

Università degli Studi di Roma “Tor Vergata”



Facoltà di Ingegneria

Tesi di Laurea in Ingegneria Meccanica

**OTTIMIZZAZIONE DELL’AERODINAMICA
DI UN GO-KART MEDIANTE CFD ED RBF
MESH MORPHING**

Relatore

Prof. Marco Evangelos Biancolini

Candidato

**Carlo Del Bene
Ruben Anello**

Anno accademico 2014/2015

Indice

Sommario	5
Introduzione	6
Capitolo 1. Introduzione alla CFD	8
1.1. Cenni storici	9
1.2. Vantaggi e limiti nell'utilizzo della CFD	10
1.3. Concetti base della CFD	10
1.3.1. Leggi di governo del comportamento dei fluidi	10
1.3.2. Discretizzazione del continuo	12
1.3.2.1. Discretizzazione mediante metodo del volume finito	14
1.3.3. Problema esemplificativo	15
1.3.3.1. Discretizzazione	16
1.3.3.2. Applicazione delle condizioni al contorno e risoluzione	18
1.3.4. Convergenza della griglia ed errori di discretizzazione	20
1.3.5. Non linearità delle equazioni di governo	21
1.3.6. Convergenza iterativa	24
Capitolo 2. Descrizione del setup CFD utilizzato	27
2.1. Modello CAD e realizzazione della mesh	27
2.2. Solutore CFD	29
2.2.1. Interfaccia	30
2.2.2. Tipologia di solutore	30
2.2.3. Dipendenza del flusso dal tempo	32
2.2.4. Modelli fisici	34

2.2.4.1. Introduzione alla turbolenza.....	34
2.2.4.2. Concetto di viscosità turbolenta (<i>eddy-viscosity</i>)	36
2.2.4.3. Modello del <i>k-ε</i> realizzabile.....	38
2.2.5. Materiali	39
2.2.5. Condizioni al contorno	39
2.2.5.1. Velocity inlet.....	40
2.2.5.2. Pressure outlet.....	41
2.2.5.3. Wall boundaries	42
2.2.5.4. Symmetry boundaries.....	44
2.2.6. Metodi di risoluzione	45
2.2.6.1. Pressure-velocity coupling	45
2.2.6.2. Discretizzazione spaziale	45
2.2.6.2.1. Valutazione del gradiente mediante metodo <i>Green-Gauss Cell based</i>	45
2.2.6.2.2. Discretizzazione <i>Standard</i> della variabile pressione	46
2.2.6.2.3. Discretizzazione mediante metodo <i>Second order upwind</i>	46
2.2.7. Monitors.....	47
2.2.8. Inizializzazione della soluzione	48
2.2.9. Esecuzione dei calcoli	49
Capitolo 3. Convalida modello CFD tramite verifiche sperimentali.....	50
3.1. Risultati dell'analisi CFD.....	50
3.1.2. Andamento del flusso d'aria attorno al go-kart.....	51
3.1.3. Analisi drag-force e coefficiente di resistenza	55
3.1.4. Analisi downforce e coefficiente di portanza.....	58
3.2. Risultati sperimentali	59

3.2.1. Setup della prova	60
3.2.2. Procedimento di calcolo del c_d	61
3.3. Confronto fra CFD e risultati sperimentali.....	63
Capitolo 4. RBF Morph e il metodo del mesh morphing	64
4.1. RBF Mesh morphing	64
4.2. RBF Morph	65
Capitolo 5. Modifiche di forma.....	67
5.1. Tipologia di modifiche	67
5.2. Modifiche di progetto	68
5.2.1. Passaruota posteriori.....	68
5.2.1.1. Procedura di realizzazione	68
5.2.1.2. Soluzione	73
5.2.2. Portanumero anteriore.....	75
5.2.2.1. Setup del movimento	75
5.2.2.2. Sets di bloccaggio	78
5.2.3. Strizione verticale	84
5.2.4. Strizione orizzontale	84
5.2.5. Assottigliamento carenature laterali	85
5.2.6. Allungamento carenature laterali	85
5.2.7. Curvatura posteriore carenature laterali	86
5.2.8. Allargamento portanumero anteriore	86
5.2.9. Variazione dell'inclinazione verticale delle zone laterali del paraurti anteriore	87
5.2.10 Allargamento paraurti anteriore.....	87

5.2.11. Variazione dell'inclinazione orizzontale delle zone laterali del paraurti anteriore.....	88
5.3. Modifiche di setup.....	88
5.3.1. Ampliamento della superficie del radiatore	89
5.3.2. Variazione dell'angolo di inclinazione del radiatore	89
5.4. Problematiche incontrate	90
5.4.1. Deformazione non conforme a quella desiderata.....	90
5.4.2. Deformazioni indesiderate di altre superfici	91
5.4.3. Celle left handed o con volumi negativi.	92
Capitolo 6. Morphing della taglia del pilota.....	93
6.1. Panoramica.....	93
6.2. Creazione dello stick-model.....	94
6.3. Mesh morphing del pilota	98
6.3.1. Utilizzo dello <i>stick-model</i>	98
6.3.2. Riduzione dell'altezza.....	101
Capitolo 7. Parametrizzazione e ottimizzazione	104
7.1 Definizione dei parametri.....	104
7.2 Settaggio e Aggiornamento del DOE	109
7.3 Response Surface	111
7.4 Ottimizzazione.....	113
Bibliografia.....	117

Sommario

Il presente lavoro si pone l'obiettivo di ottimizzare, tramite l'analisi CFD e la tecnologia del Mesh Morphing, la forma delle carenature di un go kart al fine di massimizzare la penetrazione aerodinamica del mezzo e dunque aumentare le performance in pista. Lo studio si è pertanto articolato inizialmente sulla messa a punto di un modello CFD rappresentativo delle condizioni di utilizzo del mezzo che è stato successivamente convalidato da prove sperimentali effettuate in pista. In seguito si è passati ad una fase di sperimentazione in cui, tramite l'utilizzo del Mesh Morphing, si è potuto parametrizzare sia la forma del veicolo sia la corporatura del pilota ed andare poi a valutare, tramite una campagna di ottimizzazione, la soluzione migliore in termini di riduzione della forza resistente. I risultati mostrano, come ipotizzabile in un mezzo in cui gran parte della resistenza è causata dal corpo del pilota, che la miglior combinazione dei parametri relativi alla forma del veicolo varia significativamente in base alla taglia del pilota. In linea di principio quindi, sarebbe necessario disporre di diverse configurazioni delle carenature al fine di massimizzare le performance aerodinamiche dell'insieme go-kart e pilota in ogni condizione.

Introduzione

A differenza dello studio dell'aerodinamica delle auto da corsa, che ha ormai da anni un approccio sistematico, l'analisi scientifica dell'aerodinamica del go-kart è relativamente di recente introduzione. La semplicità e i costi bassi di tale mezzo hanno fatto sì che per anni la sperimentazione e l'ottimizzazione empirica siano state le tecniche che ne hanno guidato lo sviluppo. Ancora oggi la prova diretta in pista è il metodo più diffuso per la valutazione e lo sviluppo delle prestazioni di questo veicolo sebbene le nuove tecnologie e i metodi di progettazione di stampo prettamente ingegneristico stiano trovando sempre più larga applicazione.

Le prime tracce di un approccio scientifico allo studio della dinamica generale del go-kart risalgono ai primi anni del 2000, con un primo modello parametrico schematizzato da tre corpi collegati da molle torsionali in cui la risoluzione dei parametri è resa possibile grazie all'acquisizione dei dati della telemetria (Vitale, 2001). Successivamente sono stati condotti studi della risposta dinamica del mezzo mediante l'utilizzo di modelli flessibili di tipo "Multi-body" (Mirone, 2003; Ponzo, Renzi, 2004) e analizzati in seguito all'interno dell'ambiente ADAMS (Mirone, 2009). Risale all'anno 2000 la nascita del gruppo di ricerca "Tor Vergata Karting" grazie al quale sono stati sviluppati i primi studi di previsione del tempo sul giro (Baudille, 2004) e di analisi dei trasferimenti di carico verticali tramite solutore FEM (Baudille, 2006; Biancolini 2007).

Per quanto concerne lo studio scientifico dell'aerodinamica del go-kart, i primi studi in materia sono stati effettuati dal gruppo Tor Vergata Karting, tramite l'utilizzo della CFD e in particolare di un solutore "lattice Boltzmann" (Baudille, 2003) per la valutazione della resistenza aerodinamica generata da un go-kart e della sua influenza sulle prestazioni.

Lo studio dell'efficienza aerodinamica di un go kart potrebbe, in prima analisi, sembrare marginale viste basse velocità a cui procede, la velocità media sulla maggior parte dei circuiti è infatti compresa fra 90 e 100 Km/h. Tuttavia l'elevata esposizione del pilota e di alcune parti meccaniche come il radiatore rendono la penetrazione aerodinamica del go-kart affatto buona, con valori del C_x che si attestano fra i valori di 0.8 e 0.9.

Se si considera che, in media, una vettura berlina ha un C_x pari a circa 0.3 e che una vettura di Formula 1, con l'elevato carico deportante e dunque anche resistente che genera, possiede un C_x variabile da circa 0.7 a 1.1, si evince chiaramente che lo studio e l'ottimizzazione dell'aerodinamica del go-kart ricopre un fattore importante per l'incremento delle prestazioni.

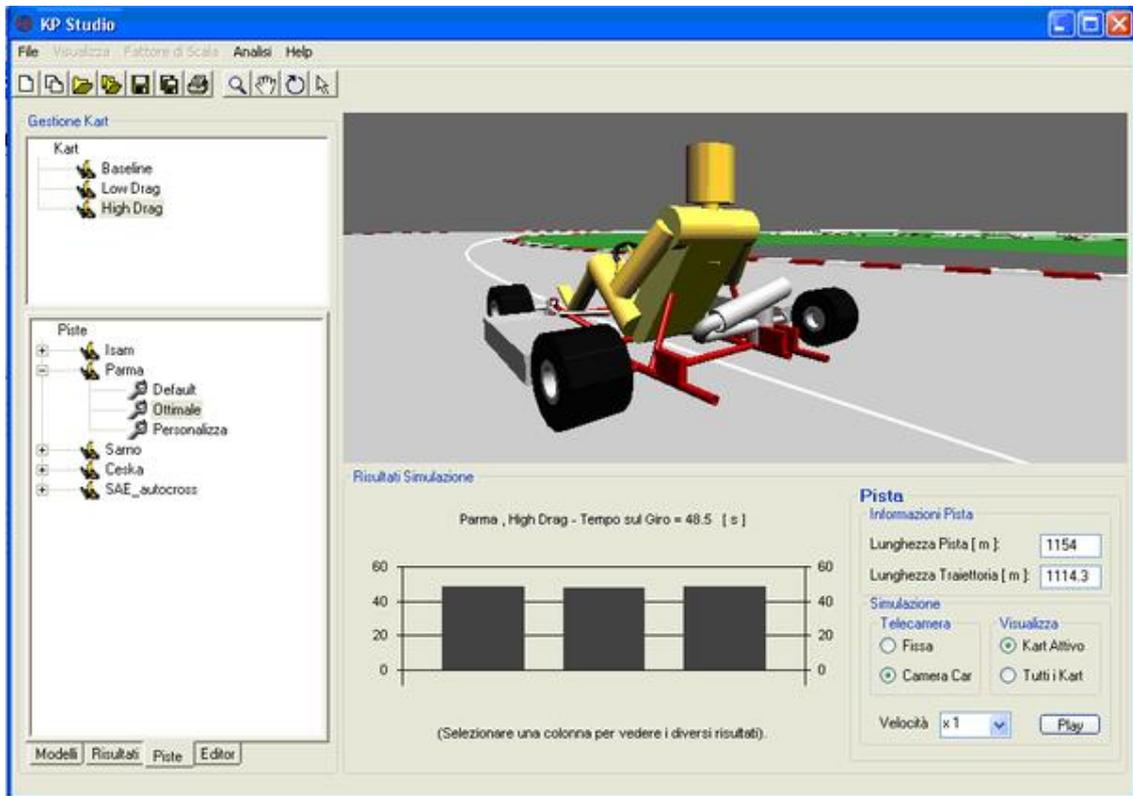


Figura 1: Software di simulazione giro pista KP Studio

Per quantificare quanto il fattore aerodinamico sia importante sulla velocità in pista il gruppo di ricerca Tor Vergata Karting ha utilizzato il simulatore di giro di pista presente nel software KP Studio, tramite il quale sono state confrontate le prestazioni del mezzo in configurazione di alto, medio e basso drag sull'ex circuito di Parma. (Figura 1)

In particolare si è scelta una variazione di 0.1 del C_x e di 0.05 mq per l'area di esposizione frontale fra le tre configurazioni a partire da quella a medio drag con C_x pari a 0.8 e superficie frontale pari a 0.6 mq. I tempi sul giro previsti dal simulatore sono: 48.2 per la soluzione standard, 48.0 per la soluzione a basso drag e 48.5 per la soluzione ad alto drag, un risultato che mostra differenze importanti e che dunque conferma quanto l'ottimizzazione dell'aerodinamica del go kart sia rilevante ai fini delle prestazioni in pista.

Capitolo 1. Introduzione alla CFD

La fluidodinamica computazionale (abbr. CFD: Computational Fluid Dynamics) è l'analisi dei sistemi in cui sono coinvolti il movimento dei fluidi e la loro interazione con l'esterno, tramite l'utilizzo di modelli numerici e algoritmi risolti grazie al supporto del calcolatore. Lo sviluppo e il perfezionamento dei codici di analisi ha permesso un utilizzo sempre più ampio della CFD che dall'iniziale applicazione a settori ad alta specializzazione è divenuta parte integrante della progettazione di prodotti di uso comune.

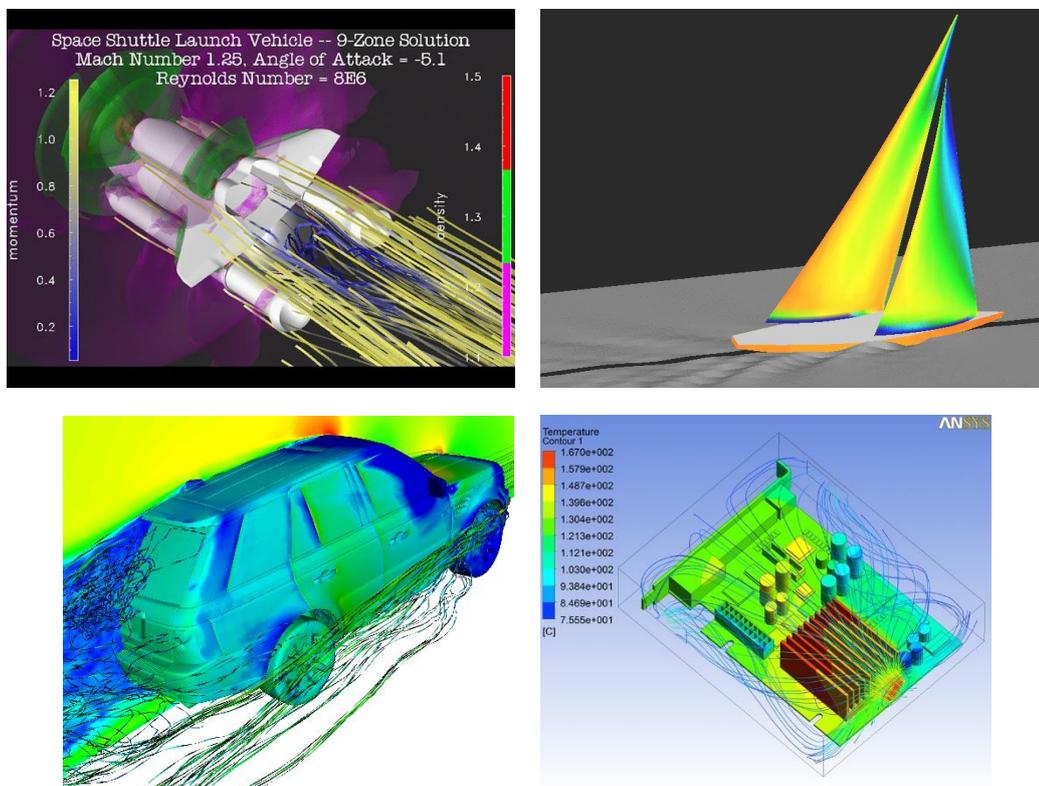


Figura 2: Evoluzione e diffusione della CFD, dal settore aerospaziale alla componentistica elettrica

1.1. Cenni storici

Viene di seguito riportata una breve introduzione storica alla CFD, dalle sue origini agli inizi del XX secolo fino ad oggi.

1922 Un primitivo modello di fluidodinamica computazionale può essere individuato negli studi meteorologici condotti nel 1922 dall'inglese Lewis Fry Richardson (1881-1953) in cui è presente una divisione spaziale in celle e la risoluzione manuale delle equazioni differenziali di governo del meteo tramite un metodo di approssimazione mediante differenze finite. Il tentativo di risoluzione fu un fallimento ma gettò le basi per i seguenti studi, mediante modelli numerici, del comportamento dei fluidi.

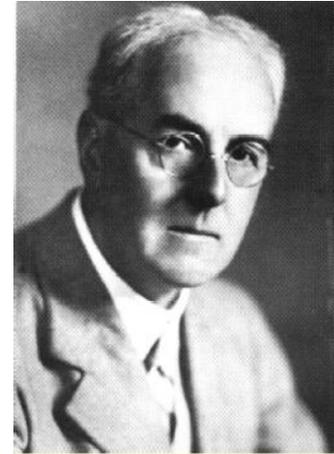


Figura 3: L. F. Richardson

Anni '30–'50 In “*The Flow Past Circular Cylinders at Low Speeds*” (Thom, 1933) è rintracciabile la prima soluzione numerica ad un problema fluidodinamico, in particolare di un fluido attorno ad un cilindro. Lo stesso problema del flusso attorno ad un cilindro fu ripreso venti anni dopo e risolto per la prima volta mediante calcolatore, che nel caso specifico era meccanico (Kawaguti, 1953).

Anni '60–'70 Risale agli anni Sessanta l'introduzione di metodi numerici in uso ancora oggi come il *Particle-in-cell* (Buneman, Dawson), il *Marker-in-cell* (Harlow) e di modelli di simulazione della vorticità e delle turbolenza fra i quali il *k-ε* il *Vorticity-streamfunction-Method*. Il decennio successivo vide l'avvento, fra gli altri, del codice *GENMIX* (Spalding) relativo a flussi parabolici ad alti numeri di Reynolds, dell'algoritmo *SIMPLE* (*Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations*) ancora oggi largamente utilizzato per la risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes (Spalding, Patankar) e del metodo di differenziazione *upwind*.

Anni '80 – '90 E' in questo ventennio che nacquero, grazie al rapido sviluppo delle prestazioni dei computer, la maggior parte dei codici commerciali ad oggi più utilizzati fra i quali *Fluent*, *CFX*, *Star CD*, *Polyflow*.

1.2. Vantaggi e limiti nell'utilizzo della CFD

Come già accennato in precedenza all'inizio di questo capitolo la fluidodinamica computazionale trova, al giorno d'oggi, impiego nei più svariati ambiti della progettazione industriale grazie a numerosi vantaggi intrinsecamente legati al suo utilizzo:

- Abbassamento dei costi di progettazione del prodotto, grazie al risparmio di test empirici;
- Velocità rispetto all'esecuzione di prove sperimentali;
- Possibilità di realizzare virtualmente svariate condizioni di esercizio, difficili altrimenti da realizzare o dispendiose in termini di tempo;
- Possibilità di estrapolare larghissime quantità di dati dalle più diverse regioni dell'oggetto testato;
- Possibilità di mettere a punto ottimizzazioni personalizzate sul prodotto.

Parallelamente ai sopracitati benefici derivanti dall'uso della CFD bisogna tenere conto di diverse limitazioni nell'applicazione di tale analisi riassumibili come segue:

- Validità dei modelli fisici con cui si approssimano fenomeni reali più complessi;
- Errori numerici derivanti dalla risoluzione approssimata di equazioni matematiche;

1.3. Concetti base della CFD

Per comprendere correttamente il funzionamento generale della fluidodinamica computazionale è necessario riprendere alcuni concetti fisici e metodi matematici su cui essa si basa.

1.3.1. Leggi di governo del comportamento dei fluidi

Le leggi che governano il comportamento dei fluidi e che costituiscono dunque i modelli fisici sui cui è costruita la fluidodinamica computazionale, note come equazioni di Navier-Stokes, sono riassumibili in tre espressioni fondamentali:

- Equazione di conservazione della massa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

In cui S_m rappresenta la generica sorgente di adduzione di massa al sistema.

- Equazione di bilancio della quantità di moto

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \rho \vec{g} + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F} \quad (2)$$

In cui p rappresenta la pressione statica, $\vec{\tau}$ è il tensore delle tensioni definito come

$$\vec{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \vec{v} I \right] \text{ e } \rho \vec{g} \text{ e } \vec{F} \text{ rappresentano rispettivamente le forze di}$$

gravità ed esterne per unità di volume.

- Equazione di conservazione dell'energia

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \left(h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right) \right) + \nabla \cdot \vec{v} \left(\rho h + \rho \frac{v^2}{2} \right) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (3)$$

In cui k_{eff} rappresenta la conduttività effettiva data dalla somma della conduttività del fluido

e di un contributo di conduttività turbolenta, \vec{J}_j rappresenta il flusso diffusivo della generica

specie j-esima e S_h è il termine rappresentativo del calore generato dalle reazioni chimiche.

I primi tre termini del primo membro dell'equazione rappresentano rispettivamente gli scambi energetici rispettivamente per conduzione, diffusione e dissipazione viscosa. Il

termine h_j cioè l'entalpia sensibile della specie j-esima è definito come $h_j = \int_{T_{ref}}^T c_{p,j} dT$ con

T_{ref} variabile in base al modello di turbolenza e al tipo di solutore utilizzato dalla CFD.

Le equazioni di Navier-Stokes formano insieme un sistema di equazioni differenziali non lineari accoppiate per cui non esiste una soluzione analitica per la maggior parte dei casi d'interesse ingegneristico. E' necessario pertanto ricorrere a metodi di risoluzione iterativi, che verranno trattati successivamente, eseguibili mediante il supporto del calcolatore. E' proprio su questo procedimento che si basa il concetto di fluidodinamica computazionale.

1.3.2. Discretizzazione del continuo

Alla base della strategia risolutiva adottata dalla CFD vi è essenzialmente la riduzione di un dominio fisico continuo ad un dominio discreto tramite una suddivisione prestabilita chiamata *mesh* o più semplicemente griglia.

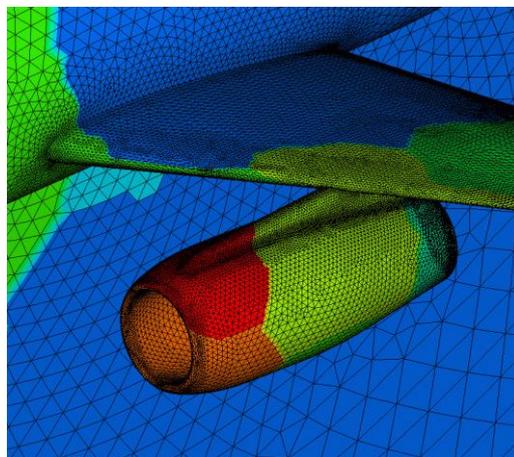


Figura 4: Esempio di mesh tridimensionale

Andando a fare un esempio esplicativo nel caso monodimensionale (Figura 5) si ha che la variabile pressione (p) è definita come

$$p = p(x); \quad 0 < x < 1$$

nel dominio continuo mentre nel dominio discretizzato essa è definita da

$$p = p(x_i); \quad i = 1, 2, \dots, N$$

$0 \leq x \leq 1$

$x = x_1, x_2, \dots, x_N$

Figura 5: Discretizzazione di un dominio monodimensionale

Utilizzando l'approccio della fluidodinamica computazionale si ricavano pertanto solo i valori della variabili (in questo caso p) in corrispondenza dei punti x_1, x_2, \dots, x_N , cosiddetti *grid point*, ricavando i valori intermedi tramite interpolazione.

I problemi fluidodinamici, sono governati essenzialmente da tre equazioni fondamentali che assieme formano un sistema di equazioni differenziali non lineari accoppiate (par 1.3.1. Leggi di governo del comportamento dei fluidi). Per capire come la discretizzazione del continuo vada a variare la forma delle equazioni appena citate si può partire dal caso più semplice, ovvero considerando un'equazione differenziale al primo ordine in un'unica variabile sul dominio monodimensionale dell'esempio precedente

$$\frac{du}{dx} + u = 0; \quad 0 \leq x \leq 1; \quad u(0) = 1 \quad (4)$$

Discretizzando il dominio si ottiene una suddivisione di N elementi di lunghezza pari a Δx e la (4) diventa

$$\left(\frac{du}{dx}\right)_i + u_i = 0 \quad (5)$$

Sviluppando in serie di Taylor il generico termine u_{i-1}

$$u_{i-1} = u_i - \Delta x \cdot \left(\frac{du}{dx}\right)_i + O(\Delta x^2) \quad (6)$$

Ed esplicitando il termine $\left(\frac{du}{dx}\right)_i$

$$\left(\frac{du}{dx}\right)_i = \frac{u_i - u_{i-1}}{\Delta x} + O(\Delta x) \quad (7)$$

si può riscrivere la (1.6) come

$$\frac{u_i - u_{i-1}}{\Delta x} + u_i = 0 \quad (8)$$

Avendo trascurato il termine $O(\Delta x)$ e commettendo dunque un errore di troncamento pari proprio alla quantità $O(\Delta x)$.

Tale rappresentazione discreta viene pertanto definita come *accurata al primo ordine*. Ne segue che per ottenere un grado di accuratezza di ordine superiore è necessario sviluppare ulteriormente il polinomio di Taylor per il termine u_{i-1} .

Ricapitolando, si è partiti da un'equazione differenziale con relative condizioni al contorno (4) e si è giunti ad un'equazione algebrica (8).

Pertanto nel caso più generale in cui si ha a che fare con sistemi di equazioni e non con espressioni singole e, discretizzando il dominio di calcolo, si passa da sistemi di equazioni differenziali a sistemi di equazioni algebriche la cui risoluzione è possibile e consiste essenzialmente in un'inversione matriciale. Questo metodo di risoluzione è certamente attuabile e concettualmente semplice ma molto dispendioso in termini di tempo, ragion per cui ci si avvale dei computer per l'esecuzione dei calcoli.

Nei casi di studio reali non si ha necessariamente a che fare con equazioni differenziali al primo ordine né tantomeno con domini monodimensionali, tuttavia i concetti utilizzati in questa trattazione semplificata risultano pienamente validi.

1.3.2.1. Discretizzazione mediante metodo del volume finito

Per chiarire meglio il procedimento di discretizzazione per un caso tridimensionale è di seguito illustrato il cosiddetto metodo del volume finito applicato al caso di un flusso stazionario e incomprimibile. Come verrà successivamente spiegato nel capitolo 2 il presente caso di studio, ovvero l'analisi fluidodinamica del flusso d'aria attorno ad un go-kart tratterà proprio la situazione di fluido incomprimibile e stazionario pertanto questa approssimazione è, ai fini di questa trattazione, pienamente appropriata. Inoltre il solutore ANSYS Fluent 16 utilizzato per svolgere l'analisi CFD in questo lavoro, utilizza proprio questo tipo di discretizzazione. Tornando al metodo del volume finito, esso consiste nell'applicare la forma integrale delle equazioni di conservazione al volume di controllo di una generica cella fluida per poi ricavarne le corrispondenti equazioni discretizzate.

Per comprendere meglio il procedimento consideriamo la forma integrale dell'equazione di continuità che assume, per un flusso stazionario e incomprimibile la seguente forma:

$$\int_S \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (9)$$

In cui S indica la superficie che racchiude il volume della cella e \hat{n} è la normale uscente ad essa.

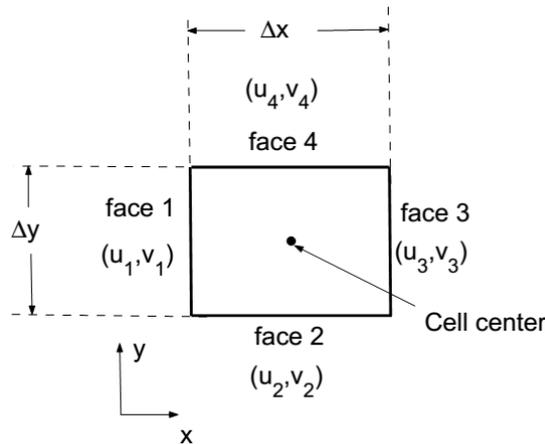


Figura 6: Generica cella di fluido

Considerando la cella in Figura 6 si può scrivere la velocità alla faccia i -esima come $\vec{v}_i = u_i \hat{i} + v_i \hat{j}$ e l'equazione di continuità discretizzata diventa

$$-u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y + v_4 \Delta x = 0 \quad (10)$$

Quanto detto per l'equazione di continuità vale anche ovviamente per le equazioni di conservazione della quantità di moto e dell'energia. Nel successivo paragrafo verrà presentato un caso esemplificativo nel quale verranno applicati i concetti introdotti fin qui.

1.3.3. Problema esemplificativo

Nell'esempio che segue è considerato il flusso di un fluido all'interno di un condotto sotto l'applicazione di un gradiente di pressione. Il flusso è di tipo laminare, stazionario, unidirezionale, completamente sviluppato. In queste condizioni è inoltre noto che il profilo della velocità è solo funzione della coordinata perpendicolare al condotto nonché al moto del fluido (Figura 7).

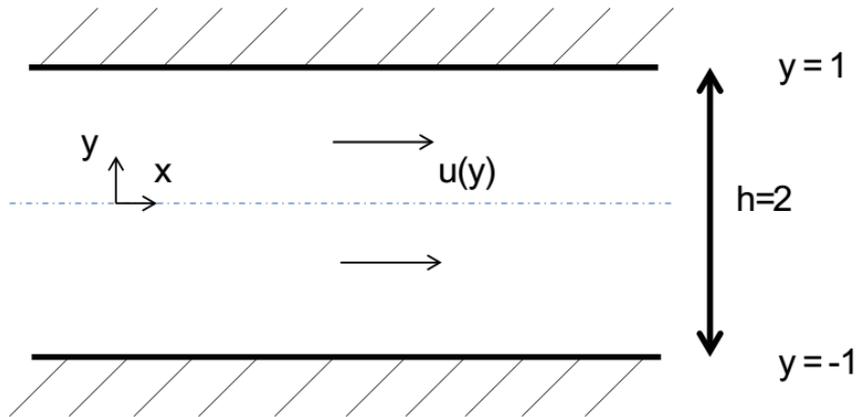


Figura 7: Flusso laminare completamente sviluppato all'interno di un condotto

Le equazioni di Navier-Stokes per la quantità di moto si riducono ad un'unica espressione lungo la coordinata x

$$-\frac{dp}{dx} + \mu \frac{d^2 u(y)}{dy^2} = 0 \dots -1 \leq y \leq 1 \quad (11)$$

Con la relativa condizione al contorno: $u(y) = 0 \quad @ \quad y = \pm 1$

1.3.3.1. Discretizzazione

Per la discretizzazione del dominio e di conseguenza delle equazioni di governo verrà utilizzato il metodo del volume finito.

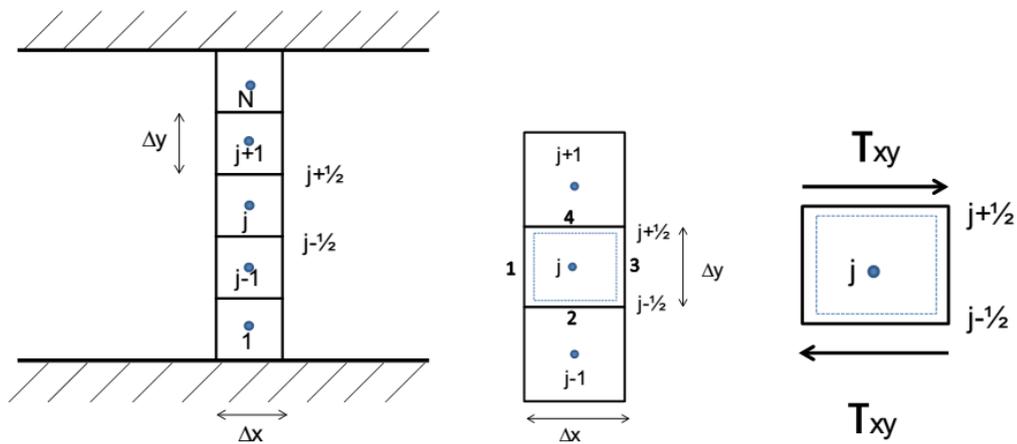


Figura 8: Discretizzazione del dominio di fluido

A partire da quanto illustrato in Figura 8 applicando il metodo del volume finito all'equazione di conservazione della quantità di moto si ha:

$$\int_{V_j} \left(-\frac{dp}{dx} \right) dV_j + \int_{V_j} \mu \frac{d^2 u(y)}{dy^2} dV_j = 0 \quad (12)$$

Manipolando il secondo termine del primo membro applicando il teorema della divergenza si può scrivere:

$$\int_{V_j} \mu \frac{d^2 u(y)}{dy^2} dV_j = \mu \int_{V_j} \nabla^2 u dV_j = \mu \int_{S_j} \nabla u \hat{n} dS_j \quad (13)$$

E sviluppando per le quattro superfici di contorno si ottiene

$$\int_{S_j} \nabla u \hat{n} dS_j = \int_{S_1} \nabla u \hat{n} dS_1 + \int_{S_2} \nabla u \hat{n} dS_2 + \int_{S_3} \nabla u \hat{n} dS_3 + \int_{S_4} \nabla u \hat{n} dS_4 \quad (14)$$

Applicando l'equazione di conservazione della massa essendo il fluido diretto orizzontalmente e completamente sviluppato il flusso netto nella direzione orizzontale è nullo e pertanto si può scrivere per la generica cella j-esima

$$\begin{aligned} \int_{S_j} \nabla u \hat{n} dS_j &= 0 + \int_{S_2} \nabla u \hat{n} dS_2 + 0 + \int_{S_4} \nabla u \hat{n} dS_4 \\ &= -\left(\frac{du}{dy} \right)_{j-\frac{1}{2}} \Delta x + \left(\frac{du}{dy} \right)_{j+\frac{1}{2}} \Delta x \\ &= -\frac{u_j - u_{j-1}}{\Delta y} \Delta x + \frac{u_{j+1} - u_j}{\Delta y} \Delta x \\ &= \left(u_{j-1} - 2u_j + u_{j+1} \right) \frac{\Delta x}{\Delta y} \end{aligned} \quad (15)$$

In questo caso è stato utilizzato il metodo delle differenze centrali per la valutazione dei flussi all'interfaccia fra celle adiacenti. Si possono usare metodi alternativi di differenziazione che ovviamente avranno un diverso impatto sull'errore di discretizzazione spaziale.

Tornando al primo membro dell'equazione di conservazione della quantità di moto tralasciato in precedenza si ha

$$\int_{V_j} \left(-\frac{dp}{dx} \right) dV_j = -\frac{dp}{dx} V_j = -\frac{dp}{dx} \Delta x \Delta y \quad (16)$$

E riunificando i due termini

$$-\frac{dp}{dx} \Delta x \Delta y + \mu (u_{j-1} - 2u_j + u_{j+1}) \frac{\Delta x}{\Delta y} = 0 \quad (17)$$

Infine dividendo per la quantità positiva $\Delta x \Delta y$ si ottiene

$$-\frac{dp}{dx} + \mu (u_{j-1} - 2u_j + u_{j+1}) \frac{1}{\Delta y^2} = 0 \quad (18)$$

Che rappresenta la discretizzazione finale dell'equazione di Navier-Stokes di partenza.

1.3.3.2. Applicazione delle condizioni al contorno e risoluzione

Per semplificare la risoluzione si assuma $-\frac{dp}{dx} = 1$ e $\mu = 1$, considerando una discretizzazione

che coinvolga $N=3$ celle in direzione perpendicolare al flusso (Figura 9).

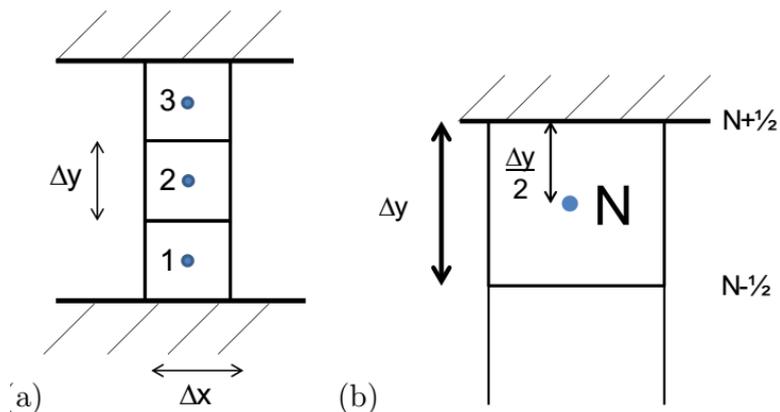


Figura 9: Dettagli della discretizzazione adottata

L'equazione 18 è valida finché la cella j -esima considerata non è adiacente alla parete del condotto, per le celle limite ($j=1, j=N$) bisogna invece modificare leggermente la forma della (18)

$$\int_{S_N} \nabla u \hat{n} dS_N = -\frac{u_N - u_{N-1}}{\Delta y} \Delta x + \frac{u_{N+\frac{1}{2}} - u_N}{\frac{\Delta y}{2}} \Delta x = \left(u_{N-1} - 3u_N + 2u_{N+\frac{1}{2}} \right) \frac{\Delta x}{\Delta y} \quad (19)$$

Tenendo conto che per la generica cella con $j=N$ non esiste alcun punto corrispondente a $N+1$ a causa della presenza della parete ma piuttosto bisogna utilizzare il punto estremo $N+\frac{1}{2}$.

Dunque per la discretizzazione in 3 celle si ha:

$$2u_{1-\frac{1}{2}} - 3u_1 + u_2 = -(\Delta y)^2 \quad (j=1) \quad (20)$$

$$u_1 - 2u_2 + u_3 = -(\Delta y)^2 \quad (j=2) \quad (21)$$

$$u_2 - 3u_3 + 2u_{3+\frac{1}{2}} = -(\Delta y)^2 \quad (j=3) \quad (22)$$

La (20), (21) e (22) formano un sistema di equazioni lineari algebriche nelle incognite u_1, u_2, u_3 con i valori di $u_{1-\frac{1}{2}}$ e $u_{3+\frac{1}{2}}$ ricavabili dalle condizioni e dunque pari a 0 (par. 1.2.3. Problema esemplificativo) e il valore di Δy noto e pari al passo di discretizzazione.

Risolvendo per $\Delta y = \frac{2}{3}$ si ottengono

$$u_1 = \frac{1}{3} \quad u_2 = \frac{5}{9} \quad u_3 = \frac{1}{3}$$

A fronte di una soluzione esatta (in questo caso calcolabile in modo esatto pari a:

$$u(y) = -\frac{y^2}{2} + \frac{1}{2} \quad (23)$$

Andando a graficare le due soluzioni si ottiene quanto illustrato qui sotto in Figura 10

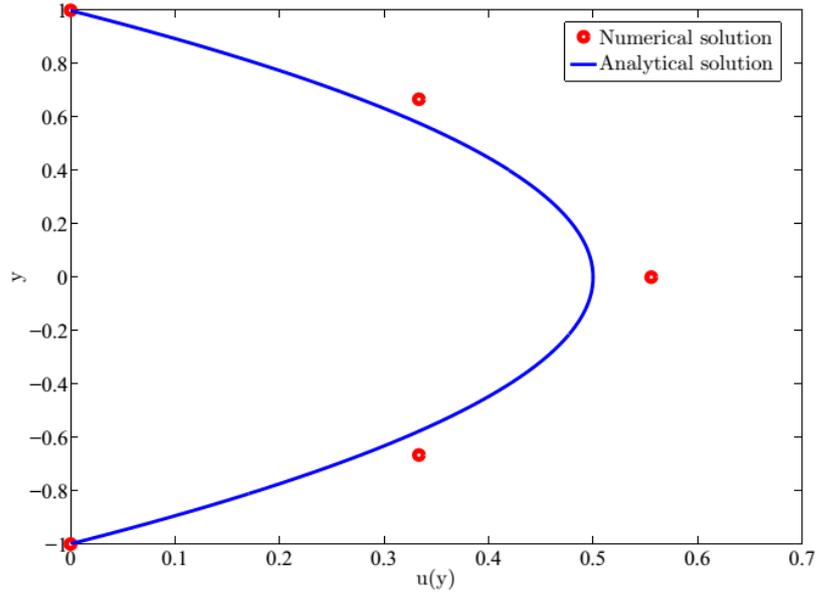


Figura 10: Confronto grafico fra soluzione approssimata e soluzione esatta

1.3.4. Convergenza della griglia ed errori di discretizzazione

I risultati del problema del paragrafo 1.3.3, illustrati graficamente in Fig. 10, mostrano come ci sia una certa discrepanza fra la soluzione esatta e la soluzione approssimata dalla discretizzazione effettuata. Aumentando il numero di divisioni spaziali e variando quindi la *griglia* di discretizzazione l'approssimazione diviene via via più precisa fino alla quasi sovrapposizione con la soluzione esatta per alti valori di N (Figura 11).

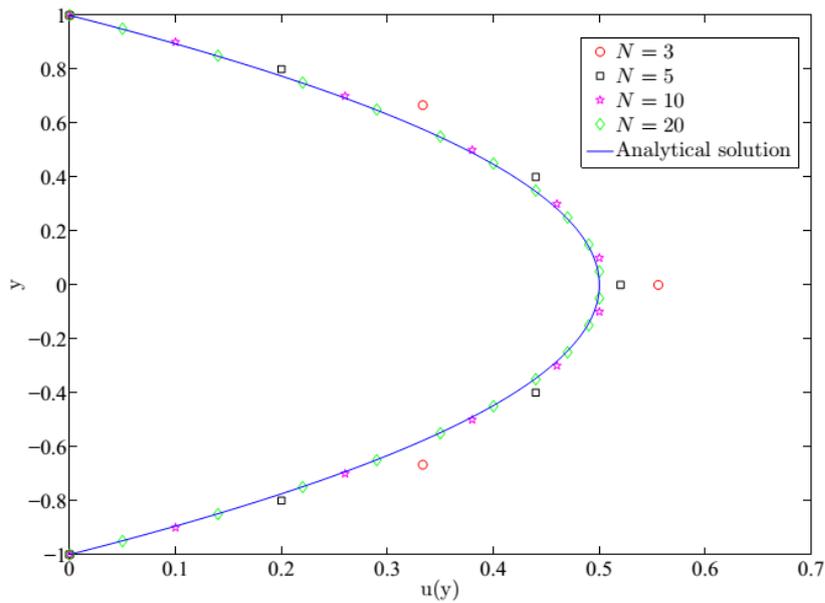


Figura 11: Confronto fra soluzione esatta e approssimata al variare della griglia

Il motivo del legame fra l'aumento del numero di divisioni N , e di conseguenza della riduzione di Δy , e l'aumento della precisione della soluzione approssimata è contenuta nel concetto alla base del procedimento di discretizzazione. Richiamando quanto detto nel paragrafo 1.3.2. è possibile affermare che l'errore è funzione di un $O(\Delta y^n)$ con n variabile in base al grado di troncamento dello sviluppo in serie di Taylor, e pertanto al diminuire di Δy e all'aumentare di n (Δy è necessariamente una quantità minore dell'unità) si ha una riduzione dell'errore di discretizzazione commesso. Quando la discrepanza fra le soluzioni numeriche ottenute con diversi tipi di griglie (ad esempio per $N=10$ e $N=20$) è minore di un certo valore prestabilito, si può dire che le soluzioni sono *a convergenza di griglia* e si possono pertanto ritenere valide da questo punto di vista.

1.3.5. Non linearità delle equazioni di governo

Purtroppo l'errore relativo alla griglia non è l'unica discrepanza che la risoluzione mediante CFD induce nello studio di un fenomeno reale. L'esempio del paragrafo 1.3.3. da cui è stato introdotto e compreso l'errore di discretizzazione tratta infatti un caso di flusso molto semplice in cui le equazioni di governo (nel caso specifico l'equazione di Navier-Stokes relativa alla conservazione della quantità di moto) si riducono ad una forma lineare. In realtà la forma più generica contiene termini non lineari la cui risoluzione provoca errori aggiuntivi sull'accuratezza della soluzione aggiuntiva.

Consideriamo pertanto l'esempio precedente ma nella regione in cui il flusso non è ancora completamente sviluppato. L'equazione di conservazione della quantità di moto, ora bidimensionale si scrive come

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (24)$$

In cui sono presenti i termini legati alla convezione $u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y}$ che la rendono non lineare.

Consideriamo inoltre la generica forza di volume $-\alpha u^2$ agente sul fluido. Tale termine in realtà non è presente nella quasi totalità dei fluidi ma viene qui introdotta per comprendere l'effetto della non linearità sulla soluzione senza indurre passaggi algebrici troppo complessi. Trascuriamo inoltre la variabilità di u con x e riscriviamo quindi la (24) come

$$-\frac{dp}{dx} + \mu \frac{d^2 u(y)}{dy^2} - \alpha u(y)^2 = 0 \quad -1 \leq y \leq 1 \quad (25)$$

Applicando il metodo del volume finito come già descritto in precedenza, per la generica cella j -esima si ha

$$-\frac{dp}{dx} + \mu \frac{u_{j-1} - 2u_j + u_{j+1}}{(\Delta y)^2} - \alpha u_j^2 = 0 \quad (26)$$

In cui il termine addizionale non lineare $-\alpha u(y)^2$ è stato discretizzando assumendo un valore costante di u nell'intera cella j -esima

$$\int_{V_j} -\alpha u^2 dV_j = -\alpha u_j^2 V_j = -\alpha u_j^2 \Delta x \Delta y$$

La (26) è dunque un'equazione algebrica non lineare a causa del termine u_j^2 .

L'approccio che, in generale, si segue per risolvere la non linearità consiste nel linearizzare le equazioni tramite un *guess value* arbitrario della soluzione iterando poi finché questo valore non coincide con la soluzione entro un certo valore.

Tornando al nostro esempio si procede assegnando un guess value pari a u_{g_j} per u_j e, definendo la tolleranza come

$$\Delta u_j = u_j - u_{g_j} \quad (27)$$

Si può riscrivere il termine u_j^2 :

$$u_j^2 = u_{g_j}^2 + 2u_{g_j}\Delta u_j + (\Delta u_j)^2 \quad (28)$$

Assumendo $\Delta u_j \ll u_{g_j}$ (è la condizione a cui vogliamo giungere iterando la soluzione) si può trascurare il termine Δu_j^2 ottenendo

$$u_j^2 \ll u_{g_j}^2 + 2u_{g_j}\Delta u_j = u_{g_j}^2 + 2u_{g_j}(u_j - u_{g_j})$$

$$u_j^2 \ll 2u_{g_j}u_j - u_{g_j}^2 \quad (29)$$

Pertanto dopo la linearizzazione l'equazione discretizzata diventa

$$-\frac{dp}{dx} + \mu \frac{u_{j-1} - 2u_j + u_{j+1}}{(\Delta y)^2} - \alpha(2u_{g_j}u_j - u_{g_j}^2) \quad (30)$$

Poiché l'errore dovuto alla linearizzazione è $O(\Delta u^2)$ (ovvero il termine che è stato trascurato in precedenza) esso tende a zero quando $u_g \rightarrow u$.

Per calcolare l'approssimazione mediante volume finito, come detto, è necessario eseguire iterazioni della soluzione, in cui il guess value u_g dell'iterazione corrente è posto uguale alla soluzione u dell'iterazione precedente. Schematizzando il procedimento

- Iterazione 1:* $u_g^{(1)} = \text{guess value iniziale}$
Iterazione 2: $u_g^{(2)} = u^{(1)}$
 \vdots
Iterazione m: $u_g^{(m)} = u^{(m-1)}$

Si procede con le iterazioni fin quando si è raggiunta la convergenza, che in questo caso è una convergenza differente dal convergenza della griglia e il cui significato verrà illustrato più avanti (par. 1.3.6. Convergenza iterativa).

Il procedimento con cui è stata trattata la non linearità, illustrato in questo esempio, è concettualmente analogo, seppure in modo semplificato, a quanto fatto dai codici CFD per la linearizzazione delle equazioni di Navier-Stokes nella loro forma più complessa.

1.3.6. Convergenza iterativa

Richiamando quanto detto nel paragrafo precedente, si è detto che l'errore di linearizzazione tende a zero per $u_g \rightarrow u$. Dunque il processo iterativo è continuato fino al punto che la misura della differenza fra u_g e u , definita come *residuo della variabile u*, è più piccola di un valore specificato a priori. Si definisce pertanto il residuo come:

$$R = \sum_{j=1}^N |u_j^m - u_j^{m-1}| \quad (31)$$

In cui si è utilizzata la notazione del paragrafo precedente.

E' tuttavia più utile definire il residuo non in termini assoluti ma rapportato ad un valore di riferimento. Un residuo infatti pari a 0.01 sarebbe molto piccolo se il valor medio di u fosse ad esempio 1000 ma sarebbe estremamente grande rapportato ad una u media di 0.1. Si definisce di conseguenza il *residuo scalato* (ing. *Scaled residual*) come

$$R^u = \frac{\sum_{j=1}^N |u_j^m - u_j^{m-1}|}{\sum_{j=1}^N |u_j^{m-1}|} \quad (32)$$

Questa definizione di residuo è quella più utilizzata dai codici CFD e in particolare è quella standard per il solutore ANSYS Fluent 16.

In Figura 12 è riportato l'andamento del residuo scalato della variabile u per il problema precedente in funzione del numero di iterazioni.

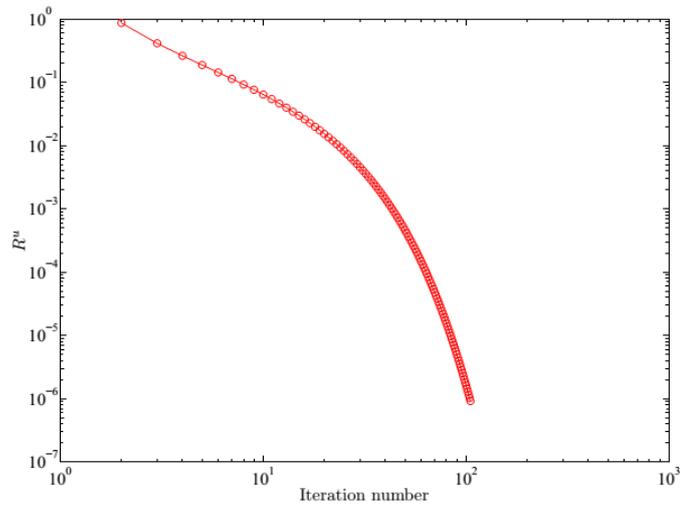


Figura 12: Andamento del residuo scalato per la variabile u

Si noti che in questo caso il processo iterativo è stato fermato al raggiungimento di un *criterio di convergenza* sul residuo scalato pari a 10^{-6} .

Chiarito il significato sia dei cosiddetti errori di griglia che di quelli di linearizzazione è possibile, in Figura 13, andare a visualizzare come essi influiscono sul valore della soluzione approssimata:

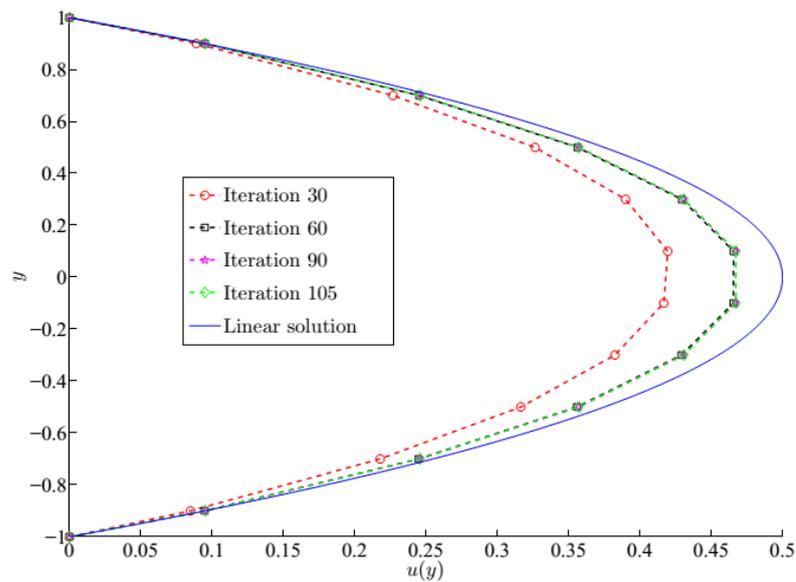


Figura 13: Visualizzazione dell'errore di griglia e di linearizzazione

Aumentando il numero di iterazioni, riducendo il residuo e l'errore di linearizzazione, la *spezzata* rappresentante della soluzione numerica tende a sovrapporsi alla soluzione esatta, mentre aumentando il numero di divisioni, e dunque riducendo l'errore di griglia, la spezzata tende a una curva continua che in questo caso è di tipo parabolare.

Dopo aver introdotto in questo capitolo la CFD nel suo insieme, chiarendo dei concetti fisici/matematici di base del suo funzionamento, è ora possibile andare ad illustrare nel dettaglio il modello CFD specifico utilizzato per lo studio del flusso d'aria attorno al go kart alla base del presente caso di studio.

Capitolo 2. Descrizione del setup CFD utilizzato

Lo studio di un generico problema tramite l'utilizzo della fluidodinamica computazionale si articola seguendo dei procedimenti ricorrenti e necessita di ben precisi elementi per poter essere assemblato. Possiamo suddividere un modello CFD nei suoi componenti fondamentali:

- *Modello CAD* dell'oggetto di studio della CFD;
- *Mesh* del modello CAD e del dominio di studio del problema;
- *Solutore CFD* in grado di simulare le condizioni fisiche del problema e di offrire una soluzione mediante l'applicazione di metodi numerici iterativi.

Nello studio dell'aerodinamica del go-kart, condotto nel presente lavoro, sono rintracciabili pertanto questi tre componenti che verranno, di seguito in questo capitolo, approfonditi individualmente.

2.1. Modello CAD e realizzazione della mesh

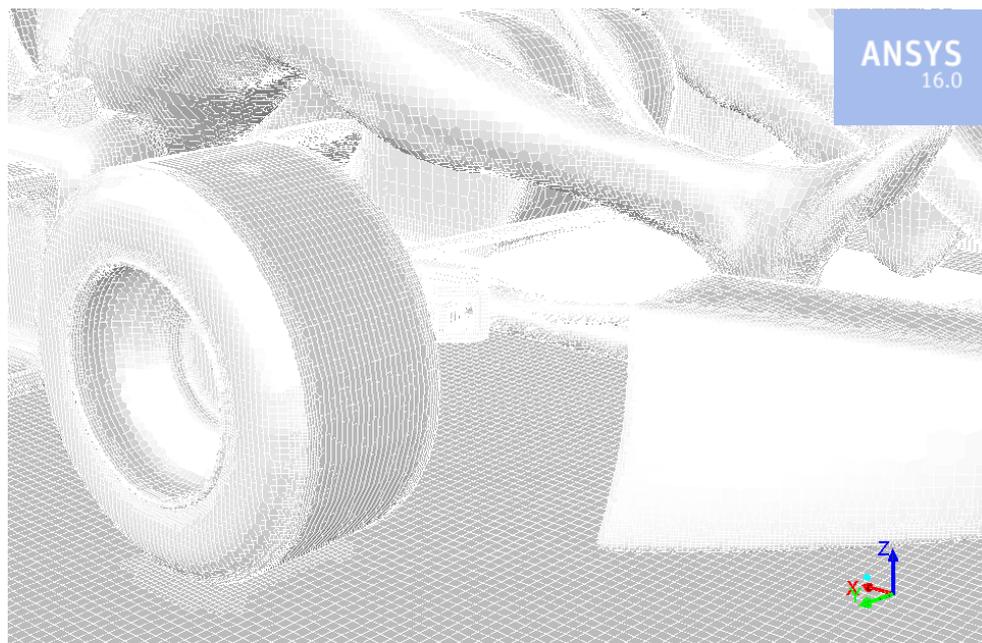
Il modello CAD del go-kart e la relativa discretizzazione non sono stati costruiti nel presente studio. Verranno comunque esposti brevemente i passi fondamentali nonché citati gli autori che ne hanno eseguito la realizzazione.

Per quanto riguarda il modello CAD, esso è stato realizzato nell'ambito del progetto di ricerca Tor Vergata Karting nel 2003 ed esportato nel formato standard STEP (Standard for the Exchange of Product model data) per poter essere correttamente letto dai software tramite cui costruire la mesh. In Figura 15 è possibile osservare il modello "renderizzato" tramite l'utilizzo di texture e di effetti luminosi al fine di migliorarne unicamente l'aspetto estetico.



Figura 15: Modello CAD del go-kart comprensivo di textures

Il processo di realizzazione della mesh è stato più lungo ed ha visto coinvolti anche ingegneri esterni al progetto Tor Vergata Karting. Inizialmente è stata realizzata una prima mesh di bassa qualità con il software Harpoon. Successivamente grazie all'impegno dell'Ing. Torbjörn Larsson, al tempo responsabile CFD all'interno del team di Formula 1 BMW Sauber, è stata messa a punto una mesh di qualità superiore tramite il *mesher* Snappy, incluso nel solutore *freeware* OpenFoam. La mesh così realizzata è stata poi convertita dal gruppo Tor Vergata Karting per l'utilizzo nel solutore Fluent ed è stata usata come base degli studi effettuati dal gruppo di ricerca nonché utilizzata per la realizzazione dello studio alla CFD del presente lavoro di ottimizzazione.



Mesh

Oct 23, 2015
ANSYS Fluent Release 16.0 (3d, pbns, rke)

Figura 14: Dettaglio mesh utilizzata

2.2. Solutore CFD

Il solutore CFD utilizzato nel presente studio è il software ANSYS Fluent 16.0. Giunto alla sua sedicesima versione, questo software, oggi di proprietà della ANSYS Inc., affonda le sue radici nel 1983, anno in cui fu pubblicata la prima edizione grazie alla collaborazione fra Bart Patel, Michael Engelman e il Dr. Ferit Boysan. Inizialmente sotto proprietà della Create Inc. il software Fluent diede vita ad un marchio a se nel 1988 con la nascita di Fluent Inc. Gli anni successivi videro una rapida crescita commerciale del marchio che acquisì nel 1995 Fluid Dynamics International, allora principale rivale di Fluent nell'ambito dei software CFD, e nel 1997 il marchio Polyflow S.A. sviluppatore del solutore POLYFLOW. L'ultima pietra miliare nella storia di Fluent è rappresentata dalla sua acquisizione nel 2006 da parte di ANSYS Inc. leader mondiale dei software CAE, che ne detiene ancora oggi il marchio.

ANSYS Fluent 16 contiene al suo interno modelli fisici per la simulazione di flussi laminari e turbolenti, scambi di calore, reazioni chimiche consentendo le più variabili applicazioni nei settori aerospaziale, automobilistico, biomedico, petrolchimico e in molti altri. La possibilità di inserire all'interno del solutore funzioni

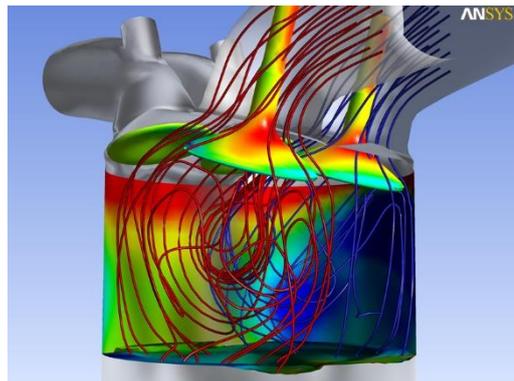


Figura 16: Simulazione della camera di combustione di un motore 4 tempi

appositamente create dall'utente rende Fluent una piattaforma flessibile in grado di adattarsi alle più diverse necessità progettuali. L'integrazione all'interno dell'ambiente ANSYS Workbench consente di interfacciare Fluent con altri software CAE permettendo all'utilizzatore di esplorare accuratamente le interazioni fluido-struttura così come di realizzare ottimizzazioni avanzate e personalizzabili.

2.2.1. Interfaccia

Il software Fluent 16.0 si presenta con una interfaccia divisibile in tre aree principali:

- *Interfaccia grafica (abbr GUI, Graphic User Interface)* in cui è possibile visualizzare la mesh del modello, le attività di calcolo, i risultati in forma grafica, diagrammi, ecc. ;
- *Interfaccia di testo (abbr TUI, Text User Interface)* in cui è possibile inserire stringhe di comandi per controllare alcune funzioni del programma, visualizzare risultati in forma di testo, monitorare le attività di calcolo;
- *Area di impostazione del solutore* in cui è possibile scegliere i modelli fisici da seguire, impostare le attività di calcolo, specificare le condizioni al contorno, impostare il grado di precisione dei calcoli, ecc.

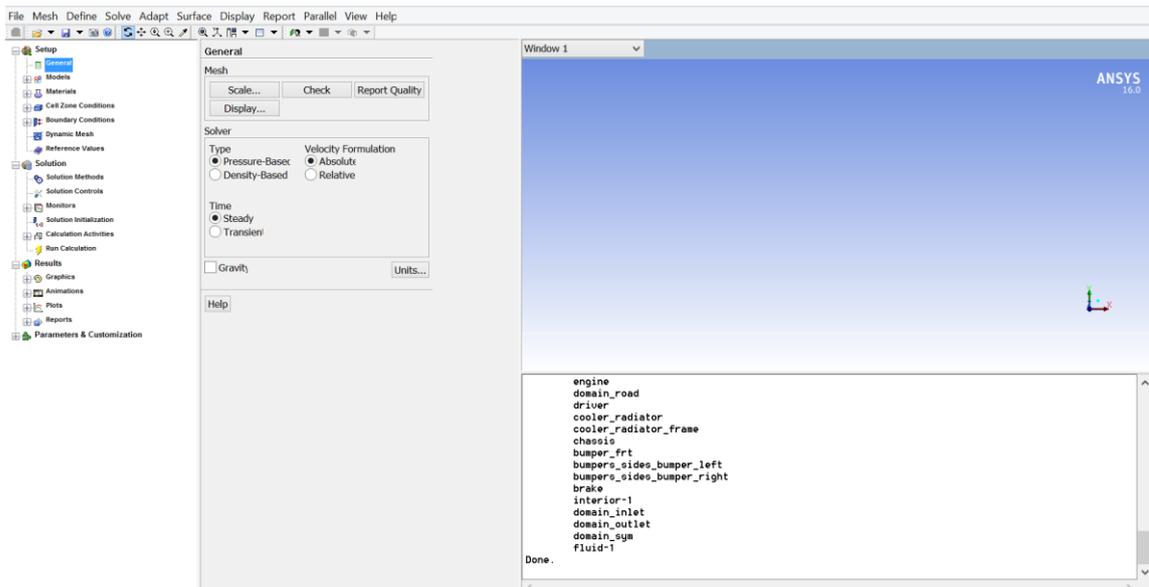


Figura 17: Interfaccia di ANSYS Fluent 16

2.2.2. Tipologia di solutore

ANSYS Fluent 16 offre la possibilità di scegliere due tipologie di metodi numerici di risoluzione:

- solutore “*pressure-based*”;
- solutore “*density-based*”.

In generale il primo solutore è stato sviluppato per flussi lenti incompressibili mentre il secondo trova maggior impiego nell’ambito di flussi comprimibili ad alta velocità.

E' bene comunque precisare che entrambi i solutori sono stati nel tempo sviluppati per adattarsi ad ambedue gli utilizzi e che sia in un caso che nell'altro il metodo di risoluzione procede seguendo i passi illustrati nel capitolo 1.

Nello studio dell'aerodinamica di un go-kart, essendo il mezzo investito da aria a bassa velocità, considerabile quindi come un fluido incomprimibile, si è utilizzato il solutore di tipo “pressure-based”. Questo approccio utilizza un algoritmo risolutivo basato sul metodo della proiezione di Chorin a sua volta derivato dal teorema di decomposizione di Helmholtz in cui il vincolo della conservazione della massa (eq. continuità) è ottenuto risolvendo un'equazione di pressione. Equazione di pressione che è derivata dalla continuità e dall'equazione di conservazione della quantità di moto in modo che il campo di velocità, corretto dalla pressione, soddisfi la continuità. Poiché le equazioni di governo non sono lineari e accoppiate l'una con l'altra il processo risolutivo include iterazioni in cui l'intero gruppo di equazioni di governo è risolto ripetutamente fino alla convergenza della soluzione.

Nell'ambito di questo metodo di risoluzione ANSYS Fluent contiene due algoritmi risolutivi. Un “*pressure-based segregated algorithm*” e un “*pressure-based coupled algorithm*”. In questa trattazione ci limiteremo ad illustrare, in Fig. 16 nella pagina seguente il procedimento risolutivo seguito dai due algoritmi senza entrare nel dettaglio della spiegazione di ogni operazione. In generale il primo algoritmo, risolvendo le equazioni di governo individualmente, come il nome suggerisce, è molto efficiente dal punto di vista della memoria, in quanto le equazioni discretizzate vengono tenute in memoria una ad una. Di contro la convergenza della soluzione è proprio per questo motivo molto lunga. L'altro algoritmo, viceversa, risolvendo le equazioni in modo accoppiato (*coupled*) sfrutta maggiormente la memoria del calcolatore portando la soluzione a convergenza in minor tempo.

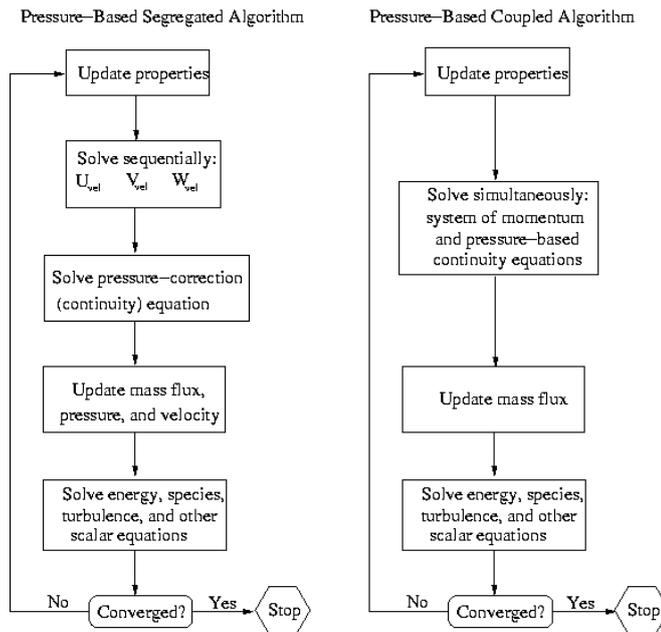


Figura 18: Algoritmi "pressure-based segregated" e "pressure-based coupled"

2.2.3. Dipendenza del flusso dal tempo

Quando le derivate temporali delle grandezze che descrivono il comportamento di un fluido sono nulle si può affermare che il flusso è di tipo *stazionario*. In questo caso le equazioni di Navier-Stokes si semplificano notevolmente e la convergenza della soluzione è dunque raggiunta in un tempo più ristretto. D'altra parte quando invece esiste una dipendenza temporale del flusso si dice che quest'ultimo è appunto dipendente dal tempo o *instazionario* e la soluzione iterativa richiede un tempo molto maggiore rispetto al caso stazionario. Purtroppo non esiste un metodo per stabilire a priori se un problema è studiabile in modo stazionario o meno e la risposta si può avere solo a posteriori dell'analisi CFD, osservando l'aspetto del diagramma dei residui. Si parte pertanto dal caso stazionario e, nel caso sia visibile un'oscillazione persistente dei residui e un'oscillazione crescente nei diagrammi del C_d (*coefficiente di resistenza*) e del C_l (*coefficiente di portanza*) si passa ad un'analisi di tipo instazionario (Figura 19)

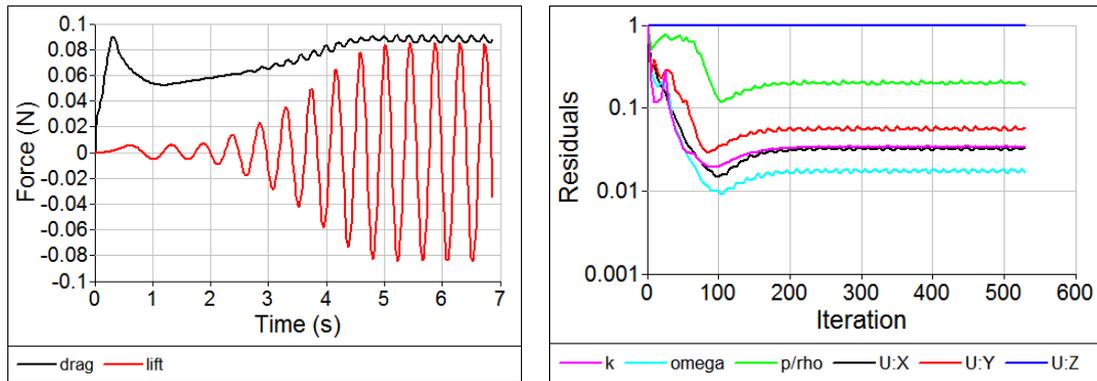


Figura 19: Andamento di residui, forza resistente portante nel caso di incorretta assunzione di flusso stazionario

Studiando il flusso dell'aria attorno ad un go-kart si è partiti con l'assunzione di stato stazionario. Osservando i residui a convergenza, seppure essi non abbiano un andamento decrescente stabile non si notano le oscillazioni tipiche dello stato instazionario e pertanto si è considerata valida l'ipotesi iniziale.

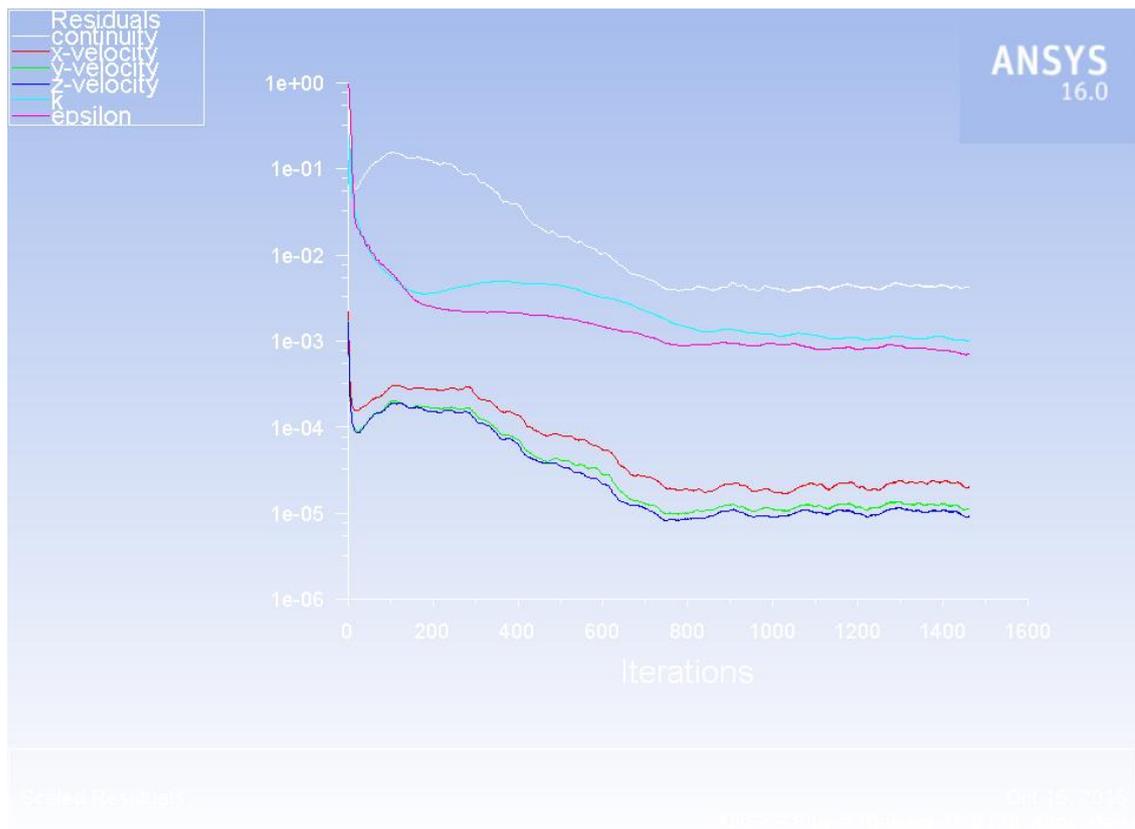


Figura 20: Andamento dei residui scalati nel caso di studio corrente

2.2.4. Modelli fisici

Come già accennato nell'introduzione ad ANSYS Fluent 16 (par. 2.2), il solutore contiene al suo interno la possibilità di scegliere diversi modelli fisici per la simulazione di svariati casi di interesse applicativo. Come visibile in Figura 21, nel caso di studio trattato nel presente lavoro si è scelto di considerare solamente il modello di turbolenza del $k-\varepsilon$ (par. 2.2.4.1) trascurando tutti gli altri fattori implementabili dal solutore. La necessità di considerare in questo studio la turbolenza come un elemento non trascurabile nasce essenzialmente del calcolo del *numero di Reynolds* per il problema. Considerando infatti una lunghezza caratteristica del go-kart pari a 0,755 m, equivalente cioè alla radice quadrata dell'area frontale, la sua velocità di avanzamento pari a 90 km/h ed una viscosità cinematica dell'aria a 15 °C pari a $1,46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ ed inserendo questi valori nell'espressione del numero di Reynolds

$$\text{Re} = \frac{wD}{\nu}$$

si ottiene un valore per quest'ultimo pari a $1,3 \cdot 10^6$ che indica chiaramente uno sconfinamento del fluido attorno al mezzo in ambito turbolento.

2.2.4.1. Introduzione alla turbolenza

Il fenomeno della turbolenza può essere definito come un moto irregolare e caotico che si presenta nei fluidi ad alti numeri di Reynolds, caratterizzato da una persistenza spaziale e temporale non trascurabile, completamente tridimensionale (anche se il flusso medio è mono o bidimensionale) e di natura dissipativa.

L'origine di questo fenomeno è individuabile nella natura delle equazioni di Navier-Stokes, in particolare l'instabilità della turbolenza, è la conseguenza delle interazioni fra i termini inerziali non lineari e i termini viscosi presenti nelle stesse.

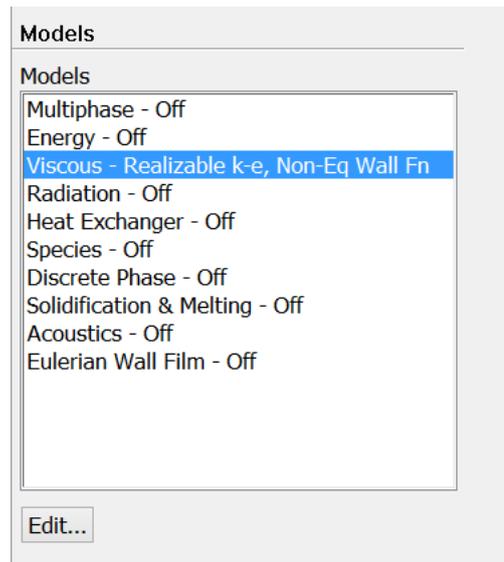


Figura 21: Finestra di scelta dei modelli fisici implementabili in ANSYS Fluent 16

Si può analizzare il concetto di fluttuazione di una variabile, tipico del moto turbolento, scomponendo la variabile stessa in una sua componente media ed una fluttuante nel seguente modo

$$u_i(x, t) = \bar{u}_i(x) + u'_i(x, t) \quad (33)$$

In cui la componente media $\bar{u}_i(x)$ è calcolata come

$$\bar{u}_i(x) = \lim_{\tau \rightarrow \infty} \frac{1}{\tau} \int_0^\tau u_i(x, t) dt$$

Ed è dunque indipendente dal tempo. Applicando la decomposizione appena illustrata alle variabili contenute all'interno delle equazioni di Navier-Stokes si ottengono le seguenti espressioni scritte in forma di tensore cartesiano:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (34)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (35)$$

che prendono il nome di *Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS)*. Si noti che al posto della generica velocità media \bar{u}_i si è utilizzata la notazione u_i . Vista la trascurabilità degli scambi energetici nel presente caso di studi si è tralasciata l'equazione di conservazione dell'energia.

Operando questo tipo di decomposizione compare nelle due equazioni il termine $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ denominato *tensore degli sforzi di Reynolds* che introduce 6 incognite aggiuntive ovvero le sue componenti $u_i u_j$. Di conseguenza il sistema di equazioni inizialmente risolvibile (4 equazioni, 1 di continuità e 3 di conservazione della quantità di moto in 4 incognite, le 3 componenti della velocità \vec{u} e la pressione p) diventa irrisolvibile (4 equazioni in 10 incognite). L'unico metodo per risolvere il sistema così posto è troncato il numero di equazioni ad un certo ordine e modellare le incognite di ordine superiore con dei modelli approssimati.

E' dunque ora possibile definire un *modello di turbolenza* come una serie di relazioni ed equazioni costruite per risolvere le incognite legate all'implicazione della turbolenza nelle equazioni di Navier-Stokes.

2.2.4.2. Concetto di viscosità turbolenta (*eddy-viscosity*)

Nel concetto di viscosità di turbolenta (ing. eddy-viscosity) di Boussinesq (da J. V. Boussinesq 1842-1929), è postulato che il trasferimento della quantità di moto causato dai vortici turbolenti è descrivibile da un viscosità turbolenta in analogia a quanto affermato dalla teoria cinetica dei gas per cui il trasferimento della quantità di moto, causato dal moto delle particelle del gas stesso, è descritto dalla viscosità molecolare. Quantificando questa affermazione si può scrivere il tensore degli sforzi di Reynolds come:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (36)$$

In cui si è usata la notazione del *delta di Kronecker* per cui $\delta_{ij} = \begin{cases} 0 & \text{se } i \neq j \\ 1 & \text{se } i = j \end{cases}$, k è l'energia

cinetica turbolenta e μ_t è la quantità scalare che rappresenta la viscosità turbolenta. Nel caso di

fluidi incomprimibili $\frac{\partial u_k}{\partial x_k} = 0$ e dunque il tensore degli sforzi di Reynolds assume la forma

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (37)$$

La viscosità turbolenta μ_t è inoltre proporzionale a

$$\mu_t = \rho C V_s L_s \quad (38)$$

Dove C è una costante empirica e V_s e L_s sono rispettivamente le scale di velocità e lunghezza di turbolenza che caratterizzano il moto turbolento su larga scala.

Giunti a questa definizione μ_t , il metodo più semplice di procedere consiste nell'assegnare alla viscosità turbolenta un valore costante assegnando a C un valore di 0,01, a V_s la velocità media del flusso e L_s una scala di lunghezza pari a circa il 10% dell'ampiezza del flusso.

In realtà questo approccio non è quasi mai seguito, e si utilizzano piuttosto differenti modelli di turbolenza riassunti di seguito:

- *Modelli a zero equazioni*, in cui V_s e L_s sono calcolati direttamente a partire dalle quantità medie locali del flusso (es. Modello della lunghezza di mescolamento di Prandtl);
- *Modelli a un'equazione*, in cui V_s è calcolato tramite un'apposita equazione di trasporto, che nel caso specifico è in genere l'espressione dell'energia cinetica turbolenta k e L_s è assegnato empiricamente (es. Modello del k - L di Prandtl);
- *Modelli a due equazioni*, in cui V_s e L_s sono entrambi calcolati a partire da due equazioni di trasporto, generalmente ottenute a partire dall'energia cinetica turbolenta k e dal rateo di dissipazione ϵ ;

Modelli basati sullo stress di Reynolds e sul flusso di trasporto, che implicano la soluzione di equazioni di trasporto per gli stress di Reynolds e i flussi, insieme all'uso di un'equazione di trasporto per il calcolo di L_s , che generalmente è rappresentata dall'espressione di ϵ ;

- *Modelli algebrici per lo stress di Reynolds e il flusso*, che semplificano le equazioni di trasporto dello stress/flusso fornendo espressioni algebriche per le correlazioni turbolente, risolte poi grazie all'utilizzo di un modello a due equazioni.

2.2.4.3. Modello del k - ϵ realizzabile

In questo caso di studi si è adottato il cosiddetto *modello del k - ϵ realizzabile*, basato sulle equazioni dell'energia cinetica turbolenta k e del rateo di dissipazione turbolenta ϵ :

$$k = \frac{1}{2} \left(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2} \right) \quad (39)$$

$$\epsilon = \nu \overline{\frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_k}} \quad (40)$$

Esso rientra nella categoria di modelli di turbolenza a due equazioni ed è derivato dal *modello del k - ϵ standard*. La trattazione estensiva del metodo non verrà qui riportata, e ci si limiterà solamente ad evidenziare le differenze col il modello standard, nonché i suoi principali punti di forza. Le caratteristiche peculiari del modello del k - ϵ realizzabile, che lo portano oggi ad essere largamente più utilizzato rispetto al modello di derivazione, possono essere riassunte in:

- Migliore prevedibilità del rateo di diffusione dei getti planari e circolari;
- Migliore simulazione dei flussi che coinvolgono rotazioni;
- Migliori prestazioni per strati limite in presenza di intensi gradienti avversi di pressione, separazione e ricircolo di fluido;
- Generale miglior capacità di catturare il flusso medio in strutture complesse.

Questo modello è cosiddetto realizzabile in quanto esso *soddisfa determinati vincoli matematici sul tensore degli stress di Reynolds, in modo consistente con la fisica dei flussi turbolenti*. Per entrambi i modelli basati sul k - ϵ l'espressione della viscosità turbolenta μ_t vista in precedenza assume la forma

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (41)$$

Tuttavia nel modello standard il termine C_μ assume un valore costante mentre nel modello realizzabile esso assume un valore variabile che, insieme all'equazione di trasporto del rateo di dissipazione ϵ , è ricavato da un'equazione esatta di trasporto della fluttuazione media-quadratica.

2.2.5. Materiali

Nella sezione *Materials* del solutore è stato definito il materiale di cui sono composte le celle della mesh. Essendo il fluido aria sono stati inseriti i valori di densità ρ e viscosità dinamica μ propri di questo gas assunti come costanti vista l'ipotesi di incomprimibilità fatta inizialmente (par. 2.2.2) e ipotizzando nulli gli scambi termici. Pertanto considerando una temperatura standard di analisi del problema pari a 15 °C si sono imposti i seguenti valori:

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = 1,7894 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m s}$$

2.2.5. Condizioni al contorno

L'applicazione di condizioni al contorno (*ing. Boundary conditions*) alle superfici di contorno del dominio di calcolo e a tutti gli oggetti che interagiscono con i fluidi, è nell'analisi CFD, un elemento necessario affinché si possa ottenere una soluzione matematica alle equazioni di governo come illustrato in precedenza (cap. 1. Introduzione alla CFD). Le condizioni al contorno inoltre definiscono il movimento del flusso e specificano il tipo dello stesso all'interno del dominio di analisi (massa, energia, quantità di moto).

E' possibile effettuare una prima suddivisione in tre categorie di condizioni al contorno:

- *Condizioni al contorno di Dirichlet*, in cui è assegnato il valore di una data variabile al contorno, ad esempio $u(x) = cost$;
- *Condizioni al contorno di Neumann*, in cui è assegnato il valore del gradiente, normale alla superficie di contorno, di una data variabile, ad esempio $\partial u(x) = cost$;
- *Condizioni al contorno miste*, rappresentate da una combinazione fra i due tipi di condizioni appena elencate, del tipo $\partial u(x) + u(x) = cost$.

Per definire l'ingresso e l'uscita di un flusso in e da un dato dominio sono applicabili i seguenti tipi condizioni al contorno:

- Caso generale, *pressure inlet, pressure outlet*;
- Caso di flussi incomprimibili, *velocity inlet, outflow*;
- Caso di flussi comprimibili, *mass flow inlet, pressure far field*;
- Casi particolari, *inlet vent, outlet vent, intake fan, exhaust fan*.

Per definire invece le zone di confine fra fluido e solido vengono utilizzate invece condizioni di tipo *wall* variabili in base al tipo di parete considerata, alla rugosità del materiale solido, allo sforzo di taglio in corrispondenza della parete e alla sua eventuale velocità.

Esistono poi altri tipi di condizioni al contorno come ad esempio le pareti di simmetria (*symmetry boundaries*) e i contorni cosiddetti periodici (*periodic boundaries*). In via del tutto generale si può dire che queste ultime due tipologie di condizioni al contorno riducono gli sforzi computazionali per il calcolo della soluzione.

Nel presente caso di studi avendo a che fare con un fluido incomprimibile (aria a 90 km/h) si è sono considerate per l'ingresso e l'uscita condizioni al contorno di tipo *velocity inlet* e *pressure outlet* rispettivamente alle superfici appartenenti al mezzo e al suolo sono invece state assegnate condizioni di tipo *wall* mentre ai limiti superiori e laterali del dominio di calcolo, nonché del tunnel, sono state attribuite condizioni al contorno di tipo *symmetry*. Di seguito verranno pertanto analizzate nel dettaglio solo le condizioni al contorno appena citate.

2.2.5.1. Velocity inlet

Questo tipo di condizione al contorno è utilizzata solamente nel caso di flussi incomprimibili e definisce il vettore velocità del flusso fluido all'ingresso del dominio di calcolo. E' utilizzabile pertanto solo nel caso si conosca il valore della velocità o il suo profilo in ingresso. Essendosi considerato costante il modulo e il verso della velocità dell'aria all'entrata del tunnel (domain_inlet in Figura 22) si è assegnato il valore di 90 km/h (25 m/s) normale alla superficie. Vista la presenza di un flusso turbolento è stato necessario definire anche i parametri di modellazione della turbolenza (Figura 22)

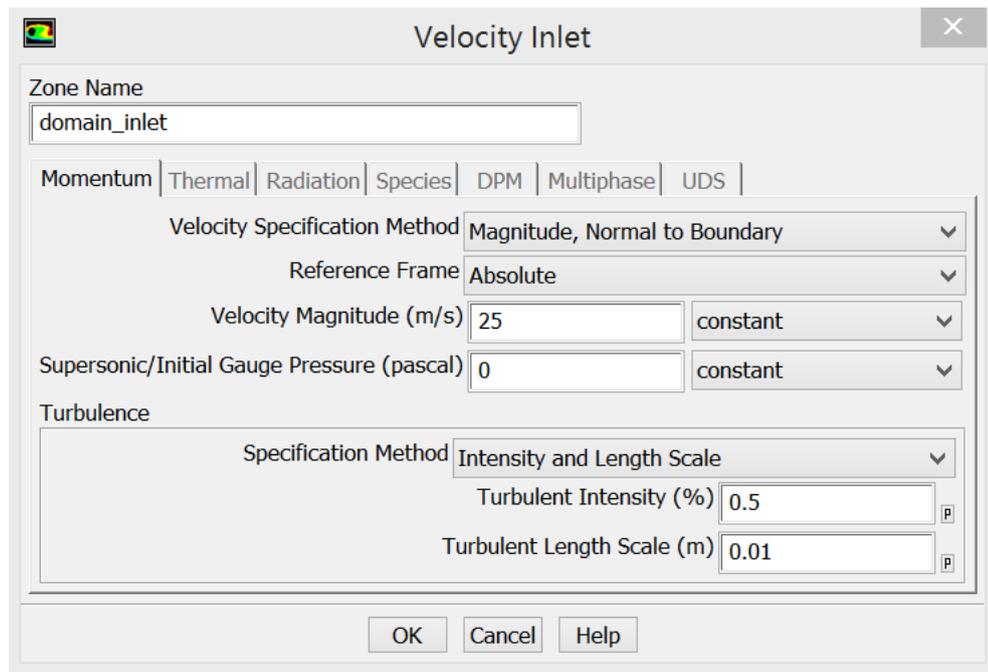


Figura 22: Condizione al contorno in ingresso al tunnel

2.2.5.2. Pressure outlet

La condizione al contorno di tipo pressure outlet specifica la pressione statica (*static/gauge pressure*) a cui si trova il fluido in uscita dal dominio di calcolo. La pressione statica è definita dalla relazione

$$P_{absolute} = P_{gauge} + P_{operating}$$

Avendo imposto una pressione assoluta all'uscita (domain-outlet in Figura 23) pari a 101325 Pa e operando alla stessa pressione risulta una pressione statica pari a 0 Pa. Anche all'uscita dal tunnel, in presenza di turbolenze, è necessario specificarne i parametri di modellazione (Figura 23).

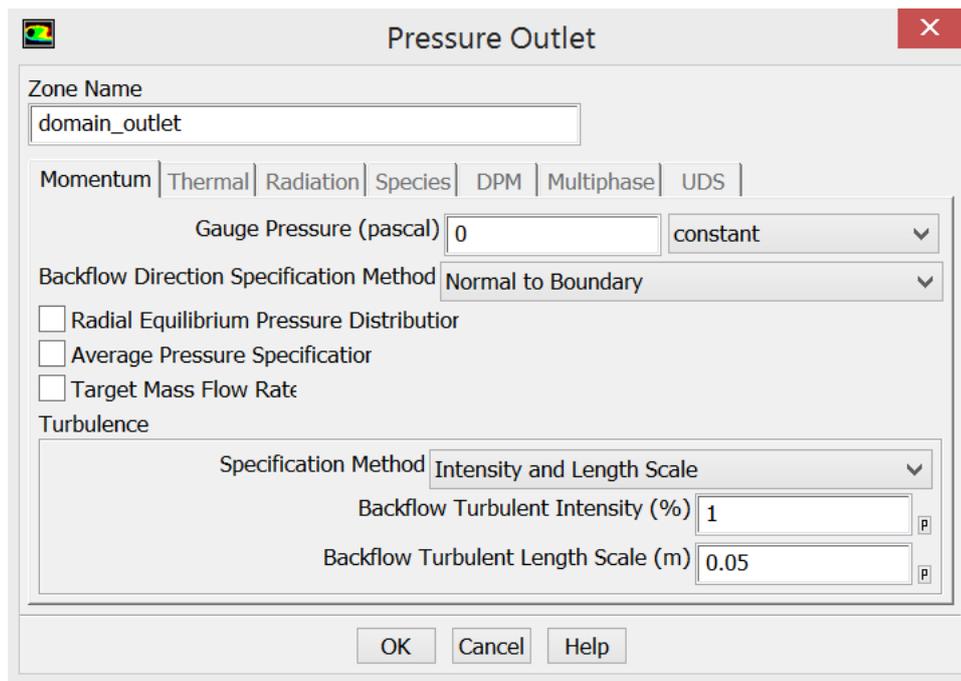


Figura 23: Condizione al contorno in uscita dal tunnel

2.2.5.3. Wall boundaries

Studiando un go-kart in moto a 90 km/h all'interno di un tunnel del vento fittizio è stato necessario assegnare essenzialmente due tipi di condizioni al contorno di tipo wall: condizioni di parete stazionarie (*stationary wall*) e condizioni di parete in movimento (*moving wall*), in particolare queste ultime sono state assegnate alle ruote del mezzo e al suolo mentre le prime sono state imposte a tutte le superfici di contorno del mezzo (pilota, carenature, motore, telaio, ecc.). Questo perché il riferimento è posto solidale con il go-kart e dunque, relativamente ad esso, si ha il fluido in movimento a 90 km/h (par. 2.2.5.1. Velocity inlet) ed è necessario assegnare una velocità di avanzamento del suolo pari anch'essa a 90 km/h (Figura 24) e una velocità di rotazione delle ruote del veicolo (Figura 25).

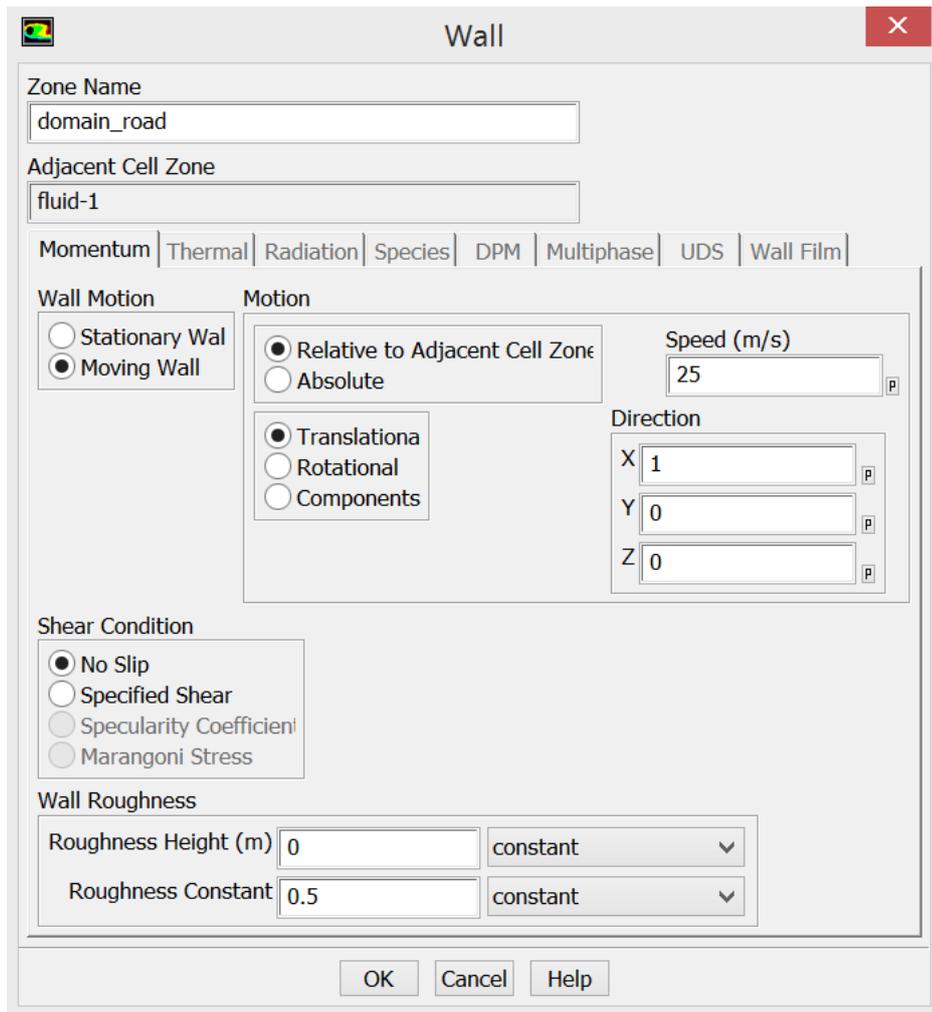


Figura 24: Condizione al contorno assegnata al suolo del tunnel

Per quanto riguarda il calcolo della velocità di rotazione delle ruote è stato necessario misurare il raggio delle stesse direttamente all'interno di Fluent. Dalla relazione

$$v = \omega \cdot r$$

Imponendo v pari a 25 m/s e r equivalente a 125,3 mm e 140,3 mm rispettivamente per le ruote anteriori e posteriori, si ottengono i valori di ω pari a 199,565 rad/s e 178,215 rad/s.

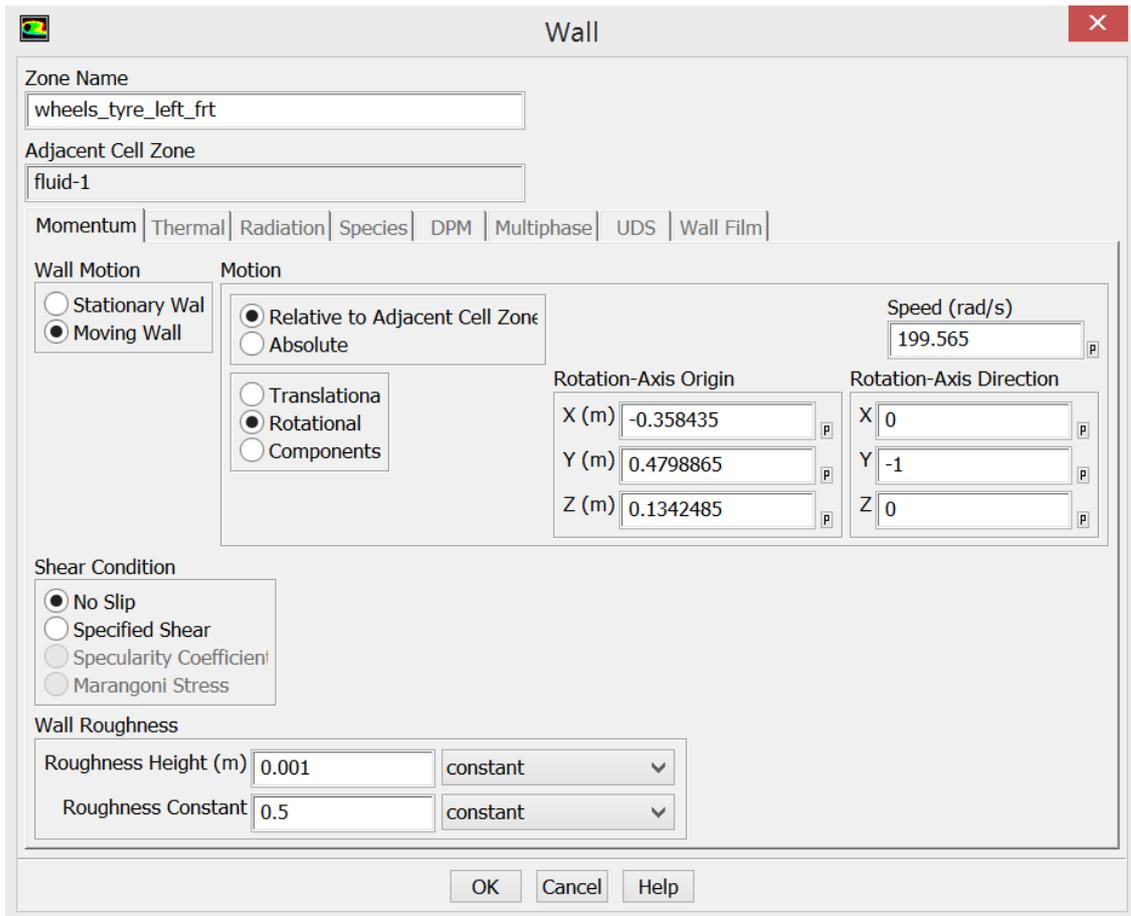


Figura 25: Condizioni al contorno assegnate alle ruote del go-kart

Si noti in Figura 24 e Figura 25 che oltre ai valori scalari della velocità assegnata alle pareti in movimento è necessario specificare anche direzione e verso di avanzamento delle superfici traslanti (`domain_road`) e direzione, verso e centro della rotazione per le superfici rotanti, nonché i valori della rugosità della parete.

2.2.5.4. Symmetry boundaries

Le condizioni di simmetria sono state assegnate al perimetro laterale e superiore del tunnel (`domain_sym`). A differenza di quanto fatto per le precedenti condizioni al contorno nel caso di questa tipologia non è necessario specificare al solutore alcuna impostazione aggiuntiva.

2.2.6. Metodi di risoluzione

Nella sezione *Solution Methods* del solutore Fluent è possibile specificare il tipo di algoritmo da utilizzare per la risoluzione accoppiata o disaccoppiata delle equazioni di pressione e velocità (par. 2.2.2), il tipo di discretizzazione spaziale nonché il tipo di formulazione dell'instazionarietà del fluido (Figura 26).

2.2.6.1. Pressure-velocity coupling

In questo caso di studi si è utilizzato l'algoritmo *SIMPLE* (Spalding, Patankar) appartenente alla categoria degli algoritmi *segregated*. Si rimanda alla Figura 18 (par. 2.2.2) per una sintesi illustrata del suo funzionamento. ANSYS Fluent 16 offre la possibilità di utilizzare alternativamente gli algoritmi *SIMPLEC*, *PISO* e l'algoritmo *coupled*. Nella presente trattazione è esclusa una trattazione estensiva dei sopracitati algoritmi. Analogamente all'algoritmo *SIMPLE* è possibile trovare un'esplicazione sintetica in Figura 18 (par. 2.2.2) della risoluzione *coupled*.

2.2.6.2. Discretizzazione spaziale

La discretizzazione spaziale assume forme differenti nel caso di discretizzazione di una variabile o della sua derivata. Verranno descritte in maggior dettaglio solo le tipologie utilizzate in questo studio (Figura 26).

2.2.6.2.1. Valutazione del gradiente mediante metodo *Green-Gauss Cell based*

L'approccio *Green-Gauss Cell based* è basato, come suggerisce esplicitamente il nome, sull'utilizzazione del teorema di Green-Gauss per il calcolo del gradiente di un generico scalare ϕ nel centro della cella c_0

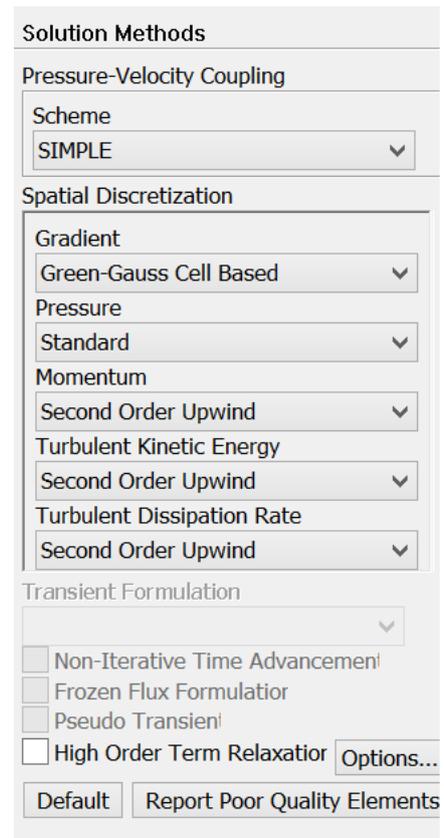


Figura 26: Metodi di risoluzione

$$(\nabla \phi)_{c0} = \frac{1}{V} \sum_f \bar{\phi}_f \vec{S}_f \quad (42)$$

In cui V rappresenta il volume di fluido considerato, ϕ_f è il valore dello scalare ϕ nel centroide della faccia f e \vec{S}_f è la superficie della generica faccia f . Si noti che la sommatoria è da estendere a tutte le facce f appartenenti al volume V .

Utilizzando la discretizzazione di Green-Gauss Cell based il valore della quantità $\bar{\phi}_f$ è calcolato tramite la seguente media aritmetica

$$\bar{\phi}_f = \frac{\phi_{c0} + \phi_{c1}}{2} \quad (43)$$

In cui ϕ_{c1} è il valore della variabile ϕ nel centroide $c1$ della cella adiacente a quella di partenza di centroide $c0$ (per le modalità di scelta della cella adiacente si rimanda al par. 2.2.6.2.3. Discretizzazione mediante metodo *Second order upwind*).

2.2.6.2.2. Discretizzazione *Standard* della variabile pressione

Il metodo di discretizzazione standard consiste nell'interpolare il valore della pressione nelle facce della generica cella tramite il valore della pressione nel centroide della cella stessa. Tale metodo è soggetto dunque ad errori di interpolazione che assumono entità non trascurabile nel caso di flussi soggetti ad elevate forze di volume o nel caso di convezione naturale. Non ricadendo in alcuno dei casi appena descritti si è deciso pertanto di utilizzare questo tipo di discretizzazione.

2.2.6.2.3. Discretizzazione mediante metodo *Second order upwind*

Per introdurre il metodo di discretizzazione di una generica variabile ϕ mediante il metodo *Second order upwind* è necessario illustrare brevemente l'approccio utilizzato da Fluent nel calcolo delle variabili. Di norma infatti Fluent, utilizzando il metodo del volume finito (par. 1.3.2.1) immagazzina il valore della variabile ϕ nel centroide della cella $c0$.

Di conseguenza i necessari valori di ϕ , nel centroide della generica faccia f della cella, sono interpolati tramite i valori della variabile nel centroide della cella adiacente. Le modalità di interpolazione sono contenute nel cosiddetto metodo *upwind*. Tale metodo consiste nell'individuare la cella adiacente, tramite la quale calcolare ϕ_f , nella cella posizionata "sopravvento" (ing. *upwind*) rispetto alla direzione del vettore velocità normale alla faccia f . L'approssimazione più semplice è contenuta nell'approccio *first order upwind*, in cui si assume che il valore di ϕ_f sia uguale al valore di ϕ calcolato nel centroide della cella "upwind". Fra i metodi di discretizzazione più accurati è presente il *second order upwind*, utilizzato in questa trattazione per le variabili quantità di moto, energia cinetica turbolenta e rateo di dissipazione turbolenta (Figura 26). Questo approccio consente di calcolare ϕ_f come

$$\phi_f = \phi + \nabla \phi \cdot \vec{r} \quad (44)$$

In cui ϕ e $\nabla \phi$ sono i valori della variabile e della sua derivata nel centroide della cella *upwind* e \vec{r} è il vettore spostamento fra il centroide della cella sopravvento e il centroide della cella di partenza. Questo tipo di discretizzazione è valida sia per solutori *pressure-based* che per solutori *density-based*.

2.2.7. Monitors

Definendo i *monitors* delle attività di calcolo è possibile definire le variabili da monitorare durante lo svolgimento delle iterazioni di calcolo, così come impostare i criteri di convergenza sui residui.

In Figura 27 sono mostrati i valori dei residui utilizzati per definire la convergenza della soluzione. E' stato impostato un valore pari a .0.001 per le tre componenti della velocità, per il k e l' ϵ ed è stata abilitata la visualizzazione nella TUI e nella GUI tramite i comandi *Print to console* e *Plot* rispettivamente, per avere anche un resoconto grafico interattivo dell'evoluzione dei residui delle variabili indicate durante il processo di calcolo.

Per valutare anche l'oscillazione dei coefficienti di resistenza e portanza (par. 3.1.3 e 3.1.4), la visualizzazione di entrambi i coefficienti al variare delle iterazioni è stata anch'essa attivata all'interno della sezione *Monitors* di Fluent (non visibile in Figura 27)

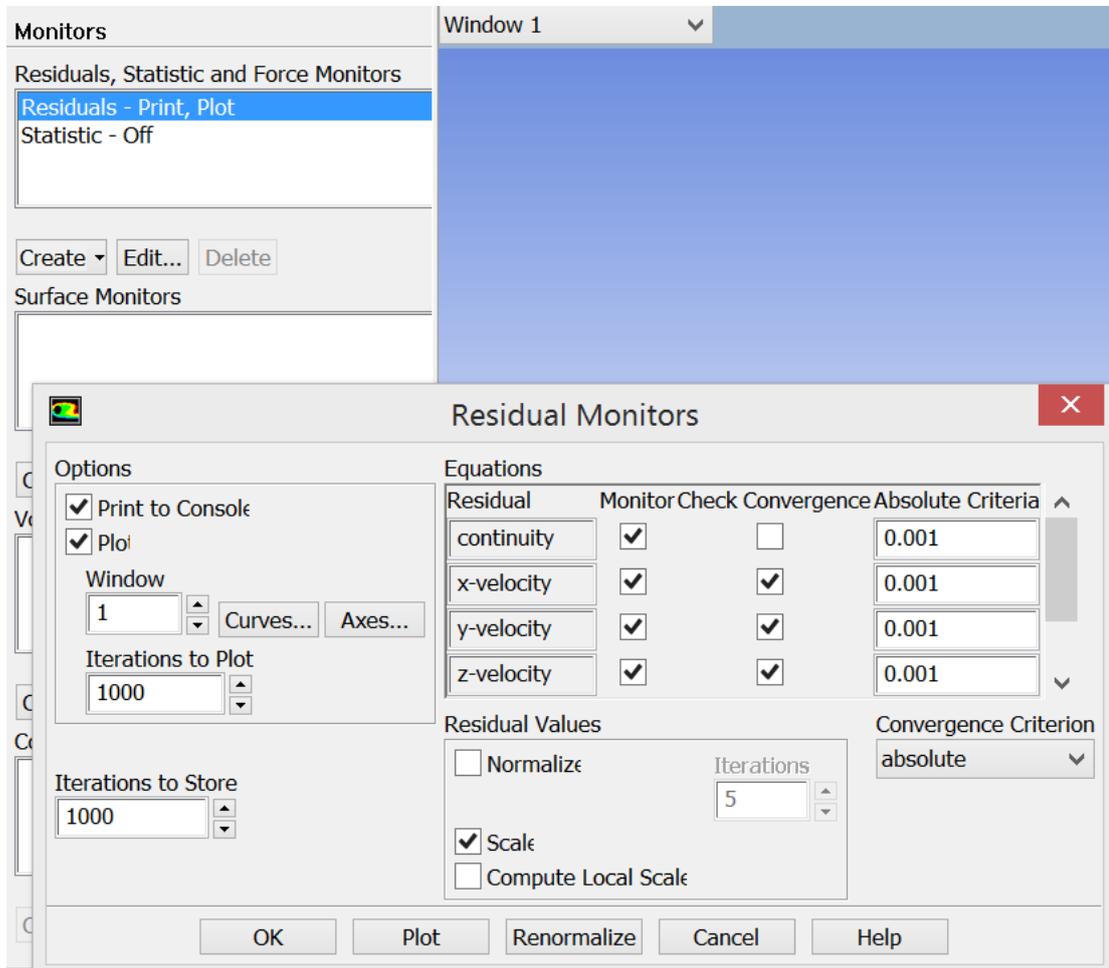


Figura 27: Impostazione dei residui delle variabili fluidodinamiche

2.2.8. Inizializzazione della soluzione

Per poter procedere con il calcolo iterativo è necessario inizializzare la soluzione definendo i valori iniziali delle variabili fluidodinamiche del problema. Utilizzando l'inizializzazione standard è definita la superficie dalla quale iniziare i calcoli e dunque l'entità delle variabili su di essa. Come visibile in Figura 28 in questo caso si è partiti dall'ingresso del tunnel (*domain_inlet*).

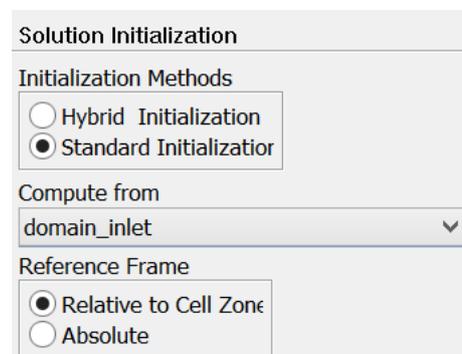


Figura 28: Opzioni di inizializzazione della soluzione

2.2.9. Esecuzione dei calcoli

In questa sezione del solutore è possibile avviare, dopo previa inizializzazione della soluzione, le attività di calcolo. E' possibile specificare il numero di iterazioni da eseguire nonché la frequenza di aggiornamento dei monitors sulla GUI. Si noti in Fig. 29 che per il caso specifico si è inserito un numero di iterazioni pari a 1500, rivelatosi poi adeguato in quanto la convergenza è stata raggiunta alla 1461-esima iterazione (Figura 20). Viceversa se nel numero indicato di iterazioni non si fosse giunti a convergenza, al termine dei calcoli

sarebbe comunque stato possibile aggiungere altre iterazioni, specificandone il numero, tramite la stesa finestra di dialogo e proseguendo il calcolo tramite il comando *calculate* (Figura 30).

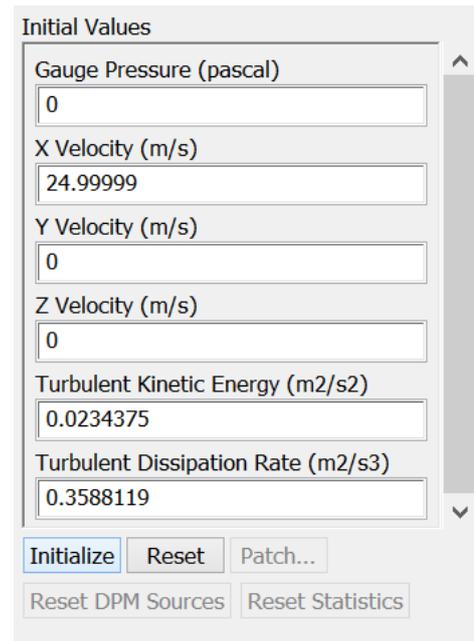


Figura 29: Valori iniziali della soluzione

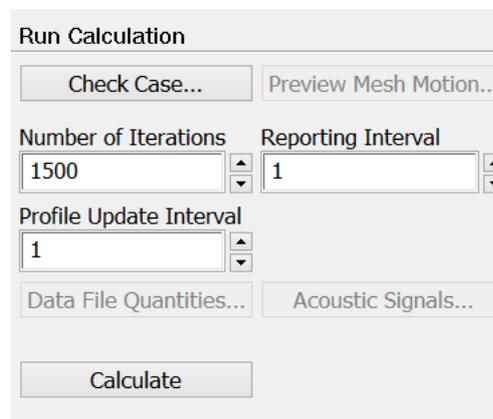


Figura 30: Finestra di setup delle attività di calcolo

Bisogna specificare che il solutore può eseguire le attività di calcolo in due modi differenti, sfruttando un unico processore della macchina su cui è installato in modo *seriale*, o sfruttando in *parallelo* più processori contemporaneamente qualora il computer ne fosse disposto. Avendo fatto girare il caso base, ovvero quello descritto in questo capitolo, su un pc ASUS N551JM dotato di processore Intel® Core™ i7 4710HQ dotato di 4 cores, si è impostato il solutore per la risoluzione in parallelo.

Capitolo 3. Convalida modello CFD tramite verifiche sperimentali

Nel presente capitolo verranno mostrati i risultati dell'analisi CFD, messa a punto secondo i parametri illustrati nel precedente capitolo, e sarà effettuato un confronto fra il modello simulativo ed il caso reale allo scopo di convalidare tale modello. La fluidodinamica computazionale ha ormai raggiunto un altissimo livello di accuratezza ma, viste le approssimazioni e gli errori che intrinsecamente contiene in sé, necessita, ove possibile, di un raffronto sperimentale per poter essere ritenuta valida con un livello di confidenza totale. Non è un caso infatti che nei settori in cui anche il più piccolo dettaglio non può essere trascurato (Formula 1), o dove errori di progettazione anche di limitata estensione possono causare effetti catastrofici sul prodotto nelle sue condizioni di utilizzo (settore aerospaziale), l'utilizzo della galleria del vento è lo strumento ancora oggi primario per la progettazione definitiva dei componenti aerodinamici. In questo studio, non disponendo di una controparte reale esatta del modello, si è affrontata la comparazione in modo qualitativo, utilizzando le prove empiriche eseguite dal gruppo di ricerca Tor Vergata Karting.

3.1. Risultati dell'analisi CFD

Lo scopo della presente ottimizzazione aerodinamica del go-kart, è in questo caso volto a ridurre il più possibile la forza resistente all'avanzamento o *drag-force*, causata dall'impatto del fluido sul mezzo, e dunque tale forza è l'obiettivo primario dei risultati della simulazione. Non meno importante, ai fini delle prestazioni di un veicolo da competizione, è la *downforce* ovvero la forza causata dall'interazione fluido-mezzo, valutata nella componente perpendicolare alla direzione di avanzamento. Come dice il termine stesso la *downforce* è considerata positiva se il suo effetto sul veicolo è quello di schiacciarlo al suolo mentre assume valore negativo se lo spinge al sollevamento. In questo caso tale forza prende il nome di portanza o *lift*.

La drag-force e la downforce tuttavia non sono gli unici parametri di interesse di questo studio, il loro calcolo dipende infatti da altri due parametri detti, rispettivamente, *coefficiente di resistenza*, C_d o C_x , e *coefficiente di portanza* C_l . Verranno pertanto di seguito analizzati nel dettaglio i risultati relativi alle coppie drag-force- C_d e downforce- C_l (par. 3.1.3, 3.1.4).

3.1.2. Andamento del flusso d'aria attorno al go-kart

Prima di analizzare nel dettaglio i risultati relativi a drag- e downforce è utile, grazie alle possibilità offerte dalla CFD, visualizzare il comportamento dei flussi intorno al veicolo. Si è utilizzato il programma di post-processing CFD Post, incluso nel pacchetto ANSYS per realizzare illustrazioni dei risultati ottenuti tramite la simulazione in ANSYS Fluent 16.

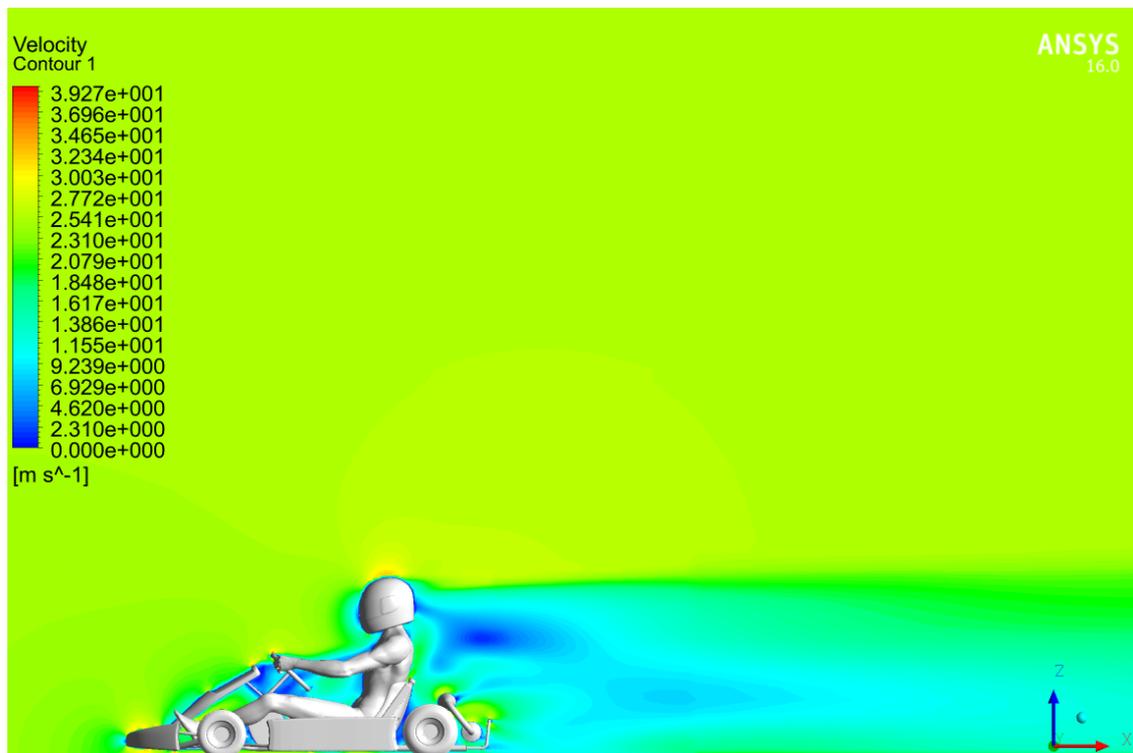


Figura 31: Andamento della velocità del fluido

In Figura 31 è mostrato l'andamento della velocità dell'aria sul piano xz passante per il centro del go-kart. Si noti come le aree in cui la velocità risente maggiormente della perturbazione indotta dal veicolo sono quelle attorno al volante e dietro al pilota. Un metodo ancor più efficace per la visualizzazione di tali perturbazioni è l'utilizzo delle linee di flusso. In Figura 34 sono visibili le linee di flusso sull'intero mezzo e in Figura 33 e Figura 32 il dettaglio dell'area adiacente il volante e l'effetto sul fluido della rotazione delle ruote.

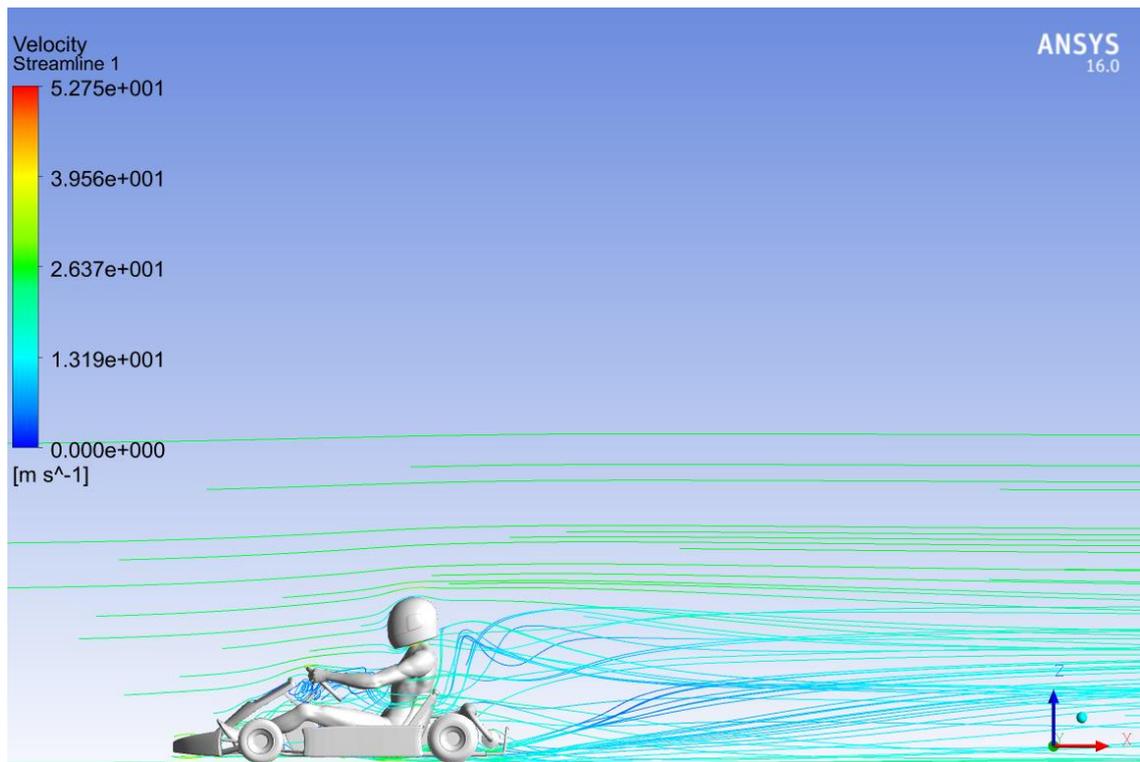


Figura 34: Linee di flusso intorno al veicolo

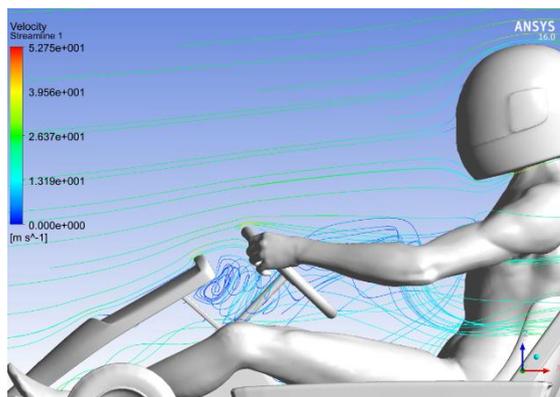


Figura 33: Dettaglio area adiacente il volante

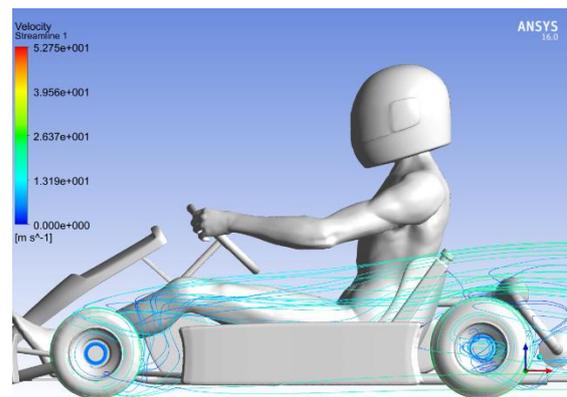


Figura 32: Dettaglio rotazione delle ruote

La consultazione dei risultati grafici è inoltre molto importante per avere un'idea di massima della correttezza della simulazione CFD. In riferimento al presente caso di studi se ad esempio il flusso attorno alle ruote risultasse continuo e non presentasse alcun segno di “avvitamento” dovuto alla rotazione delle ruote, sarebbe un indizio immediato e di facile lettura della non corretta impostazione delle condizioni al contorno sulle ruote stesse. Pertanto in prima analisi è bene esplorare attentamente, mediante gli strumenti grafici offerti dal codice CFD in utilizzo, risultati della simulazione per identificare immediatamente l'eventuale presenza di errori grossolani commessi dall'utente. Fra gli strumenti offerti dal software CFD Post è inclusa la visualizzazione del *campo vettoriale* delle grandezze fluidodinamiche (Figura 35)

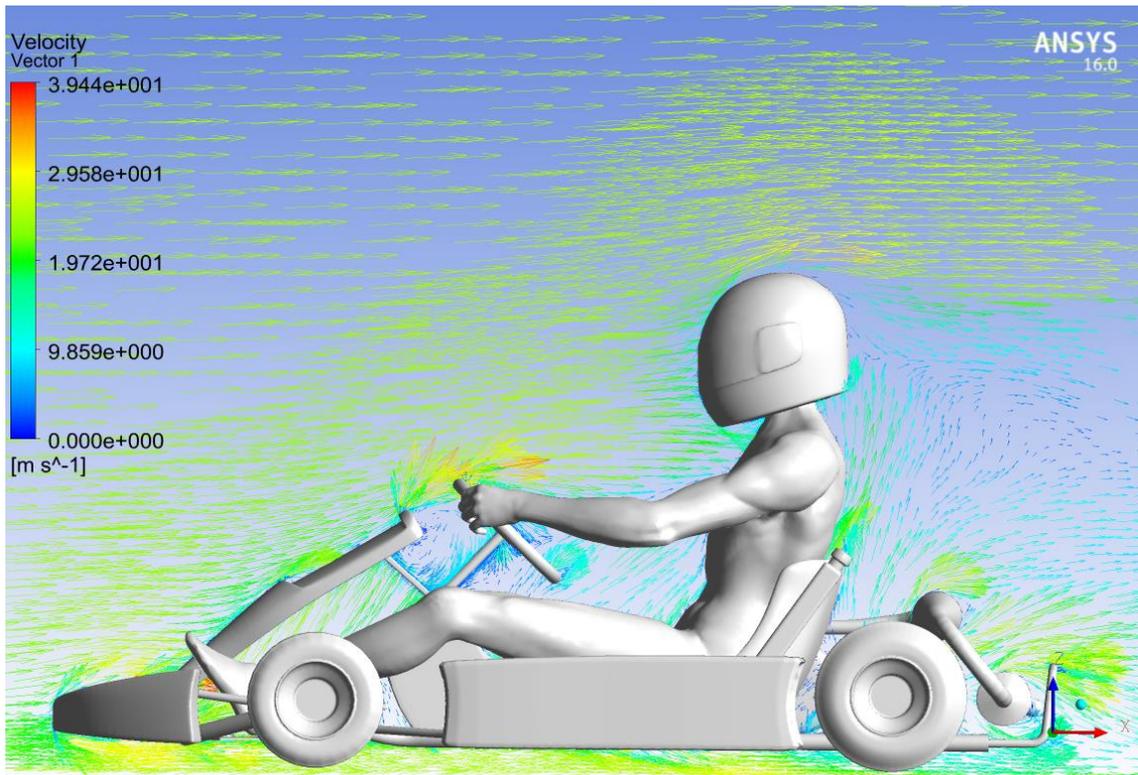


Figura 35: Campo vettoriale della velocità dell'aria

E' inoltre interessante notare, tramite la visualizzazione della velocità e della viscosità turbolenta, la permanenza e l'intensità della scia generata dal go-kart a 90 km/h (Figura 36). In un veicolo da corsa l'effetto scia è determinante per effettuare sorpassi, e può essere sfruttato in generale per migliorare le prestazioni velocistiche in rettilineo. Tramite la visualizzazione dei risultati grafici è possibile immediatamente valutare l'estensione dell'effetto scia e dunque prevedere, quando, e in che misura, è possibile risentirne degli effetti positivi.

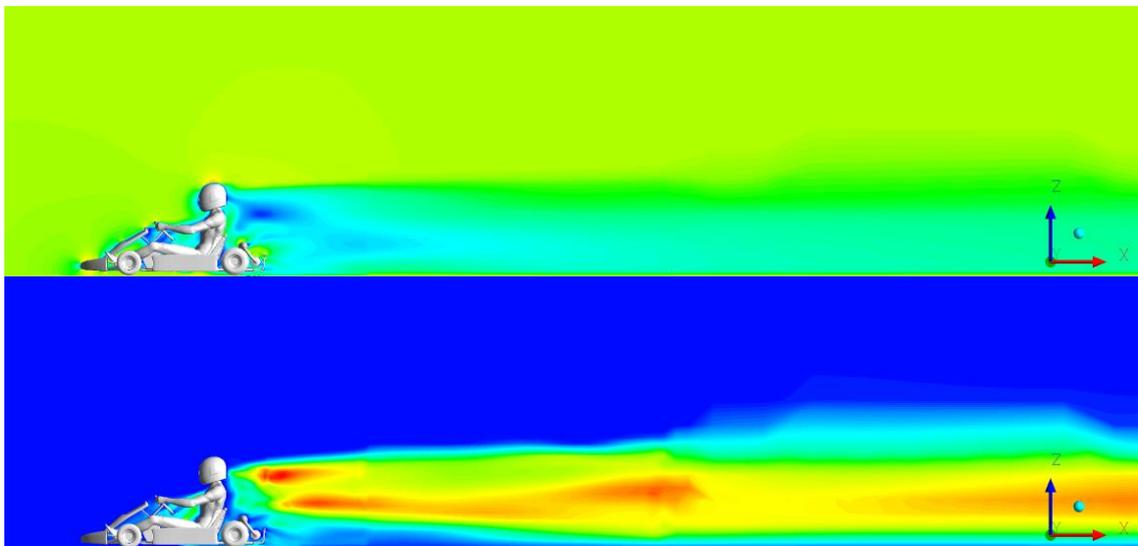


Figura 36: Visualizzazione della scia mediante plot di velocità (in alto) e viscosità turbolenta (in basso)

Un altro risultato che risulta molto utile osservare graficamente è l'andamento della pressione sulla superficie del veicolo (Figura 37). In questo modo è possibile immediatamente cogliere le zone di maggior impatto ai fini della drag-force per andare poi ad impostare l'ottimizzazione delle aree interessate.

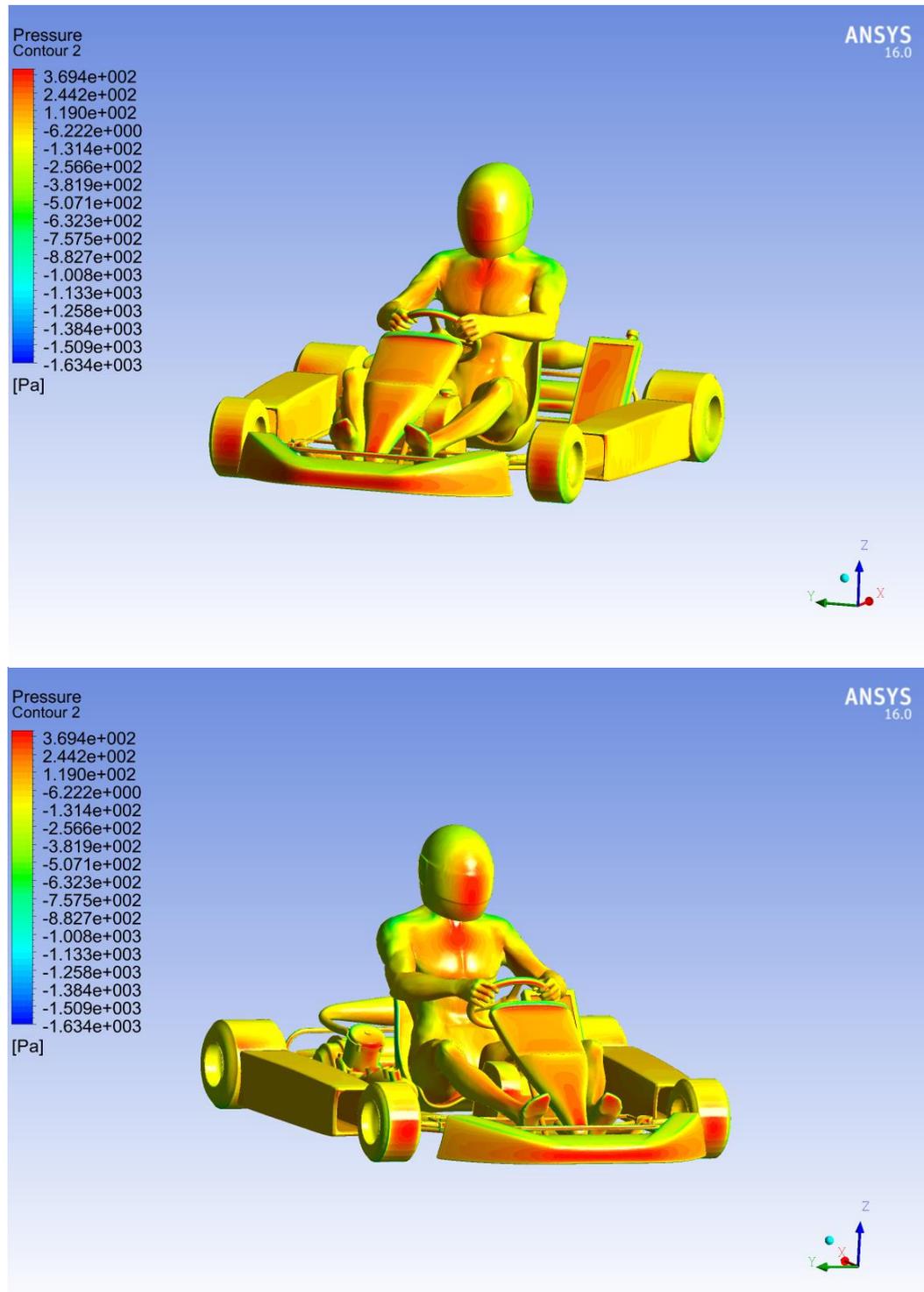


Figura 37: Andamento della pressione sul veicolo

Si nota immediatamente l'alto impatto del pilota sull'aerodinamica globale del mezzo, confermando quanto già noto a priori e spiegato nell'introduzione a questo studio. Inoltre è possibile visualizzare anche l'alto contributo resistente fornito ovviamente dalle carenature frontali e dalle ruote anteriori e posteriori ma anche da parti meccaniche come il motore ed il radiatore su tutte.

3.1.3. Analisi drag-force e coefficiente di resistenza

Il concetto di drag-force già introdotto in precedenza è indubbiamente di facile comprensione e dunque non verrà in quest'istanza ripreso. E' bene invece chiarire il legame fra drag-force e coefficiente di resistenza C_d e come è possibile, tramite questo coefficiente, valutare la precisione del risultato fornito dal solutore CFD. Il collegamento fra C_d e drag-force è contenuto nell'*equazione di resistenza*

$$D = \frac{1}{2} \rho u^2 S C_d \quad (45)$$

In cui D rappresenta la drag-force, ρ è la densità del fluido, u è la velocità relativa fra fluido e corpo immerso, S è la superficie frontale del corpo e C_d è appunto il coefficiente di resistenza aerodinamica, adimensionale e variabile in base alla forma del corpo, in particolare in relazione al fattore d'attrito oggetto/fluido e al proprio fattore di forma.

Bisogna precisare che tale relazione è valida solamente se il corpo è totalmente immerso nel fluido, se esso possiede una forma arrotondata e se il valore del numero di Reynolds sia grande abbastanza da generare un flusso turbolento. Nel caso dell'analisi aerodinamica di un go-kart, le ipotesi fatte possono essere considerate complessivamente valide e pertanto è lecito applicare l'equazione di resistenza. Verrà in seguito verificata la correttezza dei risultati forniti dalla simulazione svolta all'interno di ANSYS Fluent 16 (Figura 37).

Outline of All Parameters				
	A	B	C	D
1	ID	Parameter Name	Value	Unit
2	☐ Input Parameters			
*	📄 New input parameter	New name	New expression	
4	☐ Output Parameters			
5	☐ 📄 fluent (A1)			
6	📄 P1	drag-force	173,35	N
7	📄 P2	downforce	58,511	N
8	📄 P3	cd	0,79444	
9	📄 P4	d	0,26815	
*	📄 New output parameter		New expression	
11	Charts			

Figura 38: Risultati in termini di drag-force totale e c_d

Utilizzando dei valori per la densità dell'aria pari a $1,225 \text{ Kg/m}^3$, per l'area frontale pari a $0,57 \text{ m}^2$ e per drag-force e C_d i valori indicati in Figura 38, risulta verificata l'equazione di resistenza come ipotizzato poc'anzi in seguito alle caratteristiche del problema.

Per valutare l'accuratezza del valore della drag-force ottenuto, pari a $173,35 \text{ N}$ è possibile osservare l'andamento del C_d in funzione del numero di iterazioni effettuate. In Figura 39 è mostrata un'oscillazione sulle ultime 10 iterazioni compresa fra $-0,0013$ e $+0,0008$ rispetto al valore trovato pari a $0,79439$ che corrisponde a una variazione della drag-force compresa fra $173,31 \text{ N}$ e $173,356 \text{ N}$.

Una variazione di questa entità corrisponde ad un errore percentuale massimo pari allo $0,02\%$ che può ovviamente essere considerato accettabile per la validità del risultato ottenuto.

1447	4.1230e-03	2.0763e-05	1.1033e-05	9.3445e-06	1.0208e-03	7.0300e-04	-2.6765e-01	7.9490e-01
1448	4.1494e-03	2.0543e-05	1.1004e-05	9.2870e-06	1.0202e-03	7.0124e-04	-2.6755e-01	7.9482e-01
1449	4.1832e-03	2.0350e-05	1.1009e-05	9.2461e-06	1.0194e-03	7.0030e-04	-2.6741e-01	7.9469e-01
1450	4.2003e-03	2.0184e-05	1.1029e-05	9.2131e-06	1.0184e-03	6.9964e-04	-2.6732e-01	7.9459e-01
1451	4.2131e-03	2.0033e-05	1.1052e-05	9.1811e-06	1.0176e-03	6.9804e-04	-2.6720e-01	7.9447e-01
1452	4.2153e-03	1.9897e-05	1.1076e-05	9.1536e-06	1.0164e-03	6.9690e-04	-2.6719e-01	7.9440e-01
iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	epsilon	C1-1	Cd-1
1453	4.2229e-03	1.9791e-05	1.1094e-05	9.1343e-06	1.0149e-03	6.9693e-04	-2.6716e-01	7.9437e-01
1454	4.2378e-03	1.9705e-05	1.1109e-05	9.1188e-06	1.0133e-03	6.9730e-04	-2.6720e-01	7.9434e-01
1455	4.2492e-03	1.9677e-05	1.1133e-05	9.1154e-06	1.0114e-03	6.9876e-04	-2.6725e-01	7.9430e-01
1456	4.2604e-03	1.9694e-05	1.1154e-05	9.1129e-06	1.0093e-03	7.0035e-04	-2.6734e-01	7.9426e-01
1457	4.2627e-03	1.9754e-05	1.1174e-05	9.1200e-06	1.0070e-03	7.0196e-04	-2.6740e-01	7.9427e-01
1458	4.2654e-03	1.9861e-05	1.1189e-05	9.1269e-06	1.0049e-03	7.0365e-04	-2.6749e-01	7.9427e-01
1459	4.2587e-03	1.9958e-05	1.1193e-05	9.1238e-06	1.0030e-03	7.0490e-04	-2.6767e-01	7.9436e-01
1460	4.2497e-03	2.0034e-05	1.1179e-05	9.1149e-06	1.0011e-03	7.0626e-04	-2.6790e-01	7.9441e-01
1461	solution is converged							
1461	4.2184e-03	2.0345e-05	1.1341e-05	9.2691e-06	9.9906e-04	7.0847e-04	-2.6799e-01	7.9439e-01

Figura 39: Variazione dei residui, del C_d e del C_l , all'interno della TUI di Fluent

A questo punto, valutata la precisione del risultato, è utile analizzare, ai fini dell'ottimizzazione, la ripartizione della drag-force sulle varie superfici del go-kart. Per valutare ciò è possibile definire un parametro di drag-force relativo ad ogni componente all'interno di ANSYS Fluent 16. I risultati sono mostrati in forma tabulare, nell'ambiente ANSYS Workbench, e in formato di istogramma in Figura 40 e Figura 41 rispettivamente.

	A	B	C	D
1	ID	Parameter Name	Value	Unit
4	Output Parameters			
5	fluent (A1)			
6	P1	drag-force	173,35	N
7	P2	downforce	58,511	N
8	P3	cd	0,79444	
9	P4	cl	0,26815	
10	P5	drag-telaio	37,093	N
11	P6	drag-paraurti-ant	16,955	N
12	P7	drag-pance-lat	-0,11631	N
13	P8	drag-radiatore	14,225	N
14	P9	drag-pilota	58,321	N
15	P10	drag-motore	16,069	N
16	P11	drag-ruote-ant	9,9248	N
17	P12	drag-ruote-post	20,877	N

Figura 40: Parametri di drag-force relativi alle diverse superfici del go-kart

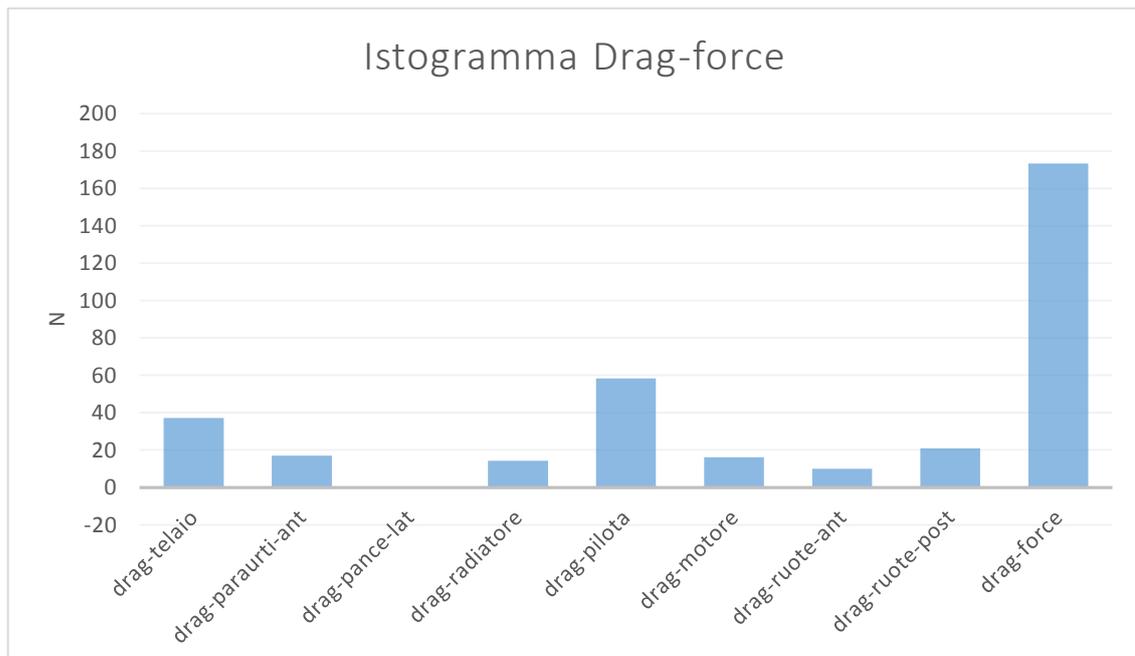


Figura 41: Istogramma dei parametri di drag-force

Dai risultati mostrati poc'anzi si nota che il contributo maggiore alla drag-force, come prevedibile, è dato dal pilota, seguito dal contributo fornito dal telaio (che è considerato comprensivo di tabella portanumero e serbatoio). Tuttavia ai fini dell'ottimizzazione bisogna valutare solo gli elementi la cui forma può essere modificata in fase progettuale e dunque il maggior impatto sulla resistenza offerta dal mezzo è dato in primis dal telaio, seguito dal paraurti anteriore. Il motore, il radiatore e le ruote seppur contribuiscono in modo considerevole alla drag-force sono componenti poco ottimizzabili in quanto soggetti a misure prefissate (ruote) o caratterizzati da forme e dimensioni ben precise per garantirne il funzionamento (motore, radiatore). Un aspetto da considerare, che apparrebbe trascurabile dalla lettura dei risultati ottenuti, è l'importanza delle carenature laterali ai fini della penetrazione aerodinamica del veicolo. Effettivamente il loro contributo alla drag-force totale è pressoché nullo (-0,12 N su un totale di 173,35 N) ma in realtà tale contributo va letto principalmente all'interno del contributo delle ruote posteriori. Infatti le carenature laterali, dal punto di vista aerodinamico, hanno lo scopo di guidare efficientemente il fluido attorno alle ruote riducendone l'impatto in termini di drag-force. Ne segue pertanto che le modifiche che verranno svolte nella fase di ottimizzazione di questo studio, saranno concentrate nelle zone del paraurti frontale, della tabella portanumero e delle carenature laterali.

3.1.4. Analisi downforce e coefficiente di portanza

Nell'analisi della downforce, ugualmente importante rispetto alla drag-force ai fini delle performance di un veicolo da corsa; valgono i concetti espressi nel paragrafo precedente.

E' possibile in questo caso definire l'*equazione della portanza* in modo analogo a quanto fatto per l'equazione della resistenza

$$L = \frac{1}{2} \rho u^2 S c_l \quad (46)$$

In cui L è la generica forza portante o deportante (downforce) e c_l è il coefficiente di portanza, dipendente dagli stessi parametri a cui è legato il c_d .

Si può dimostrare la validità di tale legge nel caso specifico dello studio dell'aerodinamica del go-kart analogamente a quanto fatto in precedenza con i valori ottenuti dalla simulazione (Figura 38). Per quanto riguarda la precisione del risultato ottenuto, valutando in Figura 39, le oscillazioni del c_l in funzione del numero di iterazioni, si ottiene un errore percentuale, sul valore trovato di 58,51 N, pari allo 0,37%. Anche in questo caso, seppure l'ottimizzazione è relativa solamente alla drag-force, è utile suddividere la downforce nelle sue componenti relative alle differenti superfici del veicolo, per valutarne singolarmente l'impatto sul totale (Figura 42).

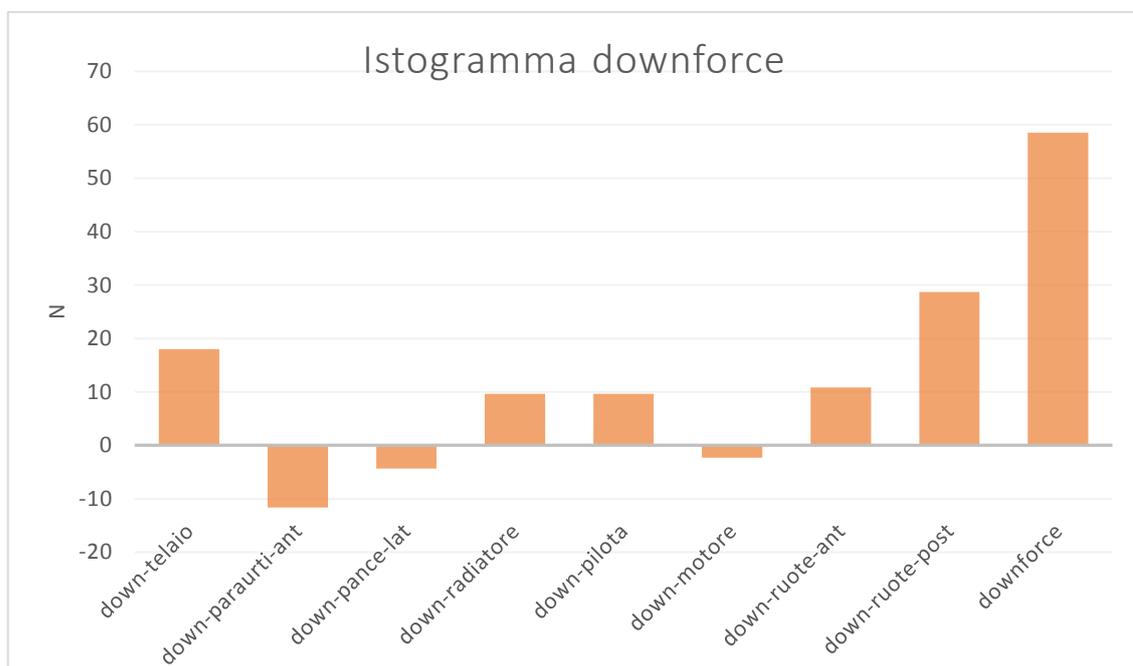


Figura 42: Istogramma dei parametri di downforce

Bisogna precisare che in questo caso parlando di deportanza sono assunti positivi i valori appunto della deportanza mentre negativi i valori della portanza. Risulta pertanto, a 90 km/h, un'azione globalmente deportante che è quanto auspicabile in un veicolo da competizione.

3.2. Risultati sperimentali

Come anticipato nella parte introduttiva a questo capitolo, nella realizzazione del presente studio sono stati utilizzati i risultati sperimentali ottenuti dal gruppo di ricerca Tor Vergata Karting nell'anno 2007. L'ottimizzazione dell'aerodinamica del go-kart è in questo caso basata sulla riduzione della drag-force ed è dunque il parametro che in questo caso necessita della convalida sperimentale. Lo scopo dei successivi paragrafi sarà pertanto illustrare le metodologie di comparazione dei risultati e del calcolo dei parametri necessari per giungere a tale comparazione.

Il confronto fra CFD e prove sperimentali è effettuato non direttamente sulla drag-force ma sul valore del C_d e la procedure di calcolo del suo valore empirico sono essenzialmente due:

- Prova in galleria del vento con modello in scala;
- Prove di decelerazione in pista con go-kart reale.

In questo caso si è scelta la seconda opzione in quanto, seppure il metodo di calcolo sia più complesso, consente di risparmiare la realizzazione del modello e la necessità dell'utilizzo della galleria del vento. Gli unici mezzi necessari per l'esecuzione della prova diventano essenzialmente un go-kart e un sistema di acquisizione della velocità.

3.2.1. Setup della prova

I test sperimentali sono stati effettuati presso il circuito ISAM di Anagni che dispone di un rettilineo sufficientemente lungo per un go-kart per poter eseguire una prova di decelerazione valida ed il go-kart utilizzato è stato un CRG motorizzato Maxter 100 (appartenente all'ex categoria 100 ICA) guidato dal pilota Gianmaria Gabbiani (Figura 43). Il sistema di acquisizione dati utilizzato è stato provvisto dalla PI Research (gruppo Cosworth) e supportato in pista dall'Ing. Chris Sewell.



Figura 43: Go-kart utilizzato per la prova all'ISAM di Anagni

Poiché il motore utilizzato è a presa diretta, la decelerazione sarebbe influenzata dal freno motore, la cui entità è di difficile determinazione. Si è dotato pertanto il motore di una frizione centrifuga che di per sé, in realtà; in fase di decelerazione non disconnette il motore dalla trasmissione. Tuttavia, tramite una frenata secca è di breve durata che causa il bloccaggio delle ruote posteriori, si può ottenere la disconnessione dell'albero motore dal pignone di trasmissione ottenendo così una decelerazione influenzata solo dalla resistenza aerodinamica e dalla forza di attrito fra gomme e asfalto.



Figura 44: Particolare della frizione centrifuga

3.2.2. Procedimento di calcolo del c_d

Nella fase di decelerazione libera il go-kart è dunque soggetto solamente a due forze: la forza di resistenza aerodinamica e la forza d'attrito causata dal rotolamento dei pneumatici. Applicando pertanto il secondo principio della dinamica al mezzo si ha:

$$\frac{1}{2} \rho v^2 S c_d + mg (f_0 + f_1 v) = ma \quad (47)$$

Considerando l'andamento della velocità misurata durante la prova di decelerazione è possibile ottenere l'andamento della decelerazione calcolando numericamente la derivata. Moltiplicando la decelerazione per la massa si ottiene così una forza pari alla somma dei due contributi resistenti. Effettuando la regressione dei dati sperimentali mediante un polinomio di secondo grado è possibile stimare i coefficienti incogniti. Una volta ottenuti i coefficienti del polinomio è possibile risalire ai coefficienti rappresentativi delle resistenze passive che portano a far coincidere la curva di decelerazione sperimentale con quella teorica mediante la tecnica dei minimi quadrati.

Si può scrivere dunque:

$$\begin{cases} \frac{1}{2}\rho v^2 S c_d + mg(f_0 + f_1 v) = ma \\ av^2 + bv + c = ma \end{cases} \quad (48)$$

$$\begin{cases} \frac{1}{2}\rho S c_d \\ mgf_1 = b \\ mgf_0 = c \end{cases}$$

Dal confronto fra i dati sperimentali e la curva polinomiale si ottiene la seguente sovrapposizione (Figura 45)

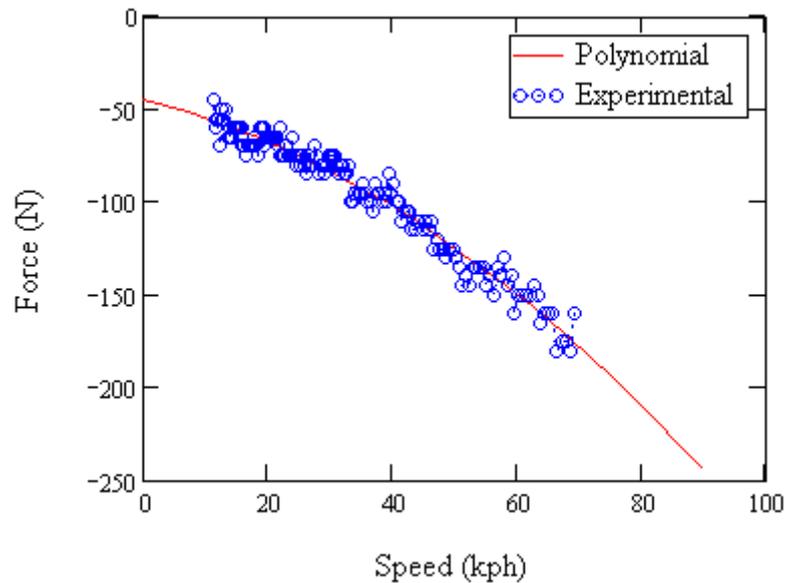


Figura 45: Sovrapposizione fra dati sperimentali e fit polinomiale

In cui per il polinomio sono stati scelti i coefficienti a , b e c tali da minimizzare l'errore. In questo modo si ottengono i seguenti valori per il c_d , f_0 e f_1 :

$$c_d = 0,899; \quad f_0 = 0,027; \quad f_1 = -5,114 \cdot 10^{-4}.$$

3.3. Confronto fra CFD e risultati sperimentali

Lo scopo delle prove effettuate è, come già più volte sottolineato, individuare un metodo di confronto fra i risultati sperimentali e i risultati forniti dalla CFD e non di comparare i valori esatti della resistenza fra metodo numerico e test empirico. Ci si aspetta infatti, vista la diversità del modello rispetto alla sua “controparte” reale (Figura 46), una discordanza nei risultati ed effettivamente come mostrato nel capitolo precedente il C_d ricavato sperimentalmente è superiore di circa 0,1, ovvero dell’8%, rispetto al risultato ottenuto mediante la simulazione. Questo aumento, osservando la differenza di taglia fra il pilota reale ed il pilota simulato, è un indice, seppur molto debole, della correttezza del setup CFD. Se dal calcolo empirico fosse emerso infatti un C_d minore, con un pilota visibilmente più corpulento, ci sarebbe stato qualche evidente errore di messa a punto dei parametri della CFD.

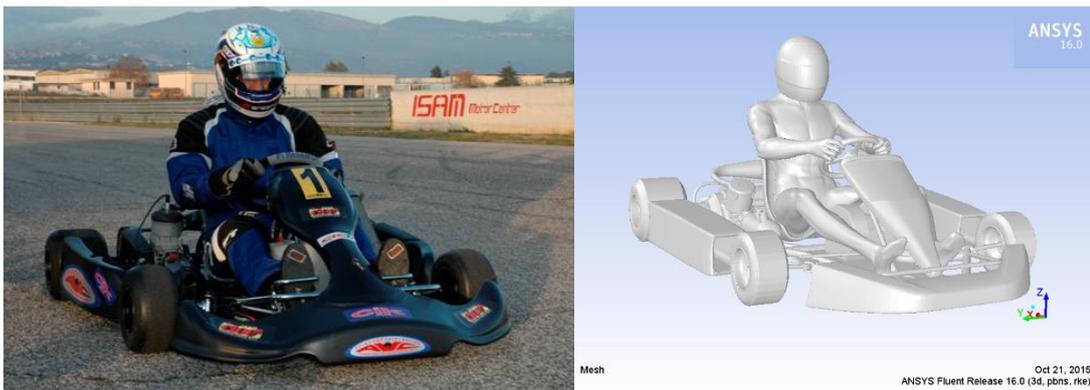


Figura 46: Differenze fra il modello realizzato per la CFD e il go-kart utilizzato nei test sperimentali

Capitolo 4. RBF Morph e il metodo del mesh morphing

Individuate le aree di ottimizzazione dall'analisi svolta nel precedente capitolo, per realizzare le modifiche di forma nelle zone stabilite si può procedere sostanzialmente in due modi differenti. Il primo metodo, che è anche il più semplice e il più comune, è quello di eseguire le modifiche sul modello CAD per poi andare a riassemblare la mesh e valutare gli eventuali miglioramenti nella nuova configurazione tramite l'analisi CFD. Questo approccio seppur molto semplice concettualmente presenta essenzialmente un problema: è dispendioso in termini di tempo e di risorse computazionali. Infatti gran parte del tempo necessario per mettere a punto una generica analisi CFD è occupato ovviamente dai calcoli ma anche dalla costruzione della mesh. Questo processo infatti seppur nel tempo è stato reso in gran parte automatizzato richiede ancora un affinamento manuale molto complesso e duraturo al fine di ottenere una discretizzazione di qualità, indispensabile, come spiegato nei capitoli precedenti, per ottenere dei risultati consistenti. E' allora possibile seguire il metodo, di più recente introduzione, del *mesh morphing*, che consiste nell'effettuare modifiche di forma sulla mesh stessa (compatibilmente con la sua topologia), senza dunque passare per il modello CAD e per la necessaria ricostruzione della mesh. Verrà, nella presente trattazione, seguito questo secondo approccio e dunque nei paragrafi successivi saranno approfondite le sue caratteristiche peculiari, insieme alla descrizione del software di mesh morphing utilizzato.

4.1. RBF Mesh morphing

La tecnica del mesh morphing, come già accennato poc' anzi, consente di apportare modifiche ad una data mesh senza cambiare la sua topologia consentendo *piccole* variazioni di forma tipicamente utilizzate nelle ottimizzazioni di forma. In generale, ogni distorsione della mesh provoca una riduzione della sua qualità e di conseguenza i software di mesh morphing devono al contempo offrire la possibilità di apportare modifiche di forma, riducendo il più possibile questo effetto indesiderato. Il metodo dell' *RBF Mesh morphing* è basato sull'implementazione delle cosiddette *Radial Basis Functions* (RBFs). In particolare questa particolare tecnica di morphing

consiste nell'utilizzo di un sistema di funzioni radiali per assemblare una soluzione di movimento a partire da una lista di punti sorgente e dei rispettivi spostamenti. Lo sfruttamento delle potenzialità delle RBFs permette di eseguire variazioni di forma riducendo al minimo la conseguente distorsione della mesh grazie ad un controllo locale esatto delle superfici coinvolte nello spostamento.

Le RBFs consentono modifiche sia di superficie che di volume e rappresentano uno strumento molto potente in grado di interpolare in ogni punto dello spazio una funzione definita per punti discreti, riportando il suo valore esatto relativamente a dei punti di partenza determinati a priori.

4.2. RBF Morph

RBF Morph, sviluppato e di proprietà dell'Ing. Marco Evangelos Biancolini, è un software di mesh morphing, o *mesh morpher*, basato, come suggerisce chiaramente il nome, sull'utilizzo delle Radial Basis Functions. In particolare, in relazione alla tecnica dell'RBF mesh morphing, il problema del morphing è posto definendo un set di centri nello spazio tridimensionale ed assegnando le tre componenti di spostamento ad ogni centro. Dopo aver adattato un campo di RBF per ogni direzione di spostamento, si ottiene una funzione di interpolazione vettoriale che permette di calcolare lo spostamento per il generico punto indicato. Una "smoothing RBF" è utilizzata per muovere la mesh relativamente al dominio di fluido agendo sulle posizioni nodali. La natura "*meshless*" del metodo lo rende utilizzabile in parallelo e per ogni tipo di cella utilizzata per la discretizzazione del dominio (tetraedrica, prismatica, ecc.).

Fra i vari punti di forza di RBF Morph spicca senza dubbio la possibilità di rendere parametriche le modifiche di forma effettuate sulla mesh su cui è possibile costruire ottimizzazioni personalizzate del prodotto e l'integrazione all'interno di uno dei software CFD commerciali più utilizzati ad oggi ovvero ANSYS Fluent. Le principali caratteristiche che rendono RBF Morph uno strumento all'avanguardia ed estremamente adatto alle richieste della progettazione moderna possono essere riassunte in:

- *Integrazione:* all'interno di ANSYS Fluent;
- *Interfaccia:* GUI e TUI dedicate;

- *Integrazione di processo*: la possibilità di eseguire il morphing nella fase di analisi CFD permette di risparmiare tempo evitando la ricostruzione del modello CAD, della mesh e del setup CFD;
- *Topologia della mesh*: possibilità di modificare l'originale mesh di volume e di superficie mediante "smoothing" nodale senza variare la topologia della mesh;
- *Morphing superficiale*: la mesh superficiale può essere modificate mediante deformazione superficiale libera, spostamento rigido o *scaling*;
- *Smoothing di volume*: smoothing del volume di alta qualità per movimenti di larga scala possibile tramite deformazione singola;
- *Versatilità*: il raffinamento nodale è ottenuto tramite un approccio mesh-less indipendente dalla struttura della mesh e dal tipo di cella;
- *Riutilizzabilità*: la soluzione RBF può essere applicata a mesh differenti che rappresentano la stessa geometria;
- *Consistenza*: le caratteristiche della mesh sono mantenute così da assicurare la consistenza della stessa in relazione a dimensione delle celle, tipo e distribuzione, ecc.);
- *Parallelismo*: possibilità di calcolo in parallelo;
- *Efficienza*: le soluzioni sono pienamente leggibili attraverso le mesh *morphizzate*, riducendo il numero di iterazioni a convergenza;
- *Precisione*: il movimento esatto dei nodi e l'esatta conservazione delle caratteristiche proprie sono garantiti;
- *Parametrizzazione*: possibilità di assemblare problemi parametrici e in *multi-step*;
- *CAD*: trasferimento delle modifiche di forma effettuate al modello CAD originale in formato *STEP (STandard for the Exchange of Product model data)*.

Capitolo 5. Modifiche di forma

In questo capitolo verranno illustrate le differenti modifiche di forma implementate ai fini di ottimizzare l'efficienza aerodinamica del go-kart. In base alla ripartizione della drag-force (Figura 41) e alle considerazioni fatte sull'influenza delle differenti superfici su di essa, si è scelto di concentrare la maggior parte delle modifiche nella parte anteriore e laterale del mezzo ovvero variando la forma del paraurti anteriore e delle carenature laterali. Per la realizzazione dei parametri di forma si è utilizzata la versione integrata nel solutore ANSYS Fluent 16.0 del software RBF Morph. Nel presente capitolo verranno anche individuati i limiti di amplificazione delle modifiche effettuate in quanto un'azione di morphing troppo aggressiva può risultare, come già spiegato in precedenza, in una mesh di scarsa qualità o può addirittura invalidarne l'integrità.

5.1. Tipologia di modifiche

L'azione di morphing è volta in questo studio alla realizzazione di parametri di forma sui quali costruire un'ottimizzazione atta a ridurre l'entità della drag-force. Si tratta quindi di modifiche progettuali da apportare alla configurazione standard per migliorarne l'efficacia dal punto di vista aerodinamico. Tuttavia è possibile utilizzare il morphing per eseguire modifiche *non progettuali* che possono variare la configurazione del mezzo in base ad esempio alle condizioni di utilizzo. Queste modifiche sono dette di *setup*, in quanto variabili appunto con il setup del veicolo, e nel caso del go-kart coinvolgono parti meccaniche come il radiatore, la marmitta, l'altezza del telaio, le carreggiate, ecc.

5.2. Modifiche di progetto

Le modifiche progettuali effettuate sono riassunte in questo elenco:

- Passaruota posteriori;
- Altezza portanumero anteriore;
- Strizione verticale carenature laterali;
- Strizione orizzontale carenature laterali;
- Assottigliamento carenature laterali;
- Curvatura posteriore carenature laterali;
- Allargamento portanumero anteriore
- Variazione dell'inclinazione verticale delle zone laterali del paraurti anteriore;
- Allargamento paraurti anteriore;
- Variazione dell'inclinazione orizzontale delle zone laterali del paraurti anteriore.

Verrà approfondita nel dettaglio solamente la tecnica di realizzazione delle prime due modifiche, le altre sono realizzate con procedimenti analoghi e verranno pertanto solo illustrate graficamente. Inoltre, non essendo il kart perfettamente simmetrico, per alcune modifiche riguardanti le carene laterali, è stato necessario creare soluzioni separate a destra e a sinistra. Questa scelta si è rivelata esatta in quanto in fase di ottimizzazione la configurazione ottimale risulta asimmetrica nell'implementazione delle modifiche rese indipendenti l'una dall'altra.

5.2.1. Passaruota posteriori

Questa modifica è stata apportata con lo scopo di deviare il flusso dell'aria al di sopra delle ruote posteriori. È stato pertanto prolungato verso l'alto il profilo superiore delle carenature laterali. Un effetto collaterale, ma non meno importante, di questa modifica è l'incremento della downforce proprio a motivo della deviazione del flusso verso l'alto.

5.2.1.1. Procedura di realizzazione

Dopo aver aperto l'interfaccia grafica di RBF Morph dal menu a tendina della sezione *define* di Fluent, è necessario caricare la libreria del software tramite il comando *Enable RBF model*.

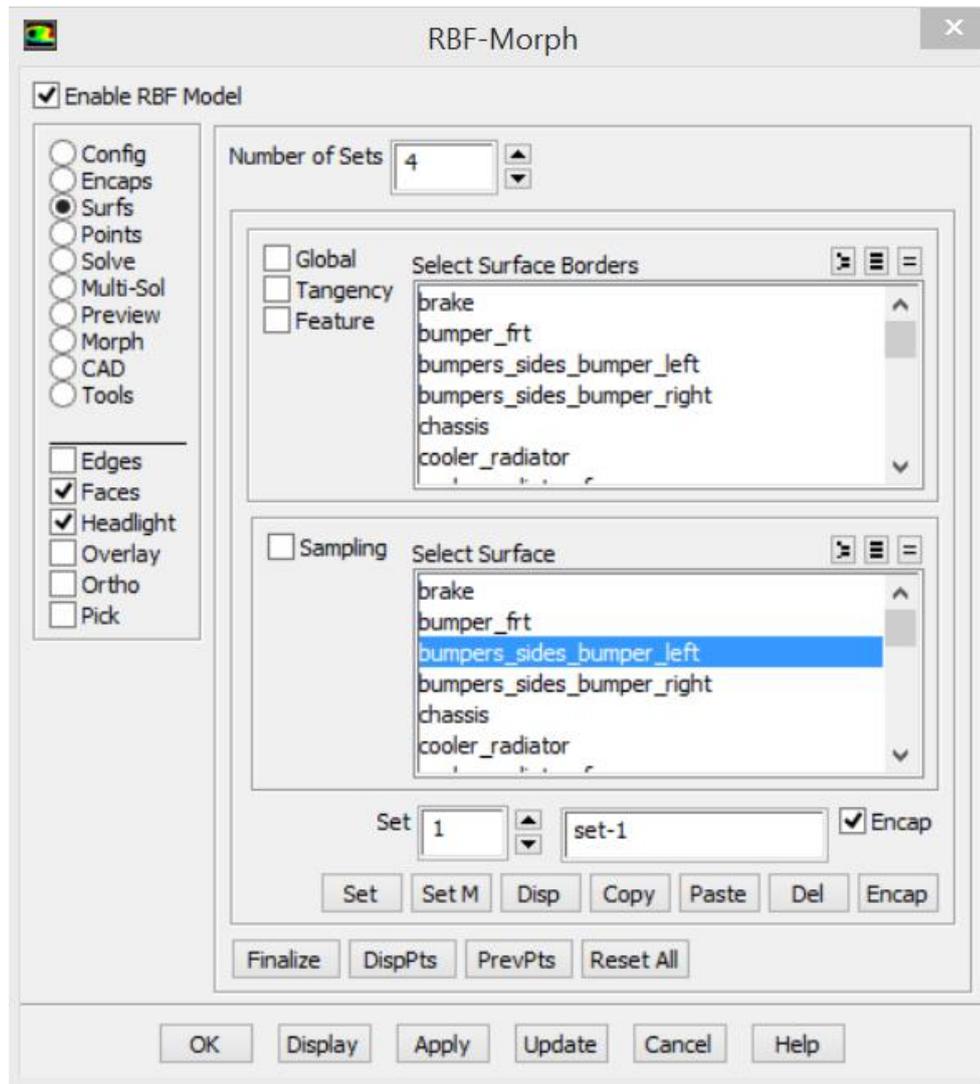


Figura 47: Pannello "surfs" di RBF Morph

A questo punto è possibile iniziare l'impostazione delle modifiche desiderate. In questo caso ci si è spostati nel pannello *surfs* all'interno della GUI, da qui, visto il tipo di modifica da realizzare, si è scelto di selezionare una superficie nell'area denominata appunto *select surface*, quindi si è selezionata la superficie su cui apportare le modifiche che in questo caso è *bumper_sides_bumper_left* (Figura 47). Selezionata la superficie di interesse si è deciso di selezionare un set di punti a cui assegnare una traslazione. Quindi si è definito un *dominio di incapsulamento* all'interno del quale il software include nel movimento che verrà assegnato, tutti i punti appartenenti alla superficie. Per fare ciò si è abilitato il flag *encap*.

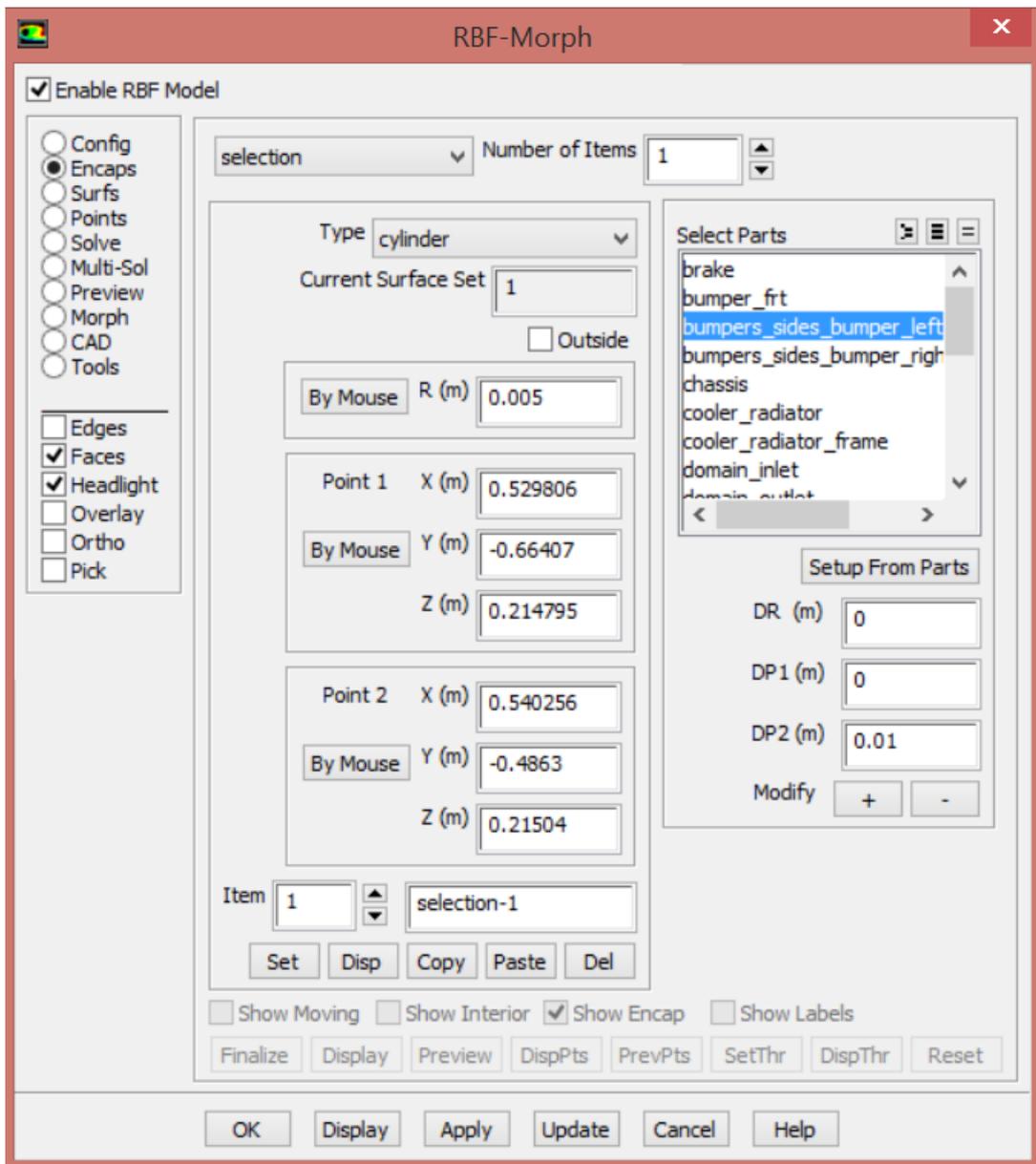


Figura 48: parametri di definizione dell'encap di selezione

A questo punto nella finestra di *encap* relativa al set di superficie scelto e si è selezionato un *encap di selezione* di forma cilindrica. Definiti quindi il raggio e i punti di definizione del cilindro (Figura 48) è possibile visualizzare l'encap e verificare l'effettiva inclusione dei punti necessari per la realizzazione del movimento desiderato (Figura 50).

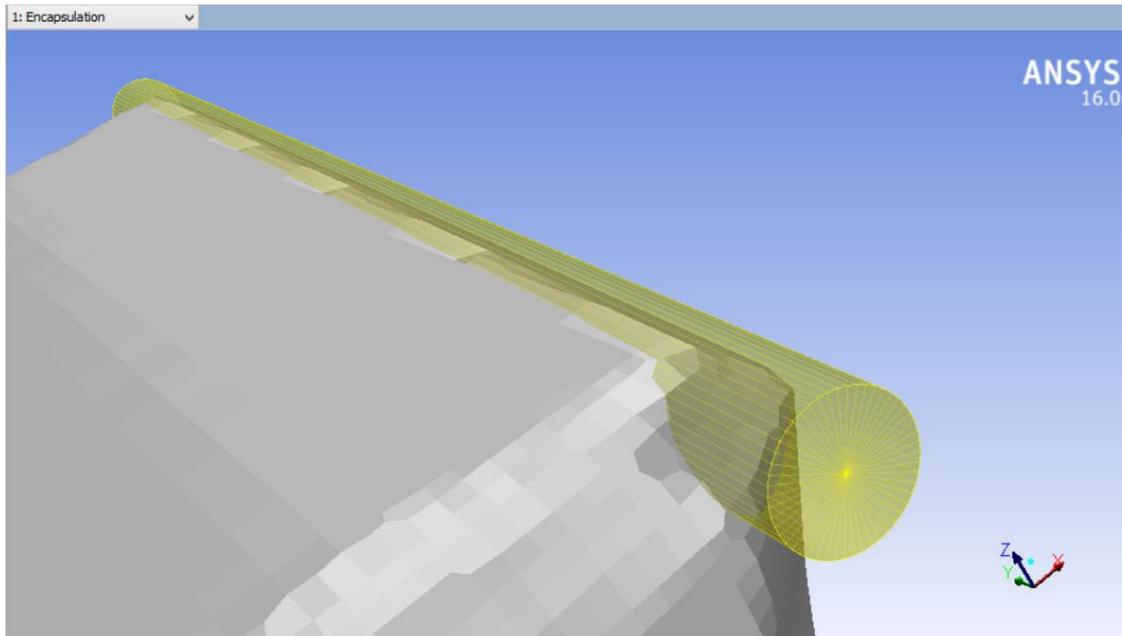


Figura 50: Visualizzazione dell'encap di selezione

In questo modo il software agisce sui punti contenuti nell'encap che appartengono alla superficie selezionata. E' necessario assegnare a questi punti il movimento opportuno per realizzare la modifica desiderata, per farlo si clicca sul tasto *Set M* nel pannello *surfs*. Conseguentemente è aperta una nuova finestra relativa all'imposizione degli spostamenti. In questo caso è impostata una traslazione unitaria (in cm) lungo l'asse *z* contestualmente ad una traslazione di minore intensità lungo l'asse *x*. Si clicca su in seguito su *set* per salvare il movimento prescritto (Figura 49) e di nuovo su *set*, questa volta nel menu contestuale della sezione *Surfs* del software, per salvare le impostazioni effettuate sul set di superfici scelto (in questo caso *bumper_sides_bumper_left*).

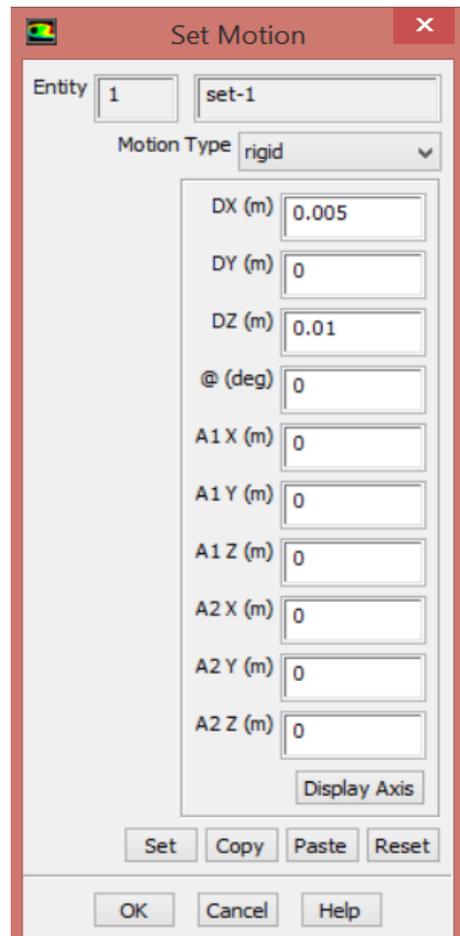


Figura 49: Impostazione dei parametri di movimento dei punti selezionati

Dopo aver assegnato il movimento appena illustrato ai punti di Figura 50, si sono bloccate alcune zone dello stesso set di superficie stessa e di altre superfici differenti in modo da ottenere solo la deformazione desiderata. Per quanto riguarda la parte bassa della carena laterale stessa, vicino al suolo, la procedura è stata analoga a quella appena descritta, con l'unica differenza che il movimento imposto è un movimento nullo. E' stato necessario, come anticipato poc' anzi, bloccare anche alcune parti del kart adiacenti la zona di lavoro, come la ruota, lo chassis e il radiatore. Per farlo si è definito un altro set di *surfs* e si sono selezionate le superfici da mantenere ferme. Una volta selezionate, cliccando sul comando *Set M*, è stato possibile applicare loro un movimento nullo.

A questo punto nel pannello *Surfs* cliccando prima sul tasto *Finalize* e poi su *DispPts* è possibile evidenziare tutti i punti a cui sia stato assegnato un movimento (Figura 51).

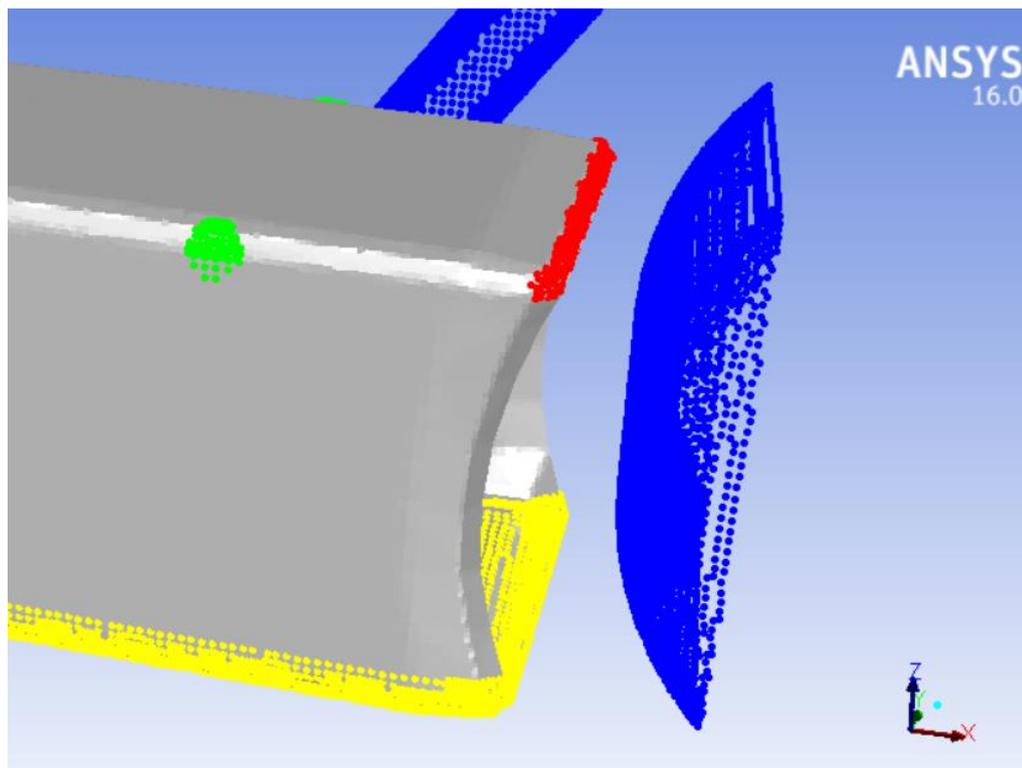


Figura 51: Visualizzazione dei punti a cui è stato assegnato uno spostamento

Si è resa poi necessaria la definizione di un dominio di delimitazione spaziale, con lo scopo di limitare la zona di deformazione e velocizzando la procedura di calcolo. Per definire il dominio è stata creata un'encap *domain* di tipo *box*. È possibile visualizzare l'encap creata in modo da controllare l'effettiva posizione e dimensione. (Figura 52)

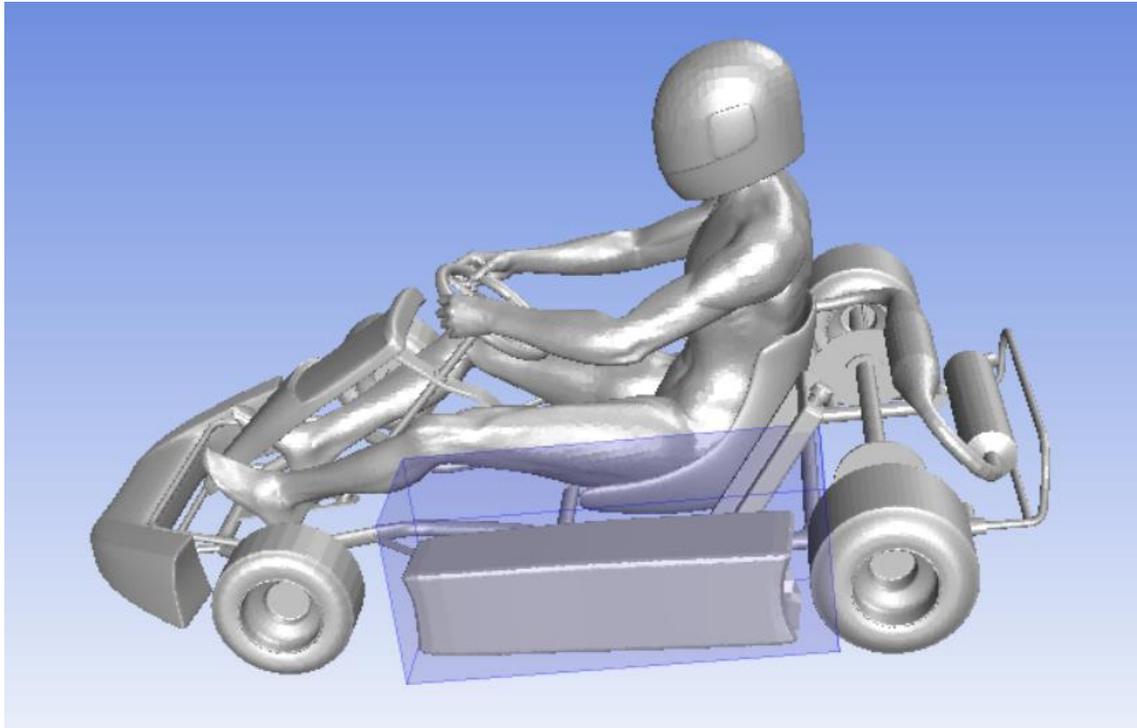


Figura 52: Visualizzazione del dominio di estensione dell'azione di morphing

5.2.1.2. Soluzione

Completate le impostazioni di setup ci si è spostati nel pannello *Solve* e qui si è cliccato il tasto *Source Points*. E' possibile quindi visualizzare i punti sorgente e avviare la soluzione cliccando sul tasto *Solution*. Prima di avviare il morphing è possibile creare un'anteprima dal pannello *Preview*. Verificata in questo modo l'esattezza della deformazione, si può procedere all'azione di morphing vera e propria, aprendo il pannello *Morph*. All'interno è possibile inserire il valore dell'amplificazione del morphing, valore che viene moltiplicato ai valori di ogni spostamento definito in precedenza nelle finestre di assegnazione del moto alle superfici selezionate. Cliccando sul pulsante *Morph* viene avviato il morphing della mesh all'interno del dominio di estensione dell'azione di morphing appunto (Figura 53).

Completato il processo di deformazione è possibile eventualmente annullare quanto effettuato premendo il tasto *Undo* che consente di ritornare all'aspetto originale della mesh. Inoltre, al termine dell'azione di morphing nella TUI di ANSYS Fluent viene riportato un report contenente la qualità delle celle ed eventualmente un avviso nel caso siano presenti celle a volume negativo o *left-handed-faces*. Quando sono presenti volumi negativi, è possibile visualizzare le celle interessate per potervi intervenire e tentare di risolvere il problema cambiando il setup o semplicemente diminuendo l'amplificazione.

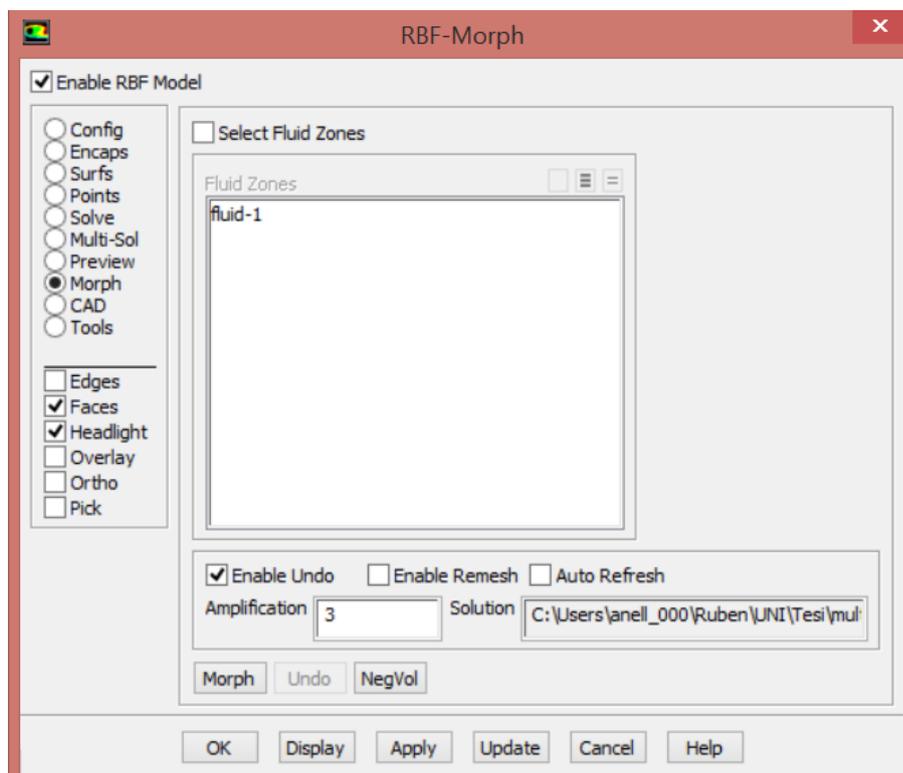


Figura 53: Finestra di comando dell'azione di morphing

Se non sono presenti problemi, è possibile visualizzare il modello con le modifiche apportate. Come è possibile vedere in Figura 54, si è ottenuto il risultato desiderato andando a coprire la ruota posteriore con un profilo che deviasse il flusso in modo dolce e poco marcato. Il tutto senza compromettere le forme delle superfici adiacenti, nell'esempio la ruota posteriore sinistra, ma anche lo chassis, il radiatore, e le altre parti non visibili in Figura 54.

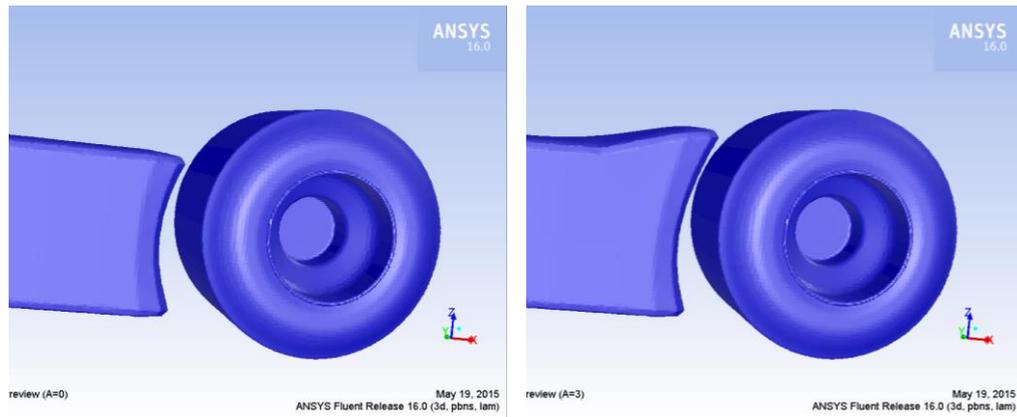


Figura 54: Morphing della carenatura laterale sinistra

5.2.2. Portanumero anteriore

Analogamente al caso delle carenature laterali, che oltre alla funzione protettiva hanno, dal punto di vista aerodinamico, il compito di indirizzare il flusso dell'aria attorno alle ruote posteriori, il portanumero anteriore riveste un ruolo importante nella guida del flusso attorno al pilota. La modifica, che verrà illustrata di qui a breve, consiste nell'alzare il portanumero allo scopo di deviare maggiormente il flusso dell'aria al di sopra del pilota. Un effetto negativo possibile, associato a tale modifica, è l'aumento della drag-force sul portanumero stesso. Verrà poi valutato, nella fase di ottimizzazione di forma del mezzo, qual è l'ampiezza del sollevamento in grado di garantire il giusto compromesso fra riduzione della drag-force sul pilota e aumento della stessa sul portanumero.

5.2.2.1. Setup del movimento

Per la preparazione iniziale di questa soluzione, ci si può riferire al par. 5.2.1.1. E' riportato il dettaglio di questa soluzione in quanto è interessante osservare come sia stato necessario definire ben 11 sets dal pannello *Surfs* per realizzare il movimento desiderato. Questa scelta si è resa necessaria a causa della posizione obliqua del portanumero e della sua vicinanza a molte parti dello chassis. Inoltre una complicazione non indifferente, è stata rappresentata dall'appartenenza del portanumero alla superficie *chassis*.

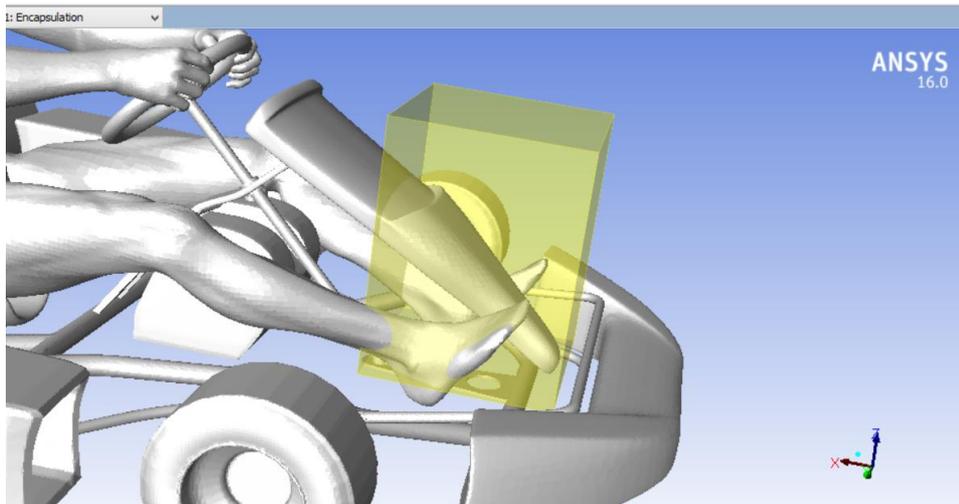


Figura 56: Primo box di selezione della superficie del portanumero

Si è definito il primo set di trasformazione selezionando la superficie *chassis*, e abilitando il flag *encap* si sono scelte le giuste dimensioni e posizione di una *encap* di tipo *box* come illustrato in alto in Figura 56. A questa *encap* è stata assegnata una traslazione verticale verso l'alto unitaria (in cm) attraverso la funzione *Set M*, esattamente come accaduto per il passaruota.

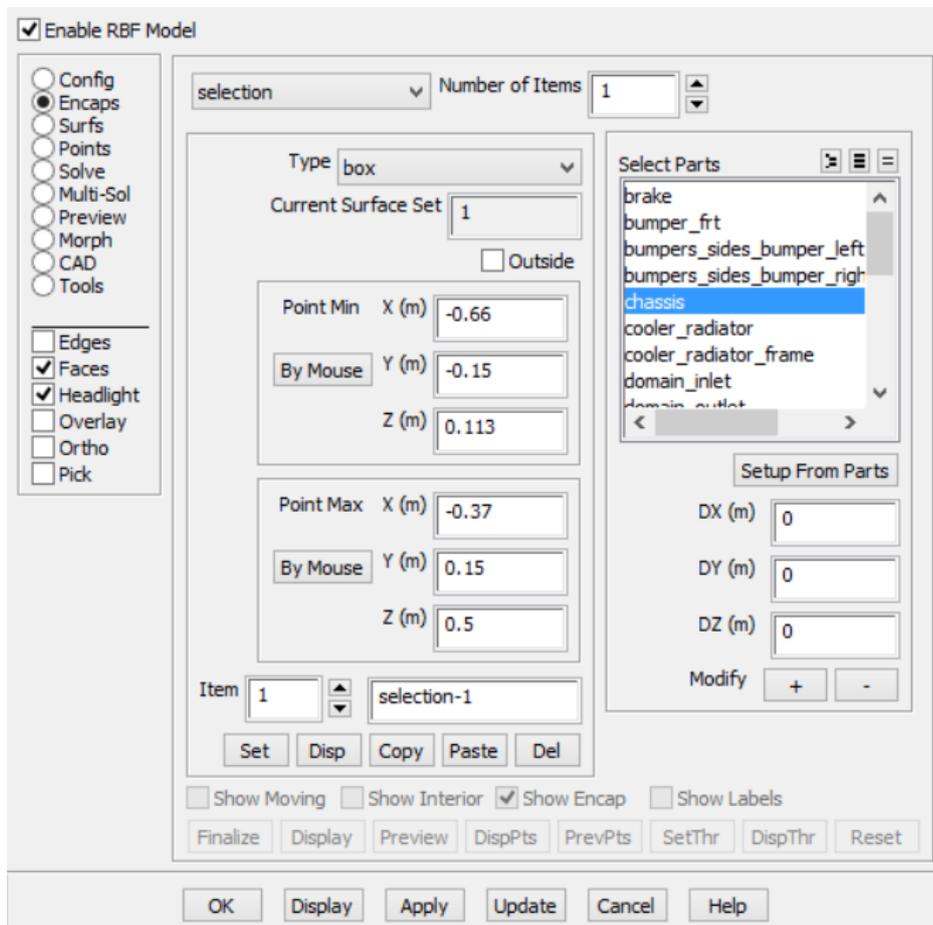


Figura 55: Assegnazione del movimento al primo *encap* di selezione

A questo punto si è passati al secondo set con cui è stato suddiviso il portanumero. Si noti che la suddivisione in più set si è resa necessaria, a causa dell'obliquità del portanumero, per poter selezionare l'intera parte. Selezionata dunque la superficie *chassis*, a cui il portanumero appartiene, è stata abilitata l'encap come in precedenza. Nella finestra di impostazione delle dimensioni dell'encap, è possibile definire i punti estremali per la generazione della box di selezione. Essi sono stati scelti facendo attenzione a non lasciare punti non inclusi fra questa encap e la precedente, in modo da mantenere la continuità di tangenza della superficie una volta eseguita l'azione di morphing. Di seguito in Figura 57 è illustrato il secondo encap di selezione.

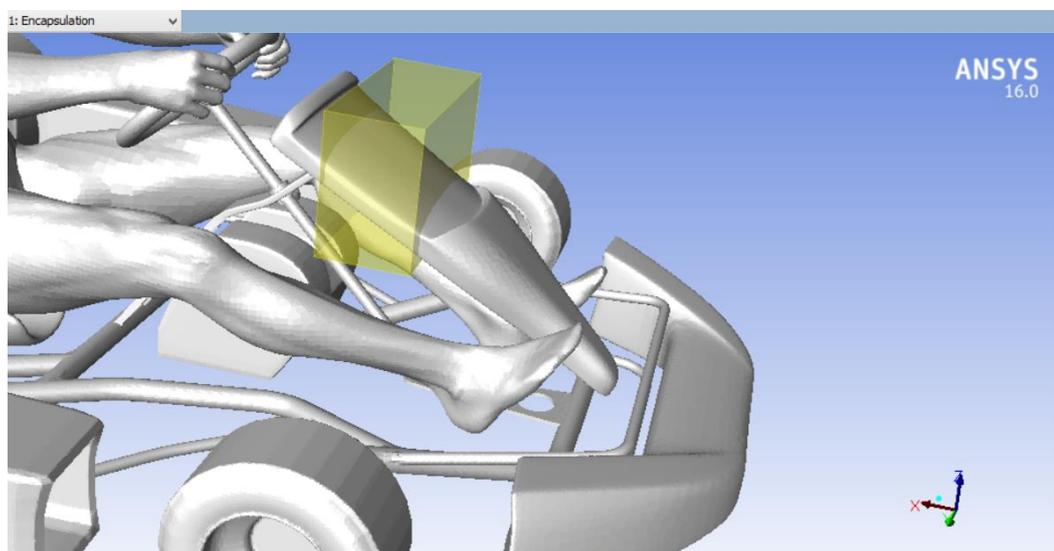


Figura 57: Visualizzazione del secondo box di selezione

A questo set è stata assegnata necessariamente la stessa ampiezza di traslazione del set precedente. Infine è stato definito il terzo ed ultimo set per la traslazione del portanumero, nello stesso modo dei precedenti impostando, di nuovo, lo stesso movimento unitario. Tuttavia in questo caso non è stata mantenuta la tangenza con l'encap precedente per evitare di includere anche il supporto del portanumero che non deve traslare verso l'alto, ma semplicemente deve allungarsi seguendo lo spostamento del portanumero che sostiene. Si potrebbe pensare che così facendo il portanumero risulti mosso in modo disomogeneo, presentando punti di non tangenza e richiedendo dunque altri encap di selezione per includere ogni sua parte. In realtà, poiché lo spazio libero fra il secondo ed il terzo box di selezione è molto ristretto, il campo di morphing fa sì che a deformazione avvenuta non è individuabile alcuna discontinuità nel movimento della parte.

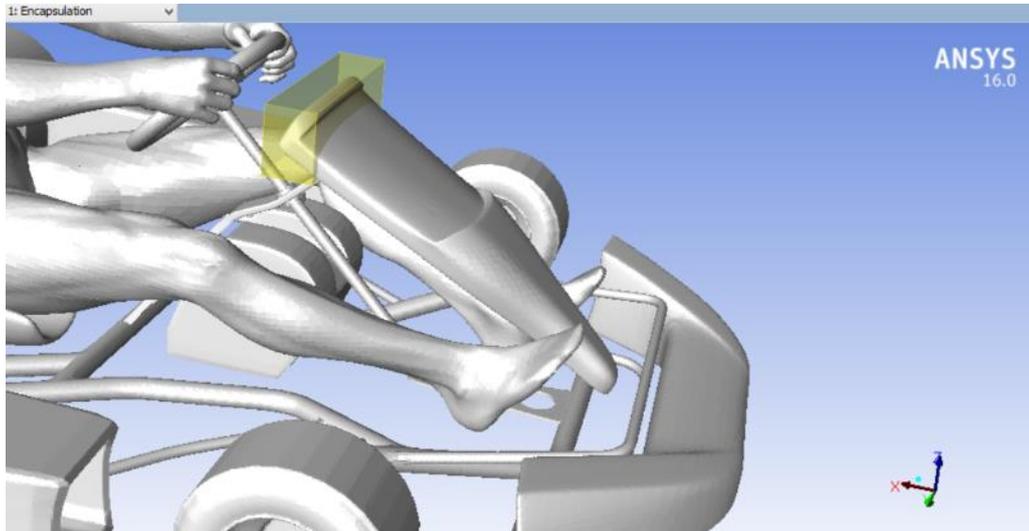


Figura 58: Terzo encap di selezione del portanumero

5.2.2.2. Sets di bloccaggio

Definito il movimento della parte desiderata, è stato necessario mantenere fisse le posizioni di tutte le altre superfici adiacenti con la conseguente creazione di altri sets. Innanzi tutto è stato fissato il volante creando un'encap cilindrica che lo andasse ad inglobare senza includere in esso troppo volume, per evitare un lavoro superfluo del calcolatore. Per fare ciò si è aggiunto un altro set per la superficie *chassis* e definito il suo encap di selezione tramite il solito comando *encap*.

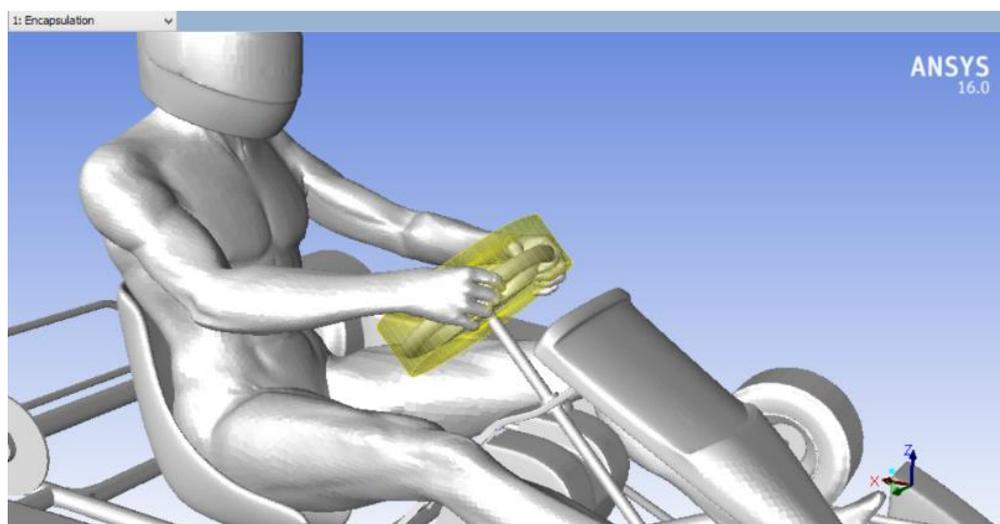


Figura 59: Dominio di selezione del volante

Per realizzare la geometria di selezione mostrata in Figura 59, a differenza di quanto visto in precedenza, si è impostata una selection encap di tipo *cylinder*. Per definire l'encap cilindrica (Figura 60) è necessario fornire il raggio e i due punti dell'asse del cilindro.

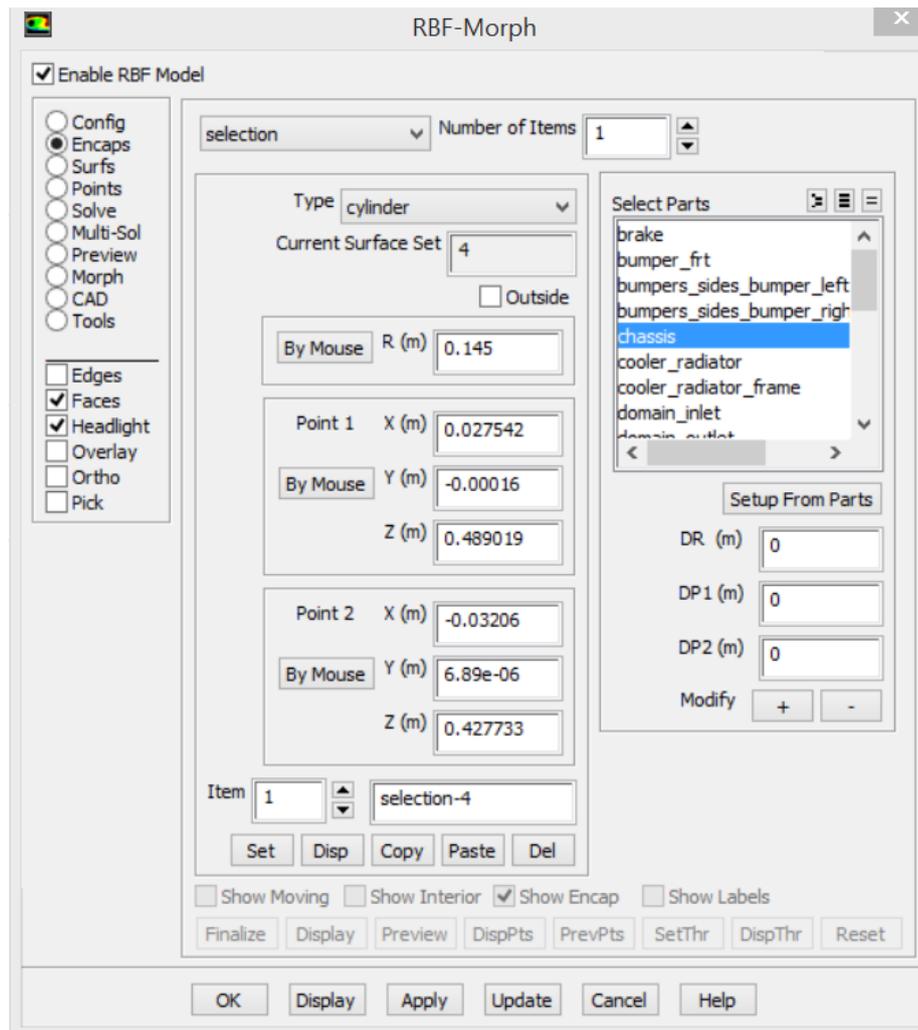


Figura 60: Pannello di definizione dell'encap di selezione cilindrico

A questo set è stato assegnato, tramite la funzione *Set M*, uno spostamento nullo in tutte le direzioni, in modo da impedirne la deformazione.

Si è passati quindi al set successivo, in cui si è selezionato il piantone dello sterzo, per cui è fondamentale mantenere forma e posizione inalterati. La procedura è esattamente la stessa appena vista per il volante in quanto anche il piantone appartiene alla superficie *chassis* ed è stato incluso mediante un encap cilindrico. Non verranno pertanto riportati i dettagli della realizzazione ma solo un'illustrazione del cilindro di selezione (Figura 61). Si noti che il cilindro è leggermente più grande del piantone di sterzo per garantire l'inclusione di tutti i punti appartenenti a quest'ultimo. Anche in questo caso si è assegnato uno spostamento nullo al set.

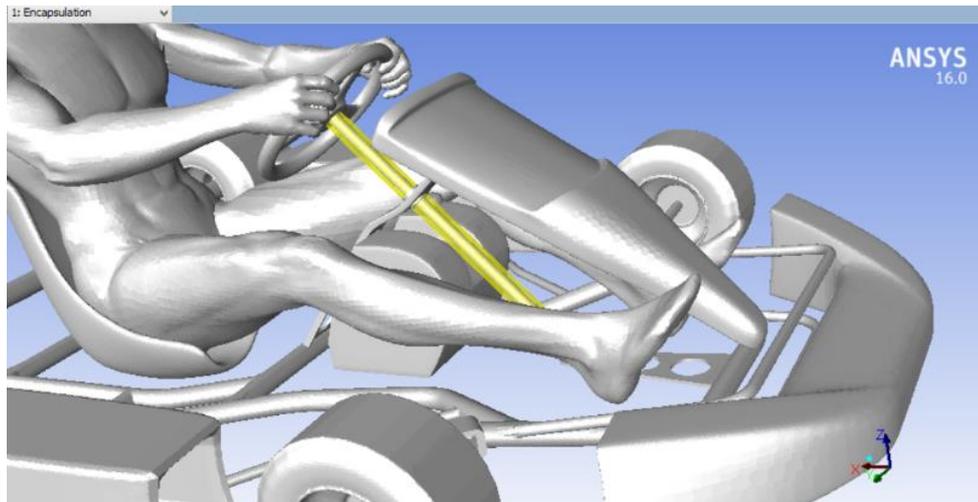


Figura 61: Visualizzazione del cilindro di selezione del piantone di sterzo

Per mantenere fissi gli altri elementi del telaio sono stati definiti ulteriori encapsulation sets nel pannello *Surfs*. Verranno tralasciati i passaggi necessari alla loro realizzazione in quanto analoghi a quelli mostrati in precedenza. Sono invece mostrati i differenti box di selezione implementati nelle immagini che seguono (Figura 62, Figura 63, Figura 64, Figura 65, Figura 66)

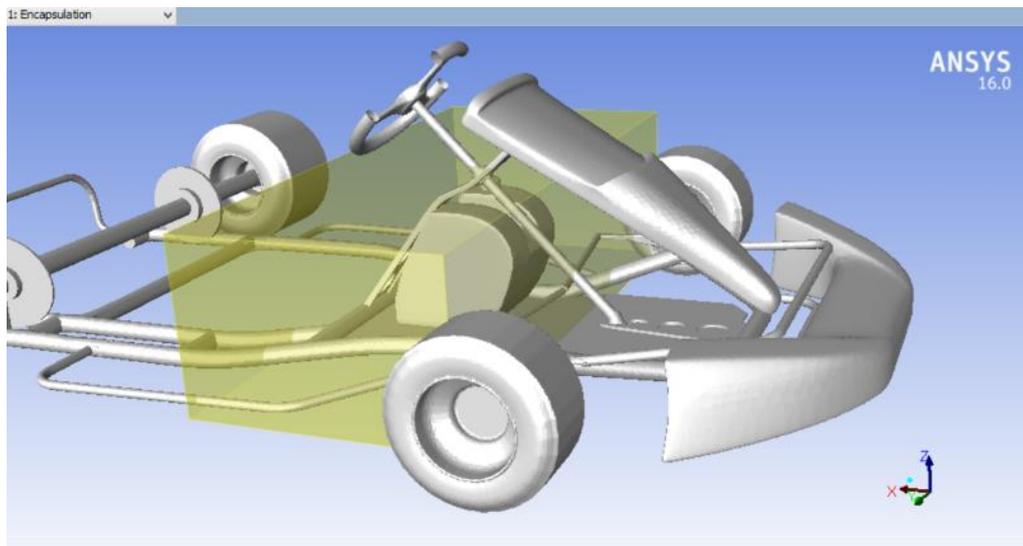


Figura 62: Fissaggio dei punti del telaio mediante primo box di selezione

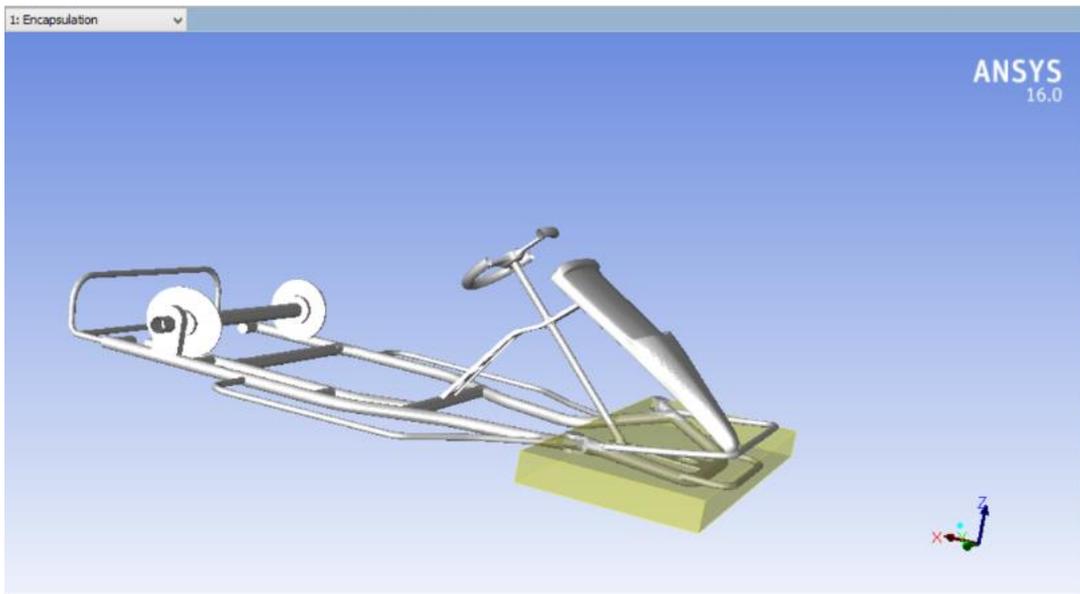


Figura 63: Fissaggio dei punti del telaio mediante secondo box di selezione

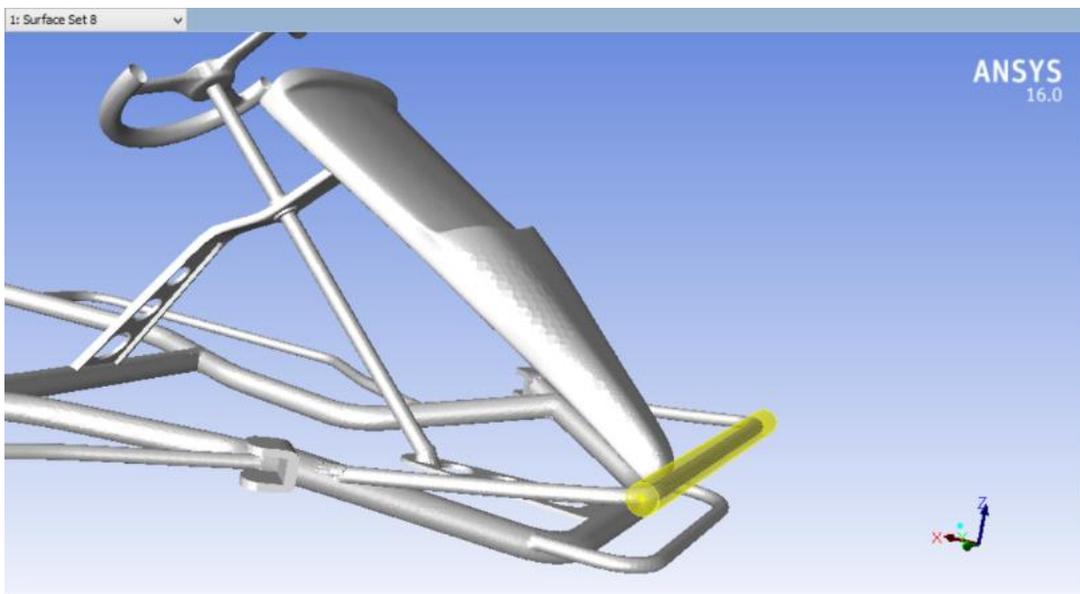


Figura 64: Cilindro di selezione del supporto orizzontale del paraurti anteriore

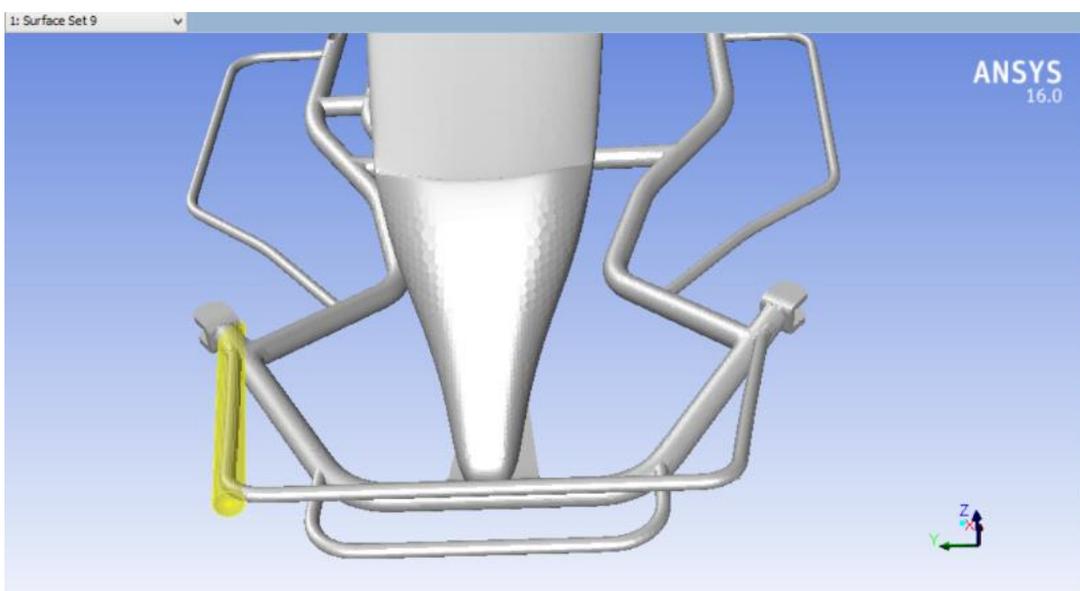


Figura 65: Cilindro di selezione del supporto longitudinale destro del paraurti anteriore

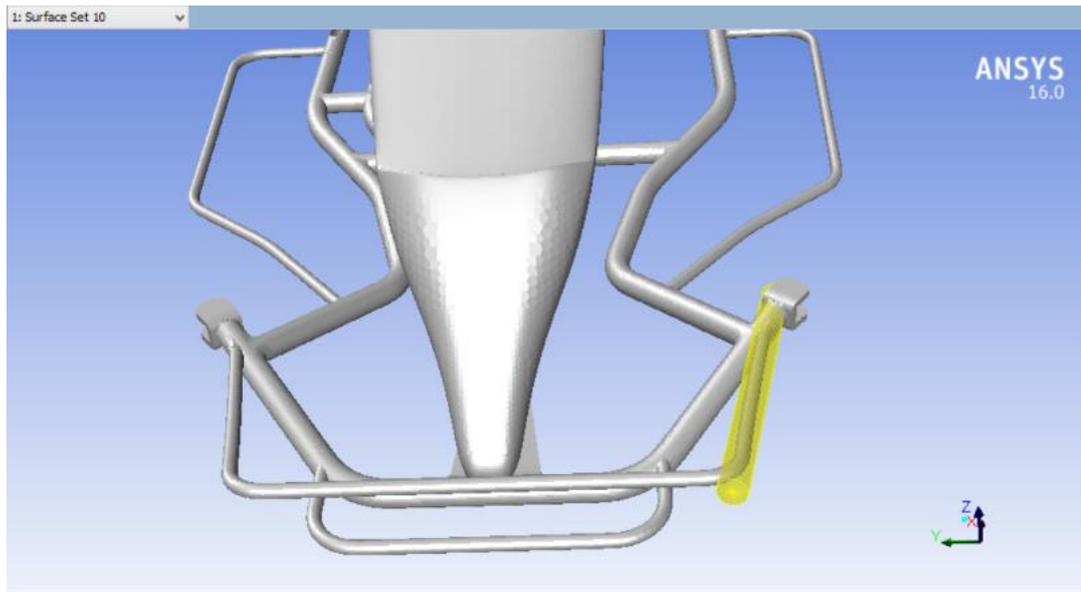


Figura 66: Cilindro di selezione del supporto longitudinale sinistro del paraurti anteriore

Infine è stato necessario andare a mantenere fermi tutti quegli altri componenti adiacenti al portanumero non appartenenti alla superficie *chassis*. Infatti il serbatoio della miscela, il pilota e la carena frontale, sebbene siano superfici non selezionate per la trasformazione, risentono del movimento dello spazio circostante. Questi elementi, poiché appunto sono superfici distinte rispetto al *chassis* possono direttamente essere selezionate e fissate, senza la necessità di definire alcun encap di selezione. A questo scopo, è stato creato un unico set per tutti e tre gli elementi in quanto è possibile selezionare più superfici all'interno dello stesso set. Una volta selezionate le superfici che si è voluto fissare, è stato sufficiente cliccare sul tasto *Set M* e imporre una traslazione e rotazione nulla. In questo modo tutti i punti appartenenti alle superfici selezionate mantengono esattamente la loro posizione originale. Per limitare l'area di calcolo e di trasformazione è stato implementato un dominio di morphing di tipo box.

Terminato il setup si è generata la soluzione vera e propria dal pannello *Solve*, cliccando prima su *Source Points* e poi su *Solution*. A questo punto, come già effettuato in precedenza nel caso delle carenature laterali, è possibile visualizzare un'anteprima nel pannello *Preview* per verificare l'adeguatezza della trasformazione e riscontrare eventuali anomalie.

Una volta accertato che tutto sia conforme alle proprie intenzioni si è proceduto al morphing. Di nuovo, si è aperto il pannello *Morph*, e dopo alcune iterazioni è stata trovata l'amplificazione limite che non desse problemi di qualità delle celle.

Infatti una volta effettuato il morphing è possibile tornare indietro tramite il tasto *Undo*. Per questa soluzione il valore di amplificazione che si è raggiunto è 5. Significa che, avendo definito la traslazione unitaria di un centimetro, è possibile sollevare il portanumero di cinque centimetri rispetto alla configurazione originale.

Di seguito viene mostrato il risultato ottenuto (Figura 67), in cui si può notare che l'unico elemento a variare la propria posizione e la propria forma è solo il portanumero, con una traslazione verticale diretta verso l'alto.

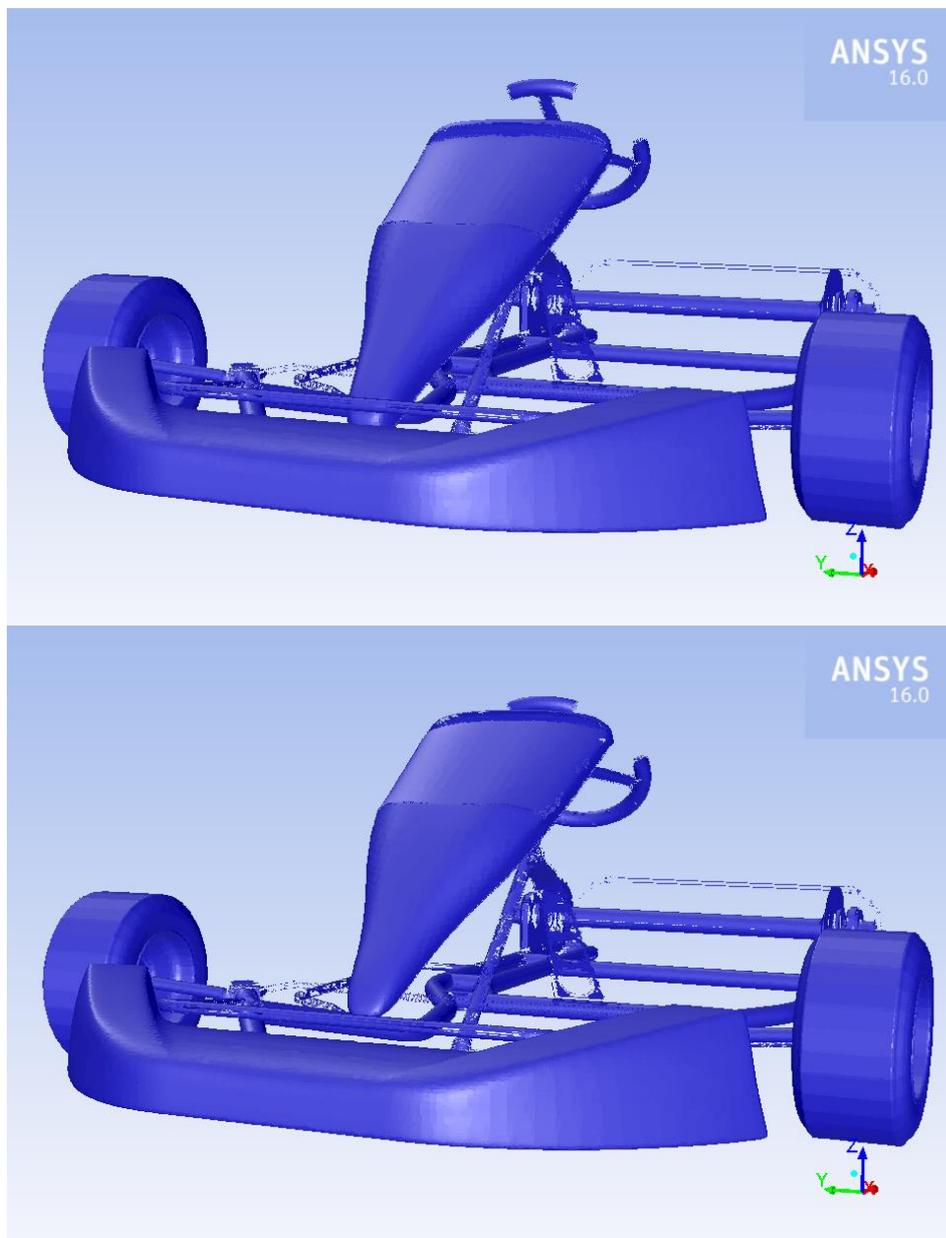


Figura 67: Azione di morphing sull'altezza del portanumero anteriore

5.2.3. Strizione verticale

Per questa e modifica e per le altre che seguiranno verrà solamente presentata un'immagine comparativa della superficie in configurazione base e della stessa superficie dopo aver subito l'azione di morphing al massimo della sua ampiezza. Questa modifica di forma è stata effettuata con l'obiettivo di indirizzare meglio il flusso d'aria, proveniente dalle ruote anteriori, al di sopra di quelle posteriori (Figura 68).

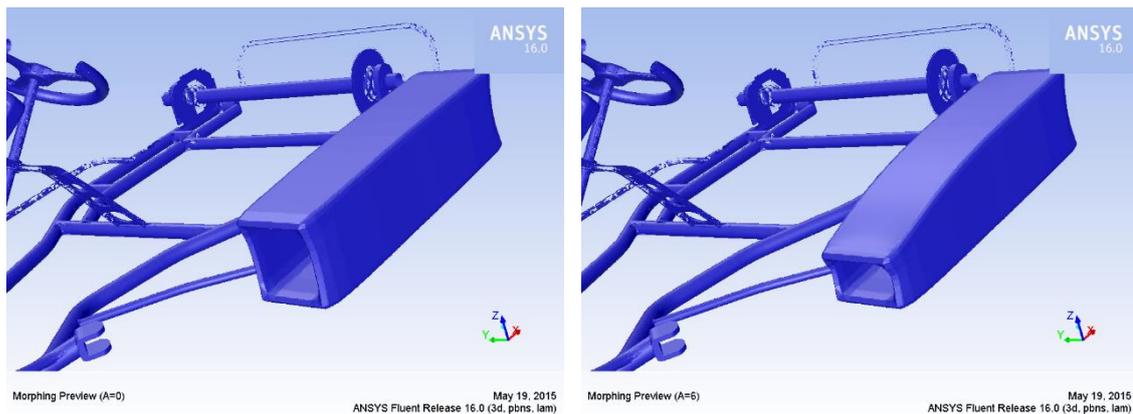


Figura 68: Strizione verticale

5.2.4. Strizione orizzontale

Questa modifica ha lo scopo di convogliare meglio il flusso d'aria all'esterno delle ruote posteriori (Figura 69).

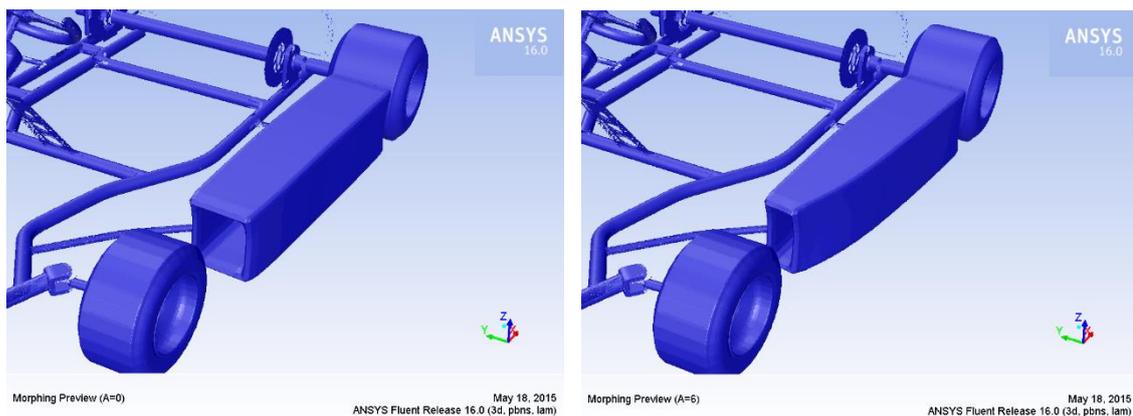


Figura 69: Strizione orizzontale

5.2.5. Assottigliamento carenature laterali

Questa modifica consiste nel diminuire la larghezza delle carenature allo scopo di diminuire la superficie in grado di generare attrito con il flusso (Figura 70).

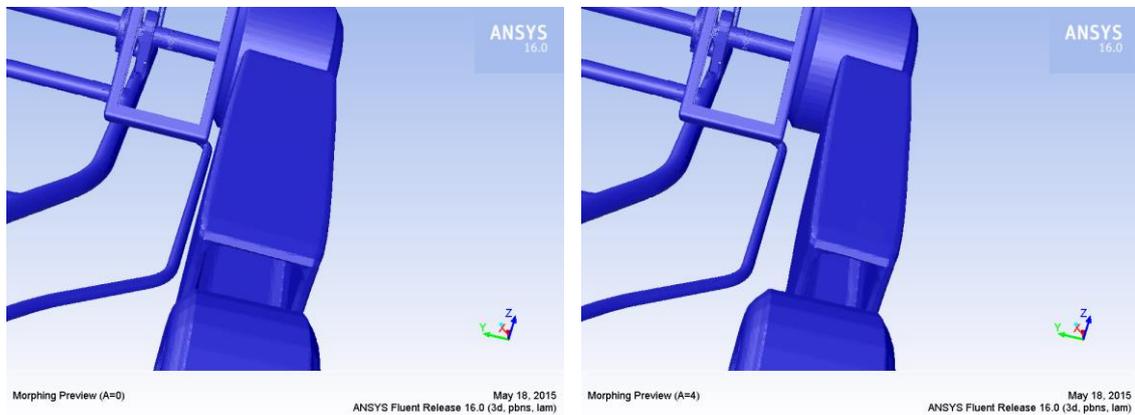


Figura 70: Assottigliamento carenature laterali

5.2.6. Allungamento carenature laterali

Questa modifica, che consiste nel diminuire la luce tra carene e ruote anteriori, consente di limitare le turbolenze del flusso dopo le ruote stesse (Figura 71).

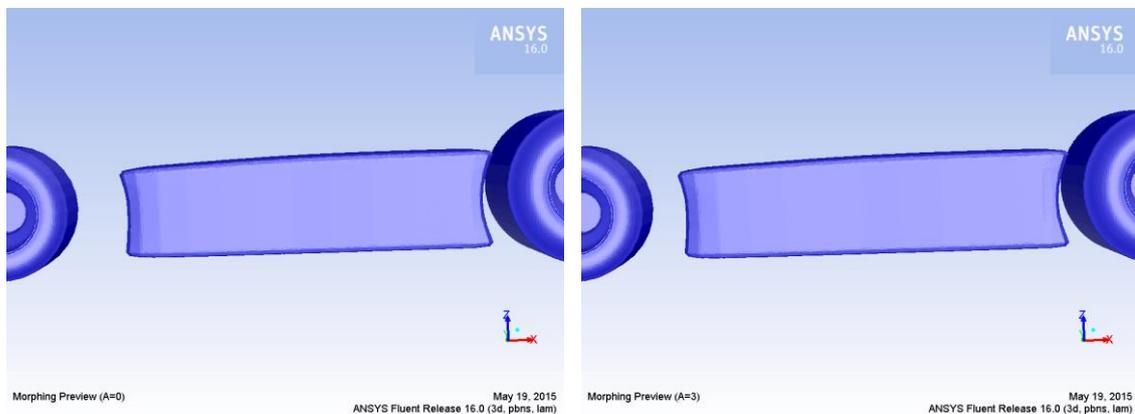


Figura 71: Allungamento carenature laterali

5.2.7. Curvatura posteriore carenature laterali

In questa soluzione viene smussato lo spigolo interno dell'estremo posteriore delle carenature laterali al fine di indirizzare il flusso all'esterno delle ruote posteriori (Figura 72).

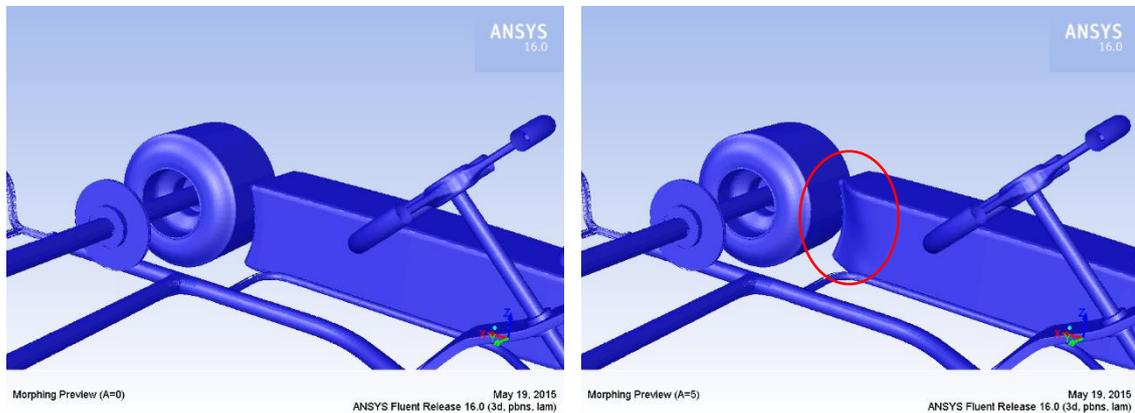


Figura 72: Curvatura posteriore carenature laterali

5.2.8. Allargamento portanumero anteriore

Questa modifica di forma è stata implementata al fine di offrire maggior copertura al corpo del pilota che risulta ampiamente esposto al flusso d'aria (Figura 73).

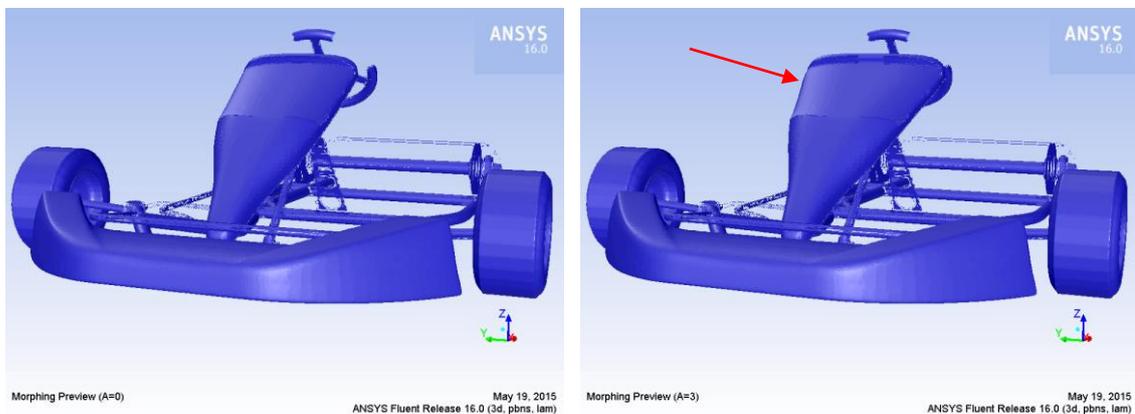


Figura 73: Allargamento portanumero anteriore

5.2.9. Variazione dell'inclinazione verticale delle zone laterali del paraurti anteriore

L'obiettivo di questa modifica è aumentare il transito del flusso al di sopra delle ruote anteriori (Figura 74).

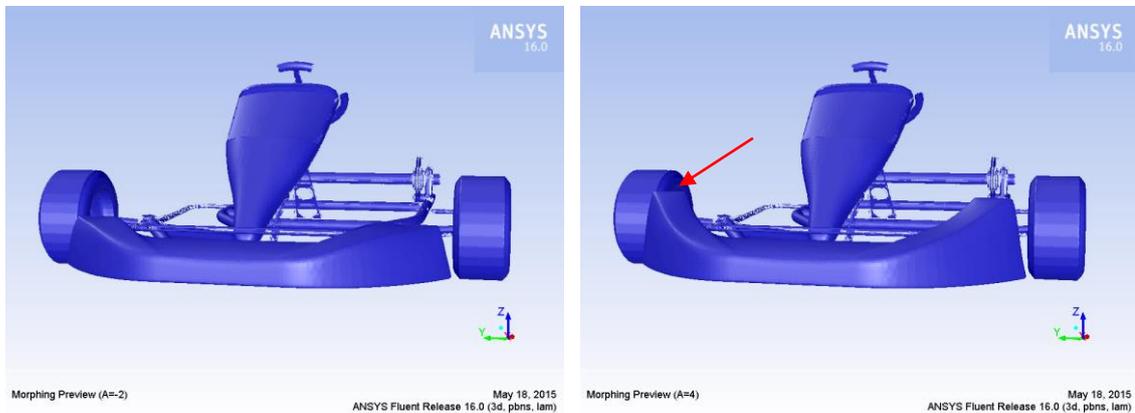


Figura 74: Variazione dell'inclinazione verticale delle zone laterali del paraurti anteriore

5.2.10 Allargamento paraurti anteriore

Questa modifica è stata implementata al fine di guidare il flusso dell'aria all'esterno della carreggiata anteriore (Figura 75).

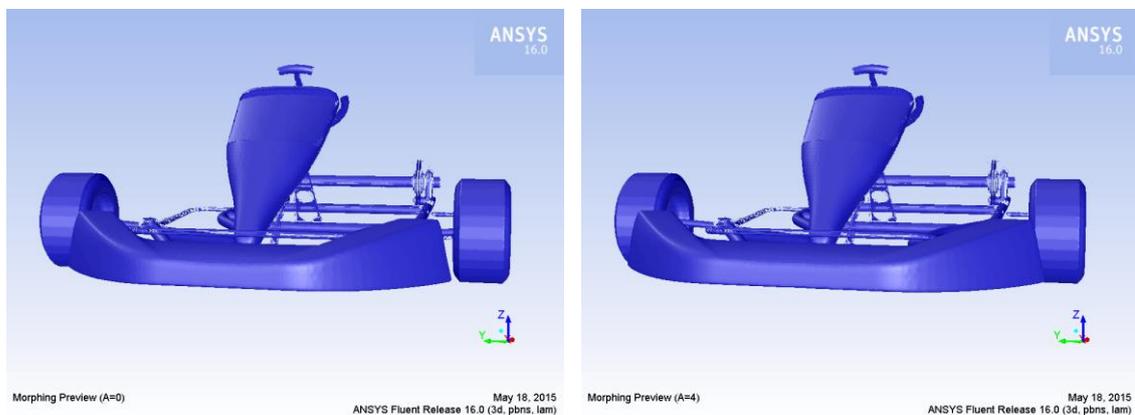


Figura 75: Allargamento paraurti anteriore

5.2.11. Variazione dell'inclinazione orizzontale delle zone laterali del paraurti anteriore.

L'obiettivo imposto è in questo caso lo stesso della modifica precedente, ovvero guidare all'esterno delle ruote anteriori il flusso dell'aria. Sono state implementate dunque due variazioni di forma per lo stesso fine per poter valutare, in fase di ottimizzazione, quale delle due si rivela avere maggior impatto sull'aerodinamica del mezzo (Figura 76).

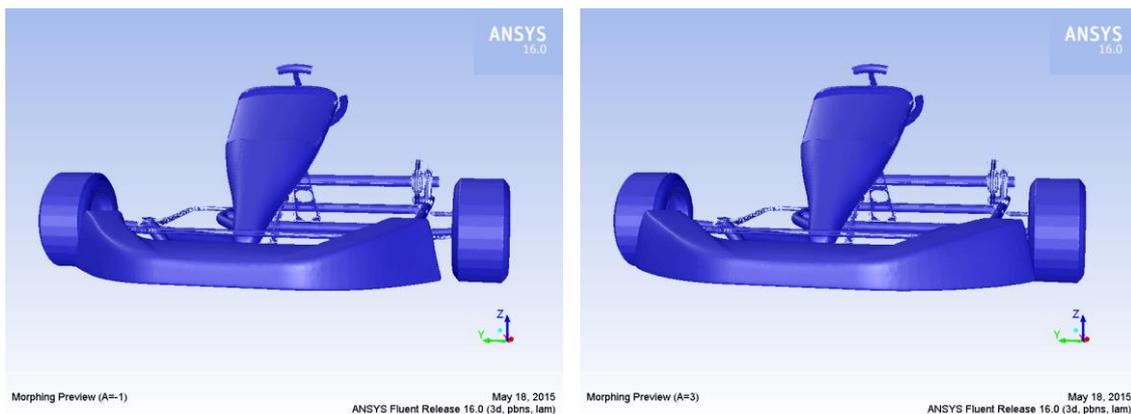


Figura 76: Variazione dell'inclinazione orizzontale delle zone laterali del paraurti anteriore

Prima di passare all'illustrazione delle modifiche di setup effettuate è bene fare alcune precisazioni sulle modifiche illustrate fin qui. Ogni variazione di forma è stata realizzata con uno scopo ben definito, ad esempio di guidare il flusso al di sopra delle ruote, al di sopra del pilota, ecc. tuttavia a priori non è possibile sapere se essa avrà il risultato ipotizzato e l'efficacia o meno delle modifiche potrà essere individuata solo nella successiva fase di ottimizzazione.

5.3. Modifiche di setup

Per quanto riguarda le modifiche di setup, in questo paragrafo verranno implementate variazioni relative alla forma del radiatore. Questa parte è infatti soggetta a variazioni di superficie di considerevole entità per mantenere costante la temperatura del refrigerante fra il periodo estivo e quello invernale. Saranno pertanto di seguito illustrate le seguenti modifiche:

- Ampliamento della superficie del radiatore;
- Variazione dell'angolo di inclinazione del radiatore.

5.3.1. Ampliamento della superficie del radiatore

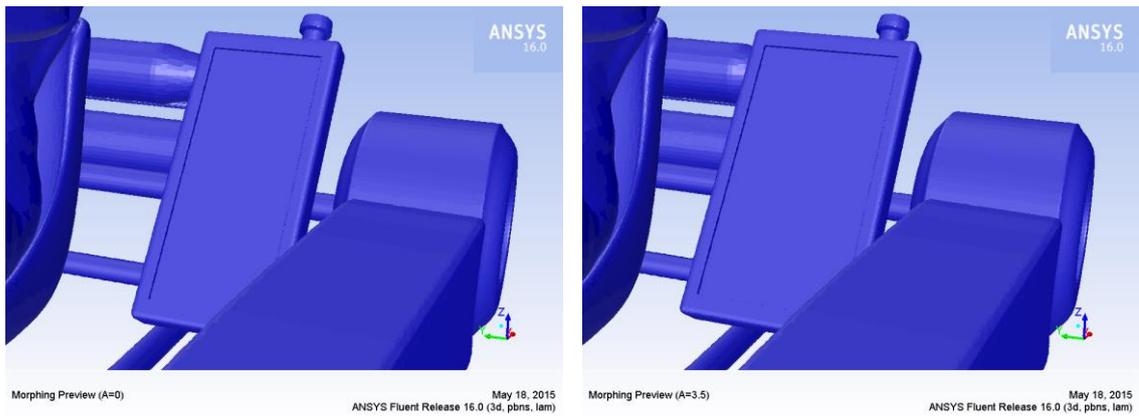


Figura 77: Ampliamento della superficie del radiatore

5.3.2. Variazione dell'angolo di inclinazione del radiatore

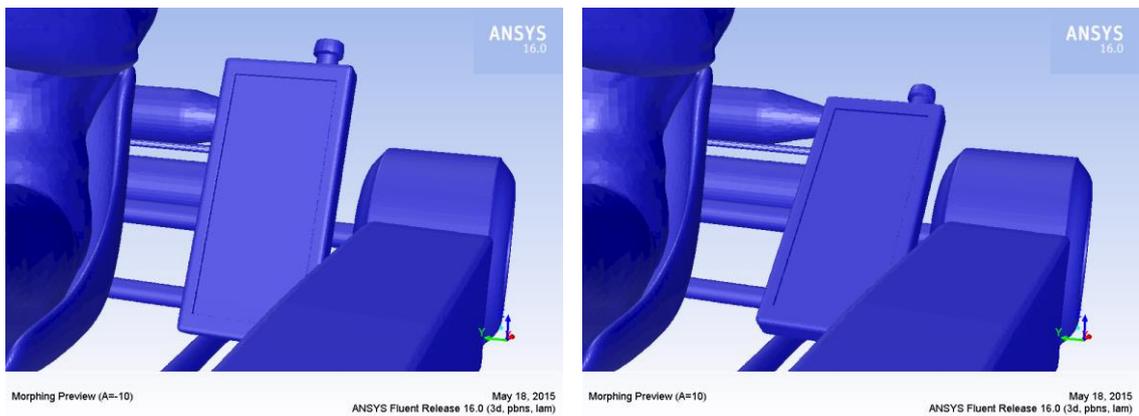


Figura 78: Variazione dell'angolo di inclinazione del radiatore

5.4. Problematiche incontrate

Nei paragrafi precedenti sono stati illustrati i setup definitivi delle modifiche implementate. In realtà per arrivare a quelle soluzioni, si sono incontrate diverse problematiche che verranno qui brevemente elencate e approfondite nel dettaglio nei paragrafi seguenti:

- Deformazione non conforme a quella desiderata;
- Deformazioni indesiderate di altre superfici;
- Celle left handed o con volumi negativi.

5.4.1. Deformazione non conforme a quella desiderata

Nella fase di realizzazione delle modifiche di forma mediante mesh morphing, può accadere che sia impostata una determinata variazione di forma e invece il risultato finale non è conforme a quello desiderato. Si può anche incappare, se l'impostazione dell'azione di morphing non è corretta, in effetti indesiderati come ad esempio strane evoluzioni delle superfici, scalini, distorsioni irreali, ecc. In quest'ottica si comprende l'estrema utilità del pannello *Preview*, che consente di visualizzare un'anteprima della deformazione senza dover procedere al morphing vero e proprio che richiede un intervallo di tempo ben più ampio. Una volta riscontrato l'eventuale problema tramite la funzione di preview, è necessario intervenire sui settaggi impostati. Con un po' di esperienza e conoscenza del software è possibile capire agevolmente l'origine delle anomalie, per poi risolverle con le opportune modifiche.

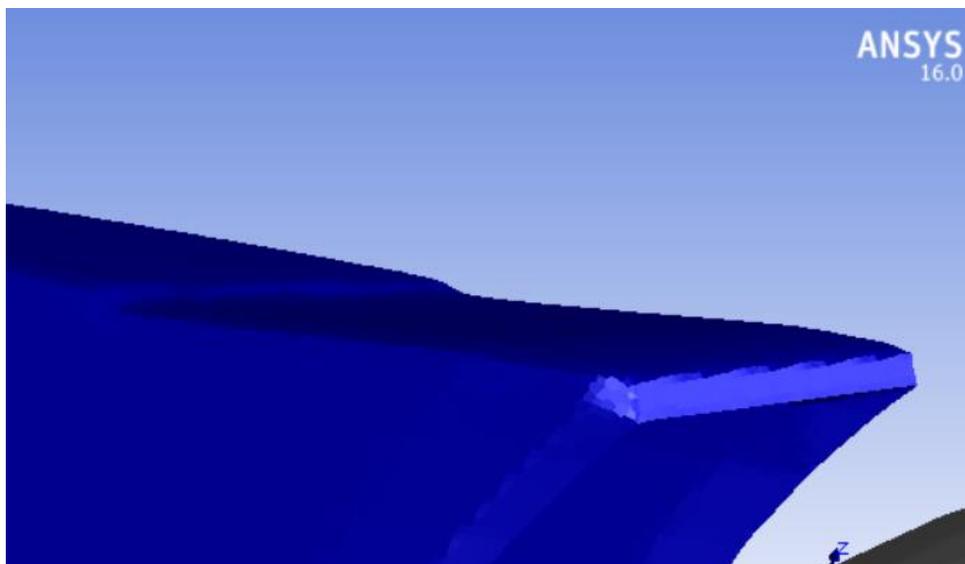


Figura 79: Scalino involontario comparso nella realizzazione di una modifica

Per esempio, nel caso già esaminato del passaruota (par 5.2.1), è capitato di incontrare diversi problemi fra cui l'anomalia mostrata in Figura 79: Scalino involontario comparso nella realizzazione di una modifica Figura 79. Si può vedere la presenza di uno scalino che rende la superficie non uniforme. La situazione si è risolta scegliendo opportunamente le encap di selezione per mantenere fisse alcune zone della carenatura che hanno reso il movimento conforme a quello desiderato.

5.4.2. Deformazioni indesiderate di altre superfici

Altro inconveniente che può venirsi a creare è quello di trovare deformazioni su superfici da mantenere invece inalterate. Questo avviene poiché le diverse superfici sono tutte collegate fra loro dalla mesh di volume, che è presente ovviamente anche negli spazi non appartenenti ad alcuna superficie e dunque non visualizzati, in questo caso rappresentati dalle zone occupate dal fluido. Quindi quando si va ad applicare una trasformazione, essa trascina con se anche lo spazio circostante, che a sua volta trascina le altre superfici. Per evitare quindi questo tipo di problema è sufficiente definire eventualmente dei set di superfici aggiuntivi nel pannello *Surfs* e assegnarvi spostamento nullo. In Figura 80 è mostrato cosa sarebbe successo, sempre nel caso del passaruota, se non si fosse fissata la ruota posteriore.

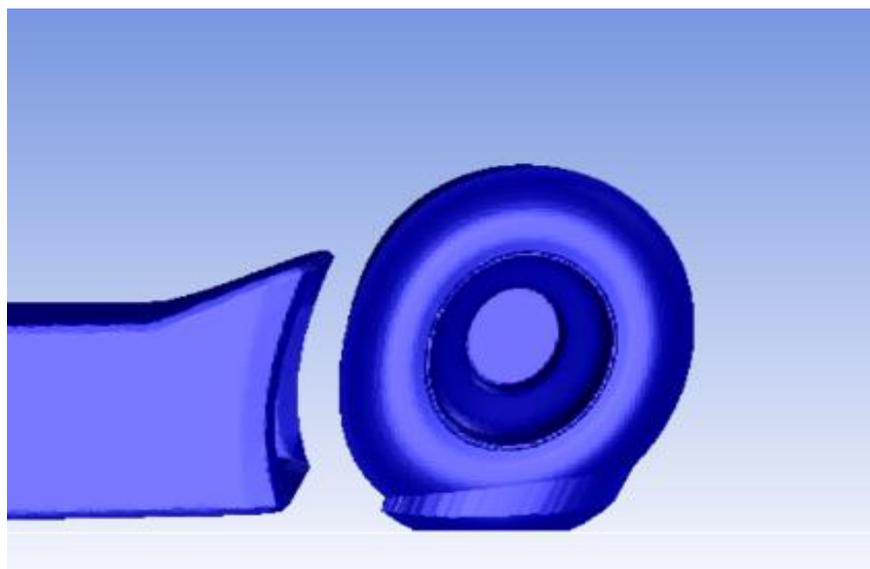


Figura 80: Deformazione di una superficie associata alla modifica di un'altra superficie

5.4.3. Celle left handed o con volumi negativi.

Il mesh morphing è, come si è potuto osservare in questo capitolo, uno strumento molto potente, ma possiede dei limiti. Infatti la qualità della mesh è inversamente proporzionale all'ampiezza dell'azione di morphing e una mesh di scarsa qualità corrisponde inevitabilmente a risultati non attendibili forniti dalla CFD. Addirittura, spingendosi oltre certi limiti di ampiezza della deformazione, avviene il collasso delle celle della mesh che perde pertanto la sua validità. E' possibile valutare la qualità della mesh attraverso un controllo all'interno di Fluent che restituisce nella TUI le statistiche sul volume delle celle indicandone il valore massimo e il valore minimo nonché la loro qualità. Può dunque accadere che vengano individuate *celle a volume negativo*, ovvero celle caratterizzate da una connessione impropria che le rende inutilizzabili. Un'altra evenienza a cui si può andare incontro, se l'azione di morphing è eccessiva ma non al punto da causare celle a volume negativo, è la degenerazione delle facce di alcune celle che assumono il nome di *left-handed faces*. In questo caso la cella possiede una dimensione molto più piccola rispetto alle altre due e non è utilizzabile ai fini del calcolo CFD.

Capitolo 6. Morphing della taglia del pilota

6.1. Panoramica

Il pilota in un go-kart, è l'elemento che più ha impatto sulla pressione aerodinamica, in quanto le dimensioni sono elevate rispetto alla vettura e quindi ricopre una buona percentuale dell'area totale. Sebbene non sia possibile, dato un pilota modificarne la forma, si può valutare l'effetto che ha la taglia di un pilota. Un pilota di piccola statura avrà meno impatto di uno più grande. Quindi si potrebbe pensare di ottimizzare le superfici del kart in base alla statura del pilota e vedere che al variare della taglia, il design ottimale non rimane lo stesso, bensì avrà ogni volta una sua configurazione specifica.

In questo capitolo ci si occuperà del mesh morphing del pilota avvalendosi di diverse tecniche. La più interessante è quella di rendere il pilota un manichino mobile definendone uno scheletro, i cui punti possano essere mossi, facendo attenzione ad eseguire solo movimenti naturali e compatibili con il corpo umano. In questo caso, muovendo alcune "ossa" non come corpi rigidi, ma come oggetti deformabili (allungamento e accorciamento), è stato possibile modificare posizione e dimensioni del pilota in un unico passaggio. Vedremo anche come è stato possibile diminuirne l'altezza e la stazza.

6.2. Creazione dello stick-model

Per variare posizione e dimensioni del pilota, si è pensato di creare una mappa di punti che ne rappresentasse l'ossatura.

La soluzione è stata trovata importando il modello CAD nel software Femap. All'interno del programma è stato possibile ricreare l'ossatura stilizzata a stick. Quindi, seguendo l'anatomia del pilota sono state definite delle curve rettilinee per stilizzare le ossa principali. Una volta definiti i segmenti ossei, questi sono stati discretizzati in un numero di punti variabile tra 24 e 50 per ogni segmento. Questi punti sono stati visualizzati, dopodiché ne sono state esportate le coordinate in un file .txt. Successivamente si è spostato tutto in Excel per organizzare i dati in una forma che potesse essere poi letta da RBF Morph.

Quindi come detto il primo passo è stato quello di importare il modello del pilota da Fluent (Figura 1) a Femap, per poterci disegnare all'interno o scheletro (Figura 2).

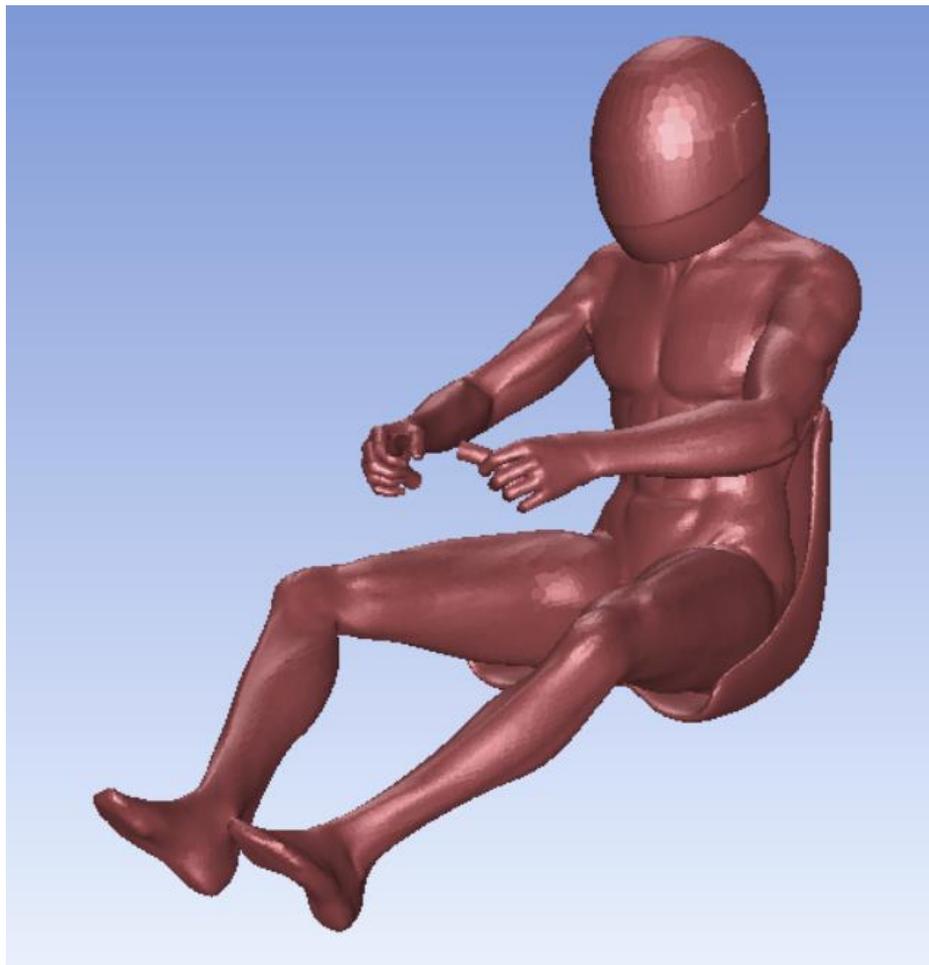


Figura 1: Modello del pilota in ANSYS Fluent

All'interno del modello sono state definite delle curve di tipo linea, come stilizzazione dello scheletro del pilota:



Figura 2: Modello del pilota importato in Femap con all'interno il modello a stick

Come è possibile notare, le ossa rappresentate, sono le grandi ossa che permettono i movimenti principali dell'essere umano. I segmenti sono tutti collegati tra loro, in modo che il movimento di uno di essi sia seguito dalla parte adiacente.

Ovviamente per evitare disomogeneità tra lato destro e sinistro, è stata definita prima la parte destra del manichino. La parte sinistra è stata ottenuta applicando la simmetria rispetto ad un piano passante per la mezzeria del pilota.

In Figura 3 è possibile visualizzare lo *stick model*



Figura 3: Dettaglio del modello a stick

A queste linee è stata applicata una mesh, cioè sono state discretizzate dividendole in più punti equidistanti tra loro (Figura 4: Discretizzazione del modello a stick).

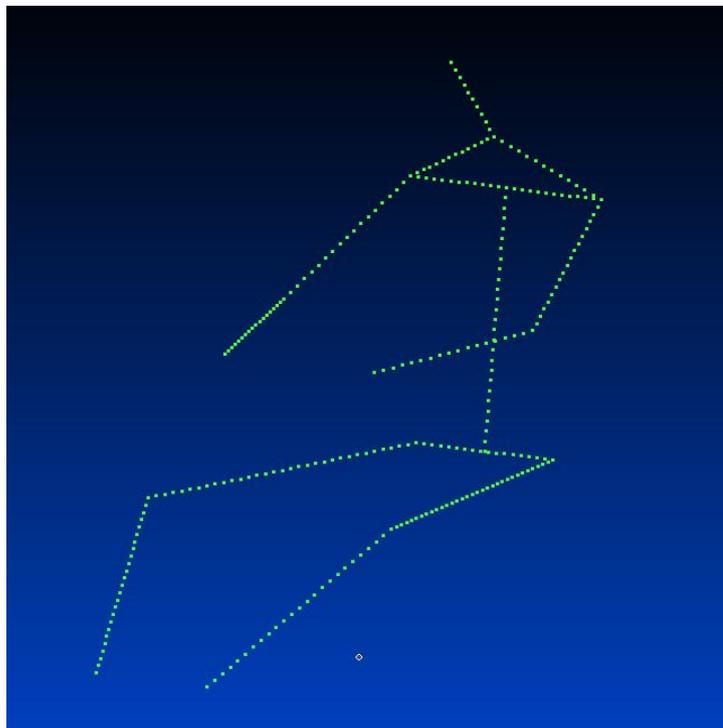


Figura 4: Discretizzazione del modello a stick

Definiti i punti appena illustrati, è stato necessario visualizzarne le coordinate nella TUI di Femap, tramite la funzione *list*. Esportate le coordinate in un file di testo, e riportate in un foglio Excel, sono state riorganizzate per essere lette in formato PTS da RBF Morph in ANSYS Fluent. Per completare il file, è necessario inserire anche gli spostamenti e i movimenti desiderati, in termini di Δx , Δy e Δz . Quindi ancora all'interno di Femap, è stato assegnato ad ogni segmento il movimento. Si è avuto cura di mantenere fissi alcuni vincoli, come le mani sul volante, i piedi sui pedali e logicamente di mantenere continue le articolazioni. Per dare un'idea di come è stato compilato il file PTS vengono riportati quattro punti a titolo di esempio:

```

57
-0.44263 0.11000 0.16140 0.00000 0.00000 0.00000 0 0 brake point-1
-0.42907 0.11542 0.16717 0.00000 -0.00334 0.00125 0 0 brake point-2
-0.41551 0.12083 0.17295 0.00000 -0.00666 0.00250 0 0 brake point-3
-0.40195 0.12625 0.17872 0.00000 -0.01000 0.00376 0 0 brake point-4

```

Figura 85: Formato file PTS

Nel caso delle gambe, per muoverle verso l'interno, si è spostato il punto corrispondente al ginocchio. Essendoci come detto il vincolo della continuità delle articolazioni, quel punto comporta anche il movimento del Femore e della Tibia. Nella figura a lato, riportato questo caso, in cui oltre al movimento, le gambe vengono anche accorciate per rappresentare un pilota di taglia più piccola.

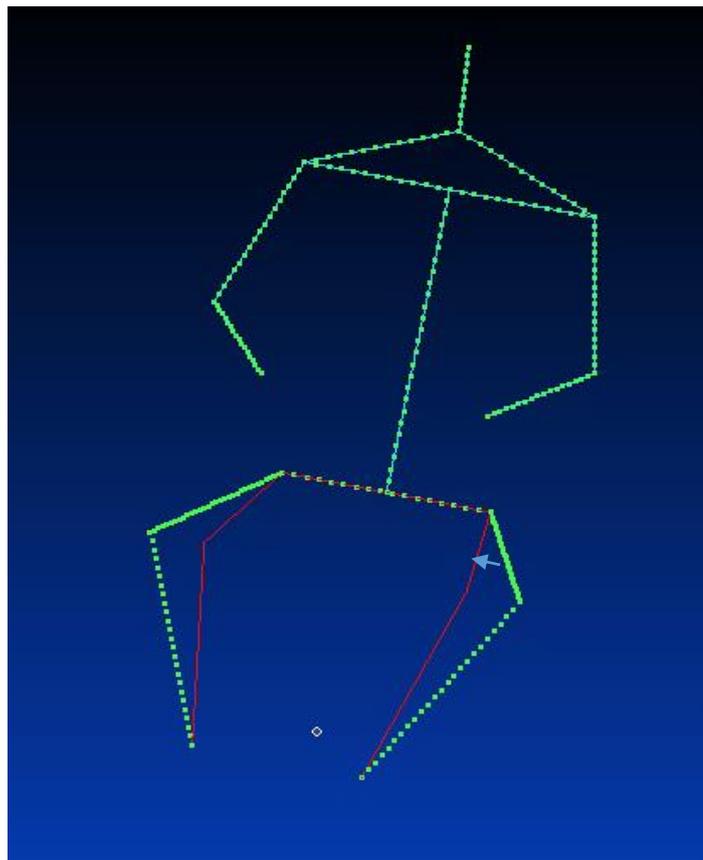


Figura 6: Movimento del modello a stick

6.3. Mesh morphing del pilota

6.3.1. Utilizzo dello *stick-model*

Una volta creati i file PTS, contenenti le coordinate dei punti che identificano l'ossatura del pilota e il suo movimento, è stata aperta la mesh originale in Ansys Fluent. Da qui si è proceduto all'interno della GUI di RBF Morph. Per aprire RBF Morph ed abilitare le librerie la procedura è la stessa già discussa nel capitolo precedente per cui verrà tralasciata la trascrizione in questa sede. In RBF Morph è possibile muovere punti identificati dalle coordinate. Si possono selezionare manualmente i punti dallo schermo, si possono inserire le coordinate di un punto e assegnargli il movimento, oppure come è stato fatto per questo caso, si possono caricare dei file in formato PTS contenenti tutte le informazioni necessarie.

Per impostare il movimento, si è aperto il pannello *Points*. All'interno del pannello è possibile inserire manualmente coordinate e spostamenti, oppure selezionare un file PTS presente nel PC.

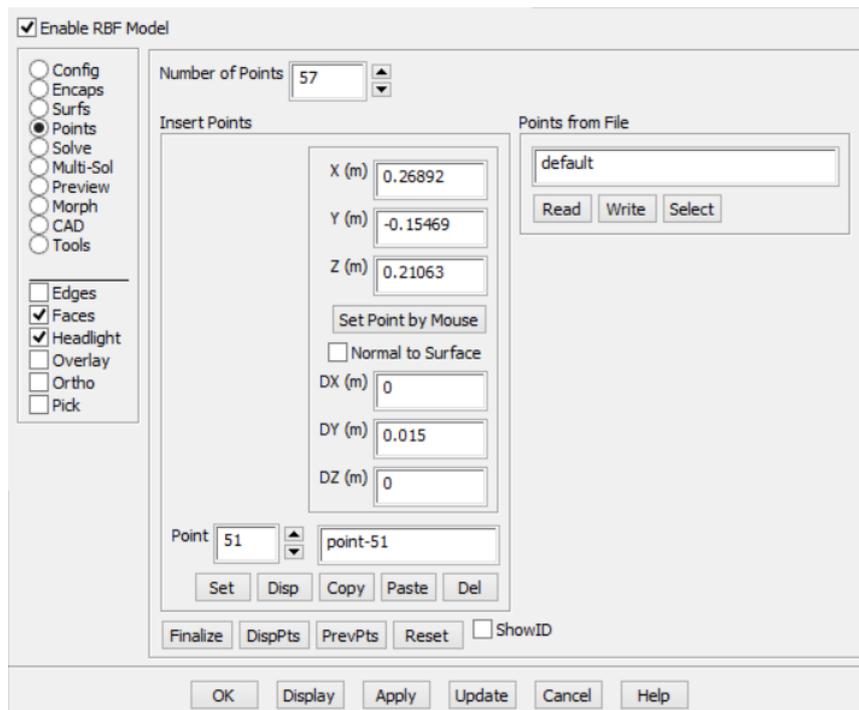


Figura 7: Finestra di dialogo "points"

Dalla casella *Points from file* è stato selezionato il file creato in precedenza, e letto cliccando sul tasto *Read*. In Figura 7 è riportata la schermata in questione, facente riferimento al movimento della gamba sinistra del pilota. In questo modo il programma ha letto le coordinate di 57 punti con i relativi spostamenti.

Aperto il file si è cliccato sul tasto *Set* per validare l'operazione. Adesso, per far sì che a muoversi sia la sola gamba sono stati definiti dei set per mantenere fisse le altre parti del corpo del pilota, e le parti del kart adiacenti. Si è aperto il pannello *surfs* ed è cominciato il setup dei vari sets. Per prime sono state selezionate nella casella *Select surface* tutte le superfici adiacenti non appartenenti al pilota che sono: carena anteriore, chassis, radiatore, sterzo e serbatoio della benzina. Per imporre il movimento nullo si è cliccato sul tasto *Set M* inserendo zero come valore per tutti gli spostamenti (Figura 8). Dopo aver dato l'ok e cliccato set per validare le impostazioni è stato possibile passare al set successivo.

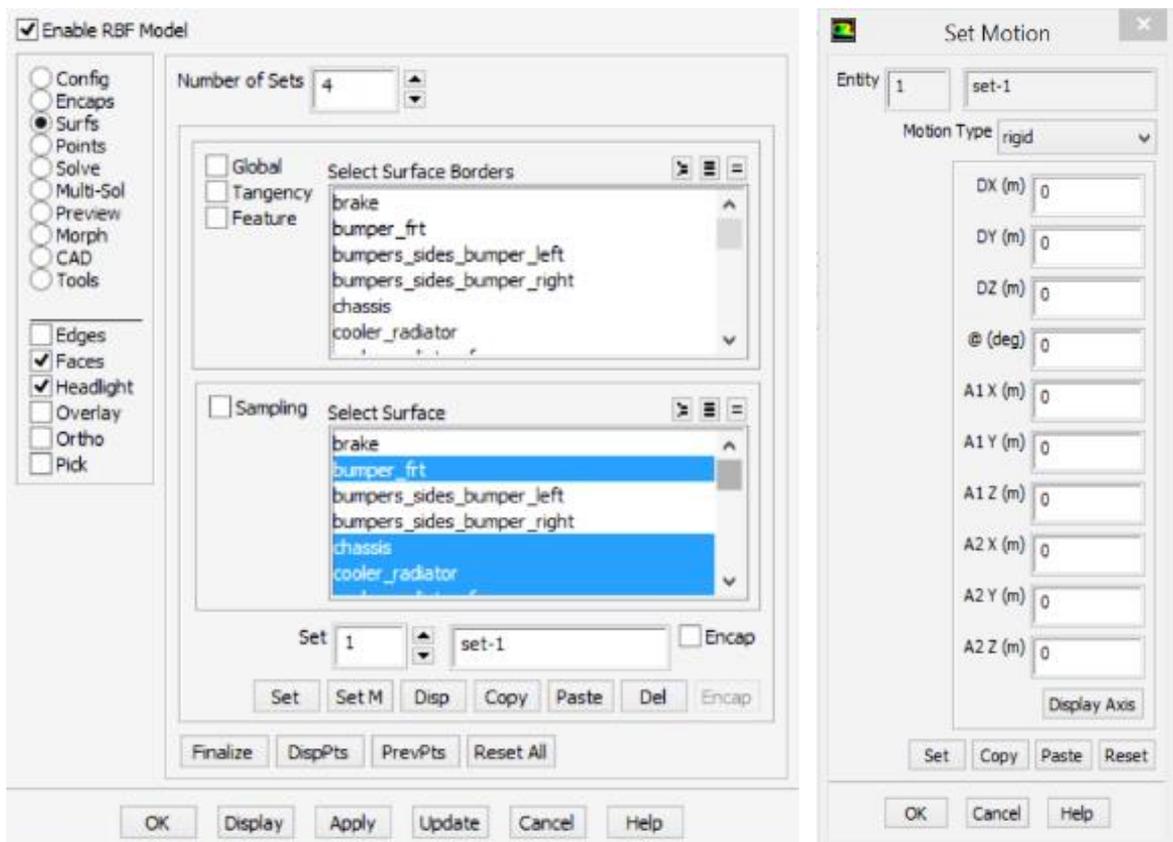


Figura 8: Bloccaggio delle superfici non coinvolte nel movimento

In tutto i sets creati sono stati quattro, uno appena visto ed altri tre per fissare alcune parti del pilota stesso. I sets per fissare il pilota sono stati definiti con il metodo già visto delle *Selection Encap* (Figura 9).

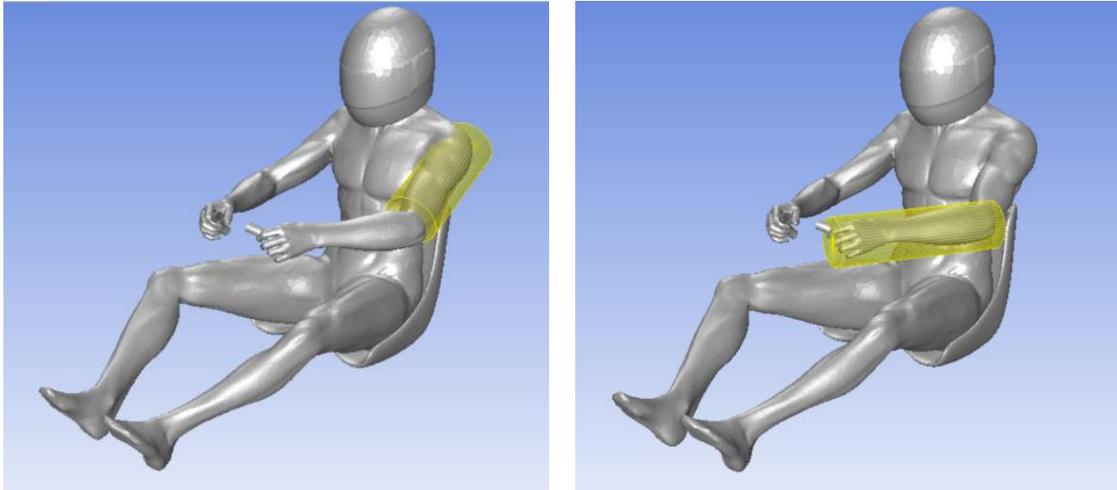


Figura 9: Fissaggio delle zone del pilota diverse dalle gambe

Prima di passare al passaggio successivo si mostrano le immagini del pilota prima e dopo il movimento (Figura 10).

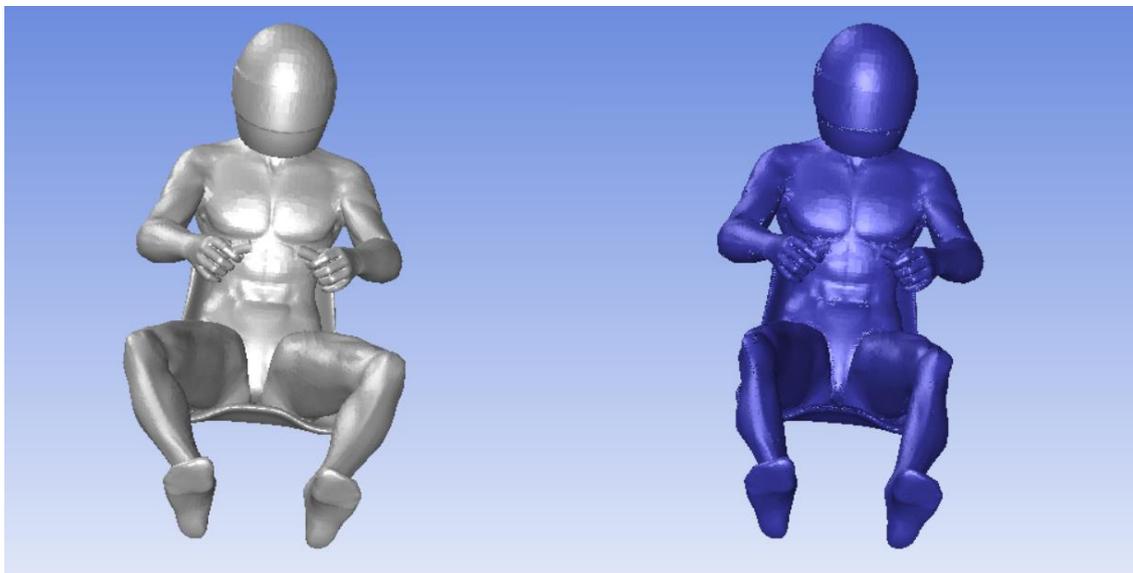


Figura 10: Confronto prima e dopo la modifica alle gambe del pilota

Lo stesso metodo è stato utilizzato per il movimento delle braccia, di cui di seguito viene mostrato il risultato. Si riporta in Figura 11 la chiusura delle braccia nello stick-model.

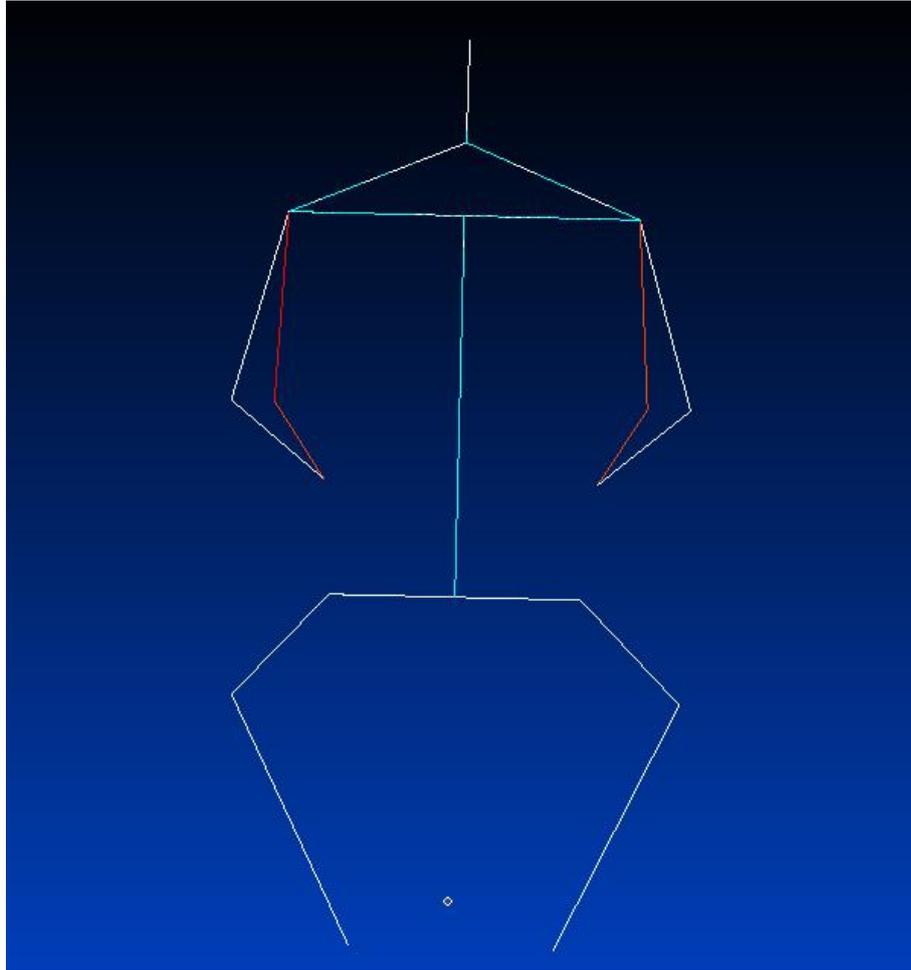


Figura 11: Movimento dello stick relativo alle braccia

Come nel caso delle gambe, sono state esportate le coordinate dei punti in un file PTS che è stato utilizzato in RBF Morph per la modifica sul pilota. La procedura è stata esattamente la stessa, utilizzando il pannello points della libreria RBF. Di differente ci sono stati i sets di bloccaggio, in cui c'è stato il bisogno di fermare altre parti, come il volante ad esempio.

6.3.2. Riduzione dell'altezza

Per creare un pilota di taglia più piccola, è stato necessario anche diminuirne l'altezza. Per farlo si è fatto di nuovo uso di RBF Morph con lo stesso approccio utilizzato per modificare le forme delle carene. Avendo già spiegato in dettaglio nel capitolo precedente il funzionamento e l'interfaccia del software, per questo caso vengono riportate solo le immagini necessarie a comprendere l'operato.

Si è iniziato creando una selection Encap nel pannello *Surfs*, questa è l'operazione responsabile del morphing desiderato. Come si può vedere in Figura 12, sono stati selezionati i punti del casco del pilota, assegnando loro una traslazione verticale verso il basso. In questo modo ne risente tutto il pilota, diminuendo anche l'altezza del busto.

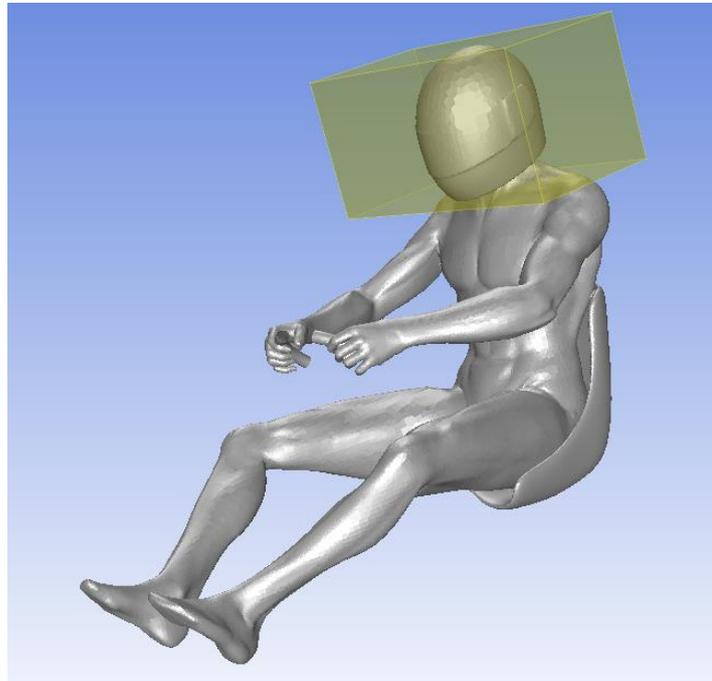


Figura 12: Box di selezione per la realizzazione del movimento

Per evitare che il pilota venga semplicemente traslato, è stato bloccato all'altezza della seduta con un'altra selection encap, che eviti la penetrazione del pilota al di sotto del piano dei tubi del telaio (Figura 13).

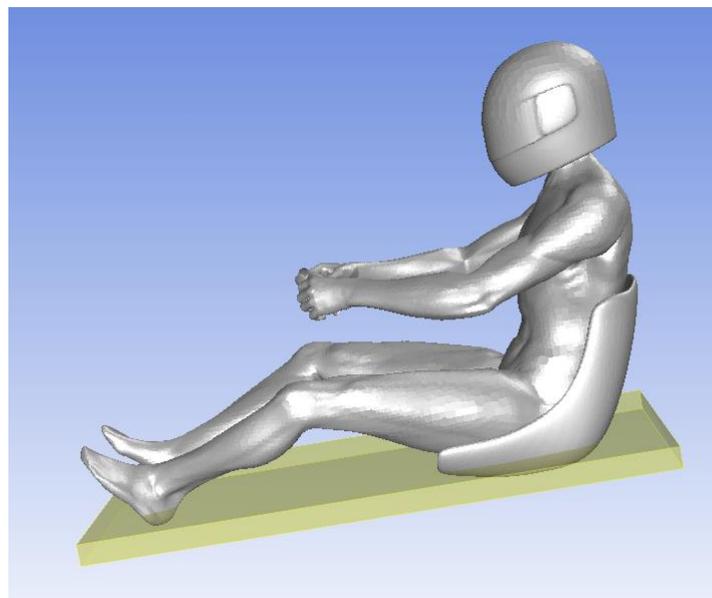


Figura 13: Encap di selezione per definire le superfici da bloccare

L'ultimo set di Surf è stato implementato per realizzare il bloccaggio delle superfici non appartenenti al pilota, quindi i freni, lo chassis, il motore, il radiatore e il serbatoio della benzina. Per limitare la zona di morphing, è stato definito un dominio dal pannello *Encaps*. All'interno del pannello è stata scelta una *Domain Encap* di tipo *Box* che come si può vedere in Figura 14 include tutti quei componenti che sono stati appositamente bloccati.

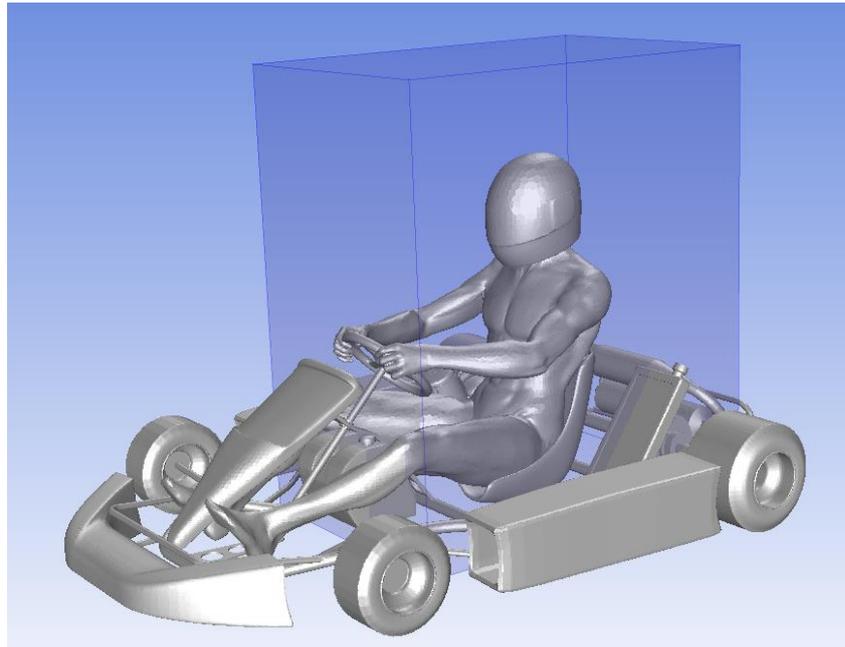


Figura 14: Dominio di morphing

Infine viene qui sotto riportato, in Figura 15, il risultato ottenuto complessivamente sul pilota.

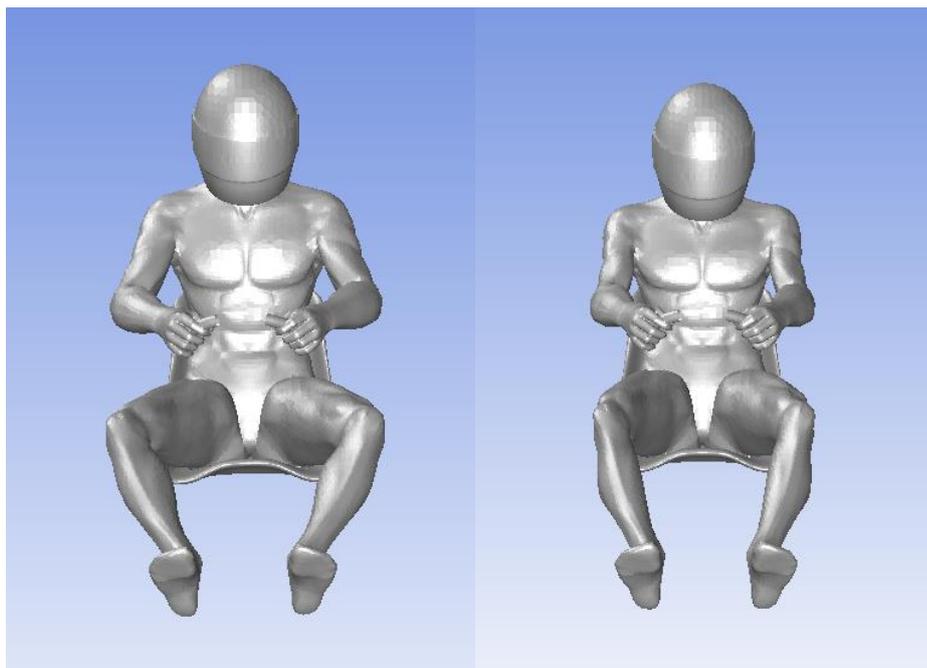


Figura 15: Confronto fra il pilota standard e il pilota di "piccola taglia"

Capitolo 7. Parametrizzazione e ottimizzazione

Nei capitoli precedenti sono state viste un discreto numero di modifiche e variazioni di forma del kart e del pilota. Con il solo utilizzo di Fluent quello che si potrebbe fare è far girare una soluzione per ognuna di queste modifiche, per vedere quali hanno effetti positivi sull'aerodinamica e con quale peso. Oppure si potrebbe applicare tutte insieme con amplificazioni arbitrarie e vedere il risultato. C'è però un'altra strada percorribile, ed è quella di accoppiare l'utilizzo di RBF Morph, con ANSYS Workbench. In questo modo è possibile parametrizzare il modello Fluent, attraverso le soluzioni RBF, calcolate tramite RBF Morph, ed avvalersi di un modello parametrico con ANSYS Workbench allo scopo di eseguire un'analisi dell'ottimizzazione di forma automatizzata. In particolare, è stato utilizzato ANSYS Design Explorer in simbiosi con RBF Morph per consentire di inserire le modifiche effettuate come parametri di input e creare un Design of Experiment per l'ottimizzazione.

7.1 Definizione dei parametri

Come prima cosa è stato necessario copiare il file del modello Fluent nella cartella di lavoro di ANSYS Workbench e avviare il programma. Una volta caricata completamente la libreria è stato necessario trascinare il componente di sistema Fluent nella finestra *Project Schematic* come in Figura 96.

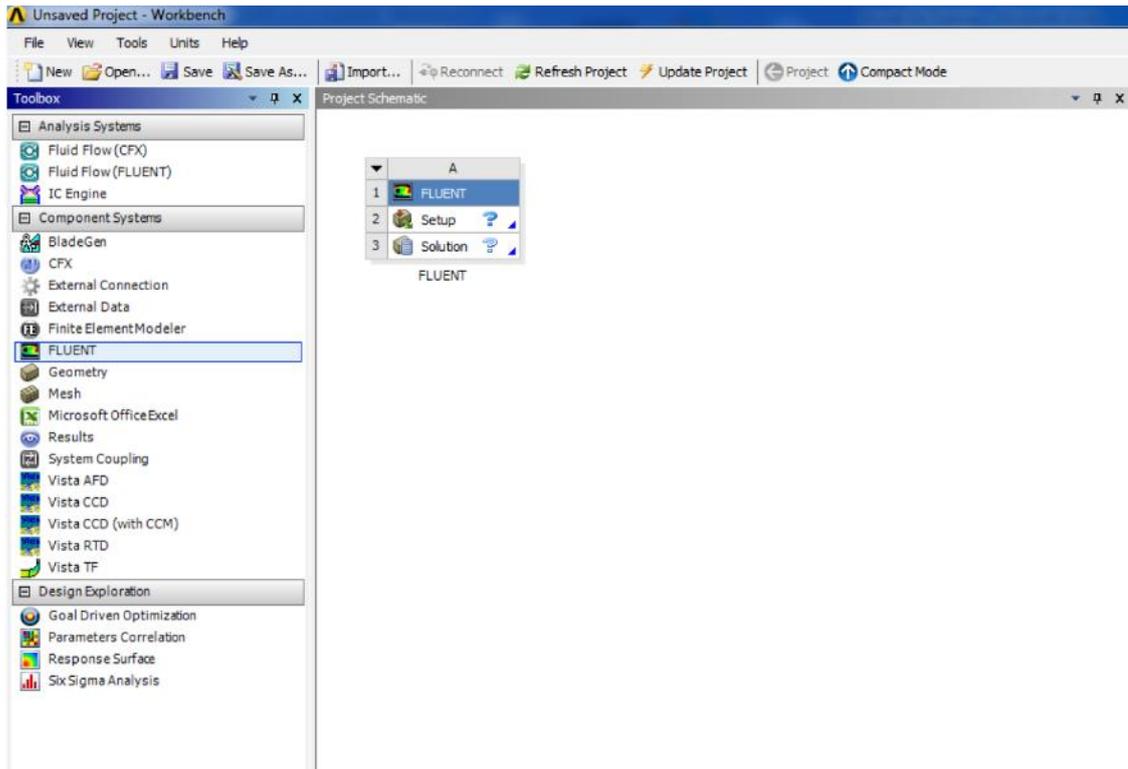


Figura 96: Ambiente di lavoro ANSYS Workbench

A questo punto cliccando con il tasto destro del mouse su setup, è stato caricato il file del caso del kart in esame cliccando su *Browse* come in Figura 97.

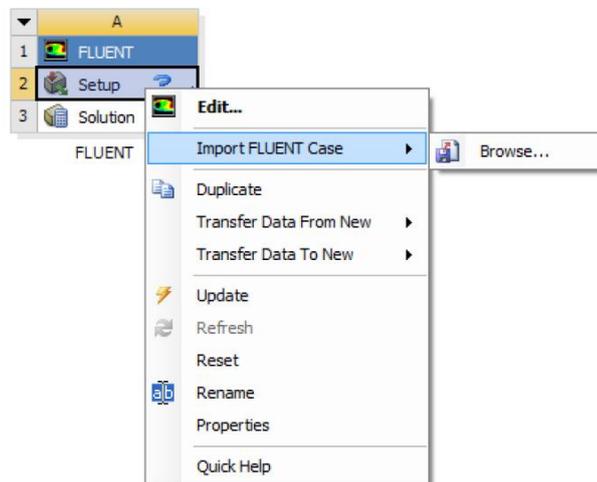


Figura 97: Importazione caso Fluent

Cliccando su OK Fluent ha caricato la mesh aprendosi in un'altra finestra grafica. Da qui si imposta tutto il caso con i vari settaggi per la simulazione. Questa fase è già stata descritta nel capitolo due, quindi si rimanda lì per i dettagli. Una volta finito di impostare il progetto è stato salvato tramite l'apposita funzione *save project* dal menu *file*. A questo punto è stato il momento di definire i parametri di ingresso e di uscita del problema. Come prima cosa è stato definito i parametri relativi alle soluzioni RBF. Per fare questo, è stata adottata la procedura UDF, disponibile al percorso *Define/parameter*. Da qui, aprendo *More* e cliccando in sequenza su *use in UDF*, *Select*, *New Parameter*, Si assegna lo stesso nome della soluzione RBF e si assegna come valore 0 (Figura 98).

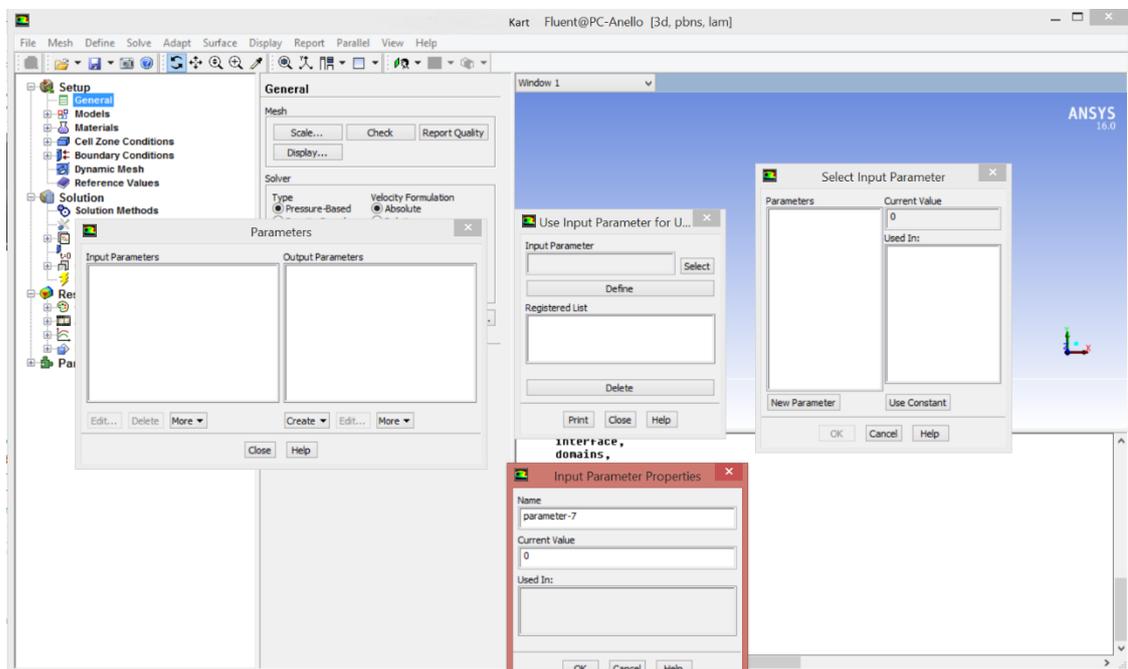


Figura 98: Implementazione parametri

Per creare i parametri di output, si è cliccato su *Create*, quindi *Forces*. In questo modo si è aperto il pannello *Force Reports* all'interno del quale sono state selezionate tutte le superfici del modello ed è stato definito il vettore della forza, cioè $0 \ 1 \ 0$. Cliccando poi su *Save Output Parameter* è stato assegnato il nome *Drag-force*. Stesso procedimento per definire la *Down-force*, con la differenza che il vettore direzione è stato impostato con le componenti $0 \ 0 \ 1$. I passaggi sono mostrati di seguito.

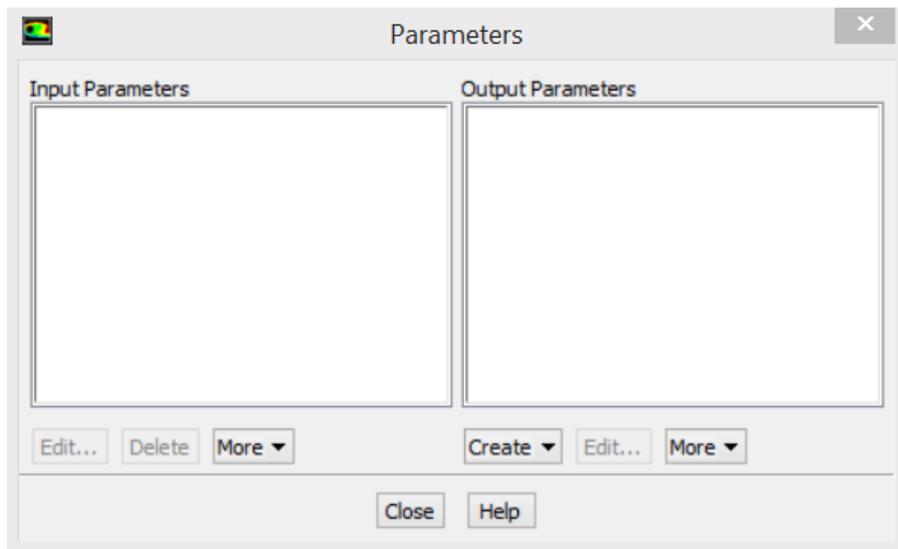


Figura 101: Dettaglio generazione parametri (1)

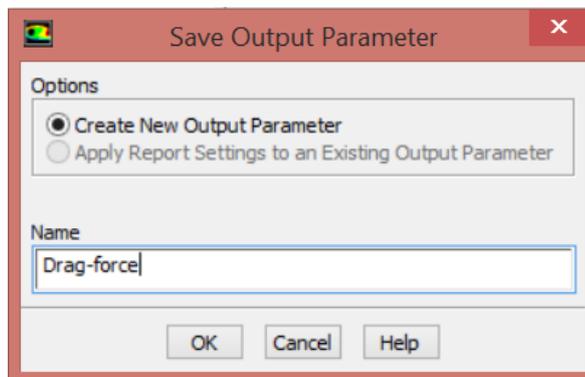


Figura 100: Dettaglio generazione parametri (2)

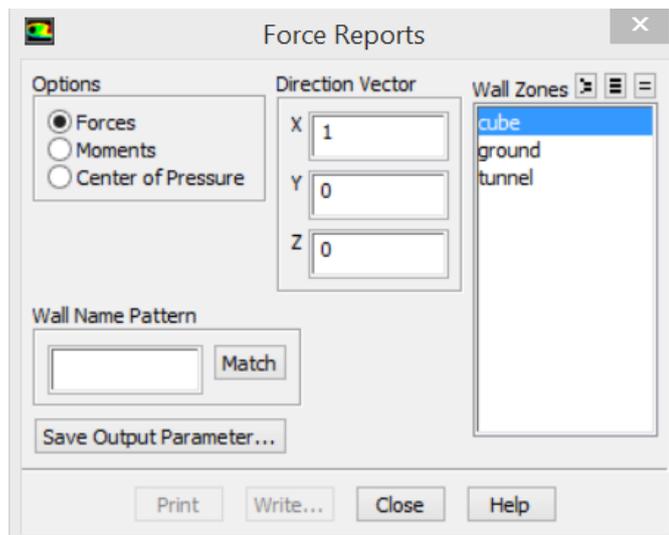


Figura 99: Impostazione superfici parametri di uscita

Una volta che i parametri sono stati creati, è stato il momento di collegare la forma del modello ai parametri di forma, e di definire l'inizializzazione del caso ad ogni design point. In quest'ottica, si è andati sul pannello *Calculation Activities*, è stato abilitato *Automatically Initialize and Modify Case*, premuto il tasto *Edit*. Come metodo di inizializzazione è stato selezionato *Use Solution Data From File*, inserendo il file della soluzione della baseline calcolata in precedenza.

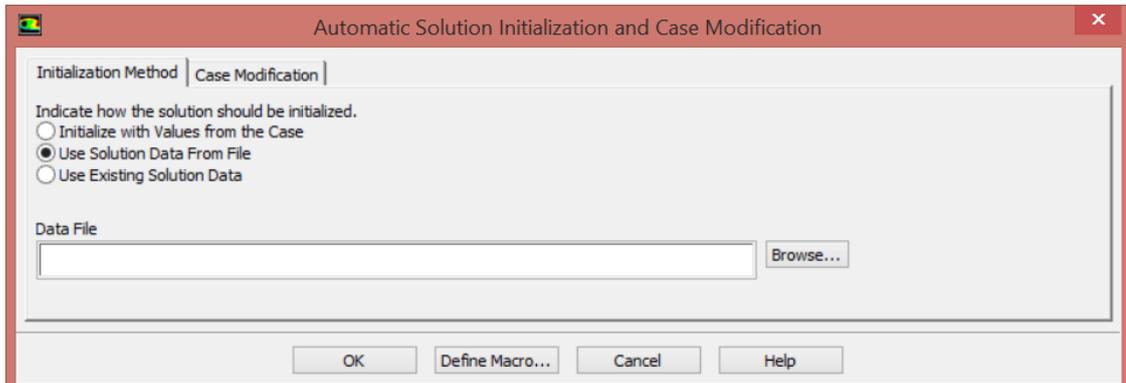


Figura 102: Metodo di inizializzazione

Nella tabella *Case Modification* sono stati abilitati *Original Settings* e *Modification 1*.

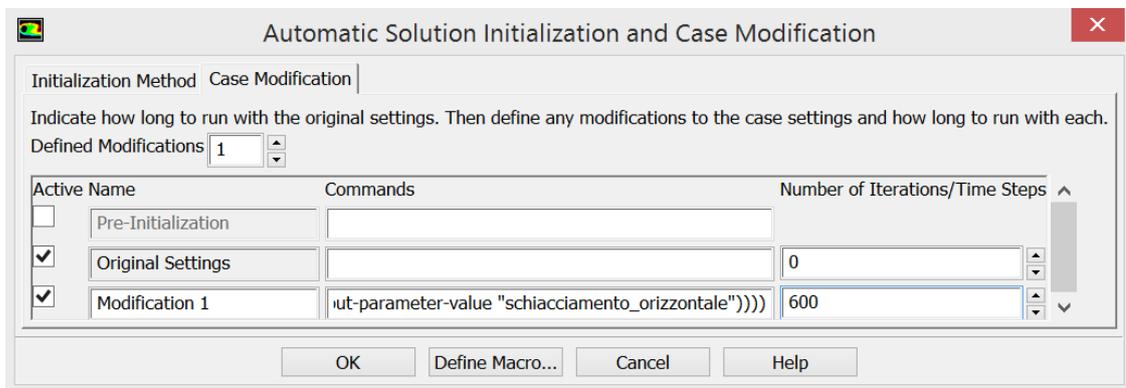


Figura 103: Stringa dei comandi di RBF Morph per l'impostazione dei parametri

Il campo *commands* di *modification 1* è stato compilato con il seguente codice:

```
“(rbf-morph (list (list "front-bump-side-wide-y" (get-input-parameter-value "front-bump-side-wide-y"))
(list "front-bump-wide-y" (get-input-parameter-value "front-bump-wide-y")) (list "front-bump-side-trasl-
z" (get-input-parameter-value "front-bump-side-trasl-z")) (list "portanumero-trasl-z" (get-input-
parameter-value "portanumero-trasl-z")) (list "portanumero-wide-y" (get-input-parameter-value
"portanumero-wide-y")) (list "allungamento_dx" (get-input-parameter-value "allungamento_dx")) (list
"allungamento_sx" (get-input-parameter-value "allungamento_sx")) (list "pancia_dx_assottigliamento"
(get-input-parameter-value "pancia_dx_assottigliamento")) (list "pancia_sx_assottigliamento" (get-
input-parameter-value "pancia_sx_assottigliamento")) (list "arrotondamento_post" (get-input-
```

```
parameter-value "arrotondamento_post")) (list "passaruota_post_dx" (get-input-parameter-value "passaruota_post_dx")) (list "passaruota_post_sx" (get-input-parameter-value "passaruota_post_sx")) (list "schiacciamento verticale_dx" (get-input-parameter-value "schiacciamento verticale_dx")) (list "schiacciamento verticale_sx" (get-input-parameter-value "schiacciamento verticale_sx")) (list "schiacciamento_orizzontale" (get-input-parameter-value "schiacciamento_orizzontale")))).
```

Il comando “list” è usato per definire la lista di comandi di morphing all’interno di RBF Morph. L’amplificazione di ogni parametro viene mantenuta quella stabilita in ogni soluzione grazie al comando “get-input-parameter-value”. E’ stato sufficiente impostare 600 iterazioni, perché avendo inizializzato dalla soluzione della baseline, il calcolatore aveva già una base di calcolo. A questo punto si è cliccato *OK* e poi su *NO* nella successiva finestra di dialogo. Quindi inizializzata la soluzione è stato chiuso ANSYS Fluent, in questo modo i dati vengono memorizzato nel progetto WORKBENCH.

7.2 Settaggio e Aggiornamento del DOE

Tornati all’interfaccia di WORKBENCH, sono stati effettuati i seguenti passaggi:

- Si è trascinato *Response Surface Optimization* nel project schematic e si è cliccato col tasto destro su *Design of Experiments*;
- Si è andati ad inserire per ogni parametro il range di amplificazione;
- Sono stati selezionati *Custom + Sampling* e inserito 97 come numero totale di samples; Tasto destro su *Design of Experiment* e click su *preview*;
- Questo ha generato 97 sets di DOEs;
- Salvataggio del WB project file;
- Si è cliccato su *Update All Design Points* per risolvere tutti i design points.

Cliccando su *Update All Design Points* Workbench risolve ogni design point avviando ANSYS Fluent in background, prendendo i parametri di forma dal DOE per il mesh morphing. Una volta che il calcolo dei design point è completato, viene aggiornata la tabella del DOE con i parametri di uscita, quindi drag-force e downforce.

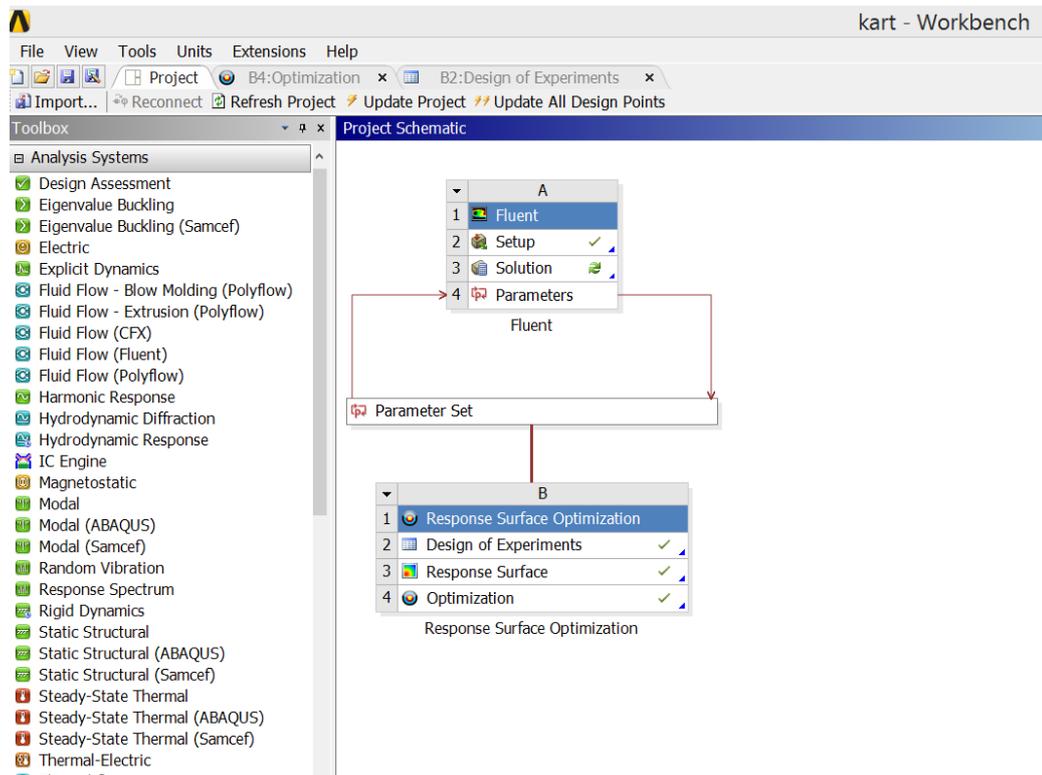


Figura 106: Schema di progetto definitivo comprensivo della componente di ottimizzazione

Outline of Schematic B2: Design of Experiments		
	A	B
1		Enabled
2	✓ Design of Experiments	
3	Input Parameters	
4	Fluent (A1)	
5	P1 - front-bump-side-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>
6	P2 - front-bump-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>
7	P3 - front-bump-side-trasl-z	<input checked="" type="checkbox"/>
8	P4 - portanumero-trasl-z	<input checked="" type="checkbox"/>
9	P5 - portanumero-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>
10	P6 - allungamento_dx	<input checked="" type="checkbox"/>
Properties of Outline A5: P1 - front-bump-side-wide-y		
	A	B
1	Property	Value
2	General	
3	Component ID	Design of Experiment
4	Directory Name	RSO
5	Units	
6	Type	Design Variable
7	Classification	Continuous
8	Notes	
9	Notes	
10	Values	
11	Value	0
12	Lower Bound	-1
13	Upper Bound	3
14	Use Manufacturable Values	<input type="checkbox"/>

Figura 104: Impostazione limiti di amplificazione delle modifiche

Outline of Schematic B2: Design of Experiments		
	A	B
1		Enabled
2	✓ Design of Experiments	
3	Input Parameters	
4	Fluent (A1)	
5	P1 - front-bump-side-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>
6	P2 - front-bump-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>
7	P3 - front-bump-side-trasl-z	<input checked="" type="checkbox"/>
8	P4 - portanumero-trasl-z	<input checked="" type="checkbox"/>
9	P5 - portanumero-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>
10	P6 - allungamento_dx	<input checked="" type="checkbox"/>
11	P7 - allungamento_sx	<input checked="" type="checkbox"/>
12	P8 - pancia_dx_assottigliamento	<input checked="" type="checkbox"/>
13	P9 - pancia_sx_assottigliamento	<input checked="" type="checkbox"/>
14	P10 - arrotondamento_post	<input checked="" type="checkbox"/>
15	P11 - passaruota_post_dx	<input checked="" type="checkbox"/>
16	P12 - passaruota_post_sx	<input checked="" type="checkbox"/>
17	P13 - schiacciamento verticale_dx	<input checked="" type="checkbox"/>
18	P14 - schiacciamento verticale_sx	<input checked="" type="checkbox"/>
19	P15 - schiacciamento_orizzontale	<input checked="" type="checkbox"/>
20	Output Parameters	
21	Fluent (A1)	
22	P16 - drag-force	
23	P17 - downforce	
24	Charts	
25	Parameters Parallel	
26	Design Points vs Parameter	

Figura 105: Lista completa dei parametri

Table of Schematic B2: Design of Experiments (Custom)						
	A	B	C	D	E	F
1	Name	P1 - front-bump-side-wide-y	P2 - front-bump-wide-y	P3 - front-bump-side-trasl-z	P4 - portanumero-trasl-z	P5 - portanumero
2	1 DP 0	0	0	0	0	0
3	2	-0,875	0,5625	0,71875	0,125	1,1875
4	3	-0,625	1,0625	-0,53125	3,375	0,8125
5	4	-0,375	0,4375	3,8438	3,625	1,3125
6	5	-0,125	0,9375	1,0313	2,375	0,1875
7	6	0,125	0,8125	3,5313	2,875	0,6875
8	7	0,375	1,3125	-0,21875	3,125	1,4375

Figura 108: Estratto del dettaglio del Design of Experiment

7.3 Response Surface

A questo punto è stato possibile generare la response surface facendovi doppio click sopra impostandolo come in Figura 109.

Nella pagina seguente (Figura 111) è visibile il grafico relativo *Goodness of Fit* in cui viene visualizzata la correttezza dell'interpolazione effettuata tra i differenti Design Points. Il grafico successivo rappresenta invece la variazione di un parametro di output in funzione dell'amplificazione di un parametro (Figura 110).

The image shows two overlapping dialog boxes from a software interface. The top dialog, titled 'Outline of Schematic B3: Response Surface', lists various components and their status. The 'Min-Max Search' component is highlighted with a checkmark. The bottom dialog, titled 'Properties of Outline A24: Min-Max Search', shows configuration options for this search method, including 'Number of Initial Samples' (5000) and 'Number of Start Points' (3).

Outline of Schematic B3: Response Surface	
A	B
1	Enabled
19	P15 - snciacciamento_orizzontale
20	Output Parameters
21	Fluent (A1)
22	P16 - drag-force
23	P17 - downforce
24	Min-Max Search
25	Metrics
26	Goodness Of Fit
27	Response Points
28	Response Point
29	Response
30	Local Sensitivity
31	Local Sensitivity Curves
32	Spider
33	Response Point 1
*	New Response Point

Properties of Outline A24: Min-Max Search	
A	B
Property	Value
General	
Component ID	Response Surface
Directory Name	RSO
Notes	
Notes	
Min-Max Search	
Number of Initial Samples	5000
Number of Start Points	3

Figura 109: Finestra di dialogo Response surface

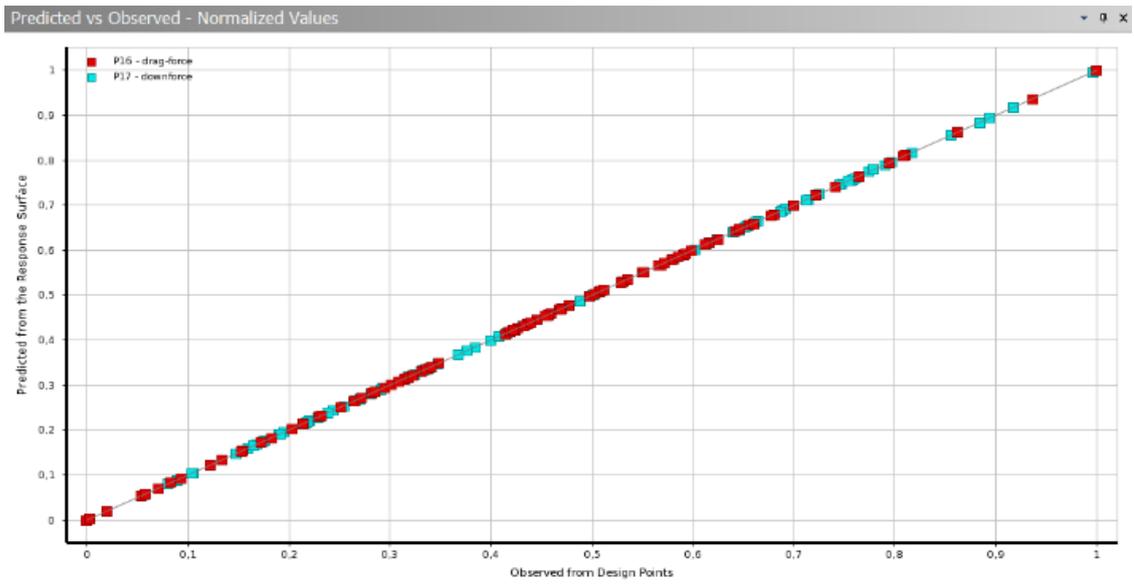


Figura 111: Qualità dell'interpolazione

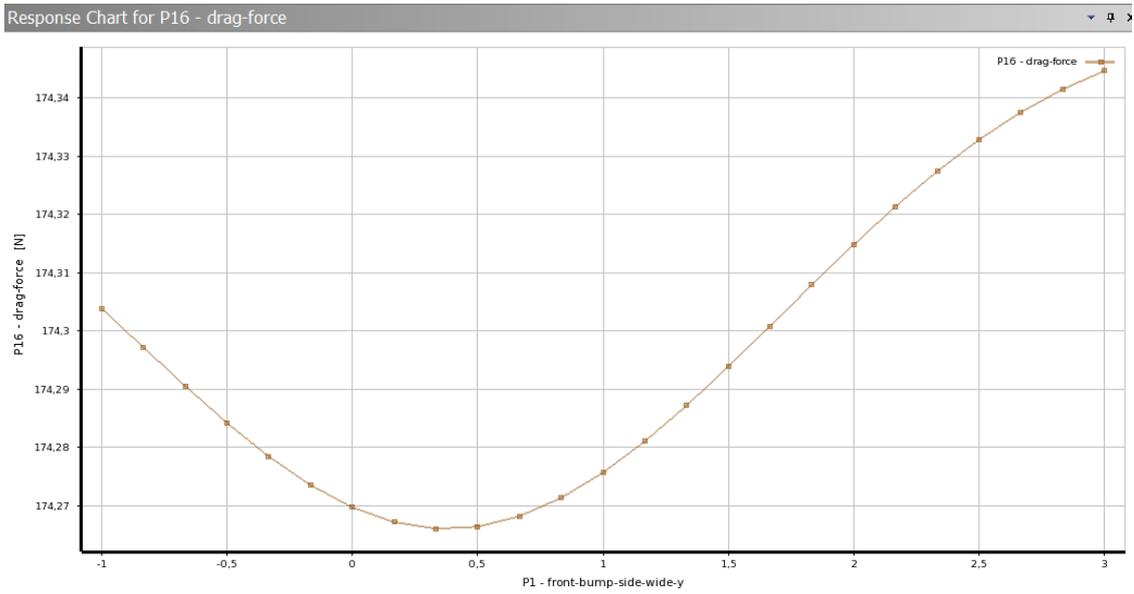


Figura 110: Responso parametro di output in funzione di un parametro di input

In Figura 112 si può vedere la sensibilità della drag-force a sinistra e della down force a destra ai differenti parametri di input



Figura 112: Istogramma di sensibilità

7.4 Ottimizzazione

Si è andati infine ad impostare l'ottimizzazione vera e propria. Facendo doppio click sull'ultima voce dell'albero delle operazioni, cioè *Optimization* si è aperta la schermata di Figura 113. La *Goal Driven Optimization*, è stata condotta secondo il metodo di *Screening*, in cui sono stati impostati 1000 come numero di Samples e 3 come numero massimo di candidati.

Outline of Schematic B4: Optimization			
	A	B	C
1		Enabled	Monitoring
2	✓ Optimization		
3	Objectives and Constraints		
4	Maximize P17		
5	Minimize P16		
6	Domain		
7	Fluent (A1)		
8	P1 - front-bump-side-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>	
9	P2 - front-bump-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>	
10	P3 - front-bump-side-trasl-z	<input checked="" type="checkbox"/>	
11	P4 - portanumero-trasl-z	<input checked="" type="checkbox"/>	
12	P5 - portanumero-wide-y	<input checked="" type="checkbox"/>	
13	P6 - allungamento_dx	<input checked="" type="checkbox"/>	
14	P7 - allungamento_sx	<input checked="" type="checkbox"/>	
15	P8 - pancia_dx_assottigliamento	<input checked="" type="checkbox"/>	
16	P9 - pancia_sx_assottigliamento	<input checked="" type="checkbox"/>	

Properties of Outline A2: Optimization	
A	B
1	Property Value
2	Design Points
3	Preserve Design Points After DX Run <input type="checkbox"/>
4	Failed Design Points Management
5	Number of Retries 0
6	Optimization
7	Method Name Screening
8	Verify Candidate Points <input type="checkbox"/>
9	Number of Samples 1000
10	Maximum Number of Candidates 3
11	Optimization Status

Figura 113: Impostazioni relative all'ottimizzazione

Il metodo di ottimizzazione di screening utilizza un approccio semplice basato sul campionamento e l'ordinamento. Esso supporta più obiettivi e vincoli, nonché tutti i tipi di parametri di input. Di solito è utilizzato per la progettazione preliminare, che può portare ad applicare altri metodi per risultati di ottimizzazione più raffinati. Come obiettivi sono stati imposti la massimizzazione della downforce, e la minimizzazione della drag-force. In questo modo il software ha selezionato la miglior combinazione per ognuno dei due “goal” più una intermedia.

Table of Schematic B4: Optimization , Candidate Points							
	A	B		R	S	T	U
1	Reference	Name		P16 - drag-force (N)		P17 - downforce (N)	
2				Parameter Value	Variation from Reference	Parameter Value	Variation from Reference
3	<input type="radio"/>	Candidate Point 1		★★★ 169,36	-2,30%	★★ 68,126	15,65%
4	<input type="radio"/>	Candidate Point 2		— 175,66	1,33%	★★★ 70,594	19,84%
5	<input type="radio"/>	Candidate Point 3		×× 179,22	3,39%	★★★ 71,847	21,97%
6	<input checked="" type="radio"/>	base		★ 173,35	0,00%	×× 58,908	0,00%

Figura 114: Candidate points

Notiamo come la configurazione ottimale per la drag-force comporti una riduzione di questa del 2,30% rispetto alla configurazione base e un aumento del 15,65% della downforce. Per quest'ultima il miglior risultato è un aumento del 21,97% che però comporta anche un aumento della drag-force del 3,39%.

Per quanto riguarda il pilota di taglia più piccola, dopo aver calcolato la baseline, è stato seguito lo stesso iter di ottimizzazione, il cui risultato è riportato nella figura seguente (Figura 115).

Table of Schematic B4: Optimization , Candidate Points							
	A	B		R	S	T	U
1	Reference	Name		P16 - drag-force (N)		P17 - downforce (N)	
2				Parameter Value	Variation from Reference	Parameter Value	Variation from Reference
3	<input type="radio"/>	Candidate Point 1		★★★ 161,79	-3,12%	★★ 62,02	16,32%
4	<input type="radio"/>	Candidate Point 2		— 169,91	1,74%	★★★ 64,07	20,18%
5	<input type="radio"/>	Candidate Point 3		×× 173,73	4,03%	★★★ 65,06	22,04%
6	<input checked="" type="radio"/>	base		★ 167,00	0,00%	×× 53,31	0,00%

Figura 115: Candidate points, taglia piccola

Conclusioni

Prima di andare ad analizzare i risultati ottenuti in fase di ottimizzazione verranno ricordati gli obiettivi posti nel seguente lavoro.

Avendo compreso l'importanza dell'efficienza aerodinamica del go-kart in termini di drag-force, si è condotta una campagna di ottimizzazione, mediante CFD e RBF Mesh Morphing, allo scopo di ridurre il valore della drag-force stessa, valutandola in relazione alla downforce e alla corporatura del pilota.

Alla luce di ciò, essendo la riduzione di drag-force l'obiettivo principale dichiarato di questo studio, una sua riduzione pari a circa il 2% sembra poco significativa rispetto ad un abbassamento di downforce superiore al 20%. Tuttavia ciò che veramente stupisce è proprio l'incremento di downforce del 22%. Per quanto riguarda il setup base delle carenature infatti, si è partiti da una configurazione già collaudata e avviata alla produzione e è quindi lecito pensare che tale configurazione sia stata ottimizzata, seppur non con le stesse metodologie illustrate in questo lavoro, prima di essere commercializzata. Si presume quindi che la forma delle carenature di partenza non sia facilmente migliorabile ed è quel che è accaduto in termini di drag-force, con un decremento pari al 2,3% e con la maggior parte delle combinazioni fra le modifiche che hanno prodotto risultati peggiori. E' invece sorprendente che tale configurazione base sia così poco ottimizzata in termini di downforce, essendo questo un parametro altrettanto importante ai fini prestazionali di un veicolo da competizione. Non è infatti possibile simularne il suo effetto sul go-kart a priori ma è certo che un incremento così corposo della downforce risulti in un miglioramento delle prestazioni in pista.

Per quanto riguarda invece l'aspetto della variabilità della configurazione ottimale in relazione alla corporatura del pilota, i risultati dell'ottimizzazione hanno confermato le supposizioni effettuate valutando il grande impatto del pilota stesso sul valore di drag-force.

Come illustrato dai risultati nel capitolo precedente, la configurazione ottimale risulta essere differente in relazione alla taglia del pilota. Inoltre il miglioramento risulta essere più consistente, 3,12% rispetto al 2,3%, nel secondo caso (taglia piccola) in quanto risultando ridotto il peso del pilota sul drag-totale, si trae più beneficio dall'ottimizzazione di forma delle carenature.

Un altro risultato ipotizzabile confermato dai risultati dell'ottimizzazione è la differenza minima, di downforce con la variazione di corporatura. Questo avviene in quanto non rappresentando il pilota un contributo prevalente sul valore totale di downforce, la variazione delle sue dimensioni non incide in modo significativo sull'entità della stessa.

Bibliografia

Celik I. B, Introductory Turbulence Modeling (1999)

Bakker A, Applied Computational Fluid Dynamics (2006);

Biancolini M. E, Evaluation of aerodynamic drag of go kart by means of coast down test and CFD analysis (2007)

Ray B, Bhaskaran R, Collins L. R, Introduction to CFD Basics (2012)

Jameson A, Computational Fluid Dynamics. Past, Present and Future (2012)

ANSYS Inc, ANSYS Fluent Theory Guide (2013)

Rumpfkeil M. P, Computational Fluid Dynamics (2014)

Biancolini M. E, RBF Morph User's Guide (2015)

Biancolini M. E, Tutorial 7: Aerodynamics Shape Exploration and Optimization (2015)