia di calcolo. Per utilizzare e assegnare il morphing all'interno di *RBF Morph*, è buona norma avere una geometria quanto più possibile esente da errori o entità complicate da gestire, pena un elevato tempo di assegnazione delle trasformazioni. Per porre rimedio a tale situazione, sono stati eseguiti dei comandi specifici all'interno del modellatore 3D. In primo luogo è stata assegnata una conversione in solido del tetto, dalla quale si è presa la sola retrocamera per poi ricostruire la sua superficie attraverso il comando presente nella barra degli strumenti denominato *Auto Skin*. Con tale lavorazione si riesce a generare una superficie CAD dai modelli sfaccettati. Tale superficie generata migliora parzialmente la situazione, in quanto sono sempre presenti molteplici

aree, da cui segue una unione delle stesse per formare delle superfici globali, come possibile vedere grazie alla Figura 5.13, che permettano meglio di gestire la fase di morphing.

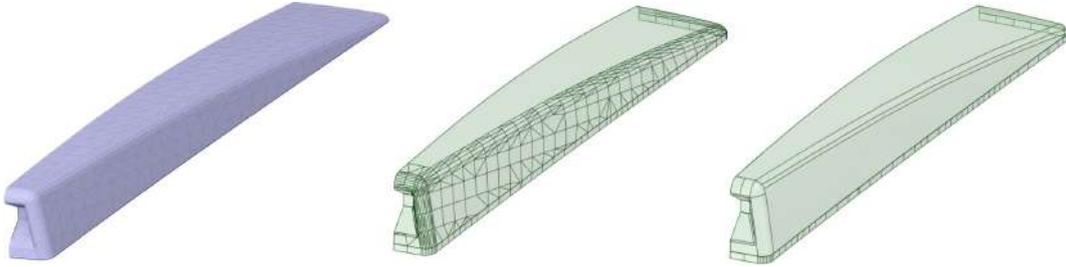


Figura 5.13: Fasi di ricostruzioni del CAD dettagliato della retrocamera

Una volta ottenuta la geometria semplificata con cui operare le variazioni di forma, si può calibrare il giusto albero delle lavorazioni nel programma. Vengono importati i seguenti tre modelli in *RBF-viewer*:

- Retrocamera CAD dettagliata
- Contorno semplificato del CAD
- Tetto completo

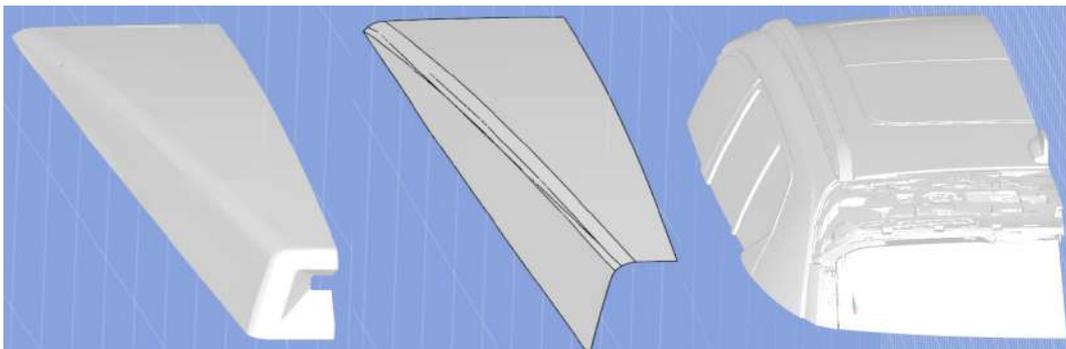


Figura 5.14: Tre modelli per assegnare il morphing

Successivamente si procede ad assegnare una opportuna mesh dei tre modelli che non sia eccessivamente rada ma nemmeno troppo accurata. La strategia ponderata per variare

la configurazione della retrocamera è quella di assegnare delle opportune lavorazioni di traslazione e rotazione ai suoi "fianchi" laterali. Si assegnano quindi due parametri da variare così da cercare il più possibile di mantenere inalterata la sezione nella prossimità dell'obiettivo del visore e riconfigurare le sole zone laterali. Pertanto si riporta l'ordine cronologico di assegnazione delle variazioni alla griglia di calcolo, mediante il seguente elenco:

1. RBF-Regione 1, nella quale si assegna una traslazione nulla lungo i tre assi per l'entità della Retrocamera CAD dettagliata.
2. (a) RBF-Sorgente 1, nella quale si assegna la traslazione lungo Y della sola superficie laterale della geometria semplificata.
(b) RBF-Sorgente 2, nella quale si assegna la rotazione attorno Z della sola superficie laterale della geometria semplificata.

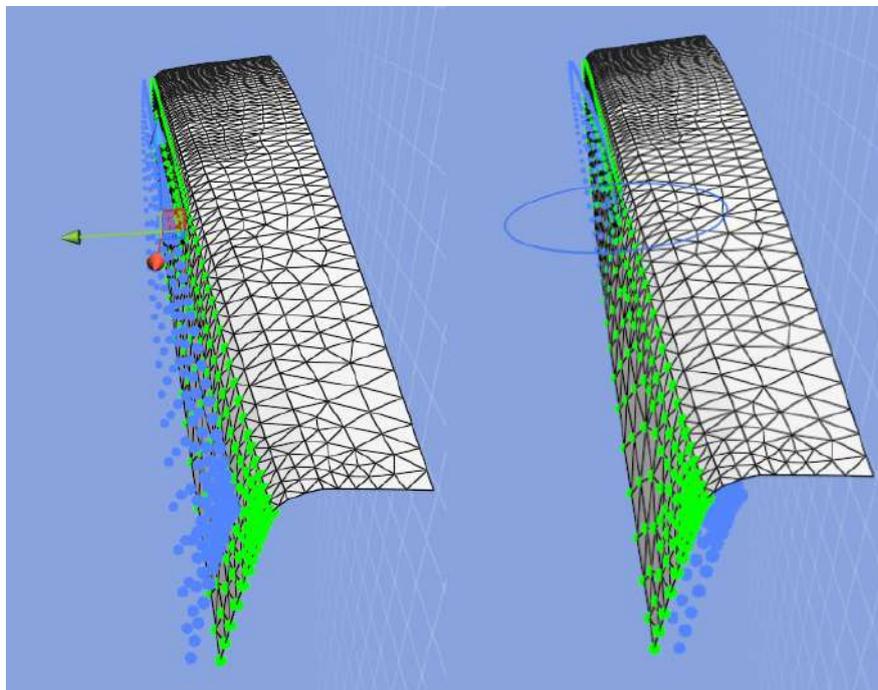


Figura 5.15: Traslazione (RBF-Sorgente 1) e rotazione (RBF-Sorgente 2) dei punti

Questi due parametri vengono variati con 4 differenti valori ognuno, in modo tale da formare 16 configurazioni distinte della retrocamera, consultabili nella Tabella 5.5.

Configurazioni	Rotazione attorno Z [°]			
	0.5;1	0.5;1.5	0.5;2	0.5;2.5
Traslazione lungo Y [mm]	1;1	1;1.5	1;2	1;2.5
	1.5;1	1.5;1.5	1.5;2	1.5;2.5
	2;1	2;1.5	2;2	2;2.5

Tabella 5.5: Tabella configurazioni di morphing per la retrocamera

Da queste 16 combinazioni derivano altrettanti file sugli spostamenti dei nodi della griglia di calcolo, i quali saranno letti all'interno del codice *Python*. Lo script permette alle librerie delle funzioni radiali di agire su un volume delimitato. Tale restrizione viene designata in prossimità della retrocamera per evitare di spostare troppo gli elementi contigui e ricadere in casi di lacerazioni e/o compenetrazioni della griglia. Una volta letti e inizializzati tali punti sorgenti con i relativi spostamenti (X_{is} , Y_{is} , Z_{is} e δX_{is} , δY_{is} , δZ_{is}), saranno assegnati a ogni singolo punto in comune nella mesh globale, che quindi subirà un aggiornamento alla attuale configurazione finale. Al termine del morphing seguiranno successivamente le simulazioni numeriche per il calcolo dei nuovi coefficienti derivanti dalle diverse configurazioni.

5.2.5 Confronto risultati pre-post morphing

I risultati prodotti dell'analisi fluidodinamica dell'*AeroSUV* con il tetto Volvo sono valutati insieme con quelli della galleria del vento messi a disposizione. Si tiene presente come i modelli non siano identici, in quanto la geometria della galleria è in scala 0.25 mentre il modello delle CFD condotte è in scala 0.82 e con tetto differente; in altri termini, di conseguenza, un confronto diretto vero e proprio non è possibile farlo, ma comunque ci danno l'idea degli ordini di grandezza plausibili.

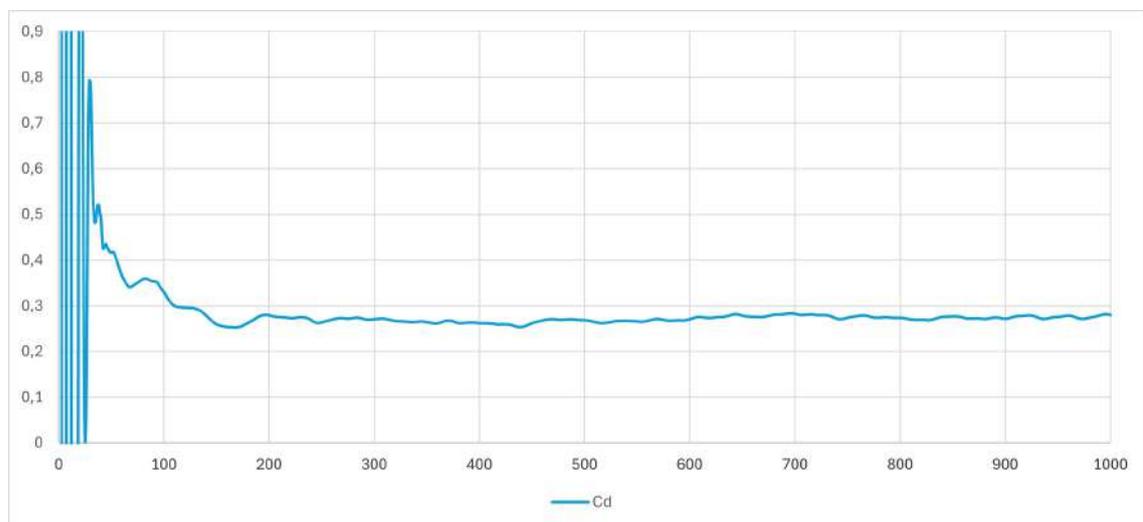


Figura 5.16: Andamento C_D AeroSUV con tetto Volvo solutore HELYX vs iterazioni

Come si può notare dalla Figura 5.16, inizialmente la funzione che descrive il comportamento del coefficiente di resistenza compie delle oscillazioni significative, le quali vedranno diminuire la loro ampiezza solo dalla ventesima iterazione in poi. Per ottenere quindi il valore di C_D della simulazione si calcolerà una media aritmetica trascurando i valori prima delle iterazioni aventi oscillazioni fuori range.

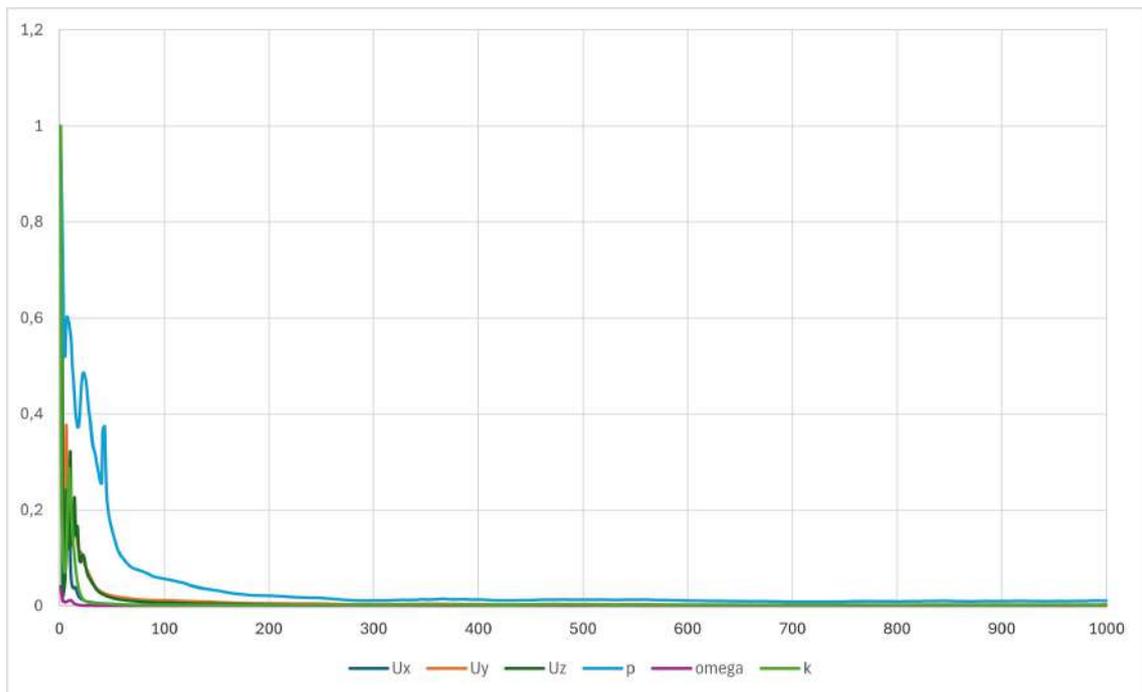


Figura 5.17: Andamento solutore HELYX dei residui (U, p, ω , k) dell'AeroSUV con tetto Volvo vs iterazioni

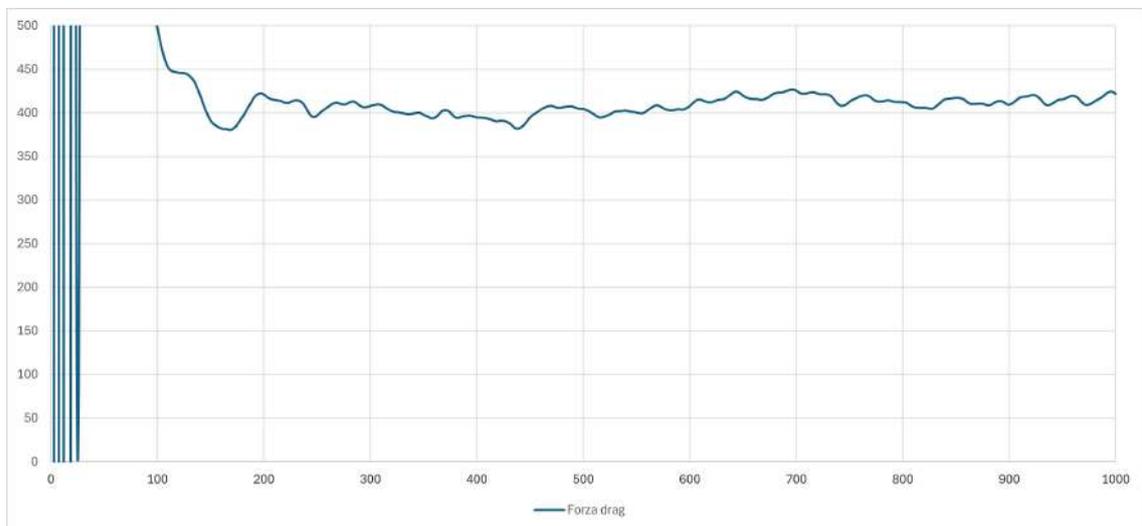


Figura 5.18: Andamento solutore HELYX della Forza di drag dell'AeroSUV con tetto Volvo vs iterazioni

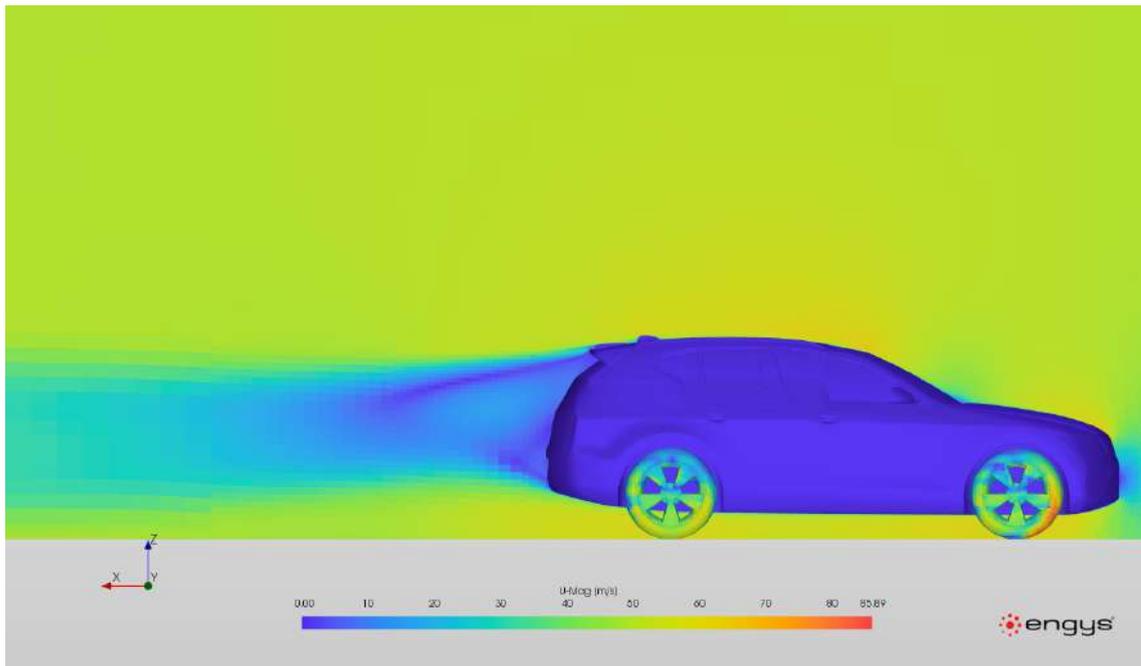


Figura 5.19: AeroSUV con tetto Volvo solutore HELYX flusso

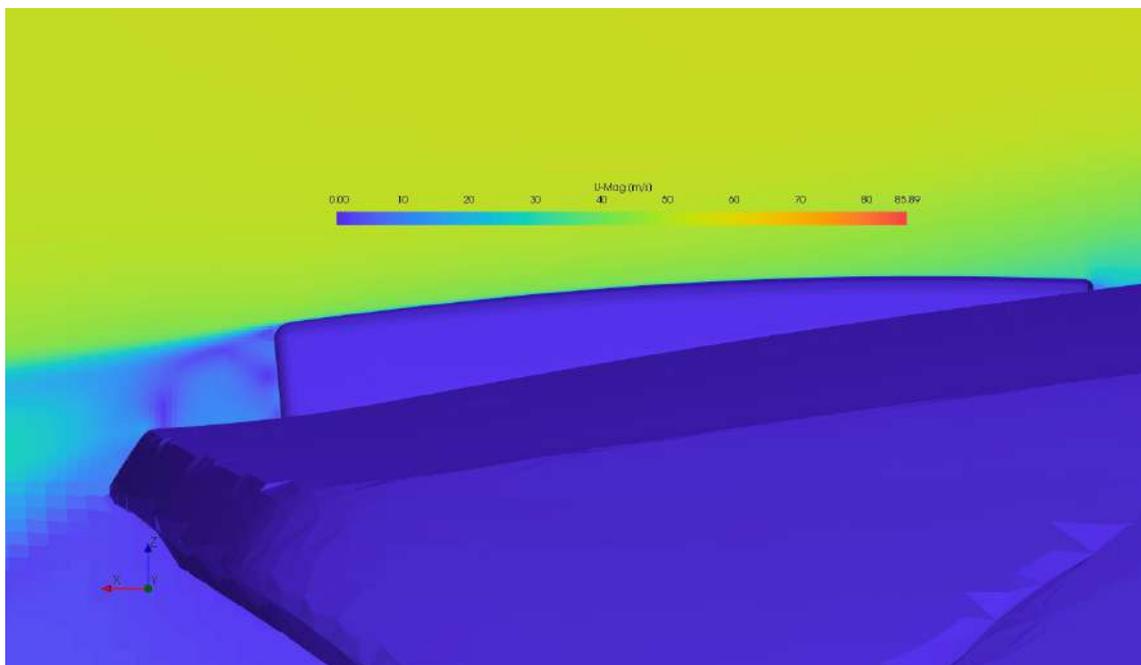


Figura 5.20: AeroSUV con tetto Volvo solutore HELYX flusso nella retrocamera

Tipologia di analisi	Coefficiente di drag
Galleria del vento AeroSUV station wagon	0.314
Galleria del vento AeroSUV fastaback	0.286
Galleria del vento AeroSUV tre volumi	0.286
CFD HELYX AeroSUV con tetto Volvo	0.2856

Tabella 5.6: Risultati proposti da Ecara & quelli ottenuti con HELYX

In virtù dei risultati prodotti, il coefficiente di resistenza aerodinamica del mezzo è altamente dentro i plausibili valori, di conseguenza si potrà utilizzare questa configurazione totale in HELYX per produrre le 16 CFD con variazioni di forma. In termini di costi temporali ogni singola simulazione viene portata a termine con un tempo di circa 180 minuti. Gli output che verranno presi per tali analisi sono il valore di forza di drag misurato per la sola retrocamera e annesso coefficiente di drag. Nelle pagine successive si riportano i grafici degli andamenti del C_D e alcune figure della scia prodotta dalle soluzioni migliori.

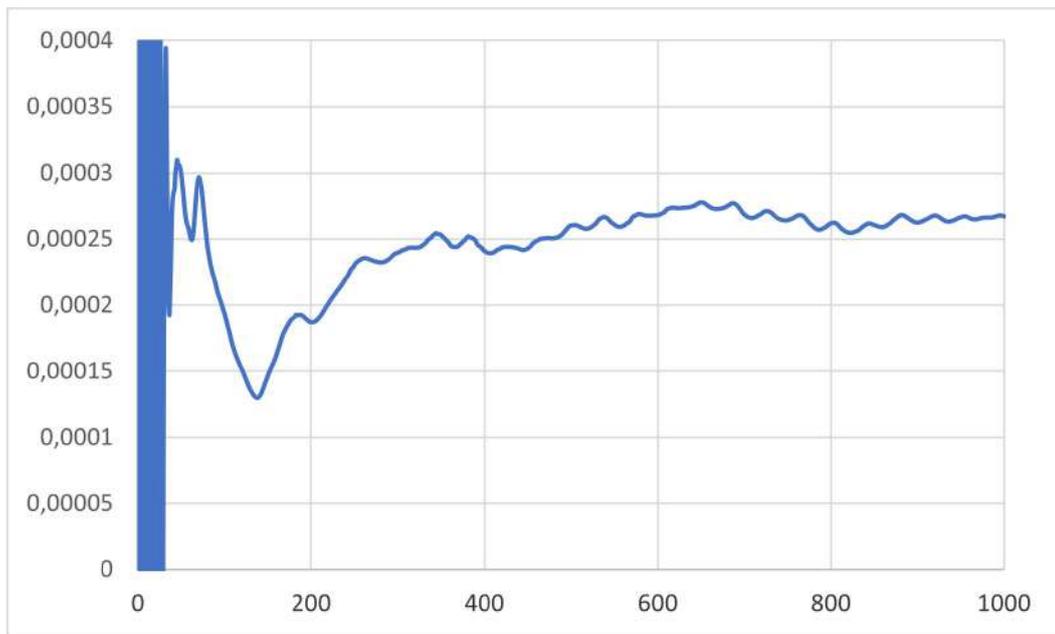


Figura 5.21: Andamento del C_D retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1° vs iterazioni

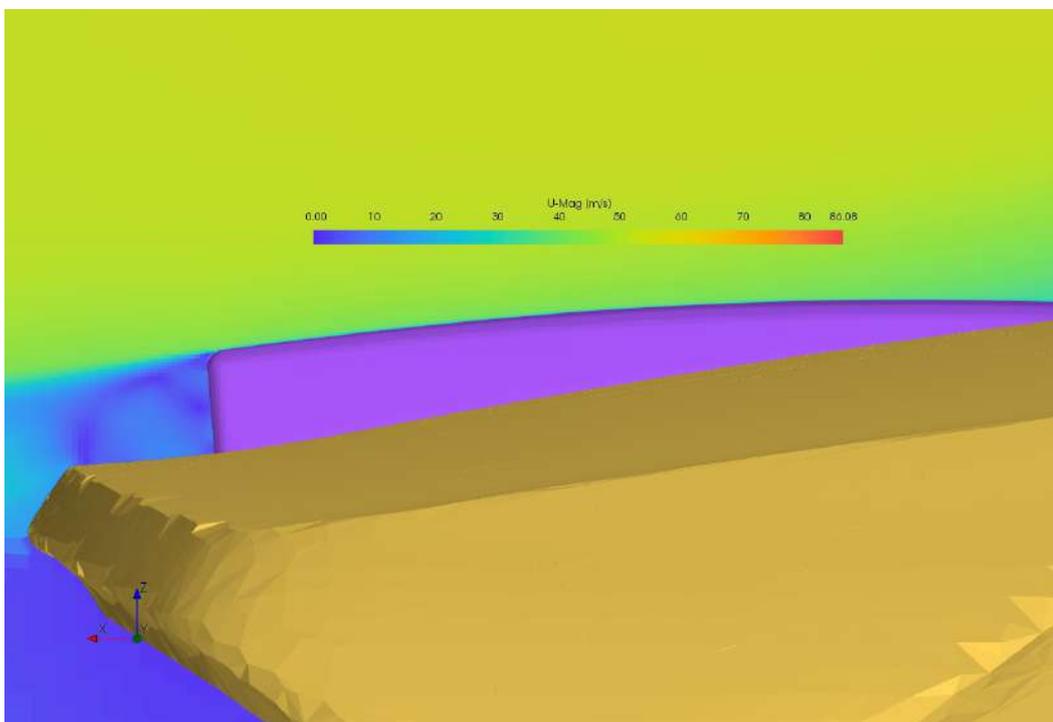


Figura 5.22: Flusso retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1°

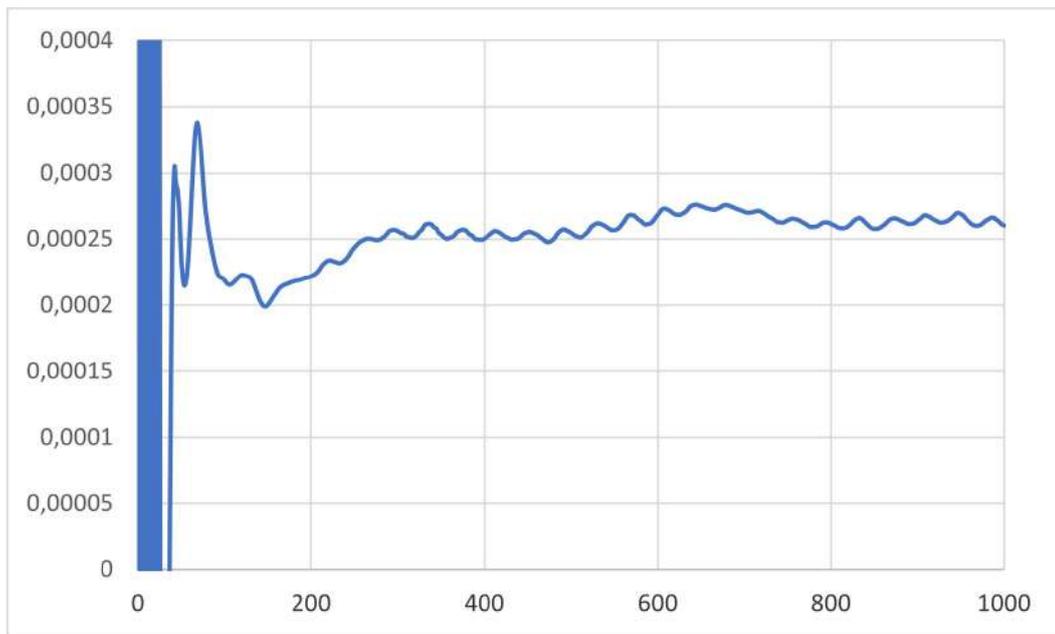


Figura 5.23: Andamento del C_D retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1.5° vs iterazioni

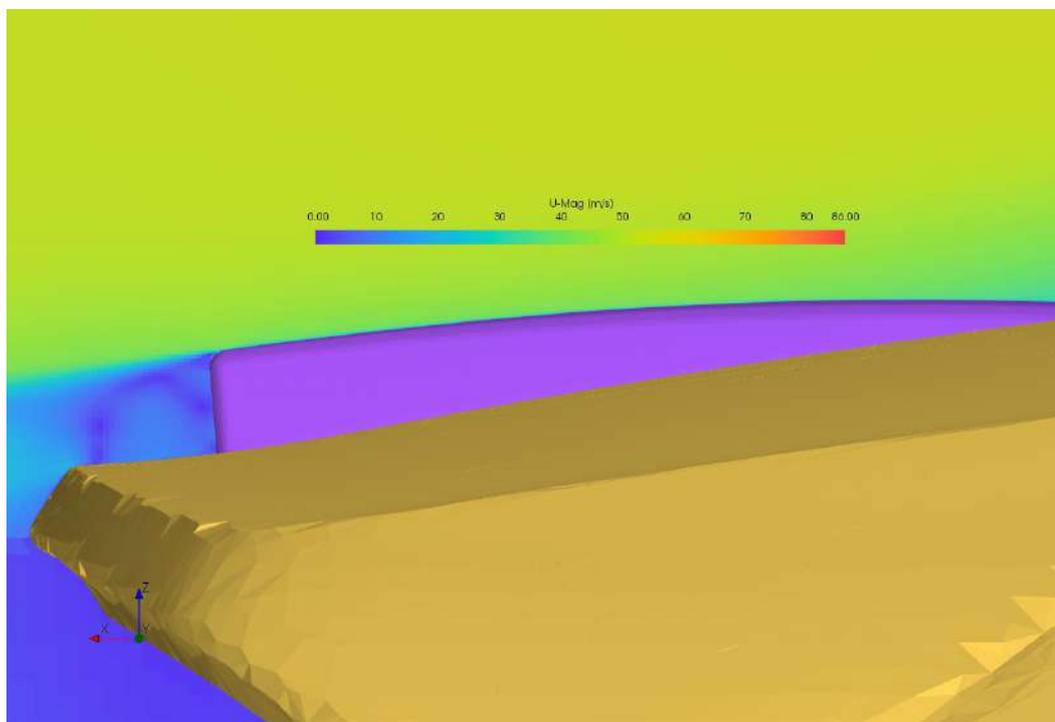


Figura 5.24: Flusso retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1.5°

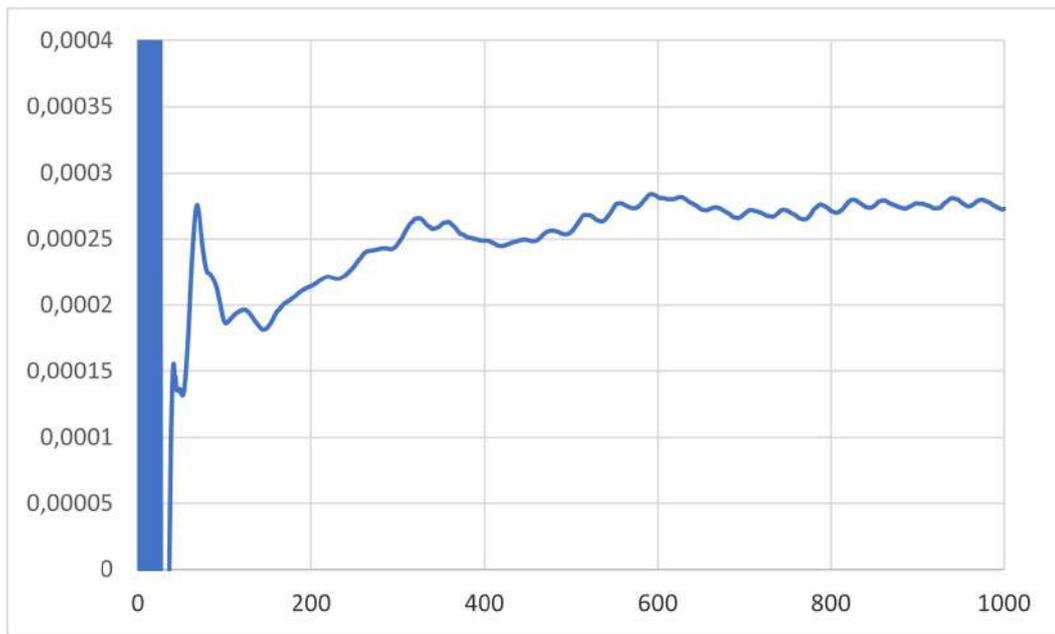


Figura 5.25: Andamento del C_D retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 2° vs iterazioni

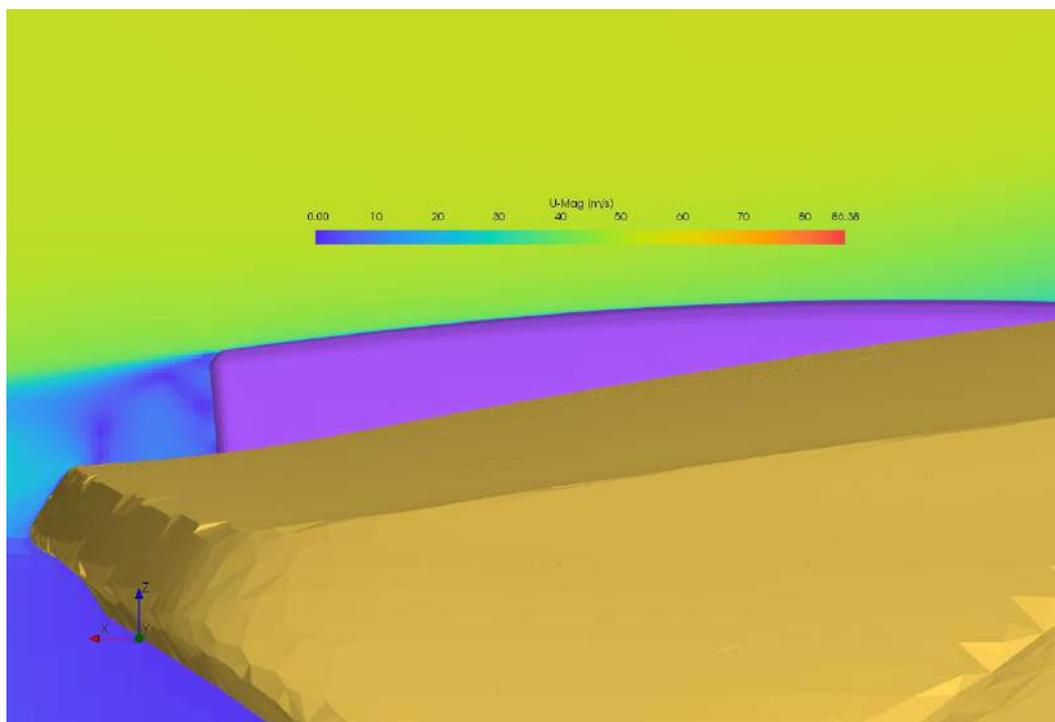


Figura 5.26: Flusso retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 2°

Inoltre per avere una idea completa di come le diverse configurazioni vadano a variare il drag, si riporta una tabella descrittiva dei risultati prodotti da esse.

Configurazioni retrocamera	Forza di drag [N]	Coefficiente di drag
Geometria standard	0.4001	0.000253
Traslazione Y 0.5 mm & Rotazione Z 1 °	0.3739	0.000246
Traslazione Y 0.5 mm & Rotazione Z 1.5 °	0.3741	0.000253
Traslazione Y 0.5 mm & Rotazione Z 2 °	0.374	0.000251
Traslazione Y 0.5 mm & Rotazione Z 2.5 °	0.405	0.00027
Traslazione Y 1 mm & Rotazione Z 1 °	0.3931	0.000261
Traslazione Y 1 mm & Rotazione Z 1.5 °	0.3814	0.000252
Traslazione Y 1 mm & Rotazione Z 2 °	0.4011	0.000265
Traslazione Y 1 mm & Rotazione Z 2.5 °	0.4154	0.000273
Traslazione Y 1.5 mm & Rotazione Z 1 °	0.4121	0.000274
Traslazione Y 1.5 mm & Rotazione Z 1.5 °	0.4107	0.000273
Traslazione Y 1.5 mm & Rotazione Z 2 °	0.4352	0.000286
Traslazione Y 1.5 mm & Rotazione Z 2.5 °	0.4154	0.000273
Traslazione Y 2 mm & Rotazione Z 1 °	0.4194	0.000275
Traslazione Y 2 mm & Rotazione Z 1.5 °	0.4011	0.000264
Traslazione Y 2 mm & Rotazione Z 2 °	0.4192	0.000275
Traslazione Y 2 mm & Rotazione Z 2.5 °	0.4204	0.000276

Tabella 5.7: Risultati di forze e coefficienti di drag della sola retrocamera con HELYX

Come si può notare, le configurazioni di morphing che risultano vincenti dal punto di vista di una diminuzione della resistenza aerodinamica, sono le prime 3 con l'allargamento dei fianchi di 0.5 mm e la rotazione degli stessi di 1°, 1.5° e 2°. Rispettivamente producono una diminuzione della forza di drag, la prima del 7% e le altre due del 6.5%. Quindi in conclusione l'ottimizzazione di forma ha portato dei benefit che coincidono con gli obiettivi prefissati dall'inizio ovvero diminuire la resistenza aerodinamica della camera per fronteggiare il più possibile lo sporcamento del suo visore.

Capitolo 6

Conclusioni

I contributi del presente documento di Tesi magistrale, sono molteplici ed essi verranno descritti nei seguenti:

- Utilizzo di modelli di calcolo CFD "leggeri", ovvero che possano essere svolti anche con attrezzature di calcolo disponibili a tutti. Ciò è stato possibile grazie alle rigorose scelte e semplificazioni ponderate con estrema attenzione, le quali hanno ridotto notevolmente l'onere complessivo mantenendo una soglia elevata di fedeltà al problema studiato.
- Calibrazione e derivazione di un corretto metodo di analisi da una geometria semplificata per poi rapportarsi al caso specifico; grazie e in virtù dei risultati prodotti e risultanti in accordo con quelli di studi aventi a disposizione elevate potenze di calcolo e possibilità di condurre test diretti sul mezzo.
- Diminuzione drastica del tempo di parametrizzazione geometrica mediante un approccio basato sul meshmorphing, piuttosto che un laborioso e pesante re-meshing di tutte le molteplici configurazioni di variazione di forma. Un altro vantaggio in termini temporali risiede nel fatto che *RBF* è mesh-independent con la diretta conseguenza di

semplificare di gran lunga il setup per i problemi di ottimizzazione ove sono richieste molteplici variazioni di altrettanti parametri in ingresso.

Ulteriore contributo di rilievo è stato quello di poter utilizzare una geometria, quale l'*AeroSUV*, altamente generalizzata per una larga percentuale di autovetture che appartengono alla categoria dei cosiddetti SUV, ma allo stesso tempo profondamente specifica in quanto caratterizzata da una elevatissima fedeltà ai modelli attuali. In questo lavoro la specializzazione è stata conferita mediante il particolare tetto Volvo, ma ciò non toglie che se avessimo avuto come obiettivo la simulazione del flusso su un determinato cofano, paraurti o ulteriori parti oppure l'analisi delle interazioni tra il sottoscocca e il suolo con molteplici altezze dell'auto, esse sarebbero state adattate e conferite al modello generale, producendo così soluzioni affidabili senza aver minimamente diffuso lo stile del mezzo completo. Questa è una delle primarie qualità di un'analisi con l'*AeroSUV*, che permette contemporaneamente sia una alta flessibilità, sia di produrre risultati caratteristici del caso studiato.

Appendice A

Struttura dei codici in linguaggio C++ per OpenFOAM

In questa sezione verrà illustrata la forma con cui viene compilato un file per il solutore OpenFOAM. Il primo approccio che è molto utile fare, qualora non si abbia una grande esperienza con il linguaggio di programmazione, è consultare la vasta galleria di esempi presente nella cartella generale del solutore denominata *tutorials*. In generale una cartella di lavoro è composta da due cartelle *constant* e *system*, a cui si aggiunge quella delle condizioni iniziali e di bordo chiamata *0*.

L'aspetto con cui si presentano una volta aperte, è quello di un file compilato in maniera tale da assegnare le informazioni atte a definire i vari campi. Nella parte superiore si trovano tutte le specifiche inerenti il modello di solutore, la versione, il file da cui discende, il formato, la classe vettoriale a cui si riferisce e l'obiettivo della cartella.

Le linee non hanno una valenza particolare a parte quelle che iniziano con una doppia //, che sono righe di commento e quindi non lette dal programma durante l'esecuzione. Il formato tipico del file presenta una suddivisione in tre parti, nella fattispecie la definizione delle dimensioni, il valore all'interno del campo *internalField* e quello ai bordi *boundaryField*. La parola chiave utilizzata per inserire le dimensioni è *dimensions* alla cui destra si trova una riga di sette numeri tra parentesi quadre. Tale compilazione di numeri, a seconda

dei differenti valori che si leggono, rappresenta il valore della potenza dell'unità di misura, ordinate nel seguente modo:

- Massa in chilogrammi [kg]
- Lunghezza in metri [m]
- Tempo in secondi [s]
- Temperatura in Kelvin [K]
- Quantità di materia in chilogrammimole [kg-mol]
- Corrente in ampere [A]
- Intensità luminosa in candela [cd]

Appare quindi evidente come il solutore legga queste info direttamente in valori del sistema internazionale, tuttavia è possibile anche convertire internamente al file le grandezze mediante il comando *Convert To* seguito dal nome con iniziale maiuscola dell'unità di misura corretta voluta. Ad esempio per assegnare il file del campo di moto, sappiamo come la velocità sia misurata in metri al secondo, da cui il *dimensions* sarà [0 1 -1 0 0 0]; molto utile, qualora non si voglia aumentare notevolmente il numero di informazioni in un singolo file, è l'inclusione nella cartella di altre cartelle mediante il comando *# include* seguito dai nomi virgolettati della directory e del file separati da una singola linea /. Per quanto riguarda il campo interno, vi sono due definizioni tra cui scegliere, che sono:

- *internalField uniform*, in cui si assegna un solo valore a tutto il campo
- *internalField nonuniform*, in cui ogni singolo valore di campo viene definito attraverso un elenco di numeri

Ora si assegnano i valori al bordo, i quali saranno introdotti per ogni patch presente nei file della cartella *polyMesh*. A conclusione di questa sezione, si riporta come esempio esplicativo il file U utilizzato per l'inizializzazione del campo di moto nel caso di studio della ASMO.

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
| |
| \\      / F i e l d   | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \\      / O p e r a t i o n   | Version: v2306
| |
|  \\    /   A n d           | Website: www.openfoam.com
| |
|   \\/     M a n i p u l a t i o n   |
| |
\*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// * * * * *

#include        "include/initialConditions"

dimensions     [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField  uniform $flowVelocity;

boundaryField
{
    #includeEtc "caseDicts/setConstraintTypes"

    #include "include/fixedReader"

    outlet
    {
        type          inletOutlet;
        inletValue     uniform (0 0 0);
    }
}
```

```
        value          $internalField;
    }

    lowerWall
    {
        type            fixedValue;
        value           $internalField;
    }

    ASMOhalf_m-Group
    {
        type            noSlip;
    }

    #include "include/frontBackUpperPatches"
}

// ***** //
```

Appendice B

Ringraziamenti

Il percorso di studi magistrali ha rappresentato per me una eccezionale fonte di ispirazione ad applicare la base teorica ricevuta grazie alla triennale, arricchirla, e metterla in atto negli esami puramente teorici e nei numerosi progetti consegnati nei vari corsi di studio. La possibilità di lavorare in gruppo mi ha permesso di migliorare e crescere le responsabilità a cui noi ingegneri siamo e saremo sottoposti in tutta la carriera. Lo sforzo che ho dedicato in questi 2 anni è stato ampiamente ripagato dalle gioie che ho condiviso insieme ai colleghi e amici di studio, con i quali ho trascorso giornate intere confrontandoci con i vari esercizi e problemi da risolvere, andando oltre al semplice studio didattico in quanto accomunati da una forte passione per i temi trattati. Di sicuro non sono mancati momenti in cui sembrava andare tutto per il verso sbagliato, ma poi con il passare del tempo si capisce che quei momenti di sconforto, dove anche le minime cose portavano a risultati errati, non fanno altro che aumentare in noi la voglia di affrontare e risolvere le problematiche. Nei 6 mesi passati di sviluppo per la Tesi, ho avuto la possibilità di lavorare e confrontarmi con il Professor Marco Biancolini, a cui porgo i miei ringraziamenti per aver fatto crescere in me un forte interesse nell'affrontare una tematica di cui non avevo esperienza, ovvero il calcolo numerico fluidodinamico e quindi aver permesso di arricchire ancor di più la mia formazione ingegneristica. I primi periodi sono stati molto dispendiosi, in quanto ho dovuto

scoprire nuovi problemi, nuovi programmi che però poi hanno permesso di avere una forte e solida base di partenza per un importante caso industriale.

Ai miei due correlatori, l'Ingegnere Ubaldo Cella e l'Ingegnere Gabriele Mirasoli, sono grato per la loro illimitata disponibilità anche in giornate non di lavoro e in orari notturni, per le preziose riunioni in cui abbiamo maturato e preso decisioni per affrontare al meglio il case-study.

A mia Madre dedico questo traguardo, per averlo permesso e per avermi dato la forza e la giusta spensieratezza nell'affrontare le sfide, a mio Padre che ha sempre visto questa mia smisurata passione nell'ingegneria, vegliato e creduto in me ogni giorno anche da quando ci siamo separati.

Ai miei Nonni per la loro infinita bontà, ai miei Zii e Cugini per il loro forte affetto anche quando non è possibile stare tutti insieme.

Ai miei Amici per il giusto tempo dedicato al sano divertimento e leggerezza di cui sono state piene le giornate di uscita e le varie gite.

Infine dedico questo mio secondo traguardo universitario a me stesso, a oggi molto più consapevole dei propri mezzi e pronto ad affrontare le nuove sfide che mi verranno proposte.

Elenco dei simboli

$ V $	Modulo assoluto del vettore V
δX_{is}	Spostamento i -esimo lungo X dei punti sorgente
δY_{is}	Spostamento i -esimo lungo Y dei punti sorgente
δZ_{is}	Spostamento i -esimo lungo Z dei punti sorgente
δ	Spessore di strato limite
δ_{ij}	Delta di Kronecker
\dot{L}	Potenza meccanica [W]
\dot{Q}	Potenza termica [W]
ε_{ij}	Parte simmetrica del vettore velocità di deformazione
$\frac{\partial v_i}{\partial x_j}$	Derivata parziale spaziale della velocità o vettore velocità di deformazione
μ	Viscosità dinamica [kg/ms]
∇	Operatore nabla
$\nabla \cdot V$	Divergenza del vettore V
ω	Turbulent Omega [1/s]

ω_{ij}	Parte anti-simmetrica del vettore velocità di deformazione
Re	Numero di Reynolds
ρ	Densità [kg/m^3]
σ_n	Sforzo [N/m^2]
τ	Tensore degli sforzi viscosi
τ_n	Vettore degli sforzi viscosi [N/m^2]
$\tau_{11}, \dots, \tau_{33}$	Componenti del tensore degli sforzi viscosi, in cui il primo pedice è la normale e il secondo la direzione
AR	Aspect Ratio o Rapporto tra dimensioni
c	Corda del profilo alare [m]
C_μ	Coefficiente
C_D	Coefficiente di Drag
C_L	Coefficiente di Lift
D	Drag o Forza di resistenza [N]
$d\Omega$	Volume infinitesimo [m^3]
dS	Superficie infinitesima [m^2]
e	Energia specifica totale [J/kg]
f	Forze di Volume [N/m^3]

H	Dimensione caratteristica [m]
k	Turbulent kinetic energy [$(m/s)^2$]
L	Lift o Forza di portanza [N]
l_m	Lunghezza del modello [m]
n	Normale alla areola di superficie considerata
p	Pressione [N/m^2]
S	Superficie considerata [m^2]
t	Istante temporale generico
V	Vettore velocità [m/s]
VG	Vortex generator
x_o	Posizione generica iniziale di una particella di fluido
X_{is}	Coordinata lungo asse X i-esima dei punti sorgente
Y_{is}	Coordinata lungo asse Y i-esima dei punti sorgente
Z_{is}	Coordinata lungo asse Z i-esima dei punti sorgente

Elenco delle figure

1.1	ASMO in varie proiezioni	1
1.2	Azione di una retrocamera con riscontro visivo sul monitor	2
1.3	Modello AeroSUV con tetto Volvo	3
1.4	Modello AeroSUV con tetto Volvo definitivo	4
2.1	Schematizzazione delle strutture dei solidi, gas e liquidi	6
2.2	Generico volume di controllo Ω soggetto al campo di moto V , da cui ha origine il tensore σ_n	7
2.3	Modalità di deformazione di una particella fluida lungo una triettoria	9
2.4	Strato limite caso lastra piana	12
2.5	Andamento del profilo di velocità	14
2.6	Propagazione dello strato limite su un generico profilo	14
2.7	Forze agenti sul generico profilo alare	15
2.8	Evoluzione dei profili alari	16
3.1	Evoluzione dei profili di veicoli e dei C_D nel corso degli anni	17
3.2	Soluzioni aerodinamiche applicate a una monoposto a ruote scoperte	19
3.3	Sottoscocca con presenza di diffusori e generatori di vortici	20
3.4	Tipologie di generatori di vortice	20
3.5	Galleria del vento per il calcolo della aerodinamica	22

3.6	Galleria del vento per il calcolo della aerodinamica con particolare sulle linee di flusso	22
4.1	Galleria del vento	25
4.2	Strategia di mesh, con vari refinement in prossimità del modello	27
4.3	Focus dello strato limite	28
4.4	Workflow del processo di assegnazione delle analisi su OpenFOAM	32
4.5	Trasformazioni di scaling tetto (RBF-Sorgente 5), traslazione tetto (RBF-Sorgente 6) e scaling fianchi (RBF-Sorgente 7)	34
4.6	ASMO con le modifiche di forma in configurazione finale	34
4.7	Regione del morphing di volume	36
4.8	Alberi delle assegnazioni di Mesh, Setup, Solver e View	38
4.9	Galleria del vento vista dall'inlet	39
4.10	Galleria del vento vista dal back	40
4.11	Galleria del vento vista tridimensionale	40
4.12	Refinement box denominati partendo dall'interno Box1, Box2, Box3	41
4.13	Vettore area A_i e il vettore c_i per il calcolo della nonOrthogonality	42
4.14	Vettore distanza d_i e il vettore c_i per il calcolo della skewness	42
4.15	Vettore distanza A_i e il vettore b_i per il calcolo del volume minimo	43
4.16	ASMO con morphing di volume vista tridimensionale	46
4.17	ASMO con morphing di volume vista laterale	46
4.18	Andamento C_D ASMO solutore OpenFOAM vs time-step	48
4.19	Andamento solutore OpenFOAM dei residui (U, p, ω , k) vs time-step	48
4.20	ASMO solutore OpenFOAM flusso	49
4.21	ASMO solutore OpenFOAM flusso nel posteriore	49

4.22	ASMO solutore OpenFOAM linee di corrente	50
4.23	ASMO solutore OpenFOAM vettori velocità	50
4.24	Andamento C_D ASMO solutore HELYX vs iterazioni	51
4.25	Andamento solutore HELYX dei residui (U, p, ω , k) vs iterazioni	51
4.26	ASMO solutore HELYX flusso	52
4.27	ASMO solutore HELYX flusso nel posteriore	52
4.28	ASMO solutore HEYLX linee di corrente	53
4.29	ASMO solutore HELYX vettori velocità	53
4.30	Andamento C_D ASMO morph di Sup. solutore OpenFOAM vs time-step	54
4.31	Andamento C_D ASMO morph di Vol. solutore OpenFOAM vs time-step	54
4.32	Andamento C_D ASMO morph di Sup. solutore HELYX vs iterazioni	55
4.33	Andamento C_D ASMO morph di Vol. solutore HELYX vs iterazioni	55
4.34	ASMO morph di Sup. solutore OpenFOAM flusso	56
4.35	ASMO morph di Sup. solutore OpenFOAM flusso nel posteriore	56
4.36	ASMO morph di Vol. solutore OpenFOAM flusso	57
4.37	ASMO morph di Vol. solutore OpenFOAM flusso nel posteriore	57
5.1	Varie tipologie di DrivAer	60
5.2	Confronto tra l'AeroSUV e il DrivAer	61
5.3	Confronto laterale e frontale tra l'AeroSUV e il DrivAer	61
5.4	AeroSUV con diversi posteriori montati, in alto station wagon e in basso a sinistra fastback e a destra tre volumi	62
5.5	Esempio di azione dei sistemi di sicurezza ADAS su una auto	64
5.6	Campo di azione di un visore montato sul tetto	65
5.7	AeroSUV scalato rispetto al tetto in diverse viste	67

5.8	Geometria finale utilizzata nelle analisi CFD	67
5.9	Box assegnati al modello completo, con focus nella zona retrocamera	69
5.10	Griglia di calcolo dell'AeroSUV	70
5.11	Griglia di calcolo focus sulla retrocamera	70
5.12	Workflow del processo dell'analisi AeroSUV con tetto Volvo	74
5.13	Fasi di ricostruzioni del CAD dettagliato della retrocamera	76
5.14	Tre modelli per assegnare il morphing	76
5.15	Traslazione (RBF-Sorgente 1) e rotazione (RBF-Sorgente 2) dei punti	77
5.16	Andamento C_D AeroSUV con tetto Volvo solutore HELYX vs iterazioni . . .	79
5.17	Andamento solutore HELYX dei residui (U , p , ω , k) dell'AeroSUV con tetto Volvo vs iterazioni	80
5.18	Andamento solutore HELYX della Forza di drag dell'AeroSUV con tetto Volvo vs iterazioni	80
5.19	AeroSUV con tetto Volvo solutore HELYX flusso	81
5.20	AeroSUV con tetto Volvo solutore HELYX flusso nella retrocamera	81
5.21	Andamento del C_D retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1° vs iterazioni	83
5.22	Flusso retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1° . . .	83
5.23	Andamento del C_D retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1.5° vs iterazioni	84
5.24	Flusso retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 1.5° . .	84
5.25	Andamento del C_D retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 2° vs iterazioni	85
5.26	Flusso retrocamera con morphing di traslazione 0.5 mm e rotazione 2° . . .	85

Elenco delle tabelle

4.1	Misure galleria del vento e ASMO	26
4.2	Misure regione di encap e relativo dimensionamento	37
4.3	Misure dei box e rispettive intensificazioni delle celle	41
4.4	Tipologie di condizioni di bordo B.C.	44
4.5	Risultati proposti dallo studio "Comparison of the ASMO Car Model with Experimental Data and Simulations"	47
4.6	Risultati proposti dallo studio "Comparison of the ASMO Car Model with Experimental Data and Simulations" & quelli ottenuti con OpenFOAM e HELYX	58
5.1	Risultati derivanti da test in galleria del vento con griglie di raffreddamento aperte	63
5.2	Risultati derivanti da test in galleria del vento con griglie di raffreddamento chiuse	63
5.3	Misure galleria del vento e AeroSUV	68
5.4	Misure dei box e degli elementi nel modello AeroSUV	69
5.5	Tabella configurazioni di morphing per la retrocamera	78
5.6	Risultati proposti da Ecara & quelli ottenuti con HELYX	82
5.7	Risultati di forze e coefficienti di drag della sola retrocamera con HELYX .	86

Bibliografia

- [1] [European Car Aerodynamic Research Association AeroSUV - Data Exchange](#).
- [2] Roberto Verzicco. [Roberto Verzicco Dispense del corso Fluidodinamica](#).
- [3] John D. Anderson Jr. [Ludwig Prandtl's Boundary Layer](#). *University of Michigan*, 2005.
- [4] John D. Anderson Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*. 1984.
- [5] Carlo Osnaghi. *Teoria delle TURBOMACCHINE*. 2020.
- [6] Vincenzo Mulone. *Lezioni di fluidodinamica delle macchine*. 2023.
- [7] Wolf-Heinrich Hucho. [Aerodynamics of Road Vehicles: From Fluid Mechanics to Vehicle Engineering](#). 2013.
- [8] Joseph Katz. [Aerodynamics of race cars](#). *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2006.
- [9] E. Pistolesi. [Ground Effect - Theory and Practice](#). *Technical memorandums national advisory committee for aeronautics NACA-TM-828*, 1937.
- [10] J. Wiedemann. *Some Basic Investigations Into the Principles of Ground Simulation Techniques in Automotive Wind Tunnels*. 1989.
- [11] B. Marovic M. Gruetzmacher. [Comparison of the ASMO Car Model with Experimental Data and Simulations](#). *NAFEMS European Conferences, "Simulation Process*

and Data Management" "Computational Fluid Dynamics (CFD) - Beyond the Solve",
December 2015.

- [12] [OpenFOAM](#).
- [13] [HELIX Open-source CFD for Enterprise](#).
- [14] [RBF Morph](#).
- [15] [Ansys SpaceClaim 3D Modeling Software](#).
- [16] OpenFOAM The OpenFOAM Foundation. *OpenFOAM v11 User Guide*. July 2023.
- [17] Marco Evangelos Biancolini. [Il metodo 50:50:50. Ottimizzazione aerodinamica della Volvo XC60](#). *ATA-Ing.Auto*, 2012.
- [18] Timo Kuthada Felix Wittmeier Jochen Wiedemann Chenyi Zhang, Max Tanneberger. [Introduction of the AeroSUV-A New Generic SUV Model for Aerodynamic Research](#). *Conference: WCX SAE World Congress Experience*, April 2019.
- [19] [AeroSUV TEST DATA EXCHANGE with rear-end fastback](#).
- [20] [AeroSUV TEST DATA EXCHANGE with rear-end notchback](#).
- [21] [AeroSUV TEST DATA EXCHANGE with rear-end estate](#).
- [22] [Euro NCAP Home>For Engineers>Protocols>Safety Assist](#).