

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



**CALCOLO DEI CARICHI AERODINAMICI
E VERIFICA STRUTTURALE
DI UN AEREO ULTRALEGGERO**

Relatore: Prof. Ugo **GALVANETTO**

Correlatore: Prof. Marco **ANTONELLO**

Tesi di Laurea di:

Fjorim **FERUS**

Matricola 626566

Anno Accademico 2012-13

Ai miei genitori, e tutta la famiglia

Ringraziamenti

il relatore Ugo Galvanetto, per la sua disponibilità, visione generale sul lavoro svolto e per i consigli sulla stesura e la grammatica.

Il correlatore Marco Antonello, per i suggerimenti nella fase iniziale.

Il professor Marco Sambin, per i consigli tecnici e per avere sempre trasmesso entusiasmo e passione in questo lavoro.

Un ringraziamento particolare:

ai miei genitori (Sefedin e Kamiran) e a tutta la mia famiglia, soprattutto per la pazienza e i loro sacrifici in questi lunghi anni di studio.

A Leonildo Torresan e alla sua famiglia, che mi ha sempre trattato come un figlio.

Agli amici dell'università, soprattutto Tonazzo Alessandro, la mia guida in tutti gli anni. Stefano Carli, compagno di corso e di treno. Fabio Luongo, Marco Coccon e Lorenzo Olivieri sempre presenti.

Indice

INTRODUZIONE12

Capitolo 1 - VERIFICA AERODINAMICA PRELIMINARE.....14

Introduzione.....	14
Progettazione concettuale.....	16
Requisiti.....	16
Stima del Peso.....	17
Parametri critici.....	21
Coefficiente di portanza massima delle ali.....	21
Carico alare σ	23
Rapporto Spinta Peso τ	26
Configurazione Alare.....	31
Calcolo della posizione del baricentro.....	33
Dimensionamento impennaggi.....	34
Riassunto della verifica.....	37

Capitolo 2 - DIAGRAMMA DI INVILUPPO DI VOLO.....38

Introduzione.....	38
Diagramma di manovra a $W0$	39
Diagramma di manovra a $W5$	45
Diagramma di Raffica $W0$	48
Diagramma di Raffica a $W5$	51
Diagramma di Inviluppo.....	52

Capitolo 3 - CALCOLO DEI CARICHI AERODINAMICI 54

Introduzione	54
Calcolo della distribuzione della Portanza	55
La Linea Portante	55
Teoria di Multhopp.....	61
Simulazione Fluent	64
Modello CFD	65
Mesh CFD.....	66
Soluzione CFD	67
Risultati CFD.....	68
Riassunto dati aerodinamici	71
CASO-A (GRAFICI C_p).....	73
CASO-A (TABELLE C_p)	75
CASO-A (GRAFICO TAGLIO τ_r).....	79
CASO_A (TABELLE TAGLIO τ_r).....	81

Capitolo 4 - ANALISI E VERIFICA STRUTTURALE 86

Configurazione strutturale	86
Intoduzione.....	86
Materiali	87
Le ali.....	88
Fusoliera	91
Analisi strutturale	93
Mesh	93
Carico alare	94
Condizione di carico Caso A.....	95
Condizione di carico Caso D.....	96
Condizione di carico Caso E	97
Condizione di carico Caso G	98

Capitolo 5 - RISULTATI DELLA VERIFICA STRUTTURALE 100

Introduzione.....	100
Criterio di Tsai-Wu	100
Risultati Verifica Resistenza	102

Conclusioni e Sviluppi 116

Appendice	117
Programmi Matlab.....	117
Grafici e tabelle dei casi D - E - G	122
Bibliografia	158

Indice delle tabelle

Tabella 1: Parametri generali dell'aereo progettato dal professore Marco Sambin	15
Tabella 2: Requisiti base utilizzati per la progettazione concettuale.....	16
Tabella 3: Rapporti tra i pesi nelle varie fasi del profilo di missione.....	18
Tabella 4: Parametri necessari per il calcolo del consumo di combustibile e stima del suo peso.	20
Tabella 5: Parametri necessari ed imposti dalla normativa per il calcolo della distanza di atterraggio.....	24
Tabella 6: Carico alare imposto dalla distanza di atterraggio	25
Tabella 7: Riassunto parametri dell'ala e carico alare imposto dalla velocità di stallo.....	25
Tabella 8: Riassunto dei parametri utilizzati per la configurazione delle ali.....	26
Tabella 9: Risultati ottenuti dalla stima della distanza di decollo	28
Tabella 10: Vincoli imposti dalla distanza di decollo sulla potenza.....	29
Tabella 11: Parametri utilizzati nella stima dei vincoli imposti sulla potenza in ascesa	30
Tabella 12: Vincoli e risultati ottenuti sulla potenza in fase di crociera.....	31
Tabella 13: Risultati ottenuti sulla potenza in base al parametro più stringente	31
Tabella 14: Principali parametri utilizzati nella stima della posizione del baricentro	34
Tabella 15: Riassunto dei risultati ottenuti nel dimensionamento degli impennaggi	36
Tabella 16: Riassunto dei parametri dell'aereo necessari per il calcolo del diagramma di inviluppo di volo	39
Tabella 17: Riassunto dei dati ottenuti per il calcolo del diagramma di inviluppo a peso massimo e volo dritto	44
Tabella 18: Riassunto dei dati ottenuti per il calcolo del diagramma di inviluppo a peso massimo e volo rovescio.....	44
Tabella 19: Dati diagramma di manovra a peso minimo e volo dritto.....	46
Tabella 20: Dati diagramma di manovra a peso minimo e volo rovescio	46
Tabella 21: Riassunto dei parametri imposti per la creazione della mesh in Ansys Fluent CFD	66
Tabella 22: Costanti utilizzate per il modello matematico della soluzione.....	67
Tabella 23: Riassunto dei principali materiali utilizzati e loro caratteristiche meccaniche	87
Tabella 24: Riassunto delle principali dimensioni e materiali utilizzati per la struttura delle ali...	90
Tabella 25: Riassunto delle principali caratteristiche meccaniche delle lamine per il criterio di Tsai-Wu.....	102

Indice delle figure

Figura 1: Vista in pianta dell'aereo ridisegnato secondo le indicazioni del progettista Marco Sambin	14
Figura 2: Vista laterale dell'aereo ridisegnato secondo le indicazioni del progettista Marco Sambin	14
Figura 3: Vista frontale dell'aereo ridisegnato secondo le indicazioni del progettista Marco Sambin	15
Figura 4: Diagramma del profilo di missione di un aereo con evidenza le diverse fasi operative.	19
Figura 5: Andamento delle velocità dei filetti fluidi attorno al profilo ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD	21
Figura 6: Andamento della pressione statica attorno al profilo ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD	22
Figura 7: Rappresentazione schematica delle diverse distanze di atterraggio.....	23
Figura 8: Rappresentazione schematica delle diverse distanze di decollo	27
Figura 9: Configurazione delle ali con le dimensioni delle corde di radice ed estremità	32
Figura 10: Rappresentazione delle posizioni dei pesi principali, in ordine di distanza, motore, pilota e fusoliera.	33
Figura 11: Rappresentazione della posizione del baricentro.....	33
Figura 12: Rappresentazione della posizione del baricentro dell'impennaggio verticale rispetto il baricentro dell'aereo	35
Figura 13: Rappresentazione della posizione del baricentro dell'impennaggio orizzontale rispetto il baricentro dell'aereo.....	35
Figura 15: Diagramma di manovra.....	40
Figura 16: Diagramma di manovra in dettaglio a peso massimo.....	45
Figura 17: Diagramma di manovra a peso minimo	47
Figura 18: Diagramma di raffica a peso massimo	51
Figura 19: Diagramma di raffica a peso minimo	52
Figura 20: Sovrapposizione del diagramma di raffica e del diagramma di manovra.....	53
Figura 21: Esempio dei vortici di estremità alare ottenute con la simulazione tramite Fluent CFD, con vista superiore dell'aereo con la pressione sulla superficie	56
Figura 22: Esempio dei vortici di estremità alare ottenute con la simulazione tramite Fluent CFD, con vista inferiore dell'aereo con la pressione sulla superficie	56

Figura 23: Distribuzione del coefficiente di portanza del profilo lungo l'apertura alare considerando l'effetto delle sole ali e considerando anche la combinazione ali-fusoliera	60
Figura 24: Principali parametri utilizzati per considerare l'effetto della fusoliera nella teoria della linea portante modificata da Multhopp.....	61
Figura 25: Modello dell'aereo e del dominio fluido utilizzato nella simulazione con in evidenza le sezioni di Inlet e Outlet del fluido	65
Figura 26: Visualizzazione di alcune regioni critiche della mesh utilizzata nella simulazione CFD, in giallo è evidenziata le regione del muso e in azzurro la zona di incastro ali-fusoliera	66
Figura 27: Sezioni di calcolo dei coefficienti aerodinamici nei diversi casi del diagramma di inviluppo di volo	68
Figura 28: Andamento delle pressioni sulla superficie di estradosso ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD nel caso A del diagramma di inviluppo di volo	69
Figura 29: Andamento delle pressioni sulla superficie di intradosso ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD nel caso A del diagramma di inviluppo di volo	69
Figura 30: Andamento dei filetti fluidi attorno all'aereo ottenuti tramite simulazioni Fluent CFD nel caso A del diagramma di inviluppo di volo.....	70
Figura 31: Rappresentazione del sistema di riferimento per il calcolo dei coefficienti aerodinamici	71
Figura 32: Direzione e verso delle principali sollecitazioni aerodinamiche sul profilo alare	72
Figura 33: Principali elementi strutturali vista in esploso delle ali.....	88
Figura 34: Descrizione dei principali componenti strutturali delle ali.....	89
Figura 35: Struttura delle ali completa.....	90
Figura 36: Vista in 3D della fusoliera	91
Figura 37: Vista della zona di innesto delle ali	92
Figura 38: Esploso dell'aereo completo	92
Figura 39: Mesh completa delle ali	93

INTRODUZIONE

Il lavoro svolto nasce dall'esigenza di verificare dal punto di vista aerodinamico e strutturale, un aereo monoposto in materiale composito. L'aereo oggetto dello studio è stato ideato, ed è in fase di realizzazione dal professore di psicologia Marco Sambin. La sua passione per il volo, soprattutto acrobatico, lo ha portato a realizzare nel tempo alcuni aerei con struttura principale in legno. Questo è il primo velivolo pensato interamente in composito.

Grazie alla disponibilità di nuovi materiali e alla continua evoluzione tecnologica dei processi di fabbricazione, è possibile disporre maggiormente di elementi strutturali innovativi, che permettono di avere prestazioni elevate con peso ridotto e ad un prezzo accessibile. Questo ha portato alla possibilità di progettare un velivolo privato in materiali compositi.

Un'ampia porzione del lavoro è concentrata sull'aerodinamica del velivolo, dato che questa è fondamentale nella determinazione dei carichi agenti che sono poi usati nella verifica degli elementi strutturali dell'aereo.

Nella prima parte abbiamo fatto una verifica aerodinamica generale, che consiste nel capire come può volare l'aereo visto come un insieme di volumi, senza considerare la struttura. Da questa verifica risultano le prestazioni generali e le possibilità che ha quest'aereo nel soddisfare alcuni requisiti base.

In una seconda fase sono state eseguite le simulazioni di volo tramite ANSYS FLUENT CFD, che ci hanno fornito i carichi aerodinamici in tutte le condizioni di volo critiche.

Queste condizioni critiche sono i punti estremi del diagramma d'involuppo di volo, calcolati in base alla normativa e sostanzialmente sono le condizioni di frontiera nelle quali si può ritenere sicuro il volo.

La fase finale è la verifica delle strutture principali in materiale composito, nello specifico le ali. La verifica è stata eseguita tramite ANSYS STATIC STRUCTURAL FEM. Gli esiti di tale verifica sono positivi e si può ritenere che il velivolo è sovradimensionato e che un lavoro di ottimizzazione può essere fatto in futuro.

Capitolo 1

Introduzione

In questo primo capitolo affrontiamo la verifica aerodinamica preliminare. Come base di partenza abbiamo le dimensioni di massima dell'aereo che ci sono fornite dal professor Marco Sambin, il quale ha realizzato le tre viste principali del velivolo come si può vedere nelle figure 1, 2, 3 che rappresentano una rielaborazione in SolidWorks del disegno originale.

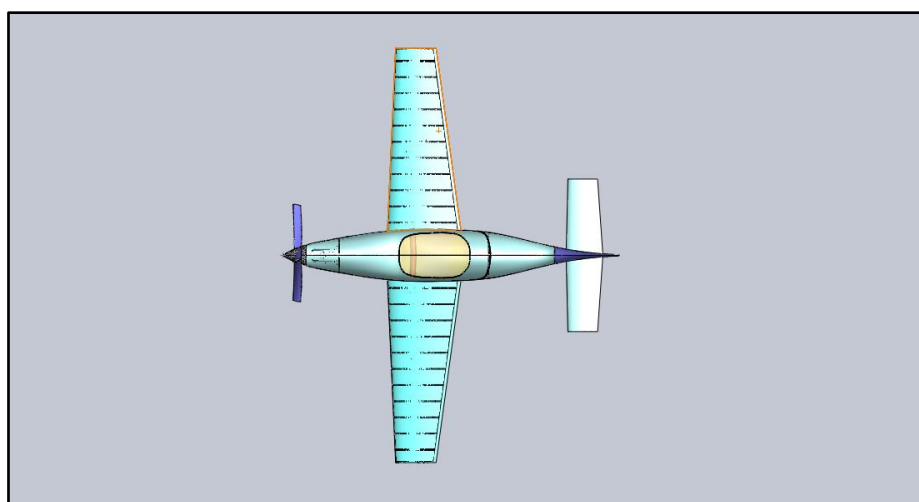


Figura 1: Vista in pianta dell'aereo ridisegnato secondo le indicazioni del progettista Marco Sambin.

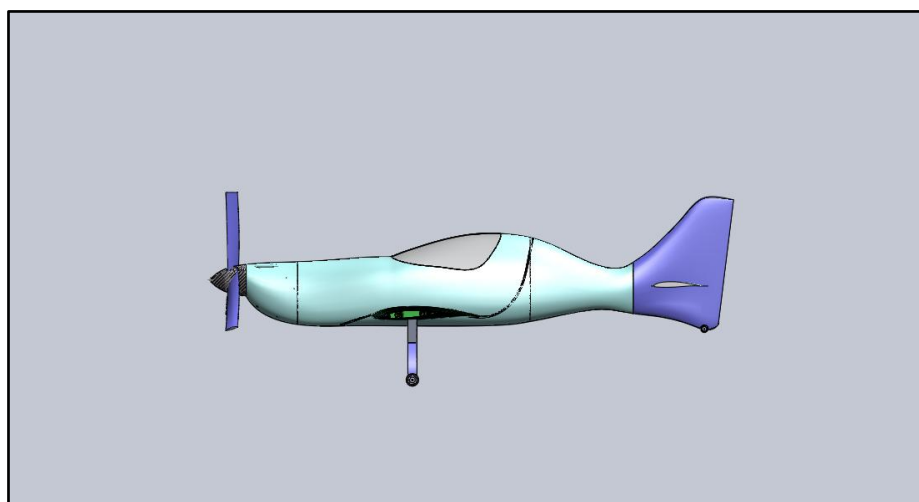


Figura 2: Vista laterale dell'aereo ridisegnato secondo le indicazioni del progettista Marco Sambin.

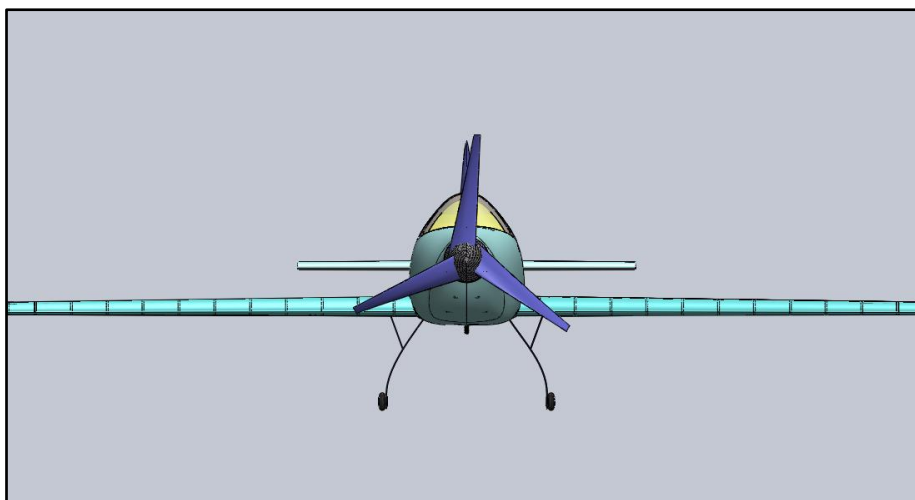


Figura 3: Vista frontale dell'aereo ridisegnato secondo le indicazioni del progettista Marco Sambin.

Per la verifica aerodinamica si è scelto di procedere in modo tale da confrontare le dimensioni fornite da Sambin con le dimensioni ottenute con un processo di progettazione diretta e che rispetti gli stessi requisiti. Nella tabella 1 abbiamo le dimensioni principali e i parametri generali forniti dal professore.

b = Apertura alare	5.00	[m]
S = Superficie alare	3.45	[m ²]
L_{tot} = Lunghezza totale	4.00	[m]
Profilo aerodinamico	HQ 3.5	[]
W_0 = Peso stimato	2200	[N]
P = Potenza motore	20	[HP]

Tabella 1: Parametri generali dell'aereo progettato dal professor Marco Sambin.

Progettazione concettuale

(Il materiale del seguente paragrafo si riferisce alla voce [1] della bibliografia, nello specifico i capitoli 7 e 8.)

La progettazione di un aereo si può suddividere in tre fasi principali: progettazione concettuale, progettazione preliminare e progettazione esecutiva. Noi affronteremo la prima fase detta anche Conceptual Design.

Nella progettazione concettuale cerchiamo di scegliere e dimensionare le parti fondamentali dell'aereo in base ai nostri requisiti. In questa fase si fa uso di dati storico-statistici per quanto riguarda la prima stima del peso e delle configurazioni motore_fusoliera_ali. Quindi inizialmente fissiamo i requisiti che il nostro aereo dovrà rispettare, e questo è stato fatto basandoci sulle caratteristiche di volo di aerei simili.

Requisiti

V_{max}	55 [m/s]	Velocità di crociera
R	200000 [m]	Autonomia
V_h	2.5 [m/s]	Velocità di ascesa
V_{stall}	19.7 [m/s]	Velocità di stallo all'atterraggio
H	7620 [m]	Quota di crociera (riferimento pressioni)
S_l	579.12 [m]	Distanza atterraggio
S_t	594.36 [m]	Distanza decollo
N_c	1 []	N° persone equipaggio
N_p	0 []	N° passeggeri

Tabella 2: Requisiti base utilizzati per la progettazione concettuale

Stima del Peso

La parte più importante del progetto di un Aereo è la stima del peso, conoscere il peso di un aereo è fondamentale. Il peso influisce in ogni parametro, sia aerodinamico che strutturale, e i due aspetti sono legati e indivisibili in ogni fase. La stima del peso è fatta inizialmente basandosi sui requisiti e su elementi storico statistici.

Il peso può essere suddiviso nel modo seguente:

W_c : peso equipaggio, l'insieme di tutte le persone necessarie alla fase operativa dell'aereo.

W_p : peso utile, nel caso degli aerei di linea l'insieme di passeggeri e bagagli.

W_f : peso del carburante.

W_e : si tratta di tutto il peso non specificato fino ad ora, quindi la struttura, i motori con le loro installazioni, la elettronica ecc.

La somma di queste quantità è il peso iniziale dell'aereo, che varia durante il volo, e nella fase finale abbiamo, il peso minore, dovuto al fatto che il carburante è stato esaurito.

Indichiamo W_0 il peso iniziale, da queste ultime definizioni possiamo scrivere:

$$W_0 = W_c + W_p + W_f + W_e$$

Raccogliendo abbiamo,

$$W_0 = W_c + W_p + (W_f/W_0)W_0 + (W_e/W_0)W_0$$

Stima di W_e/W_0

Il progetto di un aereo è una continuazione, e non una rivoluzione. Alcuni elementi saranno cambiati, ma la variazione non è drastica e per questo motivo, il rapporto tra i pesi non cambia eccessivamente. Basandosi su grafici e diagrammi storico-statistici si

può avere un primo valore per W_e/W_0 . Come si può vedere dalla tabella 3 nel nostro caso tale rapporto vale 0.58. Nel capitolo 8, paragrafo 3 della bibliografia [1], viene indicato l'intervallo di oscillazione di tale coefficiente e quello scelto da noi è il valore medio. Il resto dei rapporti presenti nella tabella 3 sono utilizzati per il calcolo di W_f/W_0 e il loro significato è esposto nel paragrafo successivo.

<i>Rapporti</i>		
W_e/W_0	0.58	[]
W_1/W_0	0.97	[]
W_2/W_1	0.985	[]
W_3/W_2	0.992	[]
W_4/W_3	1	[]
W_5/W_4	0.995	[]
W_f/W_0	0.059	[]

Tabella 3: Rapporti tra i pesi nelle varie fasi del profilo di missione

Stima di W_f/W_0

Per la stima del carburante, bisogna considerare le varie fasi del volo, in modo tale da poter considerare il consumo specifico, che varia se si tratta di decollo, crociera e atterraggio. Dalla figura 4 si può vedere infatti quali sono queste fasi, e il peso in ogni punto è indicato con il relativo coefficiente. Alla partenza il peso è massimo ed è infatti W_0 . Dal punto 0 al punto 1 abbiamo il percorso in pista, il consumo è elevato, come si può anche vedere dal rapporto tra i relativi pesi in tabella 3. La fase seguente è l'ascesa che ha il valore più elevato di consumo specifico, però è molto breve e quindi il relativo rapporto non è eccessivo. La fase centrale che è quella di crociera compresa tra i punti 2 e 3 consuma la maggiore quantità di carburante, però trattandosi di rapporti non

abbiamo grandi scostamenti. Questo rapporto viene ricavato in seguito in base ad alcuni parametri del sistema propulsivo e in funzione dell'autonomia, nelle equazioni sotto vengono illustrate le modalità di calcolo e nella tabella 4 sono indicati i parametri necessari per il calcolo. L'ultima fase che è suddivisa in due tratti, anche se la fase di picchiata non ha nessuna influenza sulla stima. Nel punto 5 abbiamo il peso minore di tutto il profilo di missione. Bisogna considerare una parte di carburante ancora dopo il volo, come riserva, di circa 6%. Una volta calcolato W_f possiamo calcolare le dimensioni del serbatoio.

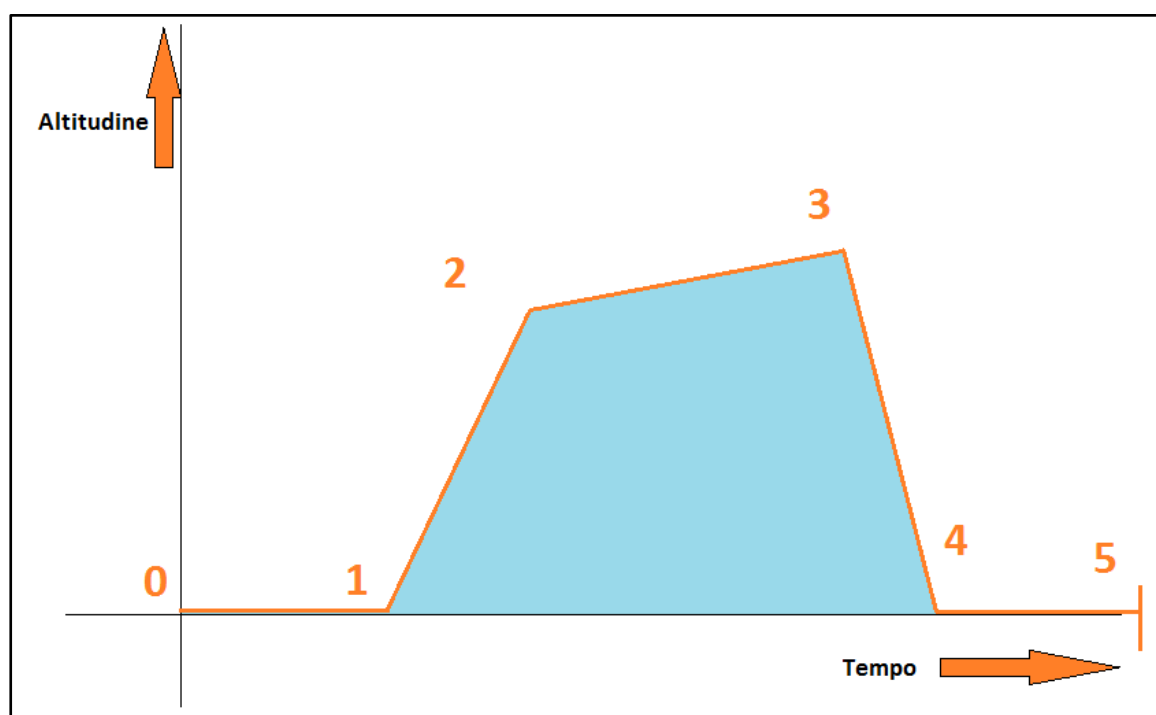


Figura 4: Diagramma del profilo di missione di un aereo con le diverse fasi operative.

Ora si può procedere al calcolo del peso carburante, infatti dato che abbiamo i vari rapporti si può scrivere:

$$\frac{W_5}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4}$$

Sapendo che il peso del combustibile si può esprimere come:

$$W_f = W_0 - W_5$$

Allora considerando anche la riserva di combustibile, si può scrivere:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_5}{W_0} \right)$$

L'equazione sotto indica come calcolare il rapporto tra i pesi nella fase compresa tra i punti 2 e 3 del profilo di missione, in tabella 4 è indicato E_{\max} che è il rapporto tra (L) , che è la portanza e (D) che è la resistenza utilizzati nella formula sotto:

$$R = \frac{\eta_{pr} L}{C D} \ln \frac{W_2}{W_3}$$

Con le formule scritte sopra è facile calcolare il peso del combustibile dato che tutti gli altri rapporti tra i pesi sono noti o assunti da dati precedenti.

<i>Altri parametri necessari alla stima</i>			
η_{pr}	0.9	[]	Rendimento sistema propulsivo
C	4.628E-07	[1/m]	Consumo specifico combustibile
riserva	6	[]	% riserva combustibile
E_{\max}	14	[]	Efficienza aerodinamica
Wm	756	[]	Peso medio per persona
Wb	0	[]	Peso medio per bagaglio
γ	6630	[N/m ²]	Peso specifico carburante

Tabella 4: Parametri necessari per il calcolo del consumo di combustibile e stima del suo peso

Tramite un semplice foglio di calcolo come Excel si può implementare il calcolo considerando a ritroso tutte le formule esposte nel paragrafo ed arrivare alla prima stima del peso che nel nostro caso è circa 2100 [N] e possiamo affermare che tale parametro è in concordanza con quello fornito dal professor Marco Sambin.

Quindi possiamo scrivere: **$W_0 = 2100$ [N]**

Parametri critici

Coefficiente di portanza massima delle ali

(Il materiale del seguente paragrafo si riferisce alla voce [1] della bibliografia, nello specifico capitolo 8, paragrafo 4)

Il coefficiente di portanza massima delle ali (che indicheremo con C_{Lmax}) può essere stimato in vari modi. Nel nostro caso avendo deciso i profili, possiamo considerare il profilo medio e considerare il coefficiente massimo del profilo (che indicheremo con C_{lmax}) allo stallo, e ridurlo del 10% per considerare l'effetto della lunghezza finita delle ali.

Per considerare i flap, si aggiunge lo 0.9 di lift per una deflessione di 45° dei flap.

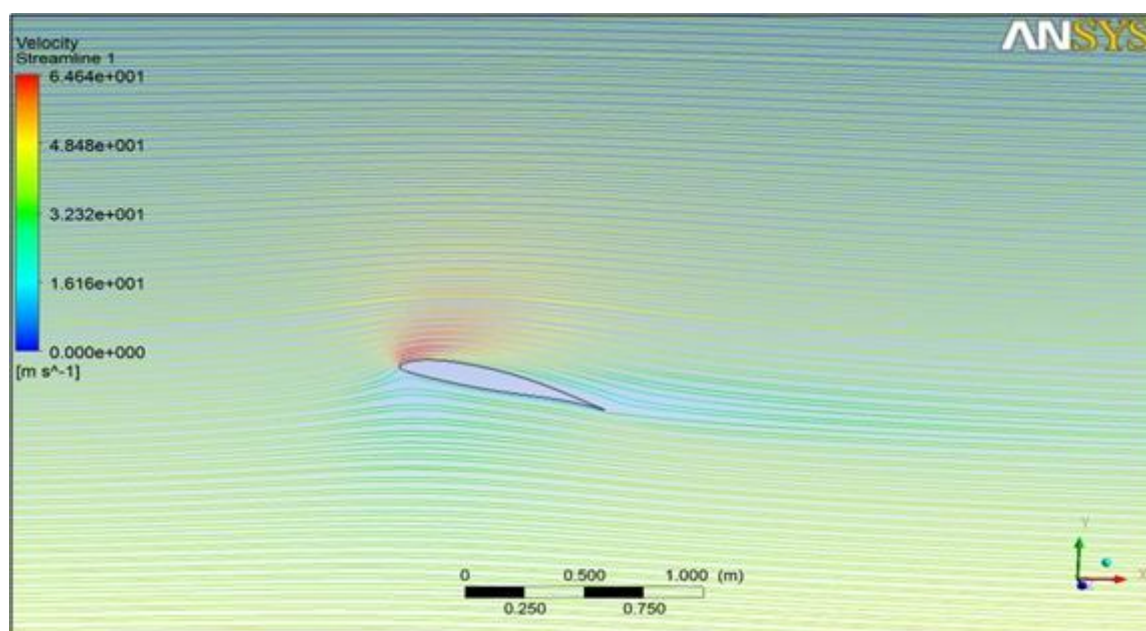


Figura 5: Andamento delle velocità dei filetti fluidi attorno al profilo ottenuto dalle simulazioni in Fluent CFD.

Per il calcolo del coefficiente di lift per il profilo abbiamo usato Fluent come risolutore e SolidWorks come modellatore. Dalla scelta del tipo di profilo e cioè HQ 3.5_10 per il profilo radice e HQ 3.5_12 per l'estremità. Abbiamo aumentato lo spessore riguardante l'estremità perché abbiamo bisogno dello stesso spessore assoluto della radice, perché il

profilo relativo avrà una corda sicuramente superiore, e quindi all'estremità uno spessore assoluto inferiore a causa della corda più corta. I dati delle coordinate sono disponibili in database accessibili e quindi tramite questo abbiamo disegnato il profilo. Con Fluent abbiamo costruito la Mesh e imposto le condizioni al contorno, con un angolo di attacco geometrico di 13° , poiché tale valore era indicato come limite allo stallo per tale profilo da prove sperimentali fatte sullo stesso.

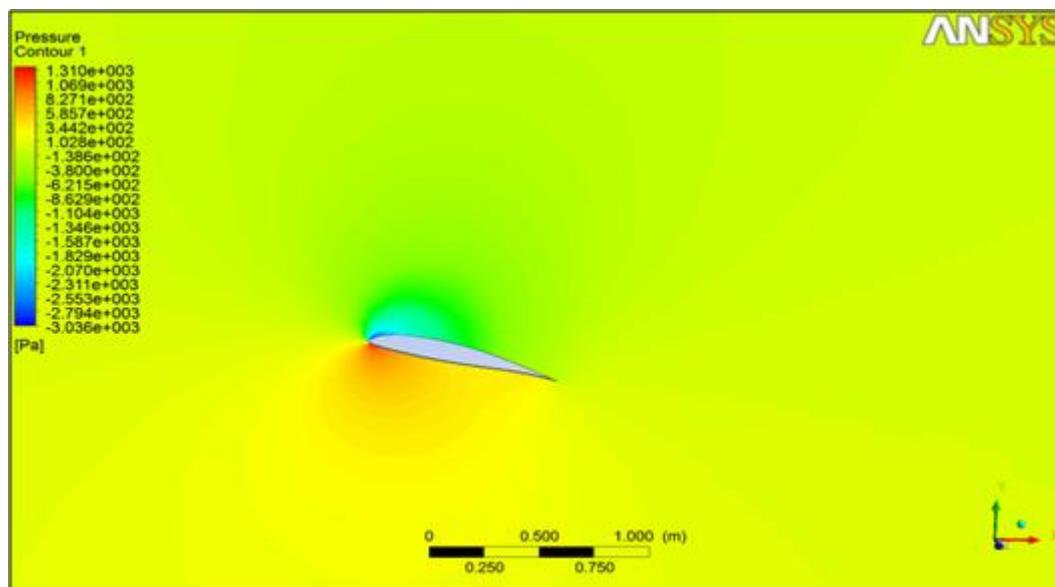


Figura 6: Andamento della pressione statica attorno al profilo ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD.

Dalle simulazioni illustrate nelle figure 5 e 6 abbiamo constatato che il coefficiente di lift massimo per il profilo è circa: $C_{lmax} = 1.6$. Questo dato è in linea con i valori forniti da simulazioni in galleria del vento. Bisogna comunque aggiungere il contributo dei Flap che ci portano a $C_{lmax} = 2.2$ Che è il risultato che tiene conto anche delle estremità alari.

Carico alare σ

Il carico alare è influenzato dalla distanza di atterraggio e dalla velocità di stallo. Questo parametro è il rapporto tra il peso e la superficie alare, influenza la velocità massima dell'aereo. Infatti, un carico alare basso comporta una velocità massima elevata. Nel nostro caso è influenzato maggiormente dalla velocità di stallo, poiché non abbiamo particolari ed eccessive restrizioni sulla distanza di atterraggio che comunque bisogna tenere in considerazione.

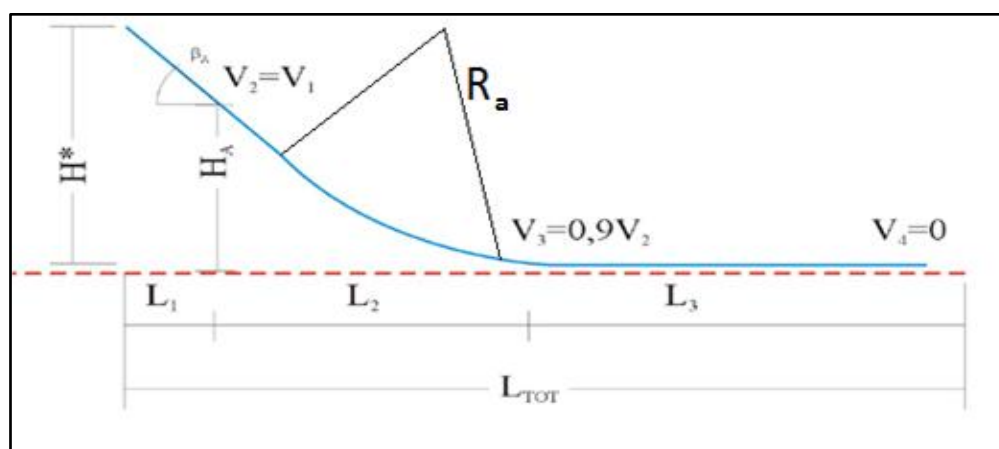


Figura 7: Rappresentazione schematica delle diverse distanze di atterraggio.

La lunghezza totale di atterraggio come si vede è suddivisa in tre parti che sono imposte dalla normativa, che vincola il salto di un ostacolo di altezza 15 m che in figura 7 sono indicato con H_A , una seconda fase di raccordo e infine la frenata a terra che dipende da alcuni parametri che abbiamo valutato e inserito nelle formule sottostanti. Attraverso i dati e in base ai nostri requisiti abbiamo calcolato il carico alare imposto dalla distanza di atterraggio.

$$R_a = \frac{V_3^2}{0.2g}$$

V_3 è $0.9 V_2$ che la normativa impone essere la velocità di stallo. E' possibile calcolare il raggio del raccordo e tramite questo si risale a L_1 , e L_2 :

$$L_1 = \frac{H_A - R_a(1 - \cos \beta_A)}{\tan \beta_A}$$

$$L_2 = R \sin \beta_A$$

Per quanto riguarda β_A questo è imposto dalla normativa e il suo valore è espresso nella tabella 5. Per quanto riguarda L_3 , bisogna considerare l'attrito tra le ruote e la pista e questo è espresso tramite il coefficiente j per quanto riguarda l'attrito volvente e μ_r indica l'attrito radente.

N indica il tempo che trascorre tra la fase di slittamento e rotolamento delle ruote quando tocca terra. Inoltre in questo caso interviene direttamente il valore di σ e la formula sotto indica il legame tra questi parametri:

$$L_3 = jN \sqrt{\frac{2\sigma}{\rho_\infty C_{Lmax}}} - \frac{j^2 \sigma}{g \rho_\infty C_{Lmax} \mu_r}$$

Invertendo l'ultima equazione si calcola σ imposta dalla distanza di atterraggio che impone il seguente limite: $L_1 + L_2 + L_3 = Sl$

e nella tabella 5 ci sono tutte le costanti utilizzate e i risultati ottenuti.

Distanza atterraggio				
<i>Normativa</i>				
H_A	15	[m]		
β_A	3	[°]	0.05236	[rad]
V_3	24.231	[m/s]		
<i>Parametri</i>				
R_a	299.3	[m]		
L_1	0.4	[m]		
L_2	15.6	[m]		
L_3	278.3	[m]		

Tabella 5: Parametri necessari ed imposti dalla normativa per il calcolo della distanza di atterraggio.

<i>Carico alare riferito alla distanza di atterraggio.</i>		
σ	1879.7173	$[N/m^2]$

Tabella 6: Carico alare imposto dalla distanza di atterraggio.

Adesso calcoliamo invece il carico alare imposto dalla velocità di stallo. Questo è semplicemente fatto dal calcolo del coefficiente di lift massimo alare, e dalla conoscenza del peso iniziale.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W_0}{\rho_\infty S C_{Lmax}}}$$

Dato che per definizione di carico alare abbiamo $\sigma = W_0/S$ allora si ottiene:

$$\sigma = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{stall}^2 C_{Lmax}$$

I risultati ottenuti sono esposti nella tabella sotto:

C_{Lmax} Ala		
C_{Lmax}	2.24	[]
Carico alare		
σ	556.23	$[N/m^2]$

Tabella 7: Riassunto parametri dell'ala e carico alare imposto dalla velocità di stallo.

<i>Parametri per il calcolo del CL</i>		
$AR = b^2/S$	7.43	[]
λ	0.5	[]
ρ_∞	1.225	$[kg/m^3]$

Tabella 8: Riassunto dei parametri utilizzati per la configurazione delle ali.

Nella tabella 8 è indicato λ che è il rapporto tra la corda del profilo di estremità alare e quello alla radice, mentre ρ_∞ indica la densità dell'aria.

E come ci si poteva aspettare questa seconda costrizione esposta nella tabella 7, ha imposto un vincolo più restrittivo e quindi sarà questo il valore da considerare nella determinazione della superficie alare. Infatti il carico alare inferiore impone una superficie delle ali maggiore, questo per distribuire la portanza in modo tale da sopportare il peso dell'aereo. Nel caso dell'imposizione del carico alare della fase di atterraggio abbiamo un valore elevato che ci dice sostanzialmente che il peso può essere sopportato anche da una superficie meno estesa. Nel vincolo della velocità di stallo invece abbiamo un valore di σ inferiore e quindi una superficie alare maggiore che soddisferà anche la distanza di atterraggio.

Rapporto Spinta/Peso = τ

Il rapporto tra la spinta dell'aereo e il suo peso è indicato con la lettera τ . Questo parametro è influenzato dalla distanza di decollo, dalla velocità di ascesa e dalla velocità massima che si vuole ottenere. Quindi si considerano separatamente le varie condizioni tenendo in conto quello più gravoso. Il valore della spinta ci darà anche la potenza del motore da usare. Iniziamo considerando il primo vincolo cioè la distanza di decollo: nella figura sotto ci sono i parametri che descrivono le varie fasi di decollo.

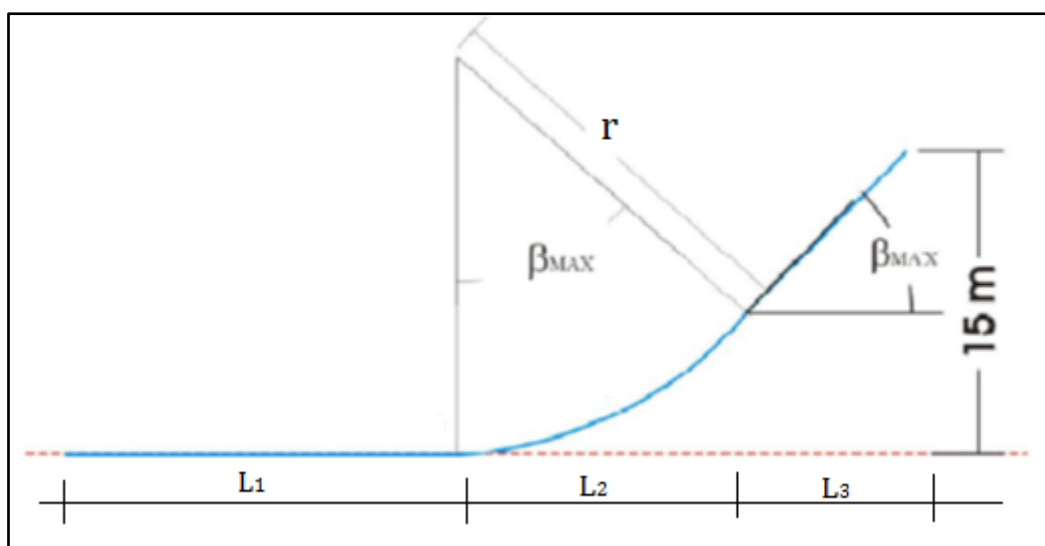


Figura 8: Rappresentazione schematica delle diverse distanze di decollo.

Lo spazio di decollo è suddiviso in tre fasi come si può vedere in figura 8, cioè la prima a terra, la seconda di raccordo con raggio (r) e la terza è vincolata dal superamento di un ostacolo imposto dalla normativa di 15 m. Il nostro vincolo è sulla distanza totale data dalla somma delle tre. Per il calcolo di L_2 e L_3 si usa lo stesso metodo visto per la distanza di atterraggio e di conseguenza, i valori sono gli stessi. La distanza che si percorre sulla pista cioè L_1 si può calcolare in questo modo: prima di tutto calcoliamo la velocità di decollo cioè nel punto di distacco da terra che è data dalla formula seguente:

$$V = 1.15 \sqrt{\frac{2W_0}{\rho_{\infty} S C_{Lmax}}} = 22.55 \text{ [m/s]}$$

A questo punto possiamo imporre la distanza percorsa a terra, che sarà data dalla formula sotto, dove, però abbiamo l'incognita della spinta che sarà data proprio dall'inversione della stessa, dato che possiamo risalire a L_1 in base al requisito sulla distanza totale imposto nella tabella 2:

$$L_1 = St - L_2 - L_3$$

$$L_1 = \int dl = \int_0^{V=Vd} \frac{\frac{W_0}{g}}{T - 0.5\rho_\infty V^2 SCd - f * (W_0 - 0.5\rho_\infty V^2 SC_{Lmax})} V dV$$

Invertire questa formula per ricavare la spinta è difficile e quindi usiamo una formula semplificata, cioè la seguente:

$$L_1 = \frac{1.21 W_0/S}{g\rho_\infty (C_{Lmax}) T/W_0}$$

$$\tau = \frac{T}{W_0}$$

$$r = 6.96 \frac{V_{stall}^2}{g}$$

$$\beta_{max} = \cos^{-1}\left(1 - \frac{15}{r}\right)$$

Il vincolo è però sulla lunghezza totale, quindi bisogna calcolare anche la distanza di raccordo e quella di salto dell'ostacolo e in questo modo abbiamo L_1 e da questo possiamo calcolare il rapporto spinta/peso (τ), semplicemente invertendo la precedente.

Distanza decollo				
C_{Lmax}	2.2	[]		
V_{stall}	19.7	[m/s]		
<i>Parametri</i>				
r	325.5155	[m]		
β_{max}	0.304759	[rad]	17.46141	[°]
L_1	97.67531	[m]		
Calcolo τ				
τ	0.056969	[]		

Tabella 9: Risultati ottenuti dalla stima della distanza di decollo.

Adesso conoscendo la spinta dovuta al decollo, possiamo calcolare la potenza del motore considerando anche il rendimento del sistema propulsivo e i dati sono forniti nella tabella 10, questo perché la P_{rot} che otteniamo è la potenza al rotore, e a causa di perdite meccaniche il motore deve avere una potenza superiore e in tabella è indicato con P.

Vincoli sulla potenza				
Decollo				
V_{max}	16.49044	[m/s]		
T	109.4477	[N]		
P_{rot}	1804.841	[W]	2.391468	[HP]
P	2005.379	[W]	2.657187	[HP]

Tabella 10: Vincoli imposti dalla distanza di decollo sulla potenza.

In questa fase ci concentriamo sul vincolo imposto dalla velocità di ascesa, che abbiamo come requisito. Per questa fase abbiamo bisogno della polare dell'aereo, poiché i risultati sono influenzati dai coefficienti aerodinamici. Prima di tutto abbiamo bisogno del coefficiente di drag a lift nullo cioè $C_{D,0}$. Questo lo abbiamo calcolato utilizzando dati di riferimento di aerei che viaggiano a velocità simili o meglio che hanno numeri di Reynolds simili. Dal numero di Re possiamo calcolare il coefficiente di friction e quindi calcolare la polare con le seguenti formule:

$$C_{D,0} = \frac{S_{wet}}{S} (\text{Coefficiente friction})$$

$$C_D = C_{D,0} + K C_L^2$$

Il coefficiente K si calcola come è noto dalla efficienza aerodinamica dell'aereo. Con la seguente formula imponiamo il vincolo sulla velocità di ascesa:

$$\frac{\eta_{pr} P}{W_0} = Vh + \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty} \frac{K}{3C_{D,0}} \frac{W_0}{S} \frac{1.115}{\frac{L}{D}}}$$

Nella tabella 11 sono riassunti i risultati ottenuti:

Ascesa				
<i>Coefficiente friction</i>	0.004406	[]		
$C_{D,0}$	0.017622	[]		
K	0.072382	[]		
P	12086.2	[W]	16.01457	[HP]

Tabella 11: Parametri utilizzati nella stima dei vincoli imposti sulla potenza in ascesa.

Nella formula precedente $\frac{L}{D}$ rappresenta l'efficienza aerodinamica massima cioè dato che la portanza massima è:

$$L = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{max}^2 C_{Lmax} S$$

E la resistenza D invece è data da:

$$D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{max}^2 C_D S$$

Infine si procede con il vincolo sulla velocità di crociera il nostro ultimo vincolo sulla potenza. Il procedimento è semplice bisogna però considerare il peso medio, indicato nelle formule come W_{MEDI0} , della fase di crociera cioè la media tra i pesi assunti tra i punti 2 e 3 del profilo di missione, questo è dovuto allo svuotamento del serbatoio, le formule sono le seguenti:

$$\frac{T}{W_{MEDI0}} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{max}^2 \frac{C_{D,0}}{W_{MEDI0}/S} + \frac{2KW_{MEDI0}}{\rho_\infty V_{max}^2 S}$$

$$P = \frac{T}{\eta_{pr} W_{MEDIO}} W_{MEDIO} V_{max}$$

I risultati sono nella tabella 12:

Crociera				
W_{MEDIO}	1997.23	[N]		
σ_{MEDIO}	529.5051	[N/m ²]		
T	147.3826	[N]		
P	9006.712	[W]	11.93416	[HP]

Tabella 12: Vincoli e risultati ottenuti sulla potenza in fase di crociera.

Dal confronto dei tre casi si può vedere come il caso che maggiormente richiede potenza è la fase di ascesa e il motore deve soddisfare questa potenza.

Potenza				
P	12086.2	[W]	16.01457	[HP]
P/W_0	5.760728	[m/s]		

Tabella 13: Risultati ottenuti sulla potenza in base al parametro più stringente.

Configurazione Alare

(Il materiale del seguente paragrafo si riferisce alla voce [1] della bibliografia, nello specifico capitolo 8, paragrafo 6)

Dopo aver calcolato i parametri critici, si procede con la scelta della configurazione delle ali. Sapendo che si tratta di moto subsonico, la disposizione dei profili sarà classica senza

ali a freccia o a delta. Quindi saranno rastremate e la scelta dell'entità della rastremazione, è un compromesso tra obiettivi strutturali e aerodinamici. Infatti un rapporto di rastremazione basso porta ad avere ali triangolari, con una sezione maggiore alla radice, che dal punto di vista strutturale sarebbe ottimale, ma questo porta ad avere lo spostamento dello stallo nella zona dei dispositivi di controllo dell'aereo e provocando la perdita dei comandi. Una disposizione con un rapporto di rastremazione più elevato ci porta a considerazioni opposte a quelle esposte in precedenza, quindi la scelta è una via di mezzo, infatti la scelta è circa di $\lambda = 0.5$.

Oltre al rapporto di rastremazione si sceglie anche una torsione che permette di avere una distribuzione della portanza lungo l'ala ottimale, e migliora il comportamento dei flap. Nel nostro caso è stata scelta una configurazione con una torsione di 2.5° che porta l'attacco del profilo di estremità più in basso di quello in radice.

Il posizionamento delle ali viene fatto in base al calcolo del centro di gravità dell'aereo. Dopo la prima stima del peso si può calcolare il centro di gravità e le ali sono poste con la linea dei quarti di corda posta nel C.G.

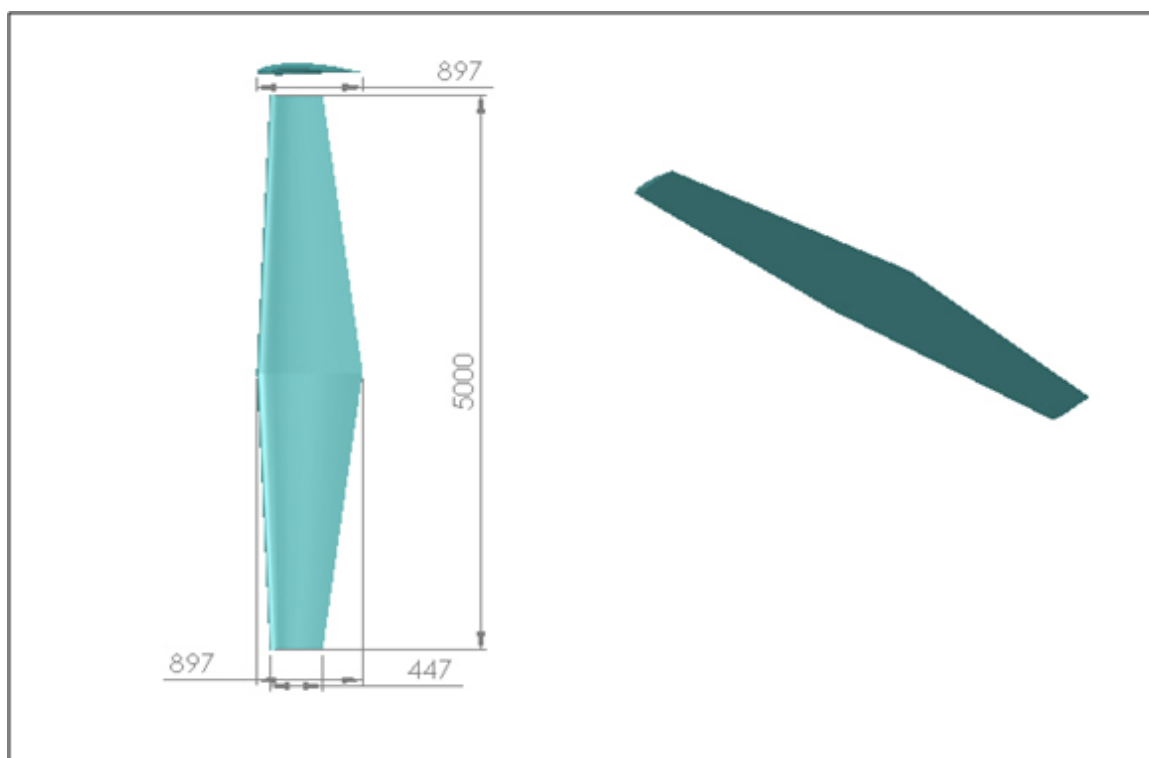


Figura 9: Configurazione delle ali con le dimensioni delle corde di radice ed estremità.

Calcolo della posizione del baricentro

Il baricentro è stato calcolato considerando i pesi principali, quali: il motore, il pilota, e fusoliera come si può vedere in figura 10 le posizioni vengono indicate con lo stesso ordine detto sopra. In una prima fase il calcolo è stato fatto senza ali e solo in seguito con il loro peso. Questo perché la posizione delle ali non è nota e si posizionano in modo tale che i quarti di corda dei profili coincidano con il baricentro, per evitare coppie dovute alla portanza. Abbiamo scelto come punto di calcolo del baricentro il muso, da dove calcoliamo i momenti delle forze peso principali e otteniamo la posizione del C.G. rispetto tale punto.

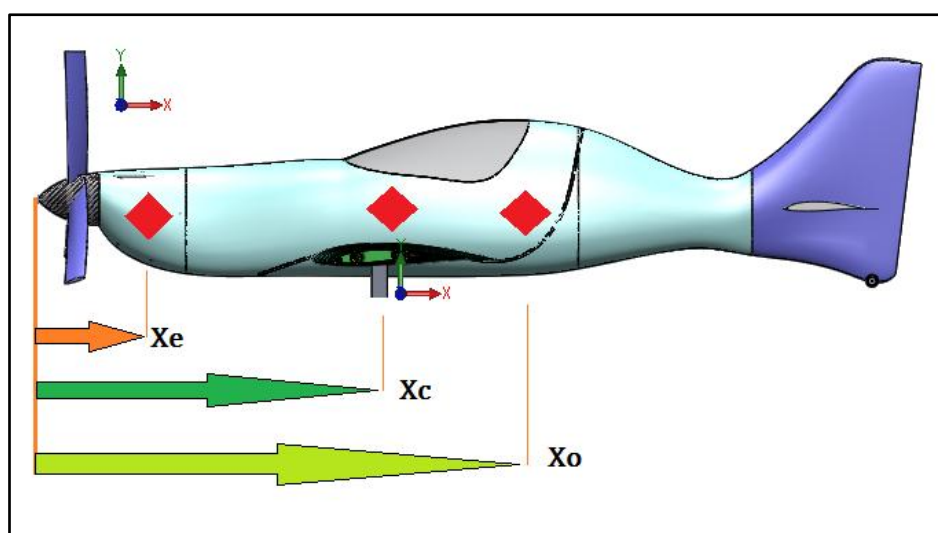


Figura 10: Rappresentazione delle posizioni dei pesi principali, in ordine di distanza, motore, pilota e fusoliera.

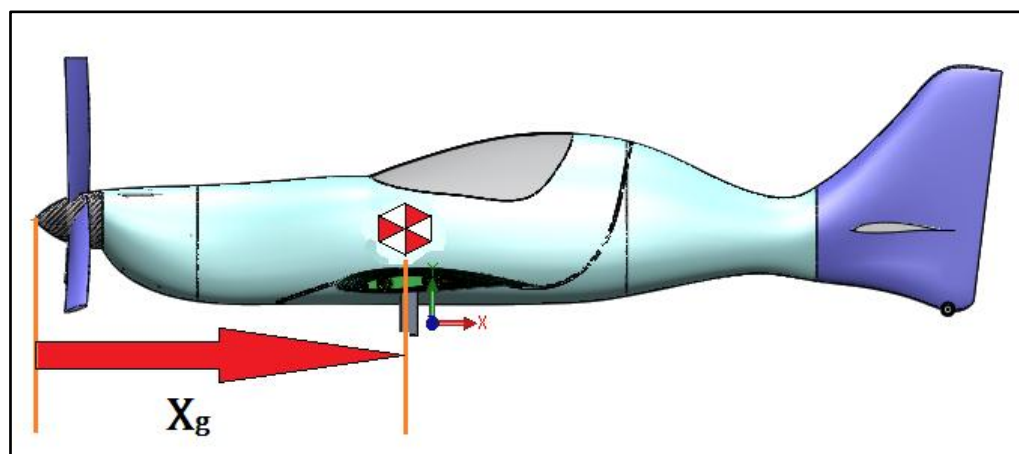


Figura 11: Rappresentazione della posizione del baricentro.

Calcolo Baricentro senza ali			Pesi				
Xo	2.18	[m]			Persone	756	[N]
Xe	0.35	[m]			Bagagli	0	[N]
Xc	1.76	[m]					
Xg	1.63	[m]					
Ali							
Peso Ali	226	[N]	γ_w	62	[N/m ²]	peso specifico ali	
Calcolo Baricentro con ali							
Xg	1.65	[m]					

Tabella 14: Principali parametri utilizzati nella stima della posizione del baricentro.

Si può notare che la posizione del baricentro non varia molto nei due casi in cui consideri o si trascuri la presenza delle dato che la sua posizione è prossima alle ali.

Dimensionamento impennaggi

Dato che abbiamo la geometria delle ali e della fusoliera, ora possiamo dimensionare gli impennaggi, sia quello verticale che quello orizzontale. Questi dipendono da alcuni parametri geometrici, come la loro distanza dal baricentro e l'aspect ratio dell'impennaggio stesso. Definiamo proprio questi due parametri:

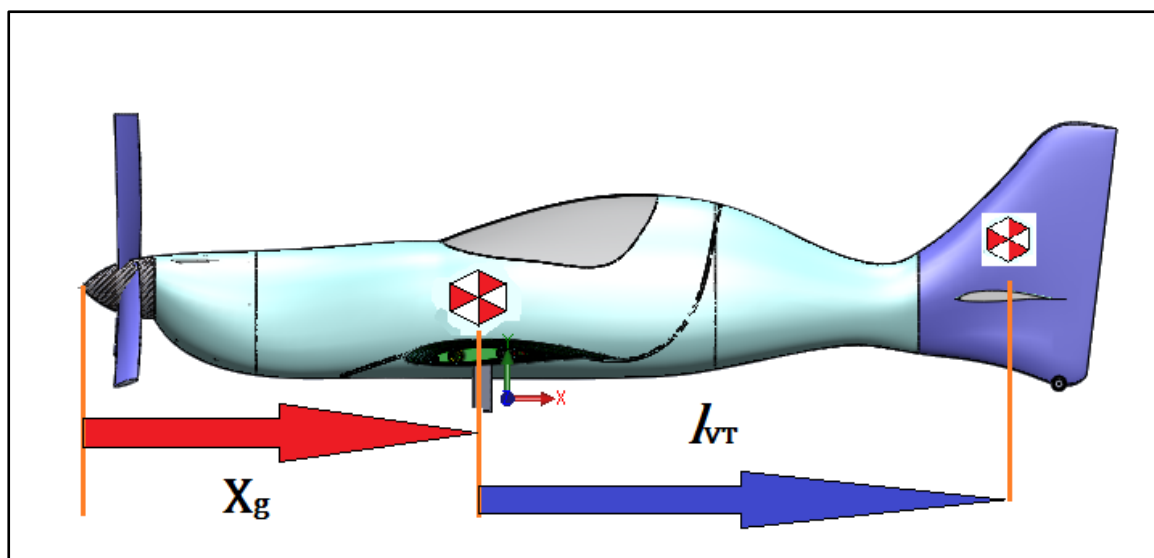


Figura 12: Rappresentazione della posizione del baricentro dell'impennaggio verticale rispetto il baricentro dell'aereo.

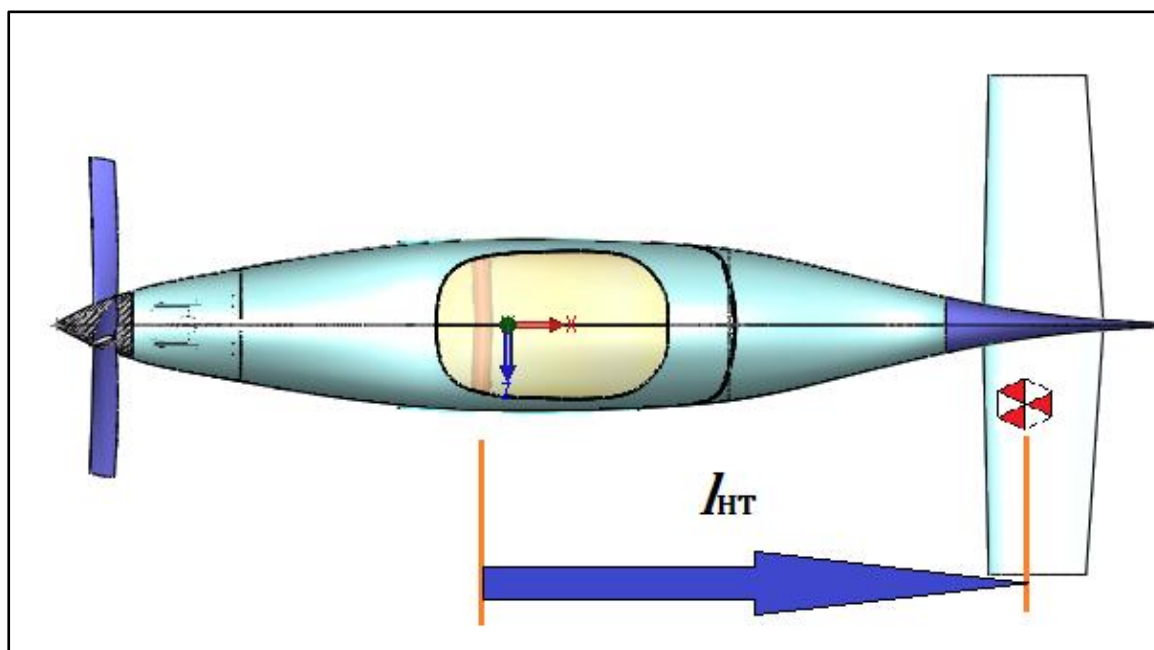


Figura 13: Rappresentazione della posizione del baricentro dell'impennaggio orizzontale rispetto il baricentro dell'aereo.

- V_{HT} : aspect ratio dell'impennaggio orizzontale;
- V_{VT} : aspect ratio dell'impennaggio verticale;
- l_{VT} : distanza dalla posizione del baricentro dell'aereo alla posizione del baricentro dell'impennaggio verticale (vedi figura 12);
- l_{HT} : distanza dalla posizione del baricentro dell'aereo alla posizione del baricentro dell'impennaggio orizzontale (vedi figura 13).

Il calcolo della superficie di questi elementi è dato da formule empiriche legate anche alla superficie alare S e alla corda media \bar{c} delle ali e sono spesso sovradimensionati e le formule sono le seguenti:

$$S_{HT} = \bar{c}S \frac{V_{HT}}{l_{HT}} = \text{superficie dell'impennaggio orizzontale};$$

$$S_{VT} = \bar{c}S \frac{V_{VT}}{l_{VT}} = \text{superficie dell'impennaggio orizzontale};$$

Nella tabella 15 abbiamo riassunto i dati e i risultati ottenuti dalle formule, e come si può vedere le superfici degli impennaggi necessari alle corrette manovre, sono molto piccole, e quelle del professor Sambin sono sicuramente superiori:

Impennaggi		
V_{HT}	0.92	[]
V_{VT}	0.124	[]
l_{HT}	2.1	[m]
l_{VT}	2.2	[m]
S_{HT}	0.30	[m ²]
S_{VT}	0.13	[m ²]

Tabella 15: Riassunto dei risultati ottenuti nel dimensionamento degli impennaggi.

Riassunto della verifica

Si può notare, come risulta dalla verifica, che l'aereo progettato dal professor Sambin soddisfa i requisiti fondamentali, inoltre il peso stimato può essere inferiore a quello previsto dal professore, come pure la potenza del motore. La stima fatta da Sambin per la potenza è di 20 [HP], mentre per il nostro caso basterebbero anche 16 [HP] circa. Questo non significa però che aumentando la potenza del motore si possa aumentare la velocità massima a piacere, infatti un motore più potente è anche più pesante e un aumento di peso richiederebbe un aumento della superficie alare e quindi un ulteriore aumento di peso, fino a ottenere una nuova velocità massima, che non è detto sia maggiore.

Capitolo 2

(Il materiale del seguente capitolo si riferisce alla voce [4], [8],[9] della bibliografia)

Introduzione

La progettazione di un qualunque aereo prevede l'utilizzo dei diagrammi di inviluppo di volo. Questo è indispensabile per capire le condizioni nelle quali ci si può trovare nel limite della sicurezza strutturale. Dato che si tratta di sicurezza, la normativa interviene cercando di imporre alcuni limiti legati al tipo di aereo e al numero di passeggeri presenti.

Il diagramma di inviluppo di volo è realizzato in due fasi. La prima riguarda le condizioni che il pilota può assumere limitandone alcune manovre. La seconda parte riguarda i carichi che possono insorgere senza che si possano controllare e questo è dovuto alle raffiche, che la norma prevede e specifica le modalità di interazione.

In base alla normativa si farà riferimento ad un velivolo appartenente alla categoria "ACROBATIC".

Tutti i calcoli verranno effettuati seguendo le normative F.A.R. 23.

Per comprendere il valore di queste ultime è però necessario chiarire che cosa sono F.A.R. e perché sono nate.

Le F.A.R. (Federal Aviation Regulations) sono un insieme di norme aeronautiche americane che regolano l'intero mondo aeronautico in materia di costruzioni, abilitazioni, limitazioni, ecc... e sono state introdotte da un ente (F.A.A., Federal Aviation Administration) nel 1960 per poter controllare che determinate costruzioni e progetti vengano realizzati secondo alcune "leggi" che favoriscano la sicurezza.

In particolare le F.A.R. 23 regolano il progetto degli aeroplani civili aventi un peso massimo al decollo (MTOW, Maximum Take – Off Weight) inferiore o uguale a 5670 kg. Per condurre un parallelo con le normative italiane, le F.A.R. sono l'equivalente del RAI (Registro Aeronautico Italiano) che è un ente tecnico il cui compito è esplicitamente quello di esaminare la documentazione tecnica relativa ad un progetto.

Precisato questo, possiamo procedere con la descrizione dei dati tecnici del nostro velivolo:

Peso minimo	$W_5 = 2000 [N]$
Peso massimo	$W_0 = 2100 [N]$
Superficie alare	$S = 3.4 [m^2]$
Apertura alare	$b = 5 [m]$
Coefficiente lift del profilo allo stallo volo dritto	$C_{lmax} = 2.2$
Coefficiente lift del profilo Allo stallo volo rovescio	$C_{lmin} = -1.1$
Aspect Ratio ali	$AR = 7.4$

Tabella 16: Riassunto dei parametri dell'aereo necessari per il calcolo del diagramma di inviluppo di volo.

Diagramma di manovra a W_0

Il diagramma di manovra è un diagramma che mette in relazione la velocità indicata V_i (che differisce dalla velocità reale in quanto relativa a densità costante e uguale a quella dell'aria tipo a quota zero, ρ_0) ed il coefficiente di contingenza n .

Per tracciare il diagramma di manovra per un velivolo bisogna quindi determinare tutte le limitazioni e, di conseguenza, ottenere tutti i valori del coefficiente di contingenza n e

della velocità indicata V_i per i punti caratteristici del diagramma come si può vedere in figura, cioè A, C, D, E, F.

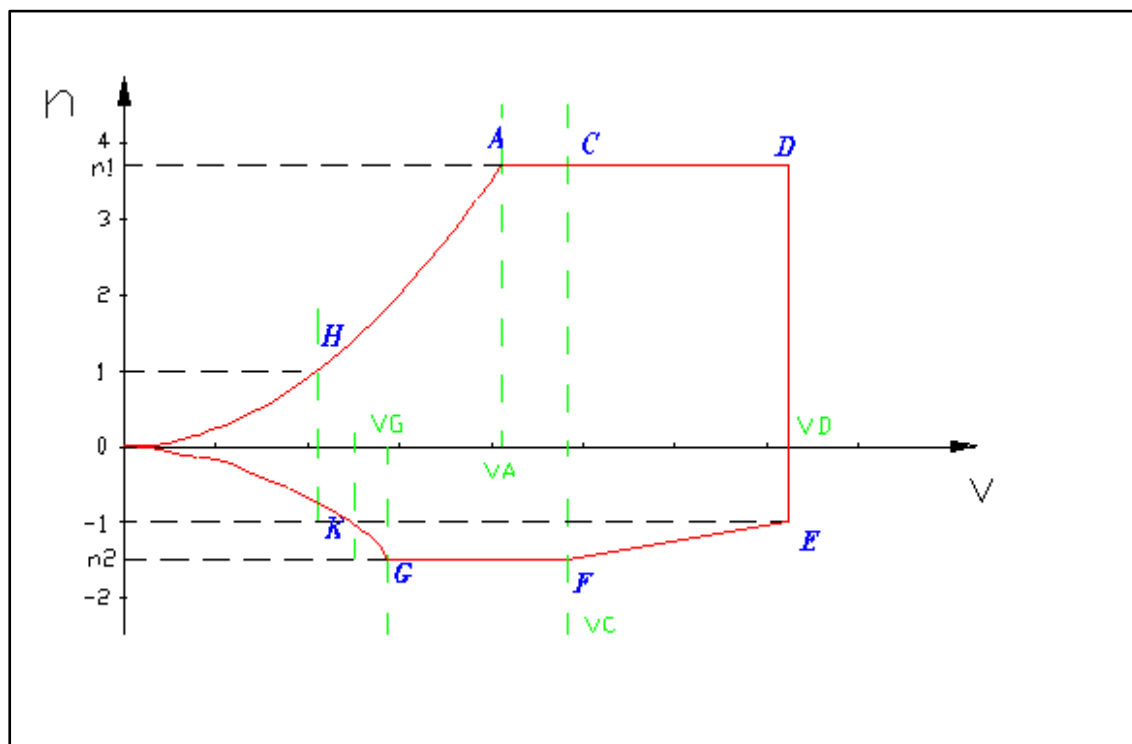


Figura 14: Diagramma di manovra.

Il punto A corrisponde alla condizione di volo dritto livellato a portanza massima ed a massimo fattore di carico (o contingenza). Il punto C rappresenta la velocità di crociera (cruise speed) sempre a carico massimo ed il punto D differisce solamente nel valore di velocità che è quella massima operativa. Quindi il punto E è costituito in ascissa dalla stessa velocità del punto D ma in ordinata n è diverso e corrisponde al valore di n_4 . Passiamo ai punti F e G che hanno in comune lo stesso fattore di carico ma differenti velocità, in quanto F ha come ascissa la velocità di crociera V_C e V_G è la velocità alla quale si ha la portanza massima negativa in corrispondenza di C_{lmin} . Il punto K rappresenta la velocità di stallo in volo rovescio (V_{stall-}) e fattore di contingenza $n = -1$ ed infine H rappresenta la velocità di stallo in volo dritto (V_{stall}) con $n = 1$. Per il tracciamento del grafico non resta altro che determinare le due curve con cui unire rispettivamente i punti H – A e K – G. Iniziamo pertanto con la determinazione dei vari fattori di carico.

n_1 si determina tramite la formula in cui bisogna inserire il valore di W_0 in newton [N]:

$$n_1 = 2.1 + \frac{106792}{W_0 + 44498}$$

Si ricava pertanto circa $n_1 = 4.4$.

Il valore ottenuto deve essere comunque inferiore o uguale a 6 in quanto le F.A.R. 23 prescrivono ciò per la categoria "ACROBATIC". Dai calcoli effettuati il valore di n_1 risulta essere 4.4, ma ai fini della sicurezza per la verifica statica userò il valore $n_1 = 6$, mentre per il calcolo del diagramma di inviluppo si usano i valori appena calcolati cioè $n_1 = 4.4$. Passiamo quindi a n_2 che rappresenta il fattore limite in volo rovescio e che si ottiene dalla semplice applicazione della seguente formula:

$$n_2 = -0.4 n_1$$

$$n_2 = -1.76$$

Determiniamo infine n_3 ed n_4 ; le normative prescrivono che n_3 per tale categoria deve essere uguale a n_1 :

$$n_3 = n_1$$

e che n_4 deve essere compreso tra n_2 e n_1 .

Esso quindi varia tra -1.76 e -1 e scegliamo a nostra discrezione un valore, prendiamo uno medio tra i due, - 1.38.

Adesso ci occupiamo delle velocità indicate (V_i), partendo dal valore più piccolo in ascissa arrivando fino al valore massimo di incidenza (velocità di stallo in volo dritto):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W_0}{\rho_\infty S C_{Lmax}}}$$

Si ottiene una velocità di circa 20 [m/s].

Partendo dalla formula della velocità di stallo sopra indicata, si ricava la relazione che lega la velocità ai valori di n (parabola da O a A).

Il valore della densità inserito è quello dell'aria tipo a quota zero poiché si fa riferimento alla velocità indicata IAS (Indicated Air Speed).

Calcoliamo quindi la velocità di stallo in volo rovescio:

$$V_{stall-} = \sqrt{\frac{2W_0}{\rho_{\infty} S C_{Lmin}}}$$

Si ottiene un valore di circa $V_{stall-} = 30$ [m/s].

$$V_G = \sqrt{\frac{2W_0 n_2}{\rho_{\infty} S C_{Lmin}}}$$

Si ottiene un valore di $V_G = 42$ [m/s].

I punti A e G sono punti particolari, in quanto in essi si ha il massimo (o minimo) del coefficiente di portanza col massimo (o minimo) fattore di carico:

$$V_A = \sqrt{\frac{2W_0 n_1}{\rho_{\infty} S C_{Lmax}}}$$

Si ottiene un valore di $V_A = 45$ [m/s].

Passiamo quindi al calcolo della velocità di crociera (V_C) e di quella massima (V_D); entrambe si determinano tramite le formule empiriche date dalle F.A.R. 23, nelle quali il peso (W_0) deve essere espresso in Kg:

$$V_C = 27.67 \sqrt{\frac{W_0}{gS}}$$

Si ottiene un valore di V_C -

$$= 61 \text{ [m/s]}.$$

$$V_D = 1.5V_C$$

Si ottiene un valore di $V_D = 91 \text{ [m/s]}$.

Determinati tutti i punti caratteristici del diagramma, non ci resta altro che stabilire le curve dello stesso e, finalmente, si potrà disegnare il tutto. Per fare ciò bisogna inserire nelle formule generali i valori di C_{Lmax} per la curva a volo dritto e C_{Lmin} per la curva a volo rovescio e, impostando quindi valori di n con intervallo di 0.25, si ricaveranno le velocità indicate e quindi le curve.

Si ottiene quindi:

$$V_{max} = V_{stall} \sqrt{n}$$

$$V_{min} = V_{stall} \sqrt{|n|}$$

si impongono quindi i valori di n e si determinano le coordinate dei punti delle curve.

Volo dritto

n	[m/s]		n	[m/s]		n	[m/s]
0	0		1.50	26.22		3	37.08
0.25	10.70		1.75	28.32		3.25	38.60
0.50	15.14		2	30.28		3.50	40.05
0.75	18.54		2.25	32.11		3.75	41.46
1	21.41		2.50	33.85		4	42.82
1.25	23.94		2.75	35.50		4.25	44.14

Tabella 17: Riassunto dei dati ottenuti per il calcolo del diagramma di involuppo a peso massimo e volo dritto.

Volo rovescio

N	[m/s]		n	[m/s]
0	0		-1	30.28
-0.25	15.14		-1.25	33.28
-0.50	21.41		-1.50	37.08
-0.75	26.22		-1.75	40.05

Tabella 18: Riassunto dei dati ottenuti per il calcolo del diagramma di involuppo a peso massimo e volo rovescio.

Finalmente si può tracciare il diagramma di manovra regolamentare per il velivolo considerato e si può vedere in figura.

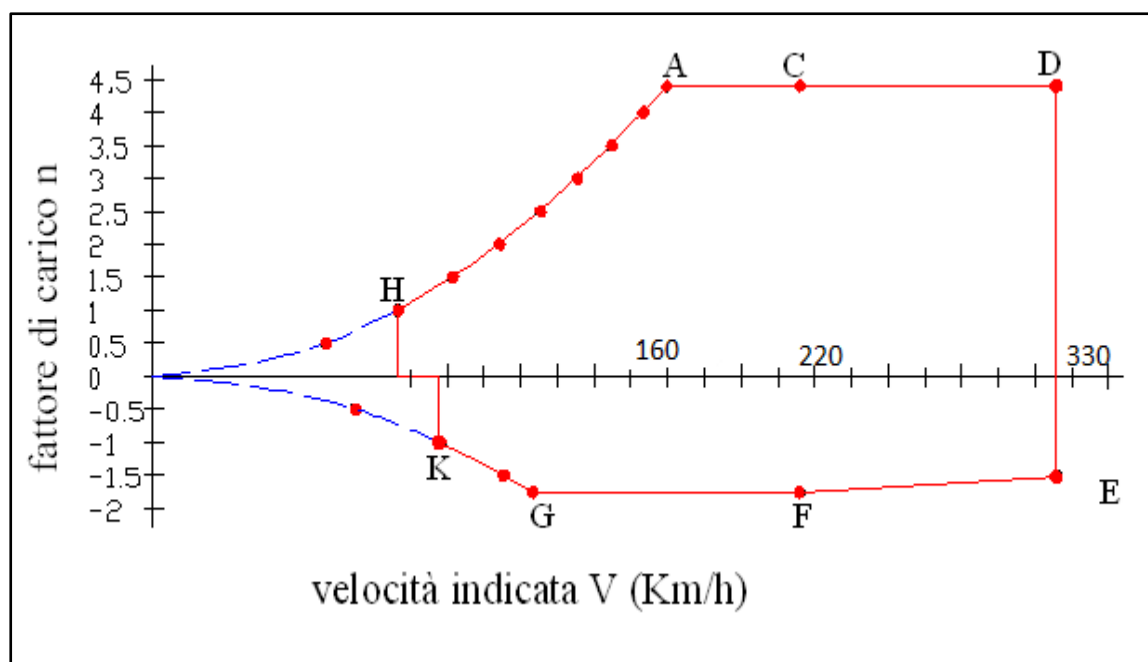


Figura 15: Diagramma di manovra in dettaglio a peso massimo.

Diagramma di manovra a W_5

E' un diagramma simile a quello già determinato; esso però differisce dal primo in quanto essendo riferito al W_5 presenta un involucro di volo differente. Per determinarlo basta applicare lo stesso procedimento associato al primo diagramma, variando solamente il valore del peso nelle formule in cui esso è richiesto; per comodità sono riportati solo i calcoli in quanto la parte descrittiva è la medesima di quella precedente. Si ricava quanto segue:

$$n_1 = 2.1 + \frac{106792}{W_5 + 44498}$$

Privilegiando sempre la sicurezza assumo come n_1 il valore di 4.4 dato che la variazione è minima.

$$n_2 = -0.4 n_1$$

$$n_2 = -1.76$$

$$n_3 = 4.4$$

$$n_4 = -1.38$$

Volo dritto

n	[m/s]		n	[m/s]		n	[m/s]
0	0		1.50	25.59		3	36.19
0.25	10.45		1.75	27.64		3.25	37.67
0.50	14.77		2	29.54		3.50	39.09
0.75	18.09		2.25	31.34		3.75	40.46
1	20.89		2.50	33.04		4	41.79
1.25	23.36		2.75	34.65		4.25	43.07

Tabella 19: Dati diagramma di manovra a peso minimo e volo dritto.

Volo rovescio

N	[m/s]		n	[m/s]
0	0		-1	29.56
-0.25	14.78		-1.25	33.05
-0.50	20.90		-1.50	36.20
-0.75	25.60		-1.75	39.10

Tabella 20: Dati diagramma di manovra a peso minimo e volo rovescio.

E' finalmente possibile tracciare il diagramma di manovra relativo al peso minimo del velivolo considerato e si può vedere in figura.

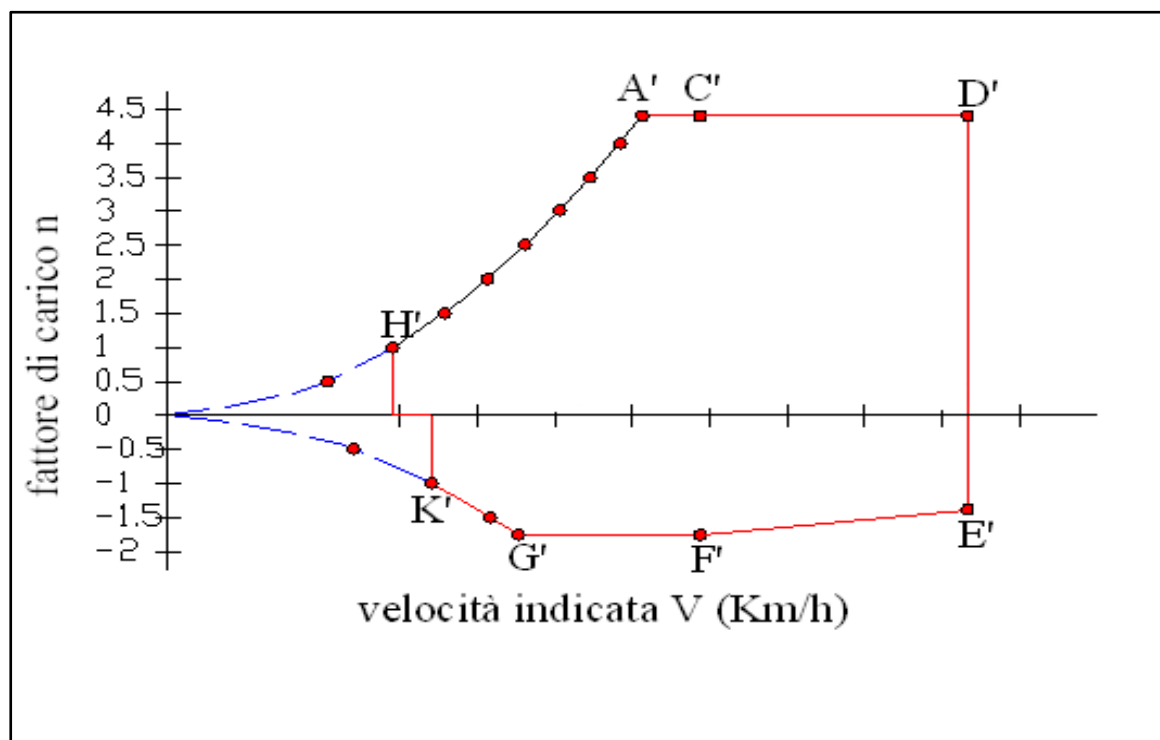


Figura 16: Diagramma di manovra a peso minimo.

Diagramma di Raffica W_0

Le raffiche sono normalmente piccole masse d'aria che si incontrano volando in zone particolari, quali montagne, colline ed hanno una direzione verticale rispetto al terreno; una porzione più grande di essa costituisce invece il vento che è una grossa massa d'aria in movimento con andamento parallelo rispetto al terreno.

Entrambe possono avere velocità variabili. L'effetto della raffica modifica le azioni sulle strutture del velivolo in quanto genera delle variazioni della velocità relativa e dell'incidenza e di conseguenza le azioni aerodinamiche.

Il vettore velocità della raffica si somma con la velocità asintotica del velivolo modificando l'incidenza.

Con l'aumento della portanza cambia il coefficiente di contingenza che la struttura sopporta, di conseguenza ciò può portare a rottura.

Il diagramma di manovra non tiene conto di questi fenomeni indipendenti dalla volontà del pilota.

Si traccia un nuovo diagramma che si chiama appunto diagramma di raffica.

Questo si traccia sullo stesso piano cartesiano ($n - V$). Inoltre distinguiamo i punti A C D E F G che costituiscono il limite massimo dell'involuppo di volo, ovvero quei limiti di velocità e fattore di carico che il nostro velivolo può sopportare sottoposto a raffica.

Le norme F.A.R. hanno codificato sei valori di velocità di raffiche U caratteristici, si tratta di $U = \pm 20.10 [m/s]$ valido come limite superiore ed inferiore del diagramma, $U = \pm 15.25 [m/s]$ valido per tutte le condizioni di volo fino alla velocità di crociera ed $U = \pm 7.60 [m/s]$ valido per condizioni di volo fino alla velocità limite. Nel nostro caso utilizzeremo come limite del diagramma $U = \pm 15.25 [m/s]$ (F.A.R. 23).

Analizzando i singoli punti della figura, si nota: il punto A è costituito dall'incontro della raffica con la curva che esprime la portanza massima in volo dritto e per quanto riguarda le sue coordinate bisogna impostare un sistema tra curva e retta per ottenere il valore di ascissa e relativa ordinata. I punti C ed F hanno in comune la stessa velocità, cioè quella di crociera V_C e tale parametro è lo stesso del diagramma di manovra; in pratica è già

disponibile. n , invece, si calcola tramite una formula che vedremo più avanti. Passando poi ai punti D ed E notiamo che si trovano entrambe nella velocità limite V_D e ad un n che si determinerà con la stessa formula appena citata nelle righe precedenti.

Infine incontriamo il punto G: osservandolo si può notare a priori che avrà il valore di ordinata uguale a 0 e per quanto riguarda l'ascissa è costituita dalla velocità di stallo in volo dritto.

Incominciamo pertanto con la parte pratica, partendo dai fattori di carico, essi si determinano tramite la seguente formula:

$$n = 1 + \frac{U_g V a K_g}{57.6 \frac{W_0}{S}}$$

Osservandola si nota che è più complicata rispetto a quella utilizzata nel diagramma di manovra e, questo, perché tiene conto appunto della raffica; analizzando velocemente i parametri di cui è composta si nota che i valori di a e K_g non sono noti. K_g è il fattore di attenuazione della raffica e si determina tramite una formula prescritta nelle normative F.A.R., mentre a è il gradiente della retta di portanza dell'ala finita ($\partial C_{Lmax}/\partial \alpha'$) e per calcolarne il valore dobbiamo scomodare l'aerotecnica, in quanto è con essa che si ricava. Iniziamo quindi con il termine $\partial C_{Lmax}/\partial \alpha'$:

$$a = \partial C_{Lmax}/\partial \alpha'$$

$$\partial C_{Lmax}/\partial \alpha' = \frac{AR}{1 + \frac{AR}{\pi Se}}$$

$$\partial C_{Lmax}/\partial \alpha' = 4.04 [1/rad]$$

Sostituendo, si ottiene:

$$K_g = \frac{0.88U_g}{U_g + 5.3}$$

Passando al fattore di attenuazione della raffica, e cioè K_g , si calcola come già citato tramite una formula nella quale è però presente il parametro U_g ; quest'ultimo, che rappresenta il rapporto di massa del velivolo, deve essere quindi determinato per primo:

Determiniamo pertanto U_g ; esso, riferendosi strettamente ai parametri geometrici ed aerodinamici del velivolo, risulta influenzato dal carico alare (σ), dalla corda media delle ali (\bar{c}), dal $\partial C_{Lmax}/\partial \alpha'$ e da g , ovvero l'accelerazione di gravità.

$$U_g = \frac{2 \sigma}{\rho_{\infty} \bar{c} a g}$$

Quindi si può ricavare K_g :

$$K_g = 0.8$$

Ora è possibile calcolare le coordinate del punto C, in quanto la sua ascissa risulta formata dalla V_C e l'ordinata da n che si calcola tramite la formula descritta in precedenza:

$$n_C = 2.93$$

Lo stesso procedimento è applicato nel punto D, dove il valore di U_D sarà +7,6 [m/s] e la velocità sarà la V_D . Si ricava quanto segue:

$$n_D = 2.45$$

Per i punti E ed F non resta che eseguire lo stesso calcolo inserendo al posto del parametro U i relativi valori questa volta però negativi, rispettivamente $-7.6 [m/s]$ per il punto E e $-1.25 [m/s]$ per il punto F, si ottiene:

$$n_E = -0.45$$

$$n_F = -0.93$$

Viene ora riportato qui di seguito il diagramma di raffica del velivolo costruito in base ai dati ottenuti.

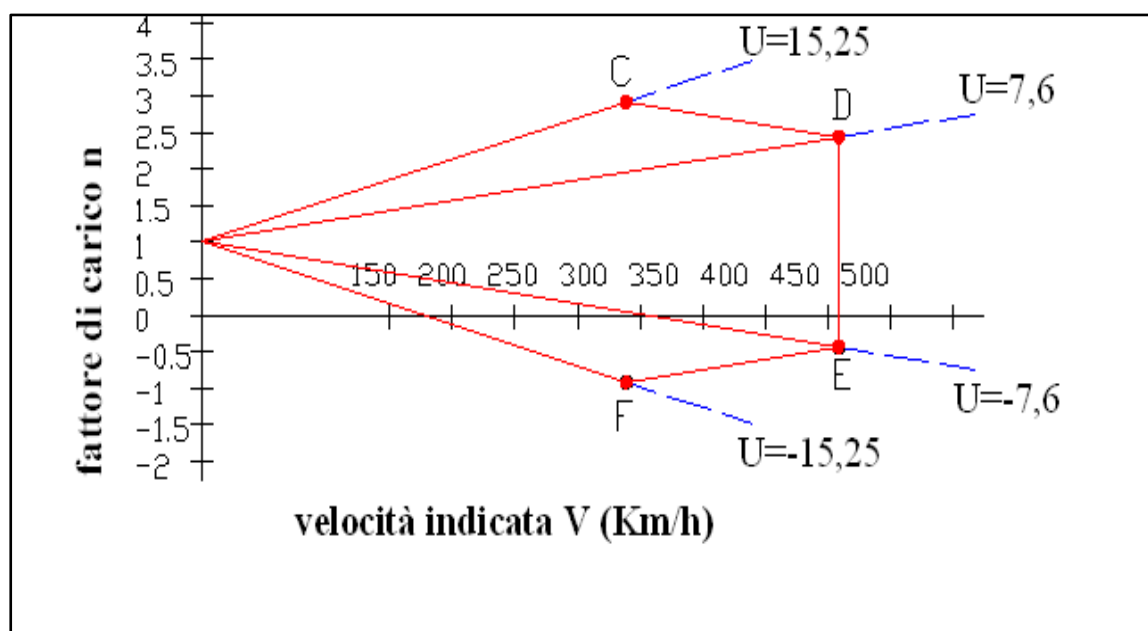


Figura 17: Diagramma di raffica a peso massimo.

Diagramma di Raffica a W_5

È un diagramma simile a quello già determinato; esso però differisce dal primo in quanto essendo riferito al W_5 presenta un involucro di volo differente. Per determinarlo basta applicare lo stesso procedimento associato al primo diagramma, variando solamente il valore del peso nelle formule in cui esso è richiesto; per comodità sono

riportati solo i calcoli in quanto la parte descrittiva è la medesima di quella precedente.

Si ricava quanto segue:

$$K_g = \frac{0.88U_g}{U_g + 5.3}$$

$$U_g = 26.91$$

$$n_{C'} = 3.44$$

$$n_{D'} = 2.83$$

$$n_{E'} = -0.83$$

$$n_{F'} = -1.71$$

Viene ora riportato qui di seguito il diagramma di raffica del velivolo costruito in base ai dati ottenuti.

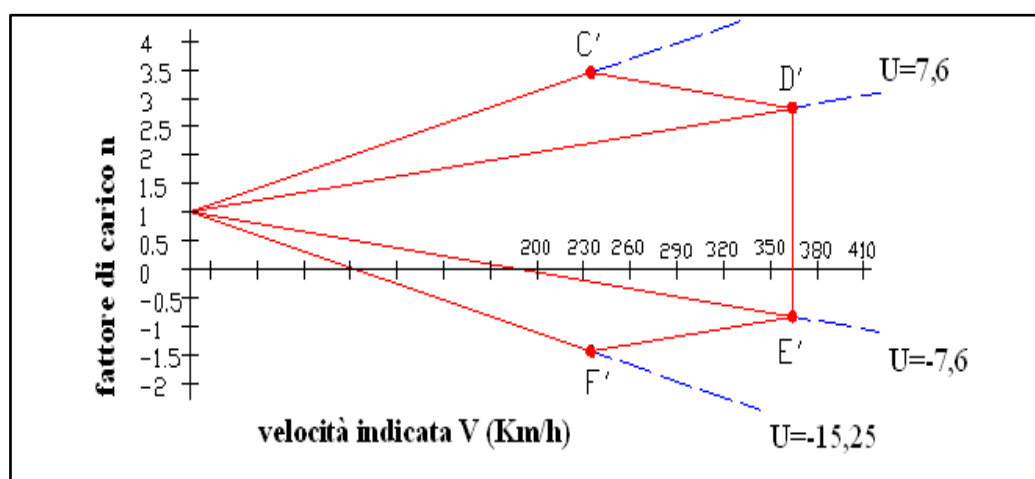


Figura 18: Diagramma di raffica a peso minimo.

Diagramma di Involuppo

Sovrapponendo il diagramma di manovra a quello di raffica se ne ottiene un terzo, che prende il nome di diagramma di involuppo, utile quest'ultimo ai fini del dimensionamento strutturale di alcune parti costituenti il velivolo.

Questo diagramma ha un andamento formato dal perimetro esterno della figura che si ottiene, ed ogni punto dello stesso indicherà le massime sollecitazioni agenti sul velivolo.

Tale diagramma inoltre rappresenta al meglio tutte le manovre eseguibili dall'aereo nel campo di sicurezza regolamentare, e che quindi ogni punto facente parte dell'area sottesa dal diagramma rappresenta un singolo assetto di volo possibile e sicuro, ma per il dimensionamento si utilizzano i punti sul perimetro esterno in quanto rappresentano i punti più critici per le strutture e permettono una maggiore sicurezza in fase di progettazione.

Sovrapponendo i due diagrammi (manovra e raffica) si nota che spesso il diagramma di raffica è completamente contenuto all'interno di quello di manovra e quando questo avviene significa che quello di manovra è il diagramma che meglio rappresenta le condizioni di assetto limite del velivolo considerato e durante la fase di calcolo strutturale sarà proprio quest'ultimo ad essere considerato. Riferendomi quindi al mio caso, si nota che esso rientra proprio in quello appena descritto, ecco pertanto il diagramma di inviluppo a peso massimo.

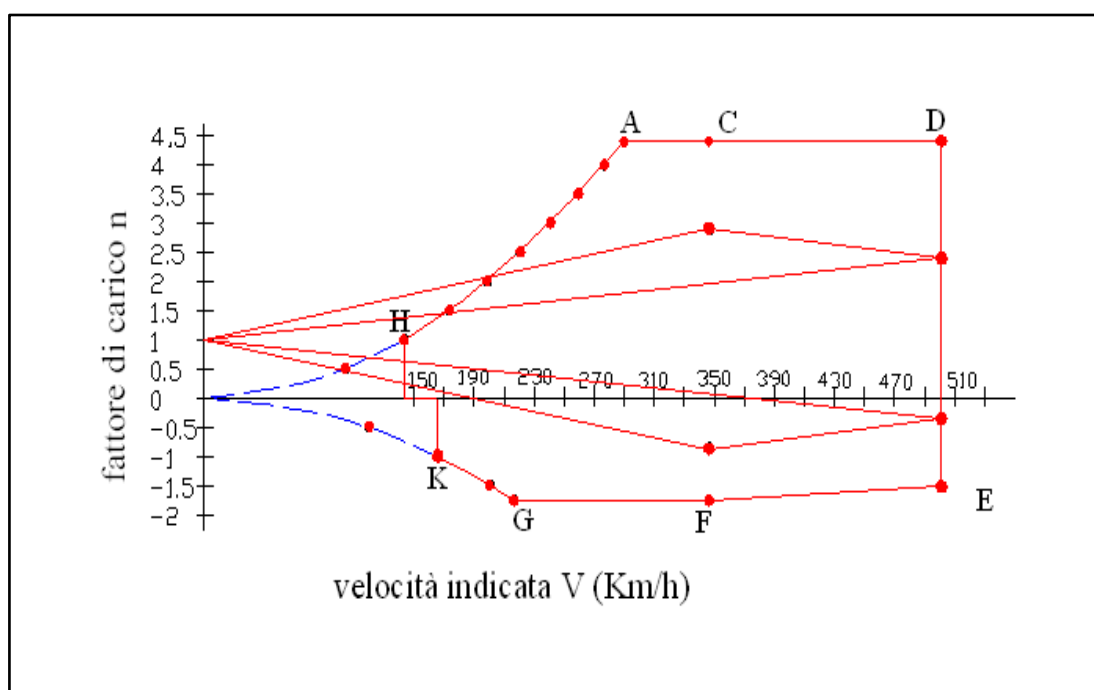


Figura 19: Sovrapposizione del diagramma di raffica e del diagramma di manovra.

Concludendo, posso affermare in linea di massima che i valori ottenuti sono accettabili e pertanto si possono utilizzare i coefficienti di contingenza limite per effettuare la verifica delle strutture.

Capitolo 3

(Il materiale del seguente capitolo si riferisce alla voce [2] nei capitoli 5,6,15,16,18, alla voce [3] nei capitoli 1,2,3 e alla voce [5] della bibliografia.)

Introduzione

In questo capitolo vengono descritte le procedure utilizzate per i calcoli aerodinamici nei diversi punti del diagramma di inviluppo di volo. Le modalità di calcolo si basano su due teorie distinte, cioè la teoria della linea portante, e i modelli teorici basati sugli elementi finiti, con l'ausilio di ANSYS FLUENT come risolutore.

Questa ridondanza di procedimenti è utile per compensare i difetti dei due metodi. Infatti la teoria della linea portante è più affidabile ed è semplice da implementare con un processo capace di fornire risultati quasi immediati. Questa semplicità è dovuta alle approssimazioni del modello che gestisce poche informazioni della geometria e delle condizioni esterne ed è qui che interviene il metodo degli elementi finiti per colmare tali lacune.

Le potenzialità di questa seconda tecnica sono enormi. Il modello viene descritto completamente e le condizioni esterne che si possono simulare sono prossime alla realtà. Il difetto di questa procedura è il tempo delle simulazioni e il grado di raffinamento della mesh utilizzata, inoltre i risultati sono a 'scatola chiusa' e quindi potremmo avere dati precisi ma poco accurati. In questo modo interviene la teoria della linea portante che è sufficientemente abbastanza accurata.

Alla fine del capitolo sono riassunti i grafici e i risultati ottenuti dalle simulazioni CFD.

Calcolo della distribuzione della Portanza

Il carico alare è il passo fondamentale per il calcolo delle sollecitazioni aerodinamiche sulle ali. Una volta calcolata la distribuzione del coefficiente di portanza e dal diagramma di inviluppo possiamo calcolare la distribuzione del carico aerodinamico agente sulle ali. Quindi il passo successivo è la determinazione della distribuzione del coefficiente di lift lungo l'ala.

Per un dimensionamento preliminare e dato che le condizioni del caso sono subsoniche con fluido incomprimibile, si può usare la teoria della linea portante. La soluzione è stata eseguita tramite Matlab e tramite Fluent abbiamo incrociato i risultati per verificare le procedure.

La Linea Portante

La teoria si basa sulle ipotesi di fluido incomprimibile, e subsonico e con alcuni procedimenti di implementazione si può risolvere e portarci al coefficiente di lift. La portanza lungo le ali si distribuisce in modo tale da annullarsi alle estremità ed avere il massimo al centro. Questo è dovuto al fatto che alle estremità dove le ali finiscono, la differenza di pressione tra intradosso ed estradosso non può più esserci, mentre nelle vicinanze questa differenza c'è ancora, ma la zona dell'intradosso a pressione maggiore crea dei vortici che cambiano le condizioni dell'aria come si può vedere in figura 21 e in figura 22. La corrente in questo caso viene deviata in modo tale da ridurre l'angolo d'attacco e quindi riducendo la portanza.

Inoltre dato che la portanza è sempre ortogonale alla velocità della corrente, in questo caso si trova inclinata creando una resistenza indotta.

Nelle ali finite si ha resistenza anche per il caso incomprimibile e non viscoso.

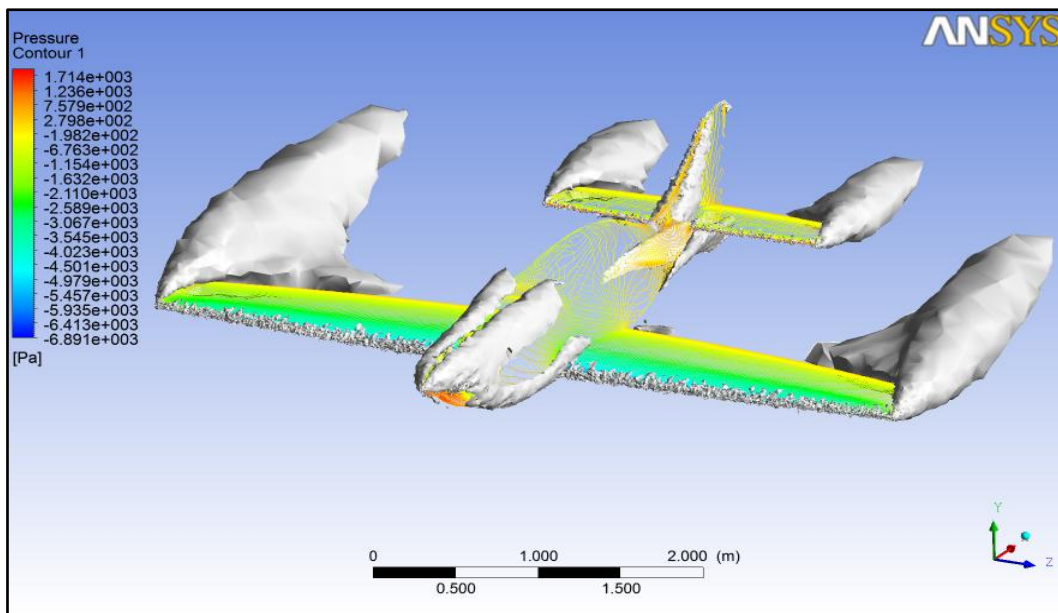


Figura 20: Esempio dei vortici di estremità alare ottenuti con la simulazione tramite Fluent CFD, con vista superiore dell'aereo con la pressione sulla superficie.

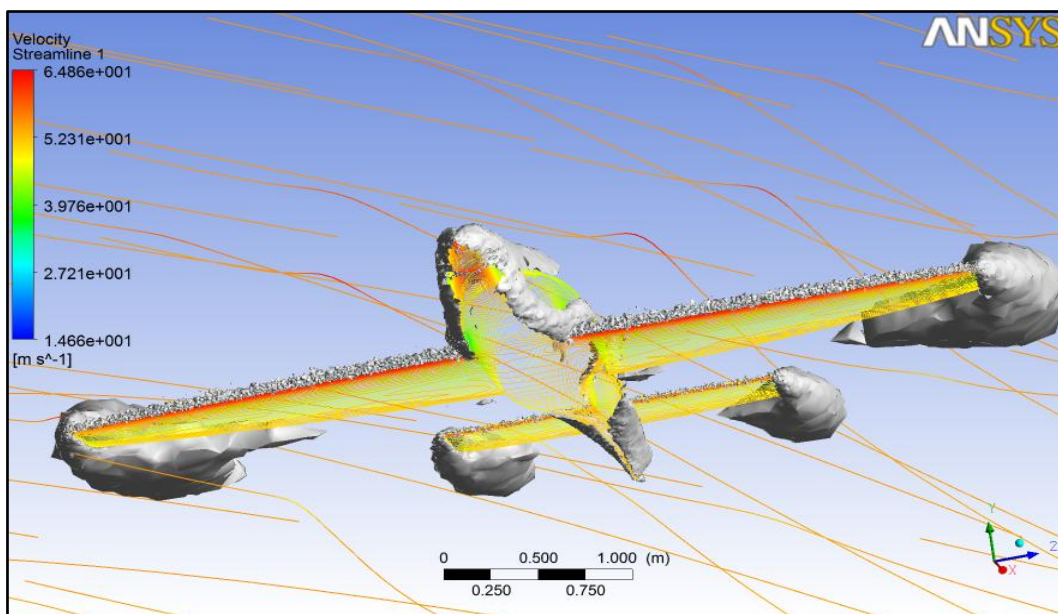


Figura 21: Esempio dei vortici di estremità alare ottenuti con la simulazione tramite Fluent CFD, con vista inferiore dell'aereo con la pressione sulla superficie.

Cerchiamo di sintetizzare la teoria e arrivare ad un'implementazione in Matlab che ci fornisca la distribuzione del Carico Alare lungo l'apertura. A tale proposito definiamo come $\alpha(z)$ semplicemente l'angolo effettivo che il profilo ha a disposizione lungo la coordinata (z) che nel nostro caso è nella stessa direzione dell'apertura alare.

$$\alpha(z) = \alpha_r + \varepsilon_g(z) - \alpha_i(z)$$

I termini a destra indicano infatti rispettivamente l'angolo alla radice alare o anche detto angolo di calettamento (α_r), lo svergolamento $\varepsilon_g(z)$ è dovuto alla rotazione dei profili lungo l'apertura alare per il motivo spiegato nei capitoli precedenti, $\alpha_i(z)$ è l'angolo dovuto al vento apparente prodotto dai vortici di estremità che riducono l'angolo effettivo di attacco.

Conoscendo le relazioni tra la Portanza, la circuitazione $\gamma(z)$ che rappresenta l'integrale di linea delle velocità attorno al profilo e varia lungo (z) , e l'angolo effettivo di attacco $\alpha(z)$, assumendo un profilo sottile come è nel nostro caso si arriva all'equazione integro-differenziale di Prandtl: (*vedi capitolo 5 della bibliografia [2]*)

$$\frac{\gamma(z)}{V_\infty c(z)} + \frac{C_l(z)}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \left(\frac{d\gamma}{d\tilde{z}} \right) \frac{d\tilde{z}}{z - \tilde{z}} = C_l [\alpha_g(z) - \alpha_{0l}(z)]$$

Alcuni termini non sono stati definiti in precedenza, come $\alpha_{0l}(z)$ che rappresenta l'angolo di attacco dei profili alari che ci fornisce portanza nulla. $\alpha_g(z)$ è detto angolo di attacco geometrico ed è la somma dell'angolo alla radice α_r e l'angolo di svergolamento $\varepsilon_g(z)$.

Per risolvere tale equazione si ricorre ai metodi numerici e allo sviluppo in serie di Fourier. Il primo passo in tale direzione è scrivere la circuitazione in modo opportuno per i calcoli, per questo motivo è stata scelta la seguente definizione:

$$\gamma(\theta) = 2bV_{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta)$$

Con θ , angolo ausiliario, definito nel seguente modo:

$$\theta = \cos^{-1}\left(\frac{-z}{b/2}\right)$$

I coefficienti A_n saranno le nuove incognite del problema che andremo a risolvere, e una volta valutati ci forniranno i vari parametri aerodinamici.

Inserendo la definizione nell'equazione integro-differenziale di Prandtl e facendo le semplificazioni del caso, si arriva ad un sistema di equazioni in infinite incognite ed infinite equazioni. Quindi per avere una soluzione dobbiamo limitarci ad un numero finito di equazioni, per questo motivo la sommatoria la estendiamo fino ad N , e dobbiamo andare a valutare tali equazioni in N numero di punti lungo l'apertura alare in modo tale da ottenere uno stesso numero di incognite ed equazioni per avere un sistema risolvibile.

Con la prima sostituzione nell'equazione di Prandtl della nuova definizione della circuitazione come detto prima otteniamo:

$$\sum_{n=1}^{\infty} A_n \left[\frac{4b}{C_{l\alpha} c(\theta)} + \frac{n}{\sin \theta} \right] \sin(n\theta) = \alpha(\theta) - \alpha_{zl}(\theta)$$

La portanza che è data da:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_L S$$

con le nuove definizioni si ottiene:

$$C_L = \pi(AR)A_1$$

Mentre la resistenza diventa

$$C_{Di} = \pi AR \sum_{n=1}^{\infty} n A_n^2 = \frac{C_L^2}{\pi AR} + \pi AR \sum_{n=2}^{\infty} n A_n^2$$

Ora sviluppando la sommatoria in N punti lungo (z), che indicheremo con il termine generico θ_m , e fermandoci al valore N della sommatoria otteniamo la seguente equazione o meglio un sistema di ($N \times N$) equazioni:

$$\sum_{n=1}^N A_n \left[\frac{4b}{C_{l\alpha} \theta_m c(\theta_m)} + \frac{n}{\sin \theta_m} \right] \sin(n\theta_m) = \alpha(\theta_m) - \alpha_{0l}(\theta_m)$$

Nella figura 23 abbiamo una prima soluzione della teoria della linea portante indicata dalla linea tratteggiata. Come avevamo detto la portanza si distribuisce simmetricamente ed ha un massimo lungo la semiapertura alare che dipende da (AR) delle ali e dal valore di λ che è la rastremazione alare, e il suo valore è nullo alle estremità dove la differenza di pressione non può esserci. In appendice vengono forniti i codici in Matlab della soluzione.

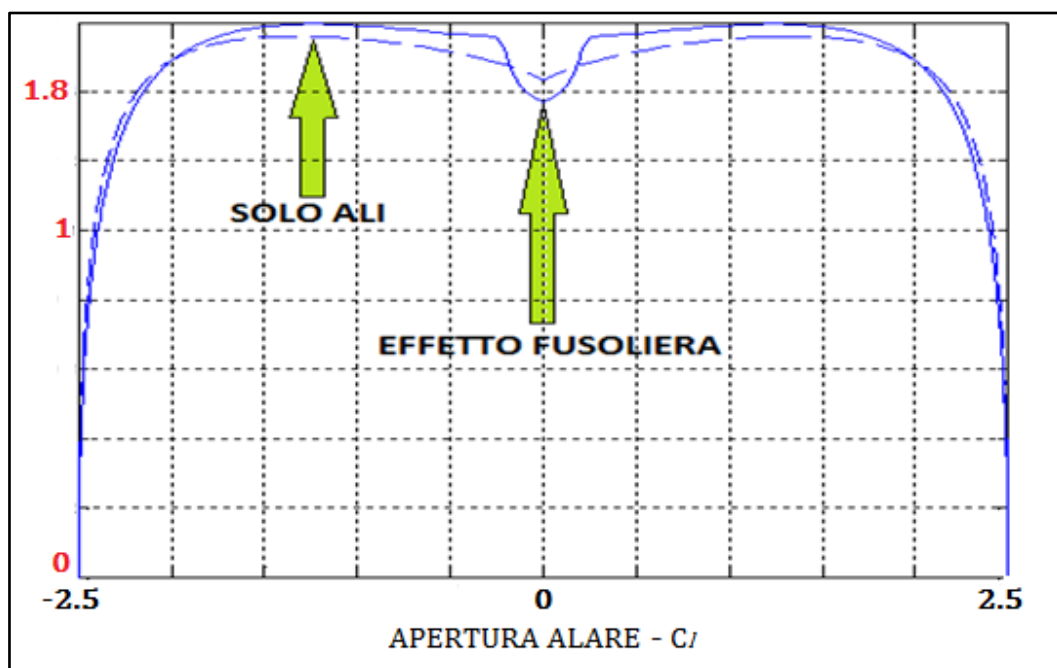


Figura 22: Distribuzione del coefficiente di portanza del profilo lungo l'apertura alare considerando l'effetto delle sole ali e considerando anche la combinazione ali-fusoliera.

Teoria di Multhopp

I risultati ottenuti e la teoria esposta fino ad ora rappresentano la distribuzione del coefficiente di portanza dovuto alle sole ali senza l'effetto della fusoliera. Per considerare anche la fusoliera bisogna ricorrere alla teoria di Multhopp.

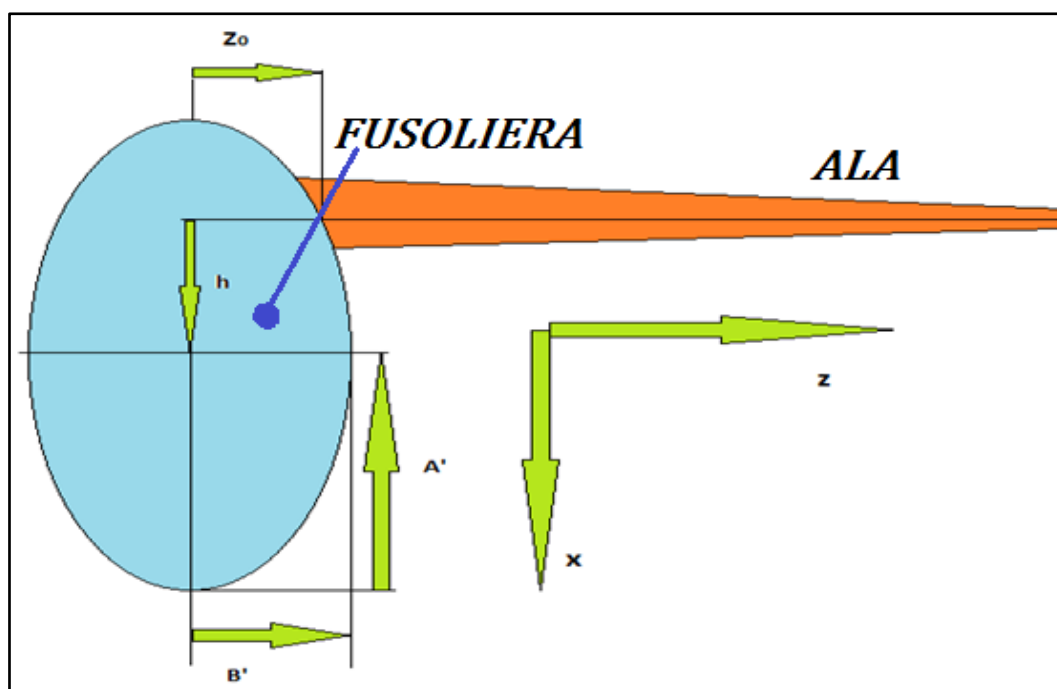


Figura 23: Principali parametri utilizzati per considerare l'effetto della fusoliera nella teoria della linea portante modificata da Multhopp.

Questa teoria si basa sulla soluzione della linea portante modificata in modo opportuno per considerare la fusoliera. Infatti si risolvono le stesse equazioni, ma sono in un piano complesso dove la fusoliera viene schiacciata secondo una trasformazione conforme.

Tramite tale trasformazione si può considerare la posizione delle ali rispetto una fusoliera ellittica. Qualunque fusoliera può essere considerata come un'ellisse di pari area e base minore identica alla fusoliera effettiva.

La trasformazione conforme tra il piano complesso $C(a,b)$ e il piano $R(x,z)$ reale si scrive in questo modo:

$$c = a + ib \text{ (variabile del piano complesso)}$$

$$r = x + iz \text{ (variabile del piano reale)}$$

$$c = \frac{1}{A' - B'} \left[A'r - B'\sqrt{r^2 - A'^2 + B'^2} \right]$$

Dove A' e B' rappresentano rispettivamente il semiasse maggiore ed inferiore dell'ellisse rappresentante la fusoliera come si può vedere anche in figura 24, dove è presente anche h che rappresenta la posizione delle ali rispetto il centro della fusoliera.

Per semplificare la procedura si sono introdotte le seguenti definizioni:

$$a = \frac{1}{2} \left[\sqrt{z^2 + (h - e')^2} + \sqrt{z^2 + (h + e')^2} \right]$$

$$b = \sqrt{a^2 - e'^2}$$

$$e' = \sqrt{A'^2 - B'^2} = \sqrt{a^2 - b^2}$$

Dato che ci interessa la distribuzione lungo l'apertura alare quindi si può scrivere il legame tra la variabile z_{reale} e $b_{\text{complesso}}$:

$$b = \frac{z}{A' - B'} \left[A' - B' \frac{a}{\sqrt{a^2 - e'^2}} \right]$$

Ora che abbiamo tutte le definizioni e i legami tra le variabili complesse e quelle del piano reale possiamo concentrarci su come la fusoliera influenzi il flusso attorno alle ali. La trasformazione tra i due piani non cambia le grandezze vettoriali ortogonali al piano reale e per avere un effetto della fusoliera bisogna considerare il suo angolo di inclinazione rispetto al flusso indisturbato. L'angolo di attacco della fusoliera è definito come α_B . La variazione di angolo dovuto alla fusoliera è il risultato ottenuto da Multhopp con la sua teoria ed è il seguente:

$$\Delta\alpha(z) = \left[\text{Reale} \frac{dc}{dr} - 1 \right] \alpha_B$$

Implementando le definizioni appena viste in Matlab, nello stesso modo come è stato fatto per la teoria della linea portante semplice, si sono ottenuti i risultati di figura rappresentati dalla linea continua. Come si può notare nella zona centrale, abbiamo una diminuzione della portanza proprio a causa della fusoliera, però allontanandoci dalla fusoliera la portanza è maggiore rispetto al caso delle sole ali rappresentate dalla linea tratteggiata. Il motivo di tale incremento è legato all'effetto opposto che la fusoliera ha sulla portanza rispetto le estremità alari. Infatti mentre alle estremità, come spiegato all'inizio del capitolo, i vortici riducono l'angolo effettivo di attacco dei profili, la fusoliera aumenta l'angolo d'attacco dei profili perché i vortici prodotti sono di segno opposto. Questo non significa però che la portanza totale sia aumentata perché la fusoliera non porta come le ali, e riducendo la superficie di portanza questa ovviamente diminuisce.

Simulazione Fluent

Dalla soluzione della linea portante abbiamo ottenuto una distribuzione del coefficiente di portanza lungo l'apertura alare, dai dati ottenuti si possono quindi calcolare le sollecitazioni sulle ali, cioè si può trovare la distribuzione del Taglio, del Momento Flettente e del carico Normale.

Considerando le ali come travi ad incastro si possono calcolare le tensioni. Un metodo alternativo è l'uso di programmi agli elementi finiti, e per il calcolo delle sollecitazioni aerodinamiche abbiamo usato un programma CFD (Computational Fluid Dynamics) cioè Fluent, che ci fornisce il carico in ogni punto della superficie del velivolo, e questo può essere inserito direttamente nel programma FEM per il calcolo delle sollecitazioni.

Il procedimento utilizzato nelle simulazioni CFD è regolato da cinque fasi principali:

- 1 _ Creazione del modello (Geometria);
- 2 _ Realizzazione della Mesh;
- 3 _ Setup delle condizioni esterne;
- 4 _ Soluzione;
- 5 _ Risultati (Post-processore);

Di seguito vengono descritte le modalità e i procedimenti utilizzati nella soluzione e nella gestione di queste cinque fasi.

Modello CFD

Il modello dell'Aereo è stato creato con Solid Works, considerando quello che Fluent attende come geometria per la simulazione. Infatti come input geometrico bisogna inserire il fluido attorno al velivolo, e quindi bisogna definire il dominio della simulazione e questo deve rispettare alcune semplici regole per ottenere risultati più accurati. Per questo motivo è stato scelto un dominio prismatico a base rettangolare di dimensioni (18m x 10m x 30m). Per quanto riguarda la superficie di delimitazione dell'Aereo le semplificazioni sono state minime, o del tutto assenti. In rosso in figura 25 si può vedere il modello dell'aereo, che per la simulazione è visto come un buco nel dominio, cioè è una zona dove il fluido non può entrare e le condizioni sono quelle classiche di velocità nulla in ogni direzione su tale superficie. Mentre sulle altre facce del prisma a base rettangolare bisogna indicare la zona di 'Inlet' e 'outlet' del dominio cioè le facce dove il fluido proviene e dalle quali esce.

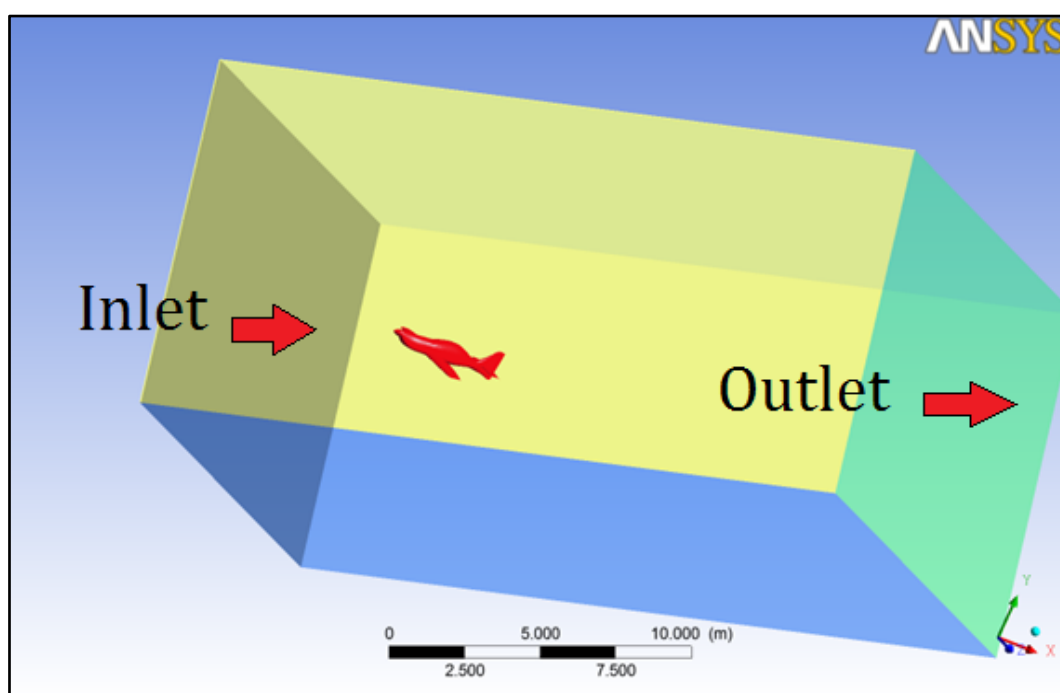


Figura 24: Modello dell'aereo e del dominio fluido utilizzato nella simulazione, in evidenza le sezioni di Inlet e Outlet del fluido.

Mesh CFD

Gli elementi della mesh sono tetraedri, con infittimento nella zona di interazione con la superficie dell'Aereo indicata nel dominio con il colore rosso. Le proprietà della mesh e le dimensioni sono indicate nella tabella sotto:

Domain	Nodes	Elements		
cfid_alpha13	219165	1241223		
Maximum Face Angle				
Min: 56.9822 [degree]				
Max: 126.235 [degree]				
Minimum Face Angle	Element Volume Ratio	Edge Length Ratio	Maximum Face Angle	Minimum Face Angle
Min: 5.92291 [degree]	Min: 1.07098	Min: 1.0604	Min: 56.9822 [degree]	Min: 5.92291 [degree]
Max: 83.8863 [degree]	Max: 20.1233	Max: 8.32004	Max: 126.235 [degree]	Max: 83.8863 [degree]

Tabella 21: Riassunto dei parametri imposti per la creazione della mesh in Ansys Fluent CFD.

Nella figura sotto viene considerata la mesh che abbiamo in due volumi sferici vicini all'aereo, è stato scelto di mostrare solamente l'intersezione per motivi di visualizzazione.

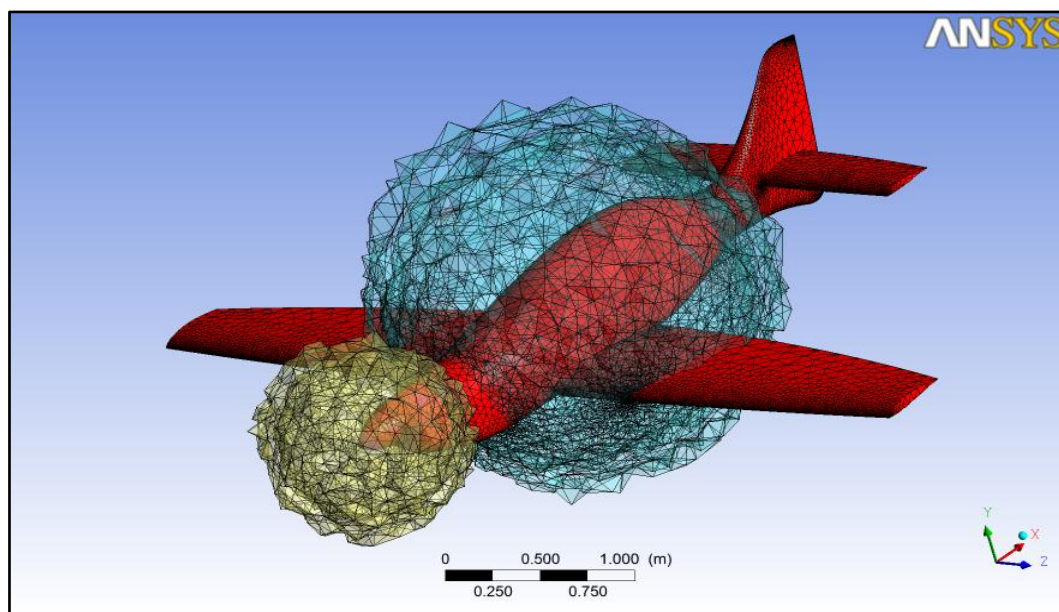


Figura 25: Visualizzazione di alcune regioni critiche della mesh utilizzata nella simulazione CFD, in giallo è evidenziata la regione del muso e in azzurro la zona d'incastro ali-fusoliera.

Soluzione CFD

Per la simulazione è stato usato il modello di Reynolds Stress (7equazioni), con comportamento lineare, e i relativi coefficienti sono espressi nella tabella sotto. La condizione di flusso indisturbato è quella che abbiamo ottenuto dal diagramma d'involuppo di volo, nel quale abbiamo considerato le condizioni dei punti notevoli, cioè i punti A - D - E - G.

COSTANTI MODELLO

Cmu	0.09
C1_Epsilon	1.44
C2_Epsilon	1.92
C1_PS	1.8

Tabella 22: Costanti utilizzate per il modello matematico della soluzione.

Una volta eseguita la simulazione bisogna leggere i risultati e creare i grafici per il calcolo dei coefficienti di portanza. Nel nostro caso è più semplice considerare i coefficienti di pressione. Il software ci fornisce il coefficiente di pressione in ogni punto della superficie dell'aereo. Per gestire una quantità di dati così elevata abbiamo costruito le curve del C_p , taglio e in alcune sezioni notevoli.

Risultati CFD

Dopo la simulazione i risultati ci sono forniti dal post-processore, e il volume di tali dati è elevato. Per gestire una quantità tale di dati abbiamo individuato alcune sezioni notevoli dell'ala, dove andare a calcolare i coefficienti aerodinamici in modo tale da poter costruire i diagrammi delle sollecitazioni sulla trave incastrata che è il modello base della nostra struttura.

Le sezioni sulle quali sono stati valutati i coefficienti aerodinamici sono ortogonali all'apertura alare, che nel nostro sistema di riferimento è lungo l'asse $[z]$. Il numero di sezioni è 12 per ala e sono ravvicinate verso l'estremità e la zona d'incastro con la fusoliera. Data la simmetria dei carichi, le simulazioni sono state eseguite con un modello tagliato nel piano di simmetria della geometria descritta prima. In questo modo il tempo delle simulazioni è stato ridotto notevolmente.

Nella figura 27 sono indicate in verde.

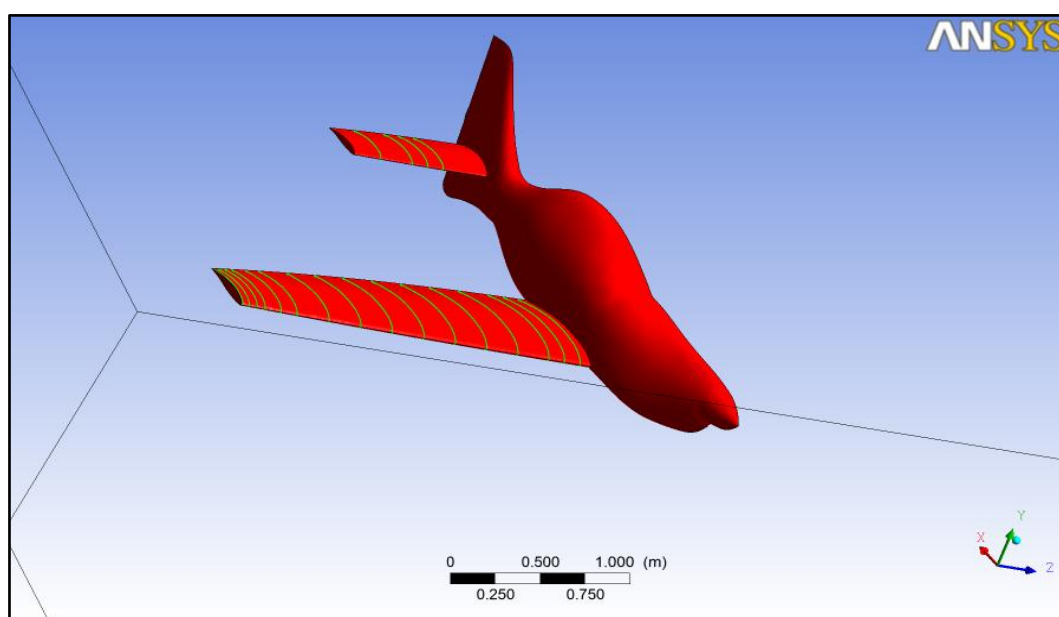


Figura 26: Sezioni di calcolo dei coefficienti aerodinamici nei diversi casi del diagramma d'involuppo di volo.

Per ogni sezione si ha il grafico del coefficiente di pressione e l'andamento del taglio sulla superficie dell'ala, inoltre per una lettura più rapida le tabelle riassuntive

forniscono i valori in ogni punto delle sezioni con la relativa coordinata. Per ogni punto del diagramma d'involuppo sono state eseguite le stesse procedure, e nel paragrafo successivo abbiamo il riassunto di un caso del diagramma, mentre per gli altri casi abbiamo disposto i dati in appendice.

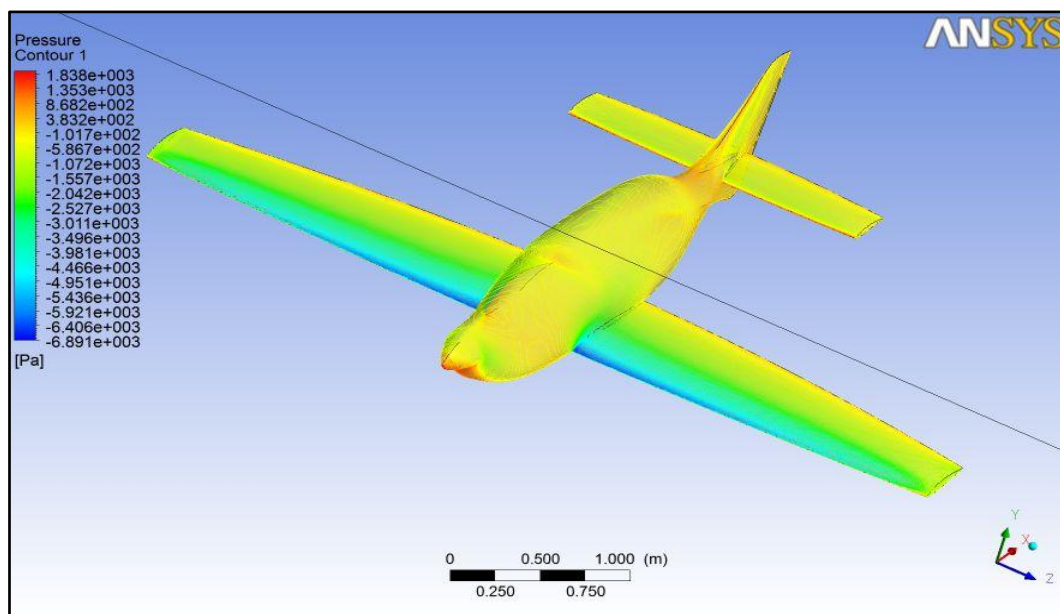


Figura 27: Andamento delle pressioni sulla superficie di estradosso ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD nel caso A del diagramma di involuppo di volo

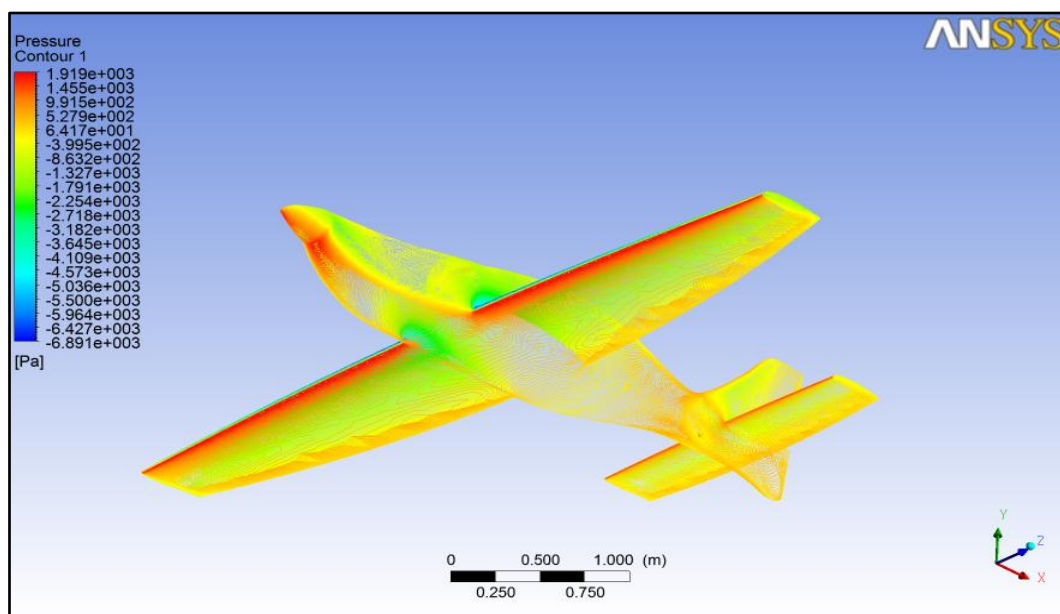


Figura 28: Andamento delle pressioni sulla superficie d'intradosso ottenute dalle simulazioni in Fluent CFD nel caso A del diagramma di involuppo di volo

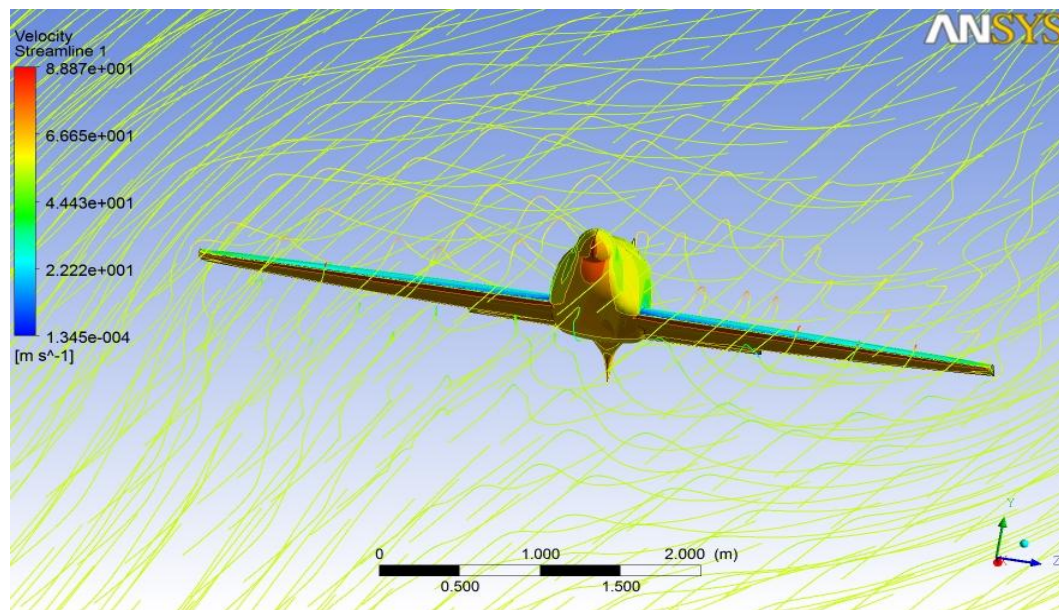


Figura 29: Andamento dei filetti fluidi attorno all'aereo ottenuti tramite simulazioni Fluent CFD nel caso A del diagramma d'involuppo di volo.

Riassunto dati aerodinamici

In questo paragrafo sono raccolti tutti i dati risultanti dalle simulazioni aerodinamiche. Seguendo l'ordine dell'involuppo di volo cioè i punti A,D,E,G. I dati sono raccolti in modo tale da avere un accesso immediato al profilo di pressione che interessa e anche al suo andamento numerico. Per il caso A del diagramma d'involuppo abbiamo riassunto tutti i dati in questo capitolo, mentre per gli altri casi i dati sono raccolti in appendice.

Per ogni condizione del diagramma d'involuppo di volo si hanno i grafici $[X; C_p]$, $[X; \tau_r]$, lungo l'apertura alare $[Z]$.

Il sistema di riferimento utilizzato ha origine sul muso dell'aereo con $[X]$ lungo la direzione di volo e $[Z]$ lungo l'apertura alare, come si può vedere meglio in figura 31:

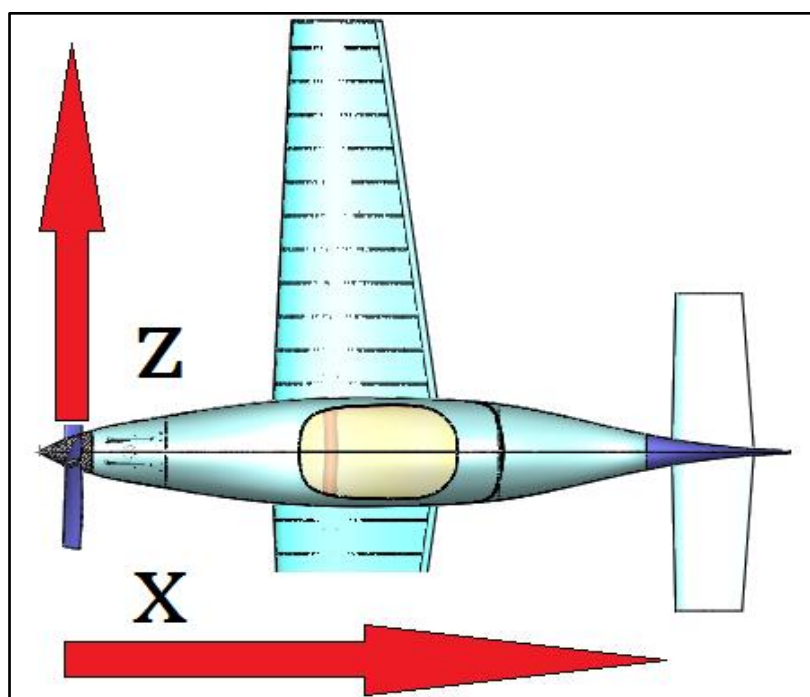


Figura 30: Rappresentazione del sistema di riferimento per il calcolo dei coefficienti aerodinamici.

I grafici dei C_p ci forniscono l'andamento della pressione attorno al profilo sezionato in direzione $[Z]$ in rapporto alla pressione dinamica del caso considerato. Con il C_p si calcola la portanza per ogni sezione e dalla semplice lettura visiva si intuisce la direzione della portanza. Il C_p viene definito nel seguente modo:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

Dove p indica la pressione statica e p_∞ una pressione di riferimento che nel nostro caso abbiamo scelto quella totale cioè $\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$.

τ_r indica invece gli sforzi di taglio tangenti alla superficie delle ali valutati nel profilo come si può vedere in figura 32, e i grafici sono organizzati nello stesso modo di quelli del C_p .

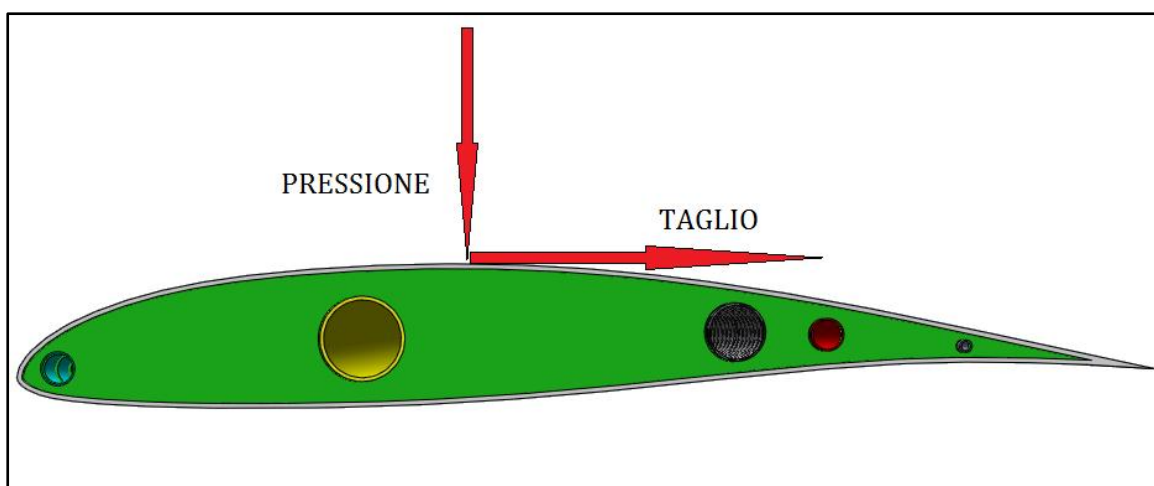
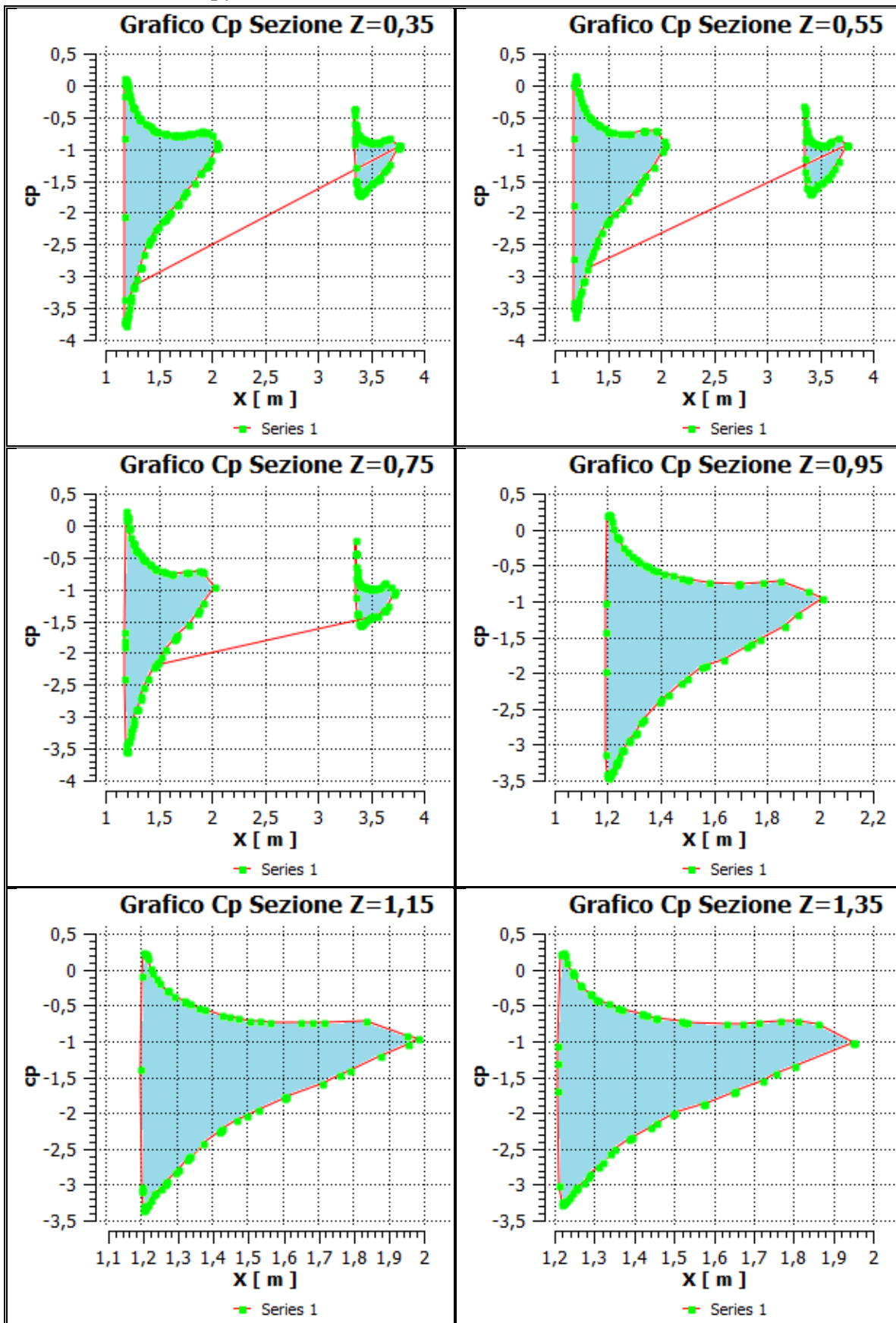


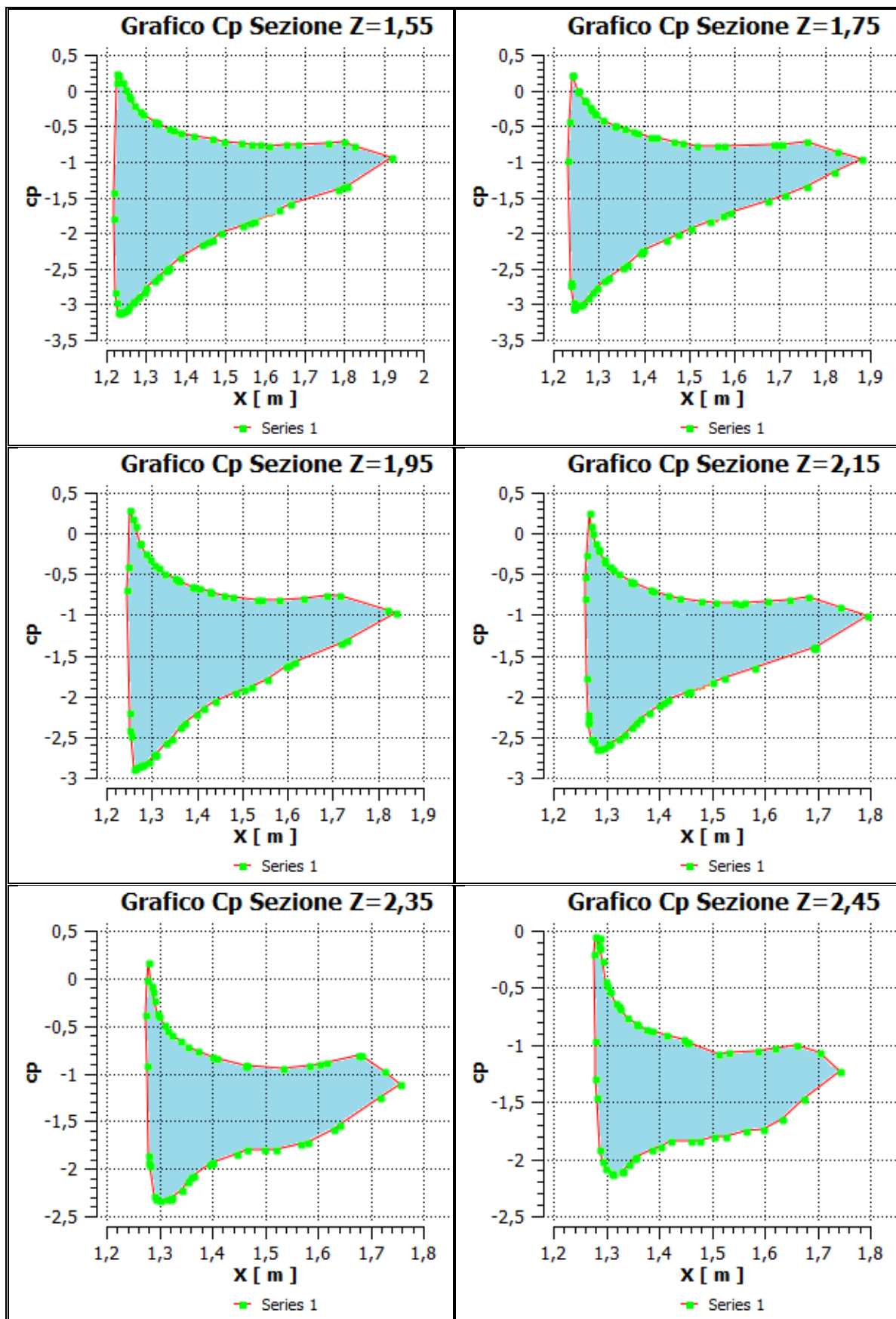
Figura 31: Direzione e verso delle principali sollecitazioni aerodinamiche sul profilo alare.

Dalla integrazione di queste componenti si calcolano le forze in gioco. Per la portanza entrambe le sollecitazioni intervengono, anche se il taglio in maniera quasi nulla, è la differenza di pressione tra intradosso ed estradosso che ci fornisce il sostentamento adeguato. Gli sforzi di taglio invece sono causa di resistenza aerodinamica. Quindi per risalire al coefficiente di portanza attraverso il C_p si integra il loro valore attorno al profilo e si proiettano nella direzione ortogonale alla direzione del flusso indisturbato cioè alla velocità V_∞ . Questo processo in Ansys Fluent è automatico e il calcolo ci è stato fornito direttamente dal post-processore CFD.

Di seguito abbiamo i vari grafici ottenuti:

CASO-A (GRAFICI Cp)





CASO-A (TABELLE Cp)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
3.766	-0.948	3.749	-0.943	3.486	-1.450	1.301	-2.850	1.337	-2.604	1.338	-2.569
3.761	-0.942	3.747	-0.948	3.452	-1.486	1.281	-2.930	1.335	-2.616	1.349	-2.512
3.749	-0.928	3.675	-1.199	3.428	-1.533	1.277	-2.940	1.330	-2.644	1.387	-2.368
3.667	-0.817	3.637	-1.302	3.417	-1.550	1.256	-3.060	1.305	-2.789	1.391	-2.353
3.640	-0.839	3.604	-1.369	3.403	-1.559	1.255	-3.070	1.298	-2.829	1.394	-2.342
3.614	-0.859	3.570	-1.432	3.402	-1.559	1.253	-3.080	1.272	-2.959	1.439	-2.194
3.575	-0.888	3.564	-1.443	3.401	-1.557	1.243	-3.170	1.269	-2.974	1.457	-2.139
3.572	-0.890	3.556	-1.457	3.386	-1.529	1.234	-3.240	1.267	-2.985	1.496	-2.009
3.560	-0.894	3.526	-1.505	3.375	-1.392	1.233	-3.250	1.254	-3.045	1.500	-2.000
3.527	-0.905	3.508	-1.526	3.374	-1.381	1.232	-3.250	1.239	-3.120	1.573	-1.876
3.506	-0.900	3.473	-1.566	3.373	-1.363	1.229	-3.280	1.237	-3.134	1.577	-1.866
3.494	-0.897	3.461	-1.594	3.363	-1.132	1.22	-3.360	1.228	-3.222	1.650	-1.704
3.488	-0.894	3.445	-1.628	3.360	-0.813	1.216	-3.370	1.219	-3.286	1.654	-1.695
3.460	-0.875	3.424	-1.675	3.358	-0.651	1.208	-3.410	1.216	-3.306	1.721	-1.545
3.442	-0.860	3.418	-1.690	3.357	-0.448	1.205	-3.440	1.212	-3.328	1.755	-1.459
3.432	-0.853	3.405	-1.695	3.355	-0.235	1.202	-3.450	1.208	-3.359	1.803	-1.339
3.426	-0.846	3.390	-1.696	3.360	-0.427	1.198	-3.430	1.206	-3.298	1.951	-1.025
3.404	-0.826	3.378	-1.632	3.360	-0.427	1.196	-3.420	1.202	-3.095	1.953	-1.018
3.398	-0.818	3.373	-1.596	3.360	-0.430	1.196	-3.390	1.202	-3.084	1.861	-0.757
3.388	-0.798	3.365	-1.476	3.364	-0.704	1.192	-3.140	1.201	-3.030	1.811	-0.719
3.381	-0.782	3.358	-1.356	3.366	-0.798	1.19	-1.970	1.198	-1.395	1.766	-0.722
3.372	-0.753	3.355	-1.136	3.374	-0.857	1.19	-1.430	1.204	-0.090	1.712	-0.739
3.363	-0.691	3.352	-0.861	3.378	-0.889	1.191	-1.030	1.206	0.235	1.673	-0.749
3.356	-0.623	3.349	-0.565	3.379	-0.893	1.197	0.200	1.210	0.222	1.632	-0.755
3.349	-0.462	3.348	-0.328	3.388	-0.917	1.201	0.210	1.215	0.206	1.533	-0.735
3.347	-0.376	3.350	-0.361	3.402	-0.933	1.207	0.190	1.217	0.187	1.524	-0.733
3.344	-0.368	3.354	-0.436	3.409	-0.942	1.212	0.120	1.219	0.151	1.518	-0.728
3.342	-0.358	3.364	-0.692	3.421	-0.958	1.219	0.020	1.227	0.020	1.457	-0.677
3.343	-0.589	3.365	-0.728	3.432	-0.966	1.231	-0.080	1.232	-0.042	1.452	-0.671
3.345	-0.827	3.366	-0.736	3.447	-0.973	1.235	-0.120	1.244	-0.139	1.429	-0.631
3.346	-0.919	3.377	-0.813	3.461	-0.979	1.239	-0.140	1.253	-0.191	1.420	-0.617
3.350	-1.290	3.388	-0.830	3.487	-0.994	1.259	-0.240	1.275	-0.290	1.418	-0.614
3.358	-1.497	3.397	-0.854	3.490	-0.996	1.272	-0.300	1.277	-0.299	1.366	-0.551
3.359	-1.518	3.415	-0.873	3.492	-0.996	1.29	-0.370	1.292	-0.364	1.355	-0.528
3.361	-1.543	3.424	-0.884	3.523	-0.994	1.305	-0.420	1.320	-0.441	1.334	-0.479
3.367	-1.634	3.428	-0.888	3.537	-0.986	1.319	-0.450	1.326	-0.458	1.309	-0.430
3.370	-1.664	3.451	-0.910	3.561	-0.977	1.338	-0.490	1.339	-0.483	1.303	-0.413
3.374	-1.678	3.464	-0.920	3.586	-0.953	1.352	-0.520	1.364	-0.541	1.291	-0.348
3.384	-1.709	3.477	-0.929	3.613	-0.921	1.368	-0.550	1.381	-0.565	1.286	-0.329
3.393	-1.718	3.519	-0.938	3.629	-0.894	1.384	-0.570	1.430	-0.627	1.265	-0.228
3.398	-1.721	3.525	-0.938	3.689	-0.973	1.412	-0.610	1.451	-0.656	1.263	-0.213

3.401	-1.715	3.534	-0.936	3.726	-1.036	1.443	-0.650	1.472	-0.675	1.246	-0.074
3.414	-1.702	3.555	-0.929	3.713	-1.078	1.477	-0.680	1.506	-0.709	1.245	-0.060
3.426	-1.674	3.584	-0.902	3.651	-1.253	1.496	-0.700	1.535	-0.727	1.242	-0.038
3.434	-1.662	3.594	-0.890	3.629	-1.318	1.506	-0.700	1.564	-0.743	1.230	0.096
3.444	-1.643	3.608	-0.878	3.624	-1.327	1.583	-0.750	1.649	-0.743	1.224	0.189
3.467	-1.595	3.673	-0.827	3.615	-1.338	1.688	-0.750	1.685	-0.744	1.221	0.231
3.505	-1.543	3.747	-0.940	3.556	-1.413	1.691	-0.750	1.715	-0.739	1.218	0.215
3.508	-1.539	1.298	-2.878	3.519	-1.420	1.694	-0.750	1.834	-0.712	1.213	0.209
3.510	-1.536	1.268	-3.073	3.517	-1.422	1.783	-0.730	1.952	-0.925	1.209	-1.054
3.542	-1.492	1.265	-3.087	3.488	-1.448	1.847	-0.720	1.982	-0.965	1.208	-1.312
3.569	-1.457	1.240	-3.213	3.487	-1.448	1.953	-0.860	1.954	-1.045	1.209	-1.693
3.570	-1.454	1.234	-3.272	1.470	-2.184	2.007	-0.960	1.878	-1.199	1.213	-3.015
3.572	-1.451	1.224	-3.355	1.458	-2.225	1.917	-1.190	1.788	-1.405	1.218	-3.233
3.614	-1.351	1.215	-3.423	1.399	-2.391	1.864	-1.340	1.760	-1.474	1.219	-3.270
3.639	-1.297	1.205	-3.502	1.360	-2.548	1.77	-1.540	1.711	-1.600	1.221	-3.258
3.667	-1.225	1.203	-3.516	1.331	-2.679	1.741	-1.600	1.609	-1.779	1.226	-3.227
3.749	-0.996	1.202	-3.524	1.322	-2.730	1.723	-1.630	1.607	-1.784	1.230	-3.212
3.761	-0.961	1.192	-3.635	1.295	-2.884	1.636	-1.820	1.604	-1.790	1.237	-3.184
1.262	-3.162	1.186	-3.560	1.294	-2.887	1.571	-1.900	1.530	-1.954	1.245	-3.114
1.259	-3.187	1.183	-3.504	1.293	-2.892	1.556	-1.920	1.500	-2.029	1.252	-3.063
1.239	-3.314	1.180	-3.398	1.266	-3.044	1.499	-2.080	1.470	-2.097	1.254	-3.047
1.230	-3.392	1.178	-2.728	1.257	-3.098	1.478	-2.140	1.429	-2.227	1.256	-3.033
1.217	-3.503	1.177	-1.879	1.242	-3.186	1.427	-2.300	1.425	-2.240	1.273	-2.962
1.207	-3.597	1.180	-0.831	1.238	-3.216	1.402	-2.360	1.420	-2.259	1.283	-2.887
1.202	-3.634	1.182	-0.010	1.227	-3.303	1.394	-2.400	1.374	-2.432	1.286	-2.857
1.197	-3.675	1.184	0.035	1.213	-3.380	1.332	-2.650			1.310	-2.746
1.194	-3.701	1.191	0.160	1.212	-3.387	1.325	-2.680			1.320	-2.688
1.186	-3.762	1.197	0.126	1.199	-3.534	1.304	-2.830				
1.180	-3.720	1.204	0.061	1.198	-3.538						
1.179	-3.716	1.218	-0.090	1.198	-3.522						
1.179	-3.688	1.219	-0.093	1.187	-3.431						
1.178	-3.355	1.219	-0.096	1.184	-2.408						
1.173	-2.059	1.234	-0.194	1.183	-1.897						
1.176	-0.833	1.243	-0.250	1.183	-1.800						
1.178	-0.165	1.261	-0.318	1.183	-1.671						
1.181	0.023	1.267	-0.340	1.188	0.097						
1.183	0.112	1.292	-0.407	1.191	0.162						
1.192	0.078	1.321	-0.473	1.195	0.233						
1.193	0.067	1.330	-0.497	1.203	0.139						
1.199	0.010	1.343	-0.518	1.203	0.130						
1.204	-0.030	1.369	-0.562	1.208	0.086						
1.205	-0.039	1.412	-0.622	1.218	-0.025						
1.215	-0.133	1.415	-0.625	1.221	-0.043						
1.221	-0.172	1.416	-0.627	1.222	-0.058						
1.231	-0.239	1.462	-0.675	1.238	-0.180						
1.252	-0.328	1.487	-0.706	1.258	-0.281						

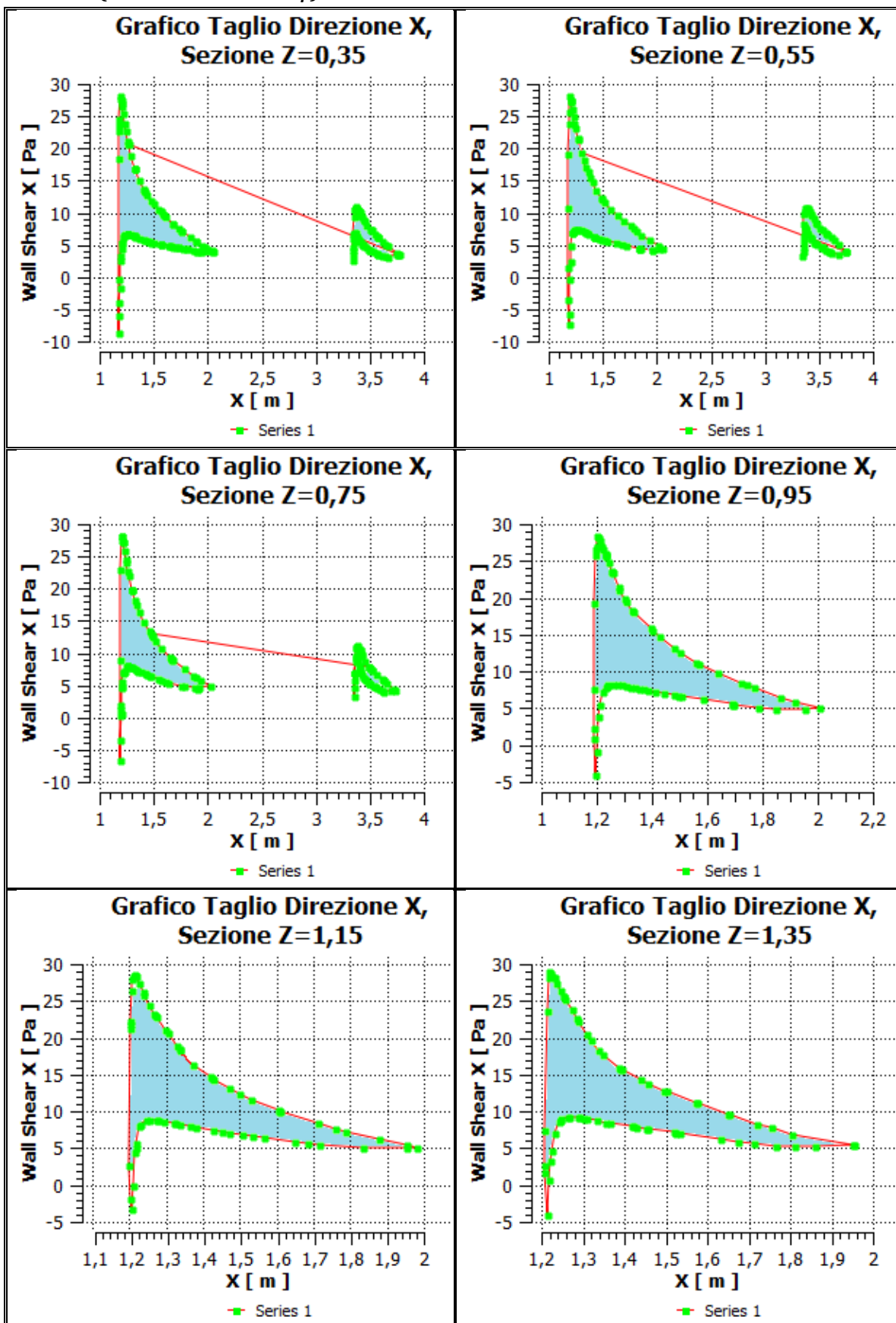
1.255	-0.340	1.509	-0.725	1.258	-0.284						
1.256	-0.344	1.542	-0.740	1.259	-0.286						
1.258	-0.351	1.613	-0.760	1.279	-0.357						

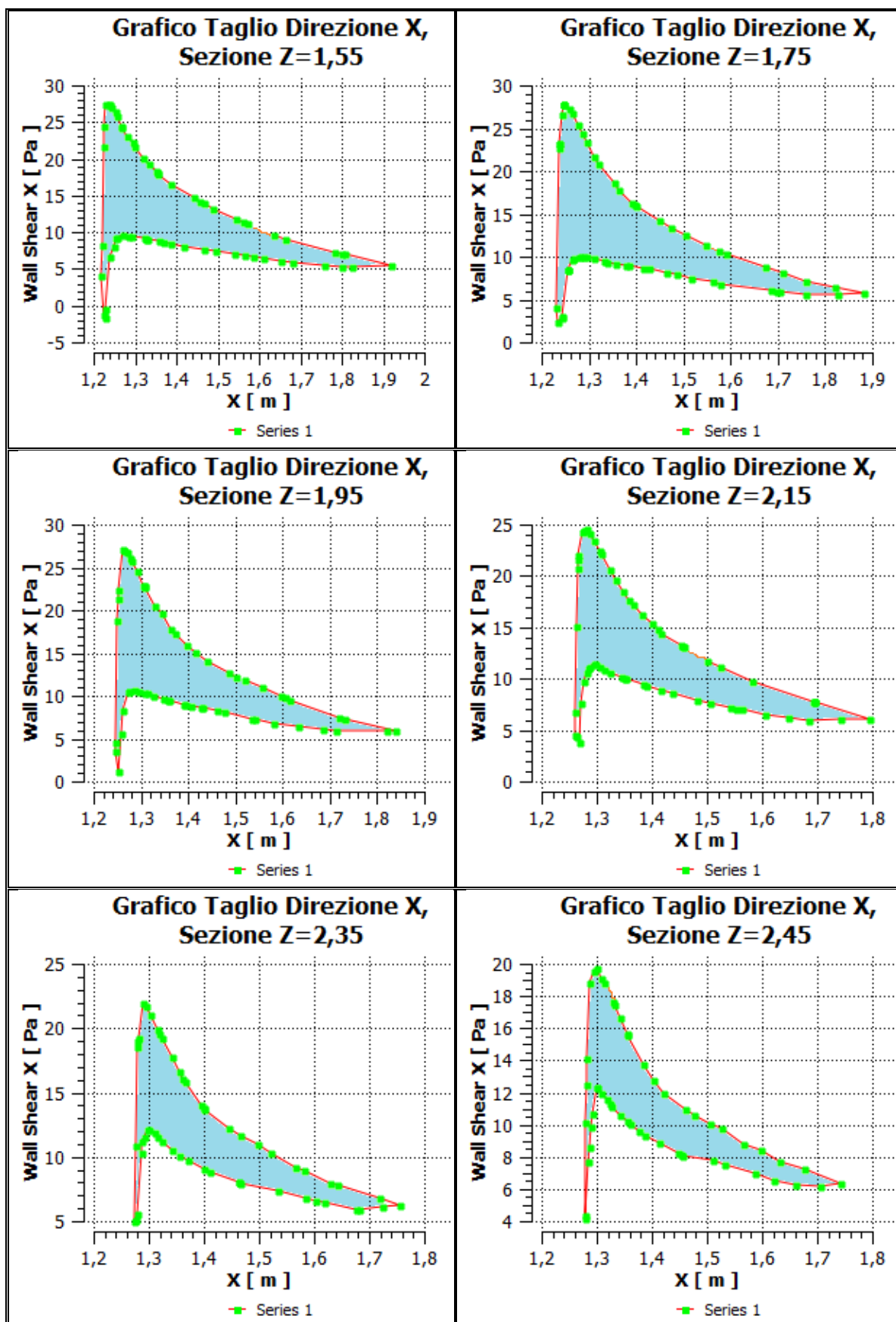
SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
1.573	-1.832	1.546	-1.828	1.518	-1.877	1.457	-1.942	1.355	-0.712	1.330	-2.107
1.563	-1.859	1.504	-1.938	1.556	-1.792	1.456	-1.945	1.372	-0.771	1.333	-2.104
1.543	-1.896	1.474	-2.019	1.595	-1.639	1.452	-1.956	1.400	-0.827	1.343	-2.049
1.489	-2.006	1.450	-2.091	1.604	-1.607	1.416	-2.041	1.409	-0.846	1.354	-1.988
1.467	-2.089	1.399	-2.244	1.614	-1.580	1.409	-2.071	1.462	-0.910	1.355	-1.984
1.455	-2.124	1.396	-2.254	1.719	-1.354	1.399	-2.120	1.464	-0.912	1.385	-1.920
1.442	-2.167	1.391	-2.283	1.731	-1.317	1.381	-2.198	1.467	-0.914	1.403	-1.887
1.387	-2.348	1.362	-2.438	1.840	-0.973	1.366	-2.280	1.533	-0.946	1.422	-1.844
1.356	-2.494	1.353	-2.494	1.819	-0.936	1.357	-2.331	1.585	-0.911	1.461	-1.844
1.354	-2.503	1.321	-2.628	1.714	-0.754	1.349	-2.386	1.603	-0.898	1.476	-1.843
1.351	-2.517	1.311	-2.674	1.686	-0.769	1.334	-2.474	1.618	-0.882	1.505	-1.803
1.332	-2.602	1.296	-2.770	1.634	-0.791	1.323	-2.512	1.677	-0.816	1.527	-1.803
1.321	-2.666	1.287	-2.838	1.579	-0.809	1.308	-2.573	1.682	-0.813	1.565	-1.748
1.299	-2.779	1.276	-2.912	1.541	-0.809	1.304	-2.587	1.725	-0.978	1.596	-1.742
1.294	-2.825	1.263	-2.992	1.534	-0.808	1.296	-2.628	1.756	-1.110	1.632	-1.651
1.282	-2.899	1.258	-3.019	1.477	-0.783	1.287	-2.650	1.718	-1.249	1.675	-1.477
1.268	-2.949	1.245	-3.060	1.460	-0.769	1.282	-2.644	1.641	-1.547	1.743	-1.231
1.265	-2.964	1.245	-3.061	1.430	-0.721	1.276	-2.552	1.630	-1.579	1.705	-1.069
1.255	-3.042	1.245	-3.058	1.426	-0.714	1.272	-2.523	1.580	-1.716	1.660	-1.001
1.252	-3.070	1.243	-2.975	1.405	-0.681	1.266	-2.318	1.566	-1.739	1.620	-1.030
1.244	-3.100	1.238	-2.734	1.393	-0.659	1.266	-2.282	1.522	-1.796	1.587	-1.056
1.238	-3.124	1.238	-2.728	1.390	-0.653	1.265	-2.210	1.498	-1.801	1.532	-1.070
1.234	-3.123	1.237	-2.686	1.360	-0.578	1.262	-1.776	1.467	-1.805	1.511	-1.075
1.230	-3.112	1.231	-0.983	1.356	-0.569	1.261	-0.806	1.446	-1.844	1.456	-0.977
1.226	-2.976	1.234	-0.441	1.349	-0.548	1.261	-0.537	1.446	-1.936	1.456	-0.977
1.226	-2.976	1.234	-0.441	1.349	-0.548	1.261	-0.537	1.401	-1.939	1.453	-0.980
1.223	-2.822	1.242	0.218	1.326	-0.487	1.263	-0.259	1.400	-1.796	1.447	-0.957
1.220	-1.793	1.242	0.215	1.314	-0.419	1.268	0.253	1.395	-1.801	1.413	-0.919
1.219	-1.432	1.255	0.002	1.306	-0.381	1.272	0.097	1.365	-2.075	1.387	-0.875

1.226	0.117	1.255	-0.002	1.296	-0.316	1.275	0.007	1.360	-2.137	1.376	-0.858
1.227	0.230	1.256	-0.004	1.286	-0.240	1.281	-0.122	1.354	-2.225	1.360	-0.821
1.229	0.210	1.266	-0.137	1.275	-0.125	1.284	-0.190	1.342	-2.296	1.355	-0.808
1.239	0.119	1.269	-0.160	1.275	-0.124	1.286	-0.210	1.324	-2.312	1.341	-0.763
1.248	0.014	1.279	-0.236	1.263	0.091	1.295	-0.317	1.320	-2.319	1.327	-0.685
1.254	-0.074	1.284	-0.281	1.259	0.180	1.297	-0.344	1.316	-2.334	1.323	-0.665
1.257	-0.107	1.289	-0.321	1.252	0.279	1.306	-0.399	1.303	-2.311	1.319	-0.635
1.269	-0.208	1.294	-0.343	1.247	-0.398	1.313	-0.443	1.294	-2.290	1.308	-0.539
1.285	-0.293	1.310	-0.408	1.245	-0.690	1.323	-0.503	1.289	-1.968	1.301	-0.478
1.293	-0.342	1.333	-0.486	1.250	-2.201	1.345	-0.587	1.281	-1.934	1.299	-0.449
1.322	-0.432	1.337	-0.499	1.251	-2.412	1.349	-0.602	1.280	-1.865	1.293	-0.264
1.326	-0.449	1.356	-0.538	1.253	-2.491	1.352	-0.610	1.279	-0.922	1.289	-0.148
1.328	-0.455	1.377	-0.583	1.260	-2.886	1.384	-0.698	1.275	-0.378	1.287	-0.068
1.357	-0.531	1.384	-0.596	1.264	-2.877	1.390	-0.714	1.273	-0.025	1.284	-0.123
1.369	-0.559	1.416	-0.651	1.271	-2.861	1.416	-0.769	1.277	0.171	1.279	-0.047
1.387	-0.597	1.428	-0.667	1.278	-2.837	1.437	-0.796	1.279	-0.079	1.278	-0.209
1.418	-0.636	1.464	-0.718	1.281	-2.833	1.481	-0.836	1.286	-0.132	1.280	-0.964
1.468	-0.687	1.484	-0.737	1.292	-2.807	1.506	-0.856	1.287	-0.229	1.280	-1.291
1.496	-0.717	1.517	-0.770	1.306	-2.719	1.542	-0.858	1.291	-0.365	1.282	-1.459
1.539	-0.744	1.561	-0.780	1.306	-2.715	1.554	-0.860	1.296	-0.394	1.287	-1.911
1.565	-0.767	1.579	-0.784	1.308	-2.709	1.562	-0.857	1.296	-0.493	1.287	-1.911
1.587	-0.768	1.687	-0.757	1.330	-2.579	1.606	-0.830	1.299	-0.557	1.294	-2.022
1.610	-0.770	1.697	-0.755	1.343	-2.519	1.646	-0.810	1.310	-0.599	1.299	-2.078
1.652	-0.761	1.705	-0.752	1.364	-2.379	1.683	-0.785	1.316	-0.663	1.308	-2.120
1.682	-0.751	1.758	-0.725	1.372	-2.330	1.742	-0.909	1.323		1.313	-2.128
1.759	-0.732	1.828	-0.860	1.397	-2.213	1.793	-1.014	1.341			
1.800	-0.722	1.882	-0.967	1.416	-2.143	1.695	-1.395				
1.826	-0.773	1.820	-1.154	1.439	-2.055	1.694	-1.399				
1.920	-0.933	1.759	-1.338	1.485	-1.957	1.694	-1.400				
1.806	-1.340	1.711	-1.465	1.502	-1.914	1.693	-1.403				
1.801	-1.357	1.673	-1.542			1.582	-1.653				
1.784	-1.386	1.590	-1.719			1.524	-1.775				
1.665	-1.588	1.575	-1.762			1.500	-1.831				
1.634	-1.667										

CASO-A (GRAFICO TAGLIO τ_r)





CASO_A (TABELLE TAGLIO τ_r)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa
3.766	3.604	3.749	3.929	3.486	7.895	1.301	19.857	1.337	18.402	1.338	18.365
3.761	3.586	3.747	3.954	3.452	8.701	1.281	21.158	1.335	18.521	1.349	17.704
3.749	3.539	3.675	5.183	3.428	9.551	1.277	21.442	1.330	18.914	1.387	15.975
3.667	3.162	3.637	5.850	3.417	9.946	1.256	23.393	1.305	20.742	1.391	15.795
3.640	3.293	3.604	6.232	3.403	10.532	1.255	23.527	1.298	21.189	1.394	15.692
3.614	3.416	3.570	6.629	3.402	10.584	1.253	23.684	1.272	22.940	1.439	14.442
3.575	3.633	3.564	6.704	3.401	10.623	1.243	24.787	1.269	23.157	1.457	13.841
3.572	3.649	3.556	6.849	3.386	11.341	1.234	25.741	1.267	23.328	1.496	12.817
3.560	3.727	3.526	7.324	3.375	10.973	1.233	25.840	1.254	24.524	1.500	12.719
3.527	3.943	3.508	7.616	3.374	10.953	1.232	25.883	1.239	25.883	1.573	11.259
3.506	4.140	3.473	8.227	3.373	10.840	1.229	26.063	1.237	26.167	1.577	11.164
3.494	4.247	3.461	8.593	3.363	9.664	1.220	26.669	1.228	27.425	1.650	9.644
3.488	4.317	3.445	9.135	3.360	7.057	1.216	26.983	1.219	28.368	1.654	9.568
3.460	4.632	3.424	9.702	3.358	5.771	1.208	27.867	1.216	28.674	1.721	8.327
3.442	4.928	3.418	9.983	3.357	4.625	1.205	28.239	1.212	28.363	1.755	7.761
3.432	5.078	3.405	10.436	3.355	3.340	1.202	28.414	1.208	28.112	1.803	6.900
3.426	5.234	3.390	10.827	3.360	7.004	1.198	26.990	1.206	26.530	1.951	5.464
3.404	5.664	3.378	10.829	3.360	7.013	1.196	26.610	1.202	22.215	1.953	5.436
3.398	5.800	3.373	10.864	3.360	7.032	1.196	25.758	1.202	21.935	1.861	5.208
3.388	6.066	3.365	10.316	3.364	8.854	1.192	19.225	1.201	21.321	1.811	5.210
3.381	6.248	3.358	9.846	3.366	9.480	1.190	7.631	1.198	2.775	1.766	5.338
3.372	6.581	3.355	8.348	3.374	9.133	1.190	2.360	1.204	-1.790	1.712	5.644
3.363	6.896	3.352	6.430	3.378	9.018	1.191	0.846	1.206	-3.135	1.673	5.948
3.356	6.980	3.349	4.654	3.379	8.906	1.197	-3.963	1.210	-0.083	1.632	6.273
3.349	5.498	3.348	3.244	3.388	8.189	1.201	-0.822	1.215	4.468	1.533	7.069
3.347	4.585	3.350	4.075	3.402	7.533	1.207	3.869	1.217	5.152	1.524	7.152
3.344	3.543	3.354	5.576	3.409	7.230	1.212	5.451	1.219	5.664	1.518	7.210
3.342	2.762	3.364	7.481	3.421	6.675	1.219	7.311	1.227	8.049	1.457	7.653
3.343	4.339	3.365	7.760	3.432	6.377	1.231	7.884	1.232	8.340	1.452	7.682
3.345	6.053	3.366	7.708	3.447	6.079	1.235	8.101	1.244	8.795	1.429	7.883
3.346	6.636	3.377	7.320	3.461	5.870	1.239	8.160	1.253	8.821	1.420	7.954
3.350	9.419	3.388	6.989	3.487	5.397	1.259	8.333	1.275	8.854	1.418	7.967
3.358	10.535	3.397	6.613	3.490	5.362	1.272	8.322	1.277	8.844	1.366	8.391
3.359	10.650	3.415	6.251	3.492	5.336	1.290	8.229	1.292	8.739	1.355	8.530
3.361	10.694	3.424	6.069	3.523	5.005	1.305	8.086	1.320	8.481	1.334	8.786
3.367	10.848	3.428	5.952	3.537	4.878	1.319	7.947	1.326	8.429	1.309	9.037
3.370	10.925	3.451	5.421	3.561	4.695	1.338	7.831	1.339	8.290	1.303	9.091
3.374	10.860	3.464	5.347	3.586	4.475	1.352	7.728	1.364	7.993	1.291	9.236
3.384	10.646	3.477	5.181	3.613	4.245	1.368	7.610	1.381	7.835	1.286	9.242
3.393	10.381	3.519	4.772	3.629	4.090	1.384	7.505	1.430	7.460	1.265	9.263
3.398	10.257	3.525	4.719	3.689	4.252	1.412	7.294	1.451	7.294	1.263	9.259

3.401	10.137	3.534	4.600	3.726	4.349	1.443	7.087	1.472	7.154	1.246	8.997
3.414	9.718	3.555	4.232	3.713	4.480	1.477	6.862	1.506	6.882	1.245	8.896
3.426	9.326	3.584	4.009	3.651	5.442	1.496	6.720	1.535	6.613	1.242	8.578
3.434	9.095	3.594	3.937	3.629	5.761	1.506	6.664	1.564	6.380	1.230	7.044
3.444	8.801	3.608	3.866	3.624	5.814	1.583	6.259	1.649	5.895	1.224	4.632
3.467	8.057	3.673	3.538	3.615	5.973	1.688	5.599	1.685	5.722	1.221	3.207
3.505	7.440	3.747	3.921	3.556	6.748	1.691	5.574	1.715	5.561	1.218	0.721
3.508	7.378	1.298	19.353	3.519	7.291	1.694	5.555	1.834	5.050	1.213	-4.035
3.510	7.356	1.268	21.475	3.517	7.316	1.783	5.013	1.952	5.145	1.209	1.764
3.542	6.813	1.265	21.639	3.488	7.860	1.847	4.804	1.982	5.162	1.208	2.758
3.569	6.370	1.240	23.283	3.487	7.873	1.953	4.866	1.954	5.451	1.209	7.513
3.570	6.348	1.234	23.880	1.470	13.124	2.007	4.990	1.878	6.292	1.213	23.766
3.572	6.319	1.224	25.135	1.458	13.514	1.917	5.892	1.788	7.238	1.218	28.148
3.614	5.509	1.215	26.179	1.399	14.891	1.864	6.440	1.760	7.721	1.219	28.919
3.639	5.204	1.205	27.391	1.360	16.416	1.770	7.825	1.711	8.527	1.221	28.866
3.667	4.864	1.203	27.607	1.331	17.670	1.741	8.243	1.609	10.055	1.226	28.512
3.749	3.819	1.202	27.610	1.322	18.138	1.723	8.490	1.607	10.091	1.230	28.128
3.761	3.660	1.192	28.090	1.295	19.737	1.636	9.894	1.604	10.152	1.237	27.463
1.262	20.819	1.186	25.693	1.294	19.779	1.571	10.957	1.530	11.652	1.245	26.475
1.259	21.151	1.183	23.969	1.293	19.842	1.556	11.199	1.500	12.399	1.252	25.747
1.239	22.729	1.180	19.121	1.266	22.045	1.499	12.580	1.470	13.111	1.254	25.564
1.230	23.844	1.178	10.757	1.257	22.861	1.478	13.114	1.429	14.463	1.256	25.316
1.217	25.494	1.177	1.470	1.242	24.158	1.427	14.866	1.425	14.601	1.273	23.797
1.207	26.710	1.180	-3.468	1.238	24.567	1.402	15.592	1.420	14.764	1.283	22.780
1.202	27.142	1.182	-7.365	1.227	25.824	1.394	15.952	1.374	16.435	1.286	22.339
1.197	27.620	1.184	-5.813	1.213	27.233	1.332	18.071			1.310	20.516
1.194	27.753	1.191	-0.289	1.212	27.376	1.325	18.386			1.320	19.730
1.186	28.111	1.197	2.437	1.199	28.102	1.304	19.608				
1.180	24.497	1.204	5.024	1.198	28.107						
1.179	23.618	1.218	6.962	1.198	27.559						
1.179	22.831	1.219	6.997	1.187	22.909						
1.178	18.551	1.219	7.006	1.184	8.940						
1.173	-0.244	1.234	7.389	1.183	1.869						
1.176	-5.913	1.243	7.439	1.183	1.203						
1.178	-8.680	1.261	7.433	1.183	0.476						
1.181	-3.939	1.267	7.420	1.188	-6.574						
1.183	-1.716	1.292	7.315	1.191	-3.512						
1.192	2.653	1.321	7.085	1.195	0.546						
1.193	3.331	1.330	7.017	1.203	4.581						
1.199	4.509	1.343	6.917	1.203	4.950						
1.204	5.358	1.369	6.687	1.208	5.524						
1.205	5.462	1.412	6.338	1.218	7.025						
1.215	6.258	1.415	6.321	1.221	7.220						
1.221	6.445	1.416	6.312	1.222	7.281						
1.231	6.746	1.462	6.041	1.238	7.935						
1.252	6.804	1.487	5.875	1.258	8.069						

1.255	6.823	1.509	5.792	1.258	8.070						
1.256	6.812	1.542	5.623	1.259	8.068						
1.258	6.799	1.613	5.346	1.279	7.963						

SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa	X-m	τ_r -Pa
1.573	11.127	1.546	11.408	1.518	11.839	1.457	13.148	1.355	10.129	1.330	17.680
1.563	11.386	1.504	12.534	1.556	11.072	1.456	13.182	1.372	9.722	1.333	17.473
1.543	11.903	1.474	13.444	1.595	9.986	1.452	13.332	1.400	9.104	1.343	16.625
1.489	13.272	1.450	14.207	1.604	9.750	1.416	14.473	1.409	8.898	1.354	15.672
1.467	13.929	1.399	15.918	1.614	9.536	1.409	14.799	1.462	8.027	1.355	15.605
1.455	14.230	1.396	16.031	1.719	7.455	1.399	15.362	1.464	7.998	1.385	13.744
1.442	14.686	1.391	16.316	1.731	7.263	1.381	16.225	1.467	7.969	1.403	12.800
1.387	16.510	1.362	17.837	1.840	5.884	1.366	17.167	1.533	7.343	1.422	11.957
1.356	18.009	1.353	18.572	1.819	5.884	1.357	17.711	1.585	6.782	1.461	10.928
1.354	18.096	1.321	20.914	1.714	5.895	1.349	18.463	1.603	6.559	1.476	10.594
1.351	18.283	1.311	21.743	1.686	6.066	1.334	19.703	1.618	6.415	1.505	10.044
1.332	19.375	1.296	23.314	1.634	6.417	1.323	20.652	1.677	5.898	1.527	9.745
1.321	20.123	1.287	24.333	1.579	6.840	1.308	22.125	1.682	5.864	1.565	8.799
1.299	21.789	1.276	25.341	1.541	7.273	1.304	22.505	1.725	6.077	1.596	8.387
1.294	22.296	1.263	26.712	1.534	7.371	1.296	23.389	1.756	6.248	1.632	7.743
1.282	23.135	1.258	27.294	1.477	8.071	1.287	24.160	1.718	6.756	1.675	7.235
1.268	24.294	1.245	27.746	1.460	8.259	1.282	24.586	1.641	7.827	1.743	6.333
1.265	24.514	1.245	27.754	1.430	8.600	1.276	24.415	1.630	7.988	1.705	6.124
1.255	25.892	1.245	27.724	1.426	8.639	1.272	24.313	1.580	8.911	1.660	6.239
1.252	26.405	1.243	26.579	1.405	8.819	1.266	22.067	1.566	9.187	1.620	6.570
1.244	27.132	1.238	23.270	1.393	8.913	1.266	21.641	1.522	10.281	1.587	6.942
1.238	27.497	1.238	23.204	1.390	8.964	1.265	20.807	1.498	10.950	1.532	7.500
1.234	27.501	1.237	22.672	1.360	9.468	1.262	15.175	1.467	11.695	1.511	7.752
1.230	27.495	1.231	4.122	1.356	9.515	1.261	6.815	1.446	12.243	1.456	8.106
1.226	24.401	1.234	2.351	1.349	9.641	1.261	4.532	1.401	13.748	1.453	8.158
1.223	21.601	1.242	2.932	1.326	10.006	1.263	4.321	1.400	13.794	1.447	8.237
1.220	8.180	1.242	3.048	1.314	10.266	1.268	3.755	1.395	14.068	1.413	8.902
1.219	4.121	1.255	8.434	1.306	10.420	1.272	7.578	1.365	15.801	1.387	9.371
1.226	-1.192	1.255	8.497	1.296	10.525	1.275	9.725	1.360	16.114	1.376	9.609
1.227	-1.546	1.256	8.507	1.286	10.616	1.281	10.610	1.354	16.639	1.360	10.055
1.229	-0.375	1.266	9.669	1.275	10.583	1.284	11.076	1.342	17.780	1.355	10.196
1.239	6.723	1.269	9.752	1.275	10.573	1.286	11.136	1.324	19.243	1.341	10.593
1.248	7.985	1.279	10.066	1.263	8.259	1.295	11.487	1.320	19.585	1.327	11.124
1.254	9.222	1.284	10.055	1.259	5.673	1.297	11.478	1.316	19.893	1.323	11.329

1.257	9.276	1.289	10.055	1.252	1.145	1.306	11.150	1.303	21.061	1.319	11.557
1.269	9.554	1.294	10.010	1.247	3.523	1.313	10.893	1.294	21.689	1.308	11.996
1.285	9.443	1.310	9.797	1.245	4.605	1.323	10.630	1.289	21.964	1.301	12.293
1.293	9.425	1.333	9.424	1.250	18.893	1.345	10.160	1.281	19.200	1.299	12.308
1.322	9.162	1.337	9.370	1.251	21.396	1.349	10.060	1.280	18.980	1.293	10.725
1.326	9.129	1.356	9.186	1.253	22.394	1.352	10.012	1.279	18.525	1.289	9.915
1.328	9.103	1.377	8.968	1.260	27.182	1.384	9.441	1.275	10.911	1.287	8.629
1.357	8.782	1.384	8.907	1.264	26.921	1.390	9.336	1.273	5.043	1.284	7.731
1.369	8.611	1.416	8.690	1.271	26.761	1.416	8.877	1.277	5.062	1.279	4.393
1.387	8.354	1.428	8.616	1.278	26.044	1.437	8.555	1.279	5.564	1.278	4.138
1.418	8.096	1.464	8.139	1.281	25.762	1.481	7.970	1.286	10.341	1.280	10.138
1.468	7.673	1.484	7.923	1.292	24.530	1.506	7.646	1.287	11.188	1.280	12.520
1.496	7.470	1.517	7.478	1.306	22.925	1.542	7.241	1.291	11.600	1.282	14.149
1.539	7.104	1.561	7.040	1.306	22.846	1.554	7.097	1.296	12.171	1.287	18.795
1.565	6.873	1.579	6.834	1.308	22.736	1.562	7.011	1.299	12.108	1.294	19.558
1.587	6.691	1.687	6.029	1.330	20.524	1.606	6.541	1.310	11.867	1.299	19.730
1.610	6.494	1.697	5.943	1.343	19.583	1.646	6.235	1.316	11.537	1.308	19.114
1.652	6.163	1.705	5.904	1.364	17.826	1.683	5.953	1.323	11.213	1.313	18.821
1.682	5.908	1.758	5.585	1.372	17.345	1.742	6.056	1.341	10.512		
1.759	5.520	1.828	5.660	1.397	15.879	1.793	6.120				
1.800	5.322	1.882	5.708	1.416	15.048	1.695	7.767				
1.826	5.345	1.820	6.502	1.439	14.053	1.694	7.783				
1.920	5.530	1.759	7.164	1.485	12.739	1.694	7.789				
1.806	6.983	1.711	8.067	1.502	12.192	1.693	7.815				
1.801	7.054	1.673	8.744			1.582	9.791				
1.784	7.307	1.590	10.350			1.524	11.135				
1.665	9.016	1.575	10.711			1.500	11.735				
1.634	9.613										

Capitolo 4

(Il materiale del seguente capitolo si riferisce alla voce [10], [11], [12] della bibliografia.)

Configurazione strutturale

Introduzione

Il seguente capitolo è dedicato alla struttura dell'aereo. Vengono indicate le parti di maggiore rilievo, con una particolare attenzione per le ali che vengono studiate e verificate in dettaglio. Inoltre vengono indicati i materiali e le procedure utilizzate nel calcolo statico delle ali, indicando le modalità di creazione del modello geometrico e della teoria utilizzata. Mentre i risultati ottenuti vengono indicati nel capitolo finale questo per evitare di appesantire la lettura.

In generale la struttura del velivolo è presente in ogni parte, dato che il peso è il parametro determinante e la sua minimizzazione è indispensabile. Infatti anche il sedile stesso è parte della struttura e il suo compito principale è di irrigidimento della fusoliera, insieme ad altri tre pannelli ortogonali all'asse della fusoliera. Tra motore e pilota abbiamo un pannello, che oltre ad avere uno scopo portante, ha il compito di proteggere termicamente. La fusoliera è una trave vincolata nel suo baricentro, e di seguito viene descritta in dettaglio. Le ali sono realizzate con un sistema articolato di centine e longheroni e anche queste hanno un'importanza fondamentale e sono descritte con precisione in seguito. Le altre parti strutturali importanti sono il carrello, e il castello motore, importante nel trasmettere la trazione in modo uniforme e senza concentrare gli sforzi in pochi punti.

Materiali

L'aereo è realizzato in materiale composito: fibre di vetro e fibre di carbonio; elementi d'irrigidimento in nomex e conticell, e solo in alcune zone particolarmente critiche è presente l'acciaio. I materiali utilizzati sono descritti in tabella 23.

MATERIALE	E1 [MPa]	E1 [MPa]	G12 [MPa]	E12 [MPa]	G23 [MPa]	ν	P [Kg/mm ³]	S [mm]
Fibre vetro 92110	15862	15872	4140	3933	3933	0,24	1,630E-06	0,2
Fibre vetro 92125	17295	16500	4797	4500	4500	0,24	1,400E-06	0,4
Fibre vetro 92130	21700	21700	5200	4900	4900	0,24	1,970E-06	0,4
Fibre vetro 92145	31166	8966	4512	4286	4286	0,28	1,690E-06	0,26
Fibre vetro 98151	67836	67836	4905	4600	4600	0,30	1,225E-06	0,4
Rowings carb.	80000		30075			0,33	1,600E-06	
conticell	313		117			0,3	3,400E-08	
Acciaio	210000					0,3	7,800E-03	

Tabella 23: principali materiali utilizzati e loro caratteristiche meccaniche.

I valori del modulo elastico, del coefficiente di Poisson, del modulo tangenziale e delle densità sono stati ricavati in maniera differente. Gli unici dati certi sui materiali sono stati quelli relativi alla densità delle fibre a secco e allo spessore delle stesse; ci sono stati resi disponibili direttamente dal produttore. Per quanto riguarda il valore del modulo elastico, del modulo tangenziale e del coefficiente di Poisson si è fatto riferimento a valori di fibre di vetro e fibre di carbonio simili, non avendo purtroppo dati sperimentali, con un certo grado di precisione.

N.B. Le densità delle fibre di vetro e delle fibre di carbonio indicate nella tabella non sono a secco, ma tengono già conto della resina.

Le ali

La struttura delle ali è realizzata secondo la classica procedura utilizzata per questo tipo di aerei cioè a semiguscio. Si può vedere in figura 33 e in figura 35 le ali complete. I longheroni sono la parte strutturale dedicata alla flessione. La nostra scelta, per questo elemento strutturale è basata oltre allo scopo strutturale, anche da motivi pratici, legati ai costi e alla semplicità di montaggio. Infatti, una sezione a corona circolare come la nostra non è ottimale per i momenti d'inerzia, l'ideale sarebbe avere una sezione con una massa distribuita più lontano possibile dall'asse interessato dalla flessione. I longheroni sono cinque. In giallo in figura è mostrato il longherone principale. La sua funzione è strettamente legata alla flessione, ed è il longherone più spesso, passando dai 3mm della radice ai 2 mm all'estremità. Questo è incastrato a pochi centimetri del baricentro ed il suo innesto è collegato con il carrello fisso.

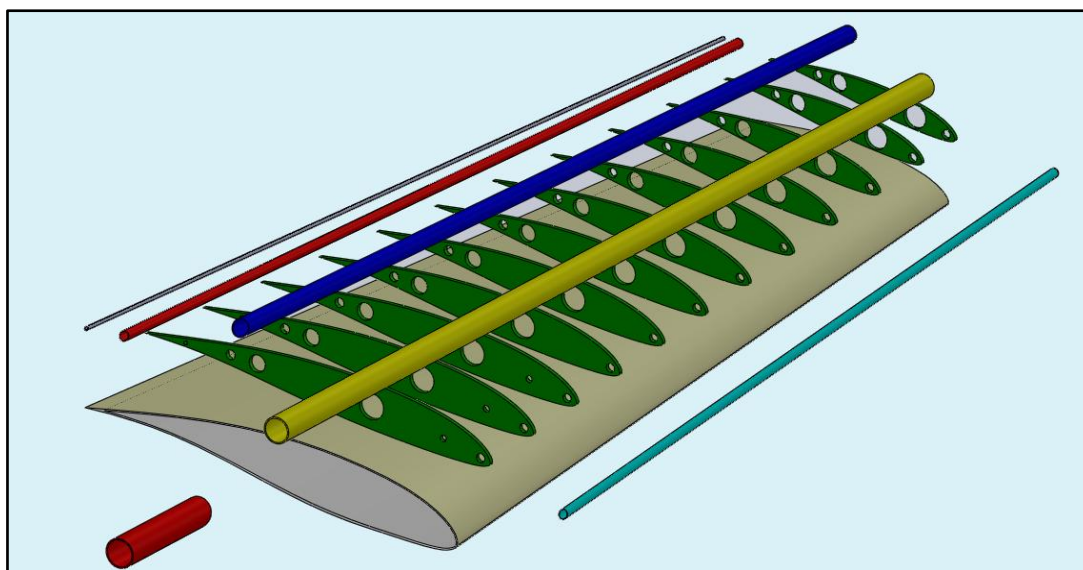


Figura 32: Principali elementi strutturali vista in esplosione delle ali.

Gli altri longheroni sono utilizzati per il sostegno delle centine e per il flap. La loro funzione strutturale, è ridotta per quanto riguarda la flessione, sia perché non hanno un incastro come il longherone principale ed anche perché la loro dimensione è ridotta. Tutti i longheroni sono realizzati con carbonio tessuto 204 plain, di spessore 0,25 per la

pelle interna ed esterna orientato 0-90 gli strati interni sono in carbonio unidirezionale alta resistenza spessore 0,3 orientato a 0° modulo 230-240 GPa resistenza 3800-4400 Mpa. Gli strati per il longherone principale sono a scalare, perciò basta togliere lo spessore 0,5 del tessuto e dividere il restante spessore per 0,6 (sul diametro) e si avranno gli strati, stampati in autoclave alla pressione di 7 bar. In figura 34 si può vedere la disposizione dei longheroni e degli altri componenti strutturali.

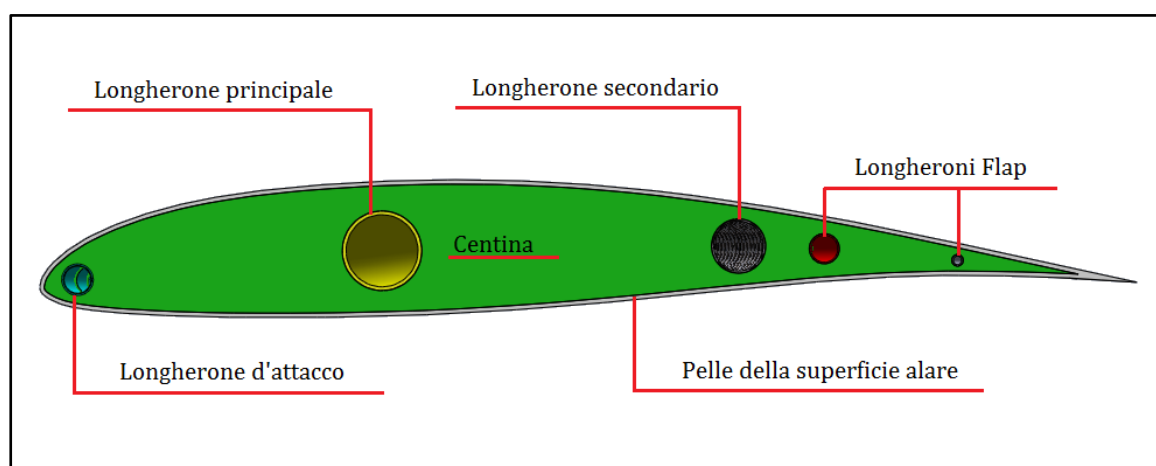


Figura 33: Descrizione dei principali componenti strutturali delle ali.

Le centine hanno lo scopo di sostegno della pelle dell'ala, conferendole la forma del profilo desiderato. Quindi il carico della pelle viene trasmesso attraverso le centine ai longheroni. Dalla natura stessa delle centine si vedrà in seguito che non hanno elevati sforzi.

La pelle delle ali è realizzata con un sandwich con il cuore in coticell e le lamine in fibra di vetro. Dal punto di vista strutturale la pelle assorbe il momento torcente e quindi è prevalentemente soggetta a taglio.

La zona dove le ali si incastrano alla fusoliera e allo stesso tempo, sono collegati al carrello, è la più difficile da modellare e capire come vincolare l'ala è importante.

Elementi strutturali ali	Dimensioni	Spessore	Materiale	Tipo lamina
Longherone principale	Diametro esterno 58 [mm]	3 [mm]	Fibre di carbonio	Rowings carb.
Longherone secondario	Diametro esterno 38 [mm]	2 [mm]	Fibre di carbonio	Rowings carb.
Longherone d'attacco	Diametro esterno 20 [mm]	2 [mm]	Fibre di carbonio	Rowings carb.
Longherone flap 1	Diametro esterno 21 [mm]	1.8 [mm]	Fibre di carbonio	Rowings carb.
Longherone flap 2	Diametro esterno 8 [mm]	1.6 [mm]	Fibre di carbonio	Rowings carb.
Pelle alare		10 [mm]	Fibre di vetro, core in conticell	92110 92125 92130
Centina		10 [mm]	conticell	

Tabella 24: Riassunto delle principali dimensioni e materiali utilizzati per la struttura delle ali.

Il longherone principale è incastrato in modo concentrico in un innesto che in figura 35 è un cilindro cavo in rosso e grazie ad un foro passante si inserisce un perno capace di creare l'incastro completo. Gli altri longheroni invece sono solamente incollati con una piccola quantità di resina, questo per smontare il tutto senza difficoltà. Quindi una modellazione adeguata può fornire risultati adeguate.

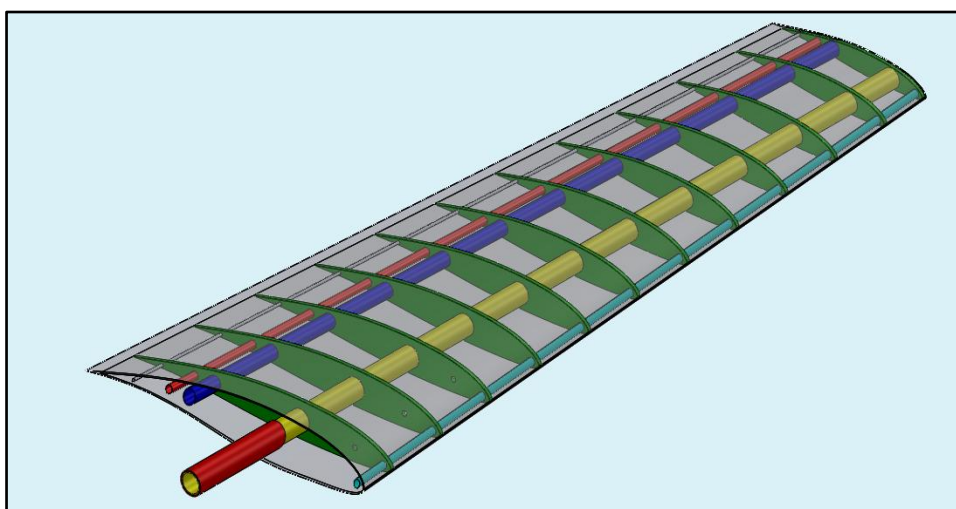


Figura 34: Struttura delle ali completa.

Fusoliera

La fusoliera non sarà oggetto di verifica strutturale, ma per completezza ne descriviamo le principali caratteristiche in questo paragrafo. Una prima vista si può osservare in figura 36. In figura 37 si può vedere la zona di innesto delle ali, e in figura 38 abbiamo un esploso dell'aereo completo.

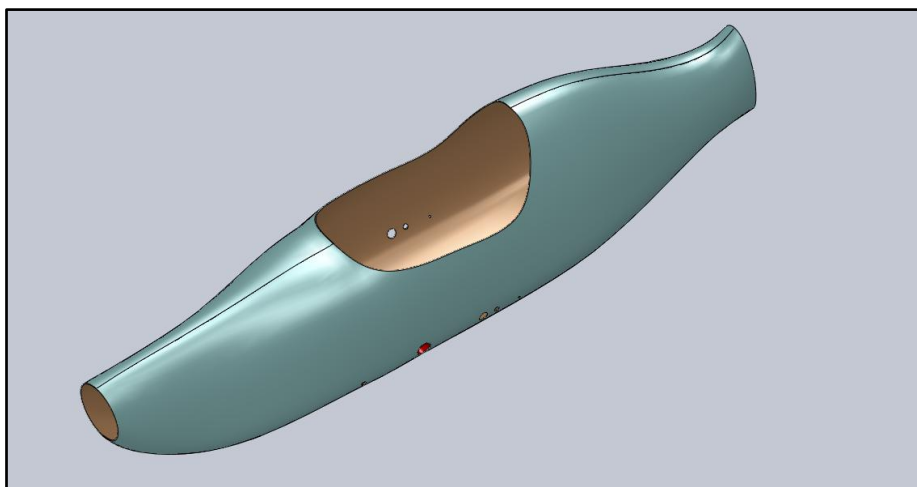


Figura 35: Vista in 3D della fusoliera.

La fusoliera è realizzata con pannello sandwich, con irrigidimento in nomex e gli strati estremi in lamine con fibra di vetro. Gli irrigidimenti strutturali sono dei pannelli ortogonali all'asse principale e sono realizzati con gli stessi materiali della fusoliera. Il primo pannello di irrigidimento si trova accanto al motore, e quindi ha anche uno strato di protezione REI. Il secondo pannello è dietro il sedile del passeggero e l'ultimo è prima del timone. Il sedile stesso è un pannello di irrigidimento. I punti più deboli sono i fori di ingrasso dei longheroni, quindi in tali punti ci sarà bisogno di rinforzi per non ci siano inneschi di fratture. La zona di incastro delle ali è solidale alla fusoliera tramite un pannello a semicerchi, al quale è fissato anche il carrello.

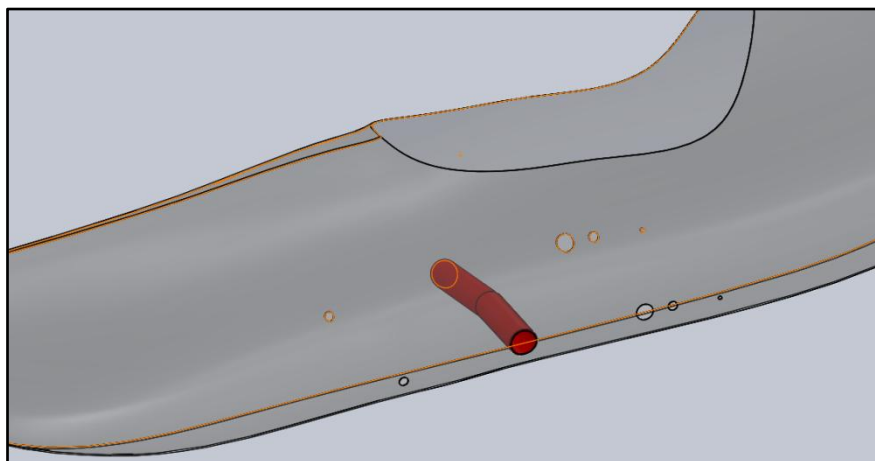


Figura 36: Vista della zona d'innesto delle ali.

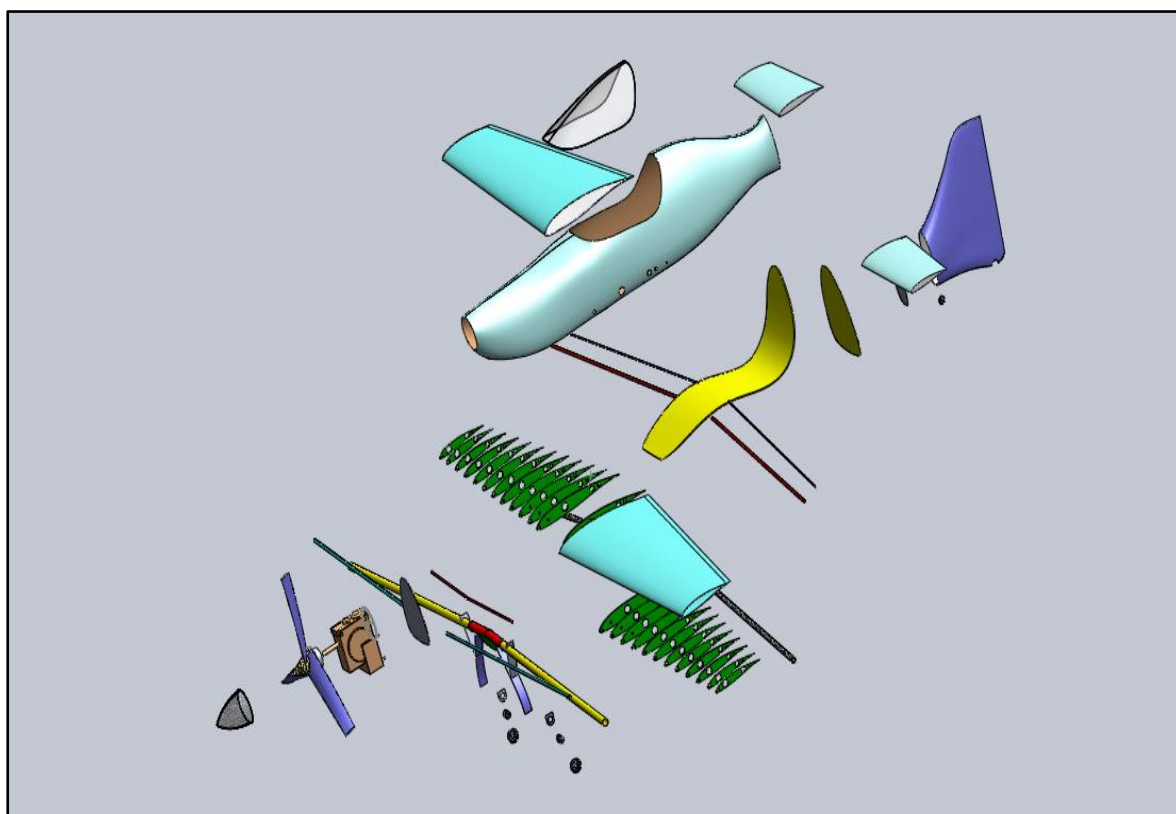


Figura 37: Esploso dell'aereo completo.

Analisi strutturale

Mesh

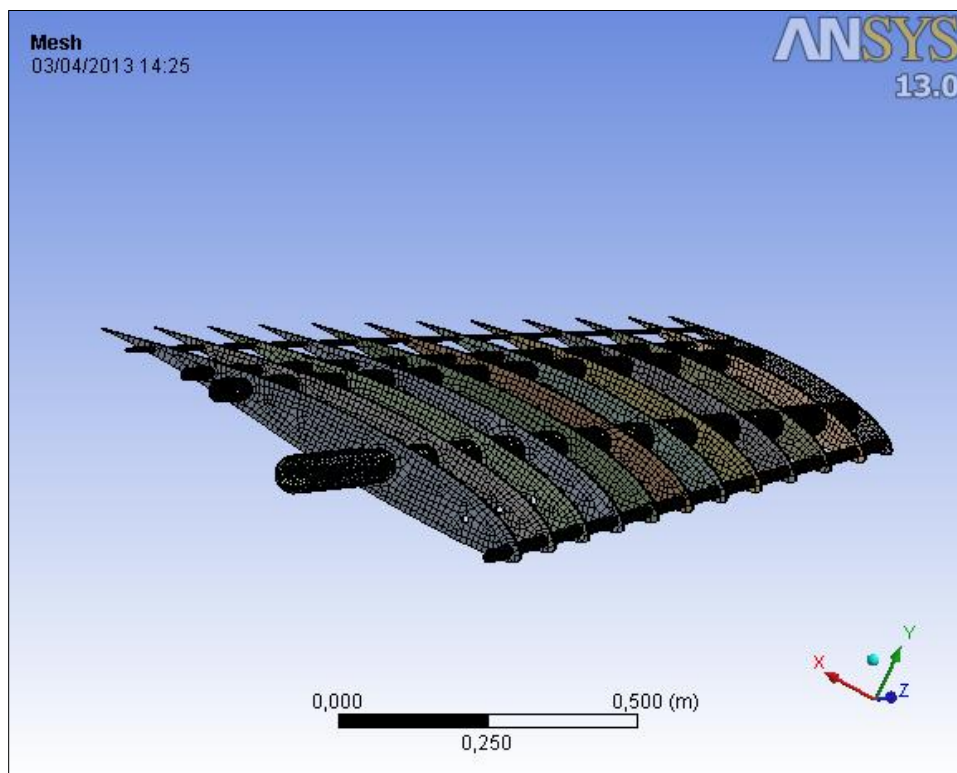


Figura 38: Mesh completa delle ali.

La mesh dell'ala è realizzata con elementi tipo shell 183 in Ansys. Questo è stato fatto grazie alla configurazione strutturale di tutti gli elementi componenti l'ala. Infatti essendo di spessore ridotto rispetto alle altre dimensioni, questo tipo di elemento FEM è ideale, anche perché è possibile, usando le proprietà di tali elementi, indicare lungo lo spessore la disposizione delle lamine e delle fibre per i materiali compositi.

Le possibilità di utilizzare diversi tipi di elementi può essere una risorsa indispensabile per studiare strutture di qualunque tipo, e l'utilizzo di elementi semplici potrebbero fornire risultati veloci e con buona precisione. Nel verificare un aereo però bisogna utilizzare gli elementi più adatti possibile, questo perché una modellazione più vicina possibile alla realtà, ha il beneficio di non sovradimensionare o sottodimensionare la struttura e il range di queste due condizioni estreme è molto stretto. Una struttura

pesante influisce negativamente sui costi e sul payload, mentre una struttura sottodimensionata, porta alla rottura rapida del velivolo.

Carico alare

Nelle tabelle seguenti sono riassunte tutte le condizioni di carico delle ali nelle condizioni critiche del diagramma d'involuppo di volo.

In queste tabelle sono indicati i carichi per unità di lunghezza, in tale modo è possibile considerare configurazioni alari diverse. Il carico distribuito dovuto alla portanza e della resistenza sono indicati nelle prime due colonne, mentre nella terza colonna è indicato il momento torcente sviluppato.

Nelle ultime colonne vengono forniti alcuni dati delle dimensioni principali e della configurazione dell'ala. I valori ottenuti provengono direttamente dal post-processore di Fluent CFD, che integra su ogni sezione di calcolo, come abbiamo visto nel capitolo precedente, i carichi aerodinamici.

Condizione di carico Caso A

CONDIZIONI DI CARICO CASO - A					
Numero sezione	Carico distribuito X [N/m]	Carico distribuito Y [N/m]	Momento Torcente Z [Nm/m]	Distribuzione Superficie Alare [m²/m]	Rotazione Profilo Alare [°/m]
1	420.20	2105.20	390.79	0.208	0.00
2	493.70	2132.78	459.14	0.200	0.20
3	534.30	2468.47	496.90	0.191	0.40
4	494.10	2628.61	459.51	0.182	0.60
5	423.80	2254.62	394.13	0.174	0.81
6	373.20	1985.42	347.08	0.165	1.01
7	362.30	1927.44	336.94	0.148	1.41
8	351.20	1868.38	326.62	0.139	1.61
9	329.50	1752.94	306.44	0.130	1.81
10	328.20	1746.02	305.23	0.122	2.01
11	326.30	1735.92	303.46	0.113	2.21
12	325.80	1733.26	302.99	0.104	2.42

Condizione di carico Caso D

CONDIZIONI DI CARICO CASO - D					
Numero sezione	Carico distribuito X [N/m]	Carico distribuito Y [N/m]	Momento Torcente Z [Nm/m]	Distribuzione Superficie Alare [m²/m]	Rotazione Profilo Alare [°/m]
1	810.30	2224.70	260.34	0.208	0.00
2	767.60	2181.18	296.39	0.200	0.20
3	724.50	2668.34	267.28	0.191	0.40
4	708.70	2721.41	229.34	0.182	0.60
5	683.40	2451.12	212.63	0.174	0.81
6	653.70	2289.46	201.25	0.165	1.01
7	642.80	2127.44	194.44	0.148	1.41
8	631.20	2064.45	182.36	0.139	1.61
9	629.60	1957.78	179.45	0.130	1.81
10	618.70	1844.38	173.29	0.122	2.01
11	586.80	1814.17	169.48	0.113	2.21
12	575.20	1790.15	160.28	0.104	2.42

Condizione di carico Caso E

CONDIZIONI DI CARICO CASO - E					
Numero sezione	Carico distribuito X [N/m]	Carico distribuito Y [N/m]	Momento Torcente Z [Nm/m]	Distribuzione Superficie Alare [m²/m]	Rotazione Profilo Alare [°/m]
1	317.70	-1103.90	344.11	0.208	0.00
2	383.30	-1322.62	411.29	0.200	0.20
3	432.90	-1465.72	437.37	0.191	0.40
4	384.10	-1681.41	417.79	0.182	0.60
5	315.50	-1414.22	361.76	0.174	0.81
6	265.10	-1295.17	301.29	0.165	1.01
7	257.30	-1217.94	287.83	0.148	1.41
8	249.40	-1163.48	276.34	0.139	1.61
9	226.90	-1102.14	260.36	0.130	1.81
10	218.20	-1076.62	254.72	0.122	2.01
11	208.60	-1045.98	251.85	0.113	2.21
12	203.50	-1011.49	243.27	0.104	2.42

Condizione di carico Caso G

CONDIZIONI DI CARICO CASO - G					
Numero sezione	Carico distribuito X [N/m]	Carico distribuito Y [N/m]	Momento Torcente Z [Nm/m]	Distribuzione Superficie Alare [m²/m]	Rotazione Profilo Alare [°/m]
1	286.20	-1134.69	363.57	0.208	0.00
2	343.10	-1323.47	434.65	0.200	0.20
3	401.40	-1443.66	458.95	0.191	0.40
4	355.50	-1645.33	436.85	0.182	0.60
5	315.50	-1478.94	386.82	0.174	0.81
6	235.10	-1286.84	322.63	0.165	1.01
7	221.60	-1233.38	302.93	0.148	1.41
8	219.20	-1145.47	289.48	0.139	1.61
9	197.30	-1089.34	280.45	0.130	1.81
10	188.20	-1055.75	275.89	0.122	2.01
11	181.40	-1034.45	270.46	0.113	2.21
12	175.20	-989.23	265.23	0.104	2.42

Capitolo 5

(Il materiale del seguente capitolo si riferisce alle voci [6], [7],[10], [12] della bibliografia.)

Introduzione

In questo capitolo sono riassunti tutti i risultati derivanti dalle analisi agli elementi finiti. I risultati sono disposti in modo visivo ed infine nelle tabelle vengono riassunti i dati derivanti dalla resistenza dei materiali tramite il criterio di Tsai-Wu. Nella prima parte infatti è descritto in dettaglio il criterio energetico di Tsai-Wu che è uno dei più utilizzati per i materiali compositi.

Criterio di Tsai-Wu

Per materiali con proprietà isotrope i criteri di resistenza utilizzati sono solitamente quelli di Von-Mises, e il criterio della massima tensione di taglio, detto anche criterio di Tresca. Questi criteri non sono adatti per i materiali compositi, dato che le loro proprietà sono completamente diverse nelle varie direzioni.

La formulazione del criterio di Tsai-Wu è la seguente:

$$F_{xx}\sigma_x^2 + F_{yy}\sigma_y^2 + F_{ss}\sigma_s^2 + 2F_{xy}\sigma_x\sigma_y + F_x\sigma_x + 2F_y\sigma_y = 1$$

Dove per definizione abbiamo:

X = resistenza a trazione nella direzione x;

X' = resistenza a compressione nella direzione x;

Y = resistenza a trazione nella direzione y;

Y' = resistenza a compressione nella direzione y ;

S = resistenza a taglio;

$$F_{xx} = \frac{1}{XX'}$$

$$F_x = \frac{1}{X} - \frac{1}{X'}$$

$$F_{yy} = \frac{1}{YY'}$$

$$F_y = \frac{1}{Y} - \frac{1}{Y'}$$

$$F_{ss} = \frac{1}{S^2}$$

Il coefficiente F_{xy} (coefficiente di interazione) dovrebbe essere determinato sperimentalmente; questo termine di solito è difficile da ottenere perché è complicato eseguire la prova di trazione biassiale. Nel nostro caso il coefficiente è sconosciuto, per cui, volendo utilizzare in ogni caso il criterio, si è seguita una strada semiempirica (suggerita in letteratura) per determinarlo.

Si impone un fattore di interazione F_{xy}^* pari a 0,5 e si calcola il termine da utilizzare nel criterio (F_{xy}) secondo questa formula:

$$F_{xy}^* = \frac{F_{xy}}{\sqrt{F_{xx}F_{yy}}}$$

Il criterio può essere utilizzato una volta verificata la seguente disuguaglianza di stabilità:

$$F_{xx}F_{yy} - F_{xy}^2 > 0$$

Oltre a questo tipo di verifica si è fatto un controllo dello sforzo interlaminare sopportato dalla matrice:

$$\frac{\tau_{1 zi}}{S_b} < 1$$

$$\frac{\tau_{2 zi}}{S_b} < 1$$

Dove:

S_b = sforzo di taglio interlaminare ammissibile;

$\tau_{1 zi}$ = sforzo di taglio tra la lamina i e la lamina i+1 nella direzione x;

$\tau_{2 zi}$ = sforzo di taglio tra la lamina i e la lamina i+1 nella direzione y;

Non avendo a disposizione nessun dato sperimentale per i valori di resistenza dei laminati utilizzati si sono presi dei valori di riferimento noti in letteratura:

lamine	X [MPa]	Y [MPa]	X' [MPa]	Y' [MPa]	F_{xy}^* [MPa]	Sb [MPa]	S [MPa]
91110	216	216	157	157	1,47E-05	15	41
92110	216	216	157	157	1,47E-05	15	41
92125	216	216	157	157	1,47E-05	15	41
92130	216	216	157	157	1,47E-05	15	41
92140	216	216	157	157	1,47E-05	15	41
92145	480	68	300	42	7,79E-06	15	42
98151	540	540	377	377	2,46E-06	15	48

Tabella 25: Riassunto delle principali caratteristiche meccaniche delle lamine per il criterio di Tsai-Wu.

Risultati Verifica Resistenza

CASO – A (Fattore di carico $n = 6$ e alla velocità V_a)	
<p><u>Deformazioni</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Freccia estremità alare - Rotazione estremità alare 	<p>10 [mm]</p> <p>1.32 [°]</p>
<p><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi Centina alla Radice</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione 	<p>65 [MPa]</p> <p>63 [MPa]</p> <p>62 [MPa]</p> <p>60 [MPa]</p> <p>54 [MPa]</p> <p>54 [MPa]</p> <p>0.23 [MPa]</p> <p>0.59 [MPa]</p>
<p><u>Indici di rottura</u></p> <p><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare 	<p>0.341</p> <p>0.030</p> <p>0.423</p> <p>0.032</p> <p>0.531</p> <p>0.042</p>

DEFORMAZIONE TOTALE DELLA STRUTTURA

CASO - A

D: Ala

Total Deformation

Type: Total Deformation

Unit: m

Time: 1

03/04/2013 14:29

ANSYS
13.0

0,0096354 Max

0,0085648

0,0074942

0,0064236

0,005353

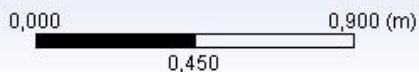
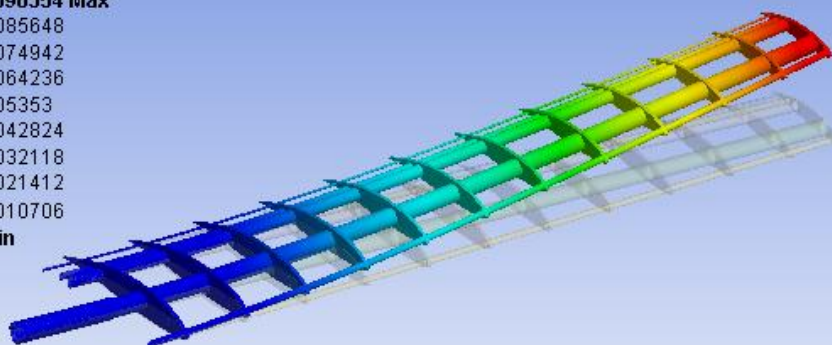
0,0042824

0,0032118

0,0021412

0,0010706

0 Min



TENSIONE TOTALE COMPRESA PELLE ALA

CASO - A

D: Ala

Equivalent Stress

Type: Equivalent (von-Mises) Stress

Unit: Pa

Time: 1

03/04/2013 14:15

ANSYS
13.0

6,154e7 Max

5,4702e7

4,7864e7

4,1027e7

3,4189e7

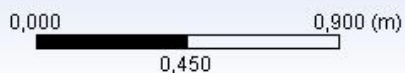
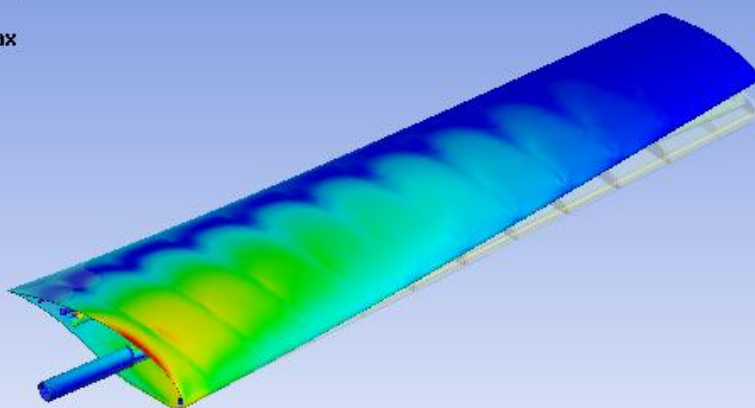
2,7351e7

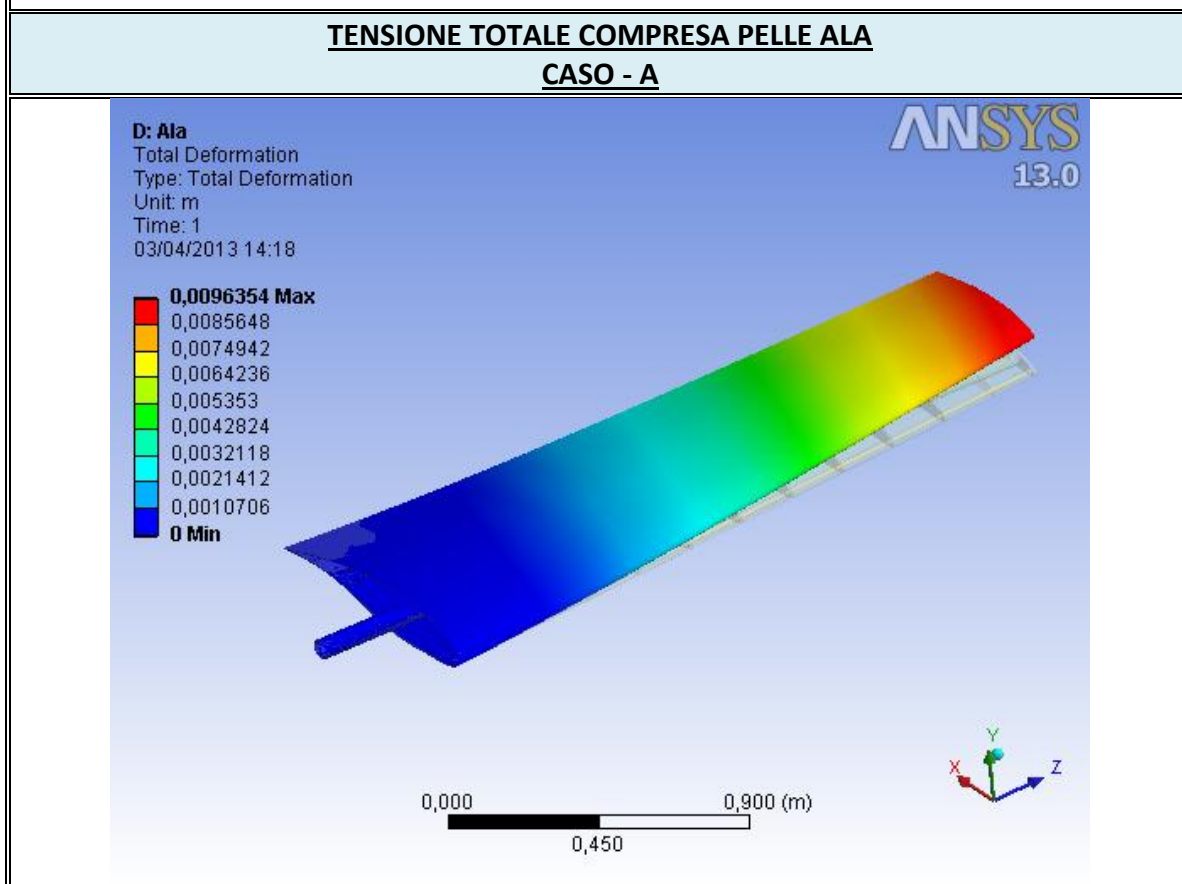
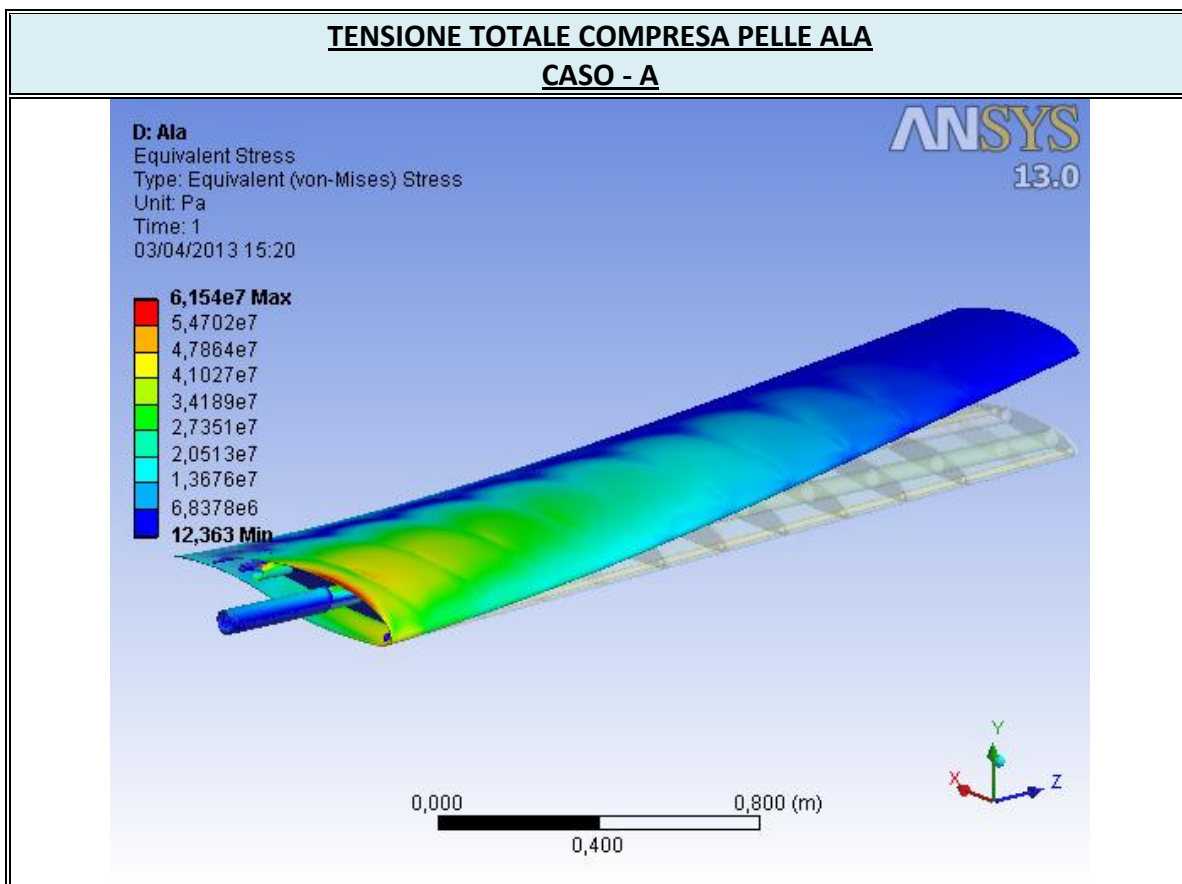
2,0513e7

1,3676e7

6,8378e6

12,363 Min





CASO – D (Fattore di carico $n = 6$ e alla velocità V_d)	
<p style="text-align: center;"><u>Deformazioni</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Freccia estremità alare - Rotazione estremità alare 	<p>30 [mm]</p> <p>0.63 [°]</p>
<p style="text-align: center;"><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p style="text-align: center;"><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p style="text-align: center;"><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p style="text-align: center;"><u>Sforzi Centina alla Radice</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione 	<p>270 [MPa]</p> <p>260 [MPa]</p> <p>234 [MPa]</p> <p>230 [MPa]</p> <p>145 [MPa]</p> <p>150 [MPa]</p> <p>0.03 [MPa]</p> <p>0.89 [MPa]</p>
<p style="text-align: center;"><u>Indici di rottura</u></p> <p style="text-align: center;"><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p style="text-align: center;"><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p style="text-align: center;"><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare 	<p>0.841</p> <p>0.050</p> <p>0.423</p> <p>0.054</p> <p>0.456</p> <p>0.012</p>

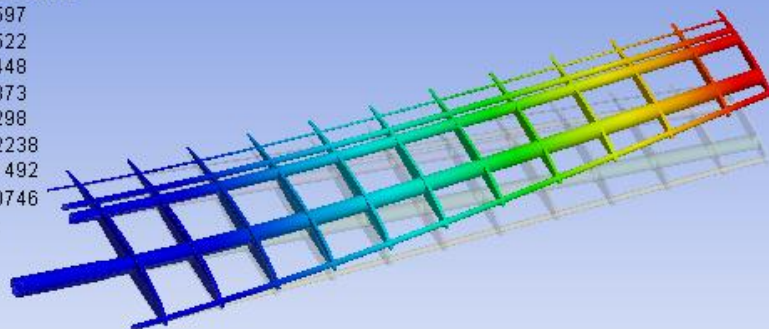
DEFORMAZIONE TOTALE DELLA STRUTTURA

CASO – D

D: Ala
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: m
 Time: 1
 03/04/2013 20:41

ANSYS
 13.0

0,027671 Max
 0,024597
 0,021522
 0,018448
 0,015373
 0,012298
 0,0092238
 0,0061492
 0,0030746
0 Min



0,000 1,000 (m)
 0,500



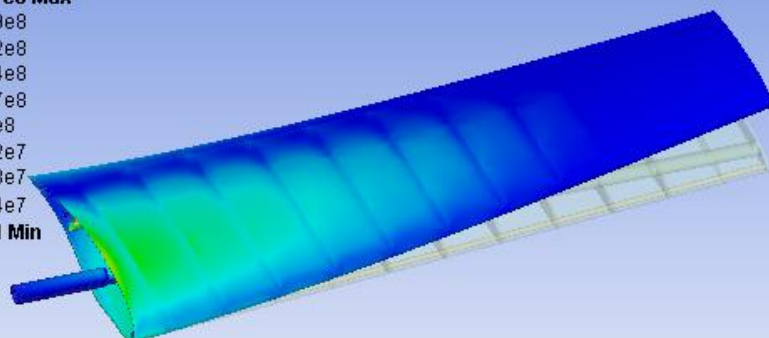
TENSIONE TOTALE COMPRESA PELLE ALA

CASO – D

D: Ala
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent (von-Mises) Stress
 Unit: Pa
 Time: 1
 03/04/2013 20:40

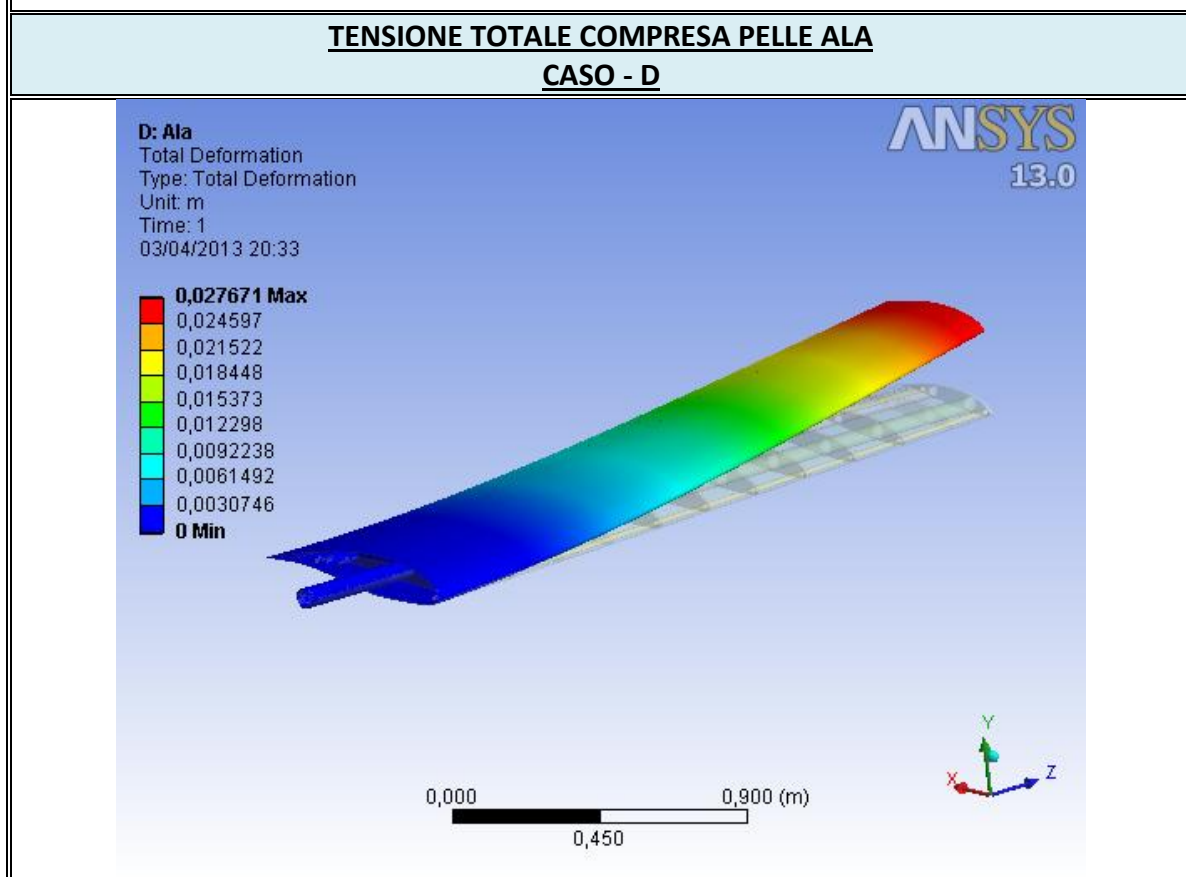
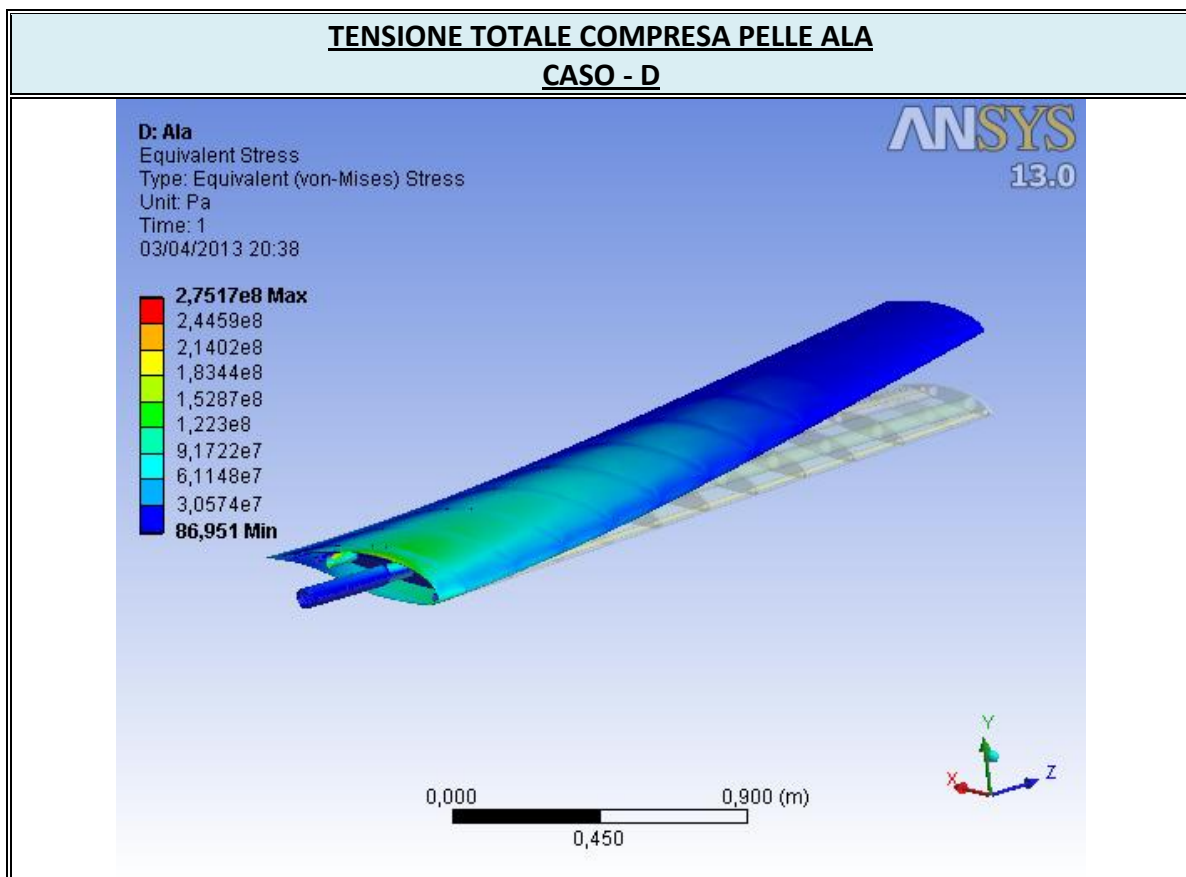
ANSYS
 13.0

2,7517e8 Max
 2,4459e8
 2,1402e8
 1,8344e8
 1,5287e8
 1,223e8
 9,1722e7
 6,1148e7
 3,0574e7
86,951 Min

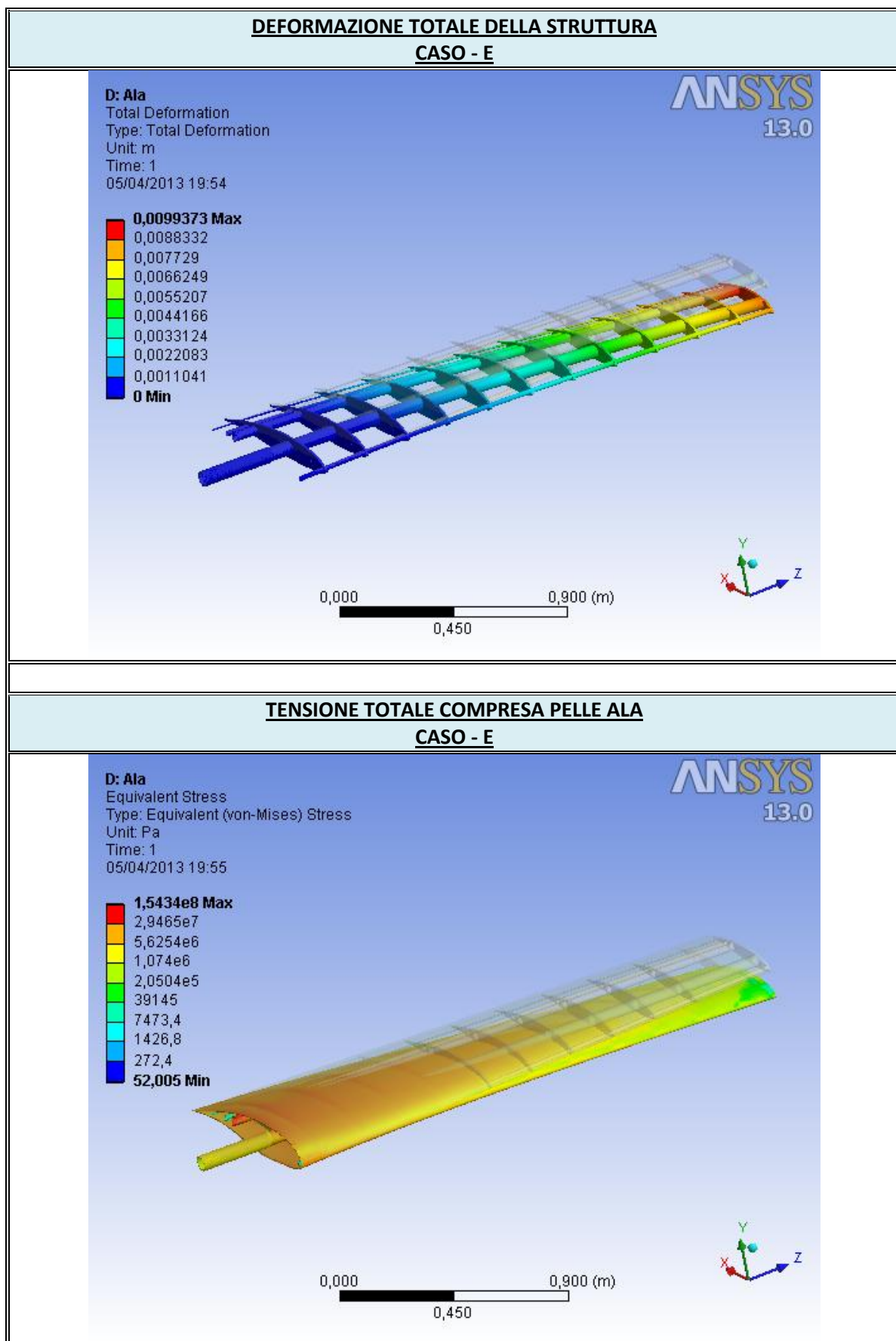


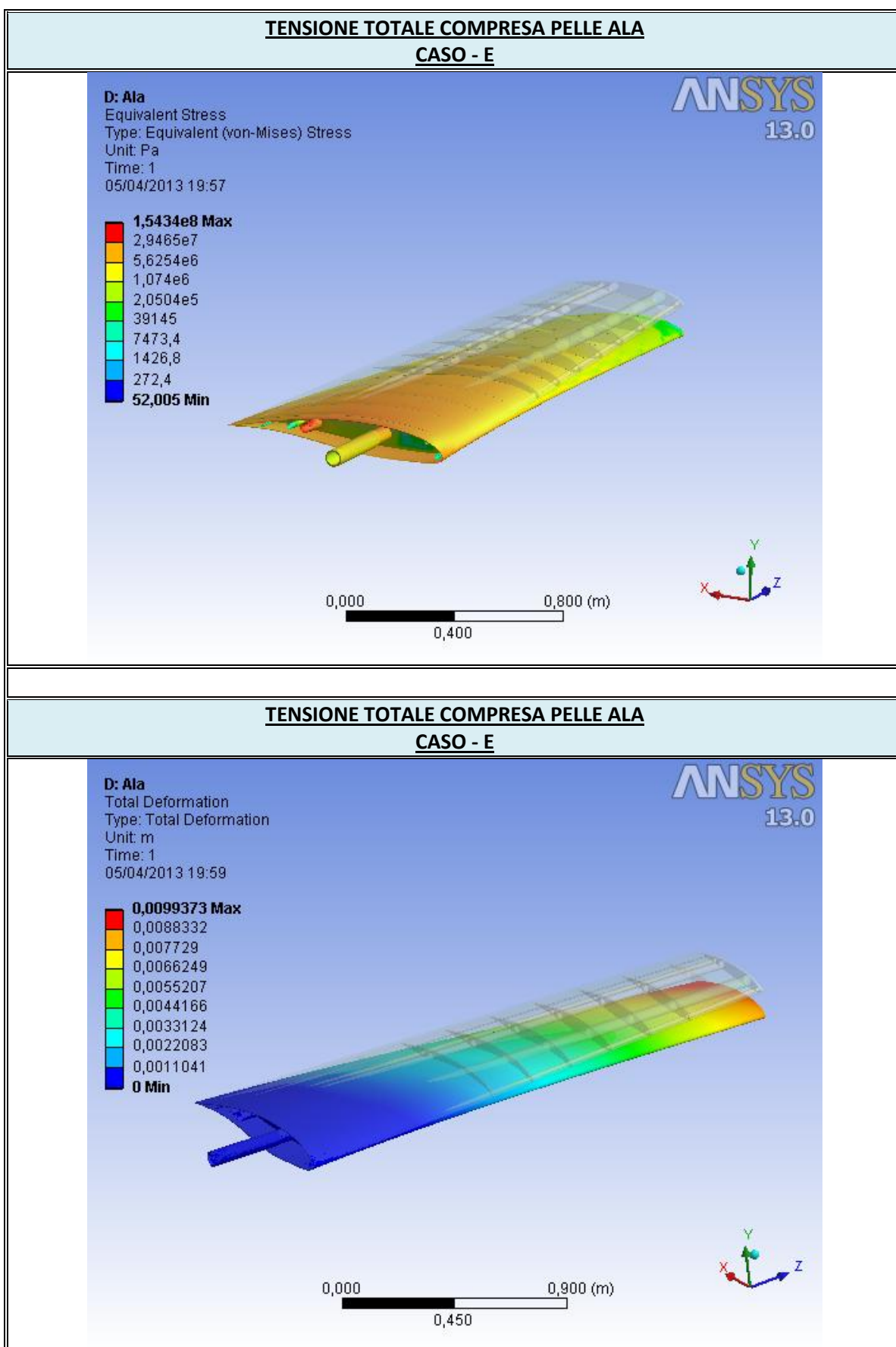
0,000 1,000 (m)
 0,500



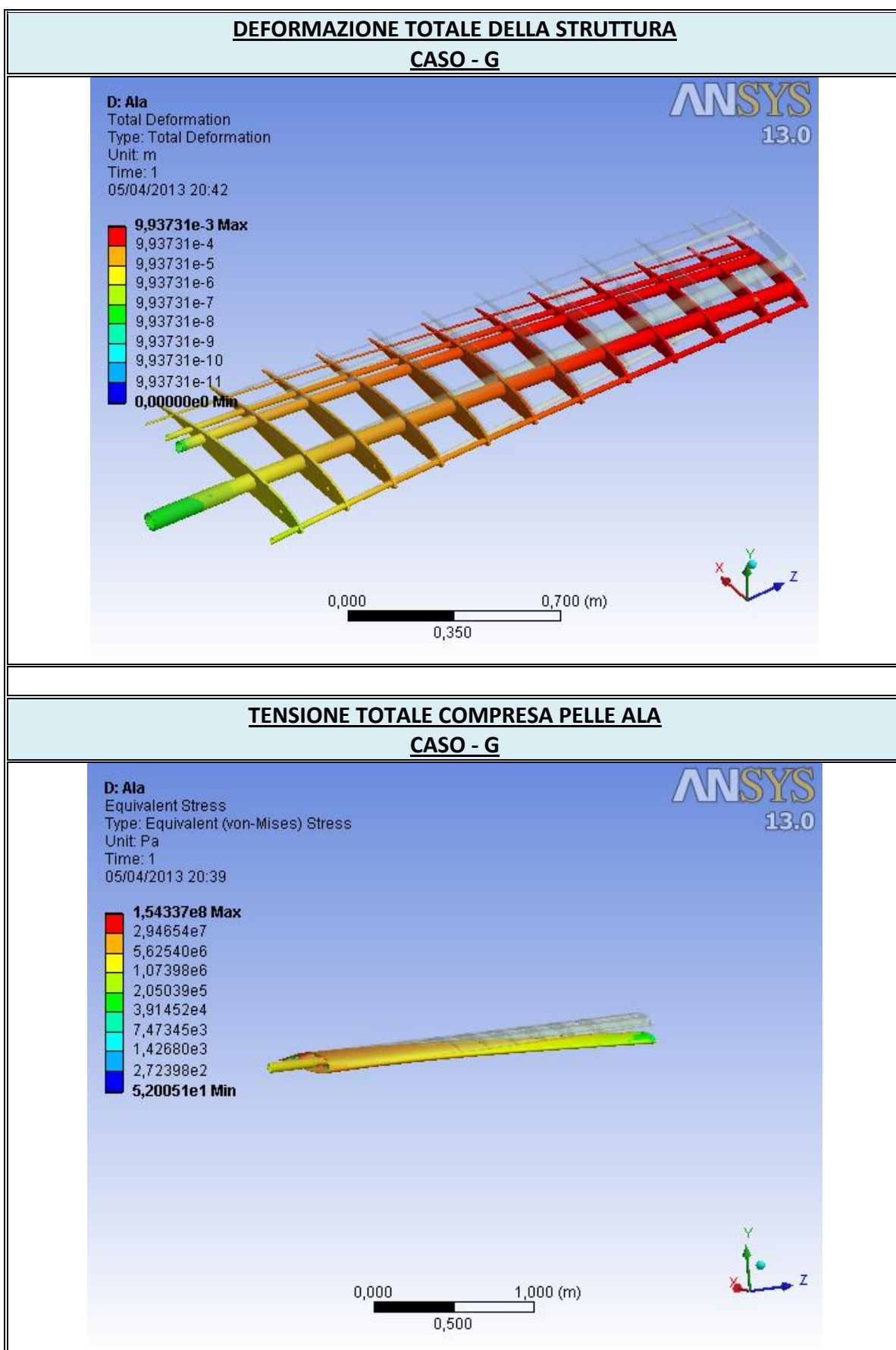


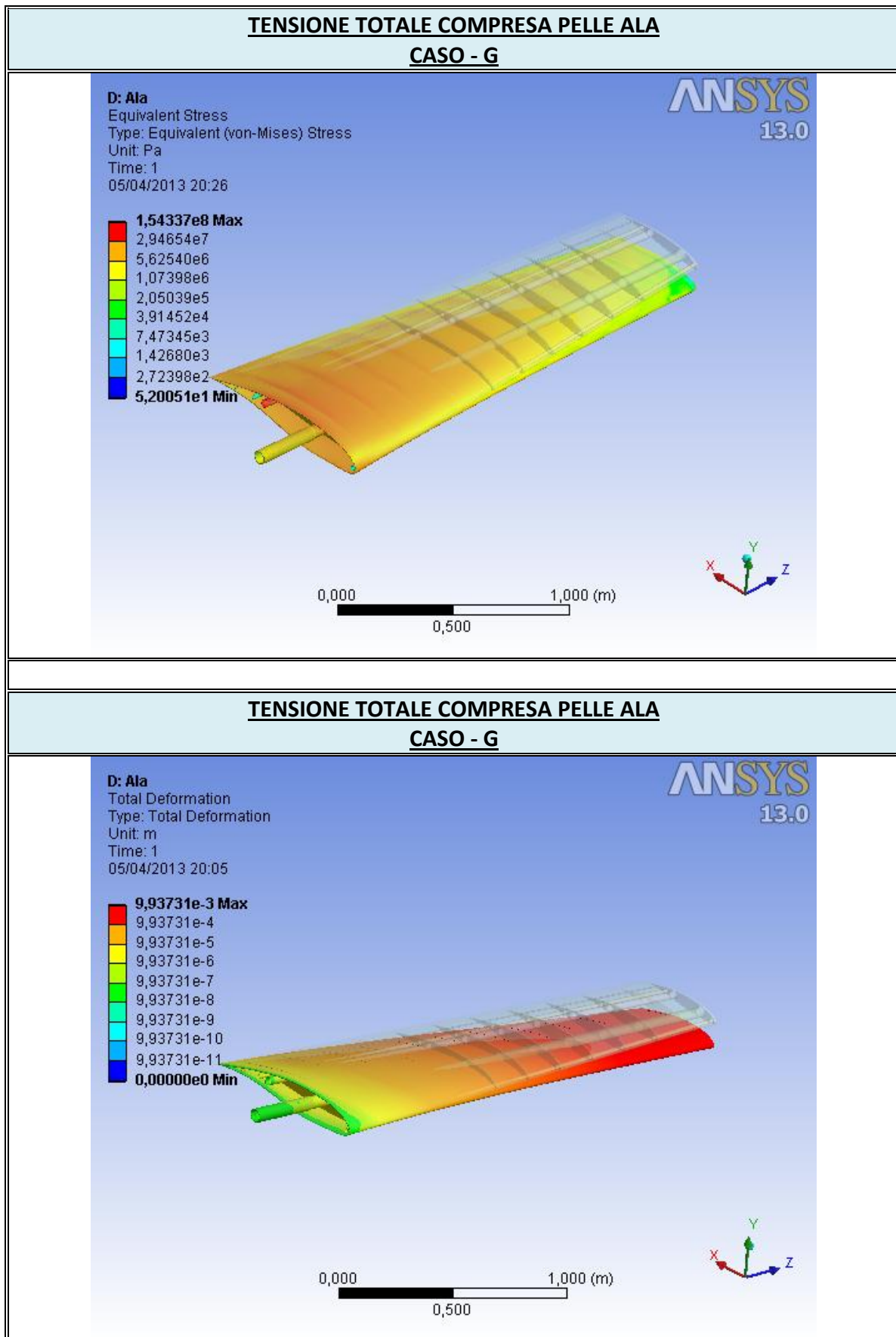
CASO – E (Fattore di carico $n = -3$ e alla velocità Ve)	
<p><u>Deformazioni</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Freccia estremità alare - Rotazione estremità alare 	<p>-10 [mm]</p> <p>-0.34 [°]</p>
<p><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi Centina alla Radice</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione 	<p>154 [MPa]</p> <p>153 [MPa]</p> <p>150 [MPa]</p> <p>150 [MPa]</p> <p>12 [MPa]</p> <p>13 [MPa]</p> <p>0.05 [MPa]</p> <p>0.06 [MPa]</p>
<p><u>Indici di rottura</u></p> <p><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare 	<p>0.156</p> <p>0.020</p> <p>0.165</p> <p>0.011</p> <p>0.098</p> <p>0.002</p>





CASO – G (Fattore di carico $n = -3$ e alla velocità V_g)	
<p><u>Deformazioni</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Freccia estremità alare - Rotazione estremità alare 	<p>-10 [mm]</p> <p>-0.89 [°]</p>
<p><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione <p><u>Sforzi Centina alla Radice</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Sforzo max di trazione - Sforzo max di compressione 	<p>14 [MPa]</p> <p>15 [MPa]</p> <p>15 [MPa]</p> <p>14 [MPa]</p> <p>7 [MPa]</p> <p>7 [MPa]</p> <p>0.03 [MPa]</p> <p>0.05 [MPa]</p>
<p><u>Indici di rottura</u></p> <p><u>Sforzi Longherone Principale</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p><u>Sforzi Longherone Secondario</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare <p><u>Sforzi pelle Ala</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Tsai_Wu - Interlaminare 	<p>0.135</p> <p>0.015</p> <p>0.113</p> <p>0.010</p> <p>0.075</p> <p>0.001</p>





Conclusioni e Sviluppi

Le analisi strutturali hanno evidenziato alcune zone dove le ali sono maggiormente sollecitate, soprattutto, il longherone principale e quello secondario in prossimità della zona di attacco alla fusoliera. Le tensioni in gioco sono comunque entro i limiti di resistenza dei materiali, e si può ridefinire il limite delle condizioni di volo.

I risultati hanno evidenziato una buona rigidità torsionale delle ali, infatti il valore massimo in termini di rotazione angolare, alla estremità alare, è contenuto ed è comunque sempre a picchiare, quindi evita lo stallo in ogni condizione.

Per una verifica completa del velivolo occorre realizzare analisi dettagliate della fusoliera, del piano di coda, del carrello e del castello motore. Oggetto di tali verifiche saranno le due tesi successive, che dovranno anche progettare i meccanismi di attuazione dei comandi.

Il lavoro svolto può essere considerato come un primo step di verifica strutturale ed aerodinamica, e definisce un modo di procedere generale utilizzabile su ulteriori livelli.

Appendice

Programmi Matlab

Funzione Linea portante (senza effetto fusoliera)

```
function [ Gamma_ali,Cl_ali,alphai_ali,Cdi_ali,CL_ali] =
Linea_portante_ali(...
    N,y,theta,alphaW,alphaB,corde,Clalpha,AR,lambda,b,S,Vinf,rho)

%questa funzione permette il calcolo del carico alare tramite la teoria
%della linea portante

%termini noti
fAR=0.5+(4/(pi^2*AR))*(log(pi*AR)-7/8);

An_noto=alphaW;

%le altre righe della matrice

for n=1:N,
    for m=1:N,
        A(m,n)= 4*b*sin(n*theta(m))/Clalpha(m)/corde(m)...
            +fAR*n*sin(n*theta(m))/sin(theta(m));
    end
end

%soluzione del sistema

An=A\An_noto;

%calcolo della circolazione

Gamma_ali=zeros(N,1);

for k=1:N,
    Gamma_ali(k)=2*b*Vinf*sum(An.*sin((1:N)*theta(k)'));
end
Gamma_ali(1)=0;
Gamma_ali(N)=0;

%calcolo dei coefficienti aerodinamici globali e locali

Cl_ali=2*Gamma_ali./corde/Vinf;

%coefficiente di portanza dell'ala

CL_ali=An(1)*pi*AR;
```

```

alpha_i_ali = zeros(N,1);
for i=2:N-1,
    alpha_i_ali(i) = sum((1:N)' .* An .* sin((1:N)' * theta(i)) ./ sin(theta(i)));
end

alpha_i_ali(1) = sum((1:N)' .* An .* (1:N)');
alpha_i_ali(N) = sum((1:N)' .* An .* (1:N)');

Cdi_ali = Cl_ali .* alpha_i_ali;

end

```

Funzione Linea portante (compresa la fusoliera)

```

function [ Gamma_tot, Cl_tot, alpha_i_tot, Cdi_tot, CL_tot ] =
Linea_portante_fusoliera( ...
    N, y, theta, alphaW, alphaB, corde, Cl_alpha, AR, lambda, b, S, Vinf, rho)

%questa funzione permette il calcolo del carico alare tramite la teoria
%della linea portante

A = 0.6;
B = 0.3;
h = -0.4;
e = sqrt(A^2 - B^2);

t = linspace(0, 2*pi, 100);

x1 = A*cos(t);
y1 = B*sin(t);

a = 0.5*(sqrt(y.^2 + (h-e).^2) + sqrt(y.^2 + (h+e).^2));
Real = (1/(A-B)) * (A-B * ((a./sqrt(a.^2 - e^2)) / (1 + (e.^2*y.^2)/(a.^2 - e^2).^2)));
t_rad = 0.075;

y_0 = 2*A*cos(asin(h/B));

```

```

T = 1-2*y_0*t_rad/(pi*A*B);
K = 1+T.*(Real'-1);

fAR=0.5+(4/(pi^2*AR))*(log(pi*AR)-7/8);

%termini noti

An_oto=0*alphaB+alphaW+alphaB.*K;

%le altre righe della matrice

for n=1:N,
    for m=1:N,
        A(m,n)= 4*b*sin(n*theta(m))/Clalpha(m)/corde(m)...
                +K(m)*n*sin(n*theta(m))/sin(theta(m));
    end
end

%soluzione del sistema

An=A\An_oto;

%calcolo della circolazione

Gamma_tot=zeros(N,1);

for k=1:N,
    Gamma_tot(k)=2*b*Vinf*sum(An.*sin((1:N)*theta(k)'));
end
Gamma_tot(1)=0;
Gamma_tot(N)=0;

%calcolo dei coefficienti aerodinamici globali e locali

Cl_tot=2*Gamma_tot./corde/Vinf;

%coefficiente di portanza dell'ala

CL_tot=An(1)*pi*AR;

alpha_i_tot= zeros(N,1);
for i=2:N-1,
    alpha_i_tot(i)=sum((1:N)'.*An.*sin((1:N)*theta(i))./sin(theta(i)));
end

```



```

alpha_tot(1)=sum((1:N)'.*An.*(1:N)');
alpha_tot(N)=sum((1:N)'.*An.*(1:N)');

Cdi_tot=Cl_tot.*alpha_tot;

end

```

Soluzione Carico Alare

```

clc;
clear all;
close all;

%Geometria
global fAR
AR=7.43;
lambda=0.5;
b=5;
N=150;
N=4*N+1;

theta=linspace(pi/N,pi,N);
y=-b/2*cos(theta);
S=b^2/AR;
cr=(2*S)/(b*(1+lambda));
ct=cr*lambda;

%distribuzione corde

corde=interp1([-b/2,0,b/2],[ct,cr,ct],y)';

%teoria profilo sottile

Clalpha_0=2*pi*1;

Clalpha=Clalpha_0*ones(N,1);

%condizioni del flusso

alphaW=(16*pi/180)*ones(N,1);
for i=1:(N-1)*3/10,
    alphaW(i)=alphaW(i)+0*pi/180;
end

for i=(N-1)*7/10:N,
    alphaW(i)=alphaW(i)+0*pi/180;
end

```

```
alphaB=(1.5*pi/180)*ones(N,1);

Vinf=144/3.6;

rho=1.225;

%angolo geometrico

%alphag=alphaW+epsilong;

%soluzione con la linea portante

[ Gamma_tot,Cl_tot,alphai_tot,Cdi_tot,CL_tot] =
Linea_portante_fusoliera(...
    N,y,theta,alphaW,alphaB,corde,Clalpha,AR,lambda,b,S,Vinf,rho);

[ Gamma_ali,Cl_ali,alphai_ali,Cdi_ali,CL_ali] = Linea_portante_ali(...
    N,y,theta,alphaW,alphaB,corde,Clalpha,AR,lambda,b,S,Vinf,rho);

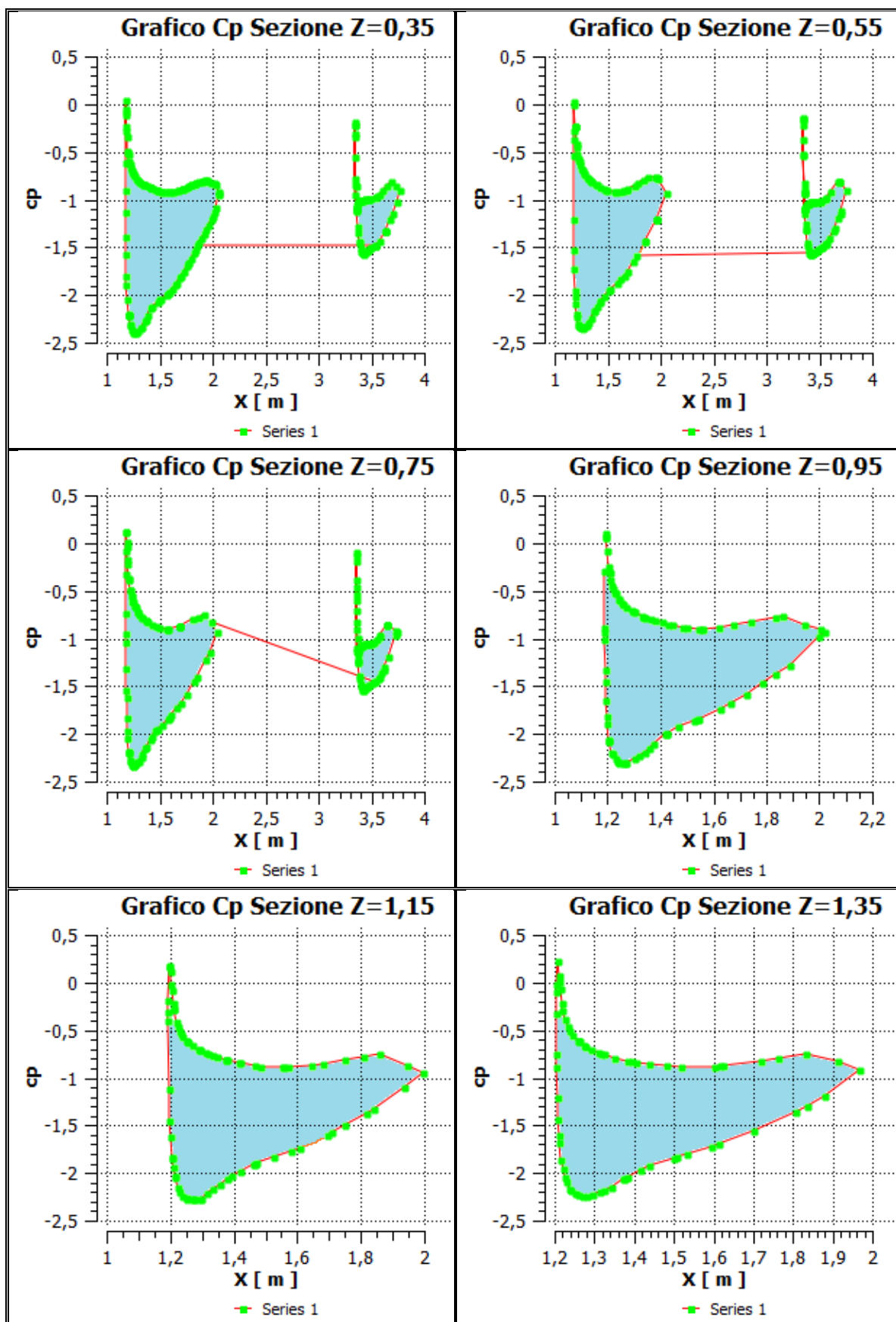
L=0.5*CL_ali*rho*S*Vinf^2

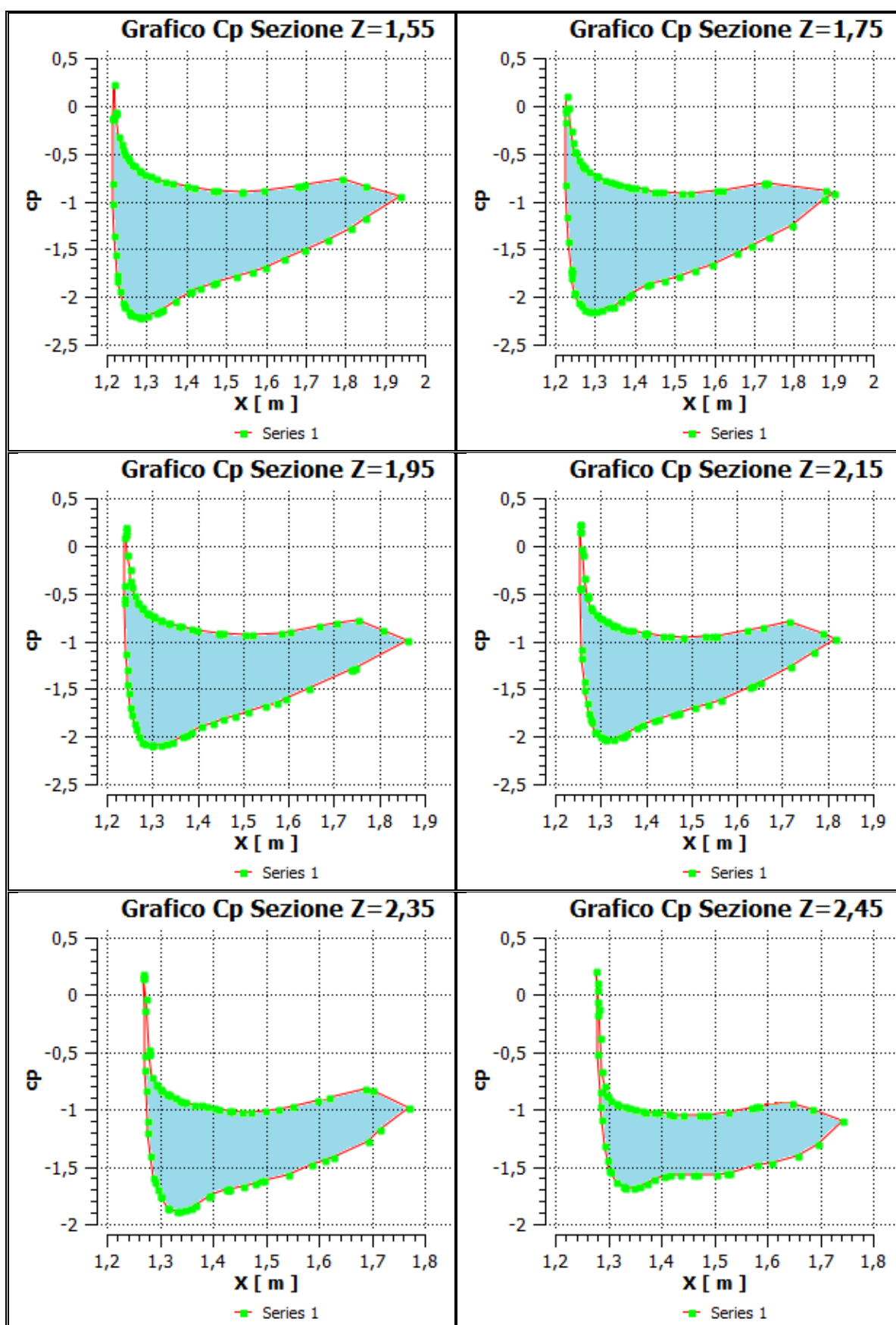
subplot(1,1,1);
plot(y,Cl_tot,'b',y,Cl_ali,'b--');
grid on;

%subplot(1,2,2);
%plot(y,alphaW);
%grid on;
```

Grafici e tabelle dei casi D E G

CASO_D (GRAFICI Cp)





CASO_D (TABELLE Cp)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
3.536	-1.482	3.421	-1.571	3.537	-1.448	1.190	0.059	1.692	-1.597	1.211	0.007
3.541	-1.475	3.412	-1.567	3.559	-1.422	1.190	0.097	1.708	-1.572	1.213	-0.057
3.577	-1.438	3.405	-1.564	3.570	-1.407	1.191	0.078	1.747	-1.497	1.217	-0.219
3.626	-1.335	3.400	-1.552	3.589	-1.365	1.197	-0.079	1.818	-1.366	1.220	-0.292
3.626	-1.334	3.391	-1.532	3.610	-1.321	1.203	-0.242	1.842	-1.322	1.225	-0.386
3.626	-1.334	3.385	-1.485	3.622	-1.291	1.206	-0.312	1.936	-1.094	1.232	-0.466
3.678	-1.200	3.379	-1.442	3.663	-1.192	1.210	-0.377	1.995	-0.946	1.237	-0.505
3.698	-1.150	3.370	-1.315	3.727	-0.966	1.214	-0.446	1.943	-0.875	1.245	-0.551
3.733	-1.021	3.369	-1.306	3.738	-0.925	1.219	-0.478	1.858	-0.751	1.258	-0.612
3.772	-0.893	3.367	-1.256	3.729	-0.914	1.225	-0.515	1.810	-0.774	1.259	-0.614
3.730	-0.854	3.361	-1.140	3.647	-0.860	1.227	-0.528	1.747	-0.809	1.260	-0.619
3.678	-0.813	3.360	-1.105	3.645	-0.859	1.241	-0.589	1.681	-0.851	1.275	-0.663
3.644	-0.856	3.354	-0.881	3.645	-0.859	1.241	-0.590	1.643	-0.872	1.277	-0.669
3.607	-0.901	3.353	-0.829	3.580	-0.962	1.255	-0.634	1.570	-0.890	1.291	-0.701
3.575	-0.942	3.349	-0.522	3.570	-0.979	1.255	-0.635	1.559	-0.893	1.310	-0.734
3.550	-0.965	3.347	-0.223	3.545	-1.007	1.269	-0.668	1.554	-0.893	1.316	-0.746
3.528	-0.983	3.346	-0.152	3.524	-1.032	1.288	-0.705	1.483	-0.880	1.323	-0.754
3.485	-0.994	3.346	-0.150	3.509	-1.041	1.294	-0.718	1.464	-0.871	1.351	-0.790
3.476	-0.997	3.345	-0.145	3.492	-1.052	1.299	-0.726	1.421	-0.845	1.382	-0.818
3.472	-0.997	3.346	-0.369	3.483	-1.054	1.330	-0.768	1.417	-0.842	1.392	-0.827
3.445	-0.997	3.347	-0.543	3.464	-1.055	1.333	-0.772	1.377	-0.809	1.404	-0.836
3.437	-0.998	3.350	-0.923	3.448	-1.055	1.339	-0.777	1.375	-0.808	1.438	-0.860
3.423	-1.002	3.350	-0.930	3.442	-1.056	1.364	-0.800	1.373	-0.806	1.480	-0.877
3.418	-1.003	3.350	-0.933	3.432	-1.059	1.380	-0.812	1.345	-0.783	1.517	-0.889
3.402	-1.005	3.355	-1.077	3.420	-1.062	1.404	-0.830	1.335	-0.772	1.601	-0.878
3.399	-1.006	3.361	-1.092	3.411	-1.066	1.429	-0.848	1.319	-0.753	1.617	-0.878
3.393	-1.007	3.362	-1.092	3.407	-1.067	1.445	-0.860	1.310	-0.739	1.625	-0.875
3.386	-1.010	3.368	-1.064	3.404	-1.069	1.484	-0.880	1.292	-0.707	1.718	-0.822
3.376	-1.021	3.373	-1.053	3.394	-1.076	1.498	-0.886	1.290	-0.703	1.761	-0.793
3.375	-1.021	3.379	-1.043	3.388	-1.080	1.543	-0.895	1.288	-0.698	1.832	-0.753
3.375	-1.022	3.394	-1.032	3.380	-1.093	1.554	-0.897	1.270	-0.663	1.912	-0.825
3.364	-1.045	3.394	-1.032	3.378	-1.097	1.560	-0.896	1.255	-0.620	1.968	-0.919
3.360	-1.056	3.394	-1.032	3.376	-1.108	1.620	-0.886	1.253	-0.614	1.879	-1.184
3.354	-1.083	3.395	-1.032	3.371	-1.127	1.672	-0.862	1.251	-0.605	1.837	-1.305
3.351	-1.078	3.413	-1.028	3.368	-1.141	1.738	-0.828	1.239	-0.559	1.807	-1.361
3.348	-0.946	3.415	-1.028	3.364	-1.152	1.831	-0.779	1.234	-0.537	1.701	-1.550
3.345	-0.782	3.428	-1.027	3.362	-1.123	1.861	-0.764	1.229	-0.507	1.612	-1.697
3.341	-0.313	3.438	-1.024	3.359	-1.092	1.945	-0.850	1.223	-0.454	1.594	-1.727
3.340	-0.217	3.445	-1.022	3.355	-0.829	2.005	-0.900	1.220	-0.418	1.532	-1.806

3.340	-0.212	3.463	-1.021	3.354	-0.709	2.018	-0.927	1.212	-0.284	1.508	-1.837
3.342	-0.180	3.473	-1.021	3.353	-0.542	1.996	-0.980	1.211	-0.271	1.501	-1.844
3.343	-0.332	3.504	-1.018	3.351	-0.185	1.889	-1.281	1.209	-0.222	1.437	-1.925
3.345	-0.553	3.513	-1.014	3.352	-0.117	1.833	-1.378	1.204	-0.077	1.415	-1.960
3.349	-0.839	3.551	-0.986	3.352	-0.098	1.786	-1.462	1.203	-0.017	1.381	-2.041
3.350	-0.861	3.565	-0.970	3.355	-0.383	1.723	-1.583	1.199	0.115	1.376	-2.052
3.356	-1.103	3.608	-0.911	3.355	-0.458	1.660	-1.685	1.197	0.176	1.371	-2.066
3.356	-1.107	3.678	-0.814	3.358	-0.601	1.626	-1.736	1.195	0.170	1.342	-2.145
3.357	-1.112	3.679	-0.813	3.362	-0.908	1.541	-1.841	1.194	-0.191	1.325	-2.176
3.365	-1.287	3.680	-0.814	3.363	-0.989	1.536	-1.847	1.194	-0.302	1.314	-2.194
3.369	-1.341	3.758	-0.906	3.371	-1.218	1.527	-1.856	1.194	-0.401	1.295	-2.227
3.378	-1.434	3.705	-1.110	3.372	-1.243	1.466	-1.926	1.196	-1.121	1.282	-2.234
3.381	-1.452	3.696	-1.143	3.372	-1.248	1.421	-1.999	1.198	-1.453	1.268	-2.238
3.391	-1.507	3.675	-1.196	3.381	-1.389	1.420	-2.001	1.200	-1.610	1.259	-2.228
3.401	-1.538	3.637	-1.296	3.384	-1.417	1.419	-2.005	1.204	-1.826	1.252	-2.211
3.411	-1.556	3.624	-1.328	3.392	-1.475	1.375	-2.101	1.205	-1.852	1.241	-2.187
3.425	-1.563	3.592	-1.403	3.398	-1.497	1.357	-2.146	1.209	-1.936	1.236	-2.167
3.431	-1.565	3.561	-1.456	3.406	-1.526	1.337	-2.195	1.213	-2.033	1.228	-2.089
3.444	-1.548	3.559	-1.459	3.417	-1.538	1.317	-2.227	1.214	-2.049	1.224	-2.040
3.456	-1.535	3.553	-1.465	3.422	-1.541	1.299	-2.257	1.223	-2.154	1.221	-1.959
3.460	-1.530	3.522	-1.494	3.431	-1.530	1.271	-2.298	1.229	-2.201	1.216	-1.858
3.485	-1.508	3.514	-1.498	3.441	-1.517	1.266	-2.303	1.235	-2.235	1.212	-1.674
3.499	-1.501	3.492	-1.514	3.447	-1.511	1.256	-2.298	1.249	-2.261	1.210	-1.603
3.528	-1.485	3.477	-1.527	3.469	-1.489	1.243	-2.296	1.251	-2.264	1.209	-1.439
1.851	-1.476	3.464	-1.535	3.482	-1.472	1.236	-2.281	1.269	-2.271	1.206	-1.200
1.866	-1.453	3.441	-1.558	3.506	-1.458	1.228	-2.260	1.272	-2.273	1.204	-0.883
1.891	-1.410	3.440	-1.559	3.516	-1.454	1.218	-2.211	1.272	-2.273	1.204	-0.742
1.915	-1.356	3.437	-1.561	1.984	-0.823	1.215	-2.196	1.293	-2.272	1.203	-0.328
1.931	-1.318	1.772	-1.593	1.914	-0.756	1.205	-2.069	1.295	-2.269	1.203	-0.094
1.956	-1.260	1.851	-1.436	1.858	-0.776	1.205	-2.066	1.314	-2.215	1.203	-0.022
1.981	-1.206	1.855	-1.428	1.811	-0.799	1.204	-2.051	1.332	-2.172	1.206	0.220
1.996	-1.169	1.955	-1.210	1.691	-0.865	1.197	-1.892	1.355	-2.122	1.210	0.068
2.013	-1.125	1.956	-1.209	1.691	-0.866	1.195	-1.818	1.380	-2.062		
2.031	-1.077	1.957	-1.205	1.690	-0.866	1.192	-1.652	1.393	-2.035		
2.059	-0.943	2.050	-0.933	1.683	-0.868	1.190	-1.450	1.418	-1.985		
2.060	-0.937	1.973	-0.782	1.577	-0.901	1.189	-1.323	1.462	-1.909		
2.055	-0.923	1.961	-0.760	1.572	-0.901	1.188	-1.010	1.467	-1.900		
2.022	-0.834	1.948	-0.762	1.557	-0.898	1.187	-0.939	1.472	-1.894		
2.012	-0.830	1.879	-0.769	1.492	-0.889	1.187	-0.885	1.527	-1.830		
1.982	-0.817	1.837	-0.794	1.464	-0.874	1.186	-0.298	1.582	-1.765		
1.965	-0.806	1.780	-0.828	1.431	-0.857			1.607	-1.735		
1.951	-0.799	1.747	-0.849	1.380	-0.819						
1.926	-0.797	1.689	-0.883	1.377	-0.816						
1.920	-0.797	1.668	-0.894	1.375	-0.815						
1.900	-0.803	1.640	-0.903	1.332	-0.781						
1.884	-0.807	1.614	-0.911	1.331	-0.780						

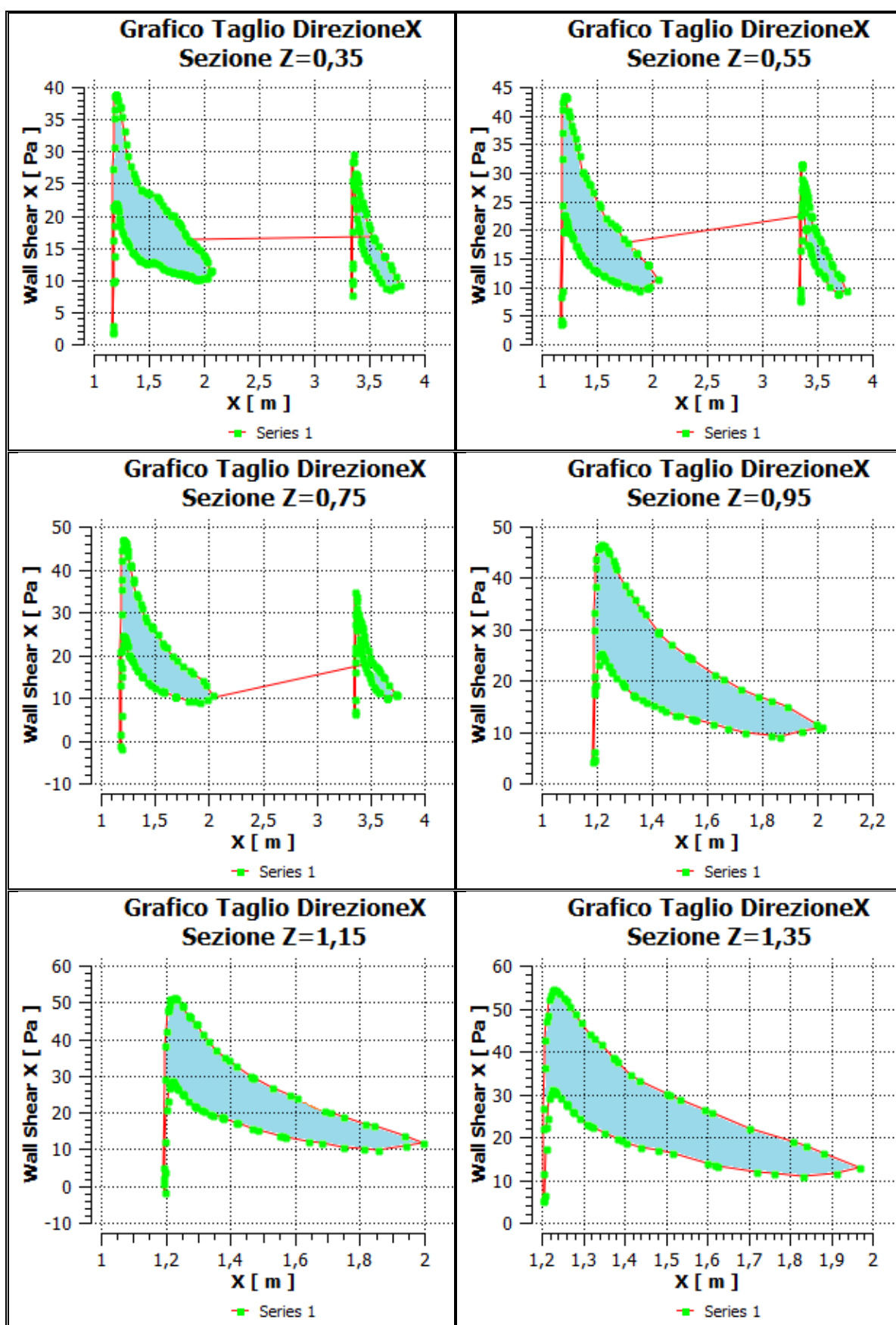
1.863	-0.814	1.571	-0.914	1.308	-0.752						
1.834	-0.825	1.555	-0.914	1.290	-0.723						
1.831	-0.827	1.498	-0.902	1.284	-0.713						
1.818	-0.833	1.483	-0.898	1.268	-0.680						
1.799	-0.844	1.467	-0.889	1.261	-0.665						

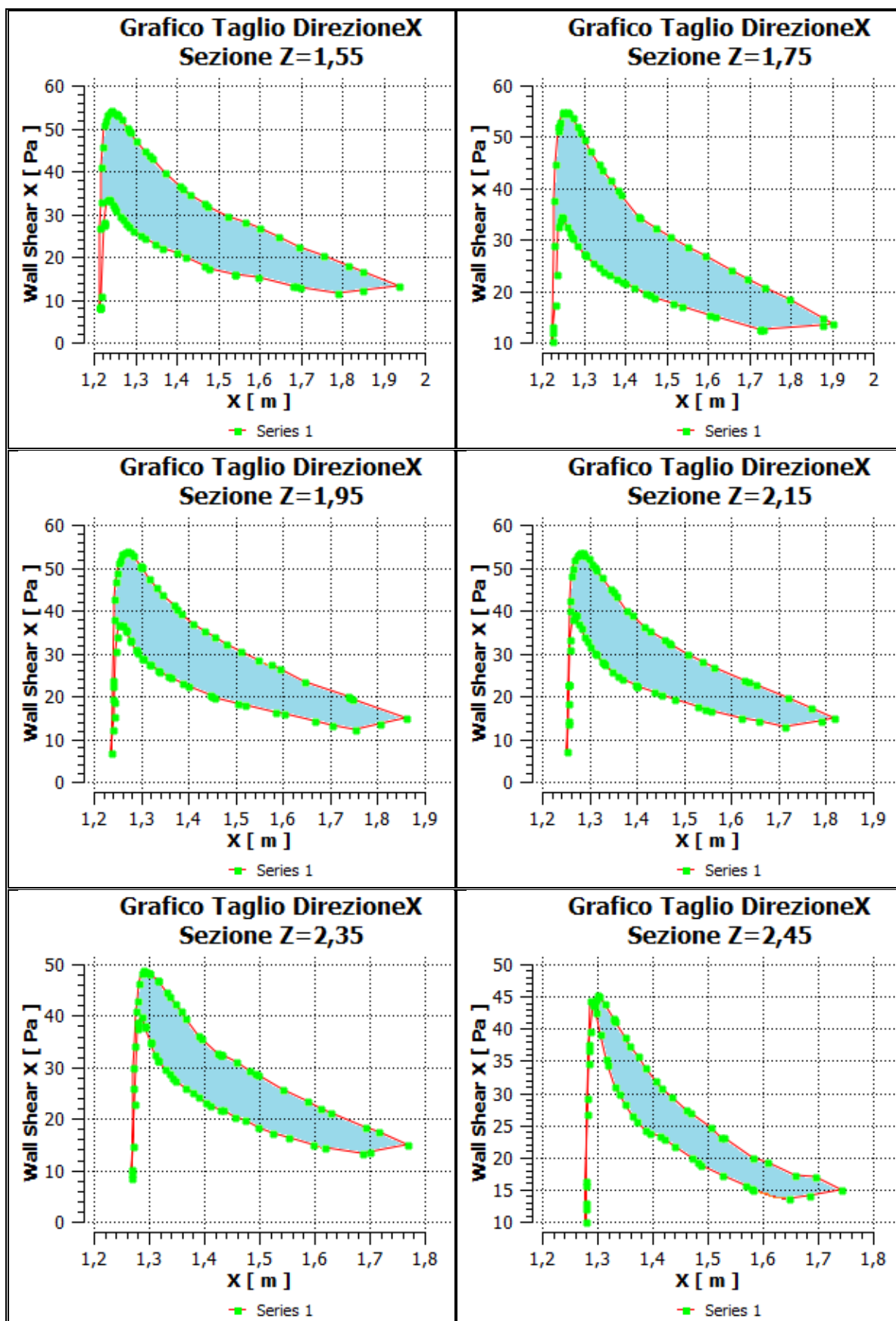
SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
1.213	-0.131	1.233	-0.017	1.548	-1.684	1.545	-0.950	1.545	-0.950	1.583	-0.973
1.213	-0.137	1.239	-0.261	1.510	-1.743	1.528	-0.954	1.528	-0.954	1.578	-0.978
1.215	-0.807	1.244	-0.389	1.480	-1.783	1.481	-0.963	1.481	-0.963	1.569	-0.980
1.216	-1.026	1.247	-0.469	1.455	-1.818	1.453	-0.952	1.453	-0.952	1.527	-1.029
1.219	-1.361	1.250	-0.496	1.432	-1.853	1.437	-0.946	1.437	-0.946	1.488	-1.051
1.221	-1.553	1.259	-0.565	1.408	-1.894	1.401	-0.919	1.401	-0.919	1.481	-1.053
1.225	-1.766	1.267	-0.611	1.386	-1.953	1.398	-0.917	1.398	-0.917	1.471	-1.053
1.227	-1.823	1.271	-0.635	1.374	-1.982	1.396	-0.915	1.396	-0.915	1.440	-1.050
1.232	-1.938	1.274	-0.647	1.367	-2.002	1.368	-0.890	1.368	-0.890	1.422	-1.042
1.240	-2.065	1.285	-0.688	1.345	-2.059	1.359	-0.880	1.359	-0.880	1.414	-1.037
1.242	-2.091	1.301	-0.727	1.332	-2.072	1.348	-0.865	1.348	-0.865	1.395	-1.027
1.243	-2.102	1.303	-0.731	1.318	-2.095	1.333	-0.841	1.333	-0.841	1.387	-1.022
1.253	-2.155	1.305	-0.735	1.301	-2.091	1.329	-0.833	1.329	-0.833	1.371	-1.018
1.257	-2.174	1.324	-0.773	1.299	-2.091	1.326	-0.827	1.326	-0.827	1.364	-1.014
1.258	-2.175	1.337	-0.793	1.298	-2.089	1.314	-0.799	1.314	-0.799	1.350	-1.001
1.268	-2.192	1.348	-0.808	1.283	-2.076	1.311	-0.792	1.311	-0.792	1.339	-0.986
1.281	-2.206	1.361	-0.821	1.278	-2.051	1.302	-0.771	1.302	-0.771	1.332	-0.977
1.285	-2.205	1.381	-0.839	1.270	-2.002	1.296	-0.746	1.296	-0.746	1.318	-0.956
1.288	-2.205	1.391	-0.848	1.263	-1.918	1.290	-0.724	1.290	-0.724	1.315	-0.950
1.303	-2.199	1.400	-0.855	1.260	-1.866	1.281	-0.670	1.281	-0.670	1.304	-0.924
1.324	-2.161	1.422	-0.874	1.256	-1.769	1.278	-0.644	1.278	-0.644	1.298	-0.884
1.333	-2.147	1.450	-0.893	1.253	-1.689	1.270	-0.543	1.270	-0.543	1.295	-0.867
1.340	-2.128	1.459	-0.900	1.248	-1.545	1.269	-0.535	1.269	-0.535	1.292	-0.796
1.371	-2.047	1.471	-0.903	1.246	-1.455	1.269	-0.521	1.269	-0.521	1.287	-0.664
1.407	-1.955	1.517	-0.915	1.244	-1.294	1.263	-0.333	1.263	-0.333	1.284	-0.378
1.414	-1.938	1.538	-0.912	1.242	-1.127	1.260	-0.101	1.260	-0.101	1.281	-0.122
1.433	-1.906	1.604	-0.891	1.240	-0.598	1.259	-0.040	1.259	-0.040	1.279	0.111
1.465	-1.853	1.619	-0.883	1.240	-0.546	1.256	0.157	1.256	0.157	1.278	0.202
1.475	-1.840	1.726	-0.804	1.239	-0.419	1.255	0.224	1.255	0.224	1.278	0.043
1.524	-1.787	1.727	-0.804	1.238	0.088	1.255	0.219	1.255	0.219	1.279	-0.063
1.565	-1.740	1.733	-0.808	1.240	0.160	1.253	0.145	1.253	0.145	1.279	-0.167

1.599	-1.693	1.879	-0.887	1.242	0.193	1.255	-0.441	1.255	-0.441	1.281	-0.518
1.646	-1.609	1.901	-0.914	1.243	0.122	1.255	-0.443	1.255	-0.443	1.284	-0.849
1.696	-1.516	1.876	-0.984	1.246	-0.101	1.255	-0.445	1.255	-0.445	1.285	-0.975
1.754	-1.398	1.795	-1.245	1.250	-0.250	1.258	-1.080	1.258	-1.080	1.287	-1.082
1.813	-1.275	1.736	-1.368	1.252	-0.365	1.259	-1.176	1.259	-1.176	1.292	-1.318
1.849	-1.176	1.694	-1.461	1.255	-0.422	1.262	-1.416	1.262	-1.416	1.298	-1.446
1.937	-0.941	1.656	-1.544	1.261	-0.527	1.265	-1.512	1.265	-1.512	1.301	-1.525
1.849	-0.842	1.593	-1.661	1.267	-0.595	1.269	-1.648	1.269	-1.648	1.304	-1.544
1.791	-0.771	1.552	-1.728	1.268	-0.598	1.274	-1.752	1.274	-1.752	1.314	-1.631
1.697	-0.832	1.510	-1.783	1.276	-0.647	1.277	-1.812	1.277	-1.812	1.328	-1.672
1.688	-0.838	1.475	-1.823	1.278	-0.657	1.279	-1.847	1.279	-1.847	1.329	-1.676
1.680	-0.842	1.437	-1.863	1.288	-0.697	1.287	-1.945	1.287	-1.945	1.330	-1.677
1.596	-0.892	1.430	-1.873	1.288	-0.699	1.290	-1.959	1.290	-1.959	1.349	-1.684
1.540	-0.902	1.389	-1.974	1.292	-0.712	1.298	-1.998	1.298	-1.998	1.359	-1.672
1.540	-0.902	1.382	-1.993	1.302	-0.741	1.306	-2.017	1.306	-2.017	1.373	-1.640
1.479	-0.890	1.365	-2.039	1.303	-0.745	1.310	-2.023	1.310	-2.023	1.388	-1.605
1.465	-0.883	1.345	-2.097	1.317	-0.777	1.313	-2.026	1.313	-2.026	1.406	-1.578
1.421	-0.857	1.336	-2.108	1.318	-0.779	1.326	-2.034	1.326	-2.034	1.416	-1.573
1.400	-0.842	1.316	-2.139	1.334	-0.807	1.344	-2.001	1.344	-2.001	1.435	-1.574
1.366	-0.811	1.301	-2.150	1.338	-0.814	1.349	-1.993	1.349	-1.993	1.459	-1.574
1.346	-0.790	1.292	-2.157	1.355	-0.836	1.357	-1.971	1.357	-1.971	1.468	-1.567
1.324	-0.760	1.284	-2.143	1.363	-0.845	1.379	-1.913	1.379	-1.913	1.504	-1.568
1.311	-0.740	1.274	-2.134	1.387	-0.868	1.391	-1.883	1.391	-1.883	1.523	-1.558
1.295	-0.712	1.265	-2.094	1.399	-0.879	1.416	-1.830	1.416	-1.830	1.528	-1.561
1.286	-0.687	1.259	-2.059	1.445	-0.913	1.428	-1.810	1.428	-1.810	1.582	-1.483
1.279	-0.667	1.249	-1.974	1.448	-0.915	1.459	-1.767	1.459	-1.767	1.607	-1.471
1.270	-0.634	1.248	-1.952	1.454	-0.918	1.467	-1.755	1.467	-1.755	1.657	-1.398
1.262	-0.608	1.242	-1.798	1.503	-0.936	1.472	-1.750	1.472	-1.750	1.696	-1.299
1.254	-0.567	1.240	-1.746	1.520	-0.934	1.508	-1.697	1.508	-1.697	1.743	-1.099
1.249	-0.543	1.239	-1.734	1.583	-0.910	1.537	-1.656	1.537	-1.656	1.685	-0.998
1.245	-0.507	1.239	-1.704	1.603	-0.895	1.563	-1.614	1.563	-1.614	1.646	-0.949
1.239	-0.461	1.232	-1.426	1.667	-0.843	1.627	-1.484	1.627	-1.484		
1.235	-0.398	1.230	-1.154	1.705	-0.816	1.635	-1.469	1.635	-1.469		
1.231	-0.315	1.227	-0.830	1.753	-0.783	1.651	-1.430	1.651	-1.430		
1.223	-0.081	1.225	-0.174	1.806	-0.881	1.719	-1.273	1.719	-1.273		
1.223	-0.072	1.225	-0.058	1.861	-0.992	1.769	-1.116	1.769	-1.116		
1.223	-0.064	1.226	-0.034	1.747	-1.278	1.817	-0.972	1.817	-0.972		
1.217	0.224	1.230	0.103	1.739	-1.296	1.788	-0.917	1.788	-0.917		
1.213	-0.125			1.736	-1.302	1.714	-0.799	1.714	-0.799		
1.213	-0.128			1.646	-1.497	1.658	-0.849	1.658	-0.849		
				1.593	-1.604	1.621	-0.886	1.621	-0.886		
				1.574	-1.643	1.556	-0.941	1.556	-0.941		

CASO_D (GRAFICI TAGLIO)





CASO_D (TABELLE TAGLIO)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa
3.536	16.533	3.421	24.254	3.537	17.524	1.190	4.554	1.692	20.593	1.211	22.327
3.541	16.319	3.412	25.213	3.559	17.008	1.190	4.661	1.708	20.065	1.213	24.247
3.577	15.331	3.405	25.953	3.570	16.697	1.191	6.117	1.747	18.942	1.217	29.242
3.626	13.893	3.400	26.400	3.589	15.936	1.197	19.116	1.818	17.032	1.220	30.239
3.626	13.888	3.391	26.893	3.610	15.162	1.203	23.233	1.842	16.543	1.225	31.265
3.626	13.885	3.385	27.396	3.622	14.742	1.206	24.731	1.936	13.671	1.232	30.791
3.678	12.372	3.379	27.705	3.663	13.128	1.210	25.014	1.995	11.853	1.237	30.140
3.698	11.716	3.370	28.285	3.727	11.107	1.214	25.292	1.943	11.113	1.245	29.056
3.733	10.657	3.369	28.286	3.738	10.689	1.219	24.907	1.858	9.797	1.258	27.746
3.772	9.376	3.367	27.990	3.729	10.567	1.225	24.332	1.810	10.180	1.259	27.711
3.730	9.017	3.361	27.372	3.647	10.099	1.227	24.083	1.747	10.642	1.260	27.549
3.678	8.523	3.360	27.021	3.645	10.089	1.241	22.876	1.681	11.617	1.275	26.071
3.644	8.906	3.354	24.666	3.645	10.092	1.241	22.852	1.643	12.093	1.277	25.848
3.607	9.619	3.353	23.784	3.580	11.300	1.255	21.868	1.570	13.431	1.291	24.512
3.575	10.388	3.349	18.308	3.570	11.505	1.255	21.828	1.559	13.582	1.310	23.196
3.550	11.275	3.347	9.691	3.545	12.059	1.269	20.750	1.554	13.707	1.316	22.776
3.528	12.126	3.346	7.657	3.524	12.749	1.288	19.664	1.483	15.161	1.323	22.447
3.485	13.194	3.346	7.845	3.509	13.704	1.294	19.307	1.464	15.608	1.351	21.021
3.476	13.428	3.345	8.696	3.492	14.864	1.299	18.993	1.421	17.331	1.382	19.535
3.472	13.582	3.346	16.479	3.483	15.361	1.330	17.278	1.417	17.423	1.392	19.178
3.445	14.320	3.347	22.699	3.464	16.061	1.333	17.138	1.377	18.648	1.404	18.757
3.437	14.827	3.350	31.441	3.448	17.178	1.339	16.953	1.375	18.717	1.438	17.770
3.423	15.820	3.350	31.598	3.442	17.662	1.364	16.373	1.373	18.809	1.480	16.920
3.418	16.204	3.350	31.601	3.432	18.304	1.380	15.892	1.345	19.345	1.517	16.284
3.402	17.624	3.355	31.078	3.420	19.201	1.404	15.275	1.335	19.682	1.601	13.919
3.399	18.154	3.361	28.938	3.411	20.427	1.429	14.683	1.319	20.345	1.617	13.458
3.393	18.710	3.362	28.504	3.407	20.980	1.445	14.252	1.310	20.680	1.625	13.339
3.386	19.555	3.368	26.284	3.404	21.432	1.484	13.402	1.292	21.539	1.718	11.717
3.376	21.260	3.373	25.191	3.394	23.019	1.498	13.208	1.290	21.629	1.761	11.364
3.375	21.337	3.379	23.218	3.388	23.973	1.543	12.573	1.288	21.865	1.832	10.764
3.375	21.369	3.394	20.237	3.380	26.252	1.554	12.418	1.270	23.266	1.912	11.658
3.364	24.163	3.394	20.224	3.378	26.741	1.560	12.332	1.255	24.850	1.968	12.775
3.360	25.485	3.394	20.219	3.376	27.781	1.620	11.466	1.253	25.068	1.879	16.395
3.354	28.544	3.395	20.160	3.371	29.344	1.672	10.733	1.251	25.239	1.837	17.869
3.351	29.712	3.413	17.519	3.368	30.951	1.738	9.985	1.239	26.341	1.807	18.824
3.348	28.409	3.415	17.346	3.364	32.563	1.831	9.385	1.234	26.958	1.701	22.165
3.345	25.625	3.428	16.754	3.362	33.878	1.861	9.143	1.229	27.591	1.612	25.644
3.341	12.549	3.438	16.042	3.359	34.899	1.945	10.146	1.223	28.330	1.594	26.330
3.340	9.832	3.445	15.516	3.355	29.761	2.005	10.724	1.220	28.640	1.532	28.926
3.340	9.581	3.463	14.557	3.354	27.408	2.018	10.971	1.212	27.983	1.508	29.869

3.342	7.652	3.473	13.957	3.353	21.766	1.996	11.576	1.211	27.836	1.501	30.160
3.343	11.949	3.504	13.000	3.351	9.709	1.889	14.999	1.209	26.615	1.437	33.359
3.345	17.618	3.513	12.755	3.352	7.072	1.833	16.047	1.204	23.301	1.415	34.693
3.349	22.307	3.551	12.080	3.352	6.143	1.786	16.985	1.203	20.740	1.381	37.717
3.350	22.648	3.565	11.807	3.355	15.969	1.723	18.432	1.199	11.980	1.376	38.144
3.356	24.829	3.608	10.291	3.355	18.312	1.660	20.219	1.197	3.754	1.371	38.676
3.356	24.863	3.678	8.807	3.358	20.585	1.626	21.257	1.195	-1.842	1.342	41.579
3.357	24.915	3.679	8.785	3.362	25.855	1.541	24.325	1.194	0.574	1.325	43.059
3.365	26.360	3.680	8.794	3.363	26.691	1.536	24.477	1.194	2.241	1.314	44.109
3.369	26.710	3.758	9.484	3.371	28.923	1.527	24.734	1.194	5.073	1.295	46.861
3.378	26.458	3.705	11.615	3.372	29.184	1.466	27.123	1.196	29.213	1.282	48.652
3.381	26.315	3.696	11.947	3.372	29.207	1.421	29.416	1.198	38.071	1.268	50.656
3.391	25.215	3.675	12.567	3.381	29.612	1.420	29.463	1.200	42.243	1.259	51.752
3.401	24.110	3.637	13.700	3.384	29.502	1.419	29.607	1.204	47.748	1.252	52.390
3.411	23.376	3.624	14.258	3.392	28.318	1.375	32.924	1.205	48.304	1.241	53.722
3.425	22.221	3.592	15.389	3.398	28.000	1.357	34.215	1.209	49.470	1.236	54.384
3.431	22.095	3.561	16.487	3.406	27.633	1.337	35.858	1.213	50.832	1.228	54.536
3.444	21.198	3.559	16.564	3.417	26.550	1.317	37.170	1.214	50.932	1.224	54.312
3.456	20.561	3.553	16.845	3.422	25.786	1.299	38.566	1.223	51.339	1.221	53.152
3.460	20.285	3.522	18.136	3.431	24.460	1.271	41.897	1.229	51.196	1.216	52.151
3.485	18.839	3.514	18.433	3.441	23.083	1.266	42.562	1.235	51.009	1.212	48.530
3.499	18.113	3.492	19.437	3.447	22.623	1.256	43.482	1.249	49.229	1.210	47.124
3.528	16.833	3.477	20.047	3.469	21.055	1.243	45.002	1.251	48.949	1.209	42.810
1.851	16.369	3.464	20.496	3.482	19.643	1.236	45.583	1.269	46.733	1.206	36.242
1.866	16.135	3.441	22.255	3.506	18.528	1.228	46.391	1.272	46.351	1.204	26.628
1.891	15.816	3.440	22.369	3.516	18.052	1.218	46.434	1.272	46.322	1.204	22.190
1.915	15.395	3.437	22.704	1.984	9.823	1.215	46.535	1.293	44.207	1.203	11.481
1.931	15.016	1.772	17.853	1.914	8.930	1.205	45.942	1.295	44.013	1.203	5.086
1.956	14.623	1.851	15.976	1.858	9.213	1.205	45.917	1.314	41.568	1.203	5.305
1.981	14.072	1.855	15.916	1.811	9.471	1.204	45.700	1.332	39.412	1.206	6.315
1.996	13.743	1.955	13.969	1.691	10.330	1.197	43.679	1.355	37.039	1.210	17.455
2.013	13.288	1.956	13.955	1.691	10.334	1.195	42.020	1.380	35.001		
2.031	12.866	1.957	13.920	1.690	10.338	1.192	38.281	1.393	34.175		
2.059	11.523	2.050	11.444	1.683	10.409	1.190	33.271	1.418	32.529		
2.060	11.483	1.973	10.116	1.577	11.515	1.189	29.955	1.462	29.945		
2.055	11.330	1.961	9.909	1.572	11.563	1.188	20.839	1.467	29.610		
2.022	10.470	1.948	9.888	1.557	11.685	1.187	18.744	1.472	29.411		
2.012	10.434	1.879	9.452	1.492	12.406	1.187	17.530	1.527	26.656		
1.982	10.291	1.837	9.854	1.464	12.988	1.186	4.126	1.582	24.694		
1.965	10.205	1.780	10.087	1.431	13.690			1.607	23.842		
1.951	10.242	1.747	10.377	1.380	15.094						
1.926	10.144	1.689	10.845	1.377	15.183						
1.920	10.194	1.668	10.984	1.375	15.221						
1.900	10.412	1.640	11.187	1.332	16.568						
1.884	10.578	1.614	11.429	1.331	16.606						
1.863	10.860	1.571	12.059	1.308	17.442						

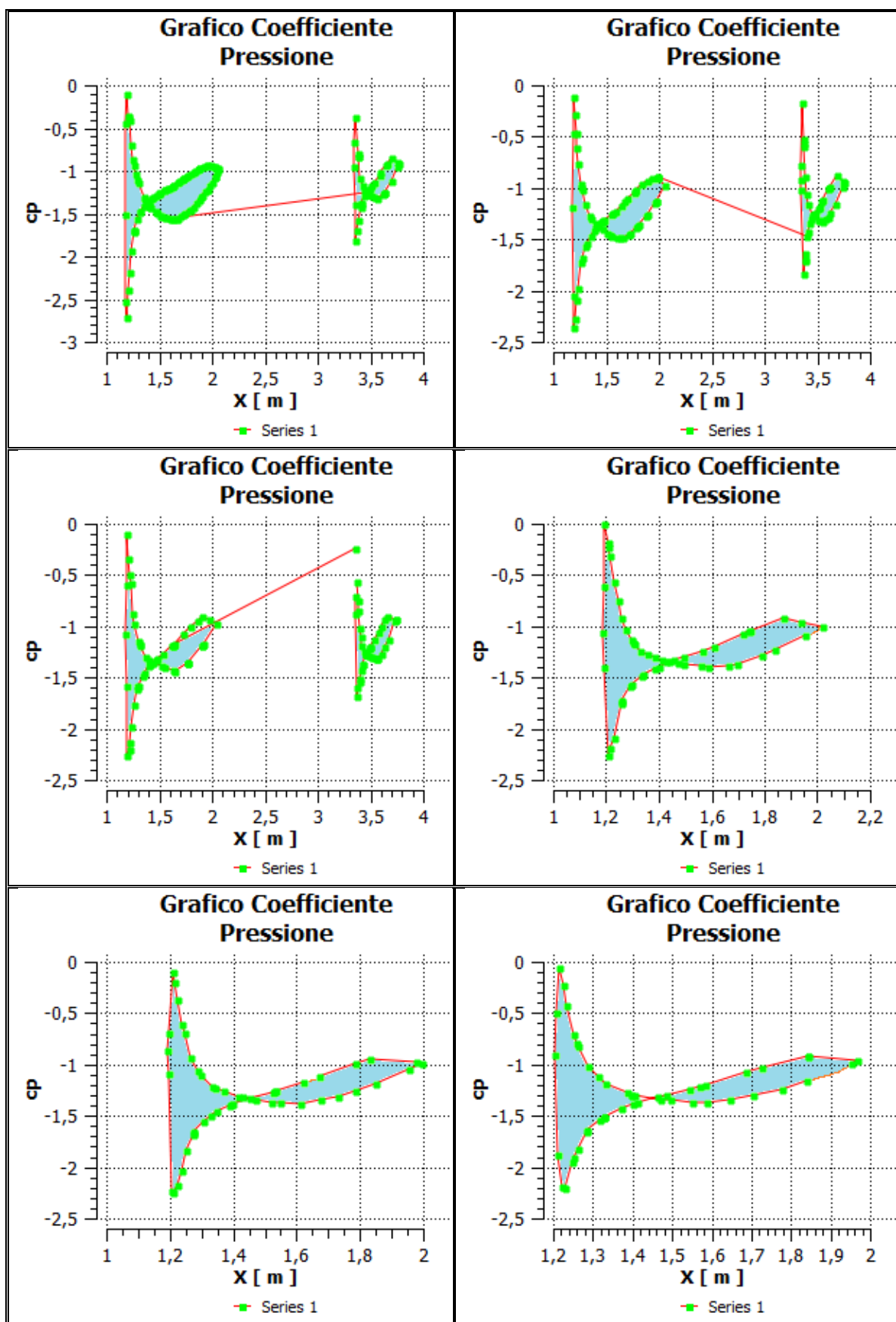
1.834	10.843	1.555	12.302	1.290	18.443						
1.831	10.840	1.498	12.822	1.284	18.722						
1.818	10.898	1.483	12.979	1.268	19.576						
1.799	10.967	1.467	13.320	1.261	19.955						

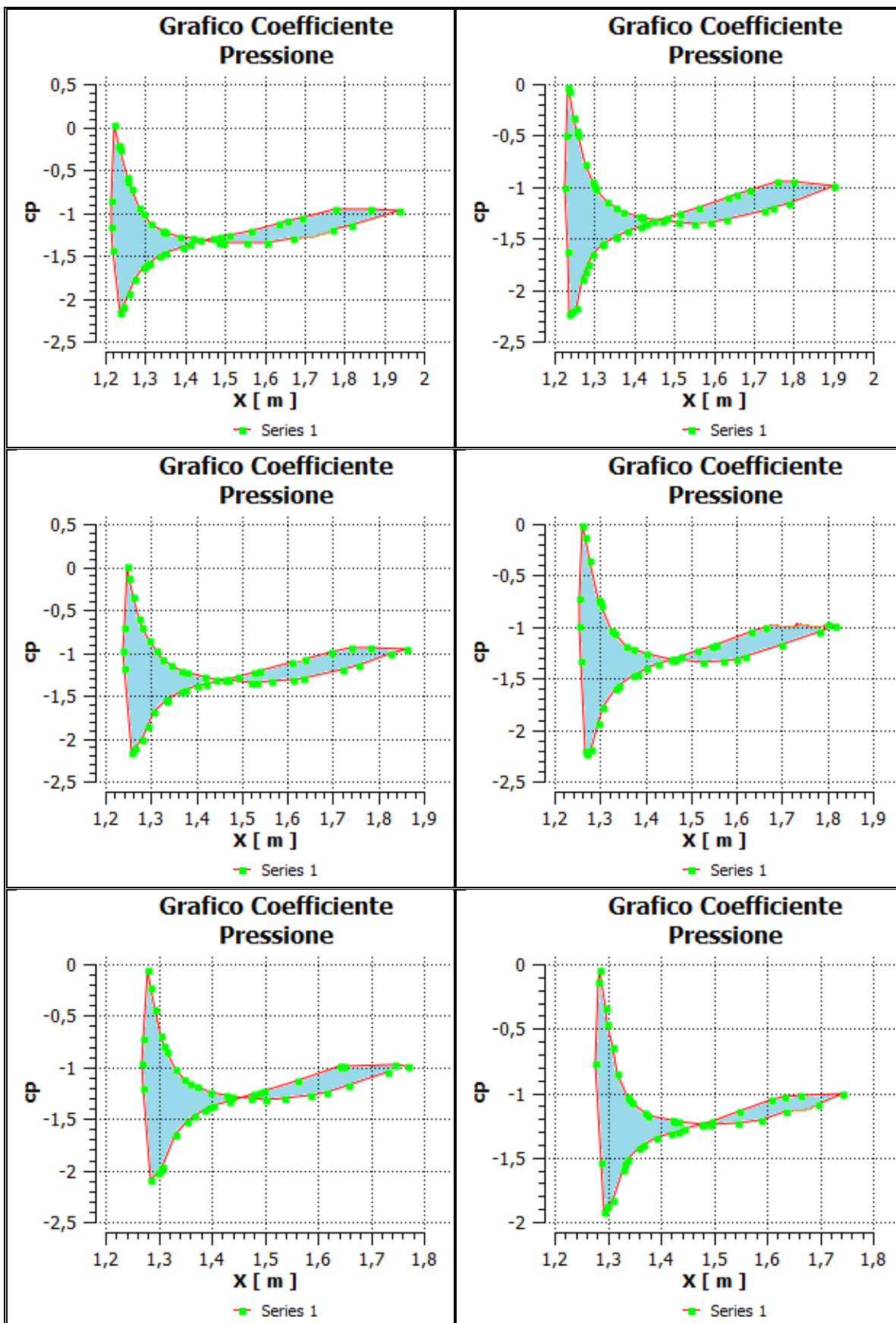
SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa
1.213	8.134	1.233	23.245	1.548	28.634	1.545	16.873	1.545	15.030	1.583	15.075
1.213	8.318	1.239	32.592	1.510	30.499	1.528	17.513	1.528	16.361	1.578	15.215
1.215	26.763	1.244	33.824	1.480	32.259	1.481	19.177	1.481	17.189	1.569	15.585
1.216	32.819	1.247	34.564	1.455	33.733	1.453	20.371	1.453	18.249	1.527	17.184
1.219	40.936	1.250	34.158	1.432	35.314	1.437	20.960	1.437	19.730	1.488	18.885
1.221	45.896	1.259	32.595	1.408	37.051	1.401	22.407	1.401	20.465	1.481	19.202
1.225	50.708	1.267	31.342	1.386	39.221	1.398	22.513	1.398	21.646	1.471	19.977
1.227	51.754	1.271	30.705	1.374	40.317	1.396	22.681	1.396	21.838	1.440	21.824
1.232	53.250	1.274	30.274	1.367	41.200	1.368	24.175	1.368	22.562	1.422	22.936
1.240	53.862	1.285	28.870	1.345	43.790	1.359	24.887	1.359	23.191	1.414	23.267
1.242	54.018	1.301	27.303	1.332	45.422	1.348	25.816	1.348	24.190	1.395	23.820
1.243	54.069	1.303	27.130	1.318	47.512	1.333	27.323	1.333	25.016	1.387	24.126
1.253	53.478	1.305	26.990	1.301	50.025	1.329	27.781	1.329	26.068	1.371	25.572
1.257	53.288	1.324	25.490	1.299	50.174	1.326	28.153	1.326	27.534	1.364	26.523
1.258	53.214	1.337	24.640	1.298	50.342	1.314	29.774	1.314	27.928	1.350	28.237
1.268	52.193	1.348	23.950	1.283	52.780	1.311	30.213	1.311	28.700	1.339	29.865
1.281	50.131	1.361	23.309	1.278	53.452	1.302	31.567	1.302	29.594	1.332	31.122
1.285	49.532	1.381	22.397	1.270	53.918	1.296	32.881	1.296	31.347	1.318	34.342
1.288	49.109	1.391	21.900	1.263	53.566	1.290	33.867	1.290	31.490	1.315	35.345
1.303	47.217	1.400	21.622	1.260	53.291	1.281	36.064	1.281	32.611	1.304	39.153
1.324	44.719	1.422	20.809	1.256	52.010	1.278	36.986	1.278	34.843	1.298	42.492
1.333	43.841	1.450	19.641	1.253	51.036	1.270	38.951	1.270	35.147	1.295	43.698
1.340	42.996	1.459	19.256	1.248	48.694	1.269	39.103	1.269	37.882	1.292	43.837
1.371	39.631	1.471	18.885	1.246	46.816	1.269	39.014	1.269	38.050	1.287	44.432
1.407	36.463	1.517	17.627	1.244	42.553	1.263	37.949	1.263	39.875	1.284	36.758
1.414	35.905	1.538	16.999	1.242	38.129	1.260	33.079	1.260	38.754	1.281	29.218
1.433	34.547	1.604	15.360	1.240	23.697	1.259	30.987	1.259	38.709	1.279	15.540
1.465	32.377	1.619	14.994	1.240	22.235	1.256	18.410	1.256	37.622	1.278	10.048
1.475	31.842	1.726	12.653	1.239	19.207	1.255	14.105	1.255	22.761	1.278	12.063
1.524	29.568	1.727	12.634	1.238	6.823	1.255	13.443	1.255	10.047	1.279	13.037
1.565	28.102	1.733	12.679	1.240	12.064	1.253	7.197	1.253	8.448	1.279	16.312
1.599	26.671	1.879	13.411	1.242	15.106	1.255	22.719	1.255	9.207	1.281	26.701

1.646	24.708	1.901	13.755	1.243	18.712	1.255	22.791	1.255	14.821	1.284	34.678
1.696	22.503	1.876	14.714	1.246	30.663	1.255	22.842	1.255	26.053	1.285	37.599
1.754	20.282	1.795	18.427	1.250	33.968	1.258	40.095	1.258	30.035	1.287	39.494
1.813	18.048	1.736	20.745	1.252	36.593	1.259	42.378	1.259	34.207	1.292	43.661
1.849	16.671	1.694	22.387	1.255	36.561	1.262	48.122	1.262	40.988	1.298	44.519
1.937	13.351	1.656	24.103	1.261	36.629	1.265	49.821	1.265	42.916	1.301	45.194
1.849	12.269	1.593	26.824	1.267	35.453	1.269	51.797	1.269	46.396	1.304	45.035
1.791	11.387	1.552	28.650	1.268	35.375	1.274	52.757	1.274	48.378	1.314	44.000
1.697	13.030	1.510	30.664	1.276	33.368	1.277	53.274	1.277	48.804	1.328	41.697
1.688	13.174	1.475	32.348	1.278	32.944	1.279	53.494	1.279	48.526	1.329	41.468
1.680	13.360	1.437	34.232	1.288	30.824	1.287	53.414	1.287	48.350	1.330	41.276
1.596	15.156	1.430	34.643	1.288	30.737	1.290	53.016	1.290	48.208	1.349	38.675
1.540	15.787	1.389	38.908	1.292	30.185	1.298	52.303	1.298	47.002	1.359	37.455
1.540	15.790	1.382	39.716	1.302	28.923	1.306	50.992	1.306	46.986	1.373	35.702
1.479	17.302	1.365	41.534	1.303	28.741	1.310	50.050	1.310	44.549	1.388	33.956
1.465	17.803	1.345	43.717	1.317	27.549	1.313	49.572	1.313	43.829	1.406	31.936
1.421	20.004	1.336	44.668	1.318	27.451	1.326	47.652	1.326	42.255	1.416	30.904
1.400	20.903	1.316	47.212	1.334	26.055	1.344	45.055	1.344	40.842	1.435	29.542
1.366	22.178	1.301	49.450	1.338	25.765	1.349	44.292	1.349	39.619	1.459	27.478
1.346	23.011	1.292	50.859	1.355	24.724	1.357	43.265	1.357	36.070	1.468	26.840
1.324	24.265	1.284	52.066	1.363	24.340	1.379	40.116	1.379	35.455	1.504	24.596
1.311	25.092	1.274	53.751	1.387	23.035	1.391	38.833	1.391	32.824	1.523	23.215
1.295	26.192	1.265	54.613	1.399	22.427	1.416	36.407	1.416	32.489	1.528	23.073
1.286	27.107	1.259	54.896	1.445	20.173	1.428	35.319	1.428	32.465	1.582	20.048
1.279	27.799	1.249	54.943	1.448	20.025	1.459	33.122	1.459	32.373	1.607	19.252
1.270	28.757	1.248	54.756	1.454	19.823	1.467	32.544	1.467	31.070	1.657	17.302
1.262	29.577	1.242	52.844	1.503	18.449	1.472	32.283	1.472	29.515	1.696	16.912
1.254	30.732	1.240	52.214	1.520	17.937	1.508	29.834	1.508	28.734	1.743	15.042
1.249	31.421	1.239	52.006	1.583	16.395	1.537	28.256	1.537	28.402	1.685	14.069
1.245	32.140	1.239	51.212	1.603	15.870	1.563	26.877	1.563	25.665	1.646	13.533
1.239	33.254	1.232	44.848	1.667	14.253	1.627	23.803	1.627	23.381		
1.235	33.408	1.230	37.738	1.705	13.379	1.635	23.422	1.635	21.900		
1.231	33.133	1.227	28.951	1.753	12.279	1.651	22.708	1.651	21.229		
1.223	28.135	1.225	13.124	1.806	13.404	1.719	19.653	1.719	18.494		
1.223	27.948	1.225	10.225	1.861	14.775	1.769	17.190	1.769	17.565		
1.223	27.513	1.226	11.993	1.747	19.483	1.817	14.825	1.817	15.005		
1.217	10.939	1.230	17.384	1.739	19.789	1.788	14.191	1.788	13.464		
1.213	8.108			1.736	19.908	1.714	12.886	1.714	13.232		
1.213	8.075			1.646	23.510	1.658	14.124	1.658	14.489		
				1.593	26.287	1.621	14.801	1.621			
				1.574	27.292	1.556	16.507	1.556			

CASO_E (GRAFICI Cp)





CASO_E (TABELLE Cp)

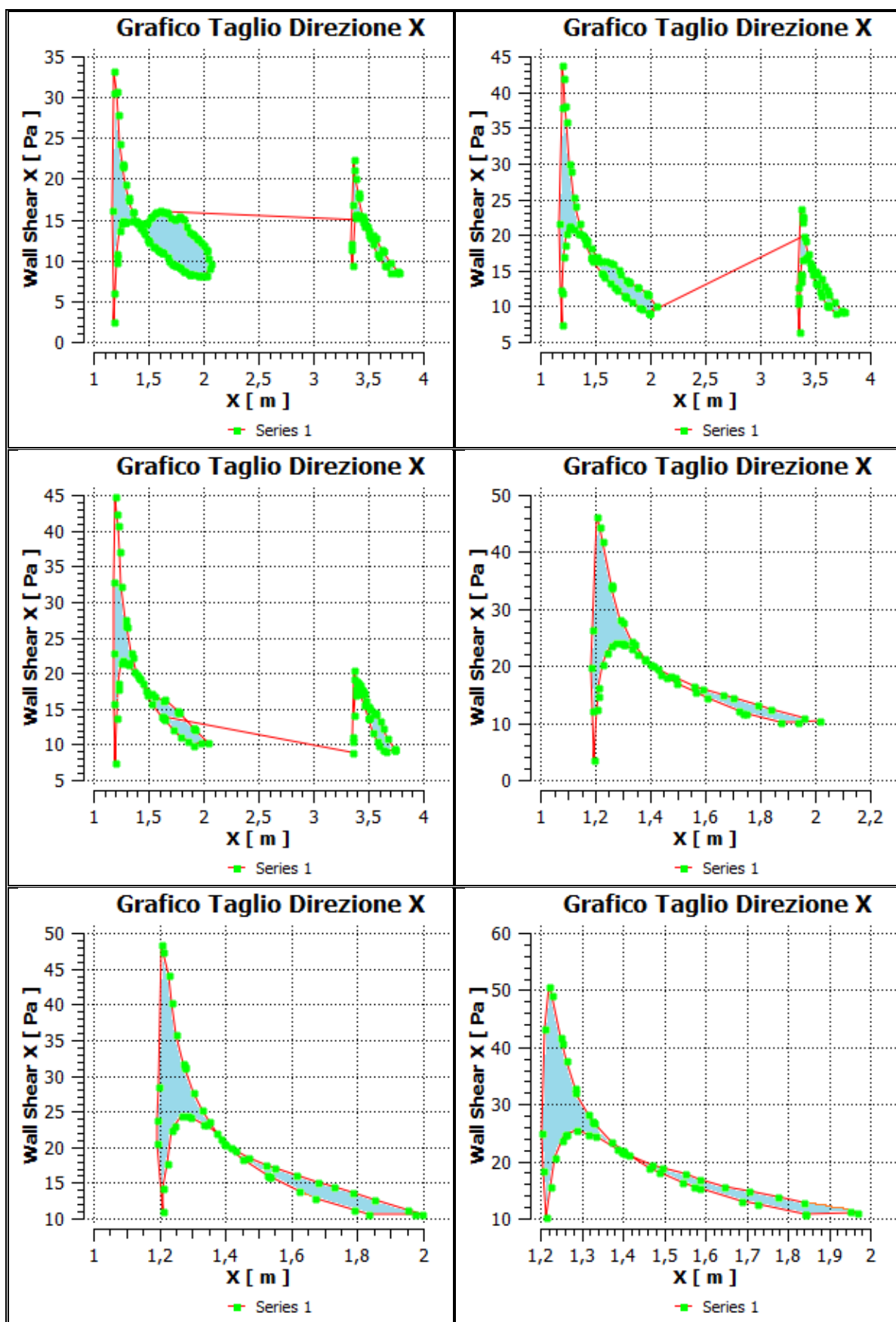
SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
1.566	-1.545	1.989	-0.897	1.626	-1.185	2.018	-0.998	1.622	-1.166	1.840	-1.155
1.551	-1.537	2.050	-0.972	1.629	-1.182	1.939	-0.955	1.534	-1.259	1.777	-1.238
1.521	-1.525	1.974	-1.124	1.638	-1.171	1.873	-0.915	1.530	-1.262	1.705	-1.306
1.512	-1.518	1.971	-1.130	1.725	-1.072	1.746	-1.041	1.525	-1.266	1.647	-1.345
1.483	-1.486	1.959	-1.147	1.789	-1.001	1.738	-1.049	1.452	-1.328	1.588	-1.368
1.472	-1.472	1.888	-1.257	1.859	-0.941	1.720	-1.071	1.399	-1.380	1.551	-1.369
1.470	-1.471	1.876	-1.274	1.907	-0.901	1.606	-1.199	1.394	-1.386	1.495	-1.348
1.417	-1.426	1.808	-1.358	1.976	-0.935	1.564	-1.238	1.387	-1.397	1.469	-1.336
1.415	-1.423	1.800	-1.369	2.036	-0.968	1.495	-1.296	1.349	-1.460	1.405	-1.298
1.397	-1.393	1.776	-1.388	1.917	-1.167	1.456	-1.327	1.329	-1.501	1.399	-1.295
1.357	-1.324	1.725	-1.435	1.908	-1.181	1.438	-1.344	1.305	-1.557	1.397	-1.294
1.350	-1.308	1.706	-1.450	1.906	-1.184	1.398	-1.391	1.276	-1.657	1.386	-1.275
1.295	-1.128	1.657	-1.478	1.770	-1.351	1.381	-1.411	1.274	-1.662	1.332	-1.189
1.289	-1.103	1.627	-1.483	1.769	-1.353	1.341	-1.469	1.272	-1.678	1.315	-1.120
1.276	-1.027	1.596	-1.483	1.767	-1.354	1.332	-1.487	1.249	-1.840	1.287	-1.016
1.257	-0.929	1.547	-1.464	1.649	-1.435	1.297	-1.573	1.235	-2.029	1.262	-0.825
1.250	-0.857	1.532	-1.456	1.630	-1.431	1.292	-1.589	1.226	-2.180	1.258	-0.792
1.234	-0.700	1.509	-1.436	1.546	-1.405	1.258	-1.727	1.212	-2.250	1.253	-0.707
1.213	-0.415	1.463	-1.400	1.520	-1.390	1.257	-1.732	1.207	-2.236	1.233	-0.421
1.210	-0.381	1.421	-1.363	1.443	-1.354	1.256	-1.752	1.195	-1.085	1.224	-0.227
1.208	-0.354	1.413	-1.358	1.402	-1.326	1.228	-2.085	1.194	-0.868	1.215	-0.052
1.185	-0.103	1.401	-1.345	1.369	-1.299	1.216	-2.182	1.195	-0.692	1.206	-0.487
1.182	-0.443	1.357	-1.304	1.316	-1.191	1.206	-2.265	1.209	-0.106	1.203	-0.906
1.172	-1.500	1.340	-1.266	1.311	-1.179	1.191	-1.392	1.213	-0.192	1.212	-1.874
1.184	-2.524	1.304	-1.163	1.304	-1.146	1.186	-1.054	1.223	-0.369	1.220	-2.192
1.188	-2.709	1.268	-1.010	1.266	-0.974	1.189	-0.600	1.237	-0.611	1.228	-2.199
1.205	-2.394	1.265	-0.995	1.253	-0.874	1.194	-0.007	1.245	-0.697	1.249	-1.948
1.217	-2.186	1.261	-0.958	1.227	-0.580	1.206	-0.188	1.266	-0.927	1.252	-1.911
1.233	-1.937	1.237	-0.766	1.218	-0.492	1.209	-0.233	1.287	-1.059	1.264	-1.816
1.260	-1.714	1.224	-0.604	1.209	-0.340	1.213	-0.317	1.296	-1.108	1.283	-1.658
1.262	-1.698	1.213	-0.460	1.195	-0.106	1.228	-0.565	1.332	-1.212	1.286	-1.644
1.264	-1.688	1.202	-0.277	1.187	-0.595	1.244	-0.749	1.341	-1.235	1.317	-1.542
1.290	-1.562	1.192	-0.117	1.180	-1.076	1.259	-0.920	1.371	-1.263	1.326	-1.510
1.316	-1.482	1.186	-0.472	1.187	-1.582	1.273	-1.025	1.418	-1.310	1.327	-1.508
1.320	-1.469	1.175	-1.179	1.198	-2.267	1.296	-1.134	1.431	-1.319	1.329	-1.505
1.353	-1.408	1.193	-2.041	1.213	-2.197	1.301	-1.156	1.471	-1.339	1.370	-1.427
1.353	-1.407	1.199	-2.361	1.224	-2.140	1.307	-1.172	1.520	-1.367	1.400	-1.389
1.386	-1.363	1.207	-2.273	1.238	-1.973	1.331	-1.241	1.549	-1.370	1.413	-1.369
1.396	-1.351	1.226	-2.092	1.256	-1.759	1.354	-1.270	1.612	-1.379	1.463	-1.318
1.424	-1.319	1.234	-1.973	1.288	-1.614	1.381	-1.298	1.678	-1.343	1.487	-1.299

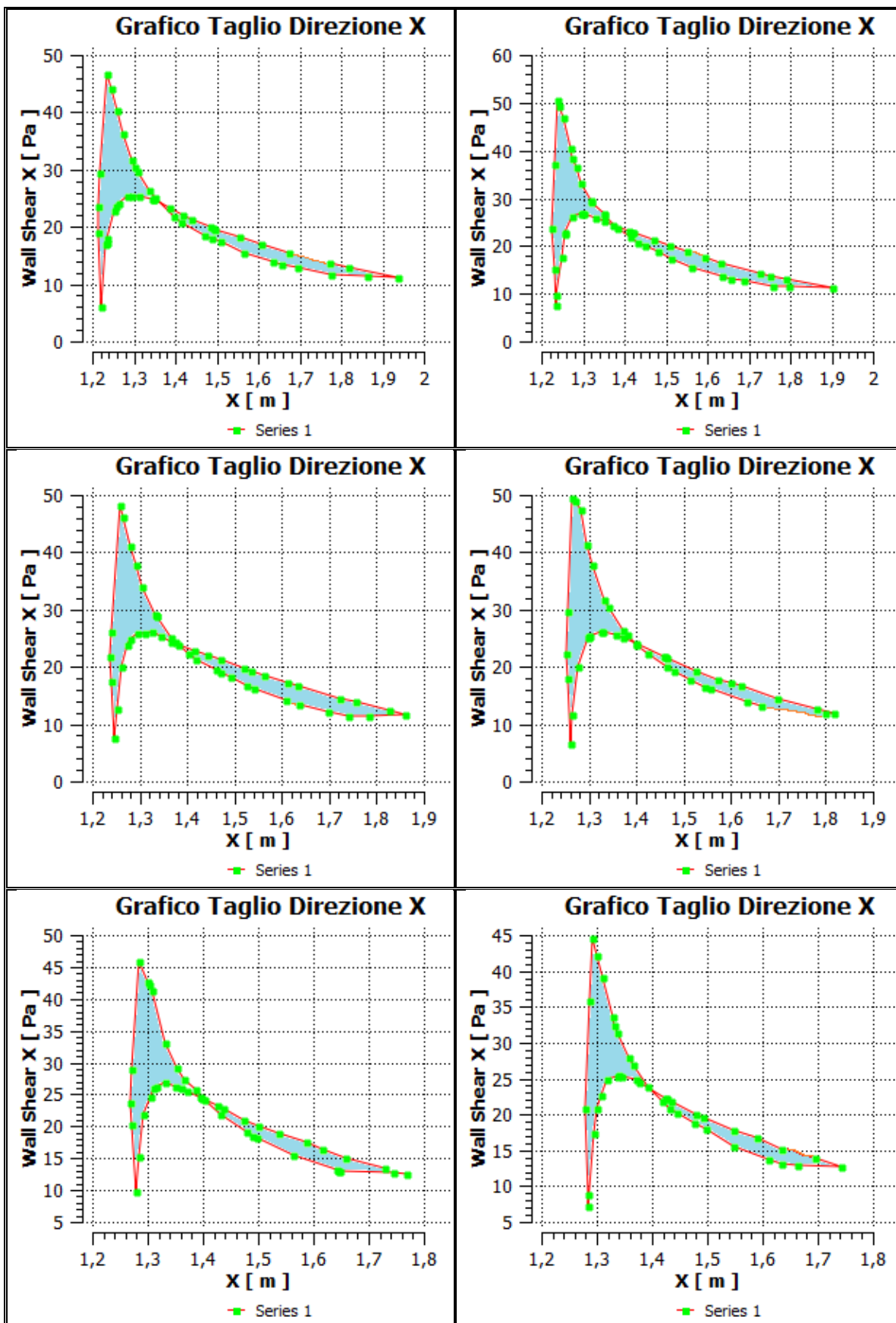
1.441	-1.304	1.262	-1.719	1.294	-1.587	1.409	-1.324	1.728	-1.318	1.544	-1.242
1.462	-1.288	1.270	-1.679	1.296	-1.580	1.426	-1.335	1.786	-1.257	1.570	-1.216
1.492	-1.266	1.301	-1.571	1.339	-1.476	1.472	-1.355	1.850	-1.192	1.584	-1.199
1.499	-1.259	1.316	-1.534	1.353	-1.454	1.491	-1.364	1.954	-1.044	1.687	-1.080
1.506	-1.255	1.351	-1.466	1.400	-1.389	1.560	-1.387	1.995	-0.985	1.726	-1.035
1.542	-1.227	1.380	-1.417	1.416	-1.373	1.587	-1.395	1.975	-0.975	1.841	-0.916
1.546	-1.225	1.403	-1.385	1.468	-1.330	1.665	-1.387	1.832	-0.941	1.843	-0.915
1.575	-1.209	1.456	-1.329	1.486	-1.316	1.697	-1.372	1.788	-0.987	1.968	-0.960
1.586	-1.202	1.463	-1.321	1.531	-1.277	1.791	-1.288	1.671	-1.110	1.952	-0.986
1.617	-1.180	1.466	-1.319	1.621	-1.190	1.839	-1.234				
1.624	-1.175	1.480	-1.308	3.362	-0.240	1.956	-1.087				
1.633	-1.168	1.551	-1.254	3.354	-0.703						
1.667	-1.138	1.564	-1.243	3.351	-0.878						
1.685	-1.123	1.582	-1.225	3.369	-1.591						
1.712	-1.099	1.637	-1.175	3.374	-1.685						
1.722	-1.092	1.673	-1.136	3.395	-1.534						
1.732	-1.083	1.702	-1.107	3.398	-1.518						
1.756	-1.062	1.762	-1.041	3.416	-1.422						
1.773	-1.047	1.769	-1.031	3.425	-1.375						
1.795	-1.030	1.781	-1.018	3.427	-1.368						
1.817	-1.012	1.832	-0.963	3.456	-1.276						
1.832	-1.002	1.889	-0.931	3.497	-1.209						
1.866	-0.977	1.926	-0.909	3.498	-1.207						
1.871	-0.973	1.983	-0.894	3.499	-1.206						
1.879	-0.968	1.986	-0.894	3.539	-1.133						
1.911	-0.950	3.401	-1.471	3.573	-1.062						
1.943	-0.939	3.385	-1.637	3.598	-1.010						
1.957	-0.937	3.380	-1.690	3.633	-0.939						
1.983	-0.939	3.378	-1.711	3.654	-0.899						
2.014	-0.942	3.364	-1.832	3.735	-0.926						
2.023	-0.942	3.347	-1.014	3.738	-0.928						
2.049	-0.968	3.345	-0.912	3.733	-0.944						
2.060	-0.981	3.346	-0.776	3.666	-1.133						
2.045	-1.021	3.352	-0.172	3.633	-1.206						
2.030	-1.065	3.364	-0.520	3.602	-1.266						
2.025	-1.075	3.366	-0.559	3.560	-1.317						
1.999	-1.139	3.368	-0.593	3.556	-1.320						
1.978	-1.173	3.384	-0.896	3.550	-1.318						
1.952	-1.217	3.404	-1.064	3.515	-1.306						
1.938	-1.242	3.417	-1.159	3.504	-1.301						
1.909	-1.286	3.457	-1.251	3.475	-1.286						
1.894	-1.309	3.460	-1.259	3.456	-1.276						
1.874	-1.338	3.461	-1.260	3.446	-1.268						
1.846	-1.379	3.502	-1.310	3.435	-1.238						
	-1.418	3.518	-1.318	3.417	-1.187						

SEZIONE N°7		SEZIONE N°8		SEZIONE N°9		SEZIONE N°10		SEZIONE N°11		SEZIONE N°12	
X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
1.213	-0.131	1.233	-0.017	1.548	-1.684	1.545	-0.950	1.545	-0.950	1.583	-0.973
1.213	-0.137	1.239	-0.261	1.510	-1.743	1.528	-0.954	1.528	-0.954	1.578	-0.978
1.215	-0.807	1.244	-0.389	1.480	-1.783	1.481	-0.963	1.481	-0.963	1.569	-0.980
1.216	-1.026	1.247	-0.469	1.455	-1.818	1.453	-0.952	1.453	-0.952	1.527	-1.029
1.219	-1.361	1.250	-0.496	1.432	-1.853	1.437	-0.946	1.437	-0.946	1.488	-1.051
1.221	-1.553	1.259	-0.565	1.408	-1.894	1.401	-0.919	1.401	-0.919	1.481	-1.053
1.225	-1.766	1.267	-0.611	1.386	-1.953	1.398	-0.917	1.398	-0.917	1.471	-1.053
1.227	-1.823	1.271	-0.635	1.374	-1.982	1.396	-0.915	1.396	-0.915	1.440	-1.050
1.232	-1.938	1.274	-0.647	1.367	-2.002	1.368	-0.890	1.368	-0.890	1.422	-1.042
1.240	-2.065	1.285	-0.688	1.345	-2.059	1.359	-0.880	1.359	-0.880	1.414	-1.037
1.242	-2.091	1.301	-0.727	1.332	-2.072	1.348	-0.865	1.348	-0.865	1.395	-1.027
1.243	-2.102	1.303	-0.731	1.318	-2.095	1.333	-0.841	1.333	-0.841	1.387	-1.022
1.253	-2.155	1.305	-0.735	1.301	-2.091	1.329	-0.833	1.329	-0.833	1.371	-1.018
1.257	-2.174	1.324	-0.773	1.299	-2.091	1.326	-0.827	1.326	-0.827	1.364	-1.014
1.258	-2.175	1.337	-0.793	1.298	-2.089	1.314	-0.799	1.314	-0.799	1.350	-1.001
1.268	-2.192	1.348	-0.808	1.283	-2.076	1.311	-0.792	1.311	-0.792	1.339	-0.986
1.281	-2.206	1.361	-0.821	1.278	-2.051	1.302	-0.771	1.302	-0.771	1.332	-0.977
1.285	-2.205	1.381	-0.839	1.270	-2.002	1.296	-0.746	1.296	-0.746	1.318	-0.956
1.288	-2.205	1.391	-0.848	1.263	-1.918	1.290	-0.724	1.290	-0.724	1.315	-0.950
1.303	-2.199	1.400	-0.855	1.260	-1.866	1.281	-0.670	1.281	-0.670	1.304	-0.924
1.324	-2.161	1.422	-0.874	1.256	-1.769	1.278	-0.644	1.278	-0.644	1.298	-0.884
1.333	-2.147	1.450	-0.893	1.253	-1.689	1.270	-0.543	1.270	-0.543	1.295	-0.867
1.340	-2.128	1.459	-0.900	1.248	-1.545	1.269	-0.535	1.269	-0.535	1.292	-0.796
1.371	-2.047	1.471	-0.903	1.246	-1.455	1.269	-0.521	1.269	-0.521	1.287	-0.664
1.407	-1.955	1.517	-0.915	1.244	-1.294	1.263	-0.333	1.263	-0.333	1.284	-0.378
1.414	-1.938	1.538	-0.912	1.242	-1.127	1.260	-0.101	1.260	-0.101	1.281	-0.122
1.433	-1.906	1.604	-0.891	1.240	-0.598	1.259	-0.040	1.259	-0.040	1.279	0.111
1.465	-1.853	1.619	-0.883	1.240	-0.546	1.256	0.157	1.256	0.157	1.278	0.202
1.475	-1.840	1.726	-0.804	1.239	-0.419	1.255	0.224	1.255	0.224	1.278	0.043
1.524	-1.787	1.727	-0.804	1.238	0.088	1.255	0.219	1.255	0.219	1.279	-0.063
1.565	-1.740	1.733	-0.808	1.240	0.160	1.253	0.145	1.253	0.145	1.279	-0.167
1.599	-1.693	1.879	-0.887	1.242	0.193	1.255	-0.441	1.255	-0.441	1.281	-0.518
1.646	-1.609	1.901	-0.914	1.243	0.122	1.255	-0.443	1.255	-0.443	1.284	-0.849
1.696	-1.516	1.876	-0.984	1.246	-0.101	1.255	-0.445	1.255	-0.445	1.285	-0.975
1.754	-1.398	1.795	-1.245	1.250	-0.250	1.258	-1.080	1.258	-1.080	1.287	-1.082
1.813	-1.275	1.736	-1.368	1.252	-0.365	1.259	-1.176	1.259	-1.176	1.292	-1.318
1.849	-1.176	1.694	-1.461	1.255	-0.422	1.262	-1.416	1.262	-1.416	1.298	-1.446
1.937	-0.941	1.656	-1.544	1.261	-0.527	1.265	-1.512	1.265	-1.512	1.301	-1.525

1.849	-0.842	1.593	-1.661	1.267	-0.595	1.269	-1.648	1.269	-1.648	1.304	-1.544
1.791	-0.771	1.552	-1.728	1.268	-0.598	1.274	-1.752	1.274	-1.752	1.314	-1.631
1.697	-0.832	1.510	-1.783	1.276	-0.647	1.277	-1.812	1.277	-1.812	1.328	-1.672
1.688	-0.838	1.475	-1.823	1.278	-0.657	1.279	-1.847	1.279	-1.847	1.329	-1.676
1.680	-0.842	1.437	-1.863	1.288	-0.697	1.287	-1.945	1.287	-1.945	1.330	-1.677
1.596	-0.892	1.430	-1.873	1.288	-0.699	1.290	-1.959	1.290	-1.959	1.349	-1.684
1.540	-0.902	1.389	-1.974	1.292	-0.712	1.298	-1.998	1.298	-1.998	1.359	-1.672
1.540	-0.902	1.382	-1.993	1.302	-0.741	1.306	-2.017	1.306	-2.017	1.373	-1.640
1.479	-0.890	1.365	-2.039	1.303	-0.745	1.310	-2.023	1.310	-2.023	1.388	-1.605
1.465	-0.883	1.345	-2.097	1.317	-0.777	1.313	-2.026	1.313	-2.026	1.406	-1.578
1.421	-0.857	1.336	-2.108	1.318	-0.779	1.326	-2.034	1.326	-2.034	1.416	-1.573
1.400	-0.842	1.316	-2.139	1.334	-0.807	1.344	-2.001	1.344	-2.001	1.435	-1.574
1.366	-0.811	1.301	-2.150	1.338	-0.814	1.349	-1.993	1.349	-1.993	1.459	-1.574
1.346	-0.790	1.292	-2.157	1.355	-0.836	1.357	-1.971	1.357	-1.971	1.468	-1.567
1.324	-0.760	1.284	-2.143	1.363	-0.845	1.379	-1.913	1.379	-1.913	1.504	-1.568
1.311	-0.740	1.274	-2.134	1.387	-0.868	1.391	-1.883	1.391	-1.883	1.523	-1.558
1.295	-0.712	1.265	-2.094	1.399	-0.879	1.416	-1.830	1.416	-1.830	1.528	-1.561
1.286	-0.687	1.259	-2.059	1.445	-0.913	1.428	-1.810	1.428	-1.810	1.582	-1.483
1.279	-0.667	1.249	-1.974	1.448	-0.915	1.459	-1.767	1.459	-1.767	1.607	-1.471
1.270	-0.634	1.248	-1.952	1.454	-0.918	1.467	-1.755	1.467	-1.755	1.657	-1.398
1.262	-0.608	1.242	-1.798	1.503	-0.936	1.472	-1.750	1.472	-1.750	1.696	-1.299
1.254	-0.567	1.240	-1.746	1.520	-0.934	1.508	-1.697	1.508	-1.697	1.743	-1.099
1.249	-0.543	1.239	-1.734	1.583	-0.910	1.537	-1.656	1.537	-1.656	1.685	-0.998
1.245	-0.507	1.239	-1.704	1.603	-0.895	1.563	-1.614	1.563	-1.614	1.646	-0.949
1.239	-0.461	1.232	-1.426	1.667	-0.843	1.627	-1.484	1.627	-1.484		
1.235	-0.398	1.230	-1.154	1.705	-0.816	1.635	-1.469	1.635	-1.469		
1.231	-0.315	1.227	-0.830	1.753	-0.783	1.651	-1.430	1.651	-1.430		
1.223	-0.081	1.225	-0.174	1.806	-0.881	1.719	-1.273	1.719	-1.273		
1.223	-0.072	1.225	-0.058	1.861	-0.992	1.769	-1.116	1.769	-1.116		
1.223	-0.064	1.226	-0.034	1.747	-1.278	1.817	-0.972	1.817	-0.972		
1.217	0.224	1.230	0.103	1.739	-1.296	1.788	-0.917	1.788	-0.917		
1.213	-0.125			1.736	-1.302	1.714	-0.799	1.714	-0.799		
1.213	-0.128			1.646	-1.497	1.658	-0.849	1.658	-0.849		
				1.593	-1.604	1.621	-0.886	1.621	-0.886		
				1.574	-1.643	1.556	-0.941	1.556	-0.941		

CASO_E (GRAFICI TAGLIO)





CASO_E (TABELLE TAGLIO)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa
3.536	16.533	3.421	24.254	3.537	17.524	1.190	4.554	1.692	20.593	1.211	22.327
3.541	16.319	3.412	25.213	3.559	17.008	1.190	4.661	1.708	20.065	1.213	24.247
3.577	15.331	3.405	25.953	3.570	16.697	1.191	6.117	1.747	18.942	1.217	29.242
3.626	13.893	3.400	26.400	3.589	15.936	1.197	19.116	1.818	17.032	1.220	30.239
3.626	13.888	3.391	26.893	3.610	15.162	1.203	23.233	1.842	16.543	1.225	31.265
3.626	13.885	3.385	27.396	3.622	14.742	1.206	24.731	1.936	13.671	1.232	30.791
3.678	12.372	3.379	27.705	3.663	13.128	1.210	25.014	1.995	11.853	1.237	30.140
3.698	11.716	3.370	28.285	3.727	11.107	1.214	25.292	1.943	11.113	1.245	29.056
3.733	10.657	3.369	28.286	3.738	10.689	1.219	24.907	1.858	9.797	1.258	27.746
3.772	9.376	3.367	27.990	3.729	10.567	1.225	24.332	1.810	10.180	1.259	27.711
3.730	9.017	3.361	27.372	3.647	10.099	1.227	24.083	1.747	10.642	1.260	27.549
3.678	8.523	3.360	27.021	3.645	10.089	1.241	22.876	1.681	11.617	1.275	26.071
3.644	8.906	3.354	24.666	3.645	10.092	1.241	22.852	1.643	12.093	1.277	25.848
3.607	9.619	3.353	23.784	3.580	11.300	1.255	21.868	1.570	13.431	1.291	24.512
3.575	10.388	3.349	18.308	3.570	11.505	1.255	21.828	1.559	13.582	1.310	23.196
3.550	11.275	3.347	9.691	3.545	12.059	1.269	20.750	1.554	13.707	1.316	22.776
3.528	12.126	3.346	7.657	3.524	12.749	1.288	19.664	1.483	15.161	1.323	22.447
3.485	13.194	3.346	7.845	3.509	13.704	1.294	19.307	1.464	15.608	1.351	21.021
3.476	13.428	3.345	8.696	3.492	14.864	1.299	18.993	1.421	17.331	1.382	19.535
3.472	13.582	3.346	16.479	3.483	15.361	1.330	17.278	1.417	17.423	1.392	19.178
3.445	14.320	3.347	22.699	3.464	16.061	1.333	17.138	1.377	18.648	1.404	18.757
3.437	14.827	3.350	31.441	3.448	17.178	1.339	16.953	1.375	18.717	1.438	17.770
3.423	15.820	3.350	31.598	3.442	17.662	1.364	16.373	1.373	18.809	1.480	16.920
3.418	16.204	3.350	31.601	3.432	18.304	1.380	15.892	1.345	19.345	1.517	16.284
3.402	17.624	3.355	31.078	3.420	19.201	1.404	15.275	1.335	19.682	1.601	13.919
3.399	18.154	3.361	28.938	3.411	20.427	1.429	14.683	1.319	20.345	1.617	13.458
3.393	18.710	3.362	28.504	3.407	20.980	1.445	14.252	1.310	20.680	1.625	13.339
3.386	19.555	3.368	26.284	3.404	21.432	1.484	13.402	1.292	21.539	1.718	11.717
3.376	21.260	3.373	25.191	3.394	23.019	1.498	13.208	1.290	21.629	1.761	11.364
3.375	21.337	3.379	23.218	3.388	23.973	1.543	12.573	1.288	21.865	1.832	10.764
3.375	21.369	3.394	20.237	3.380	26.252	1.554	12.418	1.270	23.266	1.912	11.658
3.364	24.163	3.394	20.224	3.378	26.741	1.560	12.332	1.255	24.850	1.968	12.775
3.360	25.485	3.394	20.219	3.376	27.781	1.620	11.466	1.253	25.068	1.879	16.395
3.354	28.544	3.395	20.160	3.371	29.344	1.672	10.733	1.251	25.239	1.837	17.869
3.351	29.712	3.413	17.519	3.368	30.951	1.738	9.985	1.239	26.341	1.807	18.824
3.348	28.409	3.415	17.346	3.364	32.563	1.831	9.385	1.234	26.958	1.701	22.165
3.345	25.625	3.428	16.754	3.362	33.878	1.861	9.143	1.229	27.591	1.612	25.644
3.341	12.549	3.438	16.042	3.359	34.899	1.945	10.146	1.223	28.330	1.594	26.330
3.340	9.832	3.445	15.516	3.355	29.761	2.005	10.724	1.220	28.640	1.532	28.926
3.340	9.581	3.463	14.557	3.354	27.408	2.018	10.971	1.212	27.983	1.508	29.869

3.342	7.652	3.473	13.957	3.353	21.766	1.996	11.576	1.211	27.836	1.501	30.160
3.343	11.949	3.504	13.000	3.351	9.709	1.889	14.999	1.209	26.615	1.437	33.359
3.345	17.618	3.513	12.755	3.352	7.072	1.833	16.047	1.204	23.301	1.415	34.693
3.349	22.307	3.551	12.080	3.352	6.143	1.786	16.985	1.203	20.740	1.381	37.717
3.350	22.648	3.565	11.807	3.355	15.969	1.723	18.432	1.199	11.980	1.376	38.144
3.356	24.829	3.608	10.291	3.355	18.312	1.660	20.219	1.197	3.754	1.371	38.676
3.356	24.863	3.678	8.807	3.358	20.585	1.626	21.257	1.195	-1.842	1.342	41.579
3.357	24.915	3.679	8.785	3.362	25.855	1.541	24.325	1.194	0.574	1.325	43.059
3.365	26.360	3.680	8.794	3.363	26.691	1.536	24.477	1.194	2.241	1.314	44.109
3.369	26.710	3.758	9.484	3.371	28.923	1.527	24.734	1.194	5.073	1.295	46.861
3.378	26.458	3.705	11.615	3.372	29.184	1.466	27.123	1.196	29.213	1.282	48.652
3.381	26.315	3.696	11.947	3.372	29.207	1.421	29.416	1.198	38.071	1.268	50.656
3.391	25.215	3.675	12.567	3.381	29.612	1.420	29.463	1.200	42.243	1.259	51.752
3.401	24.110	3.637	13.700	3.384	29.502	1.419	29.607	1.204	47.748	1.252	52.390
3.411	23.376	3.624	14.258	3.392	28.318	1.375	32.924	1.205	48.304	1.241	53.722
3.425	22.221	3.592	15.389	3.398	28.000	1.357	34.215	1.209	49.470	1.236	54.384
3.431	22.095	3.561	16.487	3.406	27.633	1.337	35.858	1.213	50.832	1.228	54.536
3.444	21.198	3.559	16.564	3.417	26.550	1.317	37.170	1.214	50.932	1.224	54.312
3.456	20.561	3.553	16.845	3.422	25.786	1.299	38.566	1.223	51.339	1.221	53.152
3.460	20.285	3.522	18.136	3.431	24.460	1.271	41.897	1.229	51.196	1.216	52.151
3.485	18.839	3.514	18.433	3.441	23.083	1.266	42.562	1.235	51.009	1.212	48.530
3.499	18.113	3.492	19.437	3.447	22.623	1.256	43.482	1.249	49.229	1.210	47.124
3.528	16.833	3.477	20.047	3.469	21.055	1.243	45.002	1.251	48.949	1.209	42.810
1.851	16.369	3.464	20.496	3.482	19.643	1.236	45.583	1.269	46.733	1.206	36.242
1.866	16.135	3.441	22.255	3.506	18.528	1.228	46.391	1.272	46.351	1.204	26.628
1.891	15.816	3.440	22.369	3.516	18.052	1.218	46.434	1.272	46.322	1.204	22.190
1.915	15.395	3.437	22.704	1.984	9.823	1.215	46.535	1.293	44.207	1.203	11.481
1.931	15.016	1.772	17.853	1.914	8.930	1.205	45.942	1.295	44.013	1.203	5.086
1.956	14.623	1.851	15.976	1.858	9.213	1.205	45.917	1.314	41.568	1.203	5.305
1.981	14.072	1.855	15.916	1.811	9.471	1.204	45.700	1.332	39.412	1.206	6.315
1.996	13.743	1.955	13.969	1.691	10.330	1.197	43.679	1.355	37.039	1.210	17.455
2.013	13.288	1.956	13.955	1.691	10.334	1.195	42.020	1.380	35.001		
2.031	12.866	1.957	13.920	1.690	10.338	1.192	38.281	1.393	34.175		
2.059	11.523	2.050	11.444	1.683	10.409	1.190	33.271	1.418	32.529		
2.060	11.483	1.973	10.116	1.577	11.515	1.189	29.955	1.462	29.945		
2.055	11.330	1.961	9.909	1.572	11.563	1.188	20.839	1.467	29.610		
2.022	10.470	1.948	9.888	1.557	11.685	1.187	18.744	1.472	29.411		
2.012	10.434	1.879	9.452	1.492	12.406	1.187	17.530	1.527	26.656		
1.982	10.291	1.837	9.854	1.464	12.988	1.186	4.126	1.582	24.694		
1.965	10.205	1.780	10.087	1.431	13.690			1.607	23.842		
1.951	10.242	1.747	10.377	1.380	15.094						
1.926	10.144	1.689	10.845	1.377	15.183						
1.920	10.194	1.668	10.984	1.375	15.221						
1.900	10.412	1.640	11.187	1.332	16.568						
1.884	10.578	1.614	11.429	1.331	16.606						
1.863	10.860	1.571	12.059	1.308	17.442						

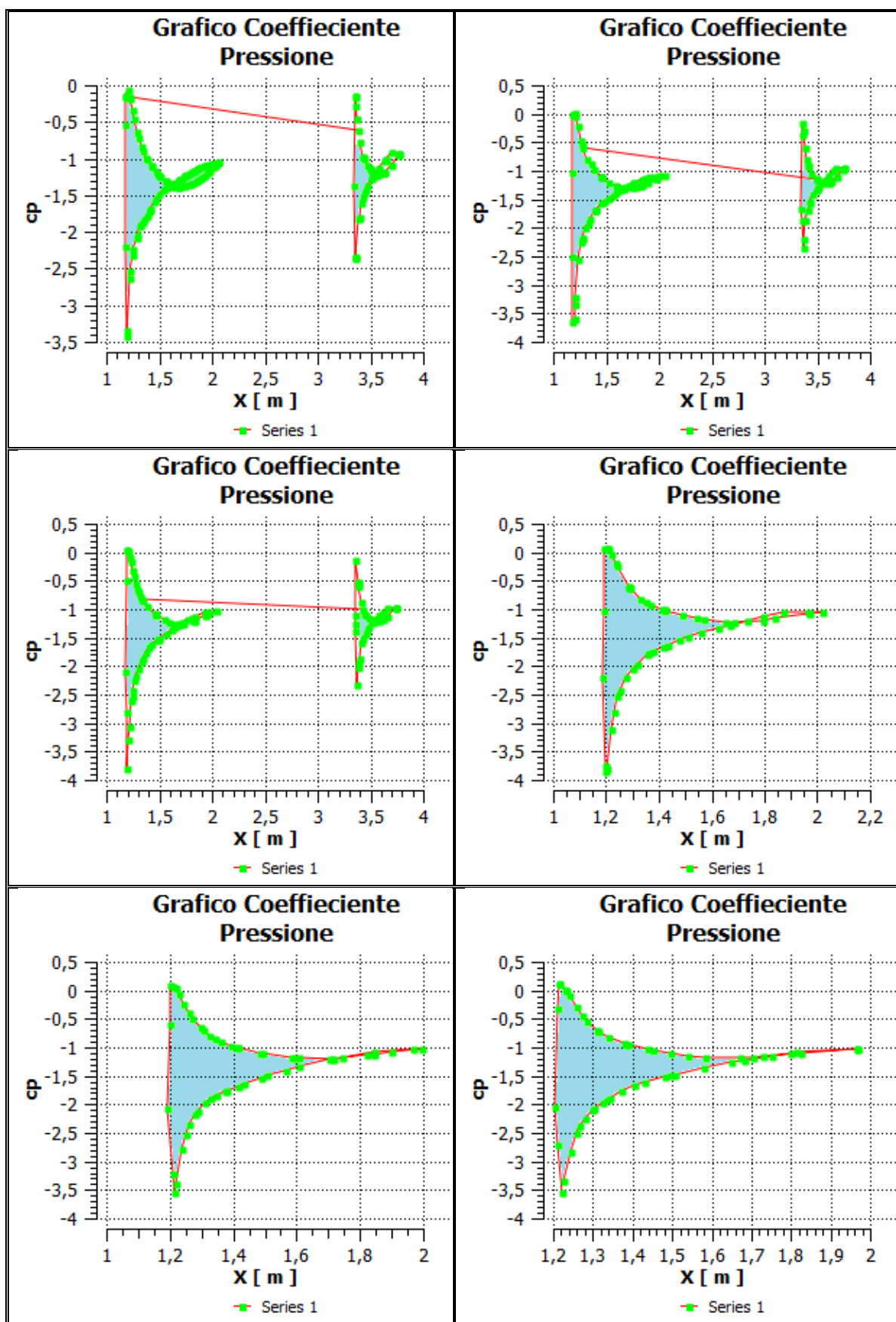
1.834	10.843	1.555	12.302	1.290	18.443						
1.831	10.840	1.498	12.822	1.284	18.722						
1.818	10.898	1.483	12.979	1.268	19.576						
1.799	10.967	1.467	13.320	1.261	19.955						

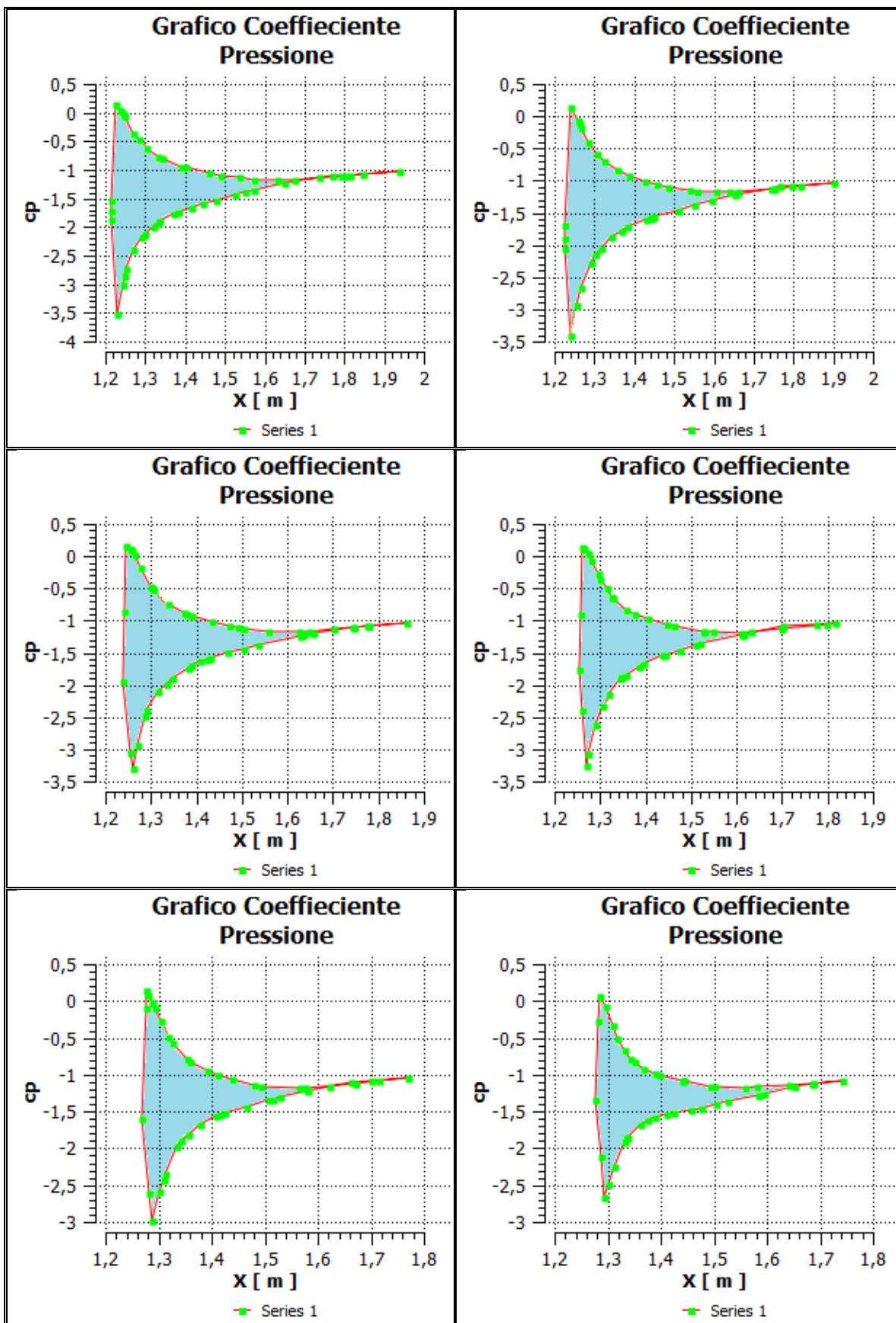
SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa
1.213	8.134	1.233	23.245	1.548	28.634	1.545	16.873	1.545	15.030	1.583	15.075
1.213	8.318	1.239	32.592	1.510	30.499	1.528	17.513	1.528	16.361	1.578	15.215
1.215	26.763	1.244	33.824	1.480	32.259	1.481	19.177	1.481	17.189	1.569	15.585
1.216	32.819	1.247	34.564	1.455	33.733	1.453	20.371	1.453	18.249	1.527	17.184
1.219	40.936	1.250	34.158	1.432	35.314	1.437	20.960	1.437	19.730	1.488	18.885
1.221	45.896	1.259	32.595	1.408	37.051	1.401	22.407	1.401	20.465	1.481	19.202
1.225	50.708	1.267	31.342	1.386	39.221	1.398	22.513	1.398	21.646	1.471	19.977
1.227	51.754	1.271	30.705	1.374	40.317	1.396	22.681	1.396	21.838	1.440	21.824
1.232	53.250	1.274	30.274	1.367	41.200	1.368	24.175	1.368	22.562	1.422	22.936
1.240	53.862	1.285	28.870	1.345	43.790	1.359	24.887	1.359	23.191	1.414	23.267
1.242	54.018	1.301	27.303	1.332	45.422	1.348	25.816	1.348	24.190	1.395	23.820
1.243	54.069	1.303	27.130	1.318	47.512	1.333	27.323	1.333	25.016	1.387	24.126
1.253	53.478	1.305	26.990	1.301	50.025	1.329	27.781	1.329	26.068	1.371	25.572
1.257	53.288	1.324	25.490	1.299	50.174	1.326	28.153	1.326	27.534	1.364	26.523
1.258	53.214	1.337	24.640	1.298	50.342	1.314	29.774	1.314	27.928	1.350	28.237
1.268	52.193	1.348	23.950	1.283	52.780	1.311	30.213	1.311	28.700	1.339	29.865
1.281	50.131	1.361	23.309	1.278	53.452	1.302	31.567	1.302	29.594	1.332	31.122
1.285	49.532	1.381	22.397	1.270	53.918	1.296	32.881	1.296	31.347	1.318	34.342
1.288	49.109	1.391	21.900	1.263	53.566	1.290	33.867	1.290	31.490	1.315	35.345
1.303	47.217	1.400	21.622	1.260	53.291	1.281	36.064	1.281	32.611	1.304	39.153
1.324	44.719	1.422	20.809	1.256	52.010	1.278	36.986	1.278	34.843	1.298	42.492
1.333	43.841	1.450	19.641	1.253	51.036	1.270	38.951	1.270	35.147	1.295	43.698
1.340	42.996	1.459	19.256	1.248	48.694	1.269	39.103	1.269	37.882	1.292	43.837
1.371	39.631	1.471	18.885	1.246	46.816	1.269	39.014	1.269	38.050	1.287	44.432
1.407	36.463	1.517	17.627	1.244	42.553	1.263	37.949	1.263	39.875	1.284	36.758
1.414	35.905	1.538	16.999	1.242	38.129	1.260	33.079	1.260	38.754	1.281	29.218
1.433	34.547	1.604	15.360	1.240	23.697	1.259	30.987	1.259	38.709	1.279	15.540
1.465	32.377	1.619	14.994	1.240	22.235	1.256	18.410	1.256	37.622	1.278	10.048
1.475	31.842	1.726	12.653	1.239	19.207	1.255	14.105	1.255	22.761	1.278	12.063
1.524	29.568	1.727	12.634	1.238	6.823	1.255	13.443	1.255	10.047	1.279	13.037
1.565	28.102	1.733	12.679	1.240	12.064	1.253	7.197	1.253	8.448	1.279	16.312
1.599	26.671	1.879	13.411	1.242	15.106	1.255	22.719	1.255	9.207	1.281	26.701

1.646	24.708	1.901	13.755	1.243	18.712	1.255	22.791	1.255	14.821	1.284	34.678
1.696	22.503	1.876	14.714	1.246	30.663	1.255	22.842	1.255	26.053	1.285	37.599
1.754	20.282	1.795	18.427	1.250	33.968	1.258	40.095	1.258	30.035	1.287	39.494
1.813	18.048	1.736	20.745	1.252	36.593	1.259	42.378	1.259	34.207	1.292	43.661
1.849	16.671	1.694	22.387	1.255	36.561	1.262	48.122	1.262	40.988	1.298	44.519
1.937	13.351	1.656	24.103	1.261	36.629	1.265	49.821	1.265	42.916	1.301	45.194
1.849	12.269	1.593	26.824	1.267	35.453	1.269	51.797	1.269	46.396	1.304	45.035
1.791	11.387	1.552	28.650	1.268	35.375	1.274	52.757	1.274	48.378	1.314	44.000
1.697	13.030	1.510	30.664	1.276	33.368	1.277	53.274	1.277	48.804	1.328	41.697
1.688	13.174	1.475	32.348	1.278	32.944	1.279	53.494	1.279	48.526	1.329	41.468
1.680	13.360	1.437	34.232	1.288	30.824	1.287	53.414	1.287	48.350	1.330	41.276
1.596	15.156	1.430	34.643	1.288	30.737	1.290	53.016	1.290	48.208	1.349	38.675
1.540	15.787	1.389	38.908	1.292	30.185	1.298	52.303	1.298	47.002	1.359	37.455
1.540	15.790	1.382	39.716	1.302	28.923	1.306	50.992	1.306	46.986	1.373	35.702
1.479	17.302	1.365	41.534	1.303	28.741	1.310	50.050	1.310	44.549	1.388	33.956
1.465	17.803	1.345	43.717	1.317	27.549	1.313	49.572	1.313	43.829	1.406	31.936
1.421	20.004	1.336	44.668	1.318	27.451	1.326	47.652	1.326	42.255	1.416	30.904
1.400	20.903	1.316	47.212	1.334	26.055	1.344	45.055	1.344	40.842	1.435	29.542
1.366	22.178	1.301	49.450	1.338	25.765	1.349	44.292	1.349	39.619	1.459	27.478
1.346	23.011	1.292	50.859	1.355	24.724	1.357	43.265	1.357	36.070	1.468	26.840
1.324	24.265	1.284	52.066	1.363	24.340	1.379	40.116	1.379	35.455	1.504	24.596
1.311	25.092	1.274	53.751	1.387	23.035	1.391	38.833	1.391	32.824	1.523	23.215
1.295	26.192	1.265	54.613	1.399	22.427	1.416	36.407	1.416	32.489	1.528	23.073
1.286	27.107	1.259	54.896	1.445	20.173	1.428	35.319	1.428	32.465	1.582	20.048
1.279	27.799	1.249	54.943	1.448	20.025	1.459	33.122	1.459	32.373	1.607	19.252
1.270	28.757	1.248	54.756	1.454	19.823	1.467	32.544	1.467	31.070	1.657	17.302
1.262	29.577	1.242	52.844	1.503	18.449	1.472	32.283	1.472	29.515	1.696	16.912
1.254	30.732	1.240	52.214	1.520	17.937	1.508	29.834	1.508	28.734	1.743	15.042
1.249	31.421	1.239	52.006	1.583	16.395	1.537	28.256	1.537	28.402	1.685	14.069
1.245	32.140	1.239	51.212	1.603	15.870	1.563	26.877	1.563	25.665	1.646	13.533
1.239	33.254	1.232	44.848	1.667	14.253	1.627	23.803	1.627	23.381		
1.235	33.408	1.230	37.738	1.705	13.379	1.635	23.422	1.635	21.900		
1.231	33.133	1.227	28.951	1.753	12.279	1.651	22.708	1.651	21.229		
1.223	28.135	1.225	13.124	1.806	13.404	1.719	19.653	1.719	18.494		
1.223	27.948	1.225	10.225	1.861	14.775	1.769	17.190	1.769	17.565		
1.223	27.513	1.226	11.993	1.747	19.483	1.817	14.825	1.817	15.005		
1.217	10.939	1.230	17.384	1.739	19.789	1.788	14.191	1.788	13.464		
1.213	8.108			1.736	19.908	1.714	12.886	1.714	13.232		
1.213	8.075			1.646	23.510	1.658	14.124	1.658	14.489		
				1.593	26.287	1.621	14.801	1.621			
				1.574	27.292	1.556	16.507	1.556			

CASO_G (GRAFICI Cp)





CASO_G (TABELLE Cp)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
1.200	-0.057	1.270	-0.545	1.312	-0.759	1.284	-0.592	1.220	0.038	1.220	-3.548
1.185	-0.142	1.259	-0.454	1.296	-0.698	1.241	-0.250	1.210	0.072	1.211	-2.710
1.182	-0.162	1.230	-0.222	1.288	-0.648	1.235	-0.187	1.203	0.104	1.203	-2.030
1.180	-0.527	1.208	-0.032	1.269	-0.539	1.220	-0.031	1.200	-0.585	1.211	-0.320
1.172	-2.198	1.203	0.011	1.256	-0.414	1.209	0.074	1.194	-2.062	1.213	0.130
1.189	-3.334	1.196	-0.003	1.243	-0.302	1.204	0.069	1.209	-3.220	1.214	0.128
1.191	-3.416	1.185	-0.008	1.227	-0.154	1.194	0.055	1.213	-3.554	1.231	0.022
1.213	-2.627	1.181	-1.023	1.218	-0.073	1.190	-1.016	1.218	-3.396	1.234	-0.020
1.217	-2.534	1.175	-2.496	1.201	0.017	1.186	-2.187	1.236	-2.783	1.241	-0.094
1.244	-2.315	1.184	-3.633	1.195	0.052	1.199	-3.737	1.249	-2.525	1.258	-0.290
1.253	-2.233	1.199	-3.582	1.194	0.054	1.200	-3.836	1.260	-2.358	1.274	-0.433
1.282	-2.075	1.204	-3.338	1.190	-0.484	1.200	-3.807	1.278	-2.175	1.284	-0.531
1.290	-2.031	1.209	-3.221	1.180	-2.102	1.218	-3.121	1.287	-2.110	1.309	-0.699
1.309	-1.926	1.233	-2.543	1.186	-2.800	1.231	-2.814	1.311	-1.970	1.313	-0.716
1.319	-1.895	1.263	-2.235	1.197	-3.788	1.242	-2.526	1.329	-1.898	1.340	-0.822
1.343	-1.855	1.268	-2.191	1.209	-3.299	1.253	-2.414	1.345	-1.841	1.380	-0.931
1.363	-1.810	1.273	-2.164	1.217	-3.049	1.276	-2.192	1.373	-1.773	1.383	-0.937
1.377	-1.789	1.304	-1.995	1.236	-2.603	1.300	-2.045	1.378	-1.760	1.388	-0.946
1.404	-1.712	1.326	-1.917	1.240	-2.516	1.316	-1.963	1.415	-1.674	1.436	-1.023
1.411	-1.692	1.347	-1.835	1.249	-2.427	1.358	-1.792	1.432	-1.640	1.452	-1.047
1.415	-1.679	1.394	-1.688	1.266	-2.251	1.364	-1.773	1.488	-1.528	1.497	-1.105
1.448	-1.590	1.395	-1.683	1.275	-2.178	1.379	-1.741	1.506	-1.493	1.539	-1.140
1.469	-1.540	1.398	-1.677	1.296	-2.034	1.419	-1.656	1.565	-1.400	1.584	-1.175
1.495	-1.478	1.453	-1.569	1.324	-1.905	1.432	-1.627	1.605	-1.340	1.671	-1.176
1.528	-1.429	1.485	-1.526	1.336	-1.857	1.476	-1.530	1.703	-1.214	1.704	-1.179
1.542	-1.410	1.522	-1.474	1.369	-1.758	1.511	-1.479	1.719	-1.194	1.730	-1.162
1.574	-1.381	1.560	-1.424	1.403	-1.672	1.559	-1.412	1.743	-1.171	1.825	-1.104
1.594	-1.365	1.591	-1.380	1.430	-1.618	1.625	-1.338	1.845	-1.068	1.966	-1.025
1.609	-1.354	1.637	-1.329	1.486	-1.530	1.666	-1.282	1.968	-1.031	1.968	-1.024
1.628	-1.337	1.662	-1.300	1.490	-1.523	1.736	-1.196	1.995	-1.025	1.967	-1.024
1.645	-1.322	1.674	-1.290	1.497	-1.513	1.794	-1.137	1.899	-1.086	1.813	-1.085
1.679	-1.291	1.714	-1.252	1.562	-1.421	1.873	-1.061	1.843	-1.122	1.800	-1.098
1.684	-1.287	1.755	-1.211	1.618	-1.346	1.962	-1.045	1.821	-1.136	1.753	-1.149
1.706	-1.262	1.770	-1.198	1.639	-1.317	2.018	-1.039	1.714	-1.195	1.681	-1.224
1.737	-1.235	1.835	-1.149	1.665	-1.292	1.970	-1.072	1.608	-1.186	1.650	-1.266
1.745	-1.228	1.861	-1.135	1.714	-1.241	1.840	-1.159	1.592	-1.186	1.580	-1.365
1.759	-1.218	1.909	-1.108	1.766	-1.190	1.793	-1.191	1.584	-1.180	1.506	-1.477
1.784	-1.197	1.952	-1.093	1.811	-1.146	1.687	-1.225	1.492	-1.102	1.497	-1.489
1.793	-1.190	1.998	-1.076	1.837	-1.122	1.653	-1.219	1.486	-1.094	1.480	-1.518
1.821	-1.167	2.050	-1.069	1.936	-1.059	1.570	-1.182	1.416	-1.002	1.429	-1.604

1.826	-1.162	1.970	-1.117	1.954	-1.053	1.543	-1.157	1.409	-0.993	1.405	-1.674
1.852	-1.142	1.966	-1.118	1.976	-1.042	1.485	-1.101	1.395	-0.966	1.373	-1.760
1.869	-1.127	1.963	-1.123	2.036	-1.026	1.423	-1.017	1.361	-0.905	1.341	-1.885
1.893	-1.114	1.884	-1.206	1.949	-1.094	1.420	-1.012	1.342	-0.851	1.336	-1.905
1.912	-1.104	1.839	-1.243	1.929	-1.107	1.413	-0.999	1.325	-0.794	1.324	-1.959
1.937	-1.096	1.820	-1.261	1.833	-1.205	1.368	-0.916	1.304	-0.702	1.303	-2.058
1.949	-1.090	1.780	-1.279	1.818	-1.216	1.351	-0.873	1.295	-0.656	1.297	-2.088
1.970	-1.078	1.755	-1.290	1.723	-1.254	1.329	-0.819	1.271	-0.482	1.281	-2.241
1.985	-1.072	1.746	-1.292	1.695	-1.252	1.288	-0.618	1.260	-0.384	1.266	-2.374
2.011	-1.065	1.673	-1.303	1.639	-1.243	1.287	-0.614	1.243	-0.230	1.260	-2.490
2.022	-1.063	1.607	-1.275	1.593	-1.218	1.287	-0.612	1.229	-0.056	1.242	-2.824
2.059	-1.051	1.597	-1.271	1.550	-1.186					1.227	-3.329
2.060	-1.051	1.588	-1.260	1.469	-1.095						
2.059	-1.053	1.524	-1.192	1.460	-1.083						
2.022	-1.085	1.454	-1.100	1.449	-1.064						
2.012	-1.106	1.452	-1.097	1.385	-0.960						
1.974	-1.160	1.449	-1.091	1.339	-0.853						
1.964	-1.174	1.382	-0.969	1.328	-0.822						
1.953	-1.184	1.350	-0.880	3.430	-1.004						
1.926	-1.218	1.320	-0.789	3.440	-1.065						
1.907	-1.245	1.280	-0.598	3.451	-1.092						
1.887	-1.269	3.493	-1.142	3.482	-1.154						
1.865	-1.289	3.496	-1.145	3.511	-1.184						
1.846	-1.305	3.546	-1.206	3.537	-1.202						
1.822	-1.324	3.598	-1.203	3.578	-1.210						
1.792	-1.344	3.611	-1.201	3.610	-1.185						
1.782	-1.351	3.626	-1.180	3.657	-1.125						
1.740	-1.361	3.681	-1.098	3.735	-0.969						
1.735	-1.362	3.745	-0.977	3.738	-0.963						
1.691	-1.374	3.758	-0.950	3.735	-0.963						
1.685	-1.375	3.751	-0.948	3.654	-0.975						
1.642	-1.378	3.676	-0.940	3.618	-1.045						
1.635	-1.373	3.646	-0.997	3.581	-1.114						
1.602	-1.355	3.607	-1.075	3.547	-1.182						
1.565	-1.315	3.572	-1.147	3.521	-1.233						
1.562	-1.311	3.548	-1.202	3.486	-1.305						
1.561	-1.309	3.512	-1.277	3.468	-1.358						
1.510	-1.238	3.498	-1.306	3.449	-1.421						
1.500	-1.227	3.488	-1.334	3.430	-1.510						
1.482	-1.197	3.457	-1.414	3.414	-1.584						
1.460	-1.158	3.431	-1.526	3.393	-1.868						
1.430	-1.108	3.421	-1.570	3.388	-1.930						
1.419	-1.090	3.409	-1.683	3.383	-2.016						
1.381	-1.016	3.390	-1.867	3.367	-2.326						
1.371	-0.987	3.374	-2.200	3.353	-1.393						
1.339	-0.883	3.367	-2.337	3.351	-1.247						

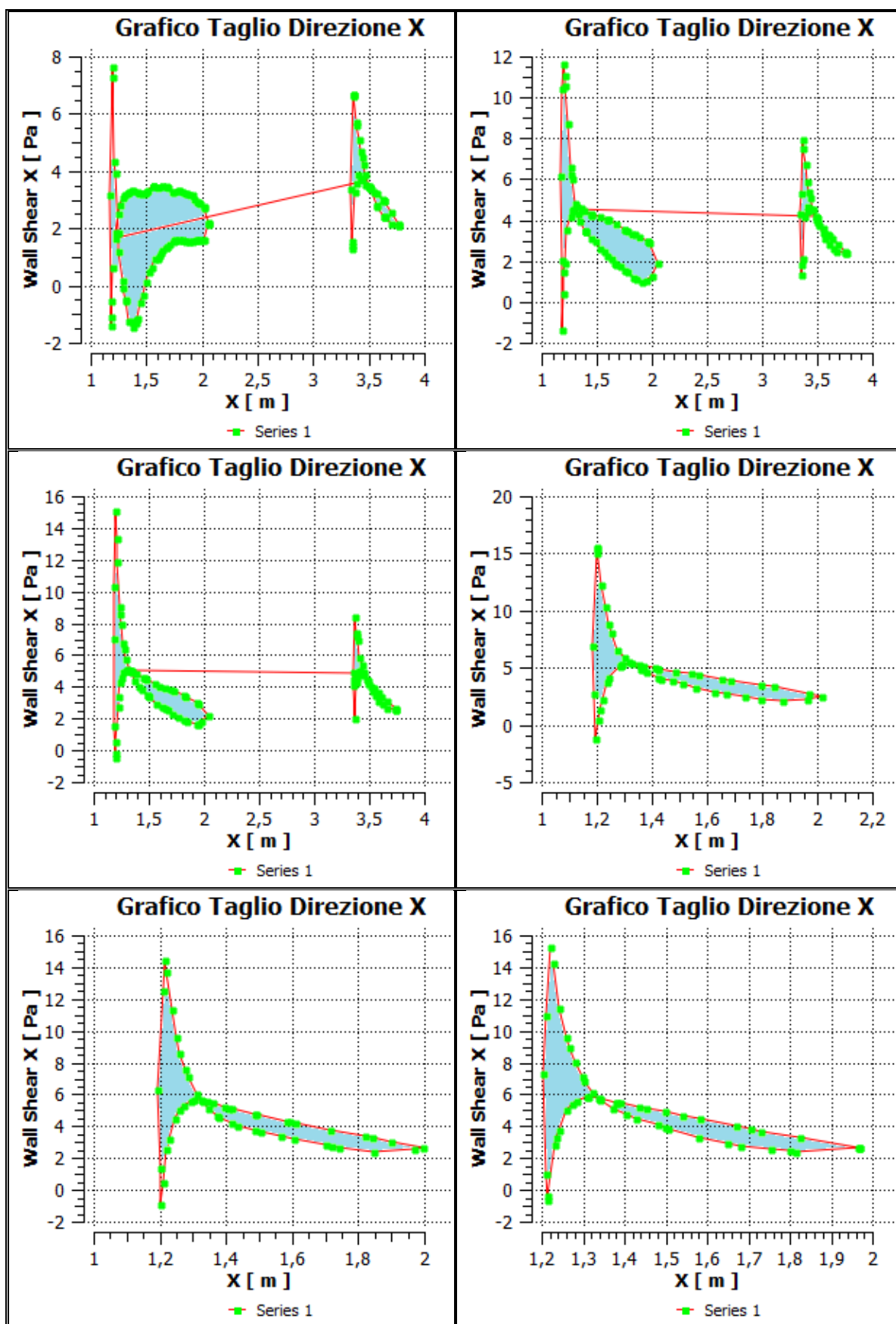
1.326	-0.838	3.352	-1.867	3.353	-1.097						
1.299	-0.708	3.345	-1.655	3.363	-0.124						
1.284	-0.630	3.356	-0.375	3.381	-0.506						
1.257	-0.456			3.383	-0.552						

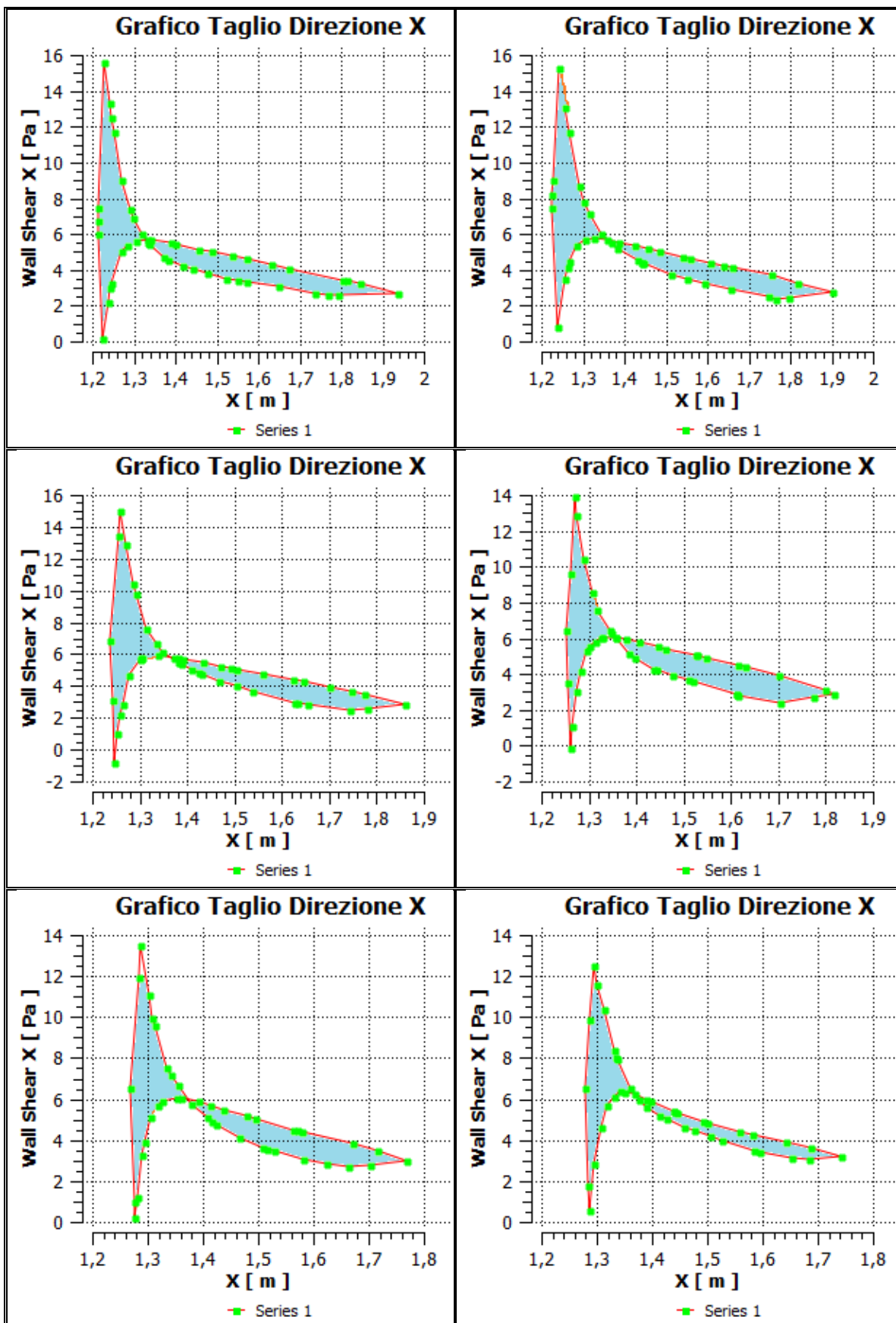
SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp	X-m	Cp
1.304	-0.629	1.255	-2.939	1.305	-0.507	1.306	-2.319	1.304	-0.271	1.331	-1.916
1.332	-0.766	1.265	-2.663	1.302	-0.492	1.290	-2.615	1.293	-0.091	1.312	-2.249
1.341	-0.804	1.291	-2.281	1.300	-0.462	1.275	-3.075	1.289	-0.016	1.301	-2.494
1.389	-0.937	1.301	-2.145	1.278	-0.185	1.269	-3.246	1.280	0.086	1.294	-2.662
1.401	-0.961	1.317	-2.047	1.264	0.018	1.260	-2.404	1.276	0.137	1.287	-2.117
1.458	-1.047	1.343	-1.881	1.258	0.100	1.253	-1.771	1.275	-0.099	1.278	-1.337
1.488	-1.089	1.368	-1.776	1.253	0.126	1.256	-0.897	1.269	-1.605	1.283	-0.265
1.535	-1.138	1.382	-1.714	1.245	0.153	1.261	0.140	1.283	-2.603	1.286	0.064
1.572	-1.172	1.430	-1.601	1.242	-0.867	1.265	0.116	1.287	-2.974	1.295	-0.083
1.632	-1.174	1.442	-1.573	1.238	-1.950	1.273	0.050	1.302	-2.583	1.309	-0.332
1.674	-1.179	1.444	-1.570	1.255	-3.059	1.281	-0.076	1.309	-2.417	1.318	-0.501
1.804	-1.102	1.447	-1.564	1.259	-3.301	1.294	-0.271	1.314	-2.345	1.333	-0.666
1.814	-1.096	1.511	-1.456	1.271	-2.934	1.300	-0.348	1.335	-1.975	1.343	-0.795
1.846	-1.077	1.551	-1.376	1.285	-2.487	1.314	-0.501	1.343	-1.899	1.350	-0.828
1.937	-1.021	1.594	-1.310	1.291	-2.393	1.325	-0.620	1.355	-1.819	1.368	-0.933
1.791	-1.089	1.655	-1.218	1.314	-2.094	1.328	-0.648	1.378	-1.667	1.389	-0.983
1.770	-1.100	1.746	-1.116	1.334	-1.975	1.358	-0.828	1.408	-1.564	1.398	-1.003
1.737	-1.135	1.767	-1.093	1.348	-1.887	1.377	-0.890	1.416	-1.534	1.440	-1.075
1.648	-1.239	1.797	-1.078	1.382	-1.726	1.404	-0.966	1.425	-1.517	1.440	-1.077
1.573	-1.352	1.901	-1.031	1.388	-1.697	1.445	-1.052	1.465	-1.435	1.445	-1.082
1.550	-1.388	1.817	-1.082	1.408	-1.634	1.462	-1.083	1.507	-1.347	1.493	-1.160
1.524	-1.437	1.753	-1.121	1.423	-1.590	1.525	-1.167	1.515	-1.332	1.501	-1.157
1.477	-1.532	1.660	-1.167	1.430	-1.576	1.528	-1.170	1.529	-1.306	1.559	-1.184
1.443	-1.592	1.640	-1.177	1.467	-1.496	1.547	-1.174	1.582	-1.215	1.581	-1.166
1.416	-1.650	1.606	-1.169	1.503	-1.433	1.614	-1.187	1.623	-1.155	1.641	-1.139
1.382	-1.735	1.559	-1.163	1.537	-1.372	1.631	-1.174	1.664	-1.106	1.687	-1.112
1.371	-1.769	1.539	-1.146	1.627	-1.235	1.699	-1.118	1.702	-1.079	1.743	-1.082
1.337	-1.897	1.485	-1.097	1.633	-1.226	1.799	-1.049	1.769	-1.049	1.685	-1.125
1.333	-1.913	1.455	-1.052	1.656	-1.202	1.817	-1.035	1.716	-1.088	1.652	-1.169
1.321	-1.981	1.426	-1.005	1.742	-1.102	1.776	-1.055	1.671	-1.117	1.594	-1.261
1.298	-2.111	1.387	-0.925	1.779	-1.079	1.703	-1.092	1.579	-1.180	1.584	-1.273
1.291	-2.176	1.359	-0.834	1.861	-1.033	1.616	-1.209	1.571	-1.184	1.527	-1.356

1.270	-2.388	1.325	-0.695	1.775	-1.078	1.612	-1.214	1.564	-1.184	1.505	-1.389
1.253	-2.740	1.306	-0.578	1.747	-1.094	1.611	-1.216	1.494	-1.158	1.476	-1.456
1.247	-2.858	1.285	-0.408	1.702	-1.134	1.518	-1.361	1.479	-1.137	1.457	-1.483
1.242	-3.018	1.267	-0.178	1.646	-1.179	1.509	-1.378	1.438	-1.062	1.426	-1.508
1.228	-3.519	1.261	-0.110	1.624	-1.178	1.475	-1.456	1.412	-1.006	1.412	-1.532
1.214	-1.856	1.257	-0.057	1.559	-1.174	1.444	-1.523	1.392	-0.952	1.389	-1.575
1.213	-1.713	1.240	0.131	1.505	-1.122	1.438	-1.542	1.360	-0.834	1.377	-1.617
1.214	-1.528	1.226	-1.694	1.490	-1.108	1.396	-1.674	1.353	-0.789	1.361	-1.674
1.225	0.134	1.225	-1.886	1.471	-1.079	1.385	-1.714	1.325	-0.575	1.336	-1.843
1.238	0.032	1.226	-2.049	1.432	-1.020	1.356	-1.842	1.318	-0.482	1.334	-1.857
1.244	-0.017	1.242	-3.413	1.390	-0.928	1.348	-1.878				
1.246	-0.049			1.380	-0.907	1.345	-1.903				
1.271	-0.355			1.373	-0.875	1.318	-2.142				
1.284	-0.475			1.337	-0.734						

CASO_G (GRAFICI TAGLIO)





CASO_G (TABELLE TAGLIO)

SEZIONE N°1		SEZIONE N°2		SEZIONE N°3		SEZIONE N°4		SEZIONE N°5		SEZIONE N°6	
X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa
1.200	0.629	1.270	4.488	1.312	5.065	1.284	5.197	1.220	2.538	1.220	15.263
1.185	-1.076	1.259	4.200	1.296	5.095	1.241	4.133	1.210	0.486	1.211	10.951
1.182	-1.384	1.230	3.521	1.288	5.038	1.235	3.815	1.203	-0.879	1.203	7.363
1.180	-0.551	1.208	1.924	1.269	4.913	1.220	2.275	1.200	1.389	1.211	1.061
1.172	3.173	1.203	1.487	1.256	4.591	1.209	1.294	1.194	6.275	1.213	-0.590
1.189	7.287	1.196	0.399	1.243	4.265	1.204	0.464	1.209	12.556	1.214	-0.350
1.191	7.665	1.185	-1.343	1.227	3.363	1.194	-1.132	1.213	14.430	1.231	2.884
1.213	4.366	1.181	2.063	1.218	2.784	1.190	2.763	1.218	13.671	1.234	3.343
1.217	3.963	1.175	6.187	1.201	0.528	1.186	6.902	1.236	11.333	1.241	3.759
1.244	1.851	1.184	10.456	1.195	-0.212	1.199	15.038	1.249	9.585	1.258	5.079
1.253	1.191	1.199	11.654	1.194	-0.418	1.200	15.569	1.260	8.557	1.274	5.417
1.282	0.199	1.204	11.084	1.190	1.548	1.200	15.465	1.278	7.606	1.284	5.627
1.290	-0.069	1.209	10.555	1.180	7.089	1.218	12.270	1.287	7.124	1.309	5.820
1.309	-0.527	1.233	8.705	1.186	10.376	1.231	10.300	1.311	6.054	1.313	5.827
1.319	-0.467	1.263	6.581	1.197	15.075	1.242	8.808	1.329	5.553	1.340	5.766
1.343	-1.239	1.268	6.271	1.209	13.395	1.253	8.124	1.345	5.168	1.380	5.509
1.363	-1.258	1.273	6.057	1.217	11.851	1.276	6.568	1.373	4.704	1.383	5.494
1.377	-1.432	1.304	4.793	1.236	9.071	1.300	5.924	1.378	4.621	1.388	5.462
1.404	-1.309	1.326	4.353	1.240	8.570	1.316	5.515	1.415	4.188	1.436	5.188
1.411	-1.200	1.347	3.978	1.249	7.985	1.358	4.930	1.432	4.037	1.452	5.124
1.415	-1.148	1.394	3.505	1.266	6.771	1.364	4.839	1.488	3.727	1.497	4.914
1.448	-0.577	1.395	3.486	1.275	6.370	1.379	4.655	1.506	3.640	1.539	4.712
1.469	-0.335	1.398	3.467	1.296	5.727	1.419	4.154	1.565	3.421	1.584	4.526
1.495	0.149	1.453	3.129	1.324	5.053	1.432	4.068	1.605	3.241	1.671	4.015
1.528	0.493	1.485	2.957	1.336	4.914	1.476	3.833	1.703	2.802	1.704	3.811
1.542	0.634	1.522	2.645	1.369	4.358	1.511	3.593	1.719	2.737	1.730	3.687
1.574	0.930	1.560	2.461	1.403	4.038	1.559	3.270	1.743	2.684	1.825	3.280
1.594	0.936	1.591	2.275	1.430	3.819	1.625	2.900	1.845	2.378	1.966	2.637
1.609	1.025	1.637	2.106	1.486	3.480	1.666	2.693	1.968	2.597	1.968	2.629
1.628	1.140	1.662	1.912	1.490	3.465	1.736	2.463	1.995	2.629	1.967	2.627
1.645	1.232	1.674	1.837	1.497	3.427	1.794	2.271	1.899	3.036	1.813	2.408
1.679	1.347	1.714	1.754	1.562	2.942	1.873	2.106	1.843	3.268	1.800	2.432
1.684	1.367	1.755	1.550	1.618	2.711	1.962	2.276	1.821	3.363	1.753	2.561
1.706	1.461	1.770	1.496	1.639	2.630	2.018	2.466	1.714	3.738	1.681	2.779
1.737	1.560	1.835	1.224	1.665	2.537	1.970	2.766	1.608	4.204	1.650	2.949
1.745	1.592	1.861	1.148	1.714	2.303	1.840	3.318	1.592	4.277	1.580	3.291
1.759	1.626	1.909	0.999	1.766	2.121	1.793	3.509	1.584	4.310	1.506	3.871
1.784	1.595	1.952	1.022	1.811	1.911	1.687	3.917	1.492	4.737	1.497	3.923
1.793	1.582	1.998	1.259	1.837	1.822	1.653	4.006	1.486	4.763	1.480	4.080
1.821	1.599	2.050	1.902	1.936	1.693	1.570	4.349	1.416	5.120	1.429	4.511

1.826	1.597	1.970	2.923	1.954	1.670	1.543	4.457	1.409	5.160	1.405	4.805
1.852	1.566	1.966	2.971	1.976	1.828	1.485	4.680	1.395	5.259	1.373	5.113
1.869	1.547	1.963	2.983	2.036	2.200	1.423	4.947	1.361	5.480	1.341	5.696
1.893	1.564	1.884	3.216	1.949	2.908	1.420	4.959	1.342	5.572	1.336	5.777
1.912	1.543	1.839	3.307	1.929	3.039	1.413	4.991	1.325	5.641	1.324	6.172
1.937	1.592	1.820	3.349	1.833	3.422	1.368	5.177	1.304	5.634	1.303	6.899
1.949	1.587	1.780	3.451	1.818	3.482	1.351	5.262	1.295	5.605	1.297	7.131
1.970	1.595	1.755	3.516	1.723	3.759	1.329	5.379	1.271	5.324	1.281	8.087
1.985	1.600	1.746	3.549	1.695	3.807	1.288	5.267	1.260	5.014	1.266	8.942
2.011	1.606	1.673	3.839	1.639	3.939	1.287	5.266	1.243	4.464	1.260	9.590
2.022	1.592	1.607	4.032	1.593	4.067	1.287	5.261	1.229	3.240	1.242	11.472
2.059	2.149	1.597	4.061	1.550	4.177					1.227	14.296
2.060	2.170	1.588	4.064	1.469	4.513						
2.059	2.194	1.524	4.150	1.460	4.537						
2.022	2.732	1.454	4.279	1.449	4.590						
2.012	2.751	1.452	4.282	1.385	4.865						
1.974	2.897	1.449	4.291	1.339	5.018						
1.964	2.922	1.382	4.486	1.328	5.040						
1.953	2.938	1.350	4.595	3.430	4.884						
1.926	3.045	1.320	4.694	3.440	4.839						
1.907	3.157	1.280	4.538	3.451	4.723						
1.887	3.194	3.493	4.163	3.482	4.364						
1.865	3.207	3.496	4.136	3.511	4.054						
1.846	3.245	3.546	3.647	3.537	3.900						
1.822	3.304	3.598	3.297	3.578	3.621						
1.792	3.322	3.611	3.230	3.610	3.421						
1.782	3.330	3.626	3.148	3.657	3.153						
1.740	3.277	3.681	2.851	3.735	2.624						
1.735	3.291	3.745	2.486	3.738	2.605						
1.691	3.449	3.758	2.406	3.735	2.606						
1.685	3.459	3.751	2.408	3.654	2.663						
1.642	3.491	3.676	2.442	3.618	2.906						
1.635	3.489	3.646	2.598	3.581	3.111						
1.602	3.441	3.607	2.837	3.547	3.440						
1.565	3.462	3.572	3.125	3.521	3.720						
1.562	3.468	3.548	3.380	3.486	4.195						
1.561	3.464	3.512	3.742	3.468	4.529						
1.510	3.335	3.498	3.886	3.449	4.920						
1.500	3.297	3.488	4.060	3.430	5.395						
1.482	3.226	3.457	4.551	3.414	5.829						
1.460	3.219	3.431	5.140	3.393	6.925						
1.430	3.234	3.421	5.398	3.388	7.197						
1.419	3.284	3.409	5.863	3.383	7.421						
1.381	3.339	3.390	6.743	3.367	8.401						
1.371	3.340	3.374	7.517	3.353	4.973						
1.339	3.267	3.367	7.921	3.351	4.465						

1.326	3.252	3.352	5.353	3.353	4.123						
1.299	3.172	3.345	4.354	3.363	2.030						
1.284	3.085	3.356	1.821	3.381	4.287						
1.257	2.823		1.355	3.383	4.559						

SEZIONE N°7	SEZIONE N°8	SEZIONE N°9	SEZIONE N°10	SEZIONE N°11	SEZIONE N°12
-------------	-------------	-------------	--------------	--------------	--------------

X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa	X-m	τ -Pa
1.304	5.642	1.255	13.048	1.305	5.793	1.306	8.522	1.304	5.086	1.331	8.389
1.332	5.708	1.265	11.667	1.302	5.781	1.290	10.427	1.293	3.928	1.312	10.366
1.341	5.703	1.291	8.714	1.300	5.669	1.275	12.859	1.289	3.261	1.301	11.614
1.389	5.490	1.301	7.783	1.278	4.628	1.269	13.895	1.280	1.222	1.294	12.494
1.401	5.446	1.317	7.107	1.264	2.881	1.260	9.614	1.276	0.206	1.287	9.850
1.458	5.142	1.343	6.011	1.258	2.189	1.253	6.415	1.275	0.991	1.278	6.549
1.488	5.025	1.368	5.492	1.253	1.043	1.256	3.523	1.269	6.531	1.283	1.775
1.535	4.826	1.382	5.189	1.245	-0.818	1.261	-0.134	1.283	11.908	1.286	0.563
1.572	4.619	1.430	4.584	1.242	3.097	1.265	1.052	1.287	13.527	1.295	2.839
1.632	4.286	1.442	4.426	1.238	6.852	1.273	3.047	1.302	11.057	1.309	4.607
1.674	4.040	1.444	4.404	1.255	13.432	1.281	4.207	1.309	9.977	1.318	5.712
1.804	3.427	1.447	4.372	1.259	14.963	1.294	5.307	1.314	9.577	1.333	6.097
1.814	3.378	1.511	3.751	1.271	12.933	1.300	5.576	1.335	7.553	1.343	6.384
1.846	3.215	1.551	3.519	1.285	10.400	1.314	5.828	1.343	7.163	1.350	6.360
1.937	2.705	1.594	3.237	1.291	9.796	1.325	6.024	1.355	6.672	1.368	6.266
1.791	2.598	1.655	2.913	1.314	7.590	1.328	6.036	1.378	5.765	1.389	5.965
1.770	2.576	1.746	2.494	1.334	6.707	1.358	6.059	1.408	5.102	1.398	5.870
1.737	2.706	1.767	2.389	1.348	6.110	1.377	5.971	1.416	4.921	1.440	5.377
1.648	3.073	1.797	2.430	1.382	5.482	1.404	5.816	1.425	4.792	1.440	5.372
1.573	3.302	1.901	2.743	1.388	5.369	1.445	5.516	1.465	4.141	1.445	5.331
1.550	3.395	1.817	3.264	1.408	5.070	1.462	5.406	1.507	3.646	1.493	4.902
1.524	3.524	1.753	3.707	1.423	4.840	1.525	5.047	1.515	3.581	1.501	4.835
1.477	3.842	1.660	4.144	1.430	4.774	1.528	5.028	1.529	3.462	1.559	4.422
1.443	4.030	1.640	4.250	1.467	4.335	1.547	4.920	1.582	3.084	1.581	4.273
1.416	4.246	1.606	4.404	1.503	3.994	1.614	4.530	1.623	2.858	1.641	3.943
1.382	4.576	1.559	4.644	1.537	3.668	1.631	4.418	1.664	2.685	1.687	3.655
1.371	4.685	1.539	4.744	1.627	2.967	1.699	3.931	1.702	2.784	1.743	3.209
1.337	5.439	1.485	5.035	1.633	2.924	1.799	3.086	1.769	2.984	1.685	3.059
1.333	5.517	1.455	5.183	1.656	2.829	1.817	2.894	1.716	3.472	1.652	3.139
1.321	6.013	1.426	5.326	1.742	2.440	1.776	2.701	1.671	3.848	1.594	3.423
1.298	6.890	1.387	5.534	1.779	2.535	1.703	2.420	1.579	4.405	1.584	3.497

1.291	7.377	1.359	5.684	1.861	2.834	1.616	2.825	1.571	4.450	1.527	4.015
1.270	9.028	1.325	5.736	1.775	3.455	1.612	2.842	1.564	4.501	1.505	4.222
1.253	11.676	1.306	5.646	1.747	3.662	1.611	2.850	1.494	5.036	1.476	4.492
1.247	12.532	1.285	5.394	1.702	3.939	1.518	3.603	1.479	5.179	1.457	4.643
1.242	13.289	1.267	4.494	1.646	4.273	1.509	3.684	1.438	5.456	1.426	5.048
1.228	15.576	1.261	4.177	1.624	4.390	1.475	3.944	1.412	5.694	1.412	5.219
1.214	7.437	1.257	3.466	1.559	4.749	1.444	4.216	1.392	5.869	1.389	5.629
1.213	6.736	1.240	0.802	1.505	5.009	1.438	4.282	1.360	6.061	1.377	5.952
1.214	5.985	1.226	7.495	1.490	5.092	1.396	4.914	1.353	6.049	1.361	6.531
1.225	0.194	1.225	8.213	1.471	5.211	1.385	5.138	1.325	5.913	1.336	7.929
1.238	2.173	1.226	8.984	1.432	5.468	1.356	6.051	1.318	5.667	1.334	8.042
1.244	2.990	1.242	15.259	1.390	5.694	1.348	6.323				
1.246	3.239			1.380	5.745	1.345	6.472				
1.271	5.027			1.373	5.780	1.318	7.593				
1.284	5.349			1.337	5.924						

Bibliografia

- [1] John D. Anderson (1998). *Aircraft Performance and Design*. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.;
- [2] John D. Anderson (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.;
- [3] John D. Anderson (1976). *Computational Fluid Dynamics*. New York: ASME;
- [4] Web: <http://www.flightsimaviation.com/data/FARS>
- [5] Tarit Kumar Bose (1988) . *Computational Fluid Dynamics*. New York: John Wiley & Sons;
- [6] K Srinivasan (2006). *Composite Materials*. Alpha Science;
- [7] Robert M. Jones. *Mechanics of Composite Materials*. Hemisphere Publishing Corporation;
- [8] Renato Barboni. *Scienza delle Costruzioni Aeronautich*. Scione Editore Roma;
- [9] T.H.G. Megson (2007). *Aircraft Structures for Engineering Students*. Oxford: Elsevier Aerospace Engineering series;
- [10] ANSYS 13 (2010). *Autodyn Composite Modelling*. ANSYS Inc.;
- [11] V. Giavotto (2001). *Strutture Aeronautiche*. Clup;
- [12] S.W. Tsai, H.T. Hahn. *Introduction to Composite Materials*. Technomic Publishing;
- [13] Ever J. Barbero (2007). *Analysis of Composite Materials*. CRC Press, Taylor & Francis Group;