

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI “FEDERICO II”  
FACOLTÀ DI INGEGNERIA



CORSO DI LAUREA SPECIALISTICA IN INGEGNERIA  
AEROSPAZIALE E ASTRONAUTICA

*ANNO ACCADEMICO 2010-2011*

CORSO DI PROGETTO GENERALE DEI VELIVOLI

PROF. F. NICOLOSI

**ESERCIZIO: BOEING 777-300ER**

di

*CORAGGIO MARIA, IUZZOLINO MARCELLA, PEDICINI PASQUALE*

INDICE

**IL VELIVOLO BOEING 777-300ER**

Il velivolo	pag. 3
Specifica di missione	pag. 4
Fase preliminare di progetto	pag. 5
<b>STIMA DEI PESI</b>	<b>pag. 8</b>
Carico pagante ed equipaggio	pag. 8
Carburante	pag. 9
Liquidi e lubrificanti non consumabili	pag.10
<b>PUNTO DI PROGETTO</b>	<b>pag.13</b>
Lunghezza di decollo	pag.13
Lunghezza di atterraggio	pag.14
Prestazioni di salita	pag.15
Velocità di crociera	pag.20
Scelta del punto di progetto	pag.21
<b>PROGETTO DELL'ALA</b>	<b>pag.23</b>
Configurazione	
Superficie	
Allungamento alare	
Angolo di freccia	
Rapporto di rastremazione	pag.24
Svergolamento	
Calettamento dell'ala	
Angolo diedro	pag.25
Scelta del profilo	
Analisi aerodinamica dell'ala: metodo semiempirico	pag.26
Analisi aerodinamica dell'ala : metodo di Weissinger	pag.29
<b>PROGETTO DELLA FUSOLIERA</b>	<b>pag.33</b>
Analisi aerodinamica della fusoliera	pag.36
<b>PROGETTO DELLE GONDOLE MOTORE</b>	<b>pag.37</b>
Analisi aerodinamica delle gondole motore	pag.39
<b>DISPOSITIVI DI IPERSOSTENTAZIONE</b>	<b>pag.40</b>
<b>PROGETTO DEGLI ALETTONI</b>	<b>pag.43</b>
Tipo di alettoni	pag.45
<b>PROGETTO DEI PIANI DI CODA</b>	<b>pag.46</b>
Parametri statistici	pag.46
Progetto del piano di coda orizzontale	pag.47
Progetto del piano di coda verticale	pag.51
Stabilità laterale: Effetto diedro	pag.54

## **IL VELIVOLO BOEING 777-300 ER**

### **IL VELIVOLO**

Boeing è la maggiore azienda aerospaziale al mondo (insieme ad Airbus), leader nella produzione di aerei commerciali e sistemi di difesa, spazio e sicurezza. Oggi, i principali prodotti commerciali di tale azienda sono le famiglie di aerei 737, 747, 767 e 777 e il Boeing Business Jet. L'azienda ha circa 12.000 aerei commerciali in servizio in tutto il mondo, che è quasi il 75 per cento della flotta mondiale. La famiglia dei velivoli Boeing 777 è composta da cinque modelli di aerei di linea, con la capacità di volare point-to-point bypassando gli hub aeroportuali, ed un modello di aereo cargo.

Tra i velivoli appartenenti a questo gruppo, il B777-300 ER (extended range) è quello che maggiormente risponde alla richiesta, da parte delle compagnie aeree, di avere un velivolo in grado di realizzare le rotte non-stop preferite dai passeggeri. Il 777-300ER è entrato in servizio nel maggio 2004.

Questo velivolo presenta vari miglioramenti rispetto ai suoi “simili” : estensione del range, aumento del payload, miglioramenti nell'efficienza dei motori, cambiamenti di design che hanno portato ad una riduzione di resistenza e di peso dell'aereo.

Più nel dettaglio le modifiche rilevanti sono state: estensione dell'apertura alare di 6.5 feet con l'aggiunta di estremità alari inclinate (riduzione della distanza di decollo, aumento delle prestazioni di salita, riduzione dei consumi); un nuovo carrello principale; modifiche alle gondole per sostenere motori con spinta maggiore; un software che eviti l'urto della coda sulla pista, attraverso comandi automatici dell'equilibratore connessi all'assetto del velivolo. Inoltre questo velivolo è stato progettato interamente in maniera digitale, da parte di Dassault/ IBM CATIA CAD /CAM. È assente un lavoro di mock-up.



**Figura 1-BOEING777-300ER (Qatar Airways)**

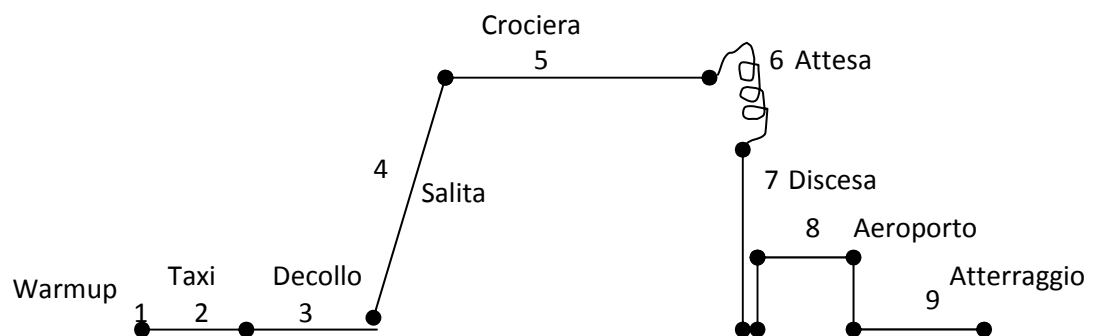


**Figura 2- BOEING777-300ER (Cathay Pacific)**

## *SPECIFICA DI MISSIONE*

Le caratteristiche assegnate dalla specifica sono riportate di seguito.

<i>Tipo velivolo</i>	BIMOTORE Turbofan trasporto pass (VERY long range) <u>Costruzione classica in alluminio</u> (con 20% parti in composito)
<i>Carico pagante</i>	400 passeggeri
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso(fase 5)</i>	8000 nm alla quota di 35000 ft a $M=0.84$ Assumere $E=16-18$ ( $CDO=0.016-0.017$ e $e=0.80$ ) $C_j=0.45-0.50$ lb/lbh (stessi motori del nuovo B787) +100 nm per aeroporto alternativo
<i>Velocità massima di crociera</i>	0.89 Mach a 35000 ft
<i>Quota di crociera</i>	35000 ft
<i>Lunghezza di decollo fino ai 10.7 m (35 ft) (T-O field lenght)</i>	10500 ft at S/L
<i>Lunghezza di atterraggio dai 15 m (50 ft) Al max Landing Weight (assumere <math>MLW=0.70 * MTOW</math>)</i>	6500 ft at S/L
<i>Rateo di salita</i>	
<i>Riserva di carburante-attesa (fase 6)</i>	45 minuti di attesa
<i>Riserva – Diversion(fase 8)</i>	100 nm a 20000 ft
<i>Velivoli simili</i>	B747-400, A380





## FASE PRELIMINARE DI PROGETTO

Per definire alcuni parametri geometrici ( ala, fusoliera), valori relativi ai pesi, e dati riferiti alle prestazioni, si è scelto di confrontare vari velivoli appartenenti alla stessa categoria (*transport jet – long range*). Quindi è stato possibile fare una media delle loro caratteristiche, ed utilizzare tali dati, laddove non fossero indicati già nella specifica.

Inoltre attraverso queste tabelle di confronto si è valutato se modificare qualcuno dei dati di specifica, in relazione alla congruenza che questi avessero con il tipo di velivolo e con le prestazioni effettivamente realizzabili. Infatti le variazioni apportate sono state le seguenti.

	da specifica	scelti
<i>Autonomia di percorso(fase 5)</i>	8000 nm	7500 nm
<i>Carico pagante</i>	400 passeggeri	380 passeggeri

**Tabella 1- Valori scelti**

I velivoli scelti per il confronto sono stati : A340-600 basic; A380-800; B747-400 ; Ilyushin Il 96-300 ; L1011-500; B767-300ER. A questi si aggiunge il velivolo B777-300ER ufficiale ed esistente. Gli ambiti di confronto sono stati suddivisi in quattro principali gruppi: geometria, pesi, motori & prestazioni, dati aerodinamici.

Geometria																	
Velivoli	S		AR	b		$\lambda$ =ctip/crad	$\Lambda$ 25%c	crad		ctip		Lunghezza		Max diam. fusoliera		Altezza	
	m^2	sq ft		m	ft		°	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft
B777-300ER	427,80	4605,00	8,70	60,93	199,92		31,50					73,86	242,33	6,20	20,33	18,49	60,67
A340-600 basic	437,00	4703,80	9,30	63,45	208,17		30,10	12,20	40,02			74,96	245,92	5,64	18,50	17,75	58,25
A380-800	849,00	9135,00	7,50	79,80	261,00		33,50	16,60	54,46			72,75	238,42	7,14	23,42	24,08	79,00
B747-400	541,16	5825,00	7,70	64,44	211,00		37,50	14,63	48,00			70,67	233,00	6,50	21,33	19,51	64,00
Ilyushin Il 96-300	391,60	4215,00	9,50	57,66	189,00		33,50					55,35	181,60	6,08	19,96	17,55	57,60
L1011-500	320,00	3456,00	6,95	47,34	155,00	0,30	35,00	10,46	34,33	3,12	10,00	50,05	164,20			16,87	55,37
B767-300ER	283,30	3050,00	8,00	47,57	156,08	0,27	31,50	8,57	28,02	2,31	7,57	54,94	180,25	5,03	16,50	15,85	52,00
MEDIA	464,27	4998,54	8,24	60,17	197,17	0,29	33,23	12,49	40,97	2,72	8,79	64,65	212,25	6,10	20,01	18,59	60,98

**Tabella 2- Velivoli: geometria**

## BOEING 777-300ER

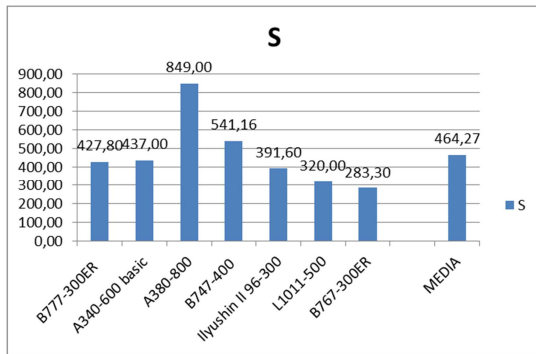


Figura 3- Superficie alare

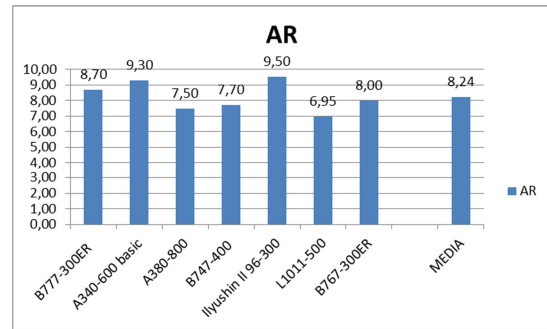


Figura 4- Allungamento alare

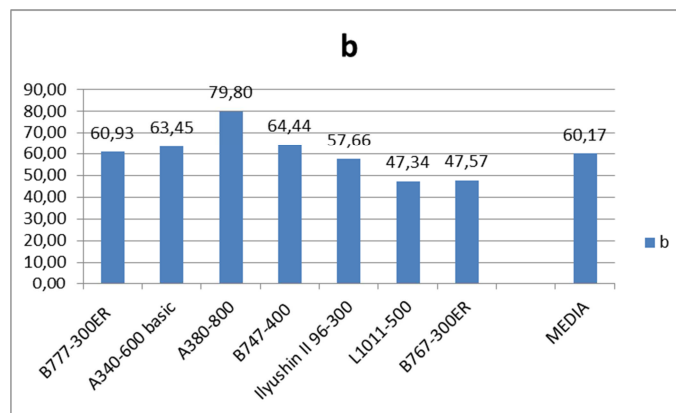


Figura 5- Apertura alare

	Pesi														
Velivoli	Max Wto		Max Woe		Max Wp		Npass	Max Wramp		Max WI		Max WOfuel		Max W/S	
	kg	lb	kg	lb	kg	lb		kg	lb	kg	lb	kg	lb	kg/m^2	lb/sq ft
							400			0.70*MTOW					
B777-300ER	351533	777478	166881	367904	69853	153999	370			251290	553996	237682	523851	821,7	168,3
A340-600 basic	365000	804675	177700	391760	67200	148150	380	366200	807325	256000	564380	242000	533520	835,2	171,07
A380-800	560000	1234580	277000	610680	84800	185190	525	562000	1239000	386000	850980	361000	795860	662,4	135,74
B747-400	396895	875000	181255	399600	67175	148100	524	398255	878000	295745	652000	251745	555000	733,4	150,21
Ilyushin Il 96-300	216000	476200	117000	257940	40000	88185	300			175000	385800	157000	346120	551,6	113
L1011-500	224980	496000	109928	240963	44015	97037	300			166920	368000	153315	338000	703	143,5
B767-300ER	186880	412000	90130	198700			269	187335	413000	145150	320000	133810	295000	659,5	135,08
media	328755,4	725133,3	159984,9	352506,7	62173,83	136776,8	381,1429	378447,5	834331,3	239443,6	527879,4	219507,4	483907,3	709,5429	145,2714

Tabella 6- Velivoli: pesi

## BOEING 777-300ER

Motore & Prestazioni									
	Categoria	Modello	Capacità totale		Spinta		Cj	W/Tno	
Velivoli			l	US gal	kN	lb st	lb/lbh	kg/kN	lb/(lbt)
							0.45-0.50		
B777-300ER	2High-bypass turbofan	GE90-115B	181263,6	47890	510	114672		343	3,37
A340-600 basic	4High-bypass turbofan	Trent 556-61	194897	51511	260	58460		351	3,44
A380-800	4High-bypass turbofan	GP7270	310000	81893	311	70000		463	4,54
B747-400	4High-bypass turbofan	PW4062	204355	53985	276	62000		360	3,53
Ilyushin II 96-300	4High-bypass turbofan	PS90A	148260	39166	156,9	35275		344,2	3,37
L1011-500	3High-bypass turbofan	RR RB211-22	90140	8079	187	42000		337,2	3,3
B767-300ER	2 High-bypass turbofans	GE: CF6-80C2B7F1	90774	23980	276	62100		338	3,32

**Tabella 7- Velivoli: motore&prestazioni**

Motori & prestazioni									
Range		Max T-O field length S/L		dist. Atterraggio		Vcrociera		Max Vcrociera	
km	nm	m	ft	m	ft	kt	km/h	Kt	km/h
	8000		10500 (fino 35ft)		6500 (da 50 ft)				
14685	7929	3018	9900	1890	6200	490	905	510	945
13890	7500	3140	10300					330	611
15200	8200	2987	9800	2134	7000			340	630
13565	7325	2990	9800	2180	7150			510	945
12000	6475	2600	8530	1980	6500	459	850	486	900
11397	6150	2975	9760	1957	6420	485	899	525	973
11093	5990	2713	8900	1677	5500				

**Tabella 8- Velivoli: motore&prestazioni**

Motori & prestazioni									
Vstallo flap up/flap down	Mcrociera	Mmax	Quota crociera			Quota max		V approach	
kt	km/h			m	ft	m	ft	Kt	km/h
		0,84	0,89		35000				
		0,84	0,89	10700	35098				
161/133	299/247	0,82	0,86			12525	41100	172,8	321
[109]	[202]	0,85	0,89	10670	35000			[142]	[263]
120,5	223,8	0,85	0,89	10000	32800			157	291
107,7	200			10100	33135	12100	39700	140	260
151/111	280/206			9145	30000	10670	35000	144,3	267,8
		0,8		10180 (MTOW)-10668	33400 (MTOW)-35000	3930 (oei)	12900(oei)	145 (MLW)	269 (MLW)

**Tabella 9- Velivoli: motore&prestazioni**

	Dati Aerodinamici						
	Clmax TO	Cd0	e	Emax		Top25	Cd0*S
Velivoli							
B777-300ER	2,148375	0,0186	0,8	16-18	37,5	264	7,95708
A340-600 basic	2,142527	0,0187			37,5	274,6667	8,176273
A380-800	2,358136	0,0133			37,5	261,3333	11,29074
B747-400	2,028985	0,0161			37,5	261,3333	8,708754
Ilyushin II 96-300	1,674135	0,0141			37,5	227,4667	5,507929
L1011-500	1,81948	0,0177			37,5	260,2667	5,660353
B767-300ER	1,889602	0,0174			37,5	237,3333	4,92942
MEDIA	2,008749	0,016551					7,461506

**Tabella 10- Velivoli: dati aerodinamici**

Dalla tabella 10, vediamo che il velivolo caratterizzato da maggiore resistenza parassita è l'A380 che presenta il massimo valore del parametro  $c_{D0} * S$ .

### STIMA DEI PESI

Il metodo utilizzato per determinare i pesi caratteristici del velivolo è di tipo semiempirico e prevede la risoluzione del seguente sistema di due equazioni in due incognite ( $W_{TO}$  e  $W_E$ ):

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_{crew} + W_F + W_{tfo} \quad 1)$$

$$\log_{10} W_{TO} = a + b \log_{10} W_E \quad 2)$$

in cui

- $W_{PL}$  , peso del carico pagante (passeggeri con bagaglio);
- $W_{crew}$ , peso dell'equipaggio (pilota ed assistenti di volo, con relativo bagaglio),
- $W_{tfo}$  , peso dei lubrificanti non consumabili;
- $W_{TO}$  (MTOW), peso al decollo (Max Take-off Weight)
- $W_E$ , peso a vuoto;
- $W_F$ , peso del carburante;

Nella prima equazione i termini  $W_{PL}$  e  $W_{crew}$  sono calcolati in base ai requisiti di specifica mentre  $W_F$  e  $W_{tfo}$  possono essere espressi opportunamente come funzioni di  $W_{TO}$ .

La seconda espressione è una regressione logaritmica nella quale i parametri  $a$  e  $b$  sono assegnati su base statistica in relazione alla categoria del velivolo e alla tecnologia di costruzione.

Per velivoli da trasporto a getto *long range* abbiamo  $a = 0.0913$  e  $b = 1.0425$ .

### *CARICO PAGANTE ED EQUIPAGGIO*

Viene riportata in tabella 11 la situazione relativa al carico pagante e all'equipaggio, il numero di passeggeri è stato stabilito in base alla specifica e ai dati relativi ai velivoli della stessa categoria

N.° passeggeri	Peso medio per passeggero [lb]	Peso medio bagaglio [lb]
380	175	30
N.° piloti/assistenti	Peso medio [lb]	Peso medio bagaglio [lb]
2/10	175	40

**Tabella 11- Carico pagante ed equipaggio**

Otteniamo  $W_{PL} = 81700 \text{ lb}$  (37059 kg) e  $W_{crew} = 2460 \text{ lb}$  (1115.86 kg).

### *CARBURANTE*

$$W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{reserve}} \quad 3)$$

$$M_{res} = \frac{W_{F_{reserve}}}{W_{F_{used}}} \quad W_F = (1 + M_{res})W_{F_{used}}$$

$$W_F = (1 + M_{res})(1 - M_{ff})W_{TO} = f(W_{TO}) \quad 4)$$

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \dots \dots \frac{W_{n-1}}{W_n}$$

Per determinare il peso del carburante applichiamo il *fuel fraction method* con il quale valutiamo le frazioni di peso ( $W_{fin}/W_{in}$ ) raggiunte al termine di ogni fase del profilo di missione. In particolare per le fasi di start, taxi, take-off, climb, descent, landing si usano criteri statistici mentre per le fasi di cruise, loiter e diversion utilizziamo le formule di Breguet per le quali è necessario assegnare le prestazioni del velivolo (tabella 12).

Fase di volo	Consumo specifico (lb/lb*h)	Efficienza aerodinamica
cruise	0.5	17
loiter	0.4	18
diversion	0.5	17

**Tabella 12- Prestazioni del velivolo**

Svolgendo il prodotto fra tutte le frazioni di peso determiniamo il fattore  $M_{ff}$  mentre  $M_{res}$  è ritenuto nullo perché il carburante di riserva è stato utilizzato per le fasi di loiter e diversion.

I risultati ottenuti sono riassunti nella tabella 13.

		$W_{finale}/W_{iniziale}$
start	Statistica	0.99
take off	Statistica	0.99
climb	Statistica	0.995
cruise	$R = \frac{V L}{c_j D} \ln \frac{W_{in}}{W_{fin}}$	0.634
loiter	$R = \frac{1 L}{c_j D} \ln \frac{W_{in}}{W_{fin}}$	0.983
diversion	$R = \frac{V L}{c_j D} \ln \frac{W_{in}}{W_{fin}}$	0.993
descent	Statistica	0.99
landing	Statistica	0.992

**Tabella 13- Frazioni di peso**

Per la crociera (cruise) abbiamo utilizzato la formula relativa all'autonomia di distanza conoscendo il range (7500 nmi/13890 km) in base ai requisiti della specifica e ai dati relativi ai velivoli della stessa categoria.

In base alla specifica sono noti inoltre l'autonomia oraria (45 min) per l'attesa (loiter) e l'autonomia di distanza (100 nmi/185.2 km) per l'atterraggio in aeroporto alternativo (diversion).

In definitiva otteniamo  $W_F = 0.418 W_{TO}$ .

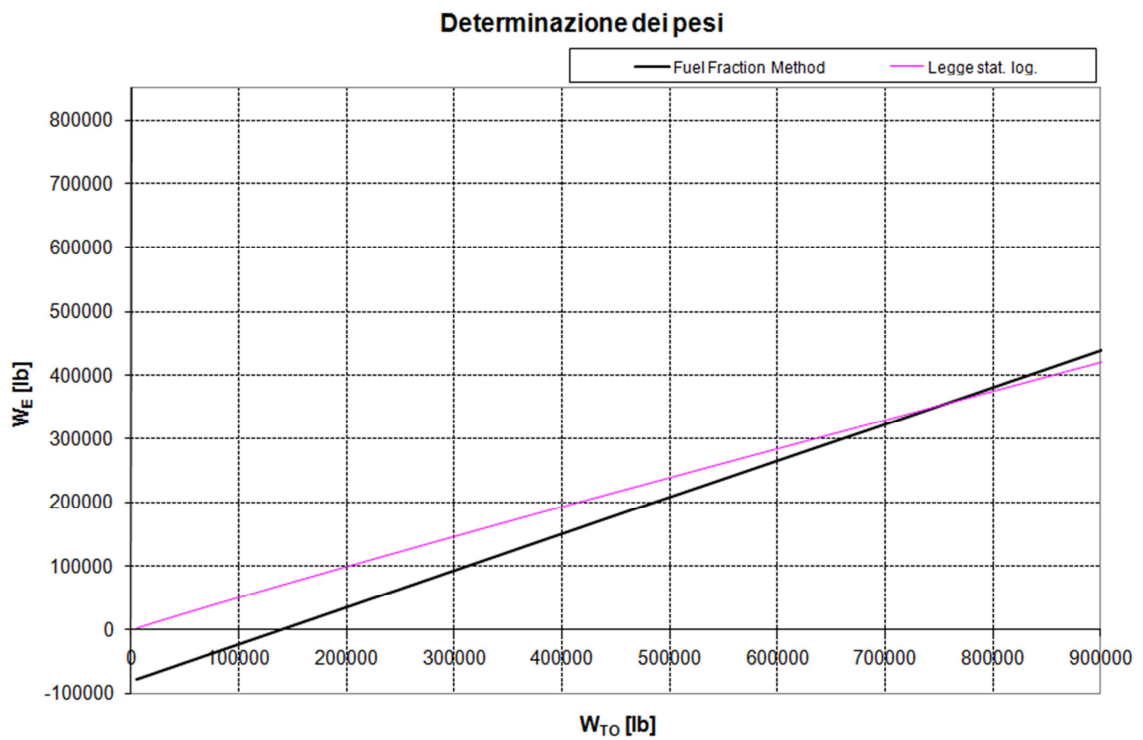
### ***LIQUIDI E LUBRIFICANTI NON CONSUMABILI***

Poiché il numero di passeggeri è di gran lunga superiore a 120 unità (quindi il peso al decollo sarà superiore a 100000 lb), possiamo affermare su base statistica che  $W_{tfo} = 0.005 W_{TO}$ .

Il sistema di equazioni 1) e 2) può quindi essere risolto ed in particolare otteniamo

		% $W_{TO}$
$W_{TO}$	764146lb/346611 kg	
$W_E$	359548 lb/163088 kg	47.1
$W_F$	320298 lb/145285 kg	41.9
$W_{PL}$	77900 lb/35335 kg	10.2
$W_{crew}$	2580 lb/1170 kg	0.3
$W_{tfo}$	3821 lb/1733 kg	0.5

**Tabella 14- Pesì caratteristici del velivolo**



**Figura 6- Stima dei Pesì**

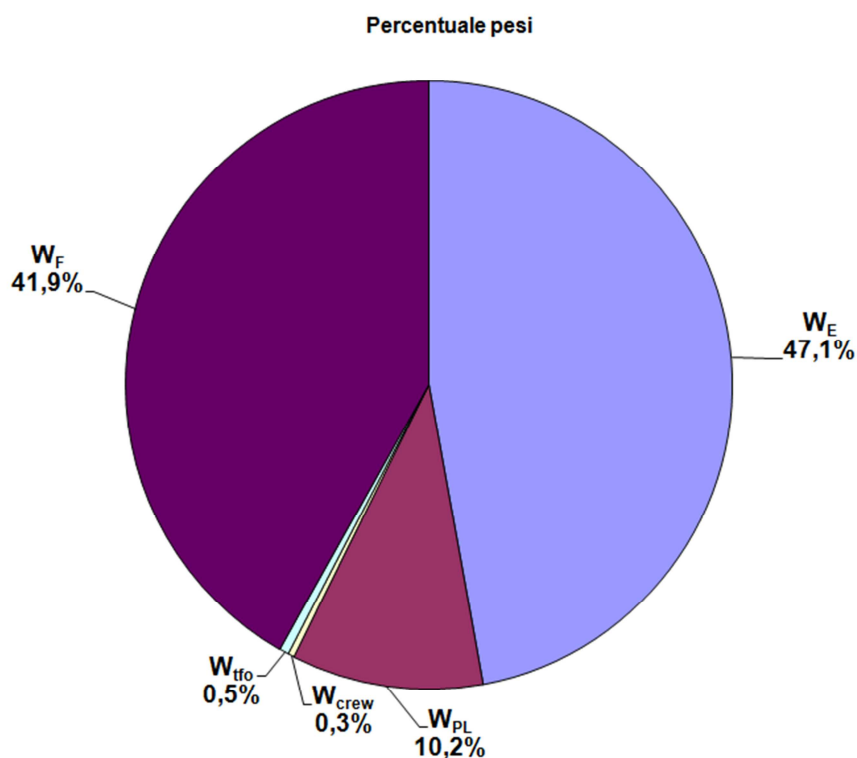


Figura 7- Percentuali dei pesi

Lo stesso esercizio può essere svolto utilizzando il codice ADAS fornito dal Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale dell'Università "Federico II" di Napoli.

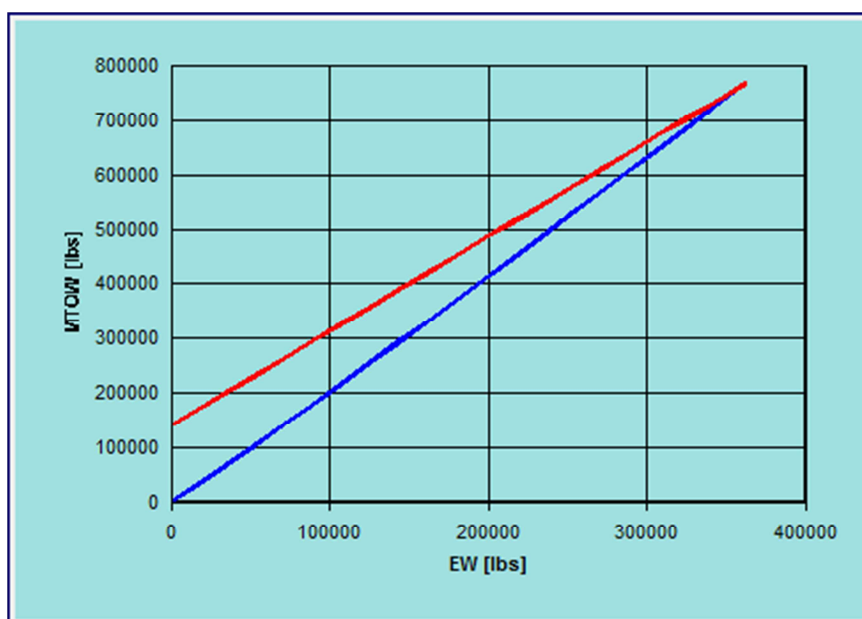
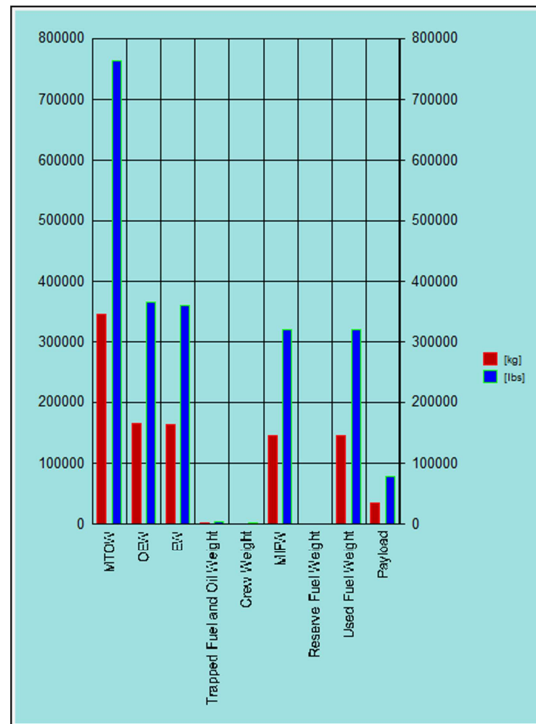


Figura 8- Stima dei pesi (ADAS)





**Figura 9- Istogramma (ADAS)**

## **PUNTO DI PROGETTO**

Determinare il punto di progetto vuol dire assegnare carico alare e rapporto spinta–peso massimi imponendo i seguenti requisiti

- velocità di stallo;
- lunghezza di decollo;
- lunghezza di atterraggio;
- prestazioni di salita;
- velocità di crociera o massima;

in particolare la velocità di stallo è prescritta dalla normativa solo per piccoli velivoli.

## **LUNGHEZZA DI DECOLLO**

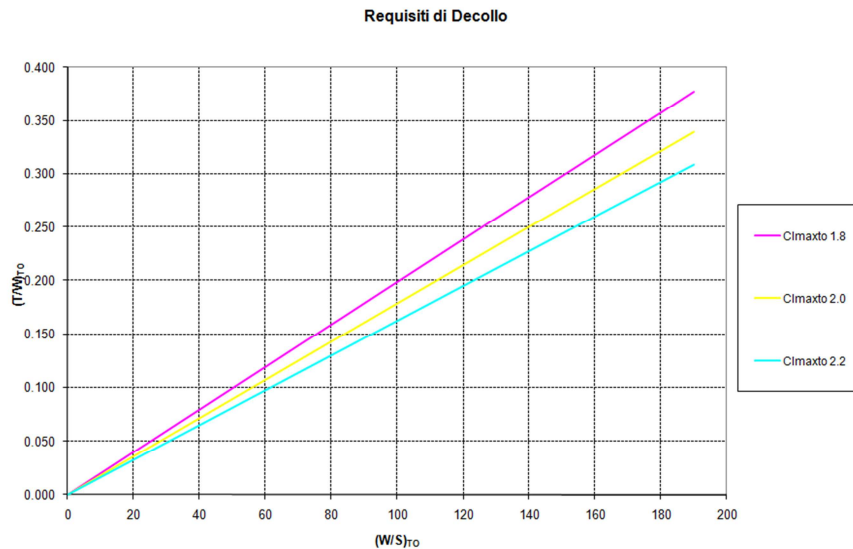
In base alla normativa FAR25, il vincolo in termini di rapporto spinta-peso e carico alare è espresso dalla seguente relazione

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma c_{LmaxTO} \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}} \quad 5)$$

in cui il parametro statistico  $TOP_{25}$  è legato alla distanza di decollo

$$S_{TO \text{ Field Length}} = 37.5 TOP_{25} \quad 6)$$

la quale è nota dalla specifica e vale 10500 ft (3200 m) al livello del mare. Considerando inoltre che, per velivoli da trasporto si ha  $1.6 \leq c_{LmaxTO} \leq 2.2$  otteniamo la seguente figura



**Figura 10- Requisiti di decollo**

## *LUNGHEZZA DI ATTERRAGGIO*

In base alla specifica assumiamo  $W_L = 0.7W_{TO}$  e ricaviamo  $(W/S)_L$  trascurando il contributo dei *thrust reverse*

$$V_{SL} = \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_L \frac{2}{\rho} \frac{1}{c_{LmaxL}}} \quad 7)$$

La velocità di stallo è legata alla velocità di approccio tramite un coefficiente di sicurezza

$$V_A = 1.3V_{SL} \quad 8)$$

e quest'ultima dipende dalla lunghezza di atterraggio

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{Field Length}}{0.3}} \quad 9)$$

Considerando inoltre che, per velivoli da trasporto si ha  $1.8 \leq c_{LmaxL} \leq 2.8$  e assumendo  $S_{Field Length} = 6500 \text{ ft}$  (1980 m), come da specifica, otteniamo

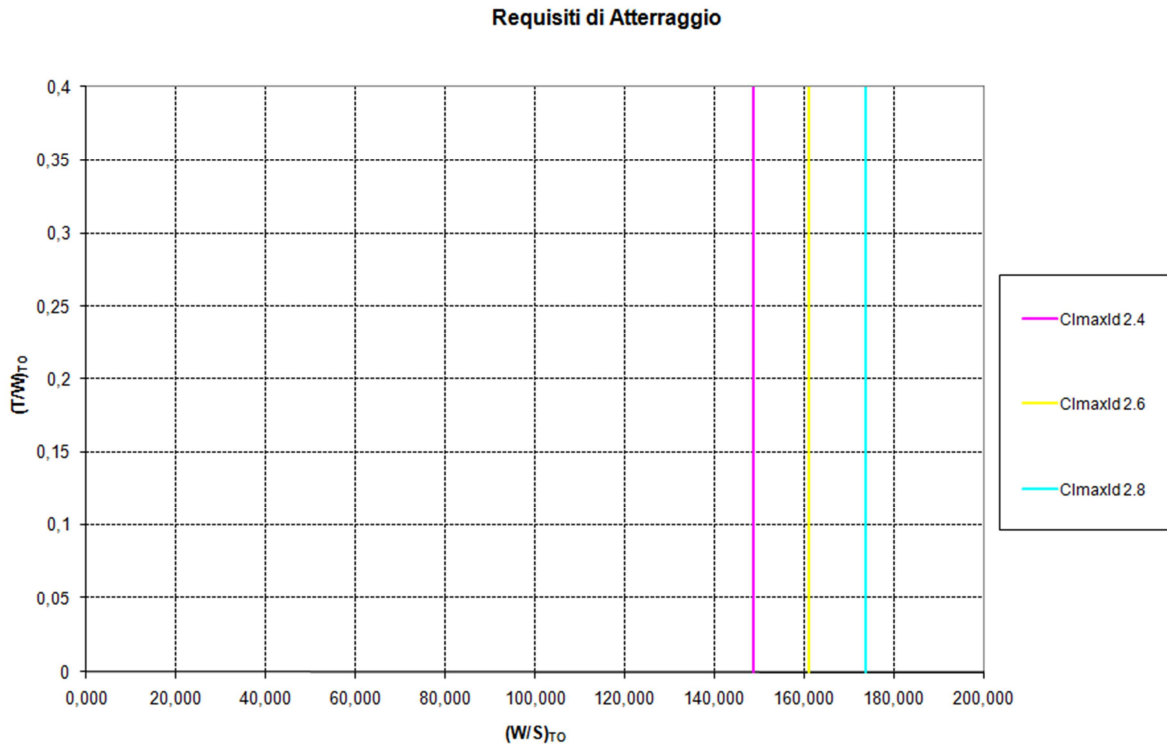


Figura 11- Requisiti di atterraggio

### *PRESTAZIONI DI SALITA*

Per determinare le caratteristiche di salita è necessario tracciare le polari paraboliche del velivolo nelle seguenti configurazioni:

- pulita;

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi A Re} \quad 10)$$

- decollo con carrello retrato;

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D0flapTO} + \frac{c_L^2}{\pi A Re_{TO}} \quad 11)$$

- decollo con carrello estratto;

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D0flapTO} + \Delta c_{D0gear} + \frac{c_L^2}{\pi A Re_{TO}} \quad 12)$$

- atterraggio con carrello retrato;

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D0flapL} + \frac{c_L^2}{\pi A Re_L} \quad 13)$$

- atterraggio con carrello estratto;

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D0flapL} + \Delta c_{D0gear} + \frac{c_L^2}{\pi A Re_L} \quad 14)$$

- avvicinamento alla pista;

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D0flapAvv} + \Delta c_{D0gear} + \frac{c_L^2}{\pi A R e_{Avv}} \quad 15)$$

Per ricavare il coefficiente di resistenza parassita  $c_{D0}$  in configurazione pulita stimiamo l'area bagnata  $S_{wet}$  nel modo seguente

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO} \quad 16)$$

per velivoli da trasporto a getto abbiamo  $c = 0.0199$  e  $d = 0.7531$ ,

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet} \quad 17)$$

dove  $a = -2.5229$  e  $b = 1$  avendo assunto, in base alla categoria del velivolo e alla tecnologia di costruzione,  $c_f = 0.003$

$$c_{D0} = \frac{f}{S} \quad 18)$$

La superficie  $S$  è stata ricavata a partire dal valore del carico alare medio per velivoli della stessa categoria,  $W/S = 146 \text{ lb/ft}^2$  ( $713.1 \text{ kg/m}^2$ ) e dal  $W_{TO} = 764146 \text{ lb}$  ( $346611 \text{ kg}$ ) già calcolato. Otteniamo quindi  $S_{wet} = 28217.7 \text{ ft}^2$ ,  $f = 84.65 \text{ ft}^2$ ,  $S = 5233.88 \text{ ft}^2$  e  $c_{D0} = 0.0162$ . Per l'allungamento alare usiamo  $AR = 8.24$  ricavato ancora dalla media per velivoli simili.

Il fattore di Oswald in configurazione pulita è stato assunto pari a 0.8.

Gli incrementi di resistenza parassita e le diminuzioni del fattore di Oswald nelle prime cinque configurazioni sono determinati in base a dati statistici mentre per l'approccio si è ritenuto opportuno considerare una deflessione dei flap intermedia tra decollo e atterraggio

$\Delta c_{D0flapTO}$	$\Delta c_{D0flapL}$	$\Delta c_{D0flapAvv}$	$\Delta c_{D0gear}$	$\Delta e_{TO}$	$\Delta e_L = \Delta e_{Avv}$
0.015	0.075	0.045	0.020	-0.05	-0.10

**Tabella 15- Variazioni del  $c_{D0}$  e di  $e$**

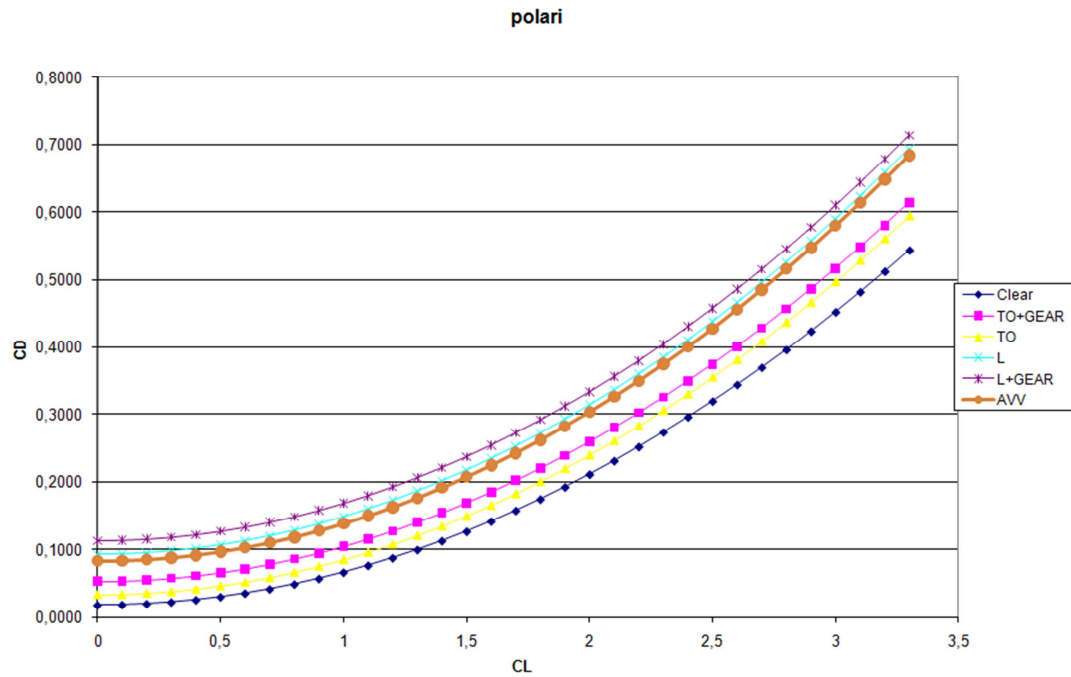


Figura 12- Polari paraboliche

### Requisiti di salita

La normativa relaziona la velocità di salita, per ogni configurazione, alla velocità di stallo, da questo vincolo possiamo ricavare il  $c_L$  e, attraverso la polare, il  $c_D$ . Nota l'efficienza ricaviamo

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cnd} = CGR + \frac{1}{L/D} \quad 19)$$

in quanto CGR è imposto dalla normativa. Assumiamo inoltre

$$T_{\max\_cont}/T_{TO} = 0.94 \quad T_{TO}(50^\circ F)/T_{TO}(ISA) = 0.8$$

FAR25.111 – Tratto iniziale di salita			CGR <sub>min</sub> = 0.0120	
Flap <sub>TO</sub>	Gear Up	V = 1.2 V <sub>STO</sub>	T = T <sub>TO</sub>	OEI
		c <sub>LmaxTO</sub>		
		1.8	2.0	2.2
c <sub>L</sub>		1.250	1.389	1.528
c <sub>D</sub>		0.112	0.131	0.151
L/D		11.195	10.640	10.091
(T/W) <sub>cnd</sub>		0.101	0.106	0.111
(T/W) <sub>TO</sub> (ISA cnd)		0.253	0.265	0.278

Tabella 16- Tratto iniziale di salita

FAR25.121 – <u>Transizione di salita</u>			CGR <sub>min</sub> = 0.000	
Flap <sub>TO</sub>	Gear Down	V = 1.1 V <sub>STO</sub>	T = T <sub>TO</sub>	OEI
	C <sub>LmaxTO</sub>			
	1.8	2.0	2.2	
c <sub>L</sub>	1.488	1.653	1.818	
c <sub>D</sub>	0.165	0.192	0.221	
L/D	9.007	8.614	8.211	
(T/W) <sub>cnd</sub>	0.111	0.116	0.122	
(T/W) <sub>TO</sub> (ISA cnd)	0.278	0.290	0.304	

Tabella 17- Transizione di salita

FAR25.121 – <u>Secondo tratto di salita</u>			CGR <sub>min</sub> = 0.0240	
Flap <sub>TO</sub>	Gear Up	V = 1.2 V <sub>STO</sub>	T = T <sub>TO</sub>	OEI
	C <sub>LmaxTO</sub>			
	1.8	2.0	2.2	
c <sub>L</sub>	1.250	1.389	1.528	
c <sub>D</sub>	0.112	0.131	0.151	
L/D	11.195	10.640	10.091	
(T/W) <sub>cnd</sub>	0.113	0.118	0.123	
(T/W) <sub>TO</sub> (ISA cnd)	0.283	0.295	0.308	

Tabella 17- Secondo tratto di salita

FAR25.121 – <u>Salita in rotta</u>			CGR <sub>min</sub> = 0.0120	
Clean	Gear Up	V = 1.25 V <sub>S</sub>	T = T <sub>max_cont</sub>	OEI
	C <sub>LmaxClean</sub>			
	1.5	1.6	1.7	
c <sub>L</sub>	0.960	1.024	1.088	
c <sub>D</sub>	0.061	0.067	0.073	
L/D	15.822	15.328	14.836	
(T/W) <sub>cnd</sub>	0.075	0.077	0.079	
(T/W) <sub>TO</sub> (ISA cnd)	0.200	0.205	0.211	

Tabella 18- Salita in rotta

FAR25.119 – Atterraggio abortito			CGR <sub>min</sub> = 0.0320		
Flap L	Gear Down	V = 1.3 V <sub>SL</sub>	T = T <sub>TO</sub>	W=W <sub>maxL</sub>	AEO
	C <sub>LmaxL</sub>				
	2.4	2.6	2.8		
c <sub>L</sub>	1.420	1.538	1.657		
c <sub>D</sub>	0.222	0.242	0.263		
L/D	6.383	6.363	6.308		
(T/W) <sub>cnd</sub>	0.189	0.189	0.191		
(T/W) <sub>TO</sub> (ISA cnd)	0.165	0.166	0.167		

Tabella 19- Atterraggio abortito AEO

FAR25.121 – Atterraggio abortito			CGR <sub>min</sub> = 0.0210		
Flap Avv	Gear Down	V = 1.5 V <sub>SAvv</sub>	T = T <sub>TO</sub>	W=W <sub>maxL</sub>	OEI
	C <sub>LmaxAvv</sub>				
	2.1	2.3	2.5		
c <sub>L</sub>	0.933	1.022	1.111		
c <sub>D</sub>	0.129	0.139	0.149		
L/D	7.221	7.363	7.442		
(T/W) <sub>cnd</sub>	0.159	0.157	0.155		
(T/W) <sub>TO</sub> (ISA cnd)	0.279	0.274	0.272		

Tabella 20- Atterraggio abortito OEI

In base ai dati delle tabelle precedenti ricaviamo

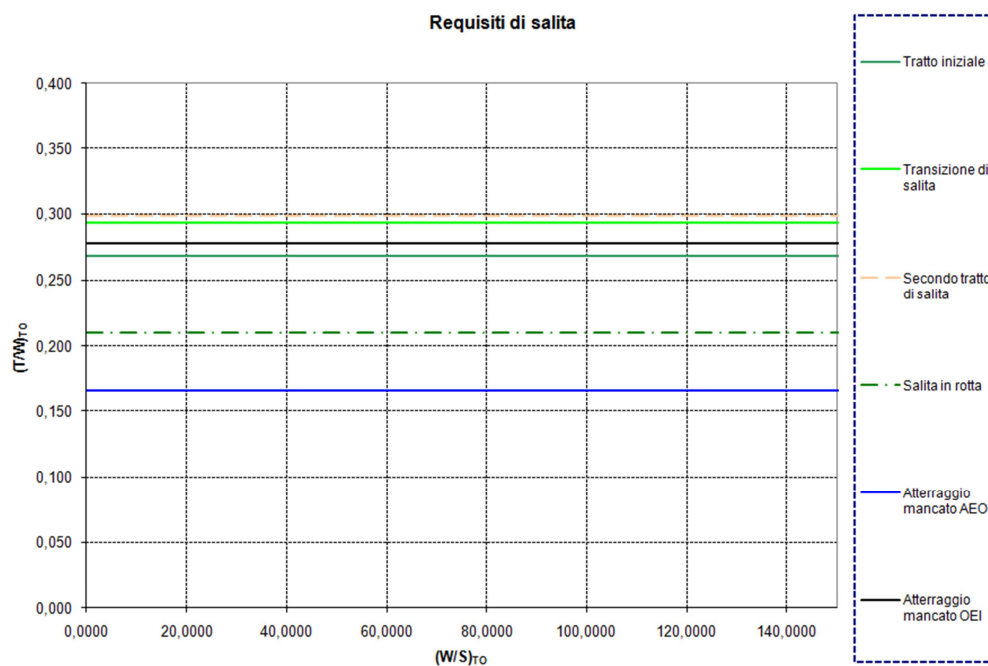


Figura 13- Requisiti di salita

## VELOCITA' DI CROCIERA

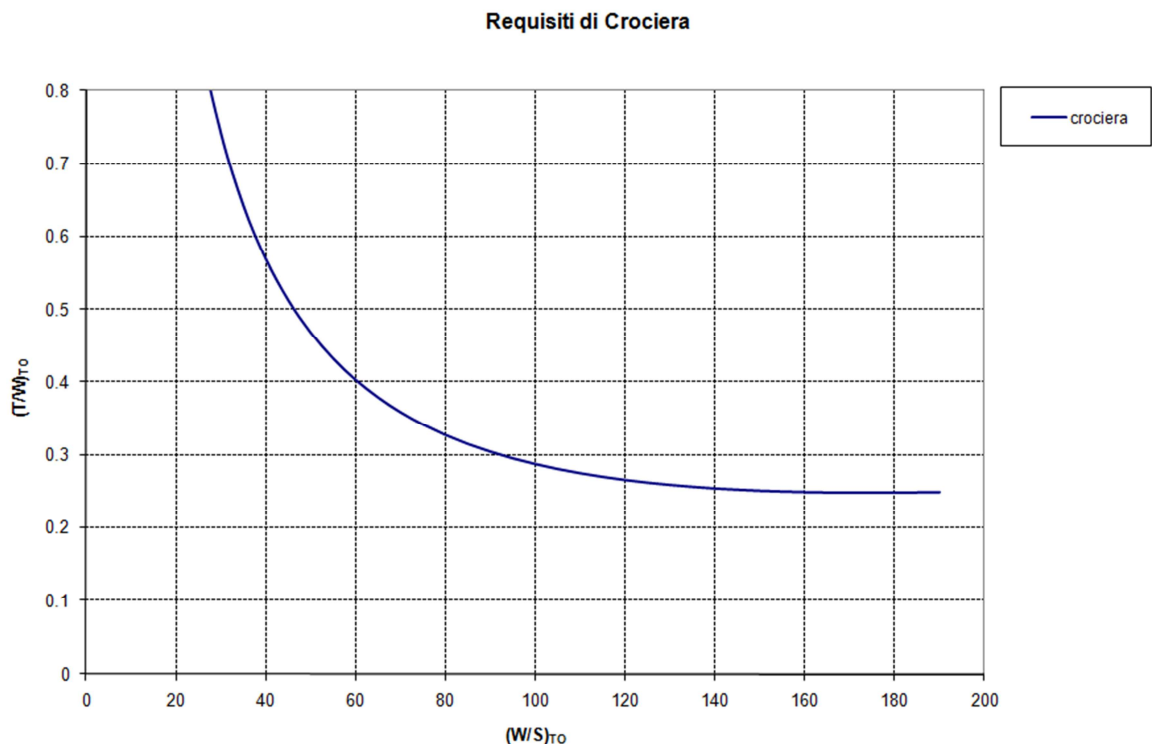
Le condizioni fin qui considerate sono dettate dalle norme mentre il requisito di velocità di crociera è dettato solo dalla specifica nella quale è indicato  $M = 0.84$  e quota = 35000 ft. L'espressione da utilizzare è ricavata a partire dalle equazioni di equilibrio per il volo orizzontale

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[ c_{D0} q \left(\frac{S}{W_{TO}}\right) \left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right) + \frac{1}{q \pi A R e} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) \right] \left(\frac{T_{TO}}{T_{cond}}\right) \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) \quad 20)$$

in cui compare la pressione dinamica  $q$ . Inoltre sono state fatte le seguenti assunzioni

$$T_{cond}/T_{TO} = 0.8 \sigma \varphi \quad W_{cond}/W_{TO} = 0.9$$

$\sigma$  è il rapporto fra la densità in quota e la densità al livello del mare,  $\varphi$  è il grado di ammissione.



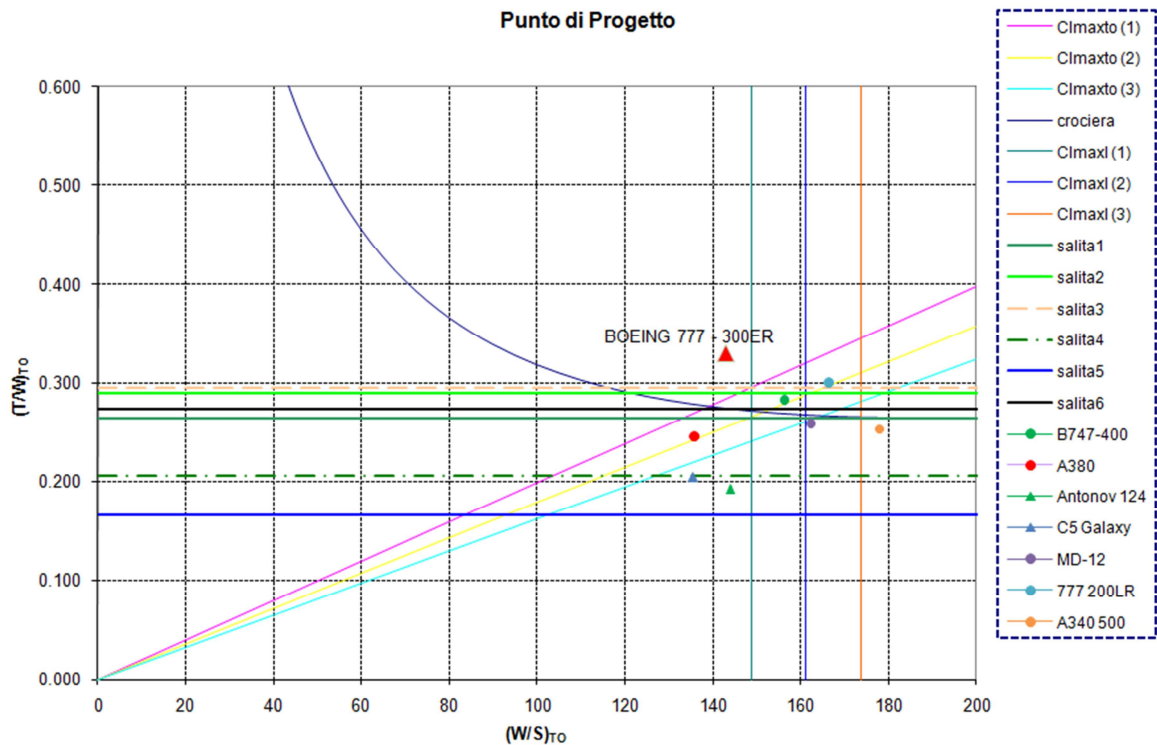
**Figura 14- Requisiti di crociera**



## SCELTA DEL PUNTO DI PROGETTO

I criteri alla base della scelta del punto di progetto si possono riassumere nei due seguenti punti:

1. realizzare una superficie alare che sia la più piccola possibile e quindi un elevato carico alare;
2. avere il più basso rapporto spinta-peso al decollo;



**Figura 15- Scelta del punto di progetto**

$(W/S)_{TO}$	142 lb/ft <sup>2</sup> 692.96 kg/m <sup>2</sup>
$(T/W)_{TO}$	0.33
$W_{TO}$	764146 lb 346611 kg
$T_{TO}$	252168 lb 114381 kg
AR	8.24
S	5381 ft <sup>2</sup> 499.9 m <sup>2</sup>
b	210.58 ft 64.18 m

**Tabella 21- Risultati finali**

Tramite il codice ADAS è stato ricavato che

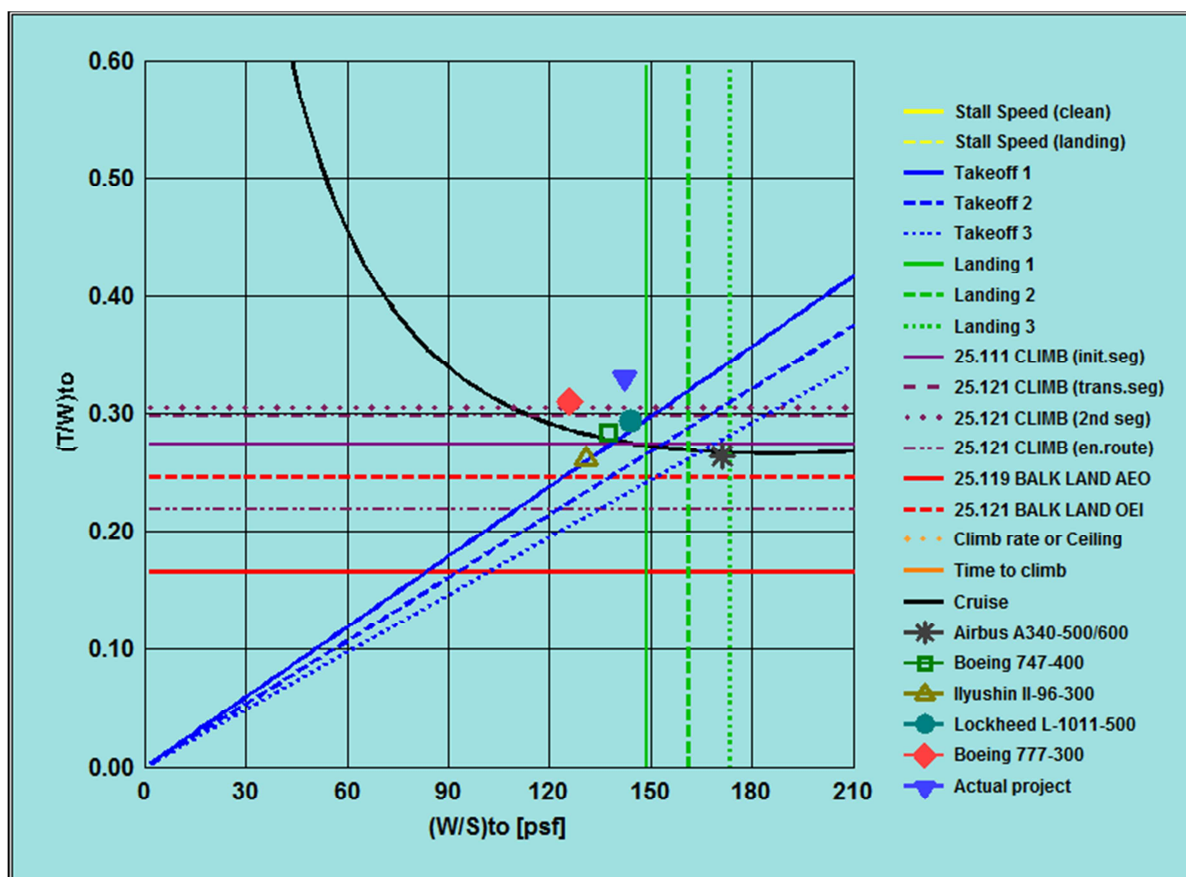


Figura 16- Scelta del punto di progetto (ADAS)

## PROGETTO DELL'ALA

### CONFIGURAZIONE

La configurazione tipica per velivoli a getto è ad ala bassa con motorizzazione sub-alare. L'ala bassa fa in modo che il velivolo non sia eccessivamente stabile longitudinalmente; poiché il sidewash è favorevole permette di realizzare un impennaggio verticale più piccolo. La motorizzazione sub-alare è scelta perché permette di scaricare l'ala a flessione, facilita il collegamento fra serbatoio e motore, la manutenzione risulta più semplice. Volendo realizzare un nuovo velivolo realizzando uno *stretching* di un aereo già esistente, se quest'ultimo ha motorizzazione sub-alare, aggiungendo una parte avanti all'ala e una dietro l'ala non si incrementa il contributo instabilizzante della fusoliera e non si provoca lo spostamento del baricentro.

### SUPERFICIE

Il valore della superficie è stato determinato quando si è scelto il punto di progetto ed è pari a  $5381 \text{ ft}^2/499.9 \text{ m}^2$ . La configurazione è di tipo cranked, in modo da avere corde alla sezione di radice più grandi quindi uno spessore percentuale minore e quindi innalzare il numero di Mach critico. La sezione dov'è posto il crank è  $y/(b/2) = 0.3$ .

### ALLUNGAMENTO ALARE

Per i velivoli a getto la minimizzazione della resistenza indotta non è un requisito stringente perché volano ad assetti veloci (poco cabrati sulla polare parabolica) perciò essi non presentano allungamenti elevati. La scelta dell'allungamento è inoltre condizionata oltre che dalle prestazioni, come abbiamo visto nel punto di progetto, anche dall'esigenza di contenere il carburante (motorizzazione sub-alare), dal peso dell'ala (a parità di superficie ali più allungate sono più pesanti), dal costo ecc. Abbiamo quindi scelto  $AR = 8.24$  cioè il valore medio considerando velivoli simili.

### ANGOLO DI FRECCIA

L'angolo di freccia permette di poter raggiungere velocità più elevate perché innalza il numero di Mach critico e quindi il numero di Mach di divergenza della resistenza

$$M_{cr\_swept} = M_{cr\_unswept} / \cos \Lambda_{LE}$$

$$M_{div} = M_{cr\_swept} [1.02 + 0.08(1 - \cos \Lambda_{LE})] \quad 21)$$

La freccia positiva rende inoltre l'ala più stabile in presenza di raffiche laterali ma presenta alcuni svantaggi: riduzione della portanza (penalizzante per le prestazioni di decollo e atterraggio dov'è richiesto elevato  $c_{Lmax}$ ), incremento di carico alle estremità che determina l'insorgere dello stallo alle estremità e un maggiore peso, difficoltà ad alloggiare i carrelli. In un'analisi più approfondita, bisogna tener presente che a causa del raddrizzamento delle linee di corrente alle sezioni di radice e alle estremità il  $M_{cr}$  non aumenta di un fattore pari a  $\cos \Lambda_{LE}$  ma di  $\sqrt{\cos \Lambda_{LE}}$ . Esistono opportune soluzioni correttive per contrastare questi effetti. Si è assunto un valore medio per l'angolo di freccia, pari a  $33^\circ$ .

### ***RAPPORTO DI RASTREMAZIONE***

Il rapporto di rastremazione è il principale parametro di progetto per controllare la distribuzione di portanza lungo l'apertura. Esso permette di abbassare il momento flettente alla radice e di avere un'ala più leggera. Opportuni valori del rapporto di rastremazione ( $\lambda = 0.4$ ) permettono di minimizzare il contributo di resistenza dovuto alla non ellitticità del carico (anche se questo contributo è comunque molto piccolo anche per ali non rastremate). Tra gli svantaggi introdotti dalla rastremazione abbiamo la riduzione del numero di Reynolds sui profili d'estremità e quindi  $c_{Lmax}$  minori (insorgenza dello stallo alle estremità) e la maggiore complessità costruttiva.

Si è assunto  $\lambda = 0.2$ , il valore medio per la categoria, coerente con un angolo di freccia di  $33^\circ$ .

### ***SVERGOLAMENTO***

Per contrastare l'insorgenza dello stallo alle estremità dovuto all'angolo di freccia positivo e alla rastremazione è necessario adottare un opportuno svergolamento ruotando i profili di estremità a picchiare (washout) in modo che essi vedano un minore angolo d'attacco.

Assumiamo un valore di  $\epsilon_{tip} = -5^\circ$ .

### ***CALETTAMENTO DELL'ALA***

L'angolo di calettamento ( $i_w$ ) è l'angolo che la corda di radice forma rispetto ad un piano di riferimento longitudinale della fusoliera (il piano del pavimento di fusoliera). Questo angolo è scelto in modo tale che quando l'ala è all'angolo di incidenza richiesto dal  $c_L$  di progetto, la fusoliera è in piano. Durante la crociera la fusoliera può essere tenuta leggermente a cabrare per fornire un contributo alla generazione della portanza.

Assumiamo un valore di  $i_w = 2^\circ$ .

## *ANGOLO DIEDRO*

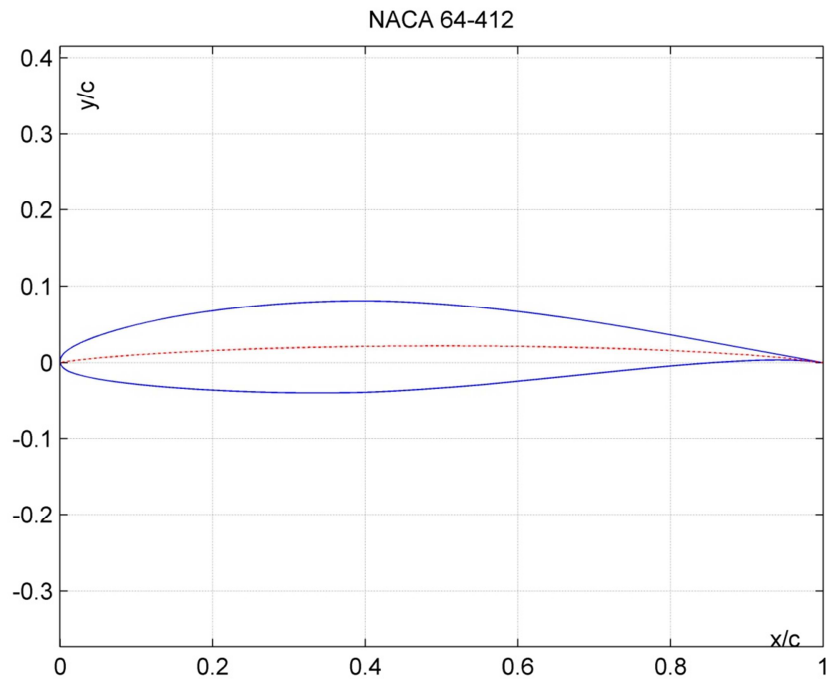
L'angolo diedro positivo, nel caso di velivoli ad ala bassa, serve a garantire una distanza minima dei motori dal suolo e inoltre ha un effetto stabilizzante in presenza di perturbazioni laterali (effetto diedro). La configurazione ad ala bassa è caratterizzata da un diedro negativo "intrinseco" che è necessario bilanciare per cui il valore assunto è pari a  $\Gamma = 5^\circ$ .

## *SCELTA DEL PROFILO*

- Consideriamo un profilo di tipo laminare e assumiamo che il velivolo voli in crociera nel punto di massima autonomia kilometrica che, per velivoli a getto, corrisponde al punto A della polare parabolica nel quale abbiamo che  $c_L$  è circa 0.4 che sarà quindi il nostro  $c_L$  di centro sacca. Più approfonditamente, considerando l'elevata quota, potrebbe accadere che il numero di Mach nel punto A superi il valore di divergenza della resistenza ed è quindi conveniente volare ad assetti prossimi al punto E ma d'altra parte, considerando che l'efficienza per alti numeri di Mach si riduce si ha che il punto E valutato sulla polare comprimibile si avvicina al punto A della polare incomprimibile.
- La semiestensione della sacca è 0.1 in modo da coprire il range di  $c_L$  di crociera (0.3-0.5).
- La scelta dello spessore nasce da un compromesso fra l'esigenza aerodinamica di tenere bassa la resistenza (che impone di avere spessori sottili in modo da innalzare il numero di Mach critico e quindi il numero di Mach di divergenza della resistenza) e la necessità strutturale di avere un'opportuna rigidità flessionale (centrifugando le solette con un profilo spesso). Utilizzando profili spessi si ha inoltre la possibilità di imbarcare più combustibile (motorizzazione subalare) ottenendo un alleggerimento dell'ala. Per la categoria dei velivoli a getto, per il profilo alla radice, lo spessore è dell'ordine di 12%-10% e per il profilo all'estremità è 8%-10%.
- Un raggio del bordo d'attacco grande fornisce  $c_{Lmax}$  e angolo di stallo più elevati, scegliamo quindi  $dy/c = 2.4$ .

Realizzeremo un'analisi aerodinamica dell'ala semplificata sia tramite un metodo semiempirico sia attraverso il metodo di Weissinger utilizzando ADAS. In particolare, per il dimensionamento usiamo il modulo *Easy Wing Creator* che assume le grandezze aerodinamiche costanti lungo l'apertura alare.

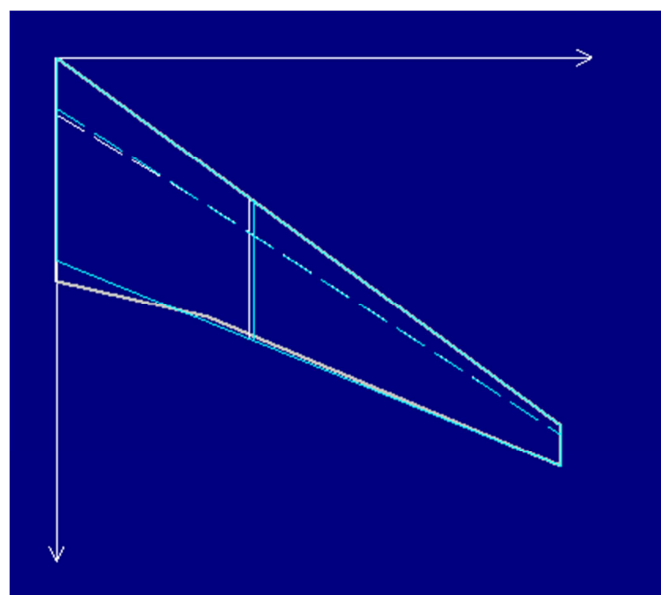
Il profilo scelto è quindi NACA 64-412.



**Figura 17- Profilo NACA 64-412**

### *ANALISI AERODINAMICA DELL'ALA: METODO SEMIEMPIRICO*

Per definire il coefficiente di portanza dell'ala usiamo una superficie alare trapezoidale di riferimento (ala equivalente) che ha la stessa superficie, lo stesso allungamento e la stessa apertura dell'ala cranked.



**Figura 18- Ala equivalente(ADAS)**

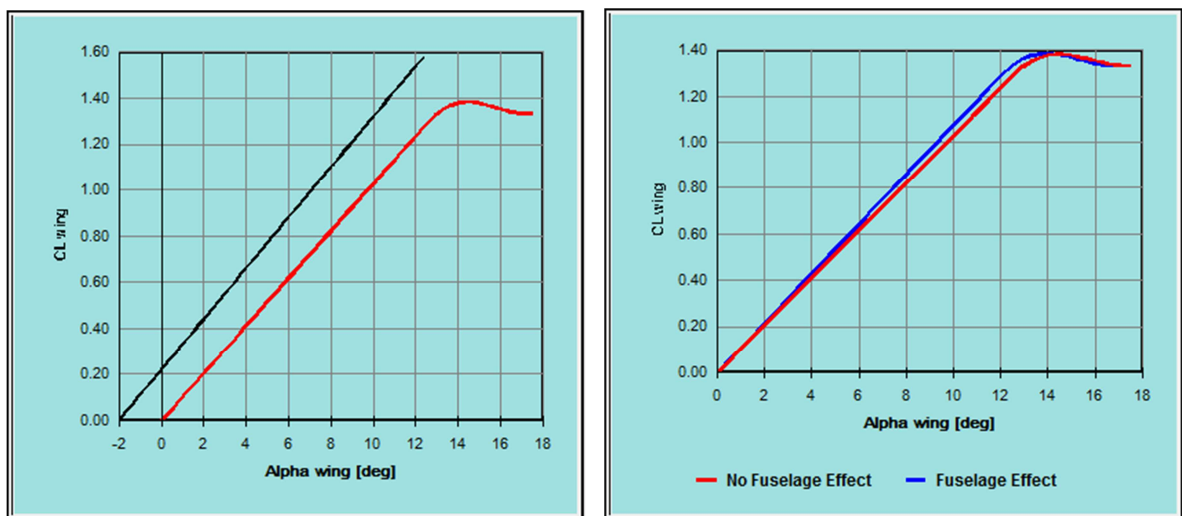
Per questa superficie il codice calcola tutti i parametri aerodinamici di interesse come visibile dalla tabella seguente

Wing Area	499.9 m <sup>2</sup> /5378.92ft <sup>2</sup>	Sweep Angle [0.25c]	33.0°
Aspect Ratio	8.24	Sweep Angle [LE]	36.1°
Wing Span	64 m/209.92ft <sup>2</sup>	M.G.C.	7.79 m/25.55ft
Root Chord	12.98 m/42.57ft	M.A.C.	8.93 m/29.29ft
Tip Chord	2.60 m/8.53ft	Xmac	9.14 m/29.98ft
Taper Ratio	0.20	Ymac	12.51 m/41.03ft
Twist	-5.3°	y/(b/2) mac	0.390

**Tabella 22- Caratteristiche dell'ala equivalente**

Supponendo di voler analizzare la condizione di crociera inseriamo in input i seguenti valori:  $M = 0.84$  e quota = 10668 m.

Nel primo grafico a sinistra, vediamo diagrammato il coefficiente di portanza del profilo medio (linea nera) e il coefficiente di portanza dell'ala (linea rossa). Per valutare l'effetto della fusoliera abbiamo inserito in input il rapporto fra diametro della fusoliera e apertura alare  $d/b = 0.1$ . Per il  $c_{L\alpha}$  abbiamo scelto la correzione di Anderson Subsonic Swept Compressible.



**Figure 19 e 20- Curva  $C_{L_{wing}}-\alpha$ (ADAS)**

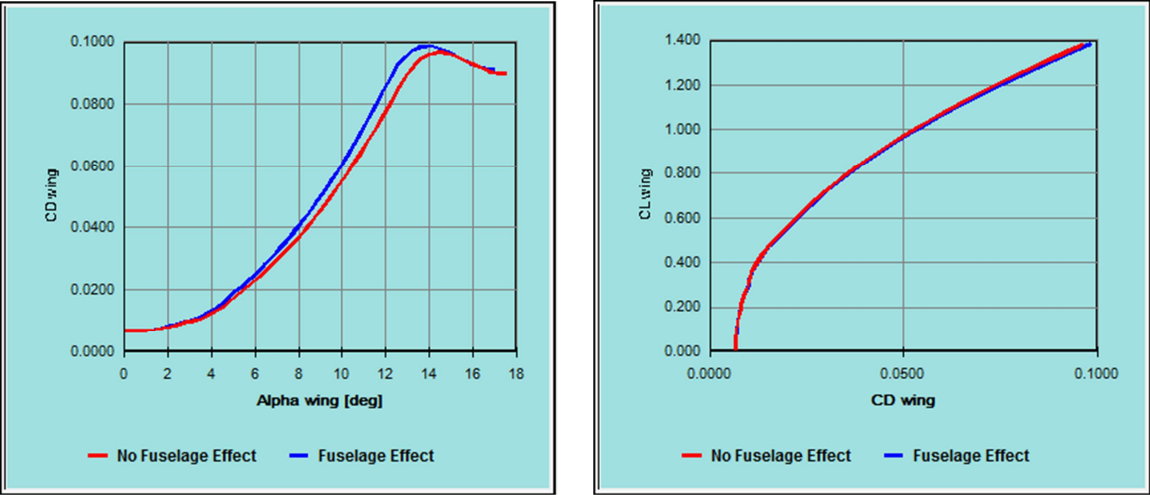


Figure 21 e 22- Curve  $C_{D\text{wing}}-\alpha$ ,  $C_{L\text{wing}}-C_{D\text{wing}}$  (ADAS)

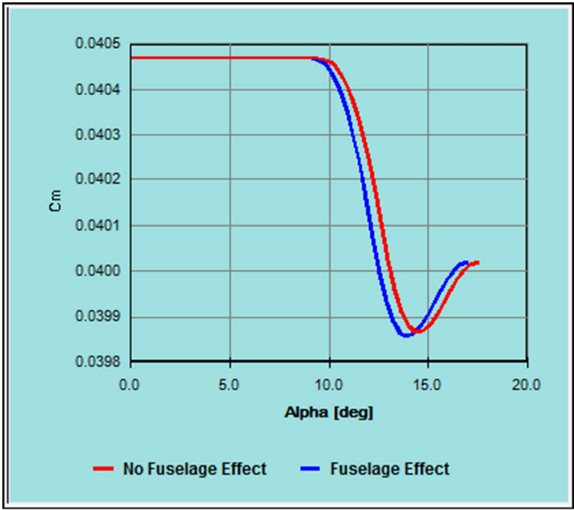


Figura 23- Curva  $C_m-\alpha$  (ADAS)



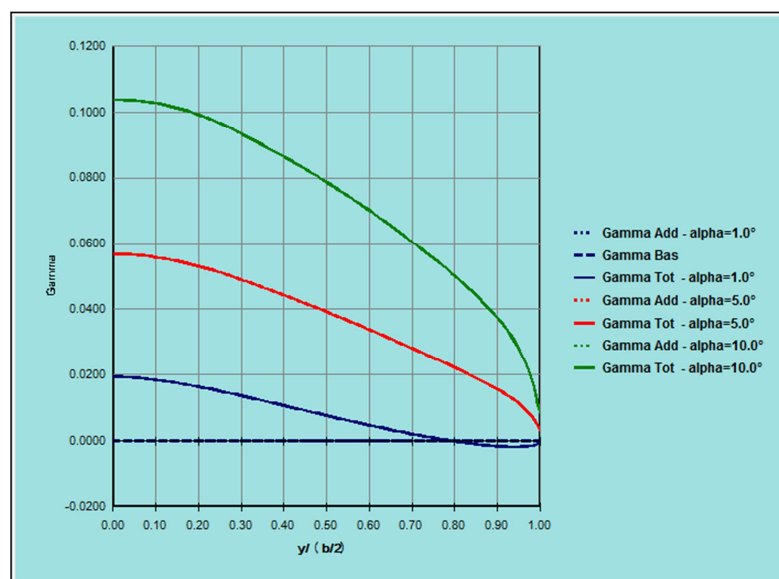
Senza effetto fusoliera		Con effetto fusoliera	
$c_{Lwing}^*$	1.30	s factor	0.978
$c_{Lmaxwing}$	1.33		
$c_{Lwing} [1/^\circ]$	0.103	$c_{Lwing} [1/^\circ]$	0.108
$\alpha_{zl} [^\circ]$	0.0		
$\alpha_{wing}^* [^\circ]$	12.6	$\alpha_{wing}^* [^\circ]$	12.1
$\alpha_{cLmax} [^\circ]$	17.5	$\alpha_{cLmax} [^\circ]$	16.9
$c_{mACwing}$	0.0405	u factor ( $\Lambda=0$ )	0.974
		u factor ( $\Lambda$ )	0.989

**Tabella 23- Risultati aerodinamici stimati con il metodo semiempirico**

In tabella è riportato il fattore di correzione del  $c_{Lwing}$  (s factor) per tener conto della parte di ala inglobata nella fusoliera.

### *ANALISI AERODINAMICA DELL'ALA: METODO DI WEISSINGER*

Tramite il modulo *Wing Analysis* stimiamo le prestazioni dell'ala selezionando il metodo di Weissinger perché l'ala è a freccia.



**Figura 24- Curve gamma- $y/(b/2)$  per  $\alpha=1^\circ/5^\circ/10^\circ$  (ADAS)**

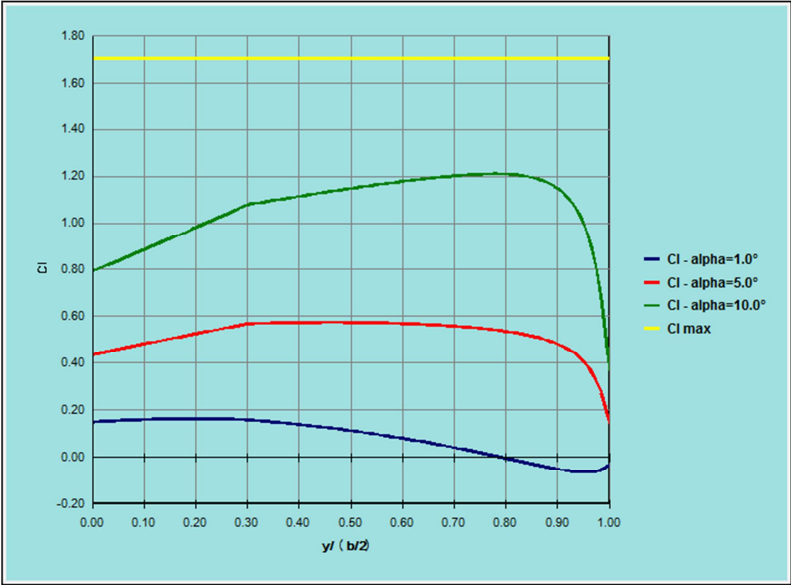


Figura 25- Curve  $c_l$ - $y/(b/2)$  per  $\alpha=1^\circ/5^\circ/10^\circ$  (ADAS)

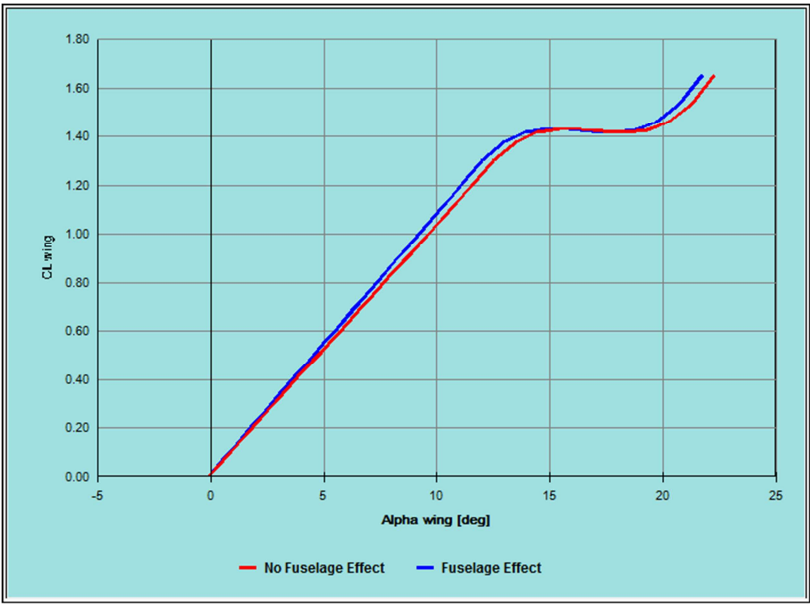


Figura 26- Curva  $c_{L_{wing}}-\alpha_{wing}$  (ADAS)

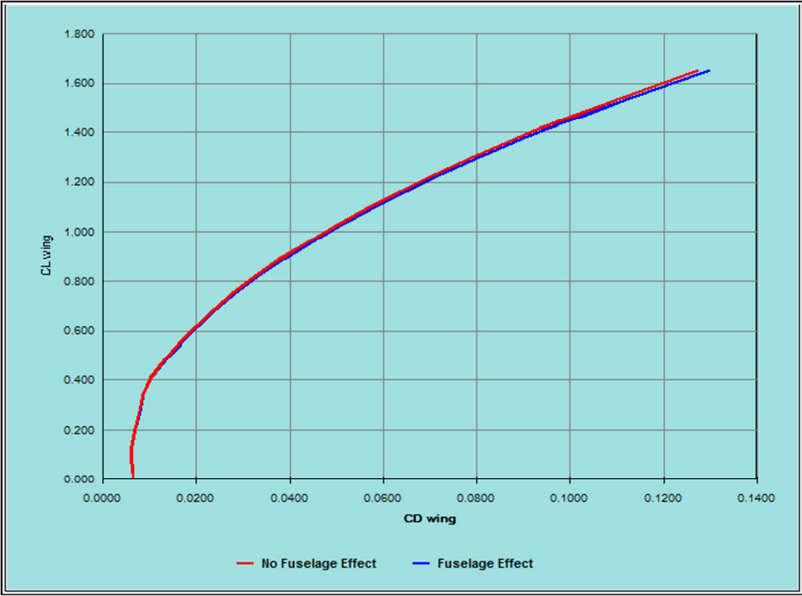


Figura 27- Curva  $c_{L_{wing}}-c_{D_{wing}}$  (ADAS)

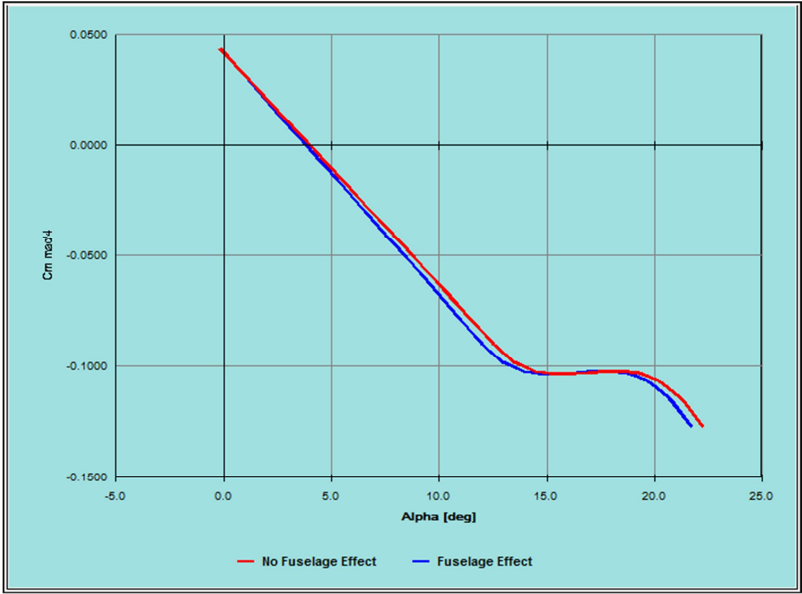
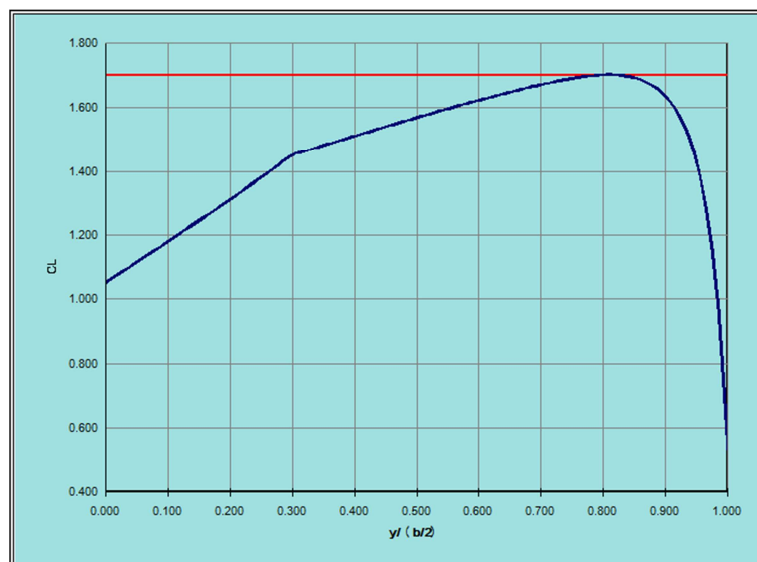


Figura 28- Curva  $c_{mc/4}-\alpha$ (ADAS)



**Figura 29- Curva  $c_l$ -  $y/(b/2)$ (ADAS)**

In relazione a quest'ultimo grafico, ritenendo le grandezze aerodinamiche costanti lungo l'apertura stiamo trascurando la diminuzione del  $c_{L_{max}}$  conseguente alla rastremazione dell'ala.

Wing Span	64.18 m/210.51ft	M.A.C.	9.14 m/29.98ft
Wing Area	499.90 m <sup>2</sup> /5378.92ft <sup>2</sup>	M.G.C.	7.79 m/25.55ft
X <sub>mac</sub>	8.92 m/29.26ft	Y <sub>mac</sub>	12.21 m/40.05ft
X <sub>ac</sub>	12.14 m/39.82ft	Y <sub>ac</sub>	13.68 m/44.87ft
X <sub>ac</sub> [%]	0.352	Y <sub>ac</sub> /(b/2)	0.426
Wing Alpha Zero Lift [°]	-0.1	$c_{L\alpha}$ [1/°]	0.103

**Tabella 24- Caratteristiche dell'ala calcolate col metodo di Weissinger**

## PROGETTO DELLA FUSOLIERA

Per il progetto della fusoliera si è tenuto conto essenzialmente della quantità e del comfort dei passeggeri, unito alla minimizzazione della resistenza e dei carichi strutturali.

I dati utilizzati per il progetto della fusoliera sono riassunti nella tabella seguente.

Number of Seats	380
Deck Layout	343
Seat Width	55 cm/21.65 in
Seat Height	100 cm/39.37 in
Seat Depth	60 cm/23.62 in
Seat Pitch	90 cm/35.43 in
Aisle Width	50 cm/19.69 in
Aisle Height	290 cm/114.17 in
Aft Space	150 cm/59.06 in
Fwd Space	150 cm/59.06 in
Cargo Cabin Height	284 cm/111.81 in

**Tabella 25- Geometria interna della fusoliera**

Le dimensioni della cabina sono le seguenti

Cabin Length	37.2 m/122.02 ft
Cabin Width	6.8 m/22.30 ft
Cabin Height	5.74 m/18.83 ft

**Tabella 26- Dimensioni della cabina**

Si è scelta una sezione trasversale quasi circolare in modo da poter resistere meglio ai carichi di pressurizzazione ed evitare spigoli che possono causare separazioni anche a piccoli angoli d'attacco o di derapata.

Il progetto delle sezioni di prua e di coda risulta da un compromesso tra:

- capacità volumetrica (equipaggio, carrello di prua, sistemi)
- prestazioni (possibilità di rotazione del velivolo, dimensioni della coda, problemi di visibilità)
- progetto aerodinamico (evitare onde d'urto e separazione del flusso)
- progetto strutturale (pressurizzazione)

In base a questi criteri si è scelto di utilizzare rapporto di snellezza di prua = 2 e rapporto di snellezza in coda = 2.1. In particolare il primo valore è stato ricavato supponendo che il numero di Mach di divergenza della resistenza sia 0.88 mentre il secondo corrisponde alla

forma del bordo d'uscita che minimizza la somma di resistenza d'attrito e resistenza di pressione.

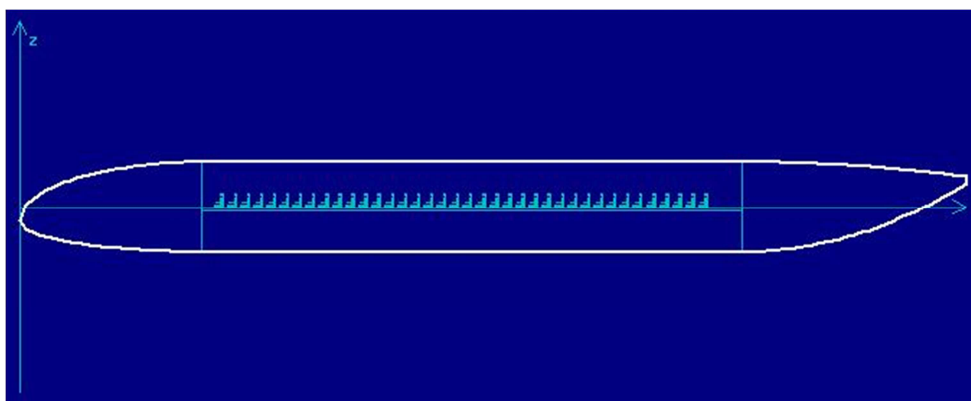
Per l'angolo di *upsweep* è stato assunto un valore pari a  $15^\circ$ , comune per la tipologia di velivoli da trasporto a getto *long-range* senza portellone posteriore, tale da evitare lo strisciamento della coda a forti assetti (decollo e atterraggio).

Le caratteristiche della fusoliera sono quindi

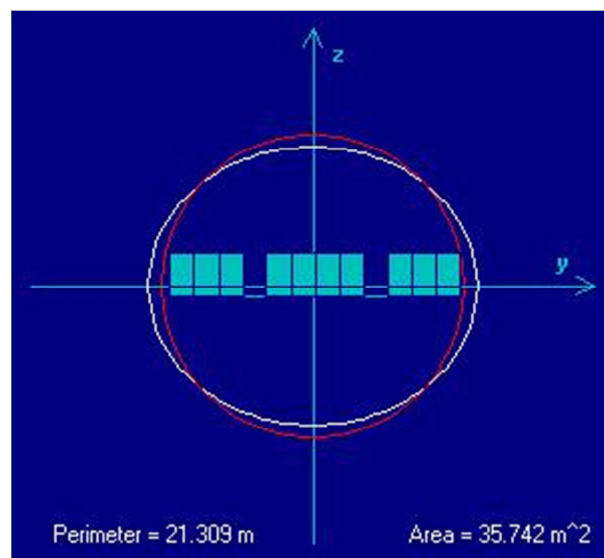
Fuselage Length	68.779 m/ 225.60ft
Fuselage Maximum Height	6.199 m/20.33 ft
Fuselage Maximum Width	7.344 m/24.09 ft
Fuselage Wetted Area	1289.730 m <sup>2</sup> / 13877.49ft <sup>2</sup>
Fuselage Planform Area	444.228 m <sup>2</sup> / 4779.89ft <sup>2</sup>
Equivalent Diameter	6.746 m/22.13 ft
Fineness ratio l/d	10.195

**Tabella 27 Caratteristiche della fusoliera**

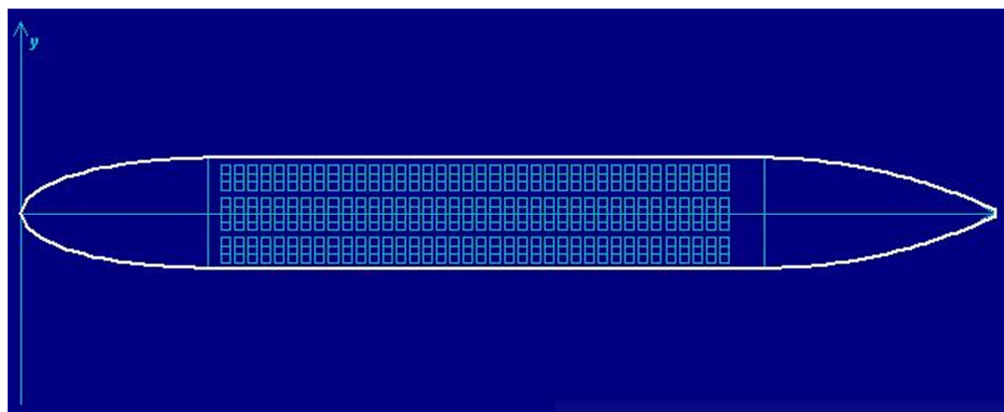
Fornendo in input i dati elencati tramite il codice ADAS sono state ricavate le seguenti figure



**Figura 30- Fusoliera vista laterale (ADAS)**



**Figura 31- Fusoliera vista frontale (ADAS)**



**Figura 32- Fusoliera vista dall'alto(ADAS)**

## ANALISI AERODINAMICA DELLA FUSOLIERA

Per l'analisi aerodinamica della fusoliera il codice ADAS utilizza il metodo delle strisce (metodo di Munk-Multhopp) per il quale sono stati forniti i seguenti dati in input

$$\alpha_{z1} = -0.1^\circ \quad i_w = 2^\circ \quad c_{L\text{wing}} = 0.08 \quad M = 0.84 \quad \text{quota} = 10668 \text{ m}$$

abbiamo scelto di utilizzare la larghezza equivalente  $w_f$  ed inoltre abbiamo suddiviso la parte di ala in 5 tronchi, la parte anteriore in 8 tronchi e la parte posteriore in 10 tronchi. Il downwash è stimato dal codice attraverso degli appositi grafici  $d\varepsilon/d\alpha = 0.303$ .

I risultati sono i seguenti

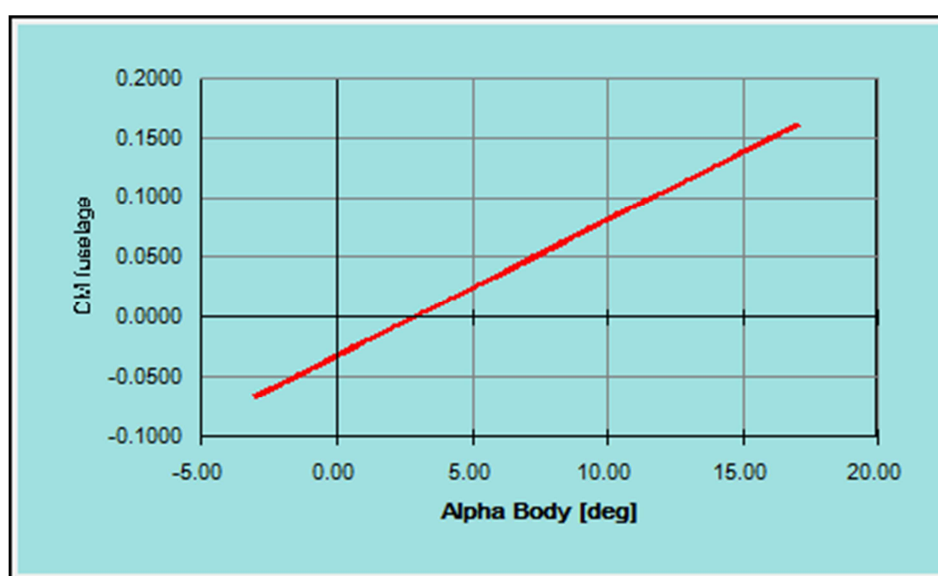


Figura 33- Curva  $c_m$ -  $\alpha$  della fusoliera(ADAS)

$c_{mL0}$	-0.0572
$c_{m\alpha}$	0.0148
$\Delta x_{ac}/mac$	-0.144
$c_{N\beta}$	-0.0014

Tabella 28- Risultati aerodinamici della fusoliera



## **PROGETTO DELLE GONDOLE MOTORE**

Consideriamo per il dimensionamento ed il posizionamento delle gondole motore la configurazione bimotore sub-alare, con un modello di turbofan GE90 115B.

Per il dimensionamento della gondola consideriamo che:

- il diametro della gondola è pari al 110% del diametro massimo del motore (135 in/343cm);

la lunghezza massima del motore è 287 in/729 cm;

- la presa d'aria si estende davanti al motore per il 60% del diametro del fan (diametro massimo del motore) ed ha una superficie pari al 70% dell'area frontale;

Per quanto riguarda il posizionamento del motore, la gondola è stata posta, nel piano longitudinale:

- in posizione avanzata rispetto al bordo d'attacco dell'ala
  - per evitare che il flusso entrante nella presa sia coinvolto dall'upwash, evitando deficienza di portata entrante;
  - compatibilmente alla necessaria resistenza strutturale ed al fatto che i piloni di innesto tra gondola ed ala non devono disturbare il flusso incidente su quest'ultima;
- all'altezza opportuna, conciliando la necessità di
  - non inquinare il flusso incidente sull'ala;
  - evitare che il motore risulti troppo vicino al terreno, per evitare impatto con la pista o aspirazione di eventuali materiali presenti sulla stessa;
  - non surriscaldare, con i gas esausti, parti dell'ala;

Per quanto riguarda il posizionamento laterale delle gondole, consideriamo che un posizionamento nei pressi della fusoliera comporta:

- un minor momento imbardante nel caso di motore inoperativo (e quindi un piano di coda verticale meno prominente in fase di progetto);
- una maggiore sicurezza nei confronti del fenomeno del flutter;
- l'insorgere di una maggiore resistenza di interferenza per l'eccessiva vicinanza della fusoliera;

Un corretto posizionamento laterale della gondola deve essere effettuato in funzione della posizione dei flap, per i quali l'*impingement* dei gas esausti può provocare un diminuzione della loro efficacia.

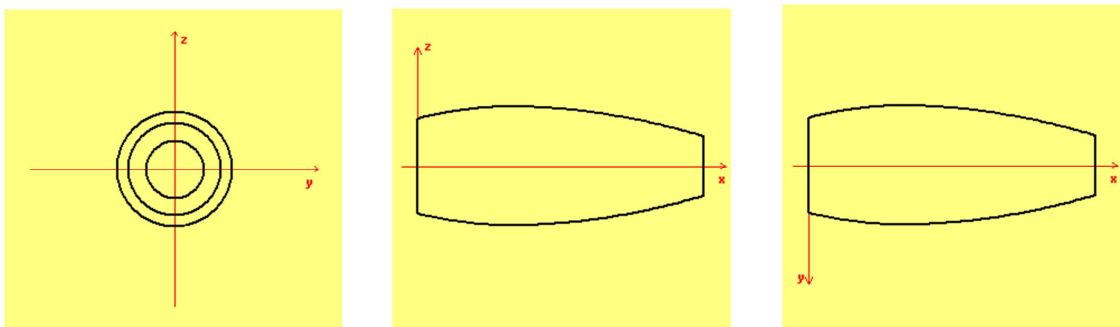
Attraverso il codice ADAS, si è proceduto al dimensionamento delle gondole a partire dal tipo di motore, Jet/Fan Engine, e dalla spinta di ciascuno di essi, 57190.85 kg, utilizzando un metodo statistico e successivamente si è proceduto all'integrazione delle gondole con il velivolo.

Di seguito sono riportate le principali caratteristiche geometriche delle gondole e il loro posizionamento lungo i tre assi:

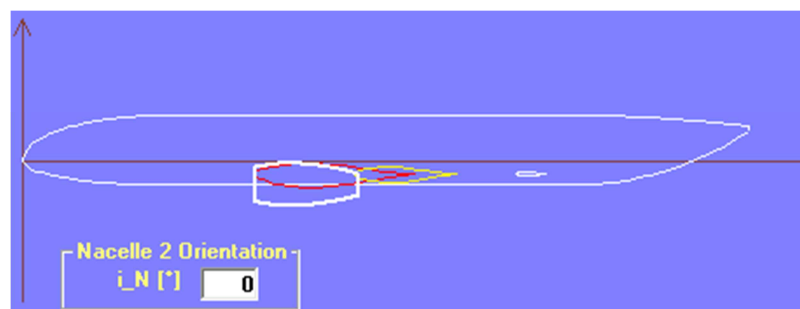
Nacelle Length	9.348 m/30.661 ft
Nacelle Diameter	3.773 m/12.375 ft
Nacelle Wetted Area	122.656 m <sup>2</sup> /1319.779 ft <sup>2</sup>
Max Section Area	11.181 m <sup>2</sup> /120.307 ft <sup>2</sup>
Lateral Area	30.664 m <sup>2</sup> /329.945 ft <sup>2</sup>
Planform Area	30.664 m <sup>2</sup> /329.945 ft <sup>2</sup>
X / Fuselage Length	32%
Y / Wing Span	36%
Z / Fuselage Height	0

**Tabella 29- Caratteristiche delle gondole**

Sono state quindi ricavate le seguenti figure riguardanti la geometria delle gondole e la loro integrazione col velivolo:



**Figura 34- Geometria Nacelle: Vista Frontale - Vista Laterale - Pianta (ADAS)**



**Figura 35- Integrazione Nacelle-Velivolo: Vista Laterale(ADAS)**

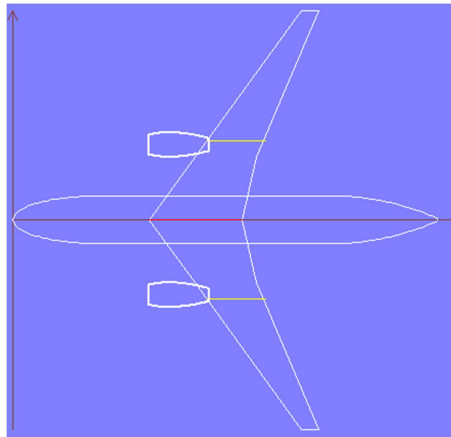


Figura 36- Integrazione Nacelle-Velivolo: Pianta (ADAS)

### ANALISI AERODINAMICA DELLE GONDOLE MOTORE

Per l'analisi aerodinamica delle gondole il codice ADAS utilizza il metodo delle strisce (metodo di Munk-Multhopp) per il quale sono stati forniti i seguenti dati in input:

Lunghezza di riferimento = 9.348 m     $M = 0.84$     quota = 10668 m     $C_{L_{wing}} = 0.08$

Le gondole sono state suddivise in 6 tronchi e si sono ricavati il numero di Reynolds,  $Re=61589512$ , e il coefficiente di attrito  $C_f = 0.00217$ .

I risultati sono i seguenti:

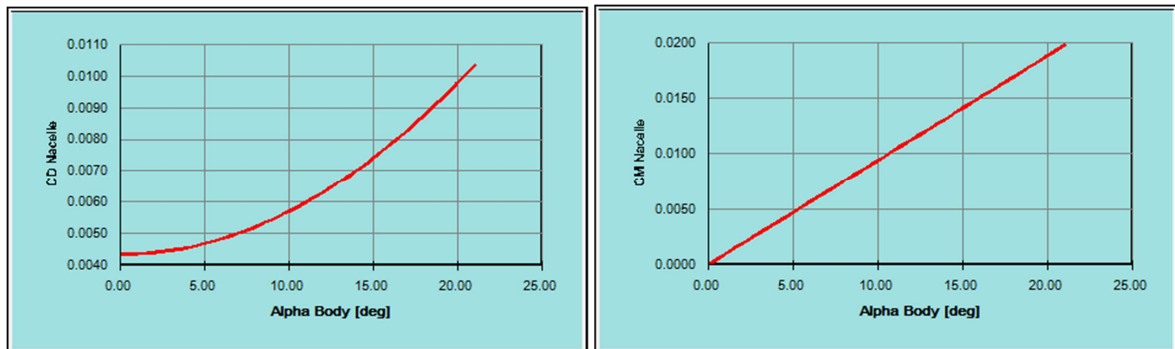


Figure 37 e 38- Curve  $C_d$ -  $\alpha$  e  $C_m$ -  $\alpha$  delle gondole(ADAS)

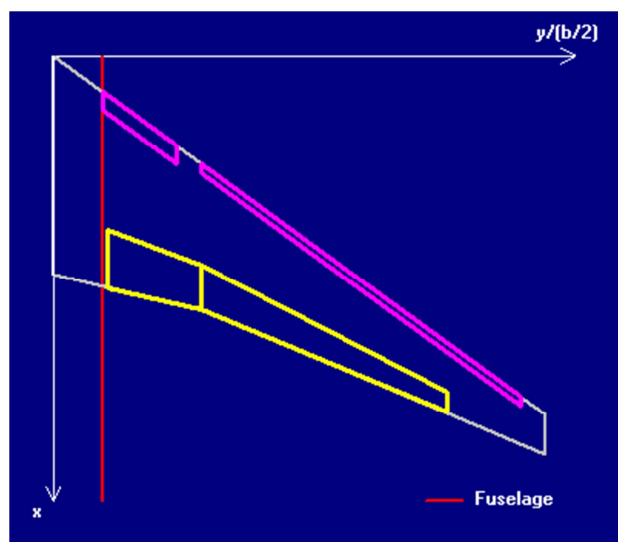
$C_{m\alpha}$	0.0010
$\Delta x_{ac}/mac$	-0.012
$C_{N\beta}$	0.00004

Tabella 30- Risultati aerodinamici delle gondole

Da notare, in particolare, come i coefficienti aerodinamici siano poco influenzati dalla presenza delle nacelle in configurazione sub-alare.

## DISPOSITIVI DI IPERSOSTENTAZIONE

L'uso dei dispositivi di ipersostentazione permette di soddisfare sia i requisiti di bassa che di alta velocità ovvero di avere un elevato  $m = S \cdot c_{Lmax}$  richiesto in decollo e in atterraggio, fornendo un elevato  $c_{Lmax}$ , dando, in questo modo, anche la possibilità di diminuire la superficie  $S$ , quindi l'area bagnata e la resistenza parassita, come richiesto in crociera. Scegliamo due flap di tipo *slotted* e due slat posti a cavallo della sezione del crank, lasciando uno spazio libero tra gli slat per porre il braccio della nacelle.



**Figura 39- Ala con 2 flap e 2 slat**

Con questo tipo di dispositivi, si ha per il decollo un valore tipico di deflessione dei flap di  $20^\circ$  mentre per l'atterraggio di  $40^\circ$ . L'angolo di deflessione risulta maggiore in atterraggio piuttosto che in decollo perché nel primo caso è richiesto anche un incremento di resistenza oltre ad un elevato  $c_{Lmax}$ .

Dalle figure seguenti vediamo che l'uso dei dispositivi di ipersostentazione al bordo d'uscita incrementa il  $c_{Lmax}$  e il coefficiente di momento focale ma decrementa l'angolo di stallo. I flap infatti aumentano l'angolo d'attacco visto dall'ala e la curvatura dell'ala. L'uso dello slot, adeguatamente progettato, permette inoltre di energizzare lo strato limite sulla superficie del dorso, impedendo la separazione del flusso. Nel caso di elementi estendibili (*Fowler flap*) si ha anche un incremento della pendenza della retta di portanza dovuto all'aumento della superficie alare.

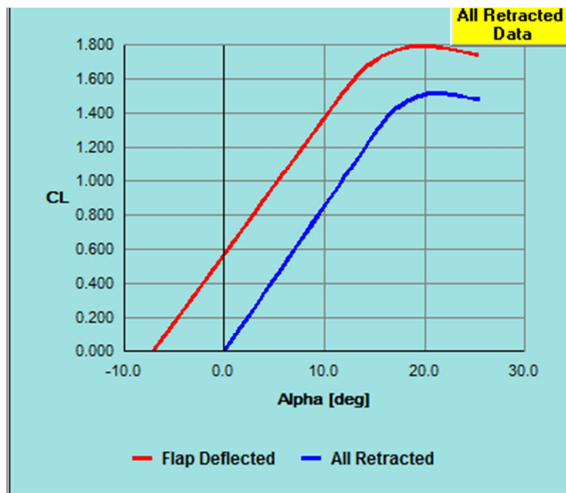


Figura 40 -Effetto dei flap al decollo

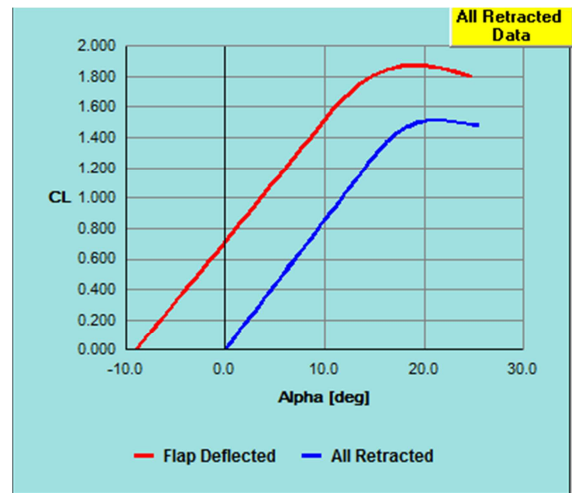


Figura 41– Effetto dei flap in atterraggio

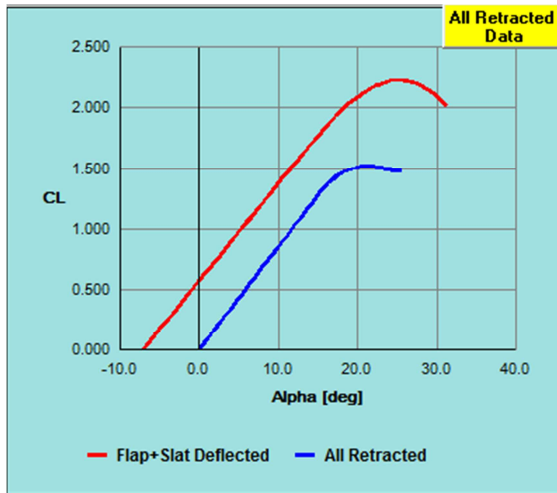
	2Flap al decollo	2Flap all'atterraggio
$\Delta c_{L0}$	0.564	0.709
$\Delta \alpha_0$	-7.02	-8.91
$\Delta c_{Lmax}$	0.28	0.36
$c_{Lmax}$	1.79	1.88
$\Delta c_{D0}$	0.013	0.032
$\Delta c_m$	-0.382	-0.5

Tabella 31- Effetto dei flap

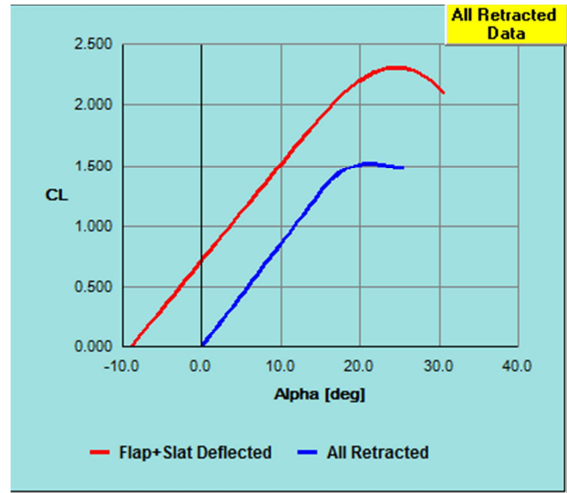
Come vediamo dalla tabella, per effetti di separazione abbiamo un incremento minore del  $c_L$  in prossimità del  $c_{Lmax}$  rispetto ai bassi assetti  $\Delta c_{Lmax} < \Delta c_{L0}$ .

Lo scopo principale per cui si utilizzano i dispositivi di ipersostentazione al bordo d'attacco è aumentare l'angolo di stallo infatti muovendo il bordo d'attacco verso il flusso l'angolo d'attacco visto dall'ala sarà minore quindi gli angoli d'attacco effettivi potranno essere maggiori (la curva di portanza si estende verso angoli d'attacco maggiori). La separazione agli alti assetti viene inoltre ritardata anche tramite lo slot che energizza lo strato limite sul dorso. La deflessione del bordo d'attacco determina un incremento della curvatura e quindi un aumento del  $c_{Lmax}$  (la diminuzione di angolo d'attacco prima descritta prevale sull'aumento che invece è determinato dalla maggiore curvatura) e un aumento della superficie quindi un maggiore  $c_{L\alpha}$ . La presenza degli slat permette anche di abbassare il  $c_{mf}$  (e quindi il momento torsionale dell'ala) che risulta aumentato dalla deflessione dei flap.

I dispositivi di ipersostentazione al bordo d'attacco spesso non sono utilizzati perché molto complessi e costosi e inoltre richiedono sistemi di de-icing e/o anti-icing. Non vengono adottati inoltre in prossimità della radice dell'ala per evitare di avere stallo alle estremità oppure in questo caso si utilizzano dispositivi di tipo Krueger invece di slat perché i primi determinano un minore aumento del  $c_{Lmax}$  perché è minore l'effetto canale.



**Figura 42- Effetto di flap + slat al decollo**



**Figura 43 – Effetto di flap + slat in atterraggio**

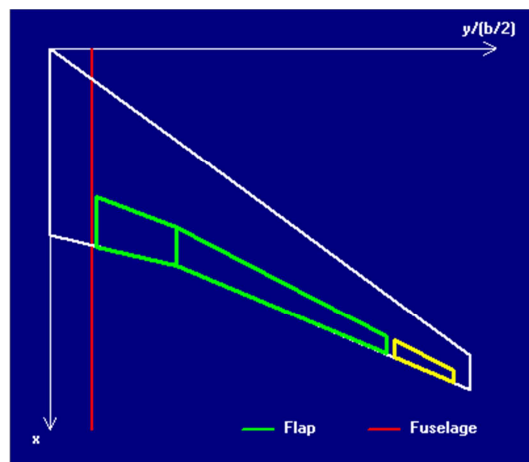
	2Flap + 2Slat al decollo	2Flap + 2Slat all'atterraggio
$\Delta c_{L0}$	0.564	0.709
$\Delta \alpha_0$	-7.02	-8.91
$c_{L\alpha}$	0.08	0.08
$\Delta c_{Lmax}$	0.72	0.8
$c_{Lmax}$	2.23	2.31
$\Delta c_{D0}$	0.014	0.032

**Tabella 32- Effetto dei flap e degli slat**

## PROGETTO DEGLI ALETONI

Gli alettoni sono posizionati tra il 50% e il 90% dell'apertura alare. Velivoli subsonici veloci sono caratterizzati dall'avere alettoni di bassa velocità, all'estremità dell'ala, e alettoni di alta velocità posti più internamente (in modo che il braccio sia minore).

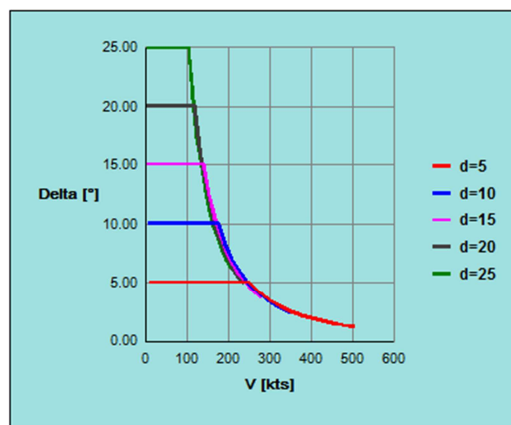
Poiché l'ala è rastremata, scegliamo una corda media che segue la rastremazione dell'ala in modo da avere che il rapporto fra corda dell'alettone e corda alare sia costante. Le deflessioni verso l'alto e verso il basso non sono uguali per una questione di attenuazione del momento di imbardata inverso.



**Figura 44- Ala con flap e alettone**

Le condizioni di progetto degli alettoni sono:

- Indice di efficacia degli alettoni  $\frac{Pb}{2V}$  il suo valore dipende dalla geometria, dalla struttura e dalla rigidezza dell'ala, dalla geometria dell'alettone, è stabilito dalla specifica o scelto in base alla categoria del velivolo, per *transport jet* è circa 0.07;



**Figura 45- Curva  $\delta_a$ -V**

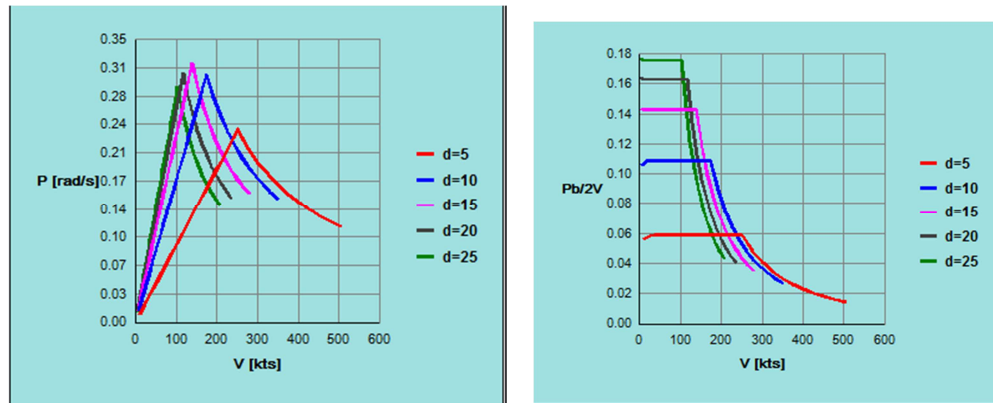


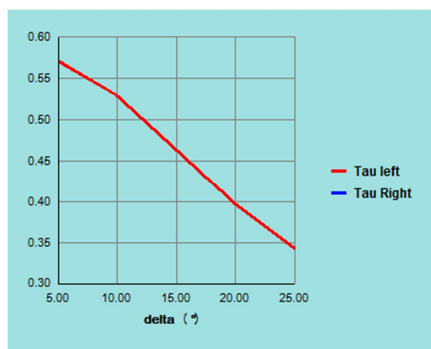
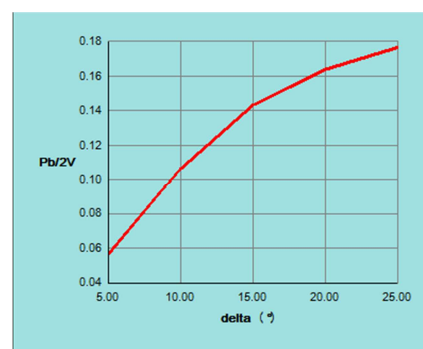
Figure 46 e 47- Curve P-V e Pb/2V-V

Dai grafici precedenti vediamo che all'aumentare della velocità dobbiamo applicare uno sforzo crescente per mantenere costante la deflessione degli alettoni. Raggiunto lo sforzo massimo, se la velocità continua ad aumentare diminuirà la deflessione, quindi diminuisce anche la velocità angolare di rollio  $P$  e l'indice di efficacia.

- Controllo in atterraggio con vento trasversale, in presenza di effetto diedro, di sideslip e con baricentro massimo arretrato il velivolo tende a rollare maggiormente e quindi dovremo azionare gli alettoni per livellare le ali;
- Virata corretta, non è limitativa, a causa dell'imbardata avversa si riduce la velocità angolare di rollio;
- Controllabilità con motore in avaria, in condizioni di volo asimmetrico si avrà un'imbardata e quindi, per effetto diedro, un momento di rollio. Per contrastarlo si devono inclinare le ali di un opportuno angolo dettato dalle normative;
- Sforzo, bisogna fare in modo che esso non sia né troppo grande né troppo piccolo, agendo opportunamente su deflessione degli alettoni  $\delta_a$ , indice di efficacia, coefficienti  $c_{H\alpha}$  e  $c_{H\delta}$ ;

Dai successivi grafici vediamo la diminuzione del parametro  $\tau$ , dipendente del rapporto corda alettone su corda alare, all'aumentare della deflessione  $\delta_a$  e l'aumento dell'indice di efficacia.



**Figura 48- Curva  $\tau$ -  $\delta_a$** **Figura 49- Curva  $Pb/2V$ -  $\delta_a$** 

Gli alettoni oltre ad essere determinanti per il controllo latero-direzionale, influenzano anche la velocità di stallo attraverso due modi:

- un alettone più grande determina un flap più piccolo e quindi una velocità di stallo più grande;
- un alettone più piccolo è meno efficace nel controllare i momenti di rollio che si generano a basse velocità e un velivolo meno controllabile non è in grado di sfruttare il  $c_{Lmax}$  che il flap può dare;

Analogamente, a basse velocità si determinano anche dei momenti di imbardata quindi il controllo esercitato dagli alettoni influenzerà anche la prestazione del timone.

### **TIPO DI ALETONI**

Gli alettoni sono di tipo: plain aileron, slot aileron, frise aileron, internal-seal aileron. In particolare gli alettoni di tipo frise permettono di contrastare l'imbardata inversa compensando la differenza di resistenza indotta con una differenza di resistenza parassita che si genera a causa dello sprofilamento presente su uno solo degli alettoni durante la deflessione; lo spigolo di questo alettone non dovrà essere troppo vivo per evitare che ci sia separazione del flusso, con una scia a vortici alternati che provoca il tremolio della barra.

Su di un velivolo sono presenti ulteriori superfici: gli spoiler (*diruttori di portanza*). Essi hanno funzione opposta rispetto ai flap, ovvero sono usati in discesa per aumentare la resistenza e ridurre la portanza quindi peggiorano l'efficienza del velivolo. Deflessi a 90°, possono essere usati anche come aerofreni (questi ultimi sono presenti sulla fusoliera e hanno il solo scopo di aumentare la resistenza). Gli spoiler possono anche essere usati come alettoni secondari.

## PROGETTO DEI PIANI DI CODA

La stabilità statica longitudinale del velivolo è assicurata e governata attraverso il piano di coda orizzontale. Tale piano è simile ad una piccola ala ed adotta un profilo generalmente simmetrico. La tipologia di impennaggio scelta è quella convenzionale, cioè composta da stabilizzatore ed equilibratore; questa versione è la più adatta per velivoli che volino a velocità uguali o superiori a 300 km/h.

Per rendere il velivolo stabile direzionalmente e per controllare tale stabilità, è necessario l'impennaggio verticale. La progettazione dei piani di coda è stata svolta utilizzando il programma ADAS.

### PARAMETRI STATISTICI

Il primo modulo in ADAS, appartenente al menù di progettazione dei piani di coda, orizzontale e verticale, prevede la definizione di alcune grandezze geometriche di entrambe le superfici attraverso una valutazione statistica sulla base di alcuni velivoli, scelti in quanto simili a quello assegnato. Tali parametri saranno utilizzati come input preliminari nei successivi moduli.

I velivoli da comparare, tutti appartenenti alla categoria *transport jet*, ed alcuni dei quali presenti nella tabella di confronti iniziale, sono: B 777-300, B 747-400, A340, A380. I valori ricavati sono riassunti nelle seguenti tabelle. La superficie alare è mantenuta delle dimensioni decise in precedenza,  $S_w = 499.94 \text{ m}^2$

$l_h$	39.3 m
$S_h$	$106.04 \text{ m}^2$
$S_{h \text{ wet}}$	$176.48 \text{ m}^2$
$S_h/S_w$	0.21
$l_v$	34.4 m
$S_v$	$71.82 \text{ m}^2$
$S_{v \text{ wet}}$	$131.29 \text{ m}^2$
$S_v/S_w$	0.14

**Tabella 33- Parametri statistici**

$V_v$	0.77
$\lambda_v$	0.33
$\Lambda_{v\ c/4}$	43 °
$AR_v$	1.76

**Tabella 34- Parametri per il p.o.c.**

$V_h$	0.91
$\lambda_h$	0.35
$\Lambda_{h\ c/4}$	33 °
$AR_h$	4.86

**Tabella 35- Parametri per il p.v.**

### ***PROGETTO DEL PIANO DI CODA ORIZZONTALE***

Il modulo successivo ha per obiettivo la definizione della superficie del piano di coda orizzontale a partire da dati di input scelti in modo da rispettare due condizioni dimensionanti: il minimo margine di stabilità a comandi liberi (più gravoso rispetto a quello a comandi bloccati) con baricentro massimo arretrato, e la controllabilità del velivolo in fase di atterraggio (quindi in presenza di effetto suolo) con baricentro massimo avanzato. Quest'ultimo requisito è necessario ad assicurare il raggiungimento del  $C_{L\ max}$  attraverso una deflessione dell'equilibratore  $\delta_{ee}$  effettivamente realizzabile.

La prima condizione consiste nel definire il valore di  $C_{mCL}$  minimo a comandi liberi, e quindi risolvere una disequazione ( $C_{mCL} \leq C_{mCL\ min}$ ) nella quale compare come unica incognita la superficie del piano orizzontale  $S_t$ , scelto un valore di allungamento  $b_t$ . I restanti parametri sono infatti stati assunti da relazioni statistiche o opportunamente calcolati.

La seconda condizione, invece, consiste nel porre l'espressione del  $C_m$  pari a zero, assumendo in tale equazione i valori di  $C_{Le} = C_{Le\ max}$  e  $\delta_e = \delta_{e\ max}$  (atterraggio). Quindi è possibile ricavare nuovamente i valori di  $S_t$  in funzione di  $b_t$ . Analogamente a prima, i restanti parametri, presenti nell'equazione, sono stati calcolati nelle fasi precedenti del progetto.

La risoluzione di queste due relazioni è implementata da ADAS.

I dati in input sono evidenziati in due blocchi. Il primo gruppo di dati riguarda i risultati estratti dagli altri moduli, come il  $C_{L\ max\ ldg} = 2.31$  proveniente dal modulo riguardante i flap; il secondo, invece, contiene alcuni dati statistici o consigliati, scelti affinché i due requisiti dimensionanti ed i dati progettuali ipotizzati fossero compatibili. In quest'ultimo gruppo

compaiono con maggior rilievo : il  $C_{mCL\min} = -0.05$  (è consigliato non scendere al di sotto di tale valore), il  $\delta_{e\max} = 25^\circ$ , ed i due valori della posizione in ascissa del baricentro massimo avanzato e arretrato.

Preliminary data			
Xacwb/c	0.186	$\alpha_{0L} [^\circ]$	-0.1
Cmacwb	-0.0612	CL <sub>max</sub> Idg	2.31
CL <sub>aw</sub> M=0 [1/°]	0.078	$\Delta C_{m\text{Idg}}$	-0.5
CL <sub>awb</sub> M=0	0.081	$\Delta \alpha_{\text{Idg}} [^\circ]$	-8.91
		M <sub>cruise</sub>	0.84
Sw [m <sup>2</sup> ]	499.9	M Idg	0.4
MAC [m]	9.14		
$\Lambda_{c/4w}$ [deg]	33	X <sub>le Cr</sub> [m]:	
$\lambda_w$	0.182		22.01
i <sub>w</sub> [deg]	2	Xacwb [m]:	
AR	8.24	>	23.71
bw [m]	64.18		
Altitude [m]	10668		

Input data – Min Static Stab. – Control in land.			
$\Lambda_{c/4t}$ [deg]	33.0	$\lambda_t$	0.35
Ce/Ct	0.30	$\eta_t$	1
% ext. elevator	90.00	$\delta_{e\max} [^\circ]$	25
t/c tail	0.11	Veq/VsL	1.1
a <sub>0t</sub> [1/deg]	0.11	Elevator Type :	
Xcg/c Max fwd	0.15	Gap	<input checked="" type="radio"/>
Xcg/c Max aft	0.30	Closed	<input type="radio"/>
min SSM sfree	0.05	Gap	<input type="radio"/>
ARt	4.86	Open	<input checked="" type="radio"/>

Figure 49 e 50- Dati in input(ADAS)

Tail	
<input type="checkbox"/> Fin Mounted: Fin dependant data blocked	
Xac tail root / Fuselage Length [%]	89.0
Zac tail root / Fuselage Max Height	0.8
Confirm Data --->	

Figura 51- Dati in input(ADAS)

Un ulteriore dato di input è la posizione del centro aerodinamico del piano di coda lungo la fusoliera. Queste coordinate influenzano la distanza  $l_t$  ( $x_{ac\ t}$ ), che compare nelle equazioni dimensionanti, ma hanno anche influenza su effetti aeroelastici ed effetto di schermo con fusoliera e motori. I valori scelti sono apparsi adeguati in relazione alle limitazioni considerate.

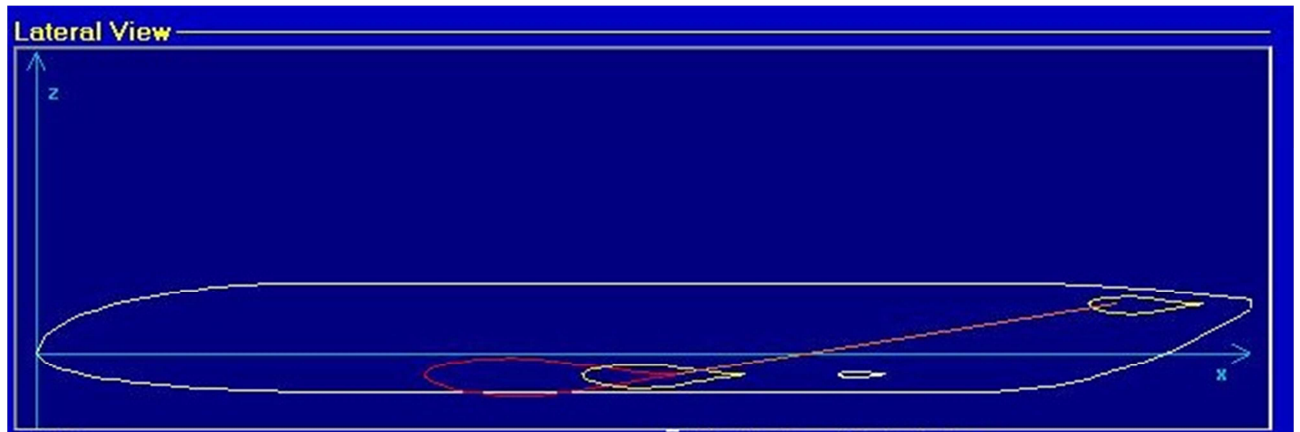
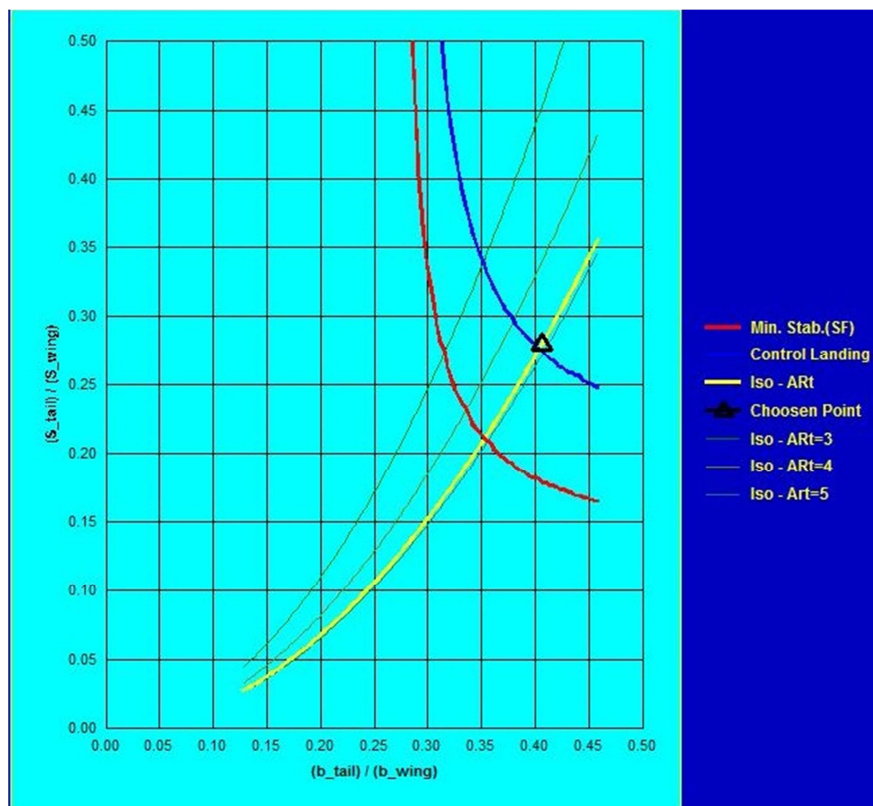
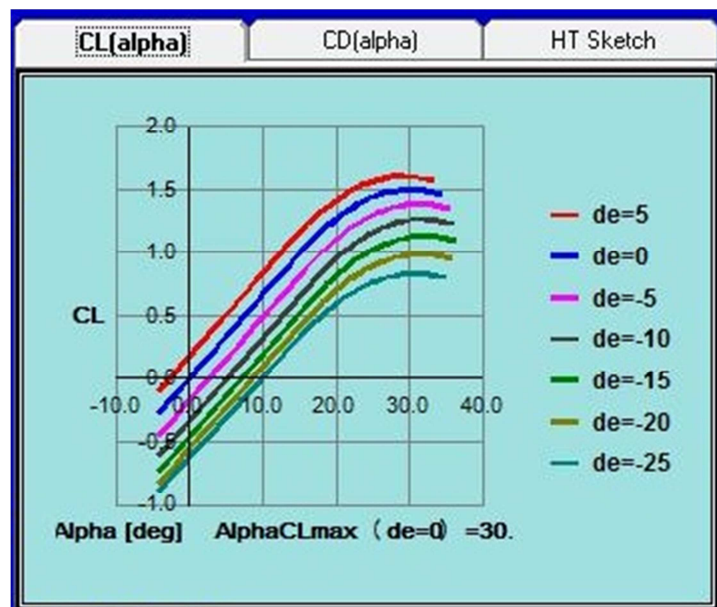


Figura 52-Vista laterale (ADAS)

Dopo aver inserito i dati opportuni, ADAS calcola eventuali dati di input derivati da quelli inseriti, e quindi risolve le due condizioni dimensionanti. L'output è un diagramma della superficie  $S_t$  in funzione di  $b_t$ . In questo compaiono le curve relative al primo requisito (rossa) ed al secondo (blu). In giallo invece la curva IsoAR<sub>t</sub> (AR<sub>t</sub>=4.86), lungo la quale è stato individuato il punto di progetto del piano. Tale punto deve trovarsi esternamente alle due curve, deve essere scelto in modo da ottenere una superficie inferiore e quindi più leggera. Il punto scelto è  $S_t/S_w = 0.28$  e  $b_t/b_w = 0.4$  e quindi  $S_t = 139.97 \text{ m}^2$ .

Figura 33- Curva  $b_{tail}/b_{wing}-S_{tail}/S_{wing}$

Infine è opportuno riportare i risultati provenienti dal modulo che valuta gli effetti aerodinamici di differenti deflessioni dell'equilibratore. All'aumentare dell'angolo  $\delta_e$  in verso negativo (a cabrare), si nota un aumento dell'alfa di portanza nulla ed una diminuzione del  $C_{Lmax}$ .



**Figura 44- Curva  $c_L$ - $\alpha$**

## PROGETTO DEL PIANO DI CODA VERTICALE

La condizione di progetto più importante in questo caso (per i plurimotori) è la piantata di un motore, evenienza che produce un momento di imbardata da compensare con il piano verticale. La fase considerata è quella di decollo, a velocità  $V=V_{mc}=1.1*V_s$ , cioè alla velocità minima di controllo. Questo perché la spinta di un velivolo a getto (e quindi il momento instabilizzante di imbardata) decresce all'aumentare della velocità, mentre la pressione dinamica (e quindi il momento di controllo generato dal piano verticale) cresce con la velocità; quindi a velocità superiori alla  $V_{mc}$  la curva del momento  $M_v$  è maggiore di quella del momento perturbativo  $M_T$ .

La condizione di equilibrio tra i due momenti è la relazione che consente il dimensionamento del piano :  $M_v = M_T$ , con  $M_T = T * l_p$  e  $M_v = L_v * l_v$ .

Per valutare il momento di imbardata generato dalla condizione OEI è necessario determinare il valore della spinta  $T$  alla velocità considerata, la  $V_{mc}$ . Inoltre il valore di  $l_p$  è stato deciso precedentemente nel modulo relativo alle *nacelle*.

Per valutare il momento prodotto dal piano verticale,  $M_v$ , si può far riferimento alla sua definizione:  $M_v = q * C_v * S_v * l_v$ , con  $C_v$ , coefficiente di imbardata relativo ad  $L_v$ , pari a  $C_v = a_v * \tau * \delta_r$  (ipotizzando  $\beta = 0$ ). Il valore di  $a_v$  è determinato attraverso la formula che tiene conto degli effetti del campo tridimensionale, e che contiene inoltre il valore di  $AR$  effettivo  $\sim 1.55 * AR$ . La deflessione del *rudder* è inserita pari al suo valore massimo  $\delta_{rmax} = 25^\circ$ .

Nell'equazione di equilibrio tra i due momenti restano le incognite  $S_v$  ed  $l_v$ . Il procedimento adottato ed implementato da ADAS è stato : specificare i dati di input preliminari (fig.55), provenienti dai risultati degli altri moduli ed indicativi della condizione di volo in analisi (decollo, il  $C_{Lmax}$  è quindi relativo alla configurazione con flap e slat); specificare dati di input relativi al *rudder* (fig.56) e scelti su base statistica o consigliati; scegliere la posizione del centro aerodinamico del verticale in percentuale di lunghezza della fusoliera (tab.36) ; infine scegliere un valore di partenza di  $S_v$ , che in questo caso è intermedio tra il valore statistico e quello realistico del velivolo in esame ( $65 \text{ m}^2$ ).

Il dimensionamento prosegue calcolando gli altri parametri conseguenti dagli input inseriti ( $l_v$ ,  $a_v$ ,  $\tau$ ,  $AR_{eff}$ .) Quindi sono valutati i contributi alla stabilità direzionale delle singole parti del velivolo e si ricava il valore di tale stabilità relativa al velivolo totale.



Preliminary Data

MTOW [Kg]

346611

CLmax TO

2.23

lp [m]

11.55

MAC [m]

9.14

Sw [m^2]

499.9

Vmc/Vsto

1.1

Input Data

Xcg/MAC

0.300

$\eta_v$

1.0

ARv

1.76

$\Lambda_{c/4}$  [deg]

43.00

$\alpha_{0v}(\Lambda=0)$  [deg]

0.11

$\delta_{r\max}$  (°)

25.00

$C_{rudder}/C_{Tail}$

0.30

% ext. rudder

90.00

$\lambda_v$

0.33

t/c

0.11

Rudder Type :

Gap Closed

☒

Gap Open

☐

Figure 55 e 56- Dati in input(ADAS)

$X_{acv}/l_{fus}$	89%
$Z_{acv}/l_{fus}$	0.95%
$S_v$	65 m <sup>2</sup>

Tabella 36- Risultati finali



Figura 57-Vista laterale (ADAS)



Preliminary Calculation	
lv [m]	40.61
ARv eff	<input checked="" type="checkbox"/> 2.89
$\tau$ at $\delta r$ max	? 0.39
av [1/deg]	0.053
Cn $\beta$ wing	-0.0003
Cn $\beta$ fus	-0.0014
Cn $\beta$ nac	0.00004
Cn $\beta$ eng	0.00003
Cn $\delta r$	? -0.0021
Cn $\beta$ v fix	<input checked="" type="checkbox"/> -0.0045
Cn $\beta$ Tot fix	-0.0062
Cn $\beta$ v free	? -0.0035
Cn $\beta$ Tot free	-0.0052
( $\delta r_e/\beta$ )	2.92

Figure 58 e 59- Dati in input(ADAS)

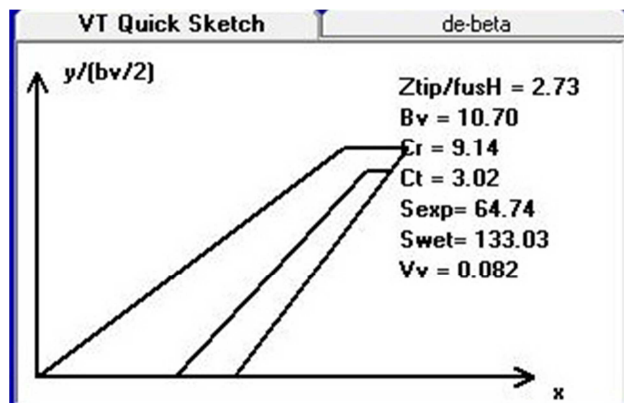
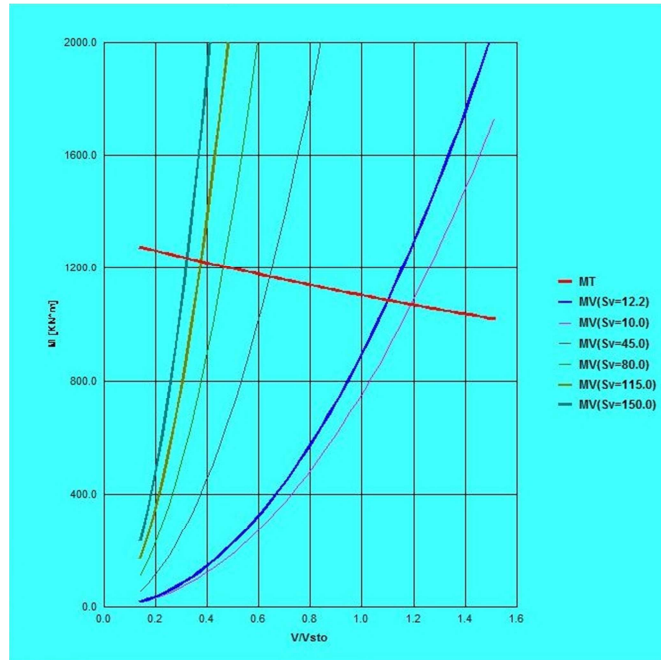


Figura 60- Sketch del piano verticale(ADAS)

In output da questo modulo si ricava il grafico di  $M_T$  e  $M_v(S_v)$  in funzione di  $V/V_{st0}$  (sovrapposti); questo risultato è l'informazione più rilevante del modulo. Da questo diagramma è possibile dedurre se la scelta di  $S_v$  è adeguata all'esigenza di fronteggiare  $M_T$  a partire dalla  $V_{mc}$ .

Figura 61- Curva M-V/V<sub>sto</sub>(ADAS)

### STABILITÀ LATERALE: EFFETTO DIEDRO

Per garantire la stabilità laterale  $C_{L\beta}$  deve essere negativo.

Il coefficiente di rollio è somma di diversi contributi:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\beta}\beta + C_{L\delta a}\delta a + C_{L\delta r}\delta r \quad (22)$$

- $C_{L0}$  è un contributo piccolo per velivoli simmetrici;
- $C_{L\beta}$  è l'effetto diedro, ed è un contributo negativo;
- $C_{L\delta a}$  è la potenza di controllo degli alettoni, ed è un contributo negativo;
- $C_{L\delta r}$  è un effetto indiretto, ed è un contributo positivo.

Per quanto riguarda l'effetto diedro, esso è somma dei contributi del velivolo parziale, del piano orizzontale e del piano verticale, anche se questi ultimi sono piccoli rispetto al contributo del wing-body.

A sua volta il contributo del velivolo parziale può essere scomposto in tre aliquote:

- la prima è dovuta all'angolo diedro,  $\Gamma$ ;
- la seconda è funzione della posizione relativa ala-fusoliera;
- la terza è dovuta all'angolo di freccia,  $A$ .

L'effetto diedro dovuto all'angolo diedro,  $\Gamma$ , è ricavabile dall'espressione:

$$C_{L\beta\Gamma} = -\frac{\Gamma}{4}AR C_{L\alpha} \int_0^1 \bar{c} \eta d\eta \quad (23)$$

con  $\eta = \frac{y}{b/2}$ , oppure, equivalentemente:

$$C_{L\beta\Gamma} = -\frac{\Gamma}{6} C_{L\alpha} \frac{(1+2\lambda)}{(1+\lambda)} \quad 24)$$

da cui si evince che  $C_{L\beta\Gamma}$  dipende da  $\Gamma$ ,  $\lambda$ , ma non dall'assetto  $C_L$ . Il contributo all'effetto diedro dovuto all'angolo diedro è negativo e diventa maggiormente negativo al crescere del rapporto di rastremazione,  $\lambda$ , e al crescere dell'allungamento alare,  $AR$ . Un ulteriore contributo è fornito dalla forma dell'estremità dell'ala: se essa è simmetrica il contributo è nullo, se è up-turned il contributo è positivo, se è down-turned il contributo è negativo.

L'effetto diedro dovuto alla posizione dell'ala è negativo per ala alta e positivo per ala bassa; in particolare un'ala alta ha un contributo equivalente a circa  $2^\circ$  dell'angolo diedro, mentre un'ala bassa ha un contributo equivalente a circa  $-2.5^\circ$  dell'angolo diedro. Questo giustifica il fatto che i velivoli ad ala alta possono avere un angolo diedro minore rispetto ai velivoli ad ala bassa.

L'effetto diedro dovuto all'angolo di freccia,  $\Lambda$ , è negativo e questo si spiega considerando che l'ala sopravvento vede una velocità maggiore di quella sottovento, quindi una portanza maggiore; inoltre se  $C_L$  aumenta, l'effetto si intensifica. È possibile ricavare l'effetto diedro dovuto all'angolo di freccia con le seguenti espressioni:

$$C_{L\beta\Lambda} = -2C_L \sin 2\Lambda \frac{1}{sb} \int_0^{b/2} c y dy \quad 25)$$

e

$$C_{L\beta\Lambda} = -\frac{1}{2} C_L \sin 2\Lambda \frac{(1+2\lambda)}{3(1+\lambda)} \quad 26)$$

Anche per il contributo dovuto alla freccia, così come per quello dovuto all'angolo diedro, per l'ala rastremata l'effetto è più negativo che per l'ala rettangolare.

Per velivoli con angolo di freccia particolarmente elevato ed ala alta, l'angolo diedro può essere negativo al fine di ottenere una buona stabilità laterale. Un angolo diedro positivo porterebbe ad una stabilità eccessiva e quindi inficerebbe la controllabilità del velivolo.

Anche per quanto riguarda il contributo all'effetto diedro dovuto al piano orizzontale di coda, esso può essere visto come somma di tre aliquote come per l'ala: un'aliquota dovuta all'angolo diedro del piano orizzontale di coda, un'altra funzione della posizione relativa piano di coda- fusoliera, ed una terza dovuta all'angolo di freccia del piano di coda.

Per quanto riguarda, invece, il contributo all'effetto diedro dovuto al piano verticale di coda, esso è equivalente a quello di una superficie portante che vede un angolo di attacco,  $\beta$ , con relativo effetto side-wash.

Gli effetti dei piani orizzontale e verticale si possono così esprimere:

$$C_{L\beta|h} = C_{L\beta h} \eta_h \frac{S_h b_h}{S b} \quad (27)$$

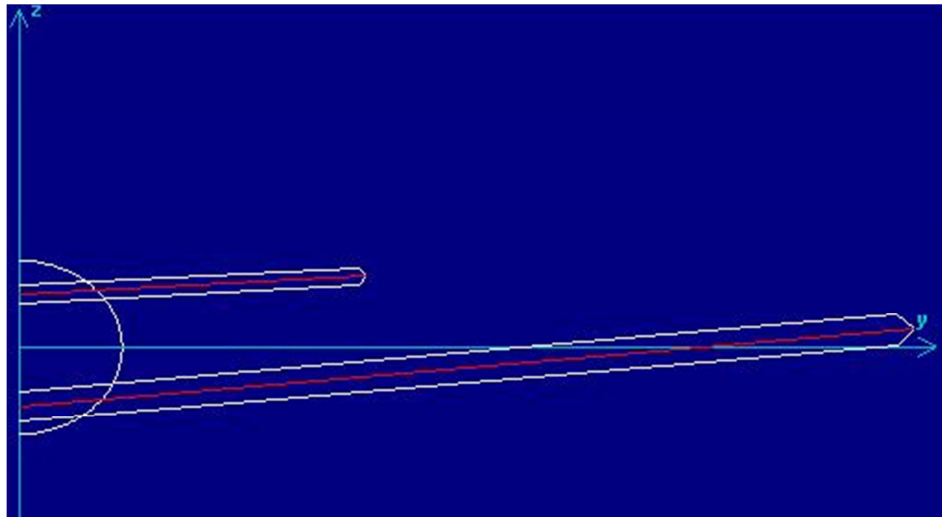
e

$$C_{L\beta|v} = -C_{L\alpha v} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v \frac{S_v z_v}{S b} \quad (28)$$

Se  $C_{L\beta}$  è troppo elevato può creare problemi, sia perché ammazza il rollio, ma soprattutto perché può essere gravoso in caso di piantata di un motore.

Per l'analisi dell'effetto diedro si è utilizzato il codice ADAS, inserendo in input i dati relativi a geometria di ala, piano orizzontale e piano verticale di coda, precedentemente calcolati. Si è scelto un angolo diedro per l'ala  $\Gamma = 5^\circ$ , angolo relativamente elevato in considerazione del fatto che il velivolo è ad ala bassa; per quanto riguarda l'angolo diedro del piano orizzontale di coda si è assunto un valore di  $\Gamma_h = 3^\circ$ . Sia per l'ala che per il piano orizzontale si è scelta una forma simmetrica dell'estremità.

I risultati ottenuti sono i seguenti



**Figura 62– Angolo diedro Ala e Piano Orizzontale di coda (ADAS)**

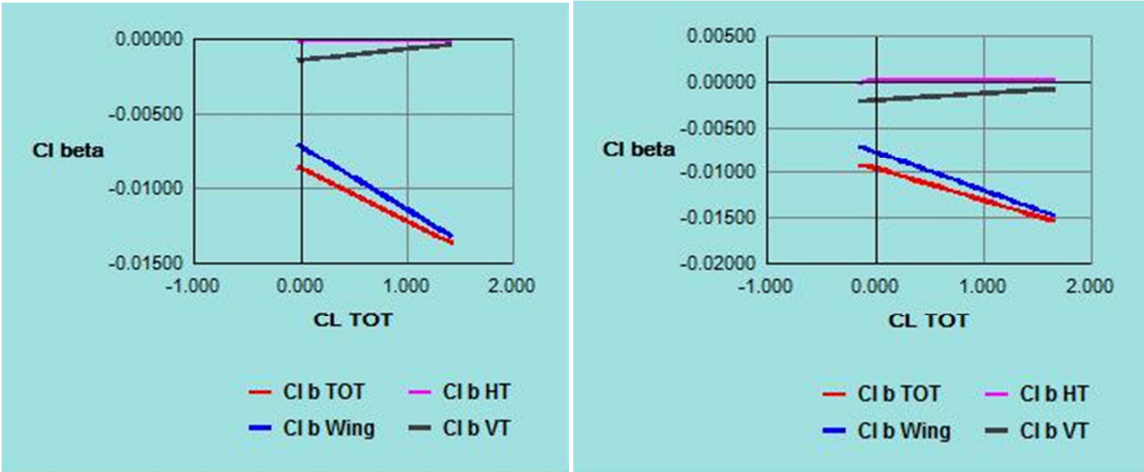


Figure 63 e 64 – Effetto diedro al variare del  $C_L$  per ala e per piano orizzontale di coda (ADAS)

$C_{L\beta\Gamma w}$	-0.00203
$C_{L\beta posw}$	0.0004
$C_{L\beta\Lambda w}$	0
$C_{L\beta\epsilon w}$	-0.00544
$C_{L\beta tipw}$	0
$C_{L\beta h}$	-0.00010
$C_{L\beta tiph}$	0
$C_{L\beta v}$	-0.00143
$C_{L\beta Tot}$	-0.00860

Tabella 37- Contributi al  $C_{L\beta}$

I risultati numerici sono stati ottenuti per  $C_L = 0$ , e si nota come il contributo relativo alla freccia sia nullo, come ci si aspettava, così come quelli dovuti alla forma dell'estremità di ala e piano orizzontale, scelte entrambe simmetriche.