

4. PROGETTO DELLA FUSOLIERA

Il progetto della fusoliera si basa essenzialmente su tre requisiti fondamentali, il carico pagante da trasportare, l'aerodinamica ed i carichi strutturali. Potendosi considerarla come un corpo di rivoluzione, la fusoliera può essere progettata a partire dalle caratteristiche della **sezione frontale** e della **geometria longitudinale** della stessa, per poi ricavare da tali dati tutti i parametri utili ad un suo corretto dimensionamento. In tale capitolo verrà affrontato il progetto preliminare della fusoliera di un aeromobile secondo approcci, differenti tra loro per il metodo di sviluppo della forma esterna di fusoliera; il primo, seguito anche dal Prof. Ilan Kroo (v. Bibliografia [34]) per i suoi insegnamenti, docente di discipline aeronautiche presso l'Università di Stanford, ed il secondo, più innovativo per certi aspetti, sviluppato dal Prof. Daniel Raymer, e ripreso dai Proff. Derek Morrison e Gregory Neff (v. Bibliografia [12]), docenti della Purdue University Calumet, e che si basa su concetti ripresi dalla progettazione navale.



Figura 4.1 – Spaccato della fusoliera del velivolo da trasporto Airbus A380

4.1 Il progetto della fusoliera: le basi teoriche

La fusoliera ha la funzione di ospitare cabina di pilotaggio, carico utile ed eventualmente l'apparato propulsore, nonché il compito di collegare l'ala agli organi di stabilizzazione e di governo della coda. Se assolve solo alla prima funzione è detta 'carlinga', altrimenti è detta 'trave di coda'.

Un primo approccio utile alla sua progettazione è quello che permette di ottenere forma e dimensione del corpo esterno di fusoliera a partire dalla definizione degli spazi interni alla stessa, altrimenti detto in lingua anglosassone **"internal layout"**, in particolare per ciò che riguarda i velivoli civili da trasporto.

Forma e dimensioni della fusoliera variano a seconda della categoria di appartenenza del velivolo, nonché delle prestazioni richieste. Le sezioni trasversali più usate negli aerei civili sono le seguenti:

- ✚ Sezione rettangolare o rettangolare con cappottatura a calotta, ormai in disuso
- ✚ Sezione ovalizzata, impiegata per piccoli aerei da trasporto passeggeri
- ✚ Sezione a lobi circolari, usato ormai per la maggioranza dei velivoli da trasporto
- ✚ Sezione circolare, ottima sotto ogni aspetto è la più comune

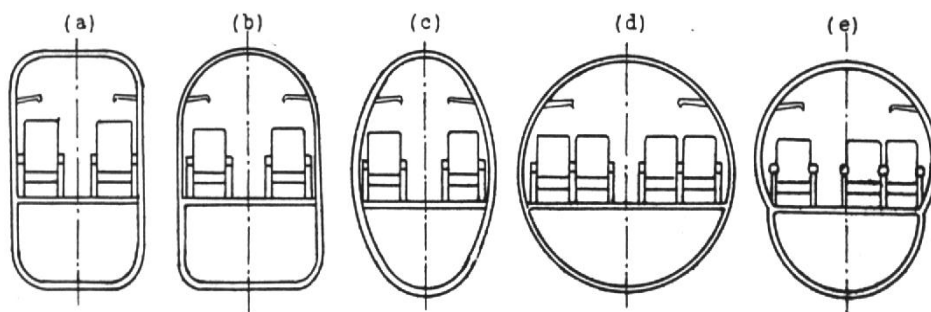


Figura 4.2 – Sezioni trasversali tipiche delle moderne fusoliere

Talvolta è possibile notare fusoliere a sezione triangolare (con gli spigoli arrotondati), adatta per gli aerei ad ala bassa. Più raramente si trovano fusoliere con sezione a spigoli: il loro impiego è confinato ad alianti ed aerei militari.

Di profilo le fusoliere possono assumere le seguenti forme:

- ✚ Forma **a fuso**, adatta per gli aeromobili molto veloci
- ✚ Forma **a fuso con asse curvilineo**
- ✚ Forma **a lobi circolari**, in cui si nota nettamente la presenza dei due lobi
- ✚ Forma **tipo ‘Caribou’**, usata in passato per velivoli da trasporto ridotta a semplice carlinga, collegata agli impennaggi da una o due travi di coda
- ✚ Forma con **estremità ad alta penetrazione** e per lungo tratto a sezione cilindrica costante, la più usata in ogni campo

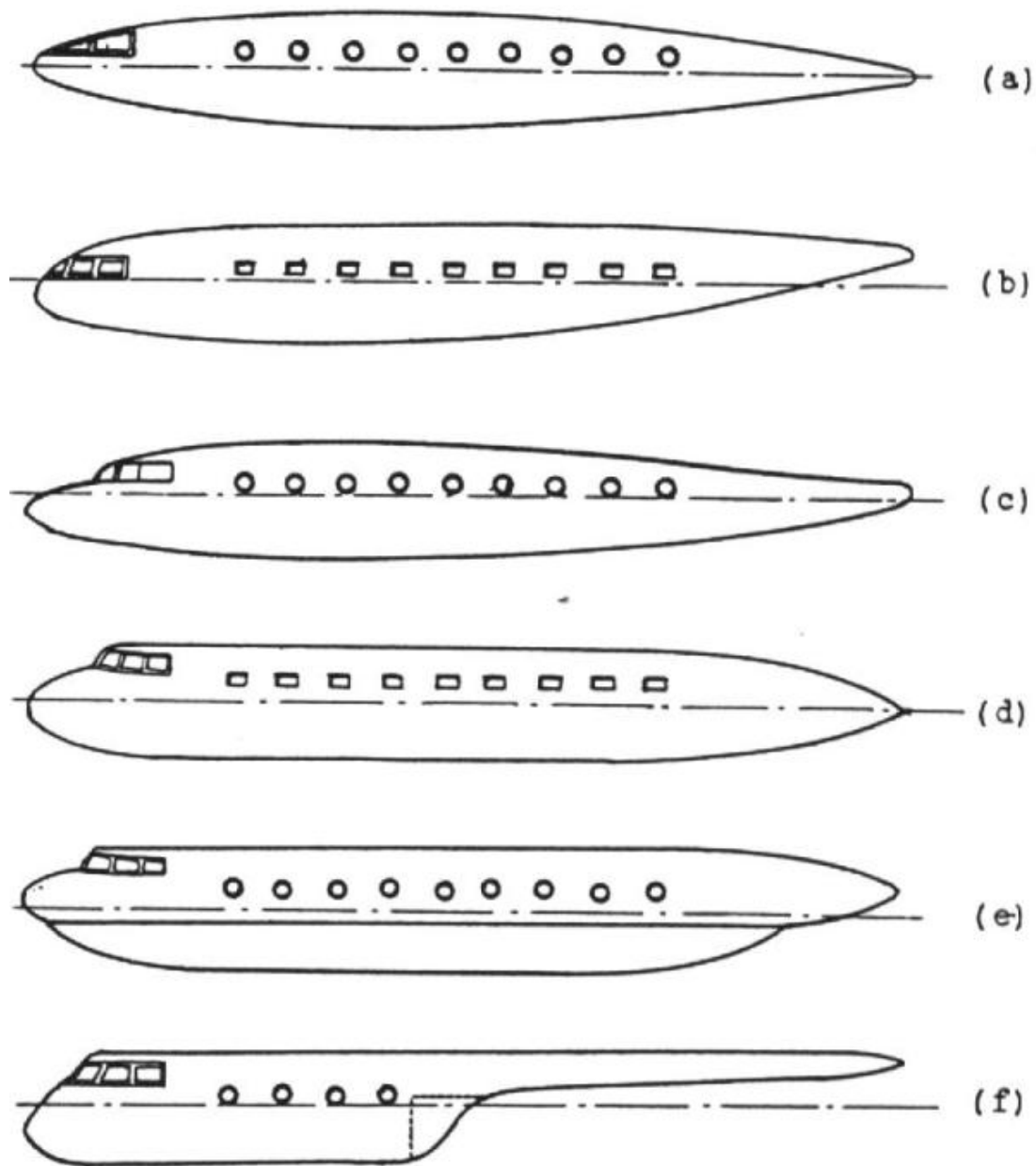


Figura 4.3 – Andamento del profilo di fusoliera per diversi velivoli da trasporto

Dopo questa breve introduzione risulta evidente come, nell'ambito di un approccio progettuale classico, i due parametri fondamentali suindicati per il corretto dimensionamento della fusoliera, cioè la sezione trasversale e la geometria longitudinale, in pianta e laterale, richiedono uno studio attento in base alle singole esigenze del progetto da sviluppare.

4.1.1 Il dimensionamento della sezione trasversale di fusoliera

E' spesso ragionevole iniziare il progetto della fusoliera di un aeromobile partendo dalle caratteristiche della sezione trasversale, “**cross section**” in lingua anglosassone. In generale si può affermare che la sezione trasversale di un velivolo abbia una forma circolare e tale scelta risiede essenzialmente nei due seguenti motivi:

- ✚ Ridurre la possibilità di separazione del flusso a piccoli angoli d'attacco o di derapata
- ✚ Assicurare un corretto comportamento della struttura soggetta ai carichi interni di pressurizzazione

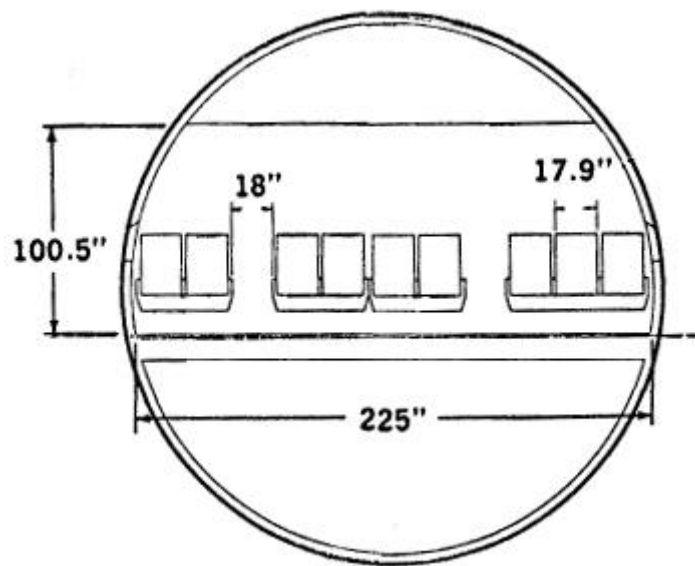


Figura 4.4 – Dimensioni di una tipica sezione trasversale di fusoliera per un velivolo da trasporto passeggeri

Come visto nella figura 6.2 sono comunque possibili altre soluzioni, in base alla tipologia di velivolo. In ogni caso, al giorno d'oggi, per sopperire all'inconveniente tipico della geometria circolare, cioè il non ottimale sfruttamento degli spazi, molti costruttori, in particolare dopo gli studi fatti dalla Douglas negli anni '70, preferiscono adottare soluzioni geometriche **ellittiche** o “**a doppio lobo**”.

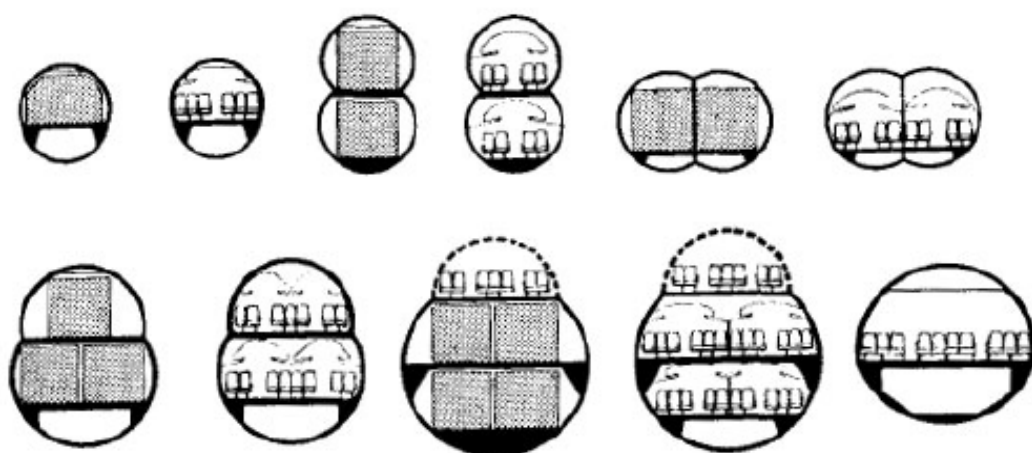


Figura 4.5 – Geometrie canoniche per la sezione trasversale di fusoliera per un velivolo da trasporto passeggeri

Per scegliere quale geometria adottare, come detto nell'introduzione del capitolo, si deve partire dalla conoscenza del carico pagante; la disposizione a bordo dei passeggeri e/o delle merci influirà infatti sul dimensionamento della sezione trasversale, essendo il parametro vincolante per la caratterizzazione del **diametro di fusoliera**. Per i passeggeri, una volta noto il numero di persone da trasportare, ci si rifà alle normative **FAR**, alla **Sezione 25**, riguardanti l'argomento che forniscono le misure limite di riferimento per permettere la migliore accoglienza a bordo dei passeggeri, come riportato nelle figure seguenti.

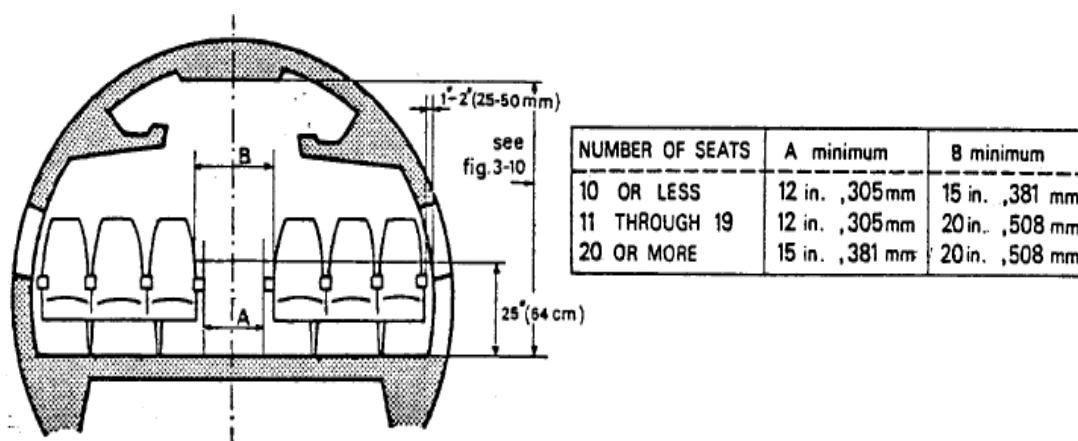


Figura 4.6 – Misure limite dello spazio laterale a disposizione dei passeggeri in cabina in funzione del numero degli stessi

	Long range	Short range
Seat width (in)	17 - 28	16 - 18
Seat pitch (in)	34 - 40	30 - 32
Headroom (in)	> 65	-
Aisle Width (in)	20 - 28	> 15
Aisle Height (in)	> 76	> 60
Lavatories/passengers	1/ (10-20)	1/ (40 -50)
Galley volume/passengers (ft ^3)	1- 8	0 - 1
Baggage/passengers (lbs)	40 - 60	40

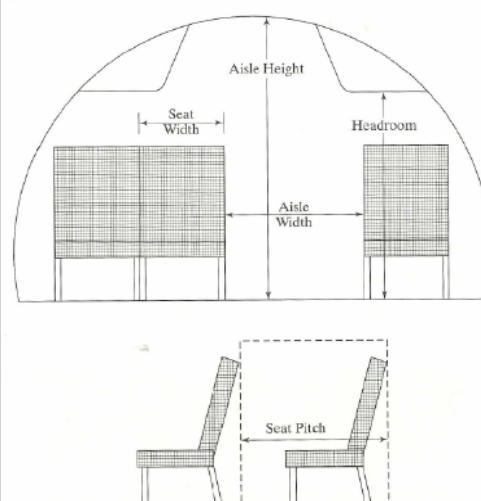


Figura 4.7 – Spazio interno a disposizione dei passeggeri in funzione della tratta di percorrenza del velivolo

Da qui si ricava il layout relativo allo specifico velivolo, che può variare ovviamente a seconda delle opzioni di addensamento dei posti scelte dal costruttore, come visibile nella seguente figura.

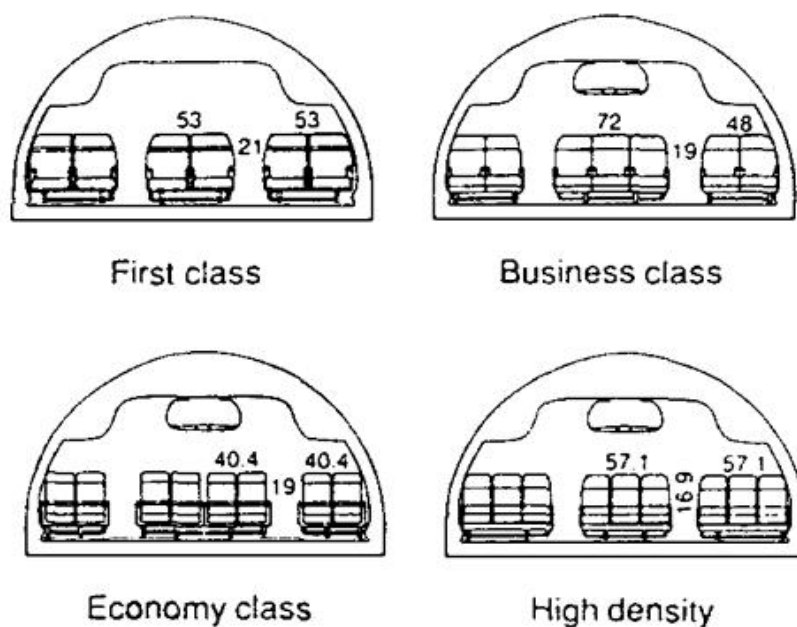


Figura 4.8 – Disposizione dei passeggeri in fusoliera

Per ciò che riguarda le merci ci si può rifare a quanto stabilito dal Prof. Egbert Torenbeek (v. Bibliografia [33]), che ha calcolato, su base statistica, un valore volumico di bagaglio di 0.0283 m^3 per passeggero; ovviamente i velivoli attuali permettono un volume di carico per passeggero molto più elevato, ma per ragioni di peso ed economiche si preferisce mantenere basso il valore di carico bagagli per passeggero, così da sfruttare lo spazio rimanente per altri cargo, immagazzinando i bagagli in delle stive le cui geometrie e dimensioni tipiche sono riportate, in pollici, nella figura 6.7.

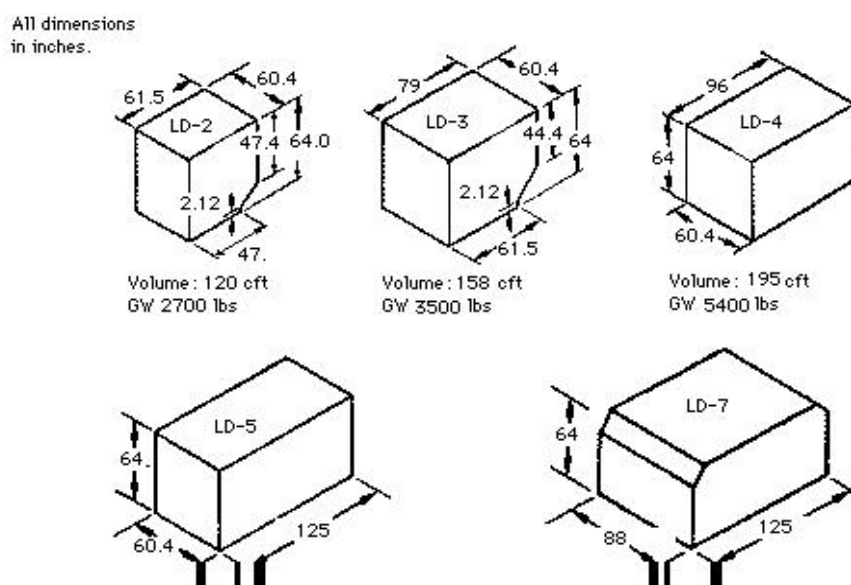


Figura 4.9 – Dimensioni dei cargo bagagli utilizzati sulla maggior parte di velivoli da trasporto passeggeri

Una volta calcolate in modo opportuno le dimensioni della cabina passeggeri e della cabina merci si potrà ottenere il layout definitivo per la sezione trasversale di fusoliera.

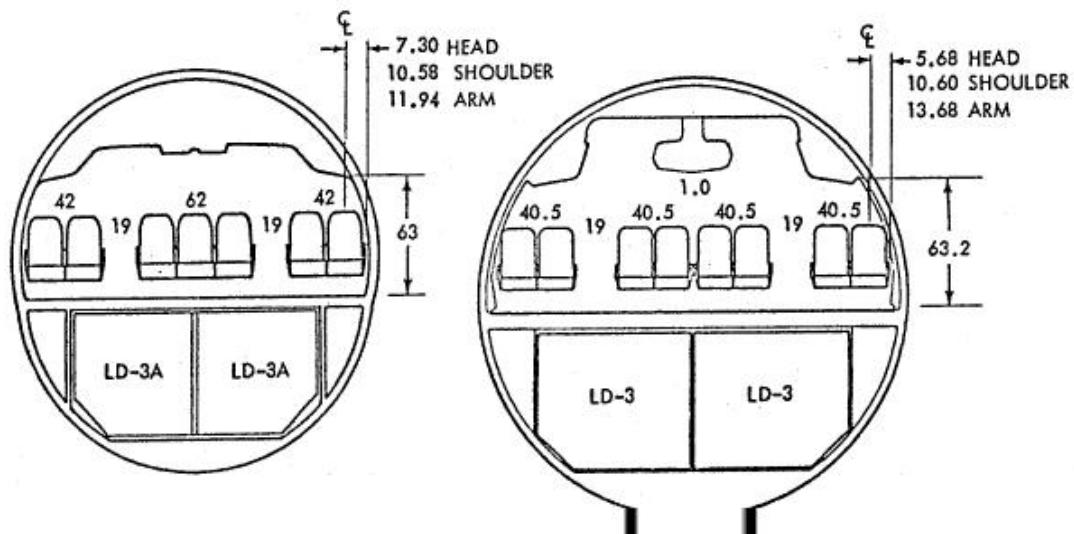


Figura 4.10 – Configurazione canonica della sezione trasversale di fusoliera per un velivolo da trasporto passeggeri

4.1.2 Il dimensionamento della geometria longitudinale di fusoliera

Dal dimensionamento della sezione trasversale di fusoliera si passa alla progettazione della forma esterna. In generale si tende a suddividere la fusoliera in tre sezioni principali:

- ✚ **NOSE** – Parte iniziale della fusoliera comprendente il cono di prua e la cabina dell'equipaggio, “cabin crew” in lingua anglosassone, rastremata per ottenere la miglior penetrazione possibile del velivolo
- ✚ **CABIN** – La cabina passeggeri, parte centrale del velivolo, a sezione praticamente costante
- ✚ **TAILCONE** – La parte finale della fusoliera, rastremata in modo opportuno

Per aver un'idea di come tali parti compongano una fusoliera è possibile guardare la seguente figura, nella quale sono inoltre indicati i due parametri fondamentali per il corretto dimensionamento di una fusoliera, cioè il diametro massimo equivalente “ d_F ” e la lunghezza “ l_F ”.

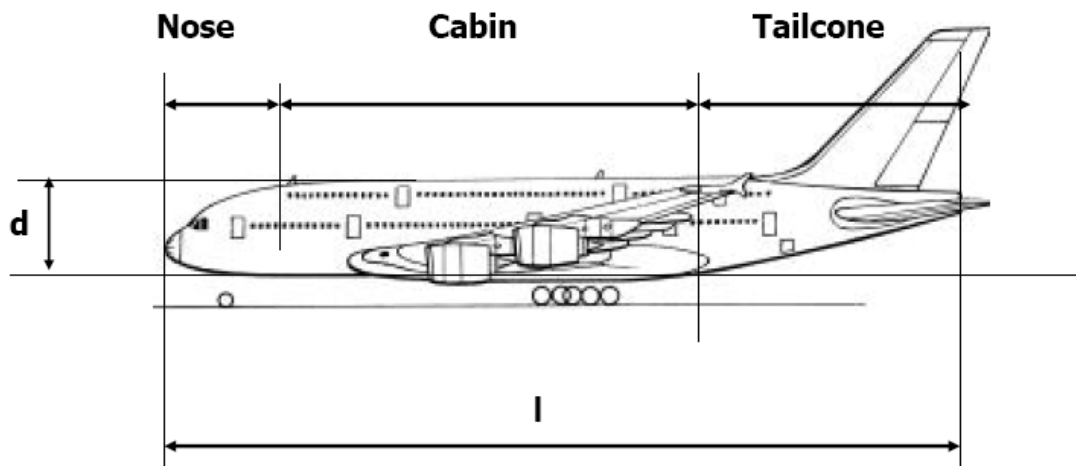


Figura 4.11 – Le tre parti principali in cui si suddivide una fusoliera e le dimensioni di riferimento della stessa

Per la disposizione in cabina oltre che dei passeggeri, anche di quei servizi, quali, bagni, guardaroba ed eventuali zone ristoro ancora una volta bisogna rifarsi alle normative FAR, che prevedono delle zone tipiche di alloggiamento di tali strutture interne, come visibile nella figura 4.12.

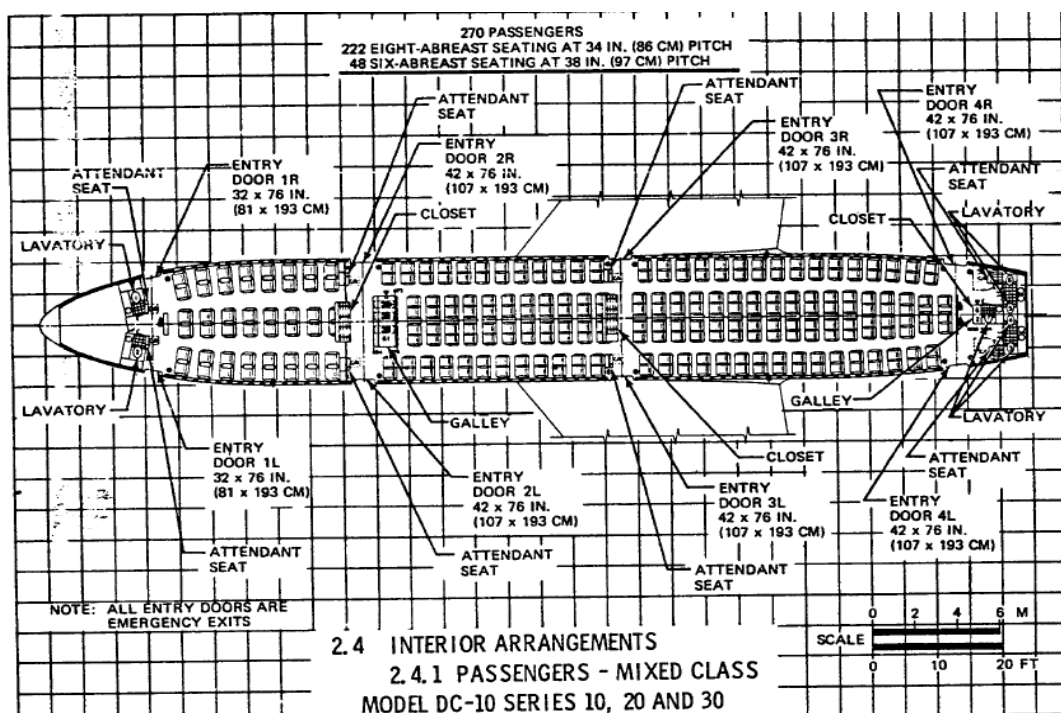


Figura 4.12 – Sezione in pianta della fusoliera con vista della disposizione dei vari elementi componenti la cabina passeggeri

Oltre che a permettere la migliore abitabilità a bordo, le configurazioni della fusoliera di un velivolo vengono anche scelte in funzione della facilità con la quale poter svolgere tutte le operazioni di sbarco ed imbarco e di manutenzione a terra, come mostrato di seguito.

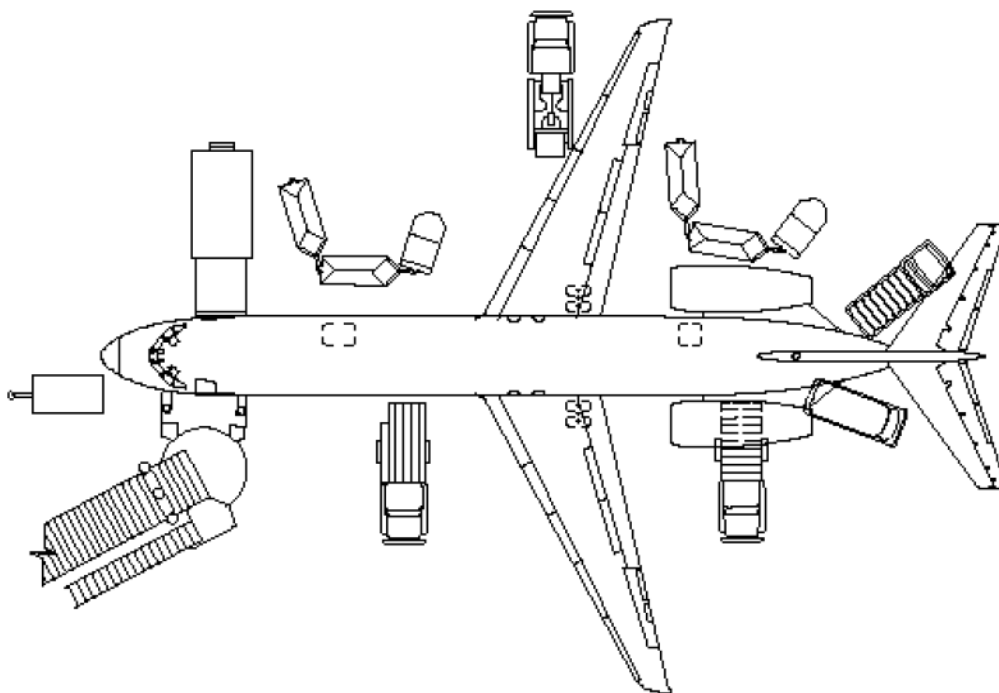


Figura 4.13 – Operazioni a terra effettuabili sul velivolo

Dal punto di vista aerodinamico, come accennato all'inizio è fondamentale far sì da ridurre la resistenza all'avanzamento. Per far ciò è opportuno dimensionare il velivolo in funzione del cosiddetto **rapporto di snellezza di fusoliera** " l_f/d_f ", "fineness ratio" in lingua anglosassone, in modo da ottenere bassi valori del coefficiente di attrito della fusoliera " $C_{f_{FUS}}$ " e del coefficiente di resistenza " C_D ", per i quali si mostra di seguito l'andamento al variare del suddetto rapporto e del suo inverso.

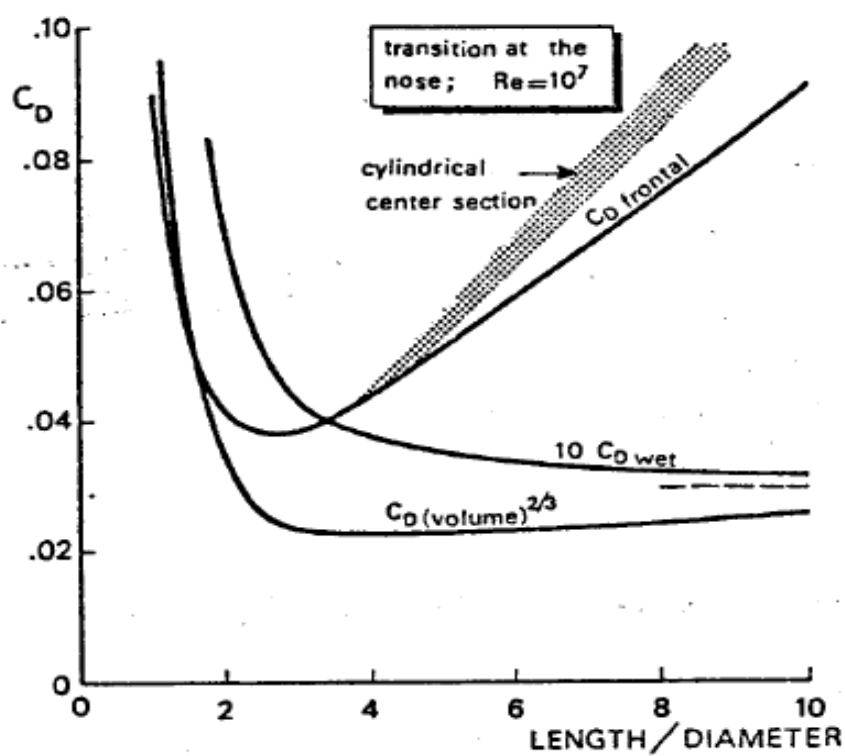


Figura 4.14 – Andamento del coefficiente di resistenza “ C_D ” al variare del rapporto di snellezza di fusoliera “ l_F/d_F ”

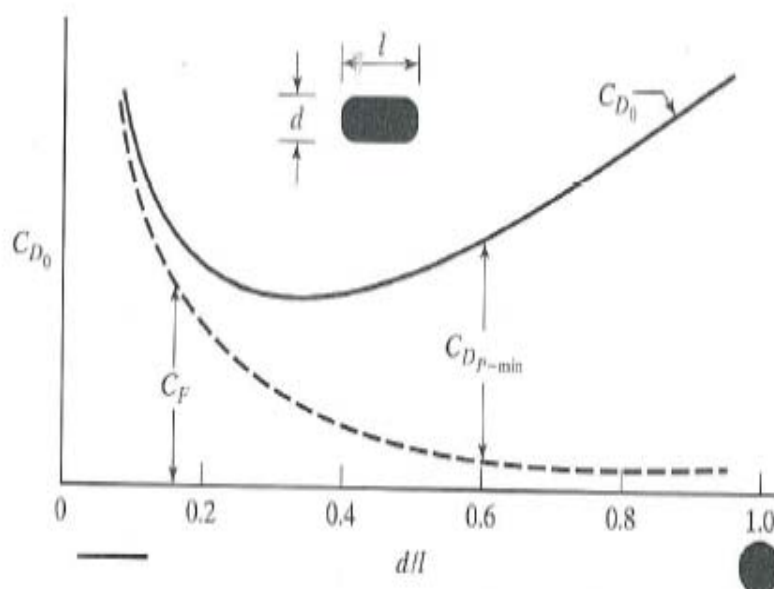


Figura 4.15 – Andamento del coefficiente di attrito viscoso “ C_f ” al variare dell’inverso del rapporto di snellezza

Dai grafici risulta evidente come valori minimi di resistenza si ottengano per velivoli poco affusolati, ma ciò non deve trarre in inganno il progettista perché un velivolo tozzo richiederebbe comunque un piano di coda di grandi dimensioni, il che comporterebbe comunque un aggravio di resistenza. D'altro canto è opportuno non progettare velivoli con fusoliere troppo snelle perché ciò comporterebbe comunque problemi strutturali di natura aeroelastica. Per tale motivo è opportuno considerare valori del coefficiente di snellezza compresi tra 8 e 12.5, così da raggiungere il miglior compromesso tra peso e resistenza aerodinamica. Oltre che dal rapporto di snellezza la resistenza della fusoliera è influenzata anche dalla forma del nose e del cono di poppa: il primo infatti influenza notevolmente il valore del cosiddetto Numero di Mach di Divergenza della Resistenza “ M_{DD} ”, mentre il secondo deve avere una forma ed un rapporto di snellezza tali da non comportare alti valori delle cosiddette **resistenza di coda**, “base drag” in lingua anglosassone, e **resistenza di upsweep**. Il nose deve essere abbastanza affusolato così da ritardare il più possibile, in particolare per i velivoli che viaggiano in regimi transonici, la separazione del flusso di corrente e la possibile formazione di onde d'urto, che comporterebbero un brusco aumento della resistenza.

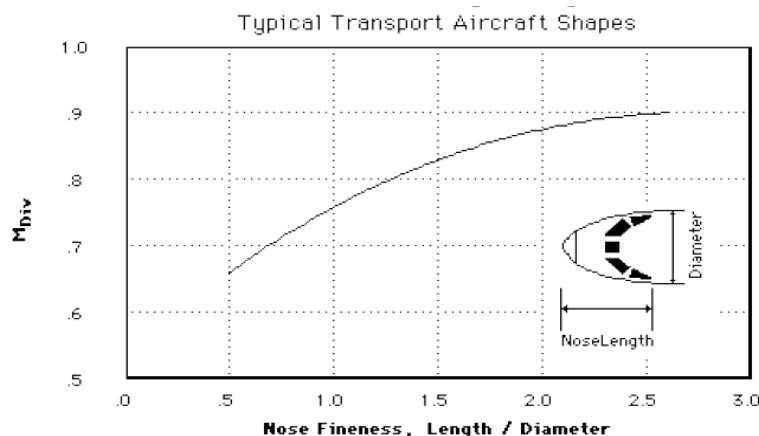


Figura 4.16 – Effetti del rapporto di snellezza del nose sul Numero di Mach di Divergenza di Resistenza “ M_{DD} ”

Il tailcone invece deve essere sviluppato mediando tra due necessità fondamentali: da un lato è opportuno ottenere un bordo d'uscita non tozzo per evitare un aggravio di resistenza dovuto alla resistenza di base, ma dall'altro esso deve presentare una curvatura dolce, cioè avere bassi valori del cosiddetto angolo di upsweep "u", che per i velivoli odierni assume valori compresi tra i 13 ed i 18 gradi, perché quest'ultimo porterebbe ad un aumento della resistenza parassita.



Figura 4.17 - Angolo di upsweep della fusoliera

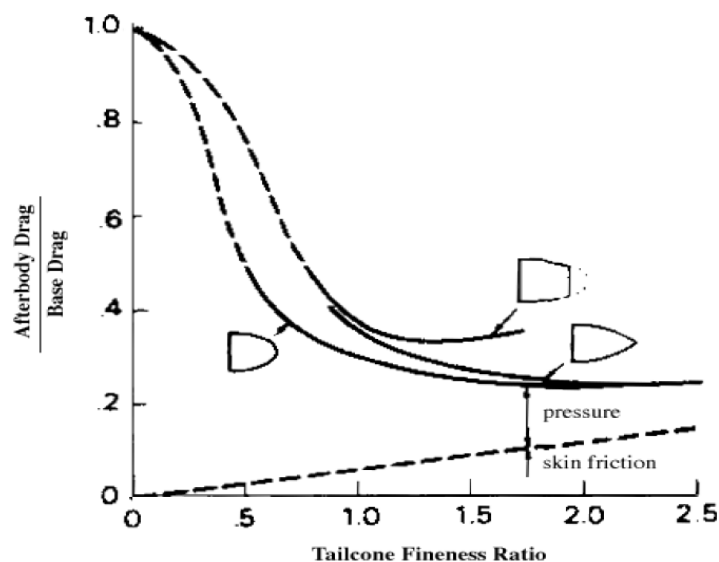


Figura 4.18 – Influenza del rapporto di snellezza del tailcone sulla resistenza di base

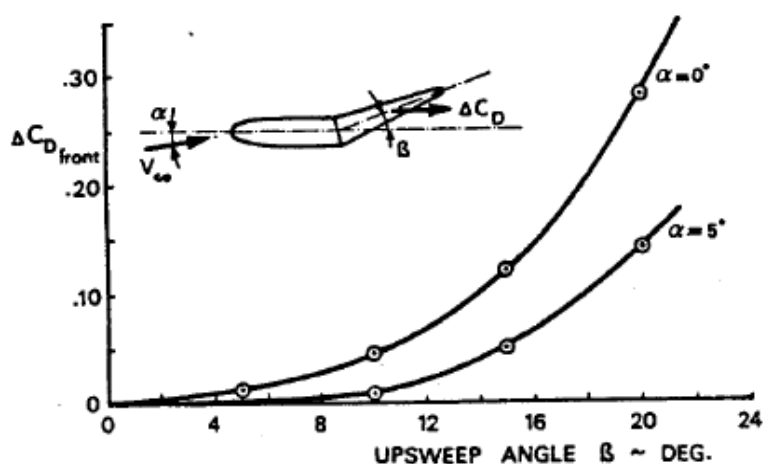


Figura 4.19 – Influenza dell'angolo di upsweep sulla resistenza

Alla fine, dopo aver valutato quali siano i valori più opportuni per i parametri caratteristici di dimensionamento il progettista sarà in grado di ottenere la forma desiderata di fusoliera.

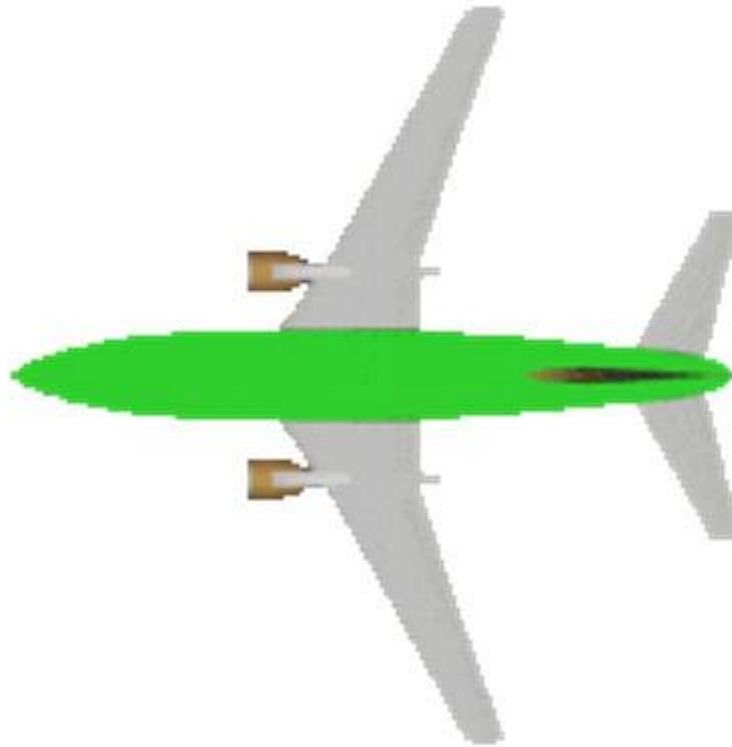


Figura 4.20 – Forma in pianta di una tipica fusoliera per un velivolo civile da trasporto

4.2 Il design esterno della fusoliera

Come accennato nell'introduzione al presente capitolo, il progetto della fusoliera permette un altro approccio, che prescinde in parte dal dimensionamento interno. La progettazione della geometria esterna di una qualsiasi struttura è detta "*lofting*". Tale metodo, sviluppato dal Prof. Daniel Raymer (v. Bibliografia [18]), si rifà alla progettazione navale e permette di modellare la fusoliera in modo più preciso rispetto all'approccio sopra descritto, così da assecondare, laddove sia possibile, l'andamento del flusso di corrente.

Un dimensionamento fatto secondo i metodi di lofting consiste essenzialmente nella definizione di funzioni matematiche che permettano di modellizzare le sezioni trasversali dell'oggetto in esame con delle curve continue. Questa tecnica è stata applicata anche alla progettazione della geometria esterna della fusoliera degli aerei e dalla sua applicazione nel dimensionamento di alcuni velivoli si è osservato come fosse molto più conveniente riferirsi alle equazioni classiche delle coniche che a generiche funzioni matematiche. Queste ultime, infatti, richiedono molte fasi iterative per individuare quella che meglio si adatta alla forma richiesta e non garantiscono nemmeno l'unicità della superficie definita. Le equazioni delle coniche sono, invece, molto semplici ed assicurano una modesta variabilità della forma delle sezioni trasversali.

4.2.1 Il metodo concettuale di Raymer

Le coniche sono semplici curve rette da equazioni matematiche del secondo ordine che possono essere generalizzate nella seguente forma:

$$Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0 \quad (4.1)$$

Esse sono generate dall'intersezione di un cono retto di sezione circolare con un generico piano, la cui posizione relativa fornisce il tipo di conica:

- 1) piano perpendicolare all'asse del cono → CIRCONFERENZA
- 2) piano inclinato rispetto all'asse del cono → ELLISSE
- 3) piano parallelo alla generatrice del cono → PARABOLA
- 4) piano parallelo all'asse di rotazione → IPERBOLE

Un esempio di come sia ottenibile una conica in tal modo è mostrato di seguito:

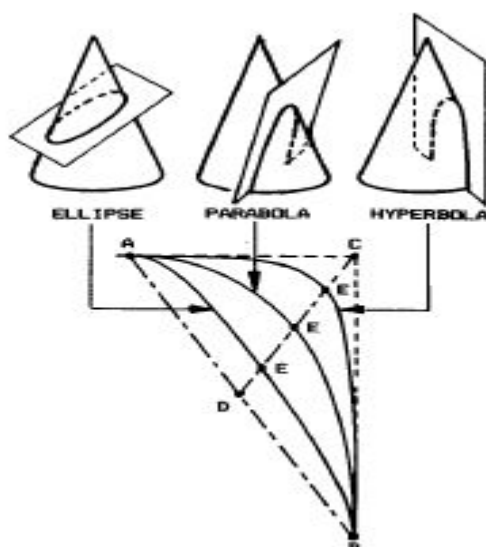


Figura 4.21 – Tipi di coniche geometriche

Il Raymer descrive i punti principali di costruzione della generica conica noti i punti iniziale e finali, indicati in figura 4.22 con A e B, ed i rispettivi angoli di tangenza. In figura è indicata con C l'intersezione delle due tangenti in A e B e con S il generico **shoulder point** che dà la forma alla conica. Per individuare tali punti si procede come mostrato di

seguito: disegnata una semiretta che ha origine in C, inclinata di un angolo arbitrario rispetto al segmento AC, se ne individuino le due intersezioni con i segmenti AS e BS. L'intersezione delle due semirette aventi origine

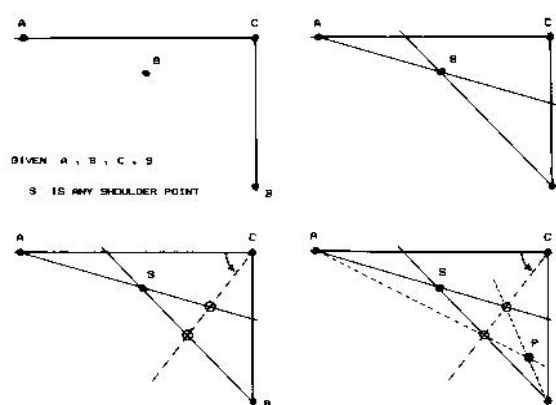


Figura 4.22 - Creazione di una generica conica

rispettivamente in A e B e passanti per i punti sopra definiti individua il punto P che appartiene alla conica. Al variare dell'angolo d'inclinazione della semiretta che ha origine in C aumenta il numero di punti

individuati appartenenti alla conica in esame, ed alla fine un numero sufficiente di punti permetterà di ottenere la conica desiderata.



Figura 4.23 – Conica ottenuta per punti

Il metodo appena descritto si può applicare con facilità al progetto complessivo della forma di una generica fusoliera, facendo in modo che i punti A, B, C ed S di ogni sezione trasversale siano tra loro uniti da curve longitudinali continue. Tali curve sono dette “**linee di controllo longitudinale**”, poiché esse controllano letteralmente il tipo di conica di ogni sezione trasversale.

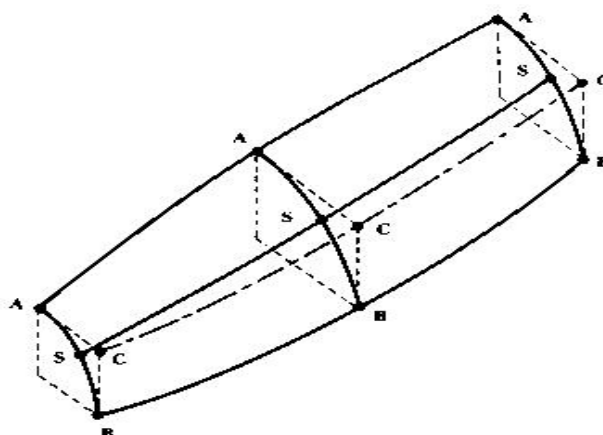


Figura 4.24 – Vista isometrica di un tronco di fusoliera sviluppato col metodo delle coniche

Per garantire che il dimensionamento sia corretto si possono selezionare delle stazioni di controllo per verificare il tipo di sezione valutata, come mostrato di seguito.

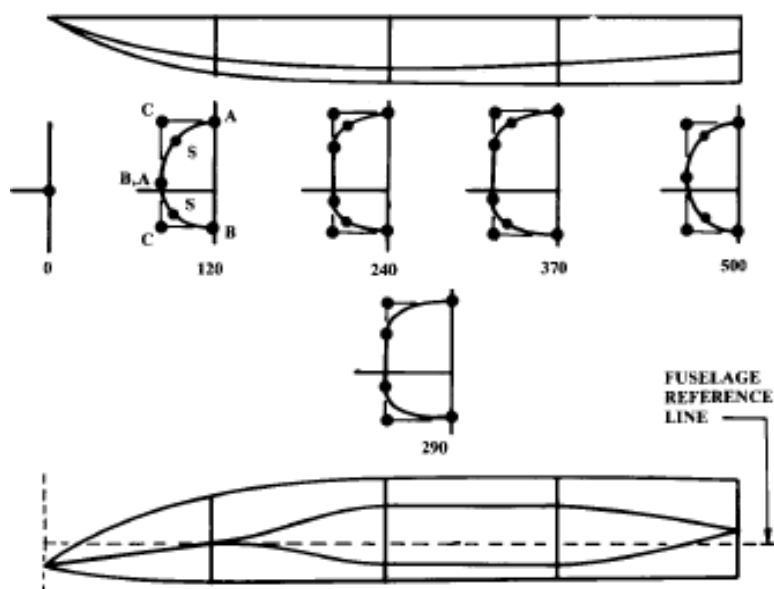


Figura 4.25 – Tipico lofting per il progetto di una fusoliera con il metodo delle coniche

Ovviamente ad oggi con l'ausilio dei software di CAD è possibile implementare tale metodo e sviluppare una ben definita forma di fusoliera in pochi e semplici passaggi, così come mostrato di seguito, e

così come fatto all'interno del software ADAS 2.0, che come vedremo tra breve permette di progettare una fusoliera anche con il metodo delle coniche.

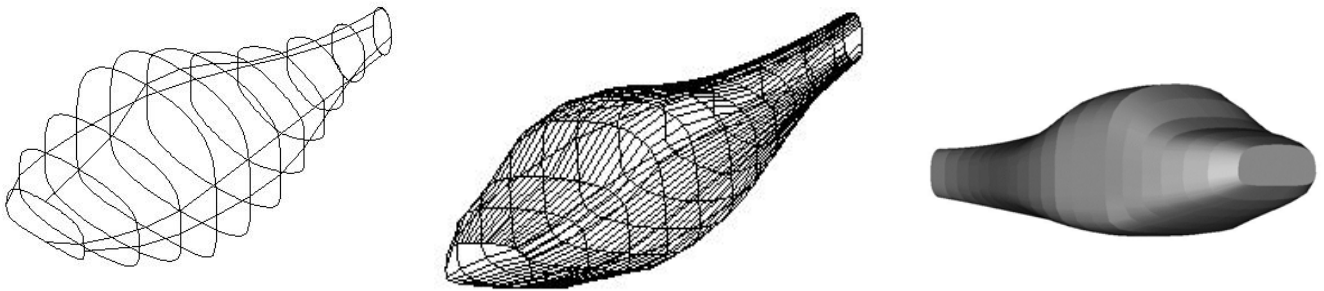


Figura 4.26 – Modellazione di una fusoliera partendo dal lofting col metodo delle coniche

4.3 Il progetto della fusoliera in ADAS 2.0

Basandosi sulle teorie su esposte è stato creato in ADAS 2.0 il modulo relativo al dimensionamento della fusoliera, alla sua integrazione con l'ala, ed al calcolo dei coefficienti aerodinamici della stessa, definito “**FUSELAGE DESIGN AND ANALYSIS**”, al quale si accede dal form principale di ADAS 2.0, cliccando sul tasto “FUSELAGE”.

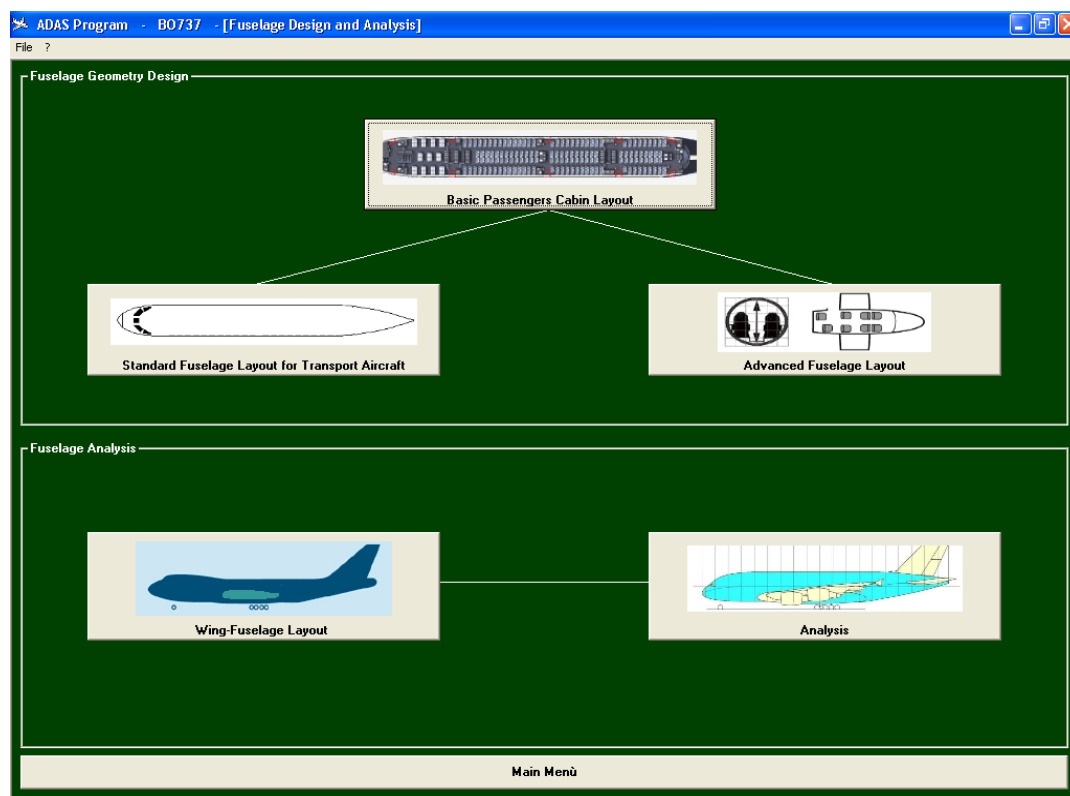


Figura 4.27 – Schermata principale del form utile al progetto della fusoliera in ADAS2.0

Da qui l'utente potrà studiare e verificare ogni aspetto della fusoliera, partendo dal suo dimensionamento ed arrivando in via sequenziale allo studio aerodinamico della stessa.

In particolare si è pensato di strutturare il modulo in due grandi blocchi, uno relativo al progetto ed al dimensionamento della geometria della fusoliera, definito appunto “**FUSELAGE GEOMETRY DESIGN**”

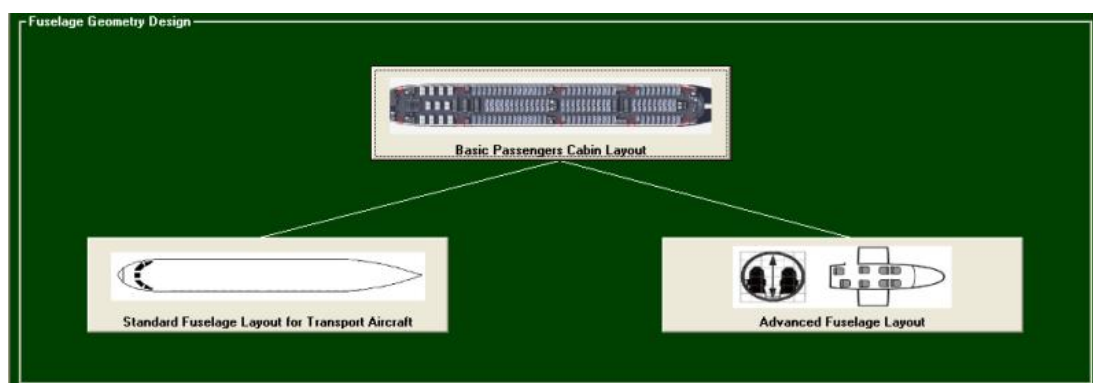


Figura 4.28 – Sezione di progetto della geometria della fusoliera all'interno del form “**FUSELAGE DESIGN AND ANALYSIS**” di ADAS2.0

ed uno relativo alla sua integrazione con l'ala e da qui al calcolo di resistenza e momento generati dalla fusoliera, definito appunto “**FUSELAGE ANALYSIS**”.

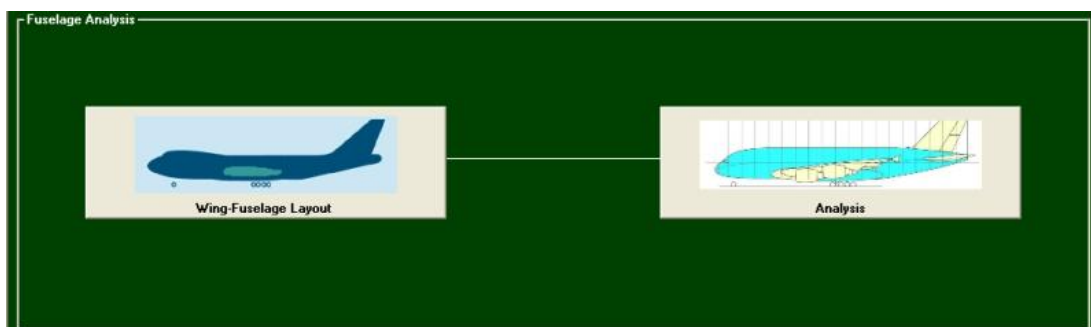


Figura 4.29 - Sezione di analisi aerodinamica della fusoliera all'interno del form “**FUSELAGE DESIGN AND ANALYSIS**” di ADAS2.0

Cliccando sul tasto “**BASIC PASSENGER CABIN LAYOUT**” si aprirà il form chiamato “**BASIC FUSELAGE LAYOUT**”, mostrato in figura 4.30, nel quale rifacendosi, al metodo di dimensionamento della cabina mostrato nel paragrafo 5.1 sarà possibile dimensionare la cabina passeggeri, in funzione del numero degli stessi. In ingresso al programma andranno forniti il numero di passeggeri e la configurazione dei posti a sedere in cabina, ed inoltre, rifacendosi ai dati mostrati nel primo paragrafo, le misure tipiche dello spazio a disposizione per ogni singolo passeggero sia in senso trasversale che longitudinale.

Input Data	
Number of Seats	136
Deck Layout (es. 23, 343)	33
Seat Width [cm]	45.7
Seat Height [cm]	100
Seat Depth [cm]	52.2
Seat Pitch [cm]	81
Aisle Width [cm]	48.3
Aisle Height [cm]	250
Aft Space [cm]	100
Fwd Space [cm]	100
Cargo Cabin Height [cm]	80

Figura 4.30 - Dati d'ingresso per il dimensionamento della cabina passeggeri in ADAS2.0

Una volta inseriti tali dati si otterranno le dimensioni della cabina e le tre viste della stessa, come di seguito.

Figura 4.31 – Form dedicato al dimensionamento della cabina passeggeri

In particolare cliccando sul tasto “SECTION VIEW”, si visualizzerà la vista della sezione trasversale della cabina, mostrata in figura 4.32.

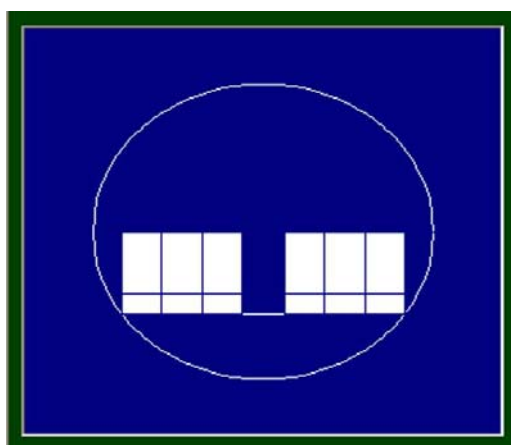


Figura 4.32 – Sezione trasversale della cabina passeggeri di fusoliera ottenuta con ADAS2.0

Una volta ottenuto il layout interno della fusoliera l'utente potrà tornare al menu principale e da lì passare al dimensionamento della forma esterna di fusoliera, con la possibilità di scegliere quale metodologia seguire, se quella classica, che suddivide la fusoliera in tre grandi sezioni, discussa nel primo paragrafo, o se quella basata sul metodo delle coniche, di cui si è parlato nel secondo paragrafo del presente capitolo.



Figura 4.33 – Scelta del metodo di progetto della forma esterna di fusoliera in ADAS2.0

Selezionando il tasto “STANDARD FUSELAGE LAYOUT FOR TRANSPORT AIRCRAFT”, si aprirà il form omonimo, nel quale si potrà dimensionare la fusoliera semplicemente immettendo i valori relativi alle sezioni di prua e di poppa, avendo già calcolato le geometrie della cabina passeggeri nel form precedente.

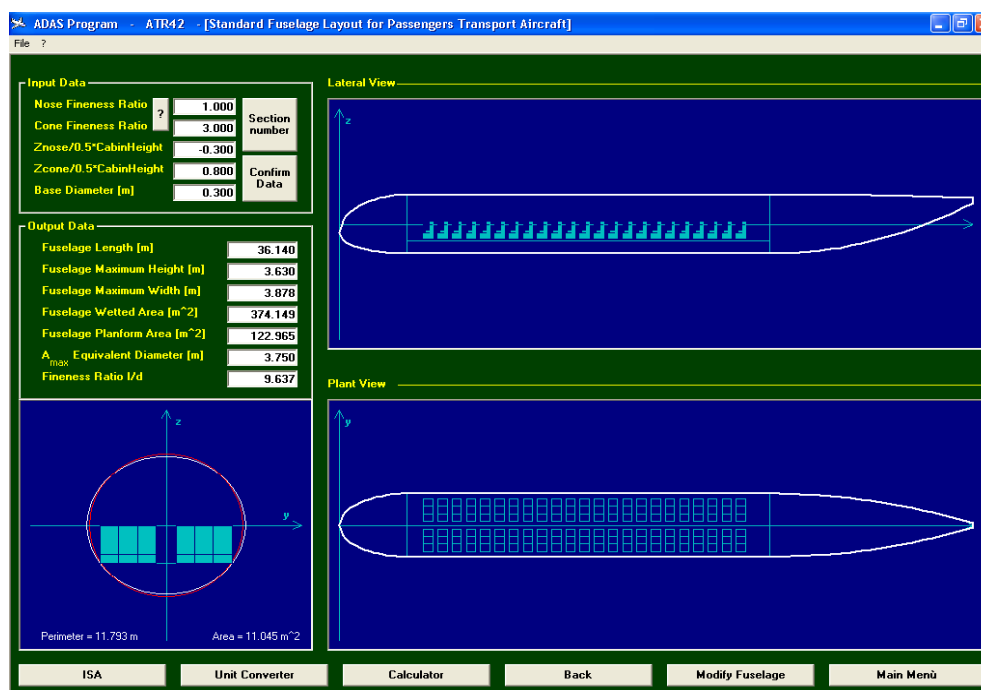


Figura 4.34 – Progetto della fusoliera secondo l'approccio standard di suddivisione della stessa in tre grandi macrosezioni

L'utente in particolare non dovrà far altro che inserire i valori dei rapporti di snellezza del nose e del tailcone, l'area della sezione di chiusura di fusoliera, nonché cliccando sul tasto "SECTION NUMBER", il numero di sezioni di ognuna delle tre parti in cui è suddivisa la fusoliera.

Input Data

Nose Fineness Ratio: 1.000
 Cone Fineness Ratio: 3.000
 Znose/0.5*CabinHeight: -0.300
 Zcone/0.5*CabinHeight: 0.800
 Base Diameter [m]: 0.300

Section Number

Nose Sections: 20
 Central Sections: 15
 Cone Sections: 20

Figura 4.35 – Scelta delle dimensioni di nose e tailcone e del numero di sezioni di fusoliera

Di contro, se dalla finestra principale del modulo relativo alla fusoliera si scegliesse il tasto chiamato "ADVANCED FUSELAGE LAYOUT", si aprirebbe il form "ADVANCED LAYOUT DESIGN", al quale si può accedere anche dal form appena descritto cliccando in basso sul tasto "MODIFY FUSELAGE".

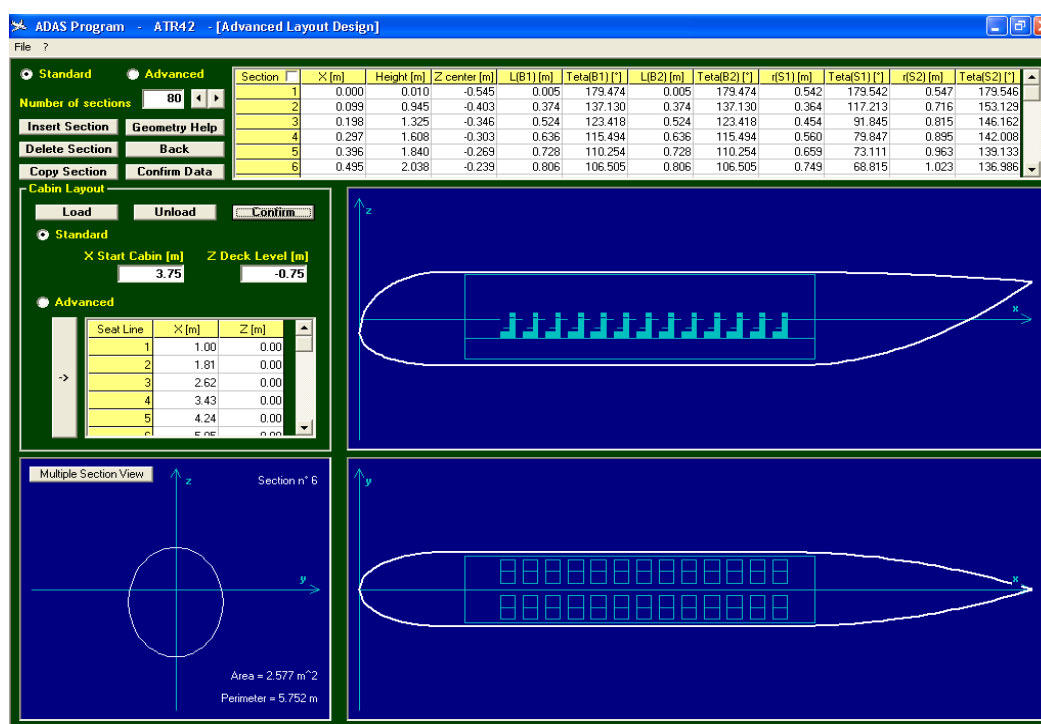


Figura 4.36 – Progetto avanzato della fusoliera tramite il metodo delle coniche in ADAS2.0

Qui l'utente potrà progettare e/o modificare la fusoliera specificando la geometria di ogni singola sezione della stessa, basandosi sul metodo delle coniche; per garantire che i dati vengano inseriti in modo corretto è stato creato uno schema che permette con facilità di individuare quali sono i punti caratteristici della conica, schema visualizzabile semplicemente cliccando sul tasto “GEOMETRY HELP”.

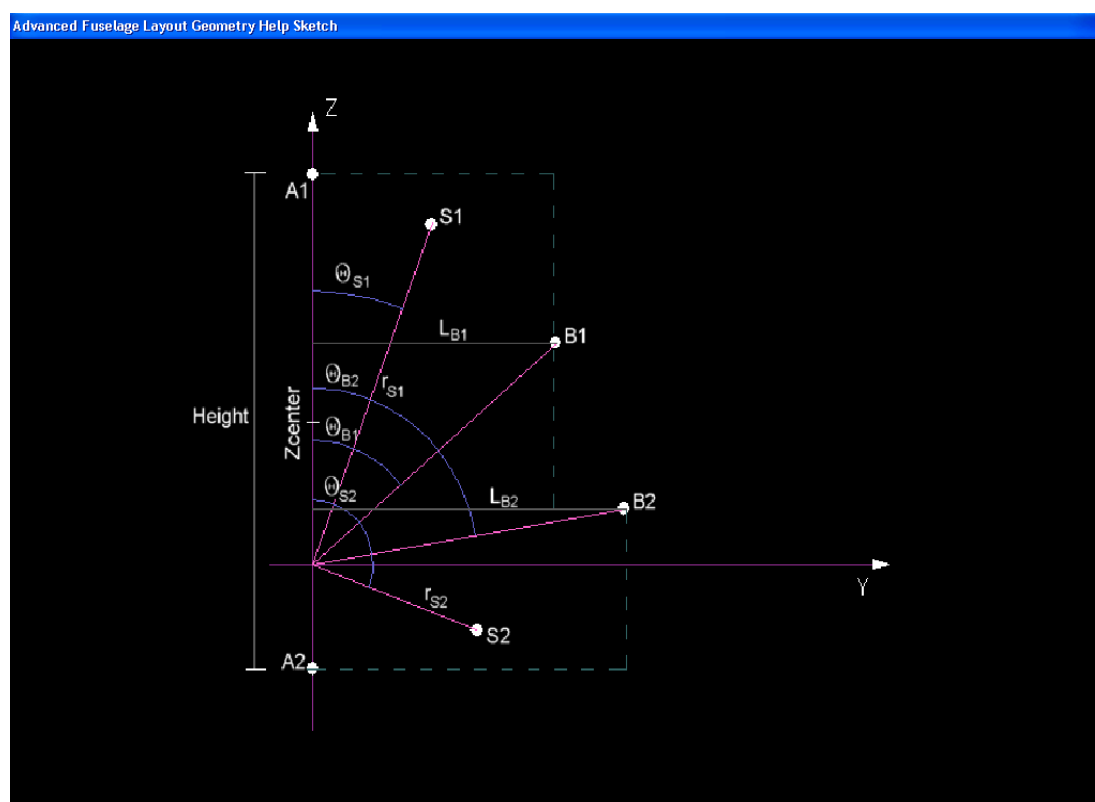


Figura 4.37 – Punti caratteristici per la creazione di una conica rappresentativa di una sezione trasversale di fusoliera

In ingresso l'utente dovrà fornire il numero di sezioni, che potranno essere modificate a piacimento, ognuna con i propri punti caratteristici.

Section	X [m]	Height [m]	Z center [m]	L[B1] [m]	Teta[B1] [°]	L[B2] [m]	Teta[B2] [°]	r[S1] [m]	Teta[S1] [°]	r[S2] [m]	Teta[S2] [°]
1	0.000	0.010	-0.545	0.005	179.474	0.005	179.474	0.542	179.542	0.547	179.545
2	0.099	0.945	-0.403	0.374	137.130	0.374	137.130	0.364	117.213	0.716	153.129
3	0.198	1.325	-0.346	0.524	123.418	0.524	123.418	0.454	91.845	0.815	146.162
4	0.297	1.608	-0.303	0.636	115.494	0.636	115.494	0.560	79.847	0.895	142.008
5	0.396	1.840	-0.269	0.728	110.254	0.728	110.254	0.659	73.111	0.963	139.133
6	0.495	2.038	-0.239	0.806	106.505	0.806	106.505	0.749	68.815	1.023	136.986

Figura 4.38 – Punti caratteristici delle sezioni componenti la fusoliera

Una volta fatto ciò, selezionando il tasto “CONFIRM DATA” potrà visualizzare il trittico della fusoliera appena creata, come visibile in figura 4.37, ed integrare ad esso la visualizzazione della cabina passeggeri creata nel form “**BASIC FUSELAGE LAYOUT**”, di modo da poterne poi selezionare il corretto posizionamento in fusoliera, tramite il frame mostrato a lato.

Seat Line	X [m]	Z [m]
1	1.00	0.00
2	1.81	0.00
3	2.62	0.00
4	3.43	0.00
5	4.24	0.00

Figura 4.39 – Posizionamento della cabina passeggeri in fusoliera

Per garantire poi che tutto sia stato progettato nelle giuste proporzioni e per verificare la correttezza delle linee di controllo è anche possibile passare ad una visualizzazione multipla delle sezioni frontali scegliendo il tasto “MULTIPLE SECTION VIEW” nel grafico della vista frontale di fusoliera. Così facendo si aprirà una sezione nella quale sarà possibile selezionare il numero di sezioni da visualizzare e le singole sezioni, ognuna identificata da un diverso colore; cliccando ancora una volta su “CONFIRM DATA” si otterrà la visualizzazione mostrata di seguito.

Line Color	Section number	Area [m ²]
☒ [Black]	5	2.107
☒ [Red]	25	7.938
☒ [Yellow]	40	8.189
☒ [Cyan]	65	4.600
☒ [Black]	78	0.136

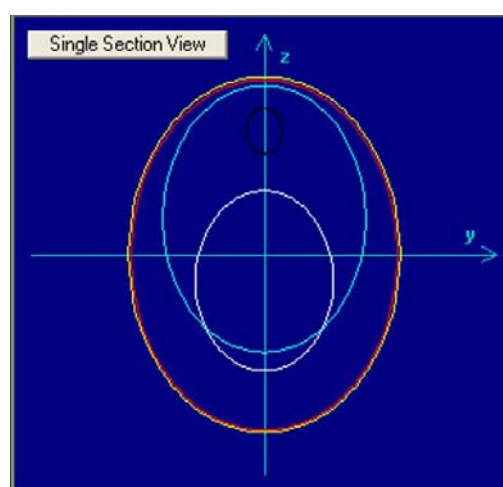


Figura 4.40 – Vista delle varie sezioni frontali di fusoliera

Terminato il progetto e disegno della fusoliera, l'utente tornerà al form principale dal quale potrà accedere alla sezione relativa all'integrazione tra ala e fusoliera ed ai calcoli aerodinamici della stessa, mostrata in figura 4.29. Cliccando sul tasto “WING FUSELAGE LAYOUT” verrà aperto il form omonimo che consentirà di posizionare l'ala in modo preciso rispetto alla fusoliera, il che influenzerà i calcoli successivi relativi al coefficiente di momento aerodinamico “ $C_{m_{FUS}}$ ”.

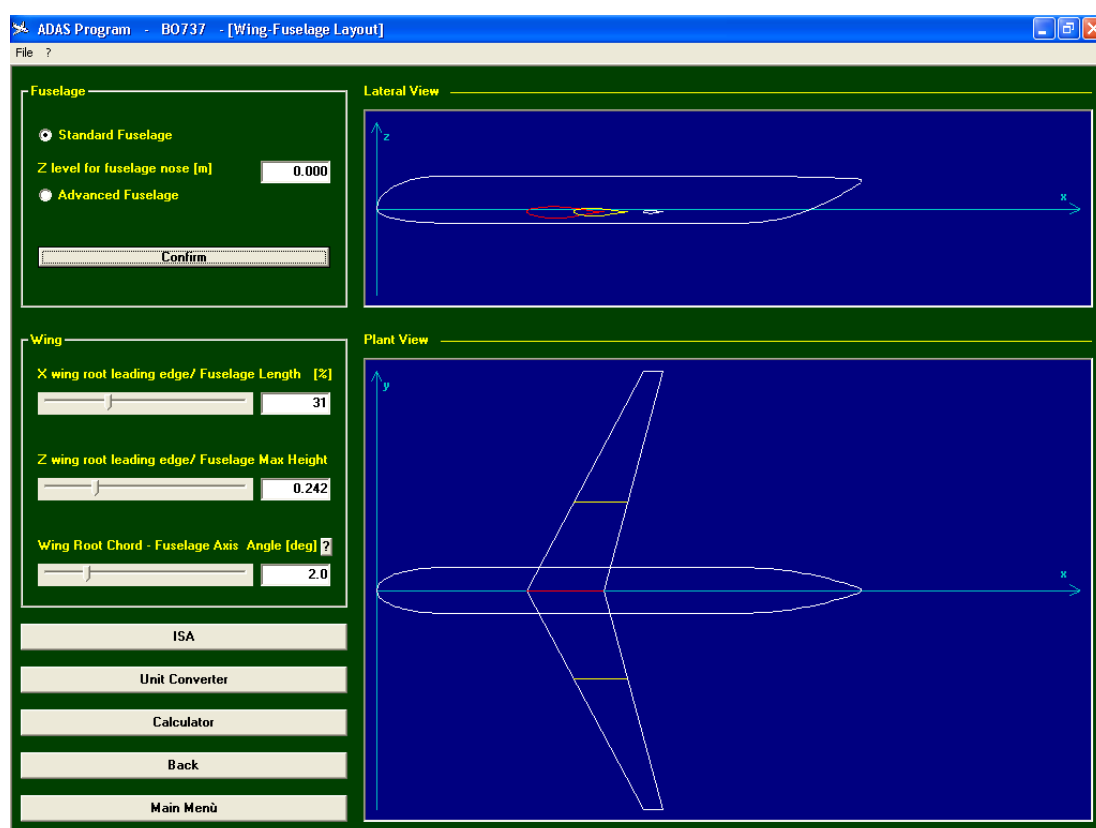


Figura 4.41 – Integrazione dell'ala con la fusoliera

Per posizionare l'ala nella maniera desiderata l'utente non dovrà far altro che modificare i valori relativi alla posizione del bordo d'attacco della corda di radice (linea rossa in figura 4.41) ed all'inclinazione dell'ala rispetto all'asse di fusoliera, inclinazione nota come angolo di calettamento “ i_w ”, come mostrato di seguito.

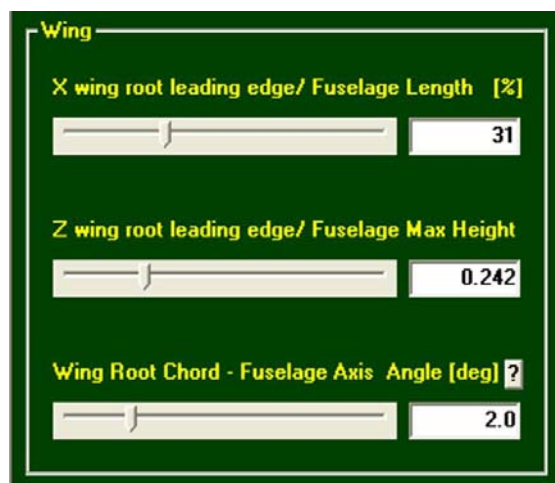
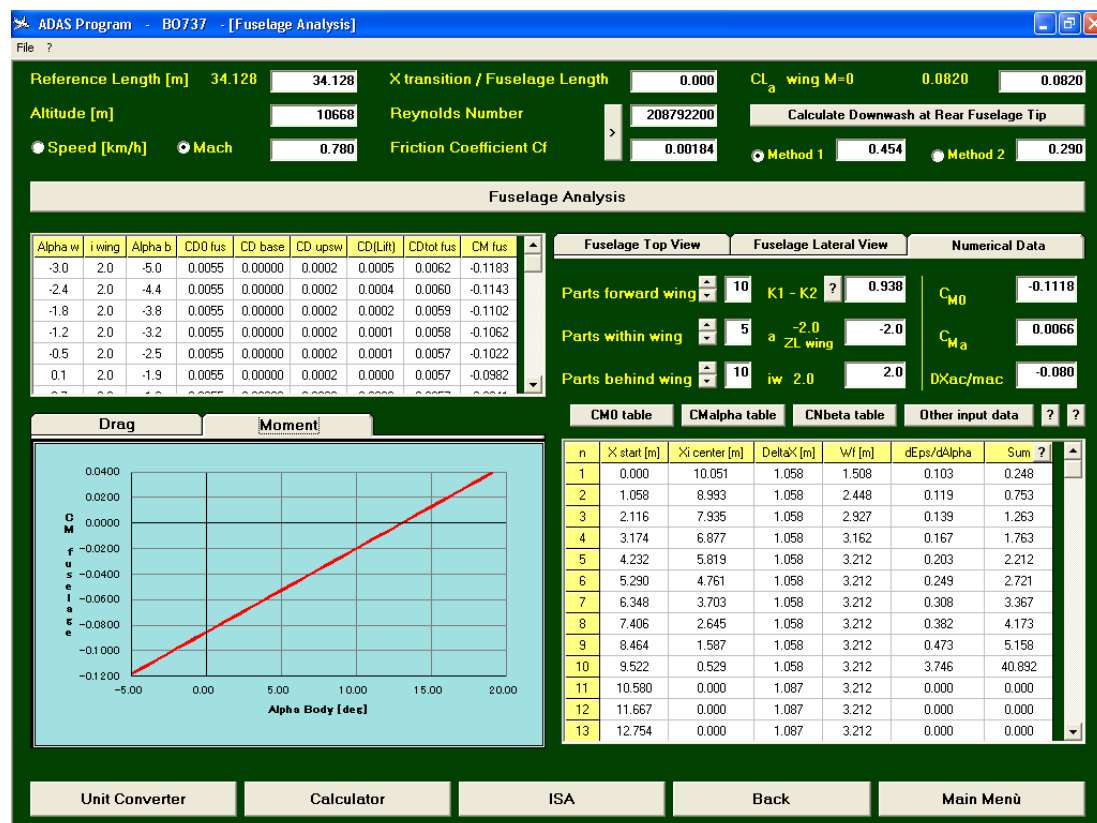


Figura 4.42 – Posizione relativa dell'ala rispetto alla fusoliera

Quando si sia raggiunta la configurazione desiderata, sarà possibile passare al form relativo ai calcoli aerodinamici, denominato “**FUSELAGE ANALYSIS**”, ed accessibile cliccando sul tasto omonimo nella finestra principale del modulo relativo alla fusoliera.

Figura 4.43 – Calcolo dei coefficienti di resistenza “ C_D ” e di momento “ C_m ” della fusoliera

All'interno di tale form sarà possibile ottenere i valori dei contributi di resistenza e momento aerodinamico della fusoliera, sfruttando per i calcoli di quest'ultimo il metodo di Multhopp (v. Bibliografia [13]), meglio noto come **metodo delle strisce**.

4.3.1 Il Metodo di Multhopp

Il coefficiente di momento della fusoliera, per il quale, trattandosi di una coppia pura, non è necessario specificare il polo, nell'ambito dell'ipotesi di linearità, è rappresentato dalla seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$C_m^{fus} = C_{m0}^{fus} + C_{m\alpha}^{fus} \cdot \alpha_{body} \quad (4.2)$$

Ciascuno dei due termini, che compaiono nella formula (4.2), può essere calcolato tramite un metodo proposto da H. Multhopp nel 1941 (detto anche metodo delle strisce); secondo l'ingegnere tedesco i due coefficienti “ C_{m_0} ” e “ C_{m_α} ” sono valutabili tramite le due seguenti espressioni:

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot dx \quad (4.3)$$

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\} \quad (4.4)$$

In esse compaiono tre integrali che possono essere calcolati, in prima approssimazione, come sommatorie, perciò la (4.3) e la (4.4) possono essere riformulate come di seguito:

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Fj}^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot \Delta x \quad (4.5)$$

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\} \quad (4.6)$$

Nel caso del “ C_{m_0} ” la fusoliera va divisa in tutta la sua lunghezza, in un certo numero di parti, possibilmente uguali, senza tener conto della presenza dell’ala, come mostrato nella figura seguente.

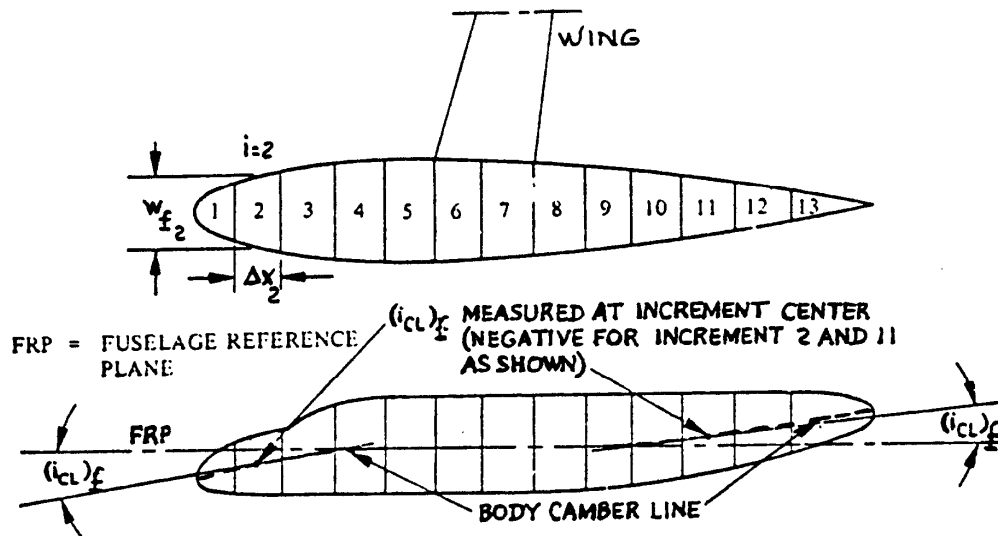


Figura 4.44 – Schema di suddivisione della fusoliera per il calcolo del contributo “ C_{m_0} ” al coefficiente di momento aerodinamico tramite il metodo delle strisce

Nel caso del “ C_{m_α} ” invece è opportuno dividere la fusoliera in parti uguali ma tenendo conto della posizione rispetto all’ala; in particolare la parte anteriore all’ala, al nose al bordo d’attacco della medesima, per le cui strisce è utilizzato il pedice “1” nella prima sommatoria in parentesi graffa della (4.6), va divisa in almeno 5-10 strisce di uguale lunghezza, mentre la parte posteriore, dal bordo d’uscita dell’ala alla fine della fusoliera, per la quale il pedice rappresentativo nella (4.6) è “2”, va

divisa in almeno 6 strisce di uguale lunghezza. La figura seguente permetterà di comprendere meglio quanto appena detto.

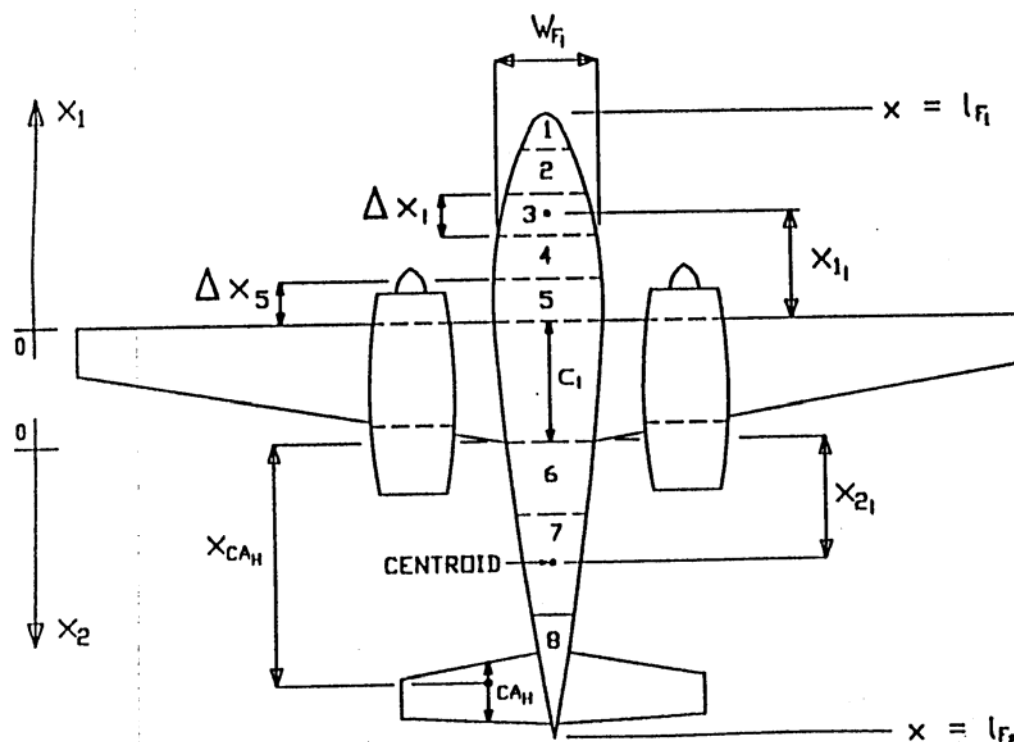


Figura 4.45 – Schema di suddivisione della fusoliera per il calcolo del contributo “ C_{ma} ” al coefficiente di momento aerodinamico tramite il metodo delle strisce

Le grandezze presenti all'interno di tali espressioni sono le seguenti:

- $K_2 - K_1$ - fattore di correzione dipendente dal valore del rapporto di snellezza di fusoliera, definito nel primo paragrafo di tale capitolo, determinabile attraverso il diagramma di figura 4.46

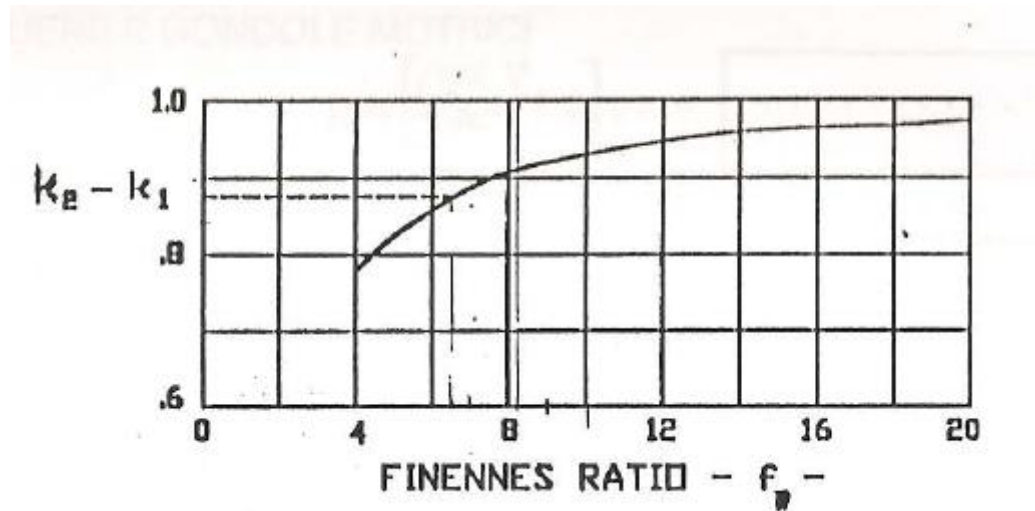


Figura 4.46 – Diagramma per la determinazione del fattore $K_2 - K_1$

- S_w – superficie alare di riferimento
- MAC – corda media aerodinamica dell'ala
- W_{Fj} - la larghezza della sezione j-esima di fusoliera
- α_{0L}^w - angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera
- i_{cl}^{Fus} - angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera.
- Δx_j - la lunghezza della j-esima parte della fusoliera.
- $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$ - *upwash* che si manifesta in corrispondenza delle sezioni

di fusoliera che si trovano anteriormente all'ala. Esso si calcola mediante la seguente formula:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 = \left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}\right)_1 \cdot \frac{C_{La}^w}{0.0785} \quad (4.7)$$

in cui compaiono il coefficiente della retta di portanza dell'ala isolata " $C_{L\alpha}^w$ " e la derivata " $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$ " calcolabile per ciascuna sezione attraverso i due grafici riportati in figura (4.47); in particolare, il primo di essi viene utilizzato per ricavarne il valore relativo alla striscia di fusoliera adiacente l'ala, mentre il secondo viene adoperato per ricavare il valore relativo a tutte le altre strisce poste anteriormente all'ala stessa.

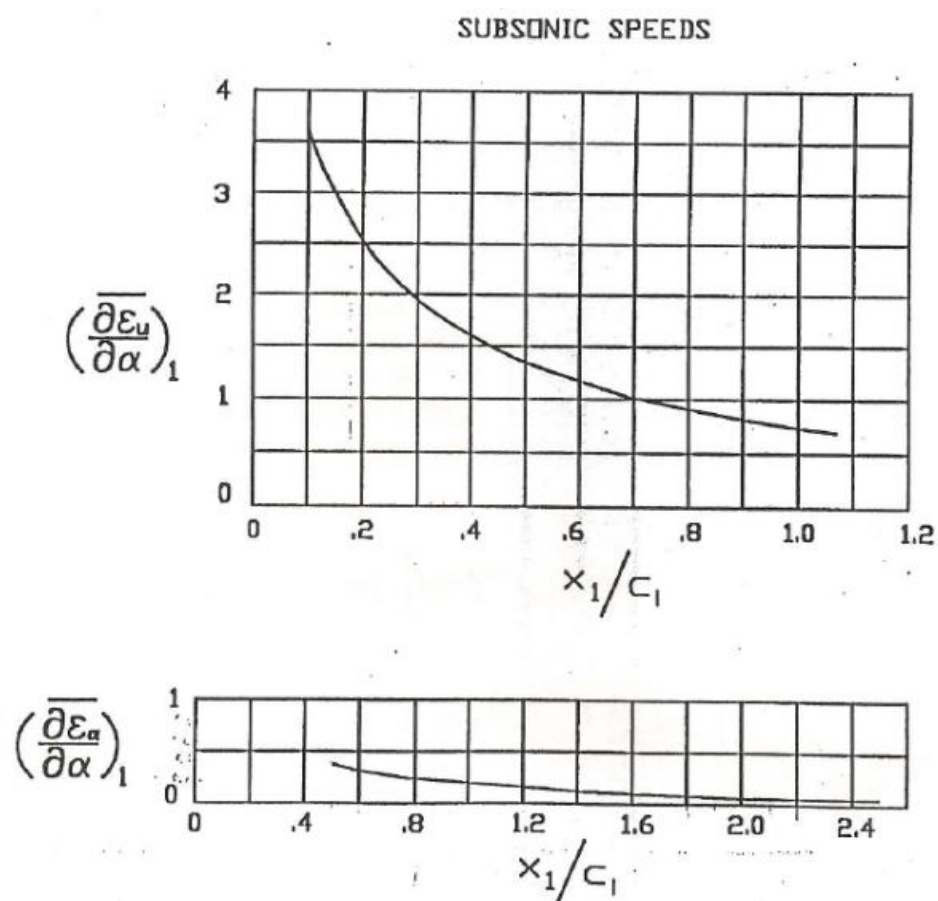


Figura 4.47 – Grafici utili al calcolo del coefficiente di upwash agente sulla porzione di fusoliera anteriore all'ala

- $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$ - *downwash* calcolato in corrispondenza di ciascuna sezione di fusoliera che si trovi posteriormente all'ala. Esso può essere valutato attraverso la seguente formula:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}}\right) - 1 \right] \quad (4.8)$$

In essa compaiono il *downwash* sul piano orizzontale di coda $\overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}}$, stimato in corrispondenza del coefficiente di portanza di crociera del velivolo, e le distanze descritte nella figura 4.45.

4.3.2 I calcoli aerodinamici per la fusoliera in ADAS 2.0

E' proprio sfruttando tale metodo che è possibile calcolare all'interno di ADAS 2.0 i contributi del momento aerodinamico della fusoliera. Per effettuare la computazione, all'interno del form "FUSELAGE ANALYSIS", mostrato in figura 4.43, andranno inseriti i valori della lunghezza di riferimento, della quota e della velocità alla quale effettuare i calcoli del Numero di Reynolds "Re" e del Coefficiente di Attrito Viscoso "C_f", nonché il valore del Coefficiente di Portanza massimo dell'ala "C_{L_{αWING}}" così da ottenere il downwash alare $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$, il cui calcolo viene effettuato secondo due diverse procedure.

Reference Length [m]	24.018	24.000	X transition / Fuselage Length	0.000	Cl _a wing M=0	0.0970	0.0970
Altitude [m]	5850		Reynolds Number	137083300	Calculate Downwash at Rear Fuselage Tip		
Speed [km/h]	0.430		Friction Coefficient Cf	0.00201	Method 1	0.259	Method 2
Mach	0.430						0.287

Figura 4.48 – Dati di input per il calcolo aerodinamico della fusoliera

Oltre che dai dati riguardanti la fusoliera ed il campo di moto in cui essa tende ad operare, il calcolo dei coefficienti di resistenza e di momento è influenzato notevolmente dall'inclinazione del velivolo rispetto alla corrente asintotica, e di conseguenza dagli angoli a cui opera l'ala, angoli che andranno correttamente inseriti nel form all'interno degli appositi campi visualizzati in un ingrandimento nella figura 4.49.



Figura 4.49 - Angolo di portanza nulla e calettamento dell'ala

Infine sarà possibile verificare la correttezza degli altri parametri inerenti ala e fusoliera, semplicemente selezionando il tasto “OTHER INPUT DATA” che permetterà di visualizzare la sezione relativa ai dati geometrici ed aerodinamici di ala e fusoliera.

ADAS Program - B0737 - [Fuselage Analysis]

File ?

Fuselage Length [m]	34.128		
Fuselage equivalent diameter [m]	3.256		
Fuselage base diameter [m]	0.250	L/d	10.483
Fuselage Wetted Area [m ²]	312.788	Swet/S	2.978
Fuselage Max Section Area [m ²]	8.324		
Fuselage base Area [m ²]	0.049		
Fuselage Planform Area [m ²]	98.233		
Wing Root - Fus Axis Angle [deg]	2.0		
Wing CLAlpha [1/deg]	0.082		
Wing Aspect Ratio AR	9.098		
Wing Area S [m ²]	105.020		
Wing Span [m]	30.910		
Wing Taper Ratio	0.250		
Wing Angle of Sweep [deg]	0.3		
Wing Mean Aerodynamic Chord [m]	3.800		
Wing Root Chord [m]	5.435		
Wing Alpha Zero Lift [deg]	-2.0		
Wing Root Leading Edge X [m]	10.580	Xwing/Lf	0.310
Wing Root Leading Edge Z [m]	-0.851	Zwing/hmax	-0.258
Wing-Fuselage Tail distance X [m]	19.298		
Wing-Fuselage distance Z [m]	2.171		
Xmac [m]	3.300	Ymac [m]	6.210
Alpha_CLmax wing	20.500		

Type	l_f/d_f	S (ft ²)	S_{wet} (ft ²)	S_{wet}/S
Cessna 210	5.02	175	319	1.82
Cessna 207	5.69	174	425	2.44
Cessna 185	5.15	176	292	1.68
Cessna 310	5.40	179	306	1.71
Cessna 414	5.52	195.7	488	2.49
Beech Sierra	5.22	146	332	2.27
Beech Bonanza (*58)	4.98	181	323	1.78
Beech Baron	5.69	199.2	362	1.82
Beech Duke	5.59	212.9	586	2.28
Beech King Air	6.06	294	652	2.22
Piper Navajo	5.97	229	502	2.19
Piper Seneca	5.68	206.5	356	1.72
Leturjet M24	8.80	232	502	2.16
Shorls SD3-30	7.43	453	1,543	3.41
Fokker F-28-4000	8.59	850	2,454	2.89
Boeing 757-300	11.7	1,951	5,601	2.87

Figura 4.50 – Sunto dei dati geometrici ed aerodinamici di ala e fusoliera necessari al calcolo dei coefficienti “ C_D ” e “ C_m ”

Una volta inseriti tutti i dati necessari al calcolo l'utente non dovrà far altro che cliccare sul pulsante “FUSELAGE ANALYSIS” così da ottenere in pochi istanti i risultati numerici e grafici relativi ai coefficienti di resistenza “ C_D ” e di momento “ C_m ” della fusoliera.

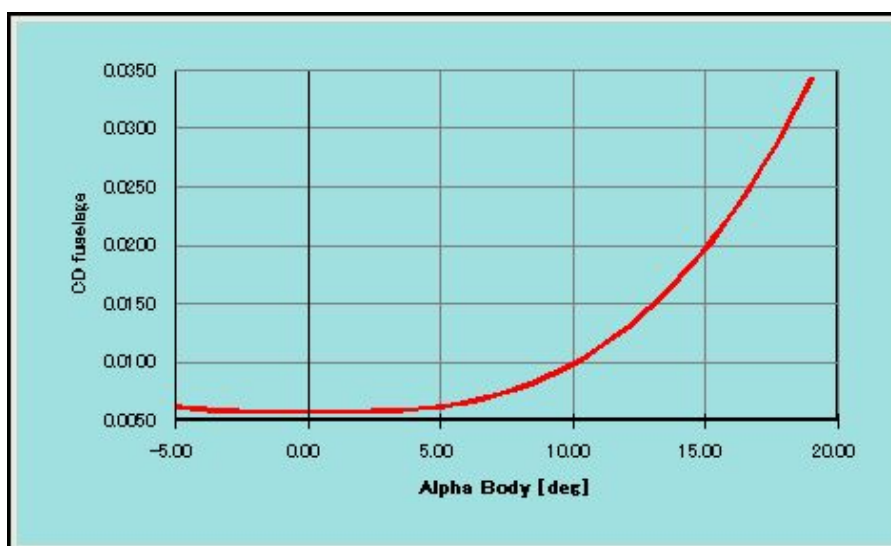


Figura 4.51 – Andamento del coefficiente di resistenza di fusoliera “ C_D ” al variare dell’angolo d’attacco della stessa “ α_{BODY} ”

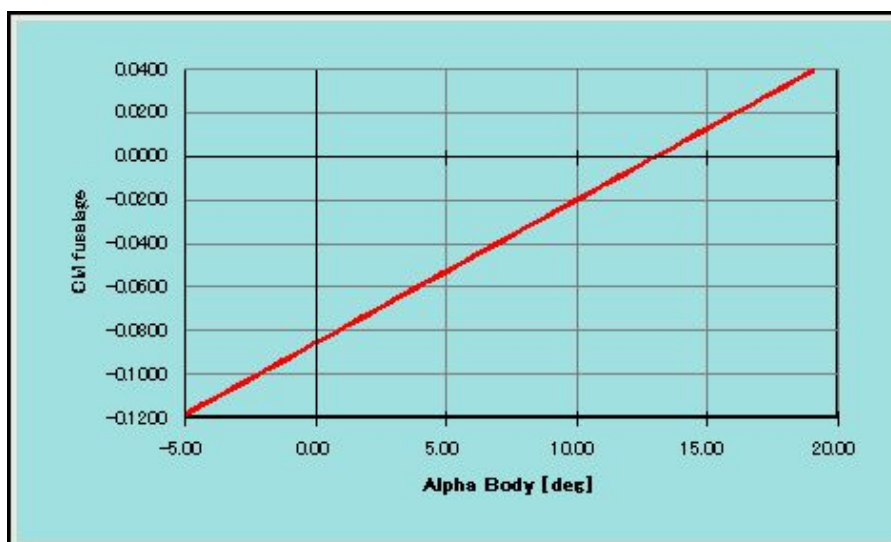


Figura 4.52 – Andamento del coefficiente di momento di fusoliera “ C_m ” al variare dell’angolo d’attacco della stessa “ α_{BODY} ”

Inoltre per accertarsi della bontà dei risultati sarà possibile visualizzare le viste in pianta e laterale della fusoliera, nelle quali sono evidenziate le strisce nella quali è stata suddivisa la fusoliera (linee rosse in figura 4.52) e la linea media della stessa (linea azzurra).

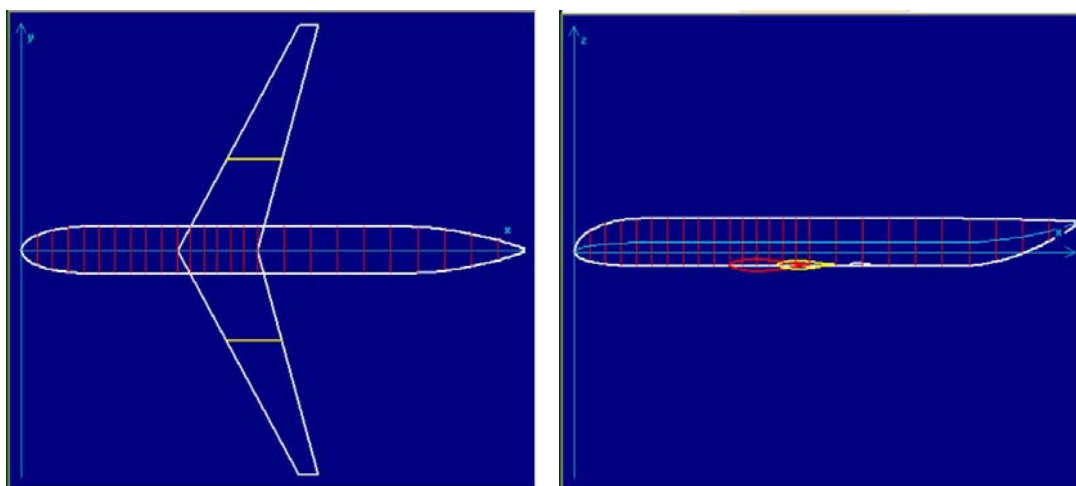


Figura 4.53 – Viste in pianta e laterale della fusoliera per l'integrazione tramite metodo delle strisce

4.4 Un esempio applicativo – Il velivolo da trasporto a getto da medie distanze “Boeing 737 – 400”

Per mostrare la validità dei calcoli ottenuti con il software ADAS 2.0 è stato effettuato il dimensionamento della fusoliera di un velivolo da trasporto a getto rispondente alle normative FAR 25, rifacendosi come modello all'aeromobile “BOEING 737-400”. Il 737 è un bimotore da trasporto a getto, il cui progetto risale al 1965, ed è considerato il più diffuso tra i velivoli per rotte medio – brevi. Nella sua versione 400, appartenente alla famiglia denominata “classic” si presenta con una fusoliera allungata, per venire incontro alle esigenze delle compagnie charter, e con turbofan dalla potenza aumentata di un buon 14%; di seguito si mostrano il trittico del velivolo e le sue specifiche.

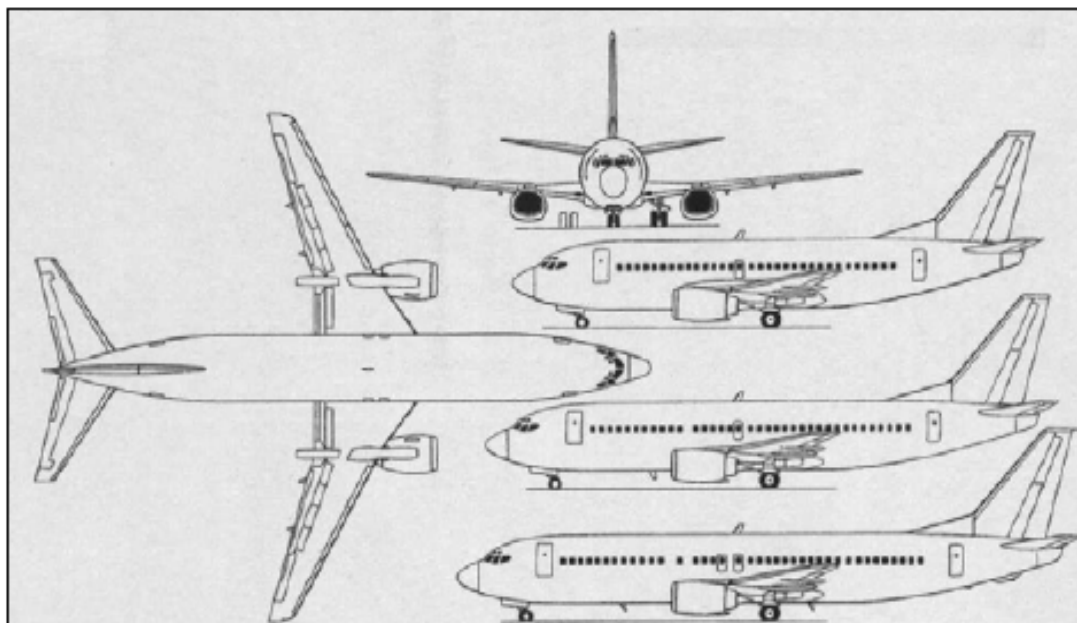


Figura 4.54 – Trittico del velivolo Boeing 737-400

GEOMETRIA

superficie alare S	105.4 m ² (1135 sq ft)
apertura alare b	28.88 m (94 ft 9 in)
Aspect Ratio AR	7.9
corda radice c_r	4.71 m (15 ft 5 ½ in)
diedro Δ	6°
freccia	25°

PESI

massimo al decollo W_{to}	62820 kg (138500 lb)
a vuoto W_e	34564 kg (76200 lb)
massimo (zero-fuel) W_{eq}	51255 kg (113000 lb)
max carico pagante W_p	18800 kg (41447 lb)
max fuel W_f	19040 kg (41976 lb)

MOTORI

due CMF56-3C-1 motore turbofan Spinta T_o	97.9 kN (22000 lb st)
---	-----------------------

PRESTAZIONI

velocità massime

con 136 passeggeri e TO weight di 68048 kg:	
max cruising Mach M	0.82
cruising speed	0.75M

velocità di approccio

flap down	139 knots (257 km/h)
-----------	----------------------

quota di volo

con OEI:	
quota di servizio	5273 m (17300 ft)

decollo e atterraggio

sea level, ISA 30° C:	
corsa di decollo	2664 m (8740 ft)
sea level, ISA 30° C, max landing weight:	
corsa di atterraggio	1539 m (5050 ft)

autonomie

massimo numero di passeggeri:	
distanza in volo	2090 nm (3870 km)

Figura 4.55 – Specifiche del velivolo Boeing 737 - 400

Dalle specifiche è stato possibile dimensionare il velivolo, calcolandone i pesi, il punto di progetto e l'ala, i cui risultati sono brevemente riassunti di seguito.

- PESI

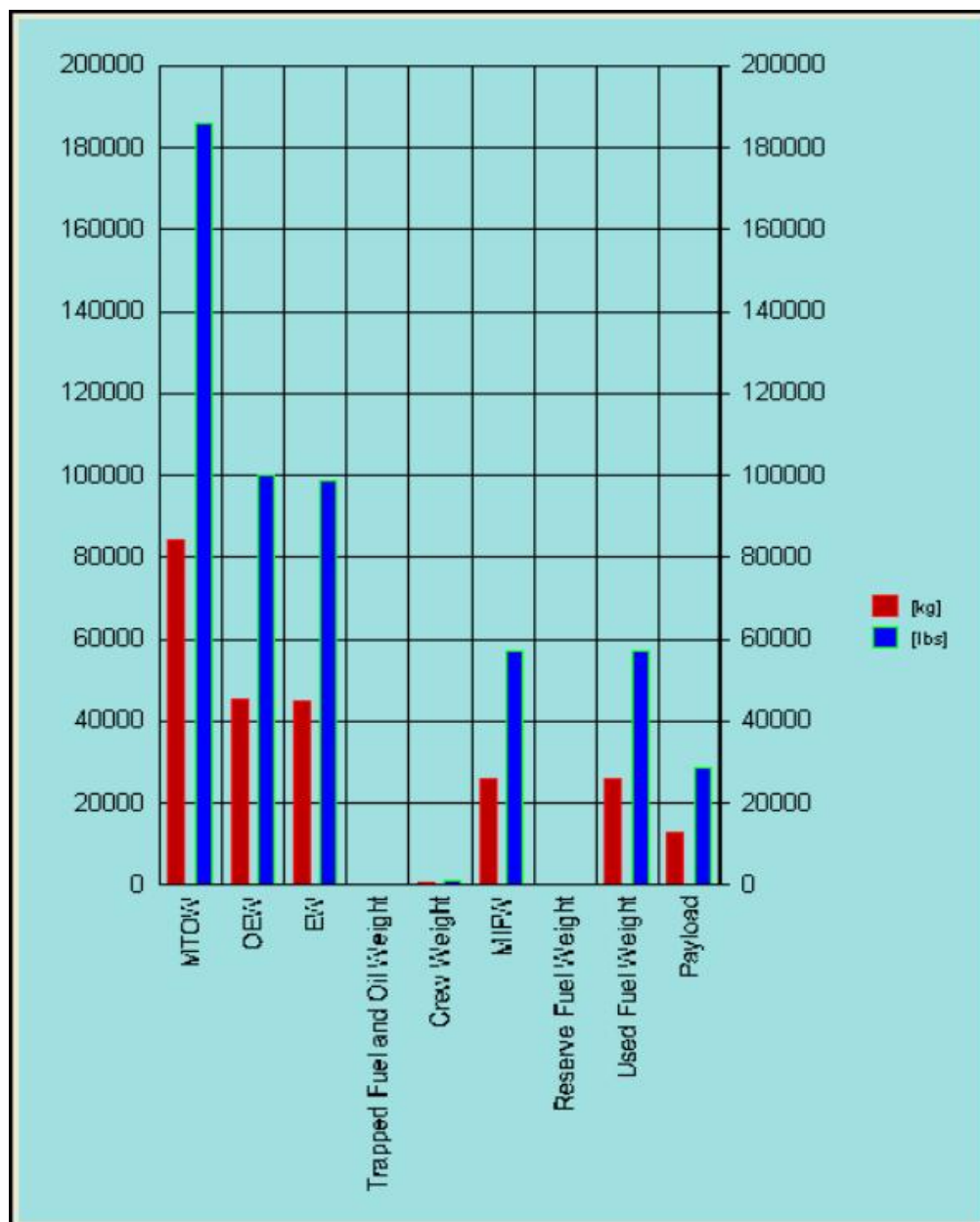


Figura 4.56 – Istogramma dei pesi del bimotore a getto progettato con l'ausilio di ADAS2.0

- ALA

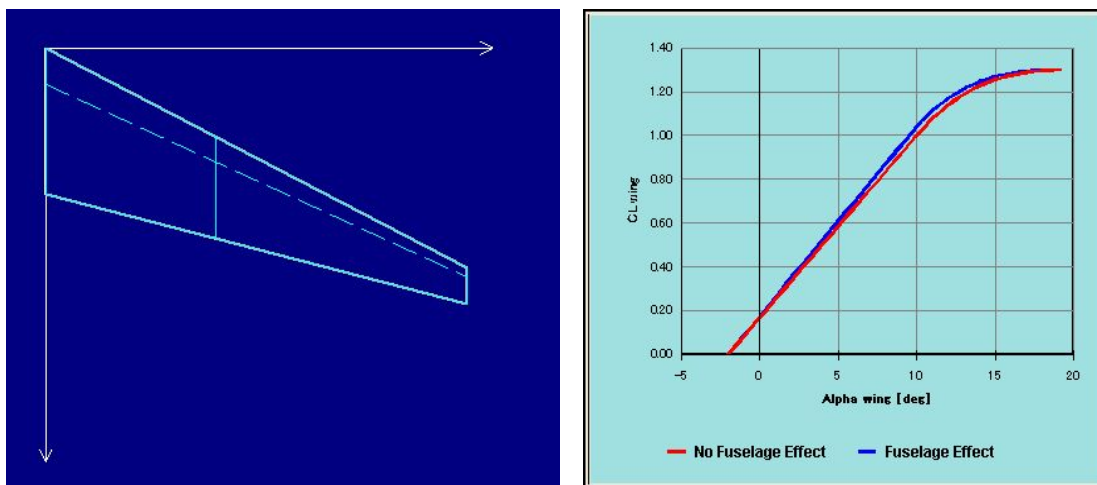


Figura 4.57 – Forma in pianta del velivolo bimotore a getto progettato con l’ausilio di ADAS2.0 ed andamento del coefficiente di portanza “ C_L ” al variare dell’angolo d’attacco “ α_w ”

Per quanto riguarda la fusoliera si partiti dalla definizione della cabina passeggeri ipotizzando che il velivolo debba ospitare a bordo 136 passeggeri in classe unica, disposti secondo una configurazione 3-3 con corridoio centrale. Inserendo valori tipici per le dimensioni dei seggiolini e degli spazi a bordo per ogni singola persona, si è pervenuti ai risultati mostrati di seguito.

Numero di file	23
Lunghezza cabina [m]	21.28
Larghezza cabina [m]	2.92
Altezza cabina [m]	3.00

Tabella 4.1 – Dimensioni cabina per il velivolo in esame

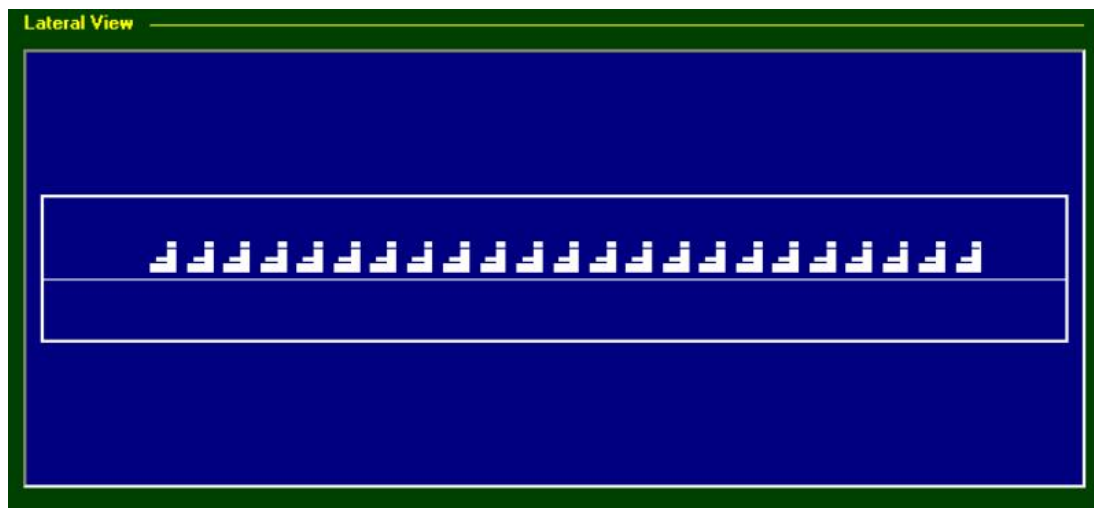


Figura 4.58 – Vista laterale della cabina passeggeri

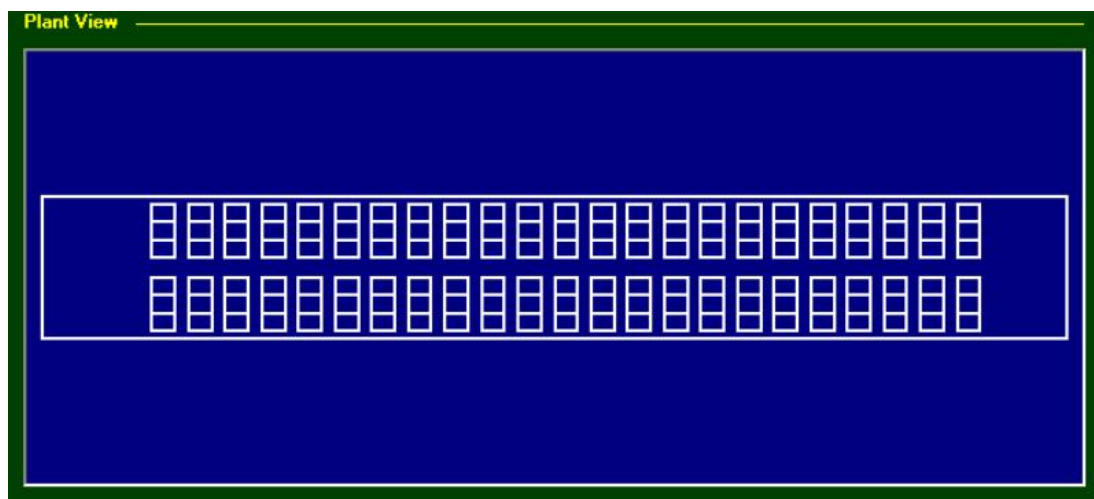


Figura 4.59 – Pianta della cabina passeggeri

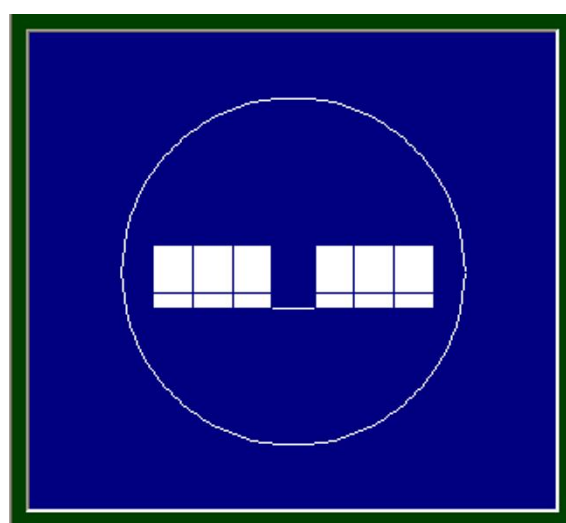


Figura 4.60 – Sezione trasversale della cabina passeggeri

Dalla definizione della cabina si poi passati al dimensionamento della geometria esterna di fusoliera, che ha generato i seguenti risultati.

Lunghezza fusoliera [m]	34.12
Altezza massima fusoliera [m]	3.30
Larghezza massima fusoliera [m]	3.12
Superficie Bagnata fusoliera [m ²]	312.78
Superficie in pianta fusoliera [m ²]	98.23
Diametro equivalente fusoliera [m]	3.25
Rapporto di snellezza fusoliera	10.48

Tabella 4.2 – Dimensioni caratteristiche della fusoliera del velivolo in esame

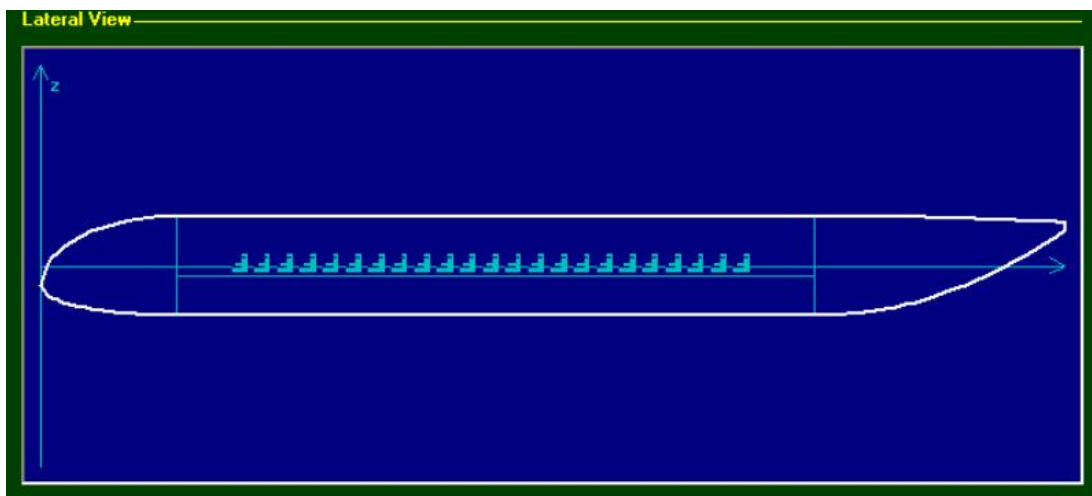


Figura 4.61 – Vista laterale della fusoliera

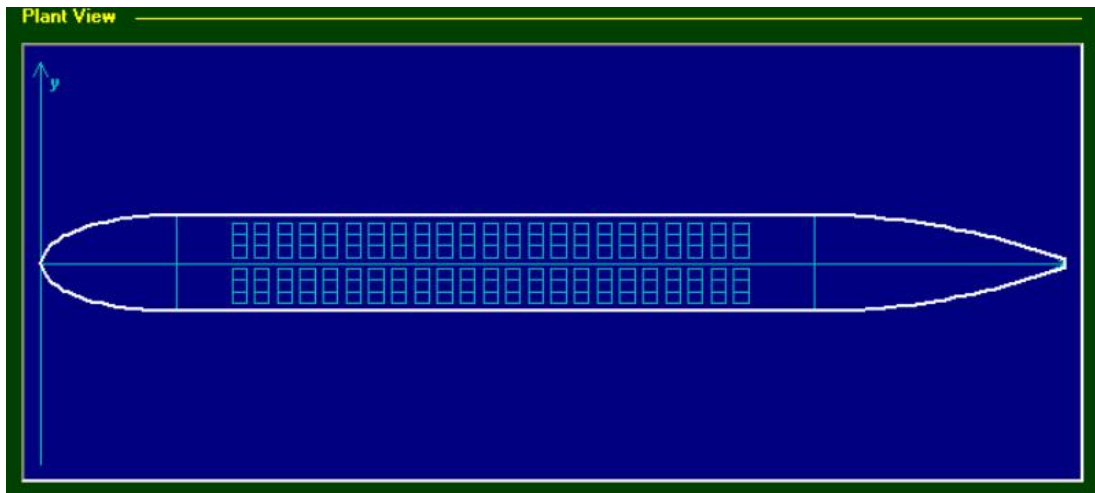


Figura 4.62 – Forma in pianta della fusoliera

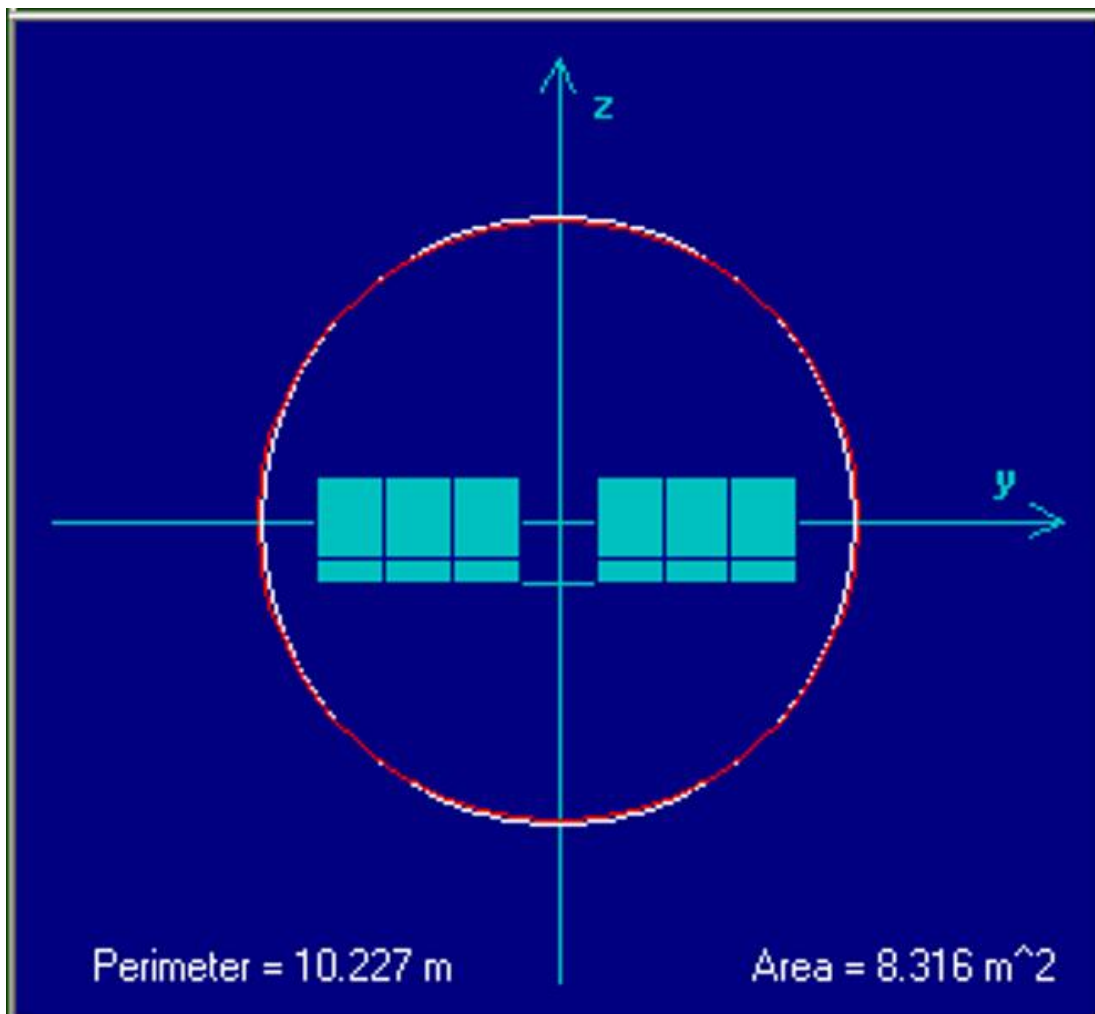


Figura 4.63 – Sezione trasversale massima equivalente

Ottenute le dimensioni del corpo fusoliera si è potuti passare alla sua integrazione con l'ala e, successivamente, alla valutazione dei coefficienti di momento che permettessero il centraggio del velivolo parziale. Per ciò che concerne l'integrazione ala fusoliera si è optato per la configurazione mostrata di seguito, scegliendo di posizionare l'ala rispetto alla fusoliera come descritto in tabella 5.3.

Posizione X bordo d'attacco del profilo di radice [m]	10.57
Posizione Z bordo d'attacco del profilo di radice [m]	0.79
Calettamento alare alla radice " i_w " [deg]	2

Tabella 4.3 – Posizione dell'ala rispetto al riferimento fusoliera del velivolo in esame

Nella figura seguente, che permette di rilevare facilmente la posizione relativa tra ala e fusoliera, sono altresì indicate la corda alare di radice ed il profilo di radice (colore rosso), la corda media aerodinamica ed il profilo equivalente (colore giallo), nonché, nella vista laterale, il profilo d'estremità (colore bianco).

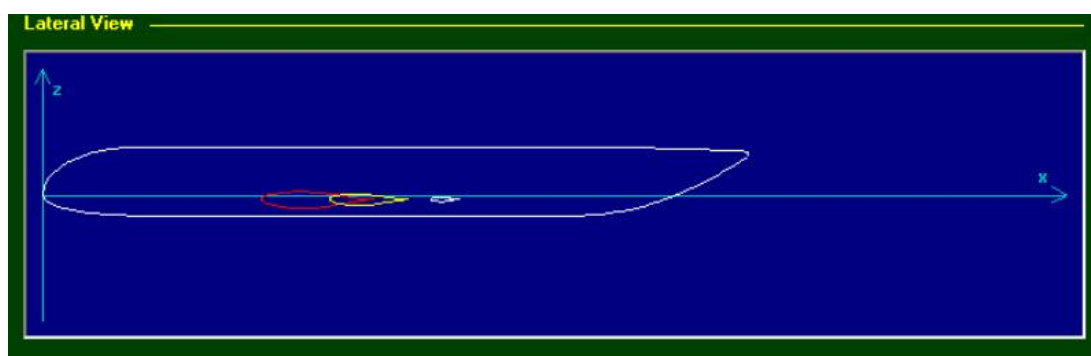


Figura 4.64 – Vista laterale integrazione ala fusoliera

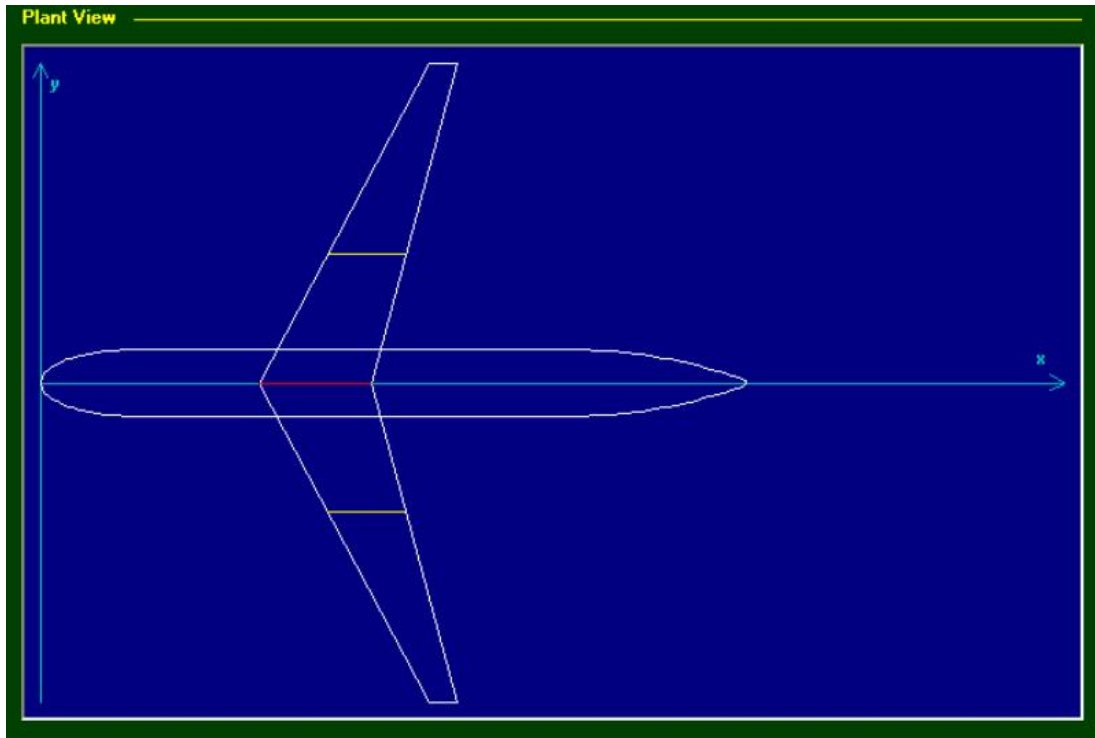


Figura 4.65 – Pianta del velivolo parziale

Ottenuta la configurazione desiderata si è passati allo studio aerodinamico della fusoliera, sfruttando il succitato metodo delle strisce per il coefficiente di momento, ottenendo i risultati tabellati di seguito.

C_{m0}	-0.175
$C_{m\alpha}$	0.009
$\Delta X_{ac} / MAC$	-0.098

Tabella 4.4 – Contributi al momento aerodinamico indotti dalla fusoliera e spostamento del baricentro del velivolo parziale indotto da questi ultimi

α_w	i_w	α_{BODY}	C_{D0}	C_{Dbase}	$C_{Dupsweep}$	$C_{Dinduced}$	C_{DTOT}	C_m
-3	2	-5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0005	0.0062	-0.1183
-2.4	2	-4.4	0.0055	0.0000	0.0002	0.0004	0.006	-0.1143
-1.8	2	-3.8	0.0055	0.0000	0.0002	0.0002	0.0059	-0.1102
-1.2	2	-3.2	0.0055	0.0000	0.0002	0.0001	0.0058	-0.1062
-0.5	2	-2.5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0001	0.0057	-0.1022
0.1	2	-1.9	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.0982
0.7	2	-1.3	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.0941
1.3	2	-0.7	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.0901
1.9	2	-0.1	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.0861
2.5	2	0.5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.082
3.2	2	1.2	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.078
3.8	2	1.8	0.0055	0.0000	0.0002	0.0000	0.0057	-0.074
4.4	2	2.4	0.0055	0.0000	0.0002	0.0001	0.0057	-0.0699
5	2	3	0.0055	0.0000	0.0002	0.0001	0.0058	-0.0659
5.6	2	3.6	0.0055	0.0000	0.0002	0.0002	0.0059	-0.0619
6.2	2	4.2	0.0055	0.0000	0.0002	0.0003	0.006	-0.0578
6.8	2	4.8	0.0055	0.0000	0.0002	0.0005	0.0061	-0.0538
7.5	2	5.5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0007	0.0063	-0.0498
8.1	2	6.1	0.0055	0.0000	0.0002	0.0009	0.0066	-0.0457
8.7	2	6.7	0.0055	0.0000	0.0002	0.0012	0.0069	-0.0417
9.3	2	7.3	0.0055	0.0000	0.0002	0.0016	0.0073	-0.0377
9.9	2	7.9	0.0055	0.0000	0.0002	0.0021	0.0077	-0.0336
10.5	2	8.5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0026	0.0083	-0.0296
11.2	2	9.2	0.0055	0.0000	0.0002	0.0032	0.0089	-0.0256
11.8	2	9.8	0.0055	0.0000	0.0002	0.0039	0.0095	-0.0216
12.4	2	10.4	0.0055	0.0000	0.0002	0.0047	0.0103	-0.0175
13	2	11	0.0055	0.0000	0.0002	0.0055	0.0112	-0.0135
13.6	2	11.6	0.0055	0.0000	0.0002	0.0065	0.0122	-0.0095
14.2	2	12.2	0.0055	0.0000	0.0002	0.0076	0.0133	-0.0054
14.8	2	12.8	0.0055	0.0000	0.0002	0.0088	0.0145	-0.0014
15.5	2	13.5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0101	0.0158	0.0026
16.1	2	14.1	0.0055	0.0000	0.0002	0.0116	0.0173	0.0067
16.7	2	14.7	0.0055	0.0000	0.0002	0.0132	0.0189	0.0107
17.3	2	15.3	0.0055	0.0000	0.0002	0.0149	0.0206	0.0147
17.9	2	15.9	0.0055	0.0000	0.0002	0.0168	0.0225	0.0188
18.5	2	16.5	0.0055	0.0000	0.0002	0.0188	0.0245	0.0228
19.2	2	17.2	0.0055	0.0000	0.0002	0.021	0.0267	0.0268
19.8	2	17.8	0.0055	0.0000	0.0002	0.0234	0.029	0.0309
20.4	2	18.4	0.0055	0.0000	0.0002	0.0259	0.0316	0.0349

Tabella 4.5 – Risultati numerici dell'analisi aerodinamica sul bimotore a getto in esame

Si mostrano infine i grafici relativi alla variazione dei coefficienti di resistenza “ $C_{D_{FUS}}$ ” e di momento “ $C_{m_{FUS}}$ ” con l’angolo d’attacco della fusoliera “ α_{BODY} ”, così da verificare la bontà dei risultati.

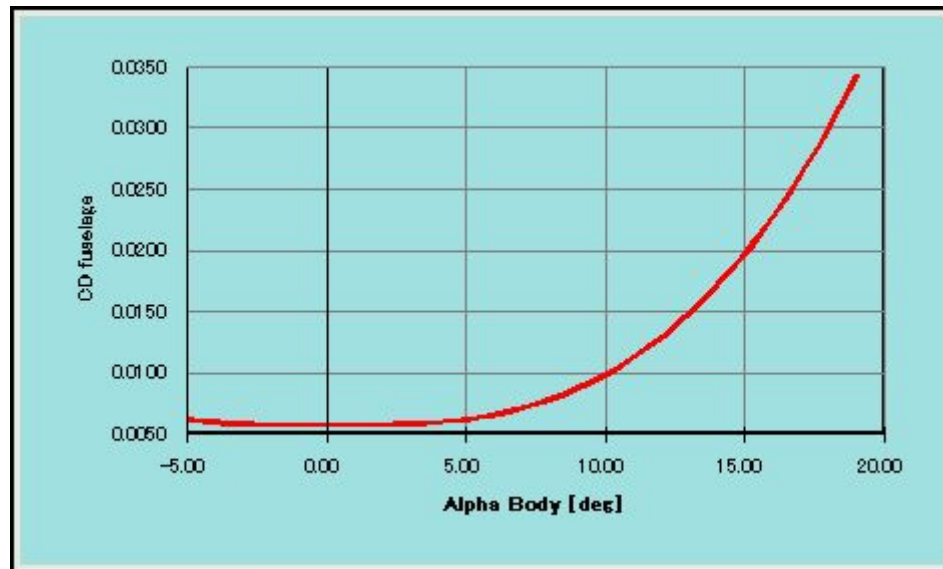


Figura 4.66 – Andamento del coefficiente di resistenza “ C_D ” al variare dell’incidenza di fusoliera “ α_{BODY} ”

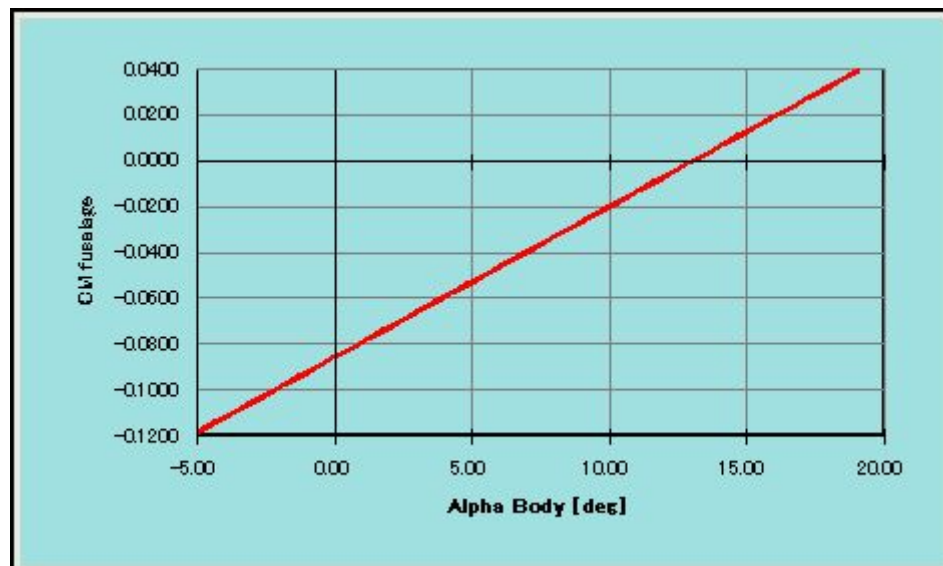


Figura 4.67 – Andamento del coefficiente di momento “ C_m ” al variare dell’incidenza di fusoliera “ α_{BODY} ”

4.5 Conclusioni

Alla luce di quanto detto e dei risultati acquisiti con l'esempio applicativo di cui al paragrafo 4.4, risulta evidente come il modulo di progetto della fusoliera, permetta all'utente finale di ADAS2.0 di creare con pochi e semplici passaggi la configurazione desiderata, modificandola con precisione in funzione delle specifiche del progetto in esame. Risulta altresì evidente come il programma permetta, con la medesima facilità con cui la si è dimensionata, di analizzare una fusoliera per ogni categoria di velivoli, fornendo risultati al contempo dettagliati e precisi, ma anche di veloce consultazione. Si può in ultima analisi concludere che sono stati raggiunti per questo modulo i requisiti di semplicità d'utilizzo e di accuratezza nei risultati che sono alla base di tutto il programma ADAS2.0.