

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Analisi strutturale di un alettone
posteriore di un'automobile»***

Tutor universitario: Prof. Galvanetto Ugo

Laureando: *Fabris Jacopo*

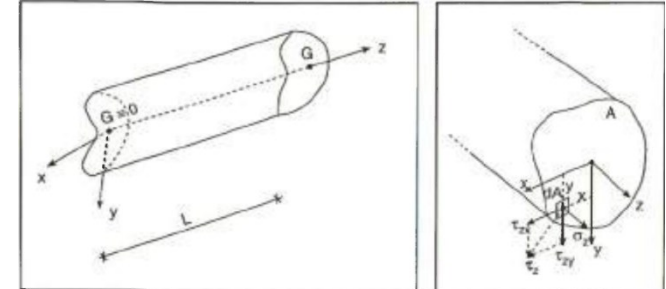
Padova, 14/03/2024

A partire dagli anni 90' nell'universo automotive si è cominciato a studiare in modo molto approfondito l'aerodinamica del veicolo. Prendendo spunto dalla tecnologia applicata in Formula 1, nello sviluppo delle automobili stradali è cambiata la metodologia d'approccio nello studio aerodinamico: si iniziò ad utilizzare la tecnologia CFD per l'analisi preliminare e le gallerie del vento per controllarne l'esattezza, fino a produrre sempre più di frequente macchine con alettoni posteriori e superfici aerodinamiche all'anteriore. Le strutture citate furono studiate appositamente per convogliare il flusso d'aria in modo da massimizzare l'efficienza aerodinamica del veicolo e il loro sviluppo nel corso degli anni ha permesso di raggiungere prestazioni maggiori, pur mantenendo inalterati gli organi meccanici come il gruppo propulsivo.

In questa relazione si valuteranno quali sono i carichi che si formano sull'alettone posteriore di una macchina in conseguenza alle sollecitazioni generate dalle interazioni veicolo-fluido. Per poter analizzare le forze e i momenti a cui l'alettone è sottoposto, si valuteranno prima gli sforzi subiti da una trave, usata come semplificazione dell'alettone stesso, utilizzando uno strumento molto importante nella meccanica strutturale cioè il postulato di De Saint Venant.

POSTULATO DI DE SAINT VENANT (DSV): se sulle basi si applicano distribuzioni di tensioni diverse, ma aventi le stesse risultanti, oltre una distanza determinata dalle basi, definita come distanza di estinzione, lo stato tensionale interno è sostanzialmente identico.

Trave di DSV: cilindro retto con sezione generica costante, composta da un materiale linearmente elastico, omogeneo e isotropo: indipendente dalla posizione e dalla direzione nel reticolo cristallino. Si definisce un sistema di riferimento dove l'asse z coincide con l'asse della trave e gli assi x e y sono entrambi baricentrici e principali d'inerzia.



Sforzi applicabili su una trave: si definisce con σ uno sforzo parallelo all'asse z, mentre si definisce con τ uno sforzo ortogonale all'asse longitudinale. Nell'immagine a destra si vedono gli sforzi applicabili.

$$N = \int_A \sigma_z dA \quad (\text{forza normale}), \quad M_x = \int_A y \sigma_z dA \quad (\text{momento flettente attorno a } x),$$

$$T_x = \int_A \tau_{zx} dA \quad (\text{taglio lungo } x), \quad M_y = - \int_A x \sigma_z dA \quad (\text{momento flettente attorno a } y),$$

$$T_y = \int_A \tau_{zy} dA \quad (\text{taglio lungo } y), \quad M_t = \int_A (x \tau_{zy} - y \tau_{zx}) dA \quad (\text{momento torcente}).$$

Se si utilizzano travi isotrope la distanza di estinzione è pari al diametro della sezione e se la lunghezza L è molto maggiore del diametro d, la soluzione di DSV è applicabile a tutta la trave

IPOTESI SEMI-INVERSA: si cercano soluzioni del tipo $\sigma_x = \sigma_y = \tau_{xy} = 0$. Fisicamente è equivalente a considerare la tensione su tagli paralleli all'asse z. Si trova il tensore delle tensioni:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \tau_{zx} \\ 0 & 0 & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \sigma_z \end{bmatrix}$$

Si definiscono le deformazioni causate dagli sforzi

$\epsilon_z = \sigma_z / E, \epsilon_x = \epsilon_y = -\nu \epsilon_z = -\nu \cdot (\sigma_z / E)$ Deformazioni assiali. Con ν si intende il coefficiente di Poisson, legato alla deformazione determinata da un carico longitudinale

$\gamma_{xy} = 0, \gamma_{zx} = -\tau_{zx} / G, \gamma_{zy} = -\tau_{zy} / G$ Deformazioni di taglio

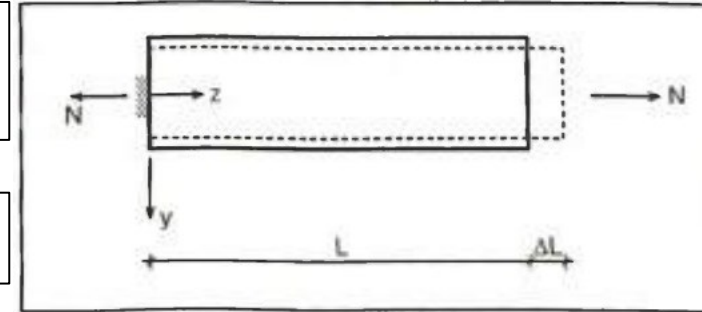
Densità di energia: $\epsilon_{de} = 1/2 \cdot [(E \cdot \epsilon^2) + G \cdot (\gamma_{zx}^2 + \gamma_{zy}^2)]$; $\epsilon_{ce} = 1/2 \cdot [(\sigma_z^2 / E) + (\tau_{zx}^2 + \tau_{zy}^2) / G]$.
de: deformazione elastica; ce: complementare elastica

La soluzione del problema di DSV dipende da 6 risultanti: sforzo normale (N), sforzo di taglio (T_x, T_y), momento flettente (M_x, M_y) e il momento torcente (M_t)

SFORZO NORMALE:
caso più semplice da analizzare visto che le forze τ sono nulle

Sforzi applicati e deformazioni: $\sigma_z = N/A$, $\epsilon_z = N/(E \cdot A)$, $\epsilon_x = \epsilon_y = -\nu \cdot [N/(E \cdot A)]$, $\nu_{xy} = \nu_{zx} = \nu_{zy} = 0$
Lo sforzo è costante su tutta la sezione, e quindi anche ϵ_z è costante e si può collegare all'allungamento $\Delta L = (l_{\text{finale}} - l_{\text{iniziale}}) / l_{\text{iniziale}} = (N \cdot L) / (E \cdot A)$

Energie in questo caso: $e_{de} = 1/2 \cdot (E \cdot A) / L \cdot \Delta L^2$ e $e_{ce} = 1/2 \cdot (L/E \cdot A) \cdot N^2$

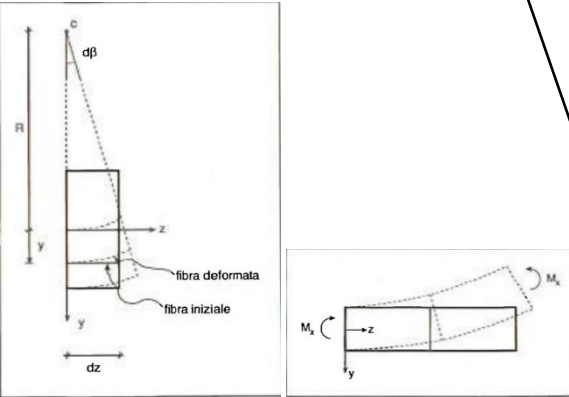


ESTENSIONE DELLA SOLUZIONE:
il caso riportato vale strettamente nelle ipotesi del problema di DSV. Si estende la soluzione per applicarla in casi reali, usando le stesse leggi, visto che lo scostamento dal caso ideale è piccolo.

Estensione dello sforzo: $\sigma_z(z) = N(z)/A(z)$
Si definiscono due grandezze: deformazione media e spostamento medio tramite le formule:
 $\epsilon_m(z) = (1/A) \cdot \int_A \epsilon_z(x, y, z) dA$ e $w(z) = (1/A) \cdot \int_A w(x, y, z) dA$.

La deformazione $\epsilon_m(z)$ rimane costante e viene definita da $\epsilon_m(z) = N(z) / [E(z) \cdot A(z)]$

FLESSIONE SEMPLICE: caso molto usato nelle applicazioni reali



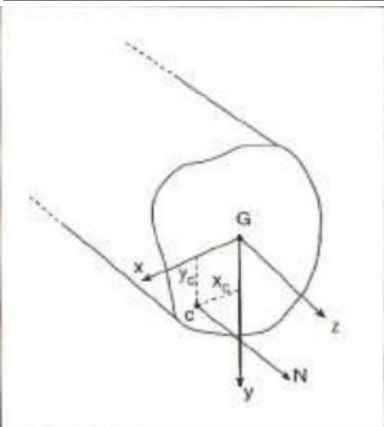
Si definiscono il piano e l'asse di sollecitazione: il piano di sollecitazione è quel piano ortogonale al vettore momento. L'asse di sollecitazione è l'intersezione tra il piano di sollecitazione e la sezione

Tutte le sezioni della trave sono piane anche se ruotano o traslano rigidamente. Se si vincola la trave ad un'estremità e si applica un momento flettente M_x , si nota che la sezione centrale della trave rimane piana. Se ora si taglia la trave in 2 semitravi si vede che la sezione a $L/4$ e a $3L/4$ è piana. Iterando il procedimento si dimostra la proprietà cercata. Si nota come un concio di trave si deforma creando un angolo infinitesimo $d\beta$, facendo così diventare l'asse rettilineo un arco di circonferenza. Questa condizione comporta che la formula della deformazione vari: $\epsilon_z = \frac{[(R+y) \cdot d\beta] - (R \cdot d\beta)}{(R \cdot d\beta)} = y/R = k_x \cdot y$, dove con il termine k_x si intende la curvatura. Si può riscrivere la formula di $\sigma_z = E \cdot k_x \cdot y$ e il momento flettente M_x vale $E \cdot k_x \cdot \int_A y^2 dA = E \cdot k_x \cdot I_x$. Da questa relazione si può ricavare la legge di Navier $\sigma_z = (M_x / I_x) \cdot y$ dalla quale si evince che curvare una trave a momento d'inerzia basso riduce il rischio di compromettere l'integrità della stessa. Dalla legge di Navier, si possono ricavare le formule per le tensioni massime a trazione e a compressione, definite da $\sigma_{tmax} = M_x / W_t$ e $\sigma_{cmax} = M_x / W_c$ dove $W_t = I_x / y_{max}$ e $W_c = -I_x / y_{min}$. Definendo W_t e W_c moduli di resistenza. Si considerano poi le formule delle energie: $e_{de} = 1/2 \cdot [(E \cdot I_x) / L] \cdot \phi_L^2$ dove ϕ_L è l'angolo tra la direzione della trave curvata e l'asse z ; $\phi_L = [M_x / (E \cdot I_x)] \cdot y$; $e_{ce} = 1/2 [L / (E \cdot I_x)] \cdot M_x^2$.

ESTENSIONE DELLA SOLUZIONE

Non varia lo stato tensionale della flessione: $\sigma_z(z) = [M(z) / I(z)] \cdot y$ e la curvatura vale $M(z) / [E(z) \cdot I(z)]$.

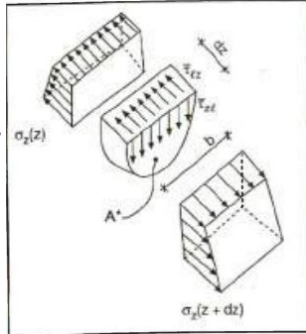
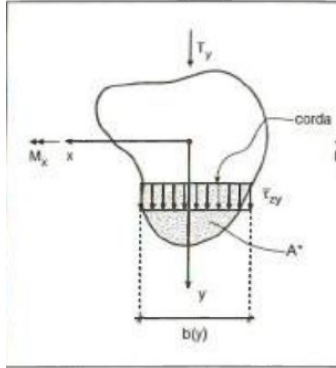
PRESSO-TENSO FLESSIONE: azione combinata tra sforzo normale e due momenti flettenti



Caso analizzabile con la sovrapposizione degli effetti. Usando questo principio si arriva alla legge di Navier generalizzata $\sigma_z = (N/A) + [(M_x / I_x) \cdot y] - [(M_y / I_y) \cdot x]$. La formula descrive completamente lo stato tensionale visto che le τ sono nulle. Si definisce asse neutro il luogo dei punti che non subiscono allungamenti ed è descrivibile dalla formula $y = -\{[(I_x / M_x) \cdot (N/A)] + [(I_x / M_x) \cdot (M_y / I_y) \cdot x]\}$. Si nota che la forza normale fa traslare l'asse neutro, e che la sua direzione è individuata dai momenti flettenti e d'inerzia. Si vede che la forza normale è eccentrica e si applica nel centro di pressione $C = (X_c, Y_c)$ e non nel baricentro. Utilizzando i raggi d'inerzia si trova che l'asse neutro è definibile da $y = (\rho_x^2 / y_c) - (\rho_x^2 / \rho_y^2) \cdot (x_c / y_c) \cdot x$. Nell'immagine a sinistra si vede la sezione con la forza eccentrica.

FLESSIONE E TAGLIO:

non si può parlare di taglio senza considerare il momento flettente generato, si ricordi la legge $T_x = M_x'$



Nelle immagini a sinistra si notano le figure legate al cilindro della soluzione di Jourawski

Si considera una trave soggetta ad un taglio costante che genera una distribuzione di tensioni tangenziali, determinabili con la soluzione di Jourawski. Si consideri una corda b generica sulla sezione. Lungo b(y) ci sono τ_{z1} perpendicolari e τ_{zm} tangenti, ed entrambe variano lungo la corda.

L'ipotesi di Jourawski impone la costanza lungo la corda delle forze τ_{z1} . Si lavora su un cilindro generato dalla sezione al di sotto della corda, A^* , e di altezza dz. In questo cilindro ci sono forze diverse tra la base di ascissa z e su quella di ascissa z+dz, che vengono calcolate con la legge di Navier:

$\sigma_z(z) = [M_x(z) \cdot y] / I_x$, $\sigma_z(z+dz) = [M_x(z+dz) \cdot y] / I_x$. Se si impone l'equilibrio della traslazione lungo la direzione z si arriva alle equazioni scritte a fianco. Se ora si prende il limite per dz che tende a 0 si trova che

$\tau_{1z} = M_x' \cdot (1 / I_x \cdot b) \cdot \int_{A^*} y \cdot dA$. Se si ricorda che $M_x' = T_y$ e che $\int_{A^*} y \cdot dA = S_x^*$, momento statico dell'area, si ottiene la formula di Jourawski $\tau_{1z} = \tau_{z1} = (T_y \cdot S_x^*) / (I_x \cdot b)$, utilizzabile per calcolare la tensione tangenziale media su ogni corda. Si presentano le formule per le energie: $e_{de} = E/2 \cdot \int_V \epsilon_z^2 dV + (L \cdot G) / 2 \cdot \int_A (\tau_{zx}^2 + \tau_{zy}^2) dA = e_{deM} + e_{deT}$;

$e_{ce} = [1 / (2 \cdot E)] \cdot \int_V \sigma_z^2 dV + [L / (2 \cdot G)] \cdot \int_A (\tau_{zx}^2 + \tau_{zy}^2) dA = e_{ceM} + e_{ceT}$. Dove con il pedice M si intende l'energia associata al momento dovuto al taglio e con il pedice T l'energia dovuta al taglio.

$$-\int_{A^*} \sigma_z(z) dA - \bar{\tau}_{1z} b dz + \int_{A^*} \sigma_z(z+dz) dA = 0 \Rightarrow$$

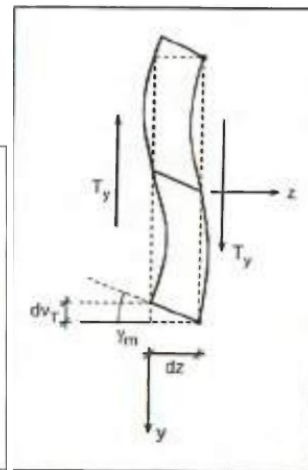
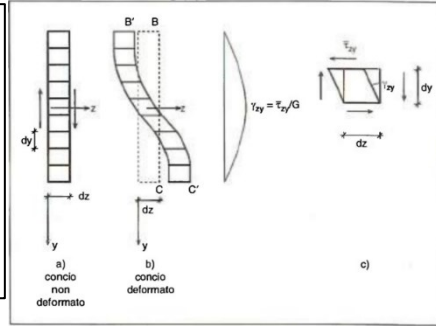
$$\bar{\tau}_{1z} b dz = -\frac{M_x(z)}{I_x} \int_{A^*} y dA + \frac{M_x(z+dz)}{I_x} \int_{A^*} y dA \Rightarrow$$

$$\bar{\tau}_{1z} = \frac{M_x(z+dz) - M_x(z)}{dz} \frac{1}{I_x \cdot b} \int_{A^*} y dA.$$

INGobbAMENTO:

a differenza della flessione semplice, la sezione di una trave soggetta a taglio e flessione non rimane piana

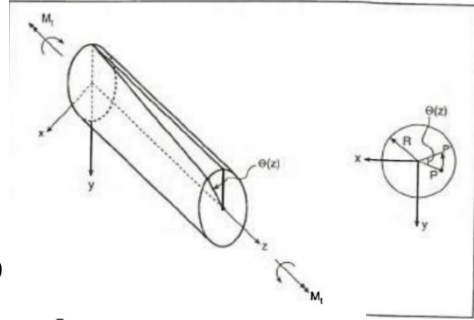
Si consideri un concio di dimensioni dy·dz. Il rettangolo simmetrico sull'asse z si deforma maggiormente. La deformazione si riduce progressivamente avvicinandosi alle estremità dove $v_{zy} = 0$. Il concio assume una forma ad S, si dice che la trave si ingobba. Se si applica al concio ingobbato una rotazione rigida si trova la forma nell'immagine a destra definendo lo scorrimento angolare medio $v_m = dv_T / dz$. Visto che il taglio è costante, è costante anche v_m . Integrando la formula dello scorrimento, si trova $v_T = v_m \cdot L$



TORSIONE

**Trave a sezione
circolare**

Sezione circolare di raggio R che ruota di un angolo $\Theta(z)$ sotto l'azione del momento torcente. Il generico punto $P(x,y,z)$ della sezione subisce uno spostamento $\mathbf{u}(P)=-\Theta(z)\cdot\mathbf{y}$ e $\mathbf{v}(P)=\Theta(z)\cdot\mathbf{x}$. Le equazioni di congruenza: $\epsilon_x=\delta\mathbf{u}/\delta\mathbf{x}$; $\epsilon_y=\delta\mathbf{v}/\delta\mathbf{y}$; $\epsilon_z=\delta\mathbf{w}/\delta\mathbf{z}$ nel caso specifico riportano: $\epsilon_x=\epsilon_y=\epsilon_z=\gamma_{xy}=0$; $\gamma_{zx}=-\Theta'(z)\cdot\mathbf{y}$; $\gamma_{zy}=\Theta'(z)\cdot\mathbf{x}$. Lo stato tensionale è: $\sigma_x=\sigma_y=\sigma_z=\tau_{xy}=0$ $\tau_{zy}=-\mathbf{G}\cdot\Theta'(z)\cdot\mathbf{y}$ $\tau_{zx}=\mathbf{G}\cdot\Theta'(z)\cdot\mathbf{x}$. Si possono definire le equazioni di equilibrio del sistema. Le equazioni raffigurate dimostrano che prendendo $\Theta''(z)=0$, cioè $\Theta'(z)=\theta$, si ha che $\Theta(z)=\theta\cdot z+c$ sono soddisfatte e che θ è l'angolo unitario di torsione. Il vettore tensione ha 2 componenti $\tau_z=\{\tau_{zx},\tau_{zy}\}^T$ ed è sempre ortogonale al vettore P-G. $|\tau_z|=\mathbf{G}\cdot\theta\cdot\text{sqrt}(x^2+y^2)=\mathbf{G}\cdot\theta\cdot r$ con r distanza dal centro. Visto che la trave è soggetta solo a torsione, con un momento torcente che vale $=\mathbf{G}\cdot\theta\cdot I_p$, si può definire una legge analoga a quella di Navier $\tau_z=(M_t/I_p)\cdot r$ e un $\tau_{zmax}=(M_t/I_p)\cdot R$



$$\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} = -G\theta''(z) y = 0,$$

$$\frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} = G\theta''(z) x = 0,$$

**Trave a sezione
generica**

Oltre a $\mathbf{u}(P)$ e $\mathbf{v}(P)$ è presente $\mathbf{w}(P)=\theta\cdot\psi(x,y)$ dove la funzione $\psi(x,y)$ si chiama funzione di ingobbamento, non è lineare, visto che non lo è l'ingobbamento. Le equazioni di legame in questo caso sono: $\sigma_x=\sigma_y=\sigma_z=\tau_{xy}=0$; $\tau_{zx}=\mathbf{G}\cdot\theta\cdot[(\delta\psi/\delta\mathbf{x})-\mathbf{y}]$, $\tau_{zy}=\mathbf{G}\cdot\theta\cdot[(\delta\psi/\delta\mathbf{y})+\mathbf{x}]$. A destra si vedono le equazioni indefinite di equilibrio, importanti per valutare gli sforzi applicati con la torsione. Le formule rappresentate, sono estratte dalle dispense di un corso di scienze delle costruzioni di un altro ateneo. Onde evitare fraintendimenti si esprime: $\sigma_{xx}=\sigma_x$, $\sigma_{yx}=\tau_{yx}$, $\sigma_{zx}=\tau_{zx}$, $\sigma_{xy}=\tau_{xy}$, $\sigma_{yy}=\sigma_y$, $\sigma_{zy}=\tau_{zy}$, $\sigma_{xz}=\tau_{xz}$, $\sigma_{yz}=\tau_{yz}$ e $\sigma_{zz}=\sigma_z$. Valutando le equazioni di legame nelle equazioni indefinite si vede che le prime 2 sono automaticamente soddisfatte mentre la terza mostra che $\mathbf{G}\cdot\theta\cdot[(\delta^2\psi/\delta\mathbf{x}^2)+(\delta^2\psi/\delta\mathbf{y}^2)]=\mathbf{G}\cdot\theta\cdot\Delta\psi$, dove ψ dipende solo dalla sezione e non dal momento.

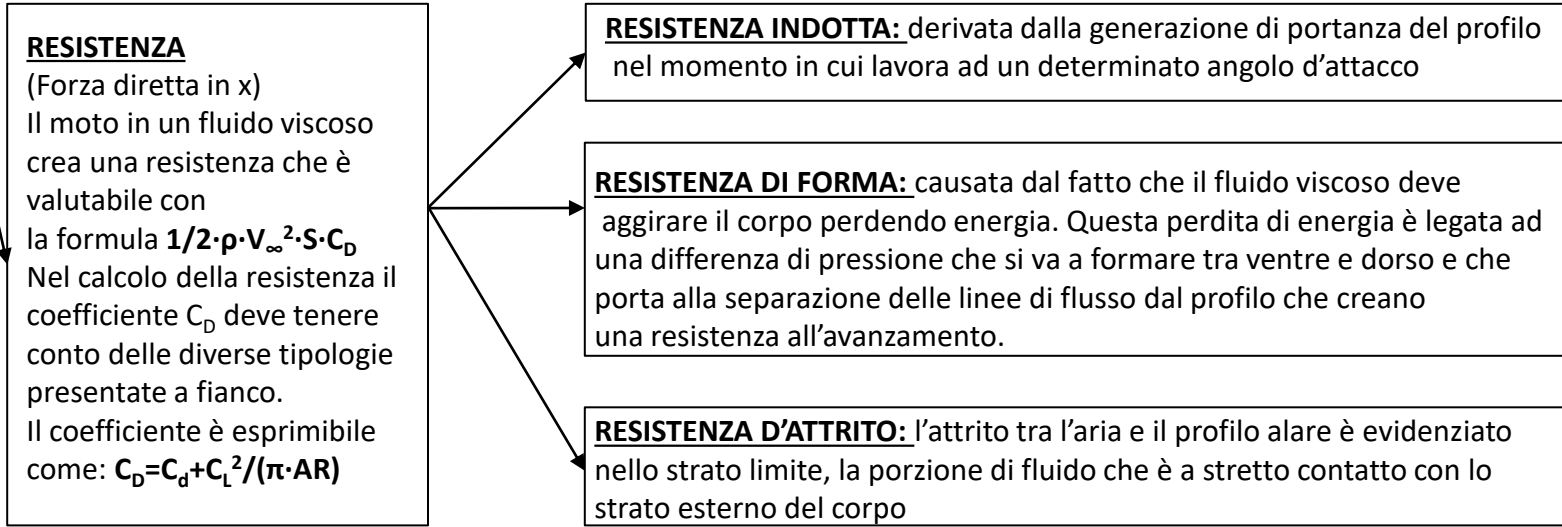
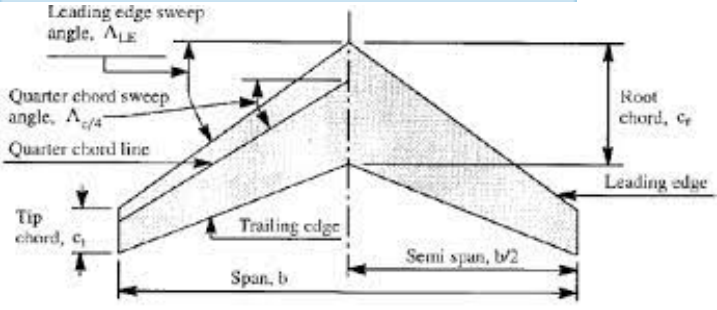
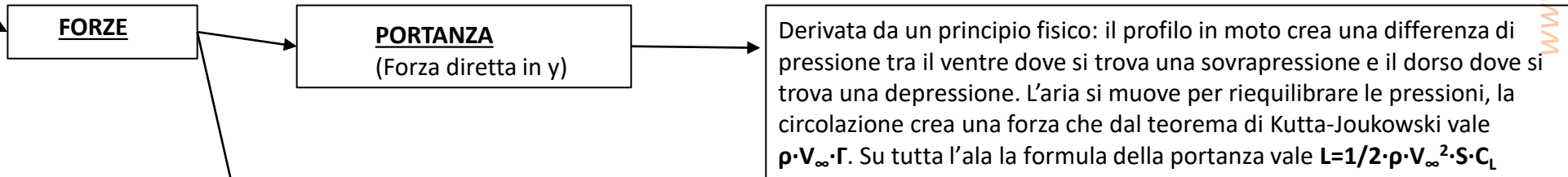
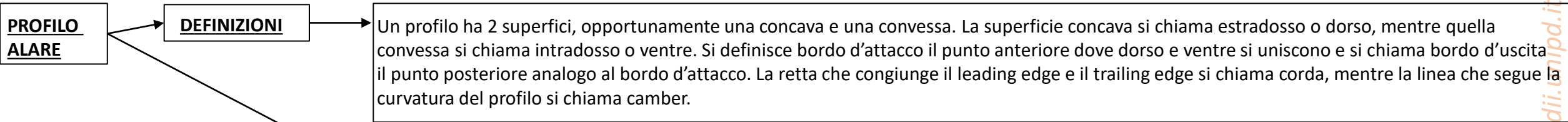
$$\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial z} + F_x = 0$$

$$\frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial z} + F_y = 0$$

$$\frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + F_z = 0$$

**ESTENSIONE
DELLA
SOLUZIONE**

Tutte le equazioni considerate nel caso precedente rimangono valide ma ora bisogna tenere conto della dipendenza da z. La prima equazione considerata è quella del legame costitutivo $\theta(z)=M_t(z)/[G(z)\cdot I_t(z)]$. L'equazione di congruenza nel caso di z variabile è: $\Theta'(z)=\theta(z)$, mentre l'equazione di equilibrio del sistema è $M_t'(z)=-C_t(z)$ dove $C_t(z)$ è il momento torcente per unità di lunghezza applicato all'asse della trave ed è ricavabile come la composizione delle forze di volume e dei carichi applicati sul mantello.



**CARICO AERODINAMICO
GENERATO DA UNA F1**

Una monoposto genera un carico aerodinamico che vale 30 kN, ripartito per il 50% sul fondo vettura e per il 25% su ogni alettone. Sull'alettone posteriore agisce un carico distribuito di 7,5kN.

CASO SPECIFICO ANALIZZATO: un alettone è specificatamente disegnato in base alle caratteristiche del tracciato. Ipotizzando di lavorare sul circuito di Monza, pista veloce con molti tratti oltre i 300 km/h, si va a studiare un'ala a basso carico aerodinamico. I dati riportati sono presi considerando la velocità media del vincitore del gran premio. Il coefficiente di resistenza di una vettura varia tra 0.7 e 1.1. Nel caso analizzato si ipotizza un valore vicino al limite inferiore, che verrà ripartito sull'alettone.

www.dii.unipd.it



Immagine reale del caso specifico analizzato

Lunghezza [mm]	940
Larghezza o corda [mm]	550
Spessore endplate [mm]	20
Modulo di resistenza minimo per i piloni di sostegno [Gpa]	50
Coefficiente di resistenza totale	0,75
Ripartizione alettone posteriore	0,1875
Resistenza di una singola ala [N]	264,59
Drag totale ala posteriore [N]	529,17
Velocità media Monza 2023 [km/h]	240,318
Velocità media Monza 2023 [m/s]	66,755
Densità dell'aria ρ [kg/m ³]	1,225
Viscosità cinematica μ [m ² /s]	0,000015
Numero di Reynolds	2998412,08
Portanza su ogni ala [N]	3750
Coefficiente di portanza profilo	2,50

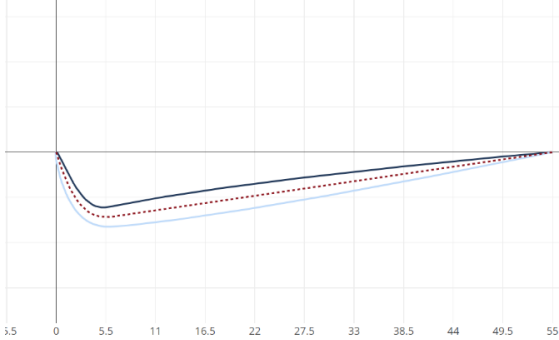
Profilo supposto nel caso esaminato, preso dal sito aerotoobox.com con spessore all'8% di corda e massimo camber al 10% di corda

**METODOLOGIA
DI LAVORO**

IPOTESI DI LAVORO: distribuzione ellittica di carico e semplificazione degli elementi dell'alettone: profili alari, endplates e pilone, come piastre rettangolari a spessore sottile

Si forniranno ulteriori dati sugli elementi analizzati e tramite uno script matlab si presenteranno i grafici risultanti per sforzo normale, taglio, momento flettente e torsione

DEFINIZIONE DI UN SISTEMA CARTESIANO: dal regolamento tecnico FIA, si definisce l'asse x come l'asse longitudinale diretto verso il retro vettura, l'asse y punta verso il lato destro della monoposto ed è normale all'asse x, mentre l'asse z è ortogonale al piano degli assi x e y

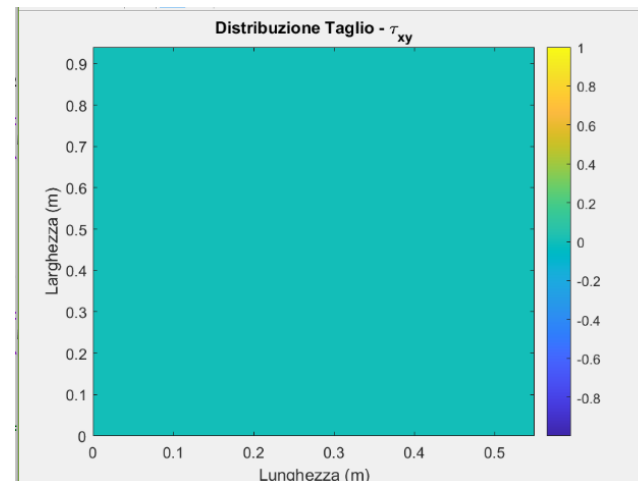
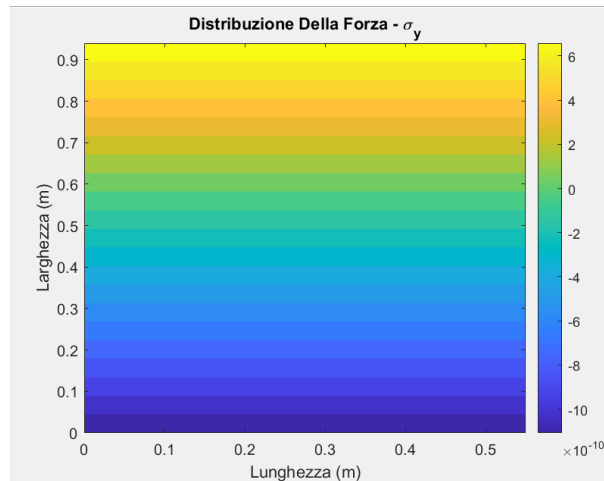
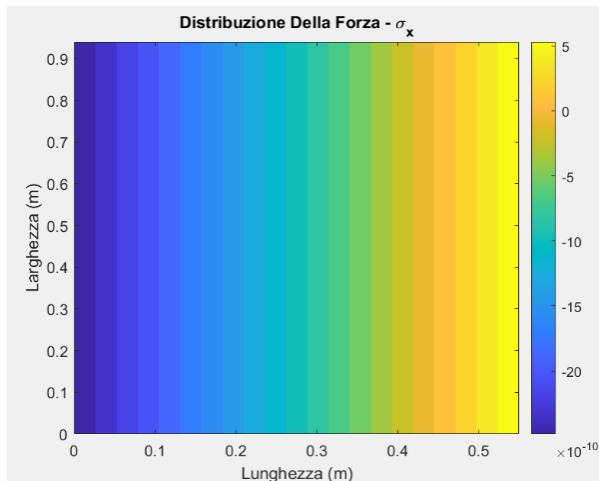


Main Airfoil			
Lunghezza [m]		0,55	Definita in x
Larghezza [m]		0,94	Definita in y
Spessore [m]		0,1	Definito in z
Modulo di Young [Pa]		3E+11	
Modulo di Poisson		0,27	
Carico Aerodinamico [Pa]		7253,38	Carico Distribuito
Coppia Applicata [N*m]		3989,36	Definita in x
Coppia Applicata [N*m]		6818,18	Definita in y
Endplate			
Lunghezza [m]		0,55	
Spessore Upper Airfoil [m]		0,1	Definito in z
Distanza media tra i 2 airfoil [m]		0,012	Definito in z
Spessore Lower Airfoil [m]		0,1	Definito in z
Larghezza [m]		0,212	
Spessore [m]		0,1	
Modulo di Young [Pa]		3E+11	
Modulo di Poisson		0,27	
Carico Aerodinamico [Pa]		7253,38	
Pilone			
H Max Upper Airfoil		0,67	Definito in z
H Tubo Di Scarico		0,35	Definito in z
Spessore Upper Airfoil [m]		0,1	Definito in z
Distanza media tra i 2 airfoil [m]		0,012	Definito in z
H Pilone [m]		0,208	Definito in z
Area massima pilone [mm^2]		5000	
Fattore di conversione		1,00E+06	
Area massima pilone [m^2]		5,00E-03	
Larghezza [m]		0,024	Diretto in x
Spessore [m]		0,025	Diretto in y
Modulo di Young [Pa]		3E+11	
Modulo di Poisson		0,27	
Carico Aerodinamico [Pa]		1,25E+07	

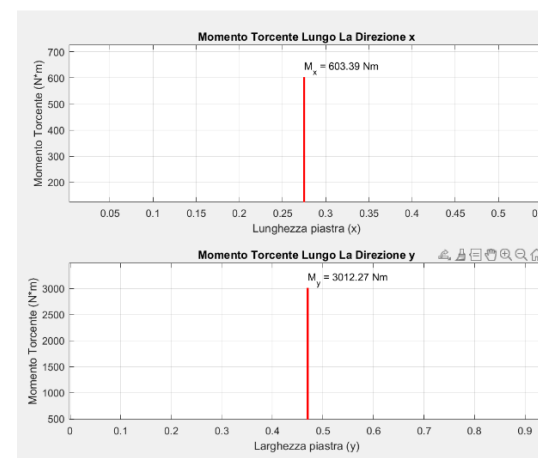
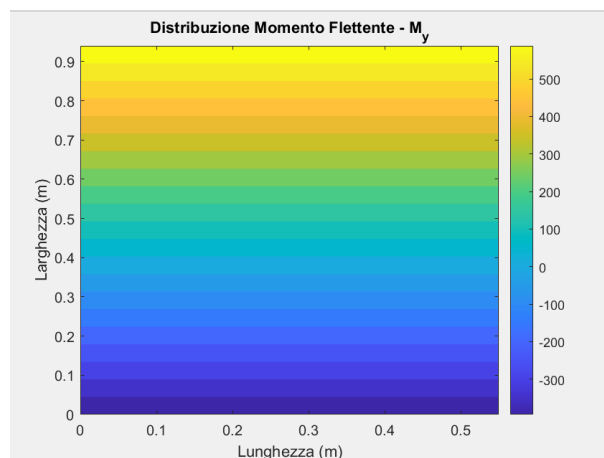
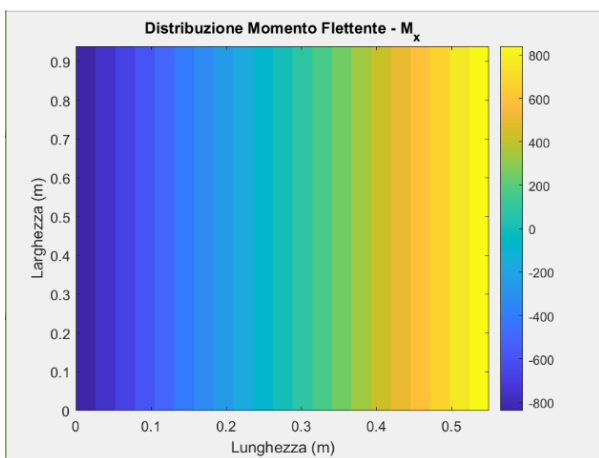


Immagini di airfoil e endplates

ANALISI σ E τ : L'uso della fibra di carbonio, molto rigida, comporta che i valori degli sforzi sono molto bassi, nell'ordine dei 10^{-10} Pa

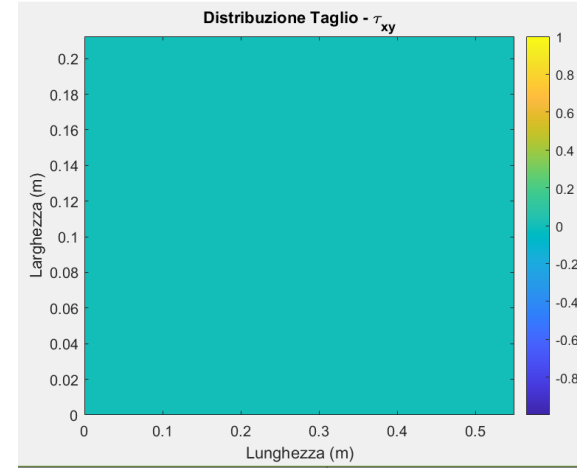
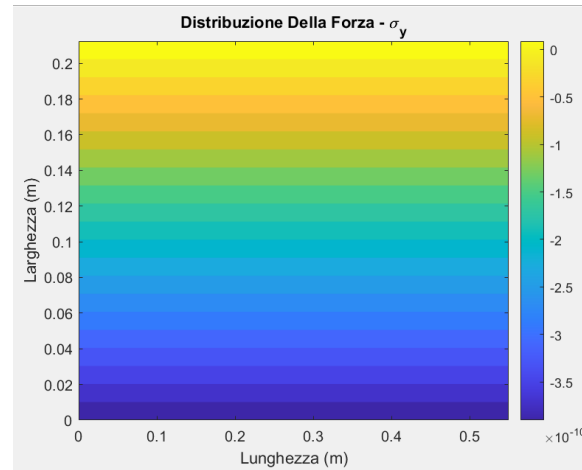
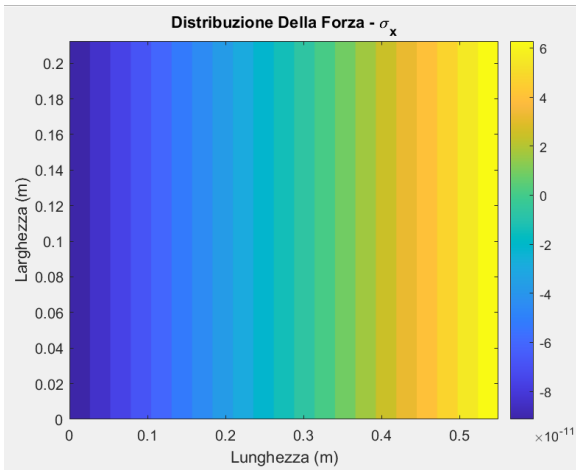


ANALISI MOMENTI FLETTENTI, CAUSATI DAL CARICO AERODINAMICO: il momento M_x è simmetrico lungo la linea passante per $x=0,275m$, raggiungendo il valore massimo alle estremità di $800 \text{ N}\cdot\text{m}$ bilanciandosi. Il momento M_y non è simmetrico; più ci si allontana dalla linea mediana, più aumenta il momento flettente antiorario. È un effetto voluto poiché il momento va a schiacciare l'ala posteriore aumentando la trazione della monoposto. Il momento torcente in y accentua lo schiacciamento creato dal momento flettente.

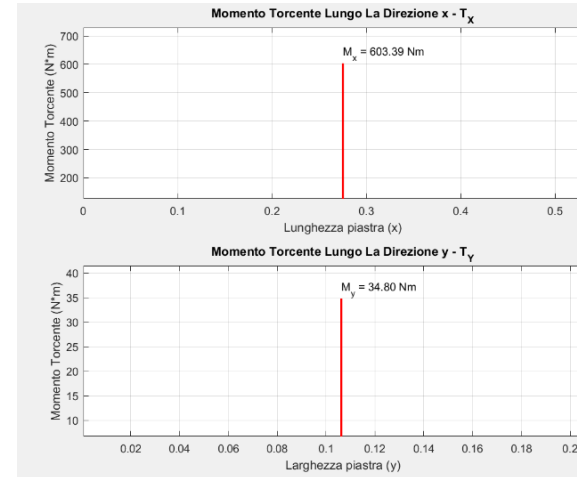
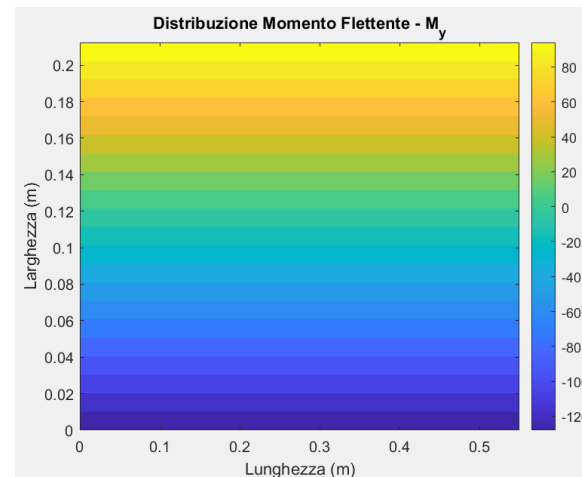
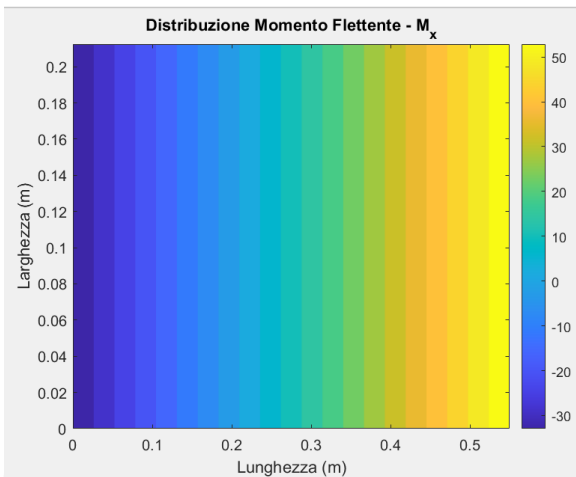


ENDPLATES: piastre inserite all'estremità laterale della struttura per dare solidità ad essa e tramite una forma appositamente studiata, nel vertice superiore, vanno a creare l'effetto down-wash. La forma studiata negli endplates lavora come le winglets sull'ala di un aereo; questa appendice crea vortici molto minori rispetto ad un'estremità libera. La scelta di andare a creare vortici di dimensioni minori permette di smorzarne l'energia e avere quindi meno turbolenze.

ANALISI σ E τ : L'endplate è costituito dallo stesso materiale dell'airfoil, quindi i grafici dello sforzo normale sono molto simili, mentre si vede che l'endplate subisce uno sforzo di taglio nullo.

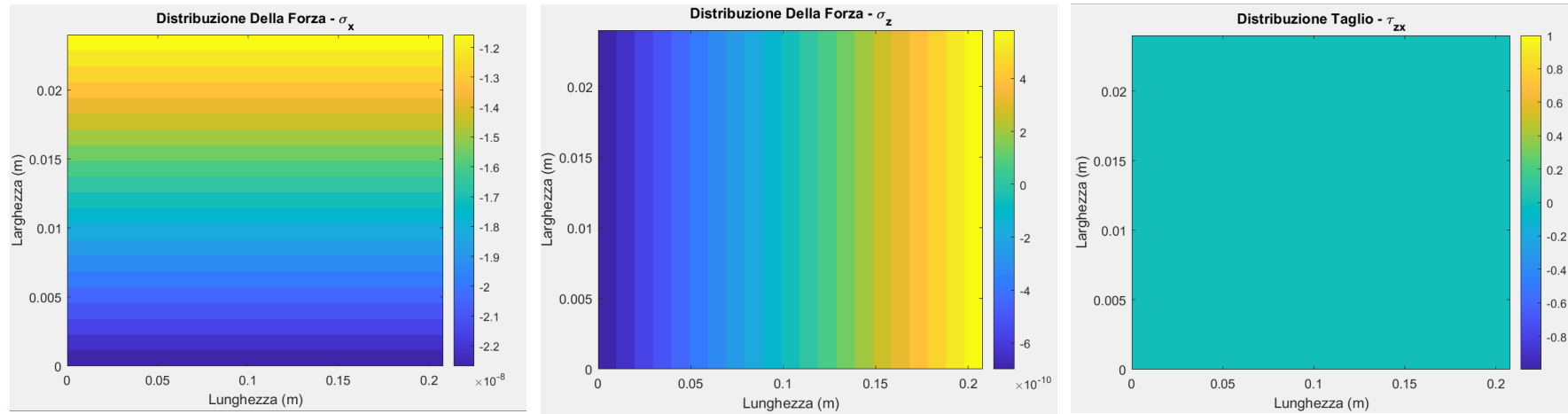


ANALISI MOMENTI FLETTENTI: il momento M_x dimostra la tendenza del pannello a ruotare verso l'interno, creando una forma convergente. L'effetto che si crea è un vantaggio visto che un flusso d'aria in un ugello convergente accelera e, per azione e reazione, crea più spinta. Il momento che agisce nella direzione ortogonale fa ruotare l'endplate avvicinandolo allo chassis nella parte più vicina alle ruote. Questo effetto riduce leggermente la resistenza di forma, riducendo la sezione trasversale



PILONE: elemento costituito in fibra di carbonio, funge da collegamento tra l'ala posteriore e il corpo vettura. Il pilone si salda sul lower airfoil dell'ala e funge da punto d'appoggio per l'attuatore del DRS; sistema che riduce il carico aerodinamico, cambiando l'angolo d'attacco dell'upper airfoil.

ANALISI DI σ E τ : il pilone è costituito dallo stesso materiale degli altri elementi analizzati, i grafici degli sforzi normali e di taglio riportano valori molto piccoli, compresi tra 10^{-8} e 10^{-10} Pa



ANALISI MOMENTI FLETTENTI: i momenti flettenti applicati al pilone controbilanciano i momenti flettenti del profilo alare e degli endplates.

ANALISI MOMENTO TORCENTE: il pilone subisce un carico torsionale elevato, visto che si scaricano qui gli stress torsionali degli altri elementi. I carichi torsionali subiti dal pilone vengono poi smorzati da altri componenti della vettura.

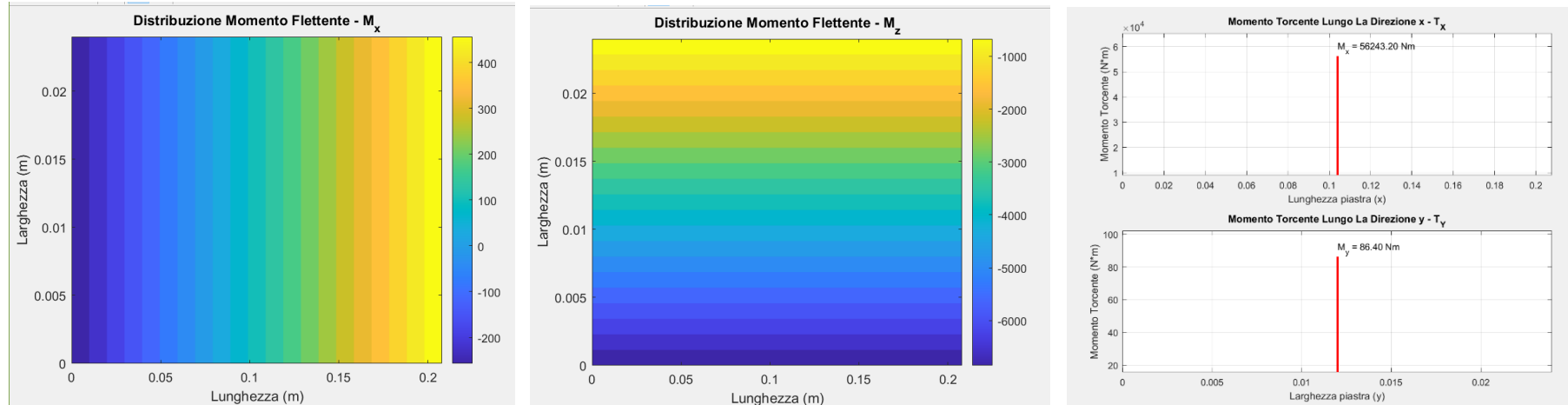


Immagine del pilone di sostegno dell'ala posteriore e il sistema DRS di riduzione di carico funzionante

L'analisi compiuta in questa relazione non è sicuramente esaustiva per uno studio rigoroso dei carichi che subisce l'ala posteriore di una vettura. In questo caso specifico si è trattata una monoposto di F1 visto che non è stato possibile reperire i dati per un'automobile stradale. Per compiere un'analisi rigorosa servirebbe utilizzare il metodo degli elementi finiti (FEM), il metodo CFD per studiare come si distribuisce il fluido attorno al corpo e la simulazione FSI che mette in relazione l'aria con la meccanica strutturale. La relazione presentata fornisce in prima approssimazione l'idea di come reagisce un'ala a basso carico. Un aumento del carico aerodinamico dell'alettone porterebbe evidenze diverse pur mantenendo inalterata la validità delle leggi applicate. Il profilo alare sarebbe l'elemento che si modificherebbe di più, variando di conseguenza il coefficiente di portanza C_L , l'angolo d'attacco del profilo α e la resistenza del profilo stesso.