



Facoltà di Ingegneria,

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

Curriculum Progettazione Meccanica

**Analisi delle prestazioni aerodinamiche e strutturali dell'ala anteriore
di una vettura di Formula 4**

**Formula 4 vehicle front wing aerodynamic and structural
performance analysis**

Relatore:

Prof. Ing. **Renato Ricci**

Correlatori:

Ing. **Matteo Falone**

Ing. **Vincenzo Castorani**

Tesi di laurea di:

Andrea D'Ambrosio

Matricola:

S1098549

Anno Accademico 2021/2022



INDICE

1. INTRODUZIONE	1
1.1 FORMULA 4	2
1.2 CENNI DI AERODINAMICA	8
1.2.1 Aerodinamica nelle vetture da corsa.....	10
1.2.2 Generazione della portanza	12
1.2.2.1 Viscosità	13
1.2.2.2 Strato Limite e Streamlines.....	16
1.2.2.3 Equazioni di Eulero	17
1.2.3 Distacco vena fluida.....	21
1.2.4 c_p e c_f	23
1.2.5 Bolla laminare	27
1.2.6 C_d , C_l ed Efficienza Aerodinamica	29
1.2.7 Tip Vortex (Vortici di estremità)	36
1.3 ALA ANTERIORE VETTURA DA CORSA	44
1.3.1 Effetto suolo	49
1.3.2 Profili laminari e GAW.....	53
1.4 MATERIALI COMPOSITI	57
1.4.1 Matrici.....	59
1.4.2 Fibre	61
1.4.3 Tessuti	64
1.4.4 Laminati VS sandwich	66
1.4.5 Tecnologie produttive	67
1.4.6 Compositi per la progettazione	69
1.4.6.1 Macromeccanica.....	72
1.4.6.2 Teorie della rottura (micromeccanica)	74
2. COME SI REALIZZA UNO STUDIO AERODINAMICO.....	80
2.1 ROAD TEST.....	80
2.1.1 Wool Tufts (fili di lana).....	81
2.1.2 Flow Viz Paint.....	82
2.1.3 Aero Rakes.....	85
2.2 WIND TUNNEL	86

2.2.1 Vena aperta.....	89
2.2.2 Vena chiusa.....	90
2.3 COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD).....	91
2.3.1 Funzionamento.....	92
2.3.2 Il fenomeno della turbolenza.....	98
2.3.2.1 Modelli RANS.....	101
2.3.3 Fasi realizzazione studio CFD.....	105
3. INTRODUZIONE AL FEM.....	106
3.1 FUNZIONAMENTO METODO AGLI ELEMENTI FINITI.....	107
4. STUDIO AERODINAMICO.....	113
4.1 IMPOSTAZIONE SIMULAZIONI CFD 2D E 3D.....	113
4.1.1 Impostazione simulazioni 2D.....	113
4.1.2 Impostazione simulazioni 3D.....	119
4.2 STUDIO AERODINAMICO DELL'ALA E DELL'ASSIEME ANTERIORE GLOBALE.....	125
4.2.1 Studio preliminare e studio bidimensionale (2D).....	126
4.2.2 Studio tridimensionale (3D).....	134
4.2.2.1 Ala e Gurney con Endplates.....	134
4.2.2.2 Assieme anteriore globale.....	139
4.2.2.3 Crashbox estruso.....	148
4.3 RISULTATI.....	154
5. PROGETTAZIONE STRUTTURALE.....	155
5.1 APPROSSIMAZIONI ADOTTATE.....	155
5.1.1 Analisi strutturale statica.....	156
5.1.1.1 Flutter aeroelastico.....	156
5.1.1.2 Ali flessibili.....	157
5.1.1.3 Motivazione della scelta dell'approssimazione.....	159
5.1.2 Crashbox infinitamente rigido.....	159
5.2 TRASFERIMENTO DEI CARICHI DALL'AMBIENTE CFD ALL'AMBIENTE FEM.....	160
5.3 ANALISI FEM SULL'ALA.....	163
5.3.1 Geometria di primo tentativo: barra flessionale.....	163
5.3.1.1 Singola barra flessionale e crossbeams.....	163
5.3.1.2 Doppia barra flessionale e aggiunta di crossbeams.....	173
5.3.2 Geometria di secondo tentativo: travi flessionali tubolari.....	178
5.3.3 Geometria di terzo tentativo: omega.....	191
5.3.3.1 Omega singola.....	191

5.3.3.2 Doppia omega.....	198
6. CONCLUSIONI.....	206
6.1 CONCLUSIONE STUDIO AERODINAMICO.....	206
6.1.1 Studio bidimensionale.....	206
6.1.2 Studio tridimensionale.....	209
6.1.3 Risultati conclusivi studio aerodinamico.....	210
6.2 CONCLUSIONI STRUTTURALI.....	211
6.2.1 Prima soluzione proposta: Barre Flessionali e 4 centine.....	211
6.2.2 Seconda soluzione proposta: Travi flessionali tubolari e centine.....	212
6.2.3 Terza soluzione proposta: Omega e Centine.....	213
6.2.4 Soluzione finale proposta: Doppia omega e 4 centine spesse 6mm.....	215
7. BIBLIOGRAFIA.....	223
8. SITOGRAFIA.....	225
9. RINGRAZIAMENTI.....	230

1. INTRODUZIONE

Il seguente lavoro di tesi si basa sull'analisi del comportamento aerodinamico e strutturale di un'ala anteriore di una vettura di Formula 4. Nello specifico verranno analizzate le sue prestazioni dal punto di vista aerodinamico tramite il software CFD della Siemens STAR-CCM+, scopo dell'analisi è quello di ottenere i valori di Downforce e Drag sull'ala insieme ovviamente alla distribuzione di pressione che si ha su tutti gli elementi.

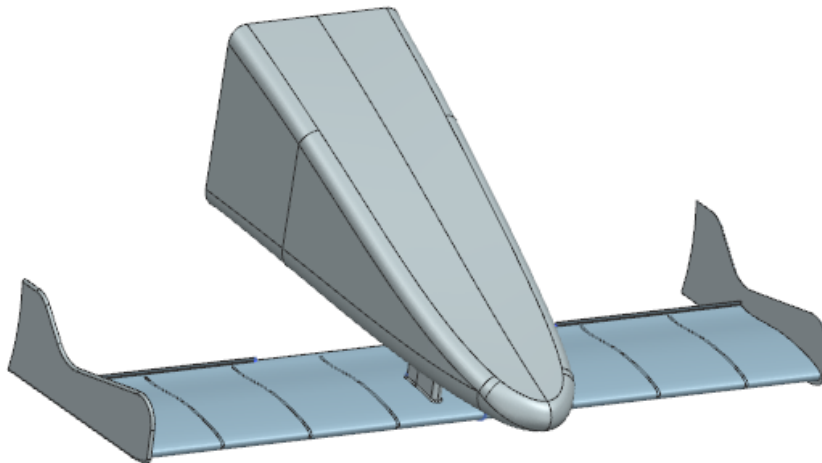


Figura 1: Assieme anteriore oggetto di tesi

Tali risultati verranno utilizzati come input per la progettazione strutturale dell'ala stessa, che avverrà servendosi del software FEM della Siemens NX Nastran Solver per le analisi strutturali.

Obiettivo di questa tesi è dunque quello di valutare in termini quantitativi le prestazioni aerodinamiche dell'ala, ottenendo in output da simulazioni numeriche validate i valori dei carichi aerodinamici, ed offrire una soluzione strutturale interna all'ala che garantisca un'ottimo compromesso tra i vari fattori principali nella progettazione strutturale di un'ala motorsport e che al tempo stesso garantisca il corretto funzionamento dell'ala e la sua stabilità strutturale.

Verrà in seguito brevemente descritto il campionato e le vetture Formula 4, al fine di avere una visione globale del contesto in cui ci si sta cimentando e successivamente si passerà a dei richiami di aerodinamica per capire come funziona un'ala anteriore di una vettura da competizione e come si riesca a generare deportanza tramite di essa.

Sarà presente, inoltre, un accenno a come i software CFD e i software FEM operano nell'ambito dell'analisi e simulazione numerica per avere una panoramica generale del loro funzionamento, dei loro vantaggi e dei loro svantaggi di utilizzo.

Infine, ci sarà anche un breve richiamo sul mondo dei compositi, in particolar modo soffermandosi sulla fibra di carbonio, in quanto materiale più utilizzato nell'ambito motorsport e materiale cui ala e crashbox oggetto di tesi saranno effettivamente realizzati.

1.1 FORMULA 4

La Formula 4 è una categoria automobilistica varata dalla FIA nel 2013, con l'obiettivo di definire una categoria internazionale propedeutica alla Formula 3, spazio fino ad ora occupato da categorie nazionali o monomarca.



Figura 2: Vettura Formula 4

La Formula 4 è il campionato di livello inferiore delle serie Formula, esso viene spesso utilizzato dai team per poter far correre i piloti più giovani così da fargli prendere sensibilità con le vetture di tipo Formula considerando che le categorie inferiori sono categorie di karting, la vettura infatti è studiata per i giovani di 15 o 16 anni, alti mediamente 1,70 m.

Il karting è una specialità dello sport motoristico effettuata con piccoli veicoli a quattro ruote dal cassetto tubolare d'acciaio, privi di sospensioni e dotati di motore a combustione interna. I veicoli sono detti kart, nome commerciale di uno dei primi esemplari disponibili sul mercato statunitense.

Il karting è anche propedeutico ad una carriera da pilota automobilistico. Infatti, molti dei più grandi piloti di Formula 1 degli ultimi anni sono stati, in gioventù, kartisti di livello internazionale (fra questi i campioni del mondo Michael Schumacher (CRG e Tony Kart), Ayrton Senna (DAP), Alain Prost, Fernando Alonso (MW - Rakama Mike Wilson), Kimi Räikkönen (Gillard), Lewis Hamilton (CRG e Parolin) e Jenson Button) e hanno continuato a utilizzare i go-kart per tenersi in allenamento.



Figura 3: Classica tipologia di Kart

Per favorire il passaggio dai kart alle vetture di tipo formula il regolamento FIA si basa principalmente sul contenimento dei costi, tanto che la vettura Formula 4 deve costare al massimo, 40.000 euro, pronta per la

gara. La vettura senza motore dovrebbe costare al massimo 33.000 euro, con standard di sicurezza pari a una F3, ed è a discrezione degli organizzatori, del singolo campionato, valutare se scegliere un unico fornitore o ammettere tutti quelli che sono in grado di produrla secondo i regolamenti e rimanendo entro i costi previsti. Il motore scelto per ciascuna serie nazionale deve essere monomarca, con una potenza massima da 140 a 160 CV, dovrebbe costare al massimo 7.000 euro e poter garantire una percorrenza di 10.000 km senza necessità di revisioni.

Nel luglio del 2021 la FIA presenta la nuova monoposto di Formula 4, dotata di upgrade sul fronte della sicurezza volti ad aumentare la protezione del pilota, su tutte il sistema Halo a protezione della testa del pilota. Farà il suo esordio nella stagione 2022 del Campionato di Formula 4 degli Emirati Arabi Uniti per poi essere introdotta nei prossimi campionati di Formula 4 sparsi per il mondo.



Figura 4: Vettura di Formula 4 di nuova generazione con HALO

Dunque le vetture F4 montano un telaio Tatuus T014 omologato dalla FIA in monoscocca e hanno prestazioni e dimensioni:

- Overall length: 4350 mm;
- Overall width: 1750 mm;
- Wheelbase: 2750 mm;
- Overall weight: non minore di 570 kg;
- Accelerazione da 0 a 100 in 3,5s;
- Massima velocità di circa 250 km/h (circa 70 m/s);
- Motore Abarth 414-F4 Rated to 160 HP Maximum Torque 235 Nm.

È proprio qui che entra in gioco Abarth, poiché il propulsore scelto per il Campionato Italiano di Formula 4 è proprio una variante opportunamente modificata del quattro cilindri 1.4 Turbo, con 160 CV a disposizione.

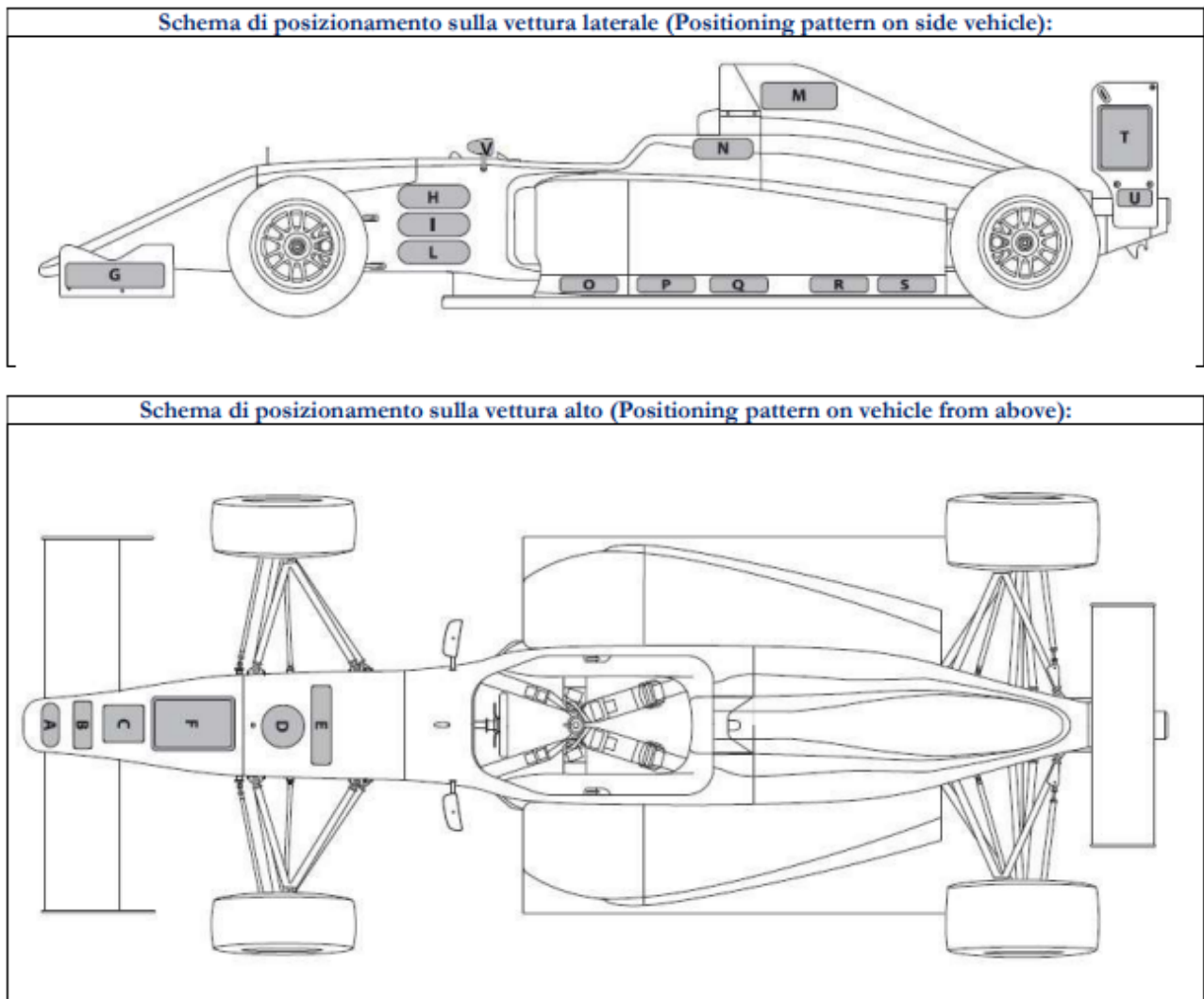


Figura 5: Schema vettura di Formula 4

L'aerodinamica per le vetture di questa categoria è molto semplificata e vincolata da regolamento, si ha infatti un'unica ala inclinabile sulla front wing e due per la rear wing.

Vincolata sia in termini di dimensioni, ma anche in termini di materiale di realizzazione:

3.8 Front wing main plane:

3.8.1 The aerofoil section of the front wing must conform to the sets of dimensions given in Drawing 1.3. Each of the dimensions given must remain nominally at the same height above the reference plane over the entire width.

A tolerance of ± 1.0 mm will be permitted on any stated dimension.

3.8.2 The front wing end plates must be orientated vertical to the reference plane, parallel to the car centre line and directly attached to the homologated front wing main plane (meaning no other parts are allowed between the homologated front wing main plane and the front wing end plate).

3.8.3 With the exception of the front wing end plates and the attachment points (inserts/holes) for the homologated front wing hangers (including spacers or shims between the hangers and the main plane), the front wing main plane must be a single, smooth, rigid, continuous element without any slots, gaps, attachments or dividers in order that only one single continuous section may be contained within any cross section taken parallel to the car centre line and normal to the reference plane.

3.8.4 On either side of the car, within 15 mm from the trailing edge of the front wing main plane, one L-shaped gurney flap with a height of maximum 15 mm may be attached (above and below). For this purpose, homologated inserts/holes are permitted in this area.

15.1.6 The front wing profile must be made of aluminium-based alloy, carbon or glass fibre reinforcing materials.

The rear wing profiles must be made of aluminium-based alloy.

The front wing endplates must be made from plastics or wood.

The rear wing endplates must be made of aluminium-based alloy.

Figura 6: Regolamento sezione aerodinamica campionato di Formula 4

Dalla sezione di regolamento FIA Formula 4 riportata sopra si evince infatti come il materiale costituente le ali sia fissato ed in particolar modo l'ala anteriore dev'essere realizzata in lega di alluminio, fibra di carbonio, oppure fibra di vetro.

Di seguito andiamo a vedere come dal regolamento ACI F4 2022 è vincolata la geometria dell'ala anteriore della monoposto:

Points for aerofoil section number 1, all dimensions are in millimetres (see Drawing 1.3):

1	00.00	00.00	14	-151.58	07.65	27	-263.58	-27.64	40	-112.41	-33.36
2	-11.40	-02.79	15	-163.33	07.59	28	-252.44	-31.35	41	-100.87	-31.19
3	-23.08	-03.94	16	-175.07	07.36	29	-241.00	-33.96	42	-89.38	-28.77
4	-34.82	-03.88	17	-186.80	06.95	30	-229.40	-35.82	43	-77.95	-26.11
5	-46.54	-03.20	18	-198.53	06.31	31	-217.73	-37.06	44	-66.56	-23.24
6	-58.22	-02.03	19	-210.24	05.41	32	-206.02	-37.97	45	-55.22	-20.18
7	-69.86	-00.49	20	-221.92	04.28	33	-194.29	-38.58	46	-43.94	-16.93
8	-81.48	01.20	21	-233.58	02.86	34	-182.55	-38.85	47	-32.72	-13.46
9	-93.11	02.85	22	-245.17	00.96	35	-170.81	-38.78	48	-21.59	-09.71
10	-104.76	04.36	23	-256.66	-01.45	36	-159.07	-38.43	49	-10.54	-05.75
11	-116.43	05.67	24	-267.93	-04.72	37	-147.35	-37.77	50	00.43	-01.54
12	-128.12	06.72	25	-277.16	-11.42	38	-135.66	-36.71			
13	-139.84	07.40	26	-273.74	-21.83	39	-124.01	-35.22			

Points for aerofoil section number 2, all dimensions are in millimetres (see Drawing 1.4):

1	00.00	00.00	14	-129.20	-20.46	27	-222.52	-42.50	40	-92.00	-43.84
2	-08.62	-05.50	15	-139.42	-19.80	28	-212.92	-46.08	41	-82.28	-40.62
3	-18.00	-09.56	16	-149.64	-19.16	29	-203.06	-48.82	42	-72.68	-37.10
4	-27.80	-12.48	17	-159.86	-18.56	30	-193.06	-50.94	43	-63.14	-33.36
5	-37.72	-15.06	18	-170.08	-18.08	31	-182.94	-52.50	44	-53.70	-29.42
6	-47.70	-17.32	19	-180.30	-17.76	32	-172.76	-53.54	45	-44.34	-25.26
7	-57.76	-19.20	20	-190.54	-17.68	33	-162.54	-54.12	46	-35.08	-20.92
8	-67.88	-20.64	21	-200.78	-17.90	34	-152.30	-54.20	47	-25.90	-16.38
9	-78.08	-21.58	22	-211.00	-18.46	35	-142.08	-53.76	48	-16.86	-11.60
10	-88.30	-22.04	23	-221.16	-19.66	36	-131.90	-52.80	49	-07.98	-06.52
11	-98.54	-22.04	24	-231.02	-22.34	37	-121.76	-51.28	50	00.70	-01.08
12	-108.76	-21.66	25	-237.22	-29.56	38	-111.74	-49.26			
13	-118.98	-21.10	26	-231.48	-37.60	39	-101.82	-46.76			

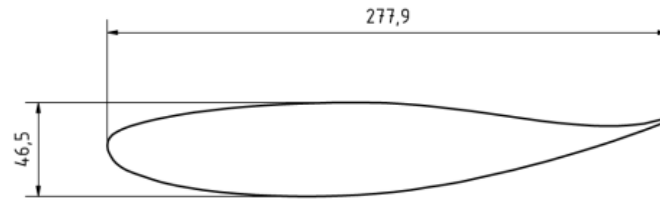
Points for aerofoil section number 3, all dimensions are in millimetres (see Drawing 1.5):

1	163.07	00.00	21	59.33	-40.21	41	01.91	-17.91	61	113.59	-01.70
2	164.08	-01.19	22	53.95	-40.11	42	03.45	-16.76	62	120.07	-02.33
3	160.86	-03.91	23	48.67	-39.85	43	06.86	-15.04	63	126.34	-03.02
4	157.66	-06.63	24	43.43	-39.45	44	10.31	-13.39	64	132.59	-03.78
5	154.56	-09.14	25	38.20	-38.81	45	15.32	-11.20	65	137.90	-04.47
6	151.54	-11.46	26	33.00	-37.95	46	20.42	-09.22	66	143.20	-05.18
7	147.47	-14.30	27	27.53	-36.78	47	24.00	-07.95	67	147.47	-05.77
8	143.26	-16.99	28	22.17	-35.38	48	27.58	-06.81	68	151.77	-06.38
9	138.86	-19.56	29	17.32	-33.86	49	33.35	-05.18	69	151.94	-06.40
10	134.26	-22.02	30	12.55	-32.16	50	39.14	-03.73	70	152.12	-06.42
11	128.27	-24.94	31	09.50	-30.96	51	46.86	-02.21	71	153.01	-06.50
12	122.10	-27.69	32	06.55	-29.69	52	54.64	-01.12	72	153.90	-06.43
13	116.76	-29.79	33	05.08	-29.03	53	60.71	-00.53	73	154.76	-06.25

Figura 7: Coordinate profili alari utilizzabili da regolamento

La federazione, infatti, sancisce delle coordinate di punti con cui andare a realizzare i profili alari costituenti le ali della vettura, in particolare per l'ala anteriore è prevista un'unica ala corrispondente ad un GAW, molto probabilmente di tipo ls417, rappresentato dalla prima serie di coordinate di punti riportata in alto.

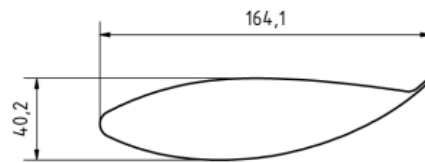
Essendo fissate le coordinate di punti che definiscono la spline del profilo alare, di conseguenza anche le dimensioni del profilo, tra cui corda e massimo spessore sono fissate, com'è possibile osservare dall'immagine in basso:



Drawing 1.3



Drawing 1.4



Drawing 1.5

Figura 8: Ingombri e geometrie ali da regolamento

Infatti si ha una lunghezza di corda di 277,9mm con 1% di tolleranza, motivo per cui nel proseguito della trattazione per semplicità si è scelta una corda di 278mm.

Le altre ali rappresentate sono quelle per l'ala posteriore, tra cui il main e i profili secondari.

1.2 Cenni di aerodinamica

L'aerodinamica è la branca della fluidodinamica che studia la dinamica dei gas, in particolare dell'aria, e la sua interazione con corpi solidi.

L'aerodinamica nasce in campo aeronautico ma presto assume importanza anche in ambito terrestre sia in termini di riduzione della resistenza aerodinamica sia per quanto riguarda la portanza.

Infatti questa materia è stata per diversi secoli al centro dell'interesse dell'uomo per la volontà di quest'ultimo di volare:

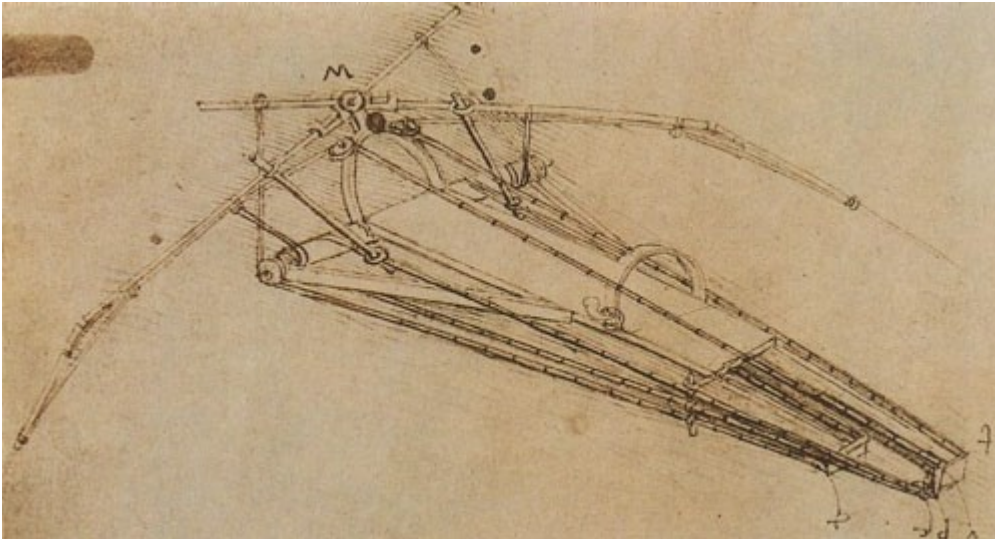


Figura 9: Prototipo disegnato da Leonardo Da Vinci

Il culmine si raggiunse quando finalmente nel 1903 i fratelli Wilbur e Orville Wright riuscirono nell'epocale impresa di compiere il primo volo della storia dell'uomo.

Da quel momento, in poco più di un secolo, questa materia ha avuto una gigantesca evoluzione sia in termini di studio dei flussi sia nei miglioramenti che l'uomo ha applicato ai profili e alle superfici aerodinamiche in generale per il raggiungimento dei suoi scopi nei vari campi di interesse.

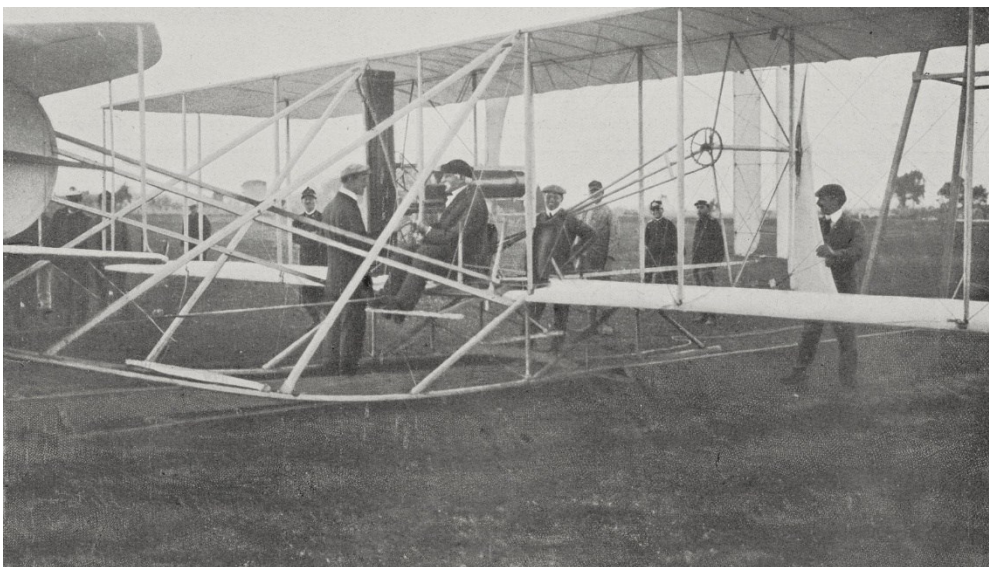
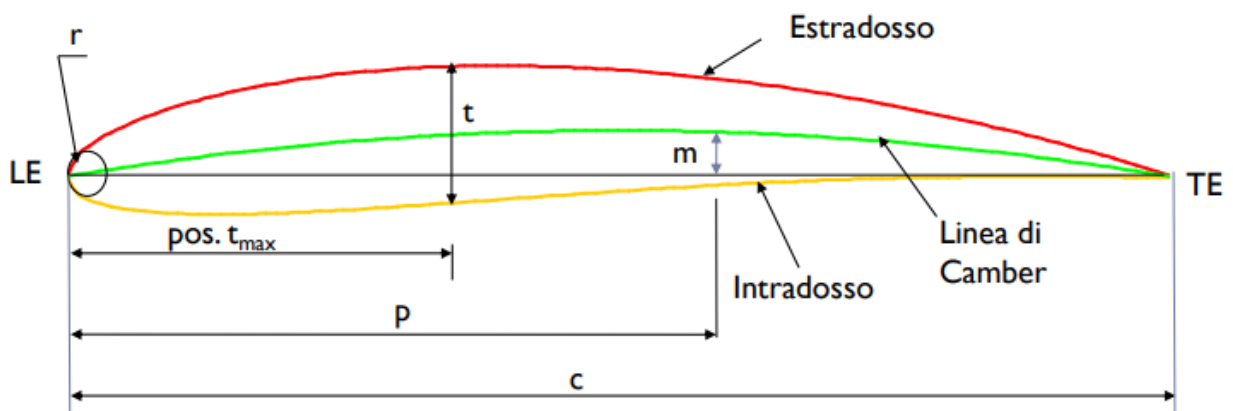


Figura 10: Aeroplano fratelli Wright

Il progresso dell'aerodinamica non sarebbe potuto avvenire senza lo sviluppo dei profili alari, i quali hanno permesso di ottenere la portanza, che è stata la reale responsabile del volo e usata successivamente anche nel campo automobilistico, specialmente da competizione e sportivo per la generazione di deportanza, la forza che schiaccia al suolo le vetture permettendogli un maggior grip con l'asfalto.

Le grandezze caratteristiche di un profilo alare sono:

- 1) ASSE DI CORDA: su cui viene costruito il profilo;
- 2) ESTRADOSSO: parte superiore del profilo;
- 3) INTRADOSSO: parte inferiore del profilo;
- 4) LINEA DI CAMBER: linea media fra i punti di estradosso e intradosso;
- 5) FRECCIA DI CAMBER (o CAMBER MASSIMA): distanza massima tra corda e
- 6) linea di camber;
- 7) POSIZIONE CAMBER MASSIMA: coordinata x in cui si trova la camber
- 8) massima;
- 9) SPESSORE MASSIMO: distanza massima tra estradosso e intradosso
- 10) POSIZIONE SPESSORE MASSIMO: distanza massima tra estradosso e
- 11) intradosso;
- 12) LEADING EDGE: bordo di entrata (primo punto del profilo che incontra il
- 13) flusso d'aria);
- 14) TRAILING EDGE: bordo di uscita (ultimo punto del profilo che incontra il
- 15) flusso d'aria)
- 16) RAGGIO DEL NASO.



m - freccia di Camber
 c - corda del profilo
 r - raggio del bordo di entrata
 t - spessore del profilo
 p - posizione camber massima

Figura 11: Dimensioni tipiche airfoil

1.2.1 Aerodinamica nelle vetture da corsa

L'aerodinamica sulle vetture da corsa ha lo scopo di generare una minima resistenza aerodinamica (Drag) ed una forza diretta verso il basso (Downforce), la quale va ad aumentare la reazione vincolare sulle ruote e di conseguenza aumenta l'attrito sviluppato dalle gomme sull'asfalto. Questo aumento di attrito consente di sopportare accelerazioni laterali maggiori e, di conseguenza, permette di affrontare le curve ad una velocità più elevata e contemporaneamente di frenare più efficacemente.

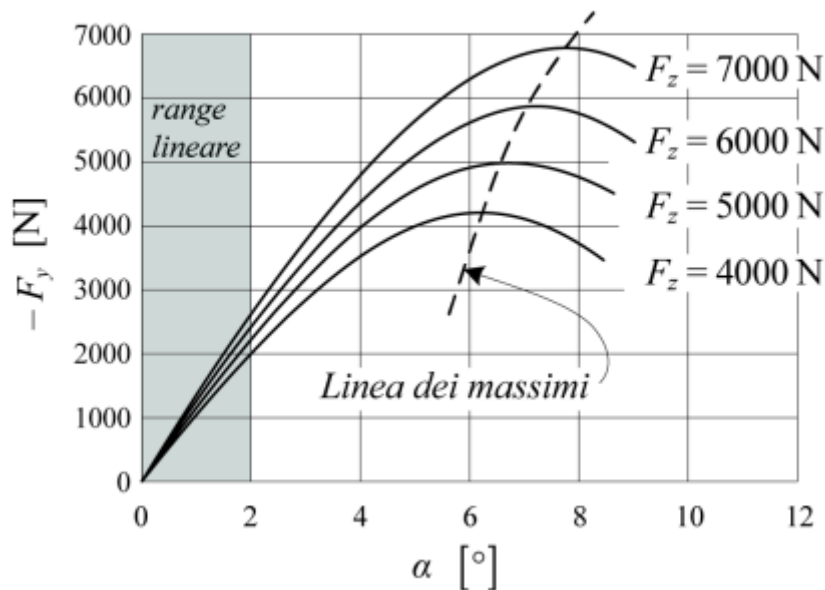


Figura 12: Grafico Slip Angle VS Side Force F_y

Come si può osservare dalla figura 12 rappresentante il grafico Slip Angle α VS Side Force F_y , si nota come per percorrere una determinata curva con una determinata forza laterale, si generi un certo slip angle sullo pneumatico.

Nella dinamica del veicolo, l'angolo di deriva, chiamato anche Slip Angle, è l'angolo formato fra l'asse longitudinale parallelo alla direzione delle ruote (direzione di puntamento dello pneumatico) e la "vera" traiettoria percorsa dal mezzo. Durante la guida, la direzione di movimento generata dalla traiettoria impostata e la reale direzione assunta dalla ruota non coincidono poiché, essendo la gomma un elemento elastico e non rigido, si deforma. La zona di contatto a terra cambia quindi di volta in volta (a causa dell'attrito e della forza centrifuga), dando vita allo Slip Angle.

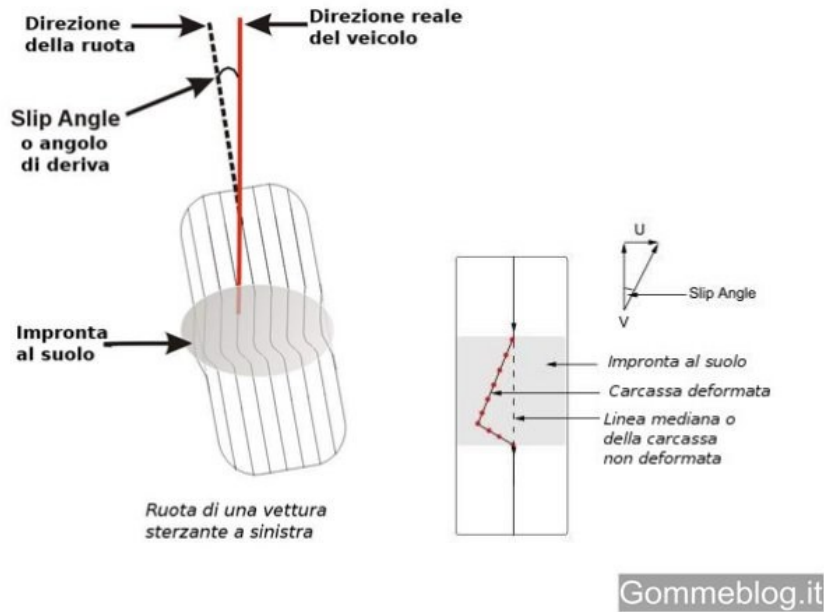


Figura 13: Slip Angle

Percorrere una curva ad una certa velocità comporta una determinata forza laterale richiesta la quale genera un certo slip angle sullo pneumatico, se però la forza richiesta aumenta di conseguenza aumenta anche lo slip angle dello pneumatico e così via fino al punto di massimo del grafico il quale rappresenta il limite di aderenza.

Lo slip angle però oltre ad essere funzione della side force richiesta, è anche funzione del carico verticale che grava sulla vettura, dato dal contributo del peso della stessa sommato al carico deportante aerodinamico che agisce in direzione verticale verso il basso schiacciando la vettura al terreno. Tale schiacciamento provoca un aumento del carico che agisce sullo pneumatico che dunque è in grado di trasmettere più forza laterale e longitudinale sul terreno grazie all'aumento dell'attrito derivante dallo schiacciamento.

Infatti aumentando il carico deportante si nota come a parità di forza laterale e dunque di accelerazione laterale richiesta (approccio della curva con una determinata velocità) lo slip angle diminuisce all'aumentare della downforce del veicolo. Ciò consente oltre ad un punto di massimo della curva maggiore, a cui corrisponde un aumento del limite di aderenza degli pneumatici, anche una minor deformazione dello pneumatico stesso che durante una gara si traduce in un minor consumo e degrado gomme, fondamentale per gestire al meglio le strategie di gara.

Da quando l'aerodinamica è entrata nel mondo delle vetture da corsa, le prestazioni, in termini di tempi sul giro, sono aumentate esponenzialmente ad una velocità che fino a quel momento era impensabile. Tanto che, alcuni campionati, per evitare che si raggiungessero velocità troppo pericolose e contenere i costi di progettazione e produzione, sono dovuti correre ai ripari limitando la possibilità di sviluppo delle componenti aerodinamiche.

Il prezzo da pagare a fronte di questo aumento delle velocità in curva è il conseguente aumento della resistenza aerodinamica. Infatti, la creazione della downforce ha sempre come effetto collaterale lo sviluppo di una resistenza aerodinamica.

L'abilità del progettista sta nel cercare di massimizzare l'efficienza aerodinamica e cioè massimizzare la downforce minimizzando la resistenza aerodinamica.

1.2.2 Generazione della portanza

È noto come se un corpo viene investito da un flusso di fluido, su di esso si generino dei carichi aerodinamici, che possiamo riassumere in due componenti, applicate in un punto denominato centro di pressione, una orizzontale, opposta al moto del corpo che è la Drag e l'altra in direzione verticale che è la Lift.

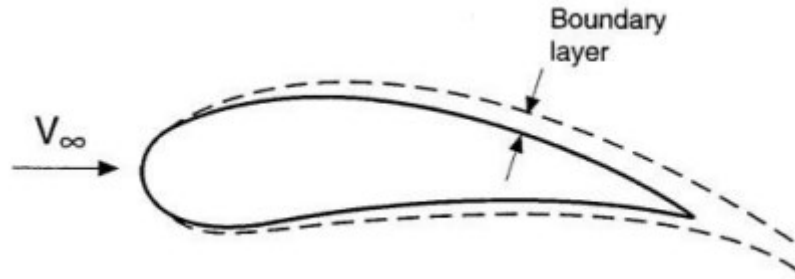


Figura 14: Flusso attorno ad un airfoil

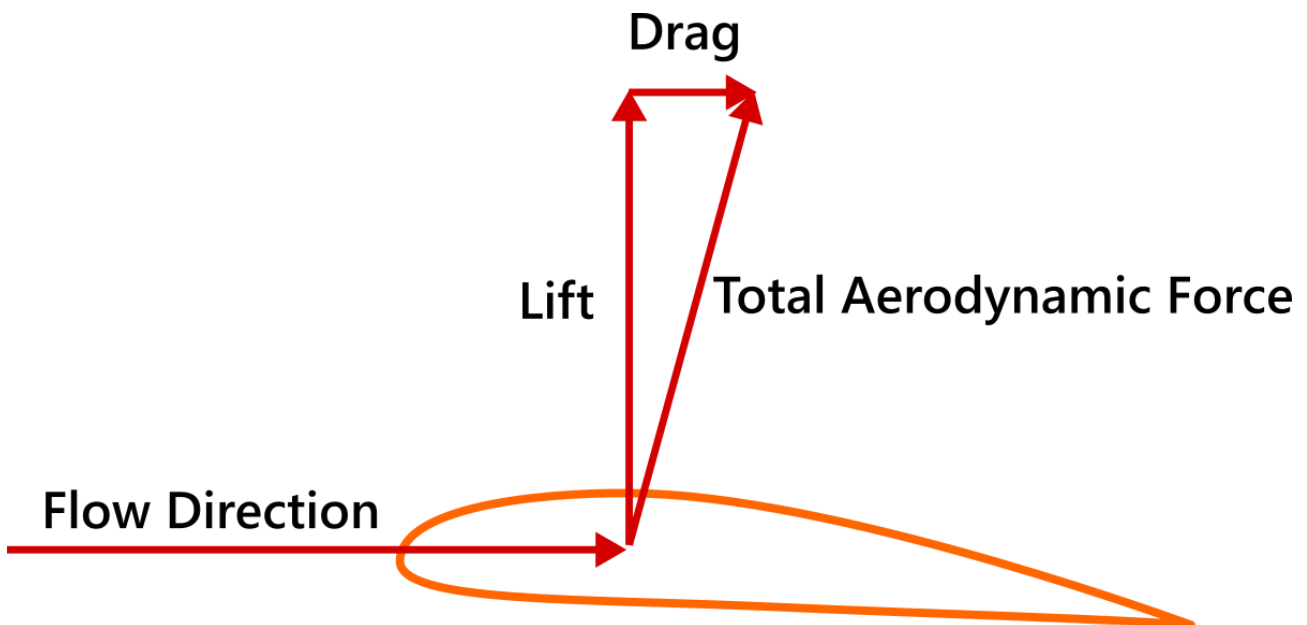


Figura 15: Forze aerodinamiche concentrate

Questo fenomeno sta alla base di tutti i veicoli e vetture del mondo del motorsport, infatti, è proprio grazie ad esso che si riesce a volare o a generare deportanza per schiacciare le vetture al terreno.

In particolar modo si osserva come le ali di un aereo servano a mantenere lo stesso in volo, grazie alla spinta verticale diretta verso l'alto, la portanza.

Per le formula car invece il discorso è l'inverso, si usano ali ribaltate in modo tale da poter spingere la vettura contro il terreno e poter ottenere tutta una serie di vantaggi come quelli citati precedentemente.

Si proceda ora a capire e spiegare il principio fisico per il quale tali forze vengano a generarsi.

Innanzitutto, si parte dal presupposto che si sta trattando come fluido l'aria, la quale per numeri di Mach < 0,3 può essere trattata come flusso incomprimibile, teoria alla base della aerodinamica classica.

Si veda ora il motivo per cui l'aria, quando incontra un corpo, tende a seguire le sue forme e dunque curvare anziché procedere in linea retta. Tale comportamento deriva dalla viscosità del fluido, proprietà intrinseca dello stesso, sempre presente in natura per qualsiasi tipo di fluido.

1.2.2.1 Viscosità

La viscosità può essere considerata come la diffusione della quantità di moto che si ha tra le particelle di fluido a livello microscopico, dunque particelle veloci cedono velocità a quelle più lente, rallentando a loro volta.

L'effetto macroscopico che ne consegue è che le streamlines (linee di corrente) avvolgono il profilo, curvano, anziché staccarsi dal corpo e procedere in linea retta.

Questo fenomeno si genera poiché se si andasse a visualizzare la superficie microscopica di un qualsiasi corpo reale, esso non avrebbe una superficie liscia ideale, ma bensì avrà sempre delle creste e avvallamenti che ne costituiranno la cosiddetta rugosità superficiale che può essere più o meno grossolana.

In ogni caso alcune particelle di fluido si troveranno intrappolate all'interno di tali asperità ($V=0$), le particelle che arrivano da dietro però andranno a spingere le particelle ferme fuori dall'ostacolo, cedendogli velocità e dunque quantità di moto, di conseguenza rallenteranno a loro volta o addirittura si fermeranno dentro le asperità prendendo il posto delle particelle precedenti.

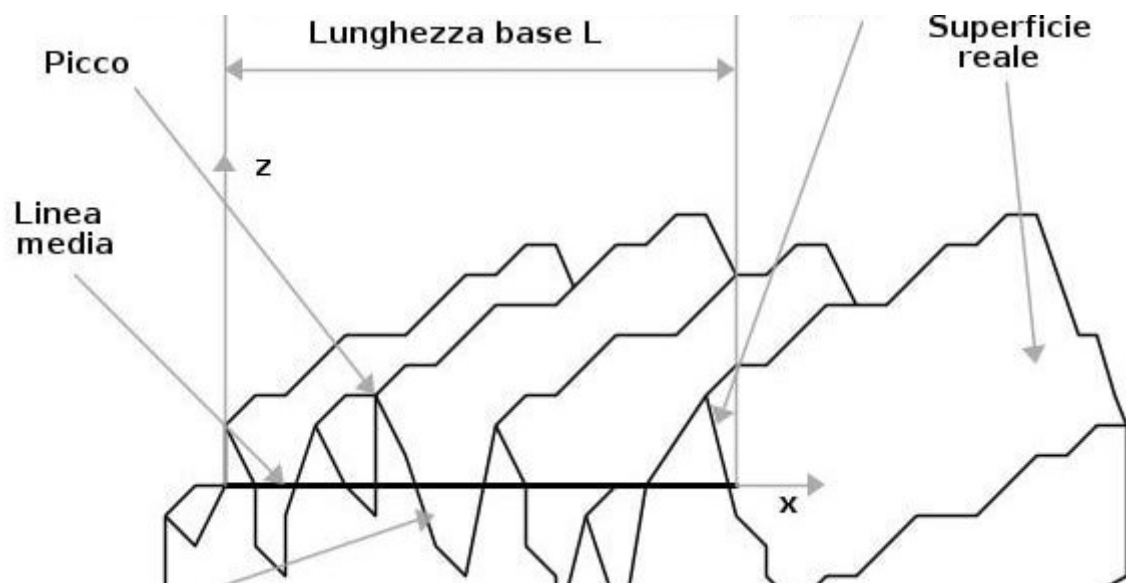


Figura 16: Rugosità superficiale

Ciò genera uno strato vicino parete, molto sottile, che prende il nome di strato limite che si vedrà essere una porzione di fluido permeabile a differenza delle streamlines, in cui dunque sono permessi scambi di fluido normali alla superficie.

La viscosità però è un'arma a doppio taglio, in quanto si permette il fenomeno del volo, ma al contempo genera attrito viscoso superficiale che contribuisce alla Resistenza aerodinamica (Drag).

Quando si parla di viscosità si prendono in considerazione due tipologie di viscosità:

- Viscosità dinamica μ
- Viscosità cinematica ν

Dove la viscosità cinematica è espressa come il rapporto tra la viscosità dinamica del fluido e la sua densità ρ :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

Essa è un indice che permette di valutare la capacità di un fluido di seguire una curvatura, infatti, tanto più è alto tale valore, tanto più il fluido riesce a seguire le curvature di un corpo e dunque tanto più sarà facile volare o generare deportanza.

Ad esempio $\frac{\nu_{Aria}}{\nu_{Acqua}} \cong 10$ dunque la viscosità cinematica dell'aria è maggiore di circa un ordine di grandezza rispetto quella dell'acqua, motivo per cui in aria è possibile volare, in acqua no.

Inoltre, considerando la quota di volo degli aerei di linea di circa 12000m, a tali altitudini, la pressione atmosferica risulta essere inferiore rispetto quella che si registra al livello del mare, in quanto essa è considerata come il peso della colonna di fluido che grava su un volumetto di fluido, di conseguenza più siamo in alto e minore è il peso che grava sul volumetto.

In tali condizioni l'aria dunque è rarefatta, ha una minor densità e dunque una maggior viscosità cinematica che favorisce il volo rendendolo più efficiente.

La viscosità, dunque, agisce all'interno dello strato limite (per Re alti) portando le particelle a deformarsi, infatti esse si allungano e si accorciano rispettando la conservazione della massa, ed inoltre ruotano attorno a se stesse generando il fenomeno della rotazionalità:

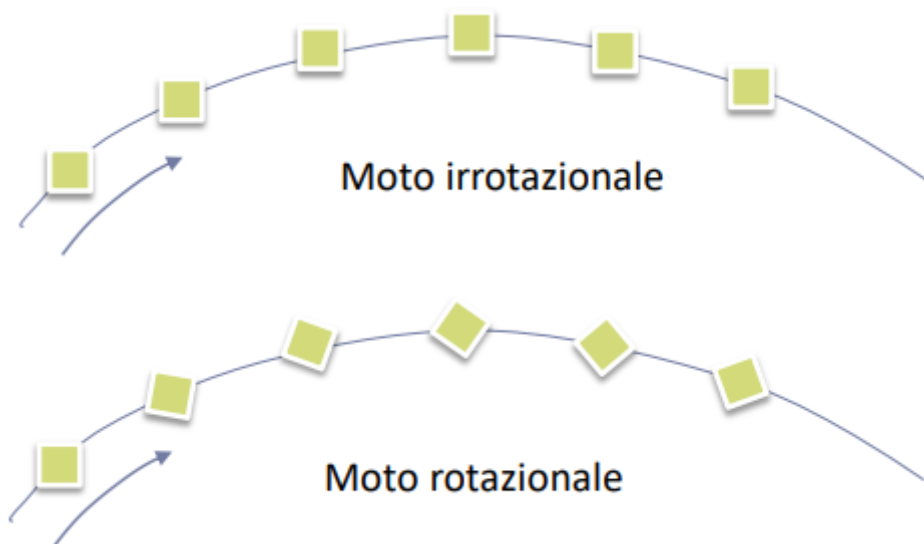


Figura 17: Rotazionalità particelle di fluido

La viscosità è dunque strettamente legata alla rotazionalità della particella, che è sempre presente in quanto nella realtà tutti i fluidi possiedono proprietà di viscosità.

Un chiaro esempio di viscosità è possibile sperimentarlo anche a casa, prendendo un cucchiaino e porgendolo sotto l'acqua del rubinetto come riportato nella figura in basso, si noterà come l'acqua tenderà a seguire la superficie del cucchiaino generando anche un risucchio, che spiegheremo più tardi (Effetto conosciuto anche come Koanda Effect).

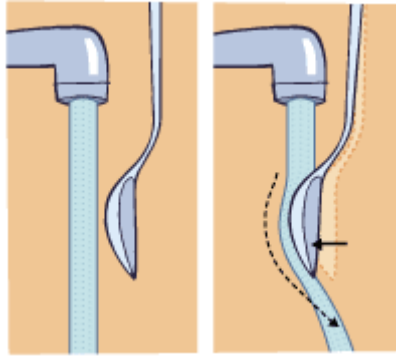


Figura 18: Effetto Koanda

Ora che è noto il motivo per cui l'aria tende a seguire la superficie del corpo con cui si scontra (effetto Koanda) si può spiegare il fenomeno fisico attraverso il quale si generano i carichi aerodinamici.

Si parte col dire che tali carichi sono frutto di due elementi principali:

- Distribuzione di pressione;
- Attrito viscoso.

Dell'attrito viscoso se ne è già discusso, esso contribuisce principalmente al Drag (per AOA bassi), si veda ora invece come e perché cambia la distribuzione di pressione su un corpo investito da un flusso.

1.2.2.2 Strato Limite e Streamlines

Doveroso è introdurre il concetto di strato limite, lo strato limite di quantità di moto è lo strato di fluido nelle immediate vicinanze di una superficie solida in cui la velocità varia da zero (a contatto con il corpo) fino al valore della corrente fluida indisturbata (nel bulk del fluido).

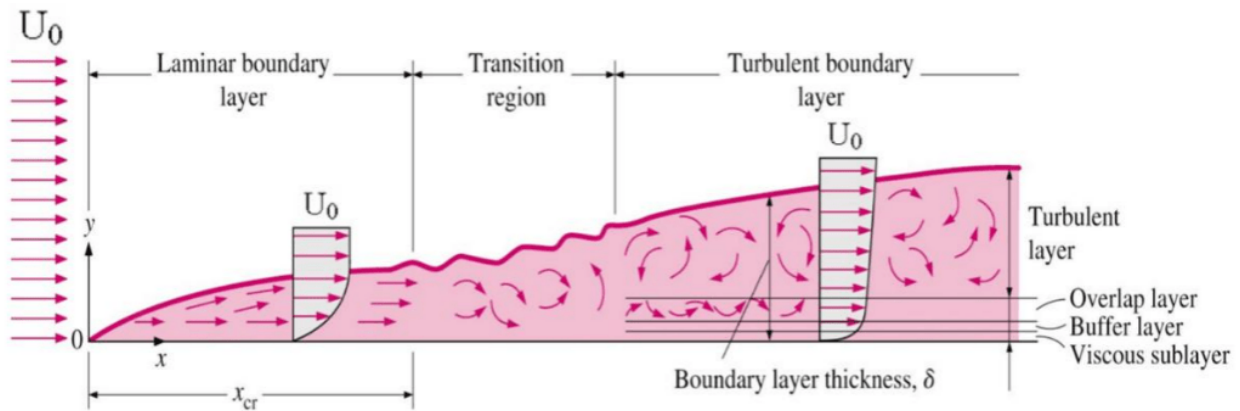


Figura 19: Strato limite (boundary layer)

Esso rappresenta la porzione di fluido tra la prima linea di corrente nitida e la superficie del corpo, dove come linea di corrente (o streamline) si intende una linea impermeabile cui vettore velocità è tangente a tale linea in ogni punto. Dunque, essendo la velocità tangente in ogni punto vuol dire che non c'è un flusso di massa normale alla linea di corrente, motivo per cui la portata massica di fluido contenuto tra due streamlines è costante, e la porzione di fluido raccolta tra di esse prende il nome di tubo di flusso.

Per visualizzare tali linee di corrente si ricorre alla galleria del vento, ove dopo aver replicato condizioni di regime stazionario, tramite varie tecniche ad esempio introducendo tramite appositi ugelli fumo, inchiostro o altre sostanze, si osserva qualcosa del tipo:

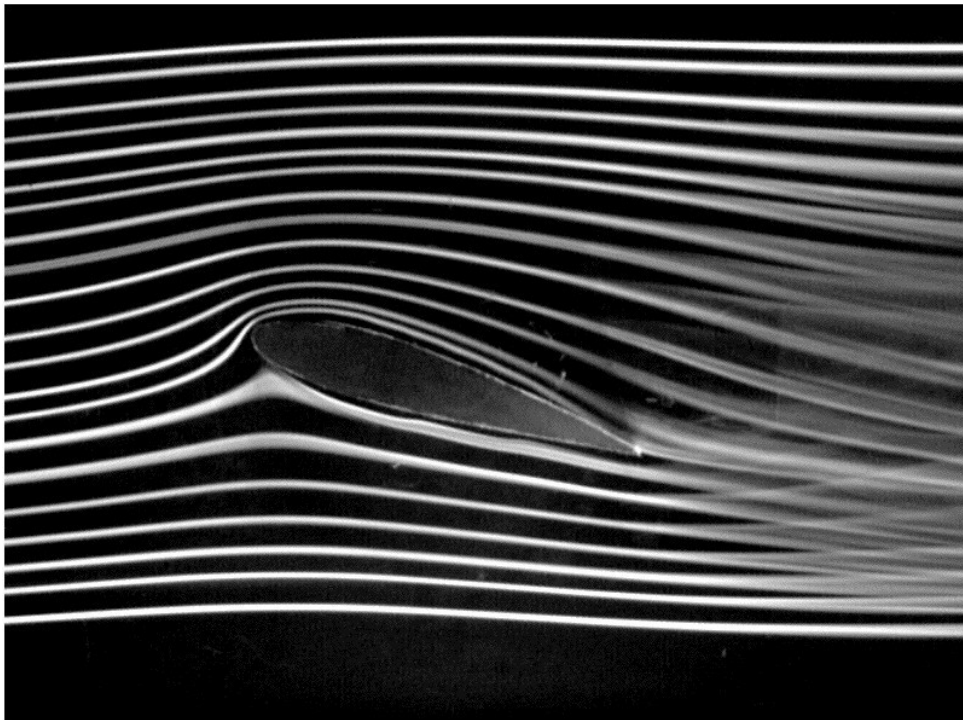


Figura 20: Smokelines attorno ad un airfoil

Dove in questo caso le smoke lines sono streak lines, sono linee di corrente se e solo se il campo di moto è stazionario.

Prendendo in considerazione l'immagine in alto si nota subito come per un osservatore lontano possa sembrare che la prima linea di corrente corrisponda alla superficie del profilo.

Questa affermazione è un qualcosa che può andare a facilitare notevolmente lo studio sulla generazione dei carichi aerodinamici, poiché se lo strato limite è molto piccolo (alti Re) allora è possibile considerare con buona approssimazione la prima linea di corrente come superficie del profilo.

E notando che si può considerare il flusso viscido solo all'interno dello S.L. e inviscido all'esterno, tale teoria permetterebbe di usare equazioni molto semplici come le equazioni di Eulero per spiegare la generazione della Portanza.

Infatti, essendo le streamlines impermeabili, possiamo considerare il flusso al loro interno inviscido, mentre all'interno dello strato limite, essendo esso permeabile, ci sono scambi di massa in direzione ortogonale alla superficie e dunque non si può non considerare la viscosità.

Per andare ad utilizzare questo stratagemma però bisogna dapprima capire l'entità dell'approssimazione che si sta andando a commettere, infatti, bisogna considerare che lo strato limite diminuisce la portata massica del sistema, dunque, con le stesse geometrie tra caso viscido e inviscido c'è una differenza più o meno grande in termini di portata massica.

Si introduce dunque un parametro, il Displacement Thickness δ^* , il quale rappresenta il valore di cui dovrebbe essere aumentato lo spessore del corpo nel caso inviscido per avere la stessa portata massica del caso viscido.

$$\delta^* = \frac{0,02 \cdot x}{(Re)^{1/7}}$$

Se $\frac{\delta^*}{L} < 10^{-3}$ dove L è una lunghezza caratteristica del corpo (ad esempio la corda per un profilo alare) allora l'approssimazione che si sta commettendo è molto piccola e va a giustificare l'utilizzo delle equazioni di Eulero inviscide al di fuori della prima linea di corrente che si va a considerare uguale alla superficie del profilo.

In genere tanto più è spesso lo strato limite tanto maggiore è l'approssimazione che si commette, dunque, questa teoria va bene per Re elevati, in quanto a Re elevati corrispondono strati limiti molto sottili.

1.2.2.3 Equazioni di Eulero

Definito quand'è possibile l'utilizzo delle equazioni di Eulero, si va a scriverle, facendo l'equilibrio delle forze di un volumetto di fluido lungo le due coordinate curvilinee della linea di corrente a cui appartiene (direzione tangenziale e normale).

Si trascurano le forze gravitazionali in quanto per Re alti forniscono un contributo molto piccolo rispetto le forze aerodinamiche, considerando inoltre che a Re bassi non sarebbe possibile utilizzare questa teoria poiché si andrebbe ad avere uno strato limite molto spesso e dunque la prima linea di corrente non andrebbe a coincidere con la superficie del profilo.

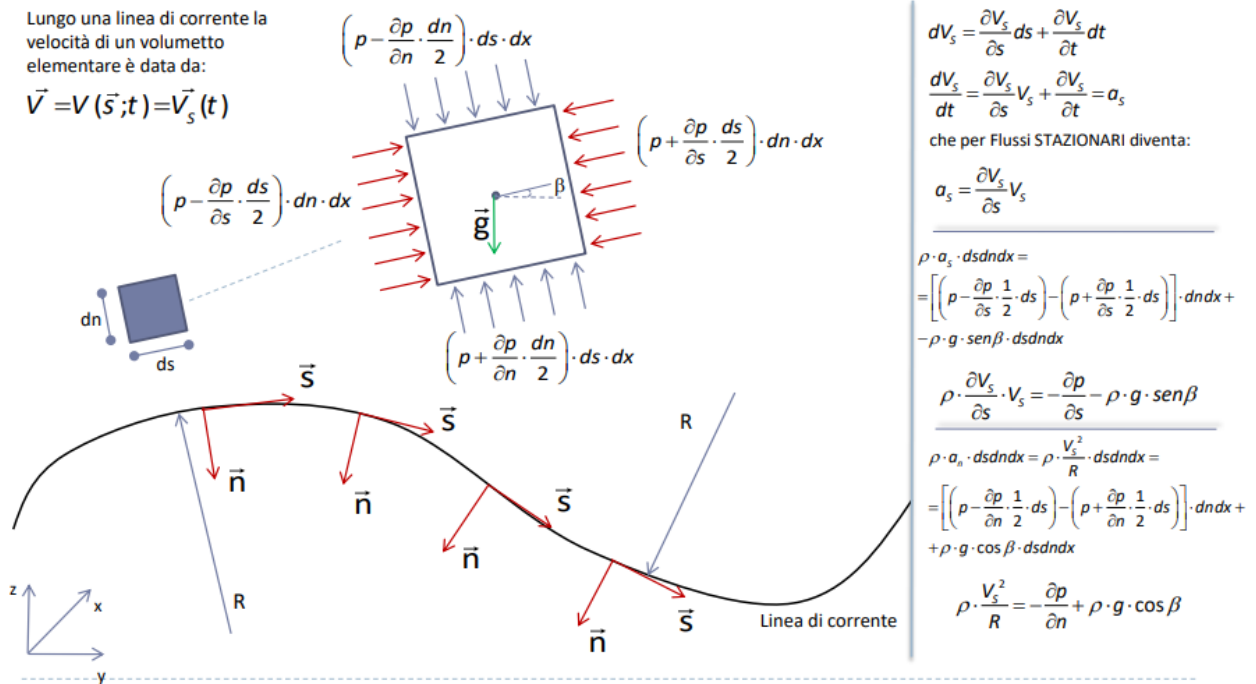


Figura 21: Equazioni di Eulero

- 1) $V_s \frac{\partial V_s}{\partial s} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial s}$
- 2) $\frac{V_s^2}{R} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial n}$

La prima equazione ci dice che l'accelerazione del fluido è funzione del gradiente di pressione lungo la stessa linea. (stesso risultato che avrei ottenuto utilizzando Bernoulli)

La seconda equazione ci dice che la pressione diminuisce mano a mano che ci si avvicina al centro di curvatura della linea di corrente.

Dunque si ha che tanto maggiore è la curvatura (minore il raggio di curvatura) tanto maggiore è la depressione che si va a generare per la seconda equazione di Eulero. Ad una depressione poi corrisponde un'accelerazione del fluido per la prima equazione di Eulero.

Tale effetto può essere spiegato considerando la forza centrifuga che si genera sui volumetti di fluido che curvano grazie alla viscosità del fluido, infatti quando si ha una superficie convessa il volumetto viene spinto dalla forza centrifuga verso l'esterno del profilo, questo vuol dire che le particelle che dentro il volumetto si muovono di moto caotico, sbatteranno comunque contro il profilo generando una pressione, ma quando curvano essendo spinte verso l'esterno dalla forza centrifuga si avrà che molte meno particelle di fluido impatteranno contro la superficie del profilo con conseguente diminuzione della pressione sullo stesso.

Con una superficie concava invece il comportamento è l'opposto, la curvatura spinge le particelle verso l'interno e ciò provoca un aumento del numero di particelle che impattano con profilo generando una sovrappressione.

In particolare si evince che le zone più importanti di un profilo sono:

- Naso (Leading Edge LE);
- Coda (Trailing Edge TE).

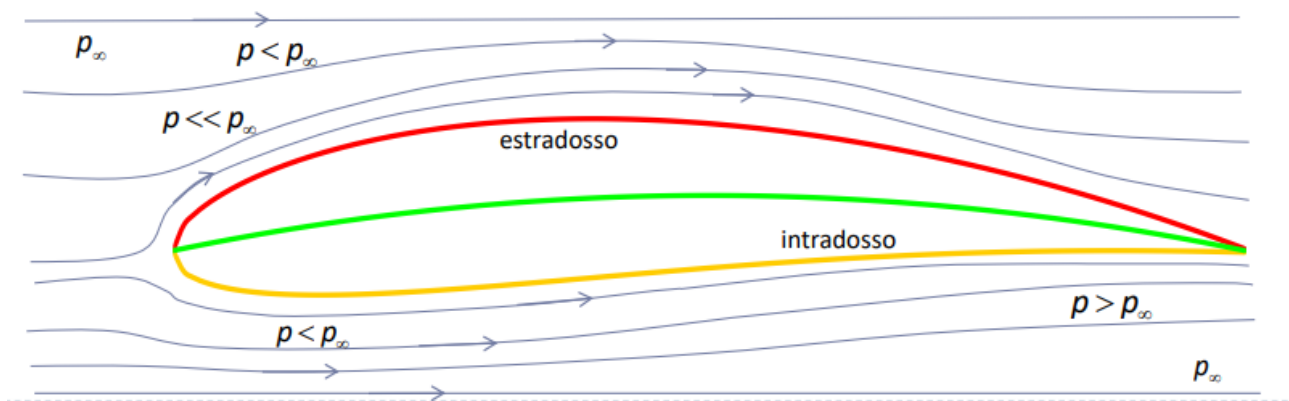
Il naso grazie alla sua forte curvatura permette di generare un Δp tra estradosso e intradosso del profilo che poi è responsabile della generazione della portanza del profilo.

La coda invece è responsabile del Form Drag (Resistenza di Forma), in quanto superato il picco di aspirazione entrambi i lati del profilo servono a recuperare pressione per arrivare in coda con una differenza di pressione il più possibile ridotta, per ridurre la wake e dunque il Drag di forma.

Visualizzando dunque un profilo alare per veivoli (asseto portante) si ha il punto di ristagno in corrispondenza del naso del profilo, successivamente il flusso inizia a curvare fortemente verso l'estradosso, ad una curvatura forte per la seconda equazione di Eulero corrisponde la generazione di una forte depressione, la quale per la prima equazione di Eulero si traduce nell'accelerazione e dunque aumento di velocità del fluido lungo la stessa linea di corrente. L'aumento di velocità del flusso sull'estradosso del profilo può essere osservato anche visivamente in quanto in galleria del vento le streamlines vanno ad avvicinarsi, ed essendo la portata massica costante all'interno di un tubo di flusso (due linee di corrente) allora vuol dire che per forza di cose sarà la velocità ad aumentare dato che la sezione di passaggio diminuisce.

La linea di fluido immediatamente sotto quella di ristagno invece curva verso l'intradosso, però in questo caso la curvatura è minore (maggior raggio di curvatura) rispetto quella che si ha sull'estradosso, dunque comunque si genera depressione, ma una depressione in modulo molto minore rispetto quella che si genera sull'estradosso. Ed è proprio questo dislivello nella distribuzione di pressione a generare portanza.

Nell'intradosso, infine, per molti profili alari (i concavi convessi) la superficie diventa concava permettendo un recupero di pressione e contribuendo al Δp per generare portanza, mentre sull'estradosso la curvatura diminuisce man mano per generare un Δp minore possibile in coda per limitare il Form Drag.



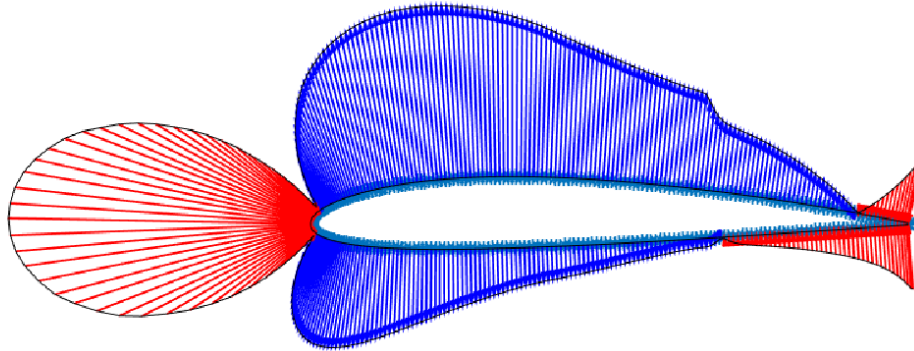


Figura 22: Distribuzione di pressione attorno ad un airfoil in assetto portante

In ogni caso si ha che andando ad aumentare l'angolo di attacco (AOA: angolo di inclinazione tra asse di corda del profilo e velocità relativa fluido), il ristagno si sposta e la curvatura sull'estradosso si fa maggiore, motivo per cui aumenta la portanza ma di conseguenza anche la Drag, anche se in maniera minore.

Per $AOA > 15^\circ$ si rischia la condizione di stallo aerodinamico, la curvatura è troppo forte per essere seguita dalla vena fluida e il flusso si stacca, comportando un drastico calo della portanza generata dal profilo ed un notevole aumento in termini di Drag a causa della forte scia che si genera.

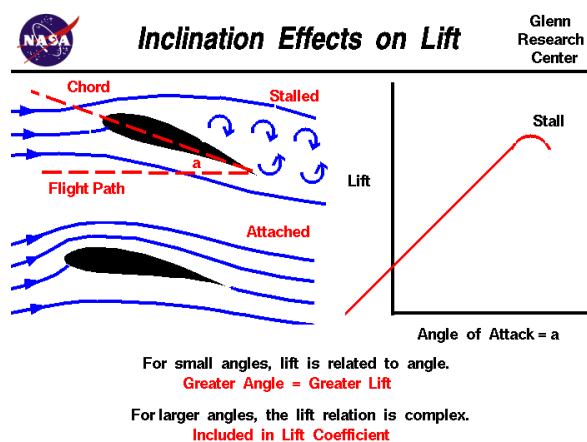


Figura 23: Stallo aerodinamico

1.2.3 Distacco vena fluida

Fino a quando si ha un gradiente di pressione negativo lo strato limite rimane laminare in quanto sul volumetto di fluido agisce una forza di pressione che lo spinge in avanti che sommata alla riserva di energia che il fluido ha (la sua quantità di moto) sovrasta l'attrito viscoso il quale si oppone al moto e che da solo non ce la fa a vincere questi due contributi.

Superato però il picco di aspirazione il gradiente di pressione diventa avverso, e insieme all'attrito viscoso a parete inizia a far rallentare il volumetto che mano a mano esaurisce la sua riserva di energia.

Si arriverà ad un punto in cui la particella si ferma poiché ha esaurito la sua quantità di moto, dunque lo sforzo viscoso a parete è nullo e si ha solo il gradiente di pressione avverso sul volumetto di fluido, il quale inizia a spingere il volumetto nella direzione opposta, generando ricircolo e dunque la separazione della vena fluida.

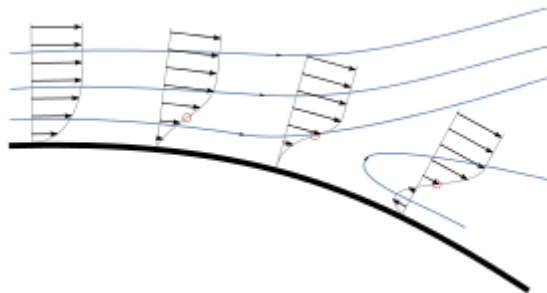


Figura 24: Distacco vena fluida

La separazione anticipata della vena fluida comporta un aumento di Drag in quanto la vena che si stacca mantiene la sua pressione costante e dunque non viene più recuperata pressione in coda al profilo, ciò consegue in un aumento di Form Drag. Motivo per cui bisogna sempre evitare il distacco anticipato della vena fluida.

Per posticipare il distacco si può rendere lo strato limite turbolento facendo in modo che $Re > Re_{CRITICO}$ oppure tramite l'utilizzo di superfici scabrose e vortex generator i quali rendendo lo strato limite turbolento, lo rienergizzano grazie agli scambi di particelle in direzione normale comportando una posticipazione del distacco della vena fluida.

Rendere lo strato limite turbolento però non è sempre conveniente, in quanto esso risulta essere molto più energetico di uno laminare in quanto ci sono scambi di flusso in direzione normale, questa maggior energia comporta un aumento degli sforzi viscosi a parete i quali aumentano la resistenza aerodinamica del corpo per effetto viscoso.

In genere per corpi affusolati quali profili alari si ha che non conviene far diventare lo strato limite turbolento in quanto uno S.L. laminare porta alla generazione di minor Drag rispetto il caso turbolento. Mentre invece per oggetti quali la pallina da golf o la superficie della fusoliera di un aereo e dunque per corpi tozzi principalmente si utilizzano superfici scabrose in modo tale da posticipare il fenomeno del distacco della vena fluida e dunque ridurre la resistenza all'avanzamento dell'oggetto.

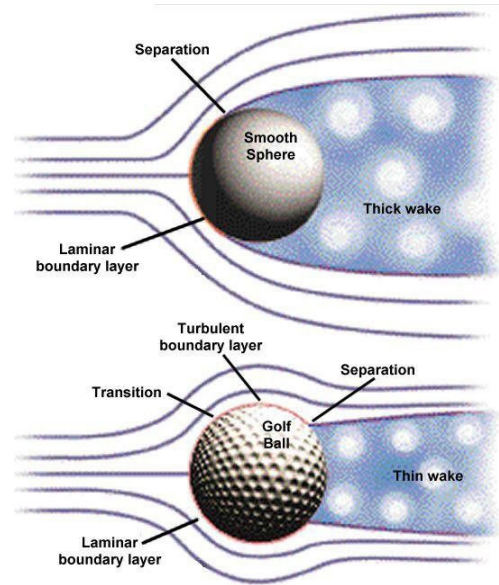


Figura 25: Differenza strato limite laminare rispetto turbolento nella formazione della wake

A volte però anche su corpi affusolati quali ali di un aereo si utilizzano vortex generator laddove si hanno problemi di distacco della vena fluida, in modo tale da generare un vortice che vada ad energizzare e rendere turbolento lo strato limite in modo tale da posticipare la separazione. Molto utile negli aerei quando si ha la presenza di flap, poiché in questo modo si è sicuri che il flusso non si separi prima di arrivare ad essi, e dunque si accetta una maggior resistenza a favore però della sicurezza. Infatti se il flusso si separasse prima di raggiungere i flap potrebbero crearsi criticità nella fase di decollo/atterraggio.



Figura 26: Vortex generator sulle ali di un aereo

1.2.4 c_p e c_f

Il pressure coefficient e lo skin friction coefficient sono coefficienti adimensionali molto utili per conoscere il comportamento di un profilo alare.

In particolar modo il pressure coefficient dà una misura di quella che è la portanza e la resistenza che il profilo genera, oltre a dare informazioni utili riguardo il comportamento dell'airfoil, l'entità del picco di aspirazione e via discorrendo.

Per conoscere i carichi aerodinamici a cui sono soggette le vetture o comunque le appendici aerodinamiche bisogna sapere la distribuzione di pressione a cui è soggetto il veicolo. Inoltre, la misurazione della pressione risulta più semplice rispetto a quella della velocità, poiché basterebbe solo fare un foro sulla superficie del veicolo e collegarci un tubicino connesso ad un misuratore di pressione oppure a dei tubi di fluido dove il fluido risentendo della P della presa andrà ad alzarsi o ad abbassarsi a seconda se la pressione aumenta o diminuisce.

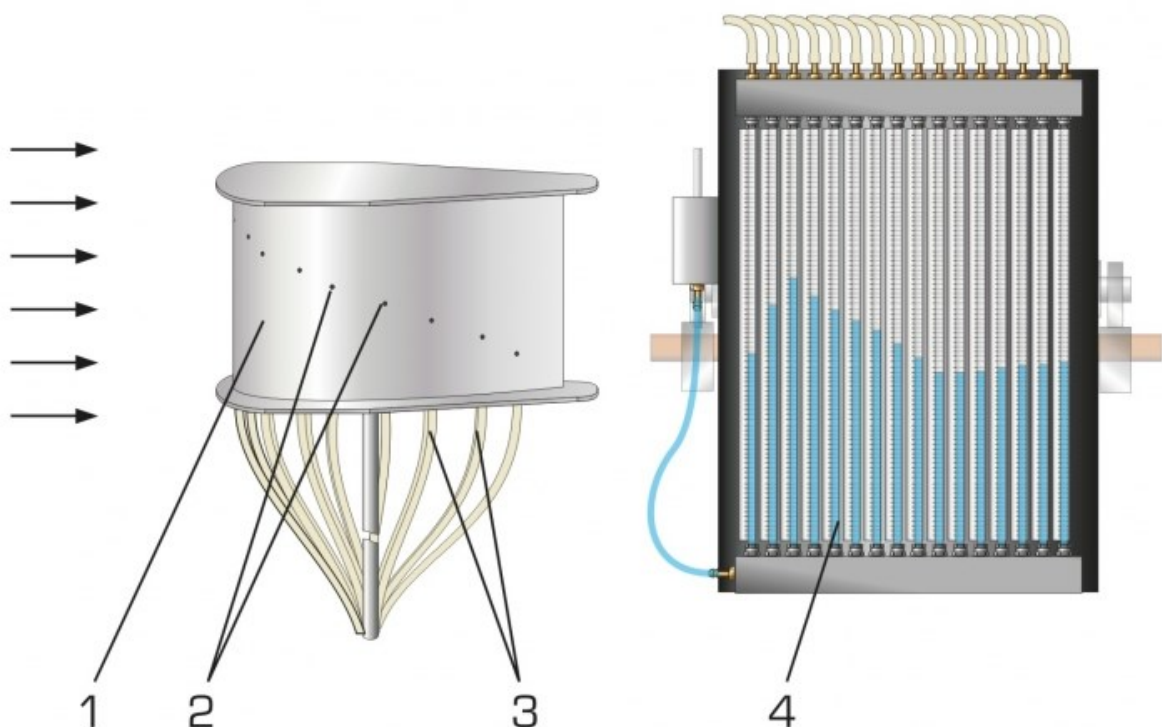


Figura 27: Setup prova sperimentale con misuratori di pressione a fluido

Per ottenere informazioni riguardo un profilo ad un dato numero di Reynolds e ad un dato AOA è solito visualizzare il grafico del c_p , in esso infatti si nascondono tutte le proprietà, il comportamento aerodinamico e le caratteristiche del profilo in questione.

Si utilizza un coefficiente anziché andare a visualizzare direttamente la pressione poiché in questo modo ci si rende quasi indipendenti dalla velocità, infatti, il c_p per profilo e AOA fissato, è praticamente fisso, non varia al variare della velocità, varia solo per Re molto differenti. Cosa che non accade per la pressione che invece ed ovviamente varia con la velocità.

$$c_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2}$$

Profilo NASA/Langley/Whitcomb LS(1)-0417 (GA(W)-1)

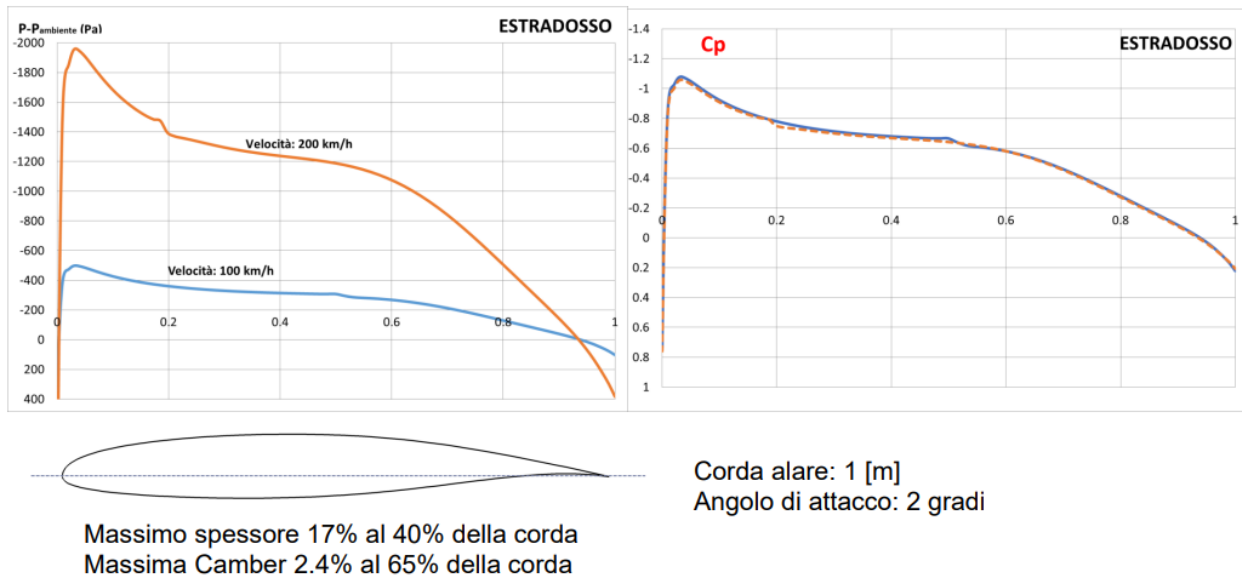


Figura 28: Differenza tra grafico pressione e cp al variare della velocità

Conoscendo inoltre il cp e la velocità posso calcolarmi la pressione in ogni punto del profilo.

Dal grafico inoltre è possibile notare l'eventuale formazione delle bolle laminari e/o addirittura di separazioni della vena fluida contraddistinte entrambe da un tratto orizzontale del grafico.

Infatti quando il flusso si stacca si ha che la pressione rimane costante, e ciò si traduce in un cp che anch'esso diviene costante, diventando dunque una retta orizzontale, nel caso di bolla laminare c'è il riattacco del flusso e dunque il grafico torna a scendere altrimenti se si ha separazione totale il grafico rimane costante.

I grafici del cp vengono riportati spesso con ordinate negative verso l'alto, si parte sempre da cp = 1 che, come si è già visto, corrisponde al punto di ristagno, da lì partono due curve, rispettivamente una per l'intradosso (lower) e una per l'estradosso (upper):

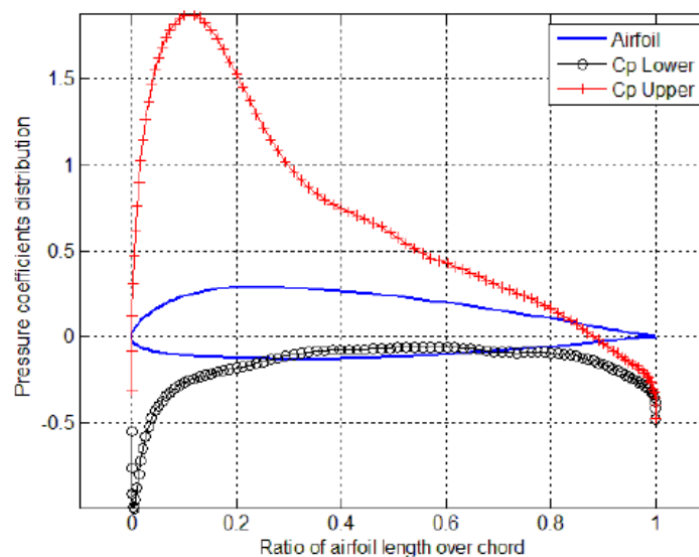


Figura 29: Grafico cp

Entrambe le curve dopo il ristagno vedono un gradiente di pressione negativo, dovuto alla forte curvatura che il fluido ha a causa del naso del profilo, l'estradosso però ha un picco di depressione molto maggiore rispetto l'intradosso ed è proprio grazie a questo Δp che si genera la portanza.

Il punto più in alto viene denominato picco di aspirazione ed in genere si trova nella parte avanzata del profilo e soprattutto la sua posizione ed entità varia al variare dell'angolo di attacco, di fatti aumentando l'AOA si ha che il picco di aspirazione aumenta di entità e si sposta verso il naso dato la nuova distribuzione di pressione che si va a creare sul naso.

Valori tipici del c_p sono:

- $C_{p_{MAX}} = 1$, sul naso del profilo nel punto corrispondente al ristagno;
- $C_p > 0$, sulla zona del profilo in pressione;
- $C_p = 0$, nelle zone in cui $p = p_\infty$;
- $C_p < 0$ nelle zone del profilo in depressione;
- $C_{p_{MIN}} \approx -4$ sul picco di aspirazione per profili aeronautici (per profili motorsport si possono avere valori ancora minori ad esempio -6/-7),

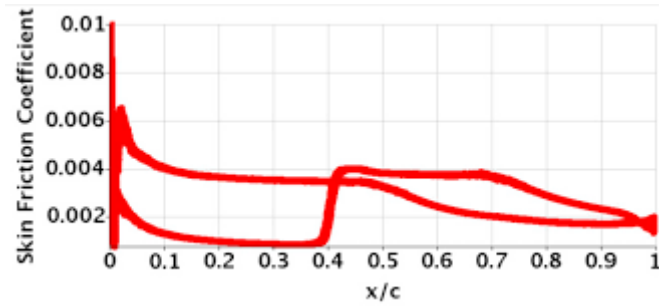
Due aspetti fondamentali visualizzabili dal grafico del c_p sono:

- Area compresa tra il $c_{p_{UPPER}}$ e il $c_{p_{LOWER}}$, indicativa della portanza che genera il profilo. Infatti tanto maggiore è l'area compresa tra le due curve e tanto è maggiore la portanza generabile dal profilo. Ad esempio i profili biconvessi simmetrici all'AOA = 0° oppure i profili camberati all' $\alpha_{L=0}$ presentano le curve di c_p lower e upper sovrapposte tra di loro, a sostegno del fatto che la portanza che generano è nulla.
- Valore c_p in coda del profilo, indicativo della resistenza di forma (Form Drag) che il profilo genera a causa del mancato totale recupero di pressione. In genere profili che terminano a spigolo vivo (es biconvesso simmetrico) hanno un c_p che tende a tornare al valore unitario, infatti in caso di flusso inviscido avrebbero un punto di ristagno in coda il che vorrebbe dire un Form Drag nullo, ma nel caso viscoso il flusso si separa sempre un po' sul Trailing Edge comportando un mancato recupero totale di pressione. In ogni caso i profili che terminano a spigolo vivo si avvicinano in coda ad un c_p unitario e dunque hanno valori di Form Drag molto bassi. I profili che invece terminano a cuspide non hanno tale obiettivo, essi infatti non hanno nel caso inviscido un ristagno in coda e dunque tali profili hanno un recupero di pressione non ottimale e sono affetti dunque da un'elevata resistenza di forma.

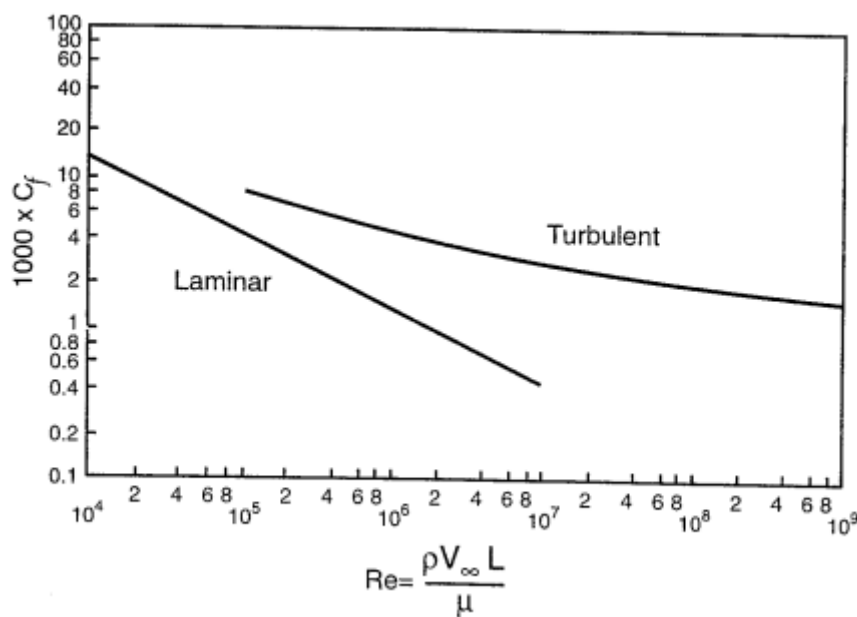
Per quanto riguarda lo skin friction coefficient (c_f) esso è particolarmente utile per visualizzare il punto in cui il flusso si separa, infatti, in tali zone il coefficiente assumerà valore nullo e addirittura negativo in quanto la particella di flusso si ferma e comincia a tornare indietro.

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2}$$

Serve inoltre ad individuare se il flusso dopo essersi staccato si riattacca generando ad esempio il fenomeno della bolla laminare.

Figura 30: Grafico c_f

Al contrario di quanto si possa pensare però, il valore del c_f è tanto maggiore tanto minore è il Re del fluido, ed in particolar modo il valore differisce in base al tipo di regime nello strato limite:

Figura 31: c_f in funzione del numero di Re

Come si può notare dal grafico soprariportato infatti, se lo strato limite è laminare, a parità di Re si ha un c_f minore rispetto il caso turbolento. Ciò è dovuto al fatto che essendo lo strato limite turbolento più energetico di quello laminare, si ha un maggior flusso normale di fluido e da ciò ne consegue un maggior sforzo per attrito viscoso. Motivo per cui lo strato limite turbolento è sì meno fragile, ma genera un attrito a parete maggiore il quale comporta un maggior Drag del profilo.

Tale osservazione è molto importante, in quanto in base al valore di c_f che si ha sul ventre o sul dorso del profilo si può interpretare il tipo di regime di moto che lo strato limite ha in quel punto.

1.2.5 Bolla laminare

La bolla laminare è un fenomeno caratteristico per numeri di Reynolds che vanno da 300'000 a 3'000'000, dunque è un fenomeno tipico che si riscontra nei profili che lavorano a bassi Re ed è un fenomeno tipico nella famiglia dei profili laminari.

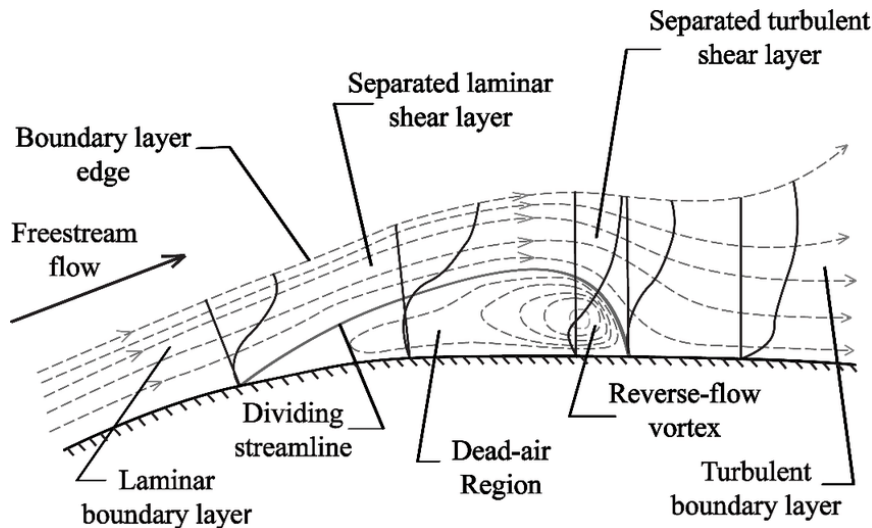


Figura 32: Formazione bolla laminare sulla superficie di un airfoil

Quello che accade a questi valori di Re è che il flusso non appena incontra un gradiente di pressione avverso, dopo il picco di aspirazione, inizia ad esaurire le sue scorte di energia e va a separarsi in quanto non riesce a seguire più la curvatura del profilo. Però a tali valori di Re il flusso che si stacca è abbastanza energetico da trascinarsi con sé lo shear layer, uno strato di fluido immediatamente sopra lo strato limite, trascinandoselo porta questo layer dapprima in transizione e poi ad essere turbolento.

Questa turbolenza essendo molto energetica permette alle particelle più fresche ed energetiche di andare ad energizzare il flusso facendolo riattaccare sulla superficie del profilo posticipando così la separazione della vena fluida con notevoli benefici in termini di Drag del corpo. Si ottiene dunque sulla superficie del profilo una bolla, detta bolla laminare all'interno della quale è presente una zona di ricircolo ma che rimane confinata entro un certo spazio.

Tale fenomeno è difficile da osservare sperimentalmente, mentre software quali XFOIL riescono a visualizzarlo ed in particolare è possibile verificare la presenza di una bolla laminare dal grafico del c_p o del c_f del profilo:

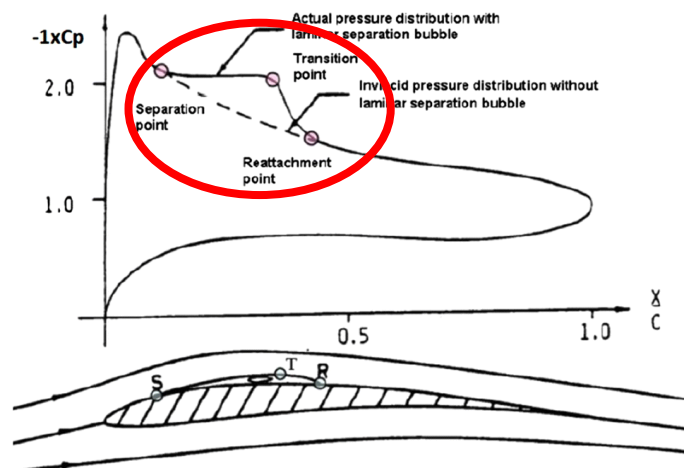


Figura 33: Bolla laminare vista sul grafico del c_p

Infatti si nota come nella zona in cui è presente la bolla, essendo il flusso staccato, la pressione è costante e di conseguenza lo è il c_p che diventa orizzontale per poi riprendere a scendere dove il flusso si riattacca.

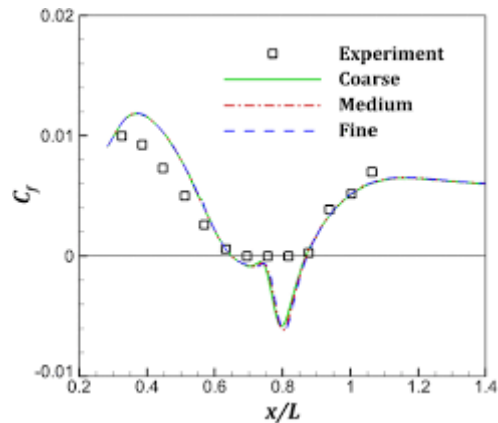


Figura 34: Bolla laminare vista sul grafico del c_f

Sul grafico del c_f invece è possibile osservare come il valore del coefficiente passi dall'essere positivo, all'essere nullo, per poi diventare negativo ed infine tornare maggiore di zero. Ciò accade poiché il flusso quando si separa ha $V = 0$ e dunque l'attrito è nullo, poi inizia a circolare all'indietro provocando una forza d'attrito diretta in direzione opposta a prima che causa un valore negativo, poi il flusso riattaccandosi riporta il valore di tale coefficiente a valori positivi.

La presenza di una bolla laminare potrebbe far pensare, visualizzando il grafico del c_p , che sia un fenomeno positivo in quanto aumenta l'area sottesa al grafico di c_p tra intradosso e estradosso, ma in realtà senza la presenza di tale bolla si avrebbe un picco di aspirazione più alto e da ciò ne consegue che in realtà questo fenomeno diminuisce la portanza totale generabile dal profilo, ricordando però che aiuta a mantenere il flusso attaccato e dunque diminuire la resistenza di forma in coda al profilo.

Tale fenomeno è difficile da osservare su software CFD in quanto è necessario l'utilizzo di modelli di transizione quali ad esempio il Gamma Re-Theta Transition Model che devono essere poi calibrati. In ogni caso il software XFOIL che invece sfrutta il metodo dei pannelli, diverso da quello ai volumi finiti tipico del CFD, riesce a visualizzare tale fenomeno anche se non ne descrive in maniera accurata poi l'entità, ciò è reso possibile dal fatto che tale software associa al metodo dei pannelli una libreria di risultati sperimentali ed empirici.

1.2.6 C_d , C_l ed Efficienza Aerodinamica

Il C_d è un coefficiente adimensionale che rappresenta la resistenza all'avanzamento di un corpo. In maniera più precisa e rigorosa però rappresenta il tipo di resistenza che il flusso effettua sul corpo.

La resistenza o Drag è data da un contributo di attrito viscoso e da un contributo di pressione, in base a qual è il contributo maggiore si hanno diversi valori di C_d :

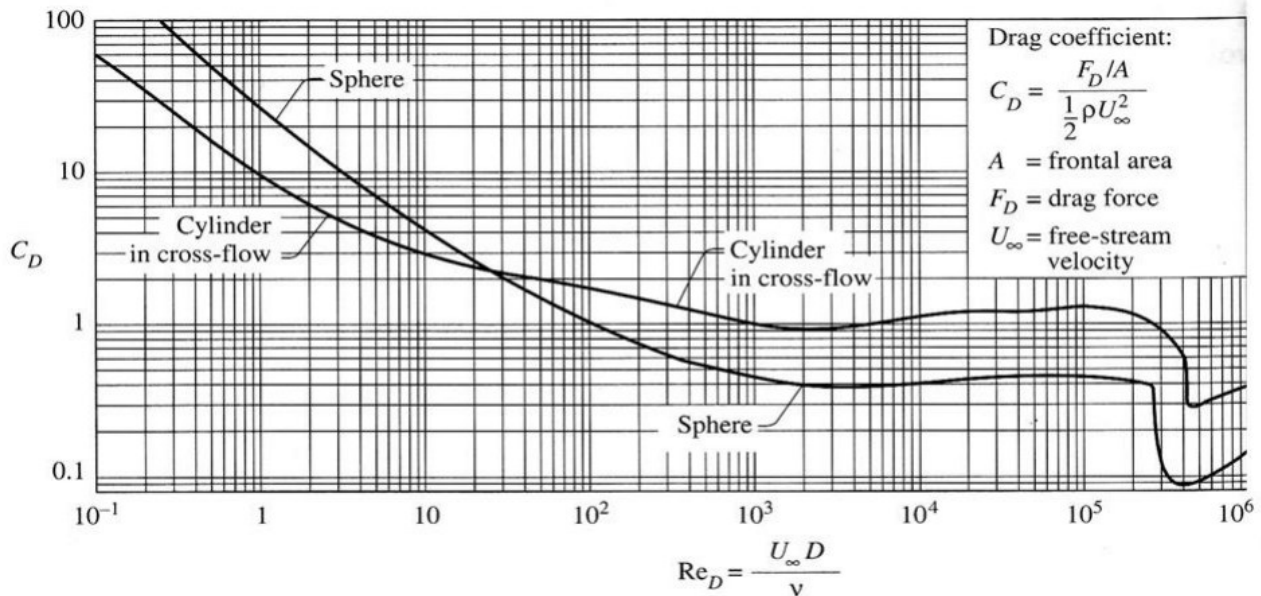


Figura 35: C_d in funzione del Re

Dove per $Re \ll 1$ la resistenza è dovuta alla sola viscosità che anziché mangiare la quantità di moto mangia la pressione e dunque l'energia vibrazionale delle particelle di fluido. Successivamente per $Re > 1$ il valore di C_d inizia a diminuire in quanto iniziano a formarsi vortici controrotanti che rimangono attaccati al corpo, ed inizia a formarsi lo strato limite e dunque la viscosità che nel caso precedente era apprezzabile ovunque inizia ad esserlo solamente all'interno di una determinata zona detta strato limite. E dunque la resistenza inizia a manifestarsi dissipando anche la quantità di moto oltre che la pressione. Arrivando a $Re = 40$ si inizia a vedere il fenomeno del distacco dei vortici di Von Karman, il quale genera oscillazioni di pressione (portanza/deportanza) ad una determinata frequenza che se è nel range della frequenza di risonanza della struttura può causare disastri come quello del Takoma Bridge.

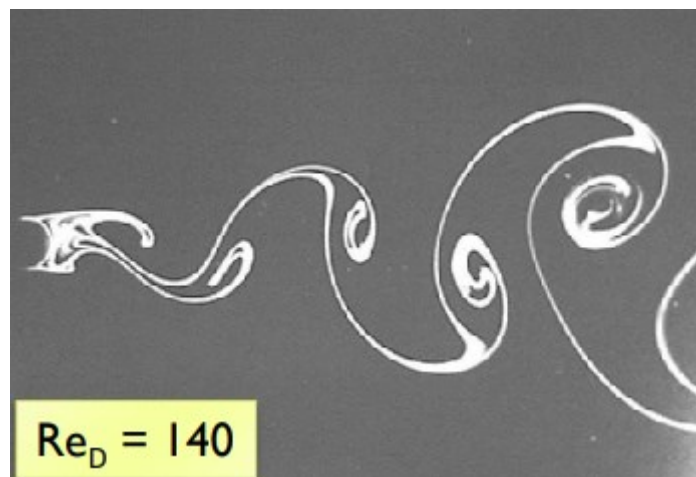




Figura 36: Vortici di Von Karman e Tacoma Bridge ceduto a causa del fenomeno del Flutter aerodinamico causato dal distacco dei vortici di Von Karman ad una frequenza pari a quella di risonanza dei tiranti della struttura

Da $Re = 1'000$ a $Re = 300'000$ tali vortici hanno frequenze maggiori rispetto quelle di campionamento dell'occhio umano e dunque non è più possibile osservare il distacco dei vortici ad occhio nudo, quel che si riesce ad osservare è solamente una scia. In questo caso il C_d dopo essere sceso rimane costante in quanto la resistenza stavolta è una resistenza quasi interamente di pressione e la quantità di moto del fluido viene dissipata.

Successivamente per $300'000 < Re < 3'000'000$ si ha un drastico calo del C_d dovuto alla formazione di una bolla laminare che permette al flusso di rimanere più attaccato al corpo e generare meno Form Drag in coda. Superati i $Re = 3'000'000$ il flusso diventa turbolento e dunque la bolla non si genera, ma così la separazione viene anticipata e il C_d torna a salire.

Per convenzione si indica con C_d il valore di coefficiente di resistenza di una sezione 2D di un profilo alare, mentre con CD si indica il valore complessivo del coefficiente sull'intera ala tridimensionale. La differenza sta nel fatto che nel 3D, come verrà spiegato successivamente, si generano fenomeni che causano una diminuzione delle prestazioni dell'ala, motivo per cui $CD > C_d$.

$$CD = C_d + CD_i$$

Dove CD_i è un coefficiente che indica la resistenza indotta dai vortici di estremità (fenomeni tridimensionali)

$$C_d = \frac{D_f + D_p}{q_\infty S}$$

Dove q_∞ è la pressione dinamica:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$$

E S è la superficie frontale.

Il C_l invece è il coefficiente di portanza, anch'esso è un coefficiente adimensionale, rappresenta la capacità di un corpo di generare portanza ed è definito dalla relazione:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S}$$

Per AOA piccoli si ha che la Lift e dunque il C_l è influenzato principalmente dalla distribuzione di pressione sul corpo, mentre ad AOA alti si ha anche un piccolo contributo di attrito viscoso, ma in ogni caso quello di pressione resta preponderante.

Per convenzione si indica con C_l il valore di coefficiente di portanza di una sezione 2D di un profilo alare, mentre con C_L si indica il valore complessivo del coefficiente sull'intera ala tridimensionale. La differenza sta nel fatto che nel 3D come spiegato successivamente si generano fenomeni che causano una diminuzione delle prestazioni dell'ala, motivo per cui $C_l > C_L$.

A differenza del C_d questo coefficiente può essere negativo, in tal caso vuol dire che il corpo produce Downforce ($L < 0$) dunque la forza verticale è diretta verso il basso.

I valori di C_l sono in genere molto maggiori dei valori di C_d , grazie a ciò è permesso il volo, altrimenti se i valori di C_d fossero eccessivamente alti, si avrebbe un'efficienza aerodinamica molto bassa che non renderebbe conveniente il fenomeno del volo. Infatti, per un profilo alare, il C_d ha un'ordine di grandezza di circa 0,01 mentre il C_l per singoli profili ad high-Lift arriva anche a valori pari a 2.

Mentre il C_d cresce in maniera monotona all'aumentare dell'angolo alfa, il C_l invece, tende a crescere in maniera lineare con pendenza pari a 2π (se il flusso è completamente attaccato, teoria dei profili sottili) rispetto ad alfa, ma ad un certo punto la pendenza inizia a diminuire fino ad arrivare ad un punto di max per il C_l con conseguente calo di tale coefficiente.

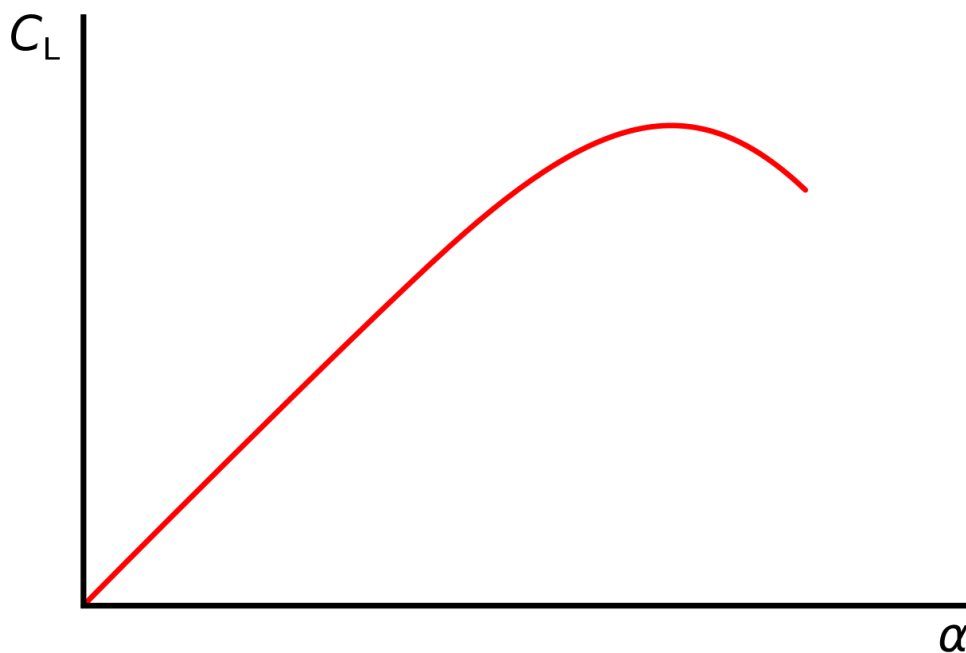


Figura 37: Grafico C_l - α

Il fenomeno che causa la diminuzione di C_l all'aumentare dell'AOA è il fenomeno dello stallo che avviene quando la separazione della vena di fluido è elevata. Si parla di stallo quando, la separazione è di un'entità tale da causare una diminuzione del picco di aspirazione all'aumentare dell'AOA.



Figura 38: Stallo visto in galleria del vento

Esistono vari tipi di stallo tra cui:

- Stallo da profilo sottile (Long Bubble Stall);
- Stallo da profilo a spessore medio (Short Bubble Stall);
- Stallo da profilo spesso (TE Stall).

Tra i vari tipi di stallo alcuni sono più dolci, altri improvvisi e molto pericolosi:

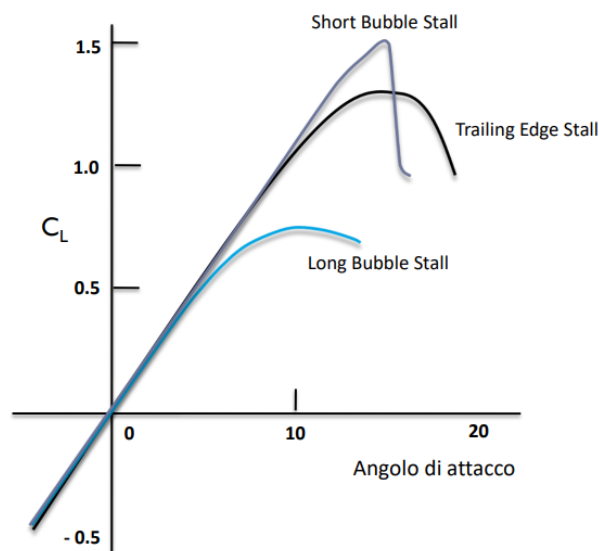


Figura 39: Confronto varie tipologie di stallo di un airfoil

Come si nota dalla figura soprastante, lo Short Bubble Stall, tipico dei profili a medio spessore, ad esempio quelli ad high-Lift, è un tipo di stallo improvviso e molto pericoloso, in quanto si forma una bolla sul naso del profilo che scoppia improvvisamente superati i 15° circa. Motivo per cui profili di tale tipologia sono poco utilizzati in ambiti in cui è necessaria stabilità e sicurezza, quali ad esempio l'aviazione civile.

Altri tipi di stallo invece sono più dolci, tra questi il Long Bubble Stall, e il TE Stall, infatti tali profili, in particolare quelli a grande spessore (TE Stall) sono i più utilizzati per l'aviazione civile in quanto anche se non consentono high-Lift garantiscono stabilità e sicurezza.

Altro parametro fondamentale quando si studia un profilo alare è l'efficienza aerodinamica, la quale è definita come il rapporto tra il C_l e il C_d del profilo alare, è un valore molto importante poiché dà un'indicazione della bontà energetica di un profilo alare. Profili ad efficienza maggiore permettono di avere un maggior C_l mantenendosi su valori di C_d e dunque resistenze molto basse.

$$E = \frac{C_l}{C_d} = \frac{L}{D}$$

Per capire l'importanza di questo parametro si immagini di avere un aereo in condizione di volo in discesa:

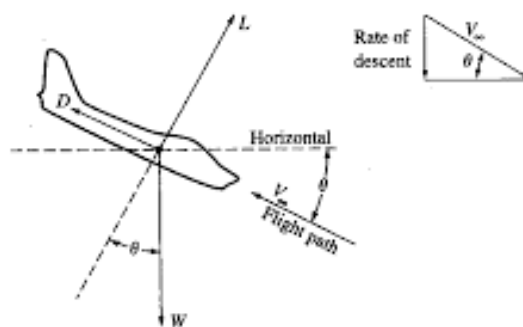


Figura 40: Moto in discesa

Per l'equilibrio delle forze in Y si ha che:

$$L = w \cos \vartheta$$

$$D = w \sin \vartheta$$

Allora l'efficienza può essere riscritta come:

$$E = \frac{L}{D} = \operatorname{ctg} \vartheta = \frac{V_x}{V_y}$$

Ciò mostra che l'efficienza aerodinamica può essere espressa come il rapporto tra la velocità di traslazione orizzontale (V_x), rispetto la velocità di traslazione verticale (V_y). Considerando lo stesso arco di tempo può essere vista come lo spazio percorso in orizzontale rispetto quello percorso in verticale.

Dunque se ad esempio $E = 10$, vuol dire che ogni 10m di avanzata orizzontale perdo 1m di quota.

Se ad esempio su un aeroplano dovessero spegnersi i motori, il pilota posiziona l'aereo all'angolo di max efficienza delle ali e riesce così ad andare il più lontano possibile.

Dalle scorse relazioni è possibile notare inoltre come l'efficienza non dipenda dal peso del corpo, ma solo dal rapporto tra C_l e C_d .

In genere su un profilo alare in sezione (2D) si può arrivare ad avere efficienze anche maggiori di 100, nel 3D ovviamente la situazione peggiora a causa dei vortici di estremità che abbassano il C_l ed aumentano il C_d . Per casi tridimensionali si può arrivare massimo ad avere un'efficienza pari a 60 per applicazioni particolari studiate appositamente, ma in genere un aereo ha un valore di efficienza pari a 12 o 13.

L'efficienza di un profilo è possibile visualizzarla sulla Polare di Eiffel di un profilo alare sulla quale è riportato l'andamento del C_l in funzione del C_d , di conseguenza la max efficienza aerodinamica espressa come C_l/C_d è data dal punto a massima pendenza di tale curva:

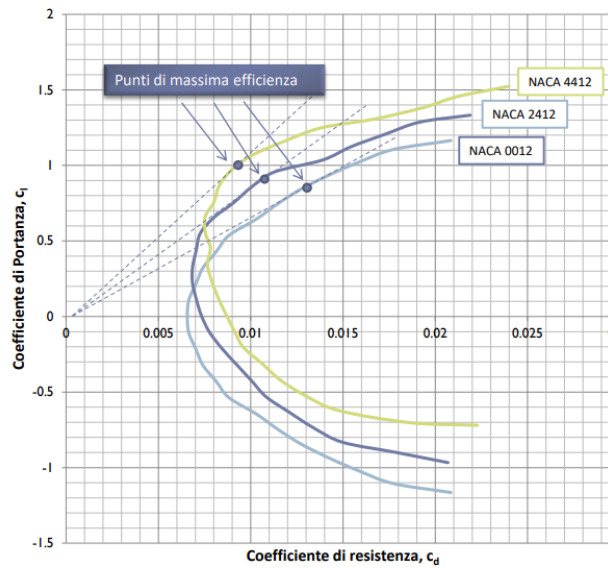


Figura 41: Polare di Eiffel classica

Mentre in genere gli anglosassoni la riportano come sulle ordinate il C_d e sulle ascisse il C_l :

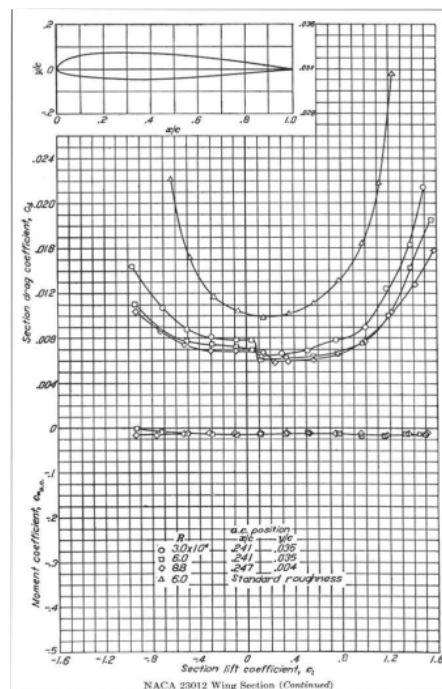


Figura 42: Polare di Eiffel anglosassone

In ogni caso la Polare di Eiffel è sempre accompagnata dal grafico Cl/α cosicché una volta individuato il punto a massima pendenza (max efficienza) tracciando una riga orizzontale e intersecando la curva Cl/α , sia possibile ricavarsi l'angolo alfa di max efficienza.

Gottingen 398

Massimo spessore 13.9% al 30% della corda.

Massima camber 4.9% al 40% della corda

GOTTINGEN 398 mod

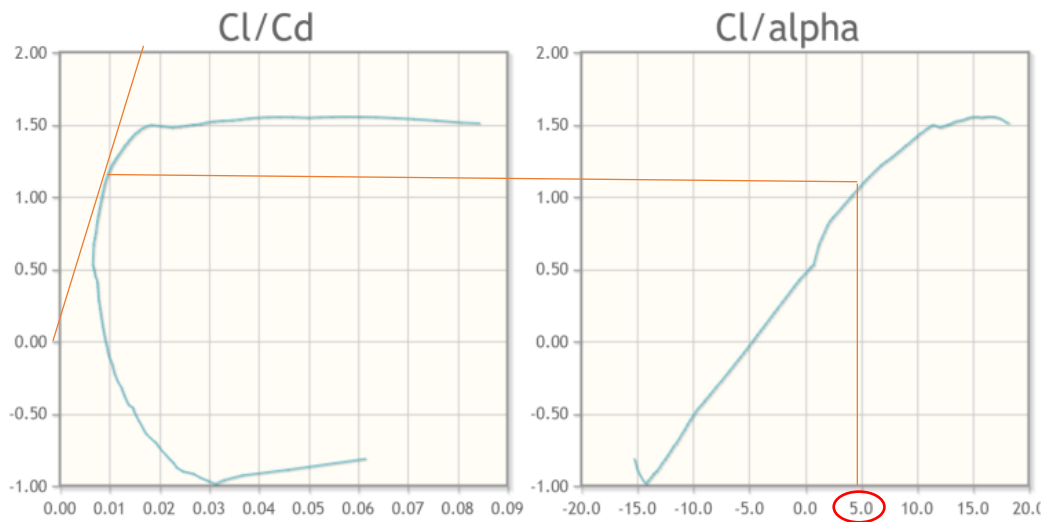
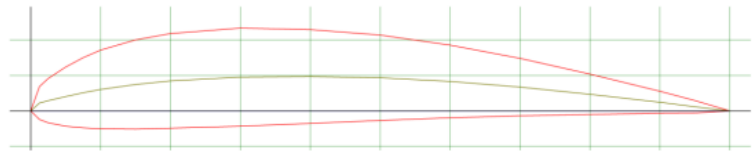


Figura 43: Polare di Eiffel di un GOTTINGEN 398 mod

1.2.7 Tip Vortex (Vortici di estremità)

È facile notare come simulando un profilo nel 2D si ottengono risultati profondamente diversi rispetto quelli che si ottengono simulando lo stesso profilo estruso nelle 3 dimensioni.

Tale caduta di prestazione è da associare ai cosiddetti vortici di estremità (tip vortex) che si generano sull'estremità dell'ala finita comportando una diminuzione di portanza con conseguente aumento della Drag dell'ala.

I vortici di estremità d'ala sono dunque regioni di alta vorticità che si sviluppano alle estremità di un'ala aerodinamica che sta generando portanza (o deportanza) durante il suo moto in un fluido.

Questi vortici sono una forma di resistenza indotta, un effetto inevitabile delle ali portanti, dovuto proprio al meccanismo di generazione della portanza. Il progetto di un'ala con vortici di forma opportuna è molto importante nell'ingegneria aerospaziale. I vortici di estremità d'ala inoltre sono responsabili della gran parte della turbolenza di scia, causata appunto dalla scia che lascia dietro di sé l'ala.



Figura 44: Tip Vortex

Tale fenomeno accade in quanto il meccanismo tramite il quale si genera portanza prevede una differenza di pressione sul profilo tale da avere depressione sul dorso del profilo e sovrappressione sul ventre, ma i fluidi tendono a muoversi per motivi termodinamici da zone ad alta a zone a bassa pressione e dunque l'aria che si trova ad alta pressione sotto il profilo tende ad andare verso il dorso del profilo, dove vi è depressione.

Poiché questo non può farlo passando davanti al bordo d'attacco (la parte anteriore dell'ala), né dietro il bordo d'uscita (la parte posteriore dell'ala), a causa della direzione della velocità dell'aria stessa, essa tenderà a passare attorno alle estremità, muovendosi nella direzione dell'asse longitudinale dell'ala stessa. Di conseguenza, l'aria si muove in maniera circolare dal ventre al dorso dell'ala, passando attorno alle sue estremità. Questo meccanismo fa sì che si abbassi la pressione sul ventre d'ala, aumentando quella sul dorso dell'ala stessa, e così diminuendo la capacità portante dell'ala. Inoltre, produce un flusso d'aria indotto nella direzione longitudinale dell'ala, che curva le linee di flusso dell'aria verso l'esterno dell'ala.

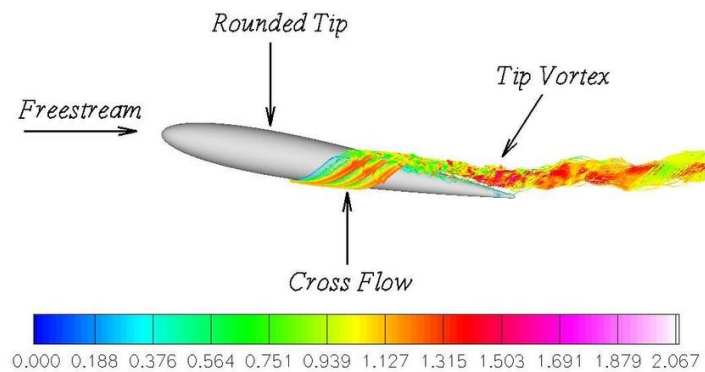


Figura 45: Flusso da zona ad alta pressione a zona a bassa pressione

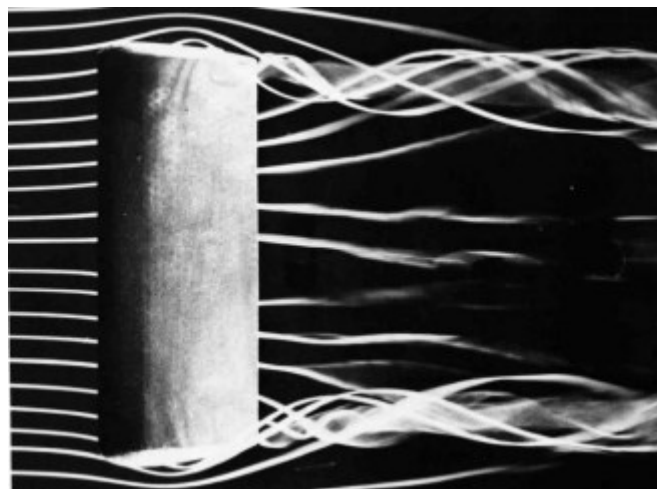


Figura 46: Tip Vortex visti in galleria del vento tramite smokelines

Questo fenomeno fa perdere l'ala di efficienza ed è il principale motivo per cui lo stesso profilo alare simulato nel 2D o nel 3D non porta gli stessi risultati, i risultati del tridimensionale sono nettamente inferiori in termini di prestazioni principalmente per questo fenomeno.

I vortici d'estremità d'ala riguardano soltanto la porzione di essa più vicina all'estremità ma influenzano il comportamento di tutta l'ala. Dunque, più l'ala è allungata, minore sarà la rilevanza dei vortici. L'allungamento alare, anche detto aspect ratio AR, e cioè il rapporto fra la lunghezza dell'ala e la sua corda, è un parametro importante, dunque, per controllare l'intensità dei vortici di estremità. Fare ali ad allungamento elevato riduce la resistenza aerodinamica indotta, ma aumenta il peso strutturale dell'ala, e diminuisce la manovrabilità della vettura oltre ad essere limitata da regolamenti.

Ma in realtà il fenomeno dei wingtip vortex è più complesso di quel che si possa pensare, infatti, il loro studio è frutto di una combinazione tra la fisica e la matematica. Senza dilungarsi troppo in trattazioni matematiche si ha che per Kelvin la rotazionalità di un dominio nel tempo rimane costante, ed il filamento vorticoso è un filamento sempre chiuso, sia che abbia una forma a toroide (ad esempio cerchi del fumo di una sigaretta), sia che sia infinitamente esteso, ma se la rotazionalità è costante allora lo è la circuitazione. Se la circuitazione, espressa come meno l'integrale della velocità su una linea chiusa, è responsabile della portanza, come fa essa ad avere una variazione nulla nel tempo?

Bene si immagini di essere fermi in un aeroporto, quando l'aereo parte per il decollo genera due vortici (non sono singoli vortici ma più vortici annidati) contro rotanti:

- Starting vortex, il vortice deportante che "rimane" in aeroporto
- Bound vortex, il vortice che l'ala si porta con sé responsabile della generazione della portanza

Quando l'ala era ferma non generava portanza, dunque la sua circuitazione era nulla, ma quando l'aereo parte per il decollo ed inizia a generare portanza, la circuitazione sull'ala non può essere nulla poiché altrimenti non ci sarebbe portanza, ed è proprio qui che la circuitazione generata dall'ala viene annullata da quella dello starting vortex che l'ala si lascia dietro in aeroporto.

Motivo per cui tra un decollo e l'altro bisogna aspettare qualche minuto in una pista aeroportuale, altrimenti l'aereo che parte successivamente andrebbe ad incontrare lo starting vortex dell'aereo precedente che essendo controrotante al proprio bound vortex andrebbe a diminuire la circuitazione sull'ala causando un drastico abbassamento della portanza generata dall'ala, provocando non poche difficoltà per il decollo.

Come già detto però il filamento vorticoso deve essere chiuso per Kelvin, e qui entrano in gioco i vortici di estremità che fungono da congiungente ai due vortici primari, il bound e lo starting vortex. Dunque il fenomeno dei vortici di estremità non è un fenomeno negativo, essi sono il segno che si sta generando portanza, infatti se non ci fossero vorrebbe dire che non si starebbe generando quest'ultima.

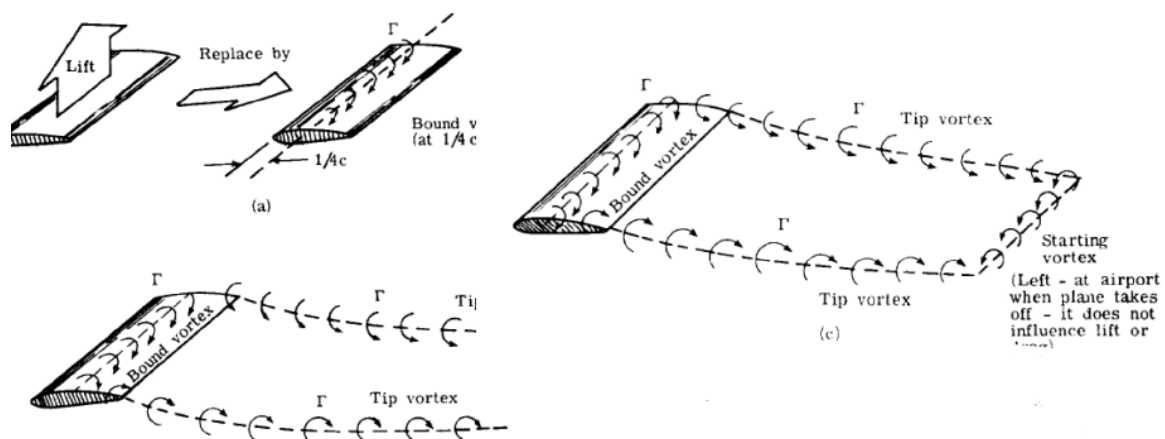


Figura 47: Anello vorticoso chiuso

I tip vortex si estendono lungo un filamento vorticoso e sono controrotanti tra di loro, maggiore è il CL generato dall'ala e più energici e dannosi saranno i wingtip vortex.

Per visualizzare i fenomeni sopra descritti però non bisogna soffermarsi ad un volume fisso altrimenti vedremo una variazione di circuitazione non nulla, ma bisogna considerare un dominio mobile ed infinitamente enorme, così da trascurare gli effetti della viscosità.

L'effetto indesiderato di tali vortici di estremità è una diminuzione della portanza generata dall'ala ed un aumento della resistenza aerodinamica dovuta al Drag indotto dai vortici.

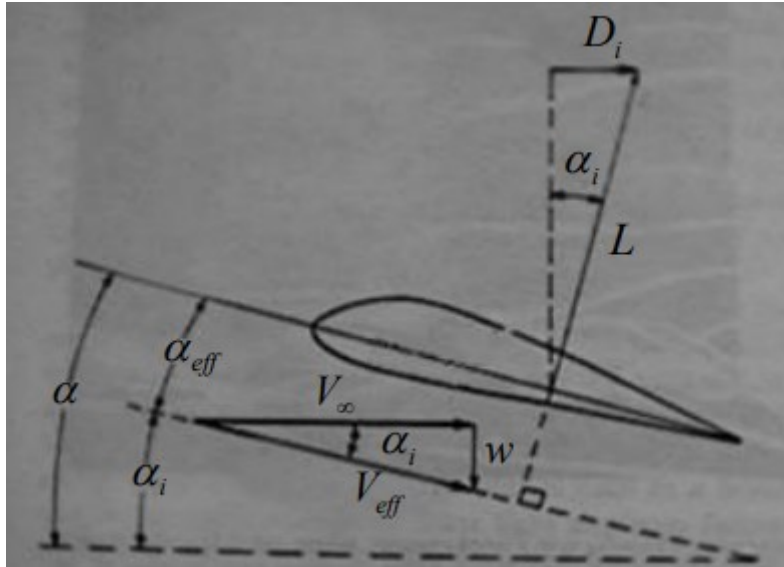


Figura 48: α e Drag indotto dai Tip Vortex

Quello che accade a causa dei wingtip vortex è che il downwash (upwash se ala deportante) che si genera a causa di essi, genera una componente di velocità w verso il basso (verso l'alto se deportante), ciò varia l'incinazione con cui il flusso arriva sull'ala che non arriva più orizzontale come V_∞ ma come $V_{effettivo}$. Essendo l'angolo di attacco l'angolo compreso tra l'asse di corda del profilo e la direzione della velocità relativa tra flusso e corpo, si ha che l'angolo d'attacco effettivo è in realtà minore dell'alfa geometrico dell'ala, proprio a causa dell'angolo alfa indotto dai vortici. Ciò comporta che la nostra ala non lavora più all'angolo di progetto ma ad uno minore, con conseguente perdita delle prestazioni in termini di portanza(deportanza), ed inoltre considerando che la Lift è la forza ortogonale alla velocità relativa tra flusso e corpo ($V_{effettivo}$) essendo ora essa non più orizzontale si ha che la Lift non è più verticale ma bensì inclinata, inclinata verso dx e la componente in X di tale forza è un Drag detto Drag indotto che dunque aumenta la resistenza dell'ala.

In definitiva dunque si ha che per un'ala tridimensionale:

$$CD = Cd + C_{Di}$$

Dove Cd è data dalla componente di attrito viscoso D_f più quella dovuta alla pressione D_p :

$$Cd = \frac{D_f + D_p}{q_\infty S}$$

$$C_{Di} = \frac{D_i}{q_\infty S}$$

Per limitare i fenomeni dei tip vortex nel motorsport dato che non è possibile avere un'apertura alare come quella di un aliante, non è possibile raggiungere valori di AR elevati, si utilizzano dunque gli endplates o piatti di fondo:

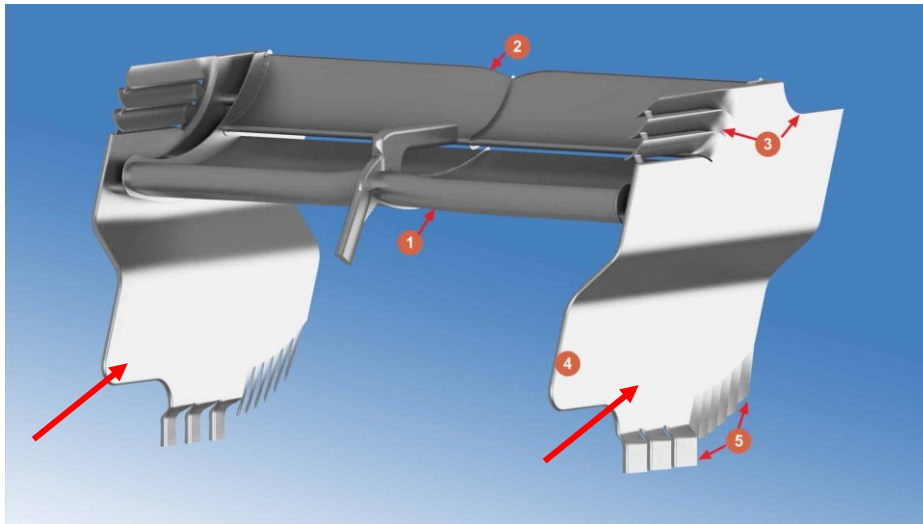


Figura 49: Endplates di un'ala posteriore F1 prima del 2022 (indicati dalla freccia rossa)

Lo scopo degli endplates è andare a gestire tali vortici cercando di evitare il reflusso d'aria colpevole dell'effetto downwash, andando a diminuire la vorticosità dei wingtip vortex generandola però sugli endplates, così si va ad accettare un maggior Drag pur di mantenere la Downforce generata dall'ala il più alta possibile. Essi però non diminuiscono la circuitazione dei wingtip vortex ma bensì li trasformano in vorticità sui piatti di fondo ma la variazione nel tempo e dunque la sommatoria della vorticosità nel tempo rimane comunque nulla.

Tradotto in parole povere la vorticità è sempre la stessa, ne si rimuove un po' da una zona piazzandola in un'altra ma comunque la stessa rimane, si accetta una maggior resistenza aerodinamica pur di limitare la perdita in termini di downforce.

Notiamo come al punto 3 e 5 della figura 49 ci siano delle feritoie, tali feritoie servono a mitigare la pressione che c'è all'interno dell'ala rispetto quella esterna, per diminuire la differenza di pressione tra l'interno dell'ala e l'esterno. Ciò è molto utile nelle condizioni di imbardata (curva) o in condizioni di vento laterale (Sideforce Y), infatti quello che accade è che se V_{∞} non è perfettamente parallela all'asse longitudinale della vettura si genera una componente di forza laterale in particolar modo dovuta alla forza resistente che va a generarsi sugli endplates, tramite le feritoie riesco a mitigare la differenza di pressione che c'è tra l'interno e l'esterno dei piatti scaricando la pressione e diminuendo dunque la Sideforce laterale che potrebbe portare a problemi di tenuta della vettura (sovrasterzo).

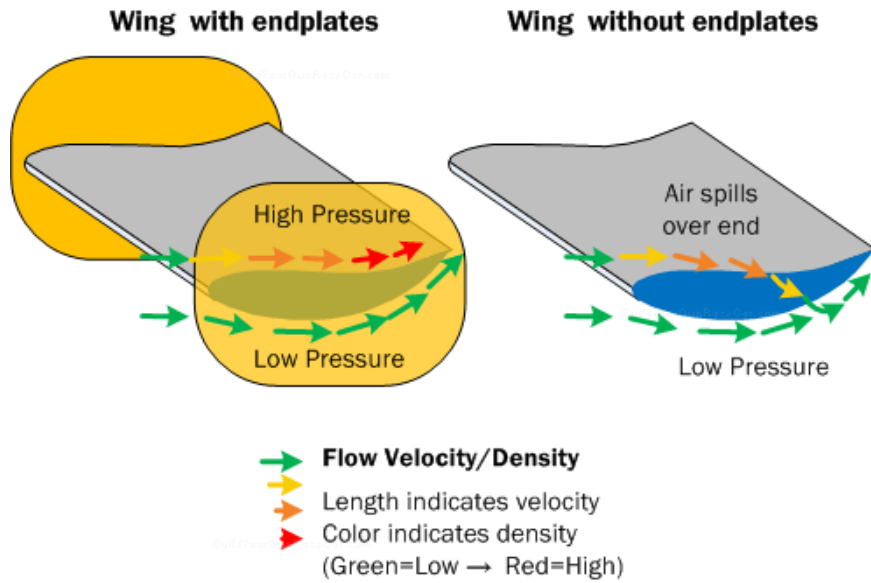


Figura 50: Differenze con e senza utilizzo endplates

Gli endplates di fatti contribuiscono anche ad aumentare l'Aspect Ratio dell'ala, massimizzando la generazione di portanza, sono dunque un elemento fondamentale in un'ala di una vettura motorsport.

$$AR = AR_{ATTUALE} \cdot \left(1 + 1,9 \frac{h}{b}\right)$$

dove:

- h: altezza endplate;
- b: apertura alare.

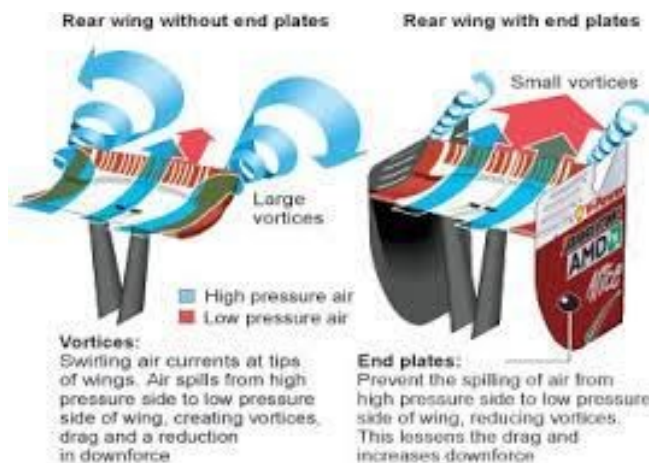


Figura 51: Tip vortex senza e con endplates

In particolari condizioni atmosferiche tali vortici risultano visibili ad occhio nudo guardando una vettura motorsport correre, si tratta delle cosiddette trecce di Berenice, che sono nient'altro che una manifestazione dei vortici d'estremità d'ala, dove ai bordi alari l'aria a maggiore pressione ruota verso la zona a minore pressione, all'interno di tali vortici c'è una pressione molto bassa e se l'aria ha un elevato valore di umidità relativa, quest'aria dentro i vortici fa condensare l'umidità e mette in mostra la treccia di Berenice.



Figura 52: Trecce di Berenice

Ovviamente le porzioni di ala che risentono di più dell'influenza dei wingtip vortex sono le estremità, mentre al centro dell'ala si ha che le prestazioni sono massime.

Sperimentalmente si attesta che la distribuzione di portanza è di tipo semiellittico:

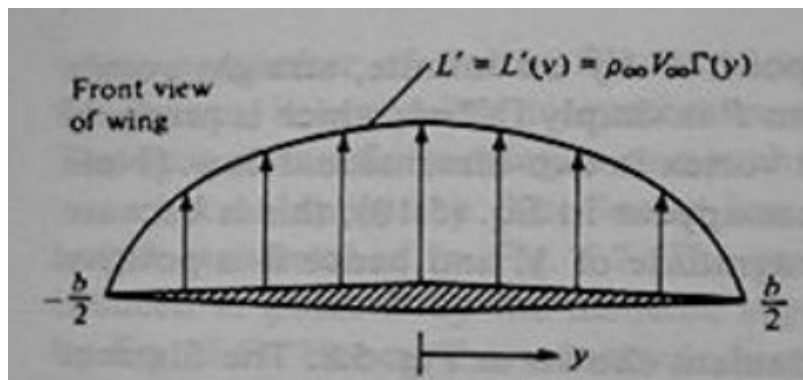


Figura 53: Distribuzione di portanza semiellittica

Per la stagione 2022 la Formula 1 ha adottato invece un particolare tipo di ala per il posteriore della vettura, l'ala chiusa.

Essendo chiusa, si tratta di due ali collegate tra loro, una sorta di ala 3D, il profilo è raccordato anche lateralmente.

In questo modo se l'ala è chiusa non ha bisogno dei wingtip vortex per chiudere il filamento vorticoso, che invece risulta essere chiuso poiché la portanza è generata dappertutto (anche lateralmente).

Il problema però di questo particolare tipo di ali, che possono essere definite quasi come futuristiche, è che sono molto difficili da progettare e soprattutto da realizzare, in quanto bisogna permettere cambi di curvatura anche molto importanti.

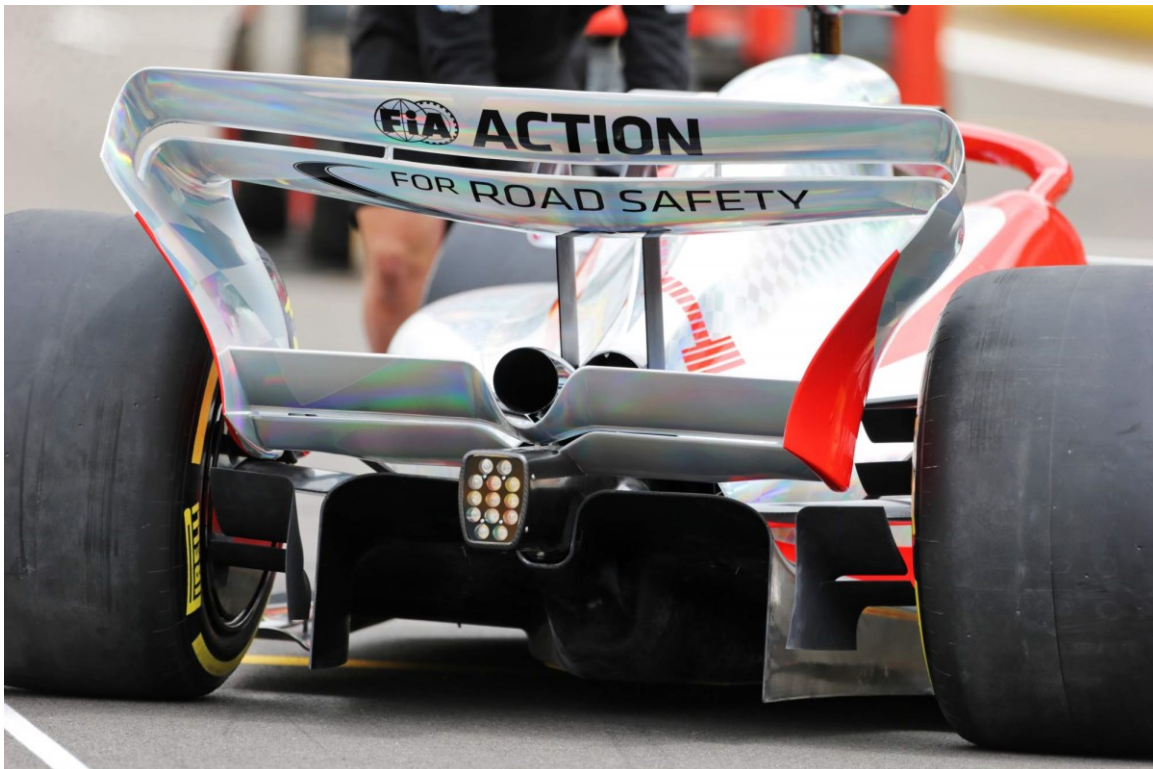


Figura 54: Ala posteriore F1 2022

1.3 Ala anteriore vettura da corsa

L'ala anteriore di una vettura di tipo formula è il primo elemento della vettura ad entrare in contatto con il flusso d'aria, dunque oltre ad avere il compito di generare deportanza cercando di limitare la Drag ha anche il compito di tenere il flusso pulito ed indirizzarlo verso le altri componenti aerodinamiche della vettura.

In genere per le Formula 1 così come anche per alcune categorie inferiori, si utilizzano profili multi elemento, e non una singola ala, ciò permette di evitare il fenomeno di distacco della vena fluida che comporterebbe un aumento di Form Drag, una perdita di Downforce ed inoltre andrebbe a sporcare il flusso. Infine l'utilizzo di profili multielemento permette di energizzare il flusso nel gap che c'è tra un'ala e l'altra, con conseguente aumento delle prestazioni di entrambe le ali, il main e le alette.

Quando si guarda un'ala multielemento si nota subito come gli elementi posteriori abbiano un angolo geometrico molto spinto, tale che si può pensare possa portare allo stallo del profilo. In realtà l'angolo effettivo di attacco è molto minore rispetto quello geometrico, infatti, il flusso d'aria non arriva in direzione orizzontale come per il main del profilo, ma bensì arriva già camberato, già curvato dall'elemento precedente. Ciò fa in modo che le alette posteriori abbiano un angolo di attacco effettivo ideale per l'ala stessa e che dunque non permetta il fenomeno dello stallo.

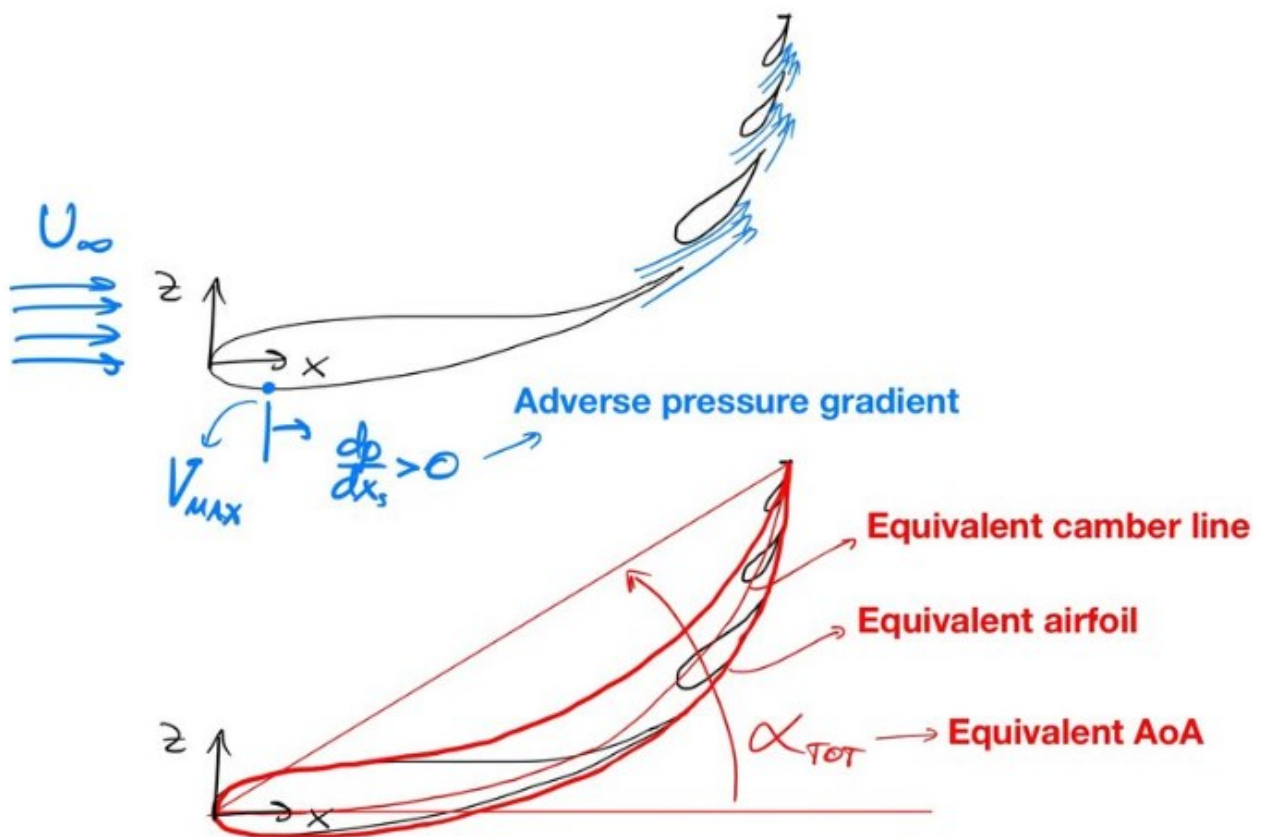


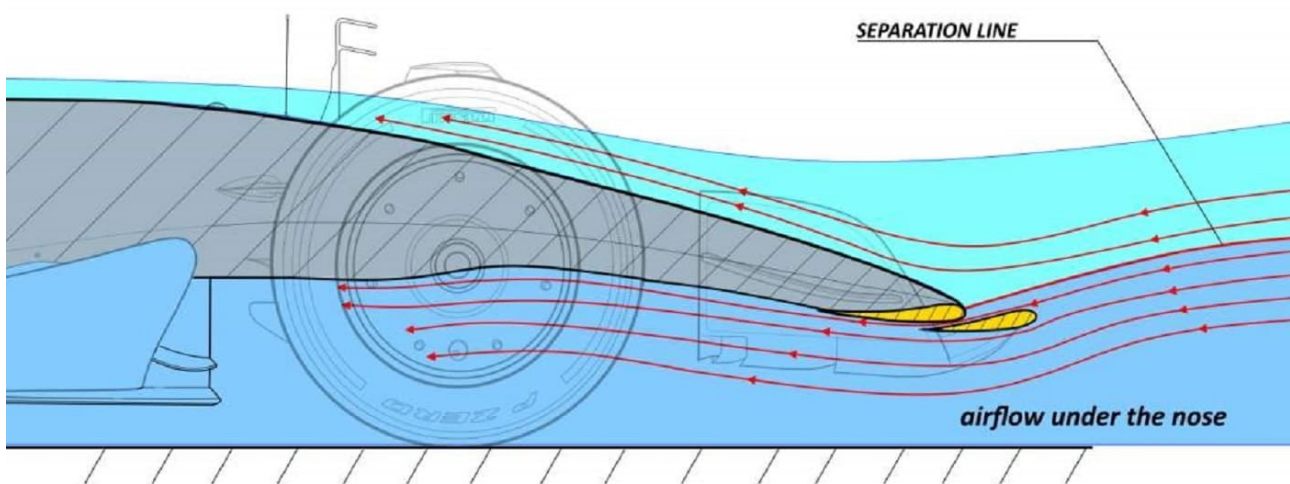
Figura 55: Multielement airfoil

Come si nota dall'immagine in alto (figura 55), si ha che il profilo multielemento ha un comportamento molto simile a quello di un'ala unica, in quanto è possibile visualizzare la Camber equivalente e il profilo equivalente.

L'ala anteriore oggetto di studio però è un'ala molto semplice composta da un unico elemento, in tal caso si preferisce avere un profilo molto stabile ed efficiente anziché uno ad high-lift, in modo tale da garantire stabilità di funzionamento e la generazione di una buona downforce grazie all'effetto suolo.

Si ricorda inoltre come un altro compito essenziale dell'ala anteriore sia quello di indirizzare i flussi sulla vettura, fondamentale soprattutto per la nuova generazione di vetture ad effetto suolo F1 2022, che sfruttano la conservazione della massa per poter andare a generare downforce sul fondo della vettura (erroneamente chiamato effetto Venturi). In tali vetture è fondamentale andare a indirizzare il giusto quantitativo di flusso e nel giusto modo sul fondo della vettura, oltre che alle altre componenti aerodinamiche della vettura.

AMR22 - CROSS SECTION AT CENTER LINE



THE RACE |

Figura 56: AMR22 type A cross section

Nella figura soprastante (figura 56), rappresentante una sezione della AMR22 la vettura A dell'Aston Martin Racing per la stagione F1 2022, si nota come dall'ala anteriore, molto semplificata rispetto agli anni precedenti, partano flussi indirizzati verso i canali Venturi della vettura, pronti a generare carico sul fondo.

Un altro compito fondamentale dell'ala anteriore è quello di bilanciare dinamicamente la vettura, infatti l'angolazione dei vari elementi costituenti l'ala possono essere variate per generare più o meno carico aerodinamico, in base a quella che è la conformazione del tracciato e soprattutto in base anche a quella che è la distribuzione dei carichi sulla vettura.

L'ideale in termini di dinamica della vettura e dunque di manovrabilità e agilità della stessa, è che il centro di pressione di tutta la vettura sia il più possibile al centro del veicolo, in modo tale da evitare fenomeni di sottosterzo o sovrasterzo, scomodi da gestire per il pilota e che rendono la vettura più nervosa nei cambi di direzione e nel tratto guidato del tracciato.

Ovviamente essendo elemento che genera Downforce, su ogni ala anteriore sono presenti i wingtip vortex, tali vortici influenzano il comportamento di tutta l'ala, generando una perdita di Downforce ed un aumento di Drag dell'elemento, anche se in maniera limitata grazie alla vicinanza al terreno che non permette alla totalità dei vortici di chiudersi.

Per ridurre questi fenomeni dannosi si utilizzano gli endplates che permettono di scambiare la vorticosità generata dai vortici in vorticosità sui piatti di fondo, permettendo a spese di un maggior Drag una minor perdita di Downforce.

A differenza di come accade per le ali posteriori però gli endplates utilizzati per la front wing di una monoposto sono molto più piccoli, questo perché in genere si hanno corde minori (AR più alto e dunque meno influenza dei tip vortex) ed in particolar modo essendo molto vicini al terreno i tip vortex non hanno modo di espandersi e trovano difficoltà a chiudersi poiché confinati e dunque ciò si traduce in minor perdita di prestazioni.

Inoltre su di essi vengono montati anche generatori di vortici che vanno a sigillare il flusso attorno alla vettura evitando l'espansione delle separazioni mantenendole confinate diminuendo dunque la scia della vettura. Tali generatori servono anche a deviare e isolare il flusso delle ruote dell'assale anteriore della vettura, le principali responsabili del Drag della stessa.



Figura 57: Deviatori di flusso sull'ala anteriore di una mercedes W9

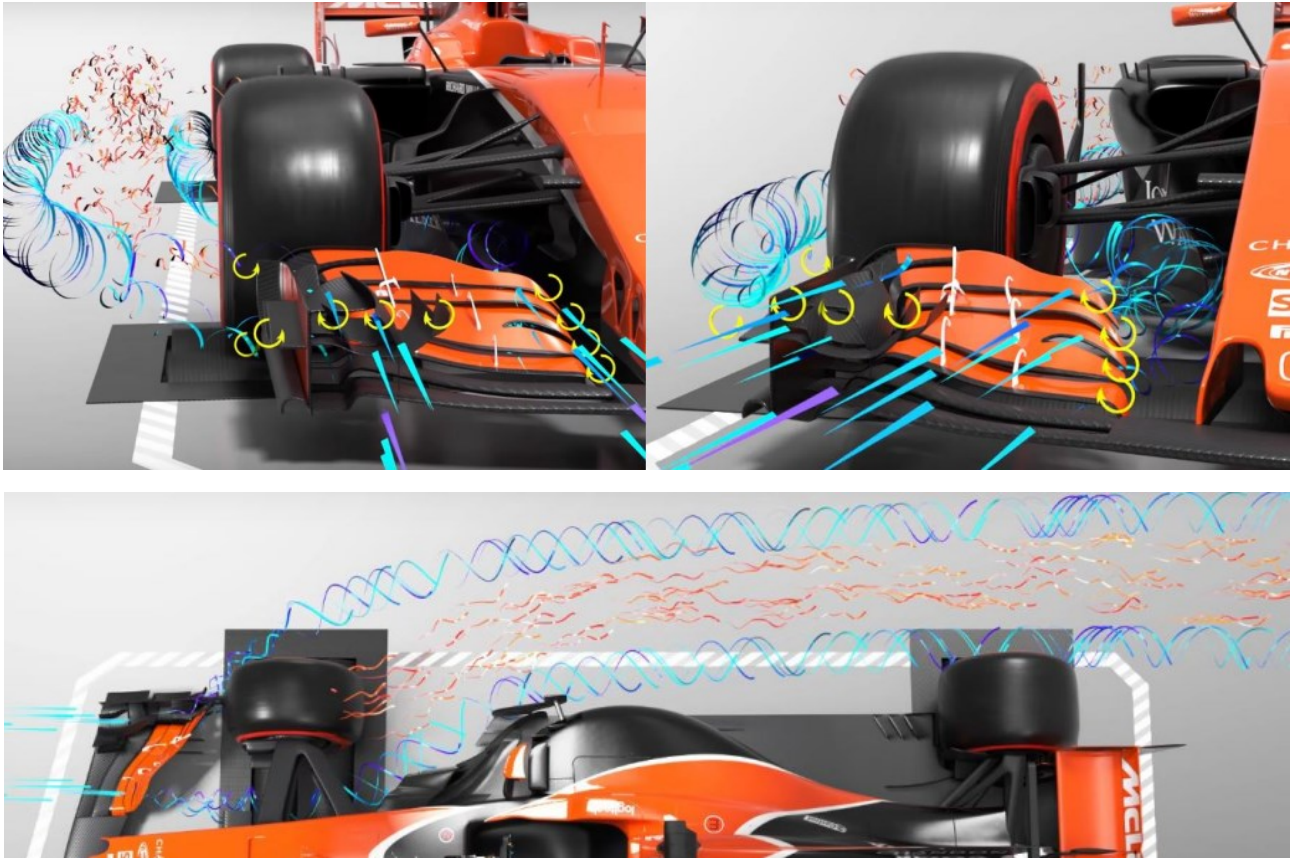


Figura 58: Vortici dell'ala anteriore e vortice Y250 che isolano la scia vorticosa delle ruote anteriori

Con i nuovi aggiornamenti portati per la stagione di Formula 1 2022 questi endplates sono stati rimpiazzati dalle winglets, che prima d'ora venivano utilizzate solamente per veivoli:



Figura 59: F1 Winglet

Tali winglets permettono di spostare i vortici di estremità in coda ad essi, allontanandoli dunque dall'ala e diminuendo l'influenza che essi hanno sulla stessa, inoltre essendo i vortici rotanti in verso opposto rispetto agli aerei (in quanto i lati di pressione e depressione sono opposti) permettono di generare vortici controrotanti a quelli delle ruote riducendo la vorticità complessiva di quest'ultime riducendone la scia vorticosa e comportando una minor Resistenza aerodinamica.

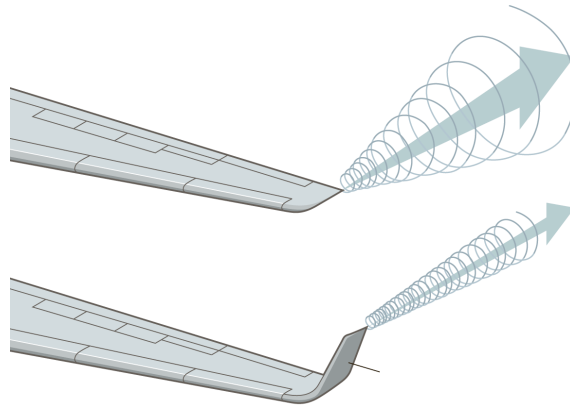


Figura 60: Funzionamento Winglet su un aereo

Dunque il passaggio da endplates a winglets per le F1 nella stagione 2022 è stato dovuto al fatto che gli aerodinamici addetti ai lavori hanno convenuto che nonostante in questo modo si vada ad allontanare i vortici dal terreno, permettendogli di chiudersi ed espandersi avendo un maggior effetto negativo sull'ala, gli effetti positivi che si ottengono vanno a vincere questo malus.

Se progettate bene, infatti, permettono di:

- ridurre l'intensità dei vortici, variando il tipo di profilo nella winglets passando ad uno meno camberato e dunque con minor CL e dunque con minor vortici di estremità;
- ridurre la scia vorticoso delle ruote (la più dannosa in termini di Drag) grazie alla generazione di vortici controrotanti ad una determinata altezza h dal suolo che limitano il propagarsi dei vortici generati dalla rotazione della ruota.

La distribuzione di deportanza su un'ala anteriore è di tipo semiellittica in accordo ai dati empirici sperimentali, ma ovviamente quand'essa viene a collegarsi con il muso della vettura genera una perdita di downforce al centro dell'ala, proprio dove presa singolarmente lavorerebbe meglio.

Ciò è dovuto all'interazione che c'è tra ala e musetto che porta le sezioni centrali dell'ala a lavorare peggio considerando che spesso sono anche presenti i piloni di collegamento tra i due.

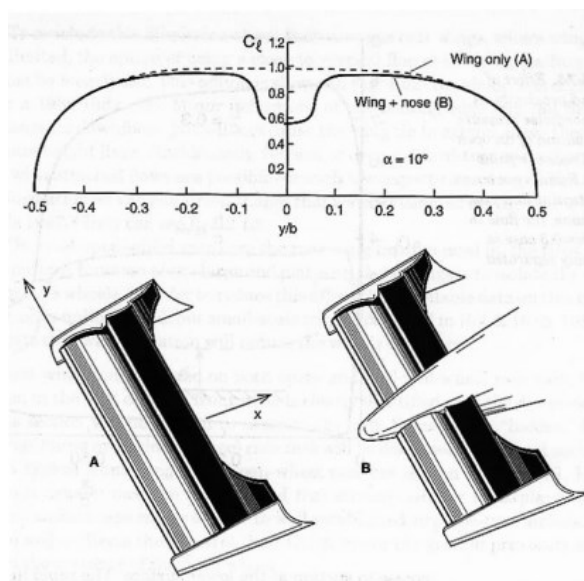


Figura 61: Distribuzione di portanza considerando il musetto della vettura

1.3.1 Effetto suolo

Altra caratteristica fondamentale di una front wing è che essa si ritrova a lavorare vicino al terreno ciò genera un fenomeno chiamato effetto suolo, il quale va a realizzare un aumento notevole di prestazione da parte dell'ala.

In particolar modo si osserva come nella distribuzione di pressione attorno ad un airfoil senza e con effetto suolo, sia la distribuzione di pressione dell'estradosso, sia dell'intradosso variano.

La distribuzione di pressione sull'estradosso (lato in pressione) subisce lievi modifiche, mentre invece sull'intradosso quello che accade è che risulta più spanciato, dunque si ha una maggior area in forte depressione che tende a mantenersi più a lungo sul profilo.

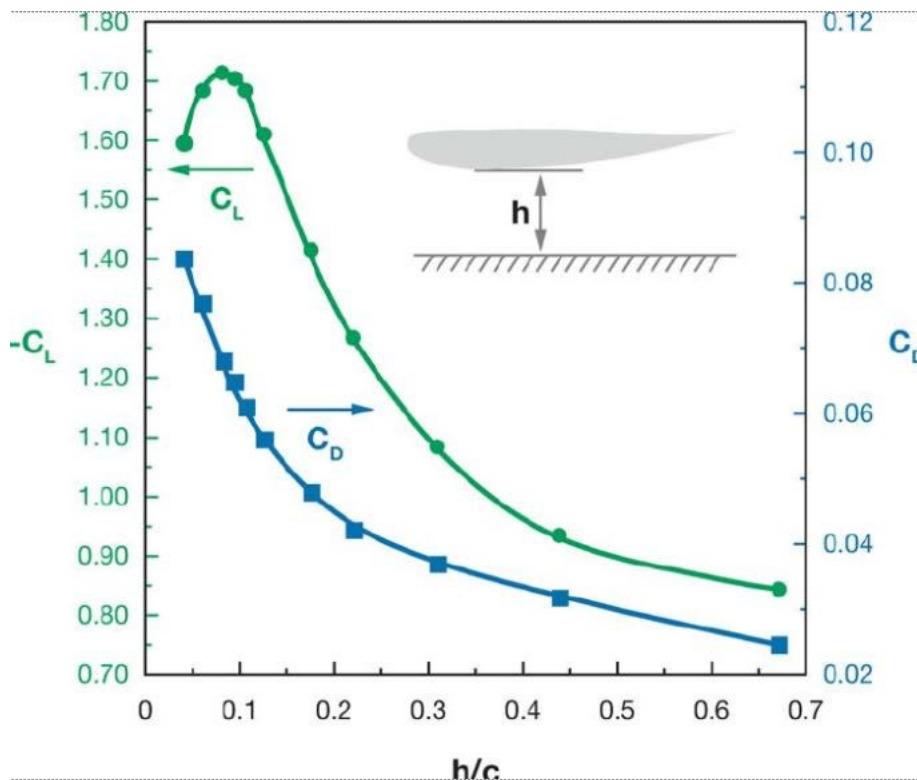


Figura 62: Andamento C_L rispetto h/c rappresentante l'effetto suolo

Dalla figura in alto è possibile notare come al diminuire della distanza h da terra si ha che fino ad un certo rapporto di h/c sia il C_L sia il C_D dell'ala tendono a crescere quasi con la stessa pendenza.

Dunque avvicinare l'ala al terreno consentirà di avere una maggiore Downforce in quanto il C_L aumenta ma aumenta anche la resistenza aerodinamica. Ovviamente il guadagno in termini di downforce è molto maggiore rispetto la perdita in aumento di resistenza e ciò rende estremamente conveniente lo sfruttamento di tale fenomeno.

La generazione di deportanza per effetto suolo è dovuta alle variazioni di velocità e pressione della vena fluida che scorre nel canale formato dal suolo con il fondo dell'auto. Una spiegazione poco accurata del fenomeno cita che: viene sfruttato l'effetto Venturi, pertanto la sezione longitudinale dell'auto dovrà avere una prima parte convergente (effusore), una zona, detta gola, con distanza dal suolo minima e costante ed una parte divergente (diffusore).

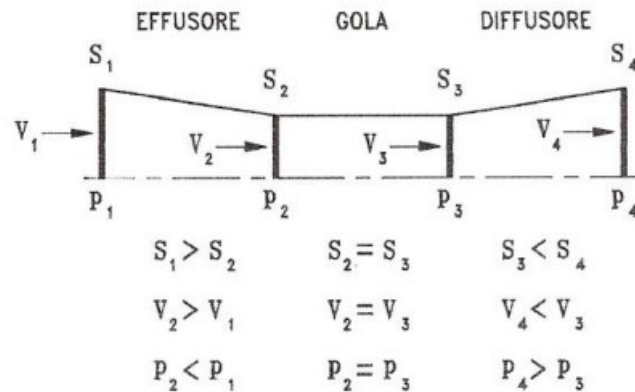


Figura 63: Effetto Venturi

Il motivo fisico legato al ruolo dell'effetto suolo è che il flusso trovandosi costretto a passare all'interno di un gap tra ala e terreno molto piccolo, è come se entrasse in un condotto chiuso, lì vale la conservazione della massa, e siccome la sezione di passaggio del flusso diminuisce, allora per forza di cose sarà la velocità ad aumentare.

Questo effetto si ha quando lo strato limite del corpo va a colpire il terreno, in tal caso la scia non potendosi espandere poiché bloccata dal terreno fa in modo che le forze di attrito viscoso non vadano più a dissipare la quantità di moto del fluido, ma bensì la sua pressione, comportando dunque una depressione con conseguente aumento di velocità del flusso.

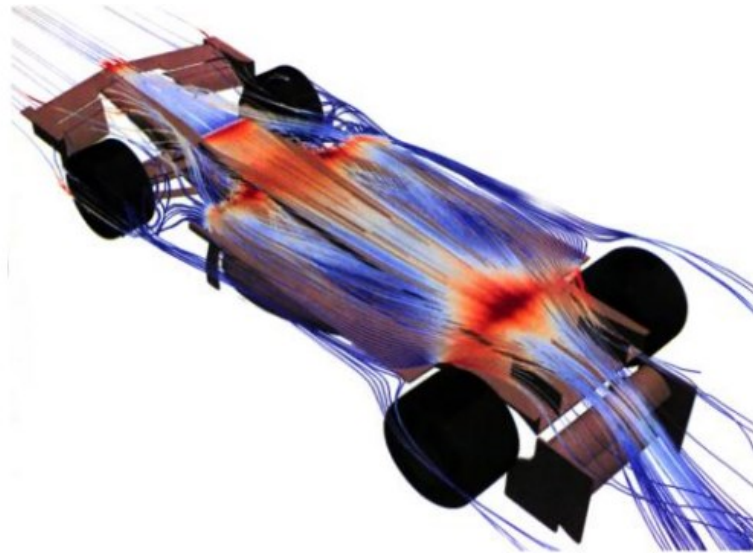
Questo aumento di velocità dell'aria dovuto all'effetto suolo, si somma all'aumento di velocità dovuto alla curvatura sul naso e genera una fortissima depressione che è molto estesa, più estesa del caso di un profilo senza ground effect. A causa di questa maggior depressione quello che accade è che il ristagno si sposta maggiormente verso l'estradosso, andando dunque ad alzare il picco di aspirazione e di fatto facendo lavorare il profilo ad un angolo d'attacco effettivo maggiore di quello geometrico.

Inoltre, una volta avvicinata al terreno, i vortici di estremità, che si formano nei profili all'estremità tra zona di alta pressione (intradosso) e zona a bassa pressione (estradosso), non riescono a chiudersi a causa della presenza del suolo con conseguenze miglior funzionamento ed efficienza dell'ala.

Se però ci si avvicina troppo al suolo allora la regione compresa tra profilo e terreno è troppo piccola, gli sforzi viscosi diventano rilevanti ed eccessivi e dunque l'aria nel suo passaggio subisce una resistenza molto forte e la porzione di flusso che passa all'interno del gap è minore con conseguente perdita anche di CL e dunque Downforce oltre ad un aumento della resistenza del profilo.

Importantissimo quando si lavora ad effetto suolo è garantire l'estrazione del flusso, in quanto se non avviene un buon recupero di pressione graduale, ma ad esempio avviene in maniera forte, il flusso subisce uno shock improvviso che genera elevata resistenza e il flusso ne risente cercando di scappare lateralmente facendo perdere carico.

Nel caso si utilizzi il fondo dalla vettura ad effetto suolo, vengono in soccorso il diffusore e l'ala posteriore stessa che aiutano, insieme anche ad i gas di scarico, l'estrazione favorendo un corretto utilizzo del ground effect.



Le zone in colore ROSSO indicano una bassa pressione (Alta velocità)

Figura 64: Effetto suolo generato sul fondo di una vettura da corsa

Motivo per cui si fa in modo di concentrare i flussi in uscita al centro poiché è lì che l'intradosso dell'ala posteriore ha una depressione massima (ricorda influenza tip vortex) e perché lì vengono posizionati ed espulsi i gas di scarico, dalla zona soprannominata "Coca Cola", che dunque aiutano l'estrazione del flusso.

Infatti si ha che se il recupero di pressione avviene in maniera discreta, allora l'aria entra bene, altrimenti essendo il flusso incomprimibile, se non si recupera bene in coda il flusso all'entrata ne risente ed entra in maniera peggiore andando ad influire negativamente sulle prestazioni del corpo.

La prima vettura ad utilizzare questo tipo di effetto nel mondo motorsport è stata la Lotus Modello 78 del 1977:

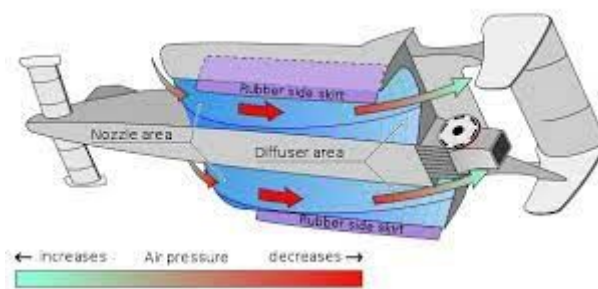


Figura 65: Geometria fondo ad effetto suolo Lotus '78

Della quale osservando il fondo si nota che esso è composto da una sorta di lastra piana e da due forme simili a profili alari. Infatti l'effetto suolo non è ottenuto solamente da forme camberate quali quelle di un profilo alare, ma da qualsiasi corpo che si trovi in vicinanza al terreno, basta che lo strato limite di quest'ultimo espandendosi arrivi a toccare il terreno.



Figura 66: Lotus Modello '78 in pista

Molto interessante è notare quelle appendici che vanno a sigillare il fondo della vettura, l'utilizzo di tali elementi era reso necessario dal fatto che grazie all'effetto suolo sul fondo si generasse una forte depressione, oltre ad evitare però l'uscita laterale del flusso a causa di un mancato graduale recupero di pressione, bisognava anche evitare che il flusso esterno alla vettura che si trovava ad una $P_{atm} > P_{FONDO}$ entrasse sul fondo vettura lateralmente comportando un aumento di pressione sullo stesso perdendo di fatto i benefici dell'effetto suolo.

A tal motivo furono introdotte queste minigonne che avevano lo scopo appunto di sigillare il fondo riuscendo a sfruttare al massimo dunque la potenzialità dell'effetto suolo.

Successivamente però l'utilizzo delle minigonne e dell'effetto suolo fu bandito per motivi di sicurezza, infatti se ad esempio una minigonna non avesse svolto il suo dovere il pilota si sarebbe ritrovato all'improvviso senza carico, e se ciò fosse accaduto in curva avrebbe potuto causare incidenti molto pericolosi. Per motivi di sicurezza dunque l'effetto suolo fu bandito in F1 per poi essere ripreso durante la stagione 2022 ma senza ovviamente l'utilizzo delle minigonne, anche se di per sé rimane un fenomeno instabile in quanto si rischia la perdita di carico improvvisa se ad esempio si passa su un avvallamento dell'asfalto, su un cordolo o altro. Per tali motivi inoltre l'effetto suolo non è utilizzato sulle vetture da strada, anche perché in tale ambito l'obiettivo è la minimizzazione del CX (CD) della vettura in ottica di miglior efficienza energetica.

1.3.2 Profili laminari e GAW

L'ala oggetto di tesi è un'ala molto semplice, essa presenta un unico elemento chiuso da degli endplates ed è presente inoltre sulla coda dell'ala il Gurney flap. Flap di Gurney reso necessario dal fatto che a causa delle limitazioni di regolamento relative al numero di elementi unitario, esso è un modo per cercare di massimizzare la downforce dell'ala pur penalizzando un minimo il suo Drag.

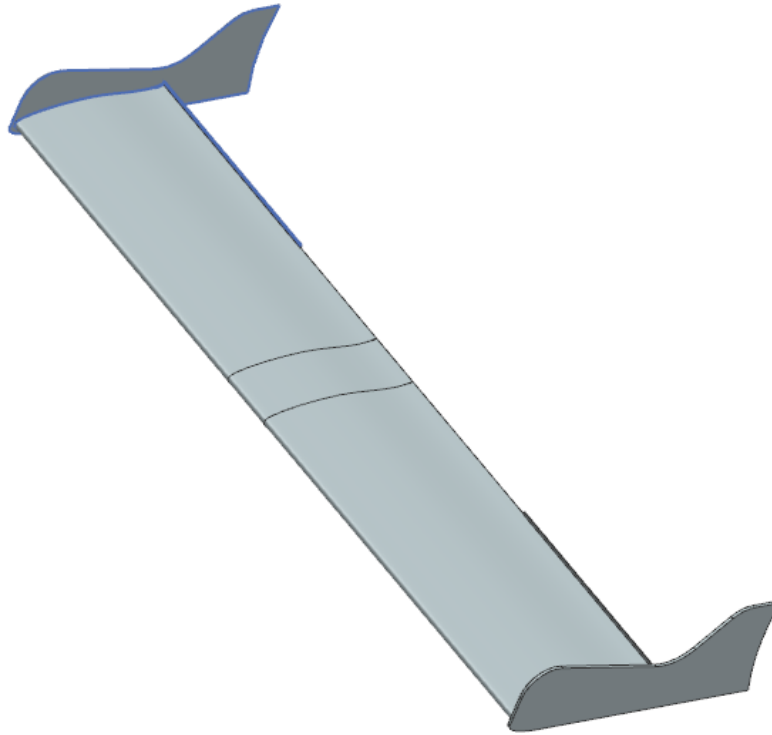


Figura 67: Ala oggetto di studio

Il Gurney flap è formato in genere da una piccola superficie piana, di circa 20 mm di altezza, posta perpendicolarmente al bordo di uscita del profilo alare, sul lato a maggior pressione. Lo scopo di questo "scalino" è quello di generare dei vortici di separazione mediante un aumento di pressione repentino generato in una zona di recupero graduale. In tal modo lo strato limite si separa ed origina una struttura vorticoso che aumenta la vorticità e la depressione sul bordo di uscita, incrementando la portata di fluido sulla superficie del profilo soggetta a maggiore depressione. Il Gurney flap incrementa il valore di portanza massima ma anche il valore dell'angolo di portanza nulla (ovviamente in negativo), alla stregua di un Plain Flap.

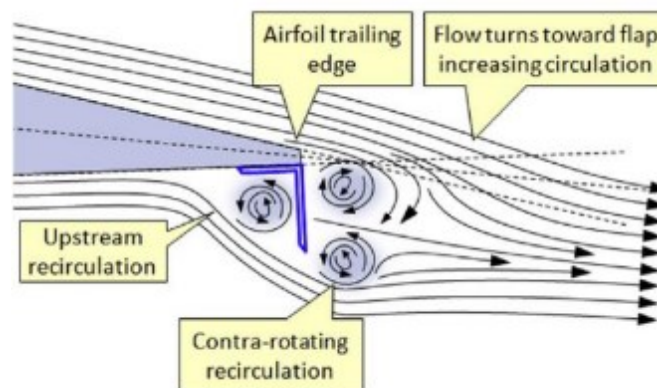


Figura 68: Funzionamento Gurney Flap

Il profilo alare costituente l'ala anteriore della F4 oggetto di studio appartiene alla famiglia dei profili laminari, in particolare alla famiglia degli General Aviation Whitcomb (GAW).

I profili laminari sono profili caratterizzati dall'aver un picco di aspirazione non altissimo, ma d'altra parte posseggono una depressione costante sull'estradosso del profilo (assetto portante), il che permette di avere un'area compresa tra il $c_{p\text{UPPER}}$ e il $c_{p\text{LOWER}}$ molto grande, e dunque un'elevata portanza (deportanza).

Dopo la curva del naso dove si guadagna depressione la curvatura dell'estradosso rimane regolare per mantenere ed estendere la zona di depressione. Infine per recuperare pressione bisogna recuperarla in una zona ristretta di profilo, dunque si avrà una forte sovrappressione in coda allo stesso.

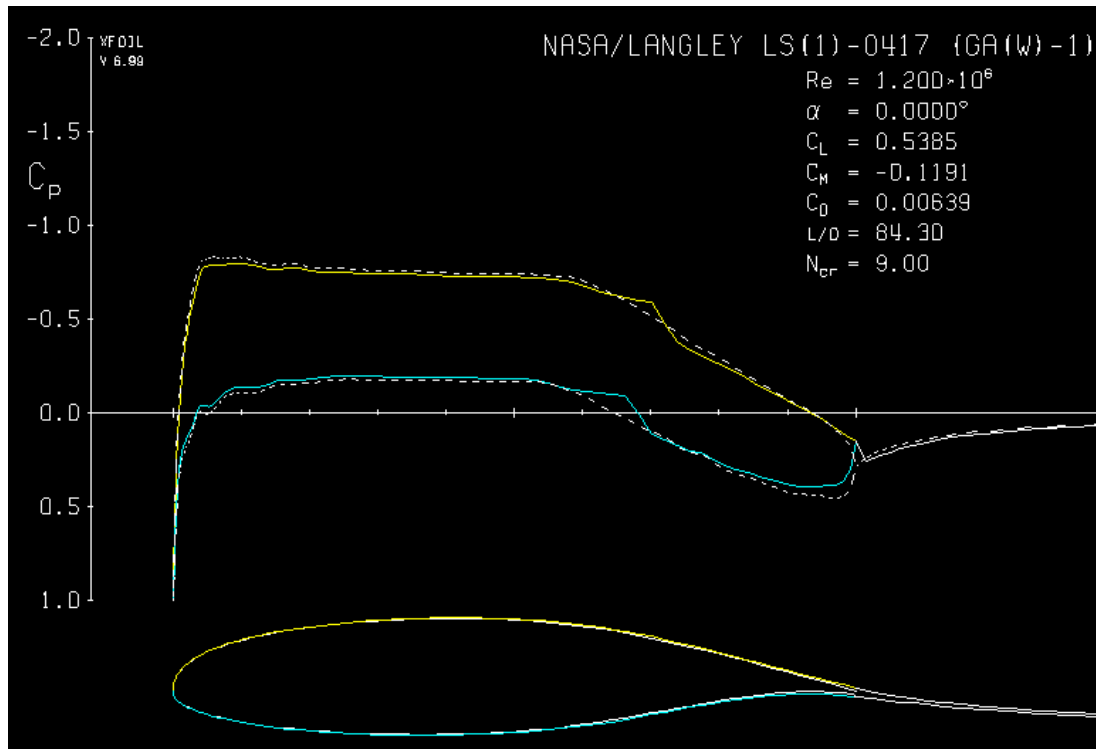


Figura 69: c_p GAW ls417 a 0° di AOA in assetto portante

Tali profili vengono definiti come laminari in quanto avendo un una depressione molto costante, si è per la maggior parte del profilo in presenza di un gradiente di pressione favorevole che dunque aiuta il flusso a seguire la superficie del profilo stesso posticipando notevolmente la transizione a turbolento dello strato limite il quale rimane per lo più laminare.

Strato limite laminare vuol dire strato limite fragile ma anche una minor resistenza per attrito viscoso rispetto uno turbolento più energetico, inoltre così si massimizza il C_L del profilo.

In genere questi profili sono molto delicati, e dunque bisogna stare attenti quando si sceglie il tipo di profilo, ad esempio un profilo tale non potrà mai essere montato su una pala eolica, poiché essa lavora in condizioni di inquinamento atmosferico, polveri, moscerini, tutti questi elementi vanno a peggiorare il comportamento del profilo portando alla formazione di bolle laminari che portano lo S.L. in transizione. Lavorare in condizioni turbolente con un profilo laminare non è ideale, motivo per cui anche la finitura superficiale di questi profili dev'essere molto spinta, altrimenti a causa della rugosità si perderebbero le proprietà del profilo in quanto si innescerebbe la transizione dello strato limite.

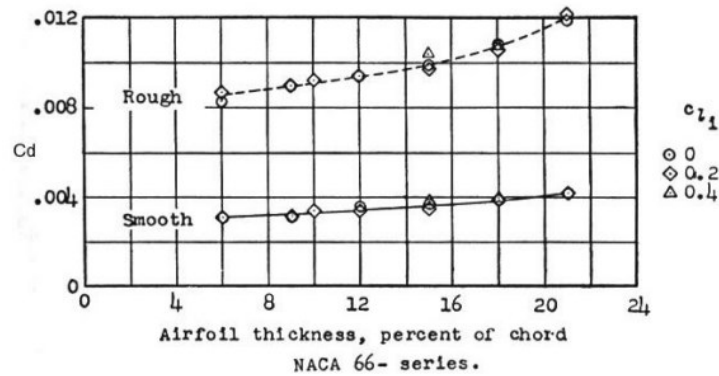


Figura 70: Differenza di Cd nello stesso airfoil ma con diversa rugosità superficiale

Essi inoltre in genere non lavorano bene a bassi numeri di Reynolds.

I profili laminari sono caratterizzati geometricamente dall'aver:

- Camber arretrata;
- Spessore avanzato;
- Spessore grande.

Tali elementi contribuiscono ad avere un naso molto rotondo, per avere una maggior stabilità e non permettere la formazione di bolle sul naso, ovviamente però essendo la curvatura del naso bassa, il picco di aspirazione risulta essere non molto alto.

Le principali famiglie appartenenti alla macrofamiglia dei profili laminari sono:

- GAW;
- NACA 6 cifre;
- WORTMANN;
- EPPLER (profili a curvatura variabile).

Tutte sono accomunate dalle stesse caratteristiche, la presenza di bolle laminari e la presenza di un pozzetto.

Il pozzetto laminare è un range di angoli di attacco in cui il Cl varia, ma il Cd rimane pressochè costante, ciò permette durante il volo di variare il Cl e dunque la portanza delle ali mantenendo inalterato il Cd delle stesse (non la Drag, essa dipende dalla velocità).

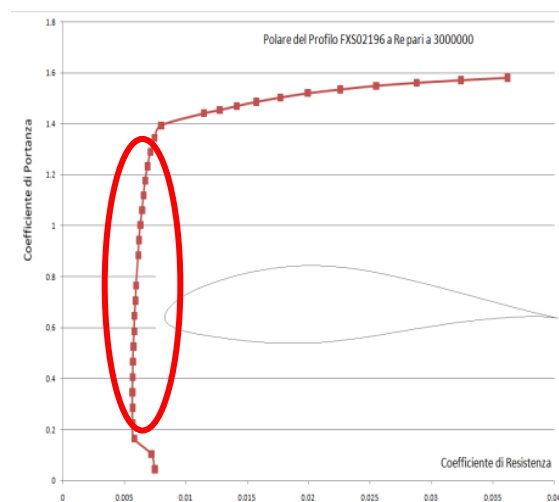


Figura 71: Eiffel di un WORTMANN FXS02196 a Re = 3000000 (pozzetto laminare visualizzabile dentro l'ellisse)

Passando alla famiglia dei GAW, essi sono profili molto affidabili poiché rispondono molto bene allo sporciamento e sono sempre stabili anche in condizioni di lavoro non proprio favorevoli, motivo per cui sono ottimi da utilizzare come profili per un'ala anteriore, di contro però le prestazioni che offrono non sono elevate come altri profili della famiglia dei laminari che però sono più instabili.

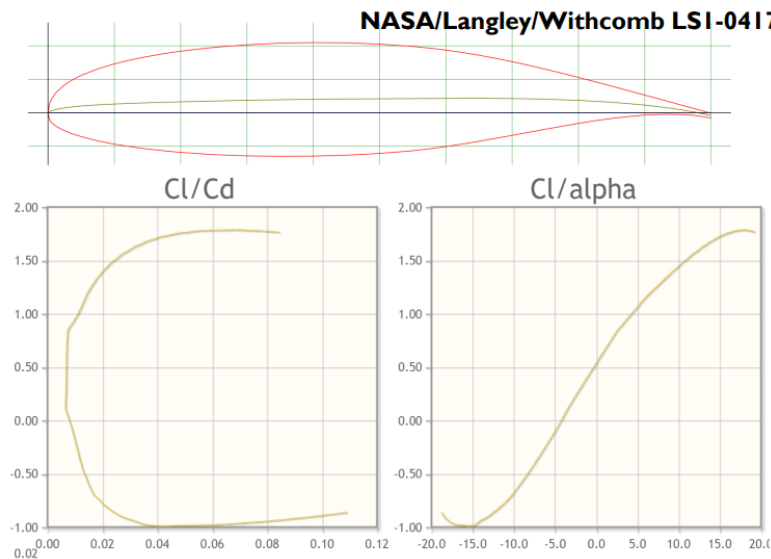


Figura 72: Eiffel GAW Is417

Come possiamo vedere anche dalla figura, questo profilo non ha un naso appuntito, non ha sorprese, non presenta quindi cambi repentini al variare dell'angolo d'attacco. Anzi, osservando la polare di Eiffel (grafico Cl/Cd) si nota come questo profilo, anche se ha una $C_{d_{min}}$ abbastanza elevata rispetto gli altri della stessa famiglia, presenti un pozzetto laminare esteso, cioè la zona che in questo grafico è visualizzabile come un tratto verticale. Questo sta a significare che cambiando il Cl (e quindi α) per un lungo tratto il Cd rimane invariato, il che rappresenta un enorme vantaggio.

L'estensione massima del pozzetto laminare arriva ad un AOA di circa 3° , infatti il profilo da noi studiato ha un angolo di inclinazione geometrico di circa $2,7^\circ$. Motivo per cui esso lavora ancora all'interno del suo pozzetto laminare.

1.4 Materiali compositi

Una breve trattazione dei materiali fibrorinforzati è doverosa per permettere al lettore una completa comprensione dell'elaborato.

Nella scienza dei materiali, un materiale composito è un materiale eterogeneo, cioè costituito da due o più fasi con proprietà fisiche differenti, le cui proprietà sono molto migliori di quelle delle fasi che lo costituiscono prese singolarmente.

Un composito dunque, è dato dall'unione di due o più materiali differenti combinati in un'unica unità strutturale ove le proprietà meccaniche sono un mix dei costituenti che lo compongono.

Le due fasi distinte che compongono un materiale composito sono:

- matrice, la quale è usata per diversi scopi, principalmente funge da legante ed è costituita da un materiale omogeneo. Il suo scopo principale è quello trasferire il carico dall'esterno al rinforzo tramite l'interfaccia, di sostenere le fibre e tenerle insieme per dare quindi forma al manufatto;
- fibre, in genere di natura filiforme sono il vero e proprio rinforzo che dà le proprietà desiderate al laminato: rigidità, resistenza meccanica e direzioni preferenziali.

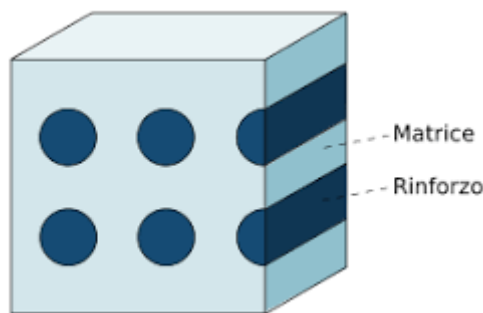


Figura 73: Schema rappresentativo materiale composito

Le caratteristiche meccaniche finali del composito sono molto influenzate oltre che dalle caratteristiche meccaniche dei costituenti, anche dalla loro distribuzione e/o orientamento e dal contenuto in frazione di volume di rinforzo.

Nel caso di rinforzi di forma particellare o a fibre corte orientate randomicamente, i materiali conservano un comportamento quasi isotropo.

Nel caso invece di fibre corte disposte con direzione preferenziale e nel caso di fibre lunghe, il materiale finale è tipicamente anisotropo.

I vantaggi nell'impiego dei compositi sono:

- Elevato limite elastico (che corrisponde al limite di rottura) e modulo elastico;
- Ottimo rapporto resistenza/peso e rigidità/peso;
- Buon comportamento a fatica;
- Riparabilità del danno strutturale;
- Bassa massa volumica;
- Coefficiente di dilatazione termica lineare molto basso;
- Molto resistenti a corrosione.

Gli svantaggi sono:

- Resistenza a compressione in genere più bassa rispetto ai metalli;
- Resistenza ad impatto medio-bassa (motivo per cui si utilizzano strutture a sandwich);
- Invecchiamento per esposizione a raggi UV, calore ed umidità;
- Alcuni compositi essendo composti organici sono attaccabili da batteri;
- Fumi prodotti dalla combustione di certe matrici molto tossici.

Negli ultimi anni c'è stato un vero e proprio boom nell'industria dei compositi che è passata dall'essere un mercato quasi di nicchia, ad un vero e proprio mercato concorrenziale. I suoi principali utilizzi si hanno in ambito aeronautico, automobilistico, sportivo e di design.

Ma in genere in qualunque condizione in cui sia richiesta un'elevata prestazione meccanica unita a requisiti di peso minimo, i compositi sono i materiali adatti da utilizzare.

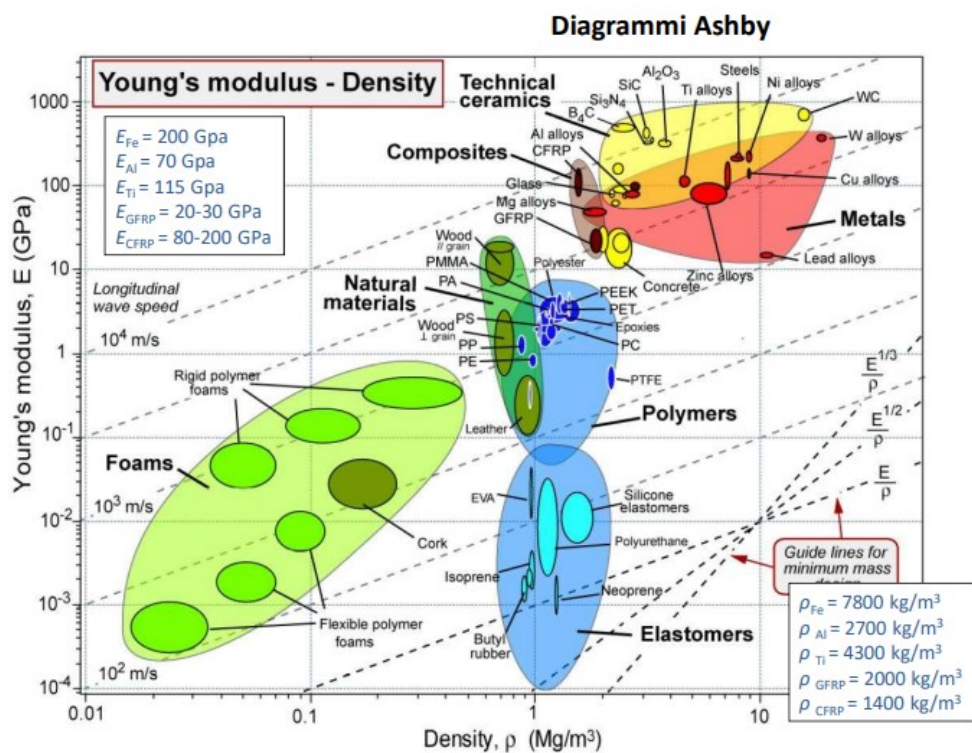


Figura 74: Diagramma di Ashby riportante sulle ordinate il modulo di Young e sulle ascisse la densità

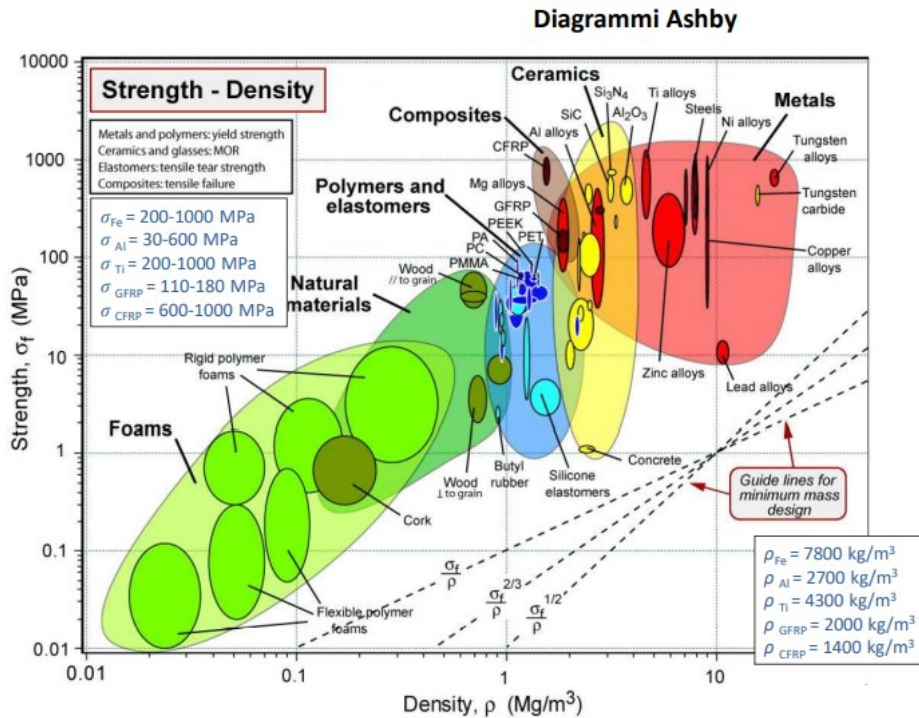


Figura 75: Diagramma di Ashby riportante sulle ordinate la resistenza e sulle ascisse la densità

Infatti com'è possibile notare dai Diagrammi di Ashby soprariportati, i compositi risultano avere lo stesso livello di resistenza e rigidezza dei metalli ma con valori di densità decisamente inferiori. Ciò fa di essi il materiale prediletto per applicazioni in cui è richiesta una performance estrema (ad esempio Formula 1, aeronautica etc).

1.4.1 Matrici

Le fibre non possono essere utilizzate direttamente in applicazioni ingegneristiche a causa della loro impossibilità di sostenere carichi longitudinali e di compressione e per la loro scarsa resistenza trasversale.

Motivo per cui si rende indispensabile l'utilizzo delle matrici, che possono essere costituite da alcune categorie di materiali anche molto diversi tra loro, a seconda del tipo di applicazione:

- Matrici polimeriche;
- Matrici metalliche;
- Matrici ceramiche.

Le principali funzioni di una matrice sono quelle di:

- Tenere insieme e conservare la distribuzione spaziale delle fibre;
- Consentire il trasferimento e la redistribuzione dei carichi tra le fibre;
- Proteggere il rinforzo da fattori ambientali avversi e dalla manipolazione;
- Aumentare la tenacità del composito.

Esse vanno caratterizzate in termini di:

- Caratteristiche meccaniche;
- Compatibilità chimica e caratteristiche di adesione;
- Resistenza ai fattori ambientali.

Volendo citare alcune matrici polimeriche, tra le più utilizzate, possiamo averne di termoplastiche o termoindurenti:

- termoplastiche: somministrando calore esse diventano liquide, per cui possono essere riutilizzate dopo la solidificazione grazie al loro comportamento reversibile;
- termoindurenti: hanno un comportamento irreversibile, una volta riscaldate ad una certa temperatura, solidificano, e non possono ritornare allo stato liquido, dato che la loro solidificazione avviene tramite un agente reticolante; questo processo di polimerizzazione è definito curing (processo di cura) ed in base alla tipologia di resina può avvenire a diverse temperature.

In genere le termoindurenti sono le resine che hanno le migliori prestazioni meccaniche, ma di contro esse non sono riutilizzabili e non è dunque possibile riciclarle. Mentre le termoplastiche hanno il grande vantaggio di poter essere riutilizzate, ma la loro temperatura di esercizio è relativamente bassa per evitare che si liquefino o comunque che perdano di proprietà meccaniche che di per sé sono già più basse rispetto una resina termoindurente.

Tra le termoindurenti più usate vi sono: resine fenoliche, epossidiche e ammidiche, quelle con migliori caratteristiche meccaniche sono le epossidiche, ma sono comunque di molto inferiori alle caratteristiche delle fibre di rinforzo.

Resine termoindurenti

Proprietà delle matrici	Epossidiche	Poliesteri	Vinilesteri	Fenolica
Densità [kg/m ³]	1100-1400	1100-1400	1120-1320	1500
Resistenza a trazione [Mpa]	28-91	34.5-103.5	73-81	50
Modulo a trazione [Gpa]	2.4-4	2.1-3.45	3-3.5	6
Allungamento %		1-5	3.5-5.5	
Coefficiente di Poisson	0.29-0.34	0.34	0.34	
Resilienza J (prove Izod)	0.2-2.3	0.27-0.54		
Durezza (Rc M)	100-112	115		
Ritiro %	1-5	5-12	5.4-10.3	
Temp. transizione vetrosa [°C]	120	100		

Figura 76: Proprietà matrici polimeriche a resina termoindurente

1.4.2 Fibre

La scelta della tipologia di fibra è fondamentale, infatti, sarà essa a influenzare maggiormente le proprietà del laminato in termini di: resistenza meccanica, modulo elastico, densità relativa, meccanismi di resistenza e rottura, ma anche in termini di costi.

Caratterizzate dall'aver un rapporto D/L (Diametro/Lunghezza) molto molto basso, sono gli elementi che determinano le proprietà meccaniche e la resistenza del composito.

Il loro bassissimo rapporto diametro/lunghezza e dunque superficie/volume permette un ottimo trasferimento di carico con la matrice, in quanto favorisce l'adesione e dunque l'efficacia dell'interfaccia.

Le caratteristiche finali del composito dipendono, oltre dal tipo di fibra, molto anche dalle loro giaciture all'interno della matrice, ad esempio fibra corta e randomica porta a un comportamento isotropo, mentre fibra lunga e ordinata porta ad un comportamento anisotropo.

In genere le fibre utilizzate nei materiali compositi hanno diametri che vanno dai 5 ai 15 micron, vengono riunite in fasci disposte in parallelo (tow) oppure attorcigliate a trefoli (yarn).



Figura 77: A sinistra il Tow, a destra uno Yarn

Le tipologie di fibre più utilizzate ad oggi sono:

- vetro GFRP: medio-basso costo e medie proprietà meccaniche (molto utilizzate in ambito navale);
- carbonio CFRP: alto costo e buone proprietà meccaniche, tra tutte rigidità e resistenza (molto utilizzate nel motorsport);
- aramidiche AFRP: medio-alto costo e discrete proprietà meccaniche, tra tutte spicca la resistenza agli urti e all'abrasione (molto utilizzate come attenuatori di impatto e per dispositivi militari (Kevlar));
- naturali: basso costo e proprietà meccaniche inferiori rispetto alle precedenti, tuttavia va considerato tra gli aspetti positivi il loro basso impatto ambientale.

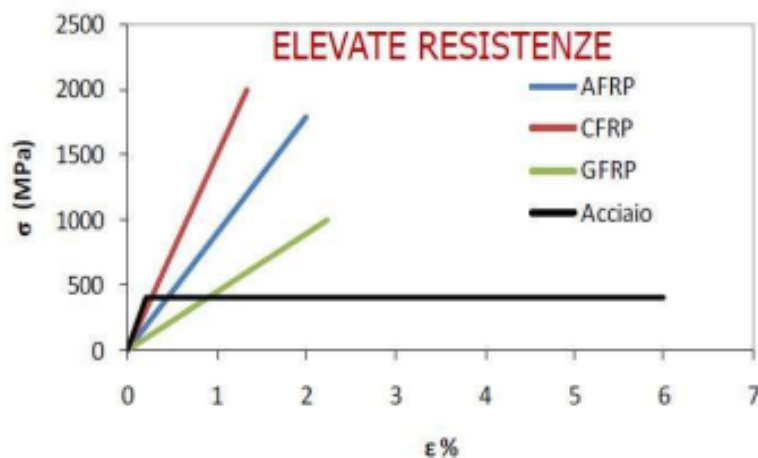


Figura 78: Confronto resistenze diverse tipologie di fibre rispetto l'acciaio

Tra le fibre precedentemente elencate, la più usata nel motorsport è quella di carbonio, per cui scendendo nel dettaglio, questa categoria si può suddividere in relazione alla rigidità delle fibre in:

- LM (Low Modulus);
- SM (Standard Modulus);
- IM (Intermediate Modulus);
- HM (High Modulus);
- UHM (Ultra High Modulus).

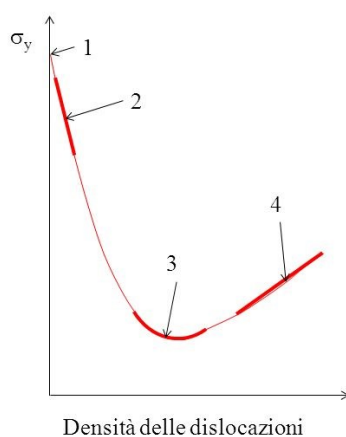
La tipologia dipende dalla temperatura alla quale è stato effettuato il processo di grafitizzazione, maggiore è questa temperatura e maggiore sarà la rigidità della fibra ma in compenso la sua resistenza diminuirà. In quanto più si aumenta la rigidità della fibra, più diminuisce la sua resistenza e viceversa.

Oltre alla tipologia di fibre in un composito va definita la disposizione e la dimensione delle stesse, dato che influenzano sia le proprietà meccaniche che i meccanismi di rottura ed i processi produttivi. In base alla dimensione le fibre possono essere suddivise in fibre lunghe o corte:

- Fibre corte: disponendo le fibre in maniera casuale all'interno di una matrice si ottiene un materiale caratterizzato da isotropia, ma con proprietà significativamente più elevate della matrice e con ottime capacità di inibizione alla propagazione di cricche.
- Fibre lunghe: disponendo delle fibre lunghe parallelamente a se stesse in una matrice si ottiene un materiale anisotropo, nella direzione delle fibre si avranno proprietà meccaniche maggiori rispetto le altre due direzioni ortogonali ad essa dove è dominante invece il comportamento della matrice, specialmente nel caso ortogonale al piano di giacitura delle fibre.

Le fibre hanno proprietà meccaniche così elevate poiché avendo delle dimensioni così minute la probabilità che ci siano difetti nel materiale è molto ma molto bassa, vi sono meno dislocazioni e dunque la resistenza alla deformazione è maggiore. Di fatti prendendo lo stesso materiale tozzo oppure in fibra, in fibra si hanno proprietà notevolmente migliori.

Relazione tra resistenza e densità di dislocazioni



- 1: valore teorico del metallo ($G/2\pi$)
- 3: punto minimo della resistenza si ottiene per una densità di dislocazioni pari a 10^6-10^8 m/m^3
- 4: zona di incrudimento
- Aumento proprietà meccaniche:
 - 1-2: realizzare un metallo con un numero di difetti molto basso
 - 4. aumentare il numero di difetti

Figura 79: Relazione tra resistenza e densità delle dislocazioni

Come si nota dal grafico di figura 79, dove sull'asse delle ordinate si ha la resistenza del materiale, mentre sulle ascisse la densità delle dislocazioni, si nota come per valori bassi di densità il valore di resistenza è molto elevato, in quanto le dislocazioni aiutano la deformazione del materiale permettendogli deformazioni a livelli di energia richiesta molto più bassi rispetto il caso senza dislocazioni. Infatti se le dislocazioni non ci fossero, per deformare il materiale si necessiterebbe di un'energia elevatissima in quanto bisognerebbe andare a rompere tutti i legami atomici tra due piani cristallini, e i valori di resistenza del materiale sarebbero pari a quelli teorici.

Ma se il numero delle dislocazioni è molto basso allora il materiale richiederà comunque molta energia per deformarsi e dunque la resistenza del materiale è alta. Aumentando la densità delle dislocazioni la resistenza del materiale diminuisce in quanto grazie all'aiuto di tale difetti, è richiesta meno energia per deformare il materiale. Continuando ad aumentare il numero delle dislocazioni invece si nota come la resistenza torni ad aumentare, tale fenomeno è definito come incrudimento del materiale. Più il materiale si deforma, più aumenta il numero delle dislocazioni e quando iniziano ad essercene molte esse vanno ad incastrarsi tra di loro generando un ostacolo alla deformazione del materiale (jogs), aumentando la resistenza dello stesso e dando vita al fenomeno dell'incrudimento.

Questo è il motivo per cui le fibre, che hanno dimensioni diametrali minute dell'ordine dei micrometri, hanno una resistenza elevatissima. Infatti avendo una sezione molto piccola, il numero di dislocazioni presenti all'interno è molto basso e dunque la resistenza, in accordo al grafico in figura 79, ha valori elevatissimi.

La differenza di lunghezza porta ad una maggior resistenza alla trazione nelle fibre lunghe ma il loro limite è quello tecnologico, infatti, in alcuni processi produttivi sono difficilmente applicabili. La seconda caratteristica, già anticipata, con la quale si caratterizza il laminato è la disposizione delle fibre, prendendo in considerazione solo quelle lunghe si dividono in unidirezionali o tessuti. Ricordiamo che le caratteristiche meccaniche di un laminato dipendono in maniera preponderante dalla fibra e si riscontrano le migliori caratteristiche meccaniche proprio lungo la direzione della lunghezza della stessa.

Negli unidirezionali le fibre sono disposte per la stragrande maggioranza lungo una sola direzione, possono fare eccezione alcuni fasci che sono disposti perpendicolarmente alle altre, al mero scopo di mantenere unite le fibre anche sotto carichi trasversali.

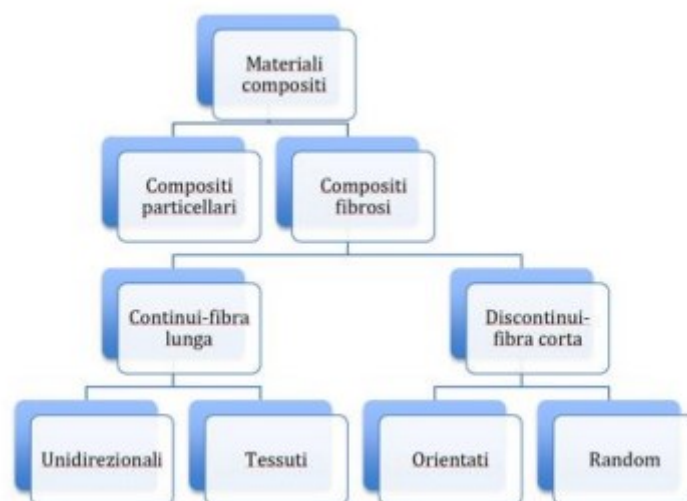


Figura 80: Schema riassuntivo classificazione fibre

1.4.3 Tessuti

Per quanto riguarda i tessuti, nel corso degli anni ne sono stati sviluppati di diversi tipi, in base alle applicazioni tecnologiche ed alle sollecitazioni meccaniche a cui sono sottoposti i laminati.

Trattando i tessuti biassiali possono essere definite due direzioni principali: la trama e l'ordito. L'ordito, in inglese warp, è la direzione parallela alla lunghezza del tessuto, pensando al tessuto avvolto in un rotolo (forma con cui viene venduto dalle aziende produttrici) essa è la direzione dello svolgimento; la trama, in inglese fill, è la direzione perpendicolare alla precedente: la larghezza del rotolo.

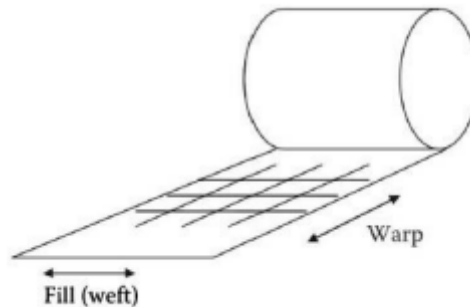


Figura 81: Schema raffigurativo dei tessuti

La tipologia di intreccio influisce su diverse caratteristiche tra cui:

- drappabilità: è la caratteristica del tessuto a seguire le forme dello stampo;
- stabilità: determina lo spostamento delle fibre durante il processo di formatura nello stampo e la rigidità finale del laminato;
- disallineamento: tecnicamente definito come crimp, è l'ondulazione fuori dal piano delle fibre, esso comporta un decremento delle performance del laminato.

Tenendo conto delle caratteristiche precedenti, si illustrano i principali tessuti utilizzati nelle applicazioni industriali:

1. plain (tela): l'intreccio avviene con spaziatura e cadenza regolare, questo porta il tessuto ad avere la stessa quantità di fili di ordito e trama, il tessuto viene definito bilanciato; è presente un moderato fiber crimp, che genera una limitazione della rigidità e resistenza del composito a seguito di un carico di trazione;

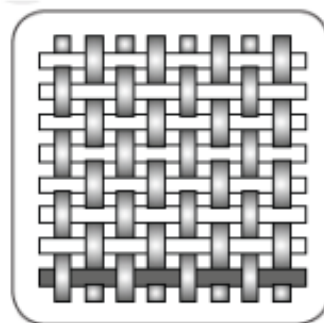


Figura 82: Disposizione tessuto a plain

2. twill (spina): in questo caso l'intreccio avviene alternando uno o più fili di trama con due o più fili di ordito, questo porta all'effetto visivo caratteristico di una diagonale lungo il manufatto; il numero minore di sovrapposizioni porta ad un minore crimp, che si riflette in una maggiore drappabilità e caratteristiche meccaniche leggermente superiori al precedente tessuto, l'unico svantaggio è una leggera minor stabilità del tessuto;



Figura 83: Disposizione tessuto a twill

3. n-satin (raso): è una tessitura simile al twill ma che si differenzia per intrecci più distanziati, possono avere da 3 ad 8 fili tra le intersezioni; ciò comporta un maggior decremento del crimp, quindi, migliori caratteristiche meccaniche, ma la stabilità del tessuto può scendere di molto.



Figura 84: Disposizione tessuto a satin

1.4.4 Laminati VS sandwich

Quello visto fino ad ora era un riferimento alla singola lamina, ma nella pratica ingegneristica in base alle sollecitazioni, al metodo produttivo e ad altri fattori si andranno a combinare più strati di carbonio. In termini tecnici sono definiti ply/plies ed il laminato che ne deriva ha la dimensione dello spessore molto minore rispetto le altre. Per incrementarne la rigidezza, resistenza flessionale e tenacità questi laminati vengono in alcune applicazioni incollati ad un core che li distanzia dall'asse neutro, in questo modo aumenta il momento d'inerzia del composito e dunque si ha un miglior comportamento a flessione.

Quando un laminato a sandwich viene sottoposto a flessione si ha che le pelli lavorano a trazione e compressione (andamento a farfalla delle tensioni flettenti), mentre il core lavora a taglio.

La composizione di lamine e core viene definita pannello sandwich.

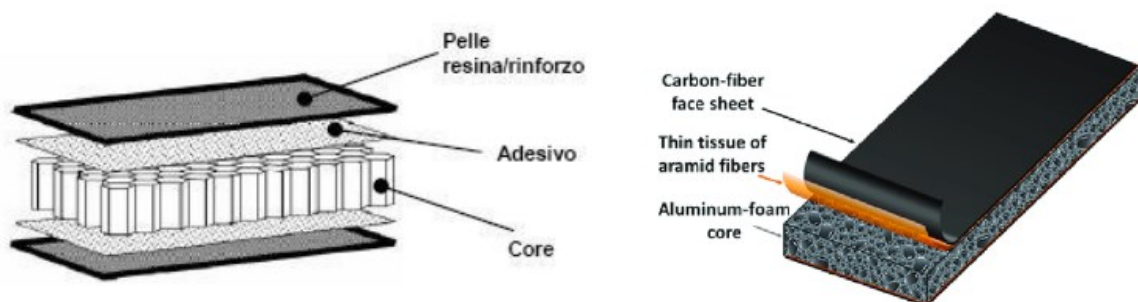


Figura 85: Rappresentazione struttura a sandwich

Le pelli esterne sono di materiale fibrorinforzato e sono molto resistenti ma poco spesse, il core o riempitivo è un materiale che, come detto precedentemente, ha il solo scopo di distanziare le pelli per aumentare il momento d'inerzia del pannello, aumentare la tenacità globale del composito e a volte fungere da isolante termico, quindi sarà un materiale sicuramente leggero e poco resistente. Particolare attenzione va posta nell'interfaccia dei due materiali dove per tenerli saldamente insieme va inserito un adesivo che garantisca un'adesione efficace tra le pelli e il core.

La scelta del materiale che funge da core va fatta caso per caso, dopo una valutazione delle caratteristiche fisiche ricercate nel pannello e può ricadere in quattro macroaree:

- schiume:
 - PVC (PoliVinilCloruro espanso);
 - PUR (schiume di poliuretano);
 - PMI (polimetacrilimmide);
- legno di balsa;
- fibre minerali (usate come isolante termico/acustico);
- honeycomb (alveolari);
 - alluminio;
 - Nomex (derivante dal kevlar).

1.4.5 Tecnologie produttive

Scegliere i materiali e la loro disposizione spaziale nel laminato non è sufficiente a definirne le caratteristiche meccaniche, infatti, anche la tecnologia produttiva influenza questi aspetti; nel corso del tempo sono state messe a punto varie soluzioni produttive che variano in base alla geometria da realizzare, al numero di parti da produrre e soprattutto alla resistenza meccanica da ottenere.

La principale divisione si ha tra: fibre secche e tessuti pre-impregnati o prepregs.

Le prime sono usate in processi come:

- wet layup: resina e fibra secca sono disposti a mano da degli operatori sullo stampo femmina adeguatamente distaccato con agenti chimici, dopodichè tramite un rullo si esegue la compattazione che serve a migliorare l'impregnazione e rimuovere eventuali bolle d'aria presenti all'interno della resina polimerica. È uno dei processi più antichi ma anche meno costosi e permette di realizzare forme di dimensioni importanti, svantaggi sono la scarsa produttività e ripetibilità dei prodotti, in quanto sono operazioni prettamente manuali svolte da un operatore che deve essere altamente qualificato per svolgere tali compiti;

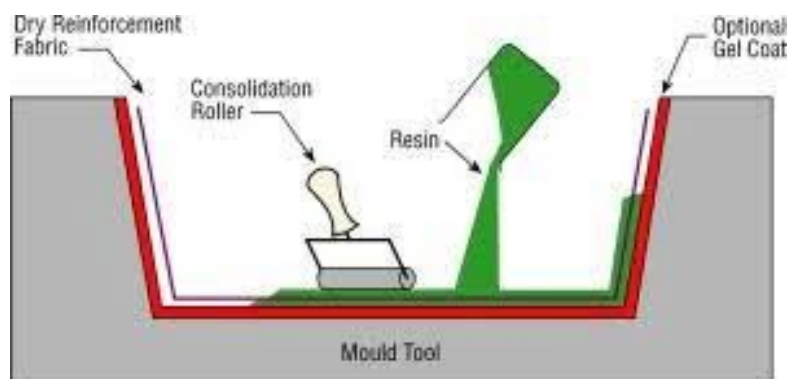


Figura 86: Schema raffigurativo la tecnologia produttiva di wet layup per fibre secche

- RTM Resin Transfer Molding: la fibra secca è disposta anche in questo caso su uno stampo femmina e per essere tenuta in posizione viene bagnata da un binder. Una volta terminato il processo di laminazione viene chiuso il contro stampo (maschio) e viene iniettata la resina. L'azione combinata di pressione e di riscaldamento da parte degli stampi permette una corretta impregnazione e l'inizio della fase di polimerizzazione. Questa tecnologia è usata per processi ripetitivi su larga scala.

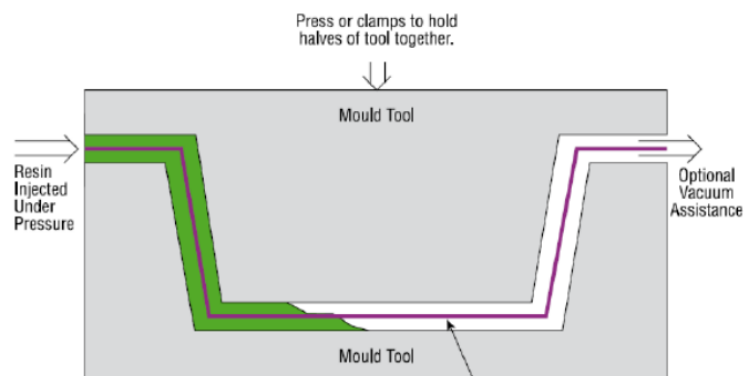


Figura 87: Schema raffigurativo la tecnologia produttiva di transfer molding per fibre secche

I prepregs sono principalmente usati nello stampaggio in sacco, bag molding, anch'essi si possono suddividere in due categorie di processi:

- in autoclave: il prepreg viene tagliato e posizionato sullo stampo precedentemente distaccato, finita la fase di laminazione viene chiuso il sacco da vuoto ed è aspirata l'aria all'interno. L'ultima fase del processo è la cura che avviene all'interno di un'autoclave, il quale fornisce temperatura e pressione al laminato, in modo tale da favorire il corretto compattamento delle fasi, permettere la fuoriuscita di eventuali bolle d'aria ed iniziare il processo di reticolazione della resina polimerica;

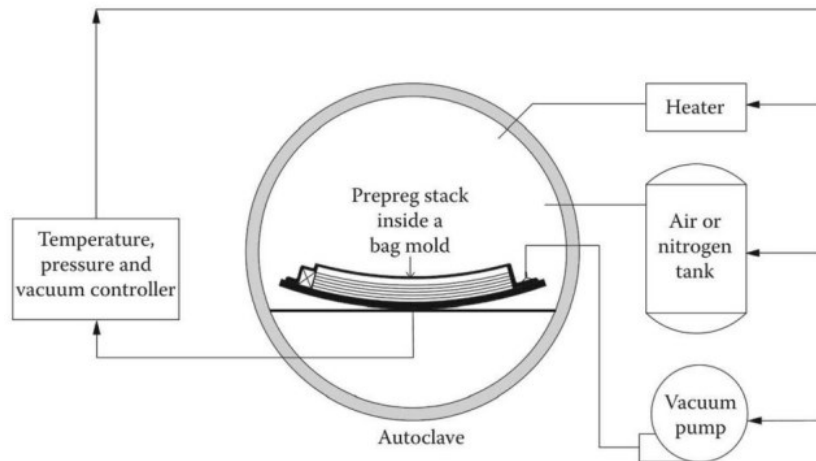


Figura 88: Schema raffigurativo la tecnologia produttiva in autoclave per prepregs

- out of autoclave: il processo è molto simile al precedente ma avviene in forno o a temperatura ambiente, l'unica pressione fornita al laminato è data dal vuoto del sacco. Questa tecnologia è molto utilizzata per componenti come: parti di aerei o manufatti per il settore eolico, le cui dimensioni non permettono il loro inserimento in un'autoclave.

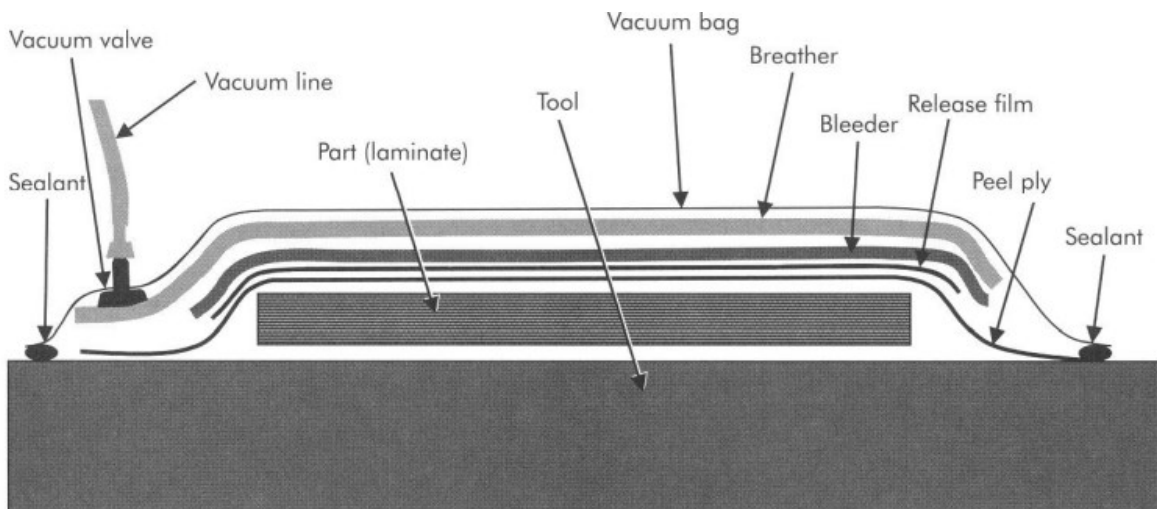


Figura 89: Schema raffigurativo la tecnologia produttiva fuori autoclave per prepregs (Bag Molding)

1.4.6 Compositi per la progettazione

I compositi come si è già visto sono caratterizzati dall'aver un comportamento anisotropo nella maggior parte dei casi, ma se si utilizzano fibre unidirezionali lunghe ed omogenee, a questo punto il comportamento diventa ortotropo.

Ovvero il comportamento non è completamente anisotropo, si hanno due direzioni in cui si manifesta lo stesso comportamento, prendendo in esempio un composito unidirezionale, lo stesso comportamento si ha nelle due direzioni ortogonali a quella delle fibre (Y,Z):

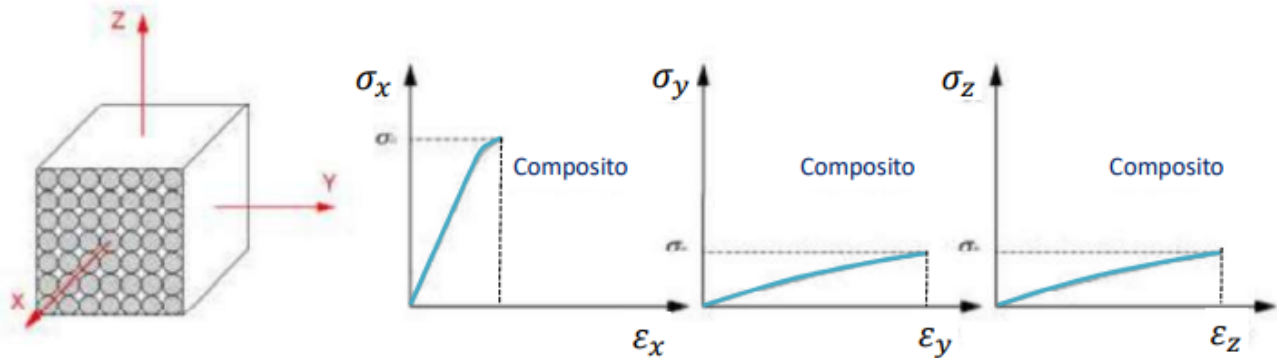


Figura 90: Proprietà lamina unidirezionale in base alle direzioni di applicazione del carico

Un materiale di questo tipo risulta vulnerabile alle tensioni e deformazioni trasversali alle fibre e dunque sarebbe adatto solamente a stati di tensione monoassiali diretti solamente lungo l'asse delle fibre.

Tale limitazione è superata formando i cosiddetti laminati a partire da lamine unidirezionali, nei laminati posso inserire varie lamine (ply) unidirezionali ma con angolazioni delle fibre differenti, così da poter ottenere in conclusione il laminato perfetto per il proprio scopo.

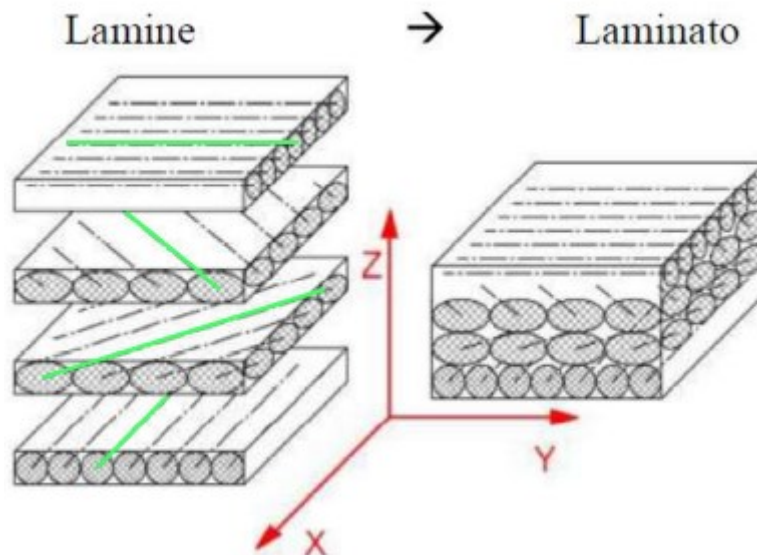


Figura 91: Impilaggio di lamine per l'ottenimento del laminato finale

È possibile notare come manchino fibre nella direzione Z, pertanto in tale direzione la resistenza rimane affidata alla matrice inter-lamina, se la rottura si genera in quella zona si parla di rottura per delaminazione.

Dunque, per caratterizzare il comportamento di ogni lamina avremo bisogno di:

- modulo di Young in direzione Longitudinale alle fibre E_L (E_1);
- modulo di Young in direzione ortogonale alle fibre ma sullo stesso piano E_T (E_2);
- modulo di Poisson ν_{TL} (ν_{LT});
- Modulo di elasticità tangenziale G_{LT} .

In quanto si ricorda che per un qualsiasi materiale vale sempre la relazione:

$$\sigma_{ij} = E_{ijkl} \cdot \varepsilon_{kl}$$

Dove:

- σ_{ij} è il tensore delle tensioni, matrice 3x3 (9 valori);
- E_{ijkl} sono le costanti elastiche del materiale, matrice 3x3 (9valori);
- ε_{kl} tensore delle deformazioni, matrice 9x9 (81 valori).

Considerando che σ_{ij} e ε_{kl} sono simmetrici si hanno per ognuno di essi solamente 6 variabili, inoltre per vincoli di natura termodinamica $E_{ijkl} = E_{klij}$ e dunque si hanno 21 variabili per un materiale anisotropo.

Per materiali ortotropi il numero di variabili si riduce a 9 e sono:

- E_L
- E_T
- $E_{T'}$
- G_{LT}
- $G_{LT'}$
- $G_{TT'}$
- ν_{LT}
- $\nu_{LT'}$
- $\nu_{TT'}$

Per materiali ortotropi quali lamine unidirezionali essendo il comportamento in direzione T e T' lo stesso si ha che le variabili rimangono solamente 5, e sono:

- E_L
- E_T
- G_{LT}
- ν_{LT}
- ν_{TT}

Ma considerando che spesso laminati di questo tipo operano in condizioni di problema piano (plane stress o plane strain) allora le componenti di tensione quali $\sigma_3 = \tau_{13} = \tau_{23} = 0$

Ciò comporta che per lo stato piano di tensione le costanti elastiche indipendenti sono soltanto 4:

- E_L
- E_T
- G_{LT}
- ν_{LT}

Le due equazioni in forma matriciale che correlano dunque tensioni e deformazioni sono:

$$\begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix}$$

Dove:

- [Q] matrice di rigidità, mette in relazione le tensioni con le deformazioni;
- [S] matrice di cedevolezza, mette in relazione le deformazioni con le tensioni.

Ovviamente riferite rispetto il sistema di riferimento locale, se si vuole riferirle rispetto quello globale del sistema bisogna usare la matrice di trasformazione:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ -\sin\theta\cos\theta & \sin\theta\cos\theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \varepsilon_{LT} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \varepsilon_{LT} \end{bmatrix}$$

1.4.6.1 Macromeccanica

Rappresenta lo studio del laminato e consente di ricavare le sue prestazioni strutturali a partire dalle proprietà delle lamine che lo costituiscono. Infatti, essendo il laminato formato da due o più lamine è possibile scegliere l'orientamento e l'impilaggio delle lamine unidirezionali al fine di ottenere un laminato con le caratteristiche meccaniche desiderate.

Esiste una codifica di designazione del laminato che permette di definire in maniera univoca l'orientazione delle fibre delle varie lamine che lo compongono.

I codici di orientamento devono specificare in modo conciso ma inequivocabile:

- 1) L'orientamento di ogni strato rispetto l'asse di riferimento;
- 2) Il numero di lamine in un determinato orientamento;
- 3) L'esatta sequenza geometrica delle lamine.

Regole del codice:

- Ogni lamina è indicata da un numero che esprime l'angolo in gradi tra la direzione principale dello strato e l'asse X del laminato;
- Le lamine adiacenti con orientamenti differenti sono separate da uno slash "/";
- Le lamine adiacenti con lo stesso orientamento sono raggruppate ed un pedice indica il numero di ripetizioni;
- Le lamine sono elencate all'interno di una sequenza (tra parentesi quadre) a partire da una faccia del laminato (tipicamente da sopra a sotto).

Esempi:

[0/45/90/-45/0] vuol dire che da sopra a sotto avrò:

- 0°
- 45°
- 90°
- -45°
- 0°

[90/0₂/45]₅ vuol dire che da sopra a sotto avrò:

- 90°
- 0°
- 0°
- 45°
- 45°
- 0°
- 0°
- 90°

Se ho dei laminati ibridi ad ogni ply oltre che indicare l'inclinazione delle fibre, al pedice si inserisce anche il tipo di fibra (es [0_B/45_{Gr}] vuol dire 0° boro/ 45° grafite).

Le ipotesi su cui si basa la macromeccanica per determinare le proprietà globali del laminato sono:

- Incollaggio tra le due lamine perfetto (adesione perfetta);
- Deformazione a taglio degli strati trascurabile;
- Deformazioni nello spessore trascurabili rispetto gli spostamenti fuori dal piano (spessore costante).

Con tali ipotesi si giunge ad una forma matriciale del tipo:

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_0 \\ k \end{bmatrix}$$

Dove:

- [N] sono le risultanti delle tensioni sul piano;
- [M] sono i momenti sul piano;
- [A] Matrice di Rigidezza Estensionale;
- [B] Matrice di Rigidezza di Accoppiamento;
- [D] Matrice di Rigidezza Flessionale;
- [AB;BD] Matrice "ABD" è la matrice di Rigidezza del laminato.

1.4.6.2 Teorie della rottura (micromeccanica)

Le teorie della rottura dei laminati fanno parte della scienza della micromeccanica dei compositi, e cioè la scienza che consente di rappresentare un composito mediante un materiale omogeneo equivalente del quale consente di stimare le principali grandezze ingegneristiche a partire da quelle dei singoli costituenti.

Con rottura o failure di un elemento strutturale si può intendere l'evento o la condizione per la quale esso non è più in grado di funzionare nel modo per il quale è stato progettato.

Nei compositi la condizione di failure avviene per:

- Rotture delle fibre;
- Rottura della matrice;
- Scollamento (Debonding): separazione delle fibre dalla matrice;
- Delaminazione: separazione di una lamina dall'altra nei laminati.

Nei materiali compositi, rottura o danneggiamento interni al materiale iniziano ben prima che si possano osservare variazioni di comportamento macroscopico. Variazioni macroscopiche si osservano solo quando il danneggiamento locale interno al laminato diventa frequente.

Non si possono utilizzare i classici criteri di rottura, tra i quali Rankine, Tresca, Von-Mises, in quanto essi si basano su materiali omogenei e isotropi. Si utilizzeranno dunque criteri basati su:

- Tensione massima;
- Deformazione massima;
- Criterio del lavoro massimo: Tsai-Hill;
- Criterio di Tsai-Wu.

I compositi unidirezionali sono spesso lineari fino a rottura e dunque la perdita di linearità coincide con la failure.

Per lo studio della rottura si analizzano 5 tipi di carichi:

- Carichi di trazione longitudinale S_L^+
- Carichi di compressione longitudinale S_L^-
- Carichi trasversali di trazione S_T^+
- Carichi trasversali di compressione S_T^-
- Carichi di taglio nel piano S_{LT}

Se una fibra si rompe, il carico che supportava si distribuisce sulle fibre adiacenti che a mano a mano andranno anch'esse a rompersi e così via. La rottura di fibre avviene dunque a cascata.

- Carichi di trazione longitudinali

La rottura avviene per Pull-Out, rottura fragile e Debonding.

Il Pull-Out si verifica quando la fibra viene espulsa dalla matrice stessa e dipende dalla resistenza dell'incollaggio e dal meccanismo di trasferimento del carico dalla matrice alla fibra. Il verificarsi di tale fenomeno dipende principalmente dalla bontà dell'adesione fibra-matrice.

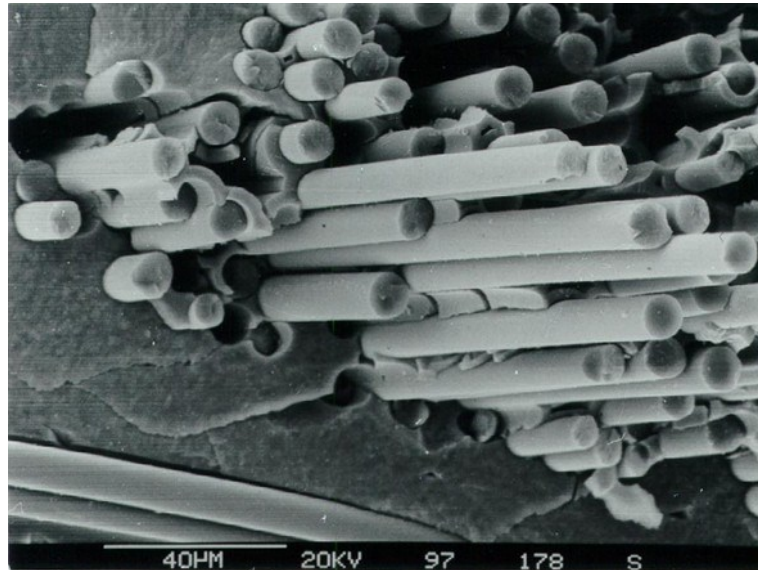


Figura 92: Rottura per Pull-Out delle fibre

La rottura fragile è tipica nelle fibre in quanto elementi molto rigidi, essa in genere si ha insieme agli altri tipi di failure. Il Debonding invece indica il fenomeno per cui quando la fibra si rompe, la matrice si stacca da essa e possono generarsi cricche sulla stessa.

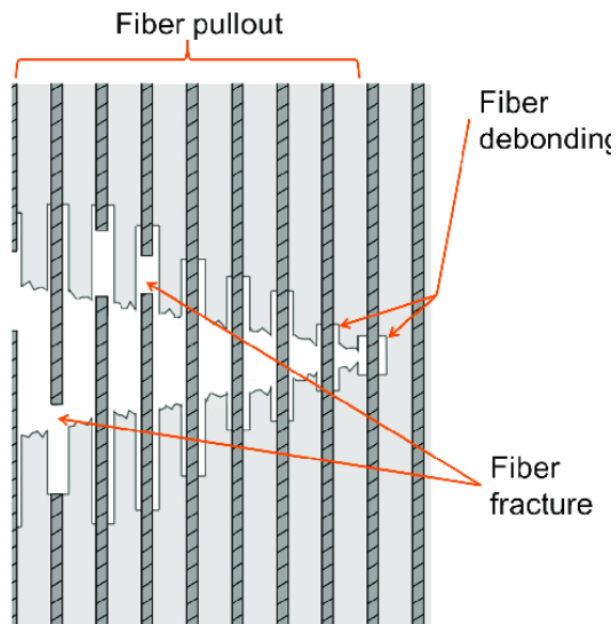


Figura 93: Varie tipologie di frattura delle fibre

- Carichi di compressione longitudinale

Le fibre lunghe si comportano come colonne in compressione e sono soggette a micro-buckling, cioè a fenomeni di instabilità elastica. Tale fenomeno può avvenire in modo collaborativo tra varie fibre adiacenti oppure può essere un fenomeno di una singola fibra quand'essa è abbastanza distanziata dalle altre.

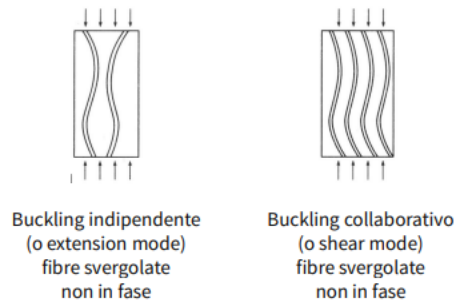


Figura 94: Tipologie di Buckling nelle fibre

Altra modalità di failure per compressione longitudinale è il kinking, cioè una forte deformazione a taglio della matrice molto localizzata.

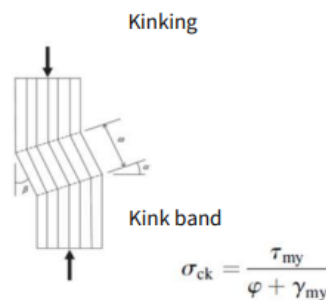


Figura 95: Kinking della matrice

- Carichi trasversali di trazione:

Se caricate trasversalmente le fibre si comportano da concentratori di tensione sulla matrice e il cedimento avviene per:

- Rottura a trazione della matrice;
- Rottura a trazione dell'interfaccia (Debonding);
- Splitting delle fibre e rottura matrice.

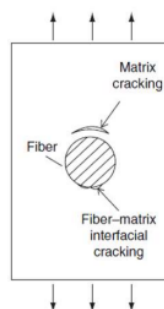


Figura 96: Rottura a trazione della matrice e rottura all'interfaccia

- Carichi trasversali di compressione:

In presenza di compressione trasversale il cedimento può avvenire per:

- Cedimento a taglio della matrice;
- Cedimento a taglio della matrice con debonding e/o rottura per schiacciamento delle fibre;
- Rottura a taglio delle fibre.

La modalità più comune è la prima in quanto la matrice ha in genere una resistenza molto più bassa delle fibre.

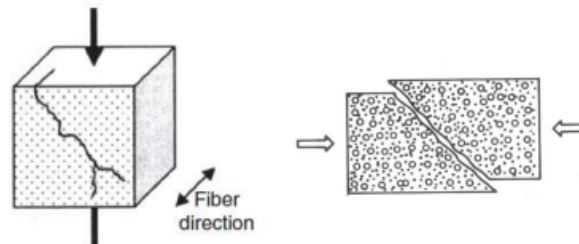


Figura 97: Rottura a taglio della matrice

- Carichi di taglio nel piano:

Determinano rotture analoghe a quelle per compressione trasversale:

- Rottura a taglio della matrice
- Debonding
- Mista: rottura a taglio matrice + Debonding

Al fine di sviluppare criteri di rottura bisogna considerare 5 valori di resistenza nelle direzioni principali del materiale:

- Carichi di trazione longitudinale S_L^+
- Carichi di compressione longitudinale S_L^-
- Carichi trasversali di trazione S_T^+
- Carichi trasversali di compressione S_T^-
- Carichi di taglio nel piano S_{LT}

Il metodo migliore per ricavare tali valori è sicuramente quello sperimentale, in modo tale da avere anche bontà statistica dei dati.

Tali criteri di crisi sono sviluppati per lamine ortotrope e dunque sono di tipo macroscopico, si vanno dunque a non considerare direttamente tutti i fenomeni localizzati visti in precedenza che difficilmente possono essere colti da un'analisi di sintesi. Nei criteri di crisi per materiali ortotropi, inoltre, non si considerano informazioni sul tipo di crisi che si produce, per questa ragione tali criteri si chiamano fenomenologici, nel senso che sono in grado di cogliere più o meno il momento della crisi, ma non il fenomeno che la scaturlisce.

- Criterio tensione massima:

tale teoria afferma che il danneggiamento (o failure) avviene se una delle tensioni lungo le direzioni principali del materiale supera il relativo valore limite. Per essere in sicurezza:

- $\sigma_L < S_L^+$
- $\sigma_T < S_T^+$
- $\sigma_L > S_L^-$
- $\sigma_T > S_T^-$
- $\tau_{LT} < S_{LT}$

- Criterio della deformazione massima:

tale teoria afferma che il danneggiamento (o failure) avviene se una delle deformazioni lungo le direzioni principali del materiale supera il relativo valore limite. Si è in sicurezza se:

- $\varepsilon_L < e_L^+$
- $\varepsilon_T < e_T^+$
- $\gamma_{LT} < e_{LT}^+$
- $\varepsilon_L > e_L^-$
- $\varepsilon_T > e_T^-$

Se si ammette un comportamento lineare elastico fino a rottura allora le deformazioni ammissibili sono facilmente calcolabili:

$$e_i^+ = \frac{S_i^+}{E_i}$$

- Criterio del lavoro massimo Tsai-Hill:

uno dei criteri più utilizzati, afferma che la condizione di failure avviene se viene violata la seguente condizione:

$$\left(\frac{\sigma_L}{S_L^+}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_L}{S_L^+}\right) \cdot \left(\frac{\sigma_T}{S_L^+}\right) + \left(\frac{\sigma_T}{S_L^+}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 < 1$$

A differenza degli altri criteri questo fornisce un'unica curva limite continua che, se superata, comporta la failure del materiale.

Questo criterio è più conservativo rispetto quello di deformazione massima e tensione massima.

- Criterio di Tsai-Wu:

è un criterio di interazione quadratica che generalizza il precedente.

In definitiva si osserva come il criterio di tensione e deformazione massima non abbiano ottima corrispondenza con i dati sperimentali, mentre invece i criteri di Tsai-Hill e Tsai-Wu si comportano molto bene e mostrano ottime corrispondenze con la realtà.

Tali criteri riguardano però le singole lamine, quindi quando si ha a che fare con laminati bisogna dapprima ricavare σ_L , σ_T , τ_{LT} per ogni lamina e poi si va ad usare tali criteri di rottura.

Quando una lamina arriva a rottura, ciò non significa che tutto il laminato vada in failure, per ogni lamina che si rompe il laminato perde di rigidità. Infatti, ad ogni lamina rotta, ricalcolando la matrice “ABD” aggiornata, è possibile vedere quale sarà la prossima lamina a rompersi e così via.

Esistono poi criteri per valutare il failure dovuto alla delaminazione e dunque alle tensioni interlaminari, cioè che si innescano all’interfaccia tra due lamine. Tali tensioni si generano quando le due lamine adiacenti hanno diverso orientamento, non sono previste dalla teoria classica dei laminati in quanto esse si sviluppano in zone dove la teoria classica cade in difetto.

In genere se si ha tensione lungo Z negativa (comprime i due strati uno contro l’altro), allora la delaminazione non potrà innescarsi, mentre se lo sforzo è positivo (tende a staccare i due strati) in tale direzione allora la delaminazione potrà innescarsi.

L’inizio della delaminazione può essere predetto con due approcci, la meccanica della frattura e la meccanica dei materiali.

I modelli più utilizzati nel FEM per predirne il comportamento sono:

- QDC (Quadratic Delamination Criterion);
- Hashin Failure Criteria.

2. COME SI REALIZZA UNO STUDIO AERODINAMICO

La progettazione di un'appendice aerodinamica è tutt'altro che semplice, specialmente se non si fa affidamento a profili già esistenti, in ogni caso i metodi a disposizione per la progettazione devono sempre essere validati.

Un elemento fondamentale oltre quello di riuscire a progettare elementi aerodinamici da prestazioni elevate è sicuramente quello di capire come testare le performance aerodinamiche di una vettura/elemento aerodinamico.

Non esiste un metodo universale, e soprattutto non esiste un metodo senza controindicazioni, principalmente però esistono tre tipologie di test che sono utili alla progettazione e validazione dell'elemento aerodinamico.

Ognuna di queste tipologie avrà i suoi pro e i suoi contro:

- Road test;
- Wind tunnel;
- Computational Fluid Dynamics (CFD).

2.1 Road Test

I test in strada sono probabilmente quelli più veritieri, in quando vengono eseguiti in reali condizioni di funzionamento della vettura, ma al tempo stesso non garantiscono ripetibilità delle misurazioni in quanto le condizioni al contorno, dunque dell'ambiente, possono cambiare, cambiando di conseguenza il comportamento aerodinamico del corpo. E dunque ciò non rende facile eseguire paragoni e confronti su componenti aerodinamiche differenti.

Sono ottimi però per convalidare i modelli e i dati risultanti dalle altre due tipologie di test, la galleria del vento e le simulazioni CFD.

Inoltre test di questo tipo sono soggetti ad elevato rumore, è molto difficile ottenere con accuratezza i dati che si necessitano, ed in particolar modo a causa della non perfetta planarità della strada è assai difficile andare a misurare la Downforce o la Drag di una vettura, soprattutto a causa del moto delle sospensioni.

Infatti per visualizzare la deportanza generata si potrebbe andare a visualizzare tramite ad esempio un sensore LVDT lo spostamento delle sospensioni, che relazionata alla rigidità delle stesse permette di ricavare la downforce che grava sulla vettura, ma esso risulta molto affetto da rumore a causa degli avvallamenti stradali.

Per quanto riguarda la Drag invece vengono montati estensimetri torsionometrici sull'albero di trasmissione e viene misurata la coppia erogata, successivamente a tale coppia si sottrae la coppia volvente resistente delle ruote e si ottiene in teoria la coppia resistente dovuta alla Drag, ma anche in questo caso si ha molto rumore.

Il lavoro di test di strada è quello che fanno le scuderie di formula 1, ad esempio, durante i test invernali in Spagna o in Bahrein, ma in realtà essi vengono eseguiti anche nelle prove libere prima di un granpremio, in tal caso però lo scopo è quello di trovare l'assetto giusto per il tracciato ed al massimo testare qualche nuovo sviluppo.

In genere dunque in questo tipo di test si eseguono misure qualitative e non quantitative, in particolar modo ci si sofferma sul capire come lavorano i flussi di aria sulla vettura.

Per tal tipo di misurazioni si usano metodi che in realtà sono molto semplici:

- Fili di lana;
- Flow viz paint;
- Rakes.

2.1.1 Wool Tufts (fili di lana)

Per quanto riguarda i fili di lana essi sono un metodo molto economico e molto semplice da realizzare ed interpretare, in sostanza si attaccano all'elemento aerodinamico che si vuole studiare dei fili di lana che sono molto leggeri.

Quando arriva il flusso d'aria se questi rimangono attaccati alla superficie e seguono il flusso d'aria sta a significare che il flusso anch'esso è rimasto attaccato al corpo (attached flow), se invece si muovono di moto caotico e non seguono dunque il flusso d'aria vuol dire che il filo si trova in una regione di separazione (detached flow).

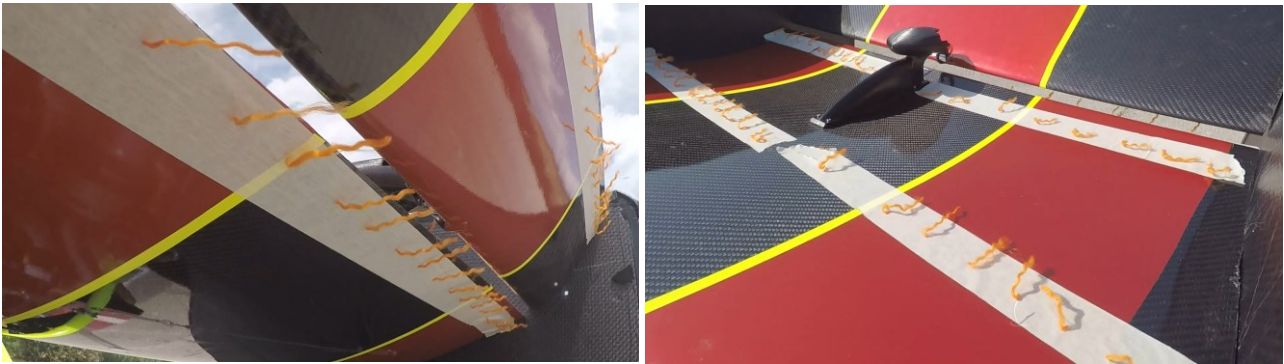


Figura 98: Fili di lana attaccati sull'ala posteriore della vettura del Polimarche Racing Team (P4EVO)

Se si vuole in risultato più accurato e con miglior risoluzione si utilizzano molti fili corti, se invece ci si accontenta di una minor risoluzione bastano meno fili più lunghi.

Spesso questa metodologia viene utilizzata anche in galleria del vento su modellini in scala:

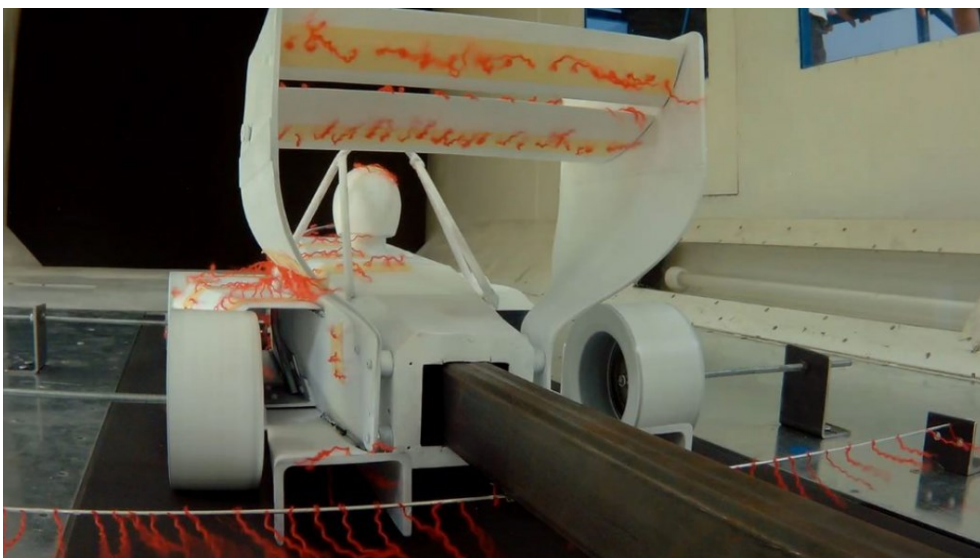


Figura 99: Fili di lana attaccati sul modello in scala della vettura del Polimarche Racing Team (P4EVO) e testata in galleria del vento

2.1.2 Flow Viz Paint

Altro metodo molto utilizzato nei road test è l'utilizzo della flow viz paint, una vernice speciale dal costo sicuramente maggiore dei fili di lana ma comunque contenuto che permette di visualizzare l'andamento dei flussi sulla vettura.



Figura 100: Flow Viz Paint sulla FW44

È un colorante in polvere sospeso in paraffina o cherosene o un olio altrettanto leggero.

Nel tempo la polvere tende a depositarsi sul fondo dell'olio e dunque questa vernice speciale va preparata ed utilizzata sul momento prima che si depositi, si usa l'olio poiché molto fluido e il colorante per dare colori accesi in modo tale da rendere la vernice ben visibile.

Anche se alcune scuderie fanno in modo di rendere ben visibili i flussi solo tramite l'applicazione di luce ultravioletta, questo per non dare informazioni sensibili alle altre scuderie in pista.

Per capire come funziona è utile osservare le figure qui in basso:

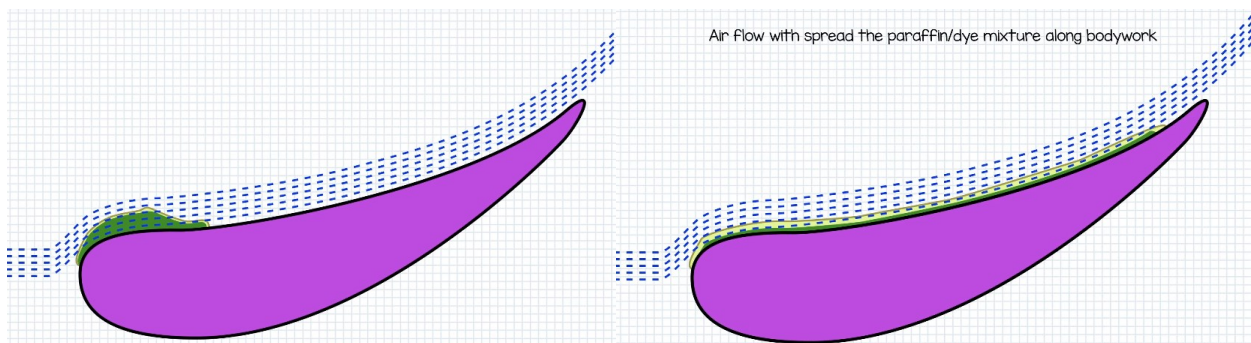


Figura 101: Funzionamento Flow Viz Paint

La vernice infatti essendo molto fluida viene spinta dal flusso a seguire la superficie aerodinamica nel modo in cui il flusso si muove, andando a spalmarsi ovunque.

Successivamente la paraffina/olio evapora molto velocemente e ciò permette al colorante di rimanere fisso sulla superficie.

Una volta rientrata ai box la vettura, gli aerodinamici scattano delle foto per poi osservarle con più calma e capire come il flusso evolve lungo la vettura o lungo il determinato elemento aerodinamico.

Altri tipi di vernice sarebbero troppo pesanti e dunque non scorrerebbero con tale facilità andando anche a disturbare il flusso.

È sicuramente un metodo molto utile per convalidare i risultati ottenuti da CFD e galleria del vento.

Per quanto riguarda l'interpretazione dei risultati si ha:

- Flussi laminari se le linee lasciate dalla flow viz sono pulite e dolci



Figura 102: Flusso attaccato laminare

- Flussi turbolenti se le linee sono caotiche, si formano macchie, la vernice si accumula in determinati punti



Figura 103: Flussi attaccati turbolenti

- Flusso attaccato se la vernice è presente



Figura 104: Flusso attaccato

- Flusso separato se manca la vernice



Figura 105: Flusso separato nella zona indicata dalla freccia

2.1.3 Aero Rakes

Spesso nei test invernali o addirittura nelle prove libere di un gran premio è possibile osservare le vetture sul tracciato con montate su di esse delle specie di rastrelliere:



Figura 106: Rastrelliera utilizzata dalla F1-75 nei test invernali in Bahrein

Ognuno degli ugelli che escono dalla rastrelliera non sono nient'altro che delle sonde Kiel. Una sonda Kiel è un dispositivo per misurare la pressione di ristagno o la temperatura di ristagno nella fluidodinamica. È una variante di un tubo di Pitot in cui l'ingresso è protetto da un "sindone" o "scudo". Rispetto al tubo di Pitot, è dunque meno sensibile alle variazioni dell'angolo di imbardata, ed è quindi utile quando l'allineamento della sonda con la direzione del flusso è variabile o impreciso.

Le rastrelliere vengono realizzate e posizionate in base a quelli che sono i flussi che si vuol andare a visualizzare sulla vettura, ad esempio in genere vengono poste dietro le ruote anteriori o posteriori per visualizzare la wake vorticoso delle ruote, a volte dietro la vettura per visualizzarne la scia e a volte dietro l'ala posteriore.

Dunque l'obiettivo dell'utilizzo di questi aero rakes è quello di registrare i dati del flusso di aria che ci impatta per creare una mappa virtuale di tale flusso e compararla a quelle ottenute nel CFD. In questo modo si vanno a convalidare i modelli CFD e si progredisce con lo sviluppo degli elementi aerodinamici.

Ovviamente più sonde di Kiel ci sono sulla rastrelliera e più si ha una miglior risoluzione nella mappa di flusso, ma aver un numero maggiore di sonde vuol dire avere anche costi maggiori, e non sempre si necessita un'elevata risoluzione.

Tra quelli visti questo è sicuramente il metodo più complesso e costoso, ma anche l'unico in grado di fornirci dati quantitativi e non solo qualitativi.

2.2 Wind Tunnel

Test in atmosfera controllata dove viene riprodotta la T_{amb} , P_{amb} e la V_{∞} e si va a simulare e controllare l'andamento del flusso e le grandezze aerodinamiche tramite appositi sensori.

In genere per le vetture da corsa si usano modellini in scala da 1:2 a 1:5 ma per le vetture da strada invece si usano gallerie a scala 1:1.

In questo caso anziché essere il corpo a muoversi rispetto l'aria, il corpo rimane fermo ed è l'aria a muoversi di moto relativo rispetto al corpo. Ciò permette di generare, dato che siamo in atmosfera controllata, dei test ripetibili, e dunque permette di fare paragoni omogenei tra varie componenti aerodinamiche differenti.

Principalmente, per uso motorsport, la galleria del vento viene utilizzata per misurare tramite apposite bilance dinamometriche a 6 assi a forma di braccio meccanico i carichi aerodinamici globali, oppure visualizzare le streamline o linee di corrente, visualizzabili ad esempio introducendo del fumo all'interno della camera di prova della galleria.

Le streamlines sono per definizione linee in cui la velocità del flusso è sempre tangente in ogni punto alla linea stessa, ciò indica che non ci sono flussi normali alle linee e dunque non c'è rimescolamento di fluido, quest'ultimo dunque si comporta come inviscido.

Introducendo del fumo all'interno della camera di prova della galleria e facendo in modo da generare condizioni di regime stazionario le smokelines corrispondono alle streamlines e dunque è possibile visualizzare l'andamento del flusso su una vettura, ad esempio, in condizioni di regime stazionario.

Molto utile per progettare e progredire con lo sviluppo di una vettura/elemento aerodinamico, infatti i team F1 più forti sono coloro che hanno a disposizione una propria galleria del vento.



Figura 107: Galleria del vento Ferrari

Purtroppo, negli ultimi anni considerando che il costo di utilizzo di tali gallerie è enorme, e considerando che i consumatori non sono molto informati sull'importanza di avere una vettura con CX (analogo al CD) basso in termini di consumi di carburante, le compagnie automobilistiche non utilizzano più le gallerie del vento per realizzare test su vetture di strada, ma bensì vengono utilizzate quasi unicamente per vetture da corsa (F1 etc...).

Esistono diverse modalità con cui costruire una galleria del vento e ogni soluzione ha intrinseca a sé delle problematiche, in ogni galleria l'aria è in aspirazione tramite una enorme ventola a ripresa che ha un consumo elettrico molto elevato.



Figura 108: Ventola di una galleria del vento a confronto con un essere umano

L'aria dunque viene aspirata anziché soffiata verso la vettura in quanto la zona in pressione che sarebbe dovuta al soffiamento sarebbe fortemente turbolenta, in quanto ci sarebbero tutti i vortici di estremità delle pale ed inoltre si fa in modo di avere la ventola dopo le perdite di carico.

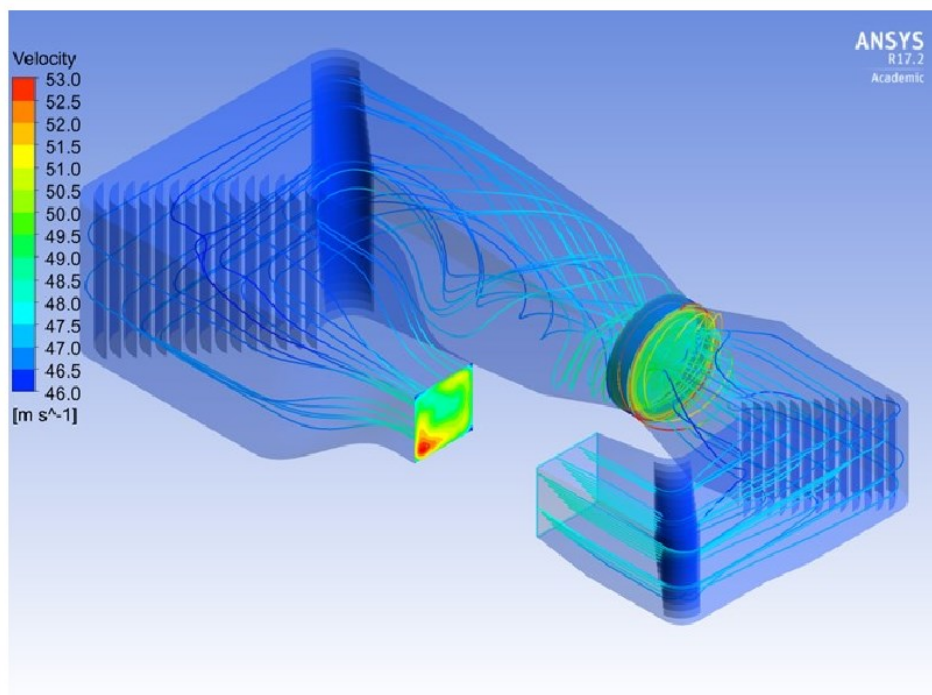


Figura 109: Modello CFD di una galleria chiusa di tipo Gottingen

Tramite l'aspirazione invece, oltre ad essere più pulito il flusso, viene ripulito ulteriormente tramite griglie a nido d'ape che fungono anche da scambiatori di calore per mantenere la temperatura costante a T_{amb} .

Principalmente le gallerie esistenti sono di due tipi:

- Vena aperta;
- Vena chiusa ad anello.

Caratteristica comune ad entrambe le tipologie è sicuramente il restringimento di sezione prima della camera di prova in cui viene inserita la vettura, realizzata per aumentare la velocità del flusso. Essendo infatti la galleria un condotto chiuso vale l'effetto Venturi, cioè conservandosi la massa allora se si restringe la sezione la velocità per forza di cose aumenta e di conseguenza la pressione diminuisce.

La test section può avere una forma ovale, rettangolare, circolare o altre forme simili, la contrazione invece dev'essere una contrazione dolce così da non generare turbolenze e perdite di carico eccessive nel flusso.

Il rapporto tra la sezione prima della contrazione e quella dopo nella test section è chiamata "inlet contraction ratio", maggiore è tale valore più uniforme è il flusso ma allo stesso tempo c'è bisogno di un maggior ingombro all'esterno della camera di prova.

Importante che la sezione frontale del corpo che si sta andando a simulare sia minore del 5% della sezione della galleria, altrimenti la misura sarebbe falsata in quanto ci sarebbero perdite di pressione dovute al restringimento del flusso causato dalle pareti della galleria. Infatti si genererebbe una sorta di effetto suolo anche se non voluto. Quando ciò non è possibile si usano dei fattori di correzione "wind tunnel corrections" nel calcolo di CL e CD.

Per quanto riguarda la simulazione di vetture o elementi a effetto suolo vi sono varie possibili soluzioni ma la più utilizzata è simulare una vettura in movimento rispetto l'asfalto dando una velocità relativa all'asfalto tramite una specie di tapis-roulant:

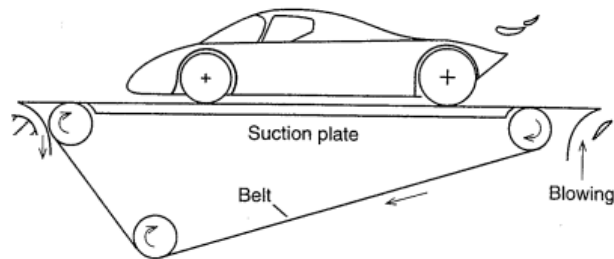


Figura 110: Schema funzionamento Tapis Roulant all'interno di una galleria del vento

2.2.1 Vena aperta

La galleria a vena aperta richiede sicuramente meno spazio ed è dunque meno ingombrante, però come limite ha che non è possibile controllare al meglio le condizioni di prova in termini di temperatura e pressione, in quanto esse derivano dall'ambiente esterno, motivo per cui non vengono utilizzate in inverno ed estate ma sono nelle stagioni intermedie.

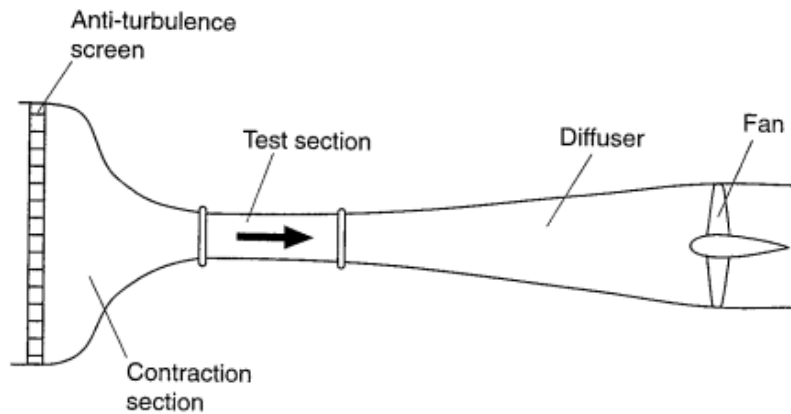


Figura 111: Schema galleria del vento a vena aperta

L'anti turbulence screen può essere realizzato in honeycomb, il suo compito principale è quello di ridurre le turbolenze provenienti dal vento esterno e rendere uniforme il flusso, anche le gallerie a vena chiusa necessitano di questo elemento.



Figura 112: Honeycomb per smaltire il calore e pulire i flussi

Il costo di progettazione e costruzione di questo tipo di gallerie è relativamente basso ed inoltre permette di smaltire i gas di scarico della vettura o le smokelines stesse.

Di contro questo tipo di wind tunnel hanno, oltre alla difficile gestione delle condizioni all'interno del condotto, l'energia spesa per mettere in moto il flusso tramite la ventola ad aspirazione viene sprecata in quanto il flusso che esce ha ancora energia che potrebbe essere utilizzata. Dunque in realtà il costo di utilizzo è maggiore rispetto una galleria chiusa tuttavia richiede un investimento minore in termini di costruzione e progettazione.

2.2.2 Vena chiusa

Le gallerie a vena chiusa ad anello sono caratterizzate invece dall'essere un circuito chiuso dove l'aria va in ricircolo:

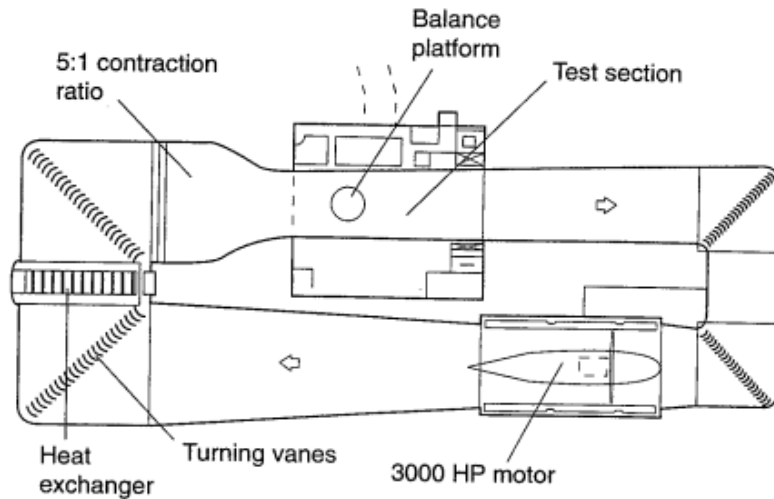


Figura 113: Schema galleria chiusa

Il motivo per cui sono state realizzate è sopperire ai limiti della galleria aperta, in particolar modo recuperare l'energia del flusso che altrimenti verrebbe persa. Infatti chiudendo il circuito si ha che le uniche perdite sono dovute dall'attrito a parete e dunque chiudendo il circuito posso spendere molta meno energia poiché il flusso che va in ricircolo possiede già un certo quantitativo di energia, mentre le gallerie aperte prendevano il flusso dall'ambiente esterno.

Ciò si traduce in un minor costo di utilizzo, una maggior facilità di controllo delle condizioni all'interno del condotto ed inoltre la possibilità di utilizzare la galleria in qualsiasi stagione. Di contro però si ha un ingombro notevolmente maggiore ed anche i costi di progettazione e costruzione sono decisamente maggiori.

Una problematica però è la difficoltà nell'andare a smaltire le smokelines e i gas di scarico una volta introdotte all'interno del condotto ed inoltre si ha anche la difficoltà nello smaltire il calore generato dall'attrito a parete quando si effettua un uso continuativo della galleria.

2.3 Computational Fluid Dynamics (CFD)

Lo scopo di questo paragrafo non è entrare approfonditamente nell'ambito del CFD, ma bensì introdurre solo le basi, spiegare cos'è e in che modo è utile nell'ambito aerodinamico per vetture sportive.

Il CFD è un insieme di metodi numerici applicati per ottenere una soluzione approssimata a problemi fluidodinamici e di trasferimento di calore. Non è dunque una scienza esatta, e come il FEM porta ad una soluzione approssimata tanto più vicina a quella esatta tanto più il problema è stato replicato al meglio nel software, tanto più la mesh è fitta e tanto più i modelli scelti e la geometria sono corretti.

Ciò sta a significare che bisogna impostare il problema nel migliore dei modi all'interno del software, per cercare di ridurre l'inaccuratezza del risultato, poiché si hanno due principali fonti di approssimazione:

- Realizzazione modello e dunque impostazione del problema;
- Calcolo numerico.

Il calcolo numerico parte da una discretizzazione del volume computazionale in volumi finiti, tale discretizzazione ha intrinseca a sé un'inaccuratezza in quanto non si considera più il dominio come un continuo, ma bensì come tanti elementini discretizzati. Ovviamente maggiore è il livello di discretizzazione più accurato sarà il risultato, ma aumenta anche lo sforzo computazionale che per simulazioni CFD non è un aspetto trascurabile.

In sostanza un software CFD va a risolvere in maniera approssimata le equazioni di Navier-Stokes (conservazione della massa e conservazione della quantità di moto) che altrimenti sarebbe impossibile risolvere in maniera analitica per quanto riguarda casi non banali.

Sono uno strumento molto utile ma non bisogna mai far completo affidamento su di esse, in quanto la veridicità dei risultati dipendono principalmente da quanto è stato bravo il progettista a definire al meglio il problema, nel discretizzare il dominio e nell'impostare i corretti modelli di turbolenza e/o transizione.

Dal punto di vista fisico, le equazioni utilizzate riguardano:

- Conservazione della massa;
- Conservazione del momento (seconda legge di Newton);
- Conservazione dell'energia (prima legge della termodinamica).

2.3.1 Funzionamento

La fluidodinamica in generale, e dunque anche l'aerodinamica è governata dalle Equazioni di Navier-Stokes, le quali descrivono il moto dei fluidi e costituiscono un sistema di PDE (Partial Differential Equations) del II ordine. La soluzione di tali PDE portano alla soluzione esatta del problema in quanto esprimono la variazione della variabile dipendente in maniera continua in funzione di quelle che sono le variabili indipendenti.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} - g + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned}$$

Figura 114: Equazione di continuità ed equazioni di Navier-Stokes

Tali equazioni differenziali alle derivate parziali lineari hanno diversi comportamenti in funzione del numero di Mach (un numero adimensionale definito come il rapporto tra la velocità di un oggetto in moto in un fluido e la velocità del suono nel fluido considerato) e delle approssimazioni che si adottano.

In base dunque al diverso comportamento di queste PDE ci sarà un metodo di discretizzazione delle stesse differente, che a sua volta porterà a definire in un certo modo le condizioni al contorno ai boundary di un dominio di calcolo CFD.

Si parla dunque di equazioni di Navier-Stokes discretizzate, non nella loro forma originale, in quanto un calcolatore ovviamente non è in grado di computare calcoli complessi quali derivate o integrali, ma bensì è in grado di eseguire solamente operazioni banali semplici (addizione, sottrazione, moltiplicazione e divisione).

Per cui bisogna discretizzare tali equazioni complesse in equazioni composte da semplici calcoli numerici così da renderle risolubili da un calcolatore.

La soluzione di tali equazioni discretizzate è detta soluzione numerica ed è un'approssimazione della soluzione esatta delle PDE, inoltre ci permette di avere info solamente in alcuni punti (in un numero discreto di punti).

Le PDE sono classificate in:

- Paraboliche: $M=1$ (sonico) oppure $\Delta = 0$, una sola linea caratteristica è passante per il punto P di calcolo, necessita di un'unica condizione al contorno all'ingresso;
- Iperboliche: $M>1$ (supersonico) oppure $\Delta > 0$, due linee caratteristiche passanti per il punto P di calcolo, necessita di una c.c. all'ingresso e 2 alle pareti laterali;
- Ellittiche: $M<1$ (subsonico) oppure $\Delta < 0$, zero o infinite linee caratteristiche passanti per il punto P di calcolo, necessita di condizioni al contorno su tutto il bordo del dominio (tipiche dei flussi incomprimibili).

In genere le PDE di un problema fluidodinamico sono di tipo misto e dunque richiedono c.c. su tutto il bordo del dominio.

Quando si parla di comprimibilità o incomprimibilità si parla di flussi e non di fluidi, infatti, l'aria che potrebbe essere considerata come fluido comprimibile per eccellenza, in realtà, per $Mach < 0,3$ ha un comportamento incomprimibile, e questa è la teoria alla base dell'aerodinamica classica.

Esistono varie tecniche di discretizzazione di un dominio:

- Elementi finiti;
- Differenze finite;
- Volumi finiti.

Le tecniche agli elementi finiti non riescono a definire discontinuità nella soluzione, cosa di cui si ha necessità soprattutto nell'ambito supersonico dove vi sono onde di pressione che portano ad una discontinuità nel campo di pressione interno al dominio.

Le tecniche alle differenze finite sono le più accurate, ma richiedono una griglia cartesiana strutturata regolare, cosa che comporterebbe sì un'elevata accuratezza (del II ordine) ma anche un incredibile costo computazionale.

I volumi finiti invece possono definire discontinuità nella soluzione ed inoltre è possibile andare a realizzare griglie oltre che non strutturate, anche non regolari, ciò permette di avere griglie più fitte nelle zone di maggior interesse e più grossolane invece nelle zone più remote del dominio. Così è possibile concentrare lo sforzo computazionale solamente dove serve con notevoli vantaggi dal punto di vista del tempo di calcolo e della potenza di calcolo richiesta. Essendo dunque il metodo più versatile, è il metodo più utilizzato negli ambienti CFD, anche se hanno un livello di accuratezza inferiore al metodo delle differenze finite (al più al II ordine).

Si parte dunque dall'istante zero in cui la soluzione è nota grazie alle condizioni al contorno, da tali condizioni ci si calcola cosa accade nell'istante uno conoscendo dunque cosa accade nell'istante zero e così via. Tutto ciò che accade nell'istante n diventa noto grazie a ciò che accade nell'istante n-1 che a ritroso porta all'istante zero in cui la soluzione è data dalle condizioni al contorno imposte.

Nella discretizzazione con la tecnica ai volumi finiti gli operatori differenziali delle PDE vengono sostituiti da relazioni approssimate che si basano sull'espansione in serie di Taylor. L'accuratezza dello schema dipende dunque dal livello a cui tronco l'espansione di Taylor (se tronco a $\Delta X \rightarrow$ I ordine, se tronco a $\Delta X^2 \rightarrow$ II ordine e così via). Sviluppando all'infinito l'espansione in serie di Taylor si avrebbe che la soluzione numerica esatta coinciderebbe con la soluzione esatta delle PDE, dunque nella realtà c'è sempre un'approssimazione.

$$\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_i \approx \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta x} \text{ (in avanti)}$$

$$\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_i \approx \frac{f_i - f_{i-1}}{\Delta x} \text{ (all'indietro)}$$

$$\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_i \approx \frac{f_{i+1} - f_{i-1}}{2\Delta x} \text{ (centrata)}$$

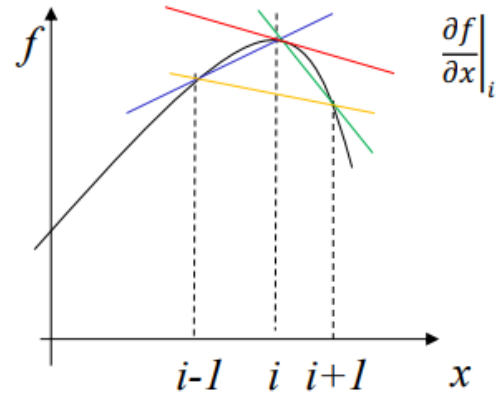


Figura 115: Schema visivo discretizzazione numerica

A sua volta poi uno schema numerico nel CFD può essere esplicito o implicito, in genere gli impliciti sono i più utilizzati in quanto hanno condizioni di convergenza migliori rispetto quelli espliciti.

Uno schema viene definito esplicito quando posso risolvere l'equazione in un punto in maniera indipendente da quelle degli altri punti, posso conoscere cosa succede in un punto all'istante n+1 conoscendo cosa accade in 3 punti vicini nell'istante n:

Esplicito: $u_i^{n+1} = u_i^n + \frac{a\Delta t}{\Delta x^2} (u_{i+1}^n - 2u_i^n + u_{i-1}^n)$

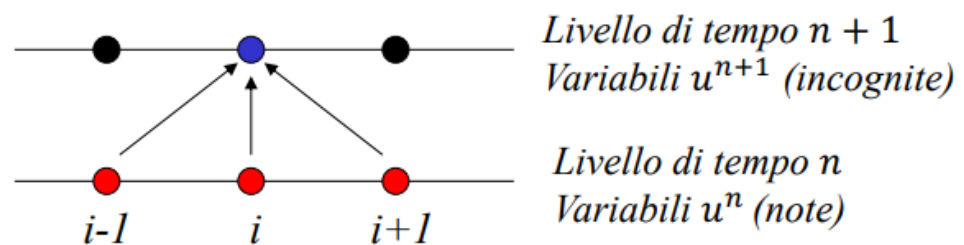


Figura 116: Schema esplicito

Ho dunque un'unica equazione da risolvere per ogni punto, ciò comporta dei calcoli molto veloci in termini di CPU e richiedenti meno utilizzo della memoria RAM, ma la stabilità di questi schemi non è elevata, infatti in genere si ritrovano ad essere o condizionatamente stabili (stabili entro un limite di CFL) oppure incondizionatamente instabili.

Uno schema invece viene definito implicito quando si ha un sistema di n_x equazioni in n_x incognite da risolvere simultaneamente. Ciò comporta una maggior stabilità ma al tempo stesso l'equazione in un punto è dipendente dalle equazioni per gli altri punti vicini. Ciò porta alla risoluzione non di un'equazione per punto ma di un sistema di n_x equazioni in n_x punti da risolvere contemporaneamente. Ovviamente ciò comporta un maggior dispendio computazionale, un maggior utilizzo della memoria RAM, ma permette di avere una stabilità molto migliore rispetto il caso esplicito, infatti, gli schemi impliciti proprio per questo sono i più utilizzati.

Implicito:

$$\underbrace{\frac{a\Delta t}{\Delta x^2} u_{i-1}^{n+1}}_A - \underbrace{\left[1 + 2 \frac{a\Delta t}{\Delta x^2}\right] u_i^{n+1}}_B + \underbrace{\frac{a\Delta t}{\Delta x^2} u_{i+1}^{n+1}}_C = \underbrace{-u_i^n}_{D_i}$$

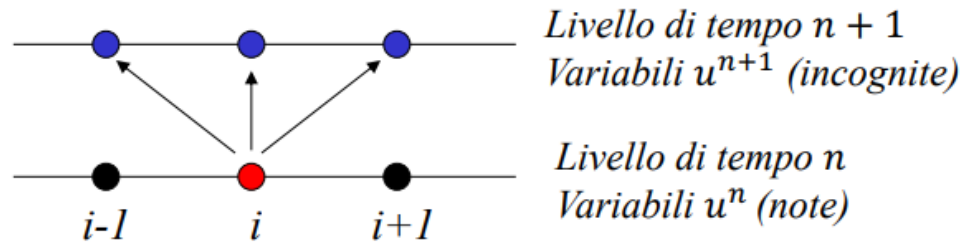


Figura 117: Schema implicito

Le principali proprietà di uno schema numerico sono poi:

- **Consistenza:** uno schema numerico si dice consistente se al tendere della mesh ad un livello infinitamente fitto, l'equazione discretizzata tende alla PDE di partenza.
- **Stabilità:** uno schema numerico si dice stabile quando un errore introdotto all'interno del sistema non viene amplificato dal sistema stesso.
- **Convergenza:** uno schema numerico si dice convergente se al tendere della mesh ad un livello infinitamente fitto, la soluzione numerica tende a quella esatta delle PDE.

In particolar modo per la Legge di Lax si ha che se uno schema numerico è consistente e stabile allora per forza di cose è convergente.

L'errore di uno schema numerico può essere prevalentemente di due tipi:

- **Errore di dissipazione:** si ha quando l'errore è proporzionale ad una derivata pari, in tal caso si ha uno smorzamento temporale che causa un trasporto non rigido della soluzione, la quale viene smorzata nel tempo. Classico esempio di questo tipo di errore è la viscosità artificiale o numerica, la quale è una viscosità non presente nella realtà ma solo all'interno del modello computazionale la quale causa smorzamento temporale della soluzione.

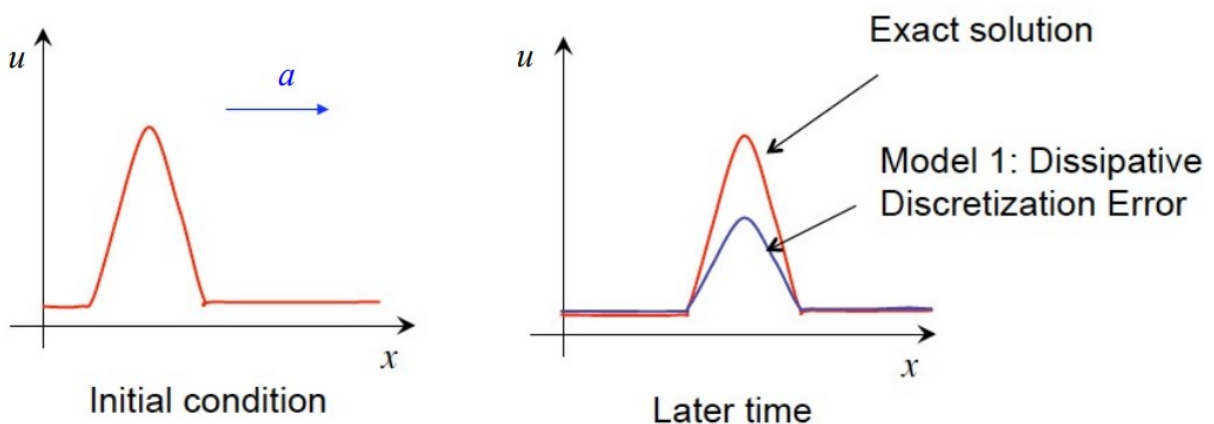


Figura 118: Errore di diffusione

- Errore di dispersione:
si ha quando l'errore è proporzionale ad una derivata dispari, in tal caso si ha una dispersione del segnale in quanto i numeri d'onda più grandi viaggiano a velocità minori generando le cosiddette oscillazioni di Gibbs che portano oltre ad inaccuratezza anche ad un aumento di instabilità dello schema.

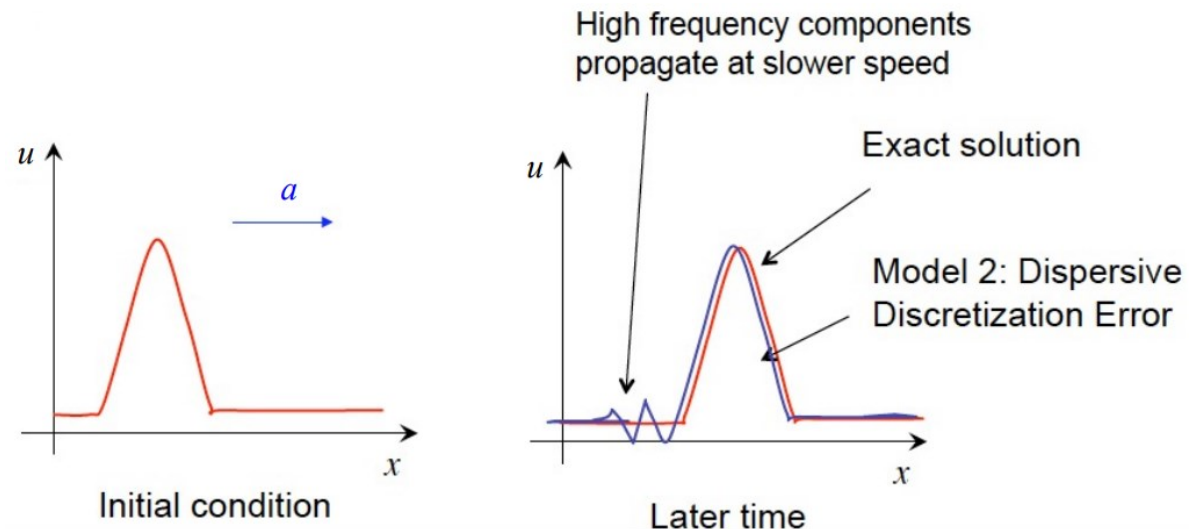


Figura 119: Errore di dispersione

Considerando in genere che per ottenere soluzioni il più possibile accurate si cerca di ottenere una soluzione accurata del secondo ordine a cui corrisponderebbe un errore di dispersione, si introduce un linear damping, cioè un errore di diffusione tramite ad esempio l'introduzione di viscosità artificiale per diminuire le oscillazioni dello schema senza esagerare per mantenere alto il livello di accuratezza della soluzione. Oppure si utilizzano i Flux Limiters che limitano il flusso costringendolo ad avere proprietà di monotonia della soluzione andando dunque a smorzare le oscillazioni (sempre inserendo dei linear damping).

Molto importante è dunque la mesh che si va a generare, nel mondo CFD la mesh viene distinta in due tipologie:

- Strutturata;
- Non strutturata.

Una mesh strutturata comporta che ad una faccia di un elementino corrisponda una ed una sola faccia di un altro elementino, dunque definito un elemento si identificano immediatamente gli elementini adiacenti.

In una mesh non strutturata invece non si ha una vera e propria struttura, il tutto è più casuale e dunque preso un elemento non riesco ad identificare immediatamente gli elementi adiacenti.

In termini di realizzazione una mesh strutturata è molto più complessa da realizzare rispetto una non strutturata che è quasi automatica, in quanto richiede una certa praticità ed esperienza nell'ambito CFD, ma al contempo permette di avere un'accuratezza maggiore.

Infatti nelle mesh non strutturate in corrispondenza degli oggetti di studio si realizza un prism layer (inflation), che è una regione di mesh strutturata nelle vicinanze dell'oggetto in modo da avere una maggior accuratezza nelle sue prossimità.

La maggior accuratezza di una mesh strutturata, senza andare a fondo nel metodo dei volumi finiti, è dovuta ad una ricostruzione del gradiente di velocità che nel caso di mesh strutturata è esatta, invece con mesh non strutturata tale ricostruzione del gradiente sul centroide di cella è un'approssimazione.

Vediamo ora quelli che sono i solutori Pressure-Based più utilizzati:

- **Metodi segregati**
 risolvono le varie equazioni in maniera sequenziale separatamente l'una dall'altra, dunque anziché risolvere sistemi di equazioni enormi, risolvono sistemi di equazioni linearizzate più piccoli sequenzialmente. Per far ciò esegue delle approssimazioni, disaccoppia cioè la velocità dalla pressione.
 Richiedono un minor tempo di CPU e dunque sono più veloci a completare un'iterazione, ma richiedono più iterazioni per andare a convergenza in quanto c'è bisogno di effettuare correzioni. I metodi segregati più comuni sono:
 - SIMPLE (solutore di default per calcoli non stazionari);
 - SIMPLE C (simile al SIMPLE, la C sta per "consistent", applica meno correzioni in quanto fa meno approssimazioni e dunque richiede più tempo ad iterazione ma meno iterazioni per arrivare a convergenza);
 - PISO (utile per elementi irregolari, è il SIMPLE a cui però si aggiunge il rispetto dell'equazione di conservazione della quantità di moto, richiede tempo per iterazione maggiore del SIMPLE ma meno iterazioni per arrivare a convergenza).
- **Metodo accoppiato "Coupled"**
 metodo di default per calcoli stazionari, molto simile al solutore per flussi comprimibili (density-based), risolve per tutte le celle tutto il set di equazioni contemporaneamente, dunque risolve un unico sistema di equazioni enorme. Tempo di CPU maggiore rispetto i metodi segregati, richiede più memoria e dunque ci vuole più tempo ad iterazione, ma richiede molte meno iterazioni per arrivare a convergenza in quanto risolvendo tutto insieme non disaccoppio velocità e pressione e dunque non devo operare correzioni. Importante il numero di CFL (Courant Friedrichs Lewy) che definisce in un certo modo il Δt di calcolo per ogni cella:

$$CFL = \frac{\Delta t_i \cdot |U_i|}{\Delta x_i}$$

Tale numero può essere fatto scegliere in automatico dal software che in base al comportamento dei residui aumentano o diminuiscono il CFL automaticamente andando dunque a cercare di risparmiare tempo il più possibile, oppure può essere inserito manualmente dall'utente.

In genere si ha che con CFL elevati si rischia l'instabilità della soluzione che però nel caso non diverga arriva a convergenza in tempi molto brevi, con CFL bassi invece si ha una maggior stabilità dello schema, però la convergenza si ottiene in tempi più lunghi.

In genere si parte con CFL bassi nelle prime iterazioni che sono anche le più critiche per poi alzare il CFL una volta che i residui iniziano a scendere con continuità.

2.3.2 Il fenomeno della turbolenza

La turbolenza è un moto caotico e vorticoso delle particelle di fluido che non seguono traiettorie ordinate, essa è un fenomeno molto complesso dal punto di vista teorico-analitico e a maggior ragione numerico. Infatti molti modelli di turbolenza si basano su congetture, su ipotesi, senza una reale dimostrazione matematica. Il fenomeno della turbolenza si ha quando il numero di Reynolds è maggiore del $Re_{CRITICO}$ che dipende da caso a caso. Dunque si ha quando le forze d'inerzia del fluido sono molto maggiori rispetto quelle viscosive.

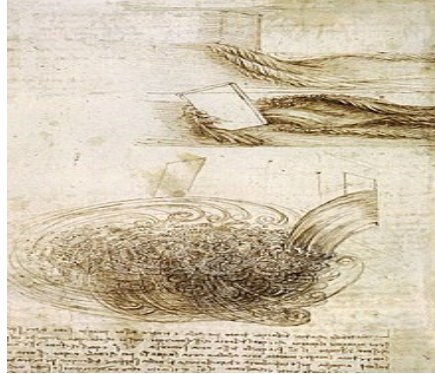


Figura 120: Da Vinci e il fenomeno della turbolenza

Già Leonardo Da Vinci all'epoca aveva individuato il fenomeno della turbolenza definendo l'esistenza di vortici a diversa scala, vortici grandi e vortici piccoli.

La turbolenza è un fenomeno molto importante da tenere in considerazione in quanto influisce sulle grandezze fluidodinamiche in maniera non irrilevante, utilizzando le equazioni di flusso laminare in un condotto in cui vi è un regime turbolento non si avrebbe corrispondenza con i dati analitici rispetto quelli sperimentali. Tale fenomeno dunque non è un fattore trascurabile, in quanto va a variare le grandezze fluidodinamiche macroscopiche.

Il fenomeno della turbolenza inoltre, come dimostrato da Lorentz soffre di un'elevata sensibilità alle condizioni iniziali e al contorno. Infatti ripetendo due volte lo stesso identico esperimento in regime turbolento le grandezze istantanee misurate nello stesso punto sarebbero diverse, mentre invece le medie sarebbero pressochè identiche. Ciò, come spiega Lorentz, è dovuto al fatto che alcuni fenomeni in natura, governati da sistemi non lineari di equazioni, hanno un'estrema sensibilità alle condizioni iniziali e al contorno, e dunque dato che è impossibile replicare perfettamente tali condizioni in due esperimenti differenti allora è noto come le grandezze istantanee non corrispondano. Il problema in questo caso sta nella ripetibilità degli esperimenti, non nelle equazioni di Navier-Stokes.

In quanto le equazioni di N-S sono equazioni esatte di governo della fluidodinamica, sono in grado di risolvere qualsiasi problema, anche quello della turbolenza, ma ovviamente è quasi impossibile risolverle analiticamente o numericamente per tali fenomeni.

Il fenomeno della turbolenza è non stazionario e sempre tridimensionale, anche se spesso vengono eseguite simulazioni del tipo stazionario in quanto se la frequenza di formazione di vortici è molto piccola o molto elevata allora può essere considerata stazionaria come semplificazione.

Un grande passo in avanti sulla modellazione e sullo studio della turbolenza fu dato da Kolmogorov il quale oltre alla definizione delle sue 3 ipotesi andò a spezzettare il problema della turbolenza in 3 scale:

- L, strutture più grandi, dello stesso ordine di grandezza di ciò che le ha generate;
- r, strutture medie;
- η , strutture piccole.

Uno dei comportamenti più interessanti della turbolenza è il fenomeno della cascata di energia secondo la quale l'energia cinetica turbolenta prodotta dalle instabilità fluidodinamiche alle scale più grandi L del moto si trasferisce alle scale di moto più piccole r che a loro volta trasferiscono energia alle scale ancora minori η . Questo fenomeno si arresta ad una dimensione caratteristica delle fluttuazioni turbolente in corrispondenza delle quali l'effetto viscoso è sufficientemente grande da risultare dissipativo e dunque dissipare completamente la turbolenza.

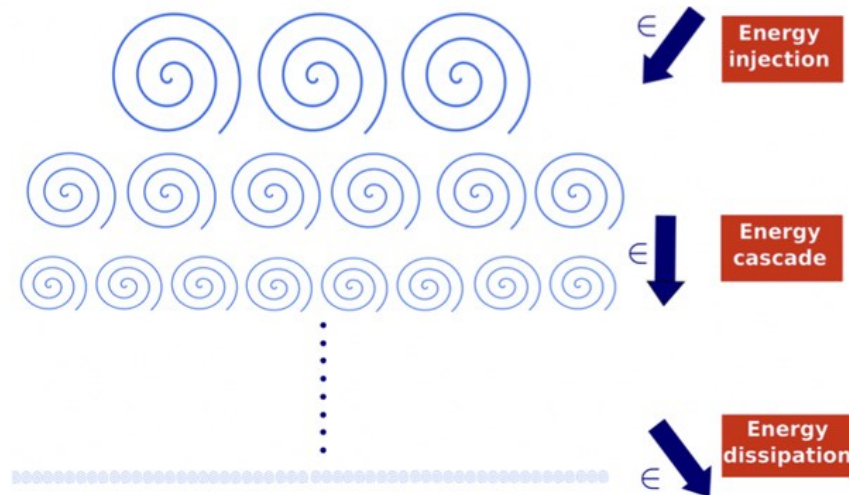


Figura 121: Fenomeno della cascata di energia

Tutto ciò accade poiché il vortice di scala maggiore L è molto grande ed energetico, dunque la viscosità non può dissiparlo, ma a sua volta è anche molto instabile, tale instabilità porta ad un distacco di vortici dal vortice primario, i vortici che si distaccano portano via con essi energia cinetica turbolenta. Tale processo si ripete fino a che i vortici che si distaccano non hanno dimensioni talmente piccole da essere dissipati dalla viscosità del fluido.

Dalle ipotesi di Kolmogorov è possibile individuare l'ordine di grandezza delle scale minori η il quale risulta essere:

$$\eta = \frac{L}{R_e^{3/4}}$$

Dove è possibile osservare come le scale minori abbiano dimensioni molto piccole, anche invisibili all'occhio umano, di conseguenza per poter risolvere direttamente il fenomeno della turbolenza al CFD avremmo bisogno di celle molto molto piccole, e dunque di sforzi computazionali e tempi di calcolo lunghi anni ed anni.

Da qui nasce dunque la modellazione della turbolenza che più che una scelta è un obbligo per poter rappresentare tali fenomeni. Gli approcci alla modellazione della turbolenza sono tre principalmente:

- DNS (Direct Numerical Simulation);
- LES (Large Eddy Simulation);
- RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes).

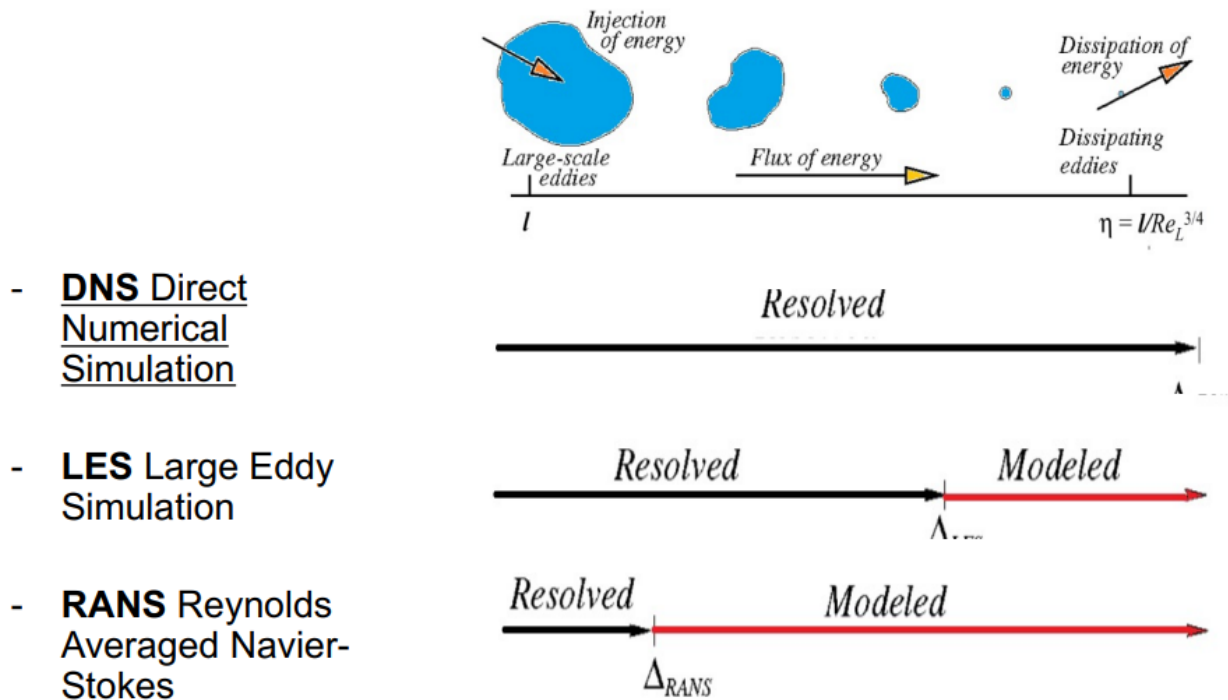


Figura 122: Tecniche per affrontare il problema della turbolenza

Le DNS consistono nel risolvere la turbolenza numericamente tramite le equazioni di Navier-Stokes, ma come già definito in precedenza ciò richiederebbe la risoluzione di fenomeni che avvengono ad una dimensione inferiore a $L/Re^{3/4}$, una dimensione infinitesima delle celle di calcolo che dunque si tradurrebbe in un numero di celle infinitamente grande per la potenza di calcolo che mettono a disposizione i computer al giorno d'oggi, anche considerando quelli che sono definiti come super computer.

Giusto per dare dei numeri, per simulare una fusoliera di un aereo lunga 30m che viaggia a 800km/h ci vorrebbero 10^7 Terabytes di memoria RAM, 7×10^{27} operazioni in virgola mobile, considerando che ad oggi la potenza dei più grandi computer paralleli è dell'ordine dei 200 Petaflops (2×10^{17} operazioni al secondo), la stima è di circa 1100 anni di calcolo. Con un computer portatile comune invece la stima si attesta a circa 22milioni anni di calcolo.

Dunque risulta impossibile o quasi, tranne che per alcuni banalissimi modelli, la risoluzione numerica della totalità delle turbolenze, bisogna dunque modellarla.

Le LES invece, modellano le turbolenze di scala minore η , andando a risolvere quelle di scala media r e maggiore L . Ciò sicuramente comporta un minor sforzo computazionale e dunque un minor tempo di calcolo rispetto le DNS, ma nonostante ciò anche le turbolenze di scala media risultano molto piccole in ordini di grandezza e ciò comunque si traduce in tempi di calcolo molto lunghi a causa delle mesh molto fitte richieste. Tempi di calcolo questa volta però abordabili rispetto quelli che erano i tempi dei DNS, in genere le LES vengono utilizzate molto in campo accademico e fluidodinamico, abbastanza poco in ambito aerodinamico.

Infine si hanno le RANS, esse rappresentano le equazione di N-S mediate alla Reynolds.

2.3.2.1 Modelli RANS

Tale metodo va a modellare le turbolenze di scala minore η e media r , risolvendo solamente quelle di scala maggiore L . Di conseguenza i tempi di calcolo sono assolutamente ridotti rispetto i metodi precedentemente descritti, grazie a delle mesh non eccessivamente fitte, ma al tempo stesso l'accuratezza del calcolo diminuisce.

Alla base di questo metodo c'è la congettura che la velocità istantanea in regime turbolento possa essere considerata come la somma tra una velocità media sommata ad una fluttuazione quasi randomica, tale fluttuazione è frutto appunto del fenomeno della turbolenza.

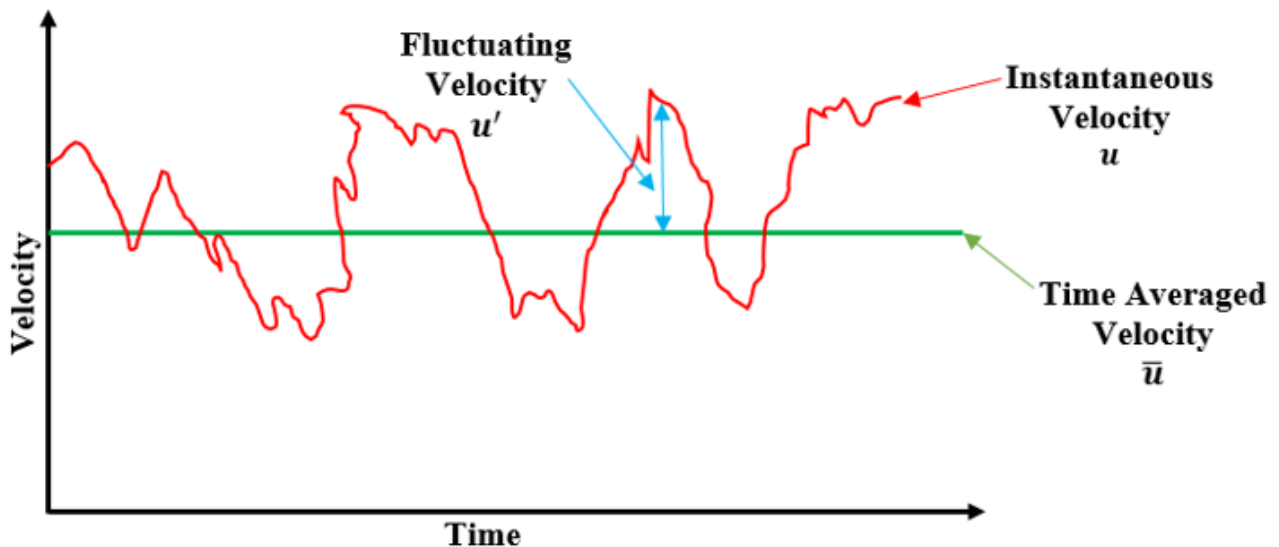


Figura 123: Concetto di suddivisione velocità nei modelli RANS

Sostituendo dunque l'equazione:

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i$$

Dove:

- u_i : componente istantanea della velocità;
- \bar{u}_i : componente media della velocità;
- u'_i : componente fluttuante della velocità.

all'interno delle N-S e operando opportune semplificazioni e passaggi matematici, andando poi ad implementare l'ipotesi di Boussinesq, che considera il tensore degli sforzi turbolenti di Reynolds in similitudine a quello degli sforzi viscosi mediati, permette di ottenere le equazioni di N-S mediate alla Reynolds.

L'ipotesi di Boussinesq in realtà è un'ipotesi molto forte, va a definire una viscosità turbolenta in similitudine alla viscosità cinematica del fluido in quanto la viscosità del fluido può essere vista microscopicamente come la diffusione della quantità di moto delle particelle di fluido da quelle più energiche a quelle meno energiche. Nella sua ipotesi Boussinesq afferma dunque che le scale minori di turbolenza diffondano quantità di moto interagendo tra loro.

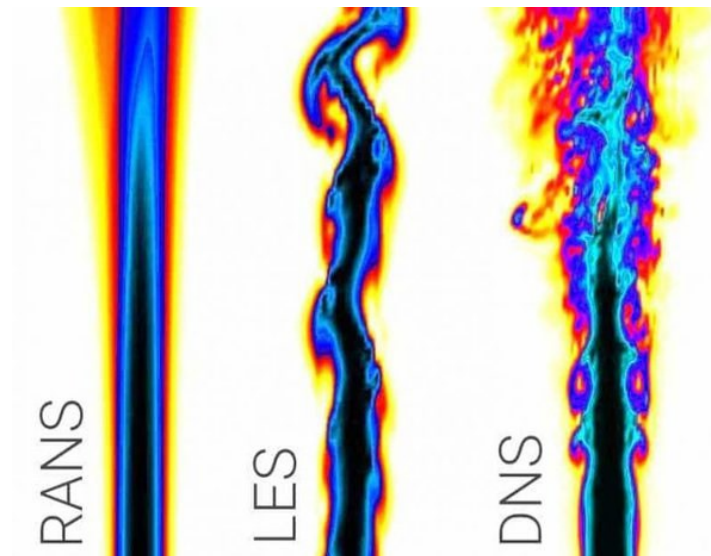


Figura 124: Confronto delle tre tipologie di approccio numerico alla turbolenza

I modelli RANS si classificano in base al numero di equazioni che aggiungono al set di equazioni già da risolvere (N-S mediate alla Reynolds), esistono modelli a zero equazioni, che non aggiungono nulla, ad una equazione, a due e così via. Ovviamente maggiore è il numero di equazioni che si va ad aggiungere, maggiore sarà lo sforzo computazionale, maggiore sarà però l'accuratezza.

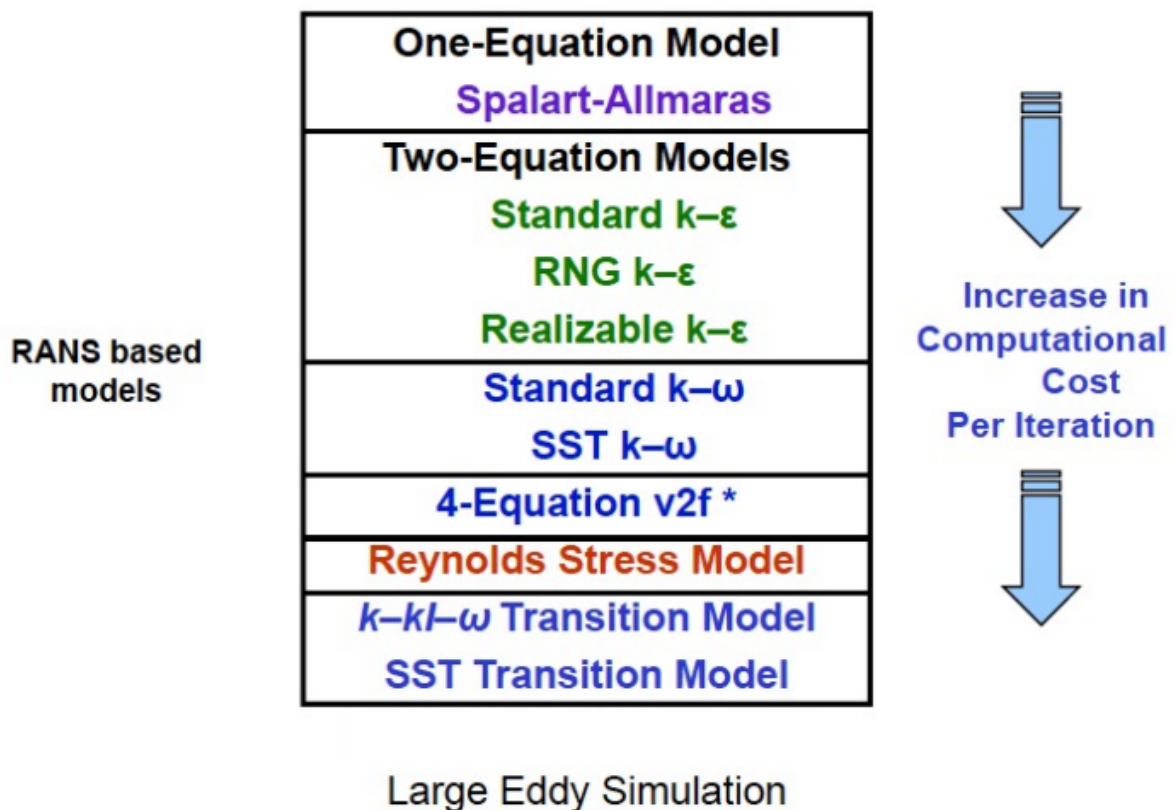


Figura 125: Modelli RANS più utilizzati in ordine di accuratezza e sforzo computazionale

- K-ε

Il modello k-ε si basa sulla legge di bilancio della k, l'energia cinetica turbolenta, e su quella di bilancio del termine dissipativo ε (sempre maggiore di zero).

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'u'}$$

$$\frac{\partial K}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla K = \underbrace{\nu_T \bar{S}^2}_{\text{Produzione}} + \underbrace{\nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_k} \right) \nabla K \right)}_{\text{Trasporto/Diffusione}} - \underbrace{\varepsilon}_{\text{Dissipazione}}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla \varepsilon = \underbrace{C_{1\varepsilon} \nu_T \bar{S}^2 \frac{\varepsilon}{K}}_{\text{Produzione}} + \underbrace{\nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right)}_{\text{Trasporto/Diffusione}} - \underbrace{C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{K}}_{\text{Dissipazione}}$$

$$\nu_T = C_\mu l V = C_\mu \frac{K^{3/2}}{\varepsilon} K^{1/2} = C_\mu \frac{K^2}{\varepsilon}; \bar{S}^2 = 2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij};$$

$$C_\mu = 0.09; \quad C_{1\varepsilon} = 1.44; \quad C_{2\varepsilon} = 1.92; \quad \sigma_k = 1.0; \quad \sigma_\varepsilon = 1.3.$$

Figura 126: Legge di bilancio della K (energia cinetica turbolenta) e della ε (dissipazione energia cinetica turbolenta)

In cui sia per la K, che per la ε, si ha un termine di produzione, uno di trasporto/diffusione e uno di dissipazione.

La legge di bilancio per la ε viene scritta in completa analogia a quella della K, ed i coefficienti sono valutati in maniera empirica.

- Realizable K-ε

Il modello k-ε standard è un modello quasi "inventato", dal punto di vista matematico alcune cose non tornano, col realizable k-ε si fa in modo che tornino e dunque rappresenta un modello più valido del k-ε classico dal punto di vista matematico.

In particolare, impone:

- Varianze delle singole fluttuazioni di velocità sempre positive;
- Rispetto delle diseuguaglianze di Schwartz.

In ogni caso i modelli k-ε non sono molto affidabili a parete, soffrono nel buffer e nel sub-layer, le zone in cui la viscosità ha un contributo non trascurabile.

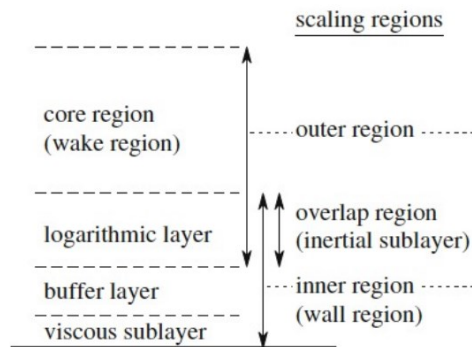


Figura 127: Vari Layers

- Modello K- ω di Wilcox

Simile al k- ϵ , ma stavolta anziché la legge di bilancio della ϵ , viene scritta la legge di bilancio della ω .

Dove ω è definita come:

$$\omega = \frac{\epsilon}{k}$$

ed è una frequenza caratteristica delle scale turbolente più piccole.

Nasce come metodo principalmente per sopperire alle mancanze a parete del modello k- ϵ .

L'equazione di bilancio della K è la stessa riportata per il k- ϵ , mentre l'altra equazione di bilancio per la omega diventa:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}\omega) = C_{1\omega} \nu_T \bar{S}^2 \frac{\omega}{K} - C_{2\omega} \omega^2 + \nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right)$$

Figura 128: Legge di bilancio ω

Se si va a sostituire ora ad ω , la formula inversa della ϵ si ottiene:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}\omega) = (C_{1\epsilon} - 1) \nu_T \bar{S}^2 \frac{\omega}{K} - (C_{2\epsilon} - 1) \omega^2 + \nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right) + 2 \frac{\nu_T}{\sigma_\omega K} \nabla \omega \cdot \nabla K$$

Figura 129: Legge di bilancio ω riscritta

Dove si nota un'estrema somiglianza all'equazione di bilancio della ϵ tranne che per l'ultimo termine. È proprio quest'ultimo termine a generare un differente comportamento tra i due modelli. Tale termine è presente solo nel k- ω di Wilcox, e non nel k- ϵ .

Il modello k- ω di Wilcox va benissimo a parete, ma lontano da essa risulta estremamente sensibile alle condizioni iniziali e al contorno, il che lo rende inaccurato lontano dai wall.

- Modello K- ω SST di Menter

Tale modello rappresenta un blend tra il modello k- ϵ e il k- ω di Wilcox, dove si ricorda che il primo funziona bene soltanto lontano dalla parete, mentre il secondo funziona bene solo a parete. Tale modello dunque prende i vantaggi di entrambi i due modelli sopracitati e li combina, limitandone gli svantaggi. Ciò che ne scaturisce è un modello che va bene sia lontano da parete, sia in prossimità di essa.

È come se usasse il k- ϵ fuori e il k- ω dentro parete, e ciò è reso possibile dal termine aggiuntivo che è presente a parete, ma mano a mano che ci si allontana esso diminuisce fino ad annullarsi fuori parete.

2.3.3 Fasi realizzazione studio CFD

Il software CFD utilizzato per le simulazioni è Star CCM+, un software commerciale per la fluidodinamica computazionale di proprietà della Siemens, di largo utilizzo in molti settori dell'industria e del mondo accademico, basato sul metodo ai volumi finiti. Scelta oltretutto basata sulla comunicazione tra tale software e quello FEM NX Nastran, sempre della famiglia Siemens, il quale ha permesso il passaggio dei carichi aerodinamici al FEM, in modo tale da poter avere una geometria dei carichi il più possibile affidabile e realistica.

In questo paragrafo descriveremo quali sono le fasi tipiche nella realizzazione di una simulazione CFD nel caso dello studio dell'aerodinamica di una vettura:

- Importazione della geometria e realizzazione del dominio: attraverso appositi comandi all'interno del software è possibile importare una geometria realizzata con programmi CAD. Successivamente si procede con la realizzazione del dominio ovvero del volume che racchiude la geometria da studiare e che simula una vera galleria del vento. È importante realizzare una geometria che sia il più prossima possibile a quella reale dell'oggetto ma che comunque abbia delle semplificazioni che le permettono di essere simulata senza creare criticità e comportare problemi di divergenza.
- Realizzazione della Mesh: come detto in precedenza il CFD richiede la discretizzazione del volume in tanti volumi finiti di controllo più piccoli, in questa fase si procede a realizzare questa discretizzazione. Occorre impostare diversi parametri, dalla forma dei volumi di controllo alle dimensioni nelle diverse zone dell'area di studio. In molti casi si preferisce discretizzare anche la geometria realizzando il surface wrapper, ovvero una mesh della geometria in modo tale da facilitare la divisione del volume in prossimità della geometria da studiare.
- Impostazione della fisica e delle condizioni al contorno: Per poter iniziare l'iterazione dell'analisi numerica occorre prima impostare quali sono le condizioni fisiche che si hanno all'interno del nostro volume, come la tipologia e le proprietà del fluido, la velocità del fluido all'ingresso e l'interazione che ogni superficie ha con esso. Perciò bisogna indicare per ogni superficie che tipo di oggetto rappresenta nella simulazione e se non statico, indicare la velocità a cui si muove. Occorre poi scegliere eventuali modelli di turbolenza e/o transizione per la modellazione della turbolenza.
- Post Processing: Infine occorre specificare quali dati si vogliono ricavare dall'analisi e come li si vuole visualizzare, ad esempio i valori di drag e di downforce di una specifica superficie, le mappe di pressione, le linee di flusso.

Per impostare tutti i parametri necessari ad ottenere un buon risultato delle simulazioni si è seguita la best practice (una guida contenente consigli pratici) fornita dalla Siemens e sviluppata appositamente per le esigenze delle squadre di Formula SAE.

Tuttavia, le potenze di calcolo a disposizione per il progetto non sono sufficienti per far in modo che si possano seguire tutti i consigli contenuti nella guida, perciò alcuni parametri, come le dimensioni della mesh, sono stati modificati per far in modo che la potenza di calcolo fosse sufficiente senza andare ad effettuare simulazioni che avessero un tempo di calcolo eccessivamente lungo.

3. INTRODUZIONE AL FEM

Il metodo agli elementi finiti (FEM) è una tecnica numerica atta a cercare soluzioni approssimate di problemi descritti da equazioni differenziali alle derivate parziali riducendole ad un sistema di equazioni algebriche.

Caratteristica principale è la discretizzazione di un continuo attraverso la creazione di una griglia “mesh” composta da primitive (elementi finiti) di forma codificata (triangoli, quadrilateri etc..).

Su ciascun elemento la soluzione è assunta essere espressa dalla combinazione lineare di funzioni dette funzioni di forma (o di base).

A causa di irreversibilità, quali:

- Geometria;
- Legge del materiale (modelli matematici che non replicano perfettamente il comportamento del materiale);
- Applicazione dei vincoli e dei carichi;
- Metodo Galerkin;
- Discretizzazione di un continuo;
- Problemi di convergenza;

la soluzione che questi metodi numerici forniscono è approssimata, tanto più vicina a quella esatta tanto più il problema è stato impostato correttamente e tanto più la mesh è fitta. In quanto bisogna ricordare che i software FEM sono dei calcolatori, in base al problema fornito in input, forniscono in output una soluzione approssimata relativa al problema specificato, dunque, se si commettono errori in fase di impostazione del problema la soluzione a cui si giunge può non essere quella che si cercava.

Ed inoltre si hanno errori intrinseci dovuti a:

- Discretizzazione di un continuo;
- Convergenza (si minimizza un errore che comunque c'è).

Metodi dunque molto utili quando si ha a che fare con geometrie complesse in cui il calcolo analitico sarebbe impossibile, stesso discorso per calcoli dinamici, in cui l'approccio analitico richiederebbe un tempo quasi infinitamente lungo.

Se il modello è ben fatto gli errori sono trascurabili, ma il FEM non va preso come Bibbia, errori anche minimi possono essere fatali. Ci vuole molta attenzione nel generare il modello e nell'interpretare i risultati ottenuti.

L'analisi FEM si basa sulla determinazione della matrice di rigidezza del corpo, la quale è una matrice quadrata $N \times N$, dove N sono i gradi di libertà dei nodi del corpo, che rappresenta tutti i possibili rapporti causa effetto tra ogni singolo nodo nella struttura.

Si suddivide dunque il corpo in un numero finito di elementi ognuno dei quali avrà un determinato numero di punti nodali nei quali andranno ad essere definite le grandezze cinematiche e dinamiche (spostamenti e forze).

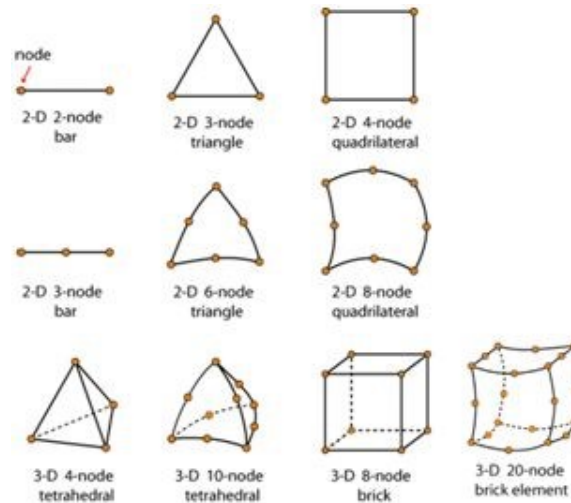


Figura 130: Elementi di discretizzazione più utilizzati nelle FEA

Dunque tutte le grandezze cinematiche e dinamiche sono definite nei punti nodali, cioè nei nodi dei vari elementi con cui si discretizza il continuo.

Per quanto riguarda il metodo di discretizzazione, per analisi di questo tipo (strutturale, dinamica, termiche etc) vengono utilizzati gli elementi finiti, in quanto essi possono deformarsi, non appartengono ad un volume di controllo fisso (come tecnica ai volumi finiti) ed inoltre non prevedono discontinuità nella soluzione.

3.1 Funzionamento Metodo agli Elementi Finiti

Vediamo ora il procedimento di utilizzo di un software FEM:

- Identificare e descrivere l'elemento:

occorre scegliere il tipo di elemento adatto con cui si andrà a discretizzare il continuo meccanico (lineare, 2D, 3D, triangolare quadrangolare etc...) e identificare e numerare i nodi di tali elementi.

Ogni elemento avrà un determinato numero di nodi che corrisponderanno ai punti di calcolo.

Gli spostamenti di questi punti saranno denominati spostamenti nodali.

Le forze applicate su questi punti sono dette forze nodali.

Scelto un sistema di riferimento locale, per un generico punto interno si definisce il vettore colonna degli spostamenti $\{\delta\}$ cui numero di righe è uguale al numero di gradi di libertà, il quale rappresenta gli spostamenti interni all'elementino.

- Scegliere la funzione per approssimare il campo di spostamento interno all'elemento:

è una scelta eseguita dal software, in genere si scelgono sempre funzioni polinomiali, che pur non fornendo una descrizione esatta, possono dare soluzioni complessivamente molto accurate, del campo di spostamenti, se si esegue una buona discretizzazione.

In forma matriciale:

$$\{\delta(x_k)\} = [\varphi(x_k)]\{\alpha\}$$

Dove:

- $\{\delta(x_k)\}$ è il vettore spostamenti dei punti interni all'elemento;
- $[\varphi(x_k)]$ è la matrice di funzioni polinomiali che approssimano il campo di spostamenti;
- $\{\alpha\}$ è il vettore dei coefficienti scalari della combinazione lineare.

La funzione φ scelta deve rispettare i requisiti di:

- Completezza:
 - o La funzione che utilizzo deve poter esprimere i moti rigidi senza comportare la deformazione dell'elemento (deve poter lavorare nell'ambito dei grandi spostamenti);
 - o Deve poter rappresentare stati di deformazione costanti all'interno dell'elemento.
- Compatibilità:
 - o Deve garantire continuità all'interno del campo di spostamenti fra elementi contigui;
 - o Non deve presentare singolarità negli spostamenti;
 - o Deve cioè rispettare le 6 equazioni di compatibilità della meccanica del continuo.

Se le funzioni φ soddisfano queste due condizioni, allora affinando progressivamente la mesh si converge al risultato esatto. Considerando l'utilizzo del metodo approssimato Ritz-Galerkin, la convergenza si ottiene dal basso, dunque, in genere si sovrastima la rigidità con il metodo agli elementi finiti.

- Legare il campo di spostamenti interno agli spostamenti nodali:

bisogna ora correlare il campo di spostamenti interni all'elemento δ , agli spostamenti nodali $\{f\}$, ciò viene reso possibile grazie alle funzioni di forma.

Le funzioni di approssimazione del campo di spostamenti appena scelte devono assumere il valore dello spostamento nodale quando calcolate in corrispondenza delle coordinate nodali. Cioè, calcolando gli spostamenti interni all'elemento in corrispondenza dei nodi ottengo gli spostamenti nodali, in quanto i nodi sono interni all'elemento.

$$\{\delta(x_k)\} = [\varphi(x_k)]\{\alpha\}$$

$[A] = [\varphi(x_k)]$ racchiude le funzioni φ calcolate ai nodi

$$\{f\} = [A]\{\alpha\}$$

Gli spostamenti nodali sono dati dal prodotto tra la matrice delle funzioni φ calcolate in corrispondenza dei punti nodali e i coefficienti della combinazione lineare α .

Essendo $[A]$ quadrata è invertibile:

$$\{\alpha\} = [A]^{-1}\{f\}$$

Che sostituendo in:

$$\{\delta(x_k)\} = [\varphi(x_k)]\{\alpha\}$$

Ci permette di ottenere:

$$\{\delta(x_k)\} = [\varphi(x_k)][A]^{-1}\{f\}$$

$$\{\delta(x_k)\} = [N]\{f\}$$

dove:

$$[N] = [\varphi(x_k)][A]^{-1}$$

[N] è la matrice delle funzioni di forma che dunque ci permette di correlare gli spostamenti interni all'elementino agli spostamenti nodali. Essa è definita come il prodotto tra la matrice di funzioni di approssimazione degli spostamenti interni e la stessa, calcolata però in corrispondenza delle coordinate nodali ed inversa.

Stabilita la correlazione tra spostamenti interni all'elementino e spostamenti nodali si ha che gli spostamenti di un generico punto interno possono essere espressi come interpolazione degli spostamenti nodali.

- Legare il campo delle deformazioni agli spostamenti nodali:

secondo la teoria dell'elasticità, le deformazioni derivano da operazioni di differenziazione degli spostamenti:

$$\{\varepsilon(x_k)\} = \text{diff}\{\delta(x_k)\}$$

$$\{\varepsilon(x_k)\} = \text{diff}[N] \{f\}$$

$$\{\varepsilon(x_k)\} = [B(x_k)] \{f\}$$

dove [B] è la matrice di derivazione della matrice funzione di forma [N] e lega direttamente il campo delle deformazioni agli spostamenti nodali.

- Legare il campo delle tensioni a quello delle deformazioni:

una volta ottenuto il campo di deformazioni bisogna legarli allo stato tensionale tramite il materiale.

Secondo la teoria dell'elasticità:

$$\{\sigma(x_k)\} = [C] \cdot \{\varepsilon(x_k)\}$$

Ma sul materiale potrebbero essere presenti:

- Tensioni residue $\{\sigma_0\}$;
- Deformazioni termiche $\{\varepsilon_0\}$;

$$\{\sigma(x_k)\} = [C] \cdot (\{\varepsilon(x_k)\} - \{\varepsilon_0\}) + \{\sigma_0\}$$

- Legare i carichi agli spostamenti nodali:

gli elementi contigui si scambiano forze solo attraverso i nodi in comune, ma non essendo sempre garantita la continuità delle deformazioni tra elementi contigui, non si possono calcolare le forze scambiate tra elementi come integrale delle tensioni ai bordi.

Bisogna dunque ottenere la matrice di rigidezza dell'elemento, che può essere ottenuta:

- Per via diretta (analisi matriciale della struttura);
- Per via energetica:
 - o Metodi variazionali (Rayleigh-Ritz);
 - o Metodi dei residui pesati (Galerkin);
 - o Principio dei lavori virtuali (PLV).

Scegliendo una via energetica, utilizzando il principio dei lavori virtuali (PLV) si ottiene:

$$\{F\} = \left(\int_V [B]^T [C] [B] dV \right) \cdot \{f\}$$

$$\{F\} = [K] \cdot \{f\}$$

$$[K] = \left(\int_V [B]^T [C] [B] dV \right)$$

Trovata così la definizione di matrice di rigidezza si nota come la sua accuratezza dipenda da [B] che è la matrice di derivazione delle funzioni di forma [N], dunque dipende da [N], che a sua volta dipende dall'accuratezza della scelta delle funzioni [φ] nell'approssimare il campo di spostamenti interno all'elementino.

Ovviamente l'integrale non viene mai calcolato direttamente, ma si usano tecniche di integrazione (integrazione di Gauss).

Infine in ordine di considerare anche eventuali forze di volume e/o superficiali e forze dovute a tensioni residue e/o a carichi termici, la versione estesa del PLV diventa:

$$\{F\} + \{F_p\} + \{F_v\} + \{F_\varepsilon\} + \{F_\sigma\} = [K] \cdot \{f\}$$

Dove:

- $\{F_p\}$ sono le forze di superficie;
 - $\{F_v\}$ sono le forze di volume;
 - $\{F_\varepsilon\}$ sono le forze dovute a deformazioni termiche;
 - $\{F_\sigma\}$ sono le forze dovute a tensioni residue.
- Assemblaggio matrice di rigidezza:

vi sono due metodi, quello classico, oppure tramite matrici di assemblaggio.

Nel caso del PLV ogni matrice di rigidezza è già calcolata rispetto il sistema globale, non bisogna ruotare.

In genere [K] è una matrice sparsa, e tanto maggiore è il numero di gradi di libertà, tanto minore è la percentuale di spazi occupati.

Ma, la matrice di rigidezza è spesso di dimensioni elevate, ad esempio un corpo 2D discretizzato con 1 milione di nodi, avrà una matrice (considerando elementi bidimensionali) [K] di 10^6 caselle.

Ciò comporta problemi di memoria, l'impossibilità di inversione diretta di tali matrici e metodi dedicati per la risoluzione.

- Manipolazione e risoluzione:

si è visto come il calcolo della matrice di rigidità ed il suo utilizzo richieda un elevato sforzo computazionale data l'elevata quantità di dati da elaborare.

Esistono vari metodi per l'elaborazione e risoluzione che permettono di risparmiare tempo e spazio per l'elaborazione in memoria.

Si parte col suddividere carichi e spostamenti in:

- Forze e spostamenti nodi soggetti a carichi esterni e ;
- Forze e spostamenti nodi sede di vincoli esterni v ;

$$\{F\} = \begin{bmatrix} F_v \\ F_e \end{bmatrix}; \{f\} = \begin{bmatrix} f_v \\ f_e \end{bmatrix}$$

Dunque anche la matrice di rigidità viene riscritta come:

$$\begin{bmatrix} F_v \\ F_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{vv} & k_{ve} \\ k_{ev} & k_{ee} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_v \\ f_e \end{bmatrix}$$

Dalla seconda riga ricavo:

$$\begin{aligned} \{F_e\} &= [k_{ev}]\{f_v\} + [k_{ee}]\{f_e\} \\ \{f_e\} &= [k_{ee}]^{-1}(\{F_e\} - [k_{ev}]\{f_v\}) \end{aligned}$$

che per essere risolta richiede che $[k_{ee}]$ sia invertibile, e cioè che la struttura non sia labile.

Così si conoscono gli spostamenti ai nodi non vincolati, una volta noti si passa alla prima riga:

$$\{F_v\} = [k_{vv}]\{f_v\} + [k_{ev}]^T \{f_e\}$$

Da qui ricavo le reazioni vincolari ai nodi vincolati ed il problema è risolto.

Dunque per la risoluzione è richiesta l'inversione della matrice $[k_{ee}]$, essendo essa una matrice di dimensione elevatissima, invertirla richiede un enorme sforzo computazionale.

Esistono diversi tipi di solutore che non eseguono l'inversione diretta della matrice, ma la fattorizzano per risparmiare tempo e memoria (solutori diretti). Tali metodi cercano di minimizzare il costo di fabbricazione della matrice utilizzando sofisticate strategie di riordino delle equazioni.

Oppure ci sono i solutori iterativi che non richiedono una fattorizzazione della matrice e tipicamente iterano risparmiando tempo e memoria rispetto la fattorizzazione. Ma in questo caso la convergenza non è garantita, a volte infatti data la non convergenza dei solutori iterativi, i solutori diretti sono i più veloci.

Principali tipologie di solutori:

- Sparse Direct Solver (diretto);
- Preconditioned Conjugate Gradient (PCG) (iterativo);
- Jacobi Conjugate Gradient (JCG) (iterativo);
- Incomplete Cholesky Conjugate Gradient (ICCG) (iterativo);
- Quasi-minimal Residual (QMR) (iterativo).

Vediamo ora il Post processing: impostato completamente il modello, discretizzata la geometria, espresse le condizioni al contorno di carico e vincoli, non resta che simulare il modello. Una volta completato il calcolo si entra nel post-processing, fase nella quale si vanno a visionare i risultati della simulazione.

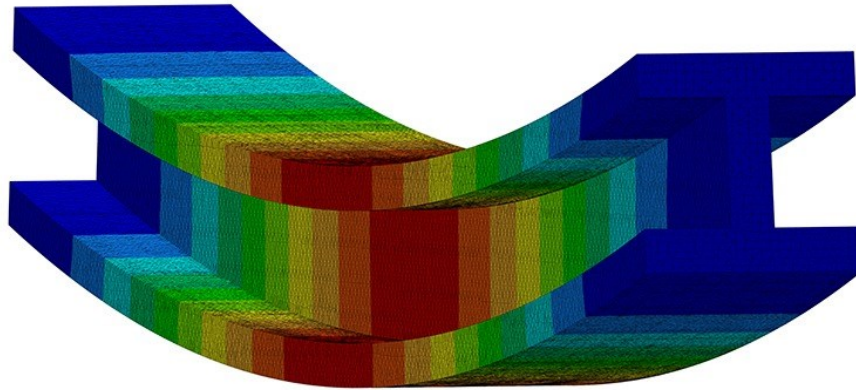


Figura 131: Esempio di risultato post processing al FEM

Noti gli spostamenti nodali $\{f\}$ è possibile calcolare elemento per elemento:

- Spostamenti (campo di spostamenti)

$$\delta(x_k) = [N(x_k)]\{f\}$$

Gli spostamenti interni possono essere calcolati come interpolazione degli spostamenti nodali.

In genere danno risultati continui se la mesh è stata eseguita a modo ed è abbastanza fitta

- Deformazioni (campo di deformazione)

$$\{\varepsilon(x_k)\} = [B(x_k)]\{f\}$$

Quando si deriva è come se aumentasse il rumore, dunque anche se il campo di spostamenti $\{f\}$ è un qualcosa di continuo, il campo di deformazione $\{\varepsilon\}$ potrebbe essere non perfettamente continuo.

- Tensioni (stato tensionale)

$$\{\sigma(x_k)\} = [C] \cdot (\{\varepsilon(x_k)\} - \{\varepsilon_0\}) + \{\sigma_0\}$$

Tutti questi calcoli vengono eseguiti elemento per elemento.

Per quanto riguarda le deformazioni si ha che con l'element solution, un nodo in realtà può appartenere a più elementi, e dunque può avere ad esempio 4 valori differenti di spostamento nodale (considerando un quadrilatero 2D con 4 nodi), cosa impossibile poiché il valore dovrebbe essere unico, da ciò nasce la discontinuità di cui si parlava del campo deformativo.

Per ovviare a tale problema si passa alla nodal solution la quale per ogni nodo fa la media dei valori di spostamento del nodo visti da ogni elemento a cui esso appartiene e assume tale media come valore di spostamento e dunque poi deformazione. Così il campo deformativo diventa più continuo.

Per quanto riguarda le tensioni invece non si fa la media sui nodi, ma bensì ai punti di integrazione, poiché i valori di tensione ai punti di integrazione sono più accurati.

4. STUDIO AERODINAMICO

Prima di addentrarsi all'interno dello studio aerodinamico eseguito dapprima sull'ala singola e poi sull'assieme globale, si andrà a visualizzare come sono state impostate le simulazioni sul software CFD Siemens, sia nell'ambito bidimensionale che tridimensionale.

4.1 Impostazione simulazioni CFD 2D e 3D

Quando si ha a che fare con simulazioni CFD il primo passo è sempre quello di studiare la geometria da analizzare ai volumi finiti e di modificarla opportunamente al fine di renderla simulabile dentro un ambiente CFD. In quanto irregolarità della superficie quali ad esempio fori, asperità ed altri elementi potrebbero essere fattori critici per quanto riguarda la convergenza della simulazione. Dunque, prima cosa da fare quando bisogna studiare una geometria aerodinamicamente è individuare tali fattori e aggiustarli in modo da aiutare il software ad arrivare alla convergenza.

Ciò vale soprattutto nel caso tridimensionale dove la criticità della convergenza si amplifica notevolmente date le difficoltà di calcolo nelle tre dimensioni. Ad esempio, il crashbox della vettura ha subito lievi modifiche in modo tale da risultare un solido dalla silhouette il più possibile continua, il Gurney Flap sull'ala invece è stato inglobato con l'ala stessa come se fossero un unico elemento e sono stati eliminati i fori dagli endplates.

Per quanto riguarda le simulazioni 2D invece si è provveduto a simulare il singolo profilo alare, dopo averlo ricostruito opportunamente andando ad infittire i punti della spline con metodi che si vedranno successivamente.

4.1.1 Impostazione simulazioni 2D

Il software STAR-CCM+ per simulare una geometria bidimensionale ha bisogno che gli venga passata una geometria tridimensionale dallo spessore molto piccolo (ordine di grandezza dei millimetri) e che una faccia di tale corpo giaccia sul piano XY del CAD del programma. Dunque, si è estratta una piccola estrusione della spline rappresentante l'ala, facendo attenzione che una delle due facce dell'ala coincida col piano XY, e si è costruito attorno ad essa il dominio computazionale stando attenti a rispettare le specifiche fornite dalla guida Siemens per questa tipologia di calcolo:

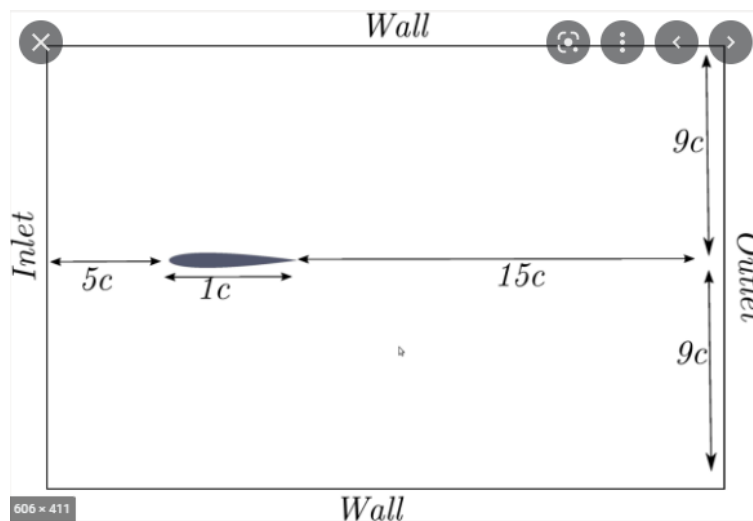


Figura 132: Guida sulle dimensioni del dominio per lo studio di un airfoil bidimensionale

Successivamente il dominio viene estruso nella terza dimensione per un valore pari ad un paio di metri e quello che si ottiene è del tipo:

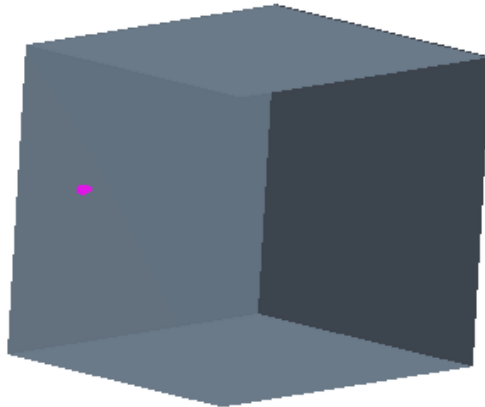


Figura 133: Creazione dominio 2D

Fatto ciò si esegue una sottrazione booleana tra l'ala e il block rappresentante il dominio, ottenendo come risultato un block forato di una forma pari a quella dell'ala.

Dopodichè si assegna tale geometria come "new Geometry part" e si vanno a splittare le varie superfici tramite il comando "Split By Patch" suddividendole in:

- Inlet;
- Outlet;
- Upwall;
- Ground;
- Ala.

Concluso lo split si procede con l'assegnare tale parte ad una regione, regione alla quale va associato un Physics Continuum nel quale si vanno a definire le caratteristiche fisiche del dominio:

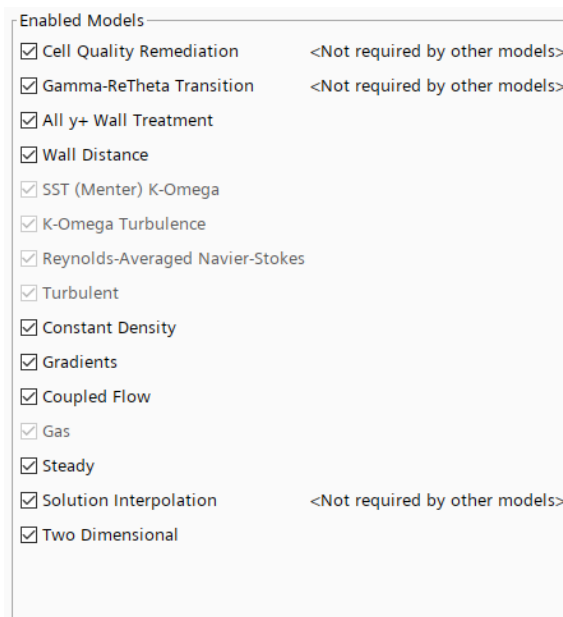


Figura 134: Physic Continuum per simulazione 2D

In esso si definisce il tipo di simulazione (2D o 3D), se stazionaria oppure non stazionaria, l'incompressibilità del fluido (Constant Density), il tipo di solutore stazionario e i modelli di turbolenza e transizione utilizzati, insieme ad altri algoritmi che aiutano il calcolo e l'accuratezza della soluzione.

In questo caso si è optato per un physic continuum di tipo 2D, stazionario, flusso a densità costante e come solutore pressure-based si è utilizzato il coupled, solutore di base per problemi di tipo stazionario.

Per le simulazioni 2D è stato utilizzato il modello di turbolenza K- ω SST di Menter in quanto il migliore tra i modelli di turbolenza che agiscono sia fuori che dentro parete. Ad esso è stato implementato un modello di transizione, il Gamma Re-Theta Transition Model, il quale è fondamentale per visualizzare il fenomeno delle bolle laminari, fenomeno di cui il profilo studiato soffre come visto nel software XFOIL.

Definita la fisica del problema si impostano le condizioni al contorno sulle regioni, in particolare si imposta la tipologia di ogni superficie presente nel dominio, in quanto il software non sa cosa rappresenta una qualsiasi superficie.

Si stabiliscono dunque i Wall, che sono le pareti solide che il fluido non può oltrepassare, sulle regioni:

- Upwall;
- Ground;
- Ala.

Questi wall sono fissi, ma all'occorrenza, ad esempio per simulare l'effetto suolo sul Ground è possibile dargli una velocità relativa o addirittura una rotazione relativa (come accade quando si simulano anche le ruote).

Si stabiliscono infine l'inlet e l'outlet in cui, rispettivamente, si stabilisce la velocità, la direzione in ingresso del flusso (250 km/h = 70m/s direzione: 1,0) e la pressione in uscita al dominio (P_{atm}).

Conclusa l'impostazione del modello si può passare alla fase di meshing, innanzitutto si esegue un "Badge for 2D Meshing" che serve a far capire al software che si tratterà di una simulazione di tipo bidimensionale.

Successivamente si esegue un "automated Mesh 2D" con i parametri di customizzazione che si preferiscono, tra cui si sceglie il tipo di elementino (poligonale per il 2D) e l'utilizzo del prism layer.

Successivamente si passa a stabilire i Default Controls della mesh, che sono:

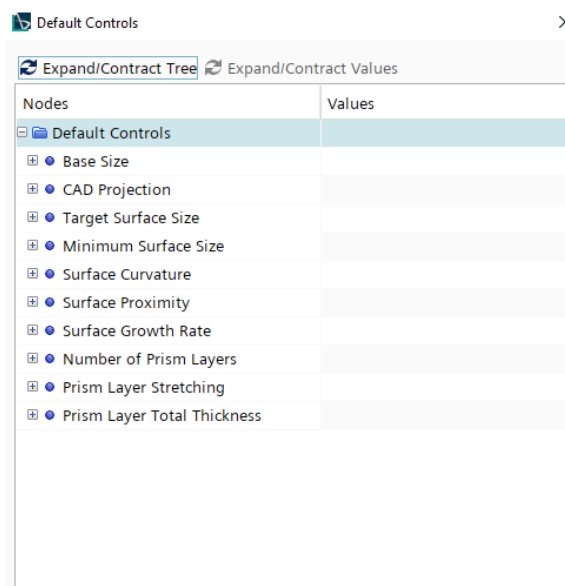


Figura 135: Default Control del tool di meshing 2D

Dove:

- Base Size: imposta un valore di riferimento, in quanto le dimensioni possono essere date in termini assoluti oppure in termini relativi a questa dimensione base [1 m];
- Target Surface Size: rappresenta la dimensione media con cui il software andrà a meshare zone “piatte” cioè zone in cui non ci sono curvature o altri elementi non piani [20 relativo alla base];
- Minimum Surface Size: rappresenta la dimensione minima con cui il software può discretizzare elementi non piani, dunque curve, raccordi etc (ad esempio il naso del profilo) [0.1 relativo alla base];
- Surface Curvature: indica il numero di punti con cui una curvatura viene discretizzata [800 pt];
- Surface Growth Rate: indica il rapporto di crescita delle superfici degli elementini adiacenti tra zone grossolane e zone più fitte [Default];
- Number of Prism Layers: stabiliscono il numero di Prism Layer che si andranno a generare attorno ai Wall [12];
- Prism Layer Stretching: definiscono il rapporto di crescita di ogni strato del Prism Layer [1.5];
- Prism Layer Total Thickness: stabilisce lo spessore massimo che avrà il Prism Layer [0.005m].

I Default Controls sono i controlli che vengono utilizzati dal tool di meshatura laddove non ci sono Custom Controls specifici.

I valori riportati tra parentesi quadra sono i valori utilizzati nella simulazione 2D dell'HP_01 isolato (senza Ground Effect).

Impostati i valori di Default si vanno ad impostare i valori invece Custom, qui il progettista può sbizzarrirsi al fine di ottenere la mesh che egli stesso reputa ideale o il miglior compromesso ottenibile per la simulazione in questione, facendo riferimento alla simulazione sopracitata:

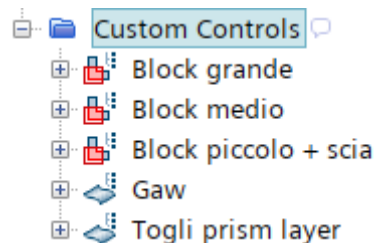


Figura 136: Custom Control

- Block Grande [5], Block medio [1], Block piccolo + scia [0.1]: definiscono le dimensioni che avranno gli elementini all'interno di un blocco di dimensioni definite (grande, medio, piccolo);
- Gaw: è un controllo di superficie eseguito sulla superficie del profilo in cui si è definito:
 - Target Surface Size [0.1];
 - Custom Prism Layers [0.003 m];
 - Minimum Surface Size [0.03];
 - Surface Curvature [800 pt].
- Togli Prism Layer: serve a togliere il Prism Layer sulle pareti dove non si necessita, ad esempio sull'upwall e sul Ground (così da risparmiare in sforzo computazionale e aiutare la convergenza).

Il risultato finale che si ottiene per quanto riguarda la mesh è del tipo:

Simcenter STAR-CCM+

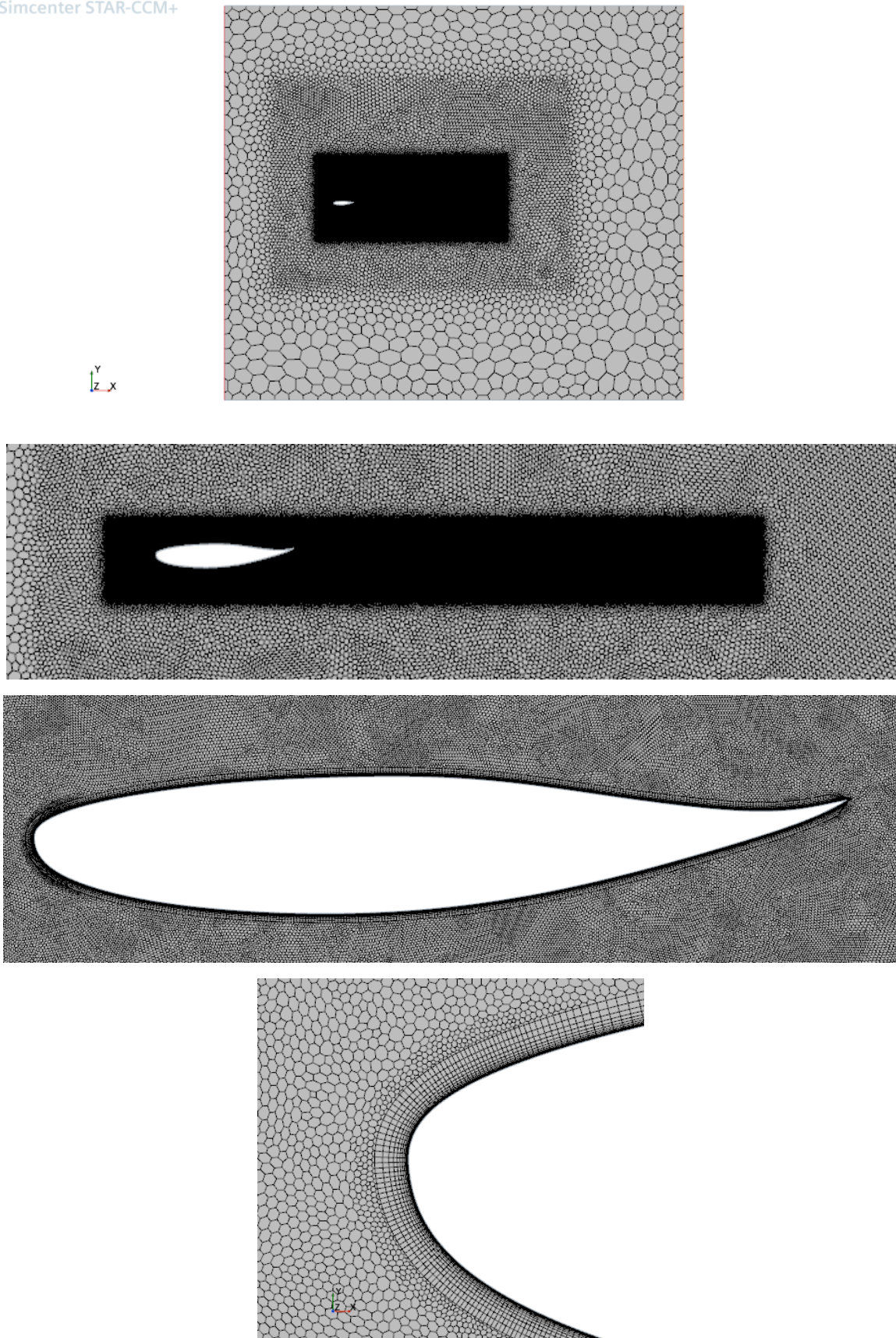


Figura 137: Esempio di mesh per domini 2D

Eseguita la mesh rimane solo la definizione di una User Defined Function che vada a definire il range all'interno del quale il modello di transizione (Gamma Re-Theta) deve lavorare:

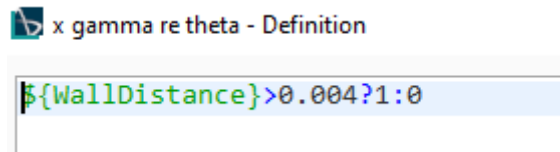


Figura 138: User Defined Function per modello di transizione

Scritta nel linguaggio Siemens sta ad indicare che il modello deve lavorare solamente quando si ha una distanza inferiore ai 4mm rispetto il wall.

Ora la simulazione è pronta per partire, mancano solo i report che si vogliono studiare nel post processing tra cui il Cl, il Cd, i valori di Lift e Drag ed infine i plot relativi al pressure coefficient cp e allo skin Friction Coefficient cf. Tali parametri adimensionali hanno bisogno di valori in input per la adimensionalizzazione che vengono inseriti nella sezione tools dell'interfaccia alla voce relativa a tale coefficiente.

Eseguendo la simulazione essa viene inizializzata in automatico e dopo un periodo di tempo che dipende dall'entità della simulazione restituisce un comportamento dei residui del tipo:

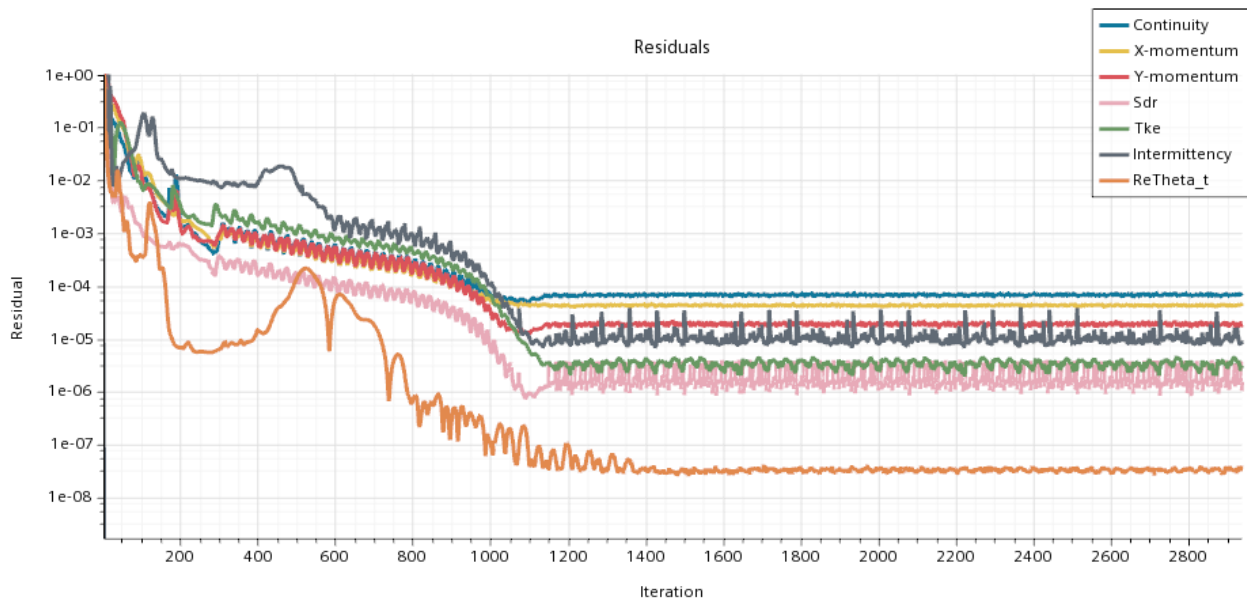


Figura 139: Residui

Che indica il raggiungimento della convergenza seppur non perfettamente piatta (in fase di post processing tramite script python sono state mediate le soluzioni di Drag, Lift, Cp e Cf per ottenere risultati veritieri considerando che il software quando ha un comportamento simile dei residui è perchè non riesce a trovare una soluzione perfettamente stazionaria al problema in quanto non esisterebbe e dunque oscilla attorno ad una soluzione media).

Successivamente si studiano ed analizzano i risultati del post processing definiti in precedenza.

4.1.2 Impostazione simulazioni 3D

L'impostazione di una simulazione 3D è molto simile ad una 2D, solamente che in quest'ultimo caso si fa riferimento alle 3 dimensioni.

Prendendo in considerazione la simulazione 3D completa di ala e crashbox ancora una volta il primo step è modificare la geometria rendendola simulabile all'interno di un ambiente CFD, il secondo è realizzare il dominio computazionale per il quale ancora una volta si fa riferimento alla Practice Guide di Siemens per la simulazione di vetture motorsport:

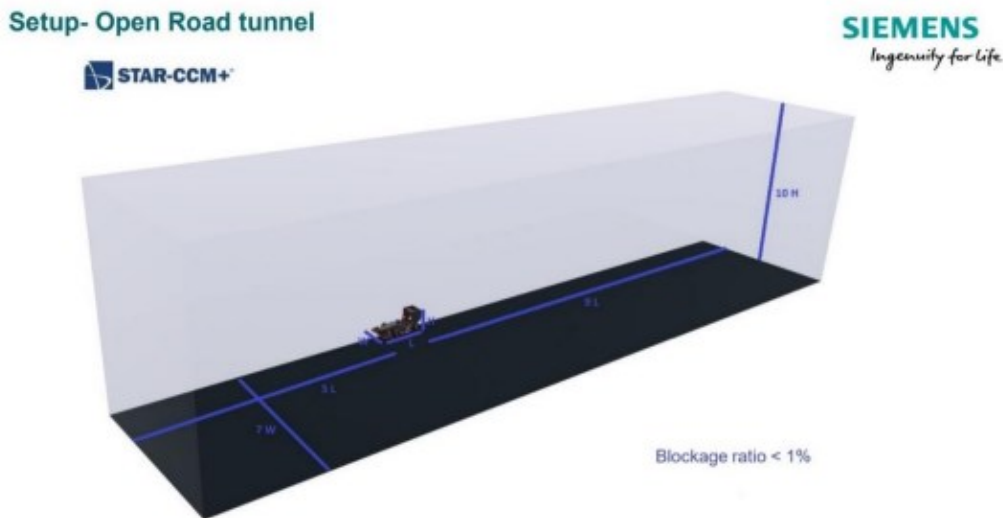


Figura 140: Guida della Siemens alla realizzazione di un dominio 3D per vetture da corsa

Ovviamente si lavora in simmetria, ciò permette di risparmiare notevolmente in termini di sforzo computazionale considerando l'elevata entità degli sforzi richiesti al calcolatore per una simulazione CFD tridimensionale.

Il dominio realizzato per la simulazione completa è del tipo:

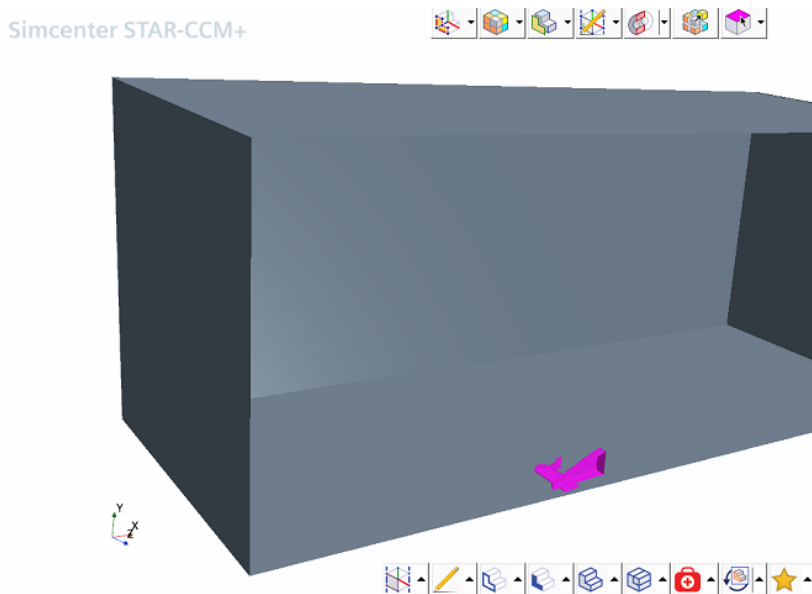


Figura 141: Dominio simulazione

Dunque, in analogia al 2D si esegue una sottrazione booleana che poi verrà assegnata come New Geometry Part, successivamente verrà eseguito uno Split By Patch nel quale ci saranno più superfici da suddividere rispetto al caso bidimensionale, in questo caso infatti si vanno a suddividere:

- Inlet;
- Outlet;
- Upwall;
- Ground;
- Sym;
- Outwall;
- Ala e Gurney;
- Endplates;
- Piloni;
- Crashbox.

Come nel caso 2D si va a definire la fisica del problema ed i modelli di calcolo da utilizzare, in questo caso però non si utilizza il modello di transizione Gamma Re-Theta in quanto per un'ala così corta è difficile visualizzare fenomeni tipici del 2D quali bolle laminari, e dunque per facilitare il calcolo e l'ottenimento della convergenza si utilizza il solo modello di turbolenza K- ω SST di Menter che ricordiamo essere il migliore (in genere) in quanto lavora bene sia a parete che fuori.

Si definiscono ora le regioni e le proprietà di ogni regione in maniera identica a quelle per il 2D, solamente che in questo caso, dato che si vuole simulare l'effetto suolo, si considera una velocità di scorrimento del Ground pari a quella della velocità della vettura (dell'aria) e cioè 250 km/h (70 m/s).

Fatto ciò si passa all'esecuzione della mesh che a differenza del caso 2D sarà una mesh molto fitta nelle zone di interesse, ma molto grossolana tanto più ci allontaniamo da tali zone, ciò sempre per motivi di risparmio computazionale.

Questa volta però prima di realizzare la mesh si realizza un "Surface Wrapper" il quale è una prediscretizzazione delle superfici della geometria in elementi finissimi che aiutano, in termini di qualità della mesh, nel caso 3D alla discretizzazione vera e propria che avviene nella fase di meshing.

Dunque la mesh non viene eseguita direttamente sulla geometria, ma viene eseguita su questo Surface Wrapper che ha come Default Controls:

- Base Size: 0.8 m;
- Target Surface Size: 100 relativo alla base;
- Minimum surface Size: 10 relativo alla base;
- Surface Curvature: 800 pt.

E come Custom Controls:

- Ala ed endplates (target: 0.1, minimum: 0.005, surface curvature: 800);
- Boundary esclusi Ground e Sym (target: 4, minimum: 1);
- Crashbox (target: 0.22, minimum: 0.08, surface curvature: 800);
- Ground e Sym (target: 0.5, minimum: 0.1);
- Piloni (target: 0.1, minimum: 0.07, surface curvature: 800).

Per ottenere una discretizzazione del tipo:

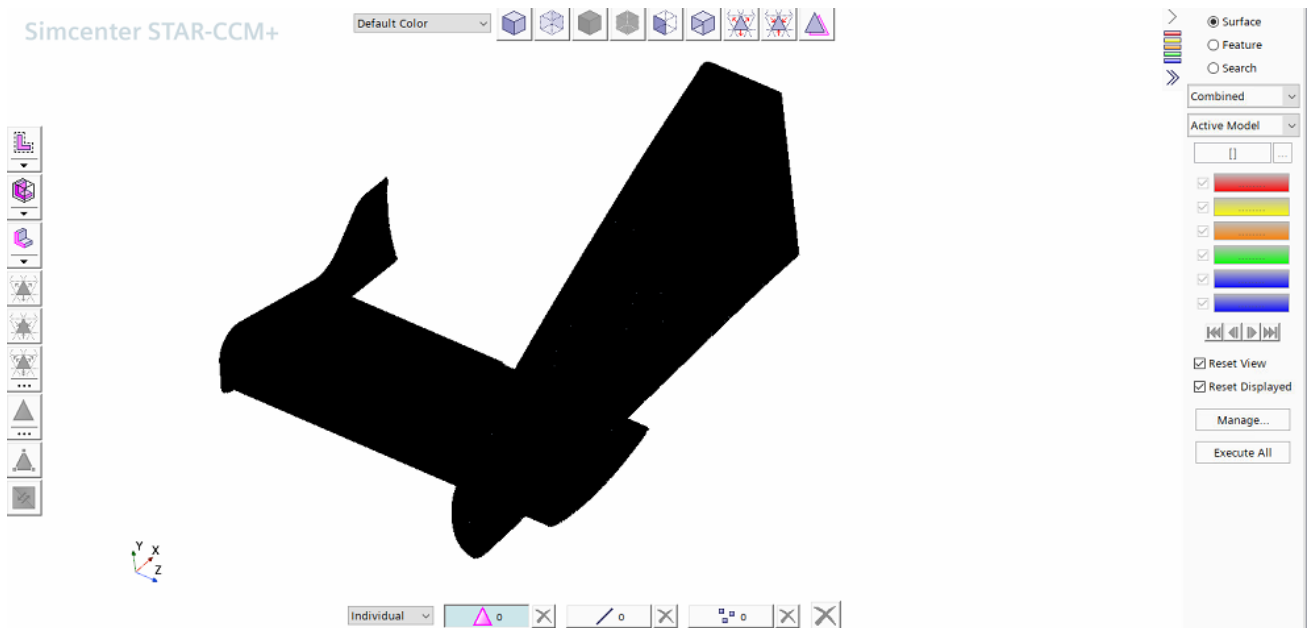


Figura 142: Surface Wrapper sul corpo (si noti come il livello di infittimento sia molto spinto, ciò per facilitare la fase di meshing successiva)

Infine, una volta realizzato il Wrapping, si controlla tramite un apposito strumento di check la qualità del wrapper, se essa risulta ottimale allora si procede alla fase successiva, altrimenti bisogna modificare alcuni parametri di wrapping.

Eseguito il Wrapper si passa alla vera e propria fase di meshing nella quale si stabilisce il tipo di elemento tridimensionale con il quale verrà discretizzato il continuo, come tipologia di cella viene scelta la Trimmed Cell Mesher, cioè i brick, come consigliato dalla Best Practice della Siemens. Viene inoltre implementato il Prism Layer Mesher e due algoritmi di modifica e aggiustamento delle celle, l'“Automatic Surface Repair” e il “Surface Remesher”.

I Default Controls vengono settati come segue:

- Base Size: 1m;
- Target Surface Size: 60.0 relativo alla base;
- Minimum surface Size: 1.0 relativo alla base;
- Surface Curvature: 800 pt;
- Surface Growth Rate: Medium;
- Volume Growth Rate: Very Slow.

Per quanto riguarda i Custom invece si sono realizzati solamente due blocchi ad esempio in questa simulazione:

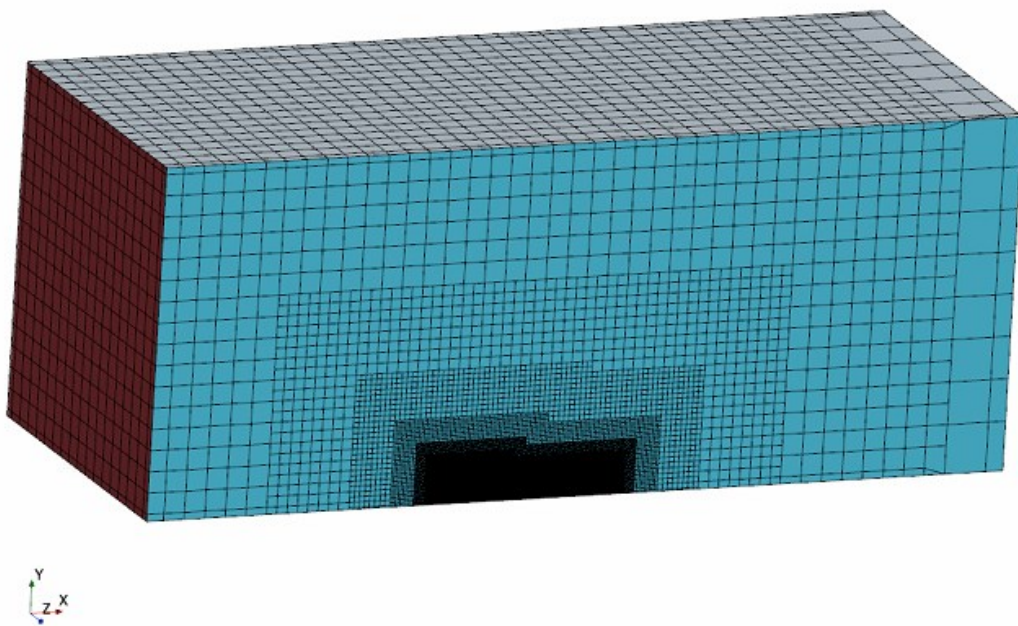
- Block assieme + scia: Custom Size = 1.0 relativo alla base;
- Block piccolo: Custom Size = 0.3 relativo alla base.

Per quanto riguarda i controlli di superficie invece:

- Ala:
 - Target: 0.12;
 - Minimum: 0.05;
 - Surface Curvature: 800;
 - Prism Layer: 15 prism, spessore max 0.005m, stretching 1.5
- Crashbox:
 - Target: 0.3;
 - Minimum: 0.08;
 - Surface Curvature: 800;
 - Prism Layer: 8 prism, spessore max 0.002m, stretching 1.3
- Endplates:
 - Target: 0.2;
 - Minimum: 0.08;
 - Surface Curvature: 800;
 - Prism Layer: 12 prism, spessore max 0.005m, stretching 1.3
- Piloni:
 - Target: 0.2;
 - Minimum: 0.05;
 - Surface Curvature: 800;
 - Prism Layer: 8 prism, spessore max 0.002m, stretching 1.3
- Surface control su tutte le pareti del dominio escluse quelle della vettura: Prism Layer Disabled.

Il risultato finale è del tipo:

Simcenter STAR-CCM+



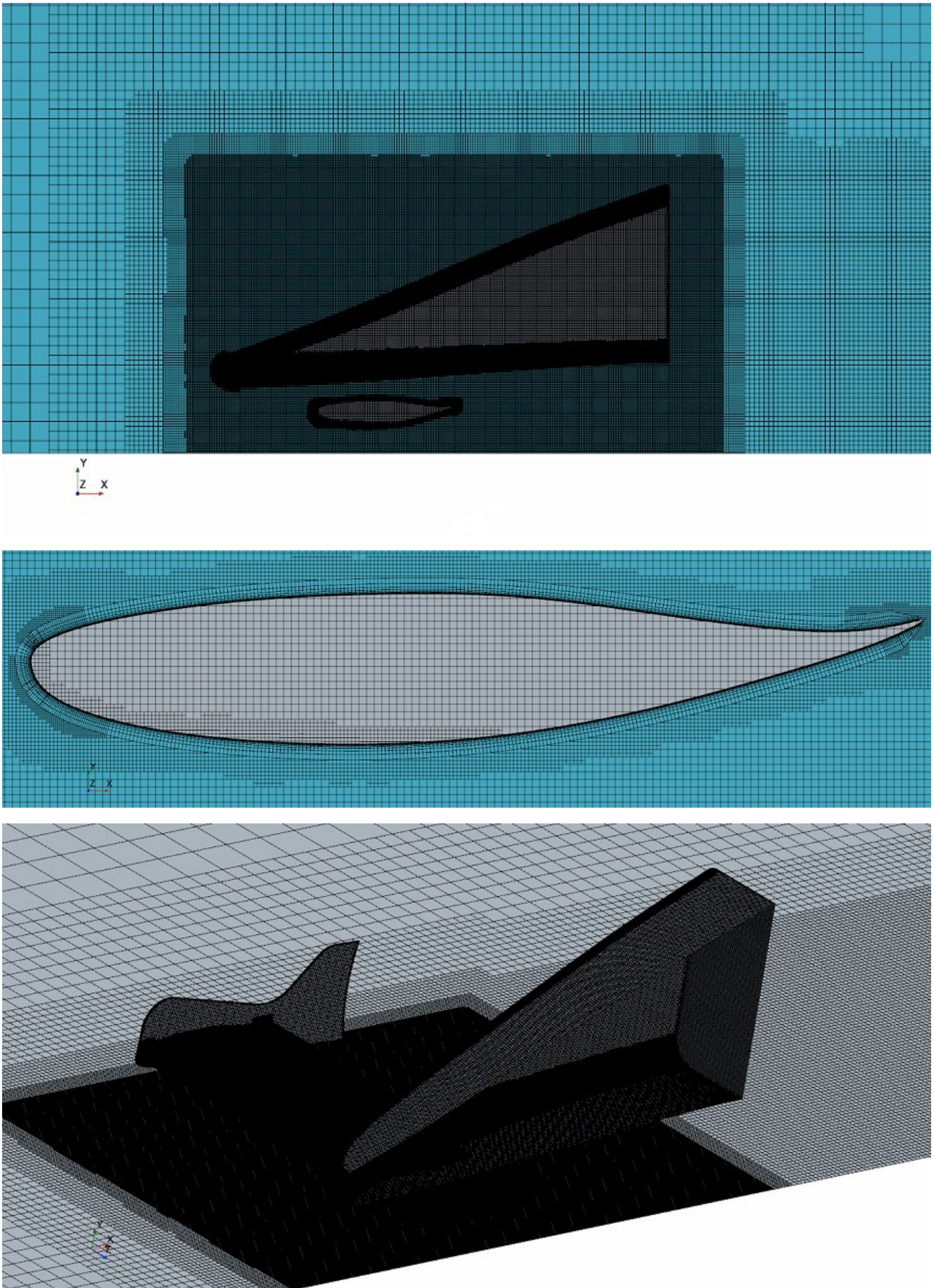


Figura 143: Mesh relativa alla simulazione 3D dell'assieme globale

Si passa ora al post processing, decisamente più complesso del caso 2D in quanto ci sono fenomeni quali i vortici di estremità che vanno ad influire sul corretto funzionamento dell'ala.

In ogni caso si stabiliscono i report di forza (Drag e Lift) e di coefficienti (C_d , C_l , c_p e c_f) sulle superfici di interesse e globali.

Infine si esegue la simulazione e il risultato che si ottiene è del tipo:

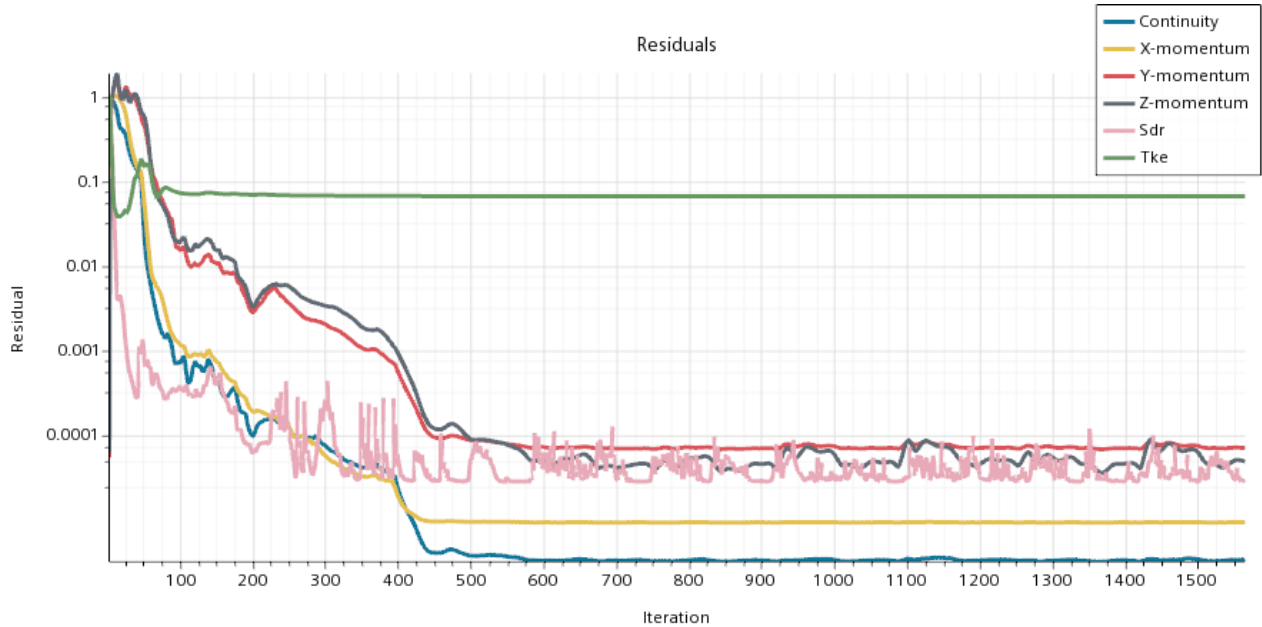


Figura 144: Residui

Si nota subito come nel caso tridimensionale sia molto più difficile far decadere ed ottenere omogeneità tra i residui a causa dei fenomeni 3D che accadono in prossimità del corpo.

4.2 Studio aerodinamico dell'ala e dell'assieme anteriore globale

Il primo passo è stato studiare il CAD, oltre a visualizzare gli ingombri dell'assieme si è cercato il tipo di profilo alare utilizzato per l'ala, in particolar modo, si è notato che il profilo avesse una notevole somiglianza con la famiglia dei GAW (General Aviation Whitcomb), profili laminari spesso utilizzati come ala anteriore in quanto sono molto stabili e garantiscono un corretto funzionamento anche in condizioni di utilizzo avverse (pioggia, moscerini, polvere etc...).

Dallo studio del CAD si è andati a ricavare le principali dimensioni e grandezze aerodinamiche che serviranno poi per lo studio dell'ala anteriore:

- corda = 278mm;
- AOA = 2,7°;
- max thickness ≈ 46mm;
- estensione alare totale = 1378mm;
- AR = 4,95;
- h endplates = 178mm;
- L endplates = 468mm;
- W endplates = 5mm;
- V = 250km/h ≈ 70m/s;
- Re = 1244859;
- spessore strato limite (formula lastra piana) = 1,246mm;
- distanza endplates dal suolo variabile, distanza minima ≈ 3mm;
- superficie per adimensionalizzazione CL e CD (ottica di simmetria):

$$S = \frac{CORDA \cdot SPAN}{2} = 0,0191542 \text{ m}^2$$

Nel corso della trattazione il profilo costituente l'ala, considerato che non è possibile verificarne perfettamente la tipologia, verrà definito come HP_01.

Considerando che il CAD originario non era un qualcosa di simulabile all'interno di un ambiente CFD, lo step successivo è stato quello di aggiustare il modello 3D fornito in partenza e modificarlo ricostruendolo aerodinamicamente ed andando ad estrarre in particolar modo tre file CAD:

- uno per il 2D (una sezione dell'ala);
- uno per il 3D solo ala ed endplates (senza piloni e musetto);
- uno per il 3D dell'assieme anteriore.

Ricostruzione CAD basata sull'isolamento di ala, endplates e crashbox, e poi sull'estrapolazione dello scheletro del solido originale. Successivamente si è eliminato il solido e ricostruito il tutto dallo scheletro tramite realizzazione di superfici per mesh di curve, tramite il software NX, infine tramite estrusioni e raccordi si è ottenuta la geometria ricercata. Per il 2D si è utilizzata una sola sezione dell'ala estrusa di 100mm.

4.2.1 Studio preliminare e studio bidimensionale (2D)

Prima di simulare con il software CFD STAR-CCM+, si è andati a studiare il profilo con XFOIL, in modo tale da avere una panoramica sulle prestazioni del profilo ed avere un risultato a cui tendere con il software CFD, in quanto si ricorda come il software XFOIL sia decisamente più accurato rispetto uno CFD per analisi di tipo bidimensionali.

Per studiare il comportamento sul software XFOIL si sono estrapolate le coordinate di punti che costituiscono la spline che rappresenta il profilo alare costituente l'ala, tale passaggio non è stato immediato, in quanto la licenza a disposizione di NX non permetteva un'esportazione diretta delle coordinate di punti di una spline.

Si è dunque aperto il file .step del CAD relativo al 2D del profilo come file di testo, e successivamente dopo aver capito la logica dietro il codice di scrittura del .step si è andati, tramite elaborazione in python, a creare un file .dat all'interno del quale sono state inserite le coordinate dei punti ripulite dal .step originario.

Da tali coordinate di punti si è eseguita la simulazione su XFOIL:

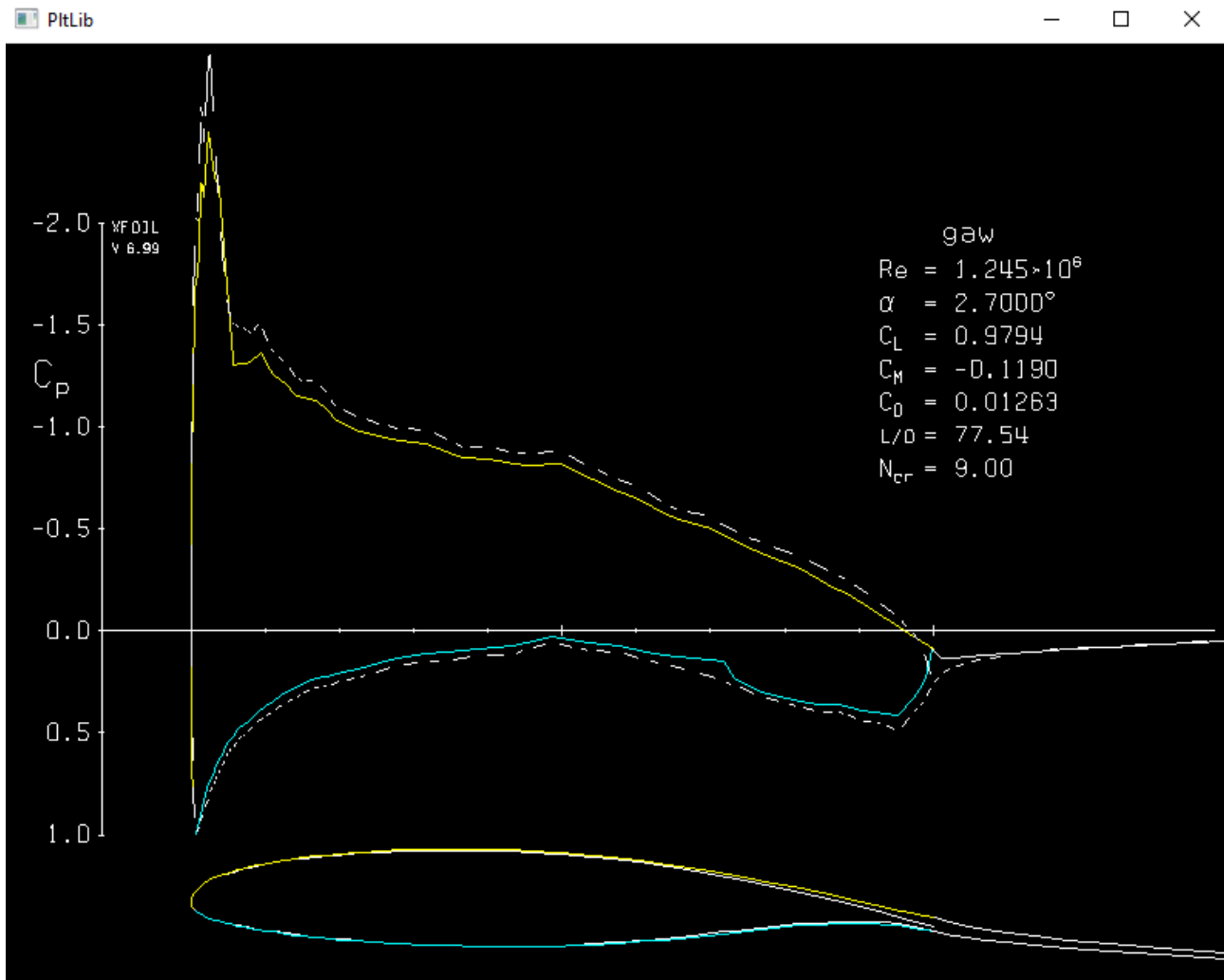


Figura 145: Risultato simulazione XFOIL con la spline derivante dal CAD originario

Da tale risultato si nota un comportamento molto strano in corrispondenza del naso del profilo, in particolare verso l'estradosso (poiché portante, in assetto deportante sarebbe l'intradosso), ed inoltre anche una bassa risoluzione della spline.

I risultati ottenuti mostrano oltre ad una scarsità di risoluzione dei punti rappresentanti la forma dell'airfoil, anche la presenza di due bolle laminari presenti sia su intradosso che su estradosso che bisognava replicare sul CFD.

Si è dunque lavorato sulla simulazione 2D all'interno dell'ambiente CFD per cercare di visualizzare tali bolle, ci si è riusciti andando ad implementare un modello di transizione denominato "Gamma Re-Theta transition Model" ma si è notato come la soluzione, ad esempio del c_p , oltre ad avere una bassa risoluzione, avesse anche un comportamento strano sul naso del profilo (dovuto a difetti del CAD) come già visto su XFOIL.

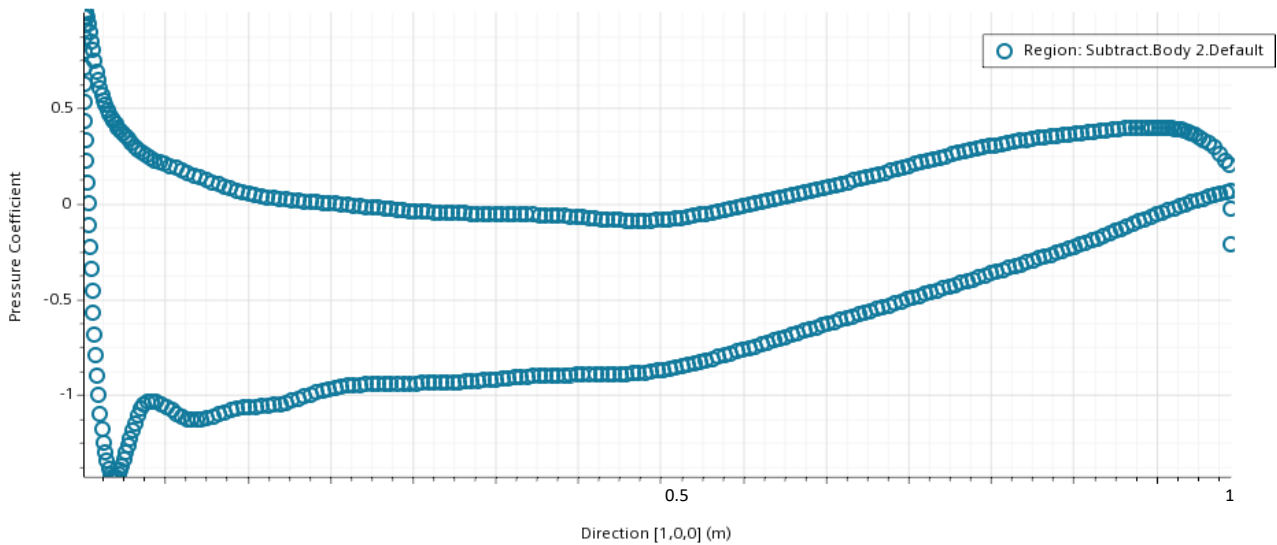


Figura 146: c_p 2D su STAR-CCM+ del CAD originario

Si è passati successivamente al 3D dove non si è riusciti a visualizzare la bolla laminare ed inoltre non si è nemmeno giunti ad una buona convergenza. Ma persiste il problema di una soluzione poco continua a causa della discretizzazione del CAD ed inoltre spicca nuovamente un comportamento strano in corrispondenza del naso del profilo.

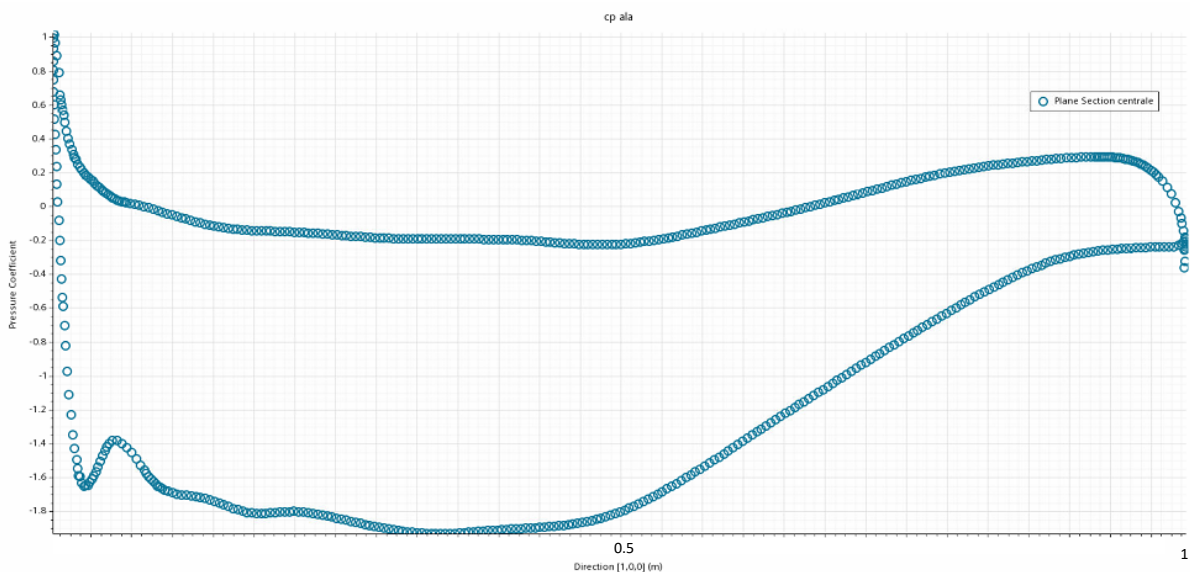


Figura 147: Risultato 3D su STAR-CCM+ del CAD originario

Si è pensato dunque di risolvere per primo il problema relativo al comportamento aerodinamico del profilo che c'era in corrispondenza dell'intradosso molto vicino al naso.

Da una breve visualizzazione della spline relativa a tale coordinate si è osservato come in quella zona ci fosse un'irregolarità nella distribuzione dei punti, la quale andava a creare una specie di piccolo dente che il flusso d'aria deve aggirare e da qui il comportamento nel grafico del pressure coefficient non corretto.

Per risolvere questo problema si è cercato di capire il tipo di profilo più simile all'interno della famiglia dei GAW, in modo tale da visualizzare il risultato a cui tendere. Ad occhio si sono individuati i profili simili e sono stati simulati su XFOIL, il comportamento più simile si è avuto con il GAW Is417. Tuttavia, i due profili non sono risultati identici e dunque non è detto che il profilo utilizzato per l'ala sia esattamente lo stesso oppure abbia subito qualche modifica.

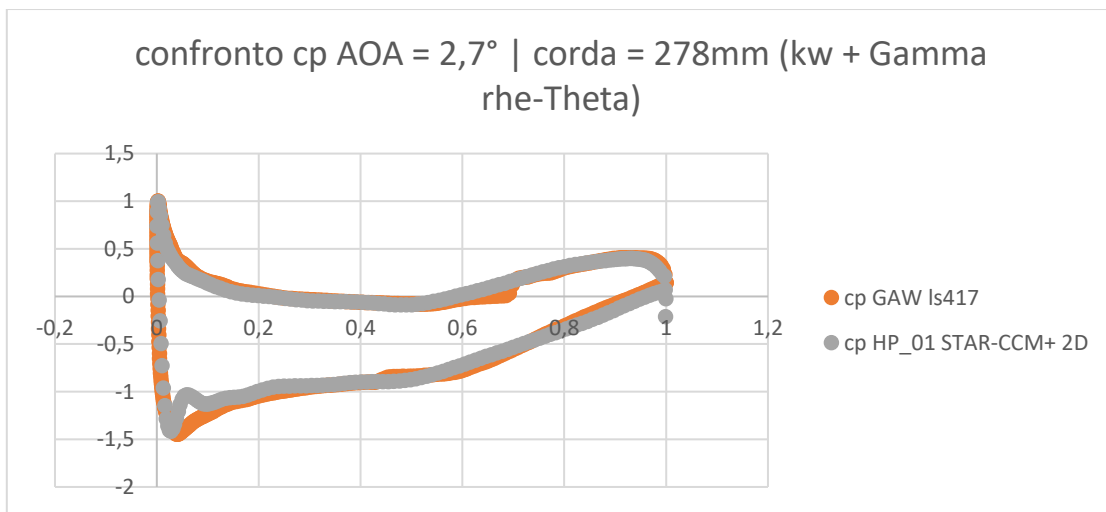


Figura 148: Confronto cp profilo CAD originario con il GAW Is417

Presi i punti dal CAD, eliminate le ridondanze nella zona critica di comportamento, si è utilizzato un apposito algoritmo, grazie all'aiuto del dottor Falone, che infittisce le coordinate dei punti di un profilo alare approssimando tramite una polinomiale di 4 o 12 gradi in base alla miglior corrispondenza, ma, nonostante ciò, i risultati risultavano ancora molto discretizzati, così si è andati ad infittire ulteriormente sfruttando il software XFOIL per questo.

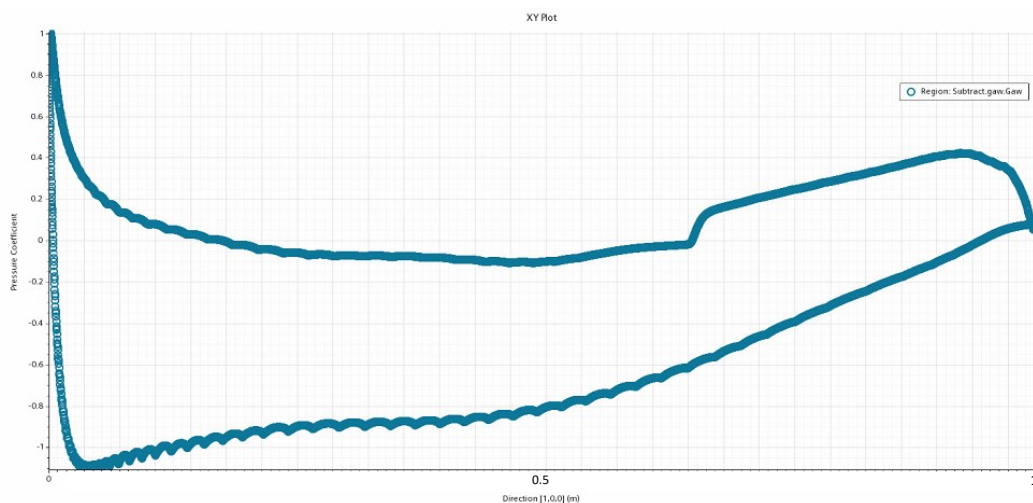


Figura 149: cp da STAR-CCM+ 2D relativo al profilo alare del CAD originario infittito tramite algoritmo, prima dell'infittimento tramite XFOIL

Si è poi plottata su excel la nuova spline infittita e meglio risolta rispetto la vecchia e si è notato come si avesse una risoluzione notevolmente maggiore ed il dente che si formava nella prima geometria nella seconda non era più presente.

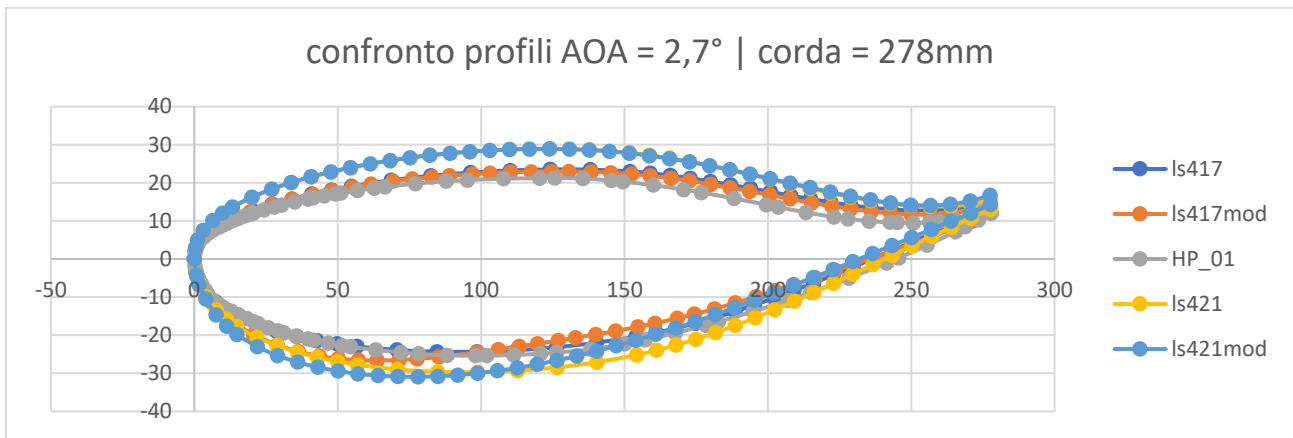


Figura 150: confronto tra HP_01 e vari profili della famiglia dei GAW

Infine si è plottata la nuova spline con quella corrispondente all'Is417 e si è notata una notevole somiglianza tra i due profili, sintomo che sia proprio lui il profilo di lavoro, ma ancora una volta si ribadisce che non è detto che il profilo analizzato HP_01 corrisponda esattamente al GAW Is417.

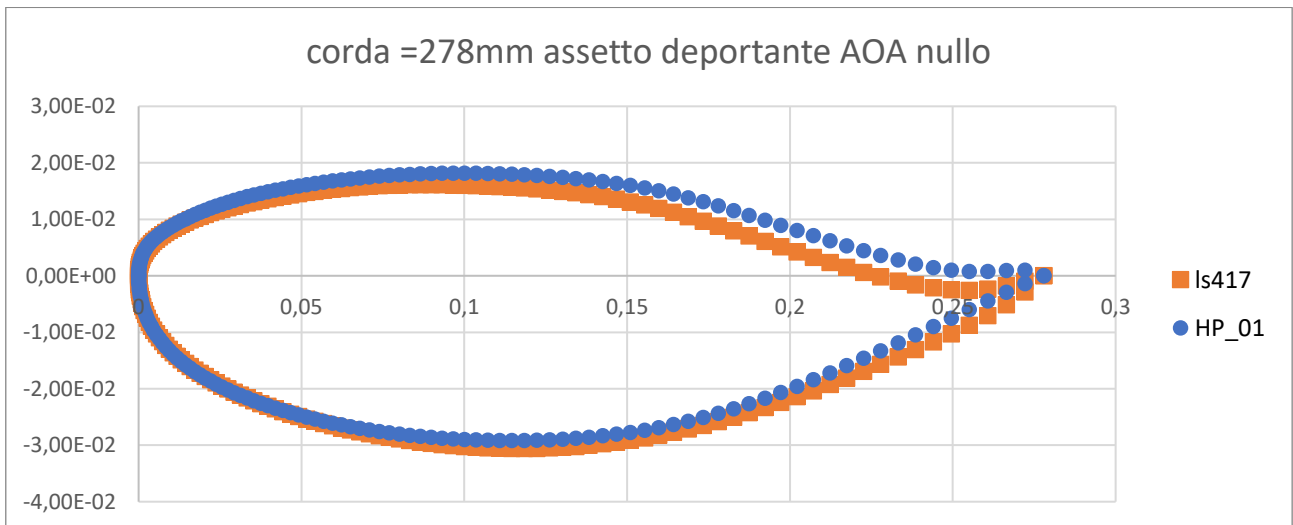


Figura 151: Confronto profilo HP_01 con il GAW Is417, il profilo risultato più simile

Con i punti infittiti da XFOIL si è ricreata la geometria che ha dato un comportamento reale e molto più veritiero sullo stesso software, il quale si è mostrato estremamente simile a quello dell'Is417 che dunque ci ha permesso di validare la ricostruzione geometrica del profilo. Tale ricostruzione ha permesso il passaggio da una spline definita da 75 coordinate di punti ad una definita da 495 coordinate di punti la quale è risultata molto più accurata.

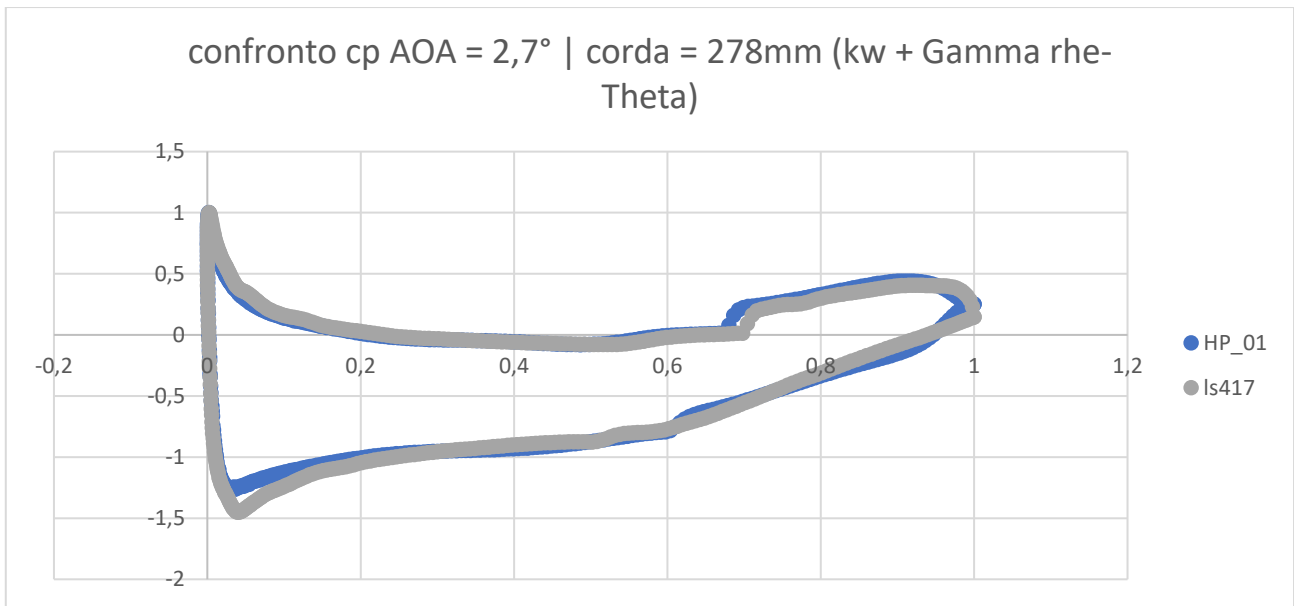


Figura 152: Confronto cp HP_01 rispetto il cp del GAW Is417

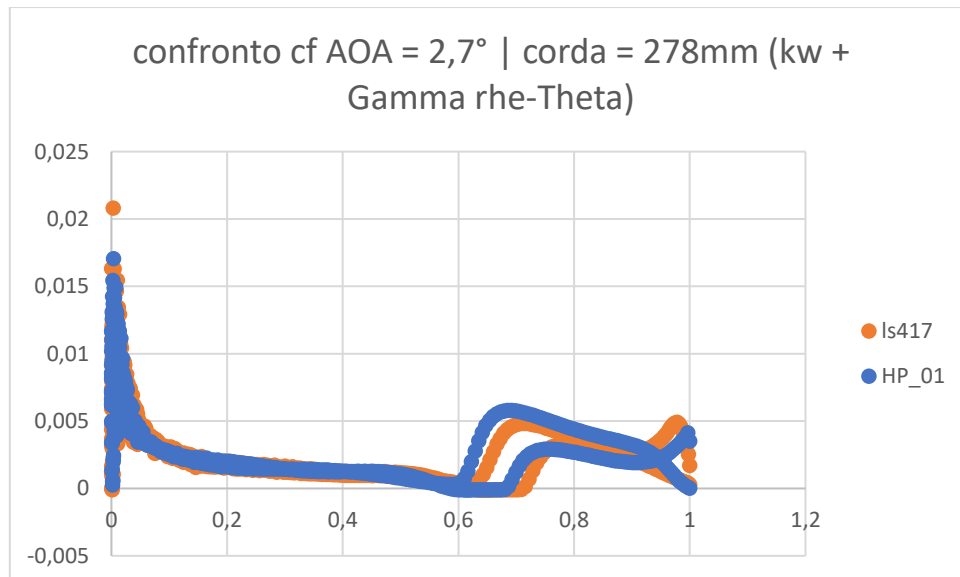


Figura 153: Confronto cf HP_01 rispetto cf GAW Is417

Successivamente nel 2D si è risimulato il tutto ottenendo una ottima corrispondenza tra il modello CFD 2D e quello realizzato in XFOIL, si è riusciti inoltre, dopo aver giocato un po' con i parametri del prism layer, a visualizzare le bolle laminari sia sull' intradosso, sia sull' estradosso. Inoltre non risulta più presente quel comportamento strano sul naso del profilo in corrispondenza dell'intradosso.

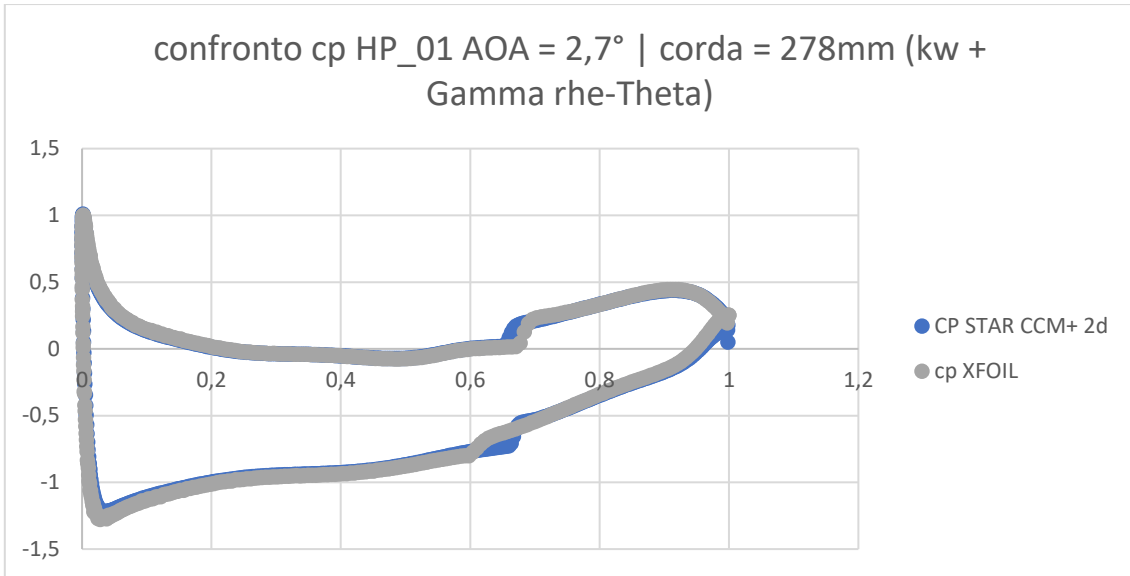


Figura 154: Confronto cp del HP_01 ottenuto dal 2D di STAR-CCM+ rispetto quello ottenuto da XFOIL

Dalla figura in alto si nota come oltre all'esser riusciti ad ottenere una spline con ottima risoluzione, si è riusciti anche a replicare il comportamento del profilo in XFOIL, il quale è un software molto più veritiero rispetto STAR-CCM+ nell'ambito bidimensionale.

Oltre a seguire perfettamente l'andamento è possibile anche visualizzare le due bolle laminari che si formano non proprio negli stessi punti di XFOIL, ma comunque nelle immediate vicinanze. Ottimo risultato vista la difficoltà con cui software CFD visualizzano il fenomeno della transizione.

L'unica cosa rimasta da controllare è che tali bolle, che è possibile visualizzare, siano effettivamente bolle laminari o comunque fenomeni causati dal flusso viscoso e non da problemi inerenti la geometria del profilo e dunque irregolarità della spline.

Per effettuare questa verifica è bastato effettuare un confronto tra la simulazione viscosa e quella non viscosa sul software XFOIL:

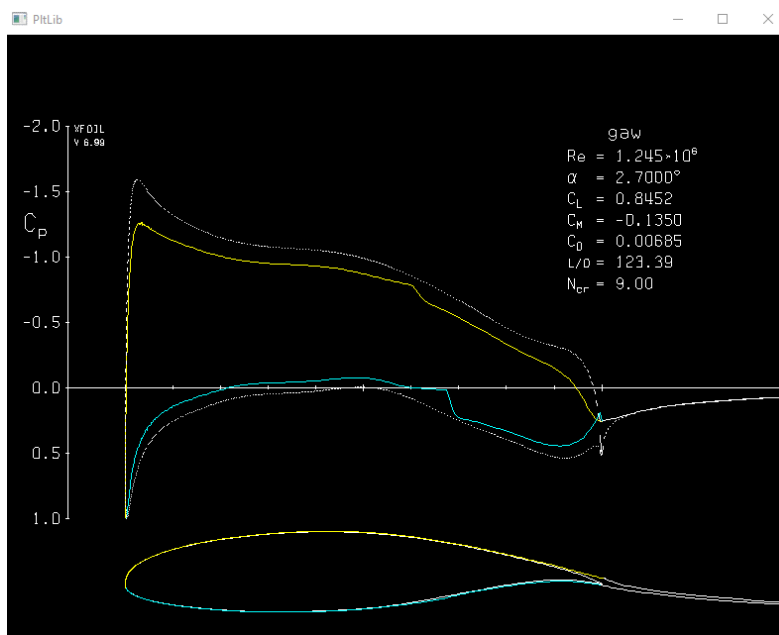


Figura 155: Confronto cp caso viscido VS caso inviscido del profilo HP_01

Dove è possibile visualizzare come la linea bianca tratteggiata, rappresentante il flusso inviscido, non presenta irregolarità nella zona in cui nel caso viscoso (linea gialla e linea blu) si formano tali bolle.

Di conseguenza il fenomeno che osserviamo è frutto della viscosità del fluido e non della geometria della spline, segno che la geometria definitiva ottenuta sia una geometria corretta ed affidabile.

Si è passati dunque a simulare l'ala 2D in ground effect posizionandola alla sua altezza di progetto da terra ($\approx 10\text{cm}$).

Da tale simulazione ci si aspetta un notevole aumento dell'area compresa tra il cp di intradosso e il cp di estradosso, il che sarebbe il sintomo di un maggior Cl e dunque una maggior deportanza del profilo.

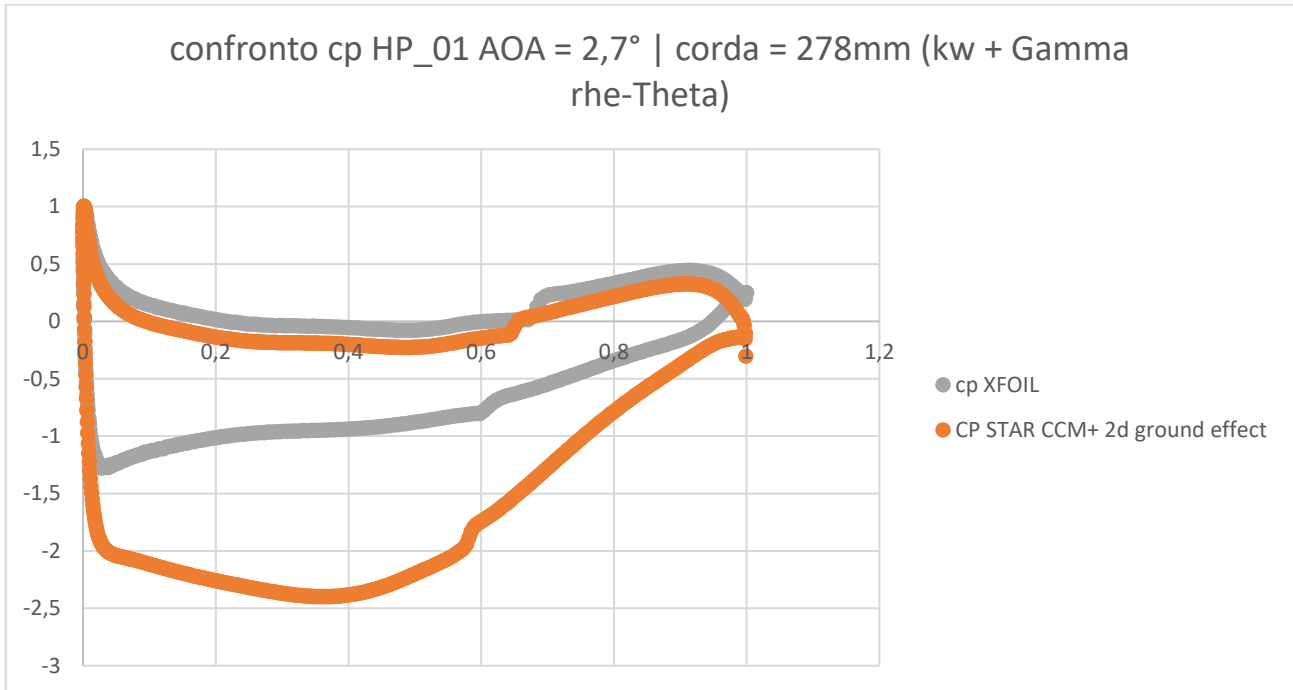


Figura 156: Confronto cp HP_01 con e senza effetto suolo, ottenuto dal 2D di STAR-CCM+

Come possibile notare dalla figura 156 infatti, entrambi i cp di estradosso e intradosso variano, in particolare il cp dell'intradosso (assetto deportante) ha un picco di aspirazione più alto ed è molto più spanciato, mentre il cp dell'estradosso perde un po' di sovrappressione. Tali comportamenti, differenti al caso di ala isolata, sono per l'appunto dovuti al Ground Effect il quale comporta un aumento sia in termini di Cl del profilo, ma anche da parte del Cd.

Infine per avere un confronto finale quantitativo della casistica 2D:

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm (kw + Gamma rhe-Theta)			
	XFOIL	STAR-CCM+ 2D	STAR-CCM+ 2D ground effect
Cd	0,0069	0,0100	0,016
Cl	-0,855	-0,8519	-1,643

Figura 157: Confronto quantitativo tra le varie simulazioni bidimensionali effettuate

Dal confronto tra le varie casistiche studiate si osserva come:

- si sia ottenuta un'ottima corrispondenza tra il modello in XFOIL e quello in STAR-CCM+, i valori di C_l sono estremamente simili mentre invece il C_d nel software della Siemens è sensibilmente più alto, ciò è dovuto probabilmente al troncamento della coda necessario al fine realizzativo dell'ala e all'alloggiamento del Gurney Flap. Tale troncamento non permette il massimo recupero di pressione ottenibile e si traduce in un maggior Form Drag e dunque causa un aumento del C_d .
- Lo studio del Ground effect ha visto un aumento notevole del C_l del profilo che ad una breve distanza dal terreno sfrutta l'effetto suolo per massimizzare la sua deportanza. Ovviamente però aumenta di circa la metà anche il C_d , effetto collaterale del ground effect. Interessante osservare e verificare quello che è stato detto in precedenza, e cioè che il c_p dell'estradosso rimane quasi simile al caso senza ground effect, mentre il grafico del c_p dell'intradosso è molto più spanciato, ciò vuol dire che la depressione che si genera sull'intradosso è molto maggiore del caso standard, e dunque la perdita che si ha sull'estradosso è molto minore del guadagno sull'intradosso con conseguente notevole aumento del C_l del profilo.

Da qui, dunque, si è avuta un'idea di quelle che sono le prestazioni che ci si attende dal profilo e dunque dall'ala, e si è proceduto con un'analisi 3D pur essendo a conoscenza che le prestazioni sarebbero peggiorate a causa dei tip vortex introdotti dalla tridimensionalità del problema.

4.2.2 Studio tridimensionale (3D)

4.2.2.1 Ala e Gurney con Endplates

Il primo studio tridimensionale ha riguardato l'analisi CFD dell'ala singola, dunque senza la presenza dei piloni e del musetto della vettura. In modo tale da visualizzare le massime prestazioni dell'ala tridimensionale e poterle poi confrontare con i risultati ottenuti in presenza del musetto, ed in particolare confrontarle con i risultati dell'analisi 2D per visualizzare l'influenza dei Tip Vortex.

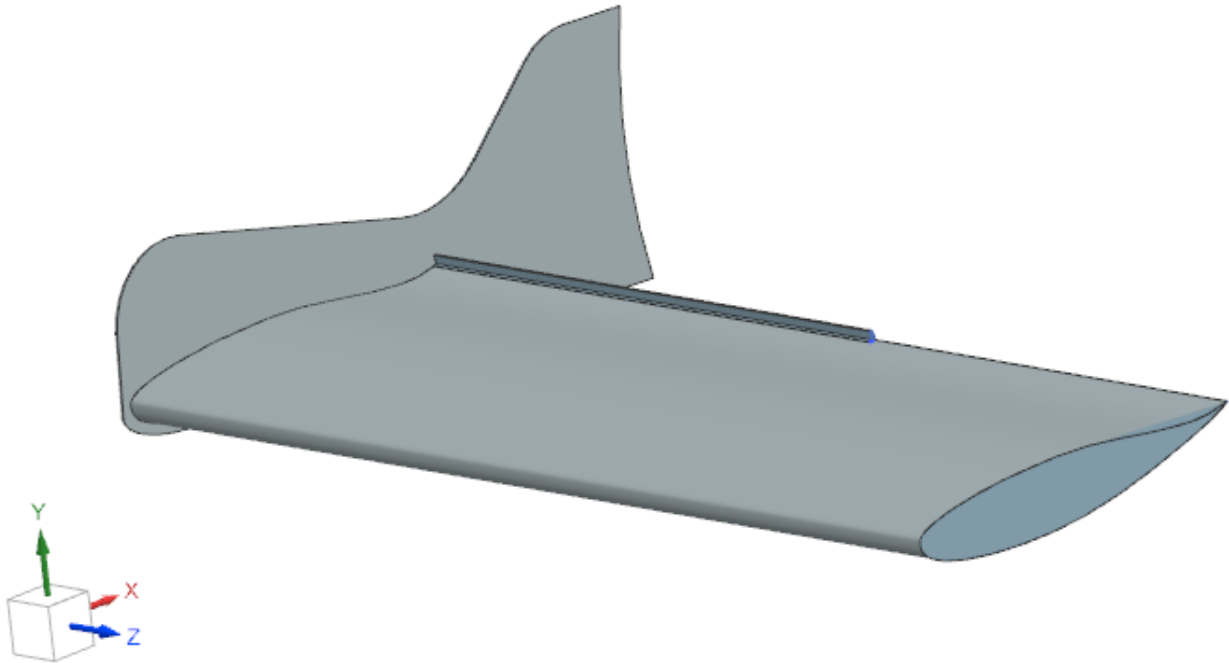


Figura 158: Geometria simulata solo ala, Gurney ed enplates

La prima simulazione 3D eseguita è stata una simulazione della sola ala con endplates, si è riusciti a portare le simulazioni in convergenza ma non si è riusciti a visualizzare le bolle laminari su ambo i lati del profilo, si è dunque proseguito andando a giocare con il prism layer ma giocando con esso si è notato come fosse molto più difficile arrivare a convergenza.

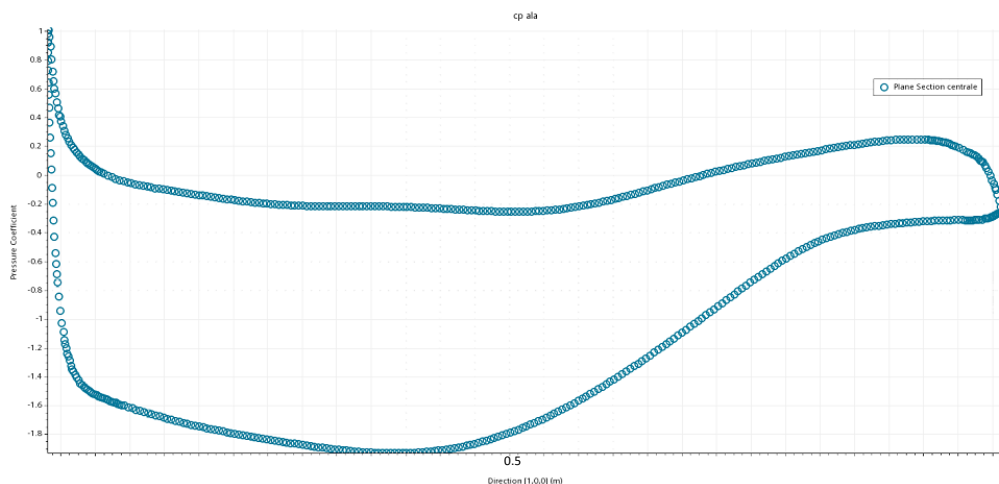


Figura 159: cp HP_01 caso tridimensionale ottenuto da STAR-CCM+ in condizioni di non ottimale convergenza dei residui

Dopo svariate prove si è riusciti ad arrivare a convergenza, variando anche i parametri del prism layer, ma delle 2 bolle laminari nemmeno l'ombra nonostante si fosse utilizzato il modello di transizione sopra citato. Da qui si è pensato che nel 3D potesse avvenire un qualche fenomeno di disturbo, dovuto dalla tridimensionalità, che causasse un'anticipazione della transizione e dunque dello strato limite turbolento sul profilo.

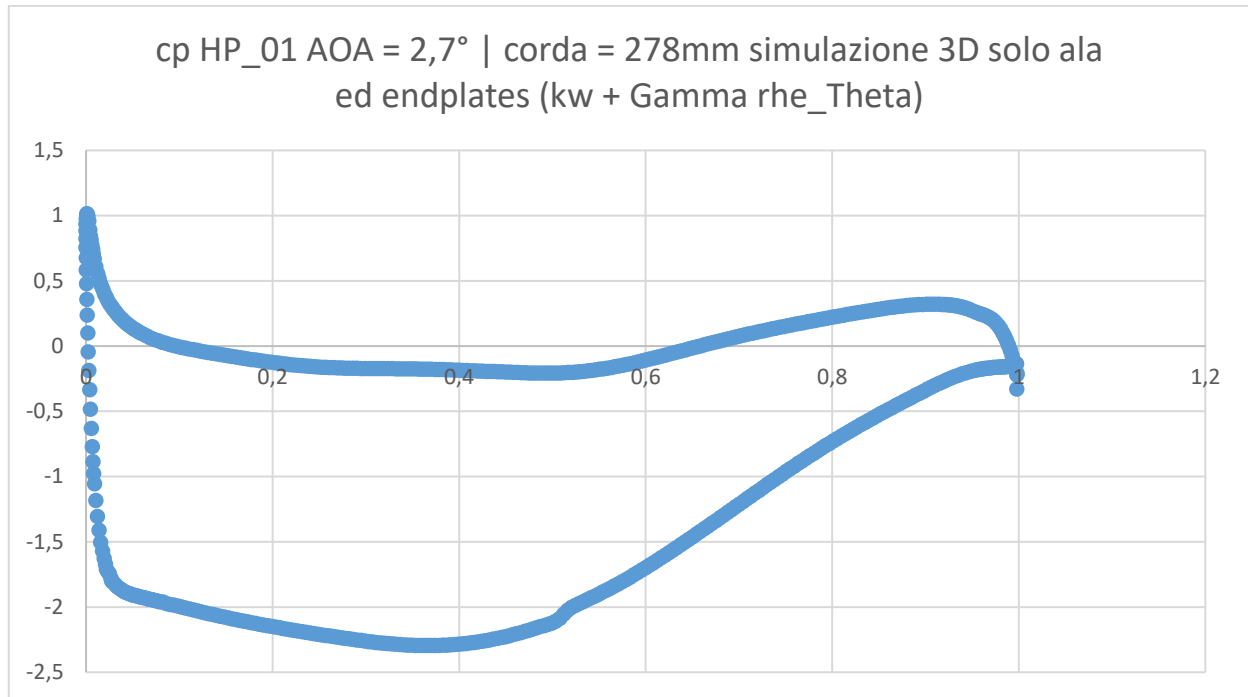


Figura 160: cp HP_01 caso tridimensionale ottenuto da STAR-CCM+ con convergenza dei residui

Per capire se l'ipotesi fatta fosse vera si è andati a visualizzare il grafico del cf e lo si è confrontato con quello del 2D, si nota infatti come il cf del 3D a circa il 50% della corda, sia maggiore rispetto quello del 2D sulla stessa percentuale di corda, cosa che potrebbe far pensare che l'ipotesi fatta precedentemente sia vera in quanto lo strato limite turbolento essendo più energetico del laminare causa un maggior attrito a parete e di conseguenza un maggior cf.

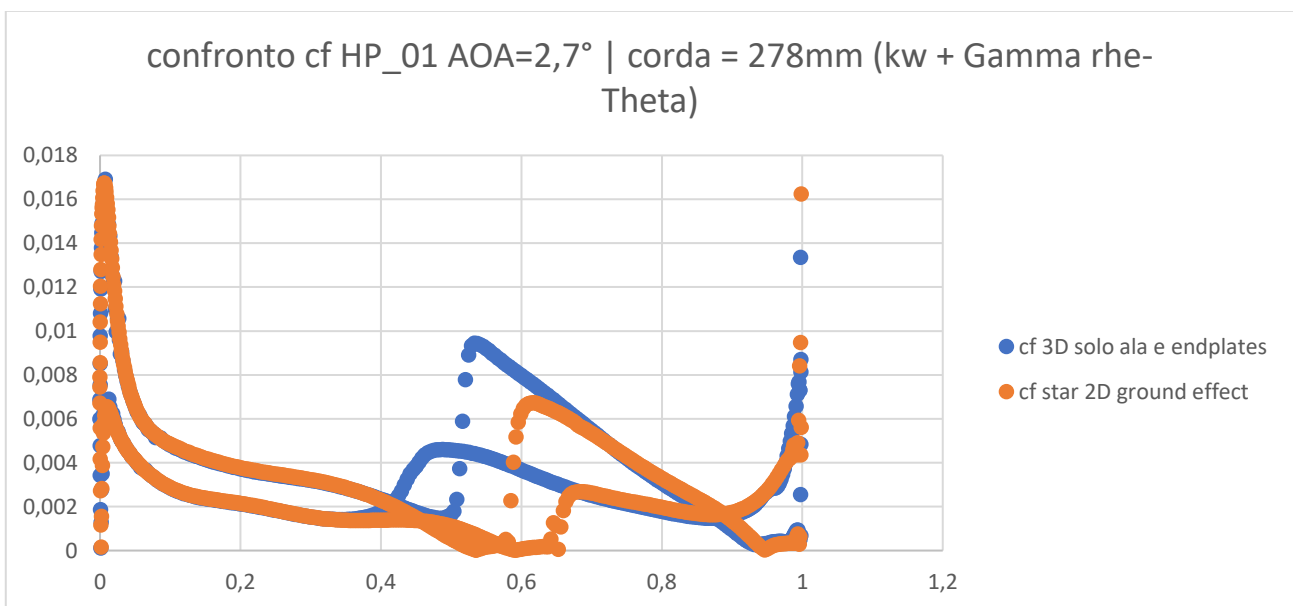


Figura 161: Confronto cf 2D VS 3D

Da considerare inoltre che essendo nel caso tridimensionale si hanno componenti di flusso nella terza dimensione, le quali generalmente non permettono la generazione di bolle laminari su delle ali così corte come quelle di una vettura motorsport.

Per ricercare ulteriori conferme si è proceduto a visualizzare la scalar scene dell'intermittency (parametro relativo al gamma re-theta transition model) ed a visualizzare, sempre tramite una scalar scene, l'energia cinetica turbolenta K, entrambe facendo un maggior focus su quella che è la zona poco antecedente e poi immediatamente successiva al profilo.

Da tali visualizzazioni è emerso che il risultato della simulazione risulta veritiero, difatti non si presentano irregolarità e tali risultati risultano in linea con le ipotesi fatte inizialmente.

Infatti il fluido subisce una transizione netta a turbolento, quel che si era visto come bolla laminare in realtà rappresenta la tendenza del fluido a generare una bolla che però non si genera a causa della transizione netta che avviene e a causa di fenomeni tridimensionali che sono molto difficili da interpretare, specialmente su un software CFD. Anche nel 2D la bolla vera e propria non c'è e si tratta dello stesso fenomeno sopra citato, in quanto il c_p non diventa mai perfettamente orizzontale ed il c_f non diventa mai perfettamente nullo.

Si è dunque confrontato il c_p di mezzeria della simulazione 3D con solo ala e endplates (senza crashbox) con quella 2D ad effetto suolo:

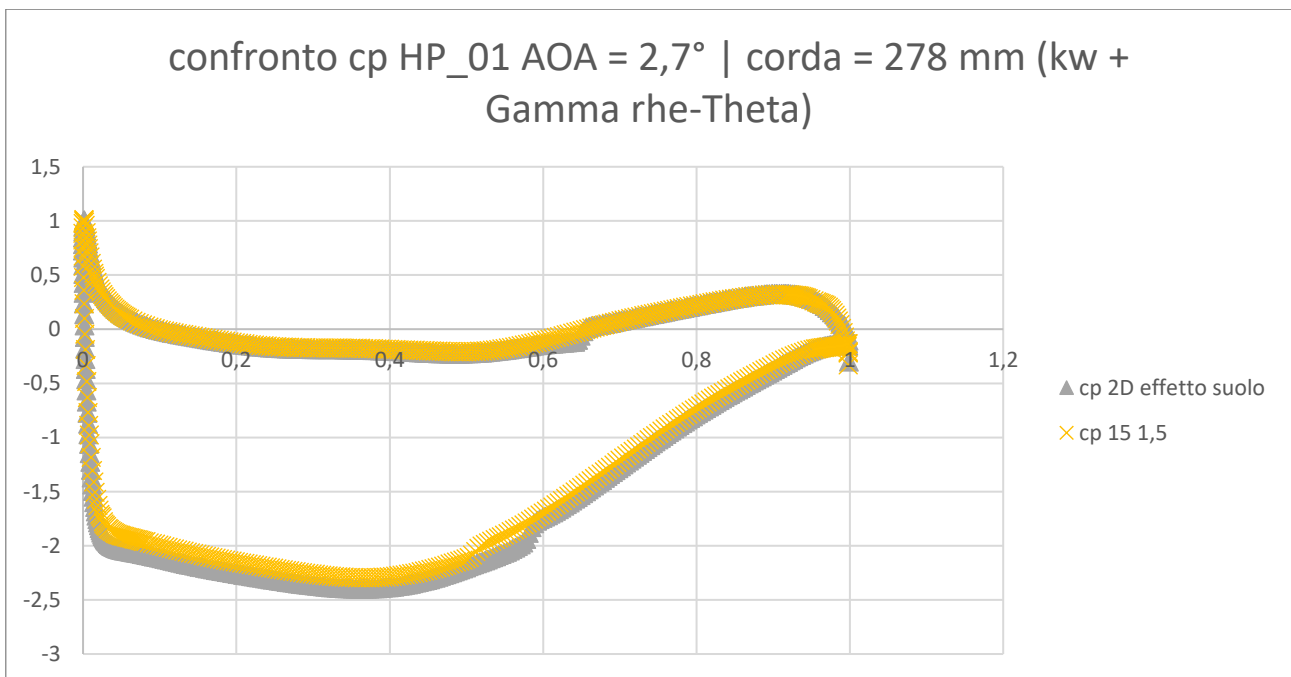


Figura 162: Confronto c_p caso 2D(grigio) VS caso 3D(giallo)

Dove si nota un'ottima corrispondenza tranne che per le bolle laminari che, come già descritto, non si è riusciti a visualizzare nel 3D.

Simcenter STAR-CCM+

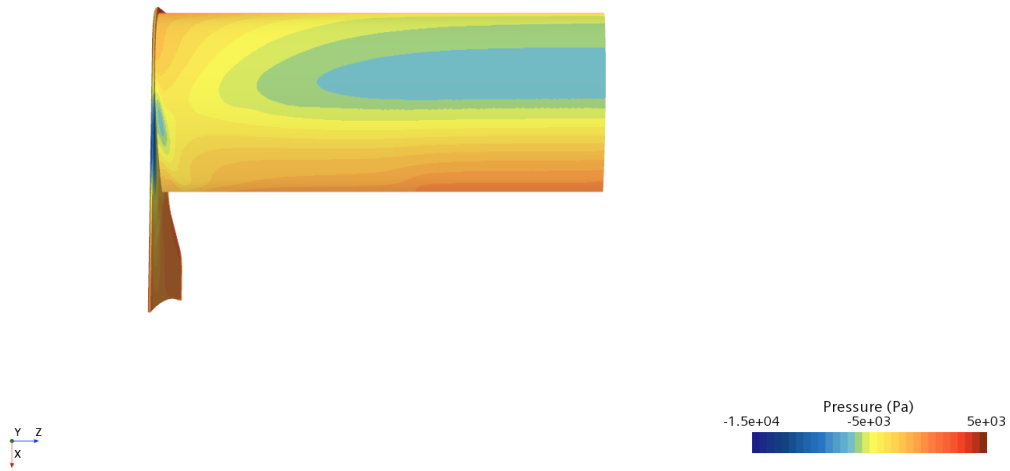


Figura 163: Pressure Contour sull'intradosso dell'ala

Si nota inoltre come la fisica del problema sia esatta in quanto sul ventre del profilo si ha una depressione massima al centro che va via via diminuendo in modulo verso l'esterno, in accordo al fenomeno dei vortici di estremità, e diminuisce in modulo avvicinandosi alla coda, sintomo che il recupero di pressione avviene.

Simcenter STAR-CCM+

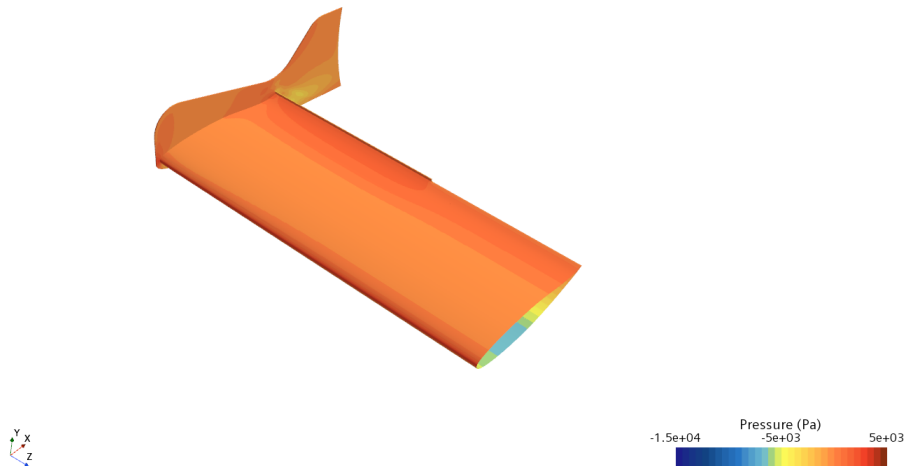


Figura 164: Pressure Contour sull'estradosso dell'ala

Mentre sul dorso del profilo si ha una zona in pressione omogenea caratterizzata da un'elevata sovrappressione nella zona del Gurney Flap come ci si poteva aspettare dalla fisica del problema.

Nella tabella sottostante è riportato un confronto quantitativo tra la simulazione 2D ad effetto suolo e quella 3D appena descritta:

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm		
	STAR-CCM+ 2D ground effect	STAR-CMM+ 3D ground effect solo ala e endplates kw gamma re theta
Cd e CD	0,016	0,035
Cl e CL	-1,643	-0,773
Drag [N]	-	38,65
Lift [N]	-	-858,96

Figura 165: Confronto quantitativo simulazione 2D ad effetto suolo VS simulazione 3D ala isolata ad effetto suolo

Dalla tabella è possibile notare la notevole perdita di performance da parte dell'ala nel passaggio al tridimensionale, come già accennato tale perdita di prestazione è dovuta ai vortici di estremità.

Si osserva infatti un aumento del CD di circa il doppio del caso bidimensionale, dovuto al Drag indotto dai tip vortex ed una notevole diminuzione del CL causata dall'influenza che questi vortici hanno sull'ala finita.

4.2.2.2 Assieme anteriore globale

Ottenuto un risultato veritiero dalla simulazione solo ala ed endplates, si è passati a simulare l'assieme:

- Ala e Gurney;
- Endplates;
- Piloni;
- Crashbox.

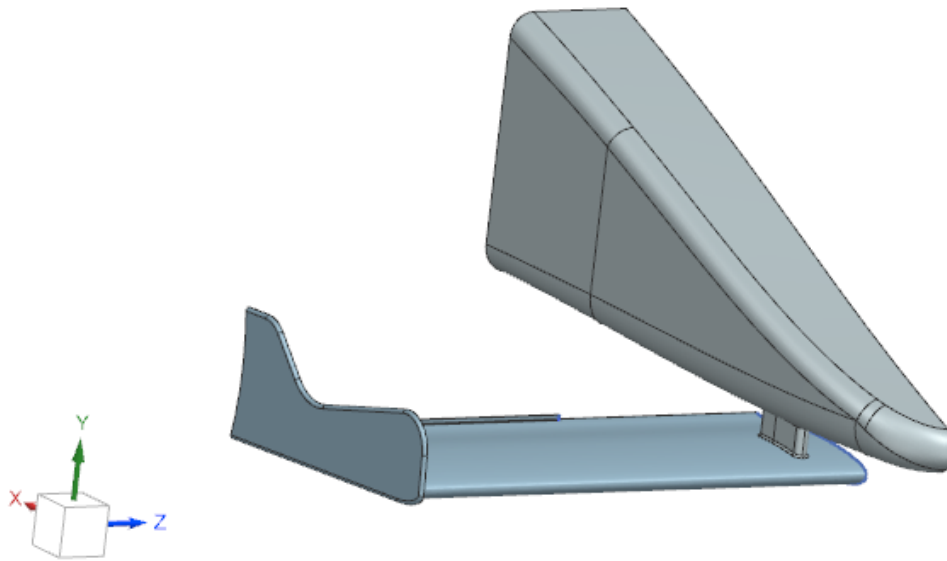


Figura 166: Geometria simulata: assieme anteriore globale

In simulazioni di questo tipo in realtà sarebbe utile introdurre anche le ruote anteriori della monoposto, per visualizzare come l'ala davanti vada ad influenzare il flusso su di esse. A causa della mancanza di dati però non è stato possibile e ci si è dovuti accontentare dell'assieme anteriore senza le ruote.

Il problema inoltre potrebbe essere che essendo corto il crashbox, la zona di ricircolo che si andrebbe a creare dietro di esso potrebbe andare ad influenzare il comportamento dell'ala, cosa che in realtà non accadrebbe perché dietro di esso ci sarebbe il telaio della vettura oltre a tutti gli altri componenti della stessa.

In ogni caso però si ricorda come lo scopo della tesi sia quello di visualizzare le prestazioni massime dell'ala e dunque l'effetto di interazione con le ruote è sicuramente un parametro fondamentale per l'aerodinamica di una monoposto ma non scopo di questa tesi.

Dalla simulazione dell'assieme ci si aspetta una diminuzione di prestazioni nella parte centrale dell'ala, dovuta all'interazione che c'è tra di essa e il suo musetto, dunque l'andamento del C_l e della portanza dell'ala sarà di tipo semiellittico in accordo con la teoria dei vortici di estremità, con un ulteriore flesso e dunque concavità al centro dell'ala dovuta appunto alla sopracitata interazione tra l'elemento aerodinamico e il musetto della vettura.

Tale diminuzione di prestazione è dovuta al fatto che il flusso a causa del raccordo del muso della vettura accelera in una zona molto vicina l'estradosso del profilo, che ha una velocità molto inferiore rispetto l'intradosso (profilo deportante).

Ciò causa una maggior velocità del flusso sull'estradosso (anche grazie ad una sorta di effetto Venturi nel gap che si crea tra ala e musetto) la quale, per la prima equazione di Eulero, diminuisce la pressione sul dorso stesso rispetto il caso isolato facendo diminuire la differenza di pressione tra i due lati del profilo e dunque diminuendo la deportanza dell'ala.

Una verifica di tale comportamento si ottiene sovrapponendo nella sezione centrale dell'ala il grafico del c_p del caso ala isolata e del caso con il musetto, il c_p dell'intradosso rimane pressochè lo stesso mentre quello dell'estradosso si abbassa diminuendo dunque l'area sottesa al grafico del c_p e dunque la deportanza generata dall'ala.

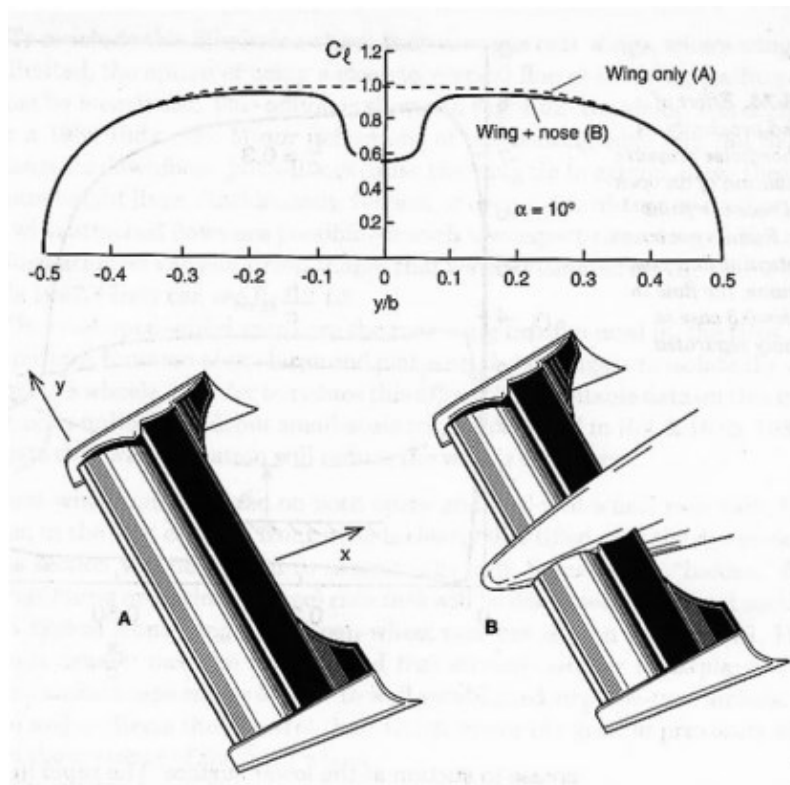


Figura 167: Distribuzione di portanza in un'ala collegata ad un musetto

Dopo aver modificato ulteriormente il CAD di crashbox e piloni che davano problemi nell'esecuzione del Surface Wrapper e di conseguenza della mesh, si sono comunque riscontrati problemi di convergenza, infatti i residui divergono molto.

Si è dunque eseguita una diagnostica dell'errore andando a visualizzare una scena dell'Sdr (Specific Dissipation Rate) residuo relativo alla legge di bilancio dell'Omega (relativa al modello di transizione utilizzato), in quanto primo dei residui a divergere.

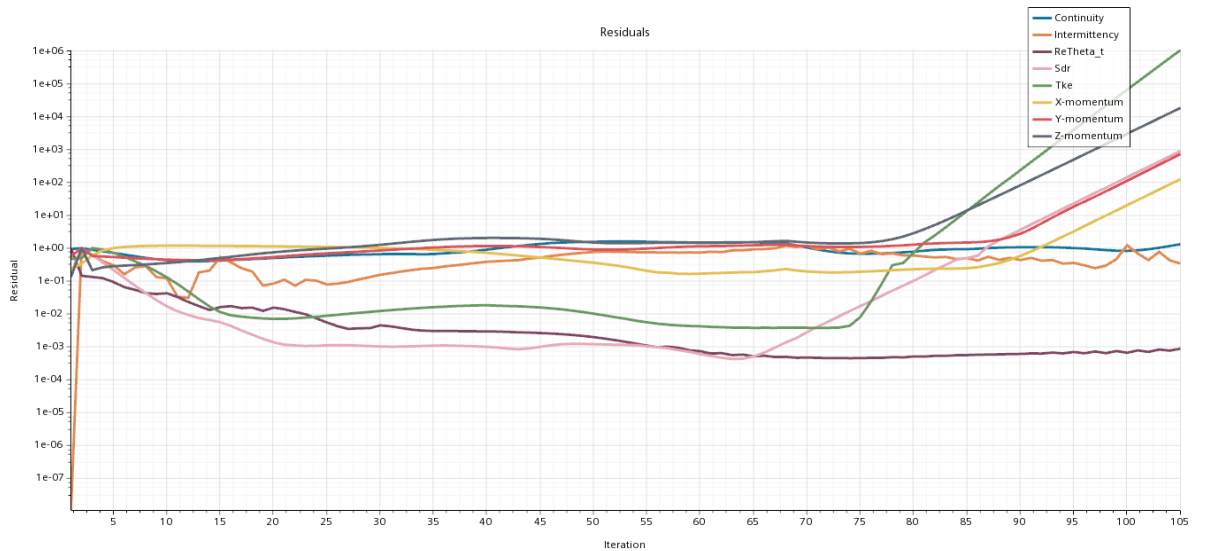


Figura 168: Residui in divergenza della simulazione dell'assieme globale ala + crashbox

Da tale analisi si è visualizzato come ci fossero alcuni elementini a portare la simulazione in divergenza, tali elementini, verificati anche con una scena di pressione, risultano essere collocati sulla superficie di intradosso ed estradosso dell'ala, nelle vicinanze dell'endplates.

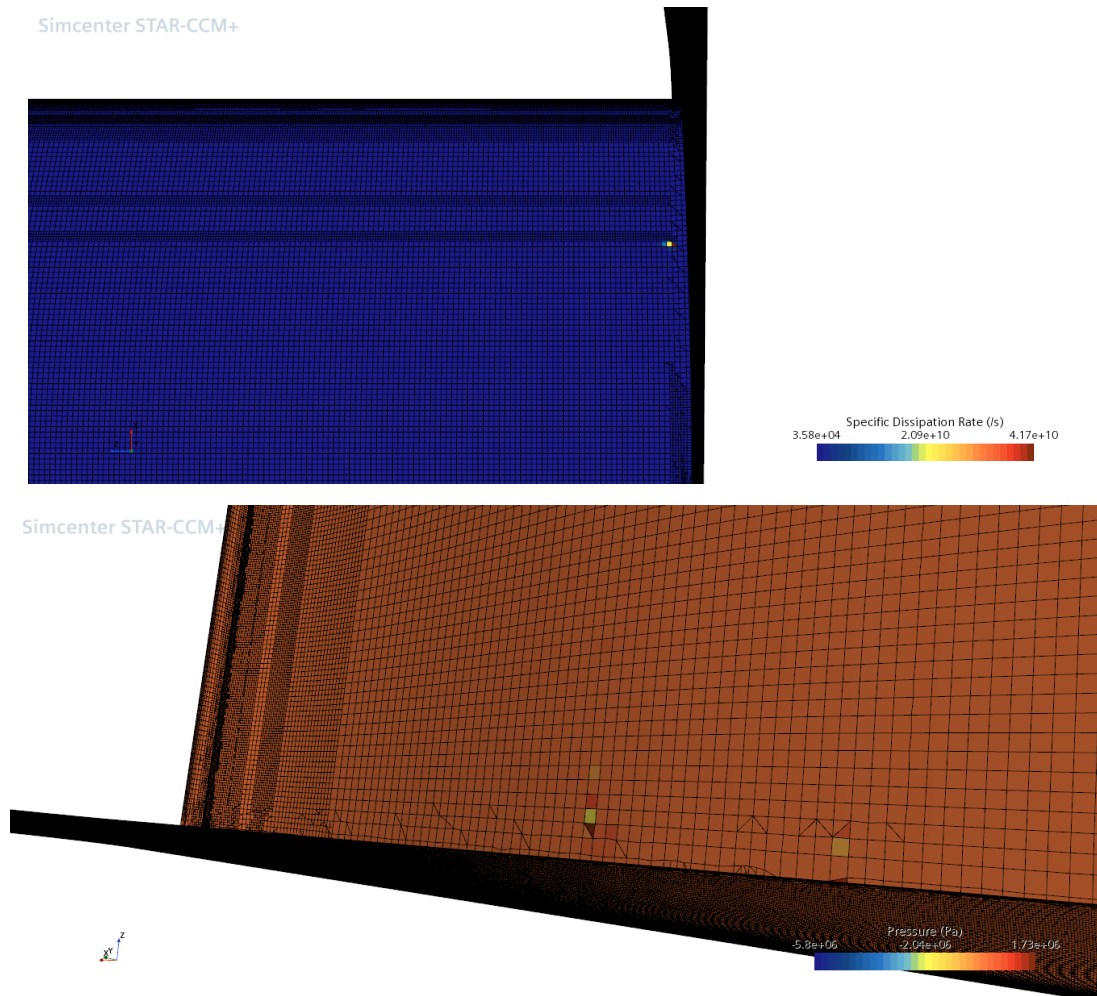


Figura 169: Elementi in divergenza nella simulazione dell'assieme globale

Da qui le soluzioni pensate per risolvere tale problematica sono state due principalmente:

- eseguire una simulazione con il solo modello di turbolenza K- ω SST;
- infittire la zona critica e rieseguire la simulazione con gli stessi parametri.

Per primo si è provato ad eseguire una simulazione utilizzando unicamente il modello di turbolenza SST in quanto si è visto come nel 3D avvenga una transizione secca anziché avvenire il fenomeno della bolla laminare, anche a causa degli effetti tridimensionali, di conseguenza si è pensato di rimuovere il modello di transizione gamma re-theta per ridurre il costo computazionale della simulazione ed aiutare la convergenza.

Nonostante una mesh di circa 40mln di celle, anche il K- ω SST non è riuscito ad arrivare ad una buona convergenza dei residui:

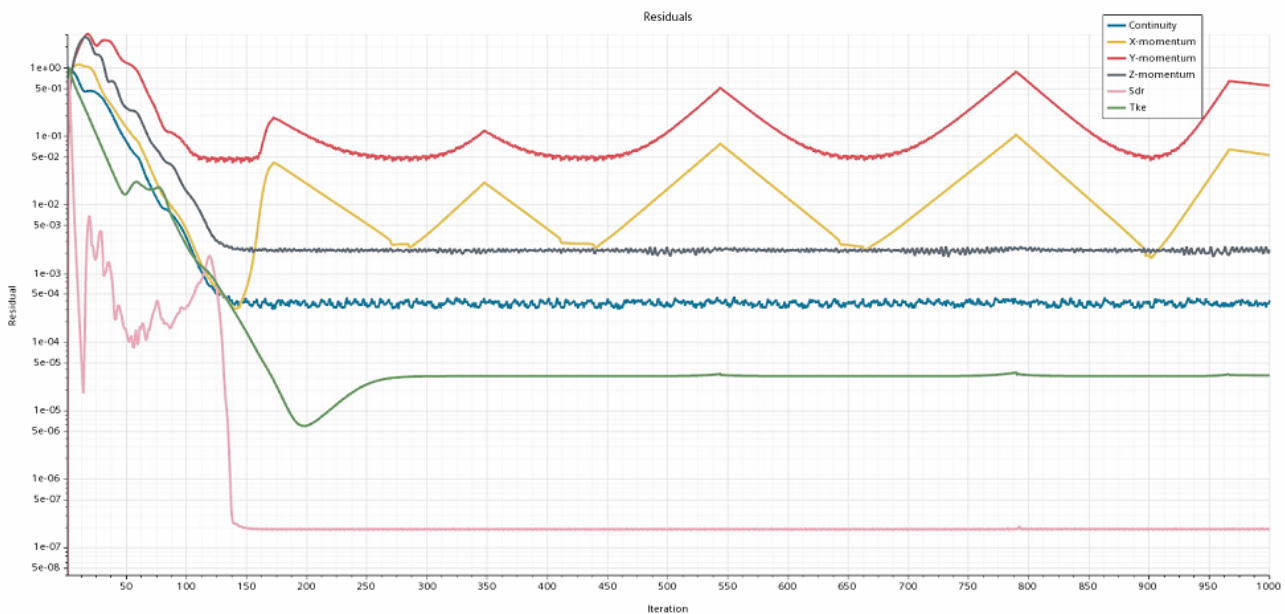


Figura 170: Residui simulazione con il solo k-w

Allora si è proceduto con il secondo tentativo, quello di infittire la zona in cui la mesh presenta criticità.

Dopo il fallimento di tale nuovo tentativo si è rieseguita la mesh andando ad infittire notevolmente le dimensioni delle mesh di superficie su ogni elemento dell'assieme e si sono scelti parametri per avere una crescita/decrecita della mesh in modo molto più dolce rispetto le precedenti simulazioni.

Anche questa volta però non si è riusciti ad evitare la divergenza, dunque si è pensato che il problema derivasse in parte al dominio computazionale, ed in parte ad un prism layer troppo fitto nella zona di crashbox e piloni.

Aggiustati questi parametri si è riusciti a portare a convergenza sia la simulazione con il solo modello di turbolenza $K-\omega$ SST, sia quella con il modello di transizione Gamma Re-Theta:

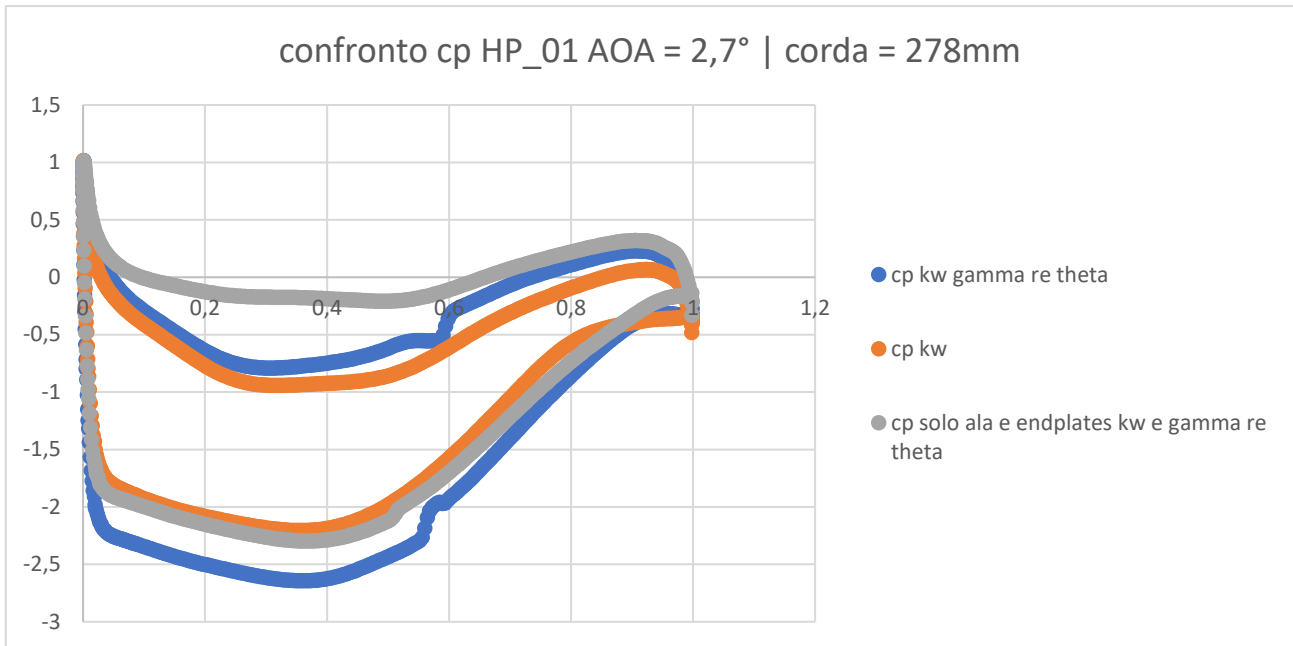


Figura 171: Confronto cp tra caso ala isolata e caso ala con musetto ($k-\omega$ +gamma e $k-\omega$)

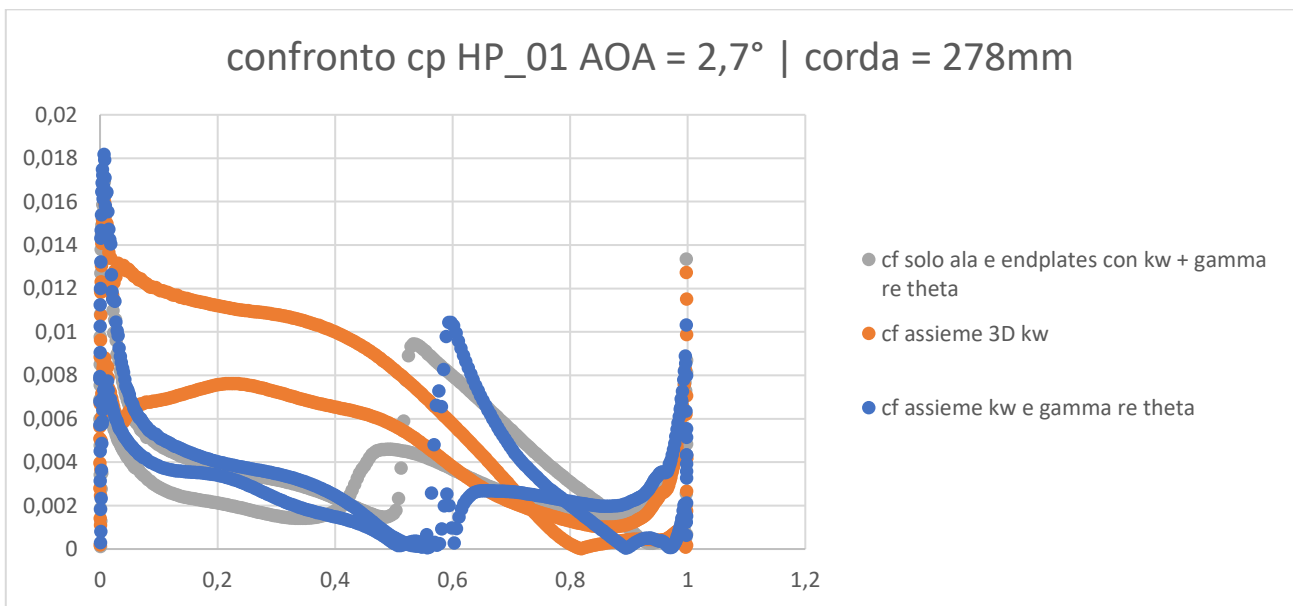


Figura 172: Confronto cf tra caso ala isolata e caso ala con musetto ($k-\omega$ +gamma e $k-\omega$)

Nelle figure sopra riportate è possibile osservare l'andamento del cp e del cf sulla sezione centrale dell'ala delle simulazioni:

- simulazione 3D solo ala ed endplates senza crashbox ($K-\omega$ & Gamma Re-Theta);
- simulazione 3D assieme con crashbox ($K-\omega$);
- simulazione 3D assieme crashbox ($K-\omega$ & Gamma Re-Theta).

Si nota come innanzitutto ci sia una perdita di downforce rispetto il caso senza musetto, causata da una curva più bassa sull'estradosso, che come definito in precedenza subisce una sorta di effetto Venturi a causa del muso della vettura andando a diminuire la sovrappressione diminuendo dunque la downforce generata dall'ala.

Si nota inoltre come il Gamma Re-Theta abbia un comportamento molto veritiero in termini di c_f ma assolutamente non veritiero nel caso del c_p , mentre invece il $k-\omega$ si comporta molto bene nel c_p , ma non segue il comportamento coerente al caso senza musetto nel c_f .

Per quanto riguarda l'influenza del musetto sulle prestazioni dell'ala invece si è realizzato un confronto tra c_p presi rispettivamente:

- al centro dell'ala;
- a 3/4 dell'ala;
- all'estremità dell'ala.

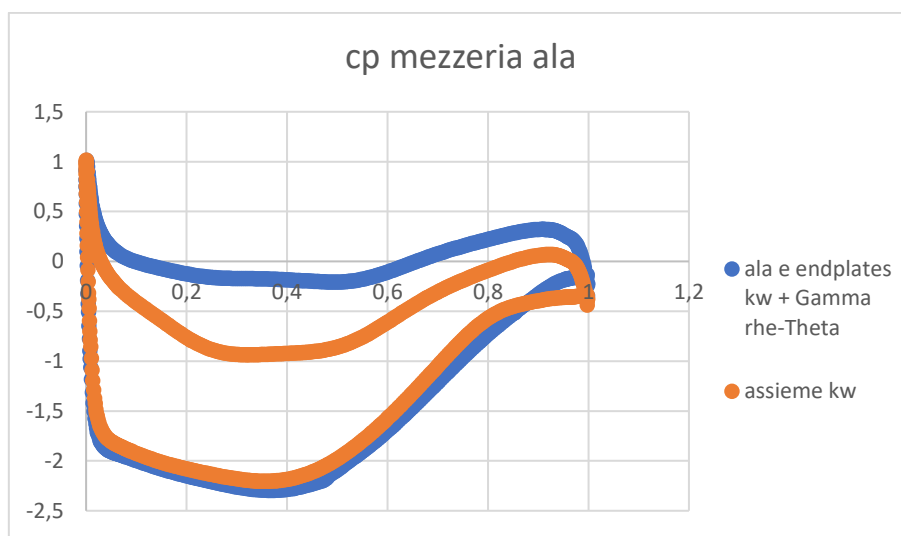


Figura 173: Confronto c_p di mezzeria ala isolata VS ala con musetto ($k-\omega$)

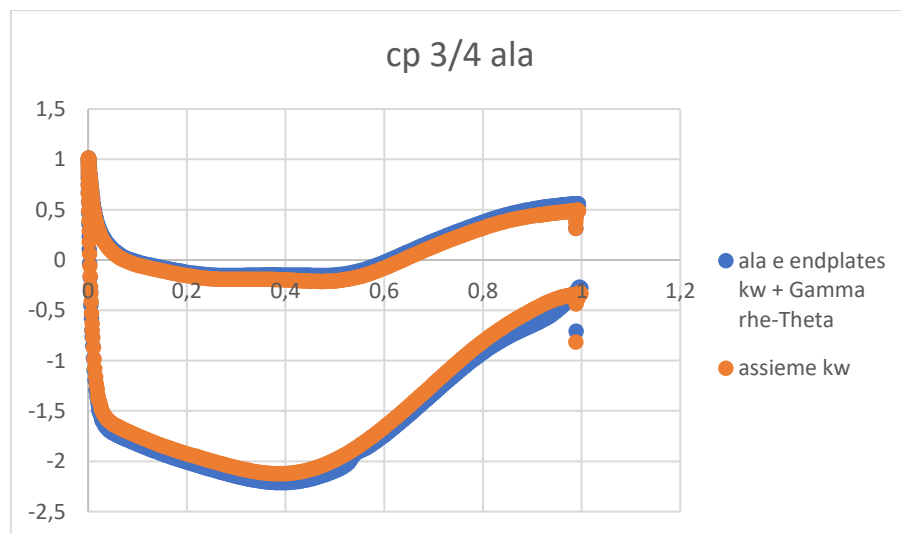


Figura 174: Confronto c_p a 3/4 di ala isolata VS ala con musetto ($k-\omega$)

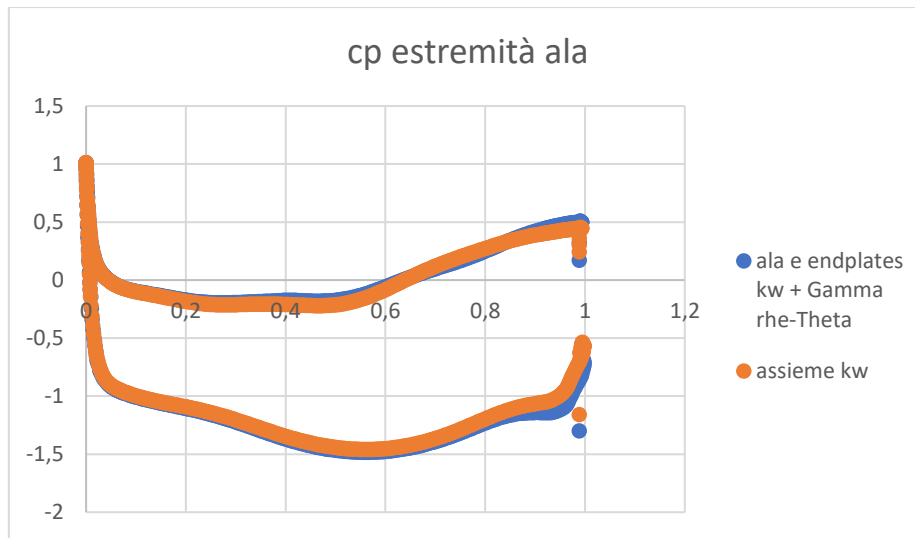


Figura 175: Confronto cp all'estremità di ala isolata VS ala con musetto ($k-\omega$)

Innanzitutto si osserva come a 3/4 dell'ala e come alla sua estremità, a causa della presenza del Gurney flap si ha un comportamento strano del profilo, ciò poiché la pressione in uscita non è uguale per estradosso ed intradosso e dunque le due curve non convergono ad un singolo punto in coda ma bensì rimangono separate.

Tra le due configurazioni la differenza evidente si visualizza solamente al centro dell'ala, la zona in cui è collocato il musetto per l'appunto, sintomo che il comportamento dell'ala rimane pressochè lo stesso, eccetto per la zona centrale che risente della presenza del musetto, ed in particolare si nota la perdita di downforce (diminuzione dell'area compresa tra le due curve del cp rispetto il caso isolato).

Andando ad analizzare i dati quantitativi di post processing:

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm			
	STAR-CCM+ 3D ground effect solo ala e endplates kw gamma re theta	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox kw	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox kw + gamma re theta
CD	0,035	0,035	0,033
CL	-0,773	-0,675	-0,841
Drag [N]	38,65	38,35	36,56
Lift [N]	-858,96	-750,68	-934,84

Figura 176: Confronto simulazioni 3D

(I valori tabellati di forza Drag e Lift, sono da moltiplicare X2 in quanto si è studiata metà geometria sul software CFD per motivi di risparmio computazionale sfruttando la simmetria)

Dai valori è possibile notare come sia il $K-\omega$ il modello più responsivo, in quanto la downforce totale diminuisce rispetto il caso senza musetto, mentre nel caso del gamma re-theta addirittura aumenta, impossibile per la fisica del problema.

Si è scelto dunque, anche in base alle considerazioni fatte precedentemente, di proseguire con il modello $K-\omega$ senza il modello di transizione.

Andando a studiare i risultati e paragonandoli con quelli dell'ala senza crashbox:

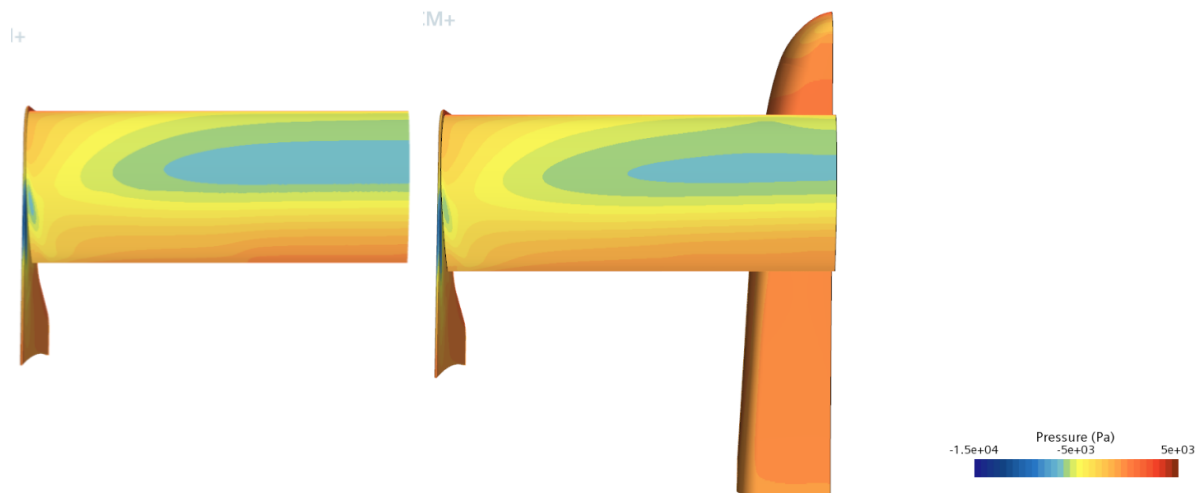


Figura 177: Confronto vista dal basso Pressure Contour ala isolata VS ala con musetto

Si può notare come nella simulazione con il crashbox si ha una depressione minore al centro del profilo, probabilmente a causa del disturbo dei flussi derivanti dalla presenza del musetto.

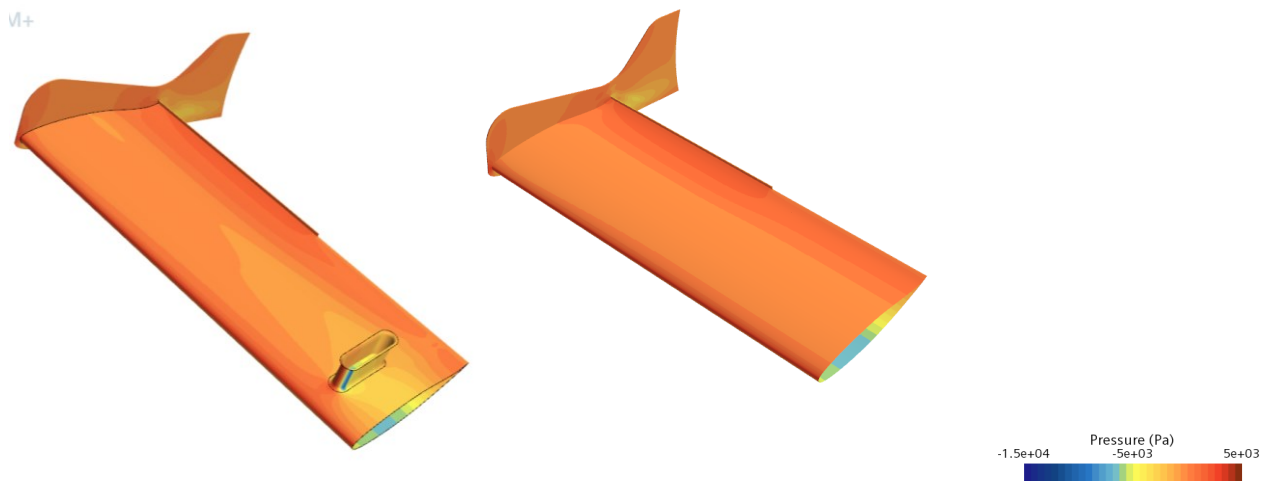


Figura 178: Confronto vista dall'alto Pressure Contour ala isolata VS ala con musetto

Sul dorso del profilo invece la situazione cambia notevolmente, si ha una minor sovrappressione nel centro dell'ala a causa della presenza del musetto ed inoltre si hanno disturbi introdotti dalla presenza del pilone di supporto dell'ala ancorato al muso della vettura, il quale ovviamente sporca e devia i flussi.

Inoltre è possibile visualizzare come a causa dei tip vortex il punto di ristagno sull'ala si sposti verso l'intradosso mano a mano che ci si avvicina all'estremità dell'ala (diminuzione dell'angolo di attacco effettivo a causa dell'angolo indotto dai tip vortex):

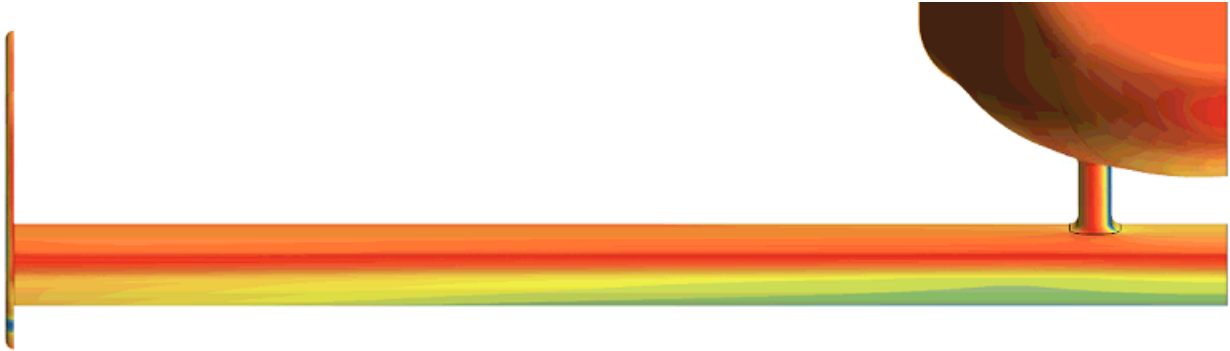


Figura 179: Spostamento del punto di ristagno dovuto ai Tip Vortex lungo lo span dell'ala

Ovviamente i confronti tra i due casi sono stati realizzati a parità di scala di colori.

4.2.2.3 Crashbox estruso

Andando a visualizzare le streamlines dell'assieme simulato con il solo $K-\omega$ però, emerge una possibile problematica già predetta in parte in fase di progettazione:

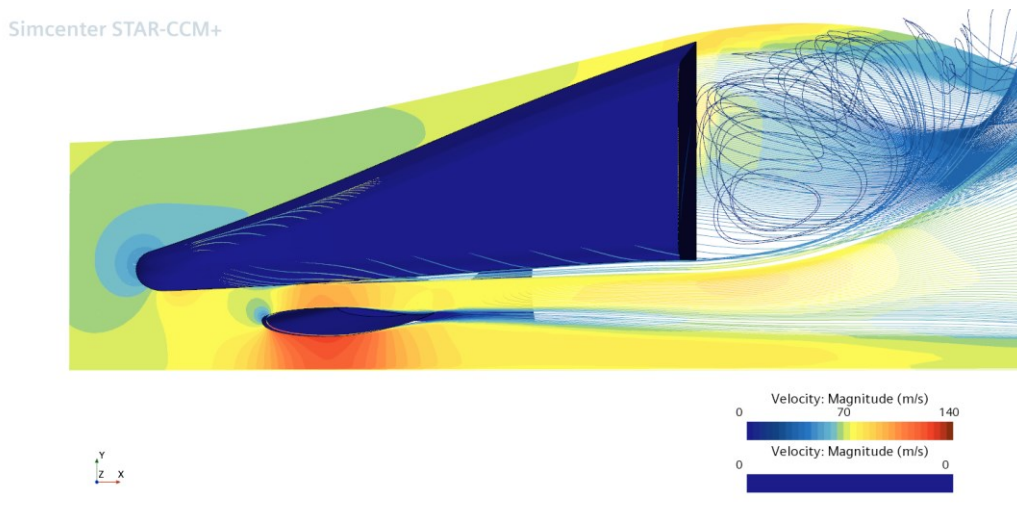


Figura 180: Zona di ricircolo dietro il Crashbox

E cioè che immediatamente dietro il crashbox si forma una forte zona di ricircolo in depressione che potrebbe disturbare il corretto funzionamento dell'ala date le sue vicinanze alla stessa e dato che parliamo di un flusso incomprimibile.

Nella realtà si avrebbe il telaio della vettura dietro il crashbox, le ruote ed altri componenti che non porterebbero ad un comportamento tale.

Motivo per cui si è scelto di andare ad eseguire un'altra simulazione prolungando il crashbox tramite un'estrusione lineare fino a raggiungere una lunghezza totale di 4455mm, circa la lunghezza tipica di una vettura F4.

Molto interessante è inoltre andare a visualizzare la zona in depressione che si forma sull'endplates in entrambe le simulazioni (ala + endplates ed assieme completo):

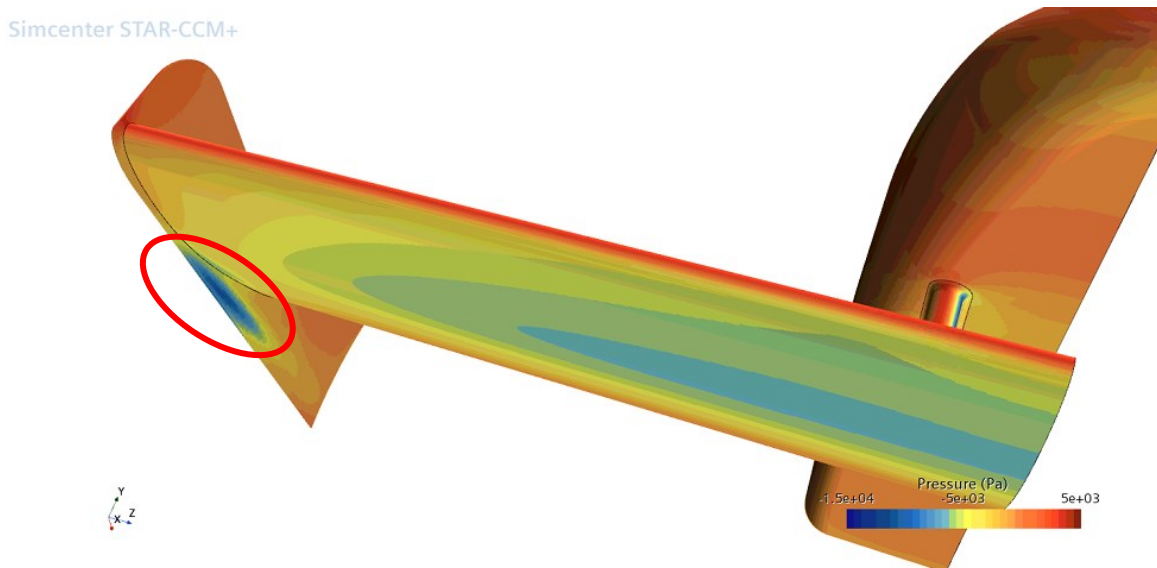


Figura 181: Depressione nella zona inferiore dell'endplates

Tale zona di depressione è qualcosa di molto particolare, inizialmente non ci si riusciva a spiegare il motivo di esistenza di tale zona, si è dunque pensato di andare a visualizzare i flussi sull'endplates:

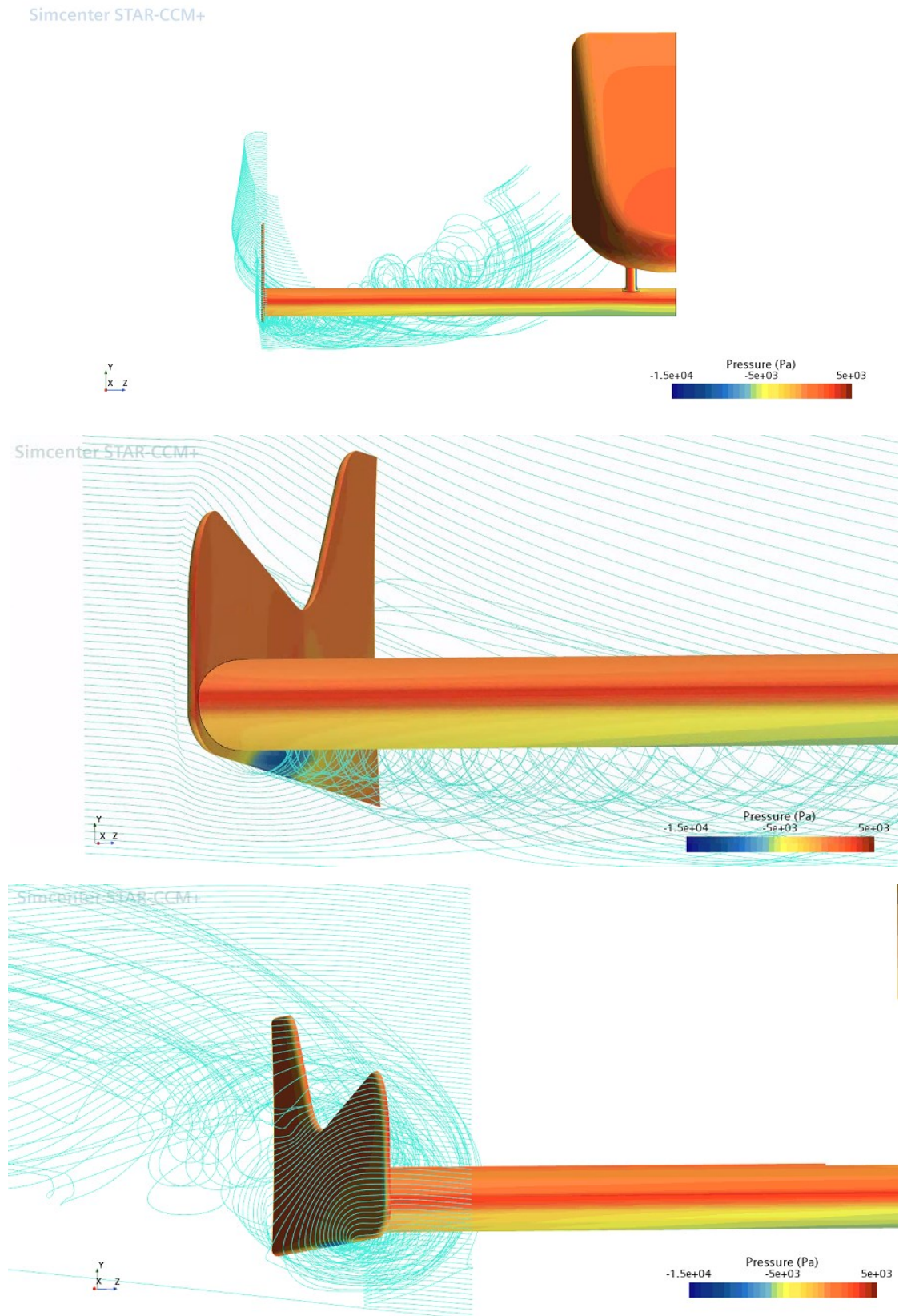


Figura 182: Pathlines che mostrano il flusso sugli endplates

Visualizzando i flussi si nota come i vortici di estremità vadano a ricongiungersi nonostante l'altezza molto prossima al terreno ($\approx 5\text{cm}$ nella zona di riattacco) e vanno ad accelerare in prossimità dell'estremità dell'endplates in quanto lì è presente un raccordo. Ciò giustificerebbe la depressione che va a generarsi in quanto il vortice accelera a causa della curvatura e poi va a staccarsi quando incontra lo spigolo vivo del raccordo, il quale è raccordato solo verso l'esterno:

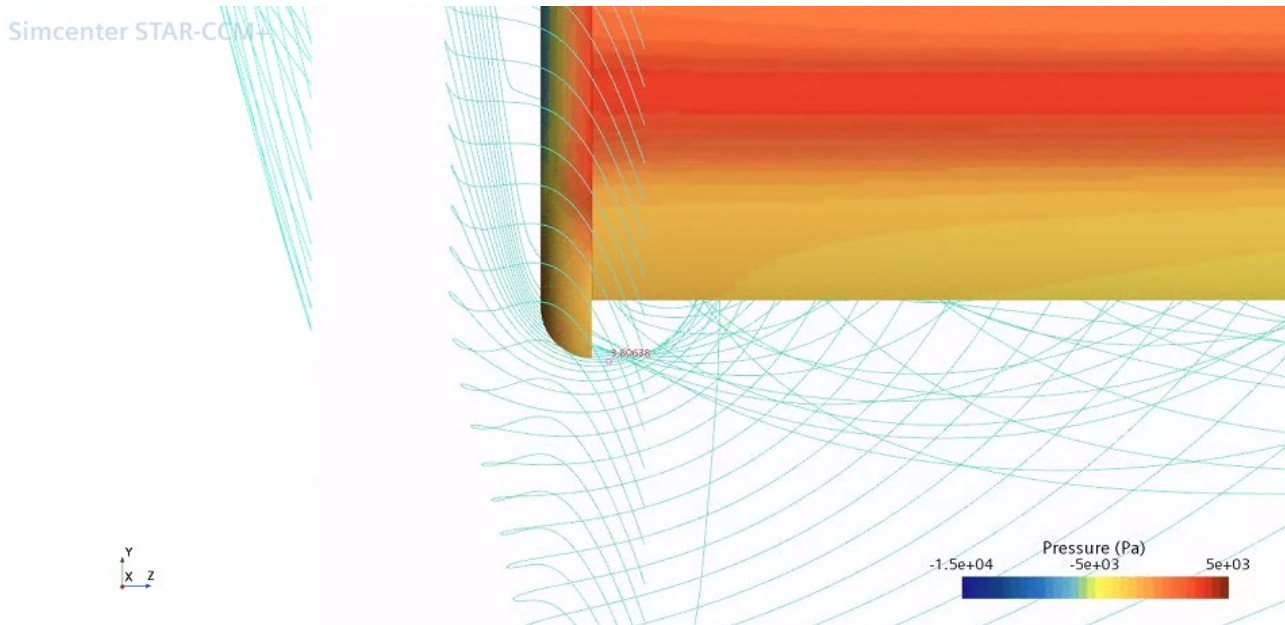


Figura 183: Flusso in corrispondenza della zona di depressione dell'endplates

Possibili spiegazioni a tale fenomeno sono:

- Influenza della zona di ricircolo dietro il crashbox;
- Notando come i tip vortex siano indirizzati verso l'interno, potrebbe essere segno che l'ala sia stata progettata in questo modo probabilmente per pulire il flusso sulle ruote anteriori.

Per togliere il dubbio si è dunque scelto di eseguire un'ulteriore simulazione considerando un crashbox allungato ed estruso linearmente fino alla lunghezza di 4455mm come già citato in precedenza.

Il CAD realizzato è stato del tipo:

Simcenter STAR-CCM+

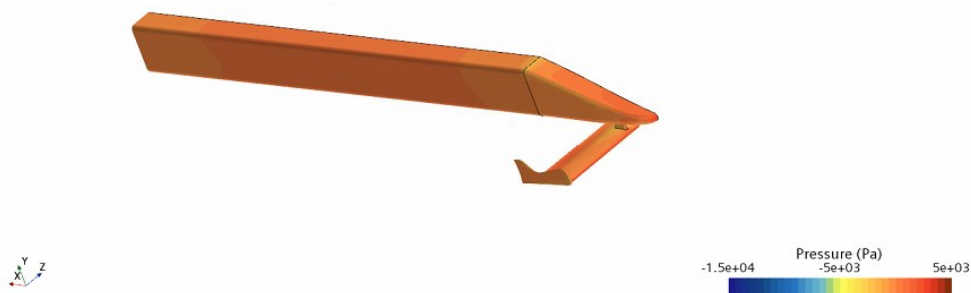


Figura 184: Pressure Contour crashbox estruso

I risultati ottenuti sono stati pressochè simili a quelli dell'altra simulazione, ed inoltre il comportamento atipico sul fondo dell'endplates permane, segno che non era un errore di simulazione ma bensì un effetto di viscosità che tende a chiudere il flusso sull'elemento posteriore all'ala, e considerando che dietro di essa c'è solo il crashbox allungato il flusso tende a chiudersi in quella direzione.

Nel caso in cui fossero state presenti le ruote ed altre componenti della vettura probabilmente la direzione dei vortici non sarebbe stata quella visualizzata finora.

Simcenter STAR-CCM+

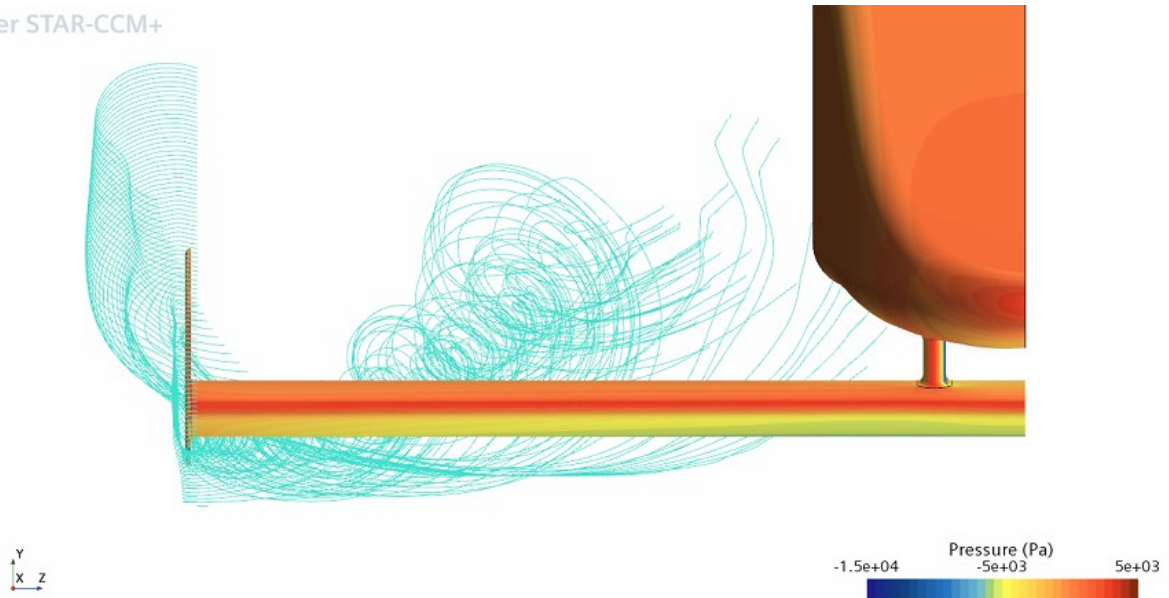


Figura 185: Tip Vortex nel caso di crashbox allungato

Simcenter STAR-CCM+

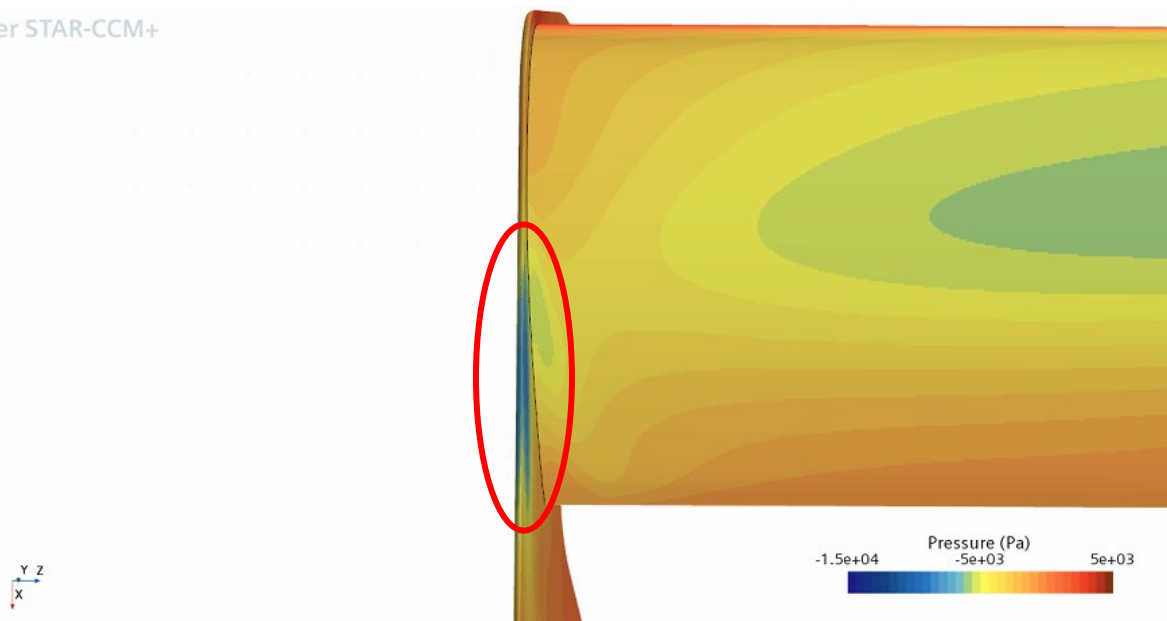


Figura 186: Zona di depressione sull'endplates nel caso di crashbox allungato

Andando a visualizzare la mappa di pressione sul ventre dell'ala si nota però una minor depressione rispetto il caso precedente senza estrusione del crashbox:

Simcenter STAR-CCM+

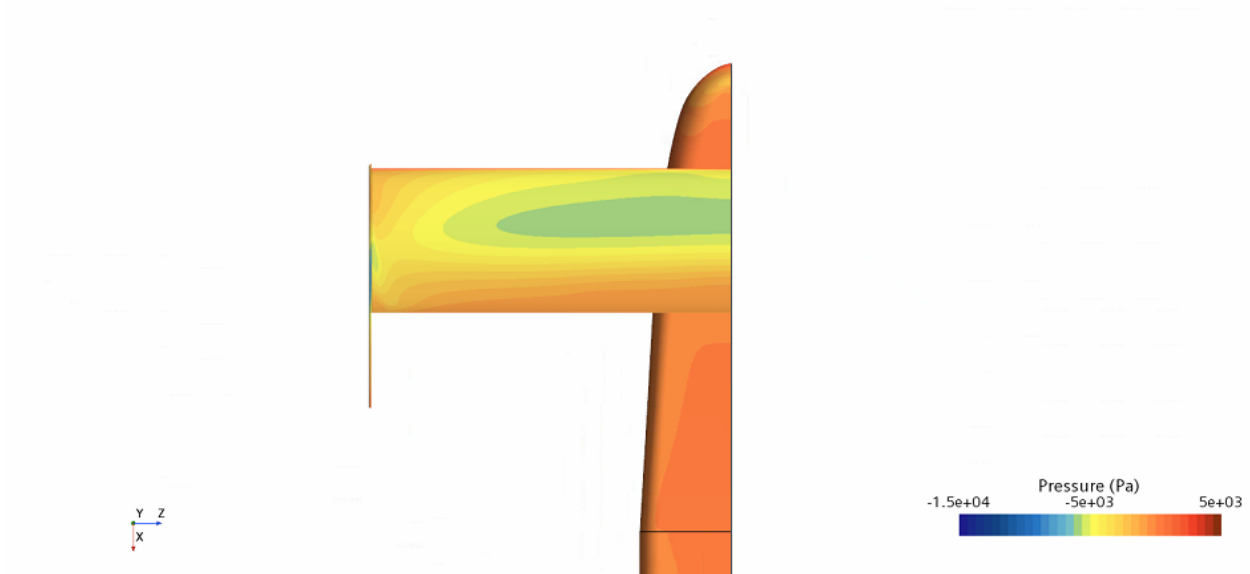


Figura 187: Pressure Contour dal basso della simulazione con crashbox allungato

Ma il comportamento aerodinamico della stessa resta pressochè inalterato dalla simulazione con il crashbox non estruso, come mostrato dai grafici di c_p e c_f qui sotto riportati:

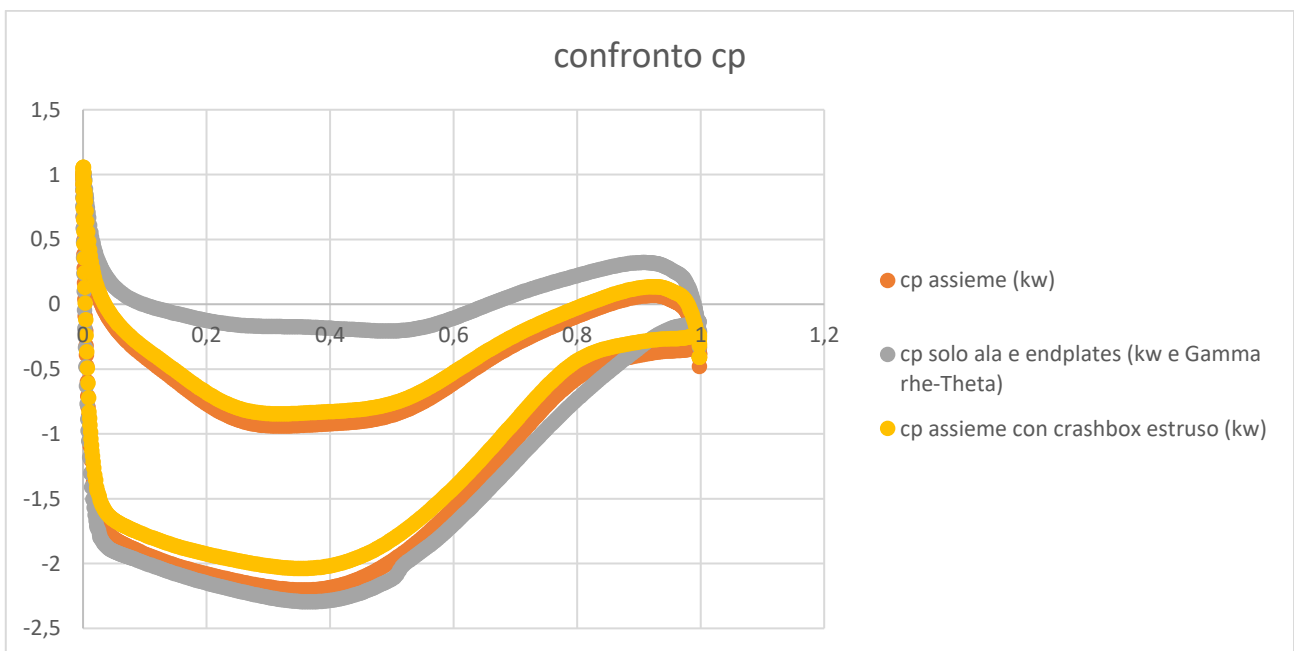


Figura 188: Confronto c_p di mezzeria tra ala isolata, assieme globale ($k-\omega$) e assieme globale con crashbox estruso ($k-\omega$)

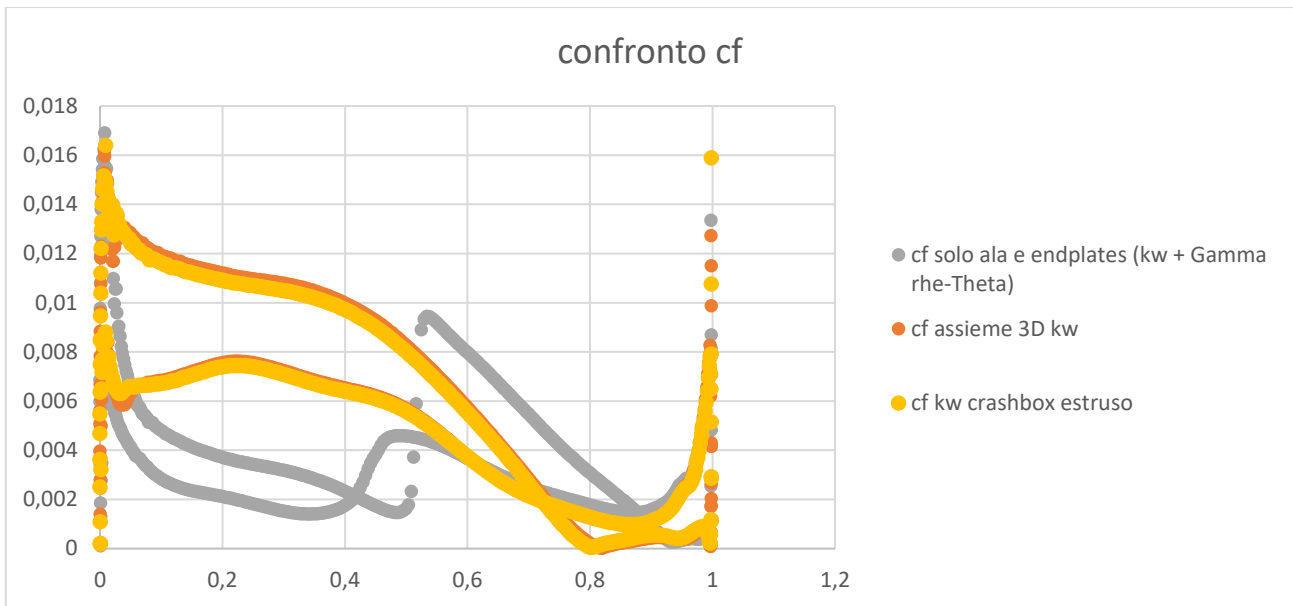


Figura 189: Confronto cf di mezzeria tra ala isolata, assieme globale ($k-\omega$) e assieme globale con crashbox estruso ($k-\omega$)

Si nota infatti come i grafici relativi a queste due simulazioni si sovrappongano quasi perfettamente, sintomo che il crashbox non estruso non disturbasse il corretto funzionamento dell'ala.

Di seguito sono riportati i confronti quantitativi delle prestazioni dell'ala nelle varie simulazioni 3D effettuate:

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm				
	STAR-CCM+ 3D ground effect solo ala e endplates kw gamma re theta	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox solo kw	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox kw + gamma re theta	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox estruso solo kw
CD	0,035	0,035	0,033	0,033
CL	-0,773	-0,675	-0,841	-0,641
Drag [N]	38,65	38,35	36,56	36,27
Lift [N]	-858,96	-750,68	-934,84	-712,56

Figura 190: Confronto finale simulazioni 3D

Dove è possibile notare come le simulazioni più affidabili dell'assieme siano per l'appunto:

- STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox solo $K-\omega$;
- STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox estruso solo $K-\omega$.

In quanto introducendo il musetto, per i motivi che sono stati descritti, la downforce sull'ala deve diminuire. Mentre nella simulazione $K-\omega$ + Gamma Re-Theta il valore di deportanza dell'ala addirittura aumenta, ciò non rende i risultati di tale simulazione affidabili in quanto non in linea con la teoria.

Di queste due simulazioni, quella che sarà presa come input per le successive analisi strutturali sarà la prima, quella senza estrusione del crashbox (solo $K-\omega$). In quanto qualsiasi elemento aggiunto potrebbe portare ad una diminuzione di downforce, dunque anche per avere un maggior coefficiente di sicurezza nella verifica strutturale si è optato per tale simulazione, la quale rappresenta la vera massima downforce generata dall'ala.

4.3 Risultati

I dati in input per l'analisi strutturale sono dunque:

	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox kw (sym)	condizioni al contorno per l'analisi strutturale
CD	0,035	-
CL	-0,675	-
Drag [N]	38,35	76,69
Lift [N]	-750,68	-1501,36

Figura 191: Risultati finali

- Drag = 76,69N
- Downforce = 1501,36N

Per lo studio della dinamica della vettura tali carichi si considerano applicati al centro di pressione dell'ala se considerati come carichi concentrati. Tale centro corrisponde alla mezzeria dell'ala nella direzione dell'estensione alare, mentre la posizione lungo l'asse di corda è da individuare tramite ulteriori analisi, in genere però si trova nelle prossimità del picco di aspirazione medio della stessa.

Per le simulazioni FEM invece per ovvi motivi non si possono considerare i carichi aerodinamici come carichi concentrati, altrimenti si avrebbe una deformazione ed uno stato tensionale non veritiero sull'ala. Dunque, al fine di replicare al meglio la fisica del problema si andrà a trasferire l'intero campo di pressione dei vari elementi dal software CFD al software FEM così da avere un modello realistico del problema da simulare.

Per quanto riguarda l'assieme globale invece si ha:

- Lift Crashbox: -89,05N → -178,1N
- Drag Crashbox: 74,17N → 148,34N
- Lift piloni: 0,23N → 0,46N
- Drag piloni: 0,9N → 1,8N
- Lift Endplates: -7,53N → -15,06N
- Drag Endplates: 1,5N → 3N
- Lift totale: -847,03N → -1694,06N
- Drag totale: 114,92N → 229,84N

Dove è possibile osservare come il Crashbox abbia un comportamento deportante anziché portante, e ciò è un ottimo risultato in quanto non è semplice progettare un musetto della vettura con una Lift negativa anziché positiva.

5. PROGETTAZIONE STRUTTURALE

Il software FEM utilizzato per lo studio è stato il software Siemens NX Nastran di cui in particolare il modulo NX Nastran Laminate Composites. Il solutore Nastran nasce dalla NASA e ha continuato a progredire e sviluppare negli anni fino ad essere integrato all'interno del mondo Siemens.

NX Laminate Composites è un modulo di NX per l'esecuzione di analisi FEM su laminati in composito, gli elementi utilizzati per la mesh dei materiali compositi sono elementi shell, si utilizzano tutti i modelli classici di frattura (Tsai-Hu etc) che predicono la rottura tramite soluzioni lineari statiche e ottimizzano le proprietà degli strati di laminato.

L'obiettivo dello studio agli elementi finiti è stato progettare una struttura interna all'ala che permettesse di bilanciare ed ottimizzare al meglio i tre fattori principali da tenere in considerazione nella progettazione di un'ala motorsport:

- Peso dell'ala;
- Rigidezza flessionale e torsionale dell'ala;
- Fattibilità realizzativa dell'ala (DFM).

Per quanto riguarda il peso, è importante ribadire che esso è un fattore non trascurabile nel motorsport, in quanto componenti più pesanti comportano un aumento di peso della vettura che si traduce in una minor velocità di punta nei rettilinei. Inoltre, essendo l'ala anteriore un elemento molto distante dal centro geometrico della vettura, tanto più è pesante, tanto più aumenta l'inerzia polare della vettura che dunque opporrà maggiore resistenza durante i cambi di direzione della stessa influenzando negativamente sulle prestazioni dinamiche del veicolo, in particolar modo per quanto riguarda l'inserimento in una curva.

La rigidezza invece è un fattore altrettanto importante, poiché realizzare un'ala troppo cedevole può compromettere altamente il suo comportamento aerodinamico e tutto lo studio eseguito a monte verrebbe meno. Inoltre per un'ala anteriore, che per definizione lavora ad effetto suolo nelle estreme vicinanze del terreno, un'estrema cedevolezza, nelle condizioni di rollio o di beccheggio in frenata, potrebbe portare allo strisciamento di componenti dell'ala con l'asfalto, situazione da evitare assolutamente.

Infine, l'ultimo fattore è la fattibilità realizzativa, poiché in ottica di Design For Manufacturing è fondamentale progettare un qualcosa semplice da realizzare ed assemblare, esso è stato dunque un fattore importante nella scelta della soluzione finale. In genere questo fattore avrebbe un'importanza minore rispetto agli altri due, nel caso di vetture della massima serie Formula, ma considerando che nella Formula 4 le geometrie sono fissate in realtà il volume di produzione non è basso e dunque è richiesto un approccio di tipo DFM in modo tale da ottimizzare i tempi e i costi di produzione.

5.1 Approssimazioni adottate

Prima di entrare nel merito delle simulazioni è doveroso introdurre le ipotesi assunte alla base della fisica del problema da studiare.

Le ipotesi adottate sono principalmente due:

- Analisi strutturale statica;
- Crashbox infinitamente rigido.

5.1.1 Analisi strutturale statica

5.1.1.1 Flutter aeroelastico

Quando si ha a che fare con simulazioni aerodinamiche e strutturali combinate, bisognerebbe adottare un approccio di tipo dinamico, in quanto c'è un accoppiamento forte tra il fenomeno aerodinamico e il comportamento strutturale.

Il fenomeno da studiare infatti, è un fenomeno puramente dinamico, da studiare a vari step di iterazione fino al raggiungimento della convergenza in quanto appena l'ala si deforma, il comportamento e le prestazioni aerodinamiche dell'ala variano, variando dunque i carichi. Ciò comporta una variazione del comportamento strutturale dell'ala e così via a ripetersi fino al raggiungimento di una condizione di convergenza. Convergenza che può anche non arrivare mai, infatti l'ala può non trovare una condizione stabile di equilibrio e può oscillare attorno ad una configurazione media generando il fenomeno del flutter aerodinamico.

Tale fenomeno è definito come aeroelasticità e dipende dall'interazione tra le strutture solide elastiche e le correnti fluide che le investono.

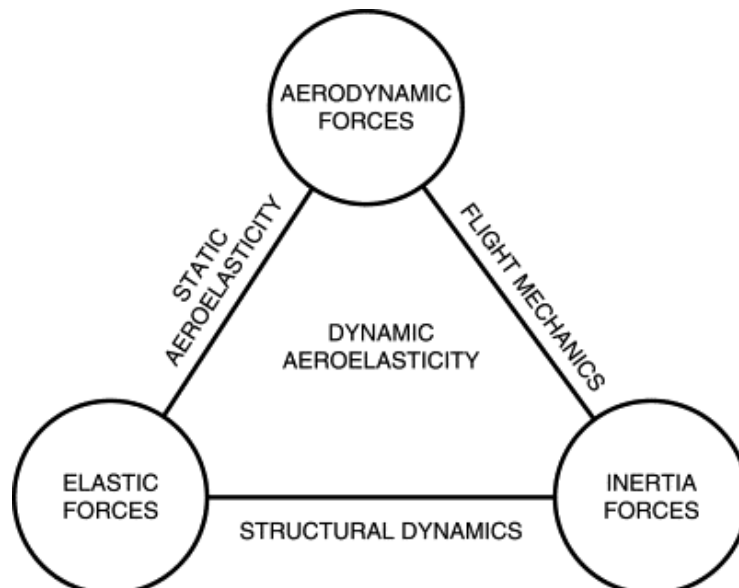


Figura 192: Schema di studio fenomeni aeroelastici

Nella realtà la condizione di convergenza non si ottiene mai, in quanto anche una piccola variazione di velocità della vettura, o un qualche disturbo di tipo aerodinamico sull'ala (ad esempio dirty air), comporterebbe uno squilibrio randomico alle condizioni istantanee di comportamento dell'ala.

In particolar modo nel caso oggetto di studio avremmo che non appena l'ala si deforma il carico su di essa varierebbe, ciò genererebbe una variazione della distribuzione di pressione sull'ala meno gravosa della precedente in quanto si ha un momento cabrante dell'ala. Tale comportamento avrebbe come conseguenza una diminuzione della deformazione dell'ala che a sua volta ricambiarebbe la distribuzione di pressione rendendola più gravosa e rideformerebbe nuovamente l'ala andando ad aggravare il carico aerodinamico e così via.

Per quanto riguarda un'ala motorsport tale fenomeno di aeroelasticità è molto complesso e oneroso da studiare in termini numerici, in quanto comporterebbe l'esecuzione di analisi dinamiche e dunque analisi fluidodinamiche e strutturali combinate. Tali tipi di simulazione sono estremamente onerosi, bisogna definire step di calcolo molto piccoli ed il calcolo per ogni iterazione sarebbe molto dispendioso in termini di tempo.

Inoltre un calcolo di tale tipologia è molto complesso da modellare e richiede anni di esperienza nel mondo delle simulazioni aeroelastiche al fine di ottenere un modello verosimile alla realtà. Inoltre c'è sempre da stabilire se il gioco vale la candela, ovvero se effettivamente conviene affrontare uno studio così oneroso.

Tali tipologie di simulazioni vengono eseguite dunque solamente da alcune compagnie che si occupano della progettazione di veicoli militari e civili e al massimo dalle scuderie della massima serie Formula, la F1.

In genere però quest'ultime operano direttamente tramite test in galleria del vento dove vanno a visualizzare direttamente il comportamento aeroelastico dell'ala facendo vari test e visualizzando visivamente il comportamento del modello.

5.1.1.2 Ali flessibili

In F1 nel corso della stagione 2021 c'è stato un forte dibattito sulla questione delle ali flessibili, in quanto molti team, tra cui in particolare la RedBull Racing e la Mercedes AMG, sfruttavano il fenomeno di deformazione dell'ala sottoposta a carichi aerodinamici per generare meno Drag nei rettilinei e dunque permettere maggiori velocità di punta.

Infatti le varie alette costituenti l'ala anteriore o le ali costituenti quella posteriore della vettura, deformandosi provocano una diminuzione dell'AOA, il quale genera minor resistenza all'avanzamento molto utile nei rettilinei, garantendo comunque deportanza nelle curve in quanto rallentando il carico diminuisce e le varie appendici aerodinamiche tornano nella loro configurazione originale andando a generare la massima downforce per il quale sono stati progettati.



Figura 193: Ala posteriore flessibile RedBull RB16B GP di Spagna 2021

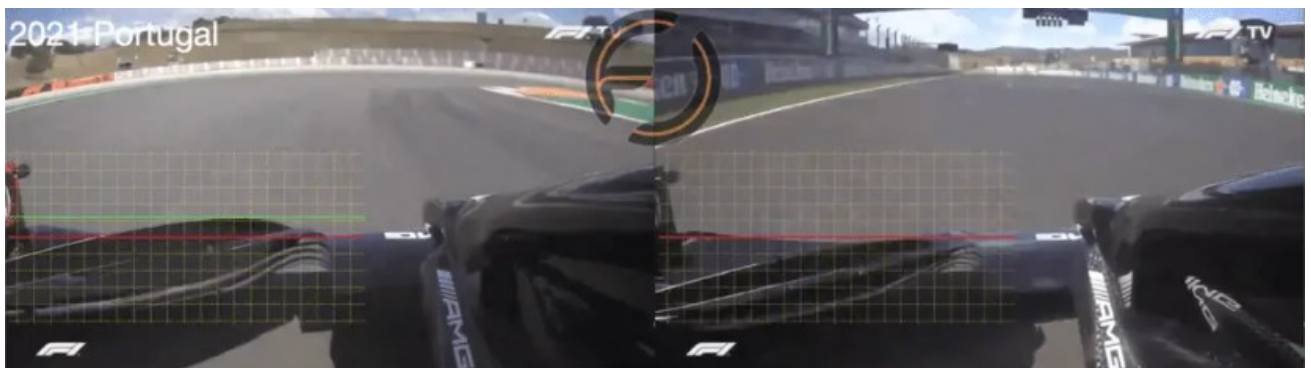


Figura 194: Ala anteriore flessibile Mercedes AMG W12 GP di Portogallo 2021

Dunque progettando ad hoc la rigidità delle ali si riusciva ad ottimizzare la velocità di punta in rettilineo, mantenendo la stessa velocità di percorrenza nelle curve, vantaggio non da poco se considerato in un'intera stagione di F1.

I regolamenti della FIA infatti prevedevano una deformazione massima limite dell'ala in base ad un carico concentrato applicato in un certo modo ed in una certa posizione dell'ala. Ma tale valore di carico concentrato era minore rispetto al carico di aerodinamico che si genera alle velocità di punta di una monoposto F1 e dunque i progettisti riuscivano a permettere tale fenomeno pur rimanendo all'interno del regolamento. Infatti progettavano l'ala in modo tale che la deformazione superasse i limiti di regolamento solamente superato il carico di prova della FIA.

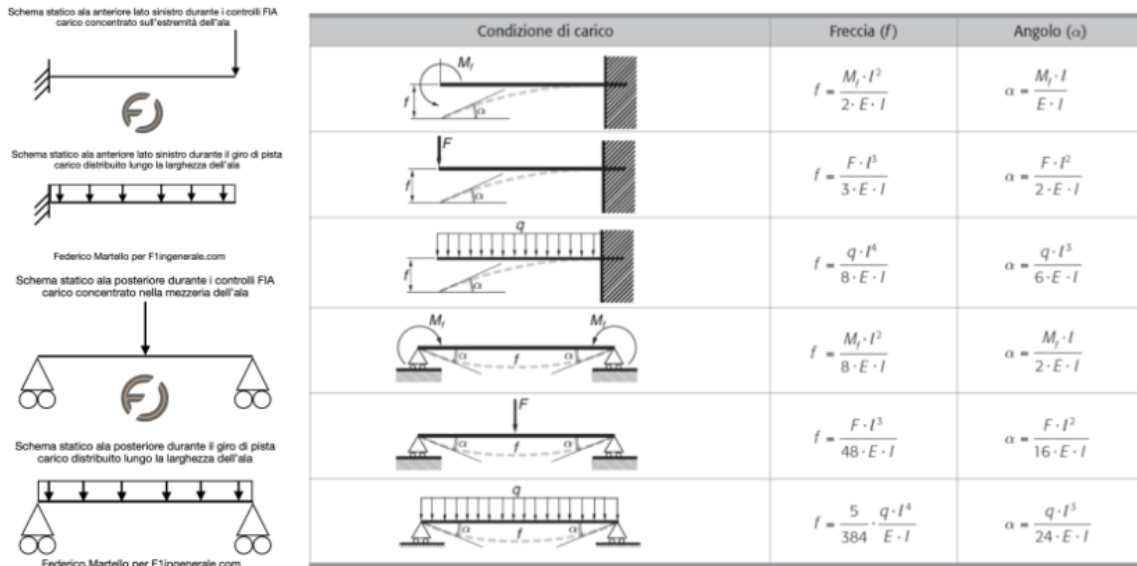


Figura 195: Linea elastica flessionale per le prove FIA

Dato che però per regolamento FIA la velocità in una galleria del vento non può superare i 180km/h, per replicare le stesse condizioni di funzionamento che si avrebbero a velocità maggiori si opera andando a modificare le proprietà dell'aria per aumentare il numero di Reynolds andando a similarlo al Re che si ha con le velocità di punta della vettura:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

Dove:

- ρ è la densità del fluido;
- V la velocità in ingresso alla camera di prova della galleria del vento;
- L la grandezza caratteristica del modello simulato;
- μ la viscosità dinamica del fluido.

Per aumentare il Re dunque a velocità fissata al limite del regolamento si opera andando a raffreddare ad esempio l'aria in modo tale da aumentare la sua densità oppure si utilizza direttamente un altro fluido.

5.1.1.3 Motivazione della scelta dell'approssimazione

Considerando dunque l'elevata difficoltà di un tale studio, oltre alla potenza computazionale elevatissima che sarebbe richiesta per concludere lo studio in tempi non lunghissimi, si è optato per approssimare il tutto ad una simulazione statica strutturale. Dunque si va a trascurare l'interazione aeroelastica considerando la distribuzione di pressione sull'ala costante e non variabile in base alla deformazione dell'ala.

Approssimazione che è stata più un obbligo che una scelta, ma in questo caso per l'appunto il gioco non vale la candela, infatti essendo un'ala singola ha poco senso studiare il fenomeno aeroelastico che è molto più importante da studiare nel caso di presenza di ali multi-element in cui si ha una maggior sensibilità rispetto questo fenomeno. Il tutto validato anche dal fatto che nella Formula 4 nessuna scuderia realizza studi di questo genere.

5.1.2 Crashbox infinitamente rigido

Infine l'ultima ipotesi adottata è stata quella di simulare il crashbox come elemento infinitamente rigido, tale approssimazione è data dal fatto che si vuole concentrare il focus dello studio puramente sull'ala. Considerando inoltre che la rigidità del muso della vettura è in genere molto maggiore rispetto quella dell'ala (anche grazie alla sua struttura a sandwich), il momento cabrante generato dall'ala stessa è decisamente maggiore rispetto quello picchiante che genererebbe sull'ala la cedevolezza del crashbox.

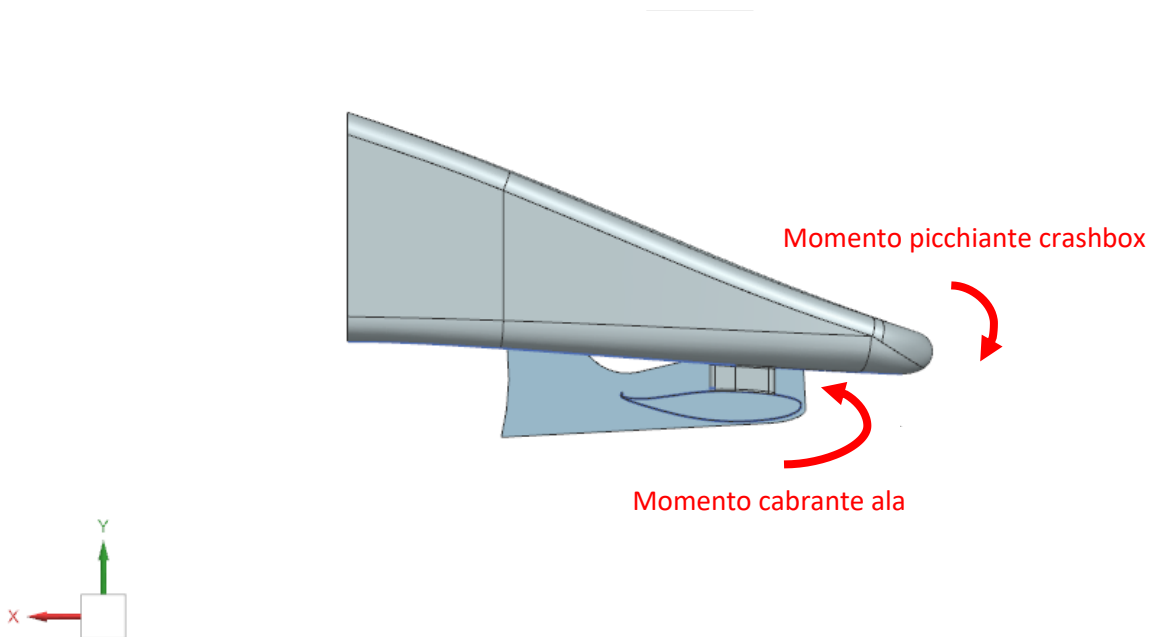


Figura 196: Momenti cabranti e picchianti agenti sull'assieme

Motivo per cui l'ala è stata simulata con un incastro sulla zona di appoggio tra pilone e crashbox in similitudine ad un crashbox infinitamente rigido, ipotesi che, come visto, non è troppo lontana dalla realtà.

5.2 Trasferimento dei carichi dall'ambiente CFD all'ambiente FEM

Il primo passaggio è stato capire come trasferire i carichi di pressione di natura aerodinamica da STAR-CCM+ a Siemens NX Nastran, l'ambiente FEM di NX. Passaggio di per sé molto complesso, poiché non basta utilizzare come condizioni di carico forze concentrate rappresentanti il Drag e la Downforce, caricate sul centro di pressione dell'ala, poiché non si rispetterebbe la fisica del problema ed inoltre lo stato tensionale e deformativo dell'ala non sarebbe veritiero. Da qui, dunque, si sono effettuate diverse ricerche in rete per capire come trasferire i carichi di pressione da un software CFD ad uno FEM, passaggio molto delicato e facilitato molto dal fatto che entrambi i software utilizzati per CFD e FEM sono software Siemens, e dunque è permessa una comunicazione diretta, seppur non immediata, tra i due.

Grazie a materiale trovato in rete e a vari forum online della Siemens si è riusciti ad inquadrare il processo di trasferimento che verrà riportato qui in basso:

- 1) Eseguire la mesh solo sulla geometria che sarà sottoposta a carichi di pressione nell'ambiente NX .fem;
- 2) Esportare tale mesh cliccando su esporta simulazione;
- 3) Il file esportato viene salvato in formato .nas, un formato tipico di file relativi all'ambiente FEM di Siemens NX. Per essere importato su STAR-CCM+ c'è bisogno però che il file sia di tipo .dat, dunque bisogna forzare la conversione del file cambiandone l'estensione da .nas a .dat;
- 4) Aprire la simulazione CFD sul software STAR-CCM+ e dal menù "file" importare il modello esportato come CAE model;
- 5) Aprire una scena di pressione sul CFD nella quale visualizzare lo scalar field "Pressure" sulle regioni CFD e su quelle del modello importato. Fatto ciò sarà possibile notare la geometria CFD sovrapposta con quella FEM sulla scena di pressione;



Figura 197: Geometria FEM e geometria CFD sovrapposte nella scena di pressione del software CFD

- 6) Eseguire il surface mapping sulla geometria importata dal FEM, esplicitando di eseguire un mapping di pressione solamente sulle geometrie che effettivamente sono sottoposte a carichi aerodinamici diretti (ad esempio ala, Gurney Flap ed endplates; non gli elementi strutturali interni all'ala);
- 7) Esportare ora tale mapping esplicitando di nuovo gli elementi FEM sui quali considerare i carichi di pressione, di nuovo bisogna eseguire la conversione forzata da file .nas a file .dat;


```

1 PLOAD4,105,1,-1.076564E-03,,,,,
2 PLOAD4,105,2,-1.193789E-03,,,,,
3 PLOAD4,105,3,-1.373063E-03,,,,,
4 PLOAD4,105,4,0.000000E+00,,,,,
5 PLOAD4,105,5,0.000000E+00,,,,,
6 PLOAD4,105,6,0.000000E+00,,,,,
7 PLOAD4,105,7,0.000000E+00,,,,,
8 PLOAD4,105,8,0.000000E+00,,,,,
9 PLOAD4,105,9,0.000000E+00,,,,,
10 PLOAD4,105,10,0.000000E+00,,,,,
11 PLOAD4,105,11,0.000000E+00,,,,,
12 PLOAD4,105,12,0.000000E+00,,,,,
13 PLOAD4,105,13,0.000000E+00,,,,,
14 PLOAD4,105,14,0.000000E+00,,,,,

```

Figura 198: Alcune righe del file .dat relativo ai carichi esportati dal CFD

Il file che si ottiene è del tipo soprariportato, all'interno di esso per ogni riga di file è presente il tipo di carico "PLOAD4" (carico di pressione distribuita), le coordinate dell'elementino di mesh su cui grava il carico e il valore del carico.

Si nota come sia fondamentale che le due geometrie CFD e FEM quando visualizzate nell'ambiente CFD si sovrappongano e siano identiche, altrimenti si avrebbe rumore e irregolarità nei carichi esportati e probabilmente anche avvisi di errore nell'importazione del file;

- 8) Tornare sul file .fem, aprire l'ambiente simulazione e fare "aggiungi file", nella finestra "aggiungi file" fare "aggiungi/unisci", "importazione selettiva" e selezionare solamente la voce "carichi";
- 9) Ora i carichi saranno visibili ed utilizzabili nell'ambiente FEM per la simulazione, basterà solamente trascinarli all'interno della soluzione di calcolo. Importante è stare attenti con le unità di misura delle pressioni, che possono essere cambiate o addirittura convertite alle voce "campi" di NX .sim.

Capito come effettuare il trasferimento dei carichi dai due ambienti, si è passati a definire una geometria di primo tentativo per il FEM.

Considerando la modalità con cui un'ala deportante va a deformarsi, tenendo conto dei due piloni che costituiscono un vincolo per l'ala, si intuisce che la deformata avrà qualitativamente una forma del tipo:

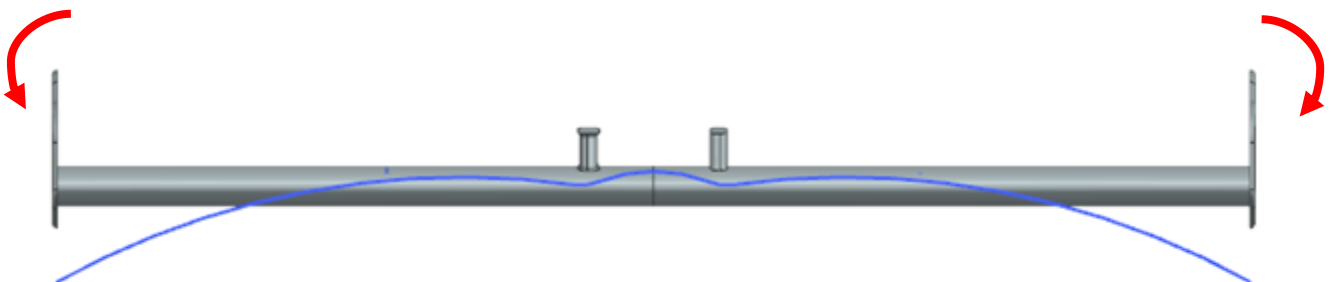


Figura 199: Deformata ala a causa della flessione rispetto l'asse di corda

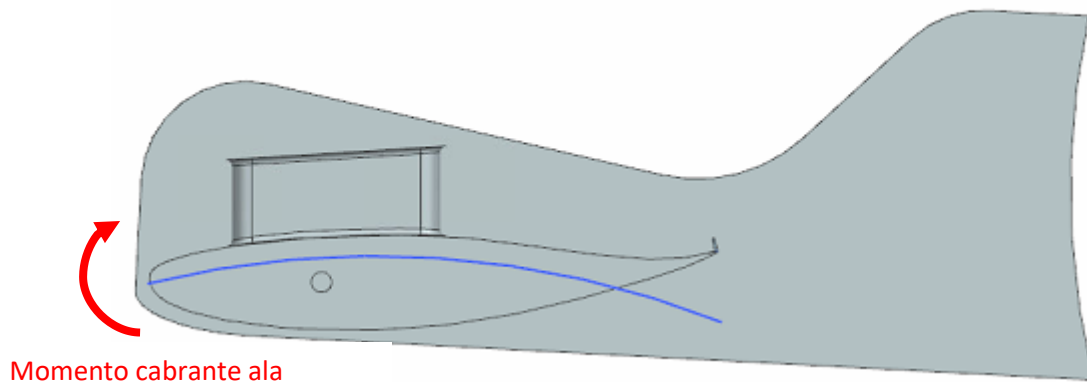


Figura 200: Deformata ala a causa del momento flettente cabrante rispetto l'asse di span

Dunque l'ala tenderà a flettere sia rispetto l'asse di span (apertura alare) generando dunque un momento cabrante, sia rispetto l'asse di corda con un massimo di deformazione alle estremità. Questi due contributi di momento flettente generano dunque, considerando che si hanno due contributi di flessione su due piani distinti e considerando i vincoli che saranno posizionati sul piano di simmetria del modello, una torsione dell'ala. Essa dunque lavorerà sia nella condizione di doppia flessione, sia nella condizione di torsione, oltre che agli sforzi normali causati dalla distribuzione di pressione relativa ai carichi aerodinamici.

In base a queste ipotesi iniziali si è definita una geometria interna di primo tentativo che potesse conferire una buona rigidezza a flessionale e torsionale all'ala.

5.3 Analisi FEM sull'ala

5.3.1 Geometria di primo tentativo: barra flessionale

5.3.1.1 Singola barra flessionale e crossbeams

In particolare, si è scelto di disegnare l'ala come superficie, per poi poterla modellare ulteriormente come laminato e dunque materiale in composito. Tutti gli altri elementi invece, che sono piloni, endplates, Gurney Flap e strutture interne sono stati modellati come solidi in quanto saranno realizzati in alluminio, materiale non molto rigido ma dal peso contenuto rispetto un acciaio.

La geometria finale a cui si perviene è del tipo:

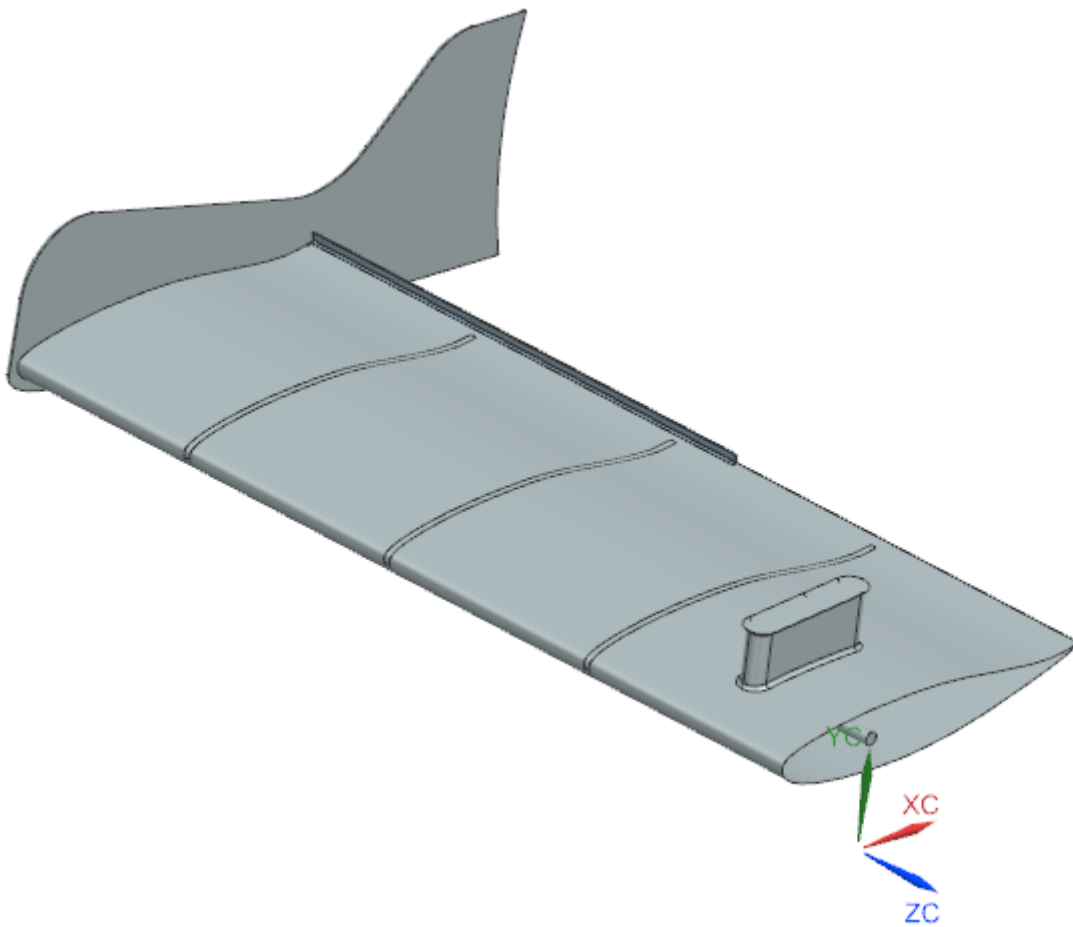


Figura 201: Prima geometria simulata

Dove possiamo osservare come si sia operato cercando di sfruttare la simmetria per motivi di risparmio computazionale e dunque per risparmiare tempo e potenza di calcolo.

Per garantire rigidità all'ala, sono stati modellati internamente alcuni elementi, quali:

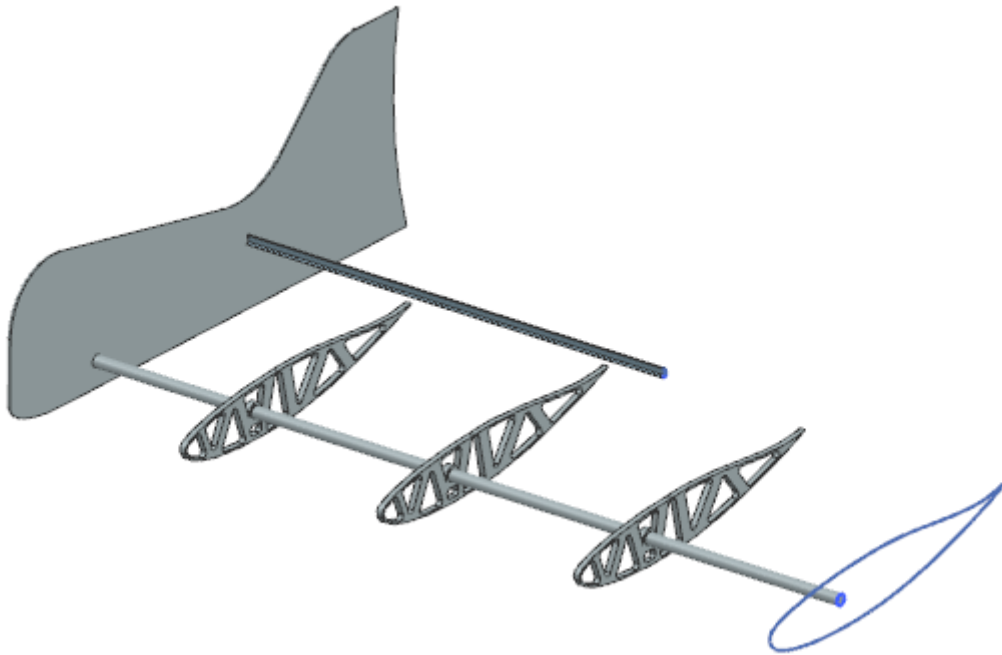


Figura 202: Struttura interna prima geometria simulata

Da cui è possibile notare la barra flessionale (10mm di diametro) e 3 crossbeams (6 in totale x simmetria), tutte in alluminio che servono a conferire all'ala rigidità flessionale, torsionale e maggiori proprietà meccaniche. Nella figura soprastante è possibile inoltre notare il Gurney Flap modellato come solido in quanto nella realtà non viene realizzato in materiale composito date le sue dimensioni minute.

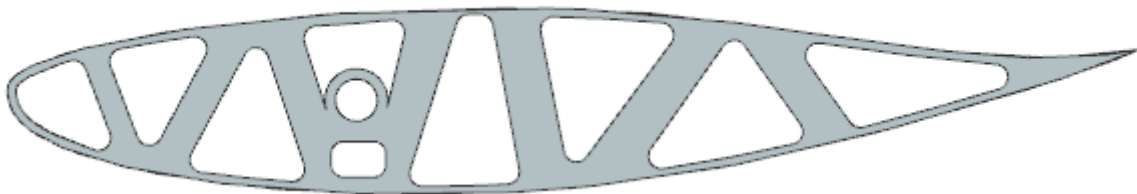


Figura 203: Centina (Crossbeam) relativa alla struttura interna

Soffermandoci invece sulle crossbeams è possibile notare le nervature interne, in ottica di ottimizzazione topologica e il foro centrale che serve per il passaggio della barra flessionale.

Si ribadisce che si è lavorato in ottica di simmetria, per poter risparmiare in termini di sforzo computazionale, ottenuta dunque la geometria riportata nelle figure 201-202 si è passati al tool di "Pre Post" di NX, il quale permette di entrare all'interno dell'ambiente FEM.

Per prima cosa si è realizzata la mesh sulla geometria:

- Elementi shell 2D per l'ala (così da poterla poi modellare come laminato);
- Elementi tetraedrici 3D per tutti i componenti solidi della simulazione, tra cui:
 - Endplates;
 - Gurney Flap;
 - Crossbeams;
 - Barra a flessione;
 - Pilone.

Le dimensioni degli elementini con cui si sono discretizzati i vari elementi sono:

- Ala elementi shell: 4,5mm CQUAD4;
- Endplates elementi solidi: 3mm CTETRA(10);
- Gurney Flap elementi solidi: 1mm CTETRA(10);
- Crossbeams elementi solidi: 2,5mm CTETRA(10);
- Barra Flessionale elementi solidi: 1mm CTETRA(10);
- Pilone elementi solidi: 2mm CTETRA(10).

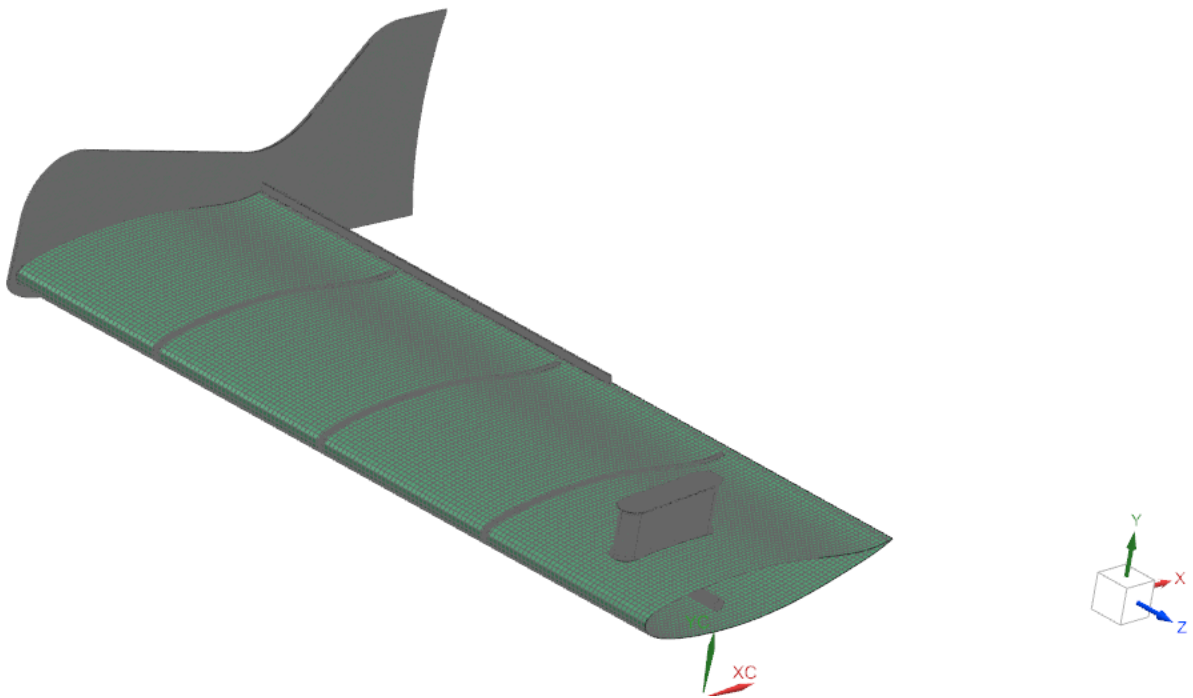


Figura 204: Mesh ala con singola barra flessionale e centine

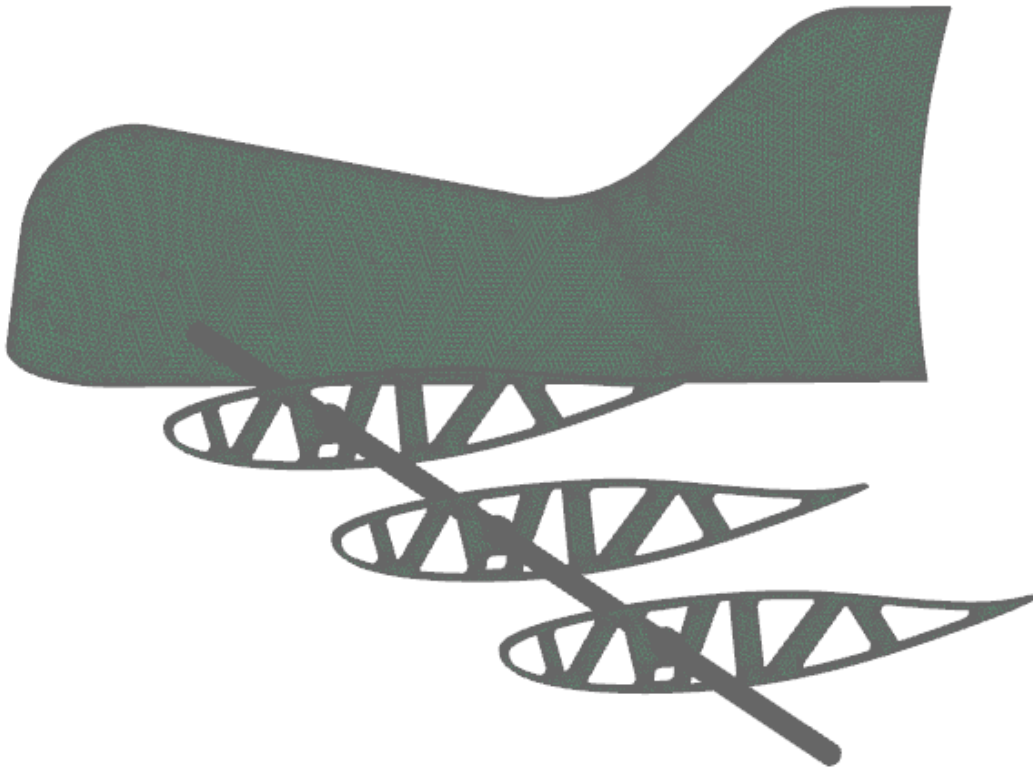


Figura 205: Mesh struttura interna ala con singola barra flessionale e centine

Ove non è stato possibile infittire ulteriormente l'ala in quanto si è notato che con dimensioni di elementi shell minori non era possibile trasferire correttamente i carichi dal CFD, probabilmente a causa di problemi di memoria.

Successivamente si è proceduto andando a creare il laminato, dapprima si sono inserite le proprietà delle singole lamine sulla finestra relativa alla gestione dei materiali.

L'ala, realizzata in composito, è composta da tre ply di fibra di carbonio, rispettivamente:

- Strato di 370T;
- Strato di 200T;
- Strato di 370T.

Dove ogni lamina che compone il laminato è un tessuto twill 2x2 il quale garantisce miglior drappabilità e proprietà meccaniche rispetto un plain ma al contempo ha una minor stabilità in fase di laminazione.

Le proprietà meccaniche ortotrope necessarie per descrivere il comportamento meccanico di tali lamine sono riportate nella tabella qui in basso:

proprietà lamina 200T a 0°		
densità	1,5	g/cm ³
Tensile Modulus		
E1	74000	MPa
E2	74000	MPa
E3		
E1C	37000	MPa
E2C	37000	MPa
E3C		
NU12	0,07	
NU13		
NU23		
G12	5198	MPa
G13	1800	MPa
G23	1800	MPa
Stress Limit		
ST1	800	MPa
ST2	800	MPa
ST3		
SC1	400	MPa
SC2	400	MPa
SC3		
SS1	75	MPa
SS2		
SS3		

proprietà lamina 370T a 0°		
densità	1,5	g/cm ³
Tensile Modulus		
E1	80700	MPa
E2	80700	MPa
E3		
E1C	40350	MPa
E2C	40350	MPa
E3C		
NU12	0,07	
NU13		
NU23		
G12	6126	MPa
G13	1800	MPa
G23	1800	MPa
Stress Limit		
ST1	804	MPa
ST2	804	MPa
ST3		
SC1	402	MPa
SC2	402	MPa
SC3		
SS1	57	MPa
SS2		
SS3		

Figura 206: Proprietà lamine composito 200T e 370T a 0° di direzione di laminazione

Dove si nota come le lamine siano isotrope nel piano grazie appunto alle proprietà del tessuto di tipo twill riportate al paragrafo 1.4.3.

Inserite tali proprietà sul material management del software si è proceduto andando a creare il layup del composito tramite il tool assieme globale di NX.

Sono stati creati 3 strati di composito: $[0_{370T}/0_{200T}/0_{370T}]$, ove tale simbologia indica che il primo strato è relativo al 370T, il secondo al 200T e l'ultimo al 370T di nuovo. Tutti gli strati hanno una direzione di laminazione di 0°.

Lo spessore delle varie lamine componenti il laminato è il seguente:

- 370T: 0,37mm;
- 200T: 0,2mm;
- 370T: 0,37mm.


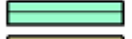

ID		Materiale	Spessore	Angolo primario
3		370T	0.370	0.0
2		200T	0.200	0.0
1		370T	0.370	0.0

Figura 207: Layup laminato

Creato il laminato, dunque, si è assegnato il materiale agli elementi solidi del modello. Come materiale è stato scelto un alluminio serie 6000, in particolare l'Alluminio 6061, in quanto tale materiale ha una bassa densità di massa, fattore molto ricercato nell'ambito corse in quanto permette una minimizzazione del peso della vettura, ed al tempo stesso possiede una discreta rigidità.

Si è dunque proceduto andando a nascondere gli elementi non sottoposti a carichi aerodinamici diretti e successivamente si è andati ad esportare la simulazione in formato .dat così da poterla fornire come input al software CFD per l'esportazione dei carichi, che avviene come già descritto nel paragrafo precedente [5.2].

Si passa dunque all'ambiente .sim di NX dove si procede andando ad importare i carichi esportati dal software CFD i quali risultano visibili sulla GUI del programma:

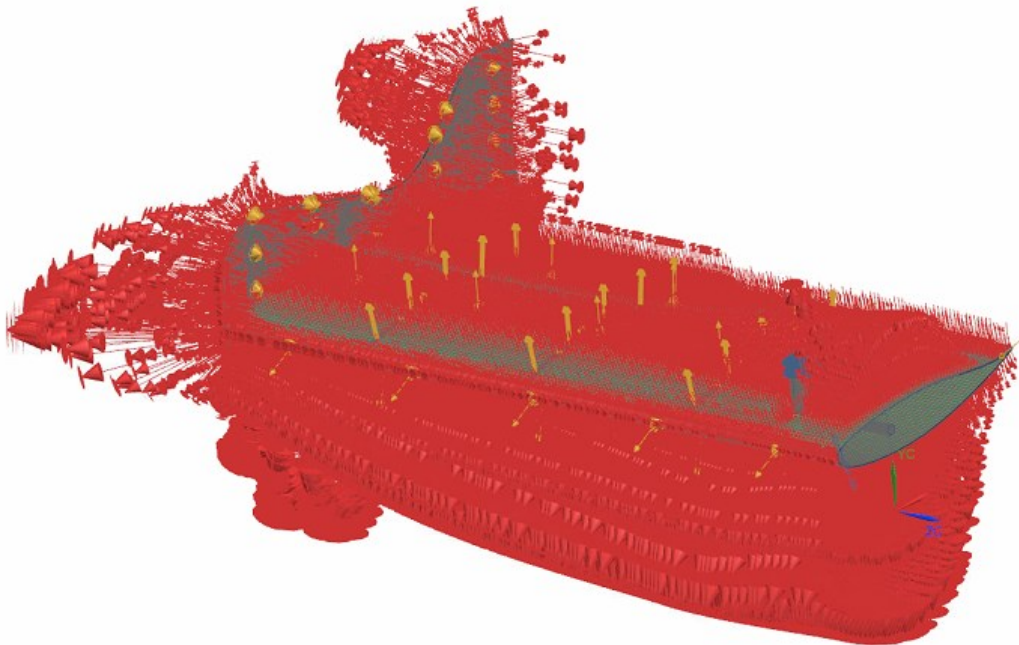


Figura 208: Carichi di pressione esportati dal CFD

Ora rimane solamente da assegnare le condizioni al contorno alla geometria, tra cui i vincoli virtuali per simulare la simmetria, il vincolo dato dal pilone che collega l'ala con il crashbox e tutti i vari contatti tra i vari elementi costituenti la geometria.

Il vincolo globale sull'ala lo si posiziona sul pilone considerandolo come incastro, andando ad ipotizzare dunque un crashbox infinitamente rigido, ipotesi non molto restrittiva, come già definito nel paragrafo 5.1, in quanto in genere la rigidità di esso è molto superiore a quella dell'ala, grazie anche alla sua struttura a sandwich.

Per quanto riguarda la simmetria si procede andando a limitare gli spostamenti fuori dal piano di simmetria degli elementi combacianti ad esso, essendo il piano di simmetria il piano X-Y si procede dunque vincolando lo spostamento in Z dell'estremità dell'ala e dell'estremità della barra flessionale. Si vanno inoltre a vincolare le rotazioni attorno agli assi X e Y e la simmetria è ottenuta.

A questo punto rimane solamente da definire i contatti tra i vari elementi dell'ala, essi vengono modellati tutti come "glued" cioè incollati in quanto non possono esserci moti relativi tra di essi, tranne il contatto tra la barra flessionale e le crossbeams in quanto la barra è libera di scorrere lungo il suo asse. Tale contatto viene modellato con un coefficiente di attrito pari a 0,6.

Table 20-1. Glue Summary		
Type	Description	Solution Support
Edge-to-Edge	Glue between the edges of shell, axisymmetric, plane stress, and plane strain elements. Elements being glued must be in the same plane.	All solutions except 144 -146, 401, and 701. SOL 601 does not support gluing of shell edges. In solutions 153 and 159 heat transfer analysis, they are treated as constant conductivity connections. They cannot be used to represent fluid-to-fluid glue connections in a coupled acoustic analysis.
Edge-to-Surface	Glue between shell element edges and shell or solid element faces.	All solutions except 144 -146, 401, 601, and 701. In solutions 153 and 159 heat transfer analysis, they are treated as constant conductivity connections. They cannot be used to represent fluid-to-fluid glue connections in a coupled acoustic analysis.
Surface-to-Surface	Glue between shell or solid element faces and shell or solid element faces.	All solutions except for SOL 144-146, and 701. In solutions 153 and 159 heat transfer analysis, they are treated as constant conductivity connections. They can be used to represent fluid-to-fluid glue connections in a coupled acoustic analysis.

Figura 209: Documentazione di NX Nastran sui contatti

I contatti modellati sono:

- Estremità ala con endplates (Unione spigolo a superficie);
- Chiusura laminato ala (Unione spigolo a spigolo);
- Gurney Flap e ala (Fissa superficie a superficie);
- Estremità pilone con ala (Fissa superficie a superficie);
- Crossbeams con ala (Fissa superficie a superficie);
- Barra flessionale con crossbeams (Contatto superficie a superficie);
- Gurney Flap ed Endplates (Fissa superficie a superficie).

A questo punto non rimane che eseguire la simulazione in quanto materiale, geometria e condizioni al contorno di carichi, contatti e vincoli sono stati inseriti.

Si crea dunque una soluzione sul .sim di tipo S101 (statica strutturale lineare) e si inseriscono carichi, vincoli e contatti già definiti nell'ambiente globale e si esegue la simulazione.

Completata la run si visualizzano i risultati, e dal primo tentativo emerge come ci siano problemi di cedevolezza dell'ala ed inoltre sia presente una compenetrazione tra le 3 Crossbeams e l'ala, come possibile visualizzare dalle figure in basso:

cad per fem completo ALA + PILONI per simulazione_fem1_sim1 : Solution carichi totali risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -20.44, Max : 0.75, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

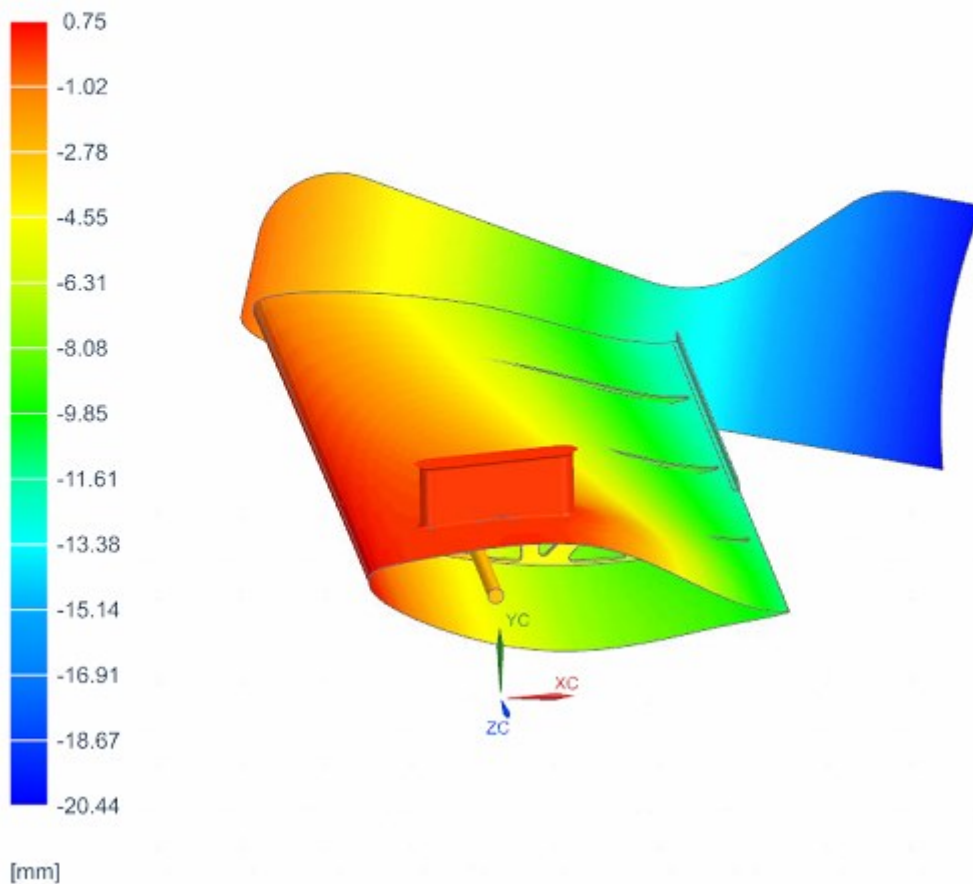


Figura 210: Campo di spostamenti simulazione con singola barra flessionale e centine

cad per fem completo ALA + PILONI per simulazione_fem1_sim1 : Solution carichi totali risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -20.44, Max : 0.75, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

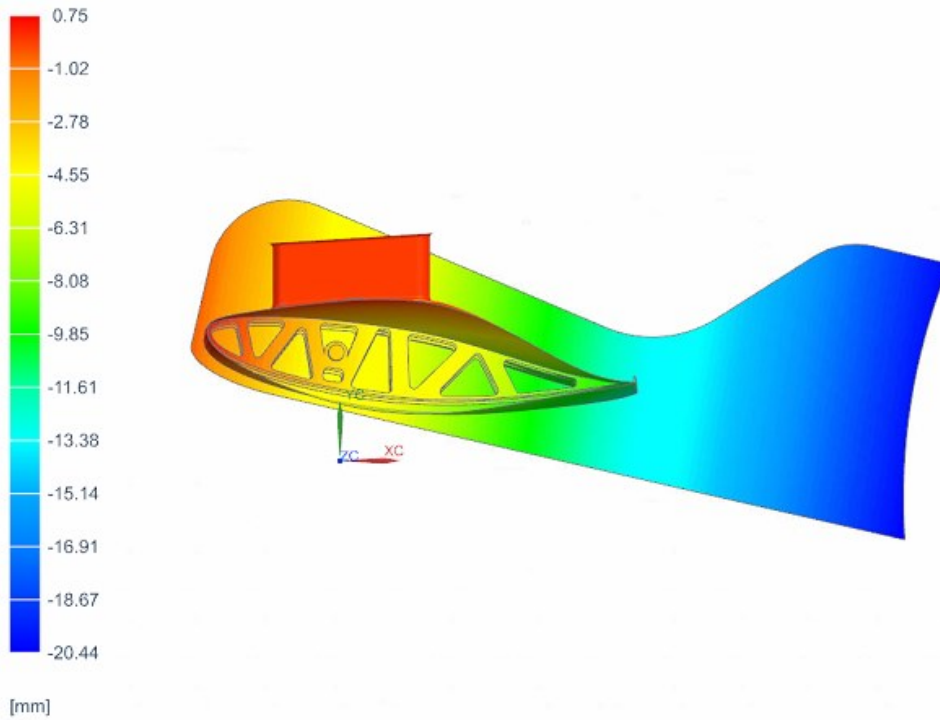


Figura 211: Campo di spostamenti simulazione con singola barra flessionale e centine

cad per fem completo ALA + PILONI per simulazione_fem1_sim1 : Solution carichi totali risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione - Elementare, Von Mises
 Sezione di shell : Superiore
 Min : 0.00, Max : 5013.95, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

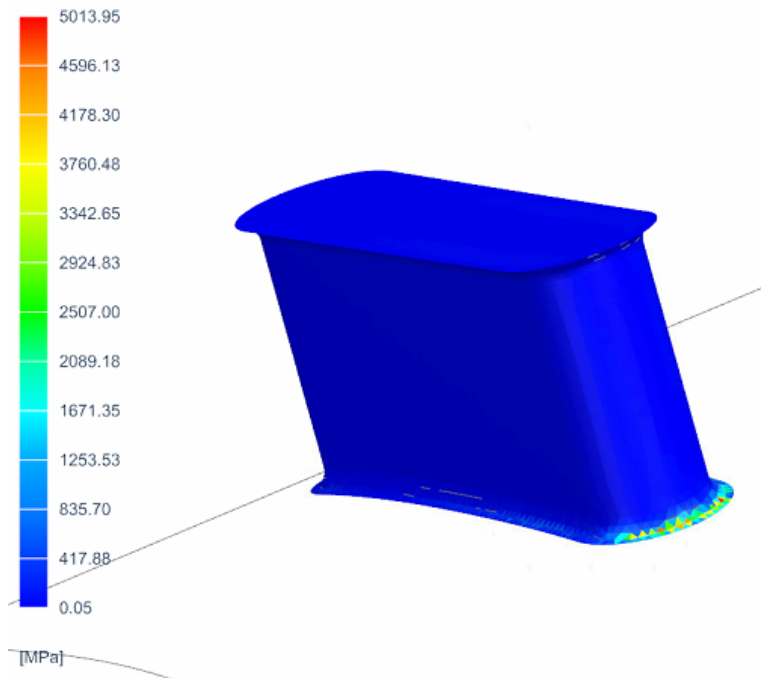


Figura 212: Stato tensionale sul pilone della simulazione con singola barra flessionale e centine

Da tali risultati è emerso come la fisica del problema non fosse stata replicata al meglio all'interno dell'ambiente FEM. Per quanto riguarda la rigidità, questa è un parametro fondamentale per un'ala di una vettura da corsa, in quanto una cedevolezza eccessiva porta l'ala a flettere e oltre a compromettere il corretto funzionamento del profilo alare, se la deformazione non è omogenea, può portare ad una diminuzione dell'angolo d'attacco dell'ala stessa, facendo perdere notevolmente in termini di downforce.

Step successivo è stato rimodellare la fisica dei contatti, e ciò è stato reso possibile anche agendo sui settaggi della soluzione che questa volta è stata personalizzata andando a settare nel Case Control, una diversa gestione dei contatti, infatti alla voce "parametri di contatto", si è selezionata la voce "imposta penetrazioni su zero", anziché quella di default "calcola da geometria".

Dai risultati di questa nuova simulazione emerge come questa volta la fisica del problema sia stata rispettata perfettamente, in quanto tutti i contatti lavorano bene, e da ciò ne consegue una miglior rigidità dell'ala che comunque risulta ancora bassa.

Inoltre, come anche nella prima simulazione emerge un problema relativo alle tensioni che vanno a generarsi sul raccordo tra pilone e ala, lì essendo presente una concentrazione delle tensioni, fa sì che le tensioni siano troppo alte rispetto le proprietà di resistenza del materiale (alluminio 6061).

Per risolvere tale problema è stato aumentato da 3mm a 7mm il raggio di raccordo dei piloni ed è stata realizzata una mesh più fine (1,5mm), in quanto a causa della curvatura, la mesh se non abbastanza fitta va a discretizzare la superficie generando un qualcosa di non perfettamente continuo, quasi generando spigoli, i quali per l'appunto sono ulteriormente fattori di concentrazione delle tensioni.

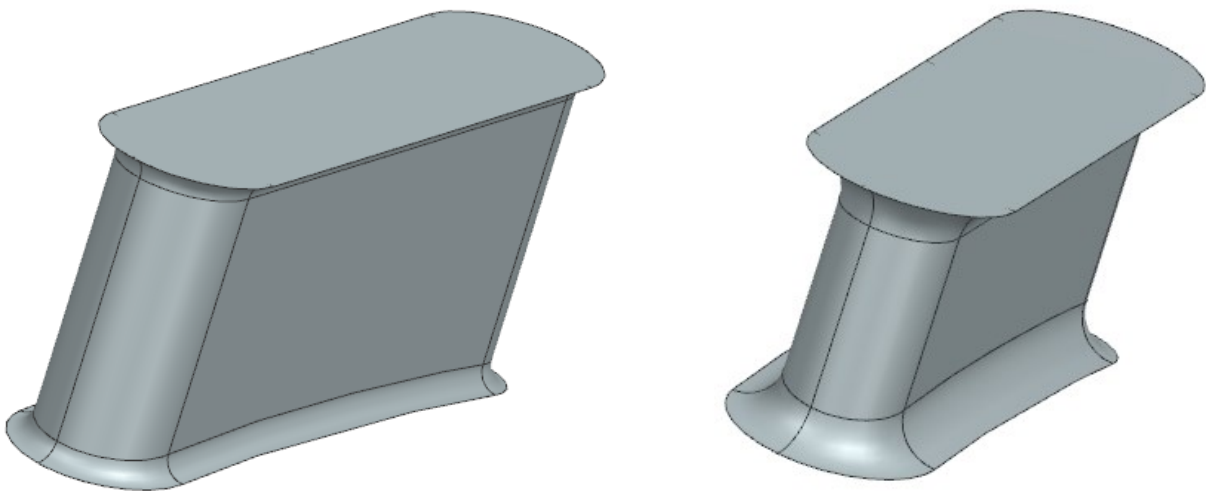


Figura 213: Variazione dei raccordi dei piloni

5.3.1.2 Doppia barra flessionale e aggiunta di crossbeams

Per aumentare dunque la rigidità dell'ala per primo si è provato ad aggiungere un'altra barra flessionale in coda, anch'essa di 10mm di diametro, ma ancora una volta l'ala risultava troppo cedevole, si è dunque deciso di aggiungere altre due Crossbeams insieme alla barra flessionale di coda. Quest'ultime, inoltre, questa volta sono vincolate con gli endplates, ciò dovrebbe permettere una minor flessione dell'ala con conseguente minor diminuzione dell'angolo di attacco della stessa.

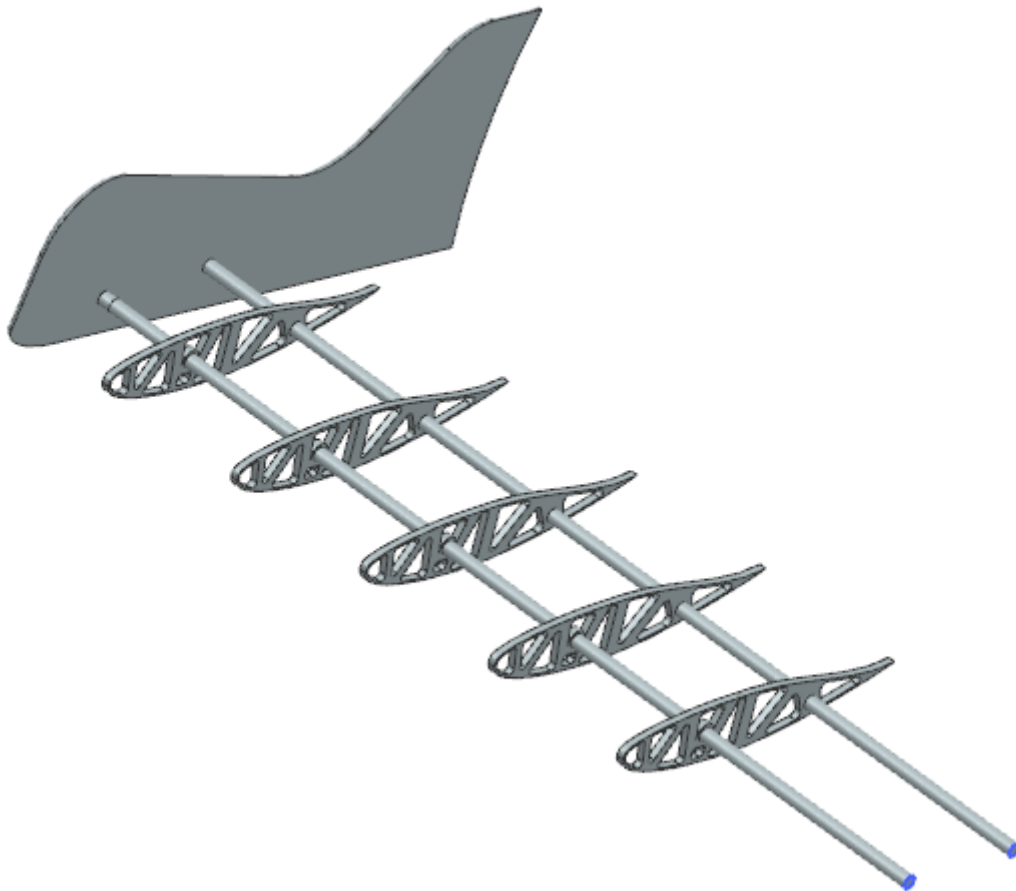


Figura 214: Struttura interna a doppia barra flessionale incollate all'endplates e centine

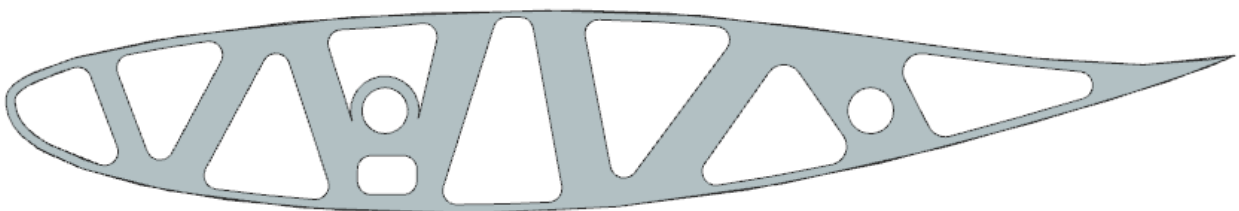


Figura 215: Centina della configurazione a doppia barra flessionale

Mentre per quanto riguarda i contatti:

- Estremità ala con endplates (Unione spigolo a superficie);
- Chiusura laminato ala (Unione spigolo a spigolo);
- Gurney Flap e ala (Fissa superficie a superficie);
- Estremità pilone con ala (Fissa superficie a superficie);
- Crossbeams con ala (Fissa superficie a superficie);
- Barre flessionali con crossbeams (Contatto superficie a superficie);
- Gurney Flap e Endplates (Fissa superficie a superficie);
- Barre Flessionali ad Endplates (Fissa superficie a superficie).

Questa volta sono stati tutti modellati come contatti rigidi, stando attenti a definire le relazioni tra di essi, ed inoltre è stata aumentata la distanza di ricerca del contatto tra i crossbeams e l'ala.

Il laminato è sempre lo stesso definito precedentemente sono stati solamente aggiunti due ply, rispettivamente uno di 200T e un altro di 370T. Dunque ricrea la mesh, reinseriti i vincoli, reinseriti i contatti, riesportati i carichi dal CFD e reimportati sul FEM, si è dunque proceduto con la creazione della soluzione. Ciò dovrebbe permettere insieme alle altre accortezze definite precedentemente, di evitare il fenomeno di compenetrazione tra Crossbeams e Ala e dunque di replicare il modello fisico al meglio, oltre a garantire una maggior rigidità.



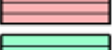
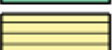

ID		Materiale	Spessore	Angolo primario
5		370T	0.370	0.0
4		200T	0.200	0.0
3		370T	0.370	0.0
2		200T	0.200	0.0
1		370T	0.370	0.0

Figura 216: Layup laminato

cad per fem completo ALA + PILONI per simulazione_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
Spostamento - Nodale, Y
Min : -19.38, Max : 1.33, Unità di misura = mm
Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

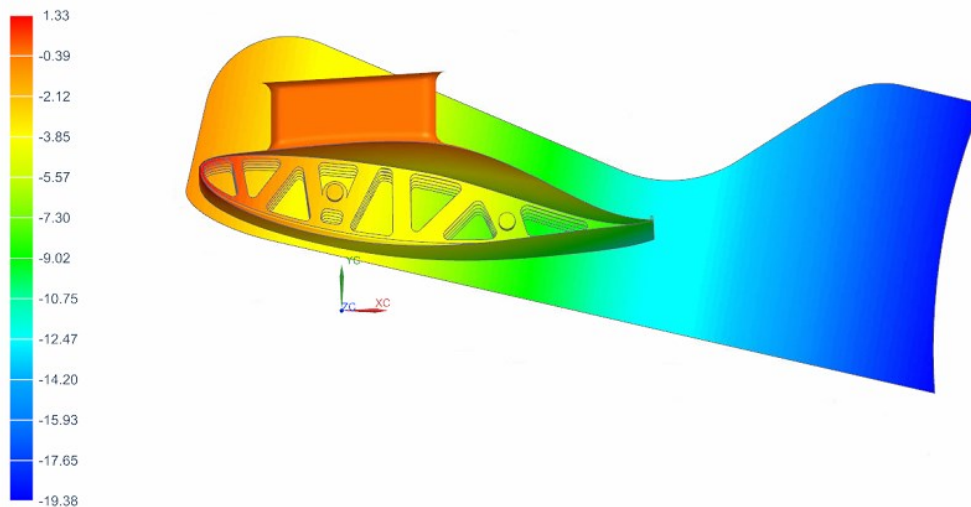


Figura 217: Campo di spostamenti simulazione doppia barra flessionale incollata agli endplates e centine

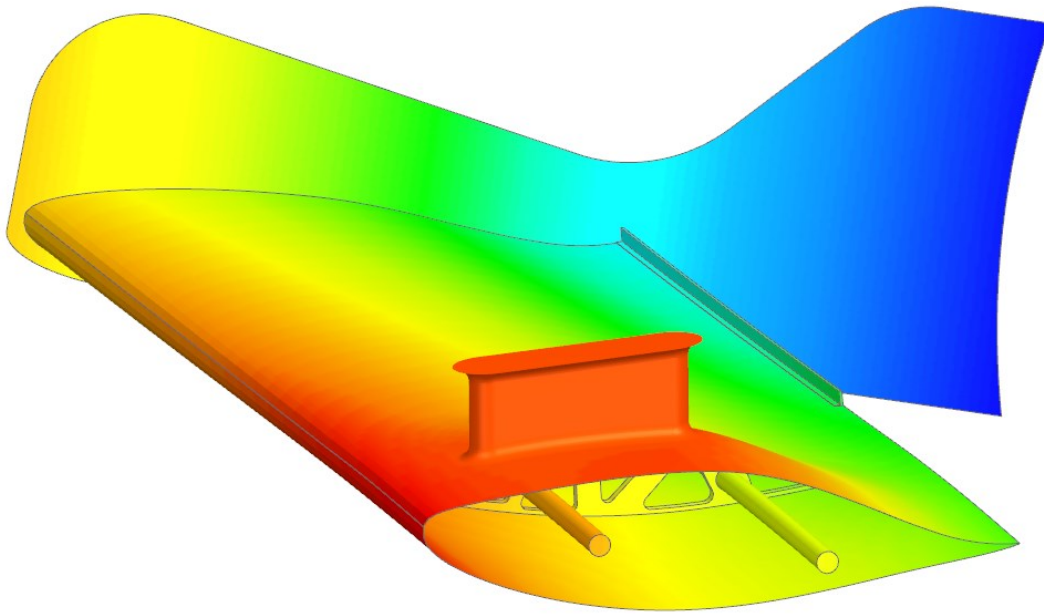


Figura 218: Campo di spostamenti simulazione doppia barra flessionale incollata agli endplates e centine

Considerando la scarsa rigidezza ottenuta dai risultati della precedente simulazione, è stato aumentato ulteriormente il numero di ply di altri due strati, come prima uno di 370T e uno di 200T, e si è riproceduto con la simulazione:

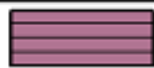


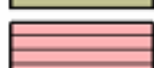
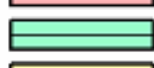
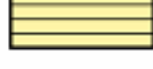

ID		Materiale	Spessore	Angolo primario
7		370T	0.370	0.0
6		200T	0.200	0.0
5		370T	0.370	0.0
4		200T	0.200	0.0
3		370T	0.370	0.0
2		200T	0.200	0.0
1		370T	0.370	0.0

Figura 219: Layup laminato

cad per fem completo ALA + PILONI per simulazione_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -11.123, Max : 0.644, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

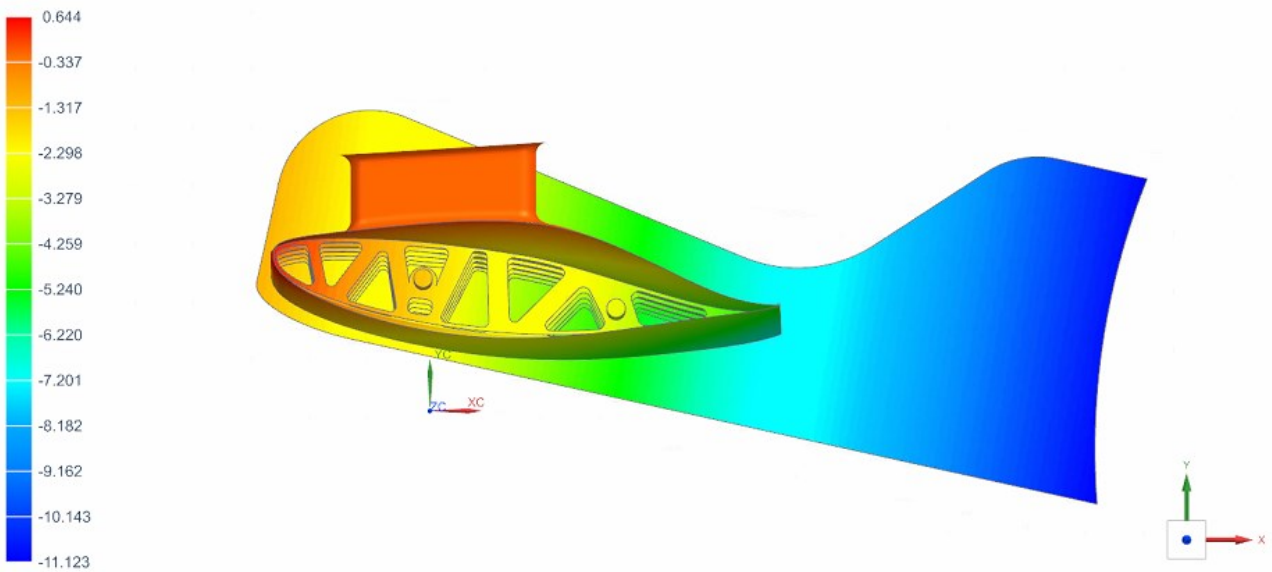


Figura 220: Campo di spostamenti simulazione doppia barra flessionale incollata agli endplates con centine e laminato composto da 7 ply

Di nuovo la rigidità non è risultata ottimale, è stato dunque aumentato ulteriormente il numero di ply di altri due strati, come prima uno di 370T e uno di 200T, e si è riproceduto con la simulazione:

ID		Materiale	Spessore	Angolo primario
9		370T	0.370	0.0
8		200T	0.200	0.0
7		370T	0.370	0.0
6		200T	0.200	0.0
5		370T	0.370	0.0
4		200T	0.200	0.0
3		370T	0.370	0.0
2		200T	0.200	0.0
1		370T	0.370	0.0

Figura 221: Layup laminato

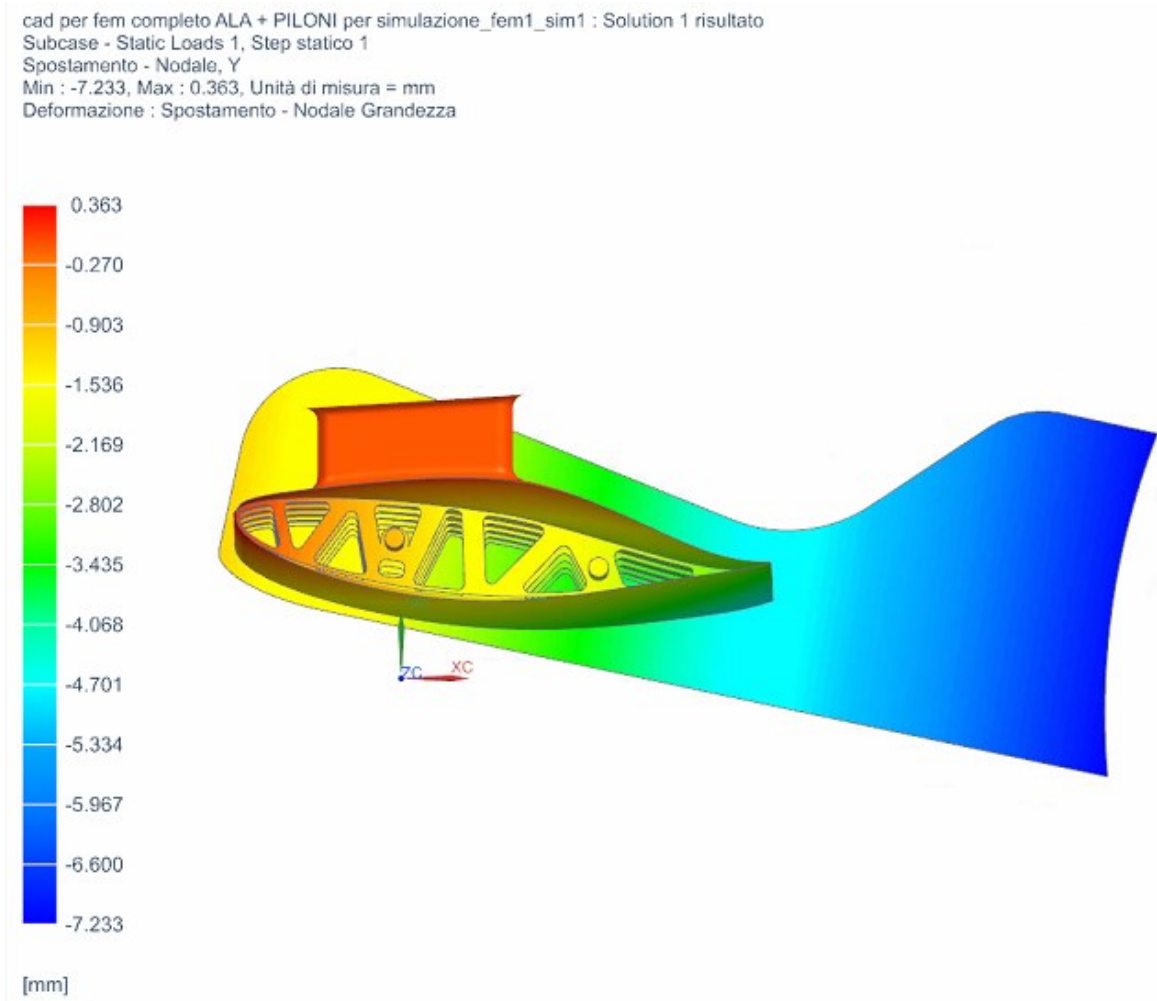


Figura 222: Campo di spostamenti simulazione doppia barra flessionale incollata agli endplates con centine e laminato composto da 9 ply

Sta volta la rigidità dell'ala risulta essere quasi sufficiente, ma per ottenerla si è dovuto assegnare al laminato uno spessore elevato (2,65mm) il quale ovviamente comporta un aumento del peso dell'ala.

Da queste simulazioni iniziali si è capito come la struttura interna dell'ala non conferisse abbastanza rigidità all'ala stessa, in quanto per ottenere valori di rigidità sufficienti bisognerebbe andare ad inspessire il laminato aggiungendo vari ply di fibra di carbonio con conseguente aumento in peso dell'assieme, fattore non trascurabile in una vettura motorsport.

5.3.2 Geometria di secondo tentativo: travi flessionali tubolari

Si è dunque proceduto riprogettando la struttura interna dell'ala, utilizzando come input i risultati ottenuti dalla precedente struttura. Il nuovo concept sviluppato è stato del tipo:

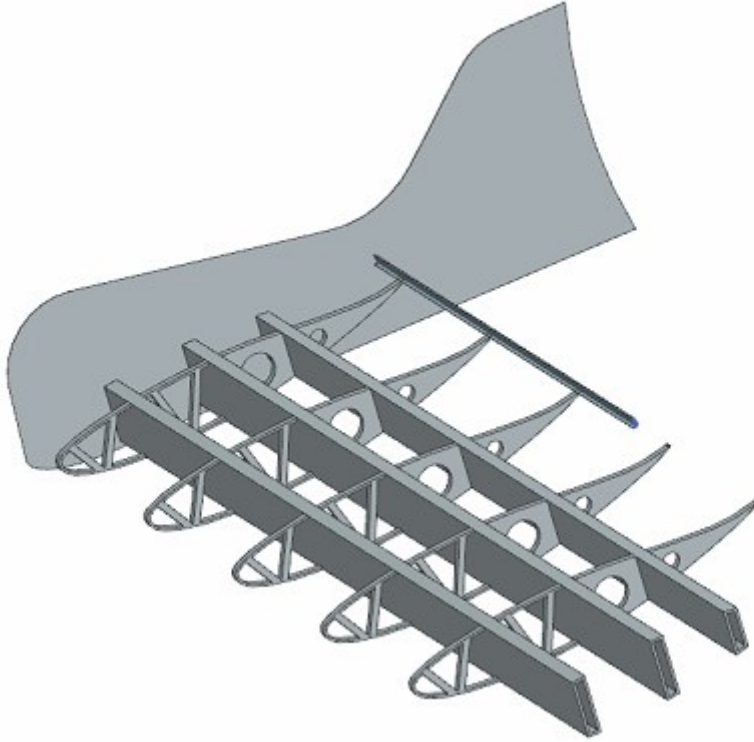


Figura 223: Configurazione a travi flessionali tubolari e centine

Nel quale si osservano 3 travi flessionali tubolari collegate all'endplates e ben 5 centine sottili.

Tale nuovo concept è stato subito simulato nell'ambiente FEM e a parità di laminato conferisce una rigidezza notevolmente maggiore, come si può visualizzare dal campo di spostamenti infatti:

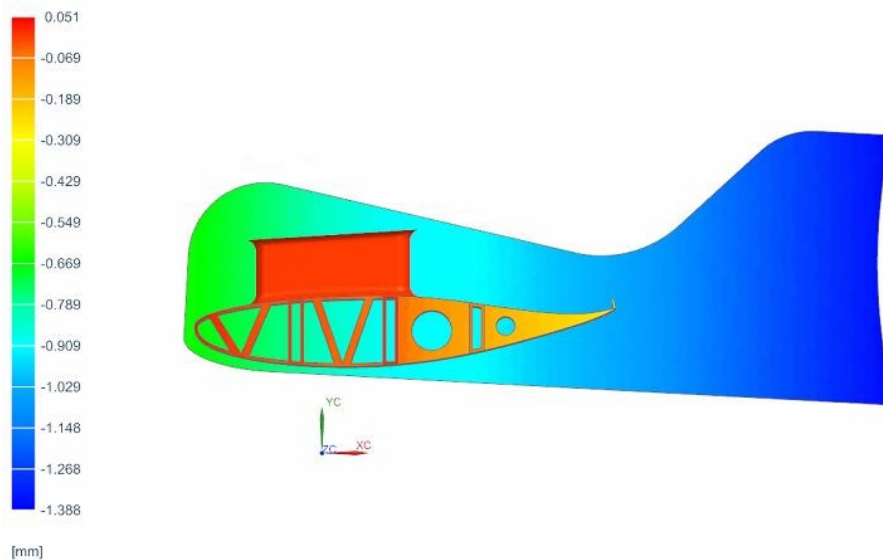


Figura 224: Campo di spostamenti simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 9 ply

Si osserva come lo spostamento massimo sia quasi un ordine di grandezza inferiore a quello del precedente concept, e tutto ciò a parità di laminato.

Anche per quanto riguarda le tensioni la situazione è risultata migliorata, in quanto non si superano i valori di crisi né dell'alluminio 6061, né del laminato.

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
Tensione - Elemento-nodale, Non medio, Von Mises
Sezione di shell : Superiore
Min : 0.00, Max : 89.58, Unità di misura = MPa
Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

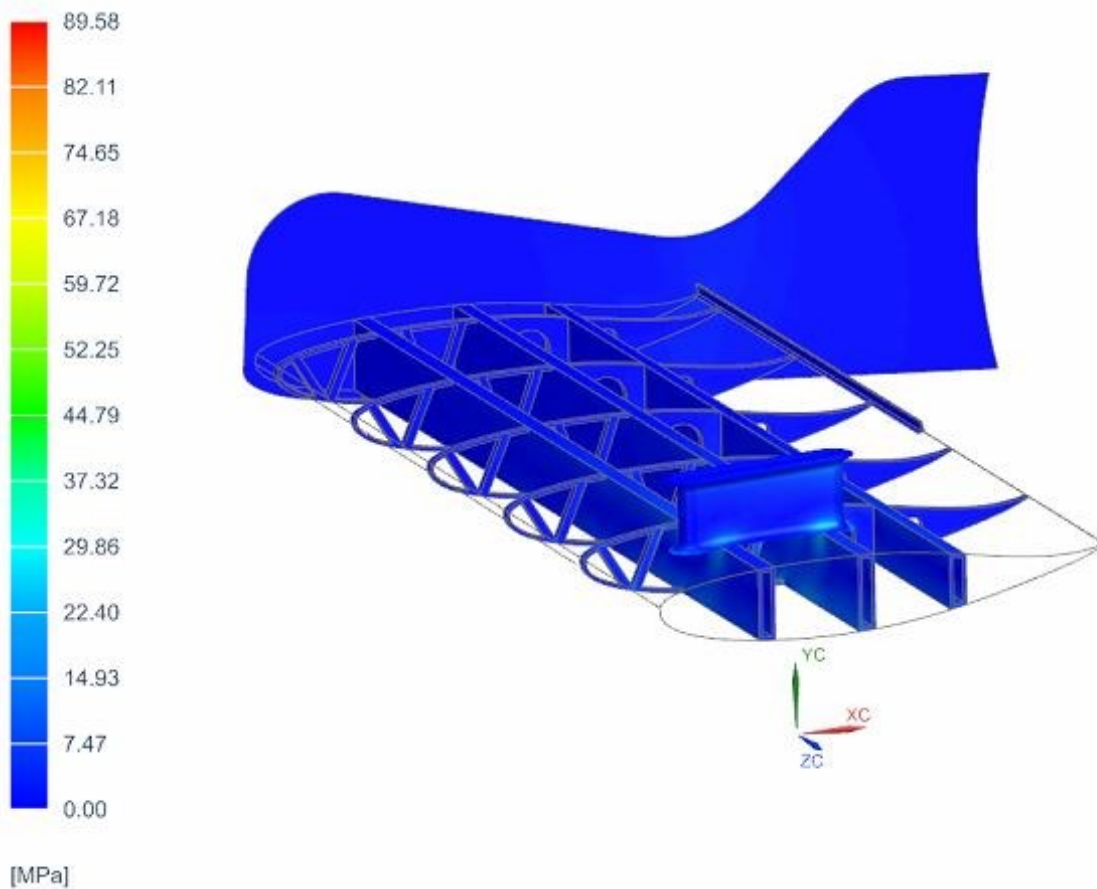


Figura 225: Stato tensionale simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 9 ply

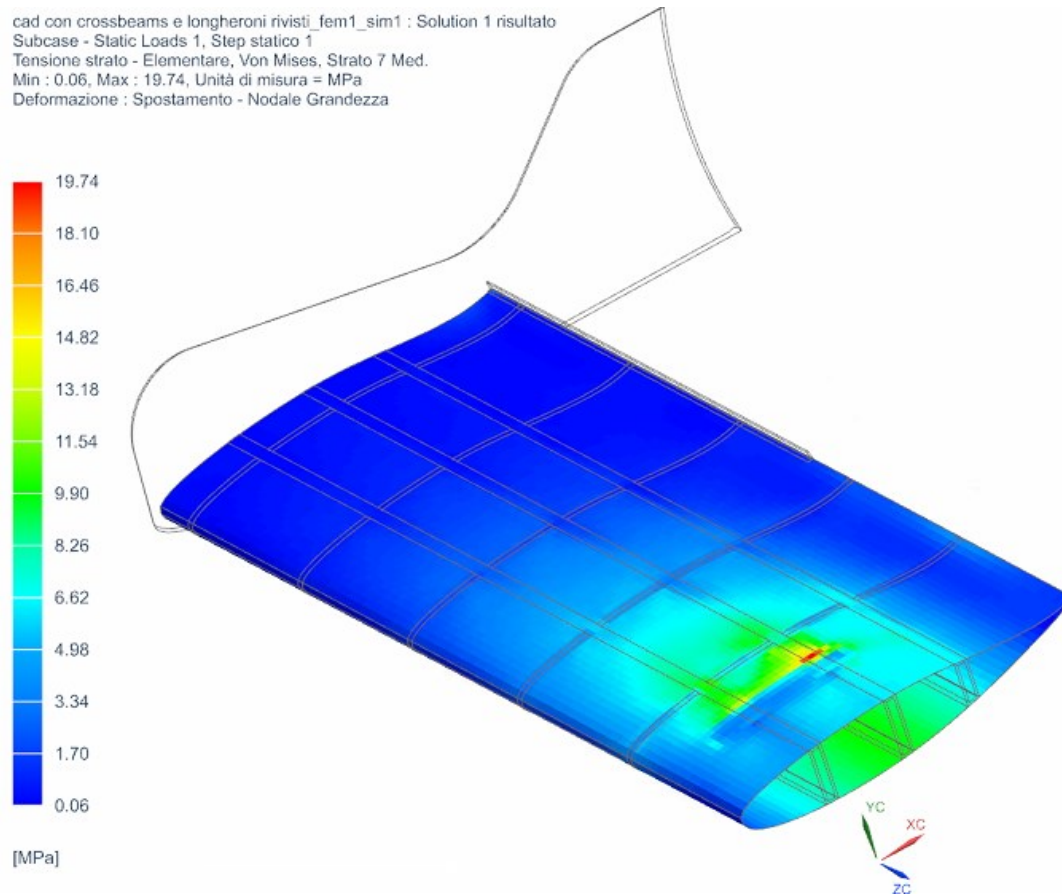


Figura 226: Stato tensionale laminato simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 9 ply

Dunque il concept sviluppato ha permesso di sfruttare maggiormente la struttura interna all'ala per la rigidità globale della stessa, ed aiuta anche in termini di stato tensionale.

Essendo però il nuovo concept più massiccio, ovviamente risulta più pesante del precedente, si è dunque provato a ridurre il numero di ply del laminato cercando di ottenere un compromesso tra rigidità e peso, e si è osservato come rimuovendo 4 ply (due di 200T, due di 370T) il livello di rigidità che si ottiene è pressoché lo stesso, con un'ottima riduzione del peso della struttura. Qui di seguito è possibile osservare i risultati di post-processing della simulazione in cui è stato ridotto il numero di ply costituenti l'ala da 9 ply a 5 ply:

ID		Materiale	Spessore	Angolo primario
5		370T	0.370	0.0
4		200T	0.200	0.0
3		370T	0.370	0.0
2		200T	0.200	0.0
1		370T	0.370	0.0

Figura 227: Layup laminato

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -1.872, Max : 0.057, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

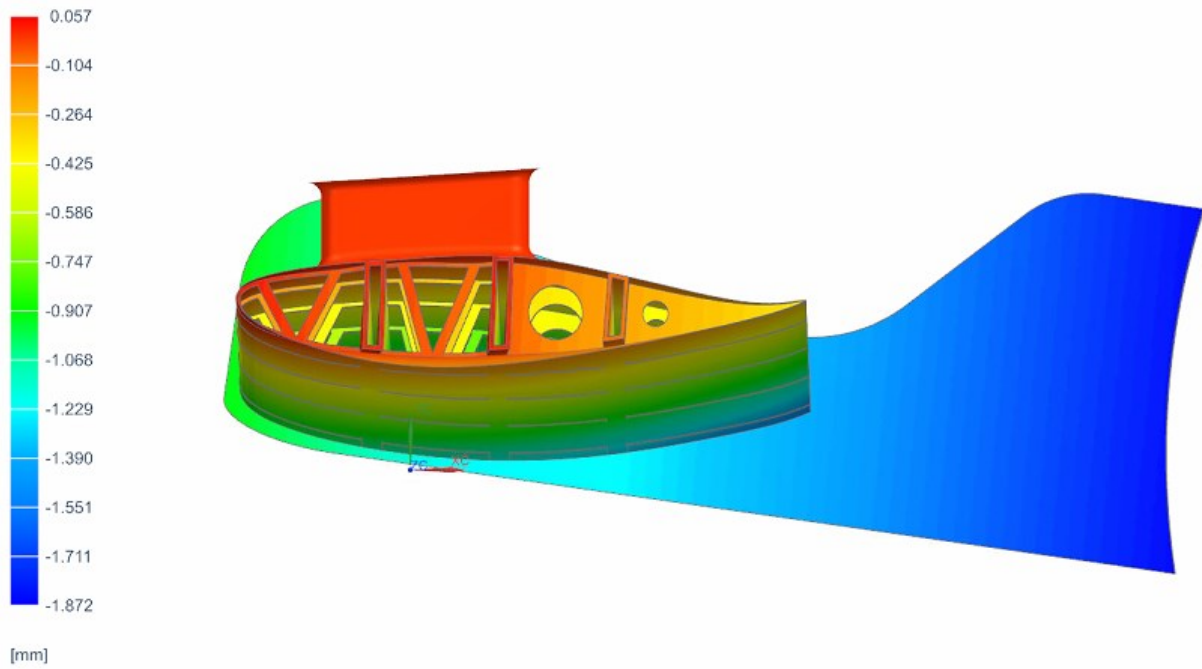


Figura 228: Campo di spostamenti simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 5 ply

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -1.872, Max : 0.057, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

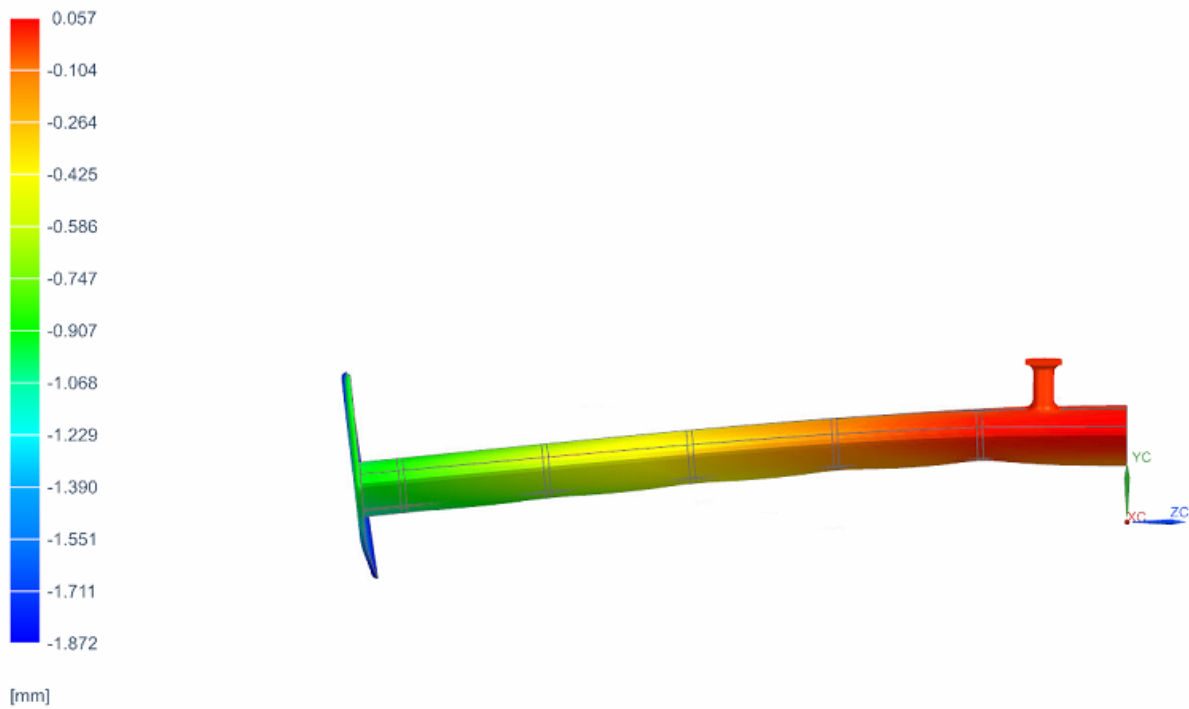


Figura 229: Campo di spostamenti simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 5 ply

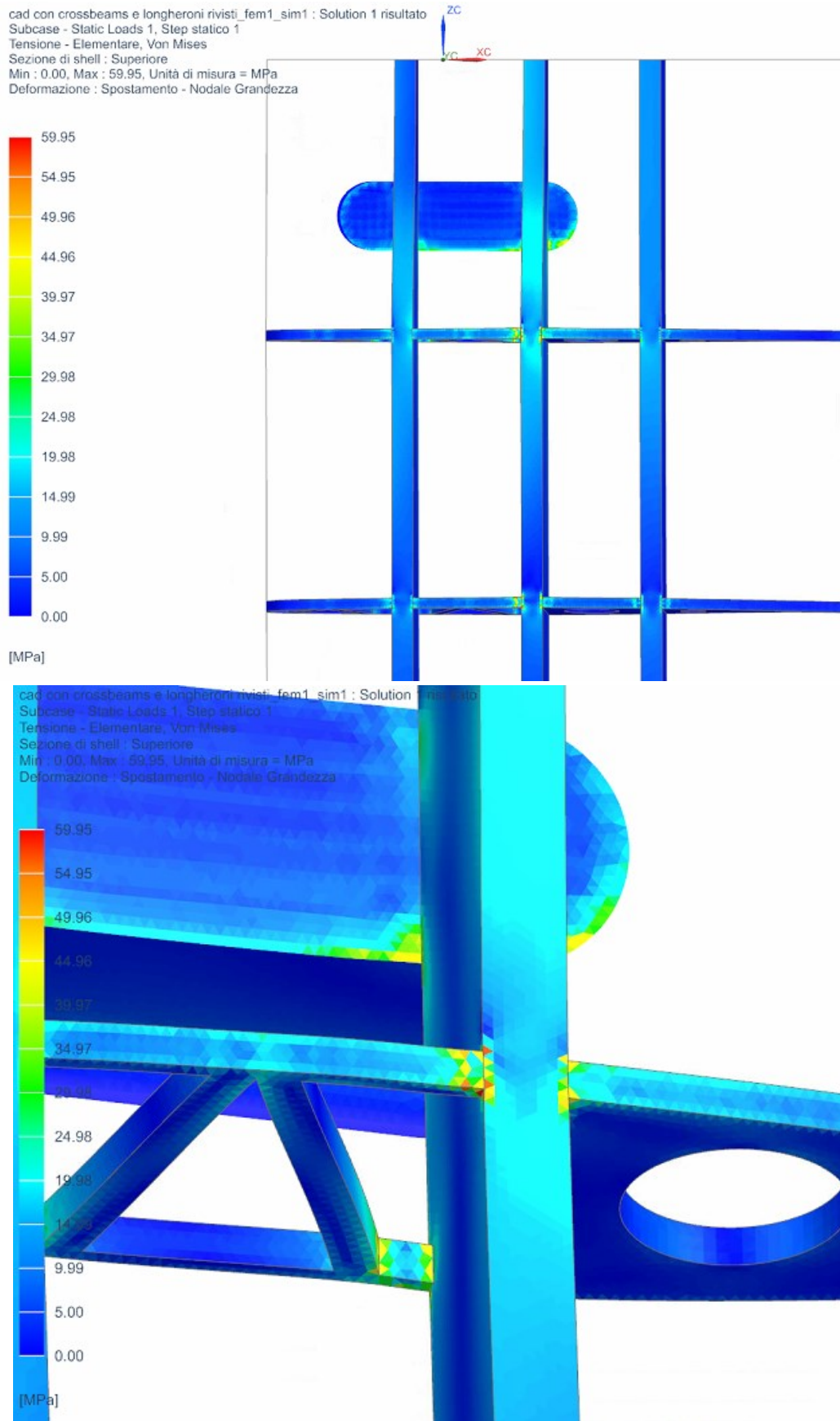


Figura 230: Stato tensionale simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 5 ply

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione stralo - Elementare, Von Mises, Strato 5 Med.
 Min : 0.06, Max : 32.38, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

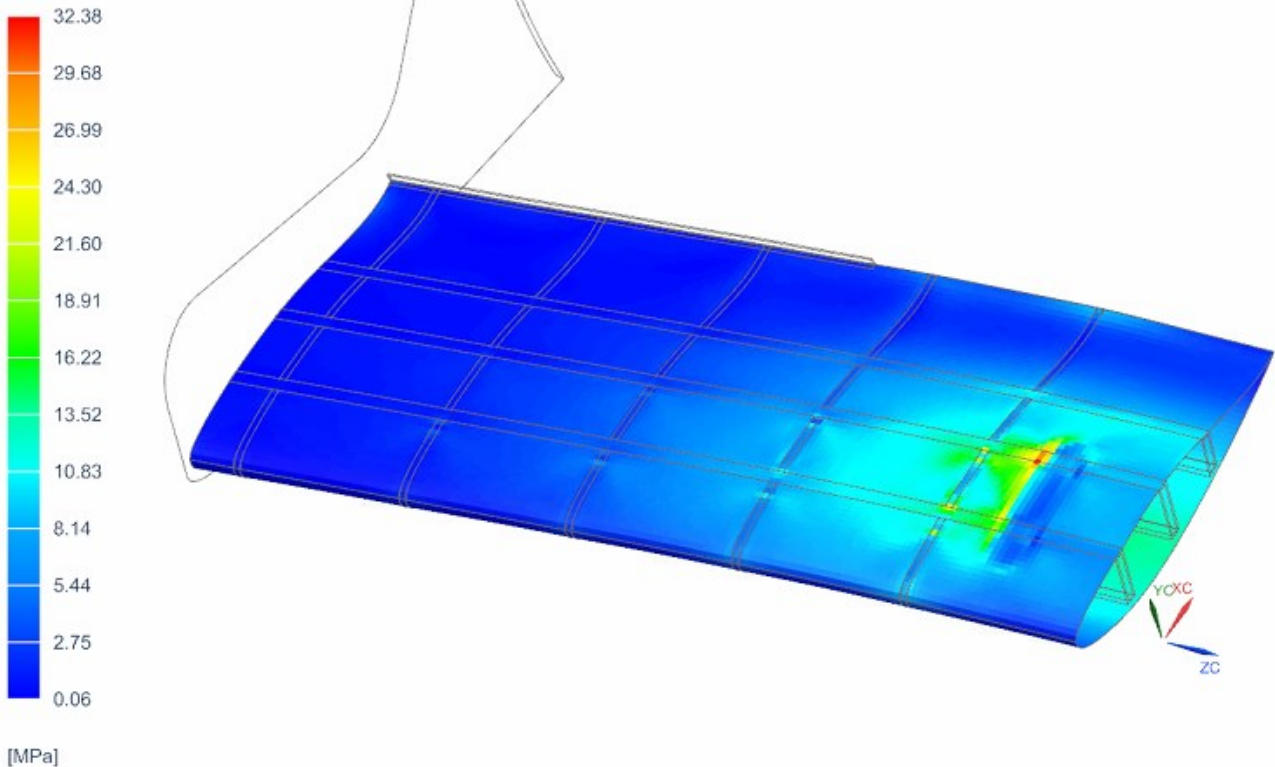


Figura 231: Stato tensionale laminato simulazione travi flessionali tubolari e centine con laminato composto da 5 ply

Dunque in definitiva si riporta una tabella contenente i risultati tra le tre casistiche studiate:

- 1) Laminato composito da 9 ply, vecchio concept (Doppia barra flessionale);
- 2) Laminato composito da 9 ply, nuovo concept (Travi flessionali tubolari);
- 3) Laminato composito da 5 ply, nuovo concept (Travi flessionali tubolari).

Nella tabella sarà riportato il peso totale e specifico per componente di ogni casistica, e anche lo spostamento medio che subisce la coda dell'ala, parametro fondamentale poiché esso va a variare l'angolo di attacco della stessa provocandone una perdita di prestazione aerodinamica. Lo spostamento medio della coda dell'ala è calcolato sfruttando un tool di post-processing di NX che permette di visualizzare lo spostamento nodale in direzione Y (verticale) di tutti i nodi appartenenti ad uno spigolo della geometria, spigolo scelto corrispondente alla coda del profilo:

cad per fem completo ALA + PILONI per simulazione_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -7.233, Max : 0.363, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

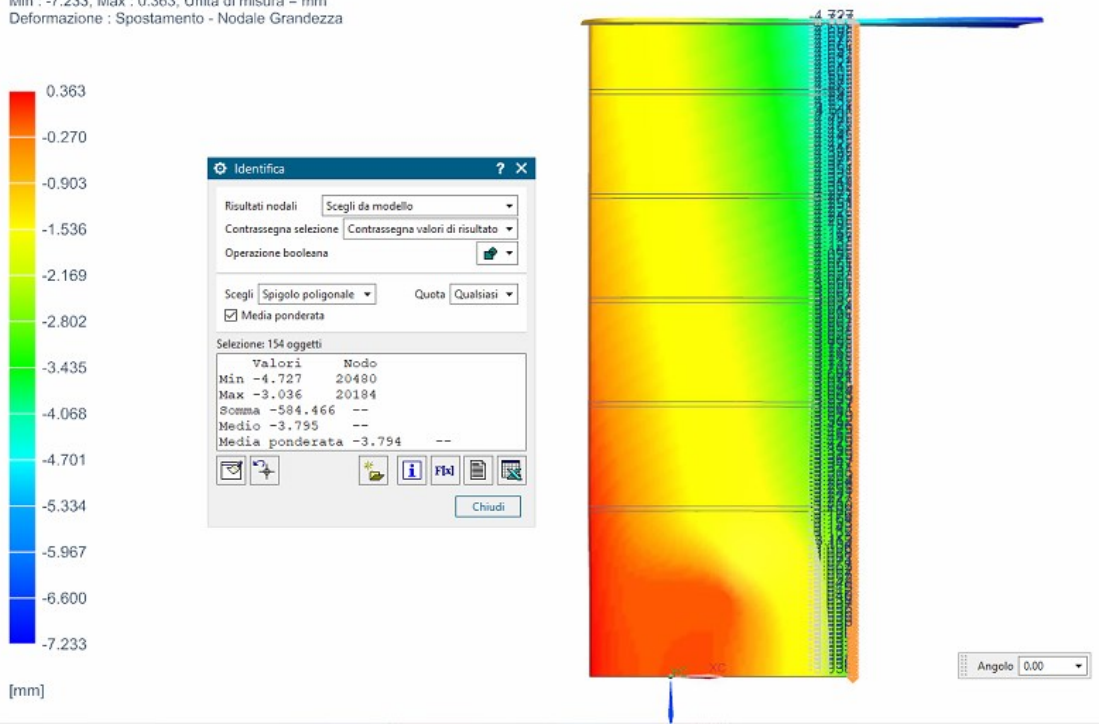


Figura 232: Spostamento medio coda dell'ala simulazione barre flessionali laminato composto da 9 ply

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -1.388, Max : 0.051, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

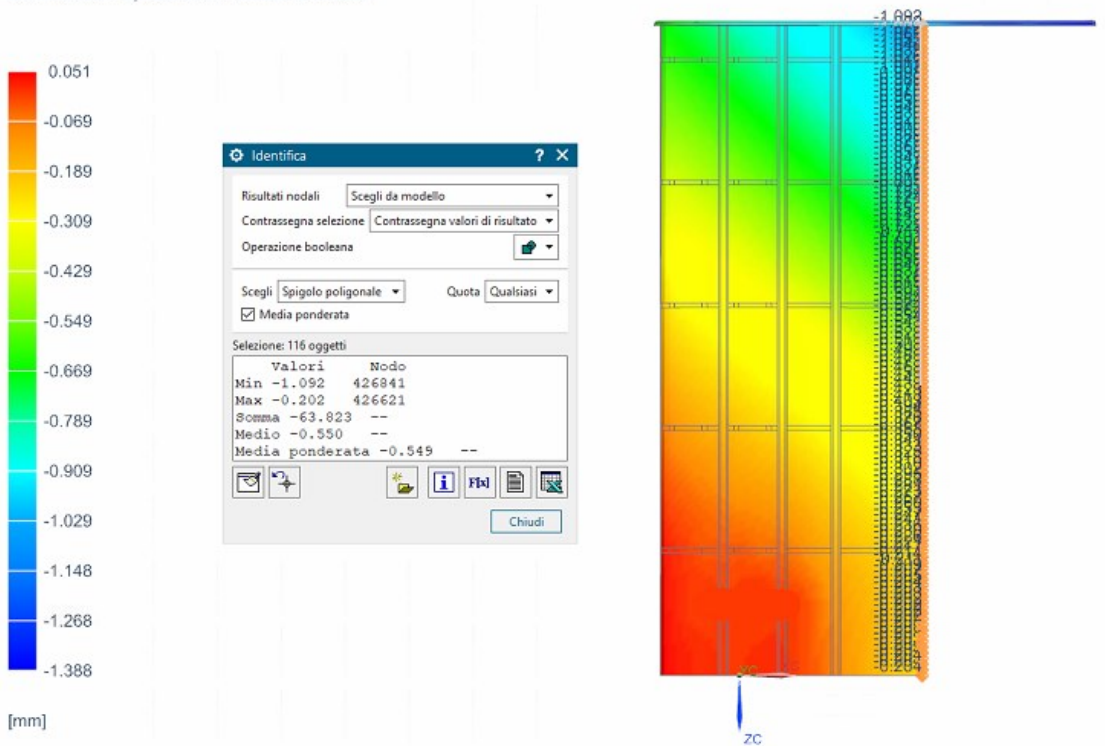


Figura 233: Spostamento medio coda dell'ala simulazione travi flessionali tubolari laminato composto da 9 ply

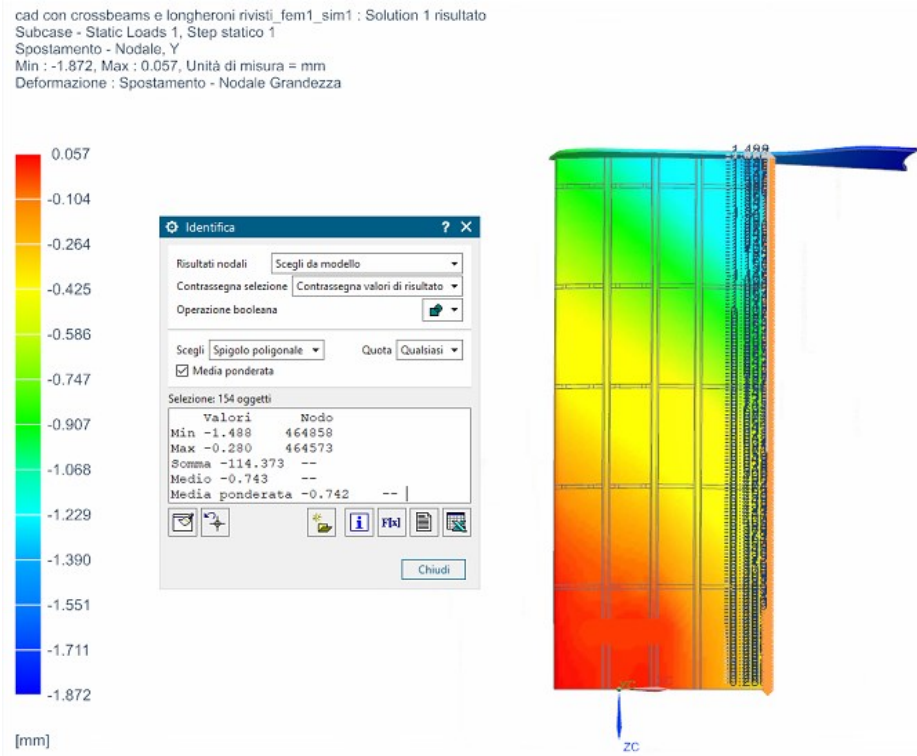


Figura 234: Spostamento medio coda dell'ala simulazione travi flessionali tubolari laminato composto da 5 ply

Vecchio concept (Barre Flessionali)			Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)			Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)		
Numero ply laminato Ala	9		Numero ply laminato Ala	9		Numero ply laminato Ala	5	
cross	0,053	kg	cross	0,008	kg	cross	0,008	kg
Barra Flex	0,015	kg	cross	0,009	kg	cross	0,009	kg
			cross	0,018	kg	cross	0,018	kg
			cross	0,025	kg	cross	0,025	kg
			CROSSBEAMS	0,060	kg	CROSSBEAMS	0,060	kg
			longherone 1	0,367	kg	longherone 1	0,367	kg
			longherone 2	0,384	kg	longherone 2	0,384	kg
			longherone 3	0,284	kg	longherone 3	0,284	kg
			LONGHERONI	1,036	kg	LONGHERONI	1,036	kg
CROSSBEAMS	0,264	kg	LONGHERONI	0,298	kg	CROSSBEAMS	0,298	kg
BARRE FLEX	0,029	kg	longherone	1,036	kg	LONGHERONI	1,036	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,260	kg	PESO SENZA ALA	2,300	kg	PESO SENZA ALA	2,300	kg
ALA	1,574	kg	ALA	1,574	kg	ALA	0,897	kg
TOT	2,834	kg	TOT	3,874	kg	TOT	3,197	kg
TOT X 2	5,667	kg	TOT X 2	7,748	kg	TOT X 2	6,395	kg
Spostamento medio coda ala	-3,795	mm	Spostamento medio coda ala	-0,550	mm	Spostamento medio coda ala	-0,743	mm

Figura 235: Confronto simulazioni prima e seconda configurazione

Osservando la tabella si nota come:

- la prima casistica sebbene abbia un ottimo peso, comporta una deformazione eccessiva dell'ala;
- la seconda casistica possiede un'ottima rigidezza ma un peso eccessivo;
- la terza casistica rappresenta il perfetto compromesso tra le due casistiche precedenti, essa mostra infatti un'ottima rigidezza con un peso però abbastanza contenuto.

Considerando dunque la terza casistica come soluzione, interessante sarebbe ora conoscere di quanto varia l'angolo di attacco del profilo considerando una deformata media dell'ala, anche se uno studio del genere lascia il tempo che trova in quanto è un'approssimazione imprecisa della deformata dell'ala. Il valore di spostamento medio in coda è stato già ottenuto, mentre per quello sul naso si ripete lo stesso procedimento soprariportato, però questa volta per uno spigolo lungo il naso del profilo:

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -1.872, Max : 0.057, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

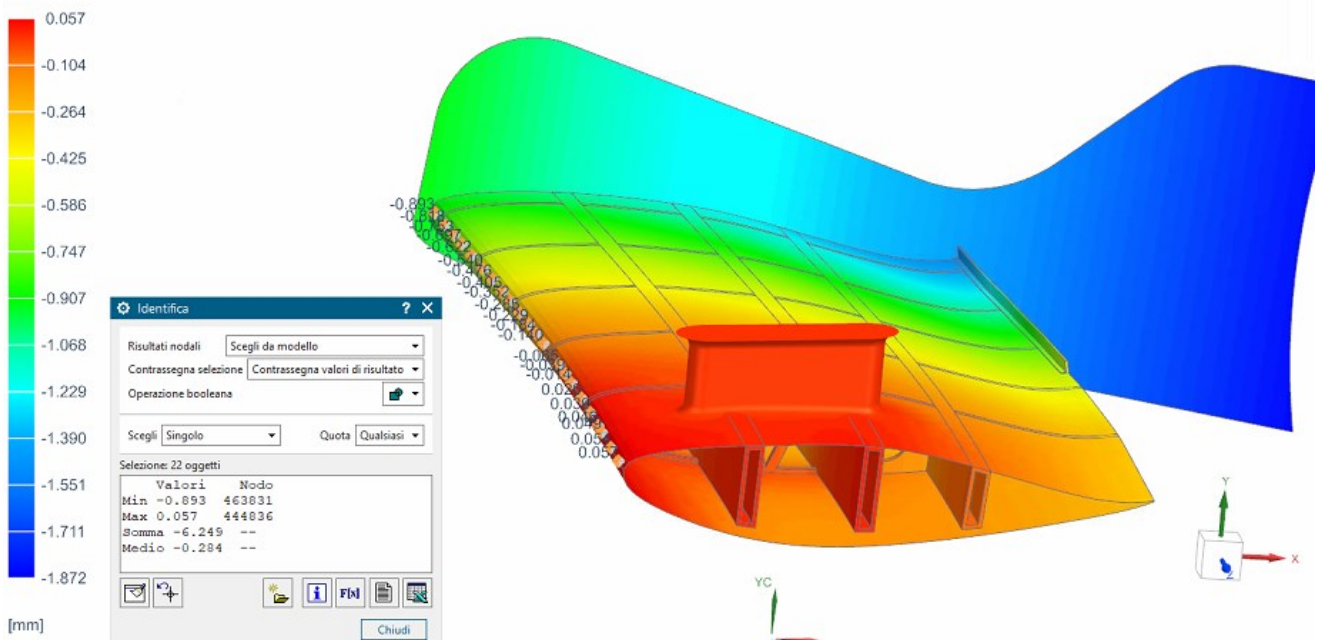
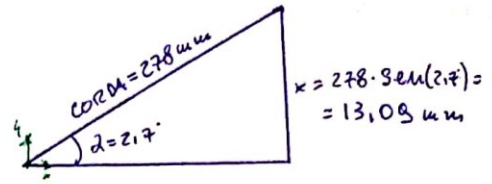


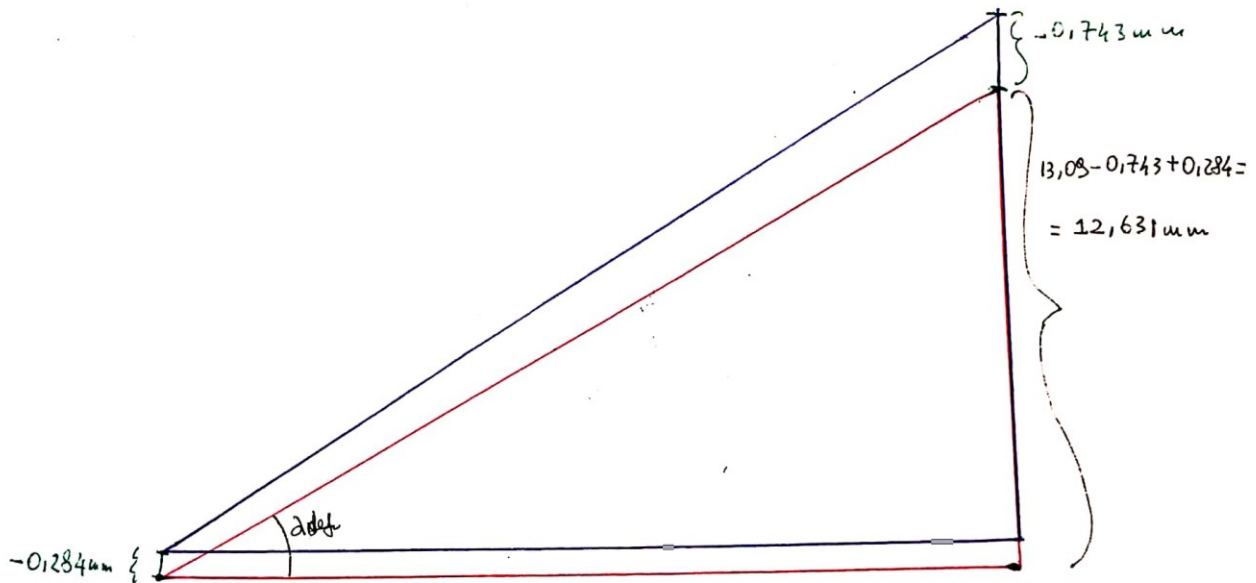
Figura 236: Spostamento medio del naso dell'ala simulazione travi flessionali tubolari laminato composto da 5 ply

Ora che si conoscono i valori di spostamento di naso e coda, si procede tramite semplici calcoli trigonometrici con la determinazione della variazione dell'AOA dell'airfoil:

SPOSTAMENTO MEDIO NASO: $-0,284 \text{ mm}$
 SPOSTAMENTO MEDIO CODA: $-0,743 \text{ mm}$



— INDEFORMATA
 — DEFORMATA



$$\alpha_{\text{def}} \Rightarrow 278 \cdot \sin \alpha_{\text{def}} = 12,631 \Rightarrow \sin \alpha_{\text{def}} = \frac{12,631}{278} \Rightarrow \alpha_{\text{def}} = \arcsin\left(\frac{12,631}{278}\right) \approx 2,6^\circ$$

$$\alpha_{\text{indef}} = 2,7^\circ \quad \alpha_{\text{def}} \approx 2,6^\circ$$

Figura 237: Calcolo trigonometrico per valutazione approssimata della variazione dell'angolo di attacco

Si ottiene:

- $\alpha_{\text{INDEFORMATO}} = 2,7^\circ$
- $\alpha_{\text{DEFORMATO}} = 2,6^\circ$
- $\Delta\alpha = 0,1^\circ$

È possibile notare dunque come l'AOA dell'ala in media varia solamente di un decimo di grado, il che è da ritenere accettabile considerando le forze in gioco.

Andando a sviluppare il tutto in maniera più spinta, in ottica di ottimizzazione del peso, è stata eseguita una simulazione con 3 ply e il risultato è stato:

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -2.389, Max : 0.069, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

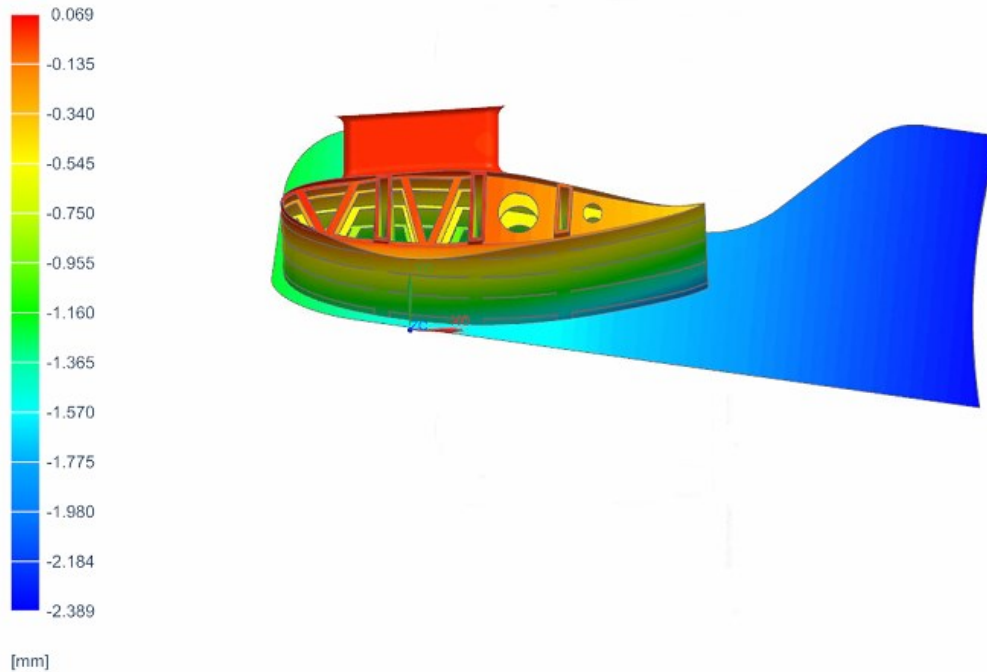


Figura 238: Campo di spostamenti simulazione travi flessionali tubolari laminato composto da 3 ply

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -2.389, Max : 0.069, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

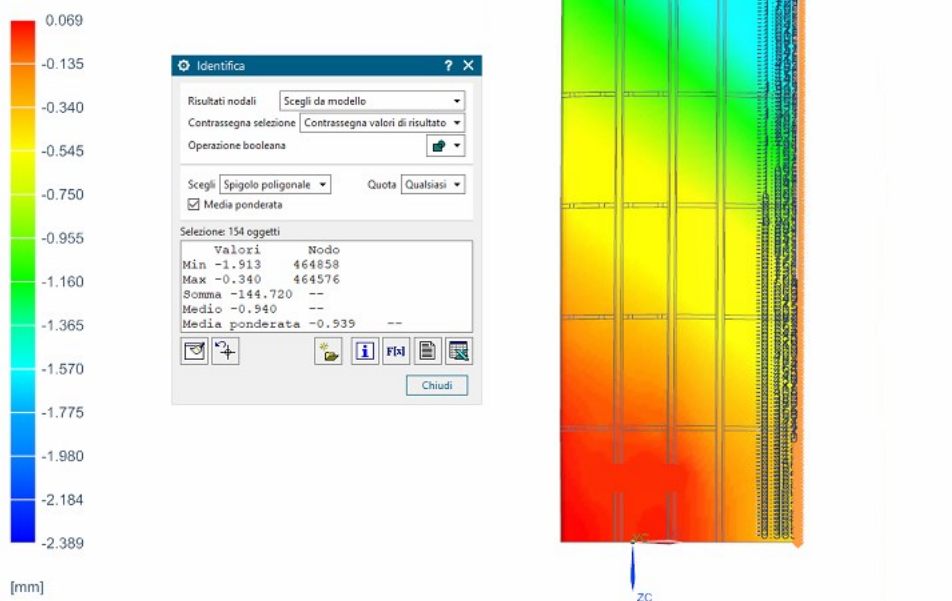


Figura 239: Spostamento medio coda dell'ala simulazione travi flessionali tubolari laminato composto da 3 ply

cad con crossbeams e longheroni rivisti_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -2.389, Max : 0.069, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

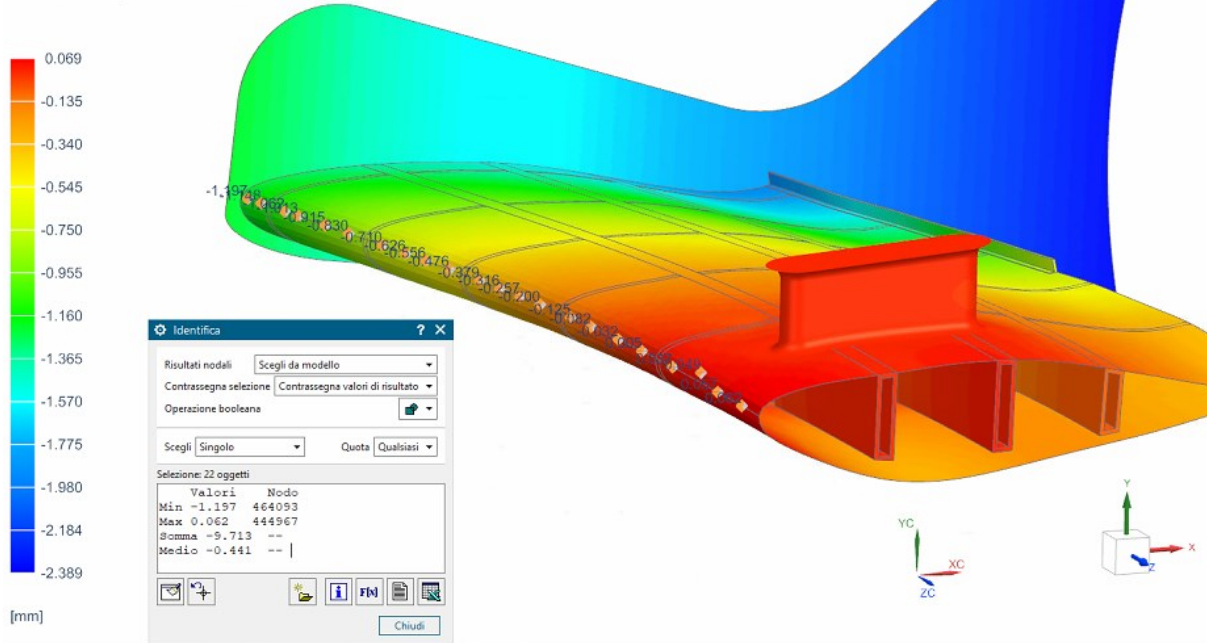


Figura 240: Spostamento medio naso dell'ala simulazione travi flessionali tubolari laminato composto da 3 ply

Confrontando i risultati con la configurazione del laminato a 5 ply si ottiene:

Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)			Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)		
Numero ply laminato Ala	5		Numero ply laminato Ala	3	
cross	0,008	kg	cross	0,008	kg
cross	0,009	kg	cross	0,009	kg
cross	0,018	kg	cross	0,018	kg
cross	0,025	kg	cross	0,025	kg
CROSSBEAMS	0,060	kg	CROSSBEAMS	0,060	kg
longherone 1	0,367	kg	longherone 1	0,367	kg
longherone 2	0,384	kg	longherone 2	0,384	kg
longherone 3	0,284	kg	longherone 3	0,284	kg
LONGHERONI	1,036	kg	LONGHERONI	1,036	kg
CROSSBEAMS	0,298	kg	CROSSBEAMS	0,298	kg
LONGHERONI	1,036	kg	LONGHERONI	1,036	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	2,300	kg	PESO SENZA ALA	2,300	kg
ALA	0,897	kg	ALA	0,558	kg
TOT	3,197	kg	TOT	2,859	kg
TOT X 2	6,395	kg	TOT X 2	5,717	kg
Spostamento medio coda ala	-0,743	mm	Spostamento medio coda ala	-0,940	mm
$\Delta\alpha$	0,1	°	$\Delta\alpha$	0,11	°

Figura 241: Confronto simulazioni travi flessionali tubolari con 5 e 3 ply costituenti il laminato

Dove si nota un ottimo risparmio in termini di peso, al quale però consegue un lieve peggioramento in ottica rigidità.

Quindi riassumendo finora si è mostrato come il nuovo concept di struttura sia notevolmente più prestazionale rispetto il vecchio, in quanto si ha un notevole aumento della rigidità dell'ala a spese di un minimo aumento in peso della stessa. Infatti, la struttura interna del nuovo concept è più pesante rispetto quella precedente, ma permette di realizzare il laminato con un numero minore di ply e dunque si ha una sorta di compensazione tra l'aumento di peso della struttura interna e la diminuzione di peso del laminato costituente l'ala. Tale risultato è evidente nella simulazione del nuovo concept con 3 ply costituenti il laminato dell'ala, dove si ha un peso della struttura di 5,717kg rispetto i 5,667kg della precedente (Barre flessionali), ma al contempo si ha uno spostamento medio della coda dell'ala di -0,94mm rispetto i -3,795mm della vecchia configurazione.

Considerando la nuova soluzione dunque, è preferibile utilizzare la configurazione a 3 ply dell'ala rispetto quella a 5, in quanto si ottiene una riduzione del peso di 0,678kg e al contempo si ha un livello di rigidità simile(-0,94mm di spostamento medio in coda dell'ala, rispetto -0,743mm).

5.3.3 Geometria di terzo tentativo: omega

5.3.3.1 Omega singola

Quando si realizzano manufatti in carbonio, però, c'è anche da pensare alla loro realizzazione durante la fase di progettazione, in ottica di Design For Manufacturing (DFM). Motivo per cui è stata progettata anche una geometria interna all'ala più simile a quelle tipiche realizzate nell'ambito motorsport, e cioè utilizzando un omega in laminato interna all'ala insieme alle solite centine. Tale omega dunque è stata disegnata al CAD come superficie per poi essere discretizzata tramite elementi Shell ed essere modellata come laminato, come visto finora per l'ala.

Tale geometria è stata poi sviluppata, simulata e perfezionata al fine di ottenere la soluzione più ottimale per il nostro caso, pur tenendo in considerazione la fattibilità di realizzazione dell'ala stessa.

Ovviamente oltre all'introduzione della omega sono state anche rivisitate le varie centine al fine di definire al meglio i contatti (spigolo superficie) con le omega.

La geometria a cui si perviene è del tipo:

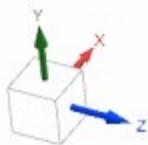
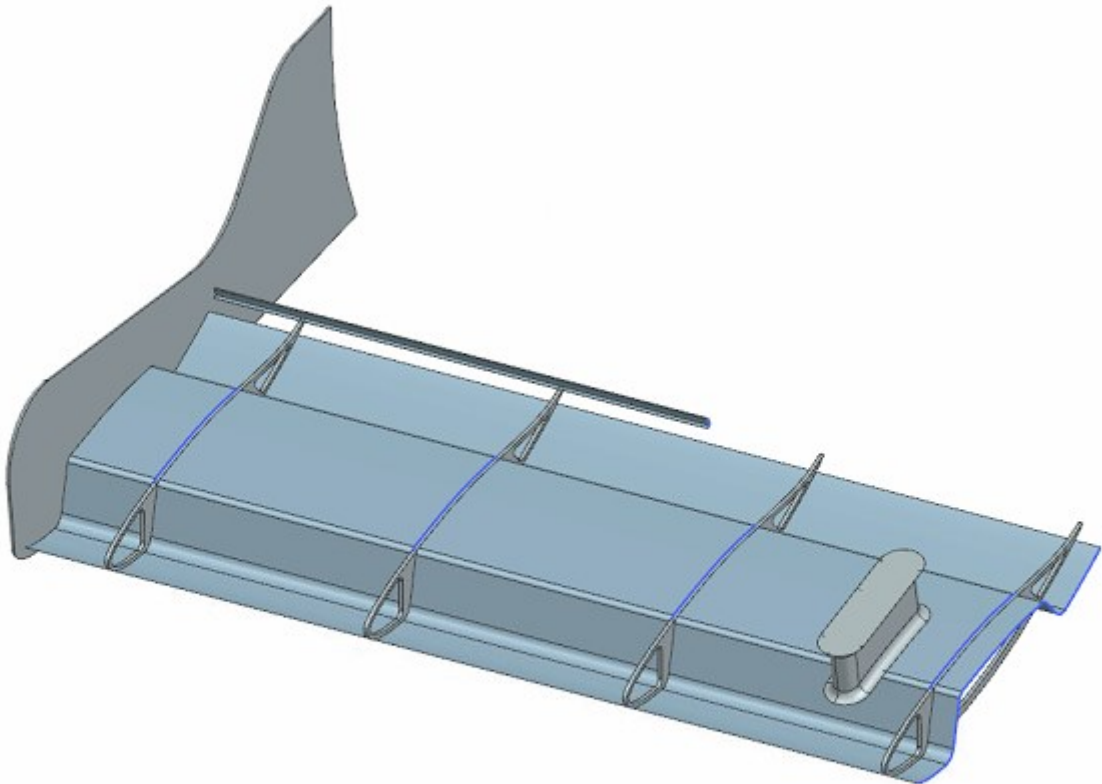


Figura 242: Configurazione ad omega singola e centine

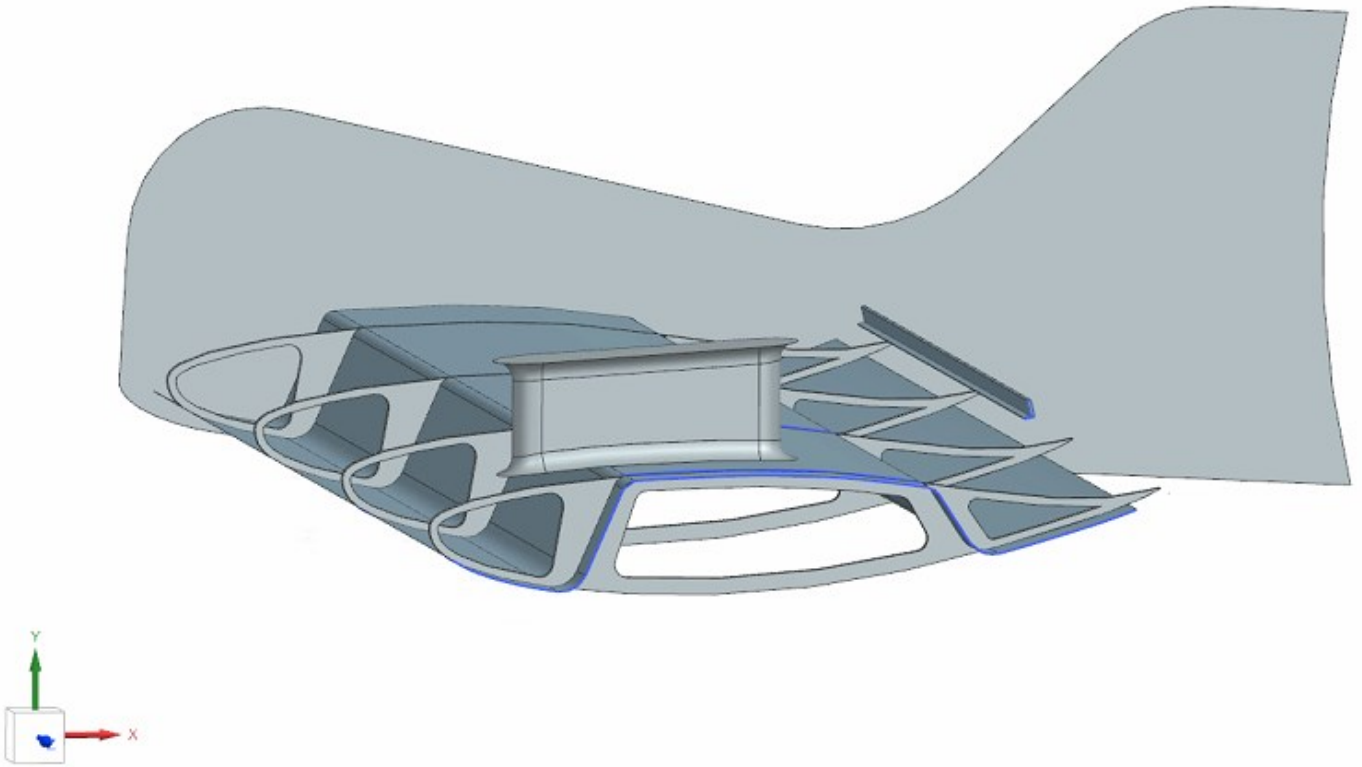


Figura 243: Configurazione ad omega singola e centine

La composizione dei vari laminati per la simulazione è stata:

- Laminato ala $[0_{370T}/0_{200T}/0_{370T}/0_{200T}/0_{370T}]$
- Laminato omega $[0_{370T}/0_{370T}/0_{370T}/0_{370T}/0_{370T}/0_{370T}]$

Dove ricordiamo che lo spessore di ogni lamina è dato dalla grammatura di carbonio in decimi di millimetro (ad esempio una lamina di 370T ha uno spessore di 0,37mm; mentre una di 200T possiede uno spessore di 0,2mm).

Tale geometria, simulata al FEM, ha portato a risultati del tipo:

cad con omega_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -3.788, Max : 0.403, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

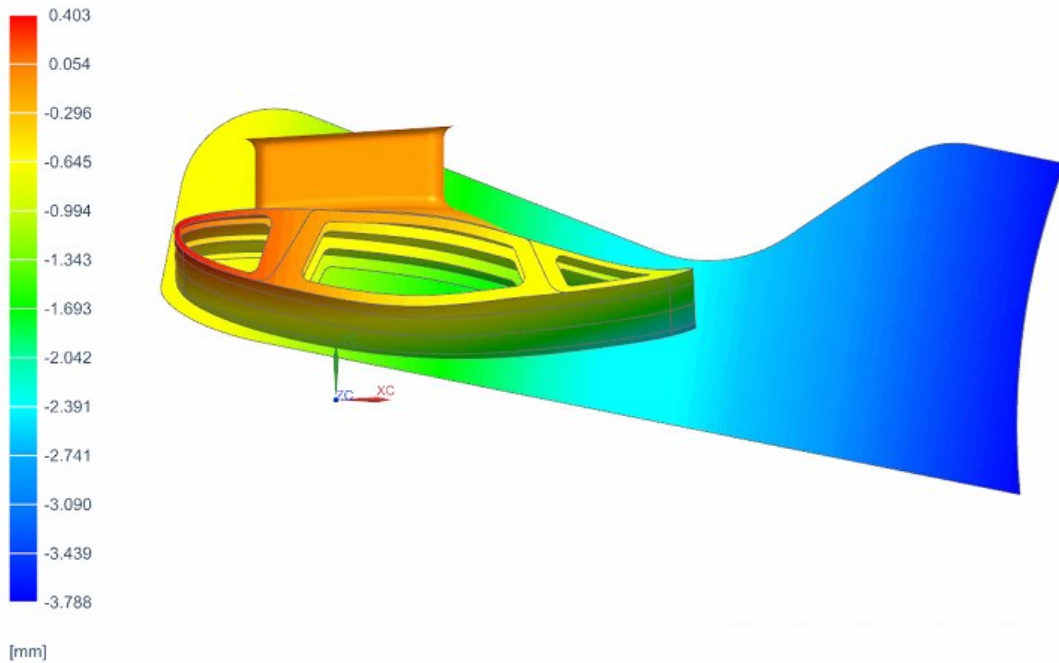


Figura 244: Campo di spostamenti simulazione omega singola con centine

cad con omega_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione - Elementare, Von Mises
 Sezione di shell : Superiore
 Min : 0.00, Max : 128.60, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

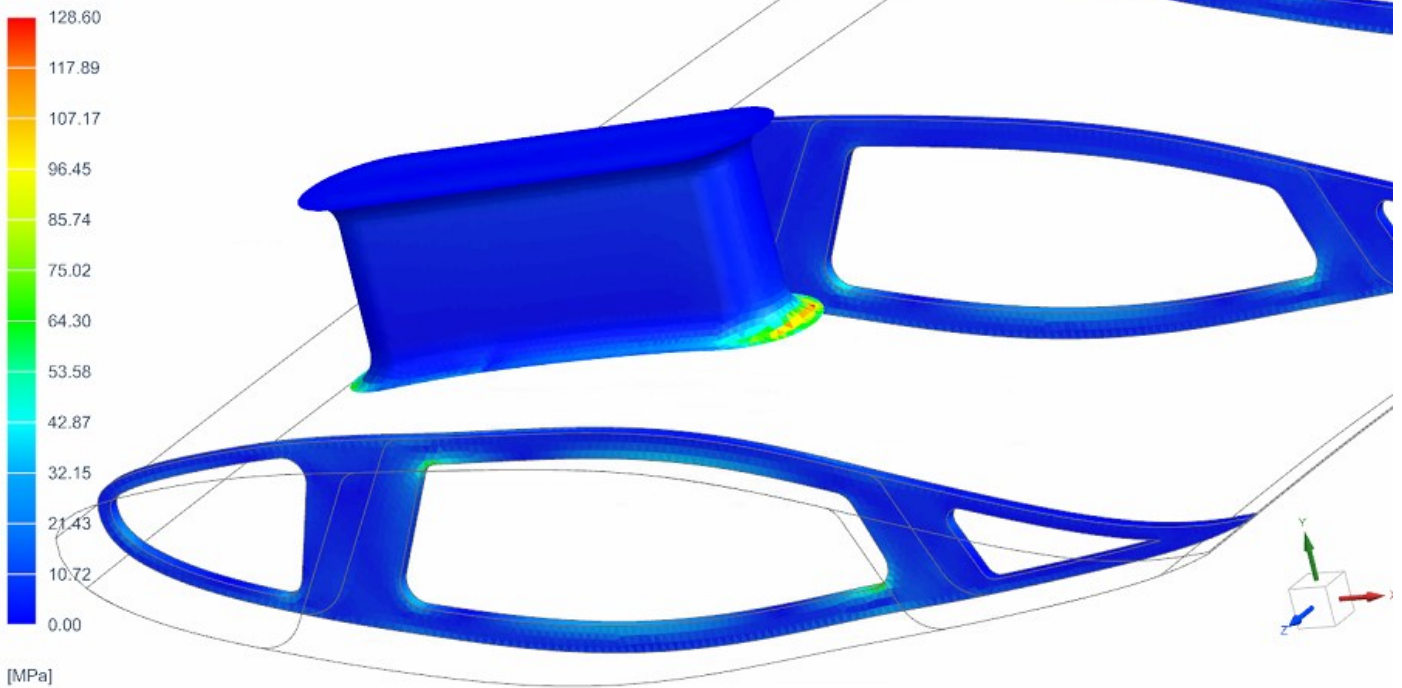


Figura 245: Stato tensionale simulazione omega singola con centine

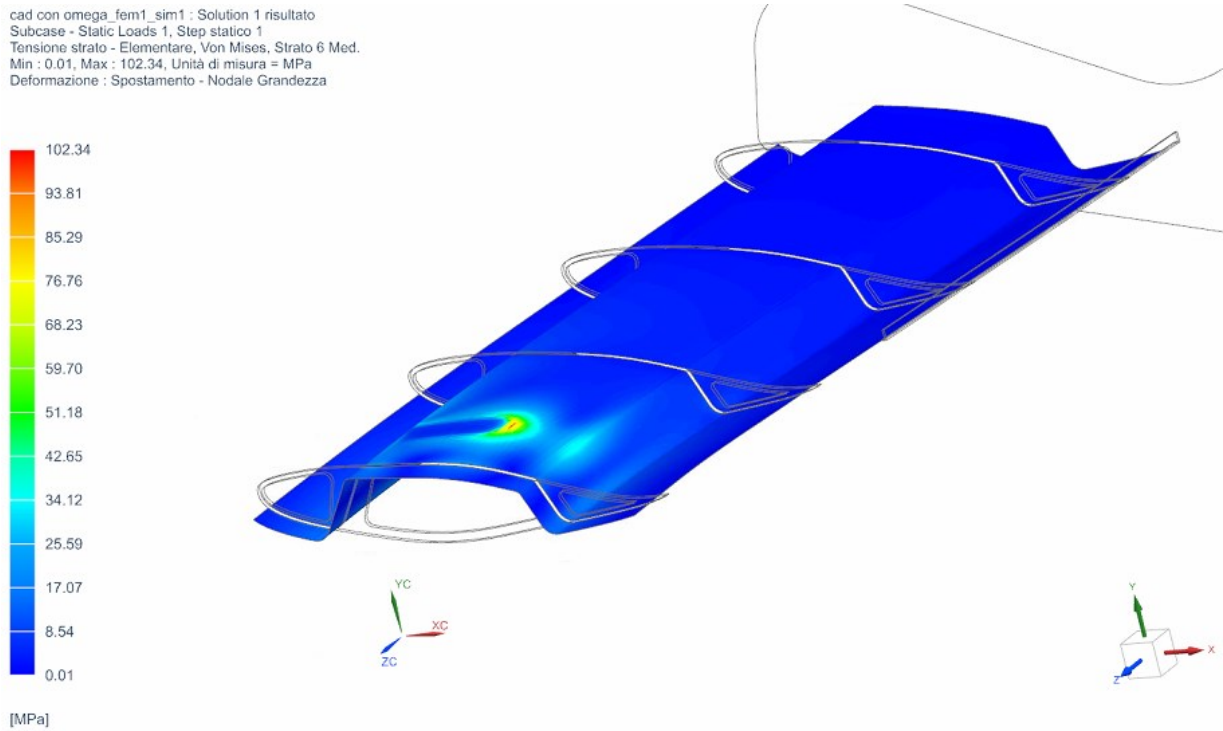


Figura 246: Stato tensionale laminato omega simulazione omega singola con centine

Come osservabile dalle figure soprastanti lo stato tensionale e deformativo sono risultati leggermente peggiorati, infatti l'ala è meno rigida e dunque subisce una maggior deformazione. In tutto ciò però il peso totale risulta diminuito:

Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)			Omega Singola 4 centine		
Numero ply laminato Ala	3		Numero ply laminato Ala	5	
			Numero ply Omega	6	
cross	0,008	kg	Crossbeam singola	0,030	kg
cross	0,009	kg			
cross	0,018	kg			
cross	0,025	kg			
CROSSBEAMS	0,060	kg			
longherone 1	0,367	kg			
longherone 2	0,384	kg			
longherone 3	0,284	kg			
LONGHERONI	1,036	kg			
CROSSBEAMS	0,298	kg	CROSSBEAM	0,121	kg
LONGHERONI	1,036	kg	omega	0,680	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	2,300	kg	PESO SENZA ALA	1,767	kg
ALA	0,558	kg	ALA	0,897	kg
TOT	2,859	kg	TOT	2,664	kg
TOT X 2	5,717	kg	TOT X 2	5,329	kg
Spostamento medio coda ala	-0,940	mm	Spostamento medio coda ala	-1,767	mm
$\Delta\alpha$	0,11	°	$\Delta\alpha$	0,35	°

Figura 247: Confronto simulazione travi flessionali tubolari VS Omega singola

Si è dunque proceduto cercando di realizzare centine più spesse (6mm rispetto i 3mm precedenti) e riprogettando l'omega, i risultati sono osservabili nelle figure sottoriportate:

cad con centine piu spesse_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -3.361, Max : 0.361, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

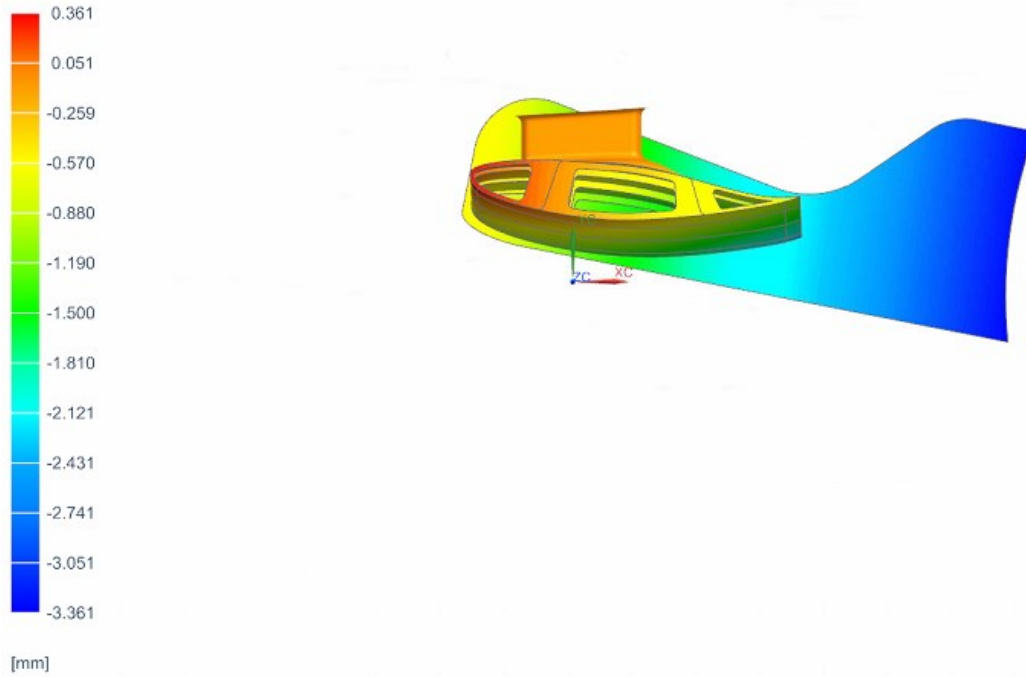


Figura 248: Campo di spostamenti simulazione omega singola con centine più spesse

cad con centine piu spesse_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -3.361, Max : 0.361, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

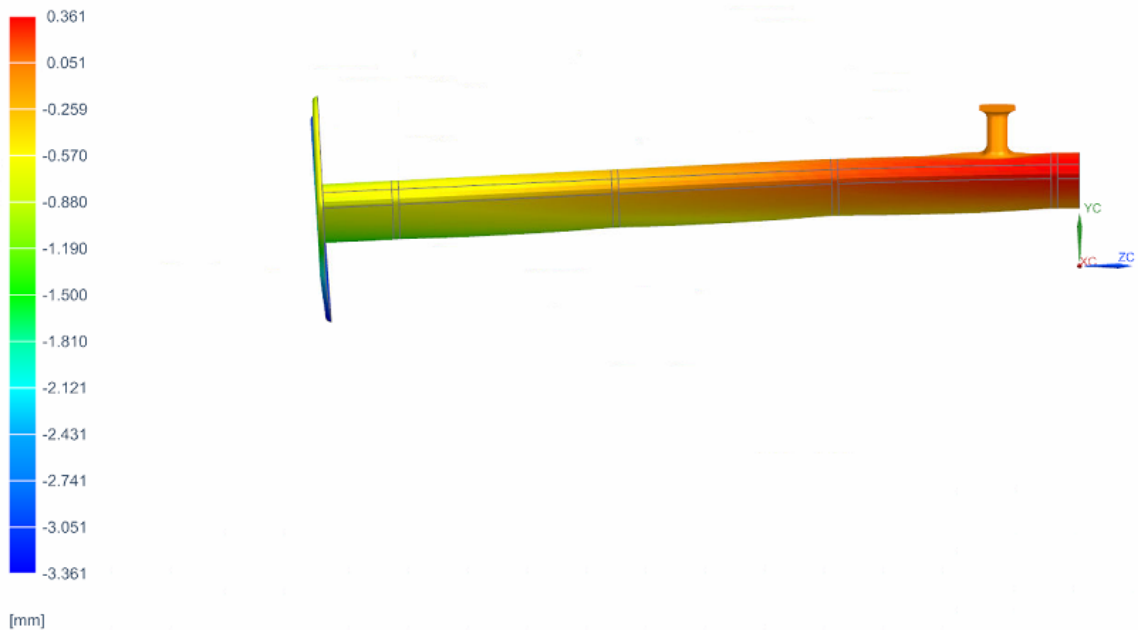


Figura 249: Campo di spostamenti simulazione omega singola con centine più spesse

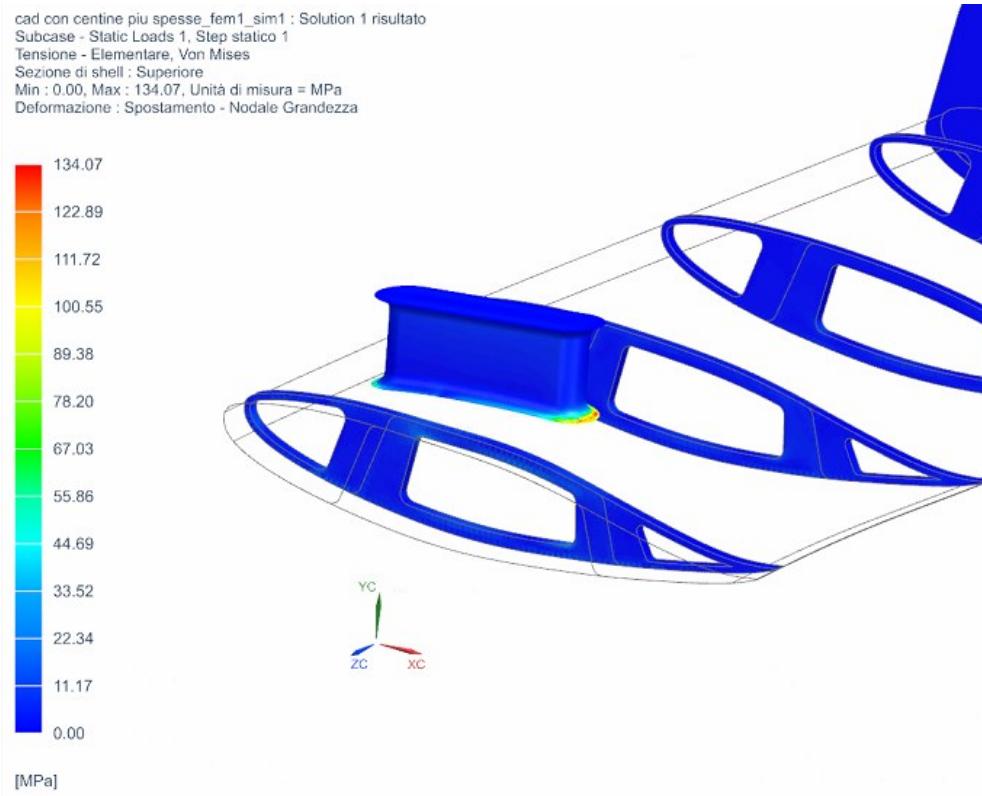


Figura 250: Stato tensionale simulazione omega singola con centine più spesse

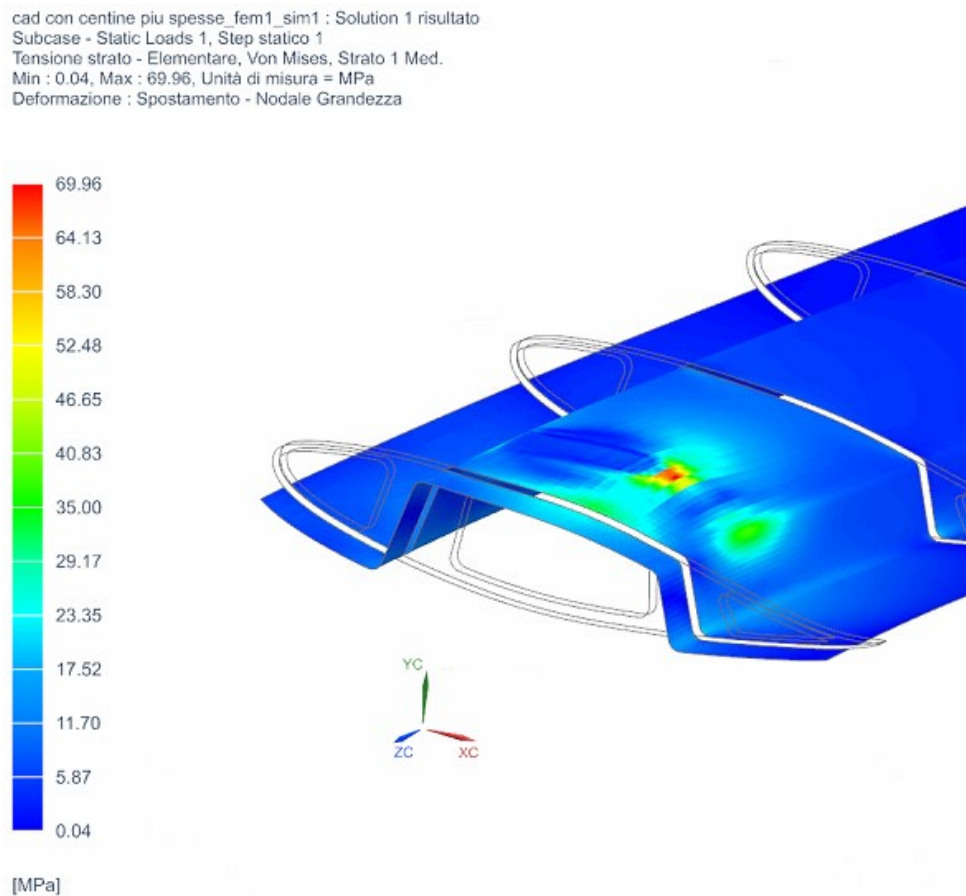


Figura 251: Stato tensionale laminato omega simulazione omega singola con centine più spesse

Omega Singola 4 centine			Omega Singola rivisitata con 4 centine spesse 6mm		
Numero ply laminato Ala	5		Numero ply laminato Ala	5	
Numero ply Omega	6		Numero ply Omega	6	
Crossbeam singola	0,030	kg	Crossbeam singola	0,071	kg
CROSSBEAM	0,121	kg	CROSSBEAM	0,285	kg
omega	0,680	kg	omega	0,694	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,767	kg	PESO SENZA ALA	1,945	kg
ALA	0,897	kg	ALA	0,897	kg
TOT	2,664	kg	TOT	2,842	kg
TOT X 2	5,329	kg	TOT X 2	5,685	kg
Spostamento medio coda ala	-1,767	mm	Spostamento medio coda ala	-1,541	mm
$\Delta\alpha$	0,35	°	$\Delta\alpha$	0,29	°

Figura 252: Confronto simulazione omega singola VS omega singola con centine più spesse

Da tale nuova geometria si ottiene un aumento lieve di rigidità, con rispettivo però aumento del peso della struttura.

5.3.3.2 Doppia omega

Tenendo in considerazione che la rigidità è un fattore importante tanto quanto il peso in un'ala motorsport, si è proceduto provando a modellare una geometria a doppia omega interna all'ala, la quale in teoria dovrebbe permettere un notevole aumento di rigidità a spese di un peso leggermente superiore rispetto l'ultima soluzione proposta.

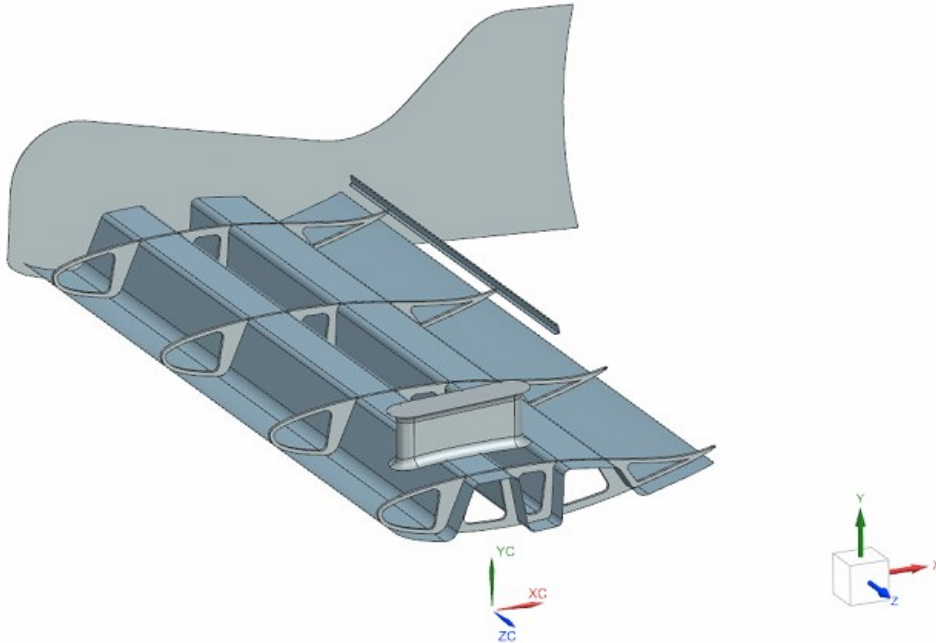


Figura 253: Configurazione a doppia omega e centine

In termini di realizzabilità è leggermente più difficile da realizzare rispetto un'omega singola, ma comunque fattibile. Simulando tale geometria, a parità di laminato con la precedente, si ottiene:

cad con omega piu stretta. fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -1.753, Max : 0.095, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

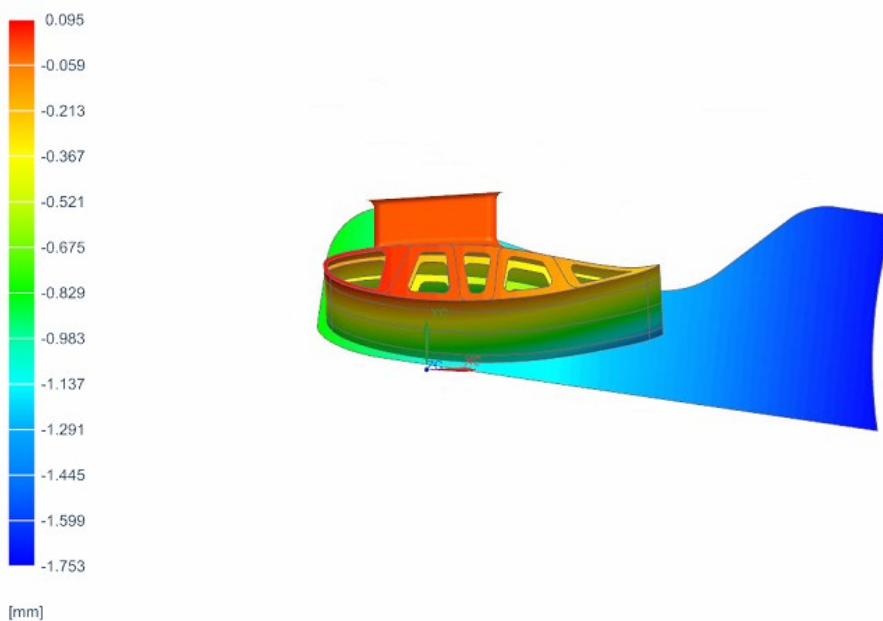


Figura 254: Campo di spostamenti simulazione doppia omega e centine laminato omega 6 ply, laminato ala 5 ply

cad con omega piu stretta_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -1.753, Max : 0.095, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

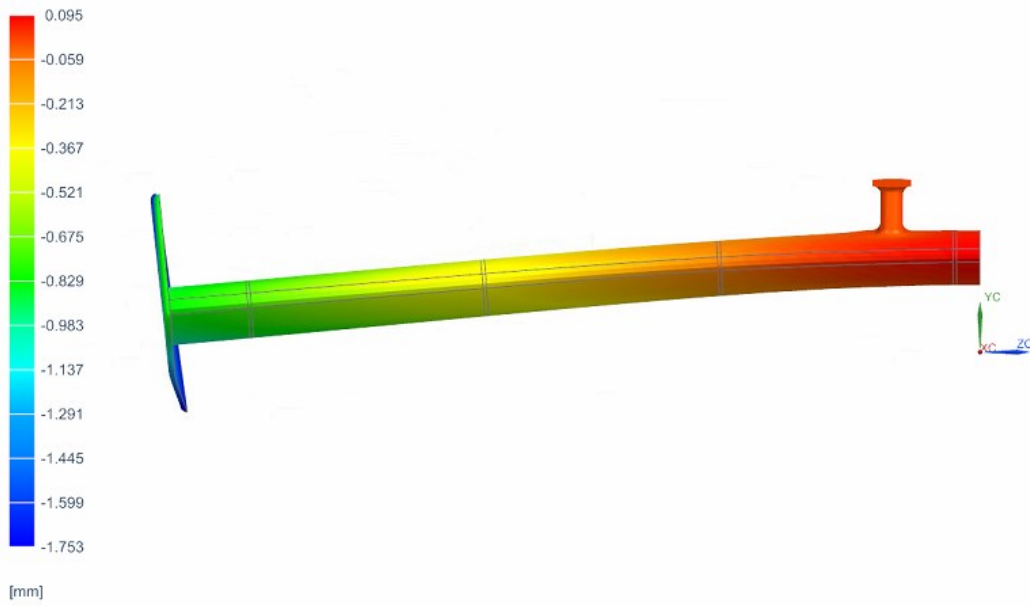


Figura 255: Campo di spostamenti simulazione doppia omega e centine laminato omega 6 ply, laminato ala 5 ply

cad con omega piu stretta_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione - Elementare, Von Mises
 Sezione di shell : Superiore
 Min : 0.00, Max : 125.45, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

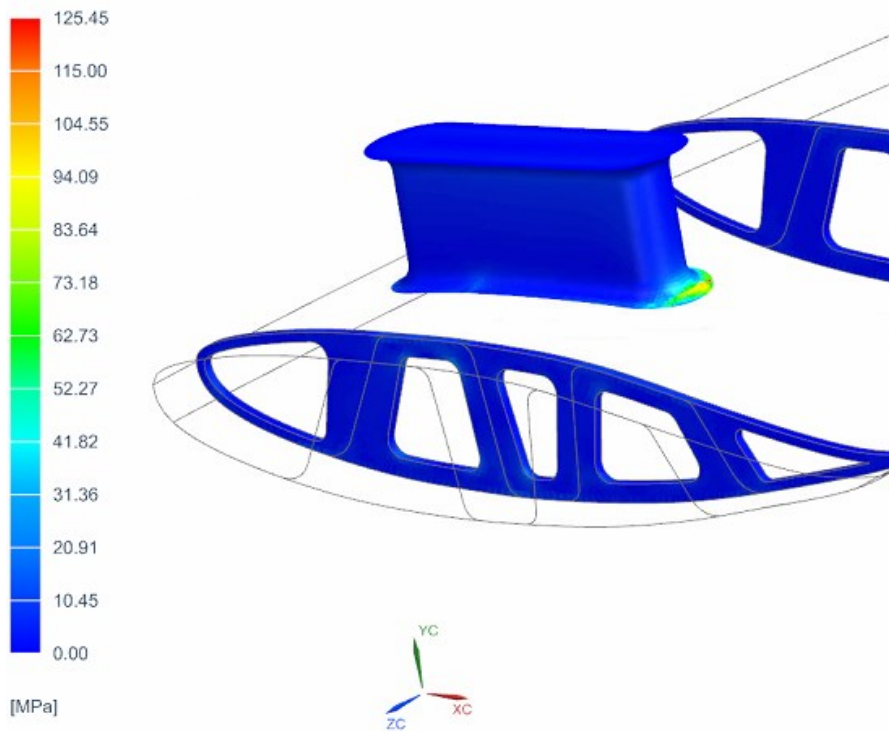


Figura 256: Stato tensionale simulazione doppia omega e centine laminato omega 6 ply, laminato ala 5 ply

cad con omega piu stretta_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione strato - Elementare, Von Mises, Strato 1 Med.
 Min : 0.03, Max : 35.59, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

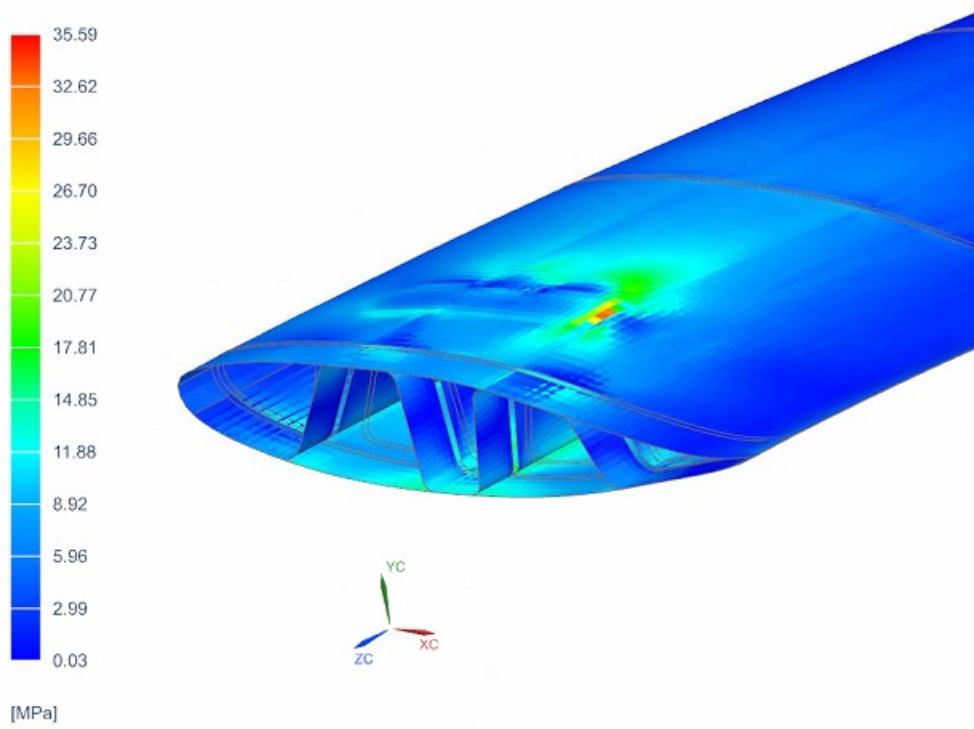


Figura 257: Stato tensionale laminati simulazione doppia omega e centine laminato omega 6 ply, laminato ala 5 ply

cad con omega piu stretta_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione strato - Elementare, Von Mises, Strato 1 Med.
 Min : 0.03, Max : 35.59, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

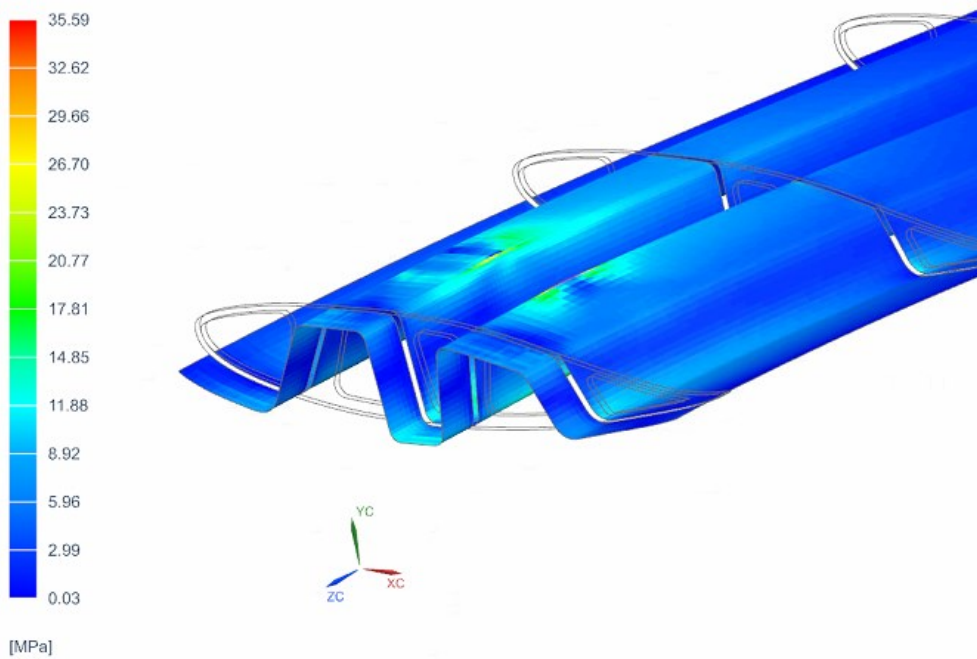


Figura 258: Stato tensionale laminato omega simulazione doppia omega e centine laminato omega 6 ply, laminato ala 5 ply

Di seguito viene riportato un confronto tra la configurazione migliore a singola omega e quella appena realizzata in doppia omega:

Omega Singola rivisitata con 4 centine spesse 6mm			Doppia Omega, 4 centine		
Numero ply laminato Ala	5		Numero ply laminato Ala	5	
Numero ply Omega	6		Numero ply Omega	6	
Crossbeam singola	0,071	kg	Crossbeam singola	0,038	kg
CROSSBEAM	0,285	kg	CROSSBEAM	0,153	kg
omega	0,694	kg	omega	0,848	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,945	kg	PESO SENZA ALA	1,968	kg
ALA	0,897	kg	ALA	0,897	kg
TOT	2,842	kg	TOT	2,865	kg
TOT X 2	5,685	kg	TOT X 2	5,730	kg
Spostamento medio coda ala	-1,541	mm	Spostamento medio coda ala	-0,697	mm
$\Delta\alpha$	0,29	°	$\Delta\alpha$	0,086	°

Figura 259: Confronto simulazione omega singola centine più spesse VS omega doppia

Si osserva dunque che rispetto la omega singola, quasi a parità di peso, si ottiene un livello di rigidezza decisamente migliore, ciò al solo costo di una difficoltà realizzativa leggermente maggiore.

Per provare però a diminuire il peso della struttura si è provato a simulare la stessa geometria considerando però il laminato dell'ala composto da solamente 3 ply anziché 5:

Doppia Omega, 4 centine			Doppia Omega, 4 centine		
Numero ply laminato Ala	5		Numero ply laminato Ala	3	
Numero ply Omega	6		Numero ply Omega	6	
Crossbeam singola	0,038	kg	Crossbeam singola	0,038	kg
CROSSBEAM	0,153	kg	CROSSBEAM	0,153	kg
omega	0,848	kg	omega	0,848	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,968	kg	PESO SENZA ALA	1,968	kg
ALA	0,897	kg	ALA	0,558	kg
TOT	2,865	kg	TOT	2,526	kg
TOT X 2	5,730	kg	TOT X 2	5,053	kg
Spostamento medio coda ala	-0,697	mm	Spostamento medio coda ala	-0,861	mm
$\Delta\alpha$	0,086	°	$\Delta\alpha$	0,108	°

Figura 260: Confronto simulazioni doppia omega 5 ply VS 3 ply laminato ala

Come ci si poteva aspettare si ha un guadagno in termini di peso, ma una leggera perdita di rigidità da parte dell'ala.

Ciononostante si è vicini alla soluzione finale, considerando che i requisiti di rigidità e di peso al momento sono rispettati, unica pecca è la produzione del composito che al momento considerando una doppia omega con 4 centine a cui incollarla non è propriamente semplice da realizzare.

Al fine dunque di facilitare il processo produttivo si è scelto di simulare una struttura estremamente simile, ma nella quale sono presenti solamente due centine anziché quattro, le quali sono spesse il doppio, ovvero 6mm.

La geometria a cui si perviene e i risultati che si ottengono a parità di laminato sono:

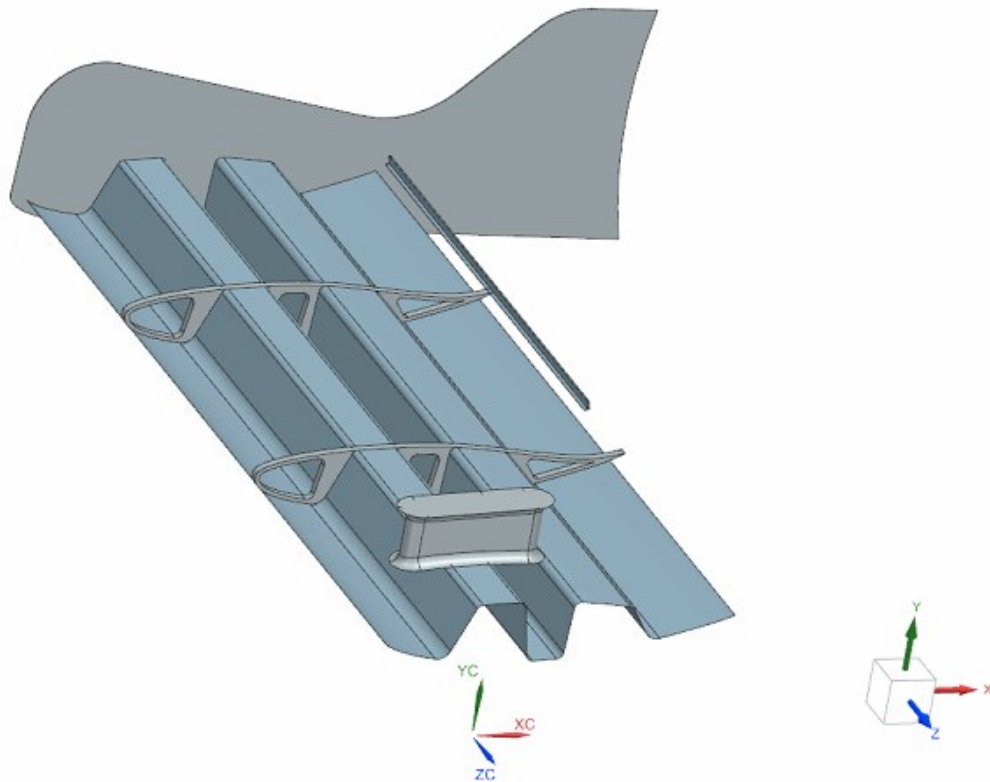


Figura 261: Configurazione doppia omega e due centine più spesse

cad Doppia Omega 3 ply 2 centine spesse 6mm_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -2.394, Max : 0.143, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

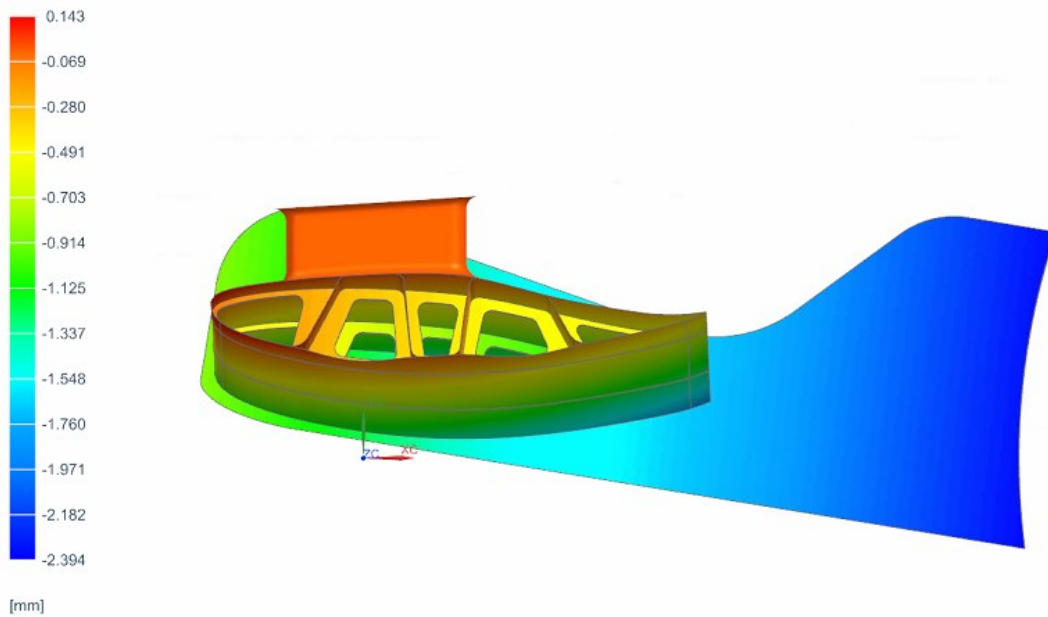


Figura 262: Campo di spostamenti simulazione doppia omega e due centine più spesse

cad Doppia Omega 3 ply 2 centine spesse 6mm_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Spostamento - Nodale, Y
 Min : -2.394, Max : 0.143, Unità di misura = mm
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

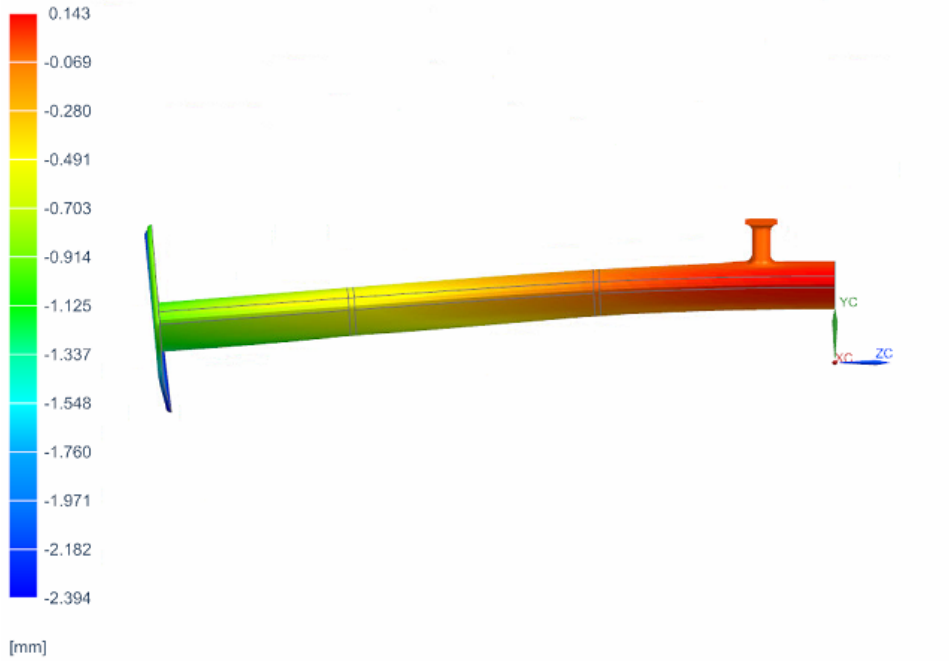


Figura 263: Campo di spostamenti simulazione doppia omega e due centine più spesse

cad Doppia Omega 3 ply 2 centine spesse 6mm_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione - Elementare, Von Mises
 Sezione di shell : Superiore
 Min : 0.00, Max : 175.60, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

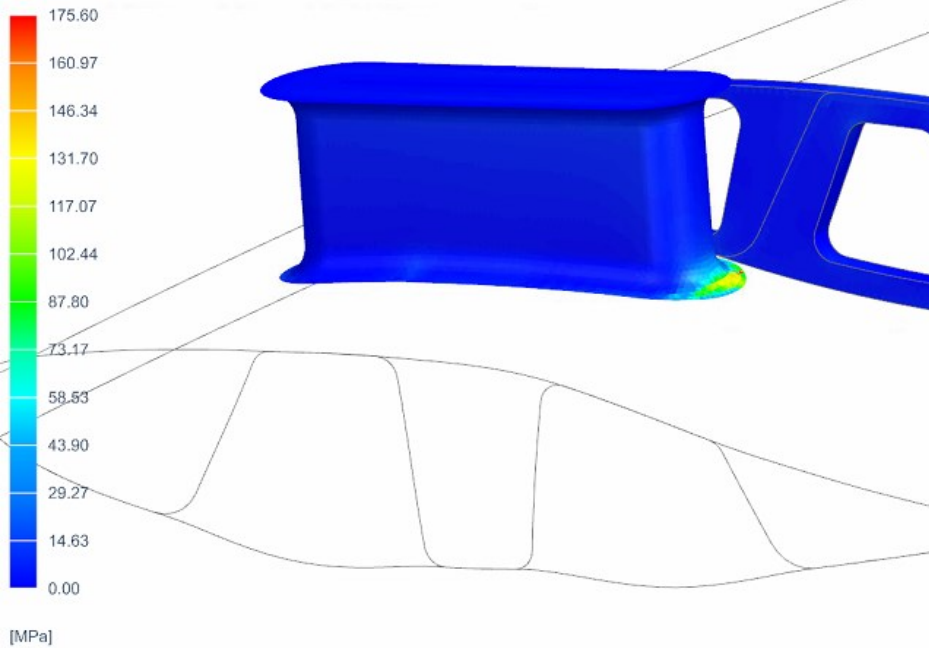


Figura 264: Stato tensionale simulazione doppia omega e due centine più spesse

cad Doppia Omega 3 ply 2 centine spesse 6mm_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione strato - Elementare, Von Mises, Strato 1 Med.
 Min : 0.04, Max : 55.22, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

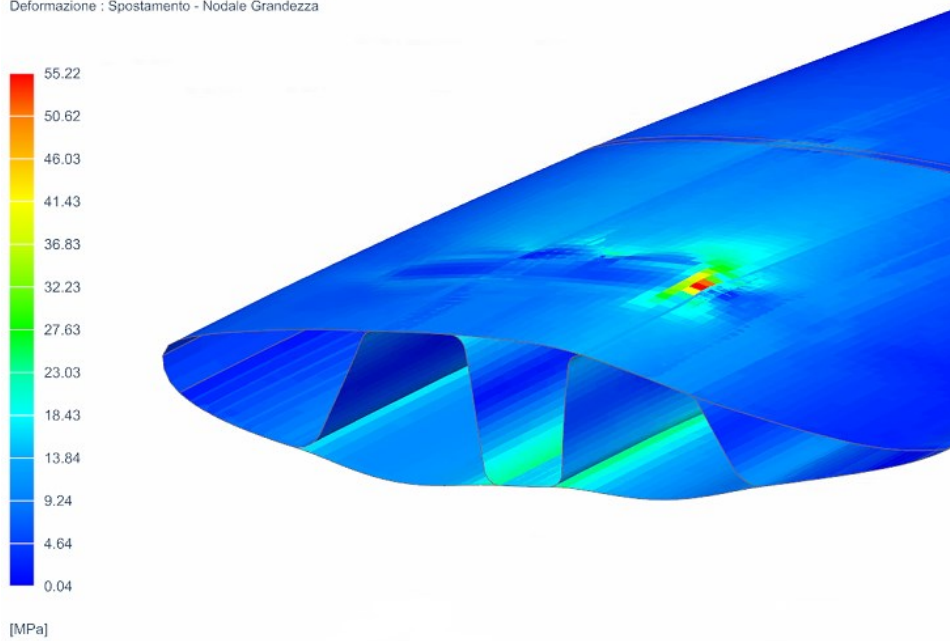


Figura 265: Stato tensionale laminati simulazione doppia omega e due centine più spesse

Che andando a confrontare con la precedente versione:

Doppia Omega, 4 centine			Doppia Omega, 2 centine spesse 6mm		
Numero ply laminato Ala	3		Numero ply laminato Ala	3	
Numero ply Omega	6		Numero ply Omega	6	
Crossbeam singola	0,038	kg	Crossbeam singola	0,077	kg
CROSSBEAM	0,153	kg	CROSSBEAM	0,154	kg
omega	0,848	kg	omega	0,848	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,968	kg	PESO SENZA ALA	1,968	kg
ALA	0,558	kg	ALA	0,558	kg
TOT	2,526	kg	TOT	2,526	kg
TOT X 2	5,053	kg	TOT X 2	5,053	kg
Spostamento medio coda ala	-0,861	mm	Spostamento medio coda ala	-0,972	mm
$\Delta\alpha$	0,108	°	$\Delta\alpha$	0,145	°

Figura 266: Confronto simulazioni doppia omega con 4 centine VS 2 centine più spesse

Dove si nota che in termini di peso si equivalgono quasi perfettamente, mentre in termini di rigidità è leggermente migliore la versione con 4 centine.

6. CONCLUSIONI

Completati gli studi e le analisi riportati nei capitoli precedenti, si è giunti al capitolo conclusivo di questa tesi.

In questo capitolo verranno elaborati i risultati ottenuti per quanto riguarda le prestazioni dell'ala, sia dal punto di vista aerodinamico, sia dal punto di vista strutturale.

Verranno inoltre giustificati i risultati ottenuti e le soluzioni proposte.

6.1 Conclusione studio aerodinamico

In merito allo studio aerodinamico è stata eseguita un'analisi delle prestazioni dell'ala, non è stata dunque eseguita una progettazione dei vari componenti, in quanto la geometria fornita dall'azienda era una geometria fissata, infatti, per quanto riguarda la realizzazione dei componenti aerodinamici c'è un regolamento molto rigido nella Formula 4 che non lascia molta libertà ai progettisti.

Come già visto nell'introduzione al paragrafo 1.1, l'ala anteriore di una F4 deve per forza di cose essere un'ala singola, non multi-element, e senza svergolamenti, né di tipo geometrico, né aerodinamico. Le coordinate dei punti rappresentanti il profilo alare costituente l'ala infatti sono date e fissate dal regolamento. È dunque la federazione a scegliere il tipo di profilo da utilizzare e l'ingombro generale dell'ala. Unico elemento aggiuntivo, permesso dalla federazione, è stato il Flap di Gurney, elemento utile alla massimizzazione della downforce generata dal pacchetto aerodinamico anteriore.

Per quanto riguarda il crashbox invece, cui utilità è stata principalmente quella di visualizzare il comportamento e le prestazioni aerodinamiche dell'ala in sua presenza, è stato modellato e proposto da HP Composites, e dunque anche in questo caso la geometria era fissata.

L'obiettivo era dunque solamente quello di ottenere in termini quantitativi le prestazioni aerodinamiche dell'ala e cercare di ottenere una buona corrispondenza delle simulazioni con la teoria e tra i vari software utilizzati, in modo tale da validare i risultati delle simulazioni numeriche.

Ricostruito dunque aerodinamicamente il modello, eseguite le analisi riportate al capitolo 4, si osserva come lo studio effettuato ha un'ottima corrispondenza con la teoria e tra i vari software utilizzati.

6.1.1 Studio bidimensionale

Per quanto riguarda lo studio bidimensionale del profilo alare costituente l'ala, si ricorda l'ottima corrispondenza tra il modello XFOIL e quello bidimensionale CFD:

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm		
	XFOIL	STAR-CCM+ 2D
Cd	0,0069	0,0100
Cl	-0,855	-0,851

Figura 267: Confronto quantitativo caratteristiche profilo HP_01 bidimensionale tra il software XFOIL e STAR-CCM+

In cui l'unica differenza sostanziale si ha sul Cd, ma si ricorda come essa sia data dal fatto che la coda del profilo simulata al CFD sia troncata per motivi realizzativi e di alloggiamento del Gurney Flap, e dunque a causa di ciò si ha un non ottimale recupero di pressione in coda che si traduce in un aumento del Cd e dunque del tipo di resistenza offerta dal profilo.

Andando poi a simulare il profilo ad effetto suolo, ci si aspettava un aumento notevole del Cl del profilo con conseguente innalzamento anche del Cd, rispetto il profilo isolato:

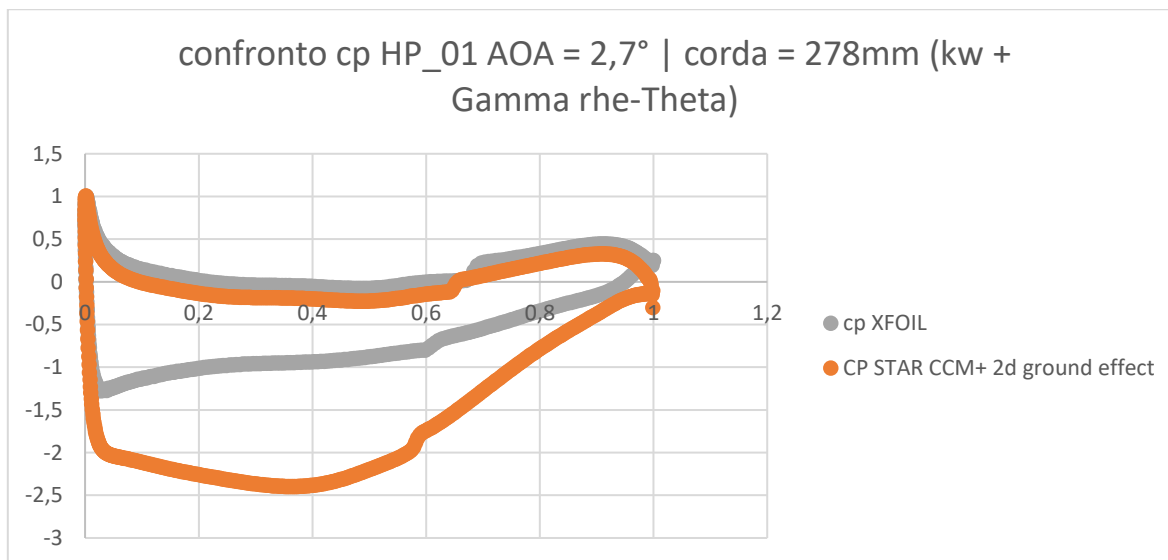


Figura 268: Confronto cp profilo HP_01 bidimensionale STAR-CCM+ tra ala isolata e ala in ground effect

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm		
	STAR-CCM+ 2D	star cmm+ 2D ground effect
Cd	0,0100	0,016
Cl	-0,8519	-1,643

Figura 269: Confronto quantitativo caratteristiche profilo HP_01 bidimensionale STAR-CCM+ tra ala isolata e ala in ground effect

Dunque anche in questo caso si osserva come la teoria sia stata rispettata in quanto si ha un innalzamento del Cl, visualizzabile anche dal grafico del cp che ha una maggiore area interna, ed un aumento del Cd.

Mentre per quanto riguarda il confronto tra il modello 2D con il 3D dell'ala singola in effetto suolo su STAR-CCM si ha:

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm		
	STAR-CCM+ 2D ground effect	STAR-CMM+ 3D ground effect solo ala e endplates kw gamma re theta
Cd e CD	0,016	0,035
Cl e CL	-1,643	-0,773
Drag [N]	-	38,65
Lift [N]	-	-858,96

Figura 270: Confronto quantitativo caratteristiche profilo HP_01 STAR-CCM+ tra ala bidimensionale e tridimensionale in ground effect

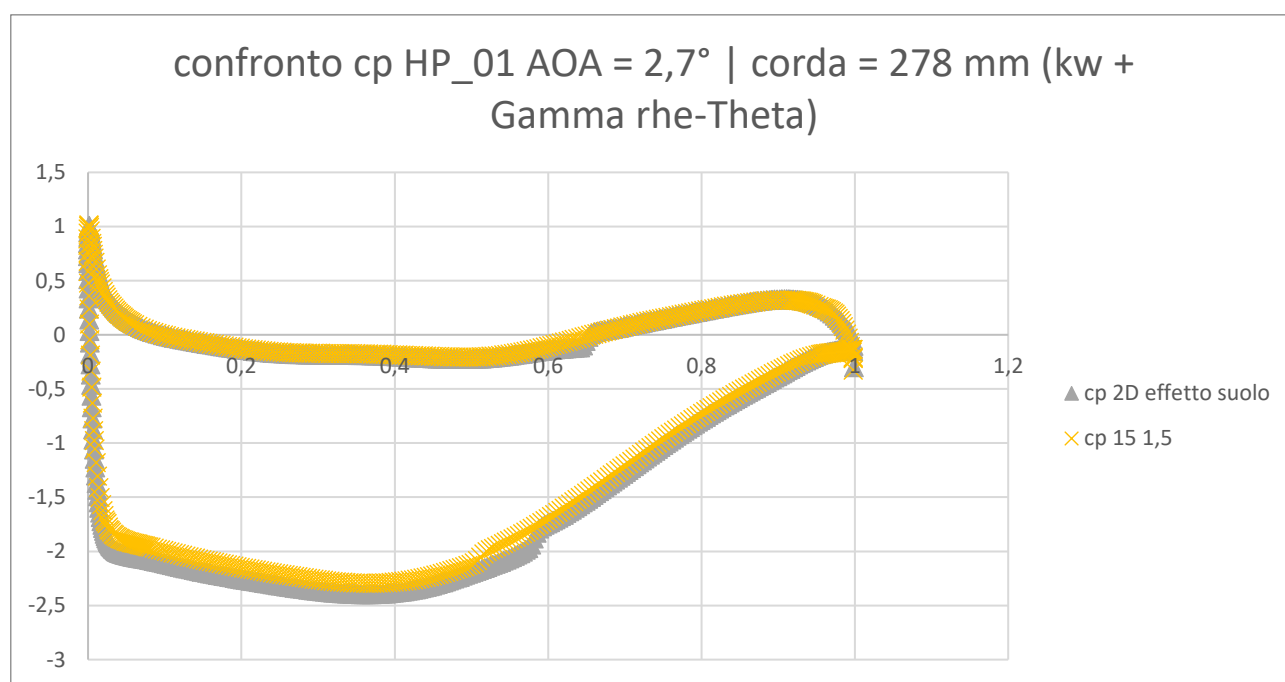


Figura 271: Confronto cp di mezzeria profilo HP_01 STAR-CCM+ tra ala bidimensionale e tridimensionale in ground effect

Dove si nota che la sezione centrale dell'ala ha, in termini di cp, essenzialmente lo stesso comportamento. Ma in termini di Cd, Cl confrontati a CD e CL si osservano valori differenti a causa della tridimensionalità dell'ala che introduce fenomeni nocivi quali ad esempio i Tip Vortex che agiscono su tutta l'ala, ma maggiormente alle sue estremità.

6.1.2 Studio tridimensionale

Infine, si è visto come variano le prestazioni dell'ala andando a implementare il crashbox nella simulazione (caso più realistico):

PROFILO HP_01: AOA 2,7° CHORD 278mm		
	STAR-CMM+ 3D ground effect solo ala e endplates kw gamma re theta	STAR-CMM+ 3D assieme con crashbox kw
CD	0,035	0,035
CL	-0,773	-0,675
Drag [N]	38,65	38,35
Lift [N]	-858,96	-750,68

Figura 272: Confronto quantitativo caratteristiche profilo HP_01 STAR-CCM+ tra tridimensionale isolata e con crashbox

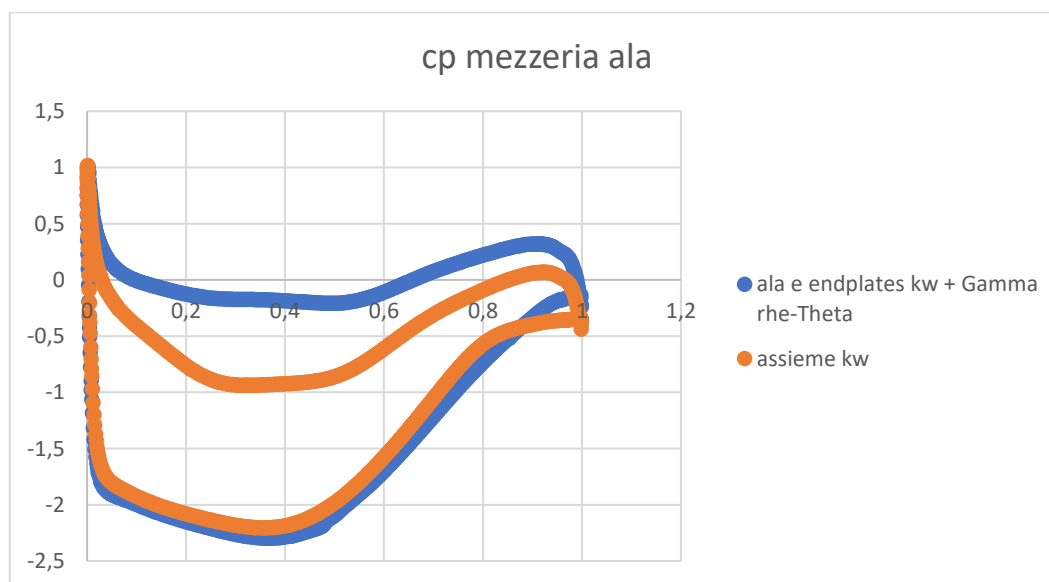


Figura 273: Confronto cp di mezzeria ala tridimensionale isolata VS ala con musetto

Da cui si osserva come vari l'andamento del cp sulla sezione dell'ala nelle zone circostanti la mezzeria della stessa, ovvero la zona in cui è presente il musetto e in cui l'ala ne risente dell'interazione. Elemento che giustifica un cp sull'estradosso più basso e dunque la diminuzione di Downforce che si ha complessivamente sull'ala.

Infine si è anche verificato che la zona di ricircolo dietro il crashbox non influenzasse direttamente il comportamento dell'ala.

6.1.3 Risultati conclusivi studio aerodinamico

Ottenuta un'ottima corrispondenza tra i risultati numerici e la teoria si possono considerare le simulazioni effettuate come veritiere ed affidabili e dunque si può procedere alla conclusione dello studio aerodinamico.

In output sono state ottenute le prestazioni dell'ala in termini quantitativi e in termini di mappe di pressione, i quali erano per l'appunto lo scopo dello studio aerodinamico.

	STAR-CCM+ 3D assieme con crashbox kw (sym)	condizioni al contorno per l'analisi strutturale
CD	0,035	-
CL	-0,675	-
Drag [N]	38,35	76,69
Lift [N]	-750,68	-1501,36

Figura 274: Risultati finali quantitativi studio aerodinamico

Tali output possono essere sfruttati per lo studio della dinamica della vettura o anche per un'analisi strutturale dell'ala volta alla progettazione della struttura interna che per l'appunto è stata oggetto di studio di questa tesi.

Importante è sottolineare che tali carichi, sono i carichi massimi a cui l'ala può essere sottoposta, in quanto:

- La velocità del flusso in ingresso nelle simulazioni è stata considerata pari alla top speed di una vettura di Formula 4 (250km/h);
- Nella simulazione non sono presenti le ruote, i braccetti delle sospensioni e tutto l'insieme posteriore, tali componenti andrebbero ad influenzare negativamente le prestazioni dell'ala;
- Una vettura da corsa non trova mai di fronte a sé "aria pulita", mentre invece le simulazioni vengono effettuate in condizioni stazionarie e di flusso uniforme, condizioni assai più prestazionali di quelle reali che una vettura da corsa affronta in un circuito durante una gara.

Dunque utilizzando tali carichi, considerando le questioni soprariportate, si ha un aumento del coefficiente di sicurezza per quanto riguarda l'analisi strutturale.

6.2 Conclusioni strutturali

Per quanto riguarda l'analisi strutturale ancora una volta si è dovuto ricreare una geometria simulabile all'interno dell'ambiente FEM NX Nastran, e per quanto riguarda i materiali sono stati scelti:

- Alluminio 6061;
- Fibra di carbonio (laminati composti da ply di 200T e 370T).

Si ribadisce che lo scopo dell'analisi FEM è stata la progettazione e la verifica strutturale di una struttura interna dell'ala che garantisca il giusto compromesso che bilanci ed ottimizzi al meglio tre fattori:

- Peso dell'ala;
- Rigidezza flessionale e torsionale dell'ala;
- Fattibilità realizzativa dell'ala (DFM).

Si ricordano inoltre le ipotesi assunte alla base dell'analisi strutturale riportate al paragrafo 5.1.

6.2.1 Prima soluzione proposta: Barre Flessionali e 4 centine

Tale configurazione riportata in figura 202 si è rivelata essere buona in ottica di peso e in ottica di produzione, ma non altrettanto buona in ottica di rigidezza, infatti, sono state poi implementate due centine ed una seconda barra flessionale cilindrica (figura 214), sempre di raggio 10mm, ma i risultati sono stati molto simili alla prima versione:

Vecchio concept (Barre Flessionali)		
Numero ply laminato Ala	9	
cross	0,053	kg
Barra Flex	0,015	kg
CROSSBEAMS	0,264	kg
BARRE FLEX	0,029	kg
pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,260	kg
ALA	1,574	kg
TOT	2,834	kg
TOT X 2	5,667	
Spostamento medio coda ala	-3,795	mm

Figura 275: Miglior risultato per la soluzione a barre flessionali

6.2.2 Seconda soluzione proposta: Travi flessionali tubolari e centine

Si è dunque proceduto sviluppando un nuovo concept di struttura che conferisse una miglior rigidità sia flessionale, sia torsionale all'ala, in quanto oltre a flettere torce anche. La geometria a cui si è giunti è stata del tipo riportata in figura 223.

Da tale geometria, dalle prime simulazioni si è visto subito come il comportamento a rigidità fosse migliorato notevolmente, ma la struttura interna aveva appesantito in maniera non indifferente l'ala. Dunque sfruttando la miglior rigidità della struttura interna si è andati a diminuire progressivamente il numero di ply costituenti il laminato dell'ala passando da 9 ply, a 5, per arrivare infine a 3 ply.

I risultati di quest'ultima simulazione si possono visualizzare qui in basso confrontati con quelli della miglior configurazione del vecchio concept:

Vecchio concept (Barre Flessionali)			Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)		
Numero ply laminato Ala	9		Numero ply laminato Ala	3	
cross	0,053	kg	cross	0,008	kg
Barra Flex	0,015	kg	cross	0,009	kg
			cross	0,018	kg
			cross	0,025	kg
			CROSSBEAMS	0,060	kg
			longherone 1	0,367	kg
			longherone 2	0,384	kg
			longherone 3	0,284	kg
			LONGHERONI	1,036	kg
CROSSBEAMS	0,264	kg	CROSSBEAMS	0,298	kg
BARRE FLEX	0,029	kg	LONGHERONI	1,036	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,260	kg	PESO SENZA ALA	2,300	kg
ALA	1,574	kg	ALA	0,558	kg
TOT	2,834	kg	TOT	2,859	kg
TOT X 2	5,667	kg	TOT X 2	5,717	kg
Spostamento medio coda ala	-3,795	mm	Spostamento medio coda ala	-0,940	mm
			$\Delta\alpha$	0,11	°

Figura 276: Confronto miglior soluzione barre flessionali VS miglior soluzione travi flessionali tubolari

La tabella soprastante mostra il confronto tra la miglior soluzione del primo concept di struttura interna e la migliore di quello nuovo, si osserva come si è riusciti a limitare l'aumento di peso conferito da una struttura interna più pesante andando a diminuire i ply del laminato costituente l'ala, ottenendo comunque un notevole miglioramento in termini di rigidità grazie alla nuova struttura molto più rigida.

6.2.3 Terza soluzione proposta: Omega e Centine

Per cercare di omologarsi a quelle che sono le tipiche strutture interne di un'ala motorsport si è progettata una struttura interna ad omega del tipo in figura 242-243, per cercare anche di facilitare la produzione della stessa e dunque diminuirne i tempi e i costi di produzione.

Dalle prime simulazioni si è osservato come in realtà tale soluzione non permettesse di ottenere una rigidità dello stesso livello della configurazione precedente, mentre in ottica peso permette una riduzione del carico complessivo.

Si è dunque proceduto cercando nuove geometrie più rigide ed infine si è optato per una configurazione a doppia omega con quattro centine (figura 253), la quale è risultata essere molto più rigida della omega singola seppur poco più pesante (5,730kg rispetto 5,685kg).

Considerando però che la realizzazione di una doppia omega in laminato è più complessa di una omega singola, si è cercato di facilitare il più possibile la geometria interna passando da quattro centine a due, più spesse (figura 261).

I risultati tra le due configurazioni a doppia omega, confrontati tra loro offrono:

Doppia Omega, 4 centine			Doppia Omega, 2 centine spesse 6mm		
Numero ply laminato Ala	3		Numero ply laminato Ala	3	
Numero ply Omega	6		Numero ply Omega	6	
Crossbeam singola	0,038	kg	Crossbeam singola	0,077	kg
CROSSBEAM	0,153	kg	CROSSBEAM	0,154	kg
omega	0,848	kg	omega	0,848	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	1,968	kg	PESO SENZA ALA	1,968	kg
ALA	0,558	kg	ALA	0,558	kg
TOT	2,526	kg	TOT	2,526	kg
TOT X 2	5,053	kg	TOT X 2	5,053	kg
Spostamento medio coda ala	-0,861	mm	Spostamento medio coda ala	-0,972	mm
$\Delta\alpha$	0,108	°	$\Delta\alpha$	0,145	°

Figura 277: Confronto doppia omega con 4 centine VS 2 centine più spesse

Si nota che il peso rimane lo stesso in quanto la diminuzione del numero di centine viene compensata da centine più spesse ed una maggior dimensione della doppia omega. Mentre la rigidità diminuisce leggermente, ma considerando che la fattibilità realizzativa ed anche il costo di realizzazione dell'ultima soluzione è migliore, è proprio quest'ultima la soluzione finale offerta.

Andando invece a confrontare la miglior soluzione offerta dalla seconda configurazione (travi flessionali tubolari) con l'ultima configurazione proposta si ha:

Nuovo concept (Travi Flessionali Tubolari)			Doppia Omega, 2 centine spesse 6mm		
Numero ply laminato Ala	3		Numero ply laminato Ala	3	
			Numero ply Omega	6	
cross	0,008	kg	Crossbeam singola	0,077	kg
cross	0,009	kg			
cross	0,018	kg			
cross	0,025	kg			
CROSSBEAMS	0,060	kg			
longherone 1	0,367	kg			
longherone 2	0,384	kg			
longherone 3	0,284	kg			
LONGHERONI	1,036	kg			
CROSSBEAMS	0,298	kg	CROSSBEAM	0,154	kg
LONGHERONI	1,036	kg	omega	0,848	kg
pilone	0,221	kg	pilone	0,221	kg
GURNEY FLAP	0,009	kg	GURNEY FLAP	0,009	kg
Endplates	0,736	kg	Endplates	0,736	kg
PESO SENZA ALA	2,300	kg	PESO SENZA ALA	1,968	kg
ALA	0,558	kg	ALA	0,558	kg
TOT	2,859	kg	TOT	2,526	kg
TOT X 2	5,717	kg	TOT X 2	5,053	kg
Spostamento medio coda ala	-0,940	mm	Spostamento medio coda ala	-0,972	mm
$\Delta\alpha$	0,11	°	$\Delta\alpha$	0,145	°

Figura 278: Confronto travi flessionali tubolari e centine VS doppia omega con 2 centine (4 x simmetria) spesse 6mm

Da tale confronto si evince come si sia riusciti a raggiungere praticamente lo stesso livello di rigidità con una diminuzione di peso non indifferente. Inoltre anche in termini di fattibilità realizzativa l'ultima soluzione proposta risulta migliore.

6.2.4 Soluzione finale proposta: Doppia omega e 4 centine spesse 6mm

Si provi ora a fare osservazioni più dettagliate che giustifichino la scelta di tale soluzione, partendo con il ribadire quelli che erano i tre fattori principali nella progettazione strutturale dell'ala:

- Peso dell'ala: la soluzione proposta con il peso di soli 5,053kg risulta essere la più leggera, insieme a quella a doppia omega con 4 centine (8 x simmetria) più sottili;
- Rigidezza flessionale e torsionale dell'ala: in questo caso non si ha la miglior rigidezza tra le soluzioni proposte ma comunque il livello di rigidezza è ottimo e offre un eccellente compromesso con il peso;
- Fattibilità realizzativa dell'ala: seppur una geometria a doppia omega non sia delle più semplici da realizzare, rimane comunque più semplice della seconda soluzione proposta (travi flessionali tubolari) e allo stesso livello della omega singola con più centine. Dunque risulta essere una delle più semplici da realizzare tra tutte le soluzioni proposte.

Per avere un confronto globale tra la soluzione proposta e le altre soluzioni studiate:

	Barre Flessionali	Travi flessionali tubolari	Doppia Omega con 4 centine
Peso [kg]	5,667	5,717	5,053
Spostamento medio coda [mm]	-3,795	-0,940	-0,972
DFM	★★★★★	★★☆☆☆	★★★★☆

Figura 279: Confronto quantitativo configurazioni

Dove dalla tabella soprariportata si può osservare come la soluzione proposta sia quella che ottimizza al meglio i tre fattori definiti nella fase di concept.

Per quanto riguarda l'interazione tra il comportamento strutturale dell'ala e le sue prestazioni aerodinamiche, si osservi come una variazione media dell'AOA di $0,145^\circ$ non varia in maniera sensibile le prestazioni dell'ala, considerando inoltre che non è possibile modellarla per dirigere i flussi al meglio in quanto la geometria e il posizionamento sono fissati da regolamento.

Inoltre c'è da considerare che il momento picchiante del crashbox (trascurato in questa analisi), anche se molto inferiore rispetto quello cabrante dell'ala, tenderebbe a diminuire in minima parte tale variazione di angolo di attacco.

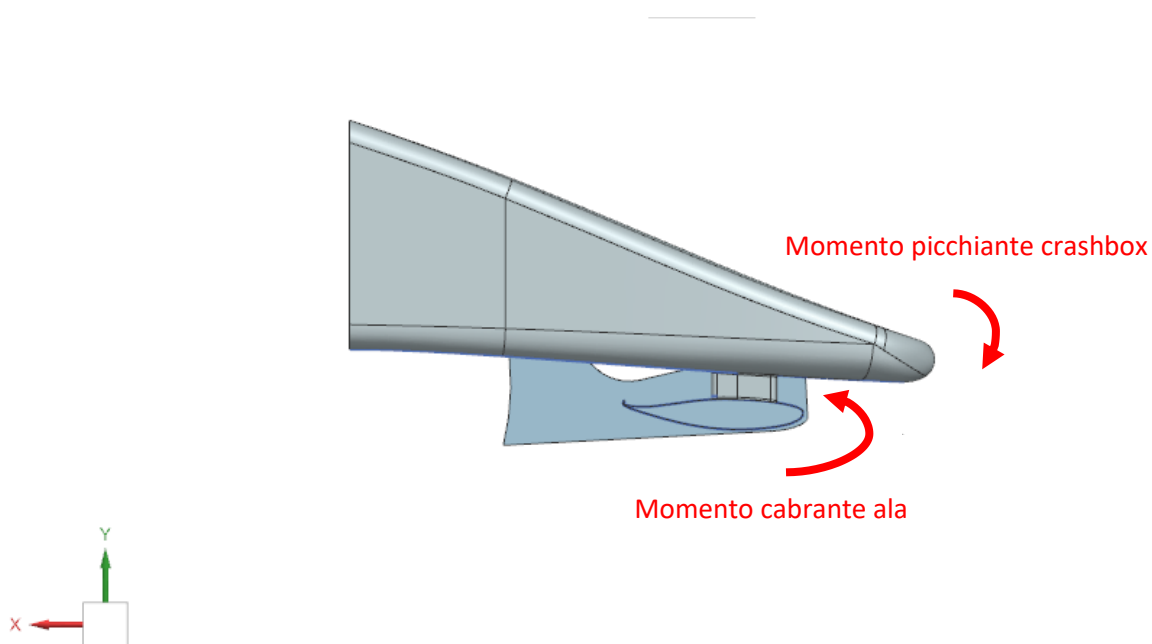


Figura 280: Momenti cabranti e picchianti sull'ala

Andando a visualizzare la deformata però, si osserva come nella zona meno rigida corrispondente alla mezzeria dell'ala, dove essa è sprovvista di centine, sembrerebbe esserci una deformazione non omogenea:

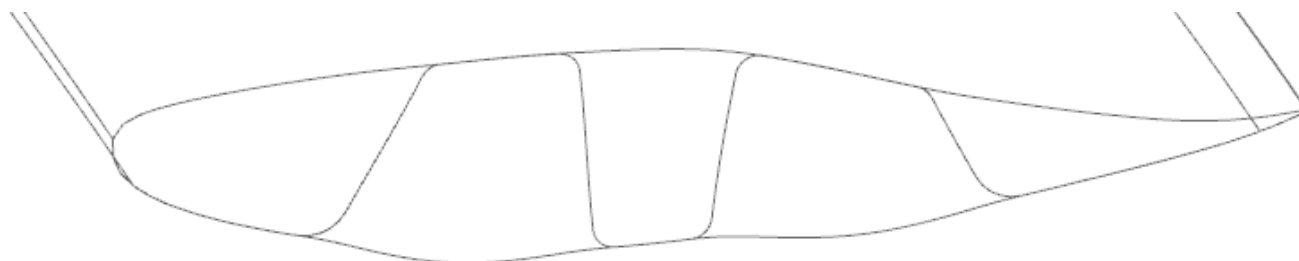


Figura 281: Simulazione doppia omega 2 centine, deformazione sezione centrale ala in scala maggiorata

Ovviamente la deformata non è in una scala reale 1:1, ma bensì è in una scala maggiorata per esasperare e rendere visibile la deformazione del modello. Entrando in termini quantitativi di spostamento:

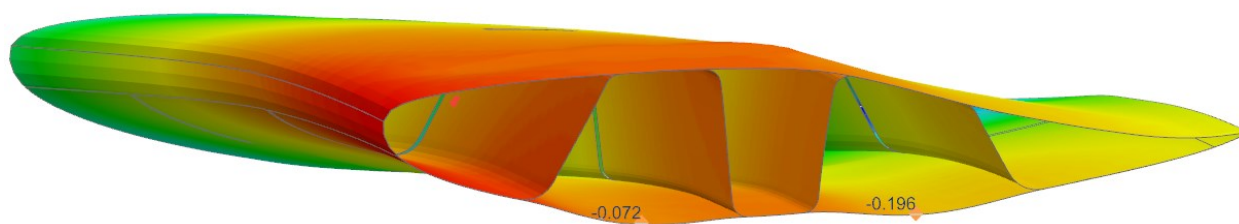


Figura 282: Simulazione doppia omega 2 centine, deformazione sezione centrale ala con probe di spostamento

È possibile osservare come gli spostamenti nella zona più cedevole siano al massimo di un ordine di grandezza pari a 10^{-1} mm, dove lo spostamento massimo osservabile in figura 282, di -0,196mm, tiene conto anche della flessione dell'ala rispetto l'asse dello span (momento cabrante), che trovandosi più distante dal pilone risulta meno rigida a flessione e dunque falsa la misura della deformazione per pura depressione generata dall'intradosso del profilo. Dunque si è a valori di spostamento di un ordine di grandezza più piccoli rispetto lo strato limite, che ricordiamo essere di circa $\approx 1,246$ mm, di conseguenza tale deformazione non va ad influenzare il comportamento aerodinamico dell'ala che di per sé nella mezzeria è comunque non ottimizzato a causa della presenza del musetto. Per dare un termine di paragone, un moscerino che impatta e rimane sull'ala influenzerebbe molto di più negativamente le prestazioni della sezione, in quanto esso avrebbe una dimensione paragonabile a quella dello strato limite.

Inoltre quando si tratta di manufatti in carbonio è sempre possibile realizzare in fase di produzione rinforzi locali, ad esempio l'aggiunta di uno o due ply locali, che vadano a rinforzare le zone più critiche.

Per quanto riguarda lo stato tensionale invece si ha una situazione non proprio al limite ma comunque non ad elevata sicurezza:

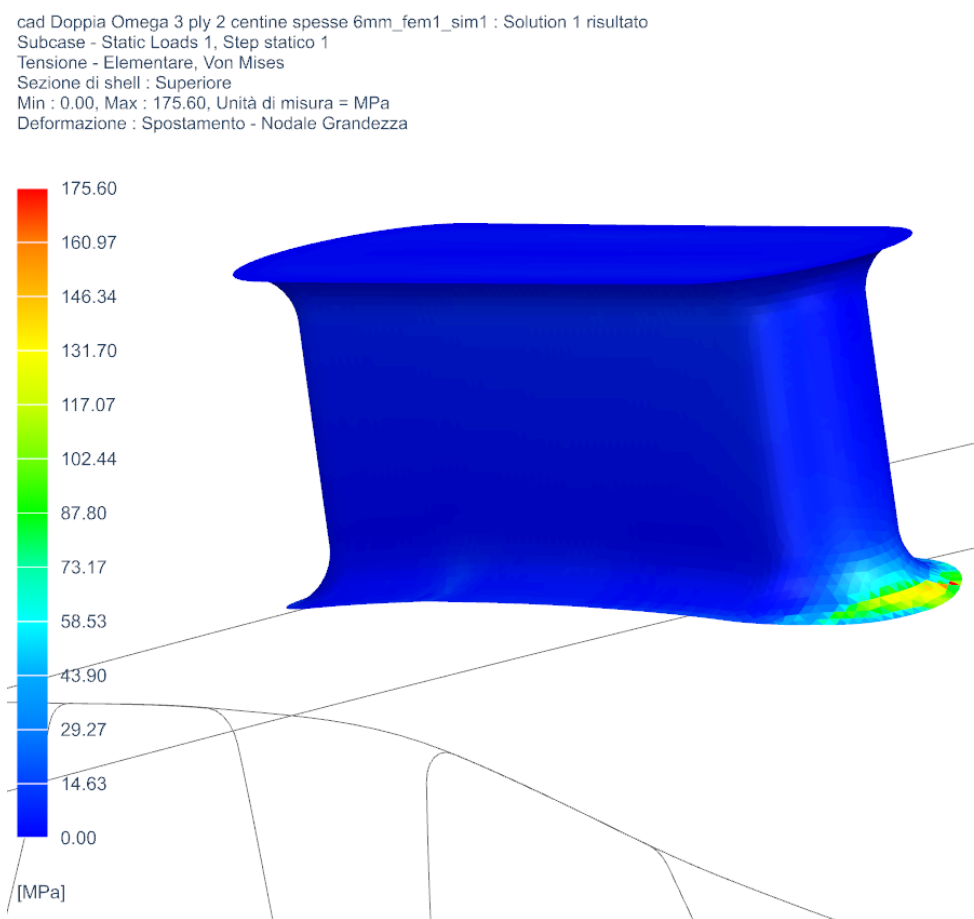


Figura 283: Simulazione doppia omega 2 centine, stato tensionale pilone

Come al solito la criticità è situata nella zona del raccordo del pilone che ricordiamo essere una zona di concentrazione di tensione alla quale si aggiunge una mesh non finissima per motivi di sforzo computazionale e dunque nella realtà lo stato tensionale dovrebbe essere più lieve di quello riportato dalla simulazione. Il tutto considerando anche che i carichi considerati sono i carichi massimi a cui l'ala può essere sottoposta come già visto nel paragrafo 6.1.3.

In ogni caso guardando la scheda tecnica dell'Alluminio 6061, materiale costituente il pilone, si osserva come optando per un trattamento termico è possibile avere valori di snervamento del materiale largamente maggiori rispetto la tensione massima riscontrata nella simulazione (276MPa rispetto i 175MPa della simulazione):

Property	Al 6061-T6
Young's modulus	68.9 GPa
Poisson's ratio	0.33
Tensile yield stress	276 MPa
Ultimate tensile strength	310 MPa
Elongation at break for 12.7mm (1/2 in.) diameter	17%
Brinell hardness	95
Fracture toughness K_{Ic} (T-L orientation)	29 MPa \sqrt{m}

Figura 284: Proprietà meccaniche alluminio 6061-T6

Visualizzando invece le tensioni sui laminati che costituiscono il modello:

cad Doppia Omega 3 ply 2 centine spesse 6mm_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione strato - Elementare, Von Mises, Strato 1 Med.
 Min : 0.04, Max : 55.22, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

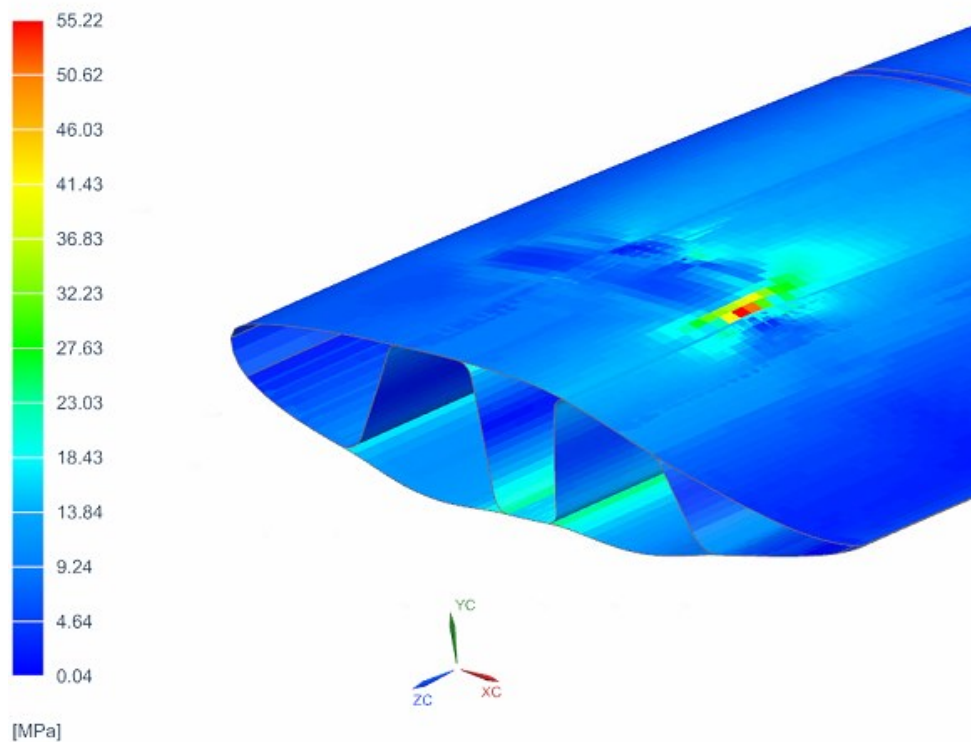


Figura 285: Simulazione doppia omega 2 centine, stato tensionale laminati

cad Doppia Omega 3 ply 2 centine spesse 6mm_fem1_sim1 : Solution 1 risultato
 Subcase - Static Loads 1, Step statico 1
 Tensione strato - Elementare, Von Mises, Strato 1 Med.
 Min : 0.04, Max : 55.22, Unità di misura = MPa
 Deformazione : Spostamento - Nodale Grandezza

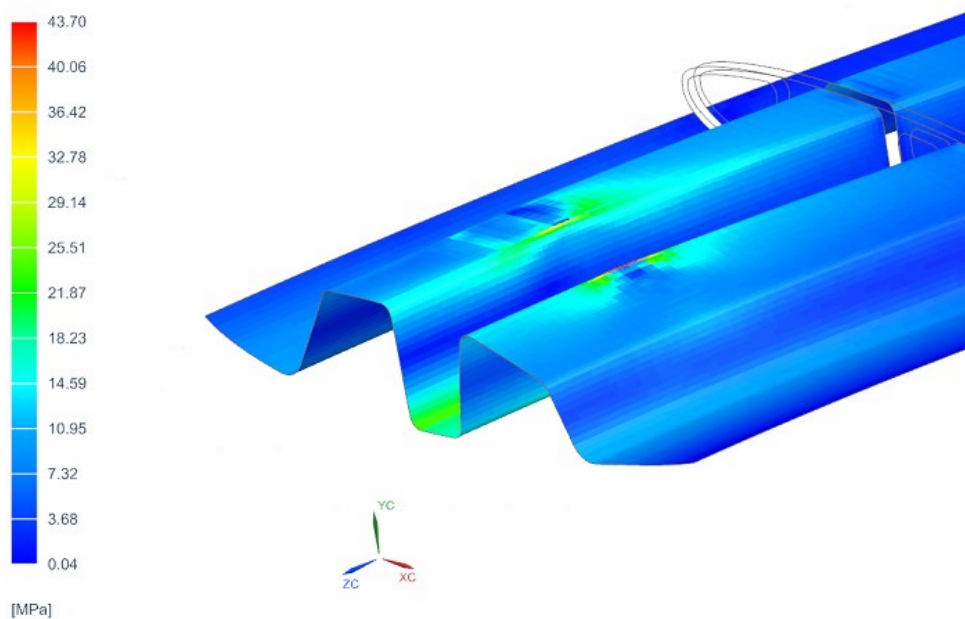


Figura 286: Simulazione doppia omega 2 centine, stato tensionale laminato doppia omega

Si nota come lo stato tensionale di entrambi i laminati sia largamente al di sotto dei limiti di criticità dei laminati stessi. La zona più critica è situata in vicinanza all'attacco con il pilone dove si ricorda nuovamente che possono essere inseriti rinforzi locali atti a limitare la deformazione ed alleggerire lo stato tensionale.

Dunque per concludere la soluzione proposta offre il miglior compromesso tra i tre fattori principali nella progettazione strutturale di un'ala di tipo motorsport, ed inoltre è assolutamente in sicurezza dal punto di vista della crisi dei vari materiali utilizzati. Considerando inoltre che i carichi ottenuti dallo studio CFD sono i carichi massimi a cui l'ala può essere sottoposta come già spiegato nel paragrafo 6.1.3, si ha dunque anche un buon coefficiente di sicurezza rispetto la crisi e il comportamento a rigidità dell'ala.

7. BIBLIOGRAFIA

- Slides del corso di “Aerodinamica applicata” del professor Ricci Renato
- Slides del corso di “Elementi di fluidodinamica computazionale per la progettazione meccanica” della professoressa Nigro Alessandra
- Slides del corso di “Manufatti in composito” del professor Forcellese Archimede
- Slides del corso di “Analisi agli Elementi Finiti” del professor Sasso Marco
- Joseph Katz, “Race car aerodynamics, Designing for speed”. Seconda edizione
- Regolamento ufficiale ACI Formula 4
- Dispense Polimarche Racing Team
- “Simcenter Laminate Composites”, student guide
- External Aerodynamics with STAR-CCM+ Best Practice Guidelines. (2018). Siemens
- Cicchini, A. “L’aerodinamica di una vettura formula SAE a trazione elettrica”, tesi di laurea triennale, anno 2022;
- Trisciani, A. “Studio sulla funzione aerodinamica delle sospensioni di una vettura di Formula Sae”, tesi di laurea triennale, anno 2022;
- Zallocco, A. “Studio del processo di realizzazione di un volante in materiale composito per vetture da competizione”, tesi di laurea triennale, anno 2021;
- Documentazione Siemens NX Nastran

8. SITOGRAFIA

- <https://it.quora.com/Quali-sono-le-principali-differenze-tra-strato-limite-laminare-e-turbolento>
- http://www.acisport.it/public_federazione/2021/pdf/Annuario/2021_if4c_powered_by_abarth_regolamento_sportivo.pdf
- http://www.acisport.it/public_federazione/2021/pdf/Annuario/2021_fia_f4_1st_gen_technical_regulations_11.01.21.pdf
- <https://www.acisport.it/it/F4/regolamenti/2021>
- <https://www.youtube.com/watch?v=75I3mse9Q9Y>
- <https://www.youtube.com/watch?v=sVU1-zSrqvM>
- <https://aec-analisiecalcolo.it/pubblicazioni/aec/68/le-sfide-dellanalisi-fem-dei-compositi-laminati/>
- https://it.wikipedia.org/wiki/Materiale_composito
- <https://community.sw.siemens.com/s/question/0D54O000061xIGFSAY/nx-nastran-symmetric-model-analysis>
- http://www2.me.rochester.edu/courses/ME204/nx_help/index.html#uid:id625856
- <https://www.mygale-cars.com/our-race-cars/formula-4/>
- <https://www.acisport.it/it/F4/regolamenti/2021>
- <http://airfoiltools.com/>
- <https://f1ingenerale.com/f1-analisi-tecnica-come-funziona-ala-da-competizione/>
- <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0043164804000134#:~:text=For%20the%20composite%20with%20chopped,steady%20state%20at%20about%200.7.>
- <https://www.gommeblog.it/news-gomme-e-cerchi/10557/angolo-di-deriva-slip-angle/#:~:text=L'angolo%20di%20deriva%2C%20chiamato,%2B%20pneumatico%20durante%20la%20marcia.>
- <http://racingcardynamics.com/racing-tires-lateral-force/#:~:text=The%20relation%20between%20lateral%20force,tyre%2C%20and%20hence%2C%20larger%20slip>
- https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/nxnastran/10/help/en_US/tdocExt/pdf/User.pdf
- <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0043164804000134#:~:text=For%20the%20composite%20with%20chopped,steady%20state%20at%20about%200.7.>
- https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/nxnastran/10/help/en_US/tdocExt/pdf/User.pdf
- https://www.researchgate.net/figure/Literature-mechanical-properties-of-aluminium-6061-T6-alloy-18_tbl1_331887724

- <https://f1ingenerale.com/analisi-tecnica-f1-la-galleria-del-vento-e-i-problemi-di-correlazione/#:~:text=La%20velocit%C3%A0%20del%20flusso%20d,tecnico%20a%20180%20km%2Fh.>
- <https://f1ingenerale.com/f1-analisi-tecnica-ali-flessibili-sono-legali/>
- <https://f1ingenerale.com/f1-analisi-tecnica-confronti-importanza-delle-ali-posteriori-flessibili-formula1-redbull-alpine-mercedes-ferrari/>
- <https://it.wikipedia.org/wiki/Aeroelasticit%C3%A0>
- <https://vehiclecue.it/ali-flessibili-formula-1-come-funzionano-vantaggi/30574/>

-
-

-

-

9. RINGRAZIAMENTI

Questa tesi è il frutto di cinque anni di lavoro, sacrifici e impegno costante nello studio.

È d'obbligo ringraziare coloro i quali senza non sarei mai arrivato al computo di questo percorso accademico: ringrazio in primis la mia famiglia, papà Gianfranco, mamma Dora e mio fratello Gianmarco, i quali mi hanno supportato e sostenuto economicamente durante questi anni di studio, senza di loro tutto ciò non sarebbe stato possibile e dunque ci tengo a ringraziarli per primi per tutti i sacrifici fatti per permettermi di raggiungere questo traguardo.

Ringrazio HP Composites per avermi dato la possibilità di svolgere un progetto di tesi in un ambito che mi appassiona ed in particolare ringrazio i miei tutor aziendali Alessia e Vincenzo per l'avermi trasmesso conoscenze nell'ambito dei materiali compositi, per la disponibilità e per l'avermi dato una panoramica su quello che è il mondo lavorativo.

Un ringraziamento speciale va a tutti i miei compagni universitari e non, e agli amici della biblioteca, che nel corso di questi cinque anni mi hanno oltre che supportato, anche sopportato, e mi hanno aiutato a staccare dal ritmo di vita universitario quando ce n'era bisogno. Un particolare ringraziamento va anche ai miei coinquilini Eros e Gianmarco che più di tutti hanno dovuto sopportarmi e con i quali ho condiviso emozioni ed esperienze uniche. Infine, ringrazio coloro senza i quali lo sviluppo di questa tesi non sarebbe stata possibile, ringrazio tutto il Polimarche Racing Team per la fantastica esperienza vissuta in questi anni e per le conoscenze che mi hanno trasmesso; in particolare ringrazio il mio caporeparto Alessandro, il boss Gianluca e il caporeparto di telaio Amos, i quali mi hanno supportato durante lo sviluppo di questa tesi fornendomi mezzi e aiuti validissimi.

Per ultimo, ma sicuramente non per importanza, ci tengo a ringraziare l'Università Politecnica delle Marche ed il dipartimento di energetica, di cui in particolare il prof Ing. Ricci Renato e l'ing. Falone Matteo, i quali ringrazio per la loro disponibilità, professionalità e soprattutto per la passione che riescono a trasmettere allo studente nello studio dell'aerodinamica.

Infine dedico questa tesi a me stesso, ai miei sacrifici e alla mia tenacia che mi hanno permesso di arrivare a questo traguardo nonostante le difficoltà incontrate lungo il percorso e le molte altre attività svolte in contemporanea allo studio.

Andrea D'Ambrosio